

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES



UNIVERSIDAD PONTIFICIA DE COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
ICAI

TRABAJO DE FIN DE GRADO

Autor:

Bruno Rodríguez Esteban

Directores:

Juan Luis Zamora Macho

José Porras Galán

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

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

El autor D. _____BRUNO_RODRÍGUEZ_ESTEBAN_____

DECLARA ser el titular de los derechos de propiedad intelectual de la obra: _CONTROL_DE_UN_HELICÓPTERO_PROVISTO_DE_ROTORES_COAXIALES_, que ésta es una obra original, y que ostenta la condición de autor en el sentido que otorga la Ley de Propiedad Intelectual.

2º. 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.

3º. 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) Reproducirla 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*).

4º. 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.

5º. 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... deJulio..... de ...2016.....

ACEPTA



Fdo.....Bruno Rodríguez Esteban.....

Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título
....CONTROL...DE...UN...HELICÓPTERO..... ...
.....PROVISTO...DE...ROTORES...COAXIALES.....
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.: Bruno Rodríguez Esteban Fecha: ...19../ ..7.../ ...2016...

Autorizada la entrega del proyecto
EL DIRECTOR DEL PROYECTO



Fdo.: Juan Luis Zamora Macho Fecha: 18/07/2016



Fdo.: José Porras Galán Fecha: 18/07/2016

Vº Bº del Coordinador de Proyectos

Fdo: Álvaro Sánchez Miralles Fecha://

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES



UNIVERSIDAD PONTIFICIA DE COMILLAS
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
ICAI

TRABAJO DE FIN DE GRADO

Autor:

Bruno Rodríguez Esteban

Directores:

Juan Luis Zamora Macho

José Porras Galán

A mis padres Perla y Fernando, por su continuo amor y apoyo.

Gracias a Juan Luis, por su paciencia y consejo.

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Autor: Rodríguez Esteban, Bruno

Directores: Zamora Macho, Juan Luis.

Porras Galán, José

Entidad Colaboradora: ICAI – Universidad Pontificia Comillas

RESUMEN DEL PROYECTO

I. INTRODUCCIÓN

En este proyecto se ha diseñado un helicóptero de rotores coaxiales con un control de estabilización en vuelo estacionario. El propósito es obtener una aeronave de rotores coaxiales capaz de ser pilotada remotamente y, partiendo de ese punto, desarrollar aplicaciones concretas en el ámbito de la industria, energía y agricultura. Se ha logrado diseñar un control para el helicóptero construido y añadirlo a la herramienta del departamento de control. Esta herramienta permite diseñar fácilmente controles de cuadricópteros, tricópteros y helicópteros coaxiales a partir de un conjunto de archivos de Matlab y Simulink y conociendo las características y parámetros de estos. Por tanto, se ha recorrido mucho camino de cara a futuros desarrollos.

El objetivo principal del proyecto es diseñar el control de vuelo de un helicóptero que cumpla las siguientes especificaciones:

- Sea de dimensiones reducidas.
- Su vuelo se base en el control de dos rotores coaxiales.
- Se pueda controlar desde tierra con una emisora para en posteriores desarrollos que pueda realizar un vuelo autónomo mediante GPS.
- Que en posteriores desarrollos se pueda llegar a grabar imágenes en vuelo y transmitir las al emisor.

Estas especificaciones tienen como fin obtener un helicóptero a partir del cual se puedan desarrollar aplicaciones útiles para la industria, como por ejemplo labores de observación.

Estos objetivos se han cumplido, sin embargo, no ha sido posible llegar a implantar el control y mejorarlo. El valor principal del trabajo realizado reside, sin duda en añadir el modelo del helicóptero a la herramienta de diseño.

II. METODOLOGÍA

A lo largo del proyecto se ha trabajado en dos áreas: el diseño mecánico y el de control.

En el diseño mecánico se han valorado diferentes alternativas para el montaje del helicóptero. Finalmente se optó por la modificación Walkera 5#10 junto con otras piezas de helicópteros similares. Seguidamente se modeló en CAD (Ilustración 1. Helicóptero modelado en CAD) el helicóptero para obtener los parámetros de inercia.

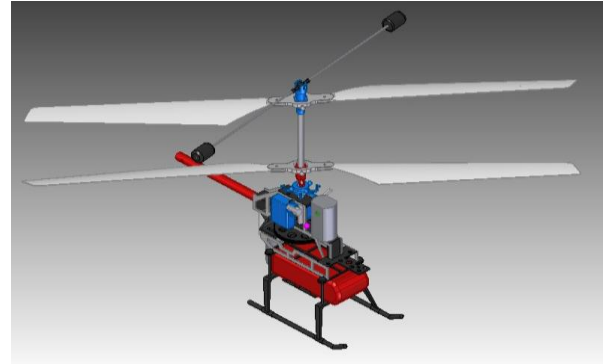


Ilustración 1. Helicóptero modelado en CAD

En el diseño de control ha sido preciso la búsqueda de abundante bibliografía de modelos anteriores y que explicaran la dinámica de la aeronave para más tarde comenzar a modelar matemáticamente la planta. A partir de ahí se valoraron estrategias de control y se comenzó a diseñar el mismo.

III. CONSTRUCCIÓN

El helicóptero que se ha construido consta de 2 rotores coaxiales. El superior transmite el momento angular por medio de un eje que se encuentra en el interior del eje correspondiente al rotor inferior. Ambos rotores se encuentran conectados a un sistema de engranajes que conectan directamente con ambos motores. La estructura es la correspondiente al helicóptero Walkera 5#10, pero modificada de tal forma que alberque una batería de mayor capacidad.

En cuanto a los componentes electrónicos, se han escogido varios que encajaban perfectamente a las necesidades del proyecto.

- Motores: se ha escogido motores de un helicóptero coaxial de la familia walkera, el 5#4 (Ilustración 2. Motores DC).



Ilustración 2. Motores DC

- Servos motores: se han instalado unos micro servos XIANGYU DS37 que encajan con la geometría de la estructura del Walkera 5#10 (Ilustración 3. Servo).



Ilustración 3. Servo

- Speed Controllers (Ilustración 4. Speed Controller):



Ilustración 4. Speed Controller

- Módulo APM HK Pilot mini (Ilustración 5. HK Pilot mini): micro controlador con sensores integrados. Dispone de un acelerómetro en cada eje que a la vez hacen las veces de giróscopo.

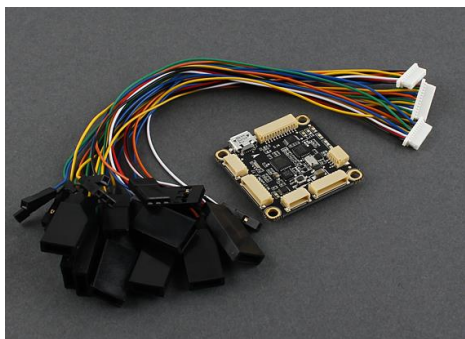


Ilustración 5. HK Pilot mini

IV. DISEÑO DEL CONTROL

A. Sólidos rígidos

El helicóptero construido consta de 3 sólidos rígidos: rotores superior e inferior (Ilustración 6. Rotores) y chasis (Ilustración 7. Chasis).

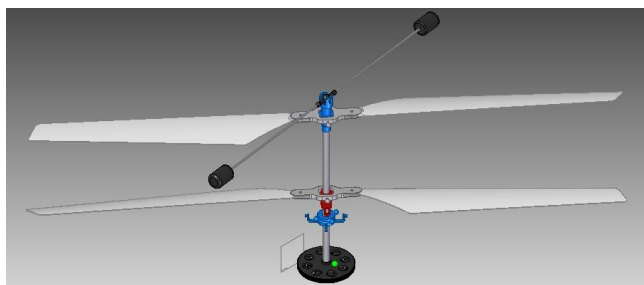


Ilustración 6. Rotores

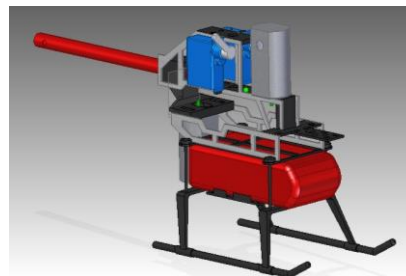


Ilustración 7. Chasis

La dinámica de estos tres sólidos hace especialmente difícil controlar la aeronave, pues los momentos giroscópicos que aparecen por la alta velocidad de las palas dificulta tanto el planteamiento como la ejecución.

B. Ángulos de Euler

Ha sido necesario la definición de la matriz de Euler de cambio de coordenadas que relacione al helicóptero con un observador que se encuentre en el suelo. Las matrices de cambio de sistema de referencia [1] para cada ángulo de Euler [2] [3] [4] son:

Cabeceo(θ):

$$C_{\theta} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix}$$

Alabeo(Φ):

$$C_{\Phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Phi) & \sin(\Phi) \\ 0 & -\sin(\Phi) & \cos(\Phi) \end{bmatrix}$$

Guiñada(Ψ):

$$C_{\Psi} = \begin{bmatrix} \cos(\Psi) & \sin(\Psi) & 0 \\ -\sin(\Psi) & \cos(\Psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

En cuanto a las fuerzas y momentos [5], hay cuatro empujes y cuatro pares de arrastre que actúan sobre el chasis.

Tabla 1. Empujes

| Empuje | Fórmula | Efectos |
|--------|--|---|
| T1 | $T1 = b \cdot w_1^2$ | Empuje ascendente |
| T2e | $T2 = b \cdot w_2^2$ $T2e = T2 \cdot \cos \varphi_x \cdot \cos \varphi_y$ | Empuje ascendente |
| T3 | $T3 = T2 \cdot \cos \varphi_x \sin \varphi_y$ | Empuje horizontal + par sobre el chasis |
| T4 | $T4 = T2 \cdot \cos \varphi_y \sin \varphi_x$ | Empuje horizontal + par sobre el chasis |

Tabla 2. Pares de arrastre

| Par Arrastre | Fórmula | Efectos |
|--------------|--|----------------|
| DT1 | $DT1 = w_1^2 \cdot d$ | Par de guiñada |
| | $DT2 = w_2^2 \cdot d$ | |
| DT2e | $DT2e = DT2 \cdot \cos \varphi_x \cdot \cos \varphi_y$ | Par de guiñada |
| DT3 | $DT3 = DT2 \cdot \cos \varphi_x \sin \varphi_y$ | Par de cabeceo |
| DT4 | $DT4 = T2 \cdot \cos \varphi_y \sin \varphi_x$ | Par de Alabeo |

En cuanto a las ecuaciones dinámicas que engloban los 3 sólidos rígidos, se debe prestar atención a la de rotación y traslación:

- Rotación: El ángulo de inclinación del rotor inferior genera los pares anteriormente explicados que provocan una aceleración angular sobre el chasis:

$$\frac{dW_{xyz}}{dx} = I^{-1} \cdot \left[\sum \text{Torques} - W_{xyz} \times (I \cdot W_{xyz}) - W_{xyz} \times (I_{rot1} \cdot W_{rot1}) - W_{xyz} \times (I_{rot2} \cdot W_{rot2}) \right]$$

$$\text{Siendo } \sum \text{Torques} = \begin{bmatrix} T4 \cdot \text{RollArmLength} - DT3 \\ -T3 \cdot \text{PitchArmLength} + DT4 \\ DT1 - DT2e \end{bmatrix}$$

- Traslación: Las fuerzas explicadas en el apartado anterior dotan a la aeronave de una aceleración lineal en los ejes x,y y z.

$$\text{Fuerzas} = \begin{bmatrix} -T3 \\ T4 \\ \text{Gravity} \cdot \text{Mass} - T1_T2e \\ + \text{Fuerzas aerodinámicas} \end{bmatrix}$$

Las “Fuerzas aerodinámicas” son aquellas que genera la resistencia al aire. Son despreciables en este caso.

C. Parámetros

Una vez se ha descrito matemáticamente la planta relacionando las ecuaciones anteriores, en necesario obtener los parámetros específicos del helicóptero. La masa ha sido obtenida con una báscula de precisión, los momentos de inercia con Solid Edge y el modelo en CAD del helicóptero. Por otro lado, otros parámetros son más difíciles de obtener. Para ello sería necesario un banco de ensayos adecuado, sin embargo, no se dispone de uno y ha sido necesario estimar los parámetros. Estos son:

- Factor de empuje “b”.
- Facto de arrastre “d”.

D. Control

Antes de diseñar el control se han considerado las diferentes estrategias de control. Se han estudiado las posibilidades de diseñar un PID, un control por realimentación de estado, un control basado en la lógica difusa [6] y LQR. Finalmente se ha optado por un control PID con una realimentación de los ángulos y las velocidades angulares. De este modo conseguimos que el micro controlador tenga capacidad suficiente de cálculo, a diferencia del de realimentación de estado, que corría el riesgo de ser demasiado pesado para el micro.

La estrategia es conseguir que la planta que queremos llegar a controlar sea:

$$P(s) = \frac{1}{s^2}$$

De esta forma el control será el mismo, solo cambiará la dinámica previa.

El control PID nos genera unos mandos virtuales que deberán ser multiplicados por una serie de matrices características de la aeronave, obteniendo así los 4 empujes que se han definido antes.

$$\begin{bmatrix} T1 \\ T2 \cdot \cos \theta_x \cos \theta_y \\ T2 \cdot \cos \theta_x \cdot \sin \theta_y \\ T2 \cdot \cos \theta_y \cdot \sin \theta_x \end{bmatrix} = T^{-1} \begin{bmatrix} U1 \\ U2 \\ U3 \\ U4 \end{bmatrix}$$

Siendo:

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{\text{ratio}_{TDT}} / L_{roll} & 1 \\ 0 & 0 & 1 & \frac{1}{\text{ratio}_{TDT}} / L_{pitch} \\ 1 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

A partir de estos cuatro empujes, se obtienen los mandos reales que generan dichas fuerzas.

E. Simulación

Completado todo el modelo y generados los controles en la herramienta, se simula. Aquí hay una muestra de una simulación en la que la aeronave asciende y seguidamente se mueve medio metro en ambas direcciones horizontales.

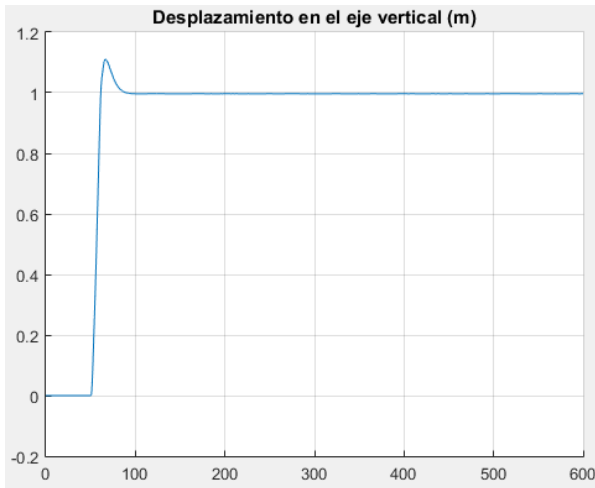


Ilustración 8. Desplazamiento vertical

Como se puede apreciar, el helicóptero asciende suavemente y no existe error con respecto a la referencia.

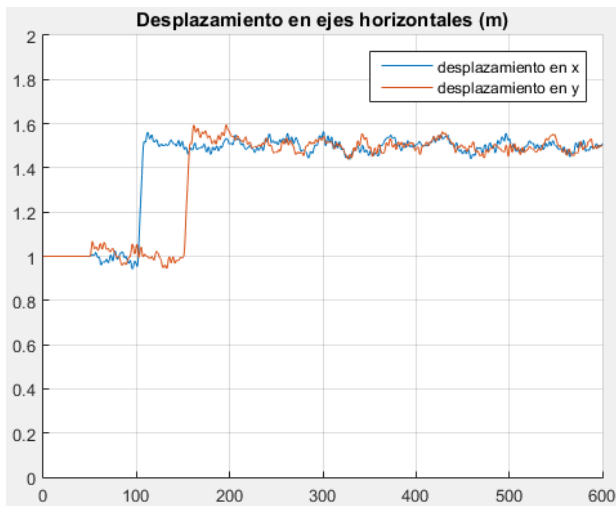


Ilustración 9 Desplazamiento horizontal

Como se puede apreciar, en ambos desplazamientos horizontales se mantiene un equilibrio en el que los ángulos de cabeceo y alabeo permanecen siempre por debajo de los 2° , lo que le da una estabilidad realmente grande.

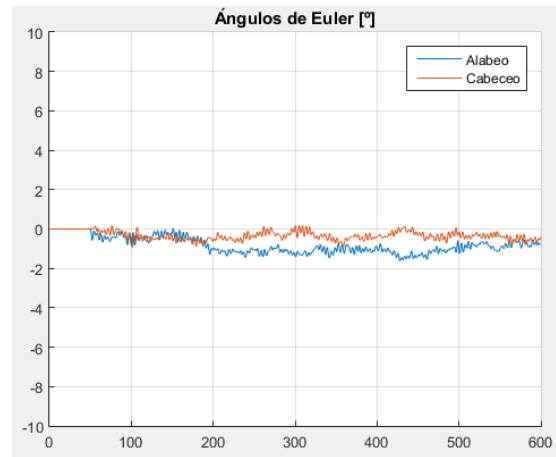


Ilustración 10. Ángulos de Euler

V. IMPLANTACIÓN DEL CONTROL

A la hora de implantar el control y volar el helicóptero surgieron varios problemas. Para conseguirlo habría sido necesario más “know how” sobre el micro controlador, así como de la emisora. Sin duda, en una continuación del proyecto no debería costar volar una vez se dispone de un control que funciona en la simulación.

VI. CONCLUSIONES

La consecución del proyecto ha sido satisfactoria. Se ha construido un helicóptero pensado específicamente para futuros desarrollos de aplicaciones en industria, agricultura y energía y se ha diseñado un control con buenos resultados en la simulación. Por falta de tiempo no se ha podido implementar; sin embargo, los resultados generales son muy esperanzadores de cara a proyectos enfocados a distintas aplicaciones.

VII. BIBLIOGRAFÍA

- [1] Amezcua Paredes, R., & Pineda Salgado, A. G. (2013). *Sistema de referencia inercial: análisis de funcionamiento, fundamentos y evolución* (Doctoral dissertation).
- [2] Shoemake, K. (1994). Euler angle conversion. *Graphics gems IV*, 222-229.
- [3] Diebel, J. (2006). Representing attitude: Euler angles, unit quaternions, and rotation vectors. *Matrix*, 58(15-16), 1-35.
- [4] Diebel, J. (2006). Representing attitude: Euler angles, unit quaternions, and rotation vectors. *Matrix*, 58(15-16), 1-35.

- [5] Marion, J. B. (1975). *Dinámica clásica de las partículas y sistemas*. Reverté.
- [6] Wang, H. O., Tanaka, K., & Griffin, M. F. (1996). An approach to fuzzy control of nonlinear systems: stability and design issues. *IEEE transactions on fuzzy systems*, 4(1), 14-23.

CONTROL OF A HELICOPTER EQUIPPED WITH COAXIAL ROTORS

Autor: Rodríguez Esteban, Bruno

Directors: Zamora Macho, Juan Luis.

Porras Galán, José

Collaborator entity: ICAI – Universidad Pontificia Comillas

PROJECT SUMMARY

I. INTRODUCTION

In this project it has been designed a coaxial helicopter with a stationary flight control. The aim of this project is to obtain a coaxial rotors aircraft with remote control and, from there, develop applications for the industry, agriculture and energy.

It has been possible to develop the control for the designed helicopter and add it to the control department tool for UAV aircrafts. This tool allows to design helicopter, tricopter and cuadropter controls easily with a range of Matlab and Simulink files knowing the features and parameters of the aircraft. Thus, a long way has been walked to face future projects.

The main objective is to design the coaxial helicopter flight control fitting the following specifications:

- It must be small and light.
- It must have coaxial rotors.
- It must be able to be remote controlled so that in future projects an autonomous GPS flight could be carried out.
- It could be used in future projects to record images and transmit them to the transmitter.

The aim of these specifications is to obtain a helicopter that could be used in future projects to develop useful applications for the industry, such as observation.

These objective has been reached, however, it has not been able to fly the helicopter. The main value of this project is, undoubtedly, to add the helicopter model to the control department Matlab tool.

II. METODOLOGY

Throughout the project it has been working on two main areas: the mechanic design and the control.

Many different alternatives have been assessed for the mechanical design. Finally, a Walkera 5#10 with certain modifications and some other helicopter parts was chosen. Then the helicopter was modelled in CAD (Figure 1. CAD modelled helicopter) to obtain the inertia parameters.

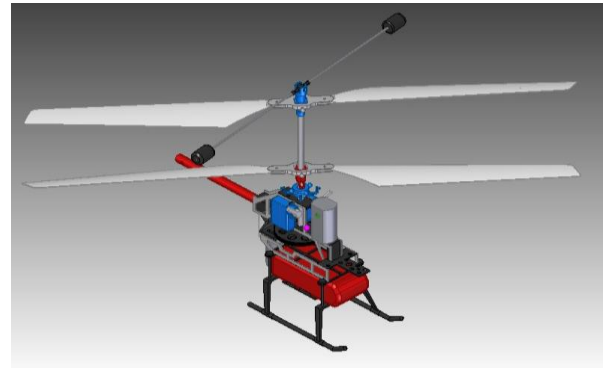


Figure 1. CAD modelled helicopter

Some bibliography research has been needed in the control design to start modelling mathematically the plant of the helicopter. From there, several control strategies were considered before starting to develop the control.

III. CONSTRUCTION

The helicopter that has been built has 2 coaxial rotors. The upper rotor takes the angular moment from a shaft which is installed inside of the lower rotor one. Both are connected to a gear system connected to the motors. The main structure is the Walkera 510 one modified so that a bigger battery can be hosted.

As for the electronic components, some has been chosen to fit the necessities of the project.

- Motors: Walkera 5#4 helicopter motors have been chosen (Figure 2. Motors).



Figure 2. Motors

- Servo motors: a micro servo motors XIANGYU DS37 have been installed. They fit perfectly with the geometry of the structure. (Figure 3. Servo motor)



Figure 3. Servo motor

- Speed Controllers (Figure 4. Speed controller):



Figure 4. Speed controller

- APM HK Pilot mini module (Figure 5. HK Pilot mini): Micro controller with integrated sensors. It has an accelerometer and gyroscope in each axis.

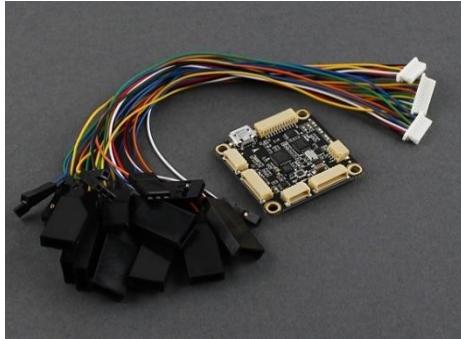


Figure 5. HK Pilot mini

IV. CONTROL DESIGN

A. Rigid bodies

The aircraft has 3 rigid bodies: upper and lower rotors (Figure 6. Rotors) and chassis (Figure 7. Chassis).

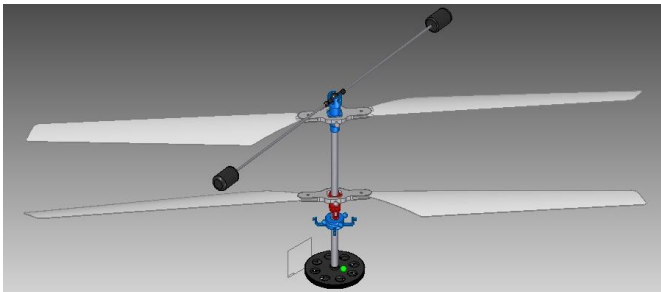


Figure 6. Rotors



Figure 7. Chassis

These three bodies dynamics makes particularly difficult to control the aircraft. The gyroscopic moments of the rotors make it hard both the approach and the implementation.

B. Euler angles.

It has been necessary to define the Euler matrix to change the coordinates of the system from the helicopter to an observer in the ground. The reference system change matrix [1] fro each Euler angle are [2][3][4]:

- Pitch(θ):

$$C_{\theta} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix}$$

- Roll(Φ):

$$C_{\Phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Phi) & \sin(\Phi) \\ 0 & -\sin(\Phi) & \cos(\Phi) \end{bmatrix}$$

- Yaw(Ψ):

$$C_{\Psi} = \begin{bmatrix} \cos(\Psi) & \sin(\Psi) & 0 \\ -\sin(\Psi) & \cos(\Psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

As for the forces and moments [5], there are four thrust and four drags acting over the chassis.

Table 1. Thrust

| Thrust | Formula | Effects |
|--------|--|---------------------|
| T1 | $T1 = b \cdot w_1^2$ | Upward thrust |
| T2 | $T2 = b \cdot w_2^2$ | Upward thrust |
| T2e | $T2e = T2 \cdot \cos \varphi_x \cdot \cos \varphi_y$ | Horizontal thrust |
| T3 | $T3 = T2 \cdot \cos \varphi_x \sin \varphi_y$ | + Chassis torque |
| T4 | $T4 = T2 \cdot \cos \varphi_y \sin \varphi_x$ | + Chassis torque |

Table 2. Drag Torques

| Drag torque | Formula | Effects |
|-------------|--|--------------|
| DT1 | $DT1 = w_1^2 \cdot d$ | Yaw torque |
| | $DT2 = w_2^2 \cdot d$ | Yaw torque |
| DT2e | $DT2e = DT2 \cdot \cos \varphi_x \cdot \cos \varphi_y$ | |
| DT3 | $DT3 = DT2 \cdot \cos \varphi_x \sin \varphi_y$ | Pitch torque |
| DT4 | $DT4 = T2 \cdot \cos \varphi_y \sin \varphi_x$ | Roll torque |

As regard the dynamic equations that relate the 3 rigid bodies, it is important to focus on the rotation and translation.

- Rotation: The lower rotor attitude angle generate the torques previously mentioned, which at the same time provoke an angular acceleration over the chassis.

$$\frac{dW_{xyz}}{dx} = I^{-1} \cdot \left[\sum Torques - W_{xyz} \times (I \cdot W_{xyz}) - W_{xyz} \times (I_{rot1} \cdot W_{rot1}) - W_{xyz} \times (I_{rot2} \cdot W_{rot2}) \right]$$

$$\text{Siendo } \sum Torques = \begin{bmatrix} T4 \cdot RollArmLength - DT3 \\ -T3 \cdot PitchArmLength + DT4 \\ DT1 - DT2e \end{bmatrix}$$

- Traslation: The explained forces induce a linear acceleration on the x, y and z axes.

$$Forces = \begin{bmatrix} -T3 \\ T4 \\ Gravity \cdot Mass - T1_T2e \end{bmatrix} + \text{Aerodynamic Forces}$$

The ‘‘Aerodynamic Forces’’ are those that are generated by the force of the air. In this case they can be dismissed.

C. Parameters

Once that the plant has been mathematically described, it is necessary to obtain the parameters of the helicopter. The mass has been measured with a precision scale. The inertia moments have been obtained with the Solid Edge CAD model.

The other parameters are more difficult to obtain. To that purpose it would be necessary to have a test bench specifically designed. Nevertheless, it could not be used this time, so the parameters had to be estimated. These parameters are the following:

- Thrust factor ‘‘b’’.
- Drag factor ‘‘d’’.

D. Control

Before designing the control, some different control strategies have been considered. There are a few possibilities, such as the PID control, a feedback state control, fuzzy logic control and LQR. Finally, a PID control with state feedback (angles and angular speed) has been chosen. With this control we ensure that the micro controller had enough calculous power.

The strategy is to get a simple plant like this:

$$P(s) = \frac{1}{s^2}$$

With this plant we ensure that the controls designed are all the same, so the only thing that changes is the previous dynamics.

The PID control generates virtual commands that must be multiplied by a series of characteristic matrix, different for each aircraft. After that, we get the value of the four thrusts (Table 1. Thrust) .

$$\begin{bmatrix} T1 \\ T2 \cdot \cos \theta_x \cos \theta_y \\ T2 \cdot \cos \theta_x \cdot \sin \theta_y \\ T2 \cdot \cos \theta_y \cdot \sin \theta_x \end{bmatrix} = T^{-1} \begin{bmatrix} U1 \\ U2 \\ U3 \\ U4 \end{bmatrix}$$

Being:

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{ratio_{TDT}}/L_{roll} & 1 \\ 0 & 0 & 1 & \frac{1}{ratio_{TDT}}/L_{pitch} \\ 1 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

The real commands are obtained once these four thrust have been calculated.

E. Simulation

With the model and controls designed and integrated in the Matlab tool, it can be simulated. Here there is a graph that shows how the aircraft goes up one meter and then it moves half a meter in every horizontal direction.

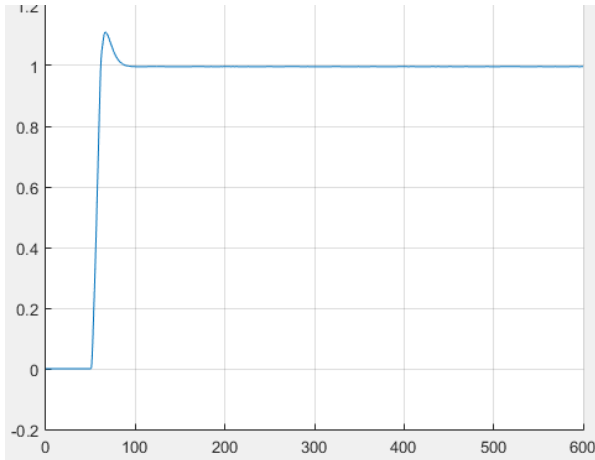


Figure 8. Vertical displacement

It can be seen that the aircraft goes up (Figure 8. Vertical displacement) smoothly and no error is obtained once the helicopter is stable.

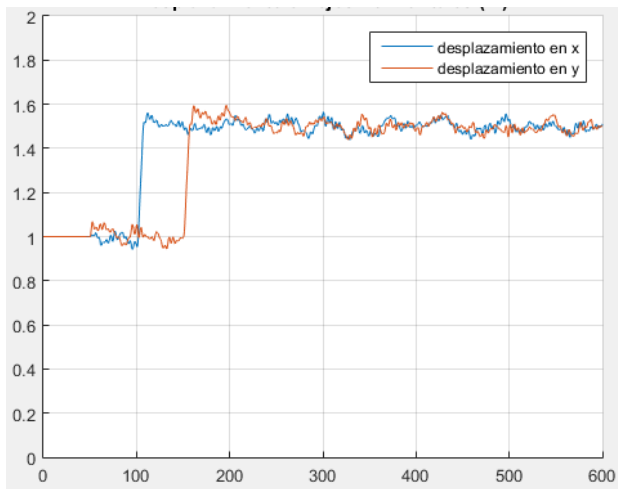


Figure 9. Horizontal displacement

In the Figure 9. Horizontal displacement it can be seen that both horizontal displacements keep an equilibrium in which the Euler angles are under 2° , which means a very high stability.

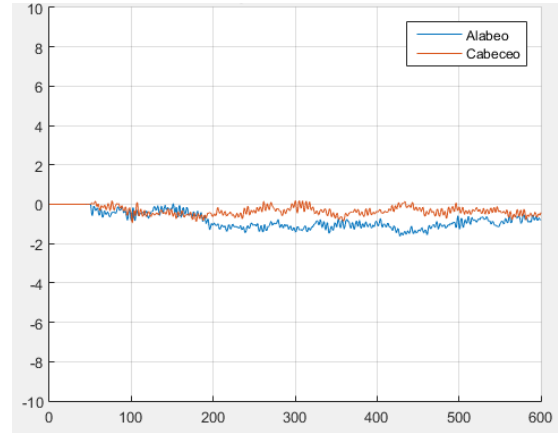


Ilustración 11. Ángulos de Euler

V. FLIGHT TEST

When some flight tests were attempted, a few problems turned up. They had nothing to do with the flight control, but with the micro controller and the transmitter. It would have been necessary more time to learn how they work. There is no doubt that if the project is continued it should not be difficult to fly the prototype, as the control works well in the simulator.

VI. CONCLUSIONS

The goals achieved show that this project has resulted successful in almost all the objectives established. The helicopter has been designed and built to cover the necessities of the applications mentioned at the beginning. The control has been designed and it works well in the simulation. Due to the lack of time it could not have been tested successfully. The results are very encouraging, thought.

VII. BIBLIOGRAFÍA

- [7] Amezcua Paredes, R., & Pineda Salgado, A. G. (2013). *Sistema de referencia inercial: análisis de funcionamiento, fundamentos y evolución* (Doctoral dissertation).
- [8] Shoemaker, K. (1994). Euler angle conversion. *Graphics gems IV*, 222-229.
- [9] Diebel, J. (2006). Representing attitude: Euler angles, unit quaternions, and rotation vectors. *Matrix*, 58(15-16), 1-35.
- [10] Diebel, J. (2006). Representing attitude: Euler angles, unit quaternions, and rotation vectors. *Matrix*, 58(15-16), 1-35.

- [11] Marion, J. B. (1975). *Dinámica clásica de las partículas y sistemas*. Reverté.
- [12] Wang, H. O., Tanaka, K., & Griffin, M. F. (1996). An approach to fuzzy control of nonlinear systems: stability and design issues. *IEEE transactions on fuzzy systems*, 4(1), 14-23.

Índice

Índice de tablas 5

| | | |
|-------------------|--|-----------|
| Capítulo 1 | Introducción | 7 |
| 1.1 | Estudio de los trabajos y tecnologías existentes | 7 |
| 1.2 | Motivación del proyecto..... | 11 |
| 1.3 | Objetivos..... | 12 |
| 1.4 | Metodología / Solución desarrollada | 13 |
| 1.5 | Recursos / herramientas empleadas..... | 14 |
| Capítulo 2 | Diseño y Construcción del Helicóptero | 17 |
| 2.1 | Introducción..... | 17 |
| 2.2 | Modelos anteriores y primeras ideas | 17 |
| 2.3 | Búsqueda de piezas y construcción | 19 |
| 2.3.1 | Elementos mecánicos | 19 |
| 2.3.2 | Electrónica | 20 |
| 2.4 | Modelado en CAD | 22 |
| Capítulo 3 | Diseño del control..... | 25 |
| 3.1 | Introducción..... | 25 |
| 3.2 | Introducción al modelado de la planta | 25 |
| 3.3 | Modelado de la planta del helicóptero..... | 26 |
| 3.3.1 | Sistema de ejes y matriz de cambio de Euler. Sólidos rígidos y sistemas inerciales y no inerciales | 26 |
| 3.3.2 | Fuerzas y momentos..... | 29 |
| 3.3.3 | Dinámica de los rotores y servos..... | 33 |
| 3.3.4 | Ecuaciones dinámicas del helicóptero..... | 35 |
| 3.3.5 | Obtención de los parámetros | 35 |
| 3.4 | Controles del helicóptero | 36 |
| 3.4.1 | PID | 37 |
| 3.4.2 | Control por linealización mediante realimentación de estado..... | 37 |

| | |
|---|-----------|
| 3.4.3 Fuzzy control..... | 39 |
| 3.4.4 LQR..... | 40 |
| 3.4.5 ESTIMADORES DE ESTADO..... | 40 |
| 3.5 Control del helicóptero..... | 41 |
| 3.5.1 Calibrado de la IMU | 41 |
| 3.5.2 Control | 42 |
| 3.6 Simulación e Implementación | 50 |
| 3.6.1 Simulación | 50 |
| 3.6.2 Implementación del control..... | 52 |
| Capítulo 4 Conclusiones | 55 |
| Capítulo 5 Futuros desarrollos | 57 |
| Capítulo 6 Estudio económico | 58 |
| Bibliografía 63 | |
| Parte II Anexos & código fuente | 65 |
| Capítulo 1 Código fuente 1..... | 67 |
| 1.1 Código fuente de realimentación de estado..... | 67 |
| 1.1.1 Fichero de configuración..... | 67 |
| 1.1.2 Fichero Maestro | 70 |
| 1.1.3 Función de Matlab | 72 |
| 1.1.4 PID Attitude Control | 77 |
| 1.1.5 Navigation Control..... | 81 |
| 1.1.6 Parámetros del modelo | 84 |
| Capítulo 2 Anexos..... | 87 |
| 2.1 Bloques modificados del Airframe..... | 87 |

Índice de Ilustraciones

| | |
|---|----|
| Ilustración 1. Detalle de rotor articulado..... | 7 |
| Ilustración 2. Detalle de flujo de aire | 8 |
| Ilustración 3. Relación sustentación-ángulo de ataque | 8 |
| Ilustración 4. Modelo desarrollado..... | 9 |
| Ilustración 5. Walkera 5#10 | 18 |
| Ilustración 6. Rotor Walkera 5#10 | 19 |
| Ilustración 7. Batería | 19 |
| Ilustración 8. Motores DC | 20 |
| Ilustración 9. Servo..... | 20 |
| Ilustración 10. Speed Controller..... | 21 |
| Ilustración 11. HK Pilot mini | 21 |
| Ilustración 12. Estructura del helicóptero..... | 22 |
| Ilustración 13. Helicóptero modelado en CAD | 22 |
| Ilustración 14. Detalle del cuerpo del helicóptero..... | 23 |
| Ilustración 15. Chasis | 25 |
| Ilustración 16. Rotor superior e inferior | 26 |
| Ilustración 17..... | 27 |
| Ilustración 18..... | 27 |
| Ilustración 19. Esquema equivalente de un motor DC..... | 33 |
| Ilustración 20. Controlador PID | 37 |
| Ilustración 21. Realimentación de estado..... | 39 |
| Ilustración 22. Estimador de ángulos de Euler..... | 41 |
| Ilustración 23. Calibración de la IMU | 42 |
| Ilustración 24. matC1·MANDOS..... | 43 |
| Ilustración 25. Mandos reales a partir de empujes 1 | 44 |
| Ilustración 26. Mandos reales a partir de empujes 2 | 44 |

| | |
|---|----|
| Ilustración 27. Gravity force calculation..... | 45 |
| Ilustración 28. Actuators dynamics 1 | 46 |
| Ilustración 29. Actuators dynamics 2 | 47 |
| Ilustración 30. Actuators dynamics 3 | 47 |
| Ilustración 31. Actuators dynamics 4 | 47 |
| Ilustración 32. Applied force Calculation | 48 |
| Ilustración 33. Toques Calculation 1 | 49 |
| Ilustración 34. Torques Calculation 2 | 49 |
| Ilustración 35. Desplazamiento vertical | 50 |
| Ilustración 36. Desplazamiento Horizontal | 51 |
| Ilustración 37. Ángulos de Euler | 51 |
| Ilustración 38. Helicóptero completo con cableado | 52 |
| Ilustración 39. Máquina de estados | 53 |

Índice de tablas

| | |
|--|----|
| Tabla 1. Empujes generados en el helicóptero | 30 |
| Tabla 2. Pares de arrastre | 31 |
| Tabla 3. Desglose gastos materiales | 59 |
| Tabla 4. Gastos en Materiales | 60 |
| Tabla 5. Desglose gastos ingeniería | 60 |
| Tabla 6. Gastos en ingeniería | 60 |
| Tabla 7. Gastos totales..... | 60 |



Capítulo 1 INTRODUCCIÓN

1.1 ESTUDIO DE LOS TRABAJOS Y TECNOLOGÍAS EXISTENTES

Para conseguir que el helicóptero vuele de manera estable y poder controlarlo a distancia, hemos de diseñar varios controles. Para comprender la dinámica de los helicópteros y autogiros[1] [2] es importante conocer sus predecesores.

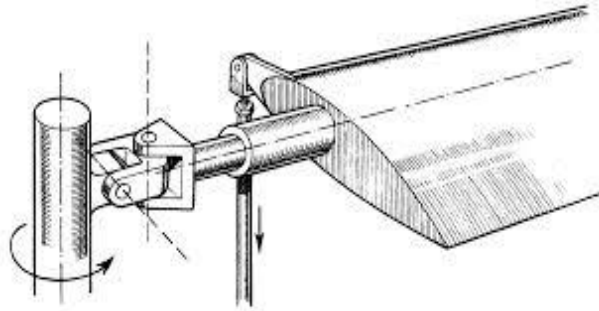
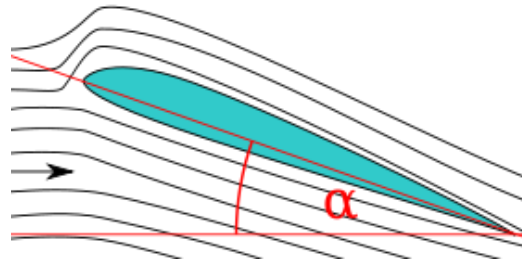


Ilustración 1. Detalle de rotor articulado

La dinámica del rotor articulado (Ilustración 1. Detalle de rotor articulado) será fundamental para el modelado. Esta invención es obra del ingeniero español Juan de la Cierva, quién se dio cuenta de la asimetría de sustentación que experimentan las aeronaves de ala rotatoria debido a su velocidad. El rotor articulado permite la disminución o aumento del ángulo de la pala durante el batimiento, así las palas alcanzan su propio equilibrio de fuerzas. Todo tipo de helicóptero debe tener este mecanismo, por tanto, ha sido aplicado en cualquier aeronave de ala rotatoria que se pueda imaginar, con la excepción de los cuadricópteros, que tienen su propia manera de compensar las fuerzas.



El elemento principal que permite a los helicópteros ser controlados es el ángulo de ataque de las palas (Ilustración 2. Detalle de flujo de aire). La sustentación que experimenta el helicóptero es función del citado ángulo. Si se controla el ángulo de distintos sectores del disco se puede controlar el movimiento lateral y frontal (Ilustración 3. Relación sustentación-ángulo de ataque).

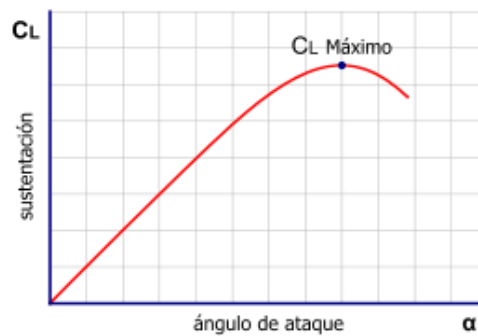


Ilustración 3. Relación sustentación-ángulo de ataque

Este control es realmente complicado, por lo que en numerosas ocasiones se opta por acoplar una hélice trasera y así poder manejar el helicóptero en función del ángulo de cabeceo, olvidándose del alabeo. De esta manera solo se debe atender al control del pitch y a la compensación del par que ejercen ambos rotores, control fundamental en cualquier helicóptero coaxial.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Introducción



Ilustración 4. Modelo desarrollado

Ya se han diseñado anteriormente controles, tanto en el mundo de la aerodinámica (Ilustración 4. Modelo desarrollado) [3], como también en el civil y militar. Los planteamientos son idénticos; sin embargo, el modo de proceder y la ejecución varía drásticamente según de qué aplicación estemos hablando. En el caso que nos ocupa existen gran variedad de helicópteros con dos rotores coaxiales, aunque no suelen basar su control en la inclinación de las palas, sino, como hemos dicho, en un rotor trasero que se encargue de controlar el ángulo de cabeceo. El diseño que se pretende será más eficiente, puesto que se podrá manejar en todas direcciones, obteniendo una mayor versatilidad en el vuelo.

Podemos encontrar ciertos helicópteros similares al que se pretende diseñar (url del manual) [4].

En este caso el diseño de los controles es parcialmente diferente a lo que se pretende. Para este helicóptero Walkera existe un rotor trasero anti par, sin embargo, en este proyecto está previsto realizar un control del ángulo de guiñada mediante la anulación del par de ambos rotores. Se dará potencia al rotor inferior y, dependiendo del par que este genere, se compensará con el superior. Es de esperar que salgan dificultades, pues este control entrará en conflicto con los demás, hecho que en los diseños con rotor de cola no ocurre.

A pesar de que la mayoría de helicópteros tienen rotor trasero, ya se han diseñado y montado modelos como el que se quiere construir, que sirven de guía para este proyecto [5].



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Introducción

Los controles que se quieren realizar son idénticos al caso que se ha referenciado. El proyecto diferiría en la estructura de la aeronave, los motores y el microcontrolador que se utilizaría.



1.2 MOTIVACIÓN DEL PROYECTO

Como se ha comentado anteriormente, lo que impulsa este proyecto es el entusiasmo general por el aeromodelismo que se ha centrado en las aeronaves de gran versatilidad como los cuadricópteros y helicópteros. Este es un modelo que no ha causado tanta atención, por lo que puede ser una oportunidad de lidiar con cuestiones técnicas no resueltas todavía. También es una aeronave más robusta de cara a vuelo en exteriores, y puede ser interesante pensando en futuros proyectos de vuelo autónomo con GPS.

Además, lo atractivo de apostar por este tipo de aeronave, como se ha mencionado anteriormente, es por ser más robusta que un cuadricóptero. Asimismo para tareas que requieran observación estática a distancias más largas que lo normal, es necesario apostar por una aeronave que aproveche mejor la energía.

Un posible ejemplo sería: se requiere hacer un informe del estado de los aerogeneradores en una determinada instalación. La primera fase de diagnóstico requiere una observación de las partes mecánicas exteriores que han sido dañadas y que pueden desembocar en accidentes o daños de mayor gravedad. Es conveniente emplear una aeronave que se desplace rápidamente (para grabar varios aerogeneradores en un tiempo razonable), que permita grabar estáticamente ciertas partes de la instalación y que sea capaz de recorrer distancias medias. Un cuadricóptero permite realizar maniobras bruscas a diferencia del helicóptero, pero esta característica no aplica en este caso. Un helicóptero puede ser dotado de una batería mayor sin perturbar por eso el control de vuelo ni la duración de este drásticamente, por lo que tendría una ventaja competitiva.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Introducción

1.3 OBJETIVOS

El objetivo del proyecto es obtener una aeronave que cumpla las siguientes especificaciones:

- Sea de dimensiones reducidas.
- Su vuelo se base en el control de dos rotores coaxiales.
- Se pueda controlar desde tierra con una emisora para en posteriores desarrollos que pueda realizar un vuelo autónomo mediante GPS.
- Que en posteriores desarrollos se pueda llegar a grabar imágenes en vuelo y transmitirlos al emisor.

Se quiere diseñar una aeronave con las características anteriores para que se puedan desarrollar posteriores modelos que realicen las siguientes labores:

- Que sea capaz de realizar trabajos de observación para diferentes industrias y actividades económicas, como por ejemplo, obtener imágenes de granjas eólicas para así poder diagnosticar posibles problemas con un coste reducido, imágenes de campos agrícolas y de animales de ganadería extensiva con el propósito de ahorrar en gastos también o la asistencia de un rodaje que necesite tomas aéreas.
- Realización de pruebas de comunicaciones con el objetivo de enfocar el próximo trabajo de fin de master.

Mediante la consecución de estos objetivos se conseguirán varias cosas:

1. Una aeronave dispuesta para futuros desarrollos. Se pretende salvar la barrera de tener una aeronave robusta con las características anteriores.
2. Experiencia de primera mano del desarrollo de un proyecto. Desde el planteamiento a la ejecución.
3. Aprendizaje. Se pretende afrontar una serie de complejas tareas que tendrán que ser resueltas con los recursos disponibles sumados al ingenio del individuo. Se pretende adquirir conocimientos en el diseño de controles aplicados al vuelo, así como familiarizarse con las tecnologías de comunicación del aeromodelismo más allá del radiocontrol.
4. Visión de futuro. No es lo mismo el planteamiento que la ejecución de un proyecto. Al tocar todas las fases se espera tener una idea de cada una para así centrar la carrera profesional en el ámbito que más atractivo parezca.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Introducción

1.4 METODOLOGÍA / SOLUCIÓN DESARROLLADA

Se deben distinguir dos ámbitos en los que se trabaja: el montaje y el control.

El primero es realmente simple. Se valoran las posibilidades con recursos como internet, conocimiento tanto del director como el propio. Se toman decisiones en torno a estos conocimientos y se compran, modifican y montan las piezas. Más tarde se recurre a Solid Edge para modelar el helicóptero.

El segundo, y más importante, consta de un entorno de simulación e implementación de controles para diversas aeronaves con diferentes controladores. Esta herramienta ha sido desarrollada en conjunto por las personas que han hecho una aeronave como proyecto, dirigidas y controladas por el director de este mismo.

La herramienta incluye la posibilidad de diseñar controles, simularlos e implementarlos para cuadricópteros, tricópteros y, finalmente, un helicóptero coaxial, que es la parte que se ha desarrollado en este proyecto. Estos controles se pueden implementar en microcontroladores como el módulo APM que se emplea en este trabajo y en la tarjeta Open Pilot. La herramienta aparece más detalladamente explicada en el siguiente apartado.



1.5 RECURSOS / HERRAMIENTAS EMPLEADAS

Se han empleado diversas herramientas para varios propósitos.

La primera de todas y más evidente, internet y la orientación del director de proyecto, han servido de puerta a bibliografía y recursos imprescindibles. Con respecto a los programas de diseño gráfico, se ha utilizado Solid Edge para sacar los parámetros de inercia del helicóptero.

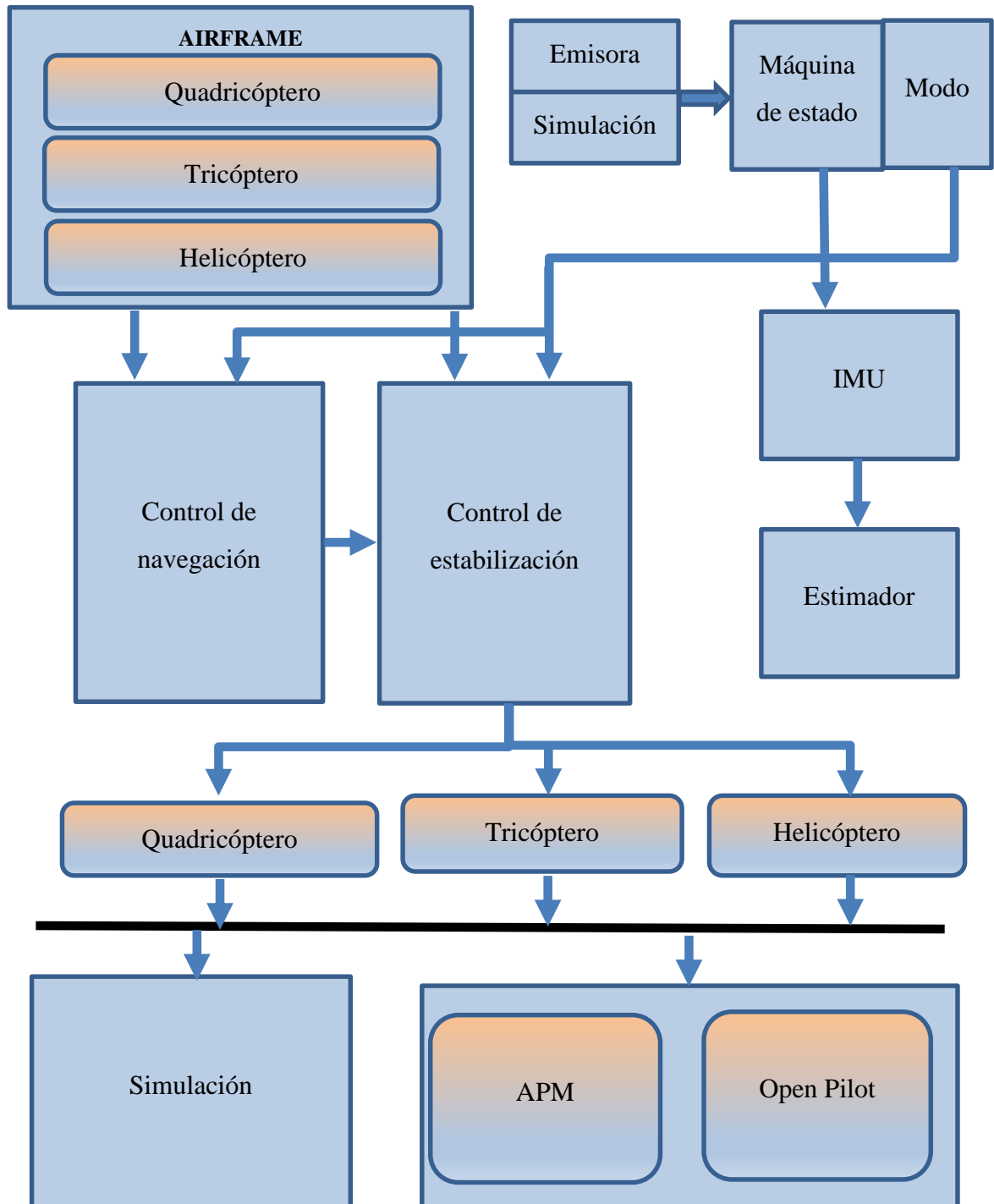
Por otro lado, se han empleado los softwares de Matlab y Simulink para el diseño del control, la simulación e implementación del control. Se ha utilizado en todo momento la herramienta que se explica en el anterior apartado, modificando todos los bloques necesarios para incluir en ella el helicóptero. Consta de dos archivos de Simulink principales, la simulación y la implementación. El bloque de simulación es el encargado de ayudar a diseñar un buen control. Más tarde, ese mismo controlador se implanta en el archivo de implementación.

En conjunto, la herramienta permite implementar o simular un control de estabilización y navegación en las tres aeronaves (cuadricópteros, tricópteros y helicópteros). El esquema siguiente muestra gráficamente el proceso de control. Dependiendo de lo que se escoja, el programa utilizará los datos de un Ariframe determinado. La máquina de estados se pondrá en marcha con la emisora, si estamos implementando, o con una señal del propio programa en el caso de simular. Una vez calibrada la IMU y alcanzado el modo vuelo en la máquina de estados se ponen en marcha los controles, que dan los mandos para la implementación o simulación. Más adelante se explicarán los bloques que han sido necesarios modificar o añadir para que se sume a la herramienta el helicóptero.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Introducción





UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Introducción

El documento de implementación y simulación se configuran con un archivo “.m” que escoge los Airframes, el control que se va a emplear, el tipo de estimador de los ángulos, etc. Es imprescindible modificar convenientemente y correr este script (Fichero de configuración), ya que determina las características del ensayo/simulación y habilita los bloques correspondientes en Simulink. Además, corriendo este script se corren automáticamente todos los demás ficheros necesarios, como PID Attitude Control, Navigation Control y el Parámetros del modelo.



Capítulo 2 DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL HELICÓPTERO

2.1 INTRODUCCIÓN

Este capítulo tiene como propósito explicar:

- El proceso de modelado del helicóptero.
- El proceso de construcción.
- Los planteamientos y consideraciones que se han hecho.

A lo largo del proceso se intentará apoyar la explicación con recursos como imágenes, esquemas, diagramas y gráficos.

2.2 *MODELOS ANTERIORES Y PRIMERAS IDEAS*

Ya que el objetivo de este proyecto es poder obtener un control para una aeronave con un alto grado de versatilidad (no es necesario realizar giros bruscos), capaz de realizar tareas de observación, debe ser de pequeño tamaño y relativo poco peso. Para obtener un control preciso es aconsejable que se pueda controlar la inclinación del rotor inferior mediante servomotores, lo que restringe bastante la búsqueda de piezas que existen en el mercado para fabricar el helicóptero deseado.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño y Construcción del Helicóptero



Ilustración 5. Walkera 5#10

Un buen modelo, similar a lo que se persigue, es el Walkera 5#10 (Ilustración 5. Walkera 5#10). Su rotor es realmente manejable, por lo que lo hace un candidato a tener en cuenta. Los demás rotores que se han encontrado no disponen de un tamaño compacto si se desea controlar el ángulo de rotación del eje inferior. Una opción sería hacer una modificación inspirándose en diseños ya existentes; desde luego, es una opción que se ha valorado.

El resto de piezas son más fáciles de elegir, pues existe una extensa variedad de helicópteros controlados a radiocontrol que pueden servir de inspiración. Por supuesto, existe la posibilidad de diseñar y fabricar las piezas.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño y Construcción del Helicóptero

2.3 BÚSQUEDA DE PIEZAS Y CONSTRUCCIÓN

2.3.1 ELEMENTOS MECÁNICOS

Como se ha mencionado antes, el rotor del Walkera 5#10 es realmente manejable (Ilustración 6. Rotor Walkera 5#10), por eso se ha elegido. La estructura de este mismo helicóptero es la que mejor se adapta -ahorrando tiempo de diseño-, por ello se montará con ciertas modificaciones que se explicarán a continuación.



Ilustración 6. Rotor Walkera 5#10

La batería es un elemento crítico que debe dotar a la aeronave de un tiempo de vuelo razonablemente largo, por lo que se ha escogido una batería de 3 celdas (Ilustración 7. Batería) de 11V, en lugar de 1 como el Walkera original. Esto hace que de deba modificar el chasis del helicóptero para poder acoplarla.



Ilustración 7. Batería



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño y Construcción del Helicóptero

El sistema de engranajes, junto con los motores, se han cogido de un helicóptero similar -los del original sufrían desgaste prematuro con pruebas sencillas-. Se han hecho unas pequeñas modificaciones para poder encajar todas las piezas.

En conclusión, el modelo ha derivado de dos elementos principales: los **rotores** y la **batería**. A partir de ahí se ha montado el helicóptero respetando el centro de masas, de tal manera que pasará por el eje de rotación de las palas.

2.3.2 ELECTRÓNICA

Los elementos eléctricos/electrónicos son los siguientes:

- Motores: se ha escogido motores de un helicóptero coaxial de la familia Walkera, el 5#4 (Ilustración 8. Motores DC).



Ilustración 8. Motores DC

- Servos motores: se han instalado unos micro servos XIANGYU DS37 que encajan con la geometría de la estructura del Walkera 5#10 (Ilustración 9. Servo).



Ilustración 9. Servo



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño y Construcción del Helicóptero

- Speed Controllers (Ilustración 10. Speed Controller):



Ilustración 10. Speed Controller

- Módulo APM HK Pilot mini (Ilustración 11. HK Pilot mini): micro controlador con sensores integrados. Dispone de un acelerómetro en cada eje que a la vez hacen las veces de giróscopo.

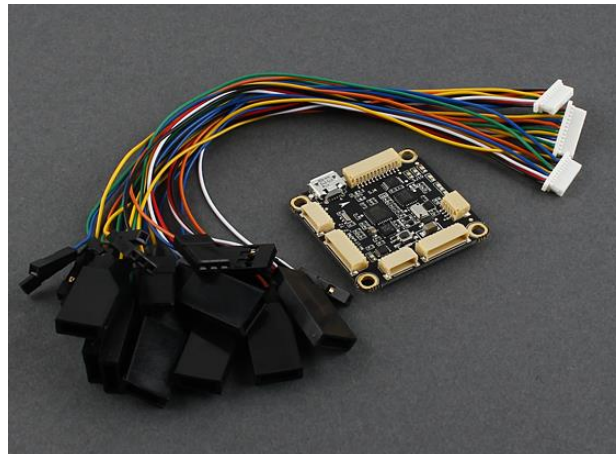


Ilustración 11. HK Pilot mini



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño y Construcción del Helicóptero

2.4 MODELADO EN CAD

El núcleo del Proyecto es sin duda, la caracterización del helicóptero, plantear el modelo matemático y realizar el control. Para poder determinar el comportamiento del sólido, es imprescindible conocer los momentos de inercia. Ya que es algo que no se puede medir fácilmente, se ha optado por modelar lo más fielmente posible la aeronave en Solid Edge, medir la masa de cada pieza con una báscula de precisión y obtener los momentos de inercia gracias a dicho software.

En las figuras se puede apreciar el proceso de montaje del helicóptero (Ilustración 12. Estructura del helicóptero) (Ilustración 13. Helicóptero modelado en CAD) (Ilustración 14. Detalle del cuerpo del helicóptero.).

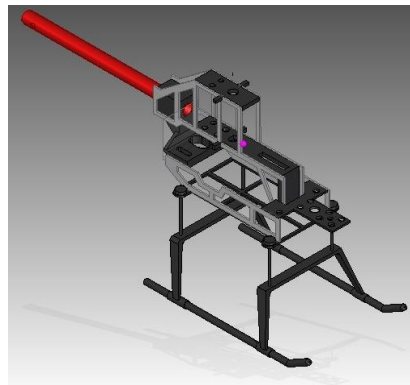


Ilustración 12. Estructura del helicóptero

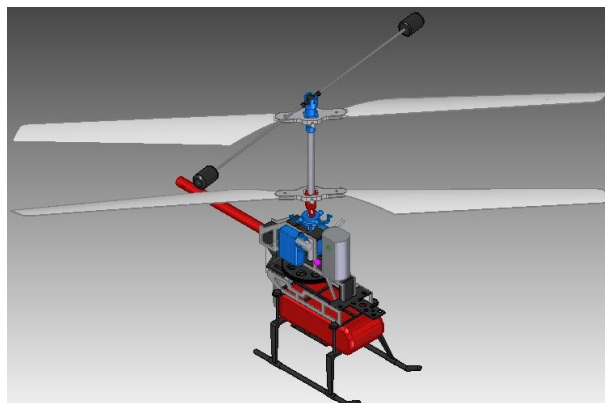


Ilustración 13. Helicóptero modelado en CAD



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Diseño y Construcción del Helicóptero

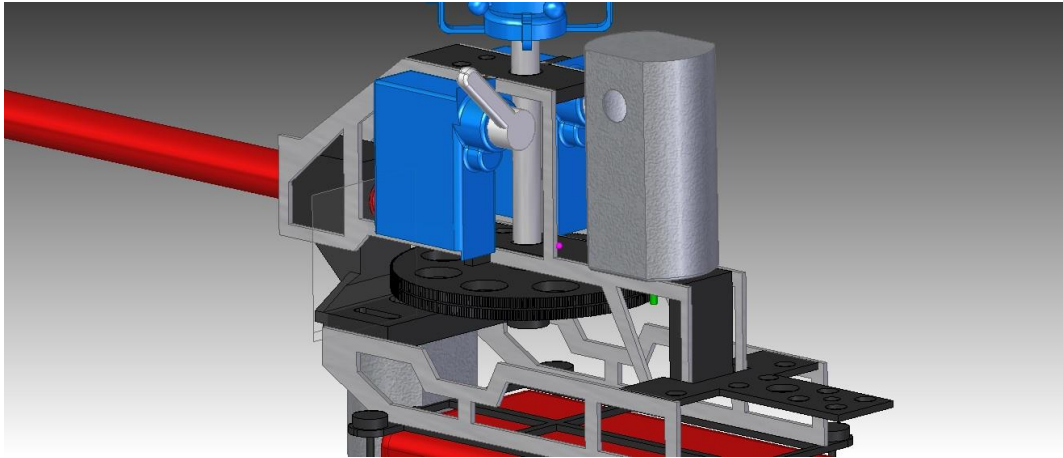


Ilustración 14. Detalle del cuerpo del helicóptero.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Diseño y Construcción del Helicóptero



Capítulo 3 DISEÑO DEL CONTROL

3.1 INTRODUCCIÓN

Este capítulo tiene como propósito explicar:

- Las ecuaciones que lo caracterizan.
- El control de vuelo.
- La integración del control dentro del entorno de simulación.

A lo largo del proceso, como en el capítulo anterior, se intentará apoyar la explicación con recursos como imágenes, esquemas, diagramas y gráficos.

3.2 INTRODUCCIÓN AL MODELADO DE LA PLANTA

La aeronave en cuestión tiene unas peculiaridades en la dinámica que la hacen especialmente interesante a la hora de describir su comportamiento matemáticamente. El helicóptero coaxial consta de 3 sólidos rígidos con diferentes velocidades angulares:

- Chasis (Ilustración 15. Chasis): agrupa toda la estructura y componentes excepto los que rotan relativamente a este (rotor superior, inferior y sólidos solidarios a este movimiento).

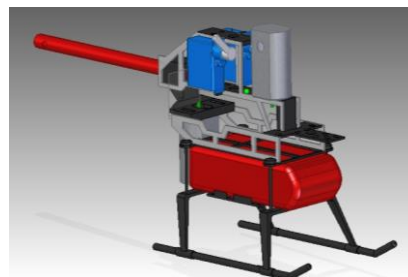


Ilustración 15. Chasis



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño del control

- Rotor superior e inferior (Ilustración 16. Rotor superior e inferior): ambos giran en el mismo eje, pero en sentidos opuestos. No solo se engloban los rotores y las palas, sino también los engranajes y rotor de los motores que giran solidariamente a estos por la unión mecánica.

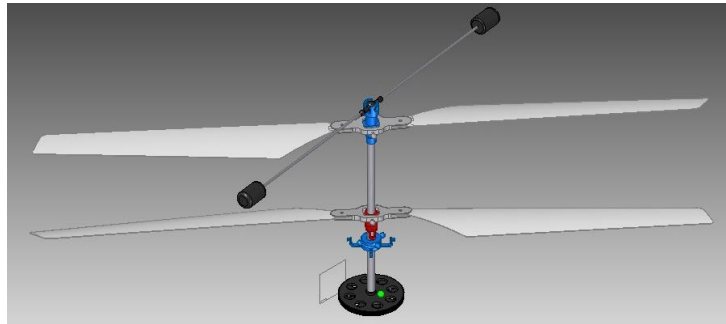


Ilustración 16. Rotor superior e inferior

La dinámica de estos tres sólidos hará que sea especialmente difícil controlar la aeronave, pues los momentos giroscópicos que aparecen debido a la alta velocidad de las palas dificulta tanto el planteamiento como la ejecución.

3.3 *MODELADO DE LA PLANTA DEL HELICÓPTERO*

En este apartado se explicará la dinámica y estática del helicóptero, expresando matemáticamente cada una de ellas.

3.3.1 SISTEMA DE EJES Y MATRIZ DE CAMBIO DE EULER. SÓLIDOS RÍGIDOS Y SISTEMAS INERCIALES Y NO INERCIALES

Para expresar bien la dinámica del helicóptero hay que distinguir entre los sistemas de referencia inerciales y no inerciales [63] [7] [8]. Los sistemas inerciales son aquellos en los que la variación del momento lineal del sistema es igual a las fuerzas reales sobre el sistema, es decir, que sigue las leyes de Newton.

Así, la dinámica de rotación del helicóptero se verá de forma diferente dependiendo de dónde se encuentre el observador. Por ejemplo, un observador situado



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño del control

“montado” en el helicóptero verá la rotación del rotor inferior en un sistema inercial; sin embargo, uno en el suelo lo verá en un sistema no inercial, puesto que a la rotación del rotor se le suma la del helicóptero. Para expresar adecuadamente se deben integrar en el modelo las matrices de cambio de referencia de Euler.

Los ángulos de Euler [9][10] es un sistema de ejes que permite especificar la orientación de un sistema de coordenadas respecto a otro. Los tres ángulos (θ , Φ , Ψ), mediante un sistema de tres giros sucesivos (Ilustración 17) definen el cambio de un sistema a otro.

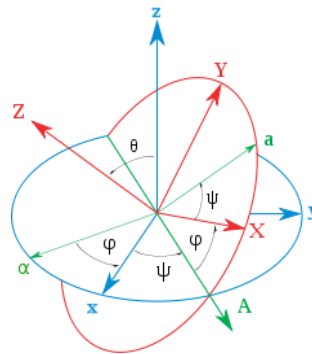


Ilustración 17

El cambio de coordenadas se hace mediante una serie de matrices que cambian el sistema de referencia. Hay una matriz para cada ángulo de navegación (Ilustración 18) del helicóptero (cabeceo, alabeo y guiñada).

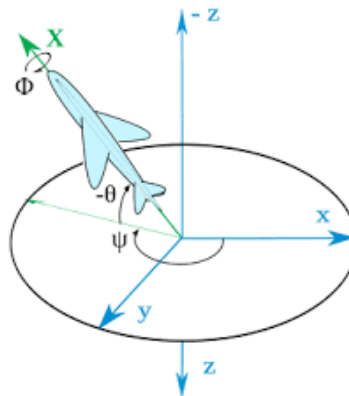


Ilustración 18



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Diseño del control

- Cabeceo(θ):

$$C_{\theta} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix}$$

- Alabeo(Φ):

$$C_{\Phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Phi) & \sin(\Phi) \\ 0 & -\sin(\Phi) & \cos(\Phi) \end{bmatrix}$$

- Guiñada(Ψ):

$$C_{\Psi} = \begin{bmatrix} \cos(\Psi) & \sin(\Psi) & 0 \\ -\sin(\Psi) & \cos(\Psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Una vez obtenidas estas matrices podemos definir la matriz de cambio de coordenadas. $C_n = C_{\Psi} \cdot C_{\theta} \cdot C_{\Phi}$

$$C_n = \begin{bmatrix} \cos(\Psi) \cdot \cos(\theta) & \cos(\theta) \cdot \sin(\Psi) & -\sin(\theta) \\ \cos(\Psi) \cdot \sin(\theta) \cdot \sin(\Phi) - \sin(\Psi) \cdot \cos(\Phi) & \cos(\Psi) \cdot \cos(\Phi) + \sin(\Psi) \cdot \sin(\theta) \cdot \sin(\Phi) & \cos(\theta) \cdot \sin(\Phi) \\ \cos(\Psi) \cdot \sin(\theta) \cdot \cos(\Phi) + \sin(\Psi) \cdot \sin(\Phi) & \sin(\Psi) \cdot \sin(\theta) \cdot \cos(\Phi) - \cos(\Psi) \cdot \sin(\Phi) & \cos(\Phi) \cdot \cos(\theta) \end{bmatrix}$$

Esta matriz permite cambiar de un sistema de coordenadas de navegación al cuerpo (sistema no inercial al inercial). Sin embargo, nos interesa lo contrario, por lo que la matriz deseada será la traspuesta.

Finalmente, es preciso señalar que el sistema de coordenadas que se va a emplear es el siguiente:



Se ha tomado este sistema debido a que los ángulos de Euler se consideran positivos para la elevación del morro del helicóptero en el caso del cabeceo y para la inclinación hacia la derecha en el caso del alabeo.

3.3.2 FUERZAS Y MOMENTOS.

En esta aeronave hay ciertos elementos que generan las fuerzas y momentos que actúan sobre el chasis, que es el sólido rígido principal. Nótese que las magnitudes son escalares.

Fuerzas sobre el sólido:

- Fuerza generada por el rotor superior (siempre ascendente):

$$T1 = b \cdot w_1^2$$

Siendo “ b ” el factor aerodinámico de empuje y “ w_1 ” la velocidad del rotor superior.

- Fuerzas generadas por el rotor inferior:



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Diseño del control

Fuerza ascendente:

$$T2 = b \cdot w_2^2$$

$$T2e = b \cdot w_2^2 \cdot \cos \varphi_x \cdot \cos \varphi_y$$

Siendo T2e la fuerza efectiva ascendente “ w_1 ” la velocidad del rotor y “ φ_x ” y “ φ_y ” los ángulos de Euler del rotor inferior con respecto al chasis.

Fuerza en el eje x: Es producida por la inclinación del rotor inferior, por lo que depende directamente de T2.

$$T3 = T2 \cdot \cos \varphi_x \sin \varphi_y$$

- Fuerza en el eje y: Es análoga a la fuerza en x pero en el eje y.

$$T4 = T2 \cdot \cos \varphi_y \sin \varphi_x$$

Para una visión más rápida e intuitiva de los empujes:

Tabla 1. Empujes generados en el helicóptero

| <i>Empuje</i> | <i>Fórmula</i> | <i>Efectos</i> |
|---------------|---|------------------------|
| T1 | $T1 = b \cdot w_1^2$ | Empuje ascendente |
| T2e | $T2 = b \cdot w_2^2$ $T2e = b \cdot w_2^2 \cdot \cos \varphi_x \cdot \cos \varphi_y$ | Empuje ascendente |
| T3 | $T3 = T2 \cdot \cos \varphi_x \sin \varphi_y$ | Empuje horizontal + |
| | | par sobre el chasis |



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Diseño del control

| | | |
|----|---|---|
| T4 | $T4 = T2 \cdot \cos \varphi_y \sin \varphi_x$ | Empuje horizontal + par sobre el chasis |
|----|---|---|

Pares de arrastre sobre el sólido:

- Par generado por el rotor superior (siempre de guiñada):

$$DT1 = w_1^2 \cdot d$$

- Pares generados por el rotor inferior:

-

Par de guiñada:

$$DT2 = w_2^2 \cdot d$$

$$DT2e = d \cdot w_2^2 \cdot \cos \varphi_x \cdot \cos \varphi_y$$

Siendo DT2e el arrastre efectivo de guiñada y “d” el factor aerodinámico de arrastre.

Par en el eje x:

$$DT3 = DT2 \cdot \cos \varphi_x \sin \varphi_y$$

Par en el eje y:

$$DT4 = T2 \cdot \cos \varphi_y \sin \varphi_x$$

Tabla 2. Pares de arrastre

| <i>Par Arrastre</i> | <i>Fórmula</i> | <i>Efectos</i> |
|---------------------|---|----------------|
| DT1 | $DT1 = w_1^2 \cdot d$ | Par de guiñada |
| DT2e | $DT2 = w_2^2 \cdot d$ $DT2e = DT2 \cdot \cos \varphi_x \cdot \cos \varphi_y$ | Par de guiñada |
| DT3 | $DT3 = DT2 \cdot \cos \varphi_x \sin \varphi_y$ | Par de cabeceo |



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Diseño del control

| | | |
|-----|--|---------------|
| DT4 | $DT4 = T2 \cdot \cos \varphi_y \sin \varphi_x$ | Par de Alabeo |
|-----|--|---------------|

Momentos generados sobre el sólido:

Los momentos que se generen sobre el chasis de la aeronave serán una combinación de las fuerzas, los arrastres y los efectos giroscópicos de los rotores, que al experimentar una variación en el plano de rotación responderán con fuerzas acordes a este efecto. Digamos que el rotor inferior gira en sentido horario y que el superior en el contrario.

La suma de pares que resultan de la acción de las fuerzas, arrastres y efecto giroscópico son:

$$\begin{aligned} & \sum \text{Torques Totales} \\ & = \begin{bmatrix} T4 \cdot \text{RollArmLength} - DT3 \\ -T3 \cdot \text{PitchArmLength} + DT4 \\ DT1 - DT2e \end{bmatrix} \\ & - W_{xyz} \times (I \cdot W_{xyz}) - W_{xyz} \times (I_{rot1} \cdot W_{rot1}) - W_{xyz} \times (I_{rot2} \cdot W_{rot2}) \end{aligned}$$

Siendo:

- "I" matriz de inercias del chasis.
- *RollArmLength* y *PitchArmLength* es la distancia desde el rotor inferior al centro de masas que produce un par debido al empuje.
- " W_{xyz} " vector de velocidades angulares del chasis.
- " I_{rot1} " y " I_{rot2} " las matrices de inercia de los rotores superior e inferior respectivamente.
- " W_{rot1} " y " W_{rot2} " las velocidades angulares de cada rotor.

Es necesario señalar que el helicóptero tiene un estabilizador que gira solidario al rotor superior. La misión de este es contrarrestar el efecto giroscópico que genera el control del ángulo de inclinación del rotor inferior. Cuando este gire en un sentido, el estabilizador, que está libre, girará en el contrario, lo que nos permite despreciar el efecto giroscópico en el diseño del control.

3.3.3 DINÁMICA DE LOS ROTORES Y SERVOS

Los motores son de continua. Podría asumirse que la respuesta es inmediata, sin embargo, para una mayor precisión en el modelado es preciso describir sus ecuaciones dinámicas.

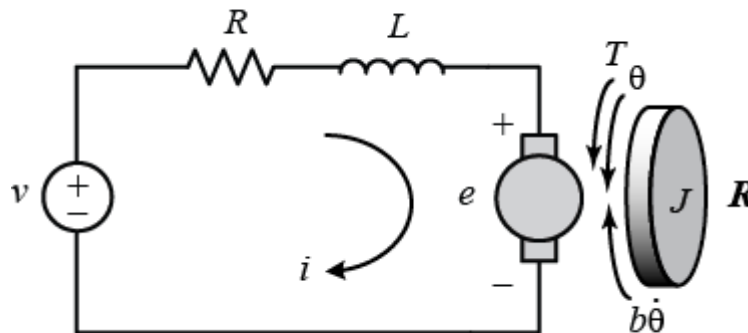


Ilustración 19. Esquema equivalente de un motor DC

Despreciando la inductancia (valor muy pequeño), la fuerza electromotriz será:

$$em = Km \cdot \omega_m$$

Donde:

- em : fuerza electromotriz.
- Km constante electromotriz.
- ω_m : velocidad angular.

El par que generará el motor será:

$$im = (um - em) / Rm$$

$$Tm = Km \cdot im$$

Siendo:

- um : mandos de voltaje a los motores.
- Rm : resistencia en ohmios de los motores.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Diseño del control

- T_m : par que proporciona el motor.

La ecuación mecánica será:

$$\frac{dW_m}{dt} = \frac{1}{I_m} \cdot (T_m - d * W_m^2)$$

Siendo “d” el coeficiente de arrastre.

El valor de W_m que se obtenga será el valor de la velocidad angular de los motores. El sistema de transmisión reduce con un factor de 10 esta velocidad, que será con la que giren ambos rotores.

En cuanto a los servos, la dinámica es similar. Sin embargo, se ha intentado aproximar el modelo a un sistema de primer orden para así sacar su constante de tiempo.

$$TF(s) = \frac{1}{1 + \tau \cdot s}$$

El ensayo, hecho con un medidor “PROFESSIONAL SERVO TESTER” de la marca G.T.POWER determinó que la constante de tiempo se encontraba cercana a 0 (1 ms), por lo que se desestima la dinámica del servo y se supone respuesta inmediata.

Ambos servos funcionan con un rango de ancho de pulso desde 1000 a 2000 ms, desplazándose desde 0° a 180°.



3.3.4 ECUACIONES DINÁMICAS DEL HELICÓPTERO

Las fuerzas y pares que actúan sobre el sólido generan unas dinámicas que habrá que controlar. Estas dinámicas son las de rotación y traslación.

- Rotación: El ángulo de inclinación del rotor inferior genera los pares anteriormente explicados que provocan una aceleración angular sobre el chasis:

$$\frac{dW_{xyz}}{dx} = I^{-1} \cdot \left[\sum \text{Torques} - W_{xyz} \times (I \cdot W_{xyz}) - W_{xyz} \times (I_{rot1} \cdot W_{rot1}) - W_{xyz} \times (I_{rot2} \cdot W_{rot2}) \right]$$

$$\text{Siendo } \sum \text{Torques} = \begin{bmatrix} T4 \cdot \text{RollArmLength} - DT3 \\ -T3 \cdot \text{PitchArmLength} + DT4 \\ DT1 - DT2e \end{bmatrix}$$

- Traslación: Las fuerzas explicadas en el apartado anterior dotan a la aeronave de una aceleración lineal en los ejes x,y y z.

$$\text{Fuerzas} = \begin{bmatrix} -T3 \\ T4 \\ \text{Gravity} \cdot \text{Mass} - T1_T2e \end{bmatrix} + \text{Fuerzas aerodinámicas}$$

Las “Fuerzas aerodinámicas” son aquellas que genera la resistencia al aire. Son despreciables en este caso.

3.3.5 OBTENCIÓN DE LOS PARÁMETROS

Los valores que se les de a ciertos parámetros caracterizarán la aeronave. Es imprescindible que los valores que se empleen al diseñar el control y simular sean los que corresponden a la aeronave, pues de lo contrario, a la hora de implementar el control, este puede ser válido o no.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño del control

Los parámetros que se deben obtener son el factor de empuje y el de arrastre, además de los de los motores (resistencia y KV).

- Factor de empuje: es la relación entre la velocidad angular al cuadrado de un rotor y la fuerza que proporciona en dirección perpendicular al plano de rotación. Debido a que ha sido imposible montar un banco de ensayo adecuado para el tipo de rotor del helicóptero en cuestión, se ha obtenido el factor mediante una aproximación. Suponiendo que mientras los motores funcionan a velocidad nominal, el helicóptero es capaz de contrarrestar la fuerza de la gravedad y mantenerse en el aire. Es sencillo obtener mediante las ecuaciones de la dinámica el empuje.

$$Mass \cdot Gravity = b \cdot (w_1^2 + w_2^2 \cdot \cos \varphi_x \cdot \cos \varphi_y)$$

- Factor de arrastre: este valor va directamente relacionado con el factor de empuje. Dependiendo de las palas, suele ser entre 50 y 100 veces menor. Al no poder encontrar ninguna referencia ni poder realizar ensayo se ha escogido un valor 100 veces menor.

3.4 CONTROLES DEL HELICÓPTERO

El control que se implante en el helicóptero deberá ser lo suficientemente robusto como para que se puedan realizar labores de observación. De lo contrario, los objetivos que se han propuesto no se podrán cumplir. Por otro lado, al disponer de un micro controlador APM no se pueden diseñar controles excesivamente complejos, pues el micro tiene una capacidad de cálculo que puede no cumplir las necesidades requeridas.



3.4.1 PID

Se trata del control más conocido por sus, generalmente, buenos resultados. Combina la acción *proporcional*, *integral* y *derivativa* (Ilustración 20. Controlador PID) aplicada al error. La acción proporcional ajusta su respuesta a la intensidad del error, siendo mayor cuanto mayor es el error. La acción integral compensa el error para eliminarlo totalmente, ya que la acción proporcional y derivativa pueden acumular error. Finalmente, la acción derivativa responde a la derivada del error, lo que proporciona una respuesta mucho más rápida ante errores; el mando que genera es proporcional a la derivada del error, lo que hace posible responder ante este sin necesidad de que tenga un gran valor.

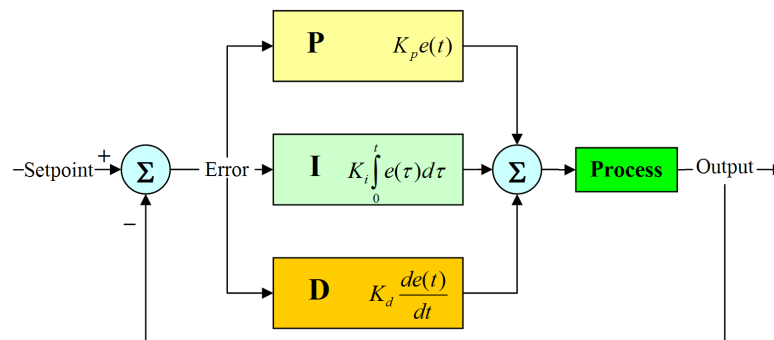


Ilustración 20. Controlador PID

Este tipo de control es, sin duda, de los más robustos y uno de los mejores candidatos.

3.4.2 CONTROL POR LINEALIZACIÓN MEDIANTE REALIMENTACIÓN DE ESTADO

La dinámica de un helicóptero es, como se ha visto, no lineal. Sin embargo, el control pretende que el sólido permanezca estable en torno a un punto de equilibrio. Aquí es donde entra la realimentación de estado. Esta técnica permite hallar un sistema de ecuaciones lineales que dan la misma respuesta en un punto que el



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Diseño del control

sistema original y que, en sus entornos, da una lo suficientemente parecida como para poder diseñar un control válido. En el caso del helicóptero se pretende linealizar en torno al punto de equilibrio siguiente:

- Los 3 ángulos de Euler y sus derivadas son 0.

$$\begin{bmatrix} \theta \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

- Las derivadas de la velocidad lineal son 0.

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} \frac{d^2x}{dt^2} \\ \frac{d^2y}{dt^2} \\ \frac{d^2z}{dt^2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Se planteó el sistema con el siguiente vector de estado:

$$X = [\theta; \phi; \psi; V_{xyz_e}; W_{xyz}; R_{xyz_e}; Wm; \alpha_s]$$

Siendo:

- θ , ϕ y ψ los tres ángulos de Euler.
- V_{xyz_e} las velocidades de traslación con respecto a un sistema no inercial.
- W_{xyz} las velocidades de rotación del chasis (derivadas de los ángulos de Euler).
- R_{xyz_e} la posición con respecto a un sistema no inercial.
- Wm las velocidades de los rotores del helicóptero.
- α_s el ángulo de los servo motores (solo en caso de que se tome en cuenta la dinámica de estos).

Con una función de Matlab y realimentando la derivada del vector de estados, como muestra la Ilustración 21. Realimentación de estado es posible hallar las matrices de estado A, B, C y D. Anexos: Fichero Maestro, Función de Matlab.

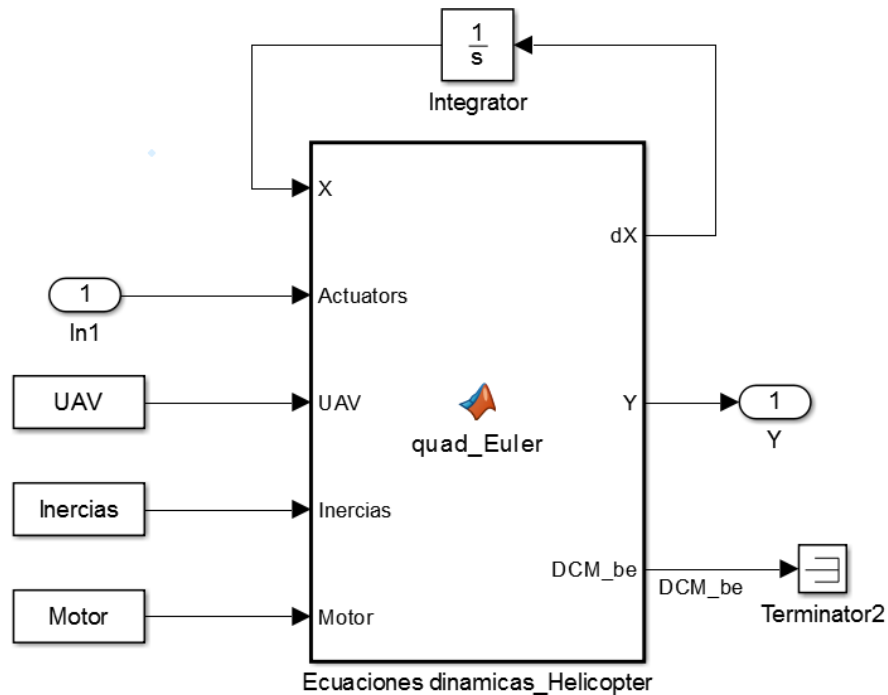


Ilustración 21. Realimentación de estado

Plantear el sistema es verdaderamente provechoso para la asimilación de la dinámica del helicóptero. Sin embargo, el gran número de variables de estado auguran que el control podría ser demasiado complicado y, con la limitación del micro controlador, es más recomendable optar por otra opción, por ejemplo, el PID.

3.4.3 FUZZY CONTROL

Los “*Fuzzy Controls*” son controles que se basan en la lógica difusa. Esta lógica analiza datos analógicos en función de variables lógicas con valores entre 0 y 1. No hay que confundirla con la lógica digital que analiza datos en función de variables que toman los valores 0 o 1. La principal ventaja de los controles basados en lógica difusa es que son particularmente útiles para controlar sistemas no lineales [11].



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Diseño del control

3.4.4 LQR

El “Regulador Cuadrático-Lineal” consiste en determinar el punto de operación mediante ponderaciones previamente definidas. Se ajustan los valores de la matriz de realimentación de estados con el fin de minimizar las desviaciones con respecto al modelo deseado.

Este modelo es excesivamente complejo y mantiene las inconveniencias del peso del programa para el micro controlador. Por ese motivo, no se ha llegado ni a intentar su diseño.

3.4.5 ESTIMADORES DE ESTADO

El micro controlador realiza 6 mediciones con 3 acelerómetros y 3 giróscopos dispuestos en los 3 ejes. A partir de esa medida se saben tanto las aceleraciones angulares como las aceleraciones lineales en las 3 direcciones. Sin embargo, existe el riesgo de que se tomen medidas erróneas por el intenso ruido que experimentará el micro por los motores o simplemente por el propio micro.

Para ello es recomendable estimar el valor de las medidas a partir de los valores de las salidas. Efectivamente, los estimadores se engloban dentro del control por realimentación de estado y, aunque no se va a emplear este método, sí que son realmente útiles (y se van a emplear) para que el control no se haga inestable por las medidas erróneas.

Nuestro estimador (Ilustración 22. Estimador de ángulos de Euler) nos dará los valores de los ángulos de Euler a partir de las medidas de los 3 giróscopos y acelerómetros, ponderando los valores de cada uno.

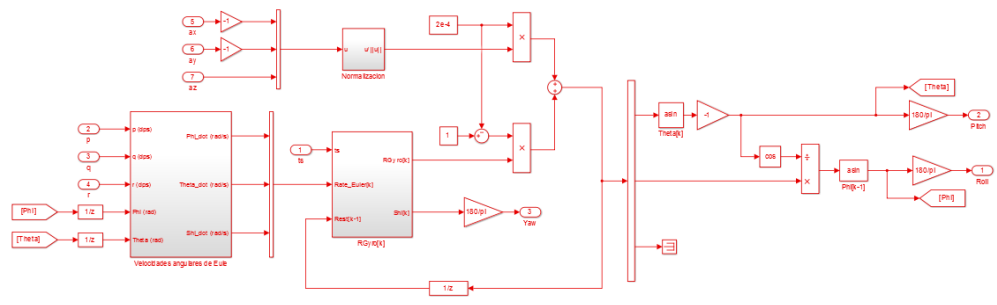


Ilustración 22. Estimador de ángulos de Euler

3.5 CONTROL DEL HELICÓPTERO

El control que se escoge para estabilizar la aeronave es un PID, ya que no conlleva una gran capacidad de cálculo y es suficientemente robusto, como se verá más adelante. Por otro lado, se incluye el estimador de estado (Ilustración 22. Estimador de ángulos de Euler) para obtener el valor de los ángulos de Euler a partir de las 6 medidas.

3.5.1 CALIBRADO DE LA IMU

La IMU es la encargada de tomar medidas. Como se ha comentado antes, contiene 3 acelerómetros y 3 giróscopos.

Para garantizar que toma medidas que reflejen verazmente las aceleraciones y giros del helicóptero se calibra, eliminando la componente continua. De esta forma tendremos dos filtros (Ilustración 23. Calibración de la IMU), uno paso bajo para los acelerómetros y otro paso alto para los giróscopos. En el proceso de calibración se deja actuar a los filtros durante 20 segundos; finalmente, los offsets han desaparecido o son despreciables.

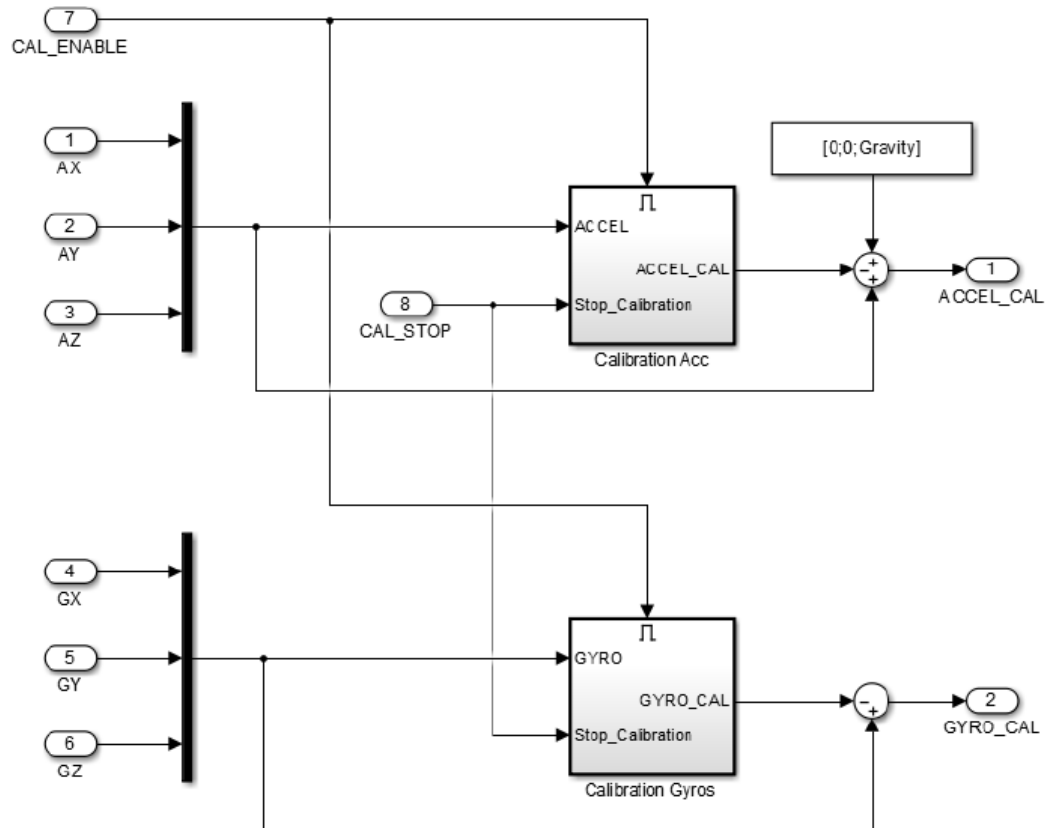


Ilustración 23. Calibración de la IMU

3.5.2 CONTROL

El control es un PID un tanto peculiar, ya que se realimentan los ángulos y las velocidades angulares. Estos valores se operan con las ecuaciones propias del helicóptero en varios puntos.

La estrategia que se ha seguido es la que plantea el entorno de simulación. El objetivo es crear unos mandos virtuales que permitan que la planta sobre la cual diseñar el control sea la siguiente:

$$P(s) = \frac{1}{s^2}$$

Esta planta formada por un doble integrador permitirá que el control que se diseñe sea el mismo independientemente de la planta. El control nos dará 4 mandos virtuales, que se corresponden con el control de throttle, y los 3 ángulos de Euler.



Aquí es donde se ha modificado el entorno de simulación para adecuarlo a mi aeronave.

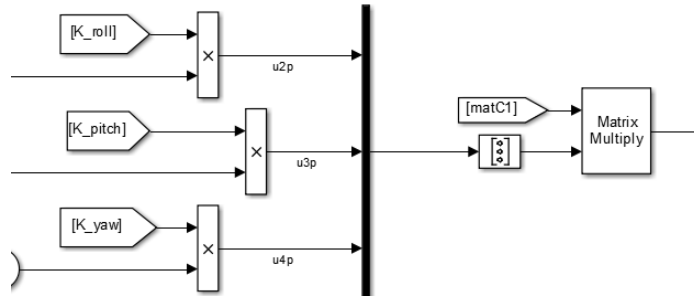


Ilustración 24. matC1·MANDOS

Los mencionados 4 mandos virtuales que da el control se multiplican por la inversa de una matriz característica del sistema, “matC1” (Ilustración 24. matC1·MANDOS), que convierte los mandos virtuales en los empujes definidos en “3.3 Modelado de la planta del helicóptero”.

$$\begin{bmatrix} T1 \\ T2 \cdot \cos \theta_x \cos \theta_y \\ T2 \cdot \cos \theta_x \cdot \sin \theta_y \\ T2 \cdot \cos \theta_y \cdot \sin \theta_x \end{bmatrix} = T^{-1} \begin{bmatrix} U1 \\ U2 \\ U3 \\ U4 \end{bmatrix}$$

Siendo:

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{ratio_{TDT}}/L_{roll} & 1 \\ 0 & 0 & 1 & \frac{1}{ratio_{TDT}}/L_{pitch} \\ 1 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

- ratioTDT: la relación entre los factores de empuje y arrastre.

Nótese que los empujes están normalizados, por ellos se divide entre el brazo de roll y pitch los términos de los empujes que dan par.

Una vez tenemos los empujes que nos darían los mandos virtuales que se han obtenido con el control, se deben hallar los mandos reales que darían esos empujes. Para ello, se llevan a cabo unas cuantas operaciones, como muestran las imágenes Ilustración 25. Mandos reales a partir de empujes 1 y Ilustración 26. Mandos reales a partir de empujes 2 .

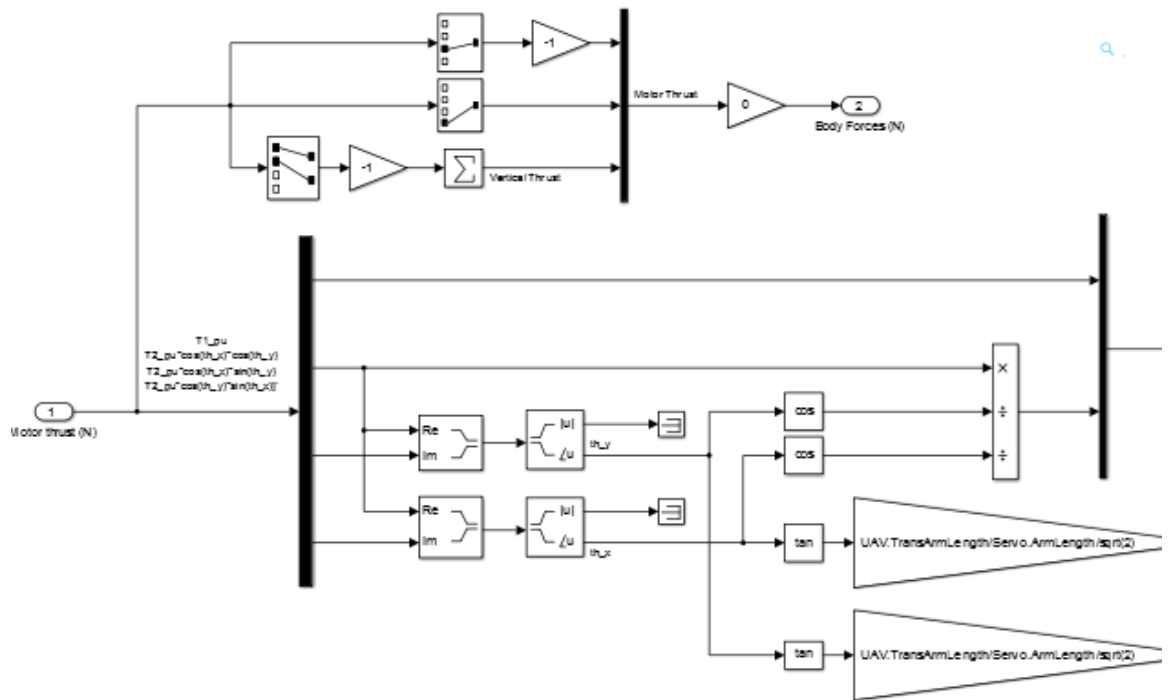


Ilustración 25. Mandos reales a partir de empujes 1

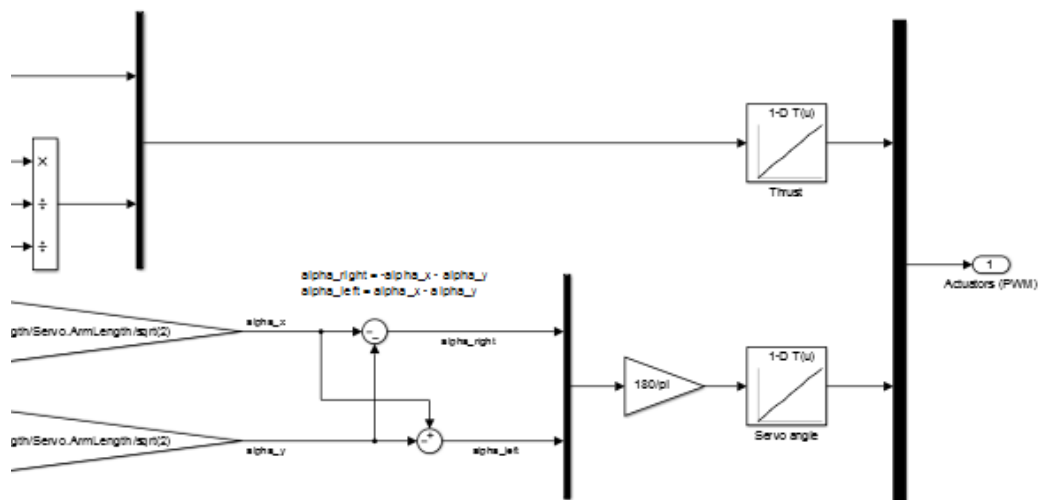


Ilustración 26. Mandos reales a partir de empujes 2



Airframe, que contiene un modelo de simulación del helicóptero (Bloques modificados del Airframe). En él entran los actuadores y parámetros de entorno. Con ellos, y tras una serie de bloques de operaciones que han sido debidamente modificados para que representen fielmente la respuesta del helicóptero, obtendremos las fuerzas y los pares que actúan sobre él. En la imagen Bloques modificados del Airframe se indican en recuadros rojos los bloques que han sido modificados.

3.5.2.1 Gravity force calculation

Antes de iniciar la simulación, se simula que la gravedad no se ve afectada por los motores. Estos entrarán en juego una vez se le dé la señal de simular.

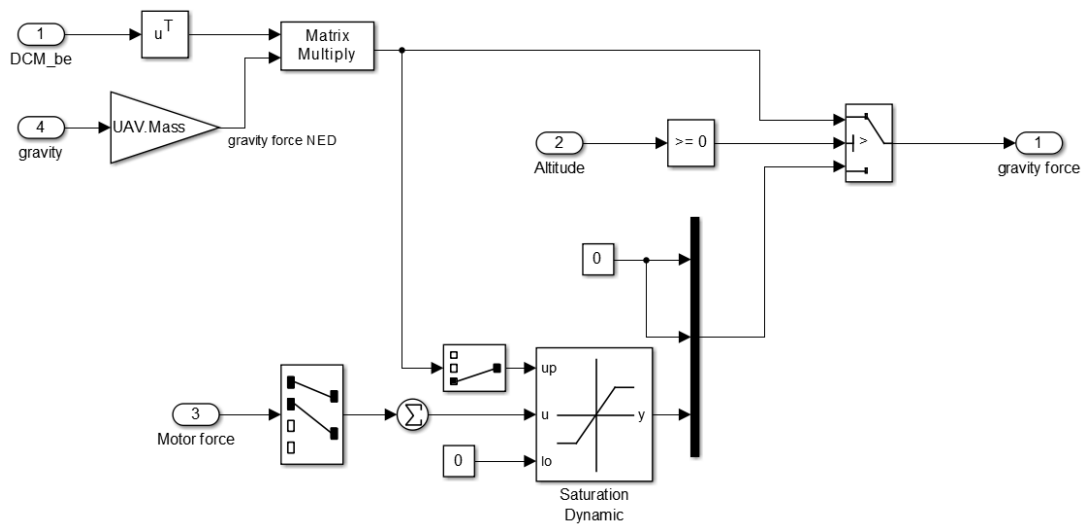


Ilustración 27. Gravity force calculation

3.5.2.2 Actuators dynamics.

A partir de los actuadores que se han calculado en el controlador (Ilustración 26. Mandos reales a partir de empujes 2) se obtienen los ángulos de inclinación del rotor inferior (Ilustración 28. Actuators dynamics 1).

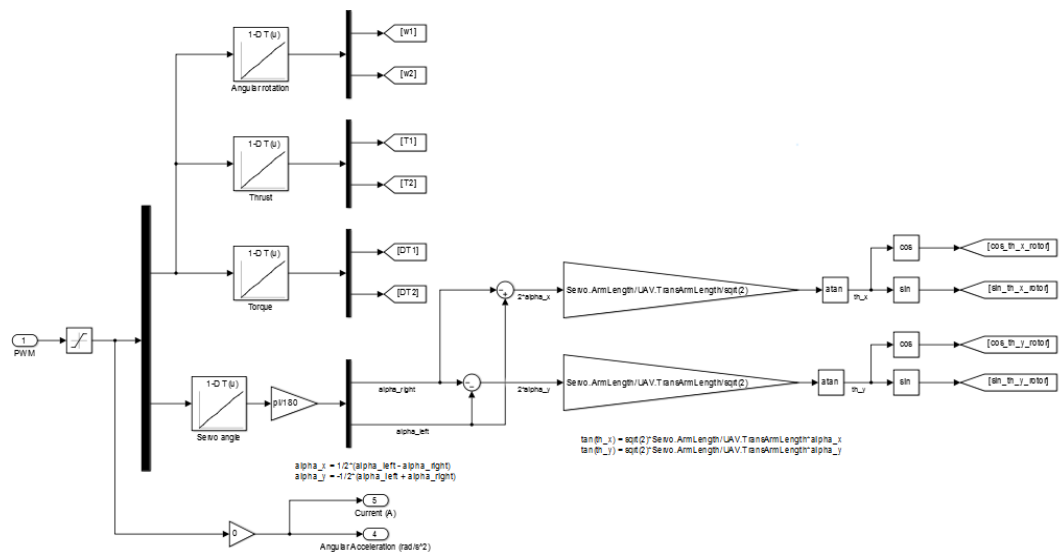


Ilustración 28. Actuators dynamics 1

Estos bloques obtienen los vectores de velocidades angulares (Ilustración 29. Actuators dynamics 2), empujes (Ilustración 30. Actuators dynamics 3) y arrastres (Ilustración 31. Actuators dynamics 4), que son combinación no lineal de los



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño del control

ángulos de inclinación del rotor inferior, de las velocidades de los rotores, sus empujes y sus arrastres.

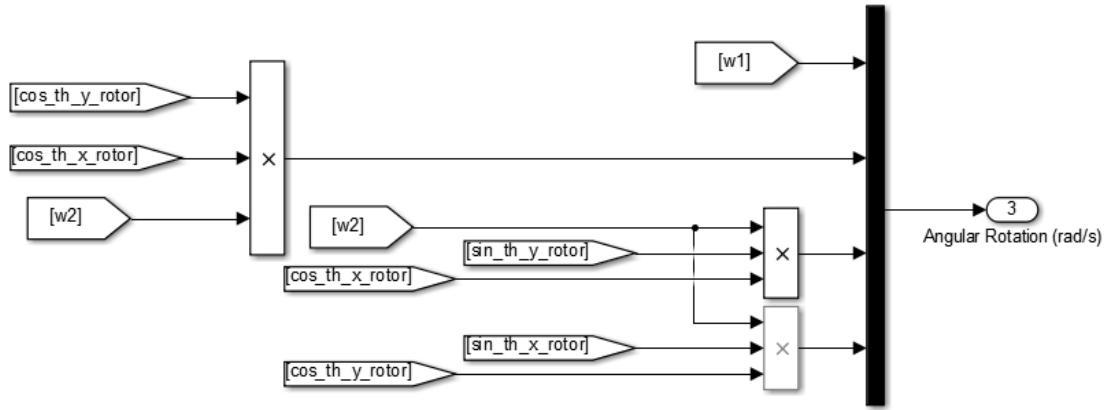


Ilustración 29. Actuators dynamics 2

Ilustración 30. Actuators dynamics 3

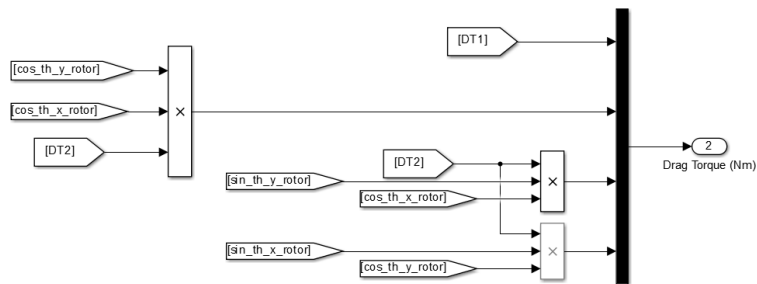


Ilustración 31. Actuators dynamics 4



3.5.2.3 Applied Force Calculation

A partir de la gravedad, las fuerzas aerodinámicas del entorno y los empujes obtenidos en Ilustración 30. Actuators dynamics 3, se obtienen las fuerzas sobre el chasis que provocarán aceleraciones lineales en los 3 ejes.

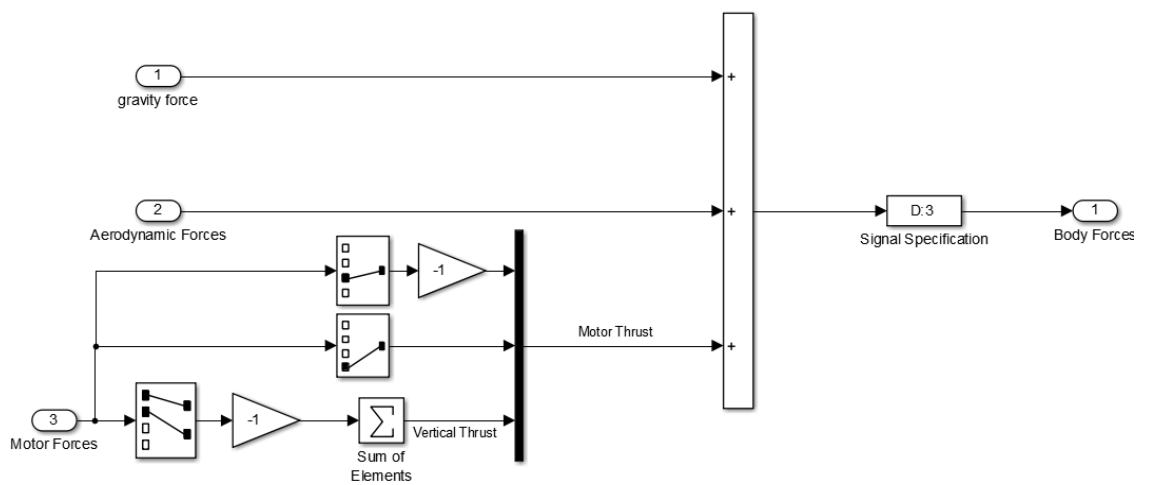


Ilustración 32. Applied force Calculation

3.5.2.4 Applied Torques

De nuevo, se operan los empujes, esta vez junto con las velocidades y aceleraciones angulares para obtener los pares sobre el chasis (Ilustración 33. Toques Calculation 1)(Ilustración 34. Torques Calculation 2).

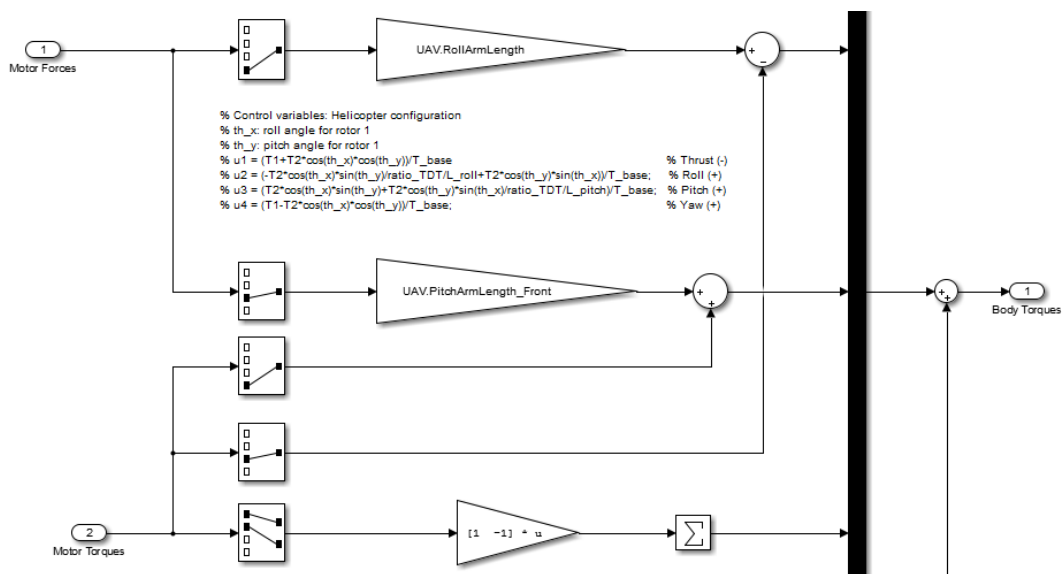


Ilustración 33. Toques Calculation 1

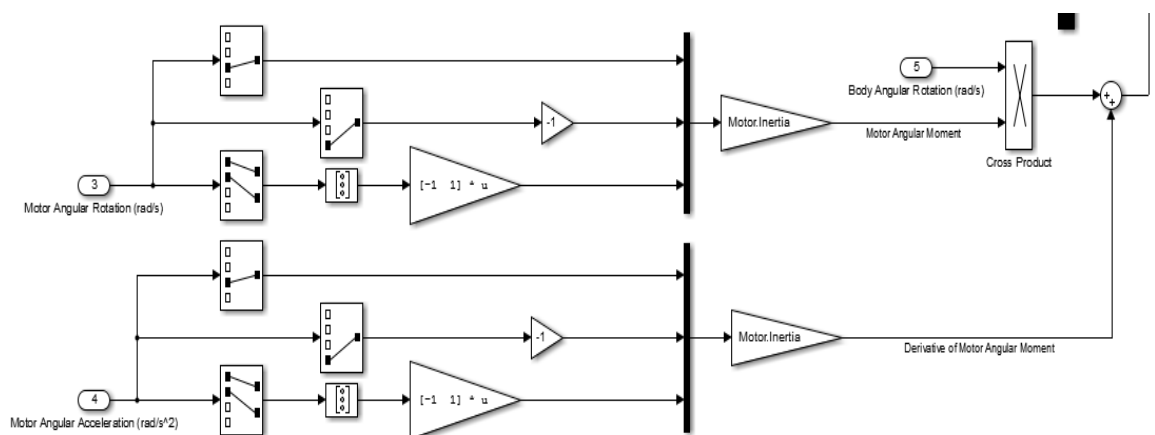


Ilustración 34. Torques Calculation 2



3.6 SIMULACIÓN E IMPLEMENTACIÓN

3.6.1 SIMULACIÓN

Una vez determinada toda la física del helicóptero, se simula la respuesta que este tendría ante un vuelo. Utilizamos el PID Attitude Control el Navigation Control y del entorno de simulación, que “envía” una referencia de un escalón en el eje z (Ilustración 35. Desplazamiento vertical), después otros dos en cada eje horizontal (Ilustración 36. Desplazamiento Horizontal; **Error! No se encuentra el origen de la referencia.**).



Ilustración 35. Desplazamiento vertical



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño del control

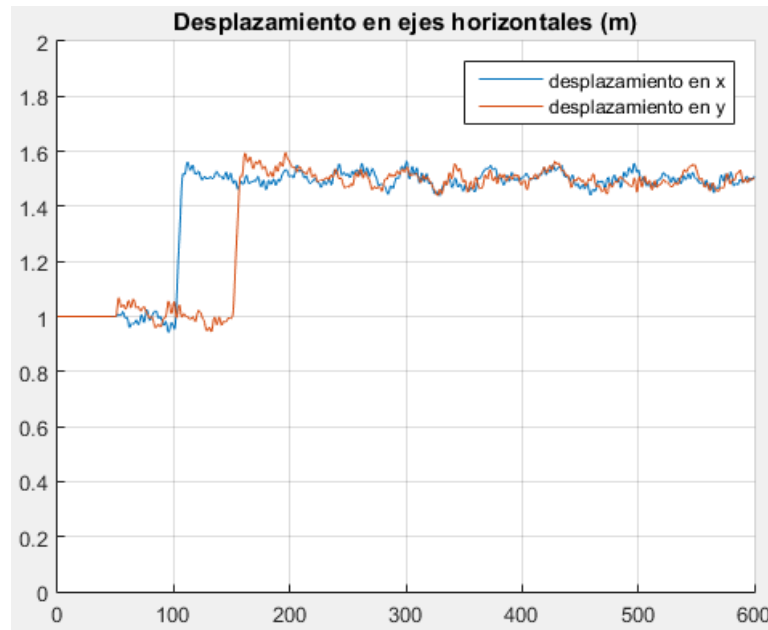


Ilustración 36. Desplazamiento Horizontal

Como se puede apreciar, el resultado es realmente satisfactorio. El control de guiñada, como es de esperar por su sencillez, es realmente estable. Los ángulos también se mantienen en valores en los que la aeronave se mantiene estática y estable (Ilustración 37. Ángulos de Euler).

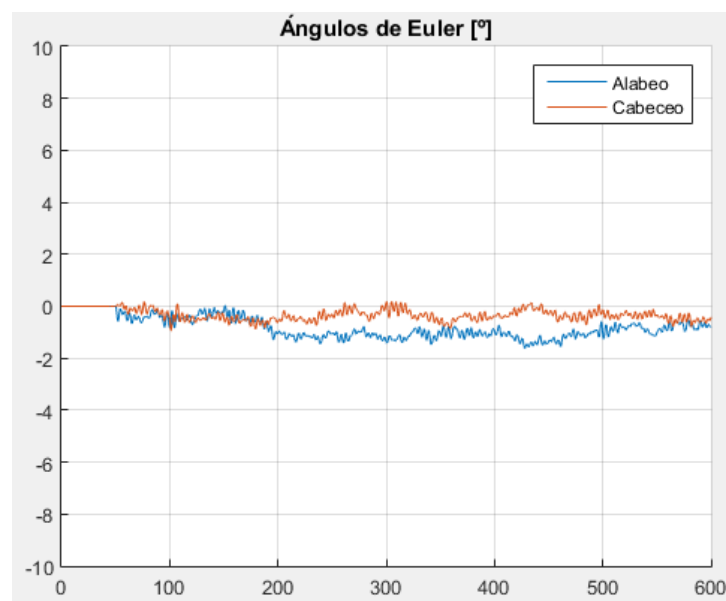


Ilustración 37. Ángulos de Euler



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño del control

Se puede apreciar una ligera desviación media de los ángulos. Probablemente está provocada por los desiguales valores del tensor de inercia, que obliga al control a inclinar ligeramente el rotor inferior. En la implementación del control es posible que esto cause problemas, más incluso cuando los momentos de inercia no sean los de la simulación debido a diversos factores.

3.6.2 IMPLEMENTACIÓN DEL CONTROL

Una vez simulado satisfactoriamente el control, la implementación debería ser sencilla. Sin embargo, existen diferentes riesgos y problemas que pueden llevarla a fracaso:

- El cableado y los controladores de velocidad (Ilustración 38. Helicóptero completo con cableado) añaden peso que no se tuvo en cuenta en el modelado (Ilustración 13. Helicóptero modelado en CAD). Debido a esto el control de altura no será tan preciso, y las inercias cambiarán sensiblemente. Se debe cambiar el valor de la masa con el que se diseña el control y es preciso aumentar los valores de los momentos en el eje z y x .

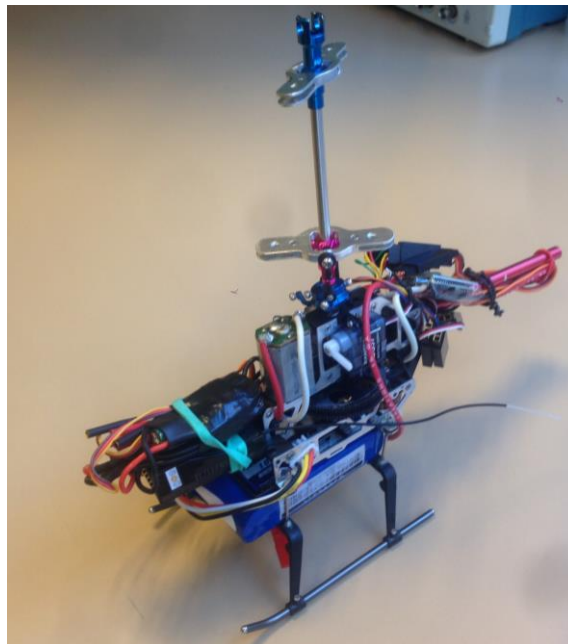


Ilustración 38. Helicóptero completo con cableado



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Diseño del control

- Se debe aprender a calibrar el micro controlador, así como la emisora, lo que seguramente dará problemas y será necesario la lectura de documentación [12].
- Puede que sea necesario hacer ajustes en los controles o, incluso redefinir la estrategia y tener que recurrir a otros (3.4 Controles del helicóptero).

Desafortunadamente, por temas de tiempo, solo se consiguió volcar el programa en el microcontrolador, pero sin llegar a volar. El problema que no se pudo llegar a solventar fue el inicio del programa, es decir, la máquina de estados (Ilustración 39. Máquina de estados) que determina las fases de calibración de la IMU y armado de los controladores de velocidad no logró entrar en el modo de vuelo.

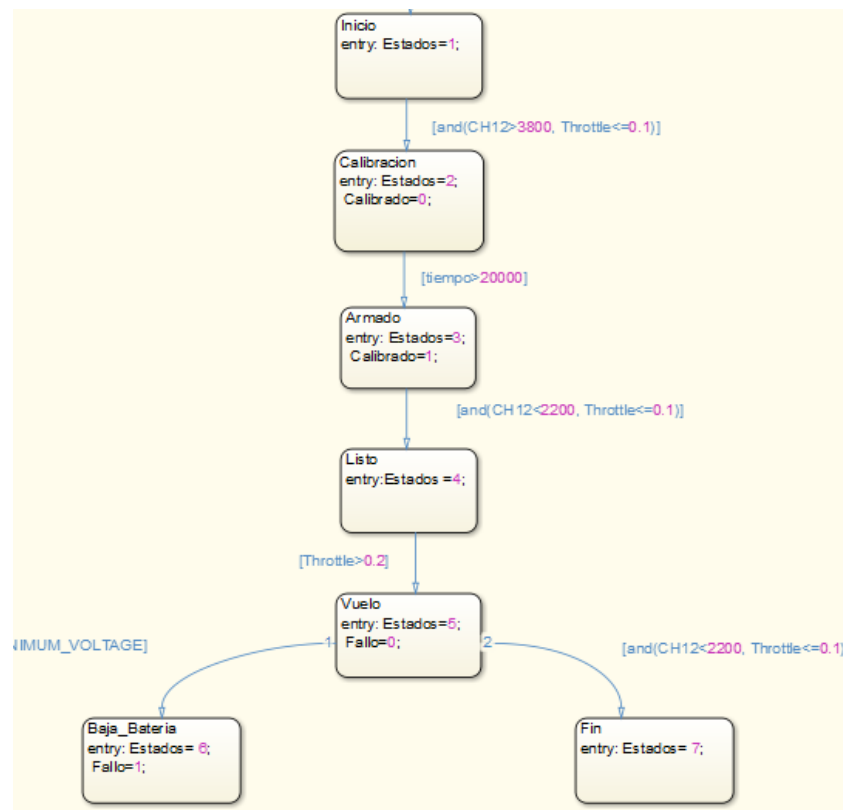


Ilustración 39. Máquina de estados



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Diseño del control



Capítulo 4 CONCLUSIONES

Para concluir, es necesario revisar los objetivos cumplidos y los que faltan por cumplir.

Se ha llevado a cabo un profundo estudio sobre el diseño mecánico del helicóptero, que no solo termina en el prototipo, sino que es base para un futuro modelo mucho mejor desarrollado.

Por otro lado, el trabajo más importante se ha desarrollado en el modelado matemático del helicóptero, así como el diseño del control. La mayor aportación, en definitiva, ha sido incluir en la herramienta una nueva aeronave, lo que amplía más el valor de este software. En definitiva, se ha dado un gran paso en el camino hacia el desarrollo de aplicaciones concretas, salvando todo el desarrollo del control.

La otra cara de la moneda es que no ha sido posible implementar el control debido a la falta de tiempo. Habría hecho falta más formación en la implementación del control; no se han logrado dominar las funciones de la emisora para hacer pruebas. Sin embargo, este paso no debería conllevar demasiado trabajo, puesto que lo más complicado y costoso ya se ha alcanzado.

En definitiva, durante el transcurso del proyecto se han alcanzado la mayoría de los objetivos, remarcando el modelado y diseño del control, de mayor dificultad.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Conclusiones



Capítulo 5 FUTUROS DESARROLLOS

A primera vista, queda claro que para finalizar el proyecto habría que ponerlo a volar. Sería necesario que se solventaran los problemas con la emisora y el microcontrolador. También sería necesario valorar otras estrategias de control si esta no funcionara, como alguno que se hubiera mencionado antes.

Por otro lado, el futuro de este diseño pasa por emplear materiales de mejor calidad y ligeros. Ya que el modelo matemático está perfectamente determinado, no haría falta volverlo a hacer, sino únicamente medir ciertos parámetros y sustituir.

Sería recomendable también cambiar de micro controlador para futuras aplicaciones, como la visión en directo. Una posible alternativa puede ser el micro Open Pilot, que está incluido en el fichero de implantación, así se ahorraría tiempo en incluir en los ficheros uno nuevo.

Sería interesante añadir ciertos complementos al helicóptero:

- GPS.
- Cámara de video.
- Vuelo autónomo.

Estas aplicaciones podrían servir para las que anteriormente se han mencionado, como aquellas que requieran una capacidad de observación de alta calidad, durante periodos de tiempo relativamente largos para una aeronave de estas características y que tenga una versatilidad suficiente como para realizar tomas estáticas en lugares en los que un UAV convencional no llegaría.



Capítulo 6 ESTUDIO ECONÓMICO

El proyecto no está enfocado a la producción en masa ni tampoco a su comercialización entre potenciales compradores, como por ejemplo Iberdrola, Acciona, Endesa o cualquier otra empresa con grandes infraestructuras. Por ello, no se realizaron estudios de viabilidad económica, tan solo se valoraron los riesgos que no permitieran alcanzar los objetivos, como se ha visto en el transcurso de la memoria. El valor de este trabajo reside en el *know how* que se adquiere para posteriores desarrollos, ya que es un camino largo que ha de ser recorrido antes de poder llegar a tener una aeronave lista para volar. Por tanto, no tiene un interés económico inmediato, sino que los beneficios se aprecian a un largo plazo.

En conclusión, este trabajo es el primer paso para conseguir aplicaciones reales y rentables, por lo que debería considerarse en el balance de cualquier proyecto como un coste fijo.

Por otro lado, los costes que se han tenido se resumen en las siguientes tablas.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Estudio económico

Tabla 3. Desglose gastos materiales

| <i>Elemento</i> | <i>Descripción</i> | <i>Precio [euros]</i> |
|------------------------------------|--------------------|-----------------------|
| Pesos del estabilizador | HM-5-10-Z-02 | 3,23 |
| Barra del estabilizador | HM-5-10-Z-03 | 3,23 |
| Base de la batería | HM-5-10-Z-11 | 4,06 |
| Batería | - | 21 |
| Pieza de cola | HM-5-10-Z-13 | 4,06 |
| Main Shaft | HM-5-10-Z-08 | 4,06 |
| Pieza Rotor | HM-5-10-Z-17 | 4,06 |
| Main interior Shaft | HM-5-10-Z-21 | 7,26 |
| Juego de tornillería | HM-5-10-Z-23 | 4,06 |
| Motores de escobillas | HM-5-10-Z-25 | 7,21 |
| Juego de rodamientos | HM-5-10-Z-22 | 5,09 |
| Juego de piezas estructura | HM-5-10-Z-14 | 7,26 |
| Estructura aluminio | HM-5-10-Z-12 | 7,7 |
| Juego portapalas | HM-5-10-Z-19 | 16,42 |
| Transmisor posición rotor inferior | HM-5-10-Z-18 | 14,5 |
| Servos | HM-5-10-Z-24 | 13,15 |
| Juego uniones palas | HM-5-10-Z-04 | 21,97 |
| Emisora Walkera | HM-5-10-Z-32 | 44,77 |



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Estudio económico

Tabla 4. Gastos en Materiales

| | | |
|--------------------------|-------------------------------|------------|
| <i>Gastos materiales</i> | <i>Gastos generales (12%)</i> | 23,1708 € |
| | I.V.A. (21%) | 40,5489 € |
| | Total Parcial | 256,8097 € |

Tabla 5. Desglose gastos ingeniería

| <i>Elemento</i> | <i>Cantidad</i> | <i>Precio [euros/hora]</i> |
|--|-----------------|----------------------------|
| Horas de Ingeniero de control Superior | 20 | 44,6 |
| Hora Ingeniero Mecánico Superior | 8 | 44,6 |
| Hora Ingeniero de control Técnico | 400 | 23,78 |

Tabla 6. Gastos en ingeniería

| | | |
|-----------------------------|-------------------------------|-------------|
| <i>Gastos de ingeniería</i> | <i>Gastos generales (12%)</i> | 1247,70 € |
| | I.V.A. (21%) | 2183,48 € |
| | Total Parcial | 13.828,68 € |

Tabla 7. Gastos totales

| | |
|--|---------------|
| <i>Presupuesto de Ejecución Material</i> | 256,8097 € |
| Presupuesto de Ingeniería | 13.828,68 € |
| Presupuesto general del proyecto | 14.085,4897 € |



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Estudio económico

Nótese que se han tenido en cuenta impuestos y gastos generales como si fuera un proyecto desarrollado para venderse. Si, como se ha dicho en la conclusión, es un proyecto sin intención de ser comercializado, solo se deberían tener en cuenta los gastos directos, es decir, materiales y horas de ingeniería.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Estudio económico



BIBLIOGRAFÍA

- [1] G., L. J. (2004). Development of the Autogiro: A technical perspective. *Journal Aircraft*, 765-781.
- [2] Holger Duda, I. P. (s.f.). Flight performance of lightweight gyroplanes. *28th International Congress of the Aeronautical Sciences*.
- [3] http://www.rcvliegshop.eu/exploded_view/user%20manual%20HM%205_8.pdf. (s.f.)
- [4] https://pixhawk.ethz.ch/micro_air_vehicle/coax . (2010).
- [5] Parra Sánchez, N. (Septiembre, 2015). Diseño y construcción de un helicóptero coaxial controlado sobre android. *U.P.M.*
- [6] Zurbriggen, F. (February 8, 2010). PixHawk – Dynamic Model and sensor Fusion.
- [7] Marion, J. B. (1975). *Dinámica clásica de las partículas y sistemas*. Reverté.
- [8] Amezcua Paredes, R., & Pineda Salgado, A. G. (2013). *Sistema de referencia inercial: análisis de funcionamiento, fundamentos y evolución* (Doctoral dissertation).
- [9] Shoemake, K. (1994). Euler angle conversion. *Graphics gems IV*, 222-229.
- [10] Diebel, J. (2006). Representing attitude: Euler angles, unit quaternions, and rotation vectors. *Matrix*, 58(15-16), 1-35.
- [11] Wang, H. O., Tanaka, K., & Griffin, M. F. (1996). An approach to fuzzy control of nonlinear systems: stability and design issues. *IEEE transactions on fuzzy systems*, 4(1), 14-23.
- [12] <http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/uploads/608361865X1450129X34.pdf>



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Bibliografía



Parte II ANEXOS

&

CÓDIGO FUENTE



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Bibliografía



Capítulo 1 CÓDIGO FUENTE 1

1.1 CÓDIGO FUENTE DE REALIMENTACIÓN DE ESTADO

1.1.1 FICHERO DE CONFIGURACIÓN

```
clc
clear
format short e

% Gravity (m/s^2)
Gravity=9.81;

%% Sampling times
% Sampling time for RC transmitter
ts_PPM=20e-3;
% Sampling time for IMU and STATE ESTIMATION
ts_IMU=10e-3;
% Sampling time for UART
ts_UART=20e-3;
% Sampling time for ATTITUDE CONTROL
ts_ATT_CONTROL=10e-3;
% Sampling time for NAVIGATION CONTROL
ts_NAV_CONTROL=20e-3;

%% SIMULATION PARAMETERS
% Simulation final time
tfin=600;

%% HARDWARE COMPONENTS
% IMU
run('../HARDWARE_COMPONENTS/config_MPU60X0')
% COMPASS
run('../HARDWARE_COMPONENTS/config_HMC5883L')
% PX4FLOW
run('../HARDWARE_COMPONENTS/config_PX4FLOW')
% LIDAR LITE
run('../HARDWARE_COMPONENTS/config_LIDAR_LITE')

%% Model parameters
% ModelParam_QuadAntonio
% ModelParam_QuadNestor
% ModelParam_Tricopter
ModelParam_CoaxHeli
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
%% Bus definitions
BusDefinitionUAV;
% BusDefinitionMotor;
BusDefinitionCommand;
BusDefinitionSensors;
BusDefinitionEnvironment
BusDefinitionStates;

%% Variants Conditions
% Add enum structure for the Variants

Simulink.defineIntEnumType('Variants',{ 'Command', 'Vehicle', 'Environment', 'Actuator', ...

'Visualization', 'RigidBody', 'AttitudeEstimator', 'NavigationEstimator'}, [0;0;0;0;0;0;0;0;0]);
% Command: 0-Signal Builder / 1-Joystick / 2-Data
Variants.Command = 0;
% Environment: 0-Constant / 1-Variable
Variants.Environment = 0;
% Visualization: 0-Scopes / 1-Workspace / 2-Flightgear / 3-MAVLink
Variants.Visualization = 0;
% Actuators: 0-BLDC / 1-Instantaneous / 2-First order
% 0 - BLDC dynamics: motor model and rotor gyroscopic torques (slow simulation)
% 1 - Instantaneous actuator without rotor gyroscopic torques (fast simulation)
% 2 - First order actuator without rotor gyroscopic torques (slow simulation)
Variants.Actuator = 1;
% Rigid Body Dynamics : 0-Aerospace Blockset Euler / 1-Aerospace Blockset Quaternions / 2-Euler / 3-Quaternion
Variants.RigidBody = 0;
% Vehicle: 0-Quadcopter / 1-Tricopter / 2-Coaxial helicopter / 3-Hybrid RVJET
% Variants.Vehicle = Defined in ModelParam_* file
% Attitude estimator
% 0 - Divided Difference Filter NO FUNCIONA
% 1 - EKF desacoplado no lineal OK
% 2 - EKF desacoplado lineal OK
% 3 - EKF (Extended Kalman Filter) OK
% 4 - Filtro complementario no lineal OK GOLD
% 5 - Multiplicative extended Kalman Filter (MEKF) OK SILVER
% 6 - Quaternion complementary Filter OK
Variants.AttitudeEstimator = 4;
% Navigation Estimator: 0-GPS / 1-Infrared
Variants.NavigationEstimator = 0;

%% Initial values
% Initial date
InitialValues = struct('Date', [2015 1 1 0 0 0]);
% Madrid GPS coordinates
InitialValues.PosLLA = [40.4167754 -3.70379019999999576 646.4];
% NED frame coordinates
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
InitialValues.PosNED = [1 1 0];
% Body velocity
InitialValues.VelBody = [0 0 0];
% NED Velocity
InitialValues.VelNED = [0 0 0];
% Euler angles
InitialValues.Euler = [0 0 0];
% Quaternions
InitialValues.Quaternion = [1 0 0 0];
% Body Angular Rates
InitialValues.AngRates = [0 0 0];
% Earth Reference frame
InitialValues.Greenwich = 0;
% Throttle para compensar el peso
InitialValues.StationaryThrottle =
interp1(Motor.ThrustData, Motor.PWMData_pu, UAV.Mass*Gravity/UAV.num
_motors);

%% Attitude Control Design
Control=PIDAttitudeControl(UAV, Motor, Variants, ts_ATT_CONTROL, Gravi
ty);
param_ATT_CONTROL = [ Control.K_roll Control.invTi_roll
Control.Td_roll Control.b_roll ...
Control.K_pitch Control.invTi_pitch Control.Td_pitch
Control.b_pitch ...
Control.K_yaw Control.invTi_yaw Control.Td_yaw
Control.b_yaw]';
% Maximun angle for RC channel (rad)
Control.ang_max = 15*pi/180;
% Maximun yaw rate for RC channel (rad/s)
Control.yaw_rate_max = 35*pi/180;

%% Navigation Control Design
Navigation=PIDNavigationControl(ts_NAV_CONTROL);
param_NAV_CONTROL = [ Navigation.K_x Navigation.invTi_x
Navigation.Td_x Navigation.b_x Navigation.N_x ...
Navigation.K_y Navigation.invTi_y Navigation.Td_y
Navigation.b_y Navigation.N_y ...
Navigation.K_z Navigation.invTi_z Navigation.Td_z
Navigation.b_z Navigation.N_z]';

%% Other parameters
% Calibration filter for IMU
alfa_CAL_IMU=0.995;
% Calibration filter for POSITION
alfa_CAL_POS=0.95;

%% SENSOR DYNAMICS PARAMETERS
SensorParameters

%% MAVLink
% Magic or seed byte for version checking
MAVLINK_MESSAGE_CRCS =uint8([...
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```

50 124 137 0 237 217 104 119 0 0 ...
0 89 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
214 159 220 168 24 23 170 144 67 115 ...
39 246 185 104 237 244 222 212 9 254 ...
230 28 28 132 221 232 11 153 41 39 ...
214 223 141 33 15 3 100 24 239 238 ...
30 200 183 0 130 0 148 21 0 52 ...
124 0 0 0 20 0 152 143 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 231 ...
183 63 54 0 0 0 0 0 0 0 ...
175 102 158 208 56 0 0 0 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 ...
49 170 44 83 46 0 ]);

```

return

1.1.2 FICHERO MAESTRO

```

clc
clear
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%% PARAMETROS %%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% MOMENTOS DE INERCIA [m^2-Kg]

%Sólido rígido
Ixx =0.00130472988;
Iyy = 0.00159865262;
Izz = 0.00108480622;
Ixy = 0.00030830048;
Ixz = 0.00007662285;
Iyz = 0.00006377311;

```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
I= [Ixx Ixy Ixz; Ixy Iyy Iyz; Ixz Iyz Izz ];

%Rotor superior
Ixx = 0.00031606398;
Iyy = 0.00031438692;
Izz = 0.00027685856;
Ixy = 0.00010864991;
Ixz = 0.00000464971;
Iyz = 0.00000730598;

Irotu =[Ixx Ixy Ixz; Ixy Iyy Iyz; Ixz Iyz Izz ];
%Rotor inferior

Ixx = 0.00002533801;
Iyy = 0.00018826420;
Izz = 0.00017133580;
Ixy = 0.00002069598;
Ixz = -0.00000036474;
Iyz = 0.00000013817;

Irotl = [Ixx Ixy Ixz; Ixy Iyy Iyz; Ixz Iyz Izz ];

% Vector de datos de inercias
Inercias = [I Irotu Irotl];

%% Motor
Rm = 50; % Ohm
Km = 4.8/628; %buscarlo
Im = 0.00017133580; %[Kg-m^2]
Bateriy = 11;
Motor =[Rm Km Im Bateriy];

%% Entradas de los actuadores
umu = 1500;
uml = 1500;
alfa_ref= [1500 1500];
Actuators = [umu uml alfa_ref];

%%
% % Masa del quadcopter [Kg]
m=0.301;
% Distancia entre el rotor superior y el CDG
L_u=0.12;
% Distancia entre el rotor inferior y el CDG
L_l=0.055;
%Distancia transmisión rotor inferior [m]
Dl= 0.015;

%Parámetros de los servos.
%Factor del ángulo del servo.
tau_s = 0.002;
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
%Longitud del brazo del servo [m]
r_s= 0.013;

% Thrust factor (factor de empuje)
w= 628.31*0.1; %i
b= 0.301*9.80665/2/w^2;
d=0.01*b;
% Vector de parámetros del helicóptero
UAV = [m L_u L_l b d D1 r_s tau_s];

%%
% FUNCION DE TRANSFERENCIA DEL MODELO LINEALIZADO
%
um=4.8/11*1000+1000;
Xini = [zeros(3,1); zeros(9,1); w; w; 1500; 1500 ];
Uini = [um um 1500 1500]';
Yini = zeros(24,1);
IX = [];
IU = [1 2]';
IY = [];
%% Linealizar
X0 = [zeros(12,1); w; w; 1500; 1500];
U0 = [1500 1500 1500 1500]';%[um um 1500 1500]';

[matA, matB, matC, matD]=linmod('AirframeEuler_Helicopter',
X0,U0);

Pss= ss(matA,matB,matC,matD);
% Función de transferencia
Pth = minreal(zpk(Pss))
```

1.1.3 FUNCIÓN DE MATLAB

```
function [dX,Y,DCM_be] =
quad_Euler(X,Actuators,UAV,Inercias,Motor)

%% Parametros
% Masa del quadcopter
m=UAV(1);
% Distancia entre el rotor superior y el CDG
L_u=UAV(2);
% Distancia entre el rotor inferior y el CDG
L_l=UAV(3);
% Thrust factor (factor de empuje)
b=UAV(4);
% Drag Factor (factor de arrastre)
d=UAV(5);
%Distancia transmisión rotor inferior [m]
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
D1= UAV(6);

%Parámetros de los servos.
%Factor del ángulo del servo.
tau= UAV(8);
%Longitud del brazo del servo [m]
r_s=UAV(7);

% Momentos de inercia
I=Inercias(:,1:3);
Irotu = Inercias(:,4:6)';
Irotl = Inercias(:,7:9)';

% Resistencia del motor en ohm
Rm=Motor(1);
% Constante del motor (V.s o N.m/A)
Km=Motor(2)*100; % 4.8/628
% Momento de inercia de los motores
Im=Motor(3);
%Ratio de transmisión del motor al eje
Ratio_transmision = 10;

% Gravedad
g=9.80665;

% Tensiones de los motores
Vservos = 11;
um = Actuators(1:2)';
um= (um-1000)/1000*Motor(4);
alfa_ref = Actuators(3:4);
alfa_right_ref = ((alfa_ref(1)-500)/2000*60- 30)/180*3.14159;
alfa_left_ref = (60 - 30 -(alfa_ref(2)-500)/2000*60)/180*3.14159;

%% Variables de estado
% Angulos de Euler (SRC)
angEuler=X(1:3);
% Velocidades traslacion (SRI)
vxyz_e=X(4:6);
% Velocidades angulares de rotacion (SRC)
wxyz=X(7:9);
% Posicion centro de masas (SRI)
rxyz=X(10:12);
% Velocidades angulares de los motores
wm=X(13:14);
% Ángulos de los servos angulares de los servos
alfa_s=X(15:16);
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
% Motores % Hay que dejarlo igual, los motores son de continua.
% FCEM
%wm=628.31*0.1;
wm = wm / Ratio_transmision;
em=Km*wm;
% Corrientes
im=(um'-em)/Rm;
% Pares motores
Tm=Km*im;
% Ecuacion mecanica
dwm=1/Im*(Tm-d*[wm(1)^2 wm(2)^2]'); % dwm=0 --> um =
wm*(d*Rm/Km+Km) --> 2.2*(0.9*50/30*pi/1200+30/pi*1200)
dwm = dwm*Ratio_transmision^2;
wm = wm * Ratio_transmision;

%% SERVOS % Cálculo de los ángulos de inclinación del rotor en
función del ángulo del servo.

%Posición de los servos
alfa_right = alfa_s(1);
alfa_left = alfa_s(2);
%velocidades angulares de los servos
w_right =1/tau*[-alfa_right + alfa_right_ref];
w_left =1/tau*[-alfa_left + alfa_left_ref];
%vector de velocidades angulares de los servos
dalfa_s=[w_right w_left]';

%% ROTORES %Cálculo de los ángulos de inclinación del rotor
inferior en función del ángulo del servo.

%Para que se genere un ángulo hay que tener en cuenta que:
%Para el ángulo Phi_x_rotor la entrada a los servos tiene
que
%trabajar solidariamente.
alfa_y = -(alfa_right + alfa_left)/2;
%para el ángulo Phi_y_rotor las entradas de los servos
tienen que
%trabajar inversamente.
alfa_x = (-alfa_right + alfa_left)/2;
%El ángulo de inclinación del rotor inferior será por tanto:
Phi_x_rotor = atan(2*r_s/D1/sqrt(2)*alfa_x);
Phi_y_rotor = atan(2*r_s/D1/sqrt(2)*alfa_y);

%% Fuerzas y pares sobre el cuerpo %A modificar
%Velocidades angulares: Rotor superior --> wu, rotor inferior -->
wl
wu=wm(1); wl=wm(2);
```




UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
u1=b*((wu^2)+(wl^2)); % Fuerza ascendente eje Z del cuerpo (-) % b
= rotor thrust factor   wm = 1.2149 wn= sqrt(u1/2); wn =
sqrt(0.301*9.80664/2); b= 0.301*9.80665/2/wn^2
% u1 = 1/2*d*S*V^2*CL
% d:densidad del aire en kg/m^3 =1

u2=b*wl^2*sin(Phi_x_rotor);%fuerza horizontal en x --> tengo en
cuenta phi_x_rotor
u3=b*wl^2*sin(Phi_y_rotor);%fuerza horizontal en y --> tengo en
cuenta phi_y_rotor
u4=d*(wu^2-wl^2); % Par de yaw

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Ecuaciones de estado
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Angulos de Euler en rad: angEuler=[Phi Theta Shi]
% Roll / Pitch / Yaw | Alabeo / Cabeceo / Guiñada
Phi=angEuler(1);
Theta=angEuler(2);
Shi=angEuler(3);
% Velocidad angular en el sistema de referencia del cuerpo en
rad/s: wxyz=[wx wy wz]'
wx=wxyz(1);
wy=wxyz(2);
wz=wxyz(3);

% La matriz de rotacion (SR cuerpo => SR inercial) es:
matR = ...
[ cos(Theta)*cos(Shi) sin(Phi)*sin(Theta)*cos(Shi) -
cos(Phi)*sin(Shi) cos(Phi)*sin(Theta)*cos(Shi)+sin(Phi)*sin(Shi)
sin(Shi)*cos(Theta)
sin(Phi)*sin(Theta)*sin(Shi)+cos(Phi)*cos(Shi)
cos(Phi)*sin(Theta)*sin(Shi)-sin(Phi)*cos(Shi)
-sin(Theta) sin(Phi)*cos(Theta)
cos(Phi)*cos(Theta) ];

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Velocidades angulares de Euler
dPhi = wx + tan(Theta)*sin(Phi)*wy + tan(Theta)*cos(Phi)*wz;
dTheta = cos(Phi)*wy - sin(Phi)*wz;
dShi = sin(Phi)/cos(Theta)*wy + cos(Phi)/cos(Theta)*wz;
% % Velocidades angulares de Euler (version simplificada)
% dPhi = wx;
% dTheta = wy;
% dShi = wz;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%Sumatorio de los pares
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```

Sum_T = [L_l*sin(Phi_x_rotor)*b*wl; L_l*sin(Phi_y_rotor)*b*wl;
d*wu-d*wl];
% %Matriz de inercia del rotor SUPERIOR
% Irotu = [Irotux Irotuy Irotuz]';
% %Matriz de inercia del rotor INFERIOR
% Irotl = [Irotlx Irotly Irotlz]';
%Matriz de velocidad de rotación
Wxyz = [wx wy wz]';
%Matriz de velocidades de rotación del rotor superior
Wrotu = [0 0 wu]';
%Matriz de velocidades de rotación del rotor inferior
wrotlx = wl * sin(Phi_y_rotor);
wrotly = wl * sin(Phi_x_rotor);
wrotlz = wl * cos(Phi_x_rotor) * cos(Phi_y_rotor);
Wrotl = [wrotlx wrotly wrotlz]';
%Matriz de aceleraciones rotacionales
dwxyz = [0 0 0]';

% Dinamica de rotacion en el SRC (incluye efecto giroscopico)
dwxyz = inv(I) * [Sum_T - cross(Wxyz,I*Wxyz) -
cross(Wxyz,Irotu*Wrotu) - cross(Wxyz,Irotl*Wrotl)];

%%
%Hay que incluir el efeto de la u2 y u3
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Dinamica de traslacion (SRI - angulos de Euler)
dvx = -[ u2*(cos(Theta)*cos(Shi)) +
u3*(sin(Phi)*sin(Theta)*cos(Shi)-cos(Phi)*sin(Shi)) +
(cos(Phi)*sin(Theta)*cos(Shi)+sin(Phi)*sin(Shi))*u1]/m;
dvy = -[ u2*(sin(Shi)*cos(Theta)) +
u3*(sin(Phi)*sin(Theta)*sin(Shi)+cos(Phi)*cos(Shi)) +
(cos(Phi)*sin(Theta)*sin(Shi)-sin(Phi)*cos(Shi))*u1]/m;
dvz = g - [-sin(Theta)*u2 + u3 * sin(Phi)*cos(Theta) +
cos(Phi)*cos(Theta)*u1]/m; %dvz=0; g*m = u1(o.p.); 9.80665*0.301;
dvxyz_e = [dvx dvz dvz]';
vxyz_b = matR'*vxyz_e;

% Vector de derivadas de las variables de estado
dX=[dPhi ; dTheta ; dShi ; dvxyz_e ; dwxyz ; vxyz_e ; dwm;
dalfa_s];
% Xini =[0 ; 0; 0; zeros(9,1); 0;0; 0;0
];
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Ecuaciones de salida
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
% Medidas de los sensores:
% - Giroscopos: [wx wy wz]'

```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
% - Acelerómetros: proyección de g en el sistema de referencia del
cuerpo + aceleraciones)

% Acelerómetros con matriz de rotación
accel = 1/m*[0 0 -u1]' + matR'*[0 0 g]' - cross(wxyz,vxyz_b);
% Magnetómetros
mxyz = zeros(3,1);
% Coordenadas GPS
r_gps = zeros(3,1);
% Barómetro
baro = 0;

% Vector de salida
Y = [vxyz_b; wxyz; angEuler; accel; dwxyz; vxyz_e; rxyz; r_gps ];
DCM_be = matR;
return
```

1.1.4 PID ATTITUDE CONTROL

```
function Control =
PIDAttitudeControl(UAV, Motor, Variants, ts_ATT_CONTROL, Gravity)

% Sampling time (s)
Control = struct('tc', ts_ATT_CONTROL);
% Natural frequency (rad/s)
Control.NaturalFrequency = 8;
Control.NaturalFrequencyYaw = 1.5;
% Damping
Control.Damping = 1;
Control.DampingYaw = 1;

%
%
% ATTITUDE PID CONTROL DESIGN
%
% State vector (body reference frame)
% X = [Phi Theta Shi Phi_dot Theta_dot Shi_dot]'
% U = [u1 u2 u3 u4]'
% Control variables: Helicopter configuration
% th_x: roll angle for rotor 1
% th_y: pitch angle for rotor 1
% u1 = (T1+T2*cos(th_x)*cos(th_y))/T_base;
% Thrust (-)
% u2 = (-
T2*cos(th_x)*sin(th_y)/ratio_TDT/L_roll+T2*cos(th_y)*sin(th_x))/T_
base; % Roll (+)
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
% u3 =
(T2*cos(th_x)*sin(th_y)+T2*cos(th_y)*sin(th_x)/ratio_TDT/L_pitch)/
T_base; % Pitch (+)
% u4 = (T1-T2*cos(th_x)*cos(th_y))/T_base;
% Yaw (+)

% Modelo en angulos de Euler
% wxyz_dot without gyroscopic effects in the motors
% wxyz_dot = inv_matI*(matL*u - wxyz x (matI*wxyz))
Control.matI = UAV.Inertia;
m = UAV.Mass;
g = Gravity;
T_base = m*g;
L_roll = UAV.RollArmLength;
L_pitch_f = UAV.PitchArmLength_Front;
L_pitch_r = UAV.PitchArmLength_Rear;
ratio_TDT = Motor.ThrustDragTorqueRatio;
matL = diag([T_base*L_roll T_base*L_pitch_f T_base/ratio_TDT]);

% wxyz = matEuler*angEuler_dot
% matEuler = [ 1 0 -sin(Theta)
%             0 cos(Phi) sin(Phi)*cos(Theta)
%             0 -sin(Phi) cos(Phi)*cos(Theta) ]
% wxyz_dot = matEuler_dot*ang_Euler_dot + matEuler*ang_Euler_dot2
% matEuler_dot = [ 0 0 -
cos(Theta)*Theta_dot
%                 0 -sin(Phi)*Phi_dot
cos(Phi)*cos(Theta)*Phi_dot-sin(Phi)*sin(Theta)*Theta_dot
%                 0 -cos(Phi)*Phi_dot -
sin(Phi)*cos(Theta)*Phi_dot-cos(Phi)*sin(Theta)*Theta_dot ]
% ang_Euler_dot2 = inv_matEuler*(wxyz_dot -
matEuler_dot*ang_Euler_dot) = u_p
% inv_matEuler = [ 1 sin(Phi)*tan(Theta) cos(Phi)*tan(Theta)
%                 0 cos(Phi) -sin(Phi)
%                 0 sin(Phi)/cos(Theta) cos(Phi)/cos(Theta) ]
% u_p = inv_matEuler*(inv_matI*(matL*u - wxyz x (matI*wxyz)) -
matEuler_dot*ang_Euler_dot)
% u_p = inv_matEuler*(inv_matI*(matL*u - wxyz x (matI*wxyz)) -
matEuler_dot*inv_matEuler*wxyz)
% Control variable computation
% u = matC1*u_p + matC2*(wxyz x (matI*wxyz)) + matC3*wxyz
% Matrices for control variable computation
% matC1 = inv(inv_matEuler*inv_matI*matL) =
inv_matL*matI*mat_Euler
% matC2 = inv_matL*matI
% matC3 = inv_matL*matI*matEuler_dot*inv_matEuler
Control.inv_matL = inv(matL);

% Control PD
% C(s) = K*(1 + Td*s) = P + D*s
% P = K => K = P
% D = K*Td => Td = D/P
% F(s) = (D*s + P) / (s^2 + D*s + P)
% Control PID
% C(s) = K*(1 + 1/Ti/s + Td*s) = P + I/s + D*s
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
% P = K      =>    K = P
% I = K/Ti   =>    Ti = P/I
% D = K*Td   =>    Td = D/P
% F(s) = (D*s^2 + P*s + I) / (s^3 + D*s^2 + P*s + I)
wn = Control.NaturalFrequency;
seta = Control.Damping;
p = -0*wn;
% Polinomio denominador lazo cerrado PD
% (s^2 + 2*seta*wn*s + wn^2)
% Polinomio denominador lazo cerrado PID
% (s^2 + 2*seta*wn*s + wn^2)*(s-p)
% s^3 + (2*seta*wn - p)*s^2 + (wn^2 - 2*seta*wn*p)*s - p*wn^2
% % Coeficientes
a2 = 2*seta*wn - p;
a1 = wn^2 - 2*seta*wn*p;
a0 = -p*wn^2;
% % Parametros del control
P_roll = a1;
I_roll = a0;
D_roll = a2;
P_pitch = a1;
I_pitch = a0;
D_pitch = a2;
Control.K_roll = P_roll;
Control.invTi_roll = I_roll/P_roll;
Control.Td_roll = D_roll/P_roll;
Control.b_roll = 1;
Control.K_pitch = P_pitch;
Control.invTi_pitch = I_pitch/P_pitch;
Control.Td_pitch = D_pitch/P_pitch;
Control.b_pitch = 1;

wn=Control.NaturalFrequencyYaw;
seta=Control.DampingYaw;
p=-0*wn;
a2 = 2*seta*wn - p;
a1 = wn^2 - 2*seta*wn*p;
a0 = -p*wn^2;
P_yaw = a1;
I_yaw = a0;
D_yaw = a2;
Control.K_yaw = P_yaw;
Control.invTi_yaw = I_yaw/P_yaw;
Control.Td_yaw = D_yaw/P_yaw;
Control.b_yaw = 1;

switch Variants.Vehicle

    case 0 % Quadcopter

        switch UAV.Frame

            case 1 % quad + configuration
                % Control variables: quad + configuration
                % Ti_pu = Ti/T_base i = 1,2,3,4
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
% [u1 u2 u3 u4]' = matT*[T1_pu T2_pu T3_pu T4_pu]'
% matT=[1 1 1 1 ; 0 1 0 -1 ; 1 0 -1 0 ; 1 -1 1 -
1];

Control.inv_matT = [
    0.2500    0    0.5000    0.2500
    0.2500    0.5000    0    -0.2500
    0.2500    0    -0.5000    0.2500
    0.2500   -0.5000    0    -0.2500 ];

case 2 % quad x configuration
% Control variables: quad x configuration
% Ti_pu = Ti/T_base i = 1,2,3,4
% [u1 u2 u3 u4]' = matT*[T1_pu T2_pu T3_pu T4_pu]'
% matT=[1 1 1 1 ; 1 1 -1 -1 ; 1 -1 -1 1 ; 1 -1 1 -
1];

Control.inv_matT = [
    0.2500    0.2500    0.2500    0.2500
    0.2500    0.2500   -0.2500   -0.2500
    0.2500   -0.2500   -0.2500    0.2500
    0.2500   -0.2500    0.2500   -0.2500 ];

end

case 1 % Tricopter
% Control variables: tricopter configuration
% Ti_pu = Ti/T_base i = 1,2,3,4
% [u1 u2 u3 u4]' = matT*[T1_pu T2_pu T3_pu*cos(th_servo)
T3_pu*sin(th_servo)]'
L_height=UAV.HeightArmLength;
Control.inv_matT = inv([
    1    1    1    0
    1   -1    0    L_height/L_roll
    1    1   -L_pitch_r/L_pitch_f   -
1/ratio_TDT/L_pitch_f
    1   -1    1    -
ratio_TDT*L_pitch_r   ]);

case 2 % Coaxial helicopter
% Control variables: coaxial helicopter configuration
% Ti_pu = Ti/T_base i = 1,2,3,4
% [u1 u2 u3 u4]' = matT*[T1_pu T2_pu*cos(th_x)*cos(th_y)
T2_pu*cos(th_x)*sin(th_y) T2_pu*cos(th_y)*sin(th_x)]'
Control.inv_matT = inv([
    1    1    0    0
    0    0   -1/ratio_TDT/L_roll    1
    0    0    1    1/ratio_TDT/L_pitch_f
    1   -1    0    0

]);

end

return
```



1.1.5 NAVIGATION CONTROL

```
function Navigation = PIDNavigationControl(ts_NAV_CONTROL)

% Periodo de control (s)
Navigation = struct('tc',ts_NAV_CONTROL);
% Natural frequency (rad/s)
Navigation.NaturalFrequency = 0.25;
% Damping
Navigation.Damping = 1;
% Natural frequency (rad/s)
Navigation.NaturalFrequencyHeight = 0.25;
% Damping
Navigation.DampingHeight = 1;

%% Flight Controller PID
%
%-----
% CONTROL PID DE NAVEGACION
%-----

% Vector de estado (sistema de referencia inercial)
% X = [x y z vx vy vz]'
% U = [Phi_ref Theta_ref Shi_ref throttle_ref]'

% Body forces
% Force in X axis: u1
% Force in Y axis: u2
% Thrust or force in Z axis: u3
% throttle_ref = -u3/(m*g)

% Acceleration in earth reference frame
% dvxyz_e = [0 ; 0 ; g] + DCM_be_*[u1 ; u2 ; u3]/m = [ux ; uy ;
uz]
% DCM_be =
% [ cos(Theta)*cos(Shi) sin(Phi)*sin(Theta)*cos(Shi) -
cos(Phi)*sin(Shi) cos(Phi)*sin(Theta)*cos(Shi)+sin(Phi)*sin(Shi)
% sin(Shi)*cos(Theta)
sin(Phi)*sin(Theta)*sin(Shi)+cos(Phi)*cos(Shi)
cos(Phi)*sin(Theta)*sin(Shi)-sin(Phi)*cos(Shi)
% -sin(Theta) sin(Phi)*cos(Theta)
cos(Phi)*cos(Theta) ];

% Linearized DCM_be =
% [ cos(Shi) Phi_ref*Theta_ref*cos(Shi)-sin(Shi)
Theta_ref*cos(Shi)+Phi_ref*sin(Shi)
% sin(Shi) Phi_ref*Theta_ref*sin(Shi)+cos(Shi)
Theta_ref*sin(Shi)-Phi_ref*cos(Shi)
% -Theta_ref Phi_ref
1 ];
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```

%%%%%%%%%% X axis equation %%%%%%%%%%%
% ux = cos(Shi)*u1/m + (cos(Shi)*Phi_ref*Theta_ref-sin(Shi))*u2/m
+ ...
%   + (Theta_ref*cos(Shi)+Phi_ref*sin(Shi))*u3/m
% ux/g - cos(Shi)*u1/m/g + sin(Shi)*u2/m/g = ...
%   = [cos(Shi)*u2/m/g -sin(Shi) -cos(Shi)]* ...
%     *[Phi_ref*Theta_ref Phi_ref*throttle_ref
Theta_ref*throttle_ref]'
%%%%%%%%%% Y axis equation %%%%%%%%%%%
% uy = sin(Shi)*u1/m + (sin(Shi)*Phi_ref*Theta_ref+cos(Shi))*u2/m
+ ...
%   + (Theta_ref*sin(Shi)-Phi_ref*cos(Shi))*u3/m
% uy/g - sin(Shi)*u1/m/g - cos(Shi)*u2/m/g = ...
%   = [sin(Shi)*u2/m/g cos(Shi) -sin(Shi)]* ...
%     *[Phi_ref*Theta_ref Phi_ref*throttle_ref
Theta_ref*throttle_ref]'
%%%%%%%%%% Z axis equation %%%%%%%%%%%
% uz = -Theta_ref*u1/m + Phi_ref*u2/m + u3/m + g
% uz/g = -Theta_ref*u1/m/g + Phi_ref*u2/m/g - throttle_ref + 1
% uz/g - 1 = [u2/m/g -u1/m/g -1]*[Phi_ref Theta_ref
throttle_ref]'
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%% Notation %%%%%%%%%%%
% x1 = Phi_ref ; x2 = Theta_ref ; x3 = throttle_ref
% b1 = ux/g - cos(Shi)*u1/m/g + sin(Shi)*u2/m/g
% b2 = uy/g - sin(Shi)*u1/m/g - cos(Shi)*u2/m/g
% b3 = uz/g - 1
% matA = [aij] = [ cos(Shi)*u2/m/g -sin(Shi) -cos(Shi)
%                  sin(Shi)*u2/m/g cos(Shi) -sin(Shi)
%                  u2/m/g -u1/m/g -1 ]
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%%%%%%% Equation system %%%%%%%%%
% b1 = a11*x1*x2 + a12*x1*x3 + a13*x2*x3
% b2 = a21*x1*x2 + a22*x1*x3 + a23*x2*x3
% b3 = a31*x1 + a32*x2 + a33*x3

%%%%%%%% Theta_ref computation %%%%%%%%%
% b1*cos(Shi) + b2*sin(Shi) = u2/m/g*x1*x2 - x2*x3 =
x2*(u2/m/g*x1 - x3) =
%
%                               = x2*(b3 + u1/m/g*x2)
% u1/m/g*x2^2 + b3*x2 - (b1*cos(Shi) + b2*sin(Shi)) = 0 => x2 (2
solutions)
% b1*cos(Shi) + b2*sin(Shi) = ux/g*cos(Shi) + uy/g*sin(Shi) -
u1/m/g
% u1/m/g*x2^2 + (uz/g - 1)*x2 - ux/g*cos(Shi) - uy/g*sin(Shi) +
u1/m/g = 0
% x2 = Theta_ref =
%   = ((1-uz/g) + sqrt((1-uz/g)^2 - 4*u1/m/g*(-ux/g*cos(Shi) -
uy/g*sin(Shi)+u1/m/g)))/(2*u1/m/g)
% if u1 = 0 => x2 = Theta_ref = (-ux/g*cos(Shi) -
uy/g*sin(Shi))/(1-uz/g)
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

```




UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
##### Phi_ref computation #####
% -b1*sin(Shi) + b2*cos(Shi) = x1*x3
% -b1*sin(Shi) + b2*cos(Shi) = -ux/g*sin(Shi) + uy/g*cos(Shi) -
u2/m/g
% x1*x3 = -ux/g*sin(Shi) + uy/g*cos(Shi) - u2/m/g
% uz/g - 1 = u2/m/g*x1 - u1/m/g*x2 - x3
% (uz/g - 1 + u1/m/g*x2)*x1 = u2/m/g*x1^2 + ux/g*sin(Shi) -
uy/g*cos(Shi) + u2/m/g
% u2/m/g*x1^2 + (1 - uz/g - u1/m/g*x2)*x1 + ux/g*sin(Shi) -
uy/g*cos(Shi) + u2/m/g = 0
% if u2 = 0 => x1 = Phi_ref = (-ux/g*sin(Shi) + uy/g*cos(Shi))/(1
- uz/g - u1/m/g*x2)
#####

##### throttle_ref computation #####
% x3 = throttle_ref = 1 - uz/g + u2/m/g*Phi_ref - u1/m/g*Theta_ref
#####

% Control PID de posicion
% Control PID
% C(s) = P + I/s + D*s
% F(s) = (D*s^2 + P*s + I) / (s^3 + D*s^2 + P*s + I)

##### X and Y axis
wn = Navigation.NaturalFrequency;
seta = Navigation.Damping;
p = -5*wn;
% Polinomio denominador lazo cerrado
% (s^2 + 2*seta*wn + wn^2)*(s-p)
% s^3 + (2*seta*wn - p)*s^2 + (wn^2 - 2*seta*wn*p)*s - p*wn^2
% % Coeficientes
a2 = 2*seta*wn - p;
a1 = wn^2 - 2*seta*wn*p;
a0 = -p*wn^2;
% % Parametros del control
P_x = a1;
I_x = a0;
D_x = a2;
Navigation.K_x = P_x;
Navigation.invTi_x = I_x/P_x;
Navigation.Td_x = D_x/P_x;
Navigation.b_x = 1;
Navigation.N_x = 3;
P_y = a1;
I_y = a0;
D_y = a2;
Navigation.K_y = P_y;
Navigation.invTi_y = I_y/P_y;
Navigation.Td_y = D_y/P_y;
Navigation.b_y = 1;
Navigation.N_y = 3;

##### Z axis
wn = Navigation.NaturalFrequencyHeight;
seta = Navigation.DampingHeight;
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
p = -5*wn;
% Polinomio denominador lazo cerrado
% (s^2 + 2*seta*wn + wn^2)*(s-p)
% s^3 + (2*seta*wn - p)*s^2 + (wn^2 - 2*seta*wn*p)*s - p*wn^2
% % Coeficientes
a2 = 2*seta*wn - p;
a1 = wn^2 - 2*seta*wn*p;
a0 = -p*wn^2;
%% Parametros del control
P_z = a1;
I_z = a0;
D_z = a2;
Navigation.K_z = P_z;
Navigation.invTi_z = I_z/P_z;
Navigation.Td_z = D_z/P_z;
Navigation.b_z = 1;
Navigation.N_z = 3;

return
```

1.1.6 PARÁMETROS DEL MODELO

```
%%%% Airframe %%%%%
% BATTERY
BATTERY_CELLS=3;
BATTERY_NOMINAL_VOLTAGE=3.7*BATTERY_CELLS;
BATTERY_MAXIMUM_VOLTAGE=4.2*BATTERY_CELLS;
BATTERY_MINIMUM_VOLTAGE=3.5*BATTERY_CELLS;

% VEHICLE
% Vehicle: 0-Quadcopter / 1-Tricopter / 2-Coaxial helicopter / 3-
Hybrid RVJET
Variants.Vehicle = 2;

%%%% Airframe %%%%%
% Mass (kg)
UAV = struct('Frame',0);
% Mass (kg)
UAV.Mass = 0.301;
% Arm Length for roll and pitch torques (m)
UAV.RollArmLength=0.055;
UAV.PitchArmLength_Front=0.055;
UAV.PitchArmLength_Rear=0.055;
UAV.TransArmLength = 0.01;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

% Inertia matrices (kg.m^2)
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

```
% Helicopter body
Ixx = 0.00130472988;
Iyy = 0.00159865262;
Izz = 0.00108480622;
Ixy = 0.00030830048;
Ixz = 0.00007662285;
Iyz = 0.00006377311;
UAV.Inertia = [Ixx Ixy Ixz; Ixy Iyy Iyz; Ixz Iyz Izz ];
% Number of motors
UAV.num_motors = 2;
% Quaternion normalization gain
UAV.QuatGain = 1;

%%% Brushless DC motor + propeller %%%%
% Electric resistance (ohm)
Motor = struct('Resistance',0.405);
% KV (rpm/V)
Motor.KV = 628/4.8;
% Inertia motor (kg.m^2)
Motor.Inertia = 0.00017133580;
% Motor propeller diameter (m)
Motor.PropellerDiameter = 5*2.54/100;
% Drag Calculation
Motor.DragCoeff = [.1 .1 .3];
Motor.DragSection = 2*pi*(Motor.PropellerDiameter/2)^2;
% Thrust - Drag Torque Ratio
Motor.ThrustDragTorqueRatio = 100;
Motor.ServoAngleData = linspace(-90,90,11);
Motor.PWMDData = [1000 1100 1200 1300 1400 1500 1600 1700 1800 1900
2000];
Motor.PWMDData_pu = (Motor.PWMDData-
Motor.PWMDData(1))/(Motor.PWMDData(end)-Motor.PWMDData(1));
Motor.AngularRotationData =
BATTERY_NOMINAL_VOLTAGE*Motor.KV*pi/30*Motor.PWMDData_pu;
Motor.VoltageData = BATTERY_NOMINAL_VOLTAGE*Motor.PWMDData_pu;
% Thrust and drag torque lookup table
Motor.ThrustData = UAV.Mass*Gravity*Motor.PWMDData_pu;
Motor.DragTorqueData =
Motor.ThrustData/Motor.ThrustDragTorqueRatio;
% Motor Time Constant
% Km/Rm/(Jm*s+Dm)/(1+Km^2/Rm/(Jm*s+Dm))
% Km/(Jm*Rm*s+Rm*Dm+Km^2) =
Km/(Rm*Dm+Km^2)/(Jm*Rm/(Rm*Dm+Km^2)*s+1)
Motor.Gain = 30/Motor.KV/pi/(Motor.Resistance*1e-
9+(30/Motor.KV/pi)^2);
Motor.TimeConstant =
Motor.Inertia*Motor.Resistance/(Motor.Resistance*1e-
9+(30/Motor.KV/pi)^2);

%%% Servos %%%%
% Servo arm length [m]
Servo.ArmLength = 0.013;
% Servo time constant (s)
Servo.TimeConstant = 2e-3;
```



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS
CONTROL DE UN HELICÓPTERO PROVISTO DE
ROTORES COAXIALES

Código fuente 1

`return`

Capítulo 2 ANEXOS

2.1 BLOQUES MODIFICADOS DEL AIRFRAME

