

DISEÑO Y SIMULACIÓN DEL CONTROL DE ALTURA DE UN QUADROTOR

Autor:

SERGIO ANDRES BELTRAN MENDOZA

Director:

OMAR LENGERKE PÉREZ, PhD

Asesor:

HERNAN GONZALEZ ACUÑA, MSc

**UNIVERSIDAD AUTONOMA DE BUCARAMANGA
INGENIERIA MECATRONICA
CONTROL, AUTOMATIZACION Y ROBOTICA
BUCARAMANGA**

2011

ÍNDICE

1. OBJETIVOS.....	3
1.1. OBJETIVO GENERAL.....	3
1.1.1. OBJETIVOS ESPECIFICOS.....	3
2. INTRODUCCION.....	4
2.1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA Y JUSTIFICACIÓN.....	4
2.2 ANTECEDENTES.....	7
2.3 ESTADO DE LA TECNICA.....	7
2.4. MARCO TEÓRICO.....	10
2.4.1. MOVIMIENTOS.....	11
2.4.1.1 MOVIMIENTO DE GUIÑADA (YAW).....	11
2.4.1.2 MOVIMIENTO DE INCLINACIÓN (PITCH).....	11
2.4.1.3 MOVIMIENTO DE BAMBOLEO (ROLL).....	12
2.4.2 MOTOR BRUSHLESS.....	13
2.4.3 ALIMENTACIÓN.....	14
2.4.3.1 LI-PO (BATERÍAS DE POLÍMERO DE LITI.....	15
2.4.3.2 UNIDAD DE CONTROL.....	15
2.4.3.3. SISTEMA DE COMUNICACIÓN.....	16
2.4.4 CONTROL POR REALIMENTACIÓN EL CONTROLADOR PID....	18
3. METODOLOGIA DE DISEÑO MECATRONICO.....	19
4. CINEMATICA Y DINAMICA DEL QUADROTOR.....	20
4.1. MODELO.....	20
4.1.1. CINEMATICA.....	20
4.1.2. DINAMICA.....	22
4.1.2.1. VELOCIDAD DE GIRO	23
4.1.2.2. POTENCIA.....	24
4.1.2.3. HÉLICES.....	25
4.1.2.4. COMBINACIÓN MOTOR HÉLICE.....	26
4.1.2.5. DINÁMICA UNIDIMENSIONAL DEL CUADRICÓPTERO....	28
4.1.2.5.1. FUERZAS EN UN CUADRICÓPTERO.....	29
4.1.2.5.2. ASCENSO Y DESCENSO.....	29
4.1.2.6. DINAMICA EN 3 DIMENSIONES.....	30
4.1.2.6.1. ENERGIA CINETICA DE TRASLACION.....	30
4.1.2.6.2. ENERGÍA CINÉTICA ROTACIONAL.....	31
4.1.2.6.3. ENERGÍA POTENCIAL.....	31
4.1.3. MODELO MATEMÁTICO.....	32
4.1.3.1. MODELO EULER-LAGRANGE PARA LA FUERZA TOTA....	32
4.1.3.2. MODELO NEWTON PARA LOS MOMENTOS.....	33
4.2. SIMULACION EN MATLAB.....	34
5. PLANTA DEL MODELO Y CONTROLADOR.....	36
5.1. CONTROLADOR PID.....	37
6. DISEÑO ELECTRONICO.....	47
7. DISEÑO MECANICO.....	49
8. PRESUPUESTO.....	51
9. CONCLUSIONES.....	53
10. BIBLIOGRAFIA.....	54

1. OBJETIVOS

1.1 OBJETIVO GENERAL:

Diseñar un control de altura de un Quadrotor por medio de la variación de la velocidad.

1.2. OBJETIVOS ESPECIFICOS:

- Definir la cinemática y dinámica de los movimientos del Quadrotor por medio de los cálculos matemáticos y simulaciones.
- Diseñar los planos mecánicos de cada una de las piezas del prototipo y su ensamble.
- Controlar y regular la velocidad de cada motor para controlar la posición del mismo en el eje Z.
- realizar el Modelo y la simulación del controlador Electrónico (optimizar la respuesta y variables del controlador encontrado para darle mayor estabilidad y robustez para afrontar las perturbaciones).
- Estudiar la respuesta y variables del controlador calculado, con la finalidad de obtener mayor estabilidad y robustez.

2. INTRODUCCION

Los Quadrotores son utilizados en robótica debido a las funcionalidades de despegue, aterrizaje vertical y vuelo estacionario que se pueden conseguir. Estas funcionalidades son muy útiles en desastres naturales, búsquedas y rescates, vigilancia, inspección de instalaciones y estructuras, vigilancia y realización de mapas de terrenos.

2.1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA Y JUSTIFICACIÓN

Es normal que las misiones entrañen riesgos o requieran una gran movilidad o bien que la aeronave tenga una dimensión mínima, lo que profundiza en la idea de que no sea tripulado, sino que automático.

Además, el desarrollo de sistemas de control para este tipo de vehículos no es trivial, debido principalmente a la dinámica compleja inherente en los sistemas aerodinámicos, los cuales son multivariantes, subactuados y además presentan diversas características no Lineales. Esto significa que las leyes clásicas de control lineal y mono variable pueden tener muy limitada su cuenca de atracción, provocando inestabilidades cuando se opera en condiciones no muy lejanas a las de equilibrio.

El presente proyecto presenta el caso de un Quadrotor, es decir un helicóptero con cuatro rotores. Lo que se busca es determinar su comportamiento, desentrañar su tecnología, caracterizar los elementos utilizados y sus materiales y llegar a diseñar un controlador de altura que haga que este se eleve y se sustente.

Este tipo de vehículo puede verse tanto en el ámbito militar como en el civil, con aplicaciones desarrolladas para tareas de búsqueda y rescate, vigilancia

comercial, espionaje, filmación cinematografía, inspección en situaciones donde se realicen vuelos en condiciones hostiles, así como la realización de maniobras acrobáticas, entre otras; con mejores prestaciones que un helicóptero (ver tabla 1).

QUADROTOR VERSUS HELICOPTERO CONVENCIONAL	
VENTAJAS	DESVENTAJAS
capacidad de carga dada la suma de los empujes generados por los cuatro rotores	Aumento de peso y un aumento en el consumo de energía debido a los motores extras.
Mayor maniobrabilidad para el despegue y el aterrizaje.	Sistema más difícil de controlar que un helicóptero convencional, empleando técnicas básicas de control (PID).
Vuelos en entornos complicados	Incertidumbres de modelado, especialmente en el rango de alta frecuencia.
La sencillez del diseño mecánico, pues el control no depende de este sino de la velocidad de los motores en el helicóptero convencional esto depende de la variación del ángulo de ataque de las palas.	Los pares y fuerzas necesarios para controlar el sistema son aplicados no solo a través de efectos aerodinámicos, sino también a través del efecto de acoplamiento que aparece entre la dinámica de los rotores y la del cuerpo del prototipo, como consecuencia del principio de acción - reacción originada en la aceleración y desaceleración de los grupos motor-hélice.
Motores eléctricos en lugar de motores de combustión (ambiental).	
uso en el interior de edificios, ya que no contaminan el aire con residuos de la combustión	

Tabla 1: Quadrotor Vs. Helicoptero

Las aplicaciones que se pueden lograr, dado su enorme potencial y uso a nivel industrial son presentados en la Tabla 2.

Industria Civil	Uso
Agricultura	equipados con pesticidas y fertilizantes para pulverizar en los campos.
Vigilancia cultivos	El 10 % de los cultivos de los Estados Unidos están siendo monitorizados por UAV en terrenos de gran extensión.
Control medioambiental e investigación de clima	Globos climáticos son lanzados para estudios del tiempo en la tierra.
Exploración mineral	Se buscan minerales que pueda haber en regiones de difícil acceso.
Vigilancia guardacostas	Se monitorizan las líneas costeras.
Telecomunicaciones	Los UAV están siendo usados en aplicaciones de telecomunicaciones móviles como plataformas de relevo, así como telecomunicaciones de emergencia en zonas de desastre.
Radiodifusión de noticias	Reporte en video de eventos donde los reporteros no pueden acceder.
Teledetección de recursos marinos	Detección de recursos bajo el mar donde los humanos no pueden acceder.
Detección de artillería sin detonar	Para la detección de minas no detonadas en zonas como Etiopía, Mozambique, Somalia y Sudán.
Control de tráfico aéreo	Apoyo a aeropuertos con sobrecarga de trabajo.
Control de tráfico terrestre	Monitoreo de tráfico y accidentes en autopistas.

Tabla 2: Aplicaciones

2.2 ESTADO DE LA TECNICA

El estado de la técnica en el quadrotor ha cambiado drásticamente en los últimos años. El número de proyectos que abordan este problema ha aumentado considerablemente. La mayoría de estos proyectos se basan en los kits disponibles comercialmente como el Draganflyer o el GAUI 330X-S QUAD FLYER utilizado en este proyecto, y que modificados posteriormente para tener más capacidades sensoriales y de comunicación logran el control. Sólo unos pocos grupos han abordado el problema de diseño, y aún menos lo hizo en el camino óptimo (consideración simultánea de diseño y control) para un quadrotor algunos ejemplos que se enfocaron en esto fueron:

El primer cuadricóptero de la historia fue creado a comienzos del siglo XX por un científico francés llamado Charles Richet, el cuál creó un pequeño cuadricóptero no pilotado que no tuvo éxito en volar[1]. Este hecho inspiró a un alumno de Richet, Louis Bregét, a experimentar con aeronaves con rotores, llegando a crear el primer Quadrotor pilotado de la historia, el Bregét-Richet [1], Tenía un motor Antoinette de 8 cilindros de 40 HP que controlaba cuatro rotores, que a su vez tenían hélices de cuatro aspas. Para mover las hélices se usaba un simple sistema de poleas. La estructura estaba hecha de tubos de acero para soportar el peso del conjunto motor, rotores y sistema de poleas. El primer vuelo fue hecho en Douai, Francia, el año 1907 y se elevó una altura de un metro y medio. [2]

Posteriormente en 1956 se crea un prototipo, llamado Convertawings Modelo A, pensado para uso civil y militar. El diseño tenía dos motores que controlaban cuatro rotores. No tenía rotor de cola, ya que usaba la diferencia en las velocidades de giro para lograr el desplazamiento.

Ya pasando un poco más a la década en este modelo se consideró las fuerzas y momentos aerodinámicos actuantes en el UAV. Para realizar la tarea de seguimiento de trayectoria se demostró que no se pueden desacoplar las salidas

por linealización por realimentación estática, y se propuso un controlador con desacoplamiento entrada-salida y linealización exacta por realimentación dinámica, siendo corroborado mediante simulación, donde se han considerado todos los estados medibles. Esta estrategia se mostró estable y robusta en presencia de viento y de incertidumbres paramétricas.

A partir de 2004 se encuentran varios proyectos cuyo enfoque va más allá del diseño del prototipo o del apartado mecánico sino centrándose más en el control electrónico una lista resumen (Ver tabla 3) de estos proyectos es:

NOMBRE DEL PROYECTO	AUTORES	AÑO	UNIVERSIDAD	ENFOQUE
Quad-rotor Unmanned Aerial Vehicle	Carlo Canetta Jonathan Chin SevanMehrabian LudguierMontejo Hendrik Thompson [6]	2007	COLUMBIA UNIVERSITY	Diseñar y construir un rotor de cuatro vehículos aéreos no tripulados. el diseño es para una embarcación ligera, ágil que puede ser operado tanto en interiores como en exteriores. El proyecto plantea retos particulares en términos de reducción de peso y capacidad de control
MODELADO Y CONTROL DE UN HELICOPTERO QUADROTOR	GUILHERME VIANNA RAFFO [7]	2007	UNIVERSIDAD DE SEVILLA	el modelado y desarrollo de estrategias de control para solucionar el problema de seguimiento de referencia de un vehículo aéreo autónomo: un helicóptero miniatura quadrotor.

Cinemática y Dinámica del Cuadrorotor	Sanchez D. [9]	2008.	UNIVERSIDAD COMPLUTENSE DE MADRID	artículo que contiene información detallada de la cinemática y dinámica
Sistema de Navegación para Vehículos Aéreos Cuadricópteros	Rodrigo Alberto Mayorga Rodríguez [10]	2009	UNIVERSIDAD POLITECNICA DE CATALUÑA	Modelar los parámetros que influyen en el diseño del sistema de navegación de un vehículo cuadricóptero.
Controlador Fuzzy de un Quadrotor	Francisco Morata Palacios [11]	2009	UNIVERSIDAD COMPLUTENSE DE MADRID	Implementación de un modelo que utiliza un controlador fuzzy para estabilizar el funcionamiento de un quadrotor La simulación del modelo se ha hecho con la herramienta Simulink de Matlab con tiempos de respuesta y prestaciones muy buenas.
Herramientas de simulación robótica. Construcción de un simulador para Quadrotors.	A. David Pinelo Moruno [12]	2010	UNIVERSIDAD DE SEVILLA	Análisis preliminar de herramientas de simulación robóticas en software libre.

Tabla 3: Proyectos revisados Quadrotor

2.4. QUADROTOR

Un quadrotor se puede definir como una aeronave que se eleva y se desplaza por el movimiento de cuatro motores colocados en los extremos de una estructura en forma de cruz. Normalmente se utiliza el nombre inglés quadrotor aunque también existe la traducción quadricóptero. Se utiliza la velocidad de los motores para controlar la estabilidad y movimientos del vehículo aéreo.

La nueva generación de quadricópteros, utiliza mayoritariamente energía eléctrica de una batería, además de usar sistemas de control y sensores electrónicos para estabilizar al vehículo.

La principal ventaja que tienen sobre los helicópteros convencionales es que no necesitan de un sistema mecánico para variar el disco del rotor para desplazarse, si no que con solo variar la velocidad angular de uno de sus rotores ya se desplaza.

Los sistemas quadrotores se sitúan en la categoría de micro UAVs (< 10 kg).

Las características generales de vuelo de este son las siguientes:

- Alcance: < 5 km.
- Altitud de vuelo: < 300 m
- Autonomía: <1 h
- Carga máxima: <2 kg.

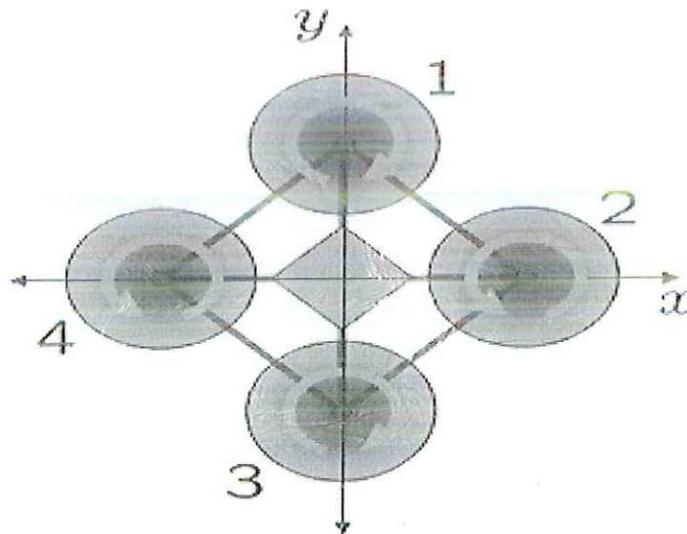
Una de las características a destacar es la gran maniobrabilidad que posee este tipo de vehículo. Al disponer de cuatro motores el control es bastante exacto, lo que ayuda a utilizarlo en aplicaciones donde la exactitud de vuelo estacionario sea muy importante. Una aplicación donde se aprecia esta característica es en la navegación de interiores y sitios de espacio reducido.

Como en el helicóptero, estos vehículos disponen de una capacidad de vuelo vertical que los hacen únicos, esta función es ventajosa cuando no se requiere de velocidades horizontales altas y cuando se requiere de una buena capacidad de vuelo estacionario, lo que ayuda a elegir este tipo de sistemas cuando se quieren adquirir datos desde el vehículo.

El problema fundamental de los quadrotores es su control. El sistema debe incorporar mecanismos de estabilización para ayudar a la navegación. La capacidad de carga es bastante alta con relación al peso de todo el sistema, se pueden encontrar vehículos que soporten una carga superior al peso que poseen. Esta característica hace posible el incorporar un gran número de sensores.

Una de las características más importantes a tener en cuenta en los sistemas de vuelo es la autonomía. La autonomía de vuelo no suele ser muy buena (< 30 min), esta fue una de las limitaciones por la que los UAV tardaron un cierto tiempo en avanzar. Actualmente se están realizando avances importantes en las baterías, proporcionando más capacidad y reduciendo los tamaños.

2.4.1. MOVIMIENTOS



2.4.2.1 MOVIMIENTO YAW

Se refiere al movimiento cuando el vehículo gira sobre su eje vertical. El quadricóptero logra este movimiento aumentando (o disminuyendo) por igual la potencia de giro de rotores 1 y 3 y disminuyendo (o aumentando) en igual magnitud los motores 2 y 4. Al disminuir esta potencia aumenta el torque creando un giro contrario a las hélices que están rotando con mayor potencia. Las

potencias de giro deben variar equilibradas para mantener el vehículo estacionario en el aire, es decir, la fuerza total constante. Este movimiento está definido por el ángulo de giro ψ (Ver Figura 1).

2.4.2.2 MOVIMIENTO PITCH

Es el movimiento que permite el movimiento hacia arriba y abajo. El vehículo mantiene la potencia en el rotor 1 que es opuesto al sentido deseado, reduce al mínimo la del rotor 3 y deja los otros dos a potencia media, así la sustentación del rotor 1 hace que el vehículo se incline a favor del sentido deseado y se desplace. Este movimiento está definido por el ángulo de giro θ (Ver Figura 1).

2.4.2.3 MOVIMIENTO DE ROLL

Es cuando el vehículo se mueve lateralmente (izquierda o derecha). Usa el mismo principio que el de inclinación, pero lateralmente. Este movimiento está definido por el ángulo de giro ϕ .

La combinación de los tres movimientos mencionados son los que hacen maniobrar al quadricóptero libremente (Ver Figura 1).

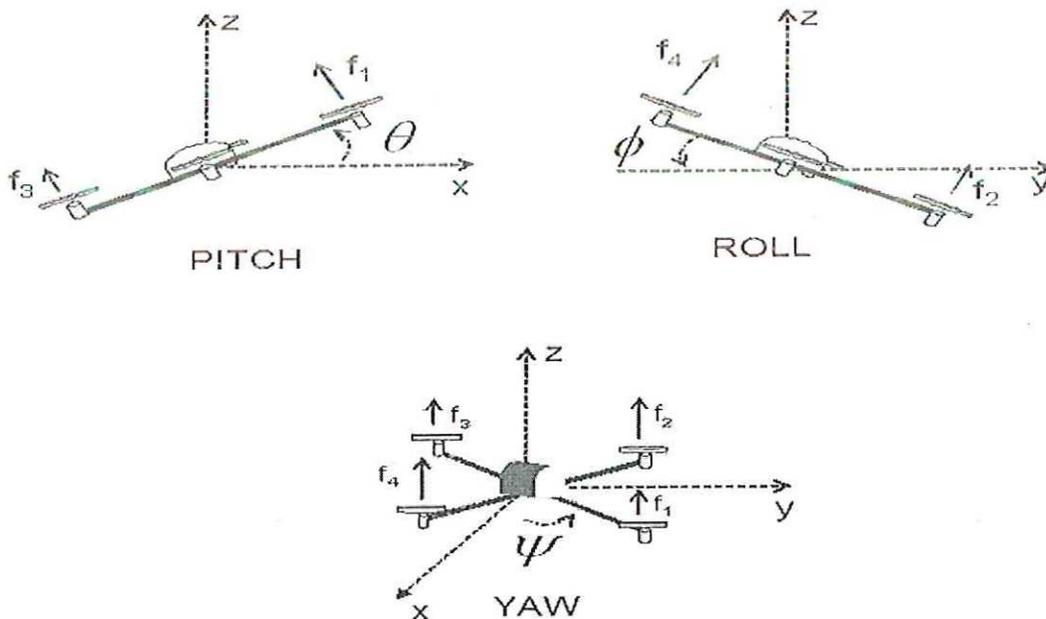


Figura 1: movimientos y sus respectivos ángulos.

2.4.3 MOTOR BRUSHLESS

Los motores son los que producen los movimientos vistos previamente dada una variación en su velocidad angular actualmente se utilizan mucho los motores brushless, o trifásicos. Estos motores son muy superiores a los motores dc en dos aspectos fundamentales: relación potencia-peso (también menor tamaño para la misma potencia) y eficiencia. Esto implica que la cantidad de energía eléctrica que se transforma en energía mecánica es mucho mayor.

La palabra *brushless* se puede traducir como "sin escobillas", estos motores carecen de colector y escobillas o carbones En vez de funcionar en DC funcionan en AC, la mayoría se alimentan con una señal trifásica, esta señal idealmente debería ser sinusoidal, pero en la práctica son pulsos.

Las ventajas de los motores Brushless son las siguientes:

- Mayor eficiencia (menos pérdida por calor)
- Mayor rendimiento (mayor duración de las baterías para la misma potencia)
- Menor peso para la misma potencia
- Requieren menos mantenimiento al no tener escobillas
- Relación velocidad/par motor es casi una constante
- Mayor potencia para el mismo tamaño
- Rango de velocidad elevado al no tener limitación mecánica.

Las desventajas;

- Mayor coste de construcción
- El control es caro y complejo
- Siempre hace falta un control electrónico para que funcione, que a veces duplica el coste.

La tendencia en los sistemas quadrotores es utilizar los motores brushless, ya que ofrecen mayor rendimiento ante las baterías y mayor potencia.

2.4.3 FUENTE DE ENERGIA

Uno de los principales problemas de los sistemas portables es la alimentación, la solución a este problema es la utilización de almacenadores.

Existen dos clases de almacenadores: el primario (pila), cuya carga no puede renovarse cuando se agota, excepto reponiendo las sustancias químicas de las que está compuesta, y el secundario (baterías), que si es susceptible de reactivarse sometiéndola al paso más o menos prolongado de una corriente eléctrica continua.

La elección de nuestro sistema quadrotor ha sido el utilizar baterías, ya que al tener consumos considerables ($> 4 \text{ A}$) nuestro almacenador debe de ser capaz de proporcionar picos de corrientes y una duración adecuada. La pila se utiliza cuando tenemos consumos pequeños.

Para proporcionar una rápida aceleración y duraciones considerables, las baterías de cualquier sistema autónomo tiene que proporcionar una gran potencia y energía. Además, han de ser de bajo precio, fáciles de mantener, seguras bajo condiciones de funcionamiento externo y tolerantes a los abusos a los que los vehículos aéreos están expuestos (aire libre, caídas, etc.). La capacidad de una batería es la cantidad total de carga producida en la reacción electroquímica y se define en unidades de coulombs (C) o amperioshora (Ah), que es la más usada como especificación de las baterías.

Los parámetros a considerar de una batería son los siguientes:

o La tensión de salida, medida en voltios.

o La capacidad eléctrica, se mide por referencia a los tiempos de carga o de descarga en amperios hora (Ah) En las baterías se utiliza un múltiplo el miliamperio hora (mAh). Este parámetro es muy importante y debemos fijarnos en él cuando compremos la batería pues cuanto mayor sea, más tiempo tardará en descargarse por el uso. El precio esta en relación directa con este parámetro.

2.4.3.1 LI-PO (BATERÍAS DE POLÍMERO DE LITIO)

Son una variación de las Baterías Litio-Ion (Li-ion). Tienen una densidad de energía entre 5 y 12 veces las de Ni-Cd o las de Ni-MH. Son baterías mucho más ligeras y que pueden adoptar cualquier forma. No poseen efecto memoria. El voltaje de cada elemento es de 11.1 V a 2200 mAH (ver figura 2). La desventaja es que necesitan una carga mucho más lenta que las de Ni-Mh. Este tipo de baterías son ideales para alimentar motores muy potentes. Batería Li-Po Se debe cuidar de que el consumo máximo del motor sea menor que la descarga máxima de la batería para evitar que la vida de ésta se acorte demasiado. Su reducido tamaño y ligereza también las hace ideales para aeromodelos y helicópteros incluyendo un cargador estándar Turnigy que tarda en promedio 4 horas en cargar al máximo la batería.



Figura 2: Batería Lipo utilizada y su cargador

Para mayor información sobre el funcionamiento y estructura de las baterías revisar el anexo 5.

2.4.4 UNIDAD DE CONTROL

La unidad de control es un elemento de los sistemas quadrotors bastante peculiar. Como todo sistema aéreo debe de disponer de unos sensores para medir parámetros como la aceleración de los ejes o la velocidad angular, esto ayuda al sistema a proporcionar la estabilización del mismo. La función más compleja de la

unidad de control es la estabilización del sistema, aunque debe de realizar otras funciones como el almacenamiento de datos entre otras.

Las funciones principales de una unidad de control son las siguientes:

- o Estabilizar el sistema mediante los sensores.
- o Proporcionar comunicación estación base.
- o Interpretar comandos de control enviados desde la estación base.
- o Guardar / enviar datos recogidos de los sensores.

2.4.3.2. SISTEMA DE COMUNICACIÓN

El protocolo de comunicación escogido para el sistema quadrotor es Zigbee. Es un protocolo de comunicaciones inalámbrico basado en el estándar de comunicaciones para redes inalámbricas IEEE_802.15.4. Creado por ZigbeeAlliance, una organización, teóricamente sin ánimo de lucro, de más de 200 grandes empresas (destacan Mitsubishi, Honeywell, Philips, ODEMO, Invensys, entre otras), muchas de ellas fabricantes de semiconductores. Zigbee permite que dispositivos electrónicos de bajo consumo puedan realizarse sus comunicaciones inalámbricas. Es especialmente útil para redes de sensores en entornos industriales, médicos y, sobre todo, domóticos. Las comunicaciones Zigbee se realizan en la banda libre de 2.4 GHz. El alcance depende de la potencia de transmisión del dispositivo así como también del tipo de antenas utilizadas (cerámicas, dipolos, etc) El alcance normal con antena dipolo en línea vista es de aproximadamente de 100m y en interiores de unos 30 m. La velocidad de transmisión de datos de una red Zigbee es de hasta 256 kbps.

Entre las necesidades que satisface el protocolo se encuentran:

- o Bajo coste.
- o Ultra-bajo consumo de potencia.
- o Uso de bandas de radio libres y sin necesidad de licencias.
- o Instalación barata y simple.
- o Redes flexibles y extensibles.

Existen unos módulos del fabricante Maxstream que utiliza el protocolo Zigbee llamados Xbee. Cada módulo Xbee, al igual que ocurre con las direcciones MAC de los dispositivos ethernet, tiene una dirección única. En el caso de los módulos Xbee cada uno de ellos tiene una dirección única de 64bits que viene grabada de fábrica. Por otro lado, la red Zigbee, utiliza para sus algoritmos de ruteo direcciones de 16 bits.

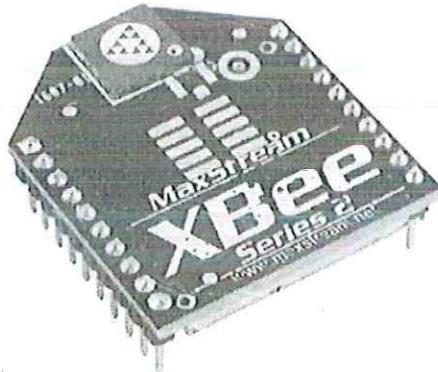


Fig. 4 Módulo Xbee utilizado.

Estos módulos Xbee, pueden ser ajustados para usarse en redes de configuración punto a punto, punto-a-multipunto o peer-to-peer (todos usuarios y servidores a la vez).

El comando MY, define un número de 16 bit como dirección del módulo dentro de la red. El rango se encuentra entre 0x0 y 0xFFFFE (la dirección 0xFFFF y 0xFFFFE son para habilitar la dirección de 64-bit, por lo que si se desea utilizar direccionamiento de 16 bits, estos valores no deben ser usados). Para definirla se introduce ATMY y el número en formato hexadecimal, pero sin el '0x'. Por ejemplo si a un módulo se le quiere asignar la dirección 0x3BF1 (15345 en decimal), entonces se debe ingresar el comando ATMY3BF1. El comando DL, permite definir un número de 16 bit como dirección del módulo de destino dentro de la red al cual se va a realizar la comunicación. Para realizar la configuración debemos trabajar en el modo comando, este modo permite ingresar comandos al módulo Xbee, para configurar, ajustar o modificar parámetros. Permite ajustar parámetros como la dirección propia o la de destino, así como su modo de operación entre otras cosas. Para poder ingresar los comandos es necesario utilizar el

Hyperterminal de Windows, el programa X-CTU4 o algún microcontrolador que maneje UART y tenga los comandos guardados en memoria o los adquiera de alguna otra forma.

Para ajustar la tasa de transmisión entre el módulo y su cliente conectado a través de la interfaz serial debemos configurar los módulos mediante el comando 'BDValor'. En el sistema de comunicación del quadrotor se ha elegido una tasa de transmisión de 19200 bps considerándolo suficiente ya que no se va a transmitir mucha información desde las dos unidades (serán simples ordenes de navegación).

2.4.3.3 CONTROL POR REALIMENTACIÓN EL CONTROLADOR PID

Un sistema realimentado es aquel en el cual la salida del sistema se vuelve a introducir adicionándola a la entrada. El controlador PID clásico ha sido ampliamente utilizado y lo usaremos como punto de referencia. La mayoría de los controladores empleados en la industria son PID o variantes del mismo.

La idea del control realimentado es emplear precisamente esta característica para conseguir que la respuesta del sistema sea la que se desee. El simple hecho de realimentar un sistema, no es suficiente para conseguir esto. La razón es, que normalmente los parámetros de la función de transferencia de un sistema vienen dados por la dinámica del sistema y no se pueden alterar, por tanto, no es posible, simplemente realimentando el sistema, conseguir cualquier salida que deseemos. Una solución posible, – bastante extendida –, es añadir a al sistema original $G(t)$ un segundo sistema a la entrada $C(t)$, cuyos parámetros podamos ajustar a voluntad. Este segundo sistema recibe el nombre de controlador y al sistema original se le da el nombre de planta. De este modo, el controlador recibe como entradas, la diferencia entre un valor de referencia $r(t)$ que es el valor que se desea obtener a la salida de nuestra planta, y la salida real de la planta $y(t)$. La respuesta del controlador tendrá que ser tal, que al cabo del tiempo consiga hacer que $r(t) - y(t) = 0$.

3. METODOLOGIA DE DISEÑO MECATRONICO

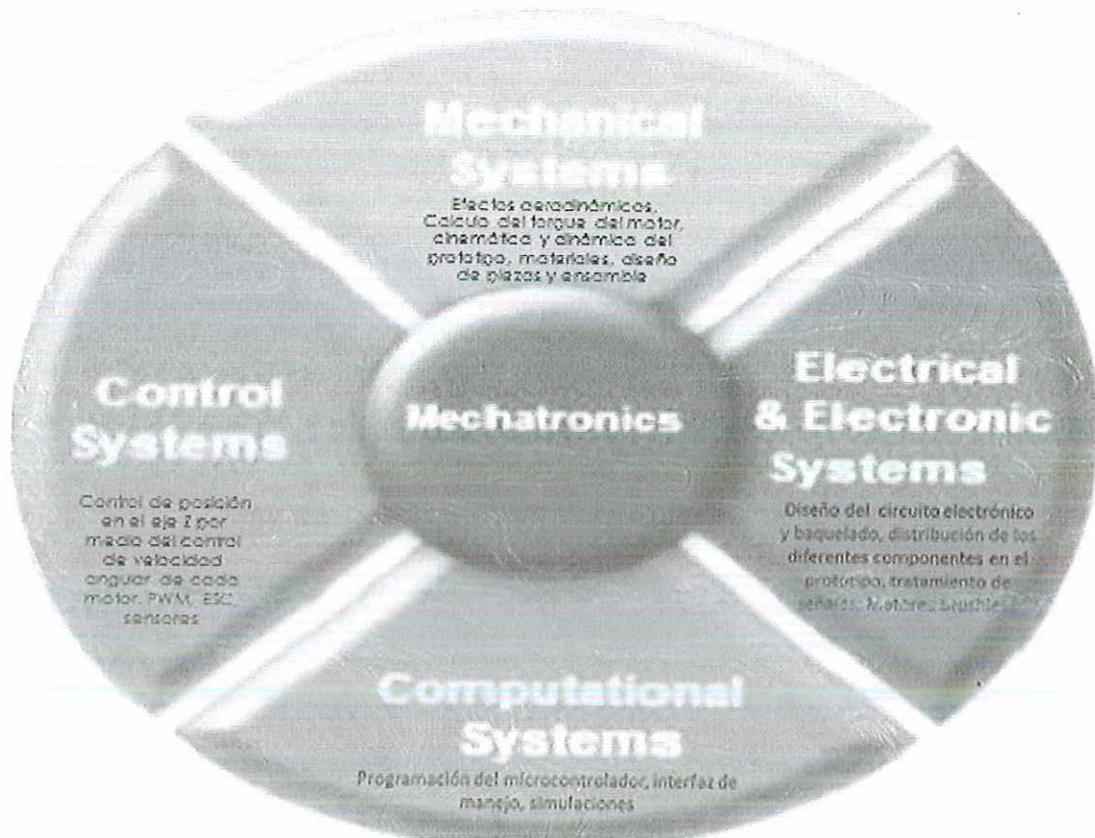


Figura 4: Mecatrónica y Quadrotor

este grafico nos permite ver el proyecto de manera global y comprender que la única manera de abarcar este proyecto exitosamente es desde la perspectiva de la mecatrónica con una metodología de ingeniería concurrente donde se abarcan diversas disciplinas cada una de ellas entrelazadas entre sí trabajando en equipo simultáneamente es por ello que a pesar de que el proyecto no se puede estructurar por fases si se debe seguir una secuencia de pasos para que la investigación tenga un inicio un fin y un sentido (Ver figura 4) y de esta manera cumplir los objetivos a continuación la metodología seguida

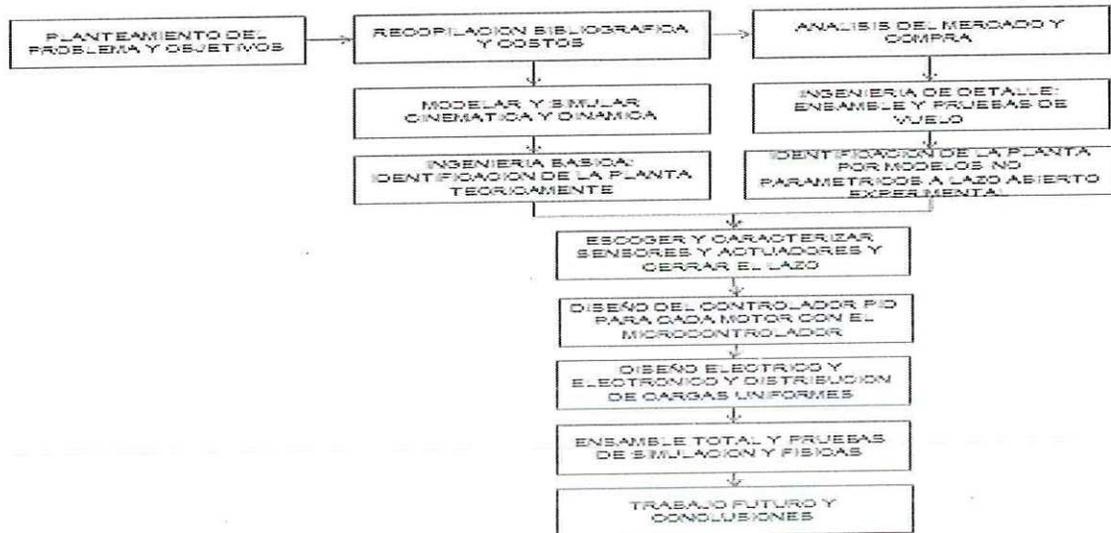


Figura 5: Esquema de investigación del Quadrotor

empezamos delimitar el alcance del proyecto dado que el tiempo son solo 14 semanas y la experiencia previa en aeromodelismo es nula sin embargo con lo aprendido en la carrera se debería poder avanzar bastante en el proyecto lo que sigue dado el background es investigar sobre que se ha hecho en esto , su investigación y la tecnología para esto se revisaran patentes, tesis y todo articulo relevante, cual será nuestro aporte y tener una idea global del proyecto esto nos permitirá hacer un análisis del mercado encontrar modelos para comprar y seguir el proyecto desde una fase experimental y es aquí donde en simultaneo se empieza a trabajar en lo teórico y lo experimental dado que con la información podemos modelar el sistema su cinemática y dinámica usando las ecuaciones y simularlo en Matlab , hacemos el ensamble y pruebas para obtener variables de simulación empíricamente una vez dado esto procederemos a identificar la planta con teóricamente con los resultados de la simulación y experimental mente con los métodos no paramétricos a lazo abierto, escoger los sensores y actuadores y caracterizarlos para así obtener la planta completa que nos permita diseñar un controlador PID para cada motor en el microcontrolador todo esto nos dará la idea global de que elementos electrónicos ahí y como distribuirlos con la alimentación existente definido esto ya queda todo listo para ensamblar todo y hacer las pruebas finales, concluir y generar ideas sobre lo que podría ser el trabajo futuro del quadrotor y sus aplicaciones.

3. CINEMÁTICA Y DINÁMICA DEL QUADROTOR

3.1. MODELO

3.1.1. CINEMÁTICA

En primera instancia estimaremos la posición y orientación del quadrotor con respecto a un sistema coordenado global para posteriormente obtener el modelo dinámico del vehículo.

El quadrotor, como sólido rígido, está caracterizado por un sistema de coordenadas Ligado a él y con origen en su centro de masa (ver Figura 3.1).

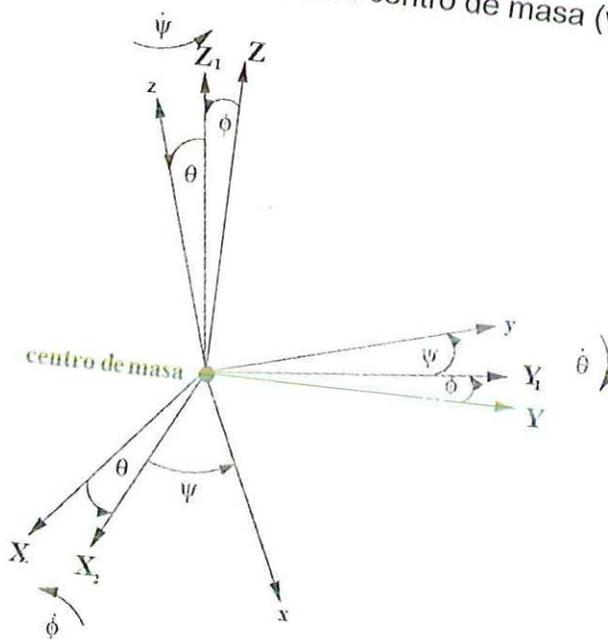


Figura 6: Rotación de los ángulos de Euler del sistema de coordenadas inercial al sistema de coordenadas fijado al quadrotor (Space y Spazio, 1997).
Con esto encontramos las matrices de transformación homogéneas necesarias para la cinemática.
Rotación en el eje X

$$T(x, \alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & -\operatorname{sen} \alpha & 0 \\ 0 & \operatorname{sen} \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Rotación en el eje Y

$$T(y, \varphi) = \begin{bmatrix} \cos \varphi & 0 & \operatorname{sen} \varphi & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\operatorname{sen} \varphi & 0 & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Rotación en el eje Z

$$T(z, \theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\operatorname{sen} \theta & 0 & 0 \\ \operatorname{sen} \theta & \cos \theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

3.1.2. DINAMICA

Las aceleraciones en las coordenadas X, Y y Z son términos importantes a controlar. Hay que saber que la aceleración se puede extraer de la segunda ley de Newton; en la que se relacionan las fuerzas que actúan sobre el cuerpo con la masa total y la aceleración del quadrotor respecto del sistema de referencias. Puesto que la masa es un dato conocido, bastará con hallar las fuerzas que actúan para saber las aceleraciones[1].

Las variables de entrada al sistema serán las velocidades angulares de los cuatro rotores del quadrotor, Ω_1 , Ω_2 , Ω_3 , Ω_4 .

El estado del sistema estará descrito por doce variables de salida cada una con su respectiva ecuación.

A continuación se presenta la notación usada para describir las doce variables de estado:

$\mathbf{x} = (x, y, z)$ vector de posición con respecto al Sistema de referencia global

$\mathbf{v} = (u, v, w)$, vector de la velocidad con respecto al Sistema de referencia móvil

$\alpha = (\varphi, \theta, \psi)$ son los ángulos de Euler con respecto al Sistema de referencia global
 $\omega = (p, q, r)$ son las tasas de cambio del ángulo de Euler con respecto al Sistema de referencia móvil

También se incluyen en el estudio:

- Las aceleraciones en los ejes x, y, z
- Las aceleraciones en la rotación

Por tanto, el sistema de simulación recibirá como entradas, las velocidades de giro de los cuatro rotores, y presentará en la simulación la evolución de las doce variables anteriores. Es interesante destacar que el modelo dinámico del sistema es un balance de fuerzas newtonianas[2]. Es en este punto donde se produce la integración con el motor físico.

3.1.2.1. PAR MOTOR

El PAR motor (conocido también como momento de fuerza, torque, torca o momento) es la fuerza que ejerce un motor en cada giro. Físicamente, el PAR, se define como el producto vectorial de la fuerza ejercida multiplicada por un vector directo, o también conocido como brazo. La ecuación vectorial es:

$$\vec{\tau} = \vec{F} \times \vec{d} \quad (1)$$

τ : PAR

F: Fuerza ejercida

d: Largo del brazo

Ahora bien, para calcular la fuerza, se debe analizar la fuerza de Lorentz, en la que una carga que se mueve por un campo magnético siente una fuerza perpendicular al campo según la regla de la mano derecha en base a este análisis del motor DC podemos obtener el torque en función de la corriente aplicada.

$$\begin{aligned} \vec{\tau} &= \vec{F} \times \vec{d} = Fd \sin \alpha \\ \tau &= ILB \frac{W}{2} \sin \alpha 2brazos = ILBW \sin \alpha \\ \tau &= I\phi \end{aligned} \quad (2)$$

Dónde:

I: Corriente

B: Campo Magnético

W: Longitud superior espira

L: Longitud lateral espira

Φ : Flujo magnético ($BLW = BA = \phi$)

Se debe tener en consideración las características individuales de cada motor como el número de polos, armadura y conductores. Estos datos se mantienen constantes durante la vida del motor, así que solo se le agregará una constante de diseño a la fórmula del PAR.

$$\phi = I * K_d \quad (3)$$

Donde K_d es la constante de diseño del motor.

3.1.2.2. VELOCIDAD DE GIRO

La velocidad de de giro debe ser considerada en sus dos formas, velocidad de giro en vacío, que es el motor girando sin carga, y velocidad de giro con carga.

La velocidad de giro con carga es:

$$S = \frac{V - IR}{K_d \phi} \quad (4)$$

Donde:

S: revoluciones por minuto (vueltas por minuto)

V: Tensión en la armadura del motor

I: Corriente armadura

R: Resistencia armadura

Las unidades de esta ecuación son en revoluciones por minuto, por lo que si se transforma a radianes por segundos (SI) queda:

$$\omega = \frac{2\pi(V - IR)}{60K_d\phi} \quad (5)$$

Dónde:

ω : Velocidad angular

Cuando es en vacío la ecuación se simplifica al no aparecer el término corriente y resistencia en la armadura.

$$\omega = \frac{2\pi V}{60K_d\phi} \quad (6)$$

3.1.2.3. POTENCIA

La potencia es la cantidad de fuerza ejercida en un periodo de tiempo. Para un motor está definida como el producto entre el PAR motor y la velocidad angular.

$$P = \tau\omega \quad (7)$$

Relacionando las ecuaciones (2 y 5) en la ecuación 7 finalmente se obtiene la siguiente ecuación de potencia:

$$P = \tau\omega = K_d I \phi \frac{2\pi(V - IR)}{60K_d\phi}$$

$$P = \frac{2\pi}{60} I(V - IR) \quad (8)$$

Dónde:

P : Potencia

V : Tensión en la armadura del motor

I : Corriente armadura

R : Resistencia armadura

K_d : Constante de diseño del motor

ϕ : Flujo magnético

La ecuación (7y 8) relaciona las potencias y las corrientes que se han de suministrar desde la fuente de energía, baterías mayormente, para conseguir una

velocidad de giro concreta en el motor. Sin embargo, para caracterizar completamente el sistema unirotor se necesita estudiar las cargas del sistema, que en este caso son las hélices.

3.1.2.4. HÉLICES

Se define como un conjunto de palas equidistantes colocadas de manera concéntrica en un eje, por el cual giran en un mismo plano. Su objetivo es generar una fuerza de tracción, transmitiendo su energía cinética a un fluido.

En un vehículo volador, las hélices son realmente una gran ala giratoria ya que tienen una forma aerodinámica, por la cual generan una sustentación. El funcionamiento de una hélice se puede entender de una manera muy sencilla, comparándola con un tornillo, que al girar se impulsa a él mismo. Cada una de las palas de la hélice tiene un ángulo de ataque que hace que el viento relativo pase al girar la hélice. Al aumentar la velocidad de giro, la masa de aire acelerada va pasando hacia abajo y hace que la hélice "sienta" una fuerza en la dirección opuesta. Lo anterior se refiere a la tercera ley de Newton de acción y reacción.[3]

La característica más importante de la hélice dentro de la ecuación de sustentación será la dimensión de una pala, es decir, el radio del disco generado por el giro. Además se considera el perfil de la pala y el ángulo de ataque aerodinámicamente correcto.

La sustentación es la fuerza, perpendicular a la velocidad, que mantiene a un cuerpo en vuelo. La expresión matemática está definida como:

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho A V^2 \quad (9)$$

Transformando la ecuación a un vehículo de ala giratoria se tiene:

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho A V^2 \frac{R^2}{R^2}$$

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho A \omega^2 R^2$$
(10)

Dónde:

V : Velocidad lineal

C_L : Coeficiente de sustentación (obtención experimental)

ρ : Densidad del aire (1,3 kg/m³)

ω : Velocidad angular

R : Longitud de cada una de las palas

A : Área disco rotor

La sustentación debe ser capaz de superar el peso del vehículo de masa m para elevarse o ser igual para mantenerse en vuelo estático. Se puede extraer una relación para encontrar la longitud de las palas de la hélice con la ecuación (10) y la segunda ley de Newton. La relación será:

$$peso = mg = \frac{1}{2} C_L \rho A \omega^2 R^2$$

$$R \geq \left(\frac{2mg}{\rho C_L \omega^2 \pi} \right)^{\frac{1}{4}}$$
(11)

Se debe tener en consideración que la velocidad angular debe mantenerse dentro de unos límites de trabajo propios del motor.

3.1.2.5. COMBINACIÓN MOTOR HÉLICE

Después de analizar las dos partes importantes de un unirotor por separado, el motor y la sustentación de la hélice, se debe hacer una combinación de ambas para encontrar la dinámica final.

$$\begin{aligned}
L &= \frac{1}{2} C_L \rho A \left(\frac{2\pi(V - IR)}{60K_d\phi} \right)^2 R^2 \\
k &= \frac{1}{2} C_L \rho A R^2 \left(\frac{2\pi}{60K_d} \right)^2 \\
L &= k \left(\frac{(V - IR)}{\phi} \right)^2 \\
L &= k\omega^2
\end{aligned}
\tag{12}$$

La ecuación L es función general de la sustentación para un unirotor. En esta expresión se considera la fuerza vertical hacia arriba positiva y no se considerará la gravedad g.

3.1.2.6. DINÁMICA UNIDIMENSIONAL DEL CUADRICÓPTERO

La dinámica de un Quadricóptero es una combinación de cuatro unirotores, aunque en este caso se pasa de movimiento de ascenso y descenso del unirotor, a la posibilidad de desplazarse en las tres dimensiones.

3.1.2.6.1. FUERZAS EN UN CUADRICÓPTERO

Si la fuerza de sustentación para el motor i, según la ecuación (12), es $L_i = k\omega_i^2$, la fuerza de sustentación total de un vehículo quadricóptero se define como la suma total de las fuerzas de sustentación, es decir,

$$L_T = \sum_{i=1}^4 L_i = k \sum_{i=1}^4 \omega_i^2
\tag{13}$$

3.1.2.6.2. ASCENSO Y DESCENSO

Para lograr el movimiento de ascenso, mantenerse en vuelo estacionario y descender, se debe hacer variar la diferencia entre la fuerza de sustentación y la fuerza peso. Estos movimientos se logran haciendo que las velocidades

angulares, de la ecuación (12), sean iguales para cada motor y haciendo que sus variaciones sean las mismas. Para ascender, se debe cumplir la siguiente ecuación:

$$\begin{aligned}
 L_T &= \sum_{i=1}^4 k\omega_i^2 = 4k\omega^2 \\
 4k\omega^2 &> \left(\sum_{i=1}^4 m_i + m_{cuerpo} \right) g \\
 4k\omega^2 &> g \sum_{i=0}^4 m_T
 \end{aligned}
 \tag{14}$$

Dónde:

ω_i : Velocidad angular del motor i

m_i : Masa motor i y su respectiva hélice

m_{cuerpo} : Masa marco, batería y sistemas de estabilización

Una vez en el aire, para mantener un vuelo estático en el aire, la ecuación debe llegar a una igualdad para que ninguna de las fuerzas supere a la otra.

El descenso se logra haciendo que la fuerza peso sea ligeramente mayor que la fuerza de sustentación para bajar lentamente.

3.1.2.7. DINÁMICA EN TRES DIMENSIONES

El vehículo quadricóptero se considerará como un cuerpo sólido de masa T_m en un marco de referencia I , sujeto a una fuerza total F_r y a tres momentos.

La posición del centro de masa respecto a un marco inercial tiene las coordenadas $\mathcal{E} = (x, y, z)$ y para los ángulos de los movimientos se usarán

$\eta = (\psi, \theta, \phi)$ para los respectivos movimientos de yaw, pitch y roll.[1] Estos tres ángulos son conocidos como los tres ángulos de Euler. Son ángulos para encontrar la orientación de un sistema móvil respecto a otro fijo.

Las coordenadas generalizadas son:

$$q = (\mathcal{E}, \eta) = (x, y, z, \psi, \theta, \phi) \in R^6
 \tag{15}$$

3.1.2.7.1. ENERGIA CINETICA DE TRASLACION

La energía cinética de traslación es la energía que tiene un cuerpo por el solo hecho de estar en movimiento lineal. Su ecuación característica, para una partícula, está definida como:

$$T_K = \frac{1}{2}mv^2 \quad (16)$$

Para un cuerpo que está moviéndose en tres dimensiones, con un vector velocidad de tres componentes la energía cinética trasnacional será:

$$T_K = \frac{1}{2}m_T \overset{\cdot T \cdot}{\mathcal{E}} \overset{\cdot T \cdot}{\mathcal{E}} \quad (17)$$

Donde $\overset{\cdot}{\mathcal{E}} = (\overset{\cdot}{x}, \overset{\cdot}{y}, \overset{\cdot}{z})$ es la velocidad lineal en cada uno de los tres ejes del marco de referencia. La expresión $\overset{\cdot T \cdot}{\mathcal{E}} \overset{\cdot T \cdot}{\mathcal{E}}$ se refiere al cuadrado matricial y el punto sobre la letra significa que es su respectiva derivada.

3.1.2.7.2. ENERGÍA CINÉTICA ROTACIONAL

Se define a energía cinética de rotación como la energía que surge de un movimiento de rotación. Su ecuación general está definida como:

$$T_R = \frac{1}{2}I\omega^2 \quad (18)$$

Como en la anterior energía, debe ser considerado que es un cuerpo que tiene tres velocidades angulares distintas, por lo que queda:

$$T_R = \frac{1}{2} \dot{\eta}^T J \dot{\eta} \quad (19)$$

Donde J es la matriz de inercia para la energía cinética rotacional total y $\dot{\eta} = (\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi})$ Son las velocidades angulares.

3.1.2.7.3. ENERGÍA POTENCIAL

Es la energía que se almacena en un cuerpo después de haber hecho un trabajo contra una fuerza, que en este caso es la de gravedad. Su ecuación general es:

$$T_P = mgh \quad (20)$$

Para el vehículo, será:

$$T_P = m_T g Z \quad (21)$$

Donde Z es la altura a la que se encuentra el vehículo y g es la fuerza de gravedad.

3.1.3. MODELO MATEMÁTICO

Para encontrar la fuerza total se usará el modelo de Euler-Lagrange debido a que el desarrollo matemático lo hace muy rápido. En cambio el cálculo de los se hace a través de mecánica de Newton para simplificar los Cálculos. [1]

3.1.3.1. MODELO EULER-LAGRANGE PARA LA FUERZA TOTAL

De las ecuaciones cinemáticas previamente halladas se obtiene el lagrangiano de la energía, que será:

$$\mathcal{L}(q, \dot{q}) = T_K + T_R - T_P = \frac{1}{2} m_T \dot{\varepsilon}^T \dot{\varepsilon} + \frac{1}{2} \dot{\eta}^T J \dot{\eta} - mgz \quad (22)$$

El modelo matemático total del vehículo se obtiene de la ecuación de Euler Lagrange de la energía con las fuerzas externas [9]. La expresión es la siguiente:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}} - \frac{\partial L}{\partial q} = \begin{bmatrix} F_\epsilon \\ \tau \end{bmatrix} \quad (23)$$

Donde $F_\epsilon = M_R F$ es la fuerza de traslación, aplicada al cuadricóptero para cada una de las componentes (x,y,z). La letra F, es la expresión (2.26), que es la fuerza que se le está aplicando al vehículo. La letra RM es la matriz rotacional que entrega la orientación del vehículo respecto de los ángulos de Euler.

Finalmente, las expresiones escalares de las fuerzas en los tres ejes son:

$$\begin{aligned} m \ddot{x} &= L_T \sin \psi \sin \theta \\ m \ddot{y} &= L_T \cos \psi \sin \theta \\ m \ddot{z} &= L_T \cos \theta - mg \end{aligned} \quad (24)$$

3.1.3.2. MODELO NEWTON PARA LOS MOMENTOS

La letra τ representa a los tres momentos que hay en el vehículo en los tres ejes. Está referido a los ángulos de yaw, pitch y roll.

Para el momento de yaw se tiene:

$$\tau_\psi = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_4 = \sum_{i=0}^4 \tau_i \quad (25)$$

La tercera ley de Newton dice que toda acción tiene una reacción igual pero en distinto sentido. Aquí se cumple que la fuerza total de los motores genera una fuerza de giro igual pero en distinto sentido. Es por lo anterior que se colocan dos motores girando en otro sentido porque así se contrarresta esta fuerza.

Para el momento de pitch, la expresión es:

$$\tau_{\theta} = \Delta L_{1,3} l \quad (26)$$

Donde $\Delta L_{3,1}$ es la diferencia de fuerza de sustentación que habrá entre los motores 1 y 3 multiplicada por la distancia desde el motor hasta el centro de gravedad, es decir, se cumple la ecuación (2.1).

Para el movimiento de roll, la expresión es parecida al de pitch, pero con los otros dos motores, es decir:

$$\tau_{\phi} = \Delta L_{2,4} l \quad (27)$$

Combinando los tres momentos, se tiene la siguiente matriz total:

$$\tau_T = \begin{bmatrix} \tau_{\psi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=0}^4 \tau_i \\ \Delta L_{2,4} l \\ \Delta L_{1,3} l \end{bmatrix} \quad (28)$$

Finalmente, reescribiendo la matriz con las velocidades angulares, se obtiene:

$$\tau_T = \begin{bmatrix} \tau_{\psi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{\tau} (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ l k (\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ l k (\omega_3^2 - \omega_1^2) \end{bmatrix} \quad (29)$$

3.2. SIMULACION EN MATLAB

Dado el análisis anterior reorganizando las ecuaciones tanto de cinemática como de dinámica en tres dimensiones y sin contar con el factor traslaciones se diseñó un código en Matlab para obtener los parámetros más importantes que servirían

de soporte a un control más complejo de variables y donde se consideren las variables aerodinámicas y las posibles perturbaciones del sistema, también es de gran utilidad para saber exactamente cómo reacciona el Quadrotor cuando se controla cada motor por separado y encontrar que no es solo la velocidad angular sino que casi todos los efectos aerodinámicos sobre cada uno de los elementos del motor se ven afectado a continuación el código utilizado (Ver Anexo 1).

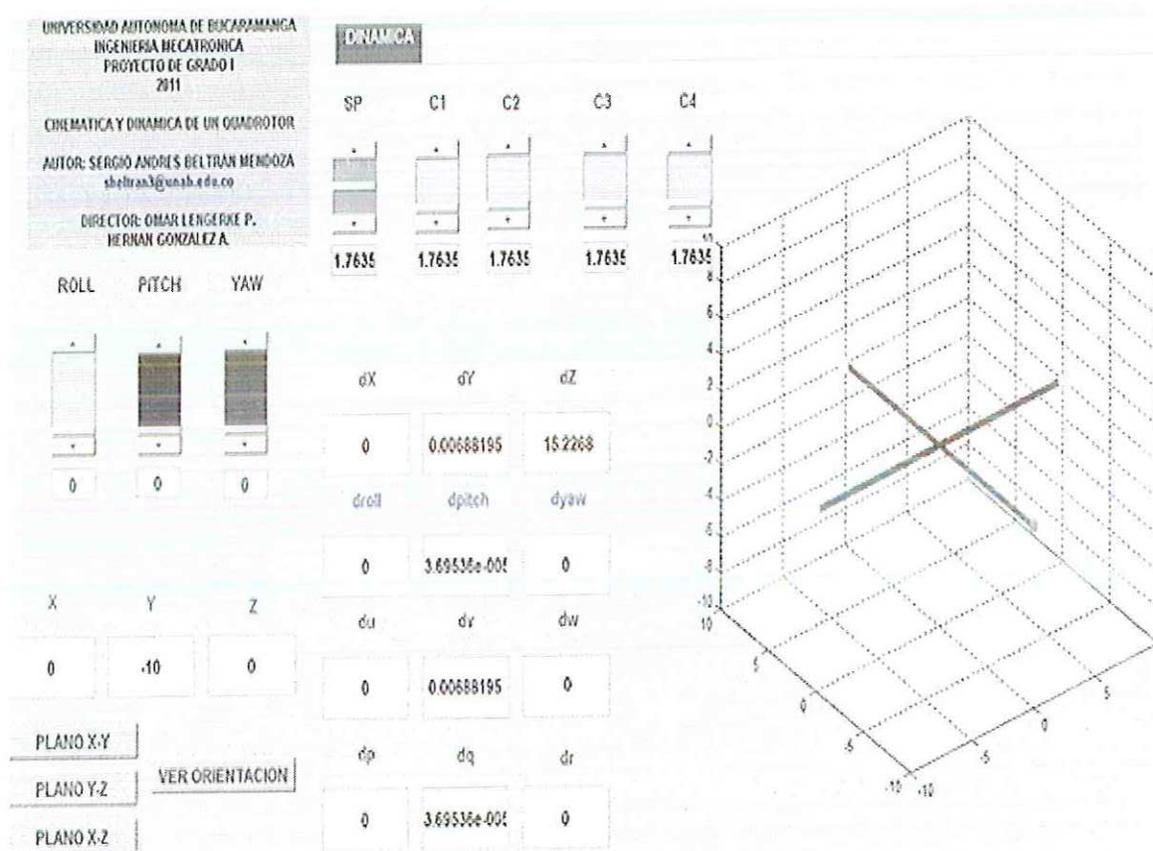


Figura 7: Interfaz Guide del Quadrotor

En el código se observa una primera parte que consiste en adquirir los valores en ingresados por el usuario para luego ser computados después observamos un desarrollo de ecuación en matrices para obtener los parámetros en 3 dimensiones que serán impresos en la última parte, también observaremos variables muy importantes del sistema como la inercia , fricciones e incluso el torque que a pesar de su importancia por sus efectos aerodinámicos, no las imprimimos en la interfaz final dado que el control que desarrollaremos en este trabajo está fuera del

alcance de estas magnitudes, siendo algunas como la fricción con el aire despreciables.

En la interfaz podemos observar una variación muy mínima en la coordenada Y en todas nuestras variables, y un aumento considerable en la Z dado SP de 1.76 que debería generar una altura de 15 metros, pero que alazo abierto genera 15.22 metros, lo cual nos dice que debemos usar un controlador para lograr el setpoint deseado

4. PLANTA DEL MODELO Y CONTROLADOR

La planta es una representación matemática de la relación entre la entrada y la salida de un sistema. A través de esta se puede modelar el comportamiento del sistema ante algún tipo de excitación. Para llegar a esta planta se usará la transformación de Laplace, que transforma una ecuación diferencial ordinaria en una ecuación algebraica de fácil solución.

Además, para simplificar el cálculo se tomarán las siguientes consideraciones:

1. El sistema de referencia del vehículo rotará en el eje Z junto con el sistema de referencia terrestre, por lo que $\psi=0$.

2. Los valores de θ y ϕ llegarán hasta los $\pm 10^\circ$, es decir, son ángulos pequeños.

Matemáticamente se puede considerar $\sin \phi = \phi$ y $\sin \theta = \theta$.

$$\begin{aligned} I_Z \ddot{\psi} &= \Omega_1 \\ I_Y \ddot{\theta} &= l\Omega_2 \\ I_X \ddot{\phi} &= l\Omega_3 \end{aligned} \tag{30}$$

Aplicando Laplace

$$\begin{aligned}
mY(s)s^2 &= L_T\theta(s) \\
mZ(s)s^2 &= L_T(s) \\
I_X\phi(s)s^2 &= l\Omega_3(s)
\end{aligned}
\tag{31}$$

Trabajando en el dominio de Laplace (S), las funciones de transferencia del Modelo quedan:

$$\begin{aligned}
H_\phi &= \frac{\phi(s)}{\Omega_3(s)} = \frac{l}{I_X s^2} \\
H_{XY} &= \frac{Y(s)}{\phi(s)} = \frac{L_T}{s^2 m} \\
H_Z &= \frac{Z(s)}{L_T(s)} = \frac{1}{s^2 m}
\end{aligned}
\tag{32}$$

Para la función de transferencia de XY, se considerará un vuelo de ascensión estacionaria, es decir que mantiene los movimientos del eje Z constante. De lo anterior se saca que la fuerza de sustentación debe ser igual a la de peso, entonces simplificando quedan:

$$\begin{aligned}
H_\phi &= \frac{l}{I_X s^2} \\
H_{XY} &= \frac{mg}{s^2 m} = \frac{g}{s^2} \\
H_Z &= \frac{1}{s^2 m}
\end{aligned}
\tag{33}$$

5.1. Controlador PID

Un controlador PID, que significa Proportional-Integral-Derivative, se refiere a un mecanismo para controlar un bucle de realimentación que principalmente corrige el error entre el valor medido y el que se quiere obtener.

Proporcional se refiere a una salida del controlador que es proporcional al error, es decir:

$$u(t) = K_P e(t) \quad (34)$$

Que en el dominio de Laplace será:

Simulación de los modelos desarrollados 33

$$C_P(s) = K_P \quad (35)$$

Integral entrega una salida del controlador que es proporcional al error acumulado, entonces es un controlador lento. Su función temporal es:

$$u(t) = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (36)$$

Y su expresión de Laplace es:

$$C_i(s) = \frac{K_i}{s} \quad (37)$$

Derivativo se manifiesta cuando hay un cambio en el valor absoluto del error.

Su función temporal es:

$$u(T) = K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (38)$$

Y la expresión en el dominio de Laplace es:

$$C_D = K_D s \quad (39)$$

Finalmente, un controlador PID tiene la siguiente forma:

$$G_C = K_P + \frac{K_i}{s} + K_D s \quad (40)$$

La tabla muestra el comportamiento de la respuesta cuando se agregan los controladores. Se debe tener consideración de que los controladores pueden ir combinados entre ellos, por lo que dependen entre sí. Se debe considerar que si los valores de los parámetros disminuyen el comportamiento es de forma inversa.

Parámetro	Tiempo peak	Sobreimpulso M	Settling time t_s	Steady-state error (E_{SS})
P	-	+	Cambios pequeños	-
I	-	+	+	0
D	Cambios pequeños	-	-	Cambios Pequeños

Tabla 4: Comportamiento del sistema con controladores

Tiempo Peak (t_p): Tiempo necesario para la respuesta para llegar al primer impulso.

Sobreimpulso (M): En inglés overshoot, representa el valor del pico más grande de la respuesta del sistema.

Settling time (t_s): tiempo requerido para que una señal aumente y se mantenga dentro de una determinada banda de error.

Steady-State Error (SSE): Diferencia entre la señal de entrada y la de salida.

Controlador de Z

El controlador para Z se encargará de la respuesta del vehículo en el proceso de ascender. Como criterios de diseño se fijará la altura objetivo a $h = 1$ m y el tiempo aproximado de respuesta, para llegar a este valor será $t = 1$ s. Además se considerará que no haya un sobre impulsó.

La altura Z está basada en la sustentación total y el peso del vehículo, por lo que la ecuación de movimiento se puede expresar como:

$$\begin{aligned}
 m \ddot{z} &= L_T - mg \\
 \ddot{z} &= \frac{L_T}{m} - g
 \end{aligned}
 \tag{41}$$

El error puede ser considerado como la diferencia entre la altura deseada y la real:

$$\begin{aligned}
 e &= h - z \\
 \dot{e} &= \dot{h} - \dot{z}
 \end{aligned}
 \tag{42}$$

Los controladores integrales tienden a hacer el sistema más lento, así que en este caso no va a ser utilizado. Para hacer un controlador PD basado en el error se tiene:

$$\frac{L_T}{m} = K_D \dot{e}(t) + K_P e(t) - g
 \tag{43}$$

Por lo que el controlador se representa de la siguiente manera:

$$\ddot{z} = K_D \dot{e}(t) + K_P e(t)
 \tag{44}$$

Y la función de transferencia es:

$$C_{PDz} = K_D s + K_P
 \tag{45}$$

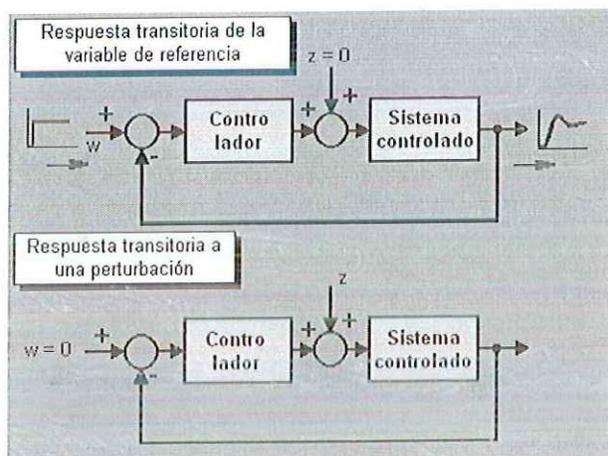
Esta función C_{PD} es el aspecto que va a tener el controlador para la planta de Z. Para el diseño se debe tener en consideración la tabla para que se cumplan los criterios de diseño.

Ahora se comenzará con el controlador más básico, $K_D = 1$ y $K_P = 1$. Se debe considerar que el controlador será multiplicado por $\frac{1}{(\beta s + 1)}$ para que el numerador y el denominador sean del mismo orden y no halla error en SIMULINK. Además β es un valor muy pequeño y no afectará en la respuesta del sistema. A la hora de la implementación tampoco existirán los integradores o derivadores ideales, por lo que el factor β también aparecerá. Por ejemplo, en su implementación electrónica modelará las pérdidas resistivas.

DISEÑO DEL CONTROLADOR PID

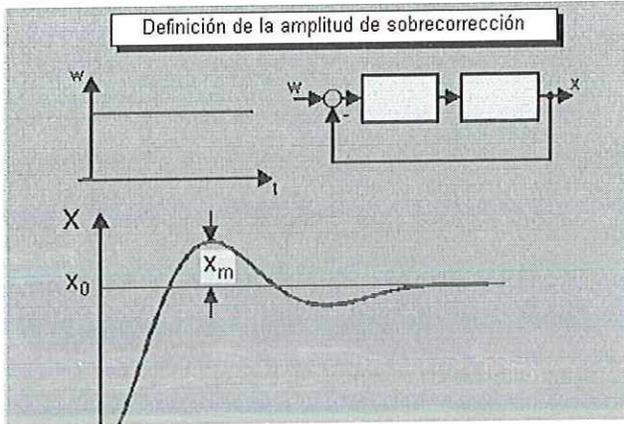
CRITERIOS DE RENDIMIENTO PARA LOS BUCLES DE CONTROL AUTOMÁTICO

Respuesta a perturbaciones/cambios del valor de consigna, al evaluar el bucle de control se hace una distinción entre una adecuada respuesta a cambios en el valor de consigna y una respuesta adecuada a las perturbaciones. Una adecuada respuesta a los cambios en el valor de consigna significa que la variable bajo control sigue los cambios de la variable de consigna de la manera más veloz y exacta posible en tanto que para una adecuada respuesta a una perturbación que surja sea compensada de la manera más rápida y completa posible. Hablando en forma general, ambos propósitos no pueden lograrse óptimamente de manera simultánea.

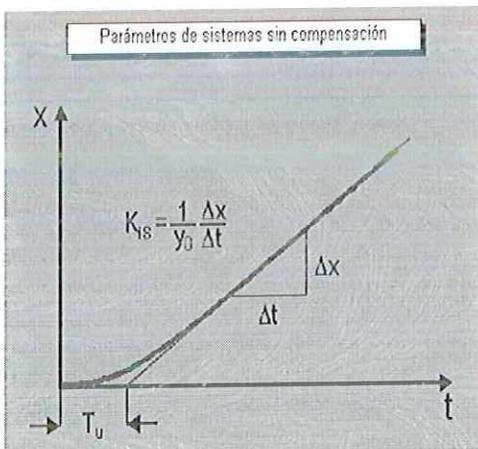


SOBRECORRECIÓN

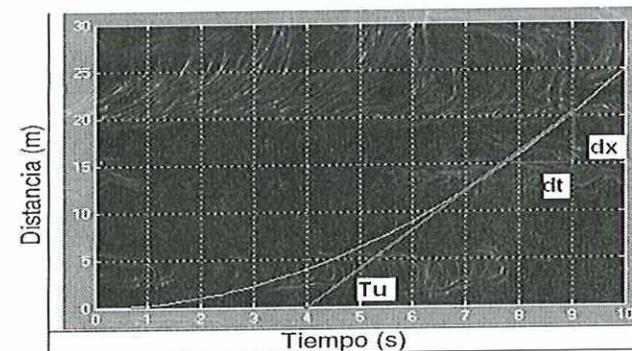
Si la variable controlada x excede el valor final en régimen permanente X_0 antes de alcanzarlo, el bucle de control demuestra la llamada sobrecorrección la amplitud de sobrecorrección X_m es un parámetro del bucle de control y se define como la máxima desviación de valor de consigna de la variable bajo control. Esto se especifica corrientemente como un porcentaje del valor final en régimen permanente.



CONTROL AUTOMATICO DE SISTEMA CONTROLADOS SIN COMPENSACION
 También existen pautas de optimización de acuerdo a Chien, Hrones y Reswick para los sistemas controlados sin compensación, donde la respuesta transitoria es un crecimiento lineal uniforme para aplicarlas se deben antes determinar los parámetros K_{is} del sistema controlado (el coeficiente de acción integral, es decir, el crecimiento en régimen permanente de la respuesta transitoria y T_u (el tiempo de retardo).



Con esto dada la planta que hallamos encontramos los parámetros de diseño



Pautas de optimización de acuerdo a Chien, Hrones y Reswick para sistemas con compensación

Ejemplo: controlador PID para una adecuada respuesta al cambio del valor de consigna sin sobrecorrección

$$K_p = 0.6 \frac{T_g}{K_s T_u}$$

$$T_n = T_g$$

$$T_v = 0.5 T_u$$

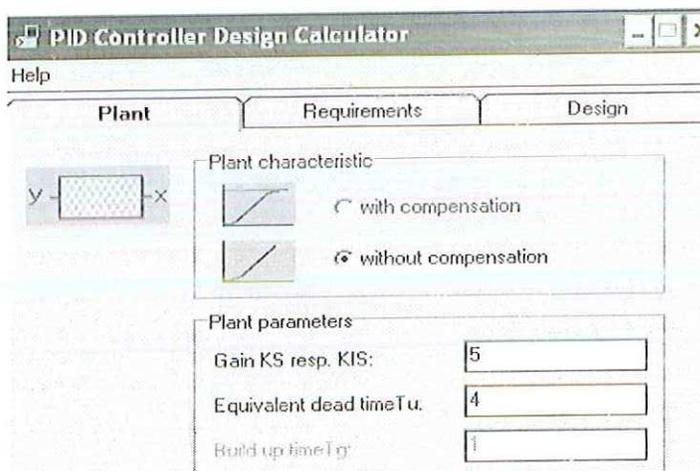
Ejemplo: controlador PID para una adecuada respuesta al cambio del valor de consigna con sobrecorrección

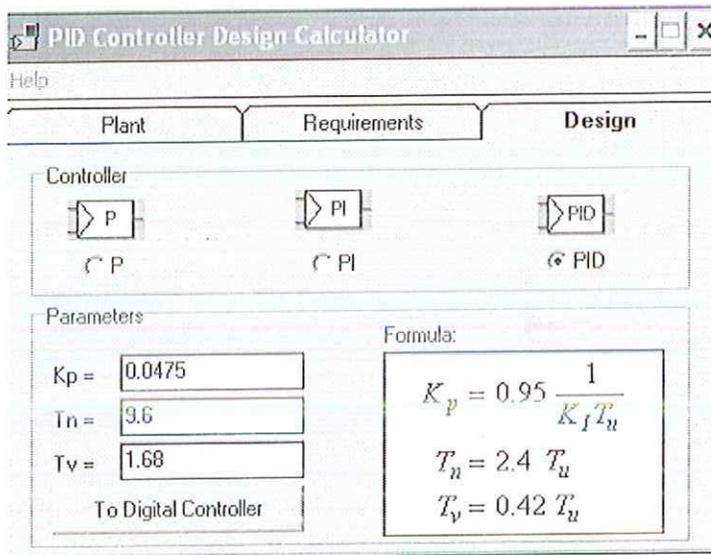
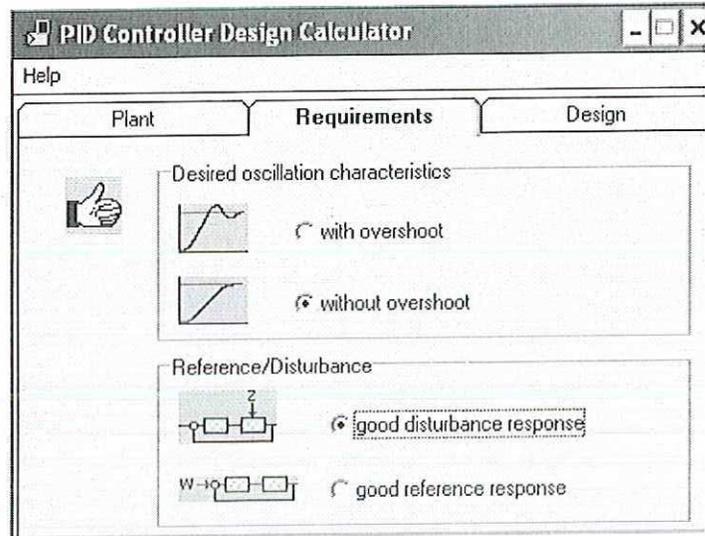
$$K_p = 0.95 \frac{T_g}{K_s T_u}$$

$$T_n = 1.35 T_g$$

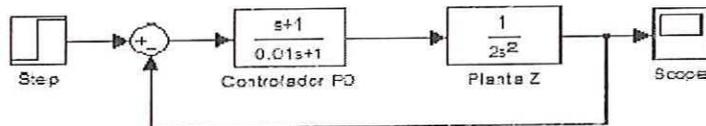
$$T_v = 0.47 T_u$$

En la misma interfaz del software COM3LAB ingresamos los parámetros seleccionamos sin compensación sin overshoot y el pid y con eso obtenemos las ecuaciones del controlador y las variables





PLANTA Z



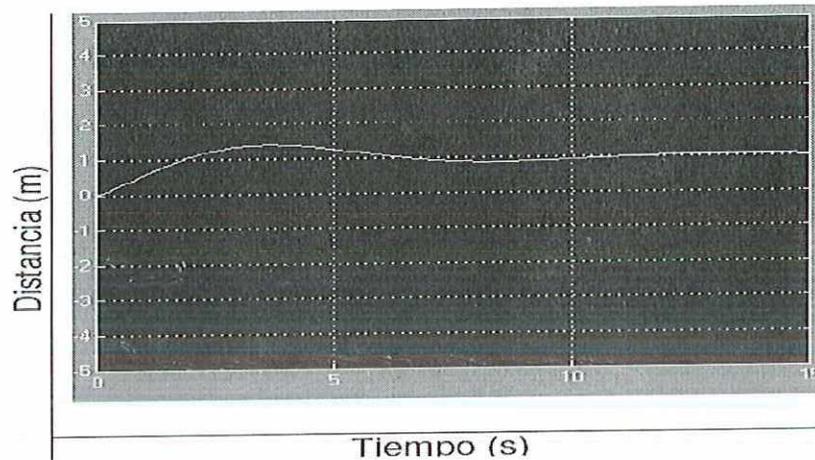


Figura: Planta Z $K_d=1, K_p=1$

Se observa que, en la figura, el controlador ya está cumpliendo en parte su cometido. La respuesta ya no está siendo con forma exponencial, el sistema se está estabilizando aproximadamente en los 12 s. Ahora hay que lograr que no haya el sobre impulsó que se ve en los 4 s y hay que bajar a la estabilización a 1 s ya que el sistema se puede ir a pérdida antes de estabilizarse y en la integración real caería a tierra. Lo anterior se logrará aumentando el valor del Derivativo y disminuyendo el valor del proporcional, ya que según la tabla 4.2 eso disminuirá el sobre impulsó y el tiempo de estabilización.

Usando ahora $K_d=10$ y $K_p=0.2$ se obtiene la siguiente gráfica.

PLANTA Z

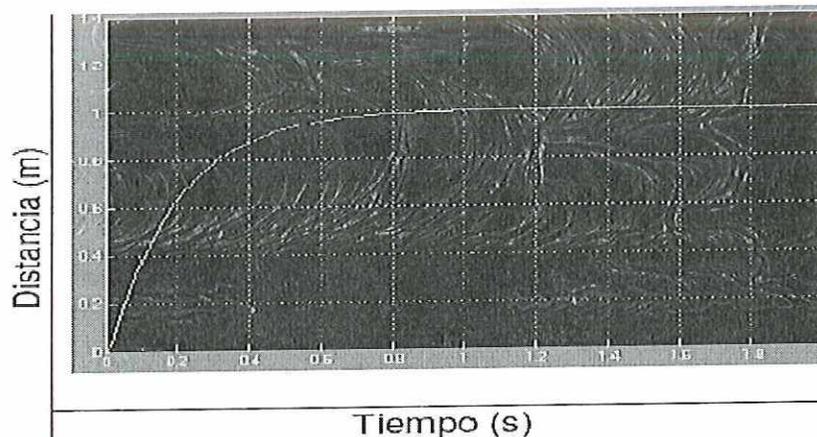
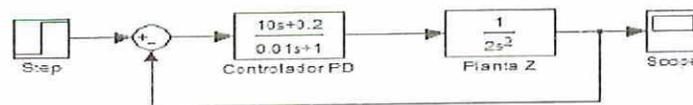


Figura: Planta Z $K_d=10, k_p=0, 2$

En la figura, se entrega una respuesta como la que se desea en los criterios de diseño, se estabiliza a $t = 1$ s y el sobreimpulso es tan pequeño que pasa a ser despreciable.

Para comprobar que los valores anteriores están correctos se hará una última simulación con $K_d = 20$ y $K_p = 0,05$ para ver cuál es la respuesta del sistema si se siguiera aumentando el valor del derivativo y disminuyendo el proporcional.

PLANTA Z

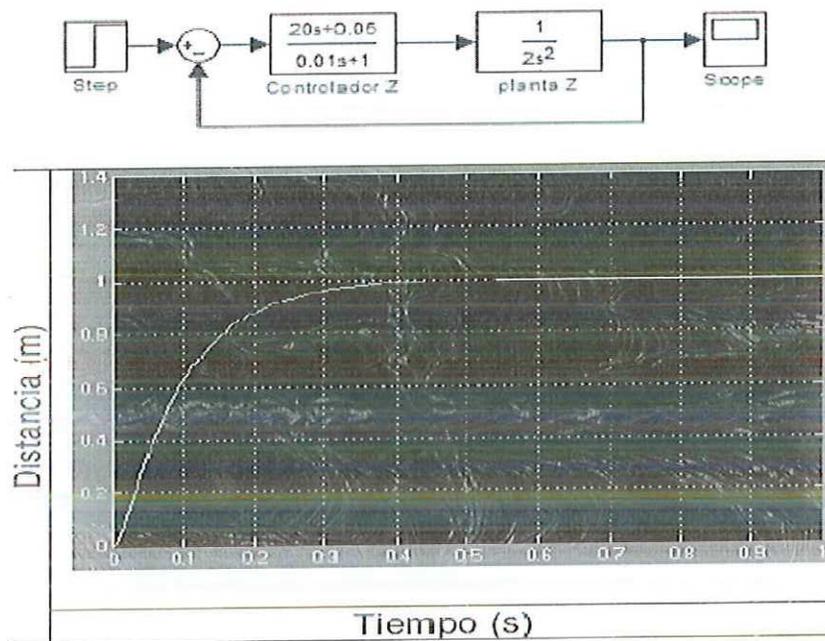


Figura: Planta Z $K_d=100$, $K_p = 0,2$

Si bien, la respuesta de la figura 4.9 es muy buena, ya que esta llega al equilibrio del sistema en 0,5 s, pero no es el tiempo de los criterios de diseño.

Por lo anterior se usan $K_d=10$ D K y $K_p= 0,2$ para el controlador de la planta Z.

La planta y controlador están siendo modelados de forma ideal. En la realidad existen factores que afectarán al comportamiento de la respuesta. Una manera de observar estas variaciones es agregando un factor de error al sensor que hace la realimentación y ver cómo se comporta el controlador.

Se probarán dos posibles casos, el de un error de 1 % para ver cuanto afecta un pequeño error de medición en el comportamiento de la respuesta. Luego se

ingresará un error del 10 % para observar cómo va a ser el desplazamiento con un gran error de medición.

PLANTA Z (error sensor 1 %)

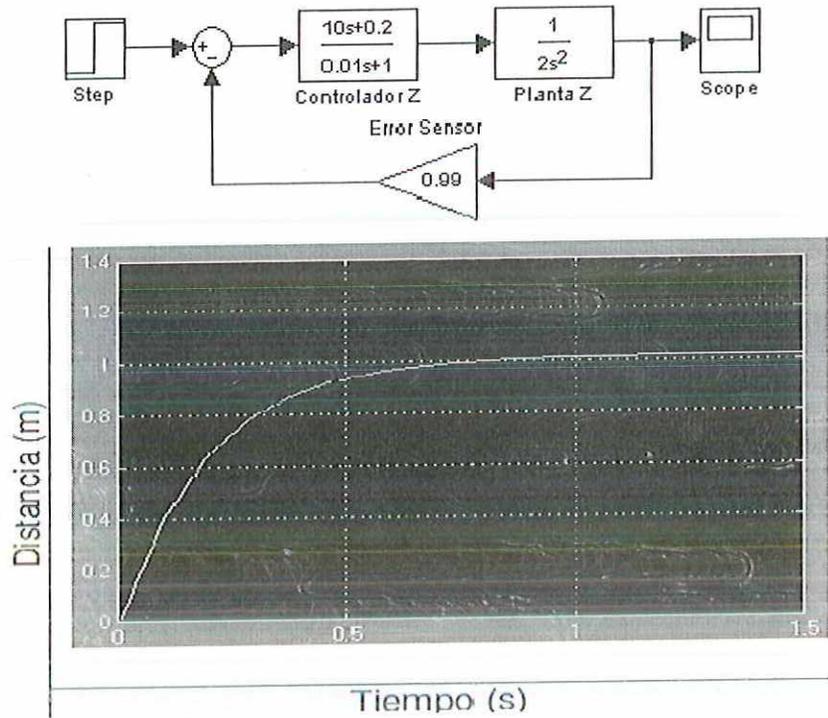


Figura: Planta Z error sensor 1 %

PLANTA Z (error sensor 10 %)

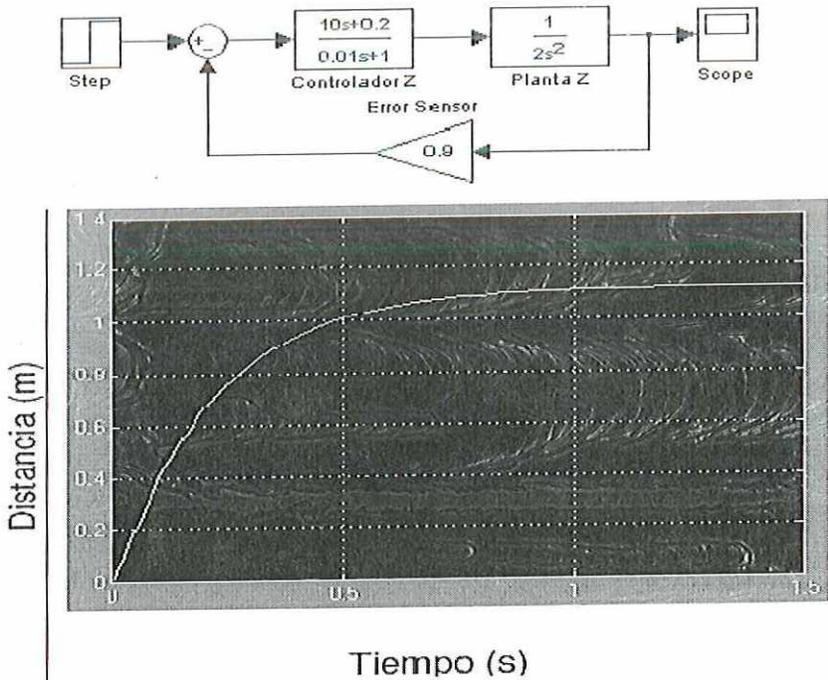


Figura 4.11: Planta Z error sensor 10 %

Se aprecia que con un error de un 1 % no llega a ser inestable como se ve en la figura. La respuesta sube muy levemente por encima de la altura deseada, pero en cambio con un error importante como es un 10 % la Simulación de los modelos desarrollados la respuesta llega un poco más arriba de 1 m de altura. Lo anterior demuestra que estos errores sólo afectan a la exactitud del sistema y no a su estabilidad.

5. DISEÑO ELECTRONICO

El circuito plantea un control de velocidad a lazo abierto por medio de PWM de 250 Hz y un rango entre 29% y 49% de ciclo duty y 3.3V generados por el microcontrolador pic18f4550 con 4 entradas análogas y 4 salidas de PWM independientes como observamos en la Figura.

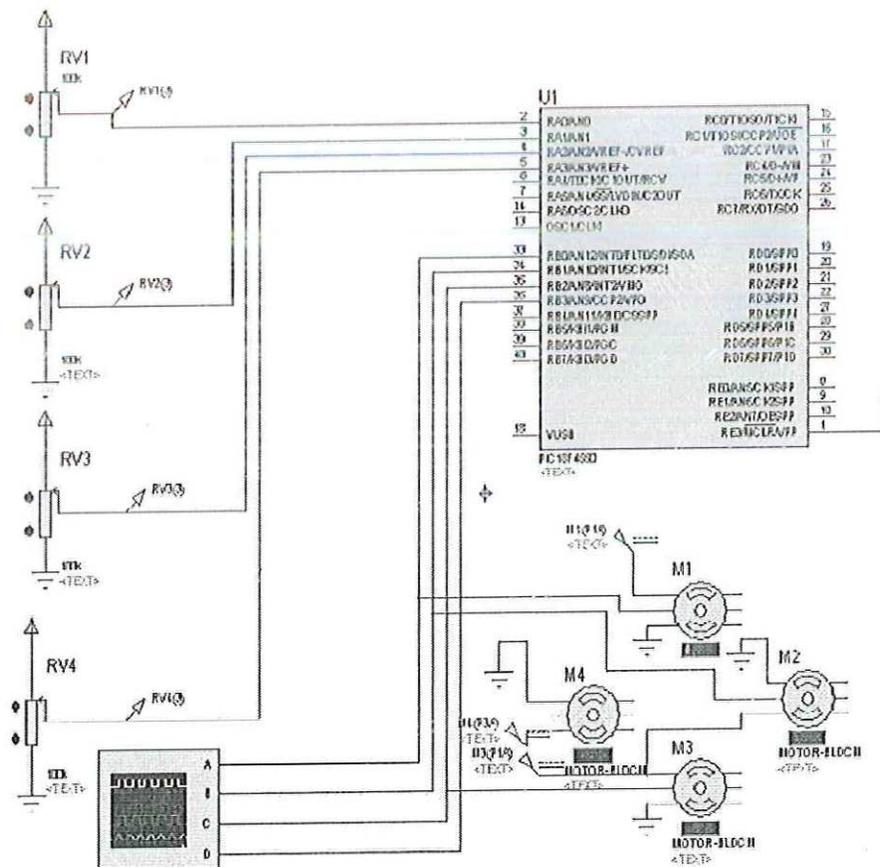
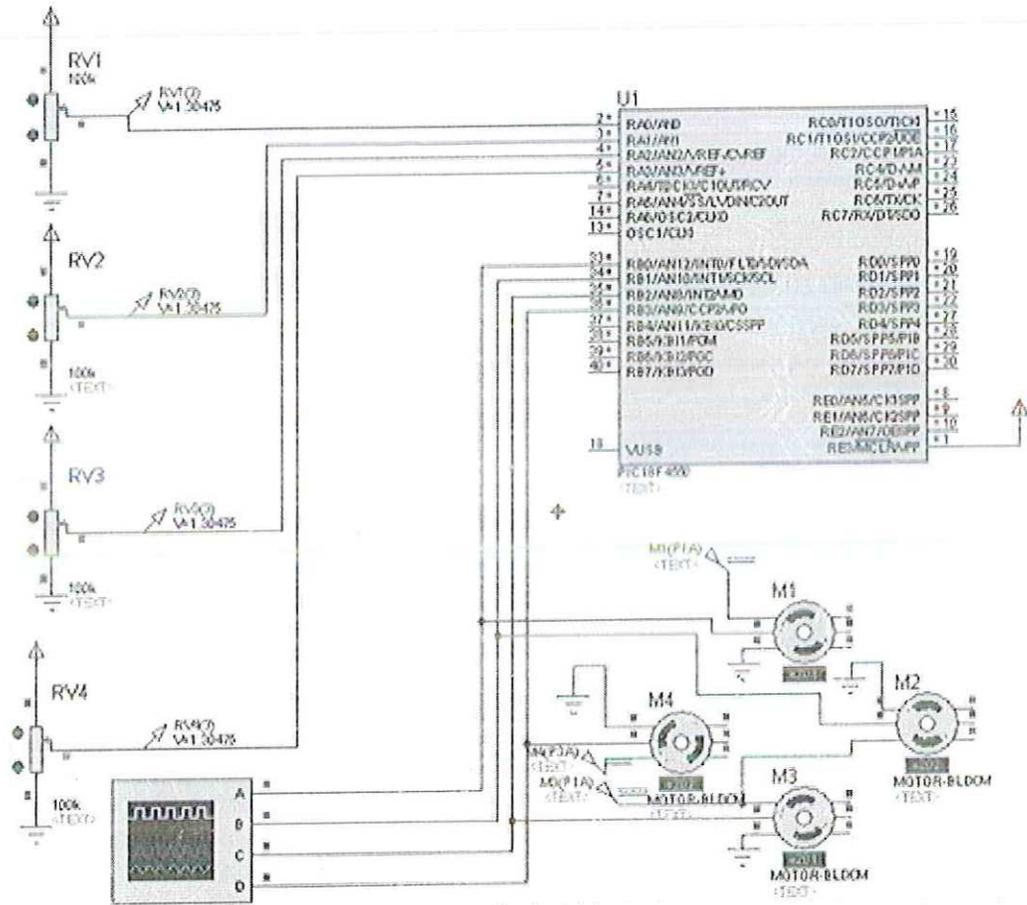


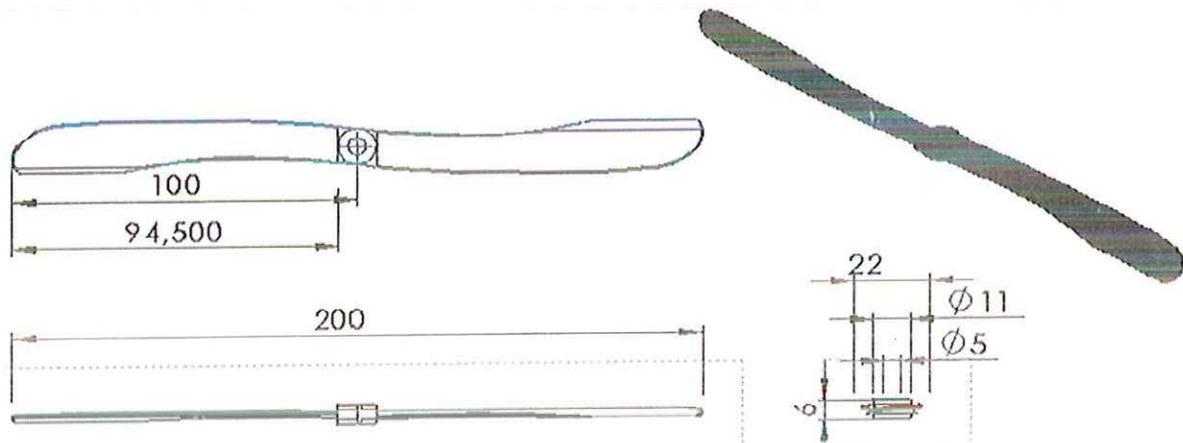
Figura Esquema en proteus del control a lazo abierto.

A continuación observaremos en la figura la simulación del circuito donde tenemos que para una alimentación de 1.3 V en las 4 entradas análogas tenemos el rango mínimo al cual se mueve, esto es, 30% de ciclo duty en el PWM de alimentación y una velocidad angular de 201 RPM igual en todas ellas esto representa un proceso ideal pero vemos que en realidad no es cierto, algunos motores responden mas rápido que otros o son mas sensibles.

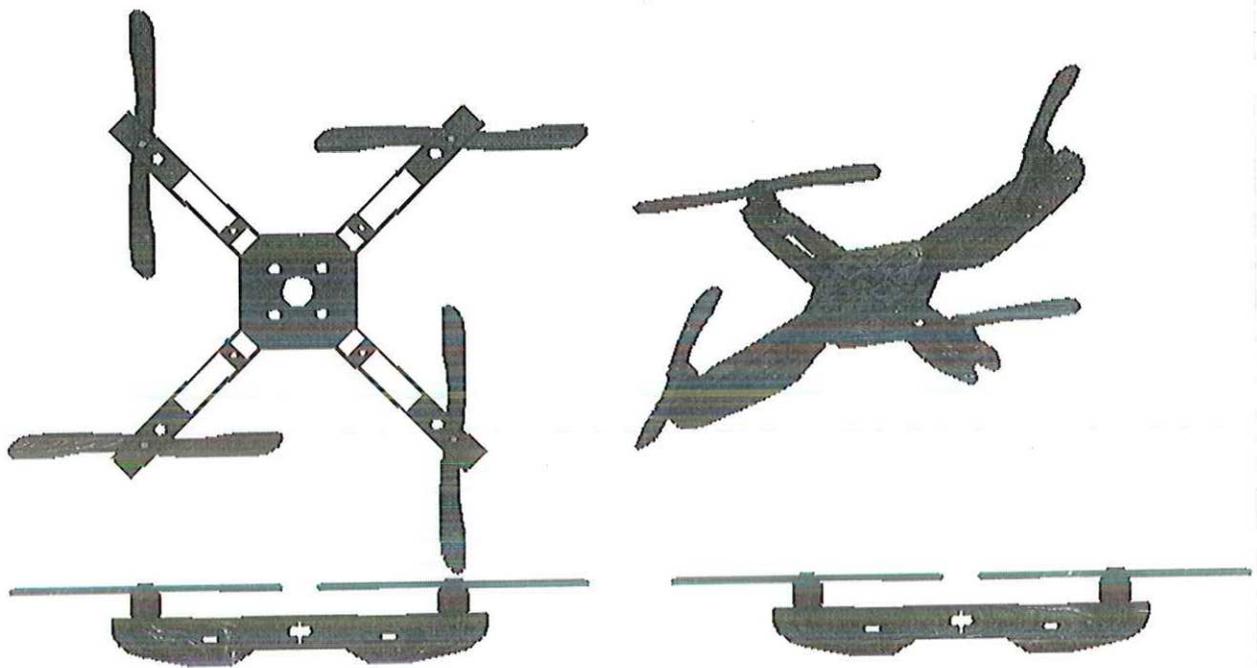


Para ver el código en C del microcontrolador observar anexo 3

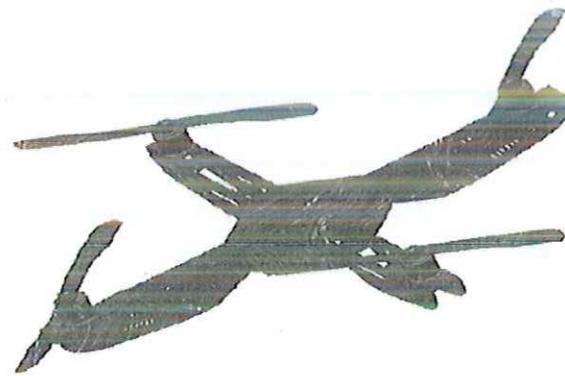
6. DISEÑO MECANICO



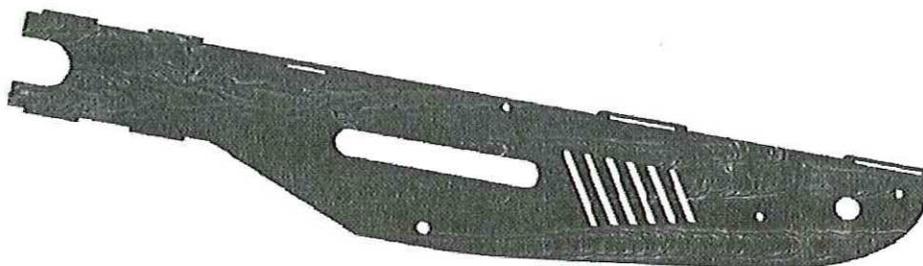
Empezamos con las aletas que son el principal elemento en la aerodinámica del quadrotor ya habíamos mencionado anteriormente el porqué de la forma con las ecuaciones de diseño, hay dos tipos de aletas inversas entre si el A y el B el diseño en solidwork corresponde al diseño tipo A esto es para los motores 1 y 3 que giran en sentido contrario a las manecillas del reloj y con este diseño al golpear el aire en las aletas estas direccionan el aire hacia abajo haciendo posible la elevación.



Este grafico corresponde al ensamble del Solidwork sin incluir el componente electrónico ni el sistema de amortiguación a los aterrizajes, podemos observarlos desde diferentes ángulos.

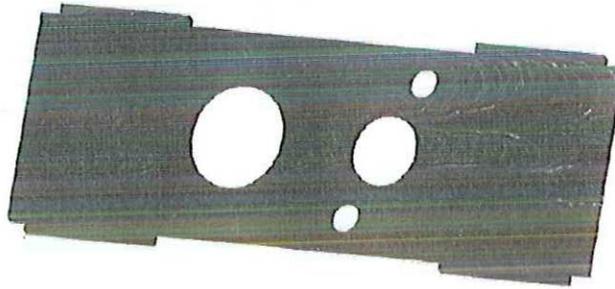


Empezamos las partes fundamentales como la parte mecánica del rotor, diseñada para ser ultrarresistente permitir la circulación del aire y ser ultraliviano tal punto que a pesar de ser 8 piezas rara vez se le considero

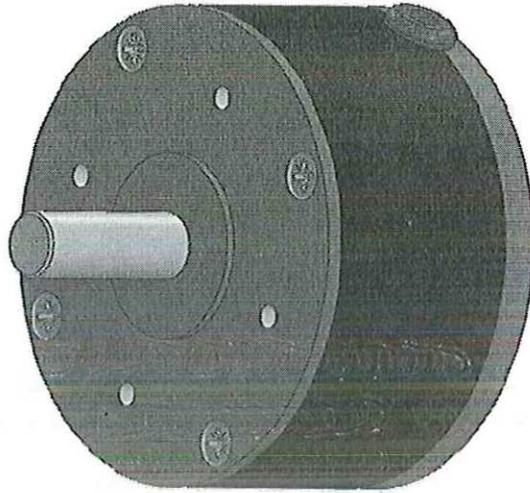




Después encontramos la estructura central que albergara la mayor parte del cableado, el control, el peso de la batería y los controles electrónicos



El motor brushless en su diseño mecánico incluye dimensiones, materiales y velocidades para el control del movimiento es la pieza más fundamental en el diseño



Para obtener los planos completos ver anexo 5

PRESUPUESTO PRESUPUESTO Y COSTOS		
VARIABLE	TIEMPO	VALOR TOTAL (COP)
GAUI 330X	todo el proyecto	993.000
aletas de repuesto	-	20000
bateria lipo 2200 mah 11,1v	2 meses	60000
cargador y balanceador	2 meses	40000
llaves bristol y loc tite	1 mes	15000
elementos electronicos varios	2 meses	50000
modulo xbee	2 semanas	120000
mano de obra estudiante(451 hrs)	todo el proyecto	2255000
mano de obra asesor y director (30 hrs)	todo el proyecto	900000
	TOTAL	4.453.000

7. CONCLUSIONES

1. se ha obtenido expresiones matemáticas, de dinámica y control, capaces de simular el movimiento del vehículo en una integración con el movimiento en el eje Z lo suficientemente completa como para probar el modelo en simuladores de aeromodelismo y obtener movimientos bastante aproximados al real.
2. Se obtuvo una representación en Solidwork completa y similar al real considerándose algunos factores de distribución que debían variar en el centro de masa del prototipo para acoger la batería y los demás dispositivos electrónicos diseñados para este proyecto, sin embargo todo esto se logro sin modificar la estructura original y sin causar errores en la aerodinámica y estabilidad del vuelo.
3. Se ha conseguido estabilización en un eje (con dos motores). Las pruebas realizadas con los cuatro motores a la vez, han dado como resultado un sistema no totalmente estable. La posible causa de este problema proviene de diseñar la estabilización por separado en un eje y luego aplicarlo por simetría a todo el sistema.
4. Se han considerado sensores ideales, pero también se agregaron factores de error para verificar como los controladores corrigen estos errores y si su funcionamiento cumplía con las expectativas de estabilidad o entraban en inestabilidad. De lo anterior se sacan unos márgenes de funcionamiento respecto a los retrasos de realimentación, que van desde 1 ms a 50 ms.
5. Se ha estudiado también cómo reacciona el sistema ante un aumento en la masa del vehículo, en el que se observó que al doblar la masa de la planta se dobla el tiempo de estabilización de la respuesta.

8. BIBLIOGRAFIA

- [1] E. Altug, J. P. Ostrowski, y R. Mahony. Control of a Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback. In Proc. of the 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation, pages 72–77, Washington, DC, 2002.
- [2] S. Bouabdallah y R. Siegwart. Backstepping and Sliding-mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor. In Proc. IEEE Int. Conf. on Robot. and Automat., pages 2259–2264, Barcelona, Spain, 2005.
- [3] S. Bouabdallah, P. Murrieri, y R. Siegwart. Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor. In Proc. IEEE Int. Conf. on Rob. and Automat., volume 5, pages 4393–4398, New Orleans, USA, 2004a.
- [4] S. Bouabdallah, A. Noth, y R. Siegwart. PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor. In Proc. IEEE Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems, volume 3, pages 2451–2456, Sendai, Japan, 2004b.
- [5] T. Madani and A. Benallegue, “Backstepping Sliding Mode Control Applied to a Miniature Quadrotor Flying Robot”, Laboratoire d’Ingénierie des Systèmes de Versailles.
- [6] Ogata, K., Ingeniería de Control, Pearson educación, S.A, Madrid, 2003 edición 4ª.
- [7] Kimon P. Valavanis, Advances in Unmanned Aerial Vehicles, Ed. Springer, 2007.
- [8] Control PID Avanzado. Karl J. Åström, Tore Hägglund. Prentice Hall 2009.
- [9] Kinematic visual servo control of a quadrotor aerial vehicle. Odile Bourquardez, Robert Mahony, Nicolas Guenard, Francois Chaumette, Tarek Hamel, Laurent Eck. Centre National de la Recherche Scientifique. Institut National de Recherche Informatique et en Automatique –unite de recherche de Rennes. Universite de Rennes. 2007.
- [10] PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor. Samir Bouabdallah, Andr´ Noth and Roland Siegwart. Autonomous Systems Laboratory Swiss Federal Institute of Technology. Lausanne, Switzerland.

ANEXOS

ANEXO 1: CÓDIGO EN MATLAB DE LA SIMULACIÓN DE LA DINÁMICA Y CINEMÁTICA DEL QUADROTOR

```
cla
clc
AXIS([-10 10 -10 10 -10 10])
roll = get(handles.slider1, 'value')
pitch = get(handles.slider2, 'value')
yaw = get(handles.slider3, 'value')
ohm1=get(handles.slider5, 'value')
ohm2=get(handles.slider6, 'value')
ohm3=get(handles.slider7, 'value')
ohm4=get(handles.slider8, 'value')
ohm=1.25+get(handles.slider9, 'value')
ohm1=ohm+ohm1;
ohm2=ohm+ohm2;
ohm3=ohm+ohm3;
ohm4=ohm+ohm4;

esc=1;
P1=[1 0 0 0; 0 1 0 -10; 0 0 1 0; 0 0 0 1];
P2=[1 0 0 -10; 0 1 0 0; 0 0 1 0; 0 0 0 1];
P3=[1 0 0 0; 0 1 0 10; 0 0 1 0; 0 0 0 1];
P4=[1 0 0 10; 0 1 0 0; 0 0 1 0; 0 0 0 1];
T0=[1 0 0 0; 0 1 0 0; 0 0 1 0; 0 0 0 1];

S=[1 0 0 0; 0 cosd(roll) -sind(roll) 0; 0 sind(roll) cosd(roll) 0; 0 0 0
1];
S1=[cosd(pitch) 0 sind(pitch) 0; 0 1 0 0; -sind(pitch) 0 cosd(pitch) 0; 0
0 0 1];
S2=[cosd(yaw) -sind(yaw) 0 0; sind(yaw) cosd(yaw) 0 0; 0 0 1 0; 0 0 0 1];

view(3);
grid on
hold on

T=T0*S*S1*S2*P1;
T2=T0*S*S1*S2*P2;
T3=T0*S*S1*S2*P3;
T4=T0*S*S1*S2*P4;

plot3([T(1,4) T3(1,4)], [T(2,4) T3(2,4)], [T(3,4)
T3(3,4)], 'r', 'linewidth', 5)
plot3([T2(1,4) T4(1,4)], [T2(2,4) T4(2,4)], [T2(3,4)
T4(3,4)], 'linewidth', 5)
plot3(T(1,4), T(2,4), T(3,4), 'g+', 'linewidth', 8)
plot3(T2(1,4), T2(2,4), T2(3,4), 'y+', 'linewidth', 8)
plot3(T3(1,4), T3(2,4), T3(3,4), 'y+', 'linewidth', 8)
plot3(T4(1,4), T4(2,4), T4(3,4), 'y+', 'linewidth', 8)
ox=T(1,4)
```

```

oy=T(2,4)
oz=T(3,4)

%VARIABLES
C=1.3;
ro=1.293; % Kg/m3
Ac=0.113; %m2
g=9.81;
k=4898;
X=[ox oy oz]';%vector posición con respecto al sistema de referencia
inercial
dV=[0 0 0]';%vector de velocidad con respecto al sistemas de referencia
del vehículo
a=[roll pitch yaw]';%ángulos de Euler con respecto al sistema de
referencia inercial
dW=[0 0 0]';%cambio en el Angulo de Euler con respecto al sistema móvil
M=100;%g;
m=320;%g incluyendo baterías y sistemas electrónicos (PIC, sensores
etc..)
MT=M+4*m;
l=20;%cm
Rc=5; %radio del centro del QR en cm

%cinematica

R=[(cosd(pitch)*cosd(yaw)) (sind(roll)*sind(pitch)*cosd(yaw)-
cosd(roll)*sind(yaw))
(cosd(roll)*sind(pitch)*cosd(yaw)+sind(roll)*sind(yaw));
(cosd(pitch)*sind(yaw))
(sind(roll)*sind(pitch)*sind(yaw)+cosd(roll)*cosd(yaw))
(cosd(roll)*sind(pitch)*sind(yaw)-sind(roll)*cosd(yaw))
-sind(pitch) (sind(roll)*cosd(pitch))
(cosd(pitch)*cosd(roll)) ];

%fricciones

FrX=.5*C*Ac*ro*ox*abs(ox);
FrY=.5*C*Ac*ro*oy*abs(oy);
FrZ=.5*C*Ac*ro*oz*abs(oz);

%Fuerzas

F1=k*ohm1;
F2=k*ohm2;
F3=k*ohm3;
F4=k*ohm4;

throttle=F1+F2+F3+F4;

%razón de cambio del vector posición con respecto al sistema de
referencia inercial(global)

dx=R*dV

```

```
%razón de cambio del ángulos de Euler con respecto al sistema de
referencia inercial(global)
```

```
da=[1 sind(roll)*tand(pitch) cosd(roll)*tand(pitch);
    0 cosd(roll) -sind(roll);
    0 sind(roll)*sec(pitch) cosd(roll)*secd(pitch)]*dW;
```

```
%razon de cambio de la velocidad
dV=[(dW(3,1)*dV(2,1)-dW(2,1)*dV(3,1));(dW(1,1)*dV(3,1)-
dW(3,1)*dV(1,1));dW(2,1)*dV(1,1)-dW(1,1)*dV(2,1)]+[(-sind(pitch)*g-
FrX/MT);sind(roll)*cosd(pitch)*g-Fry/MT;cosd(roll)*cosd(pitch)*g-
(throttle-Frz)/MT]
```

```
% torques en X,Y,Z
Tx=1*k*(ohm2-ohm4);
Ty=1*k*(ohm3-ohm1);
Tz=k*(ohm3+ohm1-ohm2-ohm4);
```

```
%inercias
Jxy=(2/5)*M*Rc^2+2*1^2*m;
Jz=(2/5)*M*Rc^2+4*1^2*m
```

```
% razon de cambio de la velocidad angular
```

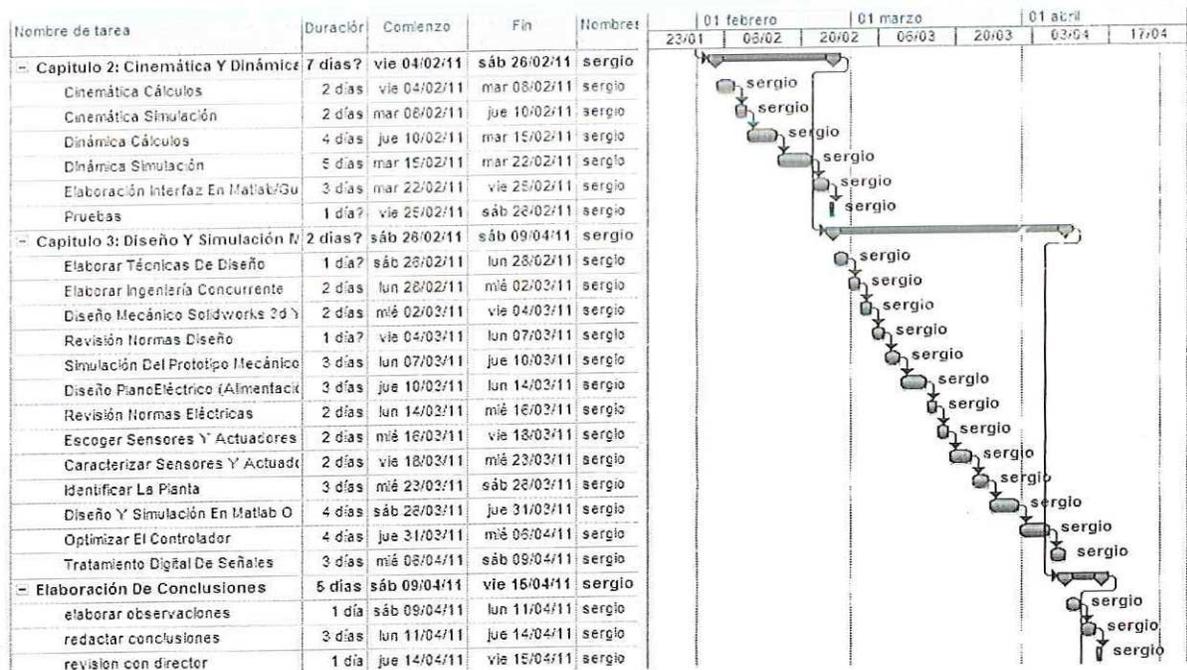
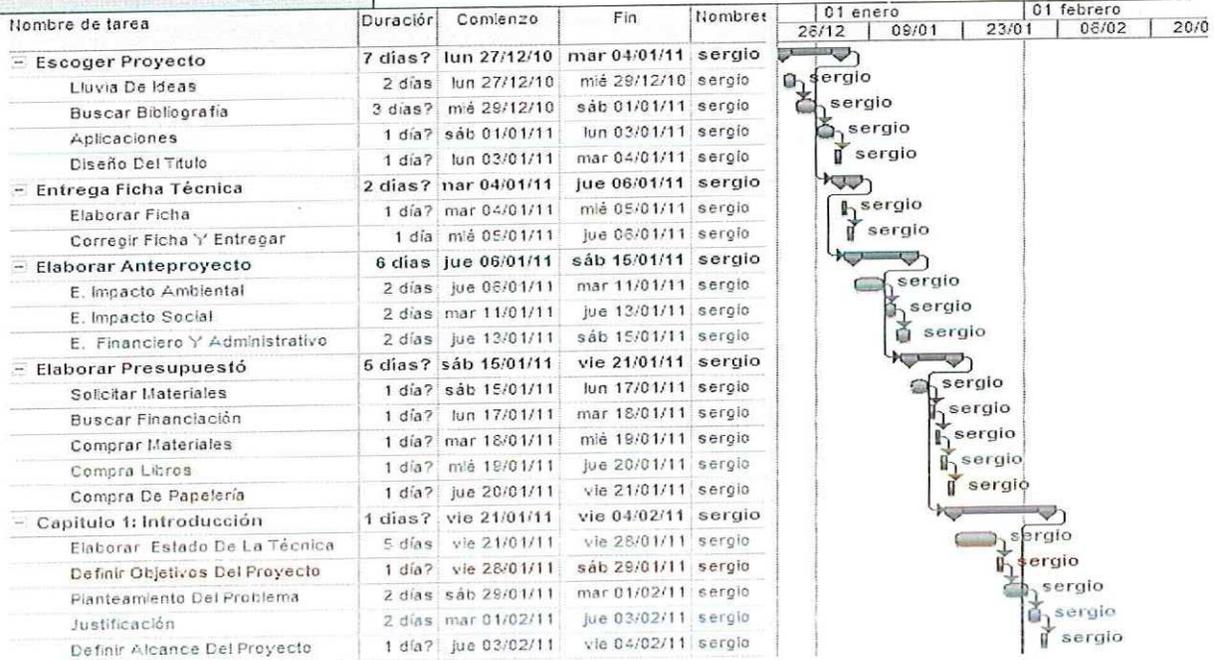
```
dW=[((Tx-Frx)/Jxy) ; ((Ty-Fry)/Jxy); (Tz/Jz)]+[((Jxy-
Jz)*dW(2,1)*dW(3,1)/Jxy);((Jz-Jxy)*dW(1,1)*dW(3,1)/Jxy);((Jxy-
Jxy)*dW(1,1)*dW(2,1)/Jz)];
```

```
% poniendo los resultados en la interfaz
```

```
set(handles.edit1,'string',ox)
set(handles.edit2,'string',oy)
set(handles.edit3,'string',oz)
set(handles.edit4,'string',roll)
set(handles.edit5,'string',pitch)
set(handles.edit35,'string',ohm1)
set(handles.edit36,'string',ohm2)
set(handles.edit37,'string',ohm3)
set(handles.edit38,'string',ohm4)
set(handles.edit7,'string',dx(1,1))
set(handles.edit8,'string',dx(2,1))
set(handles.edit9,'string',dx(3,1))
set(handles.edit19,'string',da(1,1))
set(handles.edit20,'string',da(2,1))
set(handles.edit21,'string',da(3,1))
set(handles.edit22,'string',dV(1,1))
set(handles.edit23,'string',dV(2,1))
set(handles.edit24,'string',dV(3,1))
set(handles.edit28,'string',dW(1,1))
set(handles.edit29,'string',dW(2,1))
set(handles.edit30,'string',dW(3,1))
set(handles.edit39,'string',ohm)
```

ANEXO 2: CRONOGRAMA DE ACTIVIDADES

Fecha actual	26/04/2011
Título	Quadrotor
Comienzo del proyecto	24/01/2011 09:00:00 a.m.
Fin del proyecto	16/05/2011 03:00:00 p.m.



Nombre de tarea	Duración	Comienzo	Fin	Nombre	1 abril		01 mayo	
					03/04	17/04	01/05	15/05
[-] Elaboración De Memorias	5 días?	vie 15/04/11	mié 27/04/11	sergio				
Resumen Ingles	1 día?	vie 15/04/11	lun 18/04/11	sergio				
Resumen Español	1 día?	lun 18/04/11	mar 19/04/11	sergio				
Revisión Normas Icontec	1 día?	mar 19/04/11	mié 20/04/11	sergio				
Memorias Listas	3 días	mié 20/04/11	mié 27/04/11	sergio				
revisión con el director	1,5 días?	mié 27/04/11	mié 27/04/11	sergio,D				
[-] Elaboración Diapositivas Sustenta	5 días?	mié 27/04/11	vie 06/05/11	sergio				
resumir y elaborar diapositivas	3 días	mié 27/04/11	lun 02/05/11	sergio				
Revisión Con El Director	1,5 días?	lun 02/05/11	lun 02/05/11	sergio,D				
Sustentación Lista	4 días	lun 02/05/11	vie 06/05/11	sergio				
[-] Sustentación	7 días?	vie 06/05/11	lun 16/05/11	sergio				
Privada	1 día	vie 06/05/11	lun 09/05/11	sergio				
Correcciones	5 días	lun 09/05/11	sáb 14/05/11	sergio				
Publicas	1 día?	sáb 14/05/11	lun 16/05/11	sergio				

ANEXO 3: CODIGO EN C DEL MICROCONTROLADOR

```
#include <18F4550.h>

#BYTE TRISB = 0x85
#BYTE PORTB = 0x05
#device adc=8
#fuses HSPLL,NOWDT
//#fuses HSPLL,NOWDT
#use delay(clock=4000000)

int8 Lectura;
int8 Lectura1;
int8 Lectura2;
int8 Lectura3;
int16 Porcentaje;
int16 Porcentaje1;
int16 Porcentaje2;
int16 Porcentaje3;
float Pwm;
float Pwm1;
float Pwm2;
float Pwm3;
int16 Por1;
int16 Por2;
int16 Por3;
int16 Por4;
void main(void) {

//TRISB=0;

setup_adc_ports(AN0_TO_AN3|VSS_VDD); //canal 0 analogico
setup_adc(ADC_CLOCK_DIV_2); //Fuente de reloj RC
delay_ms(50);
```

```

while(1){
//pwm motor1
set_adc_channel(0); //Habilitacion canal 0
delay_us(0.5);
Lectura=read_adc(); //Lectura canal 0
Pwm = Lectura/255.0;
Porcentaje = Pwm*4;

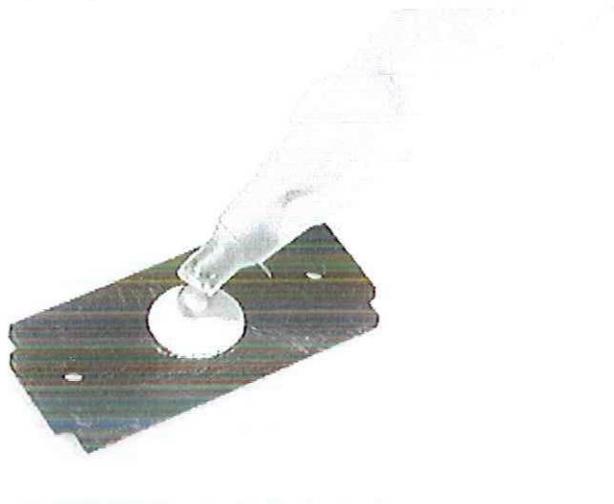
Por1 = 4 - Porcentaje;
output_high(PIN_B0);
delay_ms(Porcentaje);
output_low(PIN_B0);
delay_ms(Por1);
//pwm motor2
set_adc_channel(1); //Habilitacion canal 1
delay_us(0.5);
Lectura1=read_adc(); //Lectura canal 1
Pwm1 = 5.0 * Lectura1/255.0;
Porcentaje1 = ((Pwm1 )/5.0)*4.37;
Por2 = 4.37 - Porcentaje1;
output_high(PIN_B1);
delay_ms(Porcentaje1);
output_low(PIN_B1);
delay_ms(Por2);
//pwm motor3
set_adc_channel(2); //Habilitacion canal
end

```

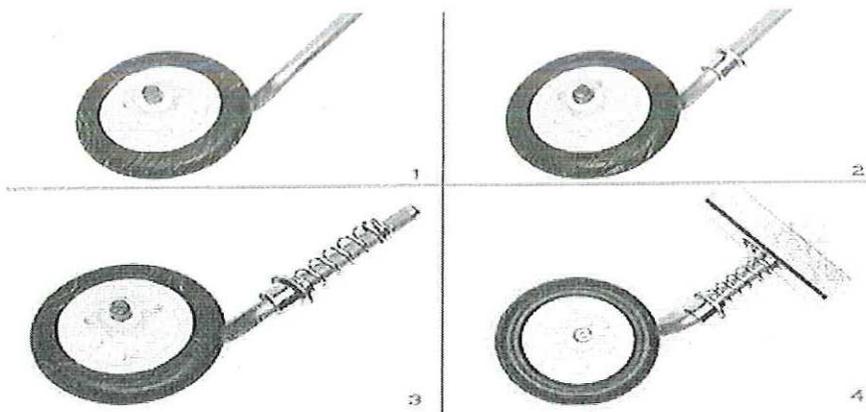
ANEXO 4: INSTRUCCIONES DE ENSAMBLE

El GAUI 330X-S es un kit con todos los componentes necesarios para completar la construcción (aparte de los equipos de radio y batería). El montaje no es difícil si se toma el tiempo y repasa las instrucciones con cuidado. Esta guía mostrará paso a paso cómo completar la 330XS. Está diseñado como una referencia ilustrada.

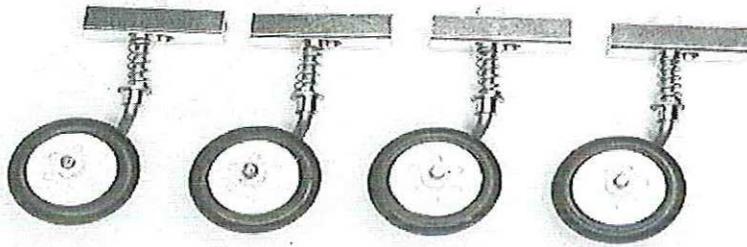
Herramientas necesarias: tijeras pegamento CA, destornillador tamaño 0.2, llave bristol tamaño de 1.5 y 2.5, bloqueo de rosca, alicates pequeños.



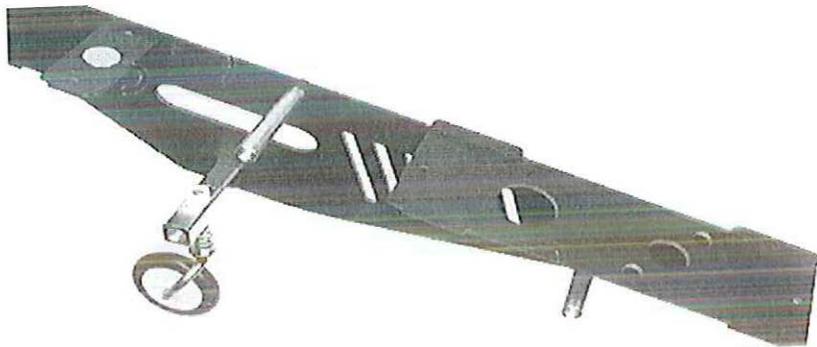
1. Introducir el imán en el agujero de cada soporte de parabrisas. Utilice CA para pegarlo en la parte inferior.



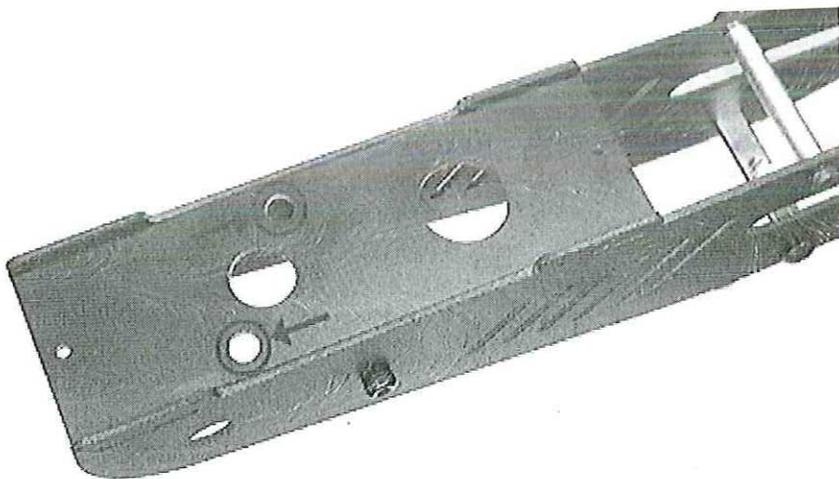
2. Montar el tren de aterrizaje como se muestra arriba.



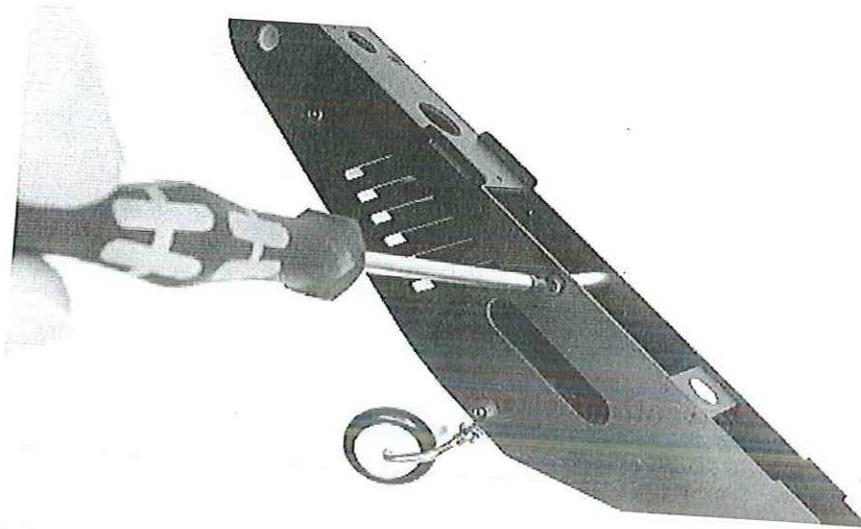
3. Las piezas de engranaje montado debería tener este aspecto.



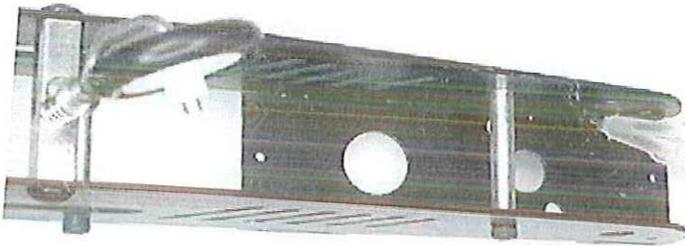
4. Comenzar el montaje de las piezas del marco. Utilice el bloqueo del hilo de rosca en tornillos. **IMPORTANTE:** Asegúrese de que la bancada del motor está correctamente alineado - con los agujeros de montaje en las posiciones indicadas.



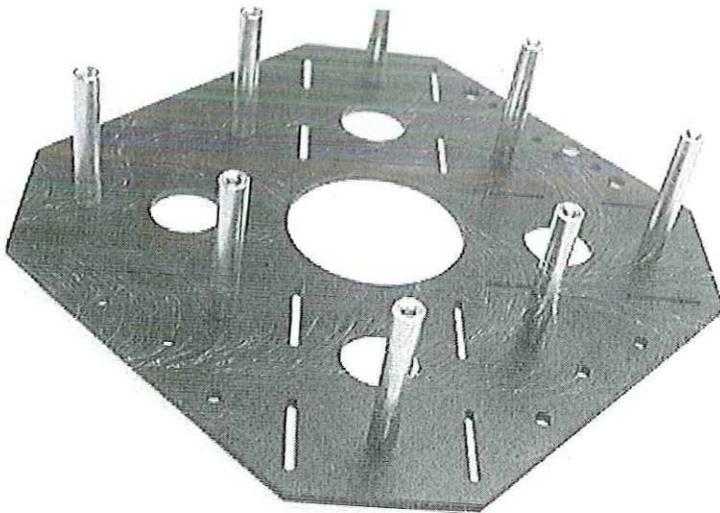
La posición correcta se muestra desde un ángulo diferente.



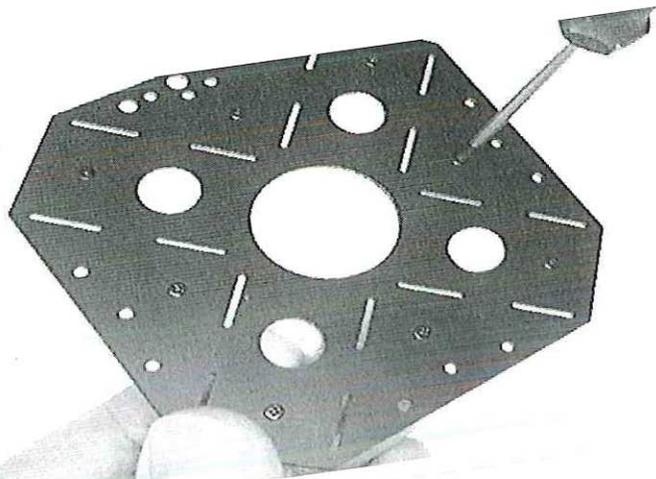
5. Asegúrese que los tornillos se aprietan en cada sección



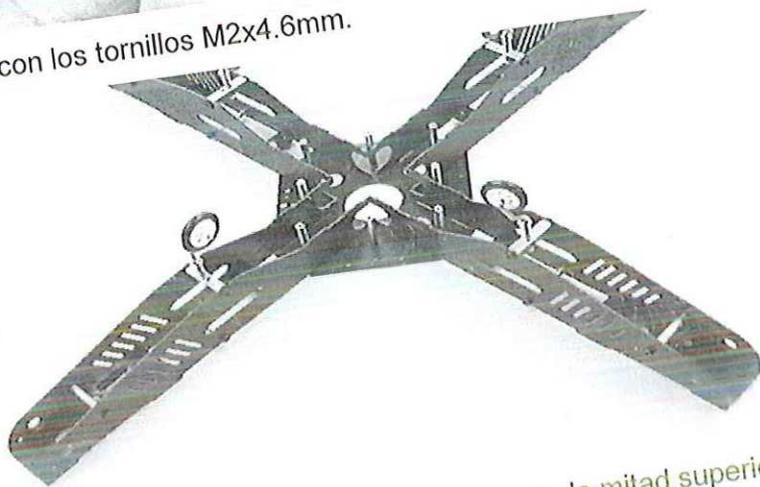
6. Con cuidado, CA pegar las juntas internas de los lados y la placa superior. Sólo una pequeña cantidad es necesaria para unirse a un lugar seguro.



7. Montar los postes de aluminio (8 piezas) a la estructura central como se muestra.



8. Fije con los tornillos M2x4.6mm.

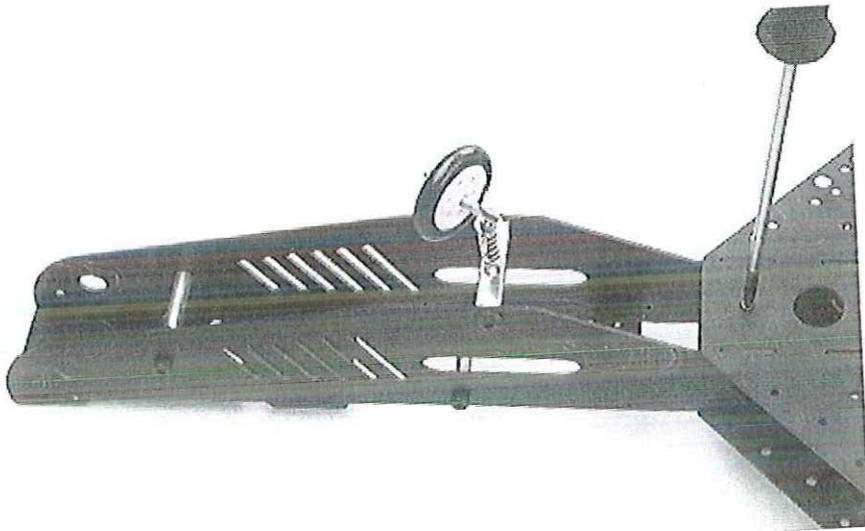


9. Ranura de las cuatro extensiones marco en la mitad superior del marco central.

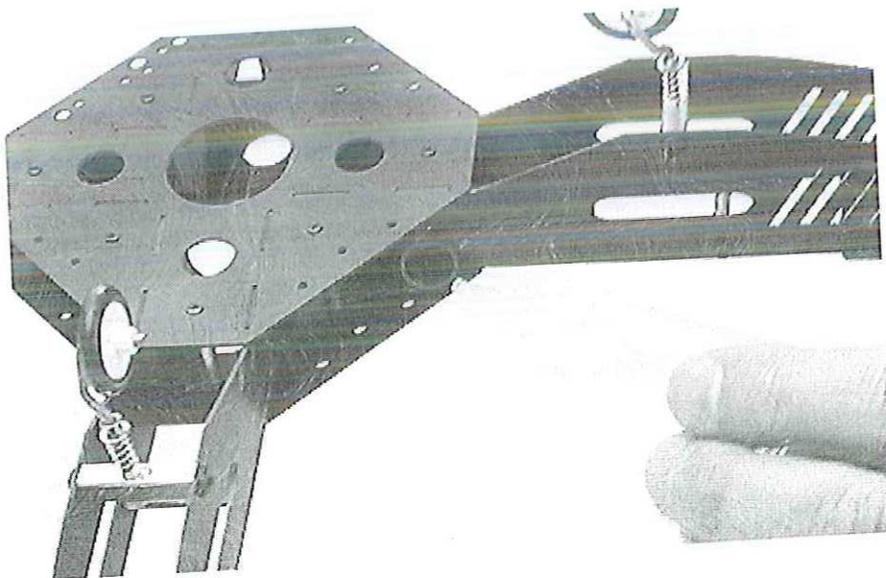


10. A continuación, colocar la placa inferior a la asamblea principal. **IMPORTANTE:** Debe asegurarse de que el patrón de orificios de la placa superior coincida con el de la placa

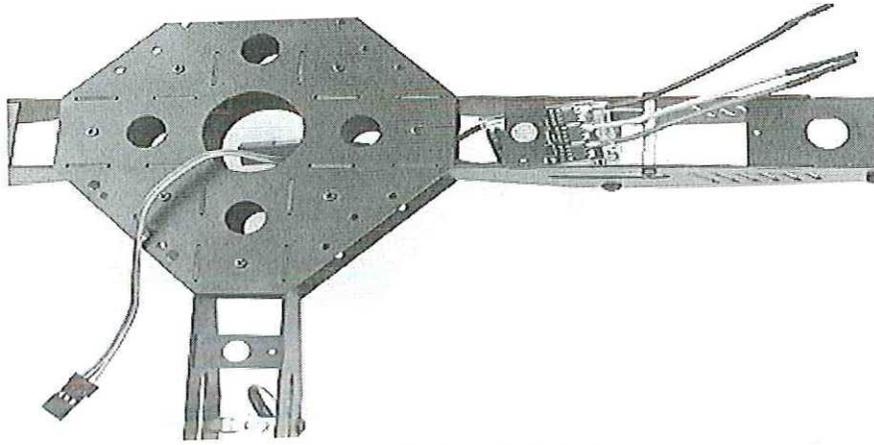
inferior. Tenga en cuenta los agujeros más grandes a lo largo de uno de los bordes de las dos placas.



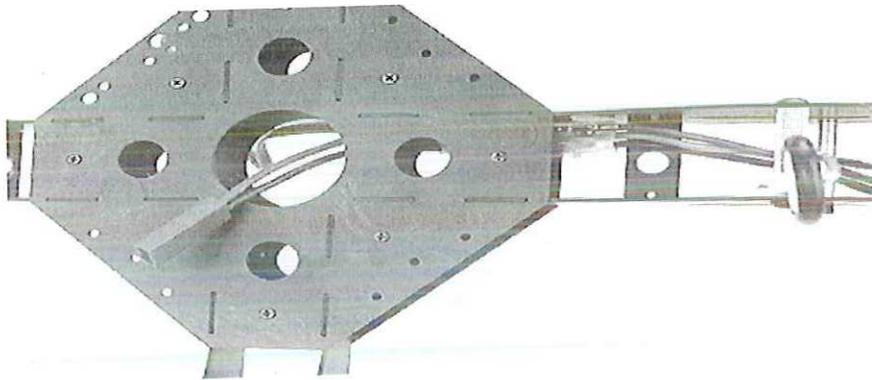
11. Una vez colocado correctamente, fijar a los postes de aluminio con el resto de tornillos M2x4.6mm



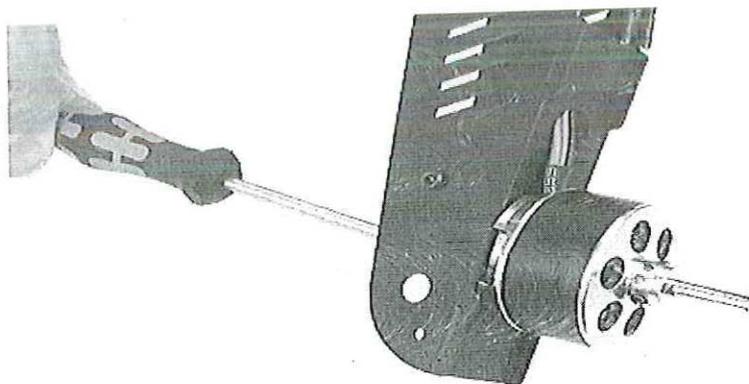
12. Use una pequeña cantidad de pegamento CA en la parte superior unión entre el bastidor y el brazo motor. NOTA: No pegar la placa inferior, ya que puede necesitar asesoramiento que ser removido para permitir el mantenimiento de otros componentes.



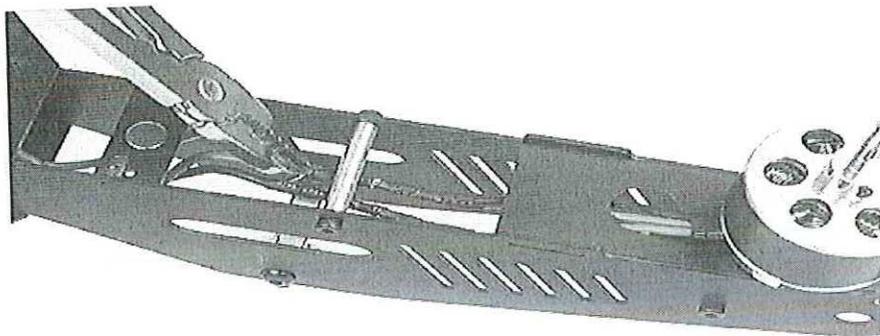
13. Inserte cada CES a través del marco, como se muestra. Pase el enchufe de la señal a través del agujero superior ...



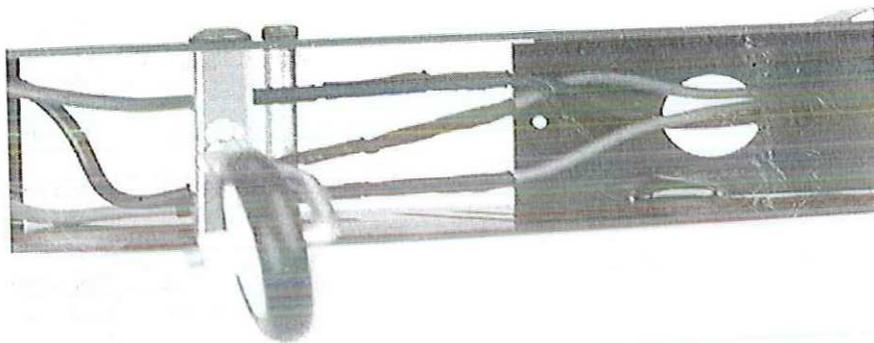
y el enchufe por el agujero inferior.



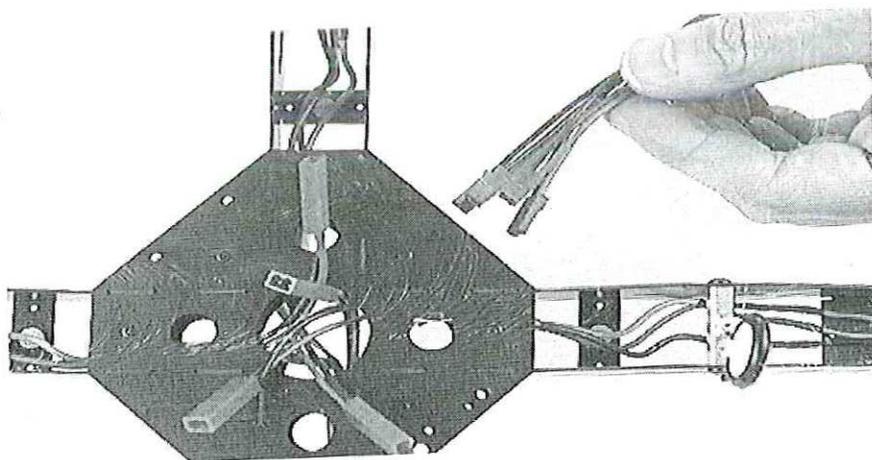
14. Instale cada motor con los tornillos M3x3.



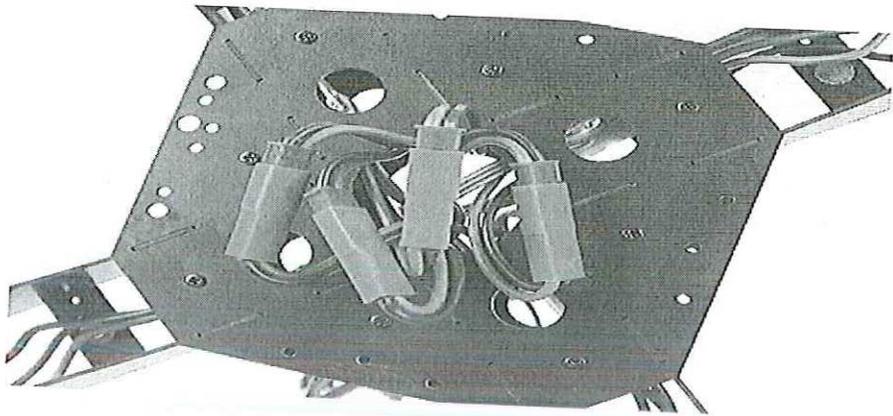
15. Conecte los cables del motor a la CES. **IMPORTANTE:** Tenga cuidado para aliviar estas juntas sin doblarse o uso de fuerza excesiva, de lo contrario puede romper el conector. También ...



asegurarse de que las conexiones del motor 2 y 4 (según el manual de instrucciones) se invierten para los cables negro y rojo.



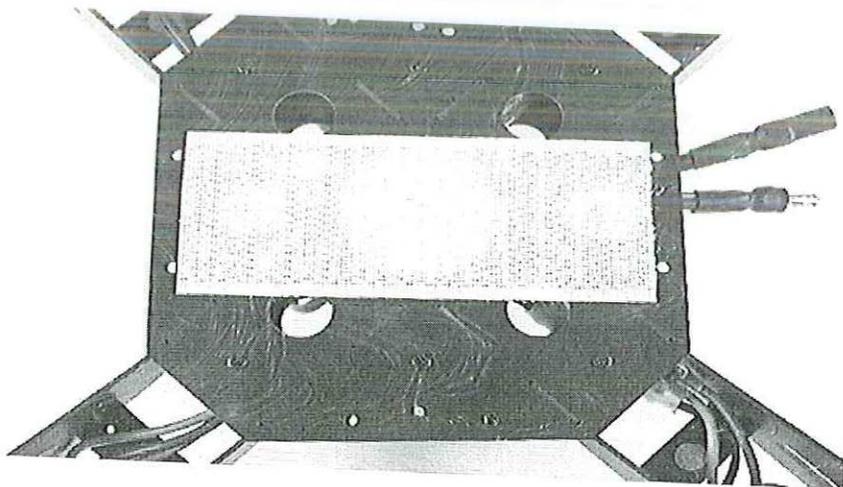
16. Pase el conector de alimentación de 4-en-1 por el lado derecho del marco y por el agujero superior ...



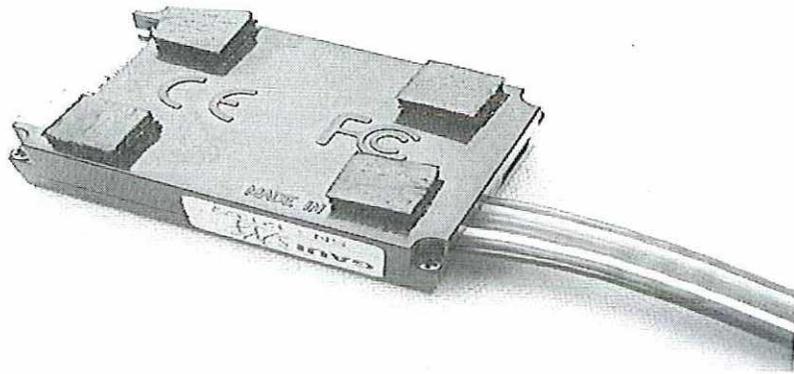
luego conectar hasta ...



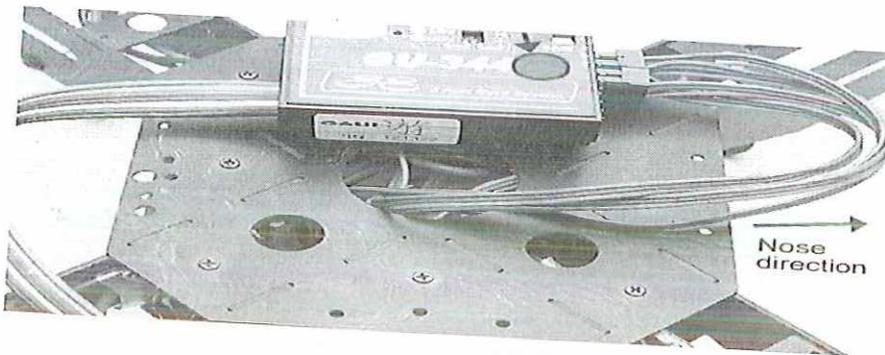
y darles de comer a través del orificio.



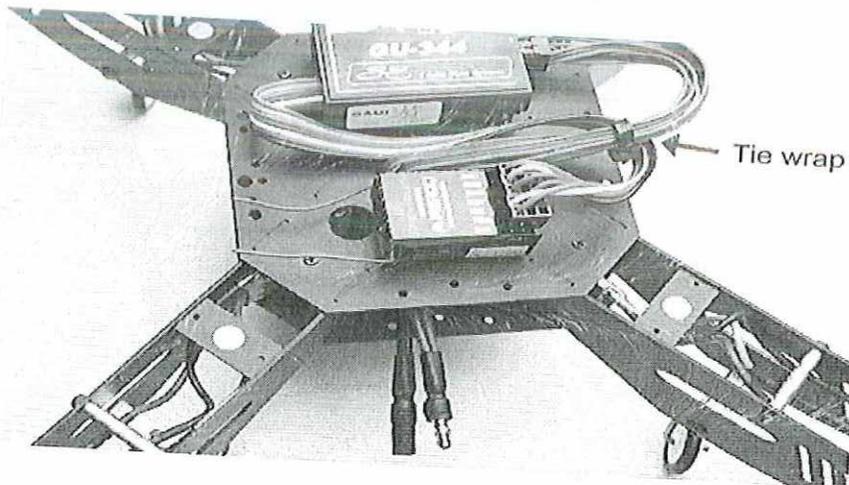
17. Aplique la tira de velcro (corte de 7,5 cm de longitud) en el panel inferior.



18. Tomar cuatro plazas de espuma de doble cara (sólo uso las que se incluyen en el kit) y se adhieren a las esquinas inferiores de la GU-344 giroscopio.

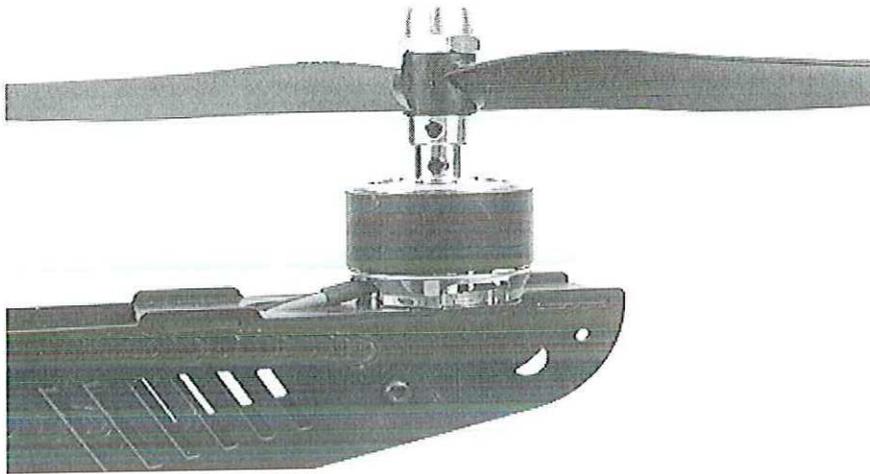


19. Conecte el giro en la posición indicada e insertar cada enchufe de la señal CES correctamente (como se muestra en el manual). **IMPORTANTE:** la flecha de la GU-344 placa de identificación debe ser en la dirección nariz

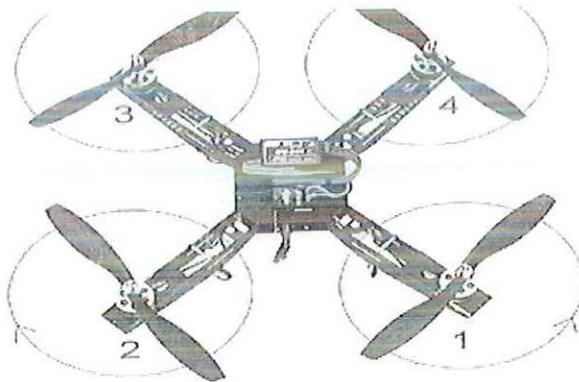


20. Inserte los tapones de la señal de la GU-344 al receptor correctamente (como se muestra en el manual). A continuación, conecte el receptor al marco con cinta de doble

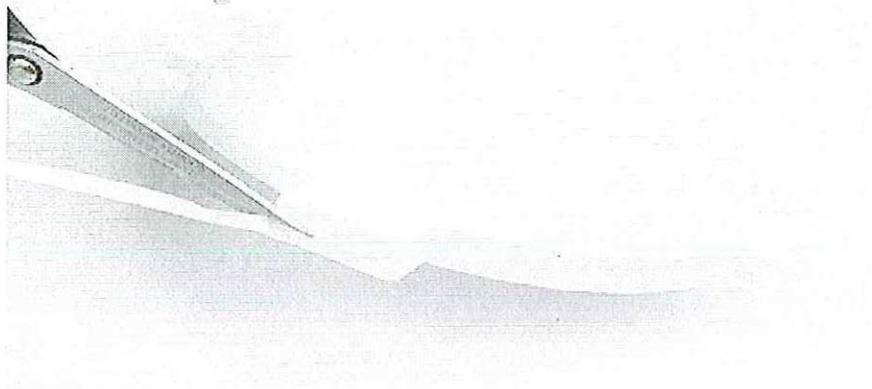
cara en la posición indicada. Sugerencia: usar una pequeña brida para mantener los cables ordenados.



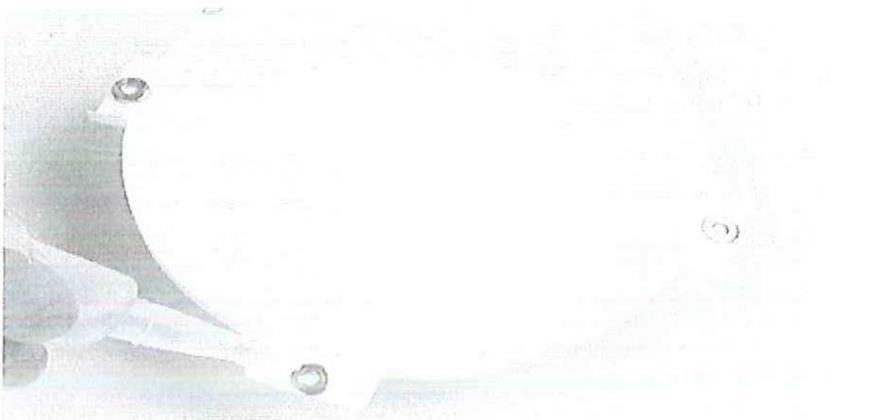
21. Montar los apoyos, los adaptadores y los hilanderos que el anterior, el logotipo Asegúrese de que el 'GAUI es hacia arriba en el apoyo ...



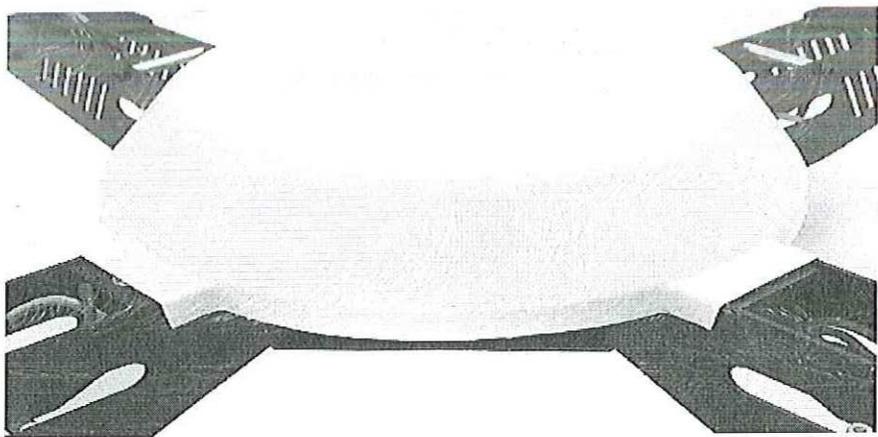
22. y que están bien colocadas para el sentido de giro como se muestra arriba. Fije el adaptador para el eje del motor con el tornillo allen M3X3. Apriete el tornillo con una llave pequeña.



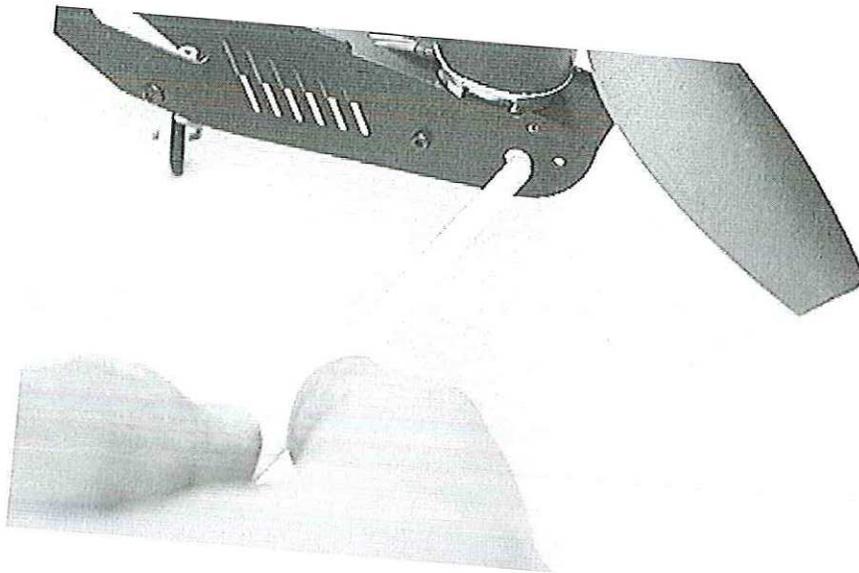
23. Recorte con cuidado el parabrisas a lo largo del borde levantado de la circunferencia con unas tijeras pequeñas.



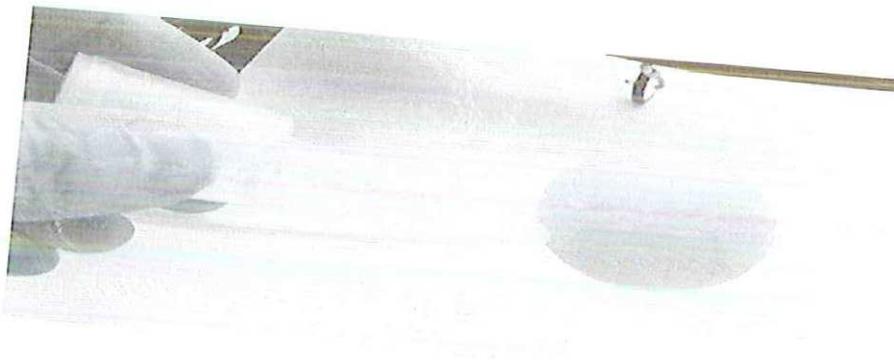
24. cianocrilato las arandelas de metal en las posiciones indicadas y dejar secar.



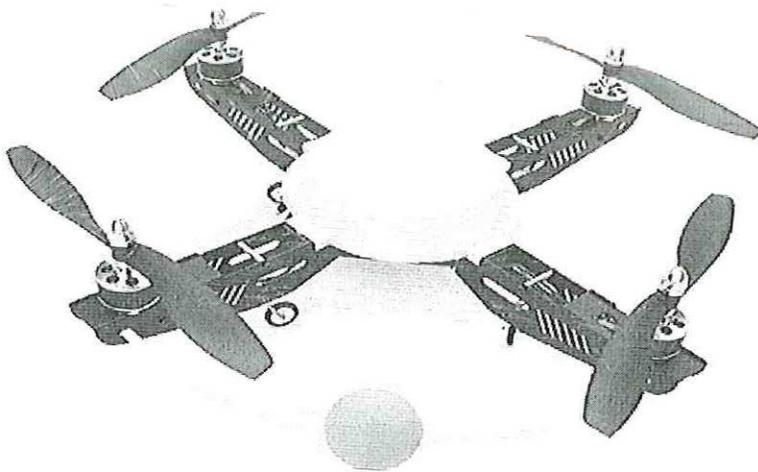
25. El parabrisas está simplemente en su lugar por los cuatro imanes.



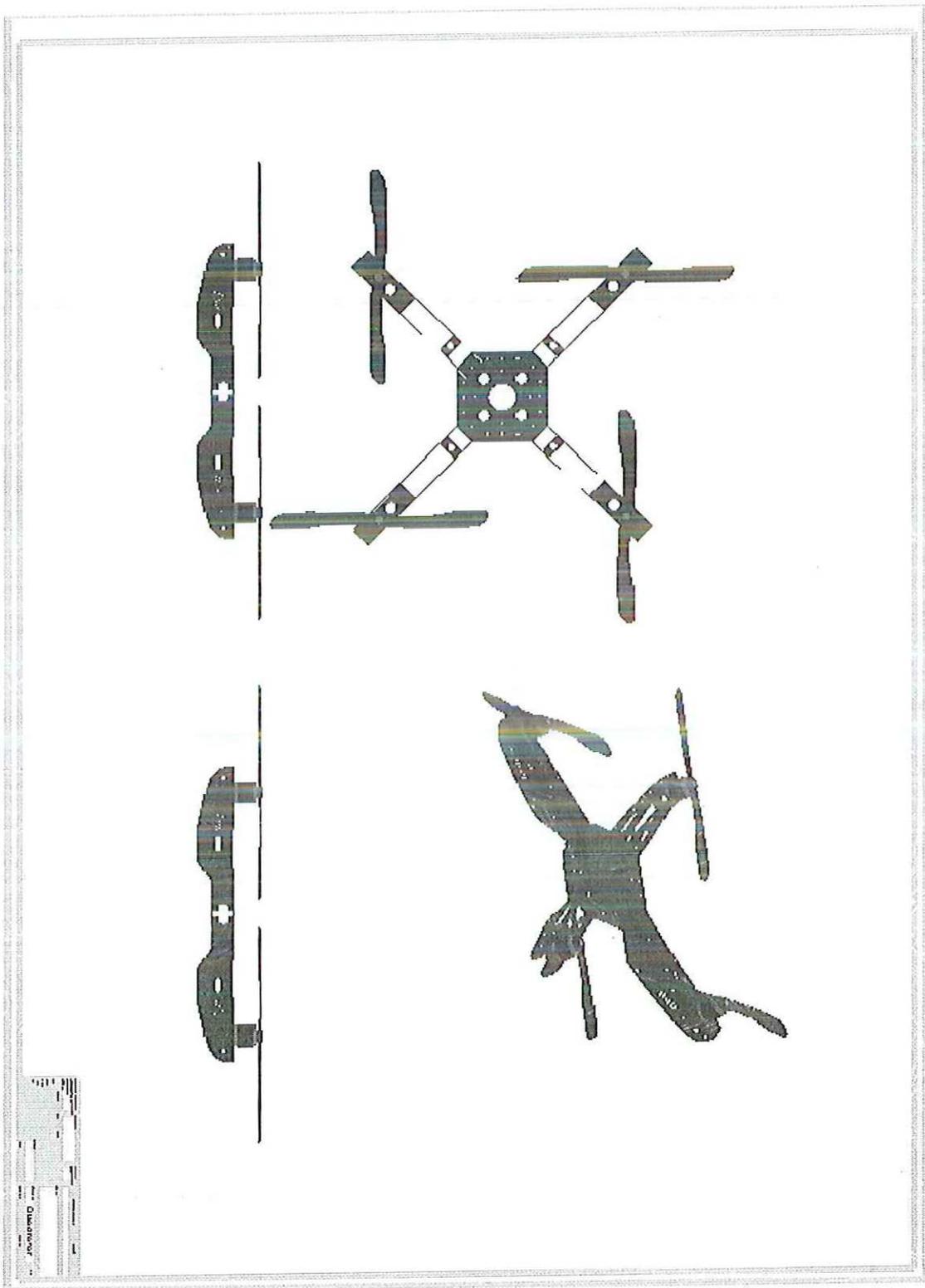
26. Empuje el tubo de plástico blanco a través del orificio externo de la estructura por debajo del motor de 4 ...

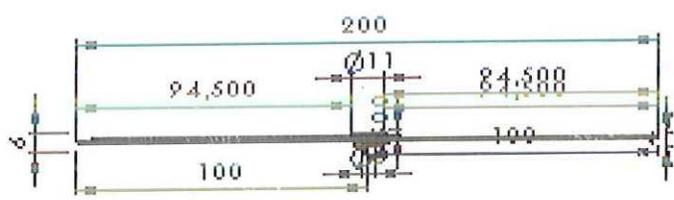
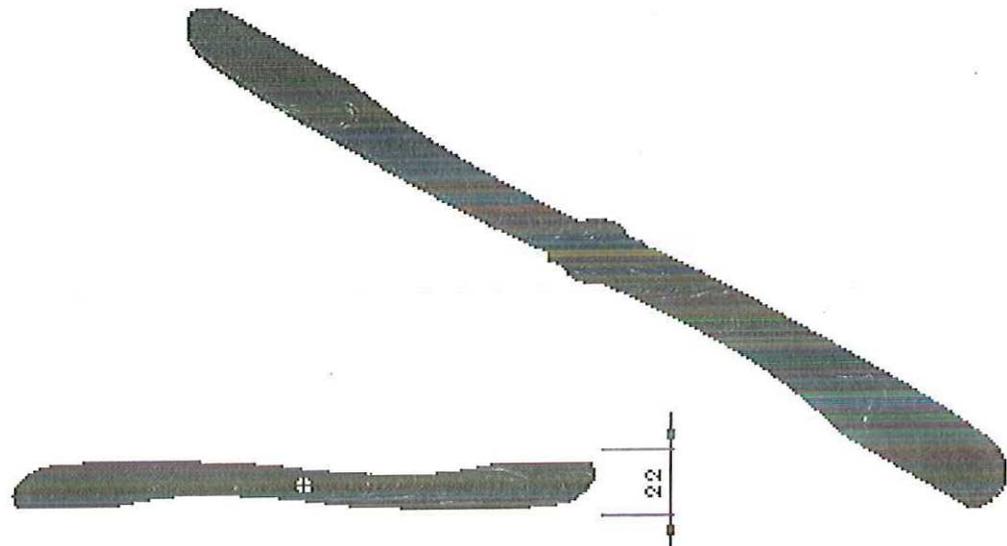


27. La batería se puede conectar después de aplicar el otro pedazo de velcro 7.5 cm de la superficie inferior.

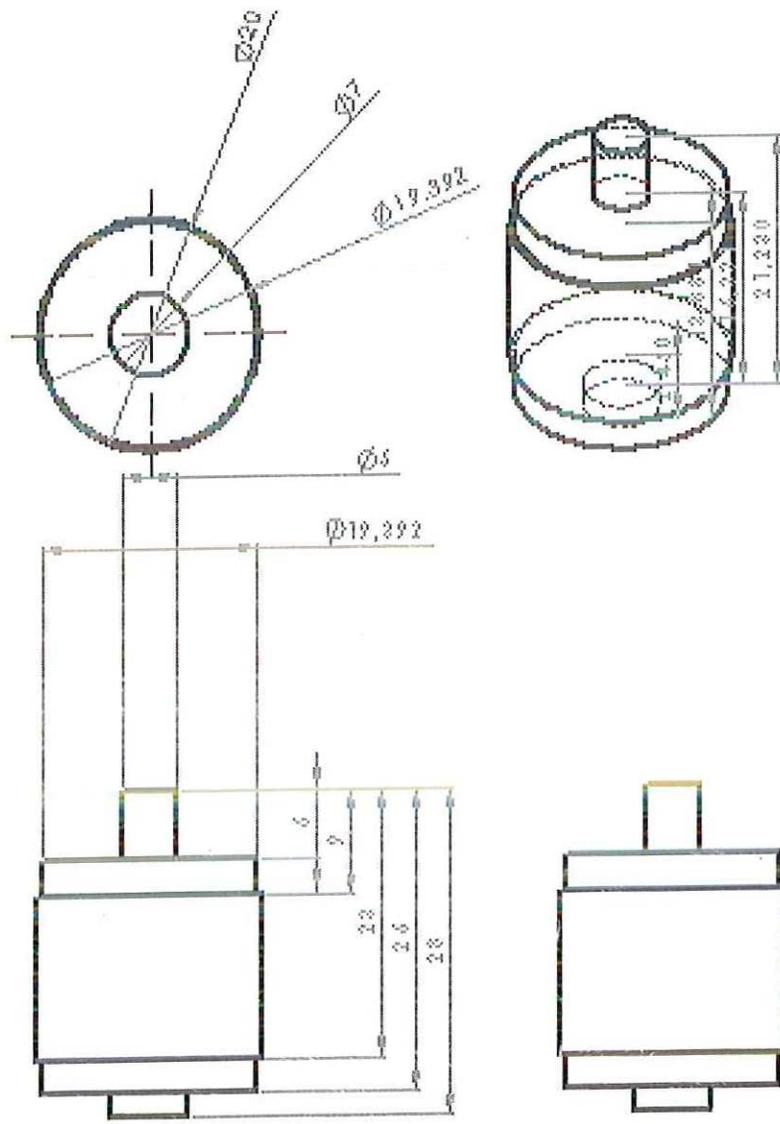


ANEXO 5: PLANOS EN SOLIDWORK

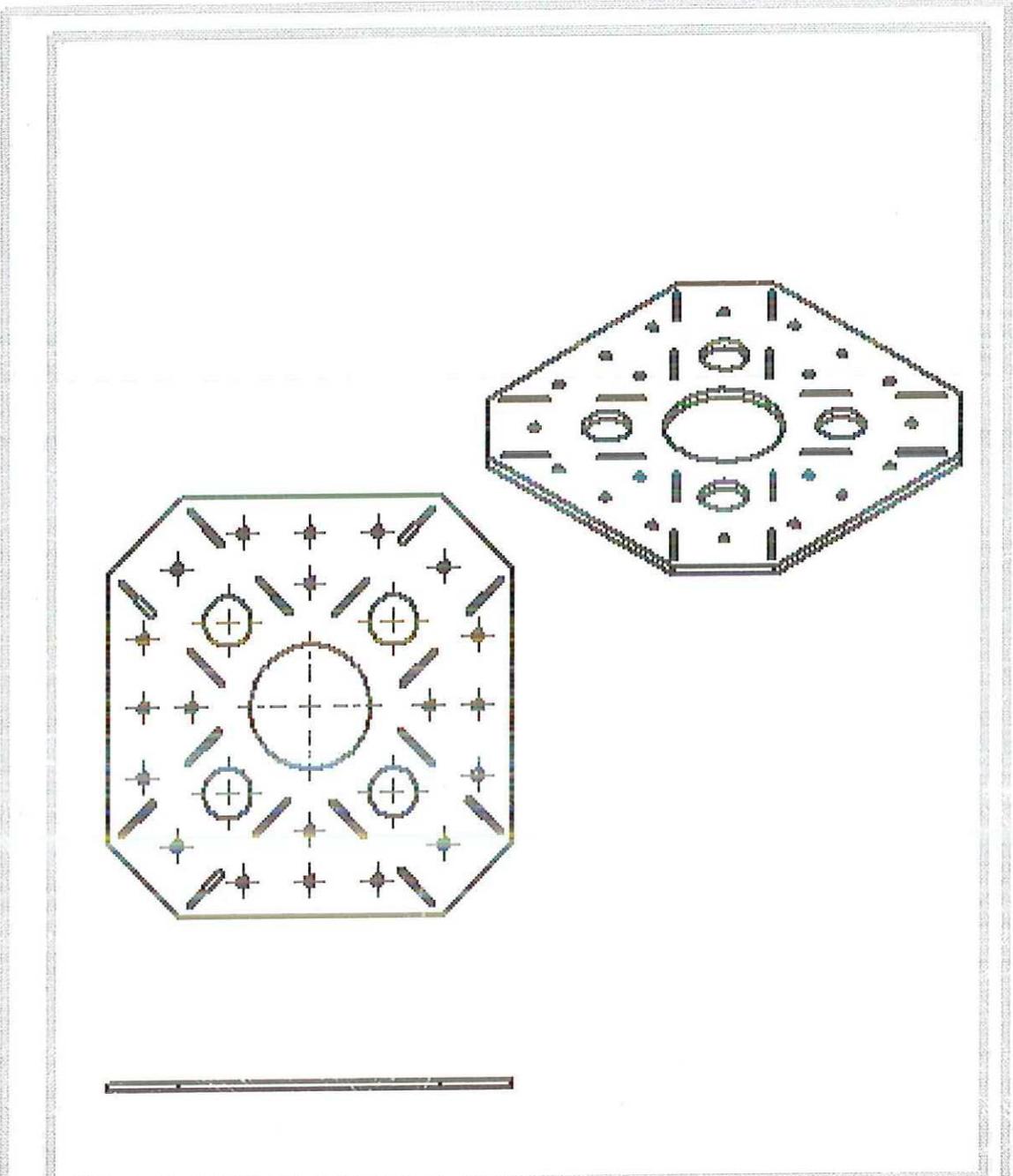




DISEÑO DE BOCALIO COMPRESOR		ACABADO		BIBLIOTECA		NO. DE BIFURCACION		EVALUACION	
DISEÑO DE BOCALIO COMPRESOR				BIBLIOTECA		UNAB			
DISEÑO DE BOCALIO COMPRESOR				BIBLIOTECA		SERGIO BELTRAN			
DISEÑO DE BOCALIO COMPRESOR				BIBLIOTECA					
DISEÑO DE BOCALIO COMPRESOR				BIBLIOTECA					
DISEÑO DE BOCALIO COMPRESOR				BIBLIOTECA					
DISEÑO DE BOCALIO COMPRESOR				BIBLIOTECA					



EMPRESA: UNAB NOMBRE: SERGIO BELTRAN TITULO: motor2		NOMBRE: UNAB NOMBRE: SERGIO BELTRAN NOMBRE: motor2	
AREA: FECHA: LUGAR: ESCALA:	AREA: FECHA: LUGAR: ESCALA:	AREA: FECHA: LUGAR: ESCALA:	AREA: FECHA: LUGAR: ESCALA:



UNIVERSIDAD NACIONAL DE SAN AGUSTIN FACULTAD DE INGENIERIA EN SISTEMAS ELECTRICOS Y ELECTRONICOS DEPARTAMENTO DE INGENIERIA EN ELECTRONICA		PLAN DE DISEÑO DE UN PROYECTO		NOMBRE DEL ALUMNO		FECHA	
				UNAB			
				SERGIO BELTRAN			
				PlacaBase			
				AA			

Otro de los parámetros a considerar es el Peso de la Lipo.

Cuanto más grande sea > Es mejor (falso)

Dado que el peso de la propia Lipo es una parte importante del peso total:

Por lo tanto parte de su energía se consume en llevarse a si misma.

La variedad de capacidades y de marcas comerciales es prácticamente infinita.

Solo como una referencia recojo unos ejemplos (Enero 2.010). Me imagino que mejorarán rápidamente.

Ejemplos - Lypos 3S1P

mAh	nº C	Peso (gramos)	Coste aprox. (\$)
1.050	30 C	100	16
1.800	30 C	167	19
2.650	30 C	247	23
4.000	30 C	347	33

SEGURIDAD

He dejado este tema para el final dado que considero que es uno de los más importantes las lipos pueden explotar.

Esto no significa que tenemos que tenerlas miedo y/o dejar de utilizarlas.

Tenemos que conocerlas y respetar las normas:

Utiliza solo cargadores que estén preparados específicamente para Lypos.

Comprueba que están equilibradas . Si es necesario equilibralas.

Nunca las descargues por debajo de los 3 voltios por celda. Se corre el riesgo de descargar excesivamente alguna celda, en paquetes desequilibrados

No las sobrecargue. Se corre el riesgo de sobrecarga de celdas, en paquetes desequilibrados.

Nunca cargue las lypos de forma desatendida (sin prestarlas atención).

Es muy peligroso cargarlas dentro del coche y/o en garajes.

Nunca perforo o abra las celdas (contienen productos químicos en estado liquido)

No corra el riesgo de cortocircuitos. Pueden explotar, por la gran energía desprendida debida a su gran capacidad de descarga (cientos de amperios).

Los paquetes hinchados indican lypos deterioradas. Deshágase de ellos.

No tires a la basura una lipo sin haberte asegurado que esta totalmente descargada y neutralizada:

Se puede descargar con una lámpara halógena de 12 voltios (de las empotradas en el techo).



Hay que, dejarlas después de que la lámpara se apaga, una hora más conectadas.

El consumo inicial es de unos 2 / 3 Amperios (30 Vatios / 12 voltios)

Después de descargarlas déjelas varias horas en un cubo de agua con sal gorda en el exterior

Deposite las lypos en un contenedor de reciclaje de pilas, (con las de los móviles)