

# Trabajo Fin de Grado

## Grado en Ingeniería en Tecnologías Industriales

### Diseño, Construcción e implementación de controladores para seguimiento de trayectorias del Prototipo AirWhale

Autor: José Luis Holgado Álvarez

Tutor: Daniel Limon Marruedo

**Dep. Teoría de Sistemas y Automática**  
**Escuela Técnica Superior de Ingeniería**  
**Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2015





Trabajo Fin de Grado  
Grado en Ingeniería en Tecnologías Industriales

# **Diseño, Construcción e implementación de controladores para seguimiento de trayectorias del Prototipo AirWhale**

Autor:

José Luis Holgado Alvarez

Tutor:

Daniel Limon Marruedo

Profesor titular

Dep. de Teoría de Sistemas y Automática

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2015



Proyecto Fin de Carrera: Diseño, Construcción e implementación de controladores para seguimiento de trayectorias del Prototipo AirWhale

Autor: José Luis Holgado Álvarez

Tutor: Daniel Limon Marruedo

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2015

El Secretario del Tribunal







---

## Agradecimientos

---

**E**ste texto está dedicado en primer lugar a mis padres, José Luis Holgado y M<sup>a</sup> Isabel Álvarez sin ellos, sin todo su cariño y apoyo, sin su ayuda y consejo durante todos mis años de estudiante, no hubiera sido posible llegar a día de hoy a este punto.

A mis Hermanas Sara y Maribel, que han sido un modelo a seguir durante toda mi carrera y una de mis mayores fuentes de comprensión y ánimo.

A mi pareja Ainhoa Navarro, Por conseguir hacerme crecer y creer en mi y en mi trabajo, por su amistad y cariño y paciencia, que me han permitido superar todas las adversidades que se me han cruzado en todo este tiempo y sobre todo por tenerla a mi lado.

A mi tutor, Prof. Daniel Limon, por creer en una idea, que ha desembocado en este proyecto, que gracias a él hemos sido capaces de abarcar y realizar. Por su dedicación y entrega en todas las horas que hemos pasado en el laboratorio realizando este proyecto. Por orientarnos en todo lo que ha estado en su mano, por alentarnos a aprender y por haberme mostrado tanto como profesor y como tutor, el campo de Ingeniería de sistemas y control. El campo al cual espero dedicarme durante mi carrera profesional.

Y por último a mis compañeros de Esitech, sin su apoyo, entrega y fe en este proyecto no habría sido posible llegar a donde hemos llegado.



---

## Resumen

---

El propósito de este documento es la resolución de problemas de seguimiento de trayectorias trazadas por wait-points de forma eficiente, robusta y con rechazo a perturbaciones, de vehículos aéreos no tripulados en este caso del Airwhale 1.c.0 prototipo de la aeronave no tripulada Airwhale diseñada por el grupo de investigación Esitech y también entrara en la descripción y propósito de diseño de este prototipo. El cual tiene como objetivo principal servir como plataforma de pruebas para validar las distintas estrategias de control que luego una vez validado los resultados, estos podrán ser extrapolables para el control del UAV AIRWHALE.

El objeto de investigación de este Trabajo Fin de Grado es conseguir tener una base solida en el control de aeronaves hibridas entre aerostatos y aeronaves con despegue vertical, necesarias para el desarrollo del proyecto colaboracional AIRWHALE. Para ello partiremos de unas ecuaciones dinamicas formuladas en Newton-Euler creadas por “Javier Mitjavila” y modificadas posteriormente por “Alejandro Romero” y mi mismo “José Luis Holgado”. En ellas están recogidas las distintas actuaciones que hace el medio sobre el vehiculo, y los distintos pares y fuerzas que crea este para realizar su movimiento. Esta serie de ecuaciones diferenciales, necesitan sen transformadas a Espacio de estados, esta reodenacion nos permite obtener uan relación clara entre los distintos estados de nuestro sistema, las entradas que recibe y la evolución de este ante la entradas impuestas. A partir de este modelo no lineal validaremos un modelo lineal donde identificaremos dos submodelos, uno de translación y otro de rotación. Estos submodelos, cuando son acoplados nos dan la dinámica de movimiento aproximada de nuestro vehiculo la cual si es validada con las respuestas del modelo no lineal tanto en blucle abierto como cerrado nos será muy útil para poder diseñar las diferentes estrategias de control.

La implementación de las distintas técnicas de control estarán basadas en un sistema en cascada, con dos lazos relativos claramente identificados, uno para el subsistema de rotación y otro para el subsistema de traslación.

Para ambos subsistemas, partiremos del desarrollo de controles clásicos, como el PD y buscando una mejora en la respuesta usando la acción integral con controles PID. Una vez realizado estos controladores y tratando de optimizar la resolución del problema de seguimiento implementaremos controles Predictivos, basados en modelos de predicción no lineal. Para comprobar si los resultados que obtendremos mediante estrategias de control predictivo comprobaremos los resultados en paralelo con los resultados obtenidos por los controles clásicos.

Para validar la robustez y versatilidad de nuestros controladores, tendremos dos fases de pruebas. Una teorica añadiendo una serie de saturaciones, ruidos y perturbaciones externas y la siguiente se realizara una vez desarrollado todo el sistema físico y configurado todo el software por parte de “Alejandro Romero”, siendo recogido esto en su Trabajo Fin de Grado, [Nombre TFG ALE] mediante una serie de vuelos de prueba en un

ambiente controlado. Haciendo un análisis de este trabajo, su objetivo primordial es desarrollar varias soluciones para el problema de seguimiento de una aeronave no tripulada concretamente para el AIRWHALE y ver cual es la solución mas optima de manera teorica a demás de validar estos resultados y comprobar su coherencia en una plataforma física basada en un prototipo.



# Abstract

---

**Key words:**

V-tol aircraft, air vehicle what it's capable of Vertical takeoff and landing

The proposal of this document is explain the resolution of position tracking problem using different controlled strategies in UAVs vehicles. Specifically in vehicles based on hybrid between Airships and V-tol aircraft. In addition we show and discuss the desing of a testing phisical platform to check our results on real flight condition. The work realize on this thesis will let us continue our development of Airwhale project, because this provide to us a serie of control architectures and constants from classical one like PD and PID to other more complicate Like Predictive controller systems. This will be use as a first step to reach the optimal control system for Airwhale UAV.

# Índice

<b>Agradecimientos</b>	<b>9</b>
<b>Resumen</b>	<b>11</b>
<b>Abstract</b>	<b>14</b>
<b>Índice</b>	<b>15</b>
<b>1 El AIRWHALE , la historia de las tecnologías que nos inspiraron</b>	<b>20</b>
1.1 <i>Introducción historia</i>	22
1.1.1 Origen de la robotica Aerea	22
1.1.2 Dirigibles	23
1.1.3 Despegue y aterrizaje vertical.	25
1.2 <i>Descripción del proyecto Airwhale y la organización Esitech</i>	26
1.3 <i>Descripción del prototipo desarrollado para estudiar la dinámica de un vehículo con características similares al Airwhale</i>	30
1.3.1 Finalidad del prototipo	30
1.3.2 Diseño del prototipo	31
1.3.3 Parametros obtenidos a partir de Catia V5	34
<b>2 Modelado del prototipo</b>	<b>12</b>
2.1 <i>Sistemas de propulsión del vehículo</i>	14
2.2 <i>Ecuaciones que rigen la dinámica del prototipo Newton-Euler.</i>	16
2.2.1 Ecuaciones de estado del prototipo Airwhale	19
2.3 <i>División del sistema global en subsistema de Rotación y Traslación</i>	20
2.4 <i>Linealización del sistema</i>	21
2.4.1 Subsistema de rotación	22
2.4.2 Subsistema de translación	24
2.5 <i>Saturaciones en la actuaciones reales</i>	26
2.6 <i>Comparación de los modelos lineal-no lineal</i>	28
2.6.1 Validación del modelo lineal en bucle abierto	29
Subsistema de orientación	29
Subsistema de translación	31
2.6.2 Validación del modelo lineal en bucle cerrado	33
Subsistema de orientación	34
Subsistema de translación	35
<b>3 Proceso de diseño y construcción del prototipo Airwhale</b>	<b>37</b>
3.1 <i>Criterios de diseño</i>	37
3.2 <i>Diseño asistido por ordenador mediante Catia V5</i>	37

---

3.3	<i>Proceso de Fabricacion y materiales empleados</i>	41
<b>4</b>	<b>Control de la Orientacion en vuelo del Airwhale</b>	<b>53</b>
4.1	<i>Estrategias de control implementadas.</i>	53
4.1.1	Control PD	54
4.1.2	Control PID	60
<b>5</b>	<b>Control de la Traslacion en vuelo del Airwhale</b>	<b>67</b>
5.1	<i>Estrategias de control implementadas.</i>	67
5.2	<i>Diseño de controladores por métodos frecuenciales para el Subsistema de</i>	67
5.3	<i>Traslacion.</i>	67
5.3.1	Control PID	67
<b>6</b>	<b>Modelado y control de estabilidad en el prototipo Airwhale</b>	<b>75</b>
6.1	<i>Identificacion del sistema en bucle abierto.</i>	75
6.1.1	Calculo de parámetros característicos y creación de una función de transferencia que sea acorde al sistema	76
6.1.2	Creacion y sintonización de controladores PID mediante métodos frecuenciales	78
6.2	<i>Comparacion entre el sistema real y el modelado mediante matlab.</i>	80
<b>7</b>	<b>Conclusiones y lineas de investigacion a seguir en el futuro</b>	<b>83</b>
	<b>bibliografia</b>	<b>84</b>
	<b>ANEXOS</b>	<b>86</b>









# 1 EL AIRWHALE , LA HISTORIA DE LAS

---

## TECNOLOGIAS QUE NOS INSPIRARON

---

*El desarrollo del hombre depende fundamentalmente de  
la invención. El el producto mas importante de su  
cerebro creativo.*

*- Nikola Tesla -*

**D**urante los últimos años, la robotica aplicada a la aeronáutica ha experimentado una creciente demanda. desde los famosos quadrotors, hasta los aviones de caza “predator”. La razón fundamental del creciente interés en este campo de la ingeniería es el gran abanico de posibilidades que ofrece, haciendo a día de hoy sea una de las líneas de investigación donde mas se esta profundizando.

Hasta hace poco este tipo de vehículos se veía en un vacío legal, lo que podía suponer un peligro para la seguridad pública por múltiples motivos, en la actualidad la mayoría de los países están o han creado una legislación donde se regula los propósitos de uso de esta clase de aeronaves.

Entre todas ellas el Quadrotor ha sido la favorita tanto por particulares como por empresas tecnológicas y de entretenimiento, su maniobrabilidad y capacidad para múltiples aplicaciones le han permitido hacerse un hueco tan notorio en la actualidad científica. Pero no todo son ventajas, uno de sus principales problemas es su corta capacidad de vuelo, creándose una relación batería/peso/durabilidad de vuelo complicada de optimizar.

Con esta premisa un grupo de estudiantes, englobados en la asociación Esitech de la que soy parte, decidimos crear un nuevo tipo de dron, basado en tecnologías existentes como los dirigibles y en las aeronaves V-Tol, Vertical, Take Off and Landing, que pudiera ser un sustituto viable para los helicópteros Quadrotors en casos que sea necesarios vuelos de larga duración aunque con la contraprestación de renunciar a parte de la maniobrabilidad.

Para entender un poco mejor como llegamos a nuestro diseño os presentamos una introducción histórica y conceptual de las ideas y tecnología existente que nos ha inspirado.

## 1.1 Introduccion historia

### 1.1.1 Origen de la robotica Aerea

El desarrollo de la robotica aera o drones va ligado a la industria militar, los primeros UAVs conocidos fueron utilizados por el ejercito austriaco durante una guerra con la ciudad de Venecia en el siglo XIX. Estas aeronaves consistían en simples globos aerotaticos con una carga explosiva que eran lanzados sobre la ciudad, la carga explosiva era activada por una pila galvanica, lo que le proveía de un rudimentario sistema de disparo automatico. La maniobrabilidad de estas aeronaves era nula y dependía exclusivamente de las corrientes de viento. Hay datos de que varios de estos globos volvieron a la zona de lanzamiento impulsados por ráfagas no previstas por los ingenieros.

Ya durante la segunda guerra mundial y la guerra fría el desarrollo de este tipo de aeronaves evoluciono notablemente, desde el V2 Considerado el primer misil de la historia a los aviones no tripulados desarrollados por Reginald Denny, desarrollados para la practica de tiro de los artilleros, supusieron un gran avance tanto en el desarrollo técnico como el de su maniobrabilidad. Durante los siguiente años la carrera armamentística entre la URSS y EEUU llevo a la necesidad de crear aeronaves cada vez mas difíciles de detectar, pequeñas, con mas autonomía y que pudieras poner detrás de las líneas enemigas sin que pusieras un piloto en peligro. Esto llevo a la creación de naves no tripuladas de reconomiento, movidas mediante radio control, pero su alcance era limitado, no fue hasta principio del siglo XXI y con la guerra de Iraq en marcha, cuando se perfecciono y se puso de manera patente la utilidad de los drones. El representante mas conocido de esta serie de naves no tripuladas fue el caza Predator, una obra de ingeniería de gran precisión y alcance siendo capaz de operar en zonas de conflicto con fines de reconocimiento o como nave de apoyo o como vehiculo de combate. Estas naves actualmente siguen dependiendo de un operador en tierra, pero las conexiones se realizan mediante via satélite, pudiendo estar el piloto a miles de kilómetros de distancia.

En el campo de la ingeniería civil, las aeronaves no tripuladas han tenidos dos fines. Cientificos o recreativos.

Ejemplos representativos de ambos casos pueden ser, los globos meteorológicos, que ejercen de estaciones móviles durante un tiempo determinado, los satélites y vehículos de exploración espacial. En el plano recreativo nos encontramos con los aviones y helicópteros de radio control, que desde los años 80 han tenido gran acogida dentro de muchos hogares.

No es hasta el siglo XXI al igual que en el campo militar, que gracias a la miniturizacion de la electrónica y su notable aumento de capacidad de calculo, internet, el desarrollo del software libre y en ultima instancia, nuevos materiales mas ligeros como la fibra de carbono o formas de fabricación novedosas como la impresión 3-D los que han permitido una autentica revolución en la producción de las aeronaves no tripuladas. Su mas famoso exponente, como hemos mencionado antes, los helicópteros multirotor. Aunque también estas tecnologías también han permitido mejorar los aviones y helicópteros tradicionales.



**Figura 1.0** Dron militar y civil.

### 1.1.2 Dirigibles

Los dirigibles o aerostatos autopropulsado son vehículos aéreos con capacidad de maniobra y con sustentación generada por el principio de Arquímedes, es decir la existencia de un cuerpo sumergido en un fluido más denso que el provoca que este ascienda. Son los vehículos aéreos más antiguos desarrollados con éxito por el hombre, desde el siglo XIX hasta nuestros días estas aeronaves surcan nuestros cielos pero con propósitos radicalmente distintos. Durante la primera y segunda guerra mundial estos vehículos eran utilizados con dos fines, transporte de pasajeros y bombardero. A causa de un gran número de accidentes y al avance en el desarrollo de los aviones, los dirigibles empezaron a perder popularidad, siendo su uso comercial para transporte interrumpido desde el accidente del Hindenburg y su uso militar interrumpido desde la segunda guerra mundial. Hasta hace muy poco el uso de los dirigibles se ha relegado a la publicidad. No es hasta los años 2000 cuando se empezó a volver a tener en consideración a estos gigantes con nuevos propósitos. Transporte de mercancías pesadas y estaciones de sensores en la alta atmósfera, empresas como Google y Darpa han estado interesadas en esta tecnología además de la empresa británica Airlander que se encuentra desarrollando en la actualidad dirigibles para vuelos de pasajeros.

Los Dirigibles se pueden identificar en varios tipos, estos son:

- Dirigible rígido:

Como indica su nombre, posee una estructura rígida interna, dentro de ella se encuentran múltiples cavidades o globos con el gas no presurizado necesario para la flotación, por tanto la forma de la aeronave no depende de presión interna del gas, ya que se la da la estructura.



**Figura 1.1** Dirigible rígido USS Akron

- Dirigible no rígido:

Este tipo es el que se utiliza normalmente para la publicidad, observación y balizamiento, su estructura se compone de una tela impermeable al gas que forma un recipiente estanco y resistente, este se llena del gas hasta que alcanza una presión determinada, lo que hace que el cuerpo se quede rígido.



**Figura 1.2** Dirigible no rígido usado para la publicidad

- Dirigible Híbrido:

Estas aeronaves, son vehículos basados en los dirigibles que a demás se le añaden características de otro tipo de vehículos para aumentar sus prestaciones, por ejemplo darle al dirigible alas y una estructura que tenga forma aerodinámica para mejorar su capacidad de vuelo en modo crucero, o añadirle un motor rotativo hélices para poder realizar el despegue de forma vertical etc..

En nuestro caso nos hemos decantado por la hibridación para realizar el Airwhale, el cual intenta aunar características de aeronaves de ala fija, helicóptero y dirigible. Todo esto se describirá de forma mas concisa en punto posteriores.





**Figura 1.3** LEMV Proyecto de dirigible híbrido realizado por DARPA

### 1.1.3 Despegue y aterrizaje vertical.

En la historia de la aviación uno de los objetivos que siempre se ha perseguido, sobre todo en el campo militar ha sido tener aviones que tuvieran la capacidad de despegar y aterrizar sin necesidad de una larga pista de aterrizaje. Una de las primeras soluciones que se dio fue el autogiro. Este avión fue inventado por Juan de la Cierva, desarrollado en la década de los años 20 del siglo XX tenía la capacidad de elevarse en vuelo sin pista de aterrizaje gracias a la gran hélice que tenía en la parte superior de su fuselaje.

Este aerodino fue toda una revolución y a partir de él se comenzaría el desarrollo de los helicópteros actuales. El problema principal de los vehículos que realizan el despegue vertical es que su capacidad y alcance de vuelo son limitados, por ello y para resolver esa necesidad se desarrolló en los años 60 un nuevo tipo de avión de transporte, propulsado con hélices que podía hacer grandes distancias y despegar verticalmente. Este es el V22\_OSPREY. Sus dos hélices con capacidad basculante le permiten realizar vuelos como un avión y hacer aterrizajes y despegues verticales. La disposición de sus motores nos sirvió de inspiración para realizar el el Airwhale.



**Figura 1.4** Primer autogiro desarrollado por Juan de la Cierva y el V22\_OSPREY

## 1.2 Descripción del proyecto Airwhale y la organización Esitech

Esitech es un grupo de estudiantes de distintas ramas de la ingeniería con la finalidad aunar y relacionar alumnos de los diferentes grados que se imparten en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Sevilla, que tengan la inquietud de desarrollar proyectos de ingeniería y aplicar los conocimientos aprendidos durante la carrera de forma práctica.



**Figura 1.5** Logo asociación

La fundación de esta asociación llevada a cabo por José Luis Holgado Álvarez y Juan Carlos Mancebo Sánchez, tenía como finalidad aunar a un grupo de alumnos, que posteriormente se fueron uniendo a ella, para el desarrollo de lo que es hoy el principal proyecto de la asociación, la aeronave no tripulada de vuelos de larga duración híbrida, AirWhale.

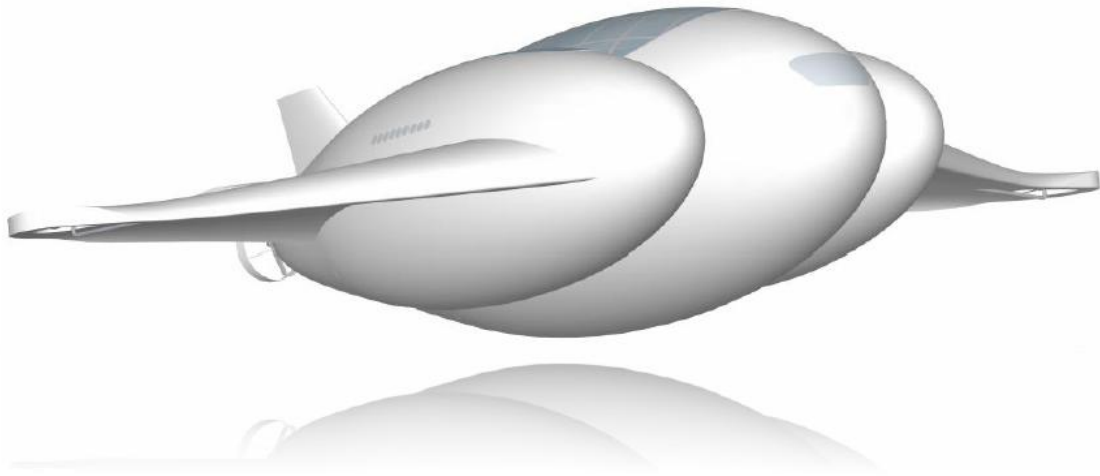
El grupo formado dentro de la asociación para llevar a cabo este proyecto no pudo ser más heterogéneo, repartiéndose en tres grupos de trabajo el equipo de desarrollo quedó de la siguiente manera:

- Equipo Automático:
  - Alejandro Romero Galán
  - Elena Manga Caballero
  - José Luis Holgado Álvarez
- Equipo Electrónico:
  - Ana Caballos Torroba
  - Juan Carlos Martín Rodríguez
  - Miguel Ángel Rodrigo Lisbona
- Equipo Mecánico-Aeronáutico:
  - Inmaculada Gómez Vázquez
  - Javier Eduardo Mitjavila Samayoa
  - Juan Carlos Mancebo Sánchez
  - Álvaro Romero Calvo

A parte del proyecto de ingeniería en el cual nos embarcamos, cinco miembros escogidos como representantes del grupo participamos en el concurso lanzado por Airbus Group, Fly Your Ideas.

El concurso Fly your ideas, es una competición a nivel mundial propuesta por Airbus para que estudiantes de ingeniería den respuesta mediante sus ideas a los diferentes retos tecnológicos a los que se enfrenta la aviación moderna en nuestros días. Dispuesta en 3 fases, en la primera cada equipo enuncia la idea que quiere aportar dando una breve explicación de sus ventajas y en que se ha basado, nosotros inscritos bajo el nombre de Airwhale Team, y con la premisa de resolver mejorar el gasto energético en la aviación, expusimos la idea de una aeronave de pasajeros eléctrica e híbrida entre dirigibles, aviones a demás con capacidad de aprovechar la

energía del sol con una serie de telas solares colocadas por el fuselaje. Con esta idea pasamos a la segunda fase del concurso en la que nos enfrentamos a otros 100 equipos seleccionados entre 600 equipos participantes, para hacernos un hueco entre los 5 equipos que pasarían a la final. Desgraciadamente nuestra andadura en fly your ideas finalizó en la segunda fase.



**Figura 1.6 Modelo** conceptual de nuestra aeronave presentada en el concurso.

Entrando en más detalle en lo que nos ocupa, este trabajo fin de grado como los trabajos de los compañeros anteriormente mencionados, conforman en su totalidad el proyecto Airwhale.

El Airwhale es una aeronave de tamaño pequeño no tripulada, ideada por el grupo estudiantil EsiTech.

Su funcionalidad y la fusión de tecnologías que se emplea procede de la idea originaria de Jose Luis Holgado Álvarez, de aunar la tecnología de los quadrotors con la tecnología de los aerostatos sustentados por helio para aumentar la autonomía de vuelo de los primeros.

Como en todo proyecto de ingeniería, el producto a desarrollar tiene que tener una finalidad u objetivo, en este caso tenemos como principal premisa, crear un dron con una autonomía de vuelo superior a sus homologos actuales y como objetivo comercial o de uso público se pensó que si cumpliera la premisa de una gran autonomía un uso fácil de realizar sería la grabación de eventos de ocio, como conciertos y eventos deportivos.

Teniendo una idea y un objetivo a cumplir, nos pusimos a buscar un escenario de trabajo realista y eso nos llevó a tomar los siguientes objetivos de diseño:

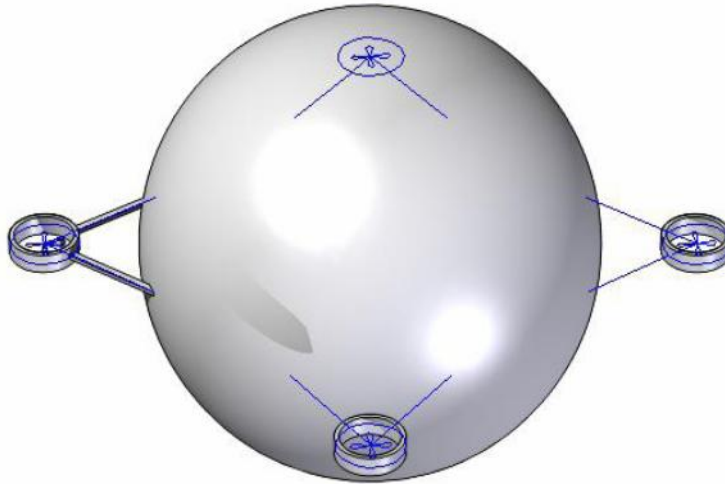
Velocidad de vuelo: 5m/s

- Altura máxima de vuelo: 20 metros
- Autonomía de vuelo: 1 hora
- Capacidad de despegue vertical: Si

Definidas las especificaciones técnicas a conseguir cada uno de los equipos por separado como en grupo en una serie de reuniones semanales realizadas durante el año, se fue perfilando poco a poco. Hubo muchas variantes de diseño:

- Airwhale 1.0:

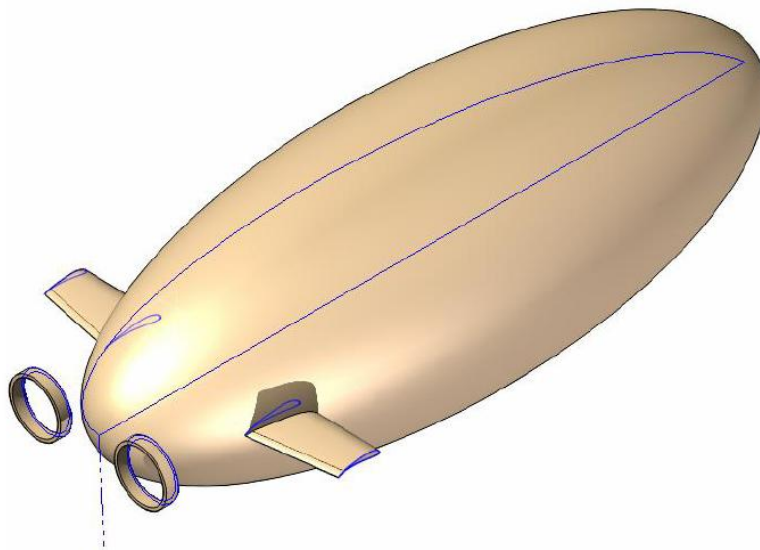
Con forma esférica, fue la primera toma de contacto que tuvimos y la primera en rechazar después de un estudio un poco más exhaustivo, nuestra idea fue aunar el movimiento de un quadrotor poniendo 4 motores en posición en cruz a una bola realizada con una estructura interna que contenía el helio en un recipiente estanco.



**Figura 1.7** Airwhale 1.0

- Airwhale 2.0:

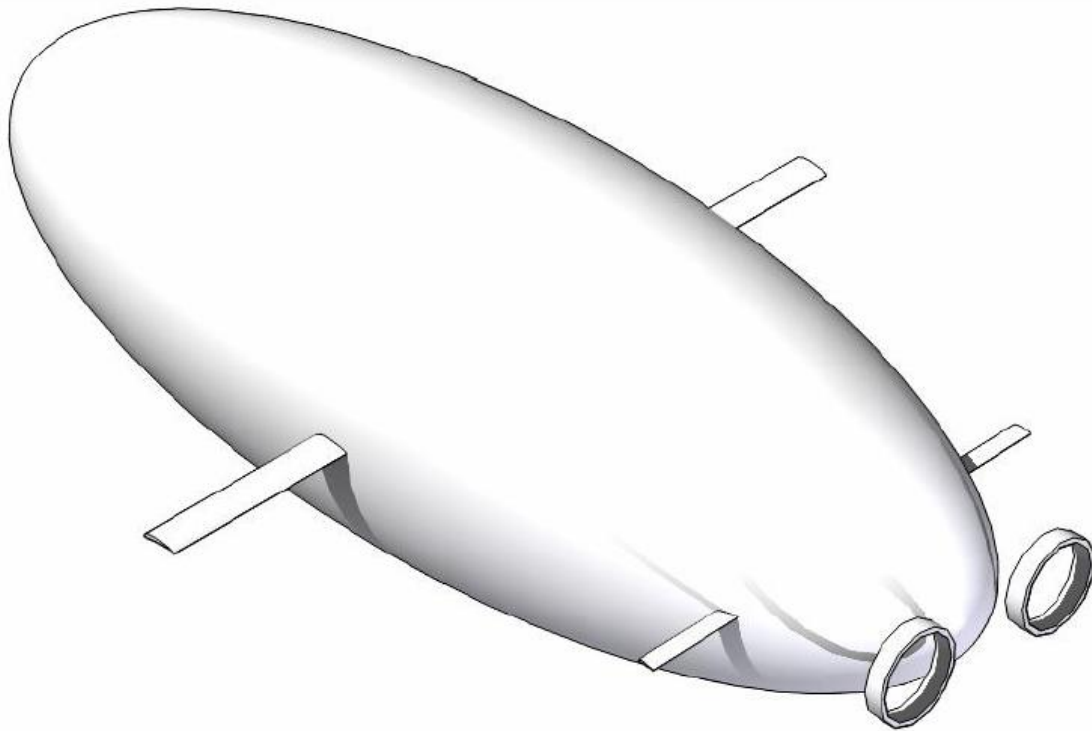
Se comenzó a realizar un estudio aeronáutico lo que nos llevo a elegir una forma helipsoidal parecida a la de los dirigibles tradicionales.



**Figura 1.8** Airwhale 2.0

- Airwhale 2.1:

Este modelo ya mas avanzado se decidió de colocarle estabilizadores en la cola a demás de alas para mejorar la sustentación en vuelo en modo crucero.

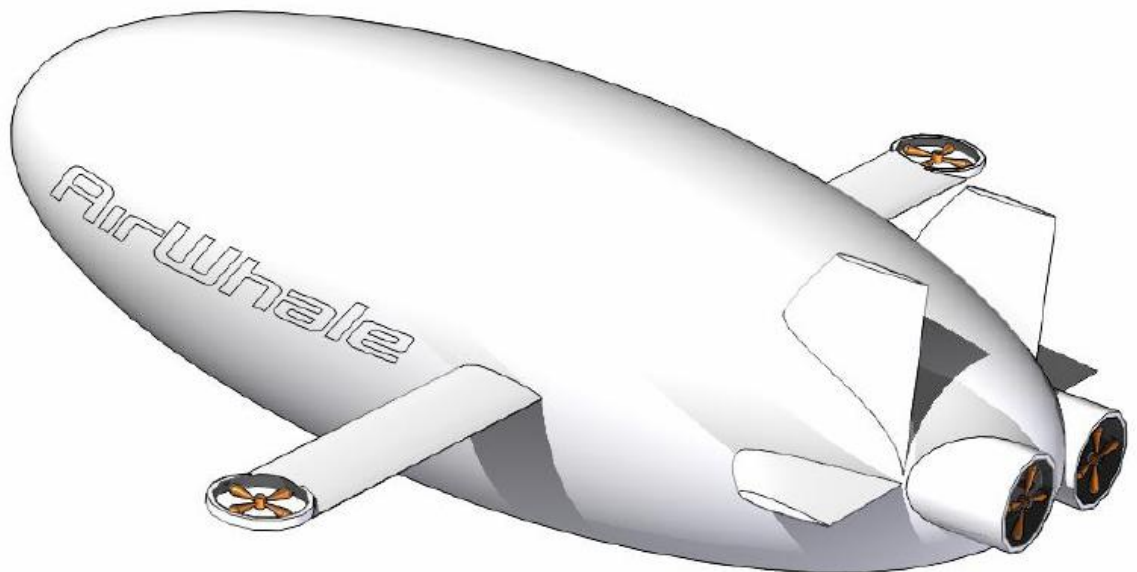


**Figura 1.9** Airwhale 2.1

- Airwhale 2.2:

En este modelo se decidió la configuración de los motores que le permitirán moverse en el espacio.

Dos de ellos se encontrarían en las alas, su finalidad la de movimiento en el eje z y proporcionar un par de balanceo mediante diferencia de velocidad. Por otro lado poseería también otros 2 motores en la parte trasera del Airwhale, estos separados una cierta distancia uno del otro, le permiten al Airwhale realizar dos movimientos. Avance y guiñada mediante un par creado por diferencia de velocidad creada por los motores.



**Figura 1.10** Airwhale 2.2

- Airwhale 3.0:

Esta es el modelo definitivo y el cual vamos a ir desarrollando a lo largo de este año y el próximo año académico. Después de varios estudios realizados por mi compañera Inma Gomez, se decidió cambiar la forma de la estructura del Airwhale, añadiéndole dos lobulos laterales, esta nueva forma le dotaba de mayor aerodinámica y optimizaba sus propiedades de vuelo.



**Figura 1.11** Airwhale 3.0

### 1.3 Descripción del prototipo desarrollado para estudiar la dinámica de un vehículo con características similares al Airwhale

A lo largo del desarrollo del proyecto, el objetivo principal ha sido construir el Airwhale, por falta de recursos no hemos podido llevarlo a cabo durante este curso académico, pero ante la necesidad de poder tener una plataforma real donde probar los resultados teóricos arrojados por los distintos proyectos del equipo de automática y electrónica, se decidió crear un prototipo bastante simple pero que nos permitirá evaluar la dinámica de un vehículo con características similares al Airwhale 3.0, además de poner a prueba los diferentes componentes electrónicos de los que disponemos, motores, variadores, plataforma de programación Ardupilot Mega y duración real de las baterías durante un vuelo.

#### 1.3.1 Finalidad del prototipo

Como he enunciado antes la finalidad principal del prototipo es obtener datos reales de vehículos con las características del Airwhale y testear los dispositivos electrónicos que tenemos a nuestra disposición, las capacidades de vuelo que puede tener y lo que tiene viene a colación de este proyecto, una referencia real de donde extraer datos de si los controladores desarrollados teóricamente y las estrategias de control usadas en este texto pueden ser válidas para este tipo de vehículos. Por ello por un lado se desarrollara un modelo dinámico a partir de las ecuaciones de Euler que caracterizan el movimiento y los grados de libertad de nuestro prototipo este sistema no lineal, se linealiza y se crearan una serie de controladores para poder realizar trayectorias de vuelo para este modelo, realizado esto y con la ayuda de mis compañeros Alejandro, cargaremos los controladores en nuestro prototipo y veremos la trayectoria seguida por este. Se compararan los resultados y veremos si nuestra suposición de crear un prototipo para validar nuestro modelo y los controladores para recorrer las trayectorias fijadas ha sido acertada o por el contrario el modelo supuesto no corresponde con la realidad y necesita de una revisión.

### 1.3.2 Diseño del prototipo

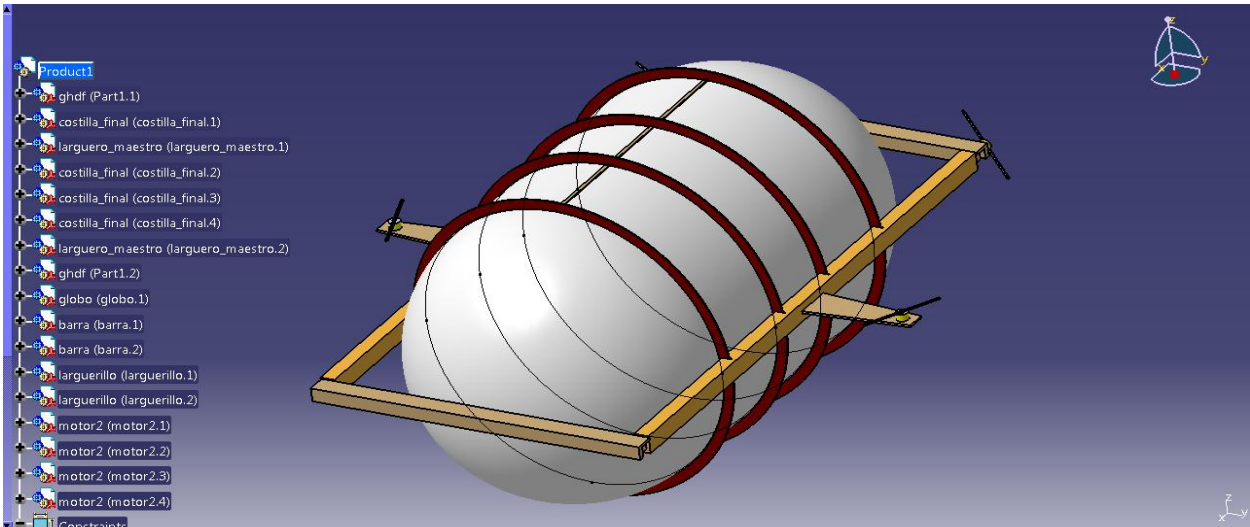
Para diseñar nuestra plataforma de pruebas se hicieron varios estudios de cómo debería ser su forma, su tamaño, su peso para que pudiera corresponder en cierta medida a nuestro proyecto original. Los dos principales problemas que nos encontramos para su fabricación eran los materiales a utilizar y el peso que queríamos compensar con el helio. Al final nos decantamos por la madera de balsa para realizar la estructura, esto fue por varias razones. La primera de todas ellas era por usar el mismo material constructivo que se aplica en la construcción del Airwhale, la segunda, su resistencia y ligereza lo convierten en un excelente elemento de construcción para aeronaves. En el caso del peso, después de mucho debate y para no conferir un tamaño excesivo a nuestro prototipo, decidimos que el helio solo compensaría las baterías las cuales tienen un peso aproximado de 600 gramos. Usando la ley de Arquímedes, obtuvimos que la cantidad de helio necesaria para compensar ese peso era de unos  $0.6 \text{ m}^3$ , buscando en catálogos, encontramos un globo que satisfacía nuestras expectativas, con forma helipsoidal, 1.5 metros de largo y con el diámetro principal de 0.8 metros nos daba la capacidad contenedora necesaria. Obtenido el globo ya fijamos el tamaño del prototipo que se situaría en 1.6 metros de largo, 1.4 metros de ancho y 0.9 envergadura en el eje z.

Para diseñar la estructura, se barajaron varias opciones, un cuerpo principal en el plano x-y que se encuentra a la mitad del globo con una madera más resistente que aguantase los motores, las baterías y las alas, y una serie de costillas circulares distribuidas por el cuerpo para proteger al globo y darle rigidez al conjunto o un cuerpo principal rectangular con la misma función que en el primer caso y otro cuerpo rectangular más pequeño colocado en la parte baja de la aeronave unida a la parte superior por una serie de pilares de madera, que tenga como objetivo darle rigidez al conjunto de la estructura, proteger al globo y servir de tren de aterrizaje, en la parte superior el globo estaría sujeción por una serie de cables tensores.

Por facilidad de ejecución y ahorro en el uso de materiales, nos decantamos por la segunda opción.

Para la realización de los modelos de las dos estructuras que se estudiaron, se ha utilizado el programa de diseño gráfico Catia V5. Gracias a este programa, pudimos hacer modelos constructivos de gran precisión, que nos permitirá a posteriori usar como planos para fabricar el prototipo.

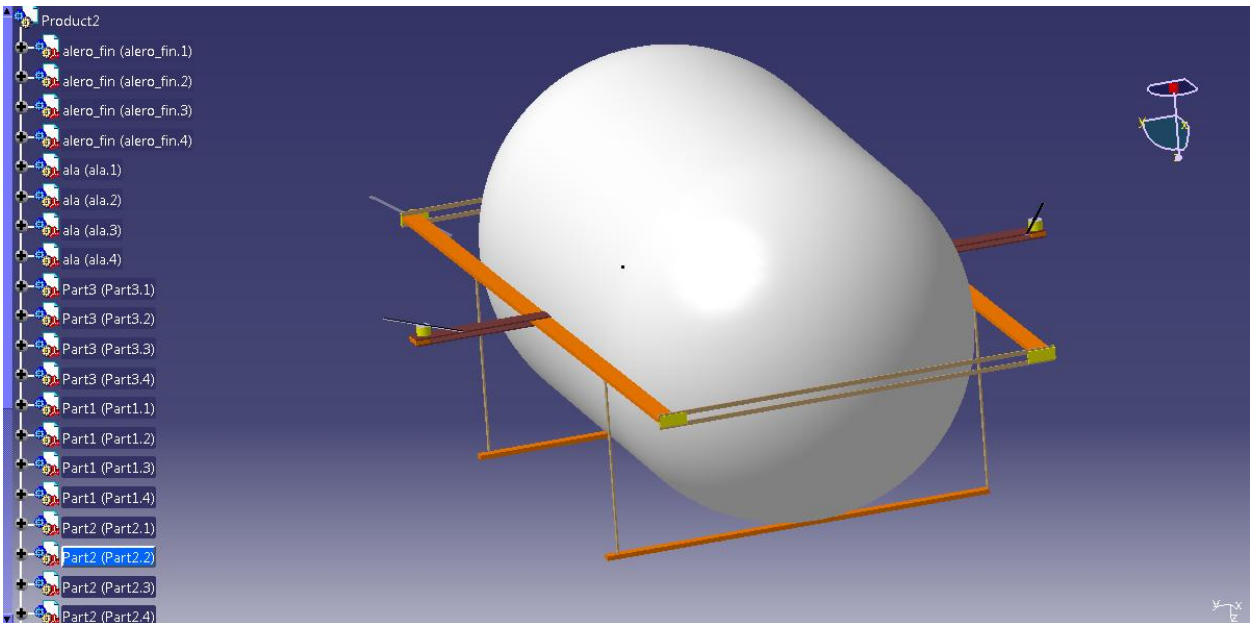
En primer lugar se realizó el modelo en Catia de la estructura con costillas circulares, para ello en primer lugar, se crea un modelo del globo a utilizar, teniendo las medidas de las especificaciones de compra, podemos crear una superficie de revolución con las medidas del globo. Visualizando como es el globo es más fácil diseñar como debe ser la estructura que lo recubre. Con las medidas del globo, en primer lugar realizamos las 4 costillas circulares que lo recubren, estas costillas al no disponer de planchas de madera tan grandes para su realización, se obtiene por hacerlas en dos trozos, que luego serían soldados con Cianocrilato. A partir de las costillas, realizamos el cuerpo principal del globo con 4 estacas de madera de perfil rectangular muy resistentes y pesadas. Ensamblado todas las piezas de la estructura, procedemos a realizar las alas. Realizadas a partir de una plancha de madera de balsa muy fina pero resistente, se les da una forma trapezoidal por ahorrar material, ya que en el prototipo su función principal va a ser de soporte y no van a generar una sustentación, al no tener un perfil aerodinámico que lo provoque. El resultado final, fue este:



**Figura 1.12** Modelo inicial de la estructura Descartado.

La razón principal para rechazar este modelo es que no teníamos herramientas adecuadas para poder realizar las costillas con las tolerancias adecuadas, a demás de que la estructura principal era demasiado pesada.

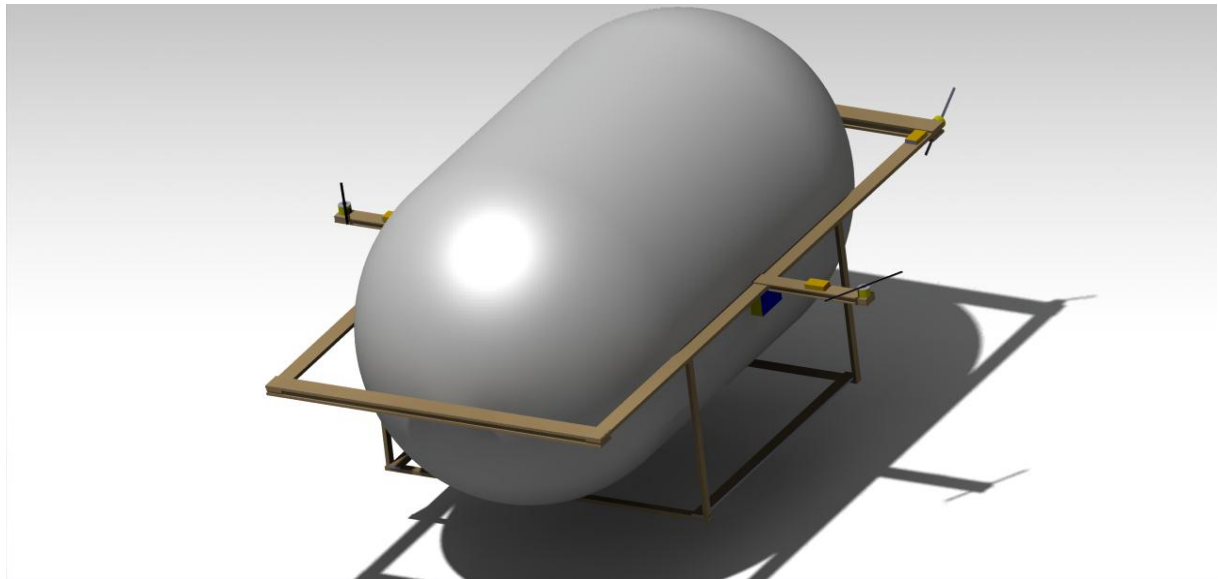
El modelo que al final consideramos para su fabricación, como describimos antes posee también de un cuerpo principal, pero de una madera mas ligera, Las alas están echas de dos planchas de madera unidas a la estructura y unidas entre si por un rigidizador en su extremo y en los laterales. La subestructura inferior y superior están conectadas entre si por cuatro mástiles de madera de balsa.



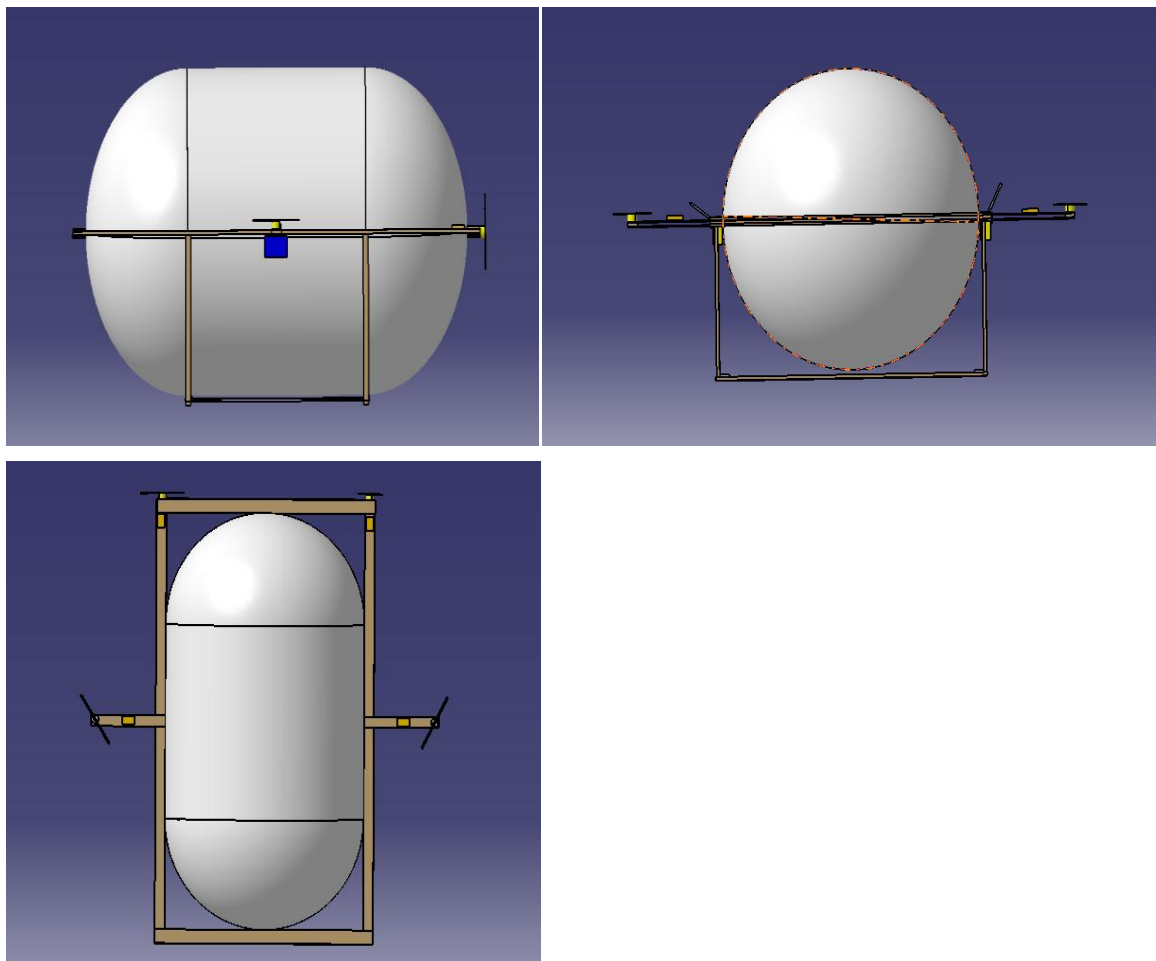
**Figura 1.13** Modelo realizado para la fabricación con tren de aterrizaje no rígido.

Este fue el primer planteamiento que tuvimos para la fabricación de la estructura, pero resultada demasiado frágil por tanto se decidió tomar otro diseño mas rígido y seguro.





**Figura 1.14** Modelo final.



**Figura 1.15** Vistas del Modelo final.

### 1.3.3 Parametros obtenidos a partir de Catia V5

Diseñado el prototipo y una vez construido en el laboratorio, necesitamos obtener una serie de parámetros geométricos y masicos, ya que estos aparecen en las ecuaciones de movimiento y sin ellos no podríamos continuar. Por suerte Catia tiene un calculador de propiedades de un cuerpo en función de su masa, tamaño y densidad. Introduciendo la densidad del material del que esta hecho cada pieza de la estructura en Catia, este calcula el peso que debe tener, su volumen, Las inercias geométricas de primer y segundo Orden y el centro de gravedad.

Propiedad	Valor
Masa	1.5 kg
Volumen ocupado	0.624 m <sup>3</sup>
Centro de Gravedad x	799.024 mm
Centro de Gravedad y	-399.244 mm
Centro de Gravedad z	1.924 mm
Ixx	0.11 Kg*m <sup>2</sup>
Iyy	0.295 Kg*m <sup>2</sup>
Izz	0.26 Kg*m <sup>2</sup>
Ixy	-2.513* 10 <sup>-6</sup> Kg*m <sup>2</sup>
Iyz	-1.395* 10 <sup>-6</sup> Kg*m <sup>2</sup>
Izx	-4.483* 10 <sup>-6</sup> Kg*m <sup>2</sup>
gravedad	9.8 m/s <sup>2</sup>
Densidad del helio	0.1785 Kg/m <sup>3</sup>
Densidad del Aire	1.29 Kg/m <sup>3</sup>
Coeficiente de empuje de cada motor $\kappa_{thrust}$	9.5*10 <sup>-6</sup> N*m*s <sup>2</sup>
Coeficiente de arrastre de cada motor $\kappa_{drag}$	1.7*10 <sup>-7</sup> N*m*s <sup>2</sup>
Coeficiente Cd	0.15
Shx	0.5
Shy	1.7
Shz	1.7

Podemos observar que los términos cruzados de las inercias son muy pequeños y por tanto despreciables respecto a las inercias principales, esto significa que la matriz de inercia de nuestro vehículo quedaría de la siguiente forma:

$$I = \begin{pmatrix} 0.11 & 0 & 0 \\ 0 & 0.295 & 0 \\ 0 & 0 & 0.26 \end{pmatrix} \text{Kg} * \text{m}^2$$





## 2 MODELADO DEL PROTOTIPO

---

*La única manera de descubrir los límites de lo posible  
es aventurarse un poco más allá de dichos límites, en lo  
imposible*

*Arthur C. Clark*

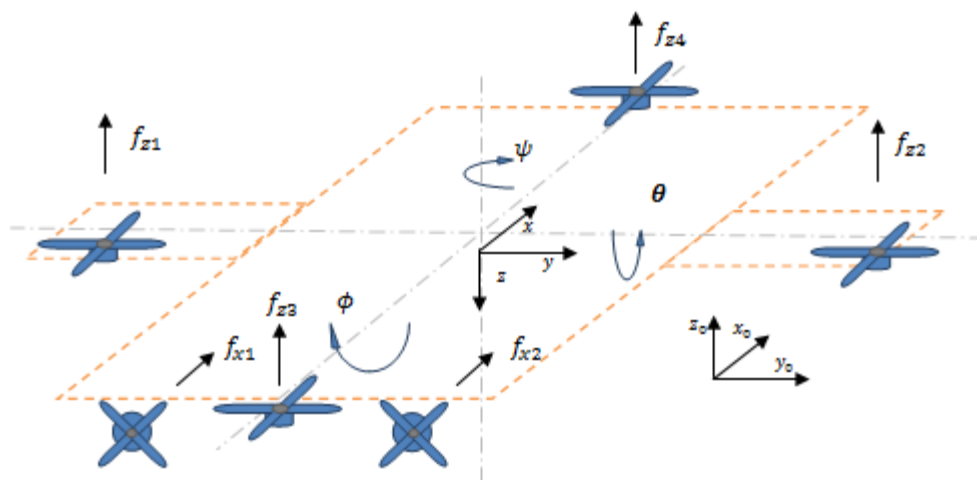
El prototipo del Airwhale como hemos dicho antes, tiene como propósito la obtención de una dinámica válida para ensayar una serie de controladores que sean extrapolables al proyecto Airwhale que se desarrollara al año que viene. Para modelar el movimiento de nuestro prototipo, lo consideraremos primeramente como un sólido rígido con una sustentación propia y constante (el helio).

Lo primero que tenemos que hacer es identificar el número de grados de libertad de nuestra aeronave y los ejes en los que va a trabajar. Al ser un sólido rígido capaz de realizar 6 movimientos, tres de traslación y 3 de rotación, significa que posee 6 grados de libertad. Al ser un vehículo con simetría en los 3 ejes, podemos ver que su centro de gravedad y masas coinciden y se encuentran en el punto central del vehículo, ese es el punto que estudiaremos el movimiento de nuestro sólido rígido.

En la siguiente imagen se muestra como están distribuidas las siguientes fuerzas y momentos que actúan sobre nuestro vehículo, se puede considerar una arquitectura simplificada por una cruceta doble, donde se apoyan los motores con una orientación determinada y con el centro de gravedad en el centro de la aeronave.

La geometría de nuestro prototipo viene acompañada de una serie de medidas que caracterizan el tamaño de la aeronave y la posición de los distintos actuadores respecto al centro de masas

Medidas	Valores (m)
Largo del prototipo Airwhale	1.8
Ancho del prototipo Airwhale	1.4
alto del prototipo Airwhale	0.8
L1 distancia de los motores verticales 2 y 4 al centro de masas en la dirección y	0.7
L2 distancia de los motores verticales 1 y 3 al centro de masas en la dirección x	0.9
L3 distancia del motor 5 y 6 al centro de masas en la dirección y	0.4



**Fig 2.0** modelo esquemático de las diferentes fuerzas que se ejercen en el prototipo

Los sistemas de referencia que usaremos serán los siguientes:

- $\{W\}$  World coordinate frame, es el sistema de referencia donde las leyes de movimiento del vehículo están regidas por las leyes de Newton, es el que será utilizado para su control.

- {B} Body coordinate frame, es el sistema de coordenadas que caracteriza el movimiento de un punto representativo del solido rigido, en este caso su centro de masas.

Como enunciamos antes, el modelo del vehiculo se hace acuerdo a que es coincidente el centro de masas y el geométrico considerando que la aeronave es simetrica y su masa se distribuye uniformemente sin causar un desplazamiento del centro de masas.

## 2.1 Sistemas de propulsion del vehiculo

Para nuestro vehiculo, podemos considerar que es un solido rigido, el cual se mueve impulsado por 2 fuerzas, una en el sentido del eje x y otra en el sentido del eje z y por 3 pares, uno por cada eje coordinado. La magnitud de estas fuerzas y pares, van a ser proporcionales a la velocidad de giro de las hélices de cada uno de los rotores, las cuales generan una fuerza de sustentación que es la verdadera responsable del movimiento del Airwhale. En primer lugar definiremos las fuerzas de empuje y resistencia generadas por cada motor:

$$f_i = \kappa_{thrust} \cdot \Omega_i^2 \quad i = 1,2,3,4,5,6$$

Con  $\Omega_i [s^{-1}]$  la velocidad de giro de cada motor en Hz.

Siendo  $f_i [N]$  la fuerza de empuje generada por el motor i-esimo que le permite moverse a lo largo del eje x o el eje z, dependiendo a cual de los 4 motores nos refiramos.

El giro de las hélices no solo proporciona un empuje favorable al movimiento, estas como cualquier cuerpo que se mueve dentro de un fluido generan una fuerza resistente que se opone al movimiento.

$$Q_i = \kappa_{drag} \cdot \Omega_i^2 \quad i = 1,2,3,4,5,6$$

Tanto  $\kappa_{thrust}$  como  $\kappa_{drag}$  son datos experimentales que dependen de la geometría y tamaño de la hélice.

En nuestro obtenemos estos datos del Trabajo fin de Grado : Desarrollo de controladores Avanzados para el seguimiento de trayectorias de un Helicoptero Quarotor, ya que las hélices que describe en este escrito son muy similares a las seleccionadas para el prototipo:

$$\begin{aligned} \kappa_{thrust} &= 9.5 \cdot 10^{-6} N * s^2 \\ \kappa_{drag} &= 1.7 \cdot 10^{-7} N * m * s^2 \end{aligned}$$

A partir de las fuerzas y angulos generados por los 6 actuadores que tiene el Airwhale (4 motores y 2 servomotores) podemos expresar matemáticamente la relación entre las fuerzas generalizadas de movimiento, y las actuaciones.

La nomenclatura utilizada para llamar a cada fuerza y actuación es la siguiente:

- $f_1$  fuerza generada por el motor vertical en la parte frontal
- $f_2$  fuerza generada por el motor vertical colocado en el ala derecha.
- $f_3$  fuerza generada por el motor vertical colocado en la parte trasera.



- $f_4$  fuerza generada por el motor vertical colocado en el ala izquierda
- $f_5$  fuerza generada por el motor horizontal colocado en la parte trasera derecha
- $f_6$  fuerza generada por el motor horizontal colocado en la parte trasera izquierda.
- $f_x$  fuerza generalizada que permite el movimiento en el eje x
- $f_z$  fuerza generalizada que permite el movimiento en el eje z
- $\tau_\phi$  par generalizado que permite el giro alrededor del eje x o alabeo
- $\tau_\theta$  par generalizado que permite el giro alrededor del eje y o cabeceo
- $\tau_\psi$  par generalizado que permite el giro alrededor del eje z o guiñada

Definidos los parámetros a analizar procedemos a mostrar las ecuaciones donde obtenemos la relación directa entre las actuaciones generalizadas y las reales.

$$\begin{aligned} f_x &= f_5 + f_6 \\ f_z &= f_1 + f_2 + f_3 + f_4 \\ \tau_\phi &= L1 * (f_1 - f_4) \\ \tau_\theta &= L2 * (f_2 - f_3) \\ \tau_\psi &= L3(f_6 - f_5) \end{aligned}$$

A demás añadimos una ecuación de lazo que indica que el de guiñada no puede ser creado por los motores 1,2,3,4

$$0 = f_1 + f_3 - f_2 - f_4$$

Con estas ecuaciones ya tenemos definida la relación fuerzas generalizadas, que se usan para el control y los actuadores. Pero para controlar físicamente los actuadores necesitamos las relaciones inversas, es decir una expresión matemática que caracterice el valor de fuerza que debe tener el actuador para una fuerza o par generalizado concreto. Por tanto a partir de las ecuaciones anteriores obtenemos las siguientes relaciones matemáticas:

$$f_1 = \frac{f_z * L1 - \tau_\phi}{4 * L1}$$

$$f_2 = \frac{f_z * L2 + \tau_\theta}{4 * L2}$$

$$f_3 = \frac{f_z * L1 + \tau_\phi}{4 * L1}$$

$$f_4 = \frac{f_z * L2 - \tau_\theta}{4 * L2}$$

$$f_5 = \frac{f_x * L3 - \tau_\psi}{4 * L3}$$

$$f_6 = \frac{f_x * L3 + \tau_\psi}{4 * L3}$$

Con estas ecuaciones podemos convertir las actuaciones generalizadas en actuaciones reales. Si quisiéramos saber cual es la velocidad de giro de cada rotor, lo único que tendríamos que hacer sería sustituir  $f_i$  en la expresión que relacionaba la fuerza con el giro del aspa.

## 2.2 Ecuaciones que rigen la dinamica del prototipo Newton-Euler.

En este apartado presentaremos las ecuaciones dinamicas, que modelan el movimiento de nuestra aeronave mediante la formulación Newton-Euler que definen el movimiento de un vehiculo aéreo con 6 grados de libertad, Estas ecuaciones fueron extraidas del TFG de nuestro compañero de equipo Javier Eduardo Mitjavila. En primer lugar es conveniente presentar la notación que utilizaremos para definir los vectores y matrices vinculados a las ecuaciones de movimiento.

- $M$ : Es la matriz de masa del Airwhale  $\in \mathbb{R}^{6 \times 6}$
- $q$ : Es el vector donde se recogen las coordenadas de Euler.  $\in \mathbb{R}^{6 \times 1}$
- $\tau_i$ : Fuerzas debido a la Inercia  $\in \mathbb{R}^{6 \times 1}$
- $\tau_G$ : Fuerzas debido a la gravedad  $\in \mathbb{R}^{6 \times 1}$
- $\tau_C$ : Fuerzas debido al control  $\in \mathbb{R}^{6 \times 1}$
- $\tau_{AS}$ : Fuerzas debido al Lift del helio (independiente de la velocidad).  $\in \mathbb{R}^{6 \times 1}$
- $\tau_{Ad}$ : Fuerzas Aerodinámicas  $\in \mathbb{R}^{6 \times 1}$
- $R$  : Es la matriz de rotación de Euler Indica la orientación relativa entre dos sistemas de referencia  $\in \mathbb{R}^{3 \times 3}$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$

Por su simplicidad las ecuaciones se presentaran en modo matricial ya que su desarrollo algebraico es demasiado extenso y no es algo en lo que debamos detenernos.

A modo aclarativo cada vez que aparezca un aspa encima de un símbolo o variable significa que es un vector dispuesto en modo producto vectorial. Dicho esto, se presenta la ecuación principal que regirá nuestro sistema no lineal:

$$M \cdot \ddot{q} = \tau_I + \tau_G + \tau_C$$

Donde se define cada termino como:

$$M = \begin{pmatrix} mI_{3 \times 3} & -mr_G^\times \\ mr_G^\times & J \end{pmatrix}$$

Donde:

I es la matriz identidad.

J es la matriz de inercia.

$r_G^\times$  es el vector que recoge la diferencia entre el centro de gravedad y de masas. En nuestro caso al coincidir ambos puntos este vector es 0.

$$\tau_I = \begin{pmatrix} -mw^\times * v_0 + mw^\times * r_G^\times * w \\ -mr_G^\times * w^\times * v_0 - w^\times * Jw \end{pmatrix}$$

Donde:

$v_0$  es el vector de velocidades lineales

$w$  es el vector de velocidades angulares

$$\tau_G = \begin{pmatrix} mg\hat{g} \\ r_G * mg\hat{g} \end{pmatrix}$$

Donde:

$g$  es la aceleración de la gravedad y su vector dirección es:

$$\hat{g} = \begin{pmatrix} -\sin\theta \\ \cos\theta\sin\varphi \\ \cos\theta\cos\varphi \end{pmatrix}$$

$$\tau_C = \begin{pmatrix} R * F_x & 0 & R * F_z \\ R * M_x & R * M_y & R * M_z \end{pmatrix}$$

Donde :

$F_x$  y  $F_z$

Son las fuerzas generalizadas de control

$M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$

Son los pares generalizados de control

Desarrollada la ecuación que rige el movimiento de nuestra aeronave en el aire, considerando este como un fluido estanco y con velocidad relativa despreciable frente a la de nuestra aeronave, se debe contemplar la resistencia al movimiento que este ejerce por la fricción en avance característica de un cuerpo que se mueve en un fluido y la fuerza de sustentación generada por el volumen de helio contenido por nuestra aeronave.

Quedando ahora nuestra ecuación como:

$$M \cdot \ddot{q} = \tau_I + \tau_G + \tau_C + \tau_{As} + \tau_{ad}$$

Siendo:

$$\tau_{As} = \begin{pmatrix} -\rho g V_{HE} \hat{g} \\ 0 \end{pmatrix}$$

La fuerza de sustentación generada por un volumen de helio determinado

Siendo:

$$\tau_{ad} = D_{cuerpo} = \begin{pmatrix} -v_0 * Cd * S_h * \cos \alpha^2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

La fuerza resistente generada por el avance de nuestro vehiculo en sentido horizontal.

Aquí hemos tenido que realizar varias simplificaciones y no hemos considerado el resto de fuerzas resistentes ya que consideramos que nuestro vehiculo en su régimen de funcionamiento solo volara con la suficiente velocidad como para que estas fuerzas sean apreciables en la dirección  $x$ .

Otra simplificación es que no hemos considerado el empuje generado por las alas. Estas al ser de placa plana solo generan empuje si el angulo de cabeceo  $\alpha$  tiene un valor superior a 0, como hemos caracterizado el movimiento de nuestra aeronave, esto no es posible y por tanto no será considerado en este modelado.

Por ultimo tampoco se consideran los efectos de desequilibrio creados por las fuerzas de masa añadida ya que el movimiento de nuestro vehiculo es lo suficientemente lento como para que no se vea afectado por dichas fuerzas.

Para calcular las ecuaciones siguientes de forma algebraica se procedió en colaboración con mi compañero Alejandro Romero Galan, a crear un programa en Matlab que realizara este tedioso trabajo.

Este programa calcula de manera simbolica en un sistema 12x1 todas las ecuaciones necesarias que caracterizan el sistema a partir de proporcionarle todas las matrices y vectores necesarios.

Dicho programa será incluido en el anexo junto con el resto de códigos necesarios para realizar este proyecto.

## 2.2.1 Ecuaciones de estado del prototipo Airwhale

Una vez realizado el modelado del sistema físico completo, es útil expresar nuestro sistema anterior en lo que es conocido como ecuaciones de estado, este método de representación de las ecuaciones de un sistema es recomendable por varias razones, entre ellas que nos permite ver el sistema como una relación entre las diferentes entradas del sistema con los estados de este y las salidas que estos cambios de estado generan.

Matemáticamente hablando las ecuaciones de estado vienen dadas por:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = f(x(t), u(t), t) \\ y(t) = g(x(t), u(t), t) \end{cases}$$

Expuesto esto se define el vector de estados del AirWhale como:

$$X = [p \ v \ \theta \ \omega]^T$$

Cada variable del vector de estados representa un vector donde se recoge la información de cada uno de los estados representados en los 3 ejes del espacio, dando un total de 12 estados que definen nuestro vehículo.

### Posiciones

$$p = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

### Velocidades lineales

$$v = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

### angulos

$$\theta = \begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}$$

### Velocidades angulares

$$\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

Las ecuaciones resultantes del sistema no lineal son demasiado extensas como para mostrarlas en este texto, pero para discernir como estarían dispuestas se mostrara el código de Matlab creado para que genere las ecuaciones de estado:

```

%% Fuerza total (igual a M*q'dospuntos')
Tt=ti+tg+tc+the+D;

%% Ecuaciones iguales a xpunto,ypunto,zpunto,phipunto,thetapunto y psipunto
xd=U;
yd=V;
zd=W;
ud=(1/m)*Tt(1);
vd=(1/m)*Tt(2);
wd=(1/m)*Tt(3);
pd=(1/Ixx)*Tt(4);
qd=(1/Iyy)*Tt(5);
rd=(1/Izz)*Tt(6);
phid= p + q*sin(phi)*tan(theta)+r*cos(phi)*tan(theta);
thetad= q*cos(phi)-r*sin(phi);
psid= q*sin(phi)*sec(theta)+r*cos(phi)*sec(theta);

```

**Fig 2.1** ecuaciones de estado computerizadas

Como podemos ver el fichero generara 12 ecuaciones correspondiente a los 12 estados del sistema, el subíndice d indica que la variable es diferencial, quedando así un sistema de 12 ecuaciones diferenciales.

En estas ecuaciones se recogen las componentes no lineales de nuestro sistema, entre ellas las perturbaciones del viento en el vector D, las fuerzas de coriolis y los efectos estaticos como la sustentación generada por el helio.

### 2.3 Division del sistema global en subsistema de Rotacion y Traslacion

Basandonos en el trabajo fin de grado de Jose Luis Soto Cano y en otros como la tesis de Guillermo Raffo, llegamos a la conclusión que una manera inteligente de plantear el control de nuestra aeronave es dividir el sistema global en dos sistemas mas pequeños que luego estarán interconectados entre si. Estos subsistemas estarán compuestos por el subsistema de rotación y el subsistema de traslación. Las razones primordiales que tuvimos para llegar a esta conclusión fueron:

La dinámica que tiene el sistema de traslación es mucho mas lenta que la dinámica del sistema de orientación, esto se debe a la componente critica del sistema de orientación en la estabilización en vuelo, trabajando cada uno de estos subsistemas en ordenes de tiempo muy diferentes, por tanto para el diseño de los controladores es conveniente realizarlo mediante sistemas paralelos.

Considerando el movimiento que deseamos que haga el Airwhale, traslaciones lineales de ascenso, descenso y avance o una variación de su orientación en un punto estatico, es lógico plantear un control separado de cada uno de esos movimientos a demás al separarlo en dos subsistemas el acoplamiento existente entre los distintos movimientos desaparece.

Para ilustrar mejor nuestra idea, procedemos a enseñar una ilustración del modelo a seguir definiendo las diferentes entradas y salidas que recibirá el sistema.

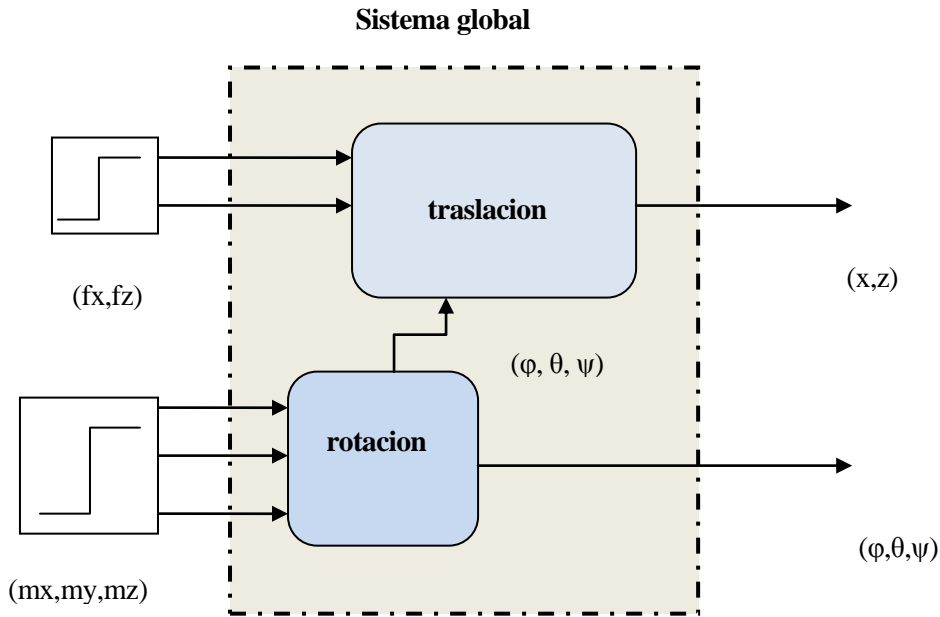


Fig 2.2 esquema del sistema global desacoplado en dos subsistemas

## 2.4 Linealización del sistema

Después de haber hallado el sistema no lineal y haberlo formulado en un espacio de estados, es recomendable realizar una linealización del mismo, con el objetivo de realizar un sistema más fácil de tratar que el sistema no lineal y que a su vez nos permita usarlo para validarlo. Una de las razones primordiales para esto es que nos permite hallar unas funciones de transferencia mucho más sencillas que nos servirán para simplificar el diseño de los controladores para un punto de funcionamiento determinado. Si el punto de funcionamiento se ha elegido correctamente, los controladores que hallamos en el sistema lineal, también podrán ser usados en el sistema no lineal. La forma de formular un espacio de estados lineal es el siguiente:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) \end{cases}$$

Donde  $x(t)$  es el vector de estados,  $y(t)$  es el vector de salidas,  $u(t)$  es el vector de entradas y las matrices  $A, B, C, D$  son los términos de relación lineal. Siendo  $A$  la matriz de estados,  $B$  la matriz de entradas,  $C$  la matriz de salidas y  $D$  es la matriz de transformación directa, en nuestro caso consideramos que la salida es igual al estado sin influencia de la entrada por tanto tomaremos  $D$  como nula.

Para obtener el modelo que hemos descrito se necesita linealizar las ecuaciones no lineales en torno a un punto de equilibrio o funcionamiento. Si consideramos pequeñas variaciones alrededor del punto de trabajo se puede suponer que:

$$\begin{cases} x(t) = x^{eq} + x^d(t) \\ u(t) = u^{eq} + u^d(t) \end{cases}$$

Esta relación se cumplirá siempre que los desplazamientos respecto el punto de funcionamiento sean lo suficientemente pequeños, esto nos dejara poder hacer un desarrollo en Taylor:

$$\begin{aligned} f(x(t), u(t), t) &= f|x^{eq}, u^{eq}| + f_x x^d + f_u u^d + O(\|x^d\|)^2 + O(\|u^d\|)^2 \\ g(x(t), u(t), t) &= g|x^{eq}, u^{eq}| + g_x x^d + g_u u^d + O(\|x^d\|)^2 + O(\|u^d\|)^2 \end{aligned}$$

Donde  $f_x$ ,  $f_u$ ,  $g_x$  y  $g_u$  son matrices jacobianas de dimensión adecuada para la linealización. El sistema mostrado tiene por representación las ecuaciones linealizadas

$$\begin{cases} \dot{x}^d = Ax^d + Bu^d \\ y^d = Cx^d \end{cases}$$

Aplicando los conceptos explicados vamos a desarrollar en los siguientes apartado la linealización de los dos subespacios de trabajo.

### 2.4.1 Subsistema de rotación

Linealizamos las ecuaciones obtenidas con el programa de Matlab para las ecuaciones de estados contenidas en los vectores

$$\boldsymbol{\theta} = \begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

Ya que estas variables son las que caracterizan al subsistema de rotación. La linealización procederá de la siguiente manera

$$\begin{aligned} \varphi(x(t), u(t), t) &= \varphi|x^{eq}, u^{eq}| + \varphi_x x^d + \varphi_u u^d + O(\|x^d\|)^2 + O(\|u^d\|)^2 \\ \theta(x(t), u(t), t) &= \theta|x^{eq}, u^{eq}| + \theta_x x^d + \theta_u u^d + O(\|x^d\|)^2 + O(\|u^d\|)^2 \\ \psi(x(t), u(t), t) &= \psi|x^{eq}, u^{eq}| + \psi_x x^d + \psi_u u^d + O(\|x^d\|)^2 + O(\|u^d\|)^2 \\ p(x(t), u(t), t) &= p|x^{eq}, u^{eq}| + p_x x^d + p_u u^d + O(\|x^d\|)^2 + O(\|u^d\|)^2 \\ q(x(t), u(t), t) &= q|x^{eq}, u^{eq}| + q_x x^d + q_u u^d + O(\|x^d\|)^2 + O(\|u^d\|)^2 \\ r(x(t), u(t), t) &= r|x^{eq}, u^{eq}| + r_x x^d + r_u u^d + O(\|x^d\|)^2 + O(\|u^d\|)^2 \end{aligned}$$

Como en el caso anterior, el desarrollo de las ecuaciones es demasiado largo como para este texto, pero se mostrara cual es el código informatico que se ha usado para realizar la linealización a partir de ecuaciones simbolicas, esta explicación se realizara solo en este caso ya que es análoga en el sistema de translación.



```

%% Linealización de las ecuaciones: fuerzas totales y ecuaciones del vector EC (12 ecuaciones)
xdl=Up;
ydl=Vp;
zdl=Wp;
udl=diff(ud,fx)*fxp+diff(ud,fz)*fzp+diff(ud,theta)*thetap+diff(ud,phi)*phip+diff(ud,psi)*psip+diff(ud,U)*Up+diff(ud,V)*Vp+diff(ud,W)*Wp;
vdl=diff(vd,fx)*fxp+diff(vd,fz)*fzp+diff(vd,theta)*thetap+diff(vd,phi)*phip+diff(vd,psi)*psip+diff(vd,U)*Up+diff(vd,V)*Vp+diff(vd,W)*Wp;
wdl=diff(wd,fx)*fxp+diff(wd,fz)*fzp+diff(wd,theta)*thetap+diff(wd,phi)*phip+diff(wd,psi)*psip+diff(wd,U)*Up+diff(wd,V)*Vp+diff(wd,W)*Wp;
pdl=diff(pd,mtx)*mtxp+diff(pd,mtz)*mtzp+diff(pd,mty)*mty+diff(pd,theta)*thetap+diff(pd,phi)*phip+diff(pd,psi)*psip+diff(pd,p)*pp+diff(pd,q)*qp+diff(pd,r)*rp;
qdl=diff(qd,mtx)*mtxp+diff(qd,mtz)*mtzp+diff(qd,mty)*mty+diff(qd,theta)*thetap+diff(qd,phi)*phip+diff(qd,psi)*psip+diff(qd,p)*pp+diff(qd,q)*qp+diff(qd,r)*rp;
rdl=diff(rd,mtx)*mtxp+diff(rd,mtz)*mtzp+diff(rd,mty)*mty+diff(rd,theta)*thetap+diff(rd,phi)*phip+diff(rd,psi)*psip+diff(rd,p)*pp+diff(rd,q)*qp+diff(rd,r)*rp;
phidl=diff(phid,theta)*thetap+diff(phid,phi)*phip+diff(phid,psi)*psip+diff(phid,p)*pp+diff(phid,q)*qp+diff(phid,r)*rp;
thetadl=diff(thetad,theta)*thetap+diff(thetad,phi)*phip+diff(thetad,psi)*psip+diff(thetad,p)*pp+diff(thetad,q)*qp+diff(thetad,r)*rp;
psidl=diff(psid,theta)*thetap+diff(psid,phi)*phip+diff(psid,psi)*psip+diff(psid,p)*pp+diff(psid,q)*qp+diff(psid,r)*rp;

```

**Fig 2.3** sistema para obtener las ecuaciones linealizadas en Matlab

La función que se usó para obtener el sistema línea fue `diff()`; esta función nos permite realizar derivadas parciales de una expresión matemática, por tanto al usar una serie de Taylor de grado uno para realizar la linealización, el procedimiento será el siguiente. La nueva ecuación será la suma de las derivadas parciales de la función de la que parte, respecto a cada una de las variables que la componen y multiplicando cada una de esas derivadas parciales por una variable generalizada en el punto de funcionamiento.

Una vez que linealizamos todas las ecuaciones, procedemos a particularizarla en el punto de funcionamiento elegido, en nuestro caso y para el subsistema de rotación, el punto de operación es el siguiente:

$$(\varphi^{eq}, \theta^{eq}, \psi^{eq}, p^{eq}, q^{eq}, r^{eq}, mx^{eq}, my^{eq}, mz^{eq}) = (0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0)$$

Dando lugar a las siguientes expresiones:

$$\begin{aligned} \varphi^d &= p^d \\ \theta^d &= q^d \\ \psi^d &= r^d \\ \dot{p}^d &= \frac{mx^d}{I_{xx}} \\ \dot{q}^d &= \frac{my^d}{I_{yy}} \\ \dot{r}^d &= \frac{mz^d}{I_{zz}} \end{aligned}$$

Escribiendo las siguientes expresiones de modo que tengamos:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Arx(t) + Bru(t) \\ y(t) = Crx(t) \end{cases}$$

Obtenemos;

$$Ar = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$Br = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 9.0909 & 0 & 0 \\ 0 & 3.3898 & 0 \\ 0 & 0 & 3.8462 \end{pmatrix}$$

$$Cr = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

## 2.4.2 Subsistema de translación

Para el subsistema de translación definiremos directamente los estados implicados en el funcionamiento de este subsistema y el resultado de su linealización ya que se ha descrito en el apartado anterior como se calcula.

$$\mathbf{p} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

Usando el programa de Matlab e imponiendo este punto de funcionamiento:

$$(x^{eq}, y^{eq}, z^{eq}, u^{eq}, v^{eq}, w^{eq}, fx^{eq}, fz^{eq}, \varphi^{eq}, \theta^{eq}, \psi^{eq}) = (0, 0, 0, 5, 0, 0, 1.225 * 0.5 * 5^2 * Cd * Shx, -he + g * m, 0, 0, 0)$$

$$x^d = u^d$$

$$y^d = v^d$$

$$z^d = w^d$$

$$\dot{u}^d = (2 * fx^d) / 3 - (49 * u^d) / 160 - (382 * \theta^d) / 25$$

$$\dot{v}^d = (382 * \varphi^d) / 25 - (49 * \psi^d) / 64$$

$$\dot{w}^d = (2 * fz^d) / 3 + (49 * \theta^d) / 64$$

Antes de realizar el espacio de estados lineal, pudimos observar que en las condiciones de diseño se especifica que el Airwhale no puede realizar movimiento de traslación laterales y que el movimiento en el plano X-Y queda perfectamente definido por la variación del ángulo de guiñada producida por un par en z y por el desplazamiento en x causado por una fuerza en la dirección de avance. Por ello decidimos eliminar la ecuación que rige y de nuestro sistema tanto lineal como no lineal, quedando ahora nuestro sistema que así:

$$\begin{aligned}x^d &= u^d \\z^d &= w^d \\ \dot{u}^d &= (2 * f_x^d)/3 - (49 * u^d)/160 - (382 * \theta^d)/25 \\ \dot{w}^d &= (2 * f_z^d)/3 + (49 * \theta^d)/64\end{aligned}$$

A partir del sistema de ecuaciones anterior ponemos el subsistema de traslación en forma de espacio de estados lineal

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Atx(t) + Btu(t) \\ y(t) = Ctx(t) \end{cases}$$

Con las siguientes matrices:

$$\begin{aligned}At &= \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -0.31 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \\ Bt &= \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0.667 & 0 & 3.52 \\ 0 & 0.667 & 0.7656 \end{pmatrix} \\ Ct &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}\end{aligned}$$

## 2.5 Saturaciones en la actuaciones reales

En este apartado describiremos el diseño del modulo de saturación. En un intento de aproximarnos lo máximo posible a la realidad, sabemos que los motores no pueden realizar actuaciones infinitas, estos están sujetos a una serie de restricciones mecánicas y energéticas con las que tenemos que contar si queremos hacer unos controladores realistas.

Aunque nuestros controladores y este texto al menos en su primera parte solo contemplen las actuaciones de control generalizadas es decir  $F_x$ ,  $F_z$ ,  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$  todas ellas en la realidad están relacionadas entre si como pudimos comprobar en un punto anterior, dependiendo de la geometría. A partir de estas relaciones sabemos cual es la aportación de cada motor a nuestras actuaciones de control. Por tanto parece lógico que se tengan que tener en cuenta las limitaciones físicas de cada impulsor.

Se sabe por catalogo que los motores seleccionados por Juan Carlos Martin y Alejandro Romero, pueden ejercer de forma ideal unos 9 N de empujes con una hélice de 8 pulgadas.

Esos 9 N serán a partir de ahora nuestra  $f_{max}$ .

A partir de esta suposición y con las ecuaciones directa e inversa que relacionan las actuaciones reales con las actuaciones generalizadas, nos disponemos a realizar una función en Matlab que será nuestro modulo de saturación. Esta función será de uso en todo el proyecto y su estructura es la siguiente:

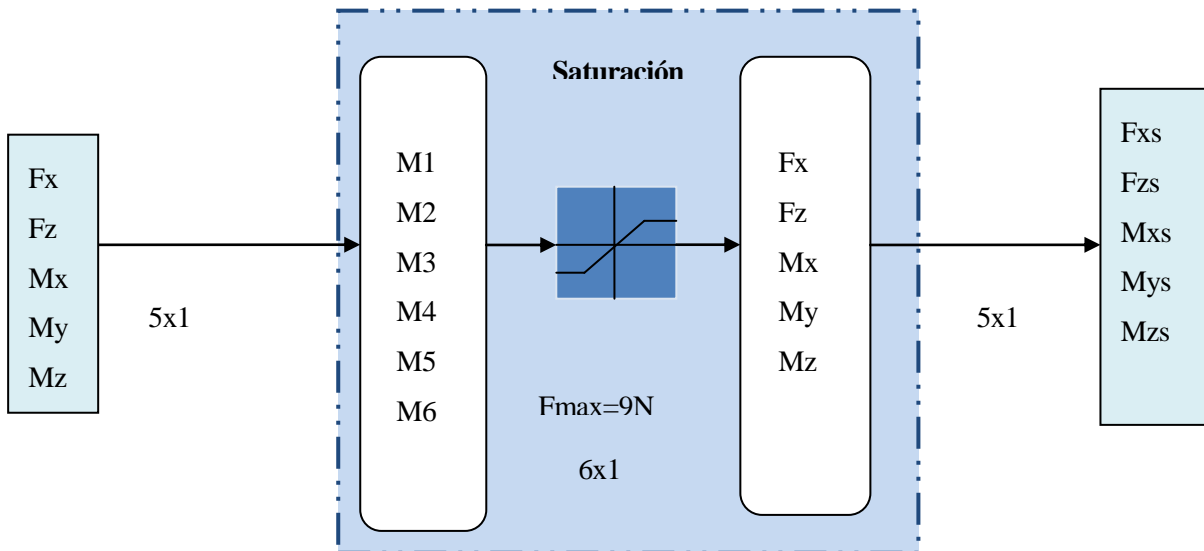


Fig 2.4 esquema de cómo funciona el bloque de saturación:

La implementación en Matlab se hará mediante el uso de llamadas a funciones desde Simulink con un bloque disponible en la librería, que nos permite intercalar entre funciones de Simulink y funciones de Matlab, es algo bastante útil ya que te permite realizar códigos complejos e implementarlo junto a los tradicionales bloques de Simulink. En la siguiente imagen se muestra un ejemplo de cómo se estructura el bloque de saturación.

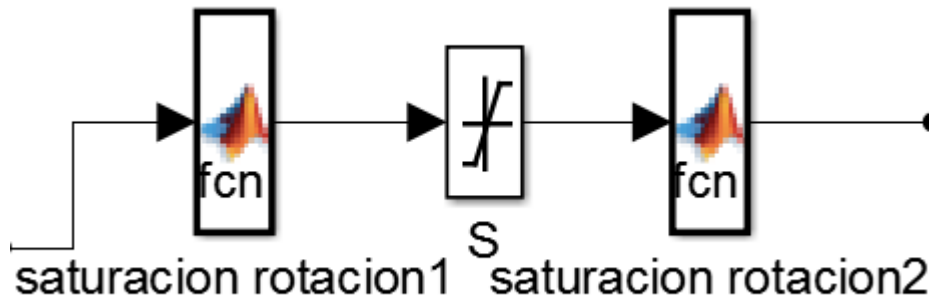


Fig 2.5 implementacion en Matlab

Podemos ver que coincide con el esquema mostrado antes. Por otro lado el contenido del primer modulo de saturación se muestra en el siguiente código, donde se describe su funcionalidad.

```
function y1 = fcn(u)
f=zeros(6,1);
%-----
%distancias de cada par motor al centro de gravedad
l1=0.9;
l2=0.7;
l3=0.4;
%-----
%actuaciones generalizadas
fz=u(1);
fx=u(2);
mx=u(3);
my=u(4);
mz=u(5);
%-----
%conversion a actuaciones reales
f(1)=(l1*fz-2*my)/(4*l1);
f(2)=(l2*fz+2*mx)/(4*l2);
f(3)=(l1*fz+2*my)/(4*l1);
f(4)=(l2*fz-2*mx)/(4*l2);
f(5)=(l3*fx-mz)/(2*l3);
f(6)=(l3*fx+mz)/(2*l3);
%-----
y1=f;
```

Fig 2.6 codificacion1 en Matlab

Una vez transformadas las actuaciones generalizadas y repartidas entre cada uno de los actuadores, estas se saturan con el modulo de simulink que hemos podido ver en la imagen 2.5, a continuación y una vez están saturadas todas las señales, están pasan a una nueva función de Matlab que vuelve a convertir en actuaciones generalizadas, las actuaciones de cada motor.

```
function y1 = fcn(u1)
s=zeros(5,1);
%conversion de actuaciones reales a actuaciones generalizadas
s(1)=u1(5)+u1(6);
s(2)=u1(1)+u1(2)+u1(3)+u1(4);
s(3)=0.7*(u1(2)-u1(4));
s(4)=0.8*(u1(3)-u1(1));
s(5)=0.4*(u1(6)-u1(5));
y1=s;
```

**Fig 2.7** codificacion2 en Matlab

Este proceso nos permite tener una respuesta de las actuaciones mucho mas cercana al sistema real que si no lo hubiéramos hecho.

## 2.6 Comparacion de los modelos lineal-no lineal

En el siguiente apartado nos dispondremos a validar la bondad de los sistemas lineales hallados respecto a los sistemas no lineales. Para ello realizaremos una serie de ensayos en escalon tanto en bucle abierto como en bucle cerrado y compararemos las respuestas para ver si estas concuerdan. Los objetivos primordiales de estas pruebas son por un lado, confirmar la no linealidad del modelo dinamico obtenido del Airwhale y conseguir la menor discrepancia entre las respuestas del modelo lineal y no lineal. Si esto se cumple y la diferencia entre ellos es baja esto nos permitirá usar las fuciones de transferencia lineales para la estimación de los controladores.

Para validar el modelo lineal sobre el no lineal haremos pruebas en cada uno de los subsistemas creados.

Estas pruebas consistirán en realizar una serie de excitaciones del sistema mediante entradas en escalon.

Las entradas en escalon serán simultaneas tanto en el sistema lineal como en el no lineal y la respuestas de estos sistemas se restaran para evaluar su diferencia.

Para asegurarnos de su validez las pruebas serán realizadas tanto en bucle abierto como en buble cerrado.

### 2.6.1 Validación del modelo lineal en bucle abierto

La validación de los subsistemas de traslación y orientación en bucle abierto se realizará a partir de pruebas ante un tren de escalones previamente definidos de pequeña amplitud. El objetivo de usar este tipo de pruebas será forzar al vehículo a realizar una aceleración progresiva que haga que el sistema muestre su carácter propiamente no lineal y así poder apreciar las diferencias entre el modelo linealizado y el no lineal.

#### Subsistema de orientación

Las funciones de transferencia lineales que caracterizan el movimiento de nuestro vehículo en el subsistema de orientación son las siguientes:

$$G_{\varphi} = \frac{1}{I_{xx} \cdot s^2}$$

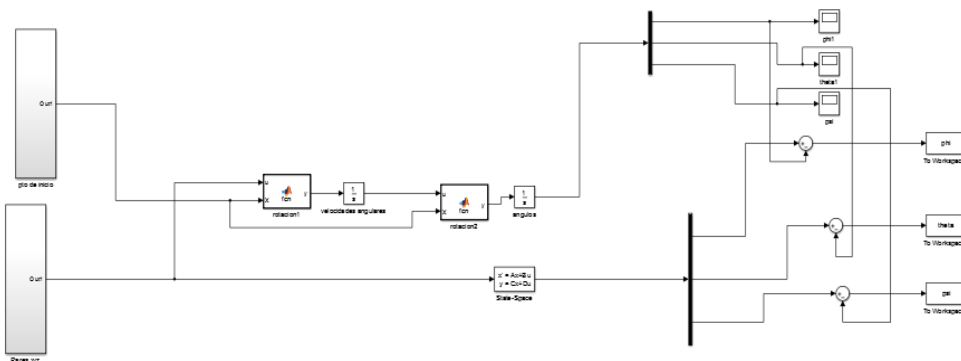
$$G_{\theta} = \frac{1}{I_{yy} \cdot s^2}$$

$$G_{\psi} = \frac{1}{I_{zz} \cdot s^2}$$

Los ensayos a realizar para comprobar la respuesta L-NL serán los siguientes:

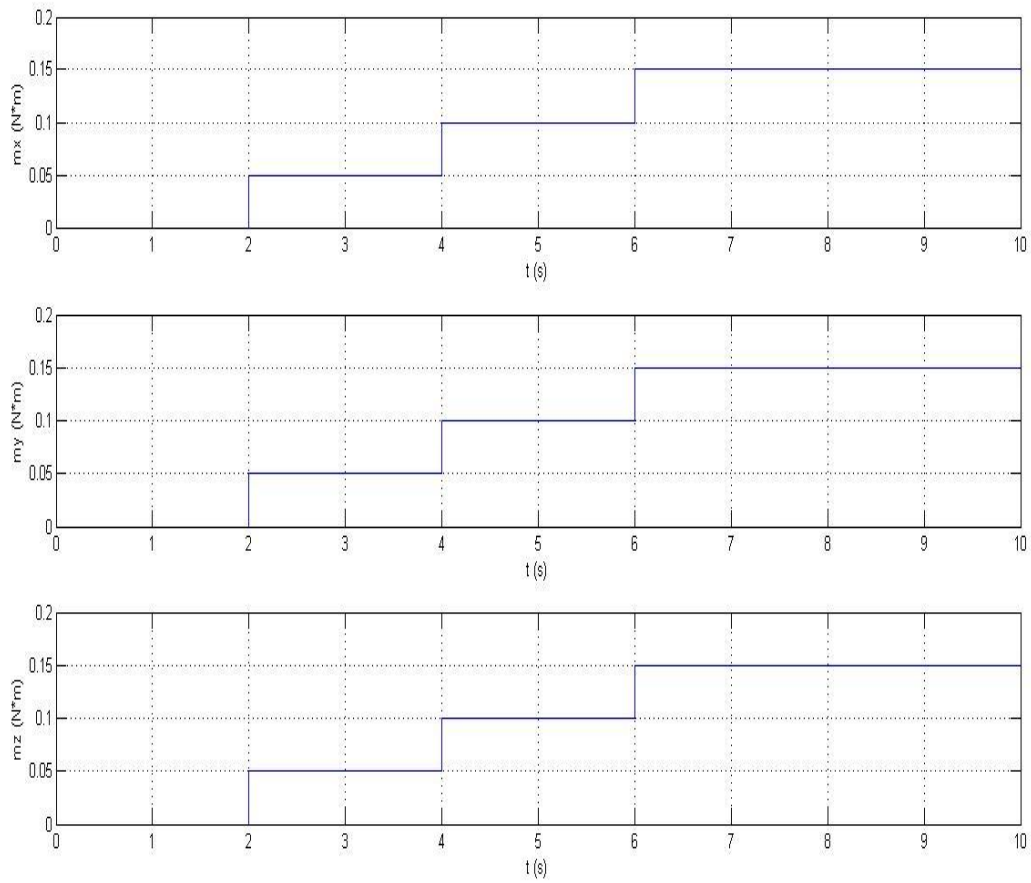
- Tren de 3 escalones en  $m_x$  con una amplitud de 0 a 0.15 N\*m
- Tren de 3 escalones en  $m_y$  con una amplitud de 0 a 0.15 N\*m
- Tren de 3 escalones  $m_z$  con una amplitud de 0 a 0.15 N\*m

El esquema de Simulink seguido para hacer las pruebas es el siguiente:

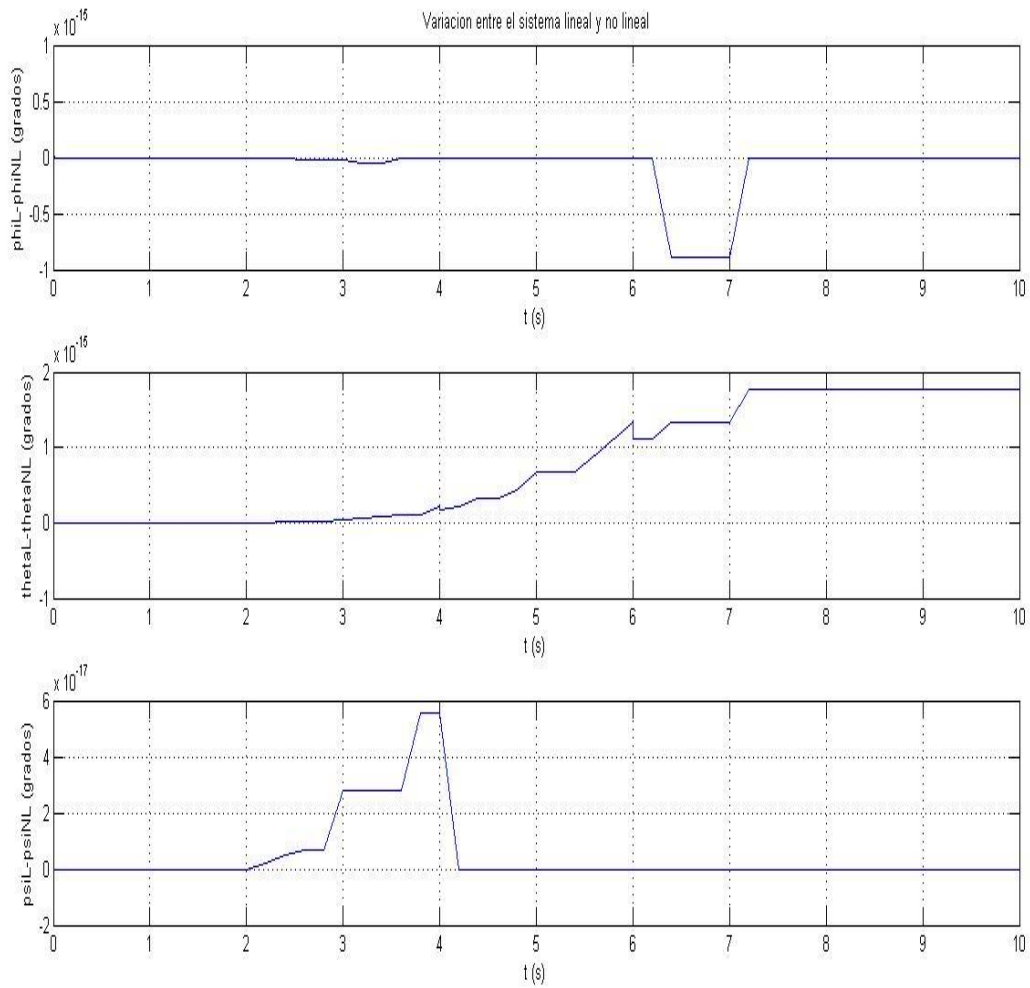


**Fig 2.8** bloque de Simulink para realización de prueba en bucle abierto

Los valores obtenidos para este experimento fueron los siguientes:

**Fig 2.8** tren de escalones a la entrada del sistema L-NL en mx, my,mz





**Fig 2.8 diferencia de la respuesta del sistema L-NL ante respuesta en tren de escalon**

A raíz de la diferencia obtenida en bucle abierto para el subsistema de suborientación, podemos comprobar que nuestra aeronave tiene un comportamiento bastante parecido al comportamiento del régimen lineal, por tanto diseñar los controladores a partir del sistema lineal parece una opción factible, aun así no tomaremos conclusiones claras hasta terminar los ensayos con el subsistema de traslación en bucle abierto y a demás realizar los ensayos en bucle cerrado.

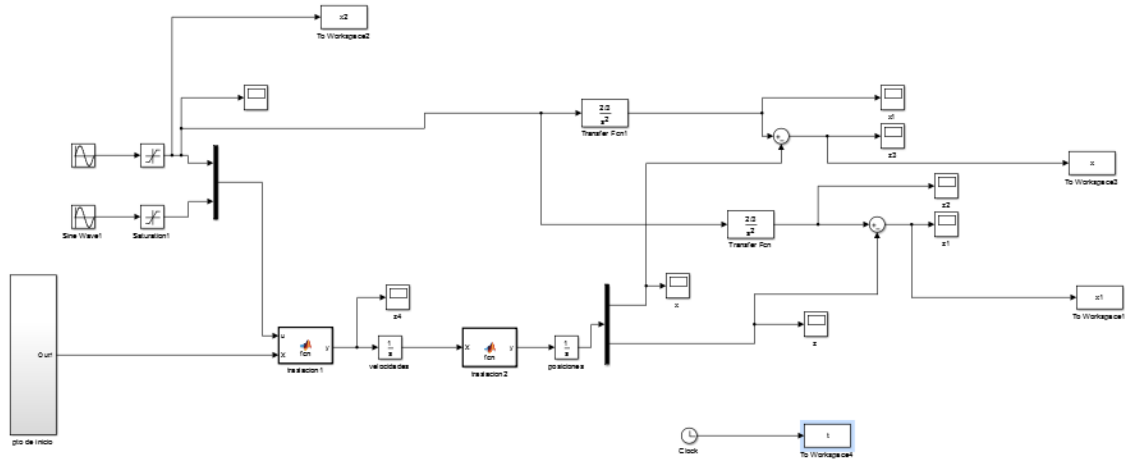
### Subsistema de traslación

El subsistema de traslación lineal está caracterizado por las siguientes funciones de transferencia:

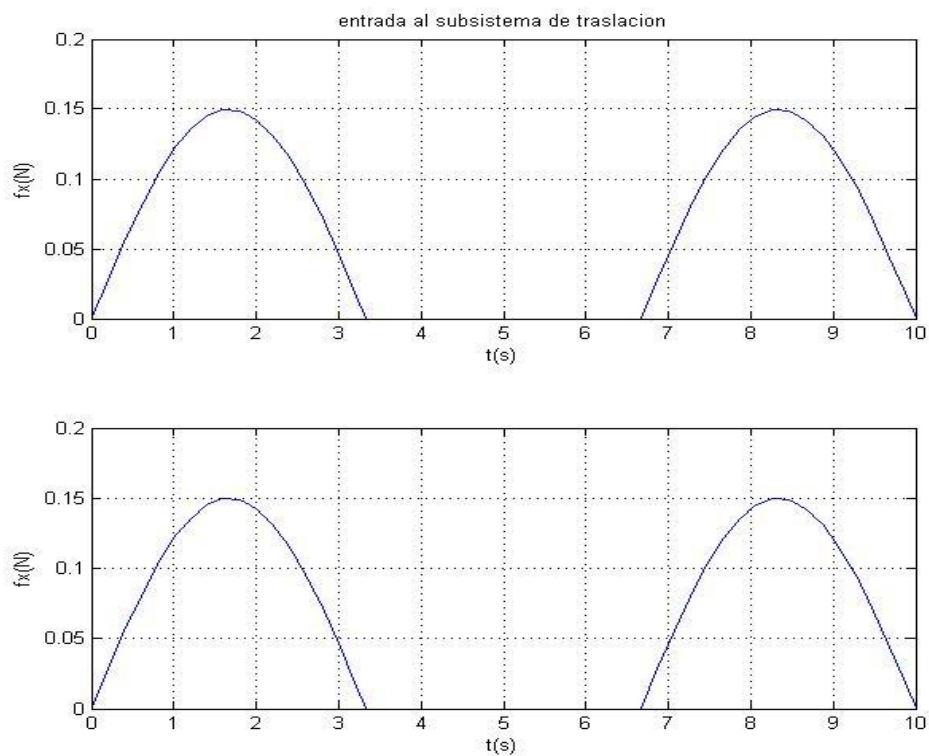
$$G_z = G_x = \frac{2}{3} \cdot \frac{1}{s^2}$$

Realmente la función de transferencia sería más compleja, pero al imponer la tipología de movimiento que queremos que realice nuestra aeronave varios términos se simplifican quedando la función de transferencia mostrada arriba.

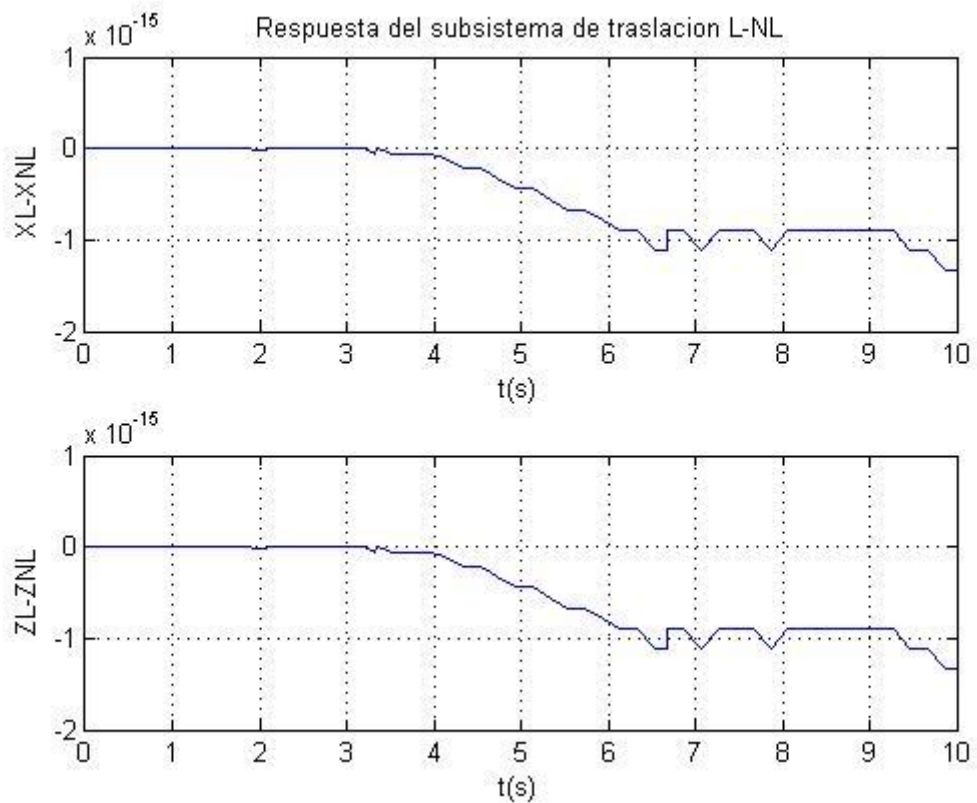
- Senoide de amplitud 0.15 y frecuencia  $3 \cdot \pi / 10$  en  $f_x$
- Senoide de amplitud 0.15 y frecuencia  $3 \cdot \pi / 10$  en  $f_z$



**Fig 2.9** bloque de Simulink para realización de prueba en bucle abierto



**Fig 2.10** tren de escalones a la entrada del sistema L-NL en  $F_x$  y  $F_z$



**Fig 2.8 diferencia de la respuesta del sistema L-NL ante entrada senoidal**

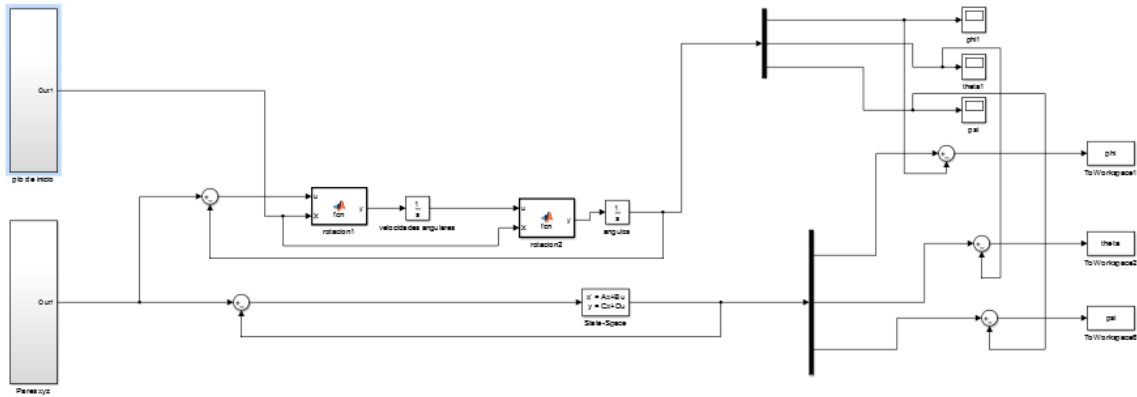
Podemos observar que tanto en el subsistema de traslación como en el de rotación las discrepancias entre las respuestas del sistema son mínimas entre el modelo lineal y el no lineal. A partir de aquí y para confirmar la concordancia de actuación entre ambas, realizaremos las pruebas en bucle cerrado ante una variación pequeña en la referencia.

### 2.6.2 Validación del modelo lineal en bucle cerrado

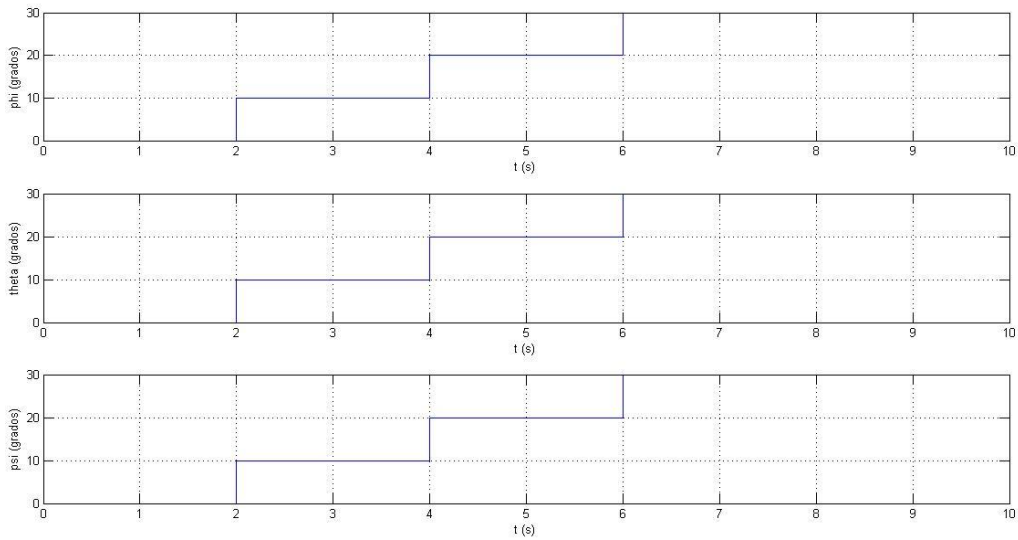
El objeto de realizar una comparación en bucle cerrado es obtener una comparación más realista desde el punto de vista del control y así comprobar que al realizar el lazo de control, las respuestas entre un modelo y el otro no serán descabelladas, lo que implicaría unequivocamente que podremos diseñar los controladores a partir del sistema lineal.

A diferencia que en el bucle abierto en el bucle cerrado se introduce el valor de la variable el cual queremos alcanzar, es decir se introduce una referencia como entrada al bucle realimentado.

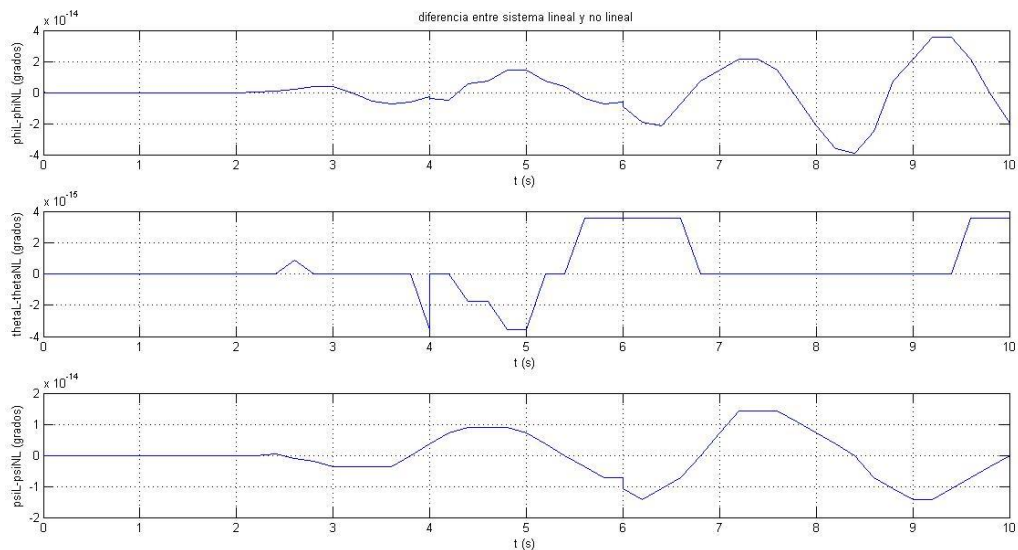
**Subsistema de orientación**



**Fig 2.8 diferencia de la respuesta del sistema L-NL ante entrada senoidal**

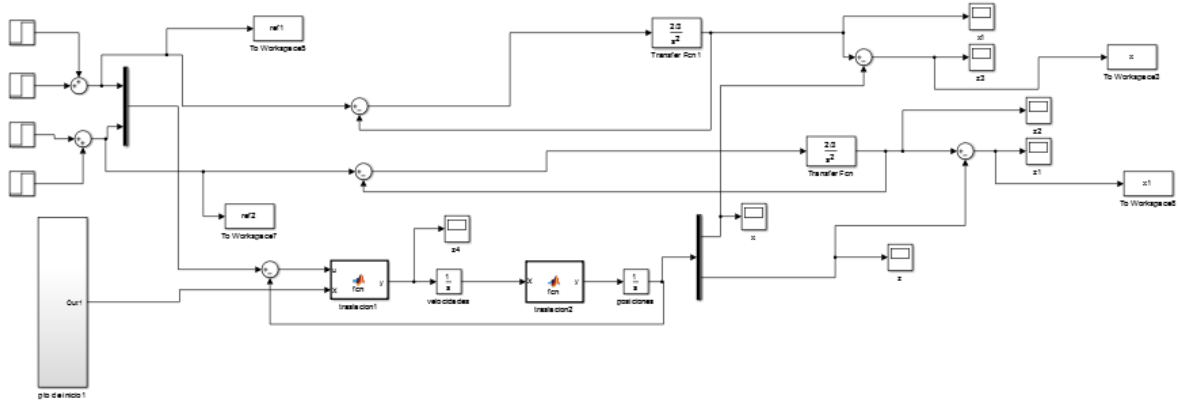


**Fig 2.8 diferencia de la respuesta del sistema L-NL ante entrada senoidal**

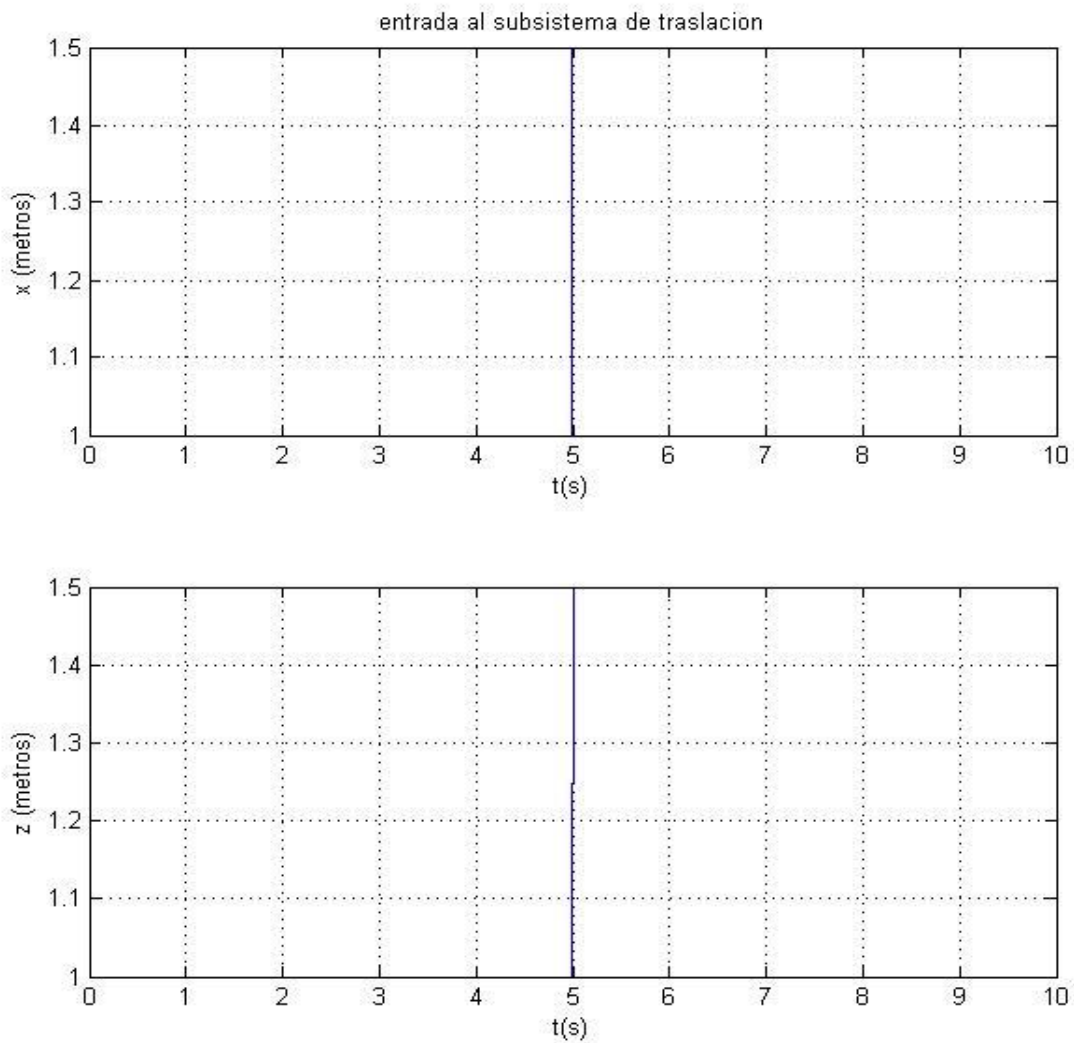


**Fig 2.8 diferencia de la respuesta del sistema L-NL ante entrada senoidal**

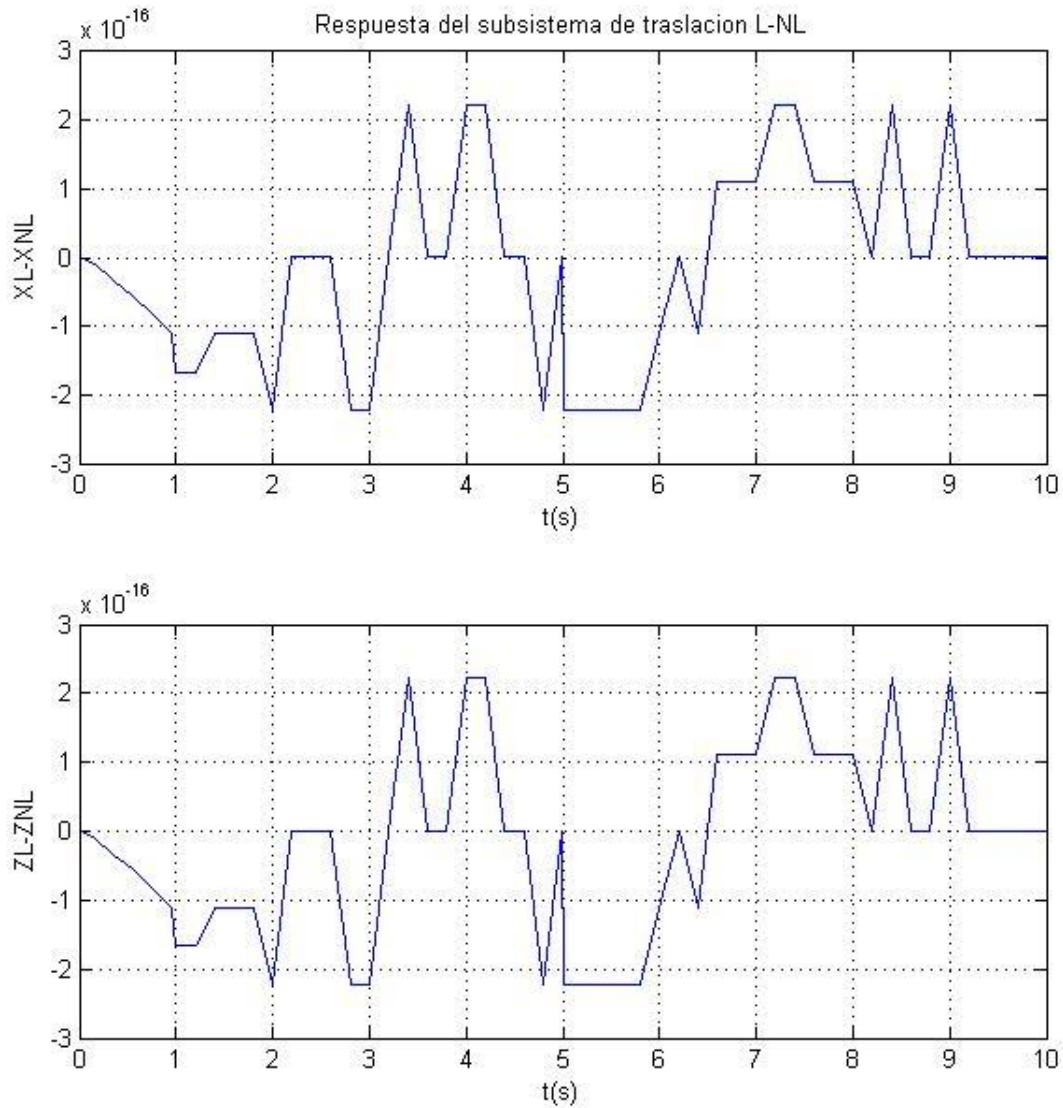
**Subsistema de translación**



**Fig 2.8 diferencia de la respuesta del sistema L-NL ante entrada senoidal**



**Fig 2.8 diferencia de la respuesta del sistema L-NL ante entrada senoidal**



**Fig 2.8 diferencia de la respuesta del sistema L-NL ante entrada senoidal**

Vemos que las diferencias de las respuestas tanto en traslación como en rotación son prácticamente inapreciables, por tanto se concluye que los sistemas lineales desarrollados son aptos para el desarrollo de los controladores que se realizarán en los siguientes apartados

## 3 PROCESO DE DISEÑO Y CONSTRUCCION DEL PROTOTIPO AIRWHALE

### 3.1 Criterios de diseño

EL objeto de la construcción de este prototipo era tener una plataforma física que nos permitirá probar los actuadores de nuestra aeronave, el sistema autopiloto Ardupilot y los sensores que posee en un ambiente de vuelo controlado además de testear los controladores diseñados teóricamente. Aunque uno de nuestros mayores objetivos era comprobar la dinámica de un vehículo basado en dirigibles en un vuelo real. Ya que lo más cerca que hemos estado Alejandro o yo de un dirigible ha sido cuando ha salido uno en la televisión. Y ver si los materiales de construcción.

Los criterios que usamos para el diseño de nuestro prototipo fueron los siguientes:

- Vehículo robusto con capacidad para alojar un globo de helio con capacidad de  $0.7 \text{ m}^3$
- Vehículo con una estructura simple y ligera no debe superar 1.5 Kg de peso.
- Los actuadores o motores verticales deben poder levantar su propio peso sin necesidad del helio
- El movimiento de cada uno de sus grados de libertad no debe estar acoplado
- Debe tener cierta similitud con el diseño del Airwhale Original
- Debe tener una autonomía de vuelo escalable a la del Airwhale Original
- Debe permitirnos hacer pruebas en cada uno de sus controladores mediante leyes de control sencillas para probar la maniobrabilidad del vehículo y la capacidad de cálculo del Ardupilot
- Tomar datos que nos permitan optimizar el diseño del Airwhale en un futuro

### 3.2 Diseño asistido por ordenador mediante Catia V5

El diseño en Catia fue una parte crucial del diseño del prototipo, por un lado nos permitió tener una idea más clara de lo que queríamos construir, por otro nos da una referencia del tamaño que necesitamos y cuánto puede pesar, aunque esto en la realidad claramente difiere.

Al comienzo del diseño se buscó crear una estructura que sirviera como soporte para la electrónica y envolviera al globo. Las medidas del globo fueron extraídas de la página de compra y a partir de ellas podemos decir que diseñamos la estructura exterior. En primer lugar fue una estructura mucho más compleja y trabajada, pero a la hora de la realidad nos vimos que necesitábamos materiales y herramientas de las que no disponíamos por tanto desechamos esa idea. Después dimos una vuelta radical al proceso de diseño basándonos en algo mucho más simple, un marco resistente que sirva de cuerpo principal donde sujetar toda la electrónica, el ardupilot, los actuadores y el globo, que le confiera rigidez al cuerpo y permita que este vuele. Además se le instaló un tren de aterrizaje con dos funciones. Una la de soporte y la otra para proteger a los equipos electrónicos más sensibles y el globo de choques por pérdida de altitud brusca.

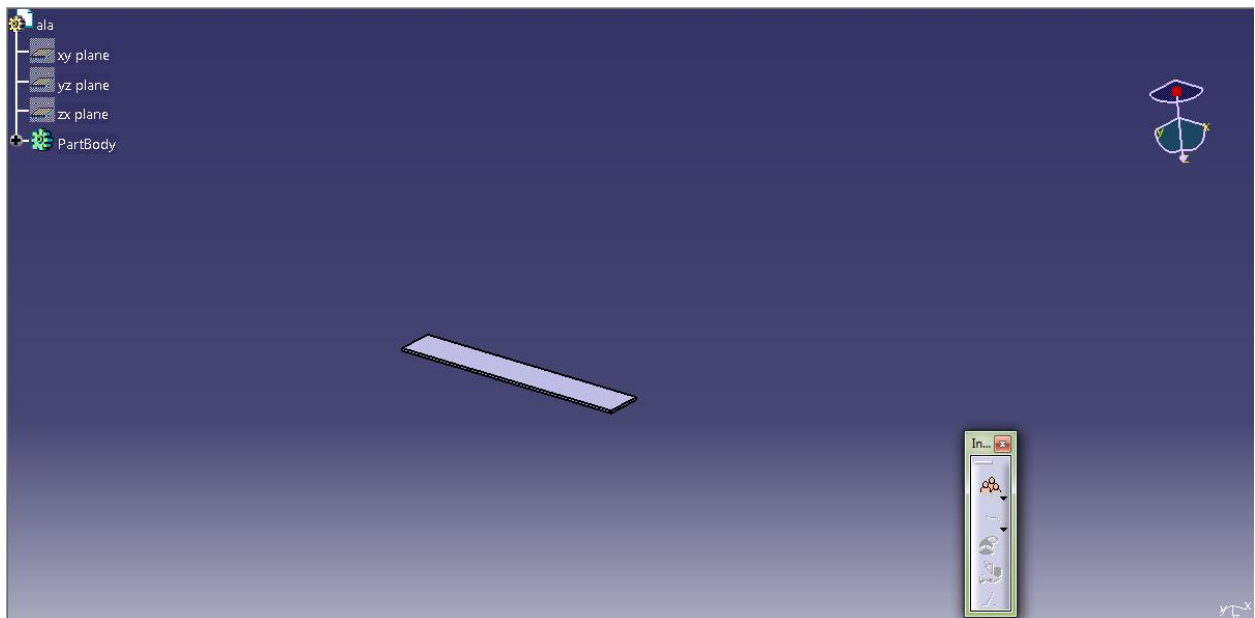
El diseño asistido por ordenador, es una herramienta muy potente como he mencionado antes, el método de proceder para construir el modelo fue el siguiente:

- Boceto a mano describiendo las medidas y un concepto general de lo que queremos.
- Obtenidos una tabla de los materiales que vamos a utilizar con sus medidas y pesos realizar modelos de los mismo en catia, si no los tienes delante por alguna razón, te ayuda a visualizarlos y saber si el objetivo que tenias pensado para ellos era el adecuado.
- Ir de lo concreto a lo grande. Es decir, contruir primero piezas pequeñas y a partir de ellas ir construyendo la estructura, hay que imitar en todo lo posible al proceso de fabricación físico para así conseguir un modelo mas fiel a la realidad.

Vamos a poner un ejemplo del proceso de diseño mediante una serie de imágenes ilustrativas

Construcción del Ala:

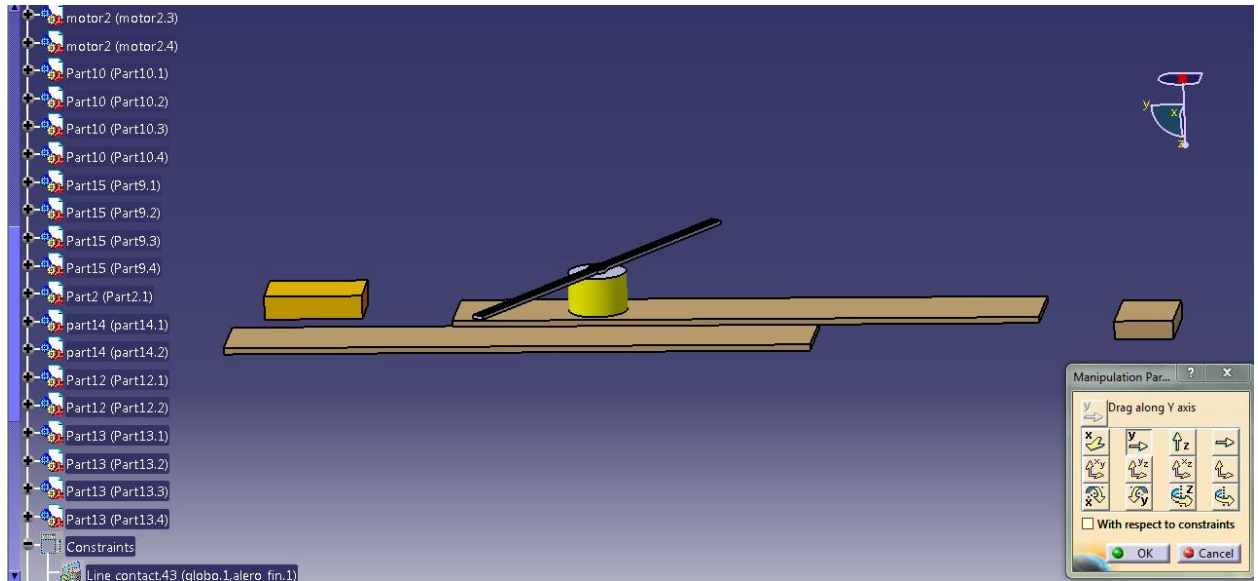
El ala esta compuesta por una serie de 5 piezas, en primer lugar diseñamos las piezas por separado



**Fig 3.1 parte del ala**

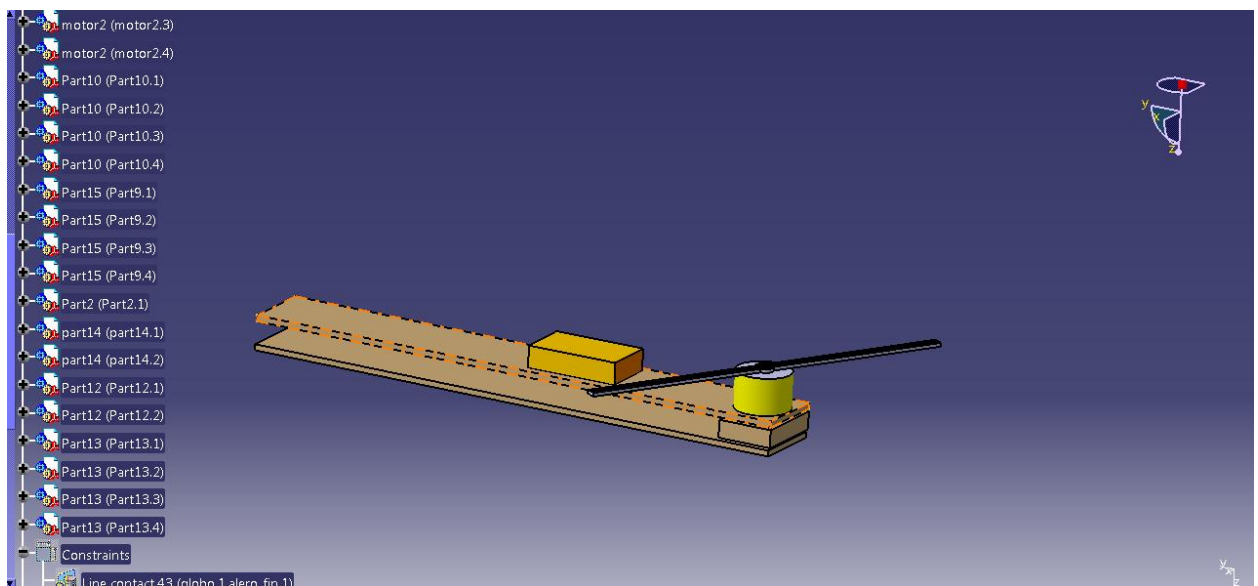
Una vez diseñada todas las piezas que serán parte del ala, las vamos situando en su lugar espacial para tener una referencia





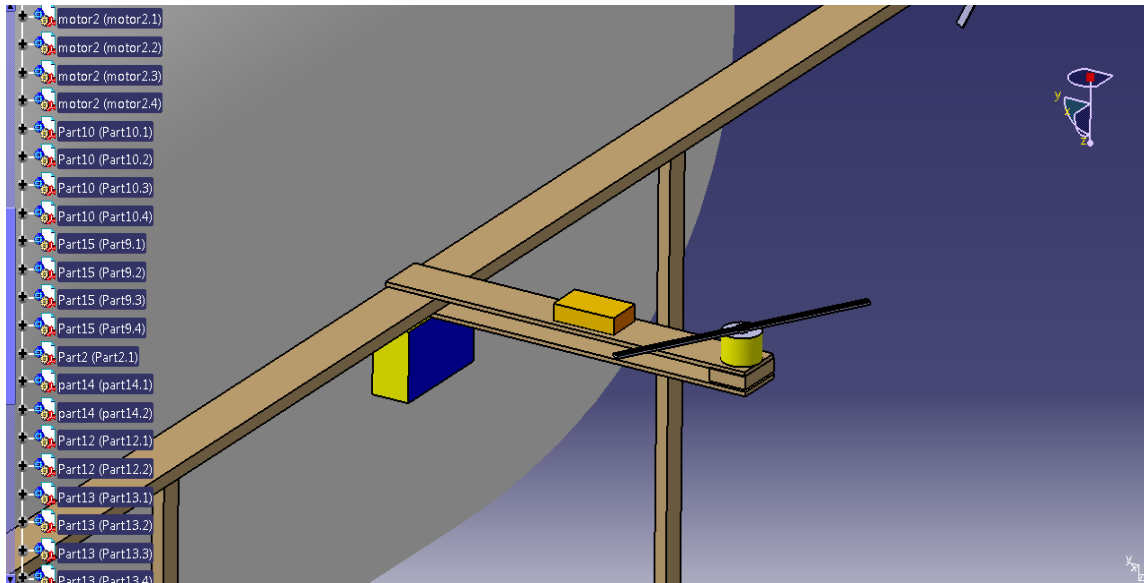
**Fig 3.2** Piezas de las que se compone el ala

Una vez tenemos todas las piezas en un lugar asignado, procedemos al ensamblaje mediante constrains



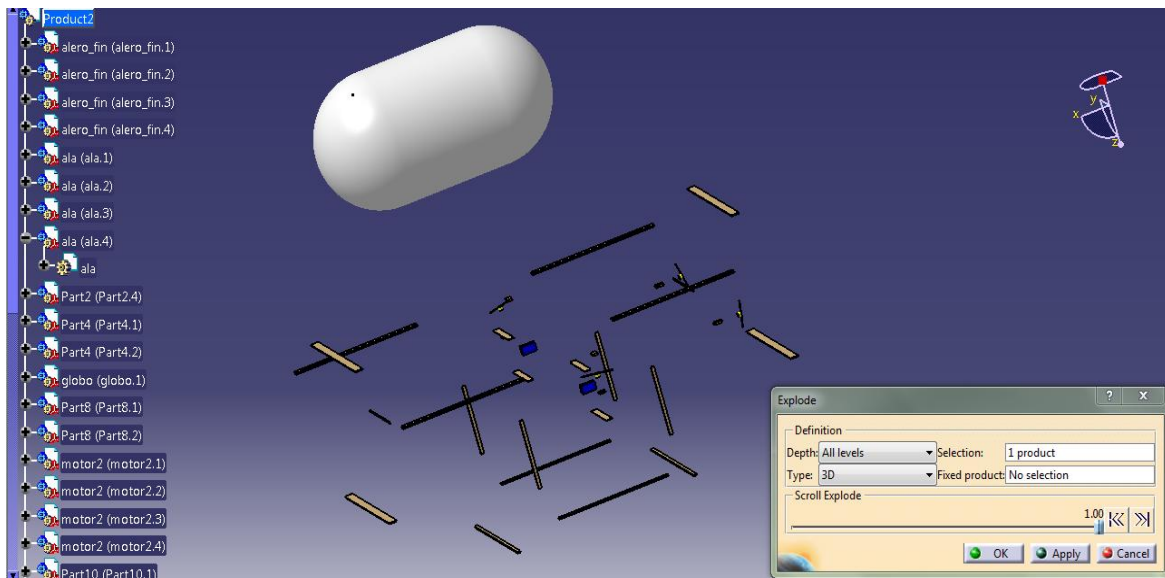
**Fig 3.3** Ala ensamblada

Hecho esto el ala se inserta en el Cadproduct del prototipo y se ensambla a el mediante constrains



**Fig 3.4 Ala ensamblada al cuerpo**

Para contemplar cuantas piezas forma el prototipo realizamos un explosionado que podemos ver en la siguiente figura:



**Fig 3.5 explosionado para ver todas las piezas del airwhale**

### 3.3 Proceso de Fabricación y materiales empleados

Una vez realizados los planos en los cuales nos vamos a basar descritos en el apartado anterior, nos pusimos a construir el Airwhale.

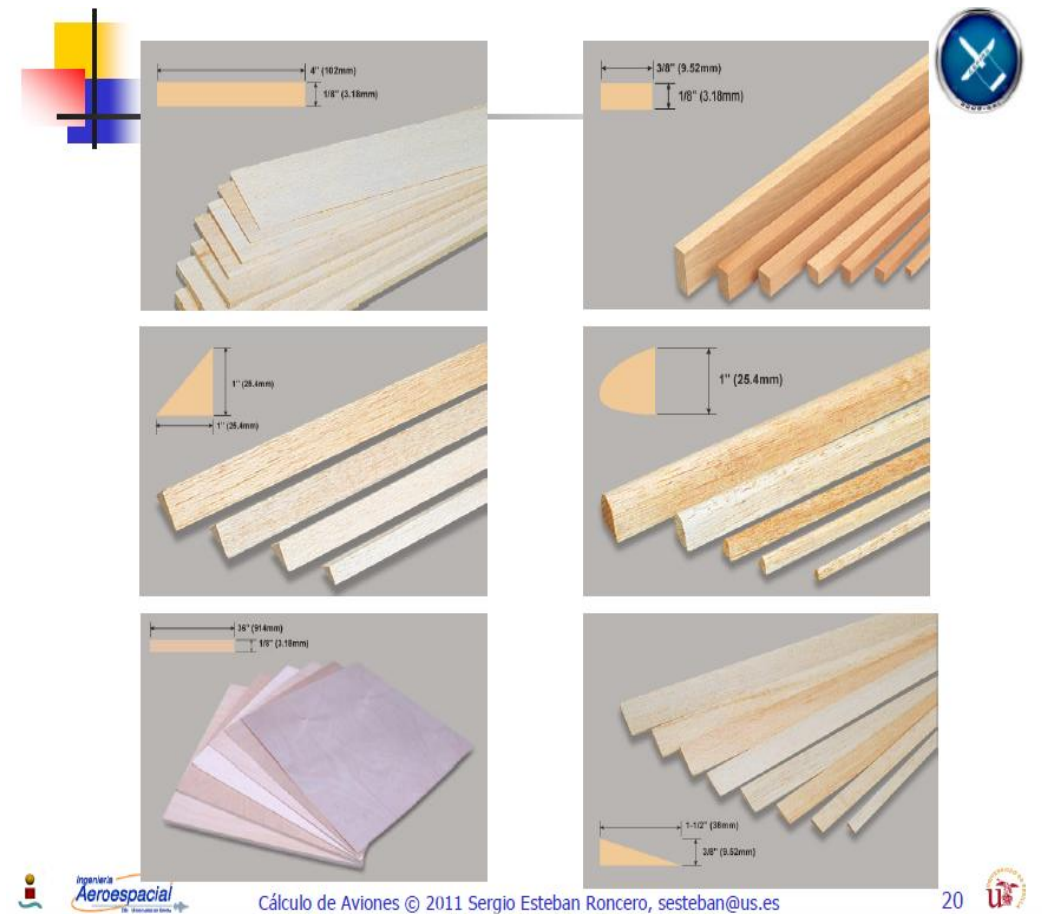
El método de trabajo usado fue intentar emular a una cadena de montaje, cada uno de los dos miembros del equipo esitech que participamos en sus construcción, nos repartimos el trabajo procurando mediante producción en serie o en paralelo cuando se podía mantenernos ocupado siempre y acelerar el proceso de montaje. Algo muy importante y que nos llevo a tener que reconstruir la estructura fue no aplicar una sencilla regla, Mide 3 veces corta1. Aunque parezca trivial, comparar y contrastar con el plano todas las medidas realizadas antes de hacer cualquier tipo de transformación es crucial, ya que sin ello pueden ocurrir errores fatales.

#### **Materiales:**

Los materiales para la construcción de la estructura fueron proporcionados por el profesor Sergio Esteban, al que le damos una enorme gratitud. Elegimos la madera de balsa por muchas razones, pero la principal fueron 2:

- Fue el material elegido para la construcción del Airwhale original y las bondades de sus propiedades físicas están descritas detenidamente en los proyectos de nuestros compañeros Juan Carlos Mancebo y Javier Mitjavila.
- Aunque es un material anisótropo (no en todos sus puntos las propiedades son la misma), es muy ligero, resistente y fácil de ensamblar.

Las medidas y designación de los materiales de acontinuacion se han sacado de las unas tablas que se mostraran en la siguiente figura procedentes del proyecto céfiro:



Cálculo de Aviones © 2011 Sergio Esteban Roncero, sesteban@us.es



## Maderas en Céfiro - II



	grosor (mm)	ancho (mm)	largo (mm)	volumen (cm <sup>3</sup> )	peso unidad (grs)	densidad (grs/cm <sup>3</sup> )
Balsa sheets 1/8 x 4 x 36"	3,175	101,6	914,4	294,97	40,44	0,1371
Balsa sheets - 1/4 x 4 x 36"	6,35	101,6	914,4	589,93	76,00	0,1288
Balsa strips - 1/8 x 3/8 x 36"	3,175	9,525	914,4	27,65	5,85	0,2117
Balsa sheets - 3/8 x 3 x 36"	9,525	76,2	914,4	663,68	61,57	0,0928
Balsa trailing edge triangular - 1 x 1 x 36"	25,4	25,4	914,4	294,97	32,75	0,1110
Balsa trailing edge triangular - 3/4 x 3/4 x 36"	19,05	19,05	914,4	165,92	21,67	0,1306
Balsa trailing edge - 3/8 x 1-1/2 x 36"	9,525	38,1	914,4	165,92	31,00	0,1868
Balsa trailing edge - 5/16 x 1-1/4 x 36"	7,9375	31,75	914,4	115,22	25,00	0,2170
Balsa leading edge - 1 x 36"	25,4	19,05	914,4	442,45	59,75	0,1350
Balsa leading edge - 3/4 x 36"	19,05	14,2875	914,4	248,88	32,33	0,1299
Balsa block - 2 x 3 x 36"	50,8	76,2	914,4	3539,60	312,50	0,0883
Spruce Spruce strip - 1/4 x 1/2 x 36"	6,35	12,7	914,4	73,74	41,61	0,5642
Plywood Sheeting - 1/8 x 12 x 24"	3,175	304,8	609,6	589,93	370,67	0,6283
Plywood Sheeting - 1/8 x 12 x 36"	3,175	304,8	914,4	884,90	539,00	0,6091
Plywood Sheeting - 1/8 x 24 x 48"	3,175	609,6	1219,2	2359,74	1451,00	0,6149
Plywood Sheeting - 3/8 x 12 x 24"	9,525	304,8	609,6	1769,80	1126,00	0,6362



Cálculo de Aviones © 2011 Sergio Esteban Roncero, sesteban@us.es



Fig 3.6 documento que usamos para seleccionar la madera

En la siguiente tabla veremos las maderas que tomamos para la construcción del prototipo a demás de las características del globo:

<b>Materiales y elementos</b>	<b>Parte donde se ha usado</b>
Balsa sheet 1/8 x 4 x 36''	Alas
Balsa strip 1/8 x 3/8 x 36''	Rigidizadores, alas y cuerpo principal
Balsa sheet 3/8 x 3 x 36''	Cuerpo principal
Balsa sheet 1/4 x 4 x 36''	Cuerpo principal , tren de aterrizaje y refuerzos
Globo de latex helipsoidal 1.5x0.8 metros	Recipiente estanco para retención del helio

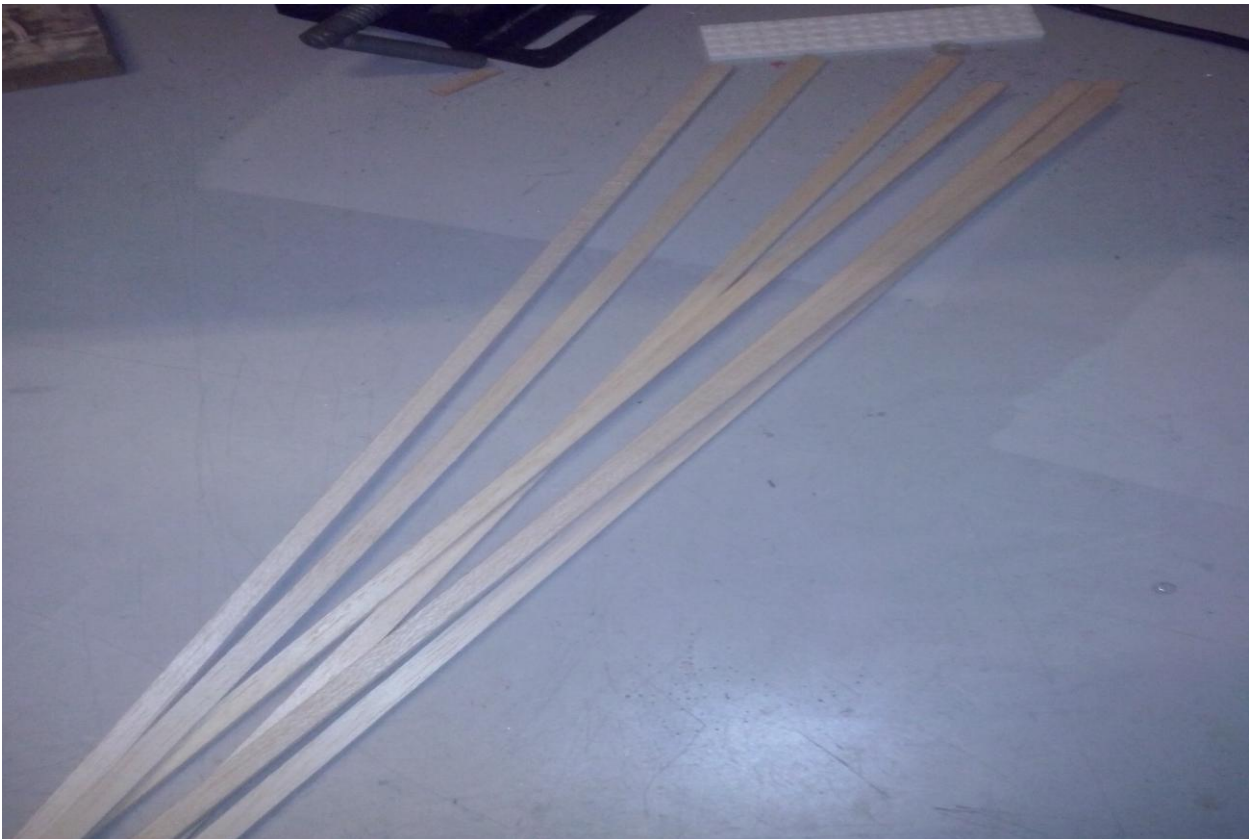
Ahora mostraremos los materiales de construcción usados y el resultado final:



**Fig 3.7** hojas de balsa de 1/8



**Fig 3.8** hojas de balsa de  $\frac{1}{4}$



**Fig 3.9** largerillo de balsa de  $\frac{1}{8}$



**Fig 3.10 Estructura completada**

**Proceso de construcción e incidencias:**

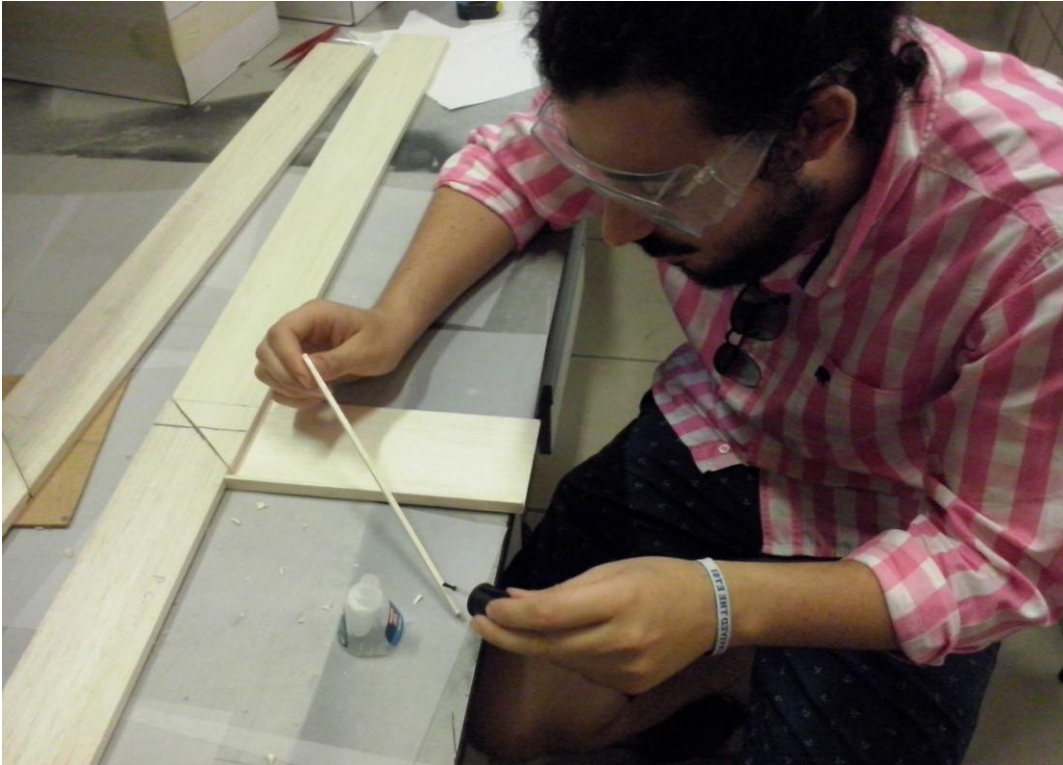
El proceso de construcción se estructuró en 3 niveles:

- Construcción del cuadro principal y alas
- Construcción de soportes y tren de aterrizaje
- Montaje del Cableado eléctrico

Así que seguiremos este orden para describirlo con ayuda de imágenes.

**Cuadro principal:**

El cuadro o estructura principal fue creado de la siguiente manera, en primer lugar a partir de las medidas del plano, vimos que no teníamos listones lo suficientemente largos que nos sirvieran para crear los largeros principales. Por ello decidimos unir dos listones más cortos, para eso tuvimos que hacerle una sección triangular para aumentar la superficie de pegado, hecho esto y para reforzar esa zona, la cual podía llegar a ser un punto de rotura si no se estudiaba como rigidizar la unión, se decidió ensamblar el ala en ese punto, quedando así una unión resistente y segura:



**Fig 3.11** ensamblado y montaje del ala en la zona de unión entre largeros



**Fig 3.12** Largeros en la dirección x y alas ensambladas.



Para unir los dos largeros y cerrar la estructura se crearon otros dos con un perfil en I para que evitaran que la estructura flectase en el plano medio.

El perfil en se te creo con 2 hojas de balsa de  $\frac{1}{4}$ " y con largerillo de  $\frac{1}{8}$ " entre las dos con su sección mas corta como contanto entre ellas y la mas larga perpendicular a las dos tablas. El resultado de esta obra se ve en la siguiente imagen:



**Fig 3.12** Largeros en la dirección x y alas ensambladas.

**Alas:**

Las alas se formaron de forma muy parecida a la pieza anterior, un perfil en T pero en vez de usar hoja de balsa de  $\frac{1}{4}$  se uso de  $\frac{1}{8}$ . Después de un ensayo en ansys realizado por mi compañero Juan Carlos Mancebo, vimos que el ala con solo esa configuración no resistirá la fuerza del motor, descubrimos que añadiéndole una parte maciza en la parte final del ala donde se sujetaría el motor, los desplazamientos del ala ante una fuerza vertical serían mucho más pequeños.

**Tren de aterrizaje y soporte baterías y Ardupilot.**

El tren de aterrizaje tiene varios objetivos, Proteger la electrónica y al globo como hemos dicho antes, permitir de aterrizar y despejar en superficies irregulares de forma vertical y rigidizar los listones más largos de la estructura. Este último objetivo es de vital importancia ya que de no ser por ello, la estructura colapsaría por su punto de unión con las alas, como ya nos ocurrió en el pasado:



**Fig 3.13 Rotura del largero principal y ala.**

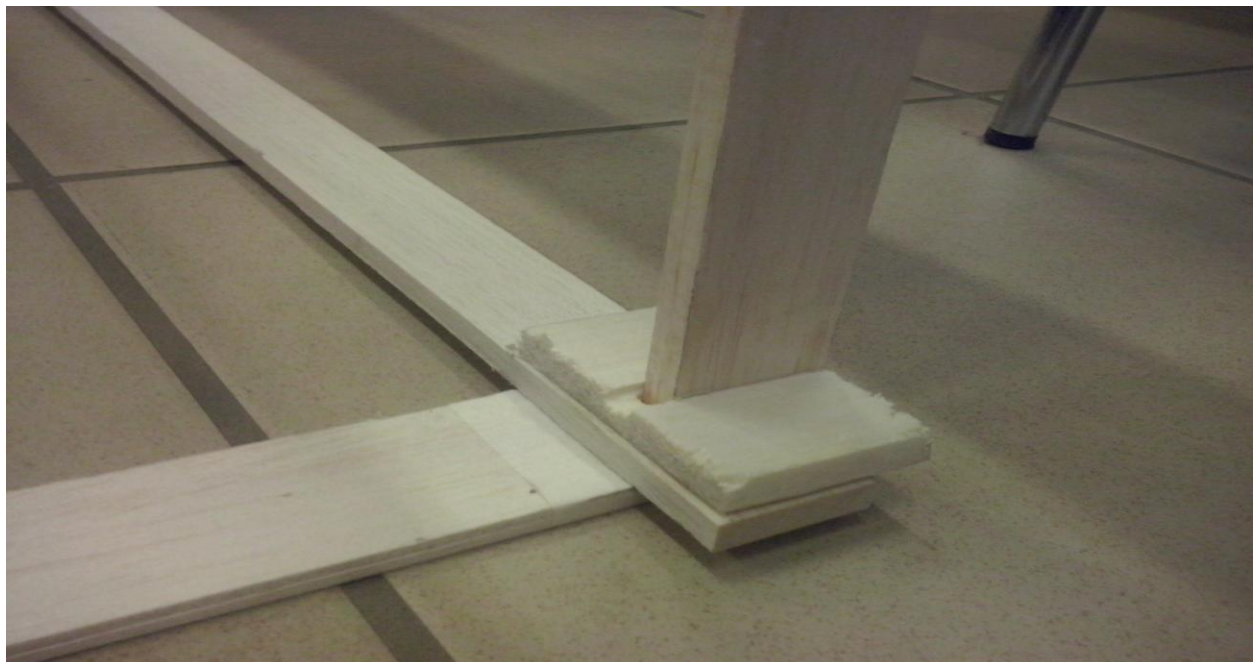
Esto retrasó bastante el proceso de construcción pero pudimos solucionarlo, mediante una serie de refuerzos en la zona del ala conseguimos arreglar el desperfecto, para que no se volviera a dar se hizo lo siguiente,

El tren de aterrizaje permitía bajar mucho el nivel de tensiones a las que se veía expuesto el largero, pero no vimos que fuera suficiente, así que decidimos convertir al perfil en esa zona en un perfil en T. Las flexiones que ahora se producían eran prácticamente nulas.

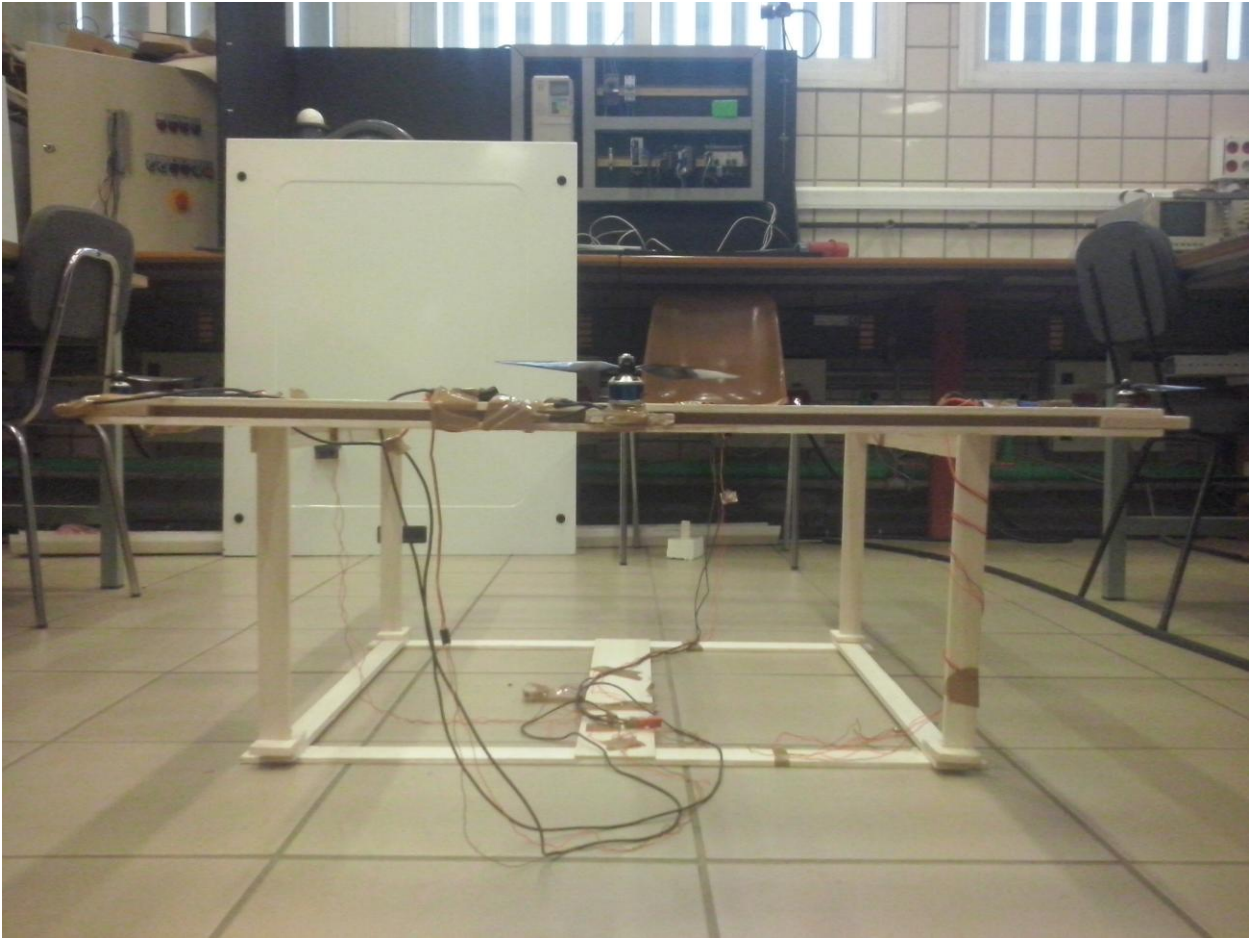
Volviendo a la construcción del tren, siguió el mismo procedimiento que con la estructura principal, primero se fabricó el cuadro de soporte y luego se le añadieron las cuatro patas que irían ensambladas a la estructura final quedando la estructura así:



**Fig 3.14** perfil en T y unión patas con perfil alto



**Fig 3.15** union patas con el perfil bajo



**Fig 3.16 Estructura completada.**

#### **Incidencias:**

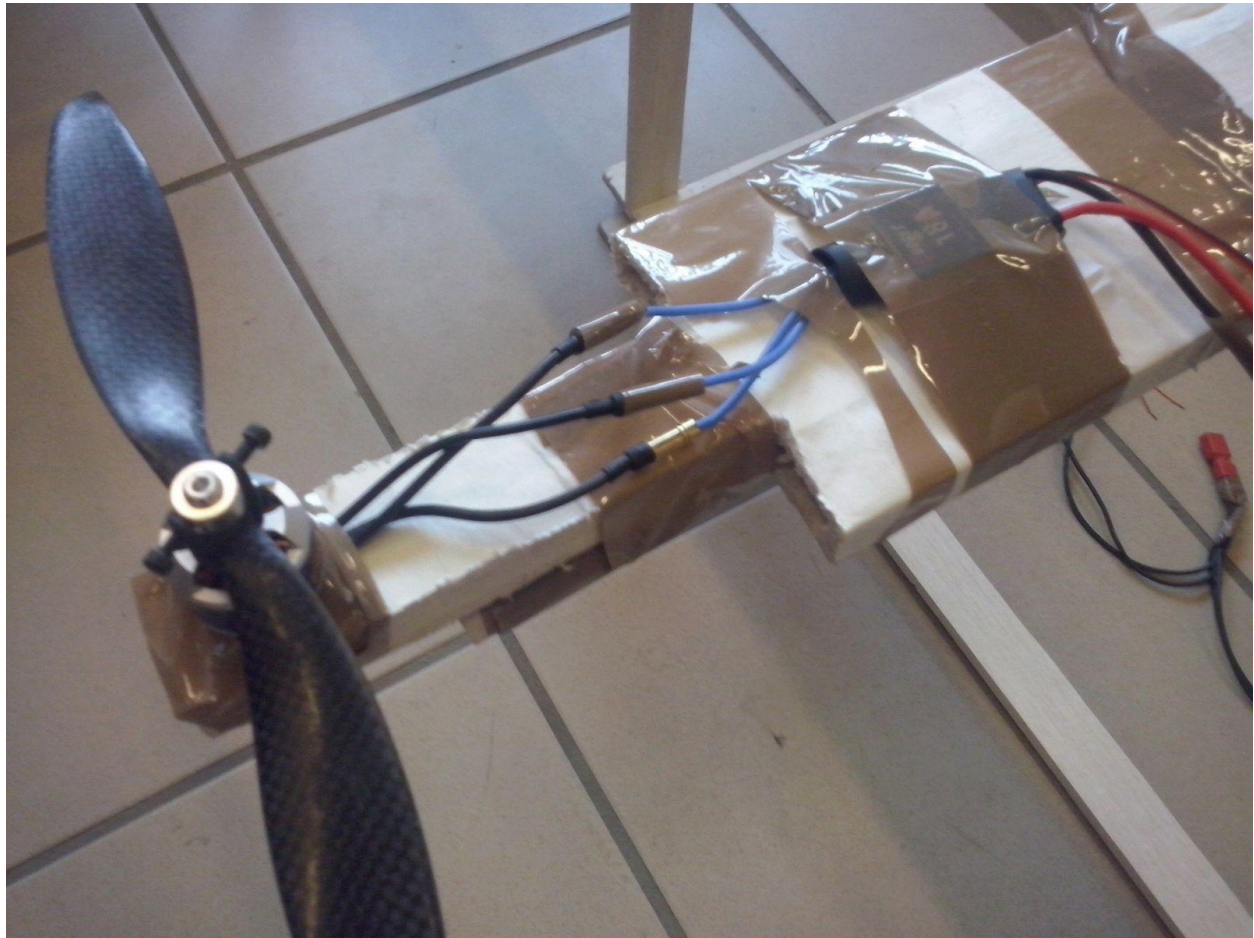
##### **Capacidad de vuelo mermada:**

En un primer momento se diseñó el prototipo para que solo necesitara dos motores para realizar la flotación que debían ser capaces de aguantar todo el peso de la estructura en caso de fallo del globo.

Nos dimos cuenta de que esto no era así, no solo eso que los motores no eran capaces ni de levantar un palmo la estructura. Todo esto es debido a que todos los arreglos que tuvimos que hacer le aportó un peso extra que no podía levantar, tuvimos que decidir rápido a si que cambiamos la configuración de los actuadores y decidimos añadirle 4 motores de ascenso en vez de 2. Esto nos permitía entre otras cosas poder levantar hasta el doble del peso de la estructura y controlar el pitch que antes solo podíamos hacer mediante un ingenio que fue descartado por su complicación

**Control del pitch:** El control del ángulo de cabeceo fue algo que nos trajo de cabeza desde el principio, vimos que con la configuración de dos motores horizontales y verticales era imposible nivelar la nave, por tanto se optó por dos opciones, una añadir unos servos que controlasen la inclinación de los motores traseros dando así un empuje extra:

Véase la siguiente figura:



**Fig 3.17 Ala modificada.**

O por otro lado añadir dos motores verticales ms que le darían un empuje extra y a demás de ayudar a la sustentación permitirán controlar el pitch por diferencia de pares como ocurre con nuestro control del yaw. Vimos que esta ultima opción era la mas segura y fácil de controlar asi que nos decantamos por ella.

#### **Aumento de la flotabilidad modificando las alas:**

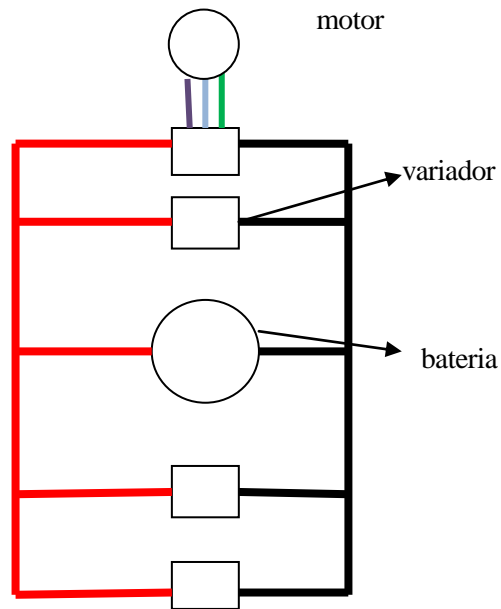
Descubrimos que el ancho de ala bloqueab gran parte del flujo de los motores que estaban colocados en sus puntas, por tanto reducimos la sección permitiendo que el flujo del aire aumentase considerablemente haciendo esto que la potencia dada por el motor fuera mucho mas alta.

#### **Conexión eléctrico y alimentación con las baterías:**

Una vez colocado los actuadores y todos los dispositivos eléctricos tuvimos que decidir como alimentarlos,

El objetivo principal fue alimentarlos con dos baterías pero surgieron los siguientes problemas,

Por un lado los motores recibían una alimentación diferente y si las baterías tenían una descarga ligeramente dipar cambiaba la capacidad de empuje que daba cada uno, por otro lado las dos baterías juntas pesaban muchísimo asi que decidimos que seria mas adecuado conectar todos los actuadores a una única batería. Esto se realizaría mediante un conexionado en paralelo para que todos los motores reciban la misma tensión. El esquema siguiente será bastante aclaratorio:



**Fig 3.18** esquema eléctrico, variadores conectados en paralelo al motor, rama roja positiva rama negra negativa y conversión continua alterna del variador al motor.

# 4 CONTROL DE LA ORIENTACION EN VUELO DEL AIRWHALE

## 4.1 Estrategias de control implementadas.

En este apartado vamos a hablar de las estrategias de control que vamos a usar para resolver el problema de estabilidad de ángulos del control de la orientación en vuelo del Airwhale.

En primer lugar al ser los sistemas a tratar dobles integradores vamos a probar a con controladores Pd.

Seguidamente, ensayaremos el sistema ante diferentes escalones y con distintas condiciones, ruido en la señal y ante perturbaciones. Visto los resultados, pasaremos a implementar un PID para el rechazo de perturbaciones.

El esquema básico de control es el que sigue a continuación:

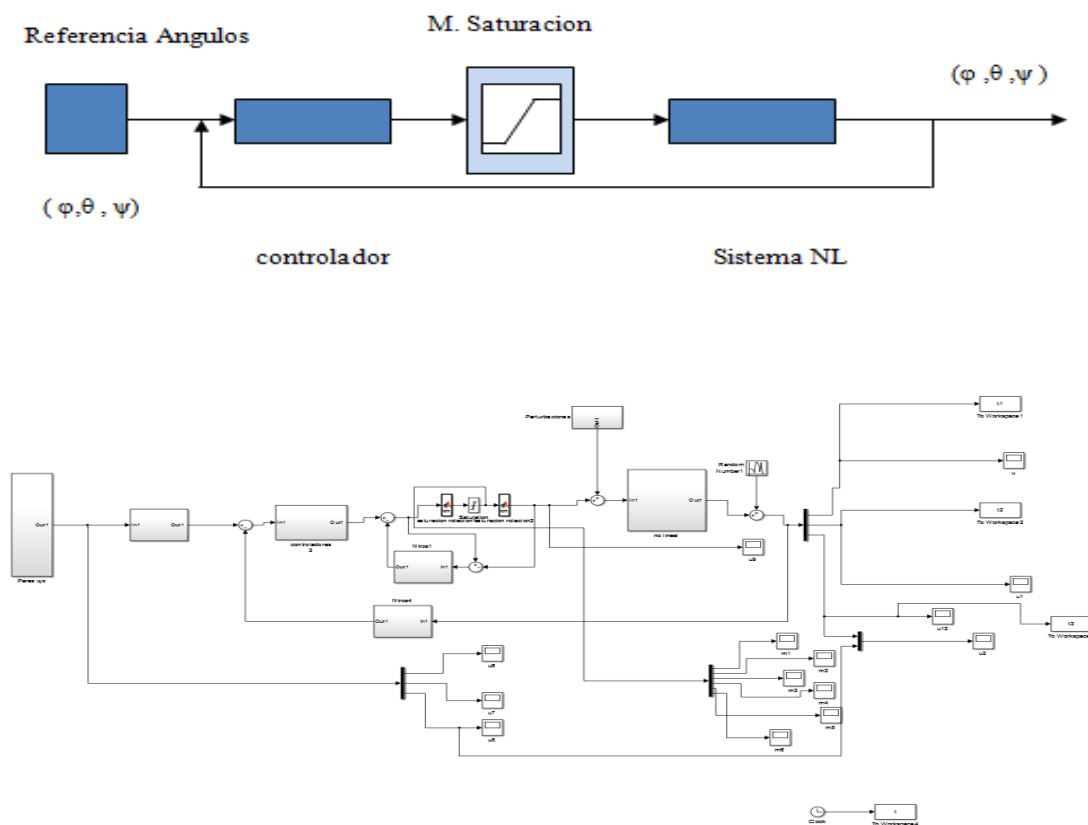


Figura 4.1 sistema de control de ángulos

Para el diseño de los controladores usaremos la técnica de diseño por metodos frecuenciales basada en la respuesta en frecuencia de la función de transferencia lineal en bucle cerrado.

Las condiciones de control son de tiempo de subida y sobreoscilacion, Al diseñarse todos los controladores de la misma forma se harán todos los cálculos respecto al angulo de pitch,  $\varphi$ .

#### 4.1.1 Control PD

El diseño de controladores por metodos frecuenciales se basa en el uso de metodos graficos, donde el margen de fase nos dara la estabilidad del sistema en bucle cerrado. Para realizar este método se necesitara usar el bode de la funcioon de transferencia a analizar, como hemos dicho antes, la que caracteriza al pitch.

Las especificaciones del controlador serán basadas en la experiencia ya que cada una de las variables necesitara un requerimiento distinto, de momento en el sistema de rotación nos interesa que exista una sobreoscilacion en la respuesta de bucle cerrado por debajo del 10% en todos los angulos, ya que una variación mayor podría provocar situaciones peligrosas y en el caso de los angulos de pitch y roll al ser los que controlan la estabilidad un tiempo de subida bastante bajo, ya que necesitamos que sean controladores rapidos que garanticen alcanzar la referenciaen poco tiempo.

- Tiempo de subida  $t_s=0.1$  s esto implica que la  $\omega_c$  nueva será de unos 15.71 rad/s
- Ganancias que den una baja sobreoscilación.

El diseño del controlador se realizara comprobando la respuesta del bode del sistema  $G_{ba}(s) \cdot C(s)$  con la de  $G_{ba}(s)$  y procurar que la relación anterior de la forma deseada. Para esto lo primero que tenemos que hacer es definir el controlador Pd, que matemáticamente tiene la forma que veremos a continuación:

$$y(t) = K_c \cdot (u(t) + T_d \cdot \frac{du(t)}{dt})$$

Donde  $T_d$  y  $K_c$  son las constantes que debemos hallar.

$G_{ba}$  en este caso es

$$G_{\varphi} = \frac{1}{I_{xx} \cdot s^2}$$

Y computacionalmente  $C(s)$

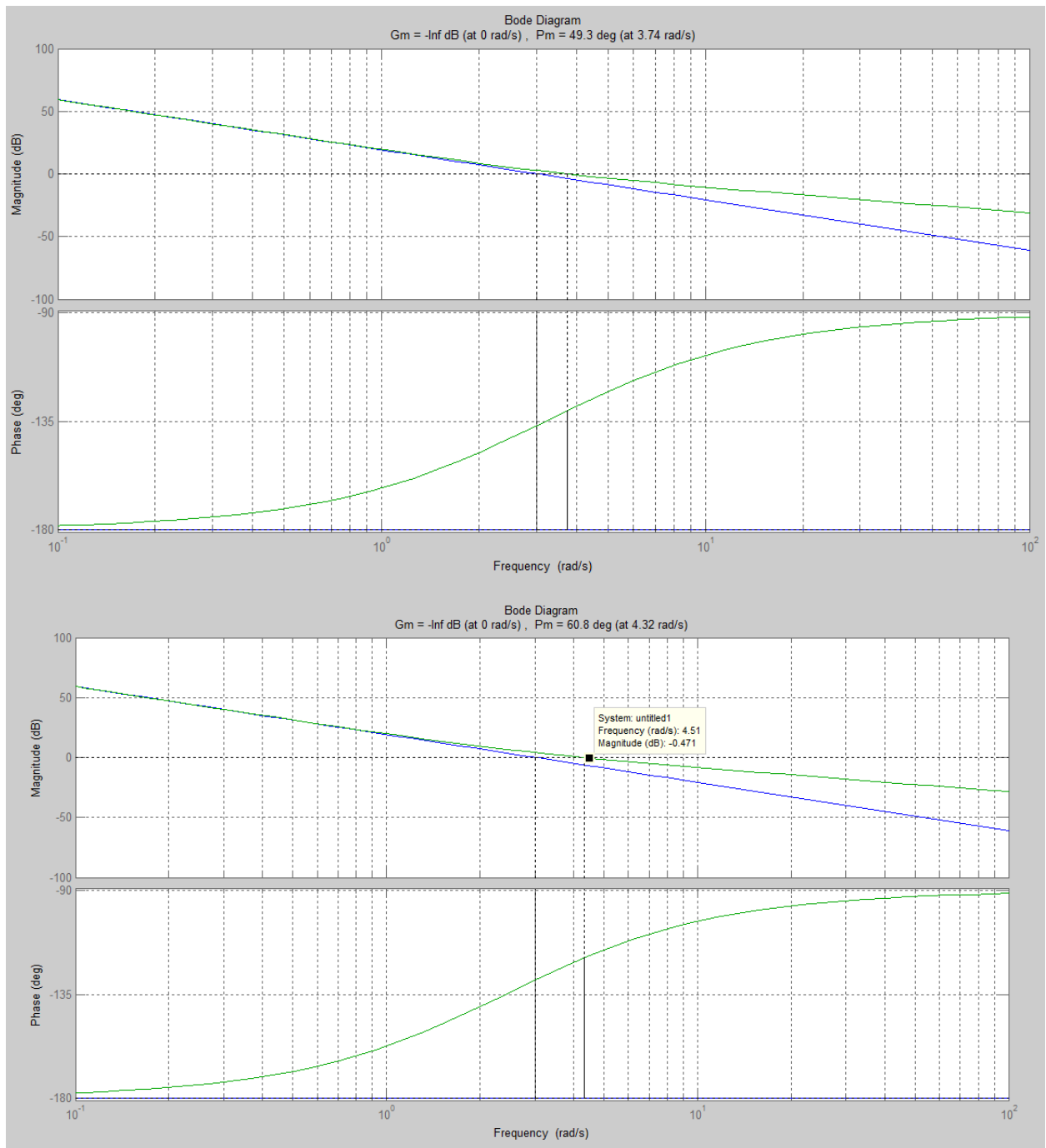
$$C_{PD}(s) = \frac{N_{pd}(s)}{D_{pd}(s)} = K_c \cdot (T_d \cdot s + 1)$$

A continuación se fija que  $K_c=1$  y se fija una  $\omega_c$  menor que la anterior, en nuestro caso de 1.84, esto nos garantizara un alto margen de fase y con este dato hallamos  $T_d$  que debe cumplir esta relación  $1/T_d \leq \omega_c$ ,

$T_d=0.3117$

Comprobamos la respuesta en frecuencia del sistema:





**Figura 4.2** Respuesta del ángulo de  $\phi$  en frecuencia

Vemos que esta  $T_d$  nos garantiza un margen de fase de  $49.3$ , esto según las tablas que relacionan el margen de fase y la sobreoscilación, que mostramos en la siguiente figura:

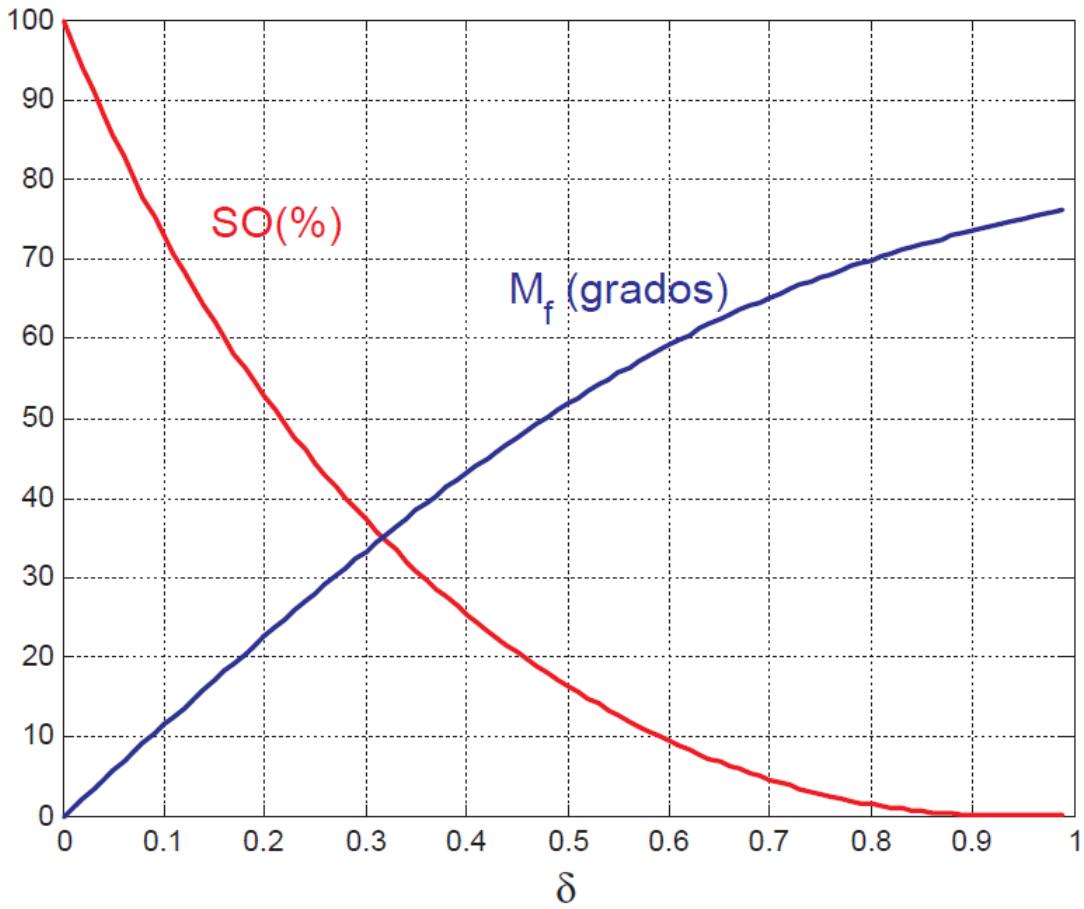


figura 4.3 MF-SO

Nos dara una sobreoscilacion mayor 10%, por tanto no cumpliríamos las especificaciones de control.

Para que se verifique la  $\omega_c$  minima necesaria para tener estas respuestas, debemos obtener un valor de  $K_c$  que haga que el sistema alcance dicha  $\omega_c$  y además subir el  $M_f$  para bajar las sobreoscilaciones. Observando el bode, vemos cual es el valor que debe subir  $G_b(s)$  es de  $-2.477$  por tanto  $K_c$  debe tener un valor al rededor de  $10^{2.477/20} = 1.33$  aproximadamente.. Observamos la respuesta para ver si esta coincide con lo esperado.

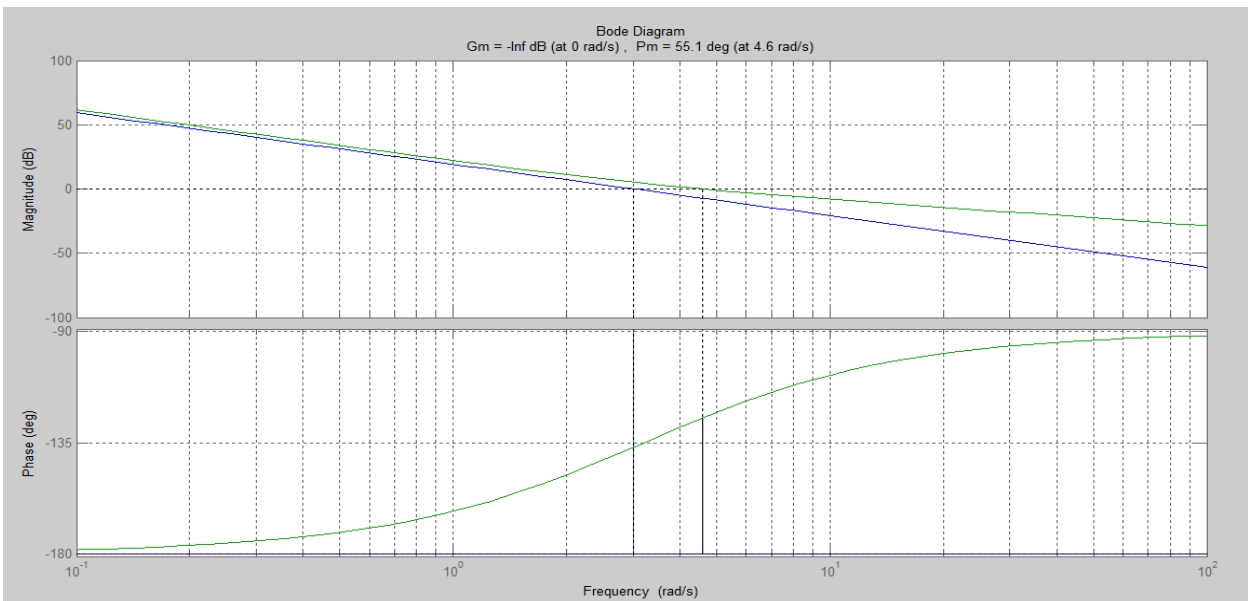


Figura 4.4 Respuesta del angulo de  $\phi$  en frecuencia con  $C(s)$

El margen de fase ha aumentado lo suficiente para tener la sobreoscilacion requerida por tanto es hora de probar los controladores que hemos diseñado.

#### 4.1.1.1 Simulaciones para control PD

Para probar el funcionamiento de los controladores calculador someteremos en un experimento de unos 30 segundos la respuesta ante referencia tipo escalon del sistema no lineal en Bucle cerrado.

- Escalon de 2° en phi
- Escalon de 3° en theta
- Escalon de 5° y -5° en psi

La razón de que variemos mas el angulo en psi es por que para nuestro sistema la amplitud de movimiento del angulo de guiñada es mucho mas amplia que los otros dos.

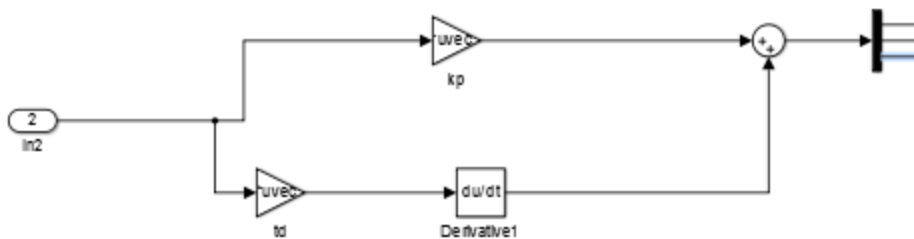
La matriz de control proporcional para los tres controladores es la siguiente

$$Kc = \begin{bmatrix} 1.33 & 0 & 0 \\ 0 & 3.5 & 0 \\ 0 & 0 & 4.95 \end{bmatrix}$$

La matriz de control derivativo será la que sigue:

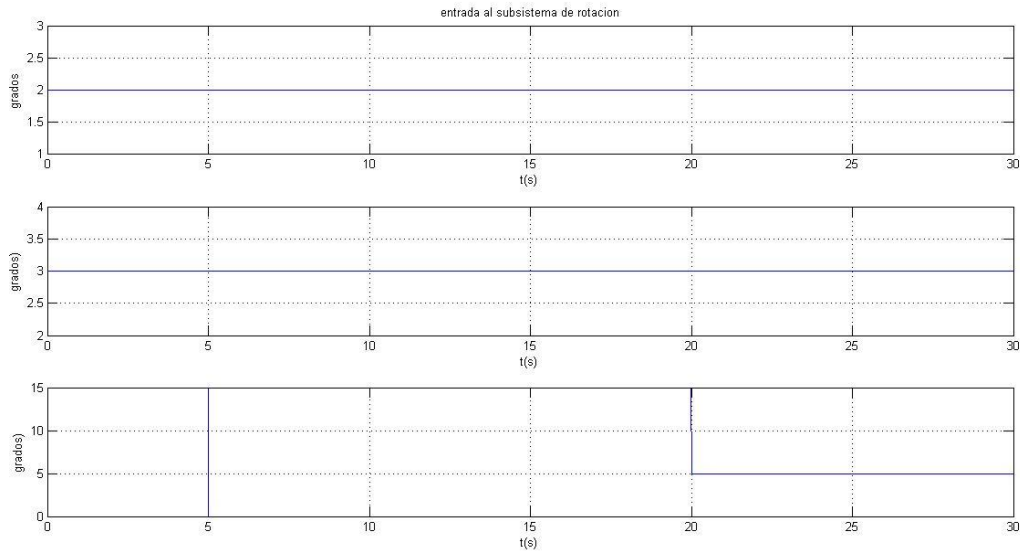
$$Td * Kc = Kd = \begin{bmatrix} 0.4145 & 0 & 0 \\ 0 & 1.099 & 0 \\ 0 & 0 & 4.158 \end{bmatrix}$$

Siendo el esquema de implementación en Simulink el siguiente:

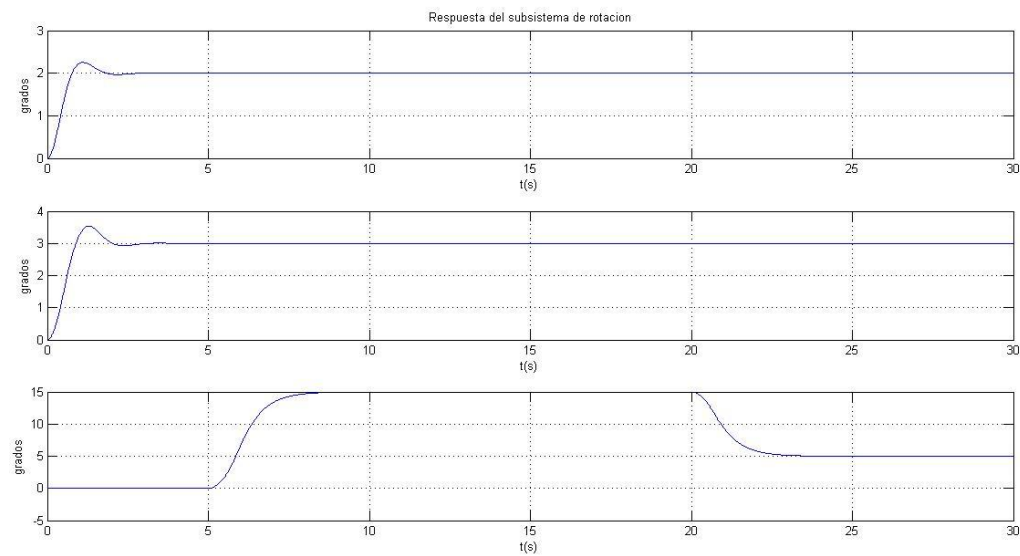


**Figura 4.5** esquema de control PD

En las siguientes figuras motramos las referencias que recibe el subsistema y las salidas:



**Figura 4.6** referencias phi,theta,psi

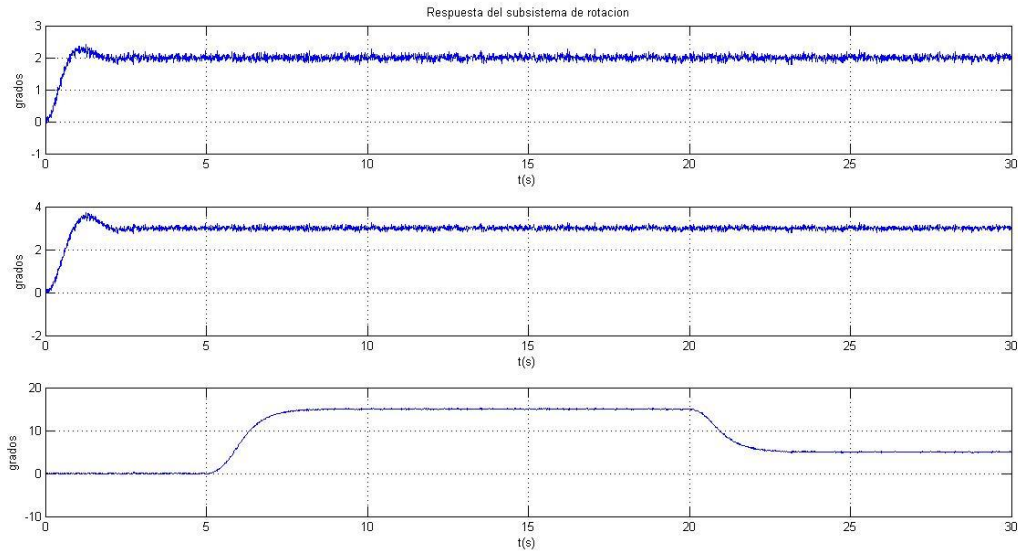


**Figura 4.6** respuestas del sistema simulado sin ruido phi,theta,psi

Podemos comprobar que el sistema cumple con creces las demandas impuestas, pero los datos recogidos no son muy fiables ya que no se considera ruido ni ninguna perturbación, por tanto en el siguiente apartado vamos a observar que ocurre si metemos un ruido en la señal.

#### 4.1.1.2 Simulaciones para control PD con presencia de ruido externo y perturbaciones

En este apartado se analizará la señal de salida con un ruido en esta misma, el ruido propio de una señal eléctrica producida por un sensor se modelará en Simulink con el bloque de ruido blanco con una amplitud del ruido de 0.01 y un simple time de 0.01. Las respuestas obtenidas ante los mismos escalones son las siguientes:



**Figura 4.6** respuestas del sistema simulado sin ruido phi,theta,psi con ruido

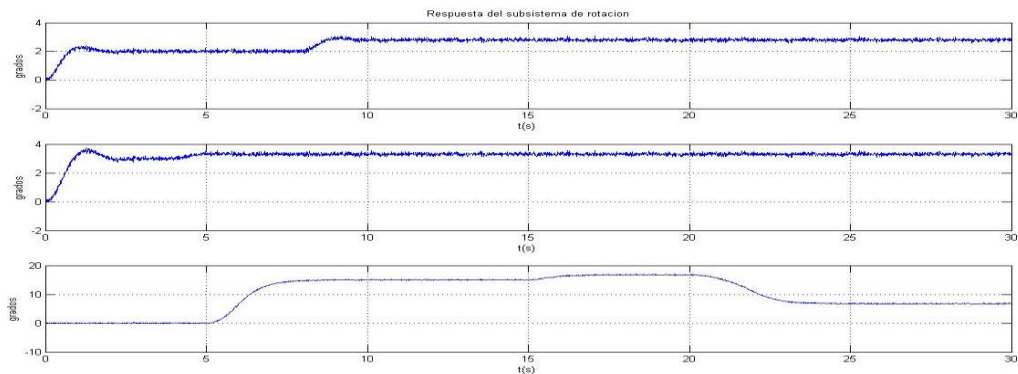
Vemos que la medida empeora sensiblemente pero no afecta demasiado a lo que se puede considerar el control. En el caso de que el ruido nos de problemas se puede solucionar de dos formas, añadiendo un filtro de paso bajo de primer orden que reduzca el ruido de alta frecuencia, pero esto puede provocar errores en velocidad, por tanto la otra opción es poner un filtro de error de seguimiento 0. Ambos flitros deben ser diseñados experimentalmente.

Por ultimo aprovechamos para probar el sistema ante unas perturbaciones en las actuaciones, estas perturbaciones son inherentes a cualquier vehiculo aéreo y hay que considerarlas.

Las perturbaciones establecidas son las siguientes:

- En phi a los 8s de simulación perturbación de 1 N\*m
- En theta a los 4s de simulación perturbacion de 1 N\*m
- En psi a los 15s de simulación perturbación de 2 N\*m

Observamos las respuestas del sistema ante la misma referencia:



**Figura 4.6** respuestas del sistema simulado sin ruido phi,theta,psi con ruido y perturbación en la actuacion

Vemos que cuando el sistema recibe la perturbacion comienza a cometer un error en referencia que dura hasta el fin de la experimentación.

La única manera de solucionar esto cambiando nuestro controlador por un PID

#### 4.1.2 Control PID

El control PID o proportional integrator and derivative control es un control bastante robusto utilizado ampliamente en toda la industria y la robotica, la formula matematica que rige este controlador es la siguiente:

$$y(t) = K_c \cdot (u(t) + T_d \cdot \frac{du(t)}{dt} + \frac{1}{T_i} \cdot \int_0^t u(\tau) \cdot d\tau)$$

Los parámetros necesarios para realizar el controlador son  $K_c$ ,  $T_d$  y  $T_i$ , este controlador se caracteriza por muchas razones, entre ellas es que elimina el error en referencia del régimen permanente y acota el error en aceleración al subirle el tipo al sistema.

En nuestro caso vamos a diseñar el Pid como 2 Pd en serie, una técnica muy utilizay que en su dia aprendimos en Fundamento de Control.

La ecuación que rigue el PID como un Pi y un PD en serie es lasiguiente:

$$C(s) = K_c * \frac{T_i \cdot T_d \cdot s^2 + T_i \cdot s + 1}{T_i \cdot s}$$

Y computacionalmente se implementa de la siguiente manera:

$$C(s) = K_c * (1 + T_d \cdot s + \frac{1}{T_i \cdot s})$$

Y como nosotros los vamos a calcular es de la siguiente forma:

$$C(s) = K * ((1 + T_2 \cdot s) + \frac{(1 + T_1 \cdot s)}{T_1 \cdot s})$$

Siendo :

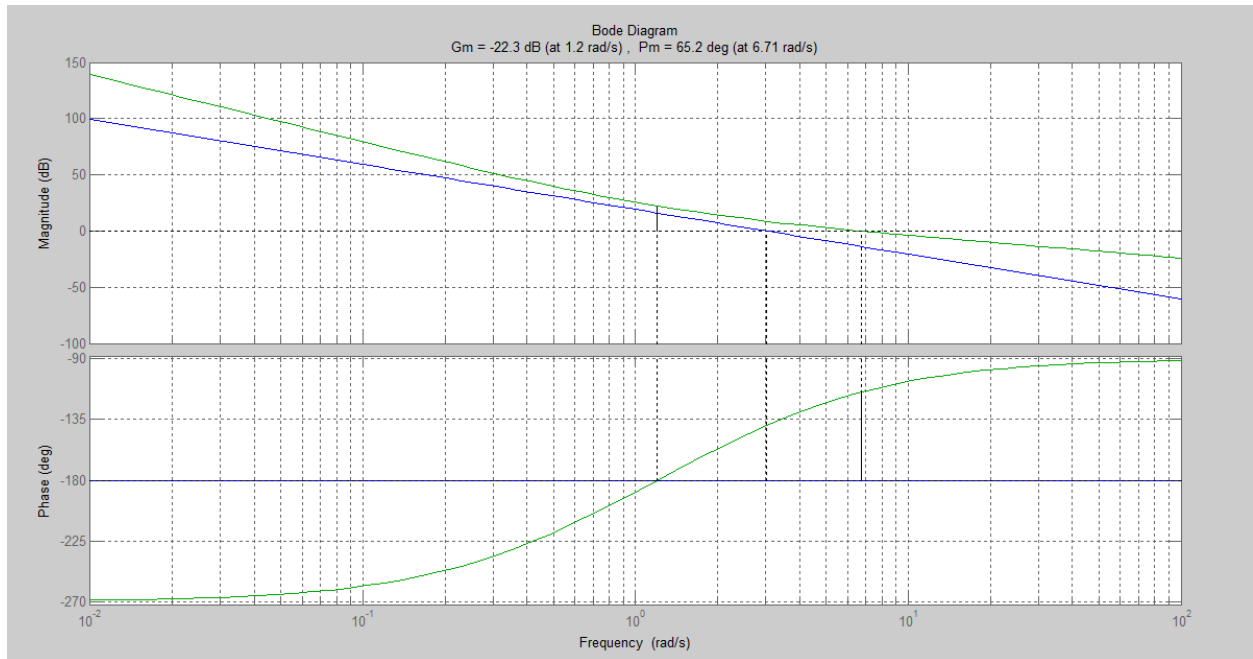
$$K_c = K \frac{T_2 + T_1}{T_1}$$

$$T_d = \frac{T_2 * T_1}{T_1 + T_2}$$

$$T_i = T_1 + T_2$$

Como en el caso anterior vamos a hacer todos los cálculos para phi y el resto de resultados son extrapolables.

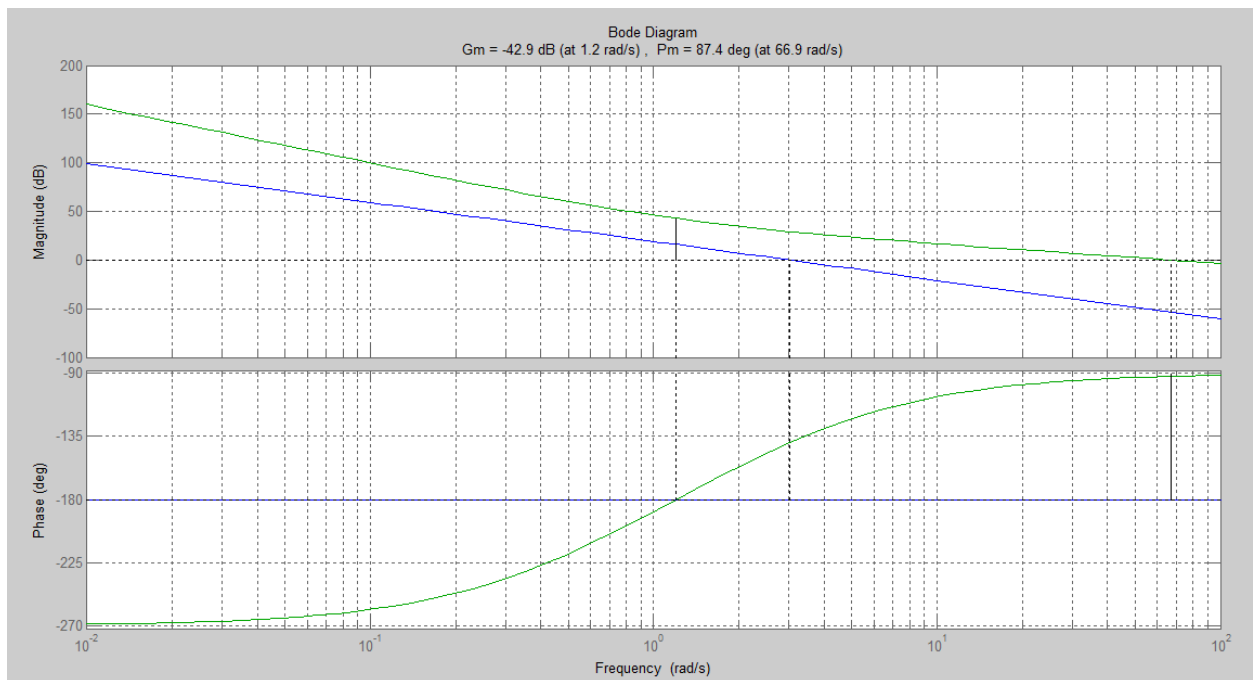
Se fija que  $T_2=TD$  y el  $T_1$  con objeto de que este no haga perder mucbo margen de fase será  $T_1=1.35$ , observamos para estos parámetros la respuesta de l bode que es la siguiente:



**Figura 4.7** respuestas del sistema simulado en frecuencial

Vemos que tenemos un buen margen de fase y se cumpliría la condición de  $t_s$ , ahora diseñamos  $k$  como la ganancia que haga que se verifique la frecuencia angular, el valor que debe tener  $K$  para eso es  $K= 10.63$ .

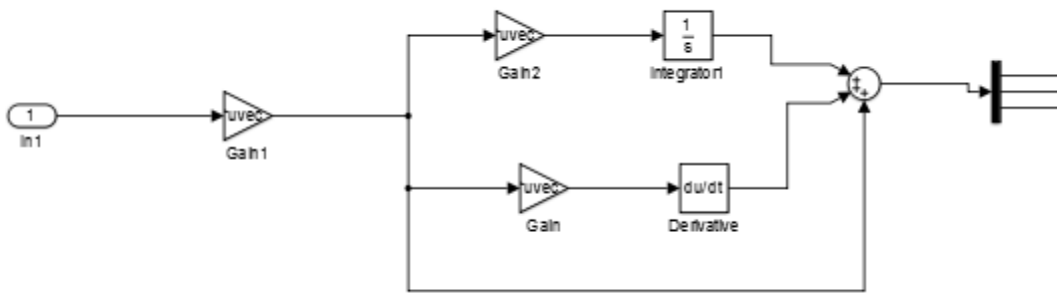
Comprobamos el Bode:



**Figura 4.8** respuestas del sistema simulado en frecuencial con  $K T1, T2$

Obtenidas unas respuestas mas que satisfactorias, vamos a comprobar el sistema en bucle cerrado en varias situaciones para ver si el controlador hallado es viable.

El esquema usado en Simulink para su implementación es el siguiente:



**Figura 4.9** esquema de Pid en Simulink

$$Kc = \begin{bmatrix} 10.63 & 0 & 0 \\ 0 & 4.8054 & 0 \\ 0 & 0 & 2.1940 \end{bmatrix}$$

$$Td * Kc = Kd = \begin{bmatrix} 4.419 & 0 & 0 \\ 0 & 1.985 & 0 \\ 0 & 0 & 0.8692 \end{bmatrix}$$

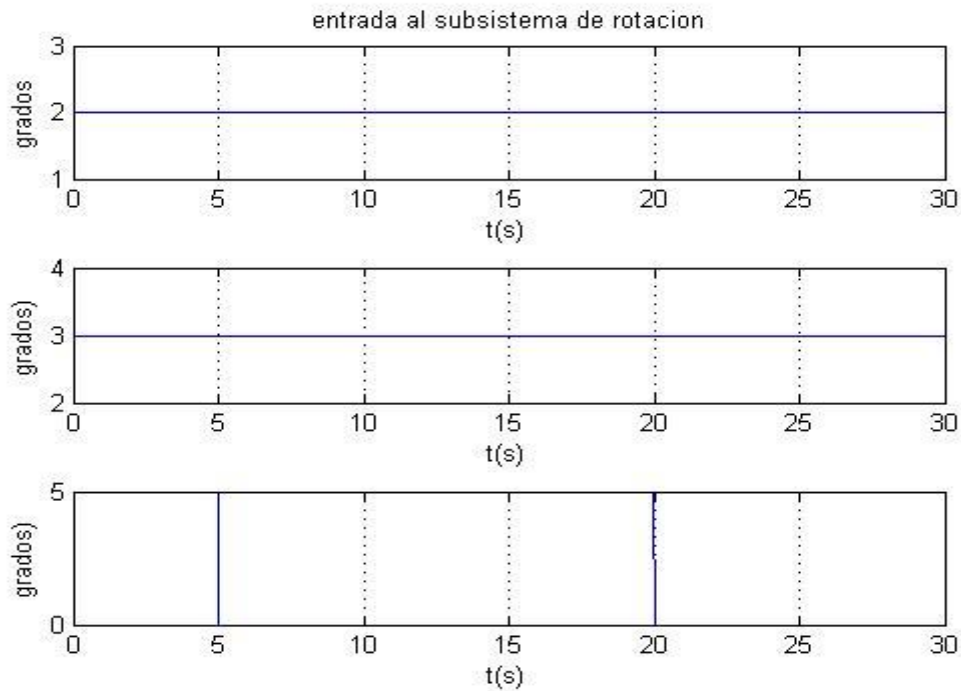
$$Kc/Ti = Ki = \begin{bmatrix} 6.388 & 0 & 0 \\ 0 & 2.836 & 0 \\ 0 & 0 & 1.832 \end{bmatrix}$$

Visto esto nos disponemos a realizar las pruebas ante las siguientes referencias:

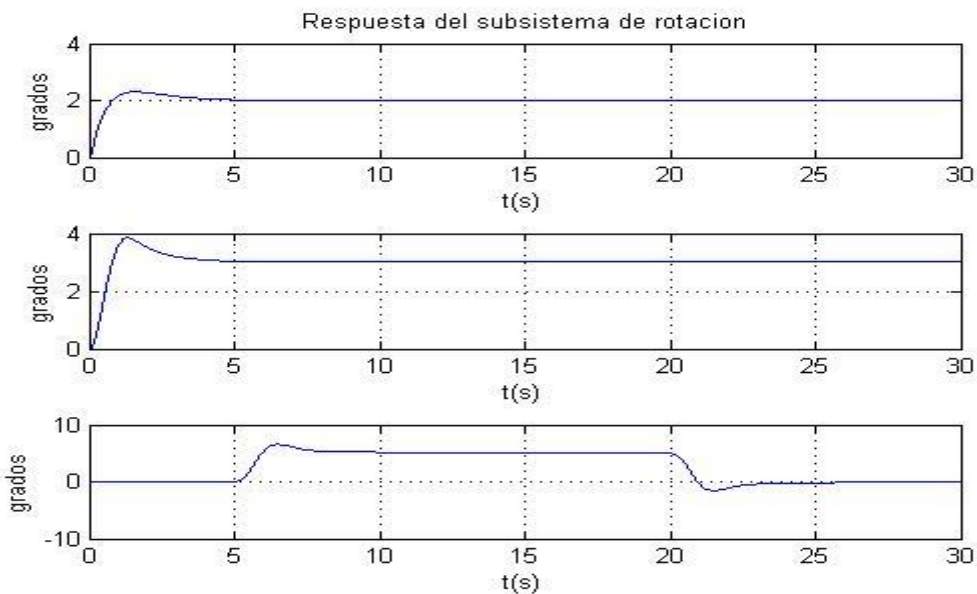
- 2 grados de referencia de inclinación en phi
- 2 grados referencia de inclinación en theta
- 5 grados y -5 grados de tren de referencias de inclinación en psi



### 4.1.2.1 Simulaciones para control PID



**Figura 4.9** referencias de  $\varphi, \theta, \psi$

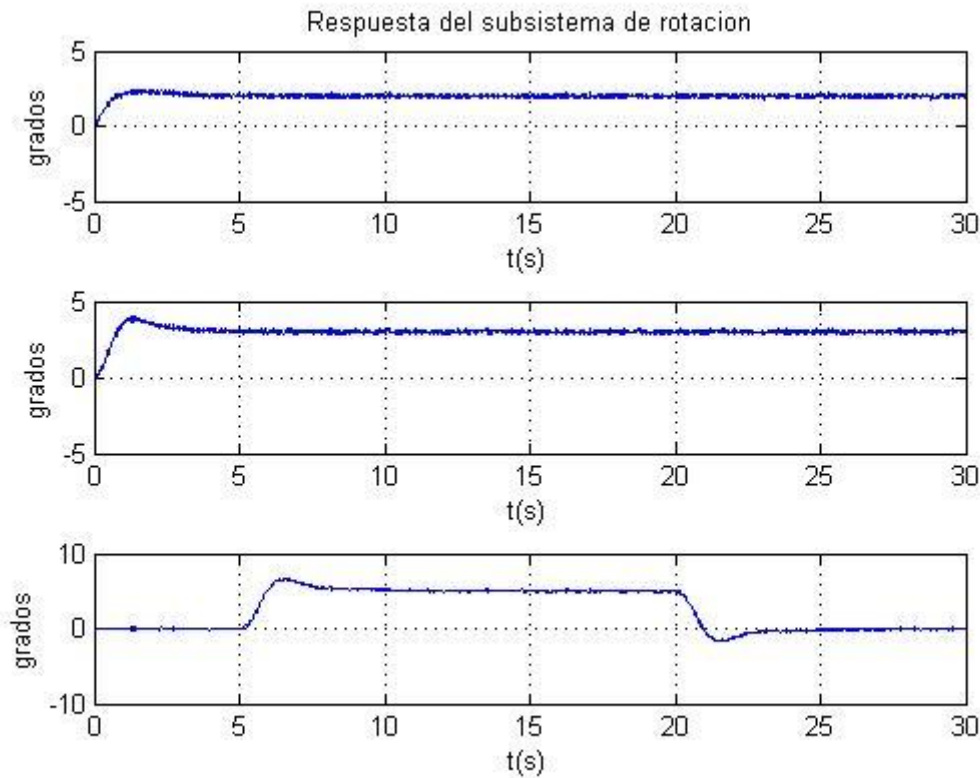


**Figura 4.10** salida de señal sin ruido del sistema controlado en bucle cerrado de  $\varphi, \theta, \psi$

En un primer momento las respuesta obtenidas tenían una sobreoscilación muy seria, esto se debía a que se necesitaba poner un prefiltro a la referencia que cancelara el polo rápido que creaba inestabilidades. El prefiltro es diferente para cada uno de los controladores, y se caracteriza por una función de transferencia de primer orden donde la  $\tau=1/\text{polo rápido}$ . Resuelto esto vemos que el problema de seguimiento lo resuelve bastante bien, con una baja sobreoscilación y un buen tiempo de respuesta.

#### 4.1.2.2 Simulaciones para control PID con presencia de ruido externo

Al meterle ruido a la señal observamos que se producen perturbaciones, para solucionar este problema probamos metiendo un filtro de primer orden en la realimentación. Este filtro llegaba un momento que saturaba y añadía un error de seguimiento en rampa así que lo descartamos. Pasamos a usar un filtro de error de persecución nulo. Diseñado de forma experimental, una vez aplicado y junto al prefiltro vemos en la siguiente figura las respuestas ante ruido externo.



**Figura 4.10** salida de señal con ruido del sistema controlado en bucle cerrado de  $\phi, \theta, \psi$

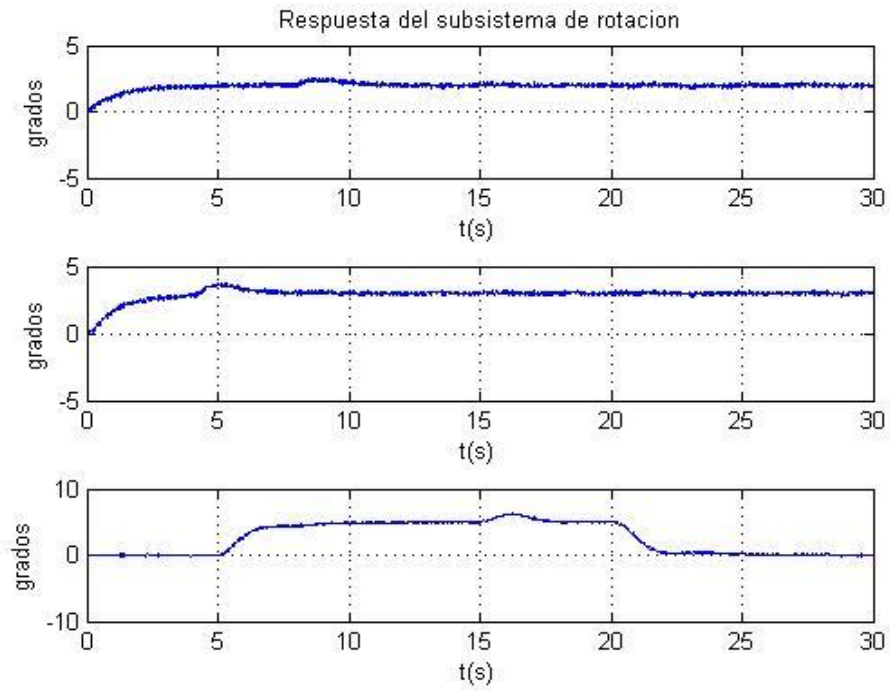
#### 4.1.2.3 Sintonizacion del controlador PID con presencia de ruido externo y Perturbaciones a la entrada

Una vez realizadas todas las pruebas pertinentes, procedemos a realizar la prueba de fuego y es ver si se rechazan las perturbaciones externas,

Las perturbaciones establecidas son las siguientes:

- En phi a los 8s de simulación perturbación de 1 N\*m
- En theta a los 4s de simulación perturbacion de 1 N\*m
- En psi a los 15s de simulación perturbación de 2 N\*m

Observamos las respuestas del sistema ante la misma referencia:



**Figura 4.11** salida de señal con ruido del sistema controlado en bucle cerrado de  $\varphi, \theta, \psi$

Podemos comprobar gratamente que las perturbaciones son rechazas y a demás bastante rápido y con muy poca sobreoscilacion, por tanto se puede concluir que el control de traslación esta finalizado.

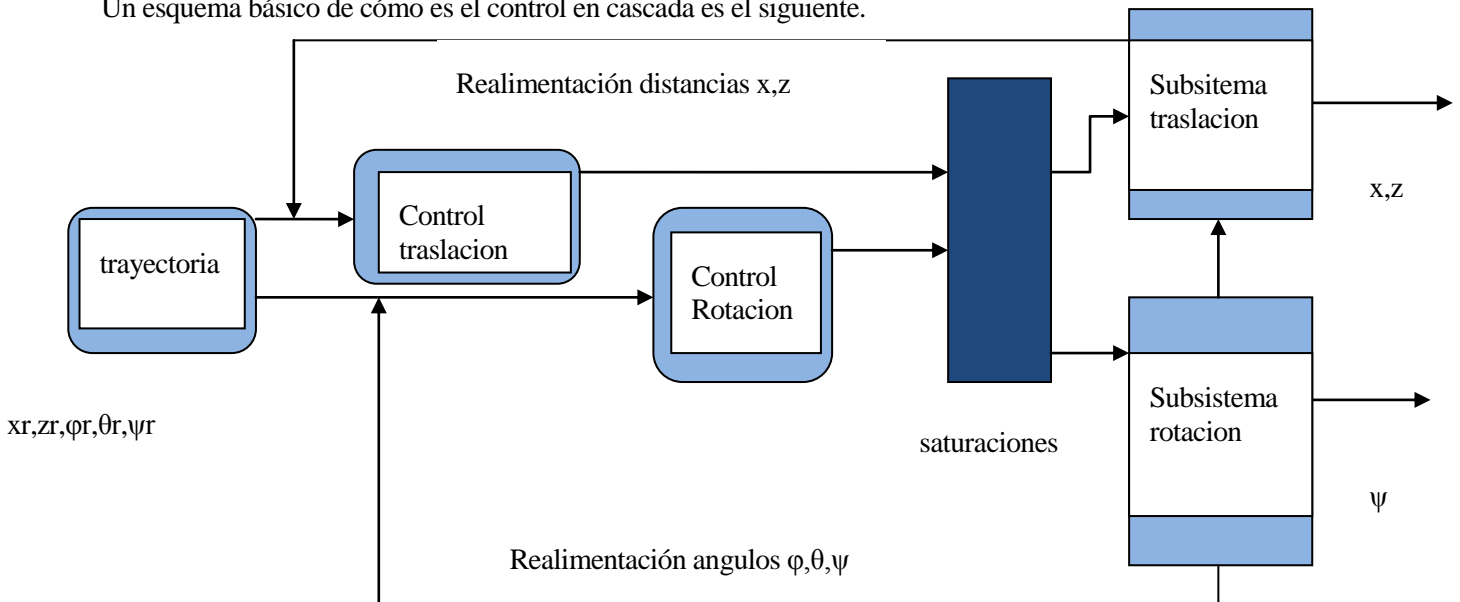


# 5 CONTROL DE LA TRASLACION EN VUELO DEL AIRWHALE

## 5.1 Estrategias de control implementadas.

En este apartado se implementa un control por cascada donde se controlan en dos lazos simultaneos y desacoplados de control los dos subsistemas, en nuestro caso el subsistema de rotación ya esta totalmente controlado a si que sus salidas pueden ser aplicadas a la entrada del sistema de traslación junto con los las fuerzas controladas.

Un esquema básico de cómo es el control en cascada es el siguiente.



## 5.2 Diseño de controladores por métodos frecuenciales para el Subsistema de

En este caso el diseño de los controladores de traslación al ser lo sistemas a tratar análogos a los rotación, es decir son un doble integrador con ganancia, el proceso para diseñar los controladores es el mismo que el mostrado en el sistema anterior por tanto creo que no es necesario mostras como se a realizado el diseño frecuencial para el subsistema de traslación.

## 5.3 Traslacion.

En este caso se aplicaran controles PID bastante lentos para evitar sobreoscilaciones que hagan zozobrar a la aeronave y poder dañarse o dañar a alguien. Se procederá a identificar por una matriz de control como en el caso anterior los valores hallados y a demás se mostrara una imagen del Simulink creado para la simulación.

### 5.3.1 Control PID

En la siguiente figura os mostramos como se programa el Pid en cascada de los dos subsistemas en Simulink

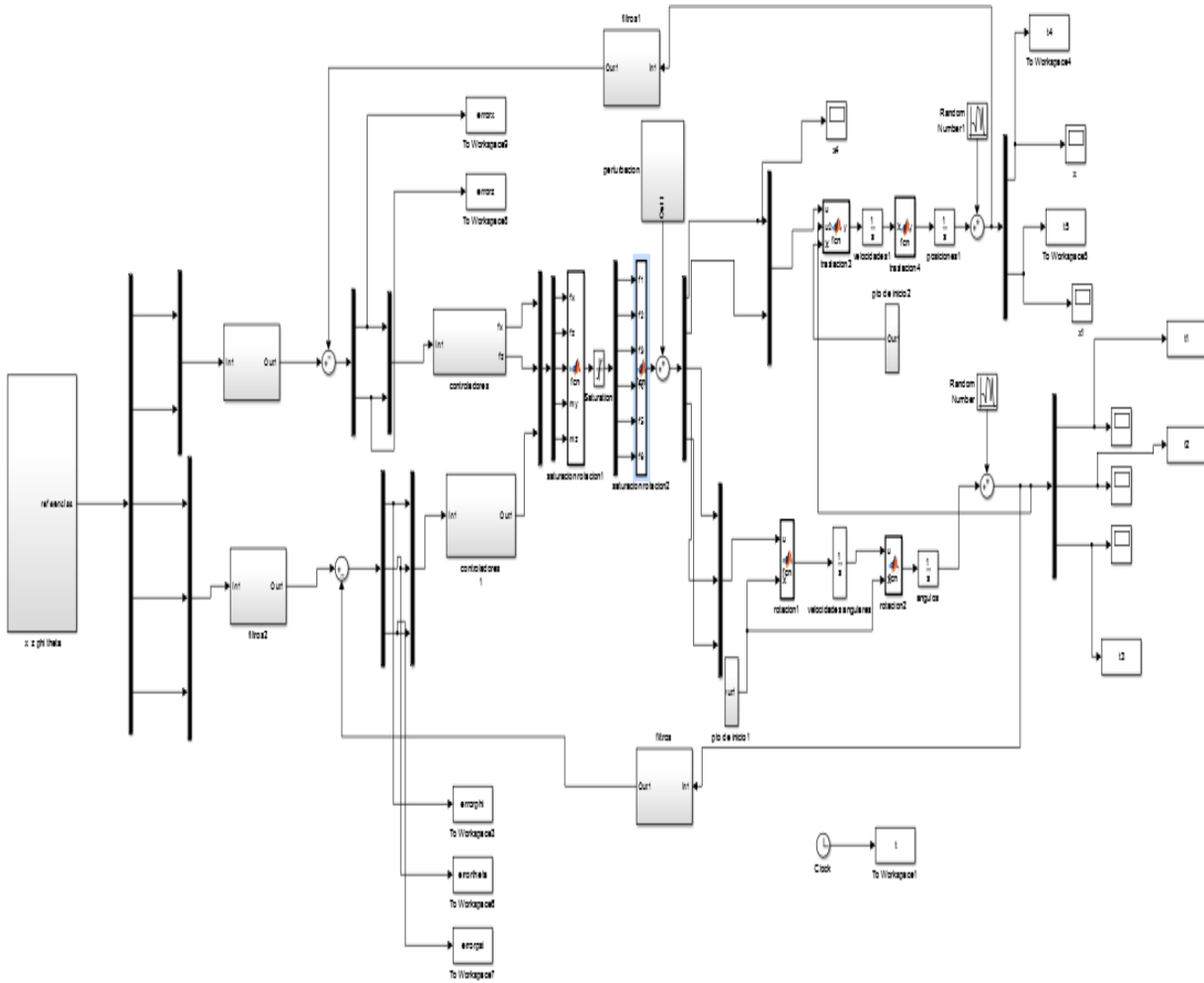


Figura 5.1: Simulink del controlador en cascada

EL Problema vamos a analizarlos en dos vertientes, por un lado vamos a diseñar el controlador para seguir referencias en escalon y por otro lado vamos a ver si es capaz de seguir una trayectoria helicoidal.

**5.3.1.1 Simulaciones para control PID**

Los escalones que tendran las 5 entradas serán los siguientes:

Escalon en  $\varphi=0^\circ$

Escalon en  $\theta=0^\circ$

Escalon en  $\psi=5^\circ$

Escalon en  $x=3\text{ m}$

Escalon en  $z= 2\text{ m}$

$$Kc = \begin{bmatrix} 9.8206 & 0 \\ 0 & 9.8206 \end{bmatrix}$$

$$Td * Kc = Kd = \begin{bmatrix} 6.3028 & 0 \\ 0 & 6.3028 \end{bmatrix}$$

$$Kc/Ti = Ki = \begin{bmatrix} 3.611 & 0 \\ 0 & 3.611 \end{bmatrix}$$

Durante un tiempo de simulación de 30 segundos y sin ruido en las señales. En la siguiente figura veremos la respuesta

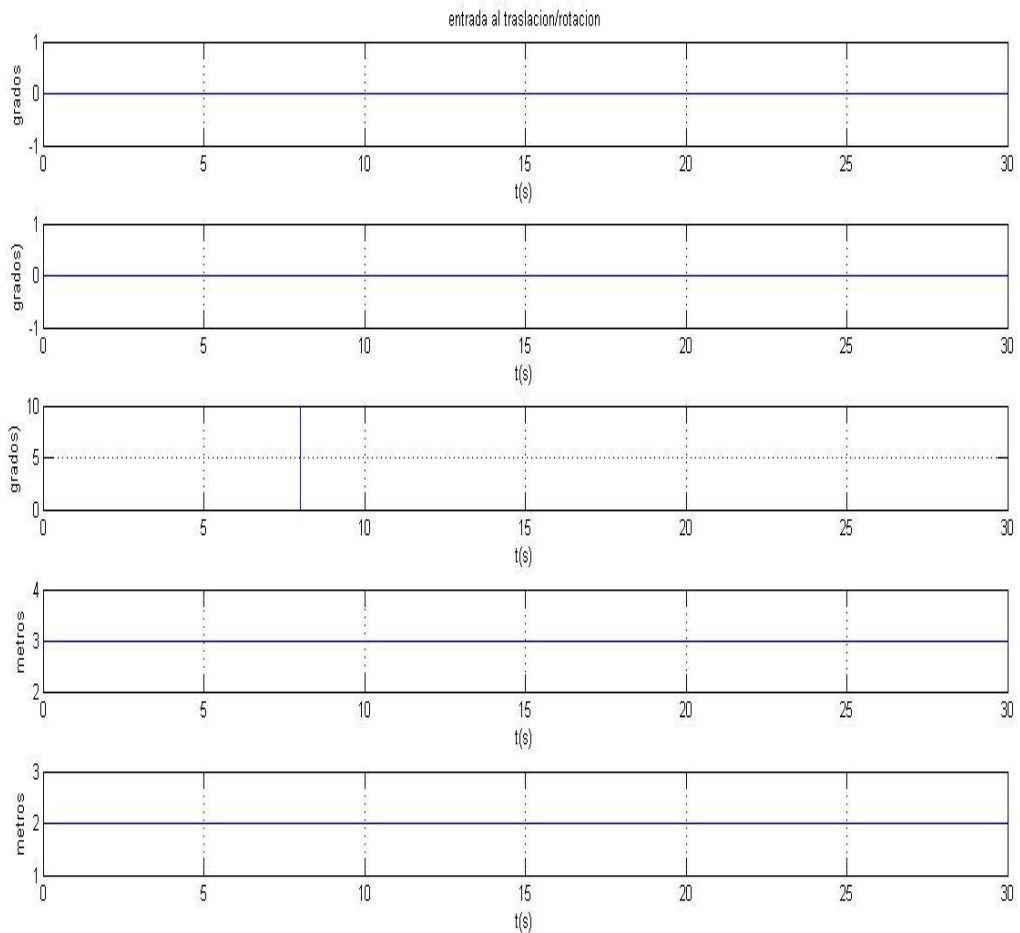


Figura 5.2 referencias al sistema global.

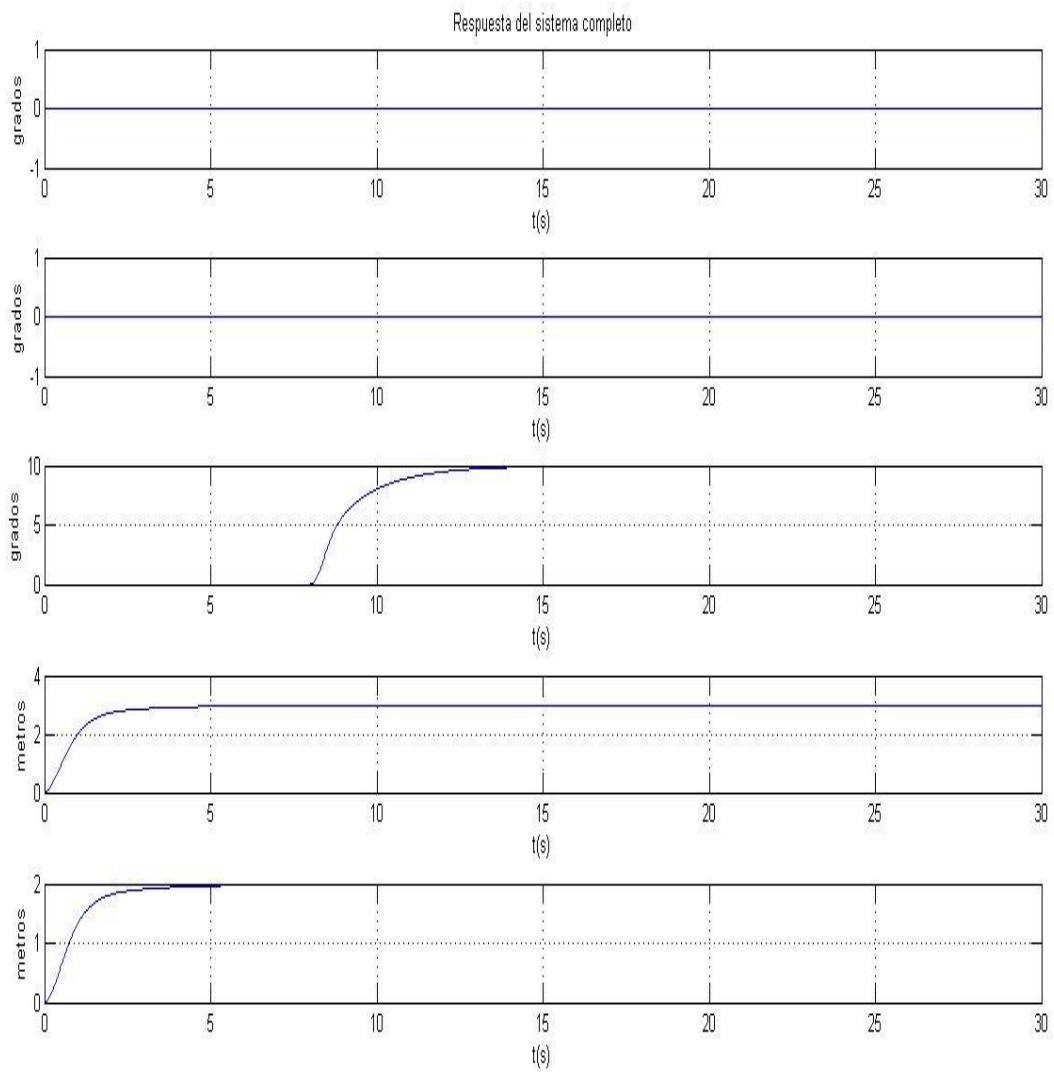


Figura 5.3 respuestas del sistema global

Vemos que ante ruido externo la señal lleva a la referencia perfectamente, ahora vamos a comprobar ante perturbaciones y ruido como se comporta el sistema.



5.3.1.2 Simulaciones para control PID con presencia de ruido externo

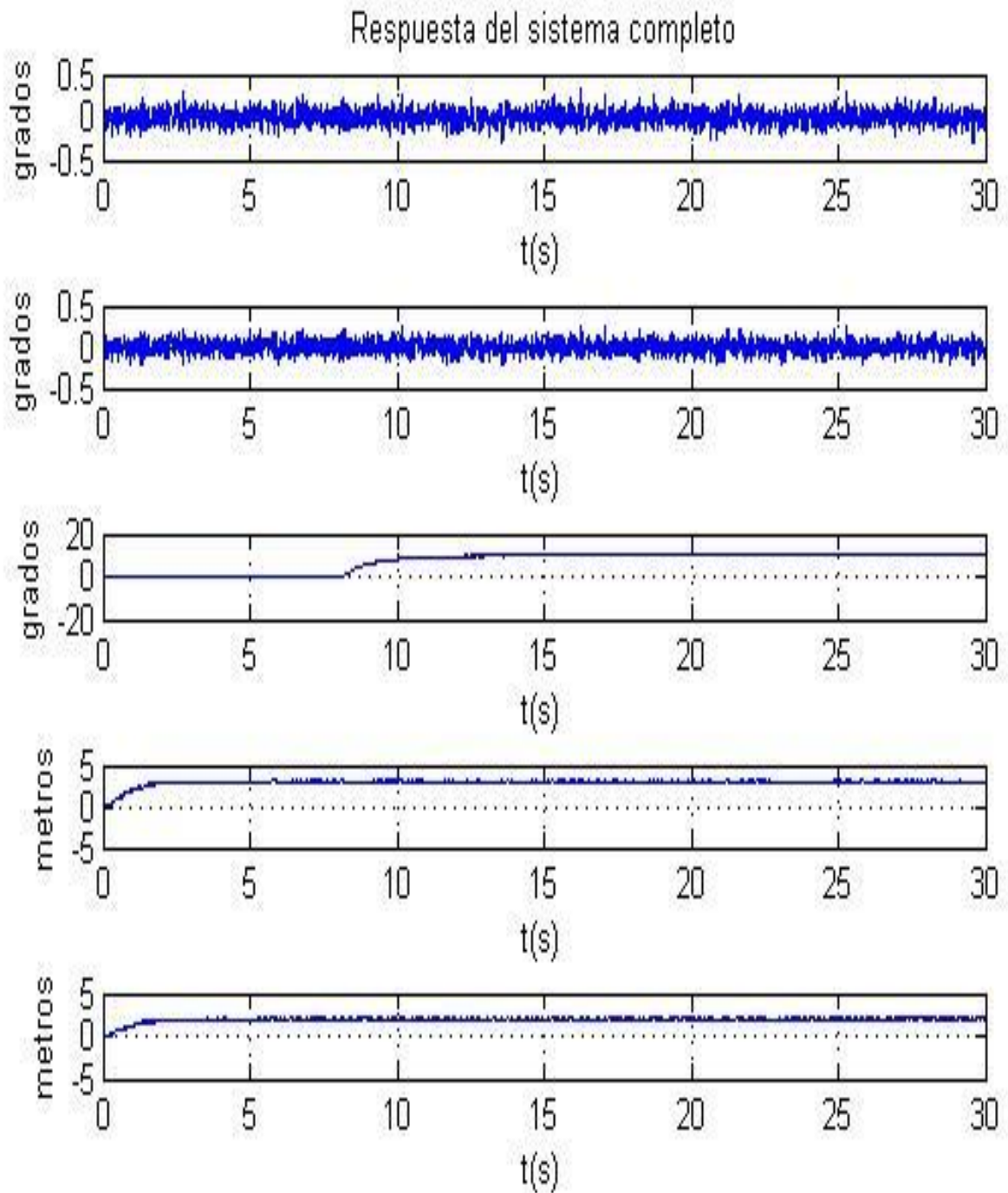


Figura 5.4 respuestas del sistema global con ruido

### 5.3.1.3 Sintonizacion del controlador PID con presencia de ruido externo y Perturbaciones a la entrada

Perturbaciones que recibe el sistema:

- En phi a los 10s de simulación perturbación de 2 N\*m
- En theta a los 10s de simulación perturbacion de 2 N\*m
- En psi a los 10s de simulación perturbación de 4 N\*m
- En x a los 10s de simulación perturbación de 4 N
- En z a los 10s de simulación perturbación de 5 N

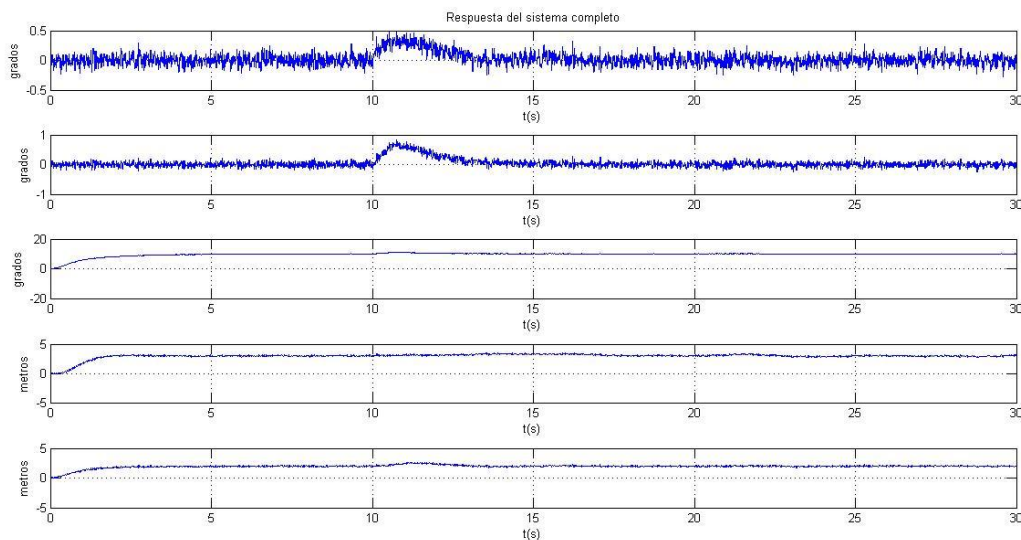


Figura 5.5 respuestas del sistema global con ruido y perturbaciones

Hecho todos los experimentos podemos ver que el sistema tiene gran capacidad de rechazo ante perturbaciones y seguimiento de la referencia. Por tanto podemos asegurar que los controles diseñados para traslación y rotación cumplen con las condiciones exigidas en su diseño. Y por ultimo nos queda mostrar la prueba frente a rampa con y sin perturbación.

Las referencias al sistema serán las siguientes

- $T*3/60$  metros en x
- $T*2/60$  metros en z
- $T*360/60^\circ$  en psi
- $0^\circ$  en phi
- $0^\circ$  en theta

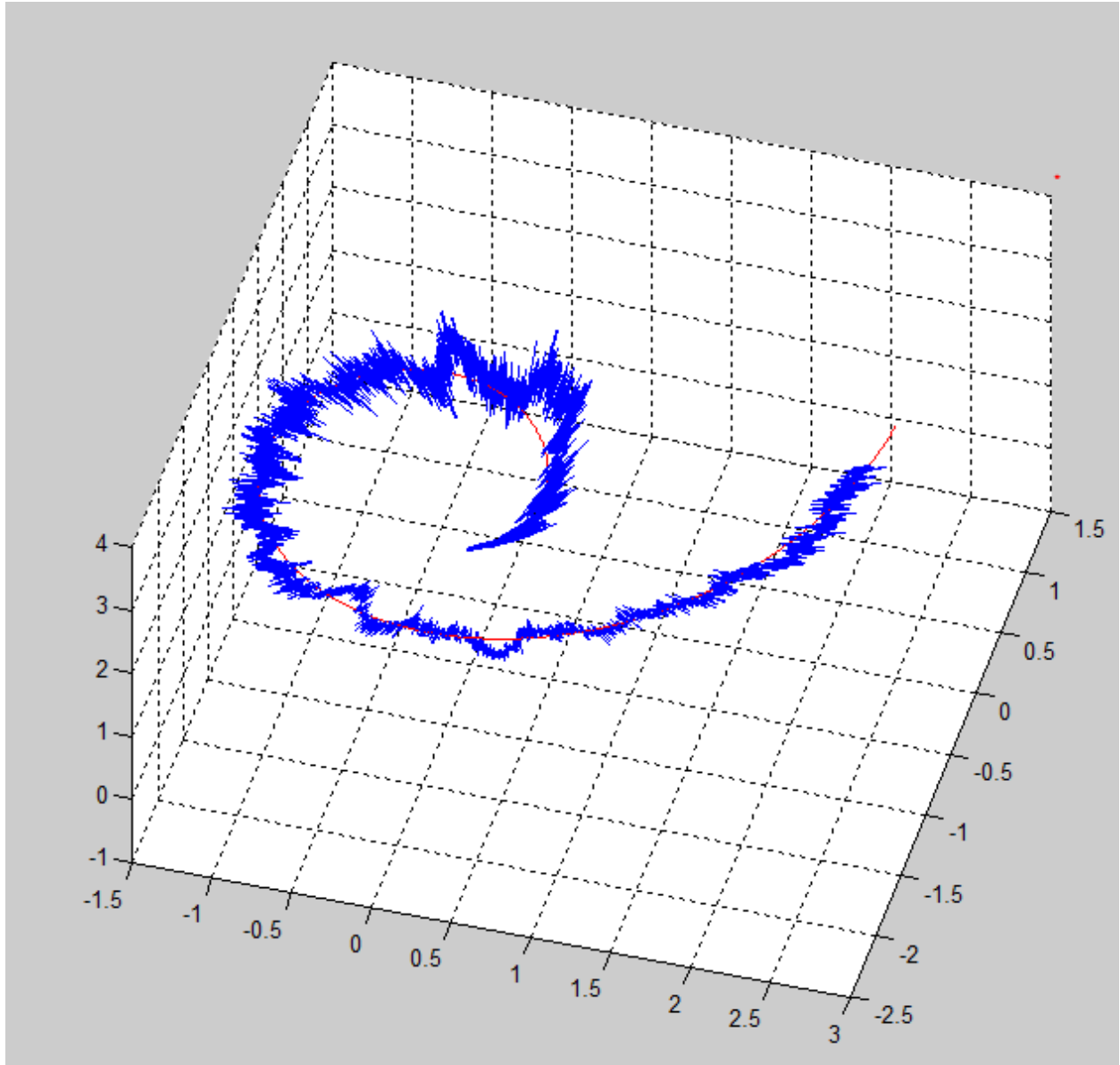


Figura 5.6 seguimiento de una trayectoria helicoidal con perturbaciones a los 10s del comienzo de la misma

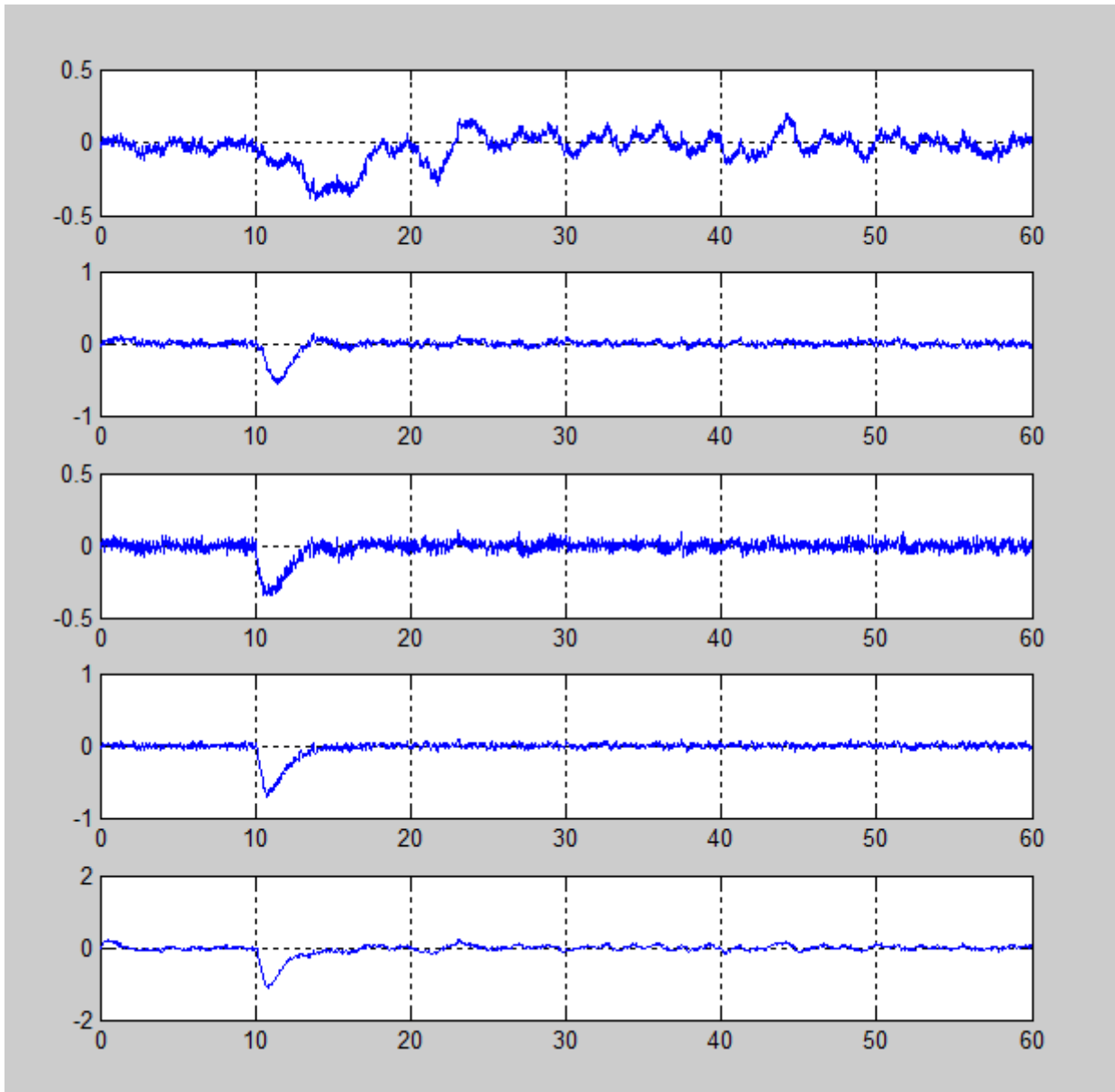


Figura5.7 Errores del sistema al recorrer la trayectoria en orden errorx,errorz, errorphi, errortheta, errorpsi

Las conclusiones que podemos sacar de esta prueba son las siguientes:

Por un lado se necesita mejorar el filtro de ruido ya que este se ve muy presente en la grafica 3-D de seguimiento, aunque después contemplando los errores podemos ver que había muy poca discrepancia con la referencia, salvo claro esta en el momento de la perturbación que vemos que es rápidamente corregida.

Por tanto se concluye pudiendo asegurar que los controladores diseñados cumplen su objetivo.

## 6 MODELADO Y CONTROL DE ESTABILIDAD EN EL PROTOTIPO AIRWHALE

Después de construir el prototipo mi compañero Alejandro y yo vimos la necesidad de hacer un ensayo en bucle abierto ante escalon a los actuadores para poder sacar un sistema equivalente con el cual trabajar y desarrollar unos controladores.

### 6.1 Identificación del sistema en bucle abierto.

Para obtener a que tipo de sistema nos enfrentamos, probamos a realizar una identificación en bucle abierto del sistema, pero en vez de obtener una función de transferencia Angulo/Fuerza, la obtendremos Angulo/PWM, ya que esta es la variable de entrada a nuestros actuadores físicos.

Roll:

En el caso del roll necesitamos aplicar un Pwm en mx de 50 para generar un angulo de aproximadamente 8 grados

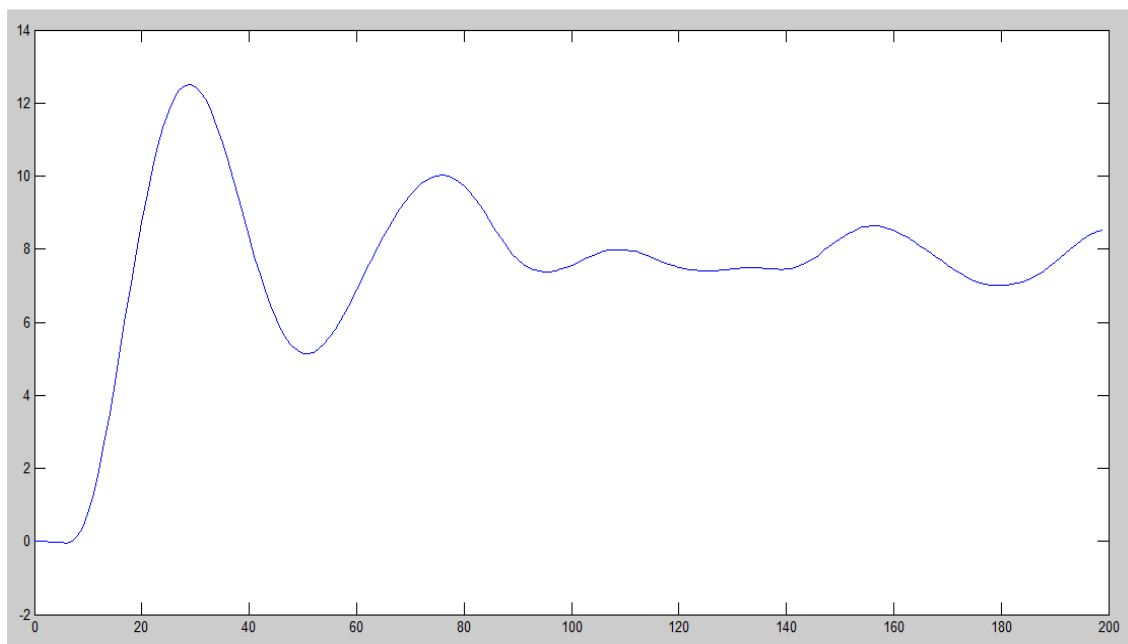


Figura 6.1 respuesta ante escalon del Roll

Pitch

En el caso del pitch necesitaremos de un PWM de 60 para generar unos aproximadamente 4 grados de inclinación.

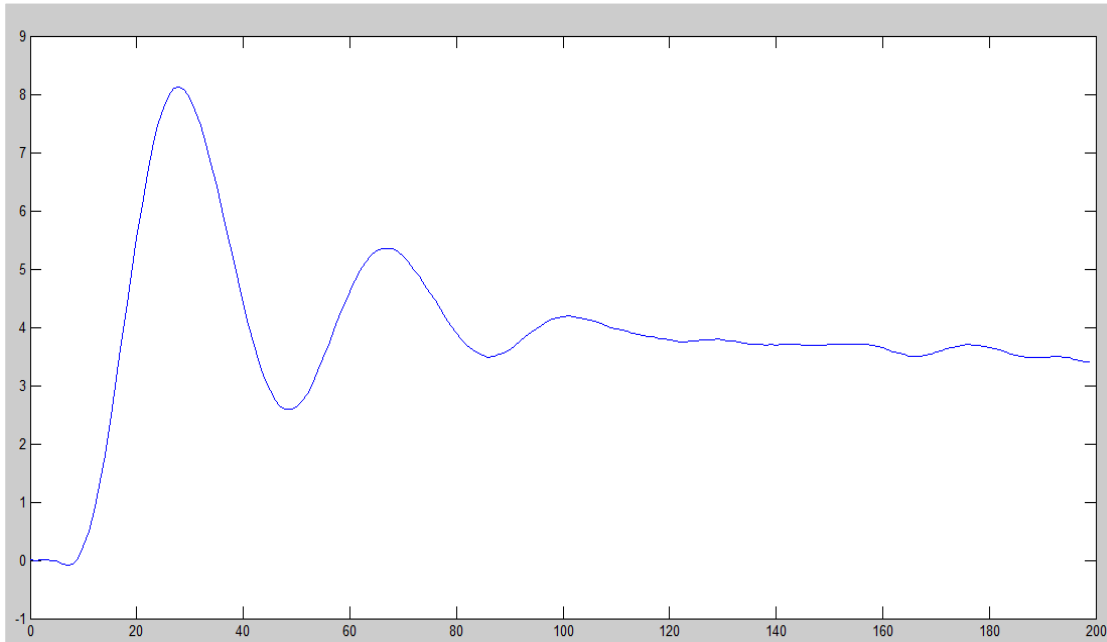


Figura 6.2 respuesta ante escalon del pitch

AL ver las respuestas descubrimos que nuestro sistema a evaluar era aproximadamente un sistema de segundo Orden sobre amortiguado, este tipo de sistemas tienen una función de transferencia del siguiente tipo

$$G(s) = \frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{K \omega_n^2}{s^2 + 2 \delta \omega_n s + \omega_n^2}$$

A partir de esta ecuación y usando una serie de parámetros que se calculan a partir de las características de las curvas, obtendremos unas funciones de transferencia que su respuesta se aproxime a la de nuestro sistema de estabilización.

### 6.1.1 Cálculo de parámetros característicos y creación de una función de transferencia que sea acorde al sistema

Para calcular la función de transferencia de nuestro sistema de estabilización necesitamos 2 cosas,  $\omega_n$  y  $\delta$ . La mejor forma de calcularlos es a partir del tiempo de subida y de la relación sobreoscilación/  $\delta$  en la siguiente imagen se muestra como calcular las características de las curvas de un sistema de segundo orden.

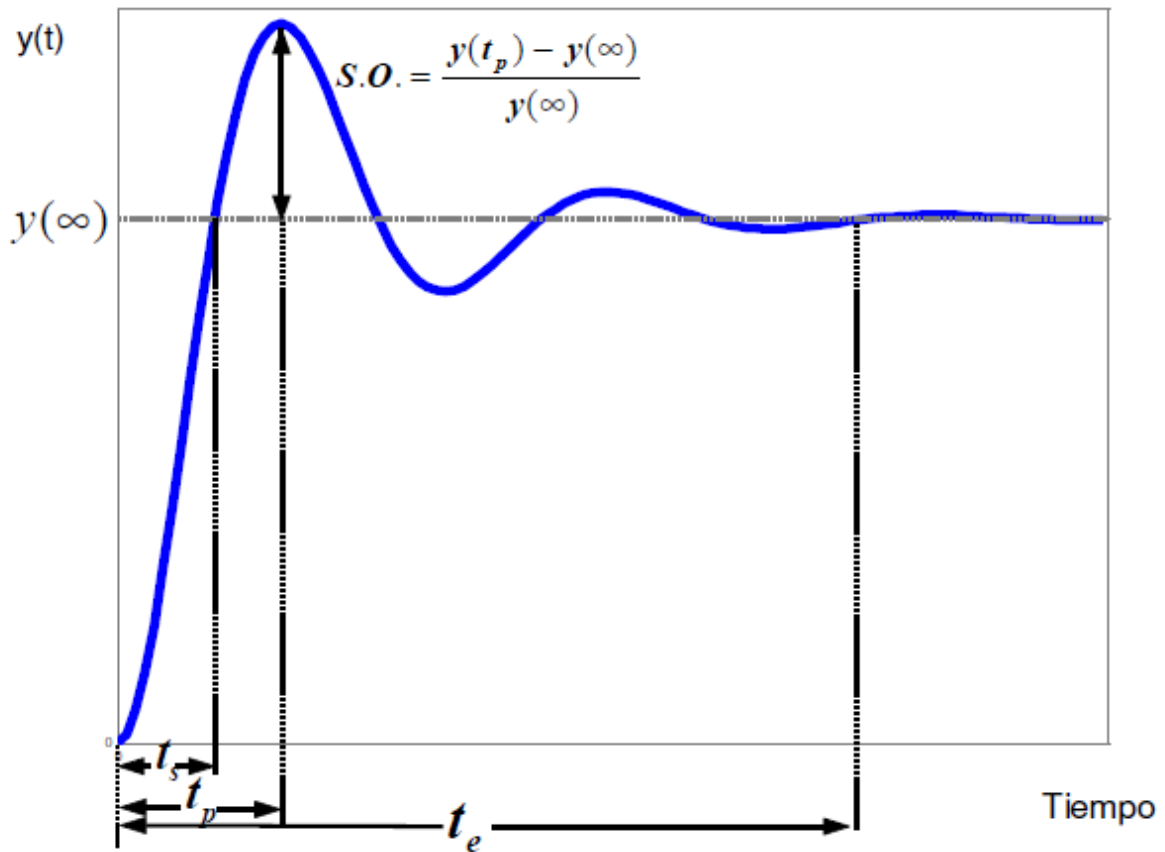


Figura 6.3 parámetros intrínsecos

Con este esquema se define el tiempo de subida como el instante en el que la respuesta toca por primera vez una recta imaginaria que pasa por el punto al que llegará en régimen permanente, y la curva que tenemos es la siguiente:

$$t_s = \frac{\pi - \alpha}{\omega_d} = \frac{\pi - \alpha}{\omega_n \sqrt{1 - \delta^2}}$$

Si no posees el desfase  $\alpha$  puede que sea mejor usar el tiempo de pico o tiempo en el que alcanza la máxima sobreoscilación nuestro sistema.

$$t_p = \frac{\pi}{\omega_d} = \frac{\pi}{\omega_n \sqrt{1 - \delta^2}}$$

Con esta ecuación que acabo de mostrar y la curva que pongo abajo puedes calcular de forma bastante sencilla una función de transferencia, y para nivelarla a la referencia solo tienes que calcular una ganancia K.

### 6.1.2 Creacion y sintonización de controladores PID mediante métodos frecuenciales

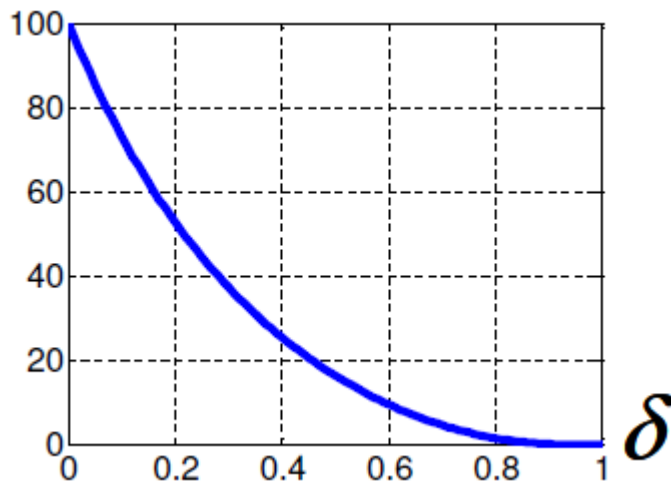


Figura 6.3 relacion SO/δ

Haciendo este proceso obtuvimos las siguientes funciones de transferencia:

Roll:

$$\frac{2.1 \cdot 0.28}{s^2 + 0.84s + 4.41}$$

Pitch:

$$\frac{2.26 \cdot 0.16}{s^2 + 0.451s + 5.09}$$

Las respuestas de estos sistemas ante el mismo escalon que en la identificación serán las mostradas en las siguientes figuras:



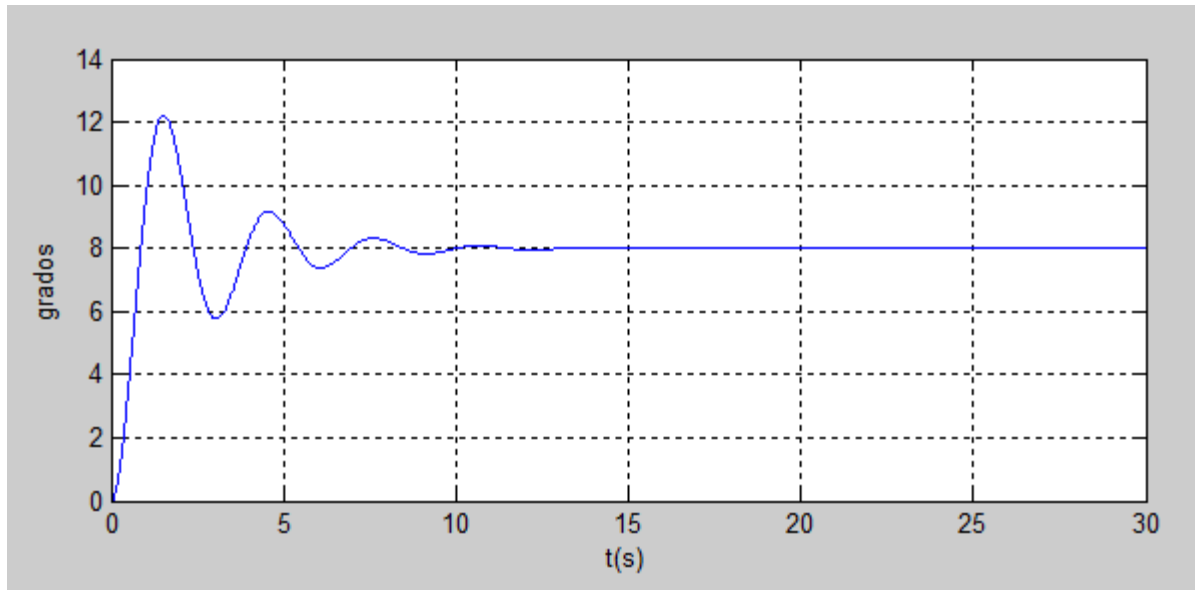


Figura 6.4 respuesta ante escalon de la función de transferencia en roll

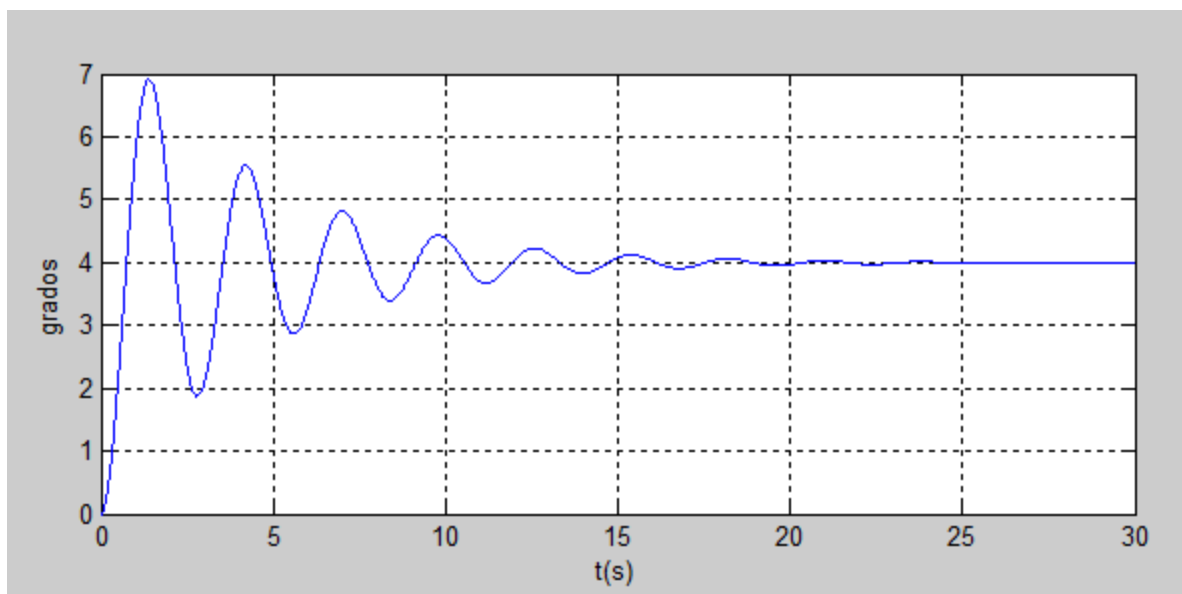


Figura 6.5 respuesta ante escalon de la función de transferencia de pitch.

Vemos que las respuestas obtenidas si las comparamos con las obtenidas del experimento son bastante coherentes, por tanto podemos asegurar que las funciones de transferencia calculadas rigen bastante bien el sistema no lineal real de estabilización del prototipo.

## 6.2 Comparacion entre el sistema real y el modelado mediante matlab.

Como hemos hecho en los anteriores apartados con los controladores teoricos, hemos usado la función de transferencia del sistema simplificado para así hallar el controlador por métodos frecuenciales, como indique cuando hice los experimentos en traslación, ya se ha explicado detalladamente como se calculan controladores por métodos frecuenciales así que ahora nos disponemos a comentar los resultados:

Sometemos ante escalon el sistema linealizado con un control pid para cada uno de los angulos,

Los controladore pi se rigen mediante estas 3 matrices de control:

$$Kc = \begin{bmatrix} 15 & 0 \\ 0 & 18 \end{bmatrix}$$

$$Td * Kc = Kd = \begin{bmatrix} 4.5 & 0 \\ 0 & 9 \end{bmatrix}$$

$$Kc/Ti = Ki = \begin{bmatrix} 16.13 & 0 \\ 0 & 18.95 \end{bmatrix}$$

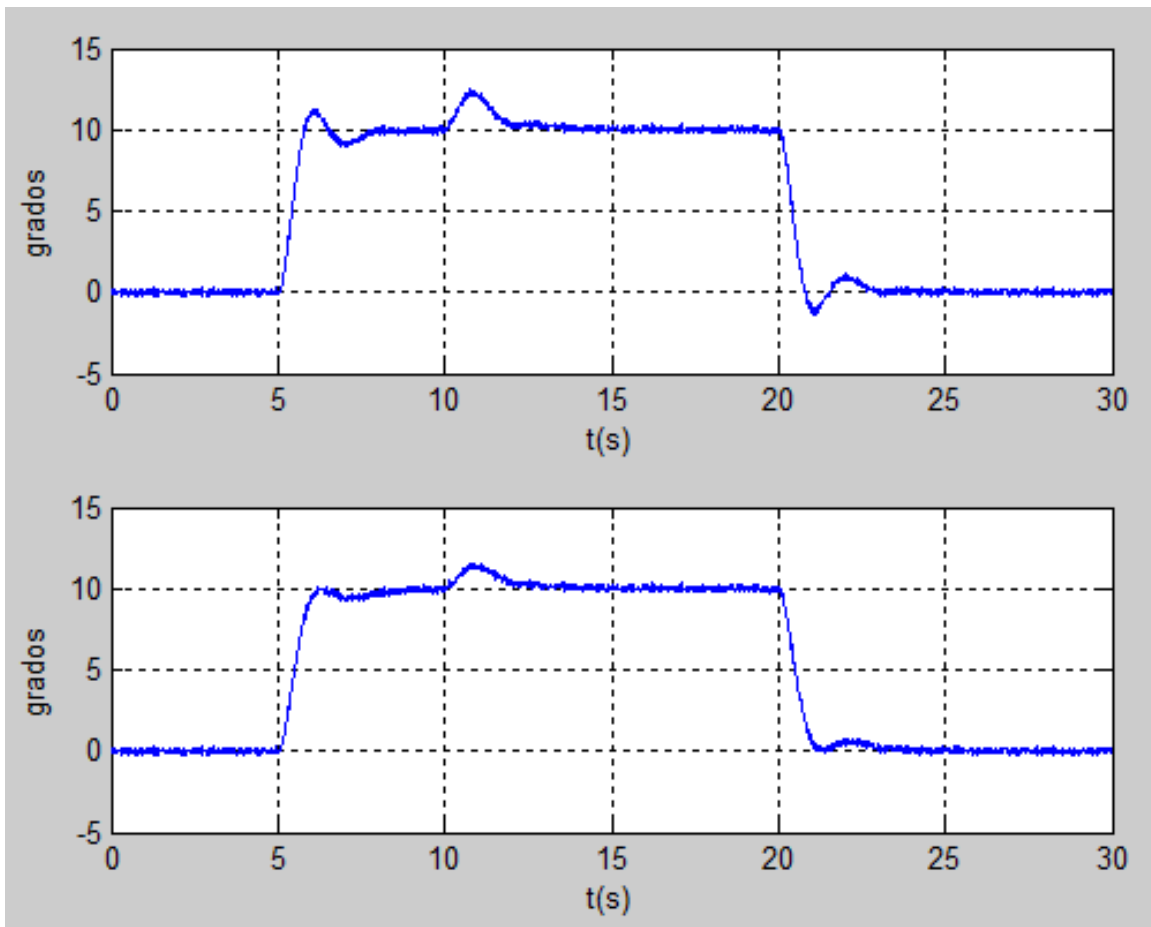


Figura 6.5 respuesta de seguimiento y rechazo de perturbaciones de roll y pitch del sistema lineal con ruido.

Vista las respuestas vamos a mostrar en otra figura el rechazo ante perturbaciones en el sistema real:

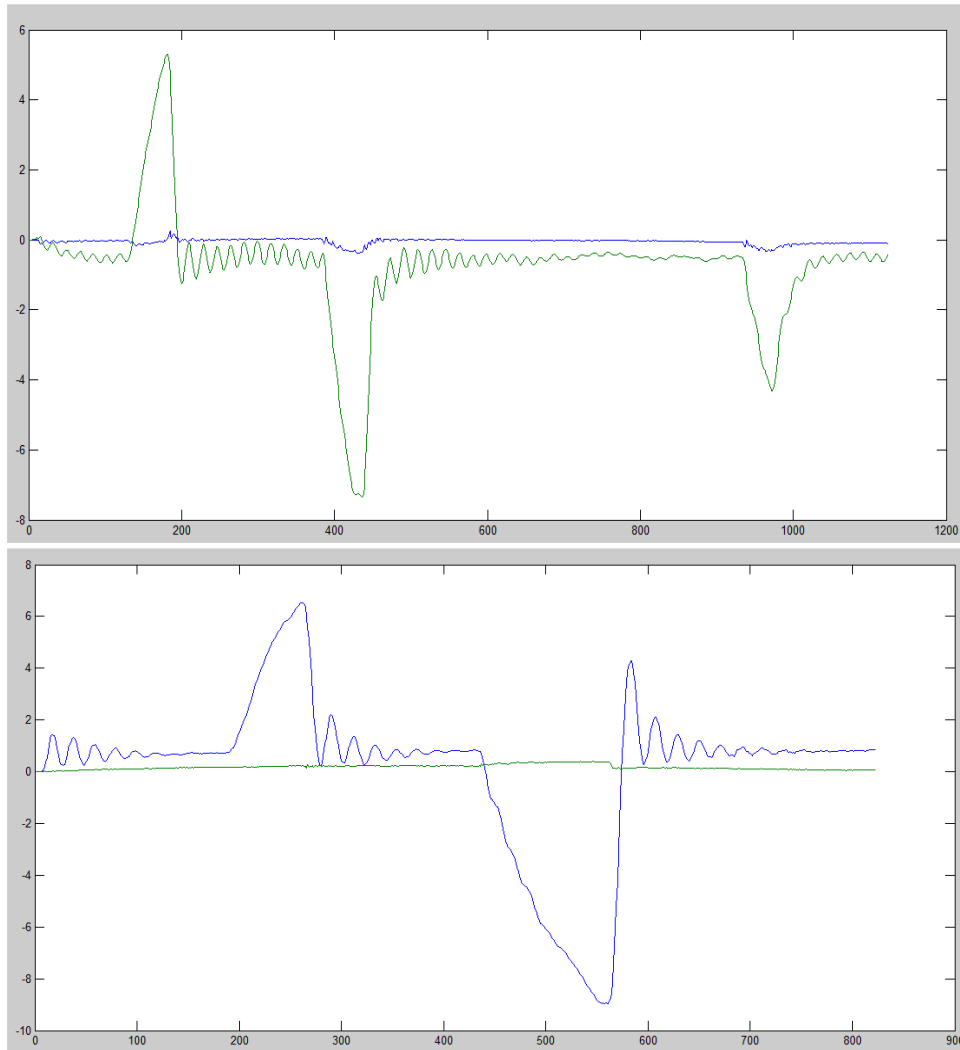


Figura 6.6 respuesta de seguimiento y rechazo de perturbaciones de roll y pitch del sistema real

Comparando las respues del real con el teorico vemos que las sobreoscilaciones siguen persistiendo notablemente en el primero, esto puede indicar varias cosas, que el modelo no es tan acertado como se pensó la primera vez o que el controlador es bastante malo contra rechazo de perturbaciones, por tanto se debería recalcular los controladores y hacer varias pruebas antes de sacar alguna conclusión mas.



## 7 CONCLUSIONES Y LINEAS DE INVESTIGACION A SEGUIR EN EL FUTURO

---

EL proyecto Airwhale fue un proyecto en el cual nos encaminamos todos los miembros del grupo esitech con mucha ilusión y dedicación, puedo decir después de un año y medio que comenzó esta andanza, que el hemos realizado un trabajo enorme cada uno de los equipos de la asociación y hemos hecho grandes avances.

Con respecto a mi trabajo, he de concluir que me siento satisfecho con todo lo que he conseguido en este tfg, no solo un modelo teórico válido para el Airwhale y unos controladores que rigen su movimiento, sino un diseño en catia de un prototipo, la construcción del mismo junto a mi compañero Alejandro y la realización de múltiples ensayos y pruebas que nos ha permitido validar su código y algunas estrategias e control.

En la parte negativa, he de decir que me hubiera gustado poder hacer más pruebas con el prototipo y que hubiéramos sido capaces de hacerle recorrer una trayectoria simple, pero por una gran cantidad de contratiempos y por que no decirlo problema en la organización, solo hemos podido llevar a cabo un vuelo en bucle abierto y la estabilización en bancada.

Como objetivos y líneas de investigación futuras:

En el lado de diseño de controladores, me gustaría poder aplicar técnicas de control más avanzadas al prototipo, siento que no he aprovechado todo el potencial de estas tutorado por Daniel Limon, y espero poder seguir trabajando con el sistema no lineal y conseguir realizar un control predictivo para control de trayectorias, y si fuera posible aondar en el control por desigualdades matriciales con Teodoro Alamo aplicado a la navegación aérea.

En el lado constructivo, me encantaría mejorar mis habilidades con catia y poder realizar modelos de drones mucho más realistas, creo que no he conseguido ni rozar el máximo potencial de esta herramienta y quiero hacer todo lo posible por hacerlo. Además me encantaría poder mejorar el prototipo que hemos construido y aplicarle un sistema de control simple que le permita recorrer trayectorias, eso sería un objetivo a corto plazo, a largo plazo me gustaría entrar más en el mundo de la codificación en Arducopter y ayudar con el Firmware a mi compañero Alejandro Romero a demás de construir un prototipo más complejo y con los materiales y pesos más optimizados y eso si con el globo puesto y realizar todos los ensayos de control posibles.

---

## BIBLIOGRAFIA

---

- [1] Soto Cano, Jose Luis «Desarrollo de Controladores Avanzados para el Seguimiento de tratectorias de un Helicoptero Quadrotor» *Trabajo fin de grado Sevilla Septiembre de 2014*
- [2] Corke, Peter «Robotics, Vision and Control» , , *ed London Springer-Verlag, 2011*
- [3] Ollero Baturome, Anibal «Robotica, manipuladores y robots moviles» *Gran Via de les Corts Catalanes 594, 2007- Barcelona*
- [4] Vianna, Raffom Guilherme; «Modelado y control de un Helicoptero Quadrotor », *Universidad de Sevilla, 2007*
- [5] Limon, Marruedo, Daniel; «Fundamentos de Control Automatico », *Universidad de Sevilla, 2007*
- [6] Alamo, Cantarero, Teodoro «Espacio de estados ,Apuntes ingenieria de control», *Universidad de Sevilla 2013*
- [7] Grant Carichner, Leland, M. Nicolai «Fundamentals of Aircraft and Airship Design: Airship Desing and Case Studies», *V2 2013*



# ANEXOS

---

## Códigos empleados:

### Modelo No lineal y Linealización:

```
%% DEFINICION VARIABLES SIMBOLICAS

syms m % masa del prototipo
syms g % gravedad
syms Ixx Iyy Izz % momentos de inercia
syms rgx rgy rgz % coordenadas del centro de volumen
syms p q r % componentes de velocidad angular
syms Fm % fuerza de control
syms V U W % velocidades lineales
syms ro % densidad
% syms Vhe % volumen de helio
syms La lc ll % distancia entre motores y centro
syms fx fz % fuerza de control en x y z
syms mtx mty mtz % pares de control
syms he % fuerza producida por el helio
syms thetap phip psip fxp fzp pp qp rp Up Vp Wp mtxp mtyp mtzp fy Ug Vg Wg%
incrementos de variables
syms q0 Cd Shx Shy Shz % presión dinámica, coeficiente aerodinámico y
superficie afectada por drag
syms theta phi psi
he=0.6;g=9.8; Shx=0.5;Shy=1.7;Shz=Shy;Ixx=0.11;Iyy=0.295;Izz=0.26;m=1.5;
Cd=0.15;
%% Distancia de los motores al centro de masa
rm01=[0;-La;0];
rm02=[0;La;0];
rm03=[-lc;-ll;0];
rm04=[-lc;ll;0];

%% Gravedad
gr=g*[-sin(theta);cos(theta)*sin(phi);cos(theta)*cos(phi)];

%% Identidad
I=eye(3,3);

%% Centro de coordenadas
r0=[0;0;0];

%% Matriz de transformacion
R=[cos(psi)*cos(theta) sin(psi)*cos(theta) -sin(theta);
   cos(psi)*sin(theta)*sin(phi)-sin(psi)*cos(phi)
sin(psi)*sin(theta)*sin(phi)+cos(psi)*cos(phi) cos(theta)*sin(phi);
   cos(psi)*sin(theta)*cos(phi)+sin(psi)*sin(phi)
sin(psi)*sin(theta)*cos(phi)-cos(psi)*sin(phi) cos(theta)*cos(phi)];

%% Fuerza de control
Fm=R*[fx;0;fz];
```



```

%% Matrices antisimetricas para producto vectorial (longitud entre motores y
centro de masa)
rm1=rm01;
rm2=rm02;
rm3=rm03;
rm4=rm04;
rm1=[0 -rm11(3) rm11(2);rm11(3) 0 -rm11(1);-rm11(2) rm11(1) 0];
rm2=[0 -rm12(3) rm12(2);rm12(3) 0 -rm12(1);-rm12(2) rm12(1) 0];
rm3=[0 -rm13(3) rm13(2);rm13(3) 0 -rm13(1);-rm13(2) rm13(1) 0];
rm4=[0 -rm14(3) rm14(2);rm14(3) 0 -rm14(1);-rm14(2) rm14(1) 0];

%% Velocidad lineal
vo=[U;V;W];

%% Centro de volumen en coordenadas de euler

rgp=zeros(3,3);

%% Definicion velocidades angulares y antisimétrica
w0=[p;q;r];
w=w0;
w1x=w(1);
w1y=w(2);
w1z=w(3);
W2=[0 -w1z w1y;w1z 0 -w1x;-w1y w1x 0];

%% Matriz de inercias
J=[Ixx 0 0;
    0 Iyy 0;
    0 0 Izz];

%% Matriz de masas
M=[m*I,-m*rgp;
    m*rgp, J];

%% Fuerzas de inercia
ti=[R*(-m*W2*vo+m*W2*rgp*w);
    R*(-m*rgp*W2*vo-W2*J*w)];

%% Fuerzas gravitatorias
tg=[m*gr;
    m*rgp*gr];

%% Pares de control
Mt=[mtx;mty;mtz];

%% Fuerza y pares de control
tc=[Fm;
    R*(Mt)];

%% Fuerza de sustentación del helio
the=he*g*[R*[0;0;-1];0;0;0];

%% Drag
D=[(-1.225*0.5*U^2*Cd*Shx);(-1.225*0.5*V^2*Cd*Shy);(-
1.225*0.5*W^2*Cd*Shz);0;0;0];

%% Fuerza total (igual a M*q'dospuntos')
Tt=ti+tg+tc+the+D;

```

```

%% Ecuaciones iguales a xpunto, ypunto, zpunto, phipunto, thetاپunto y psipunto
xd=U;
yd=V;
zd=W;
ud=(1/m)*Tt(1);
vd=(1/m)*Tt(2);
wd=(1/m)*Tt(3);
pd=(1/Ixx)*Tt(4);
qd=(1/Iyy)*Tt(5);
rd=(1/Izz)*Tt(6);
phid= p + q*sin(phi)*tan(theta)+r*cos(phi)*tan(theta);
thetad= q*cos(phi)-r*sin(phi);
psid= q*sin(phi)*sec(theta)+r*cos(phi)*sec(theta);

%% Linealización de las ecuaciones: fuerzas totales y ecuaciones del vector
EC (12 ecuaciones)
xdl=Up;
ydl=Vp;
zdl=Wp;
udl=diff(ud,fx)*fxp+diff(ud,fz)*fzp+diff(ud,theta)*thetap+diff(ud,phi)*phip+d
iff(ud,psi)*psip+diff(ud,U)*Up+diff(ud,V)*Vp+diff(ud,W)*Wp;
vdl=diff(vd,fx)*fxp+diff(vd,fz)*fzp+diff(vd,theta)*thetap+diff(vd,phi)*phip+d
iff(vd,psi)*psip+diff(vd,U)*Up+diff(vd,V)*Vp+diff(vd,W)*Wp;
wdl=diff(wd,fx)*fxp+diff(wd,fz)*fzp+diff(wd,theta)*thetap+diff(wd,phi)*phip+d
iff(wd,psi)*psip+diff(wd,U)*Up+diff(wd,V)*Vp+diff(wd,W)*Wp;
pdl=diff(pd,mtx)*mtxp+diff(pd,mtz)*mtzp+diff(pd,mty)*mty+diff(pd,theta)*thet
ap+diff(pd,phi)*phip+diff(pd,psi)*psip+diff(pd,p)*pp+diff(pd,q)*qp+diff(pd,r)
*rp;
qdl=diff(qd,mtx)*mtxp+diff(qd,mtz)*mtzp+diff(qd,mty)*mty+diff(qd,theta)*thet
ap+diff(qd,phi)*phip+diff(qd,psi)*psip+diff(qd,p)*pp+diff(qd,q)*qp+diff(qd,r)
*rp;
rdl=diff(rd,mtx)*mtxp+diff(rd,mtz)*mtzp+diff(rd,mty)*mty+diff(rd,theta)*thet
ap+diff(rd,phi)*phip+diff(rd,psi)*psip+diff(rd,p)*pp+diff(rd,q)*qp+diff(rd,r)
*rp;
phidl=diff(phid,theta)*thetap+diff(phid,phi)*phip+diff(phid,psi)*psip+diff(ph
id,p)*pp+diff(phid,q)*qp+diff(phid,r)*rp;
thetadl=diff(thetad,theta)*thetap+diff(thetad,phi)*phip+diff(thetad,psi)*psip
+diff(thetad,p)*pp+diff(thetad,q)*qp+diff(thetad,r)*rp;
psidl=diff(psid,theta)*thetap+diff(psid,phi)*phip+diff(psid,psi)*psip+diff(ps
id,p)*pp+diff(psid,q)*qp+diff(psid,r)*rp;

% %% Ecuaciones linealizadas reunidas en el vector ECFINAL
% ECFINAL = [EC1;EC2;EC3;EC4;EC5;EC6;EC7;EC8;EC9;EC10;EC11;EC12]
%
%% Ecuaciones linealizadas evaluando el punto de equilibrio
ecl(1,1)=subs(xdl,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,5,0,0,
0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});
ecl(2,1)=subs(ydl,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,5,0,0,
0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});
ecl(3,1)=subs(zdl,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,0,0,0,
0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});
ecl(4,1)=subs(udl,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,5,0,0,
0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});
ecl(5,1)=subs(vdl,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,5,0,0,
0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});
ecl(6,1)=subs(wdl,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,5,0,0,
0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});
ecl(7,1)=subs(pdl,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,5,0,0,
0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});

```

```

ecl(8,1)=subs(qd1,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,5,0,0,0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});
ecl(9,1)=subs(rd1,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,5,0,0,0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});
ecl(10,1)=subs(phidl,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,5,0,0,0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});
ecl(11,1)=subs(thetadl,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,5,0,0,0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});
ecl(12,1)=subs(psidl,{theta,phi,psi,U,V,W,mtx,mty,mtz,p,q,r,fx,fz},{0,0,0,5,0,0,0,0,0,0,0,0,1.225*0.5*5^2*Cd*Shx,-he+g*m});
ecl

```

### Programa para crear las variables de estado del sistema:

```

%subsistemas de rotacion y traslacion
%matriz de estados
Ar=zeros(3,3),eye(3,3);zeros(3,6)];
At=zeros(2,2),eye(2,2);zeros(2,4)];
At(3,3)=-49/160;
%matriz de desfase
DR=zeros(3,3);
%matriz de salida
CR=[eye(3,3),zeros(3,3)];
CT=[eye(2,2),zeros(2,2)];
%matriz de entrada
Br=[zeros(3,3);1/Ixx 0 0;0 1/Iyy 0;0 0 1/Izz];
Bt=[zeros(2,3);
    2/3 0 88/25;
    0 2/3 49/64];
%matriz de desfase
Dt=zeros(2,3);
%creacion de espacio de estados
tras=ss(At,Bt,CT,Dt);
rot=ss(Ar,Br,CR,DR);

```

### Funcion para calculo de bodes y márgenes de fase a partir de funciones de transferencia y controladores:

```

function
[c1,c2,c3,c4,Cpd1,Cpd2,Cpd3,Cpd4,Cpid1,Cpid2,Cpid3,Cpid4]=controlador(Kp1,Ti1,
Td1,Kp2,Ti2,Td2,Kp3,Ti3,Td3,Kp4,Ti4,Td4)
c1=[0,0,0]';
c2=[0,0,0]';
c3=[0,0,0]';
c4=[0,0,0]';
Ghipp=tf([0 100/11],[1 0 0]);

Gthetapp=tf([0 200/59],[1 0 0]);

Gpsipp=tf([0 50/13],[1 0 0]);

Gz=tf([0 2/3],[1 0 0]);
%controladores pid
Cpid1=tf(Kp1*[Td1,1],[1 0])*tf([Ti1,1],[0 1]);
Cpid2=tf(Kp2*[Td2,1],[1 0])*tf([Ti2,1],[0 1]);
Cpid3=tf(Kp3*[Td3,1],[1 0])*tf([Ti3,1],[0 1]);
Cpid4=tf(Kp4*[Td4,1],[1 0])*tf([Ti4,1],[0 1]);
%controladores pd

```

```

Cpd1=tf(Kp1*[Td1,1],[0 1]);
Cpd2=tf(Kp2*[Td2,1],[0 1]);
Cpd3=tf(Kp3*[Td3,1],[0 1]);
Cpd4=tf(Kp4*[Td4,1],[0 1]);

%visualizacion y calculo de los margenes de fase para estabilidad
figure(1)
subplot(2,2,1)
margin(Ghipp) ;hold on; margin(Cpd1*Ghipp);grid;
subplot(2,2,2)
margin(Gthetapp);hold on; margin(Cpd2*Gthetapp);grid;
subplot(2,2,3)
margin(Gpsipp);hold on; margin(Cpd3*Gpsipp);grid;
subplot(2,2,4)
margin(Gz);hold on;margin(Cpd4*Gz);grid;

figure(2)
subplot(2,2,1)
margin(Ghipp) ;hold on; margin(Cpid1*Ghipp);grid;
subplot(2,2,2)
margin(Gthetapp);hold on; margin(Cpid2*Gthetapp);grid;
subplot(2,2,3)
margin(Gpsipp);hold on; margin(Cpid3*Gpsipp);grid;
subplot(2,2,4)
margin(Gz);hold on;margin(Cpid4*Gz);grid;

c1(1)=Kp1*((Ti1+Td1)/Ti1);
c1(3)=(Ti1*Td1)/(Ti1+Td1);
c1(2)=Ti1+Td1;
c2(1)=Kp2*((Ti2+Td2)/Ti2);
c2(3)=(Ti2*Td2)/(Ti2+Td2);
c2(2)=Ti2+Td2;
c3(1)=Kp3*((Ti3+Td3)/Ti3);
c3(3)=(Ti3*Td3)/(Ti3+Td3);
c3(2)=Ti3+Td3;
c4(1)=Kp4*((Ti4+Td4)/Ti4);
c4(3)=(Ti4*Td4)/(Ti1+Td4);
c4(2)=Ti4+Td4;
end

```

### Programa de la saturación: directa

```

function y1 = fcn(fx,fz,mx,my,mz)
f=zeros(6,1);
l1=0.8;
l2=0.7;
l3=0.4;

f(1)=(l1*fz-2*my)/(4*l1);
f(2)=(l2*fz+2*mx)/(4*l2);
f(3)=(l1*fz+2*my)/(4*l1);
f(4)=(l2*fz-2*mx)/(4*l2);
f(5)=(l3*fx-mz)/(2*l3);
f(6)=(l3*fx+mz)/(2*l3);
y1=f;

```

### Programa de la saturación: inversa

```
function y1 = fcn(f1,f2,f3,f4,f5,f6)
s=zeros(5,1);

s(1)=f5+f6;
s(2)=f1+f2+f3+f4;
s(3)=0.7*(f2-f4);
s(4)=0.9*(f3-f1);
s(5)=0.4*(f6-f5);
y1=s;
```

### Programa para graficar en 3-D

```
%variables de salida x e y
x2=t4.*sind(t3);
x1=t4.*cosd(t3);
% referencias a seguir
x1ref=fx.*cosd(mz);
x2ref=fx.*sind(mz);
%grafica trayectoria
figure(1)
plot3(x1ref,x2ref,fz,'r',x1,x2,t5,'b');grid;
%errores en posicion
figure(2)
subplot(5,1,1)
plot(t,errorx);grid;
subplot(5,1,2)
plot(t,errorz);grid;
subplot(5,1,3)
plot(t,errorphi);grid;
subplot(5,1,4)
plot(t,errortheta);grid;
subplot(5,1,5)
plot(t,errorpsi);grid;
```



