
CAPÍTULO 1

ELECCIÓN DE HARDWARE

La elección del Hardware significa una parte muy importante del Proyecto, ya que las decisiones tomadas condicionan el resto del mismo. Una mala elección de alguno de los componentes puede resultar en complicaciones no previstas a la hora de la ejecución, causando contratiempos inesperados y trabajo excesivo. Es necesario, entonces, el estudio detallado de cada uno de los componentes a utilizar, comparando características, rendimientos y utilidades.

Elegir adecuadamente el Hardware necesario agiliza las etapas siguientes de todo el Proyecto. Resulta fundamental la toma de buenas decisiones, las cuales deben estar basadas en un previo estudio de cada etapa del proyecto, sus requerimientos, un estudio comparativo de las posibles soluciones y el conocimiento cabal de los componentes a utilizar.

1.1. Elección de plataforma física: Cuadricópteros

A la hora de la planificación del Proyecto se plantean dos opciones que se diferencian básicamente en el punto de partida. Ambas tienen como objetivo principal diseñar e integrar un sistema de control que permita al cuadricóptero mantener un vuelo autónomo, pero una de ellas consta además del diseño y el armado del mismo. Esta última incluye desafíos de ingeniería mecánica, conocimientos de resistencia, flexibilidad y peso de materiales, así como también diversas complicaciones a la hora de fabricar y armar las partes.

Teniendo en cuenta que se trata de un proyecto con tiempo acotado y su objetivo se centra en el control del vehículo, la necesidad de partir de hardware ya construido resulta imperiosa. Por ello se realiza un estudio sobre las opciones que el mercado ofrece en esta materia. Desafortunadamente, las opciones no son muy numerosas, disponiendo de cuadricópteros comerciales controlados a control remoto. Todos ellos incluyen un pequeño sistema de control integrado del cuál no es posible obtener información, ya que se trata de software privativo. Las opciones que el mercado ofrece son:

- Gaui 330X

- XAircraft X650
- Turbo Ace X720

Se procede a la comparación de los equipos mencionados y se analizan algunos aspectos fundamentales y críticos, como puede ser por ejemplo el peso del dispositivo y la carga útil que puede soportar.

Motor

Al estudiar las posibilidades nos encontramos con que en todos los casos los motores se controlan con modulación por ancho de pulsos, de ahora en más **PWM** por sus siglas en inglés, técnica en la cual se modifica el ciclo de trabajo de una señal periódica para controlar la cantidad de energía que se entrega a una carga.

En la tabla 1.1 se muestran las características de los motores de los 3 cuadricópteros considerados.

	GAUI 330X	XAircraft X650	Turbo Ace X720
Motor	Hélices de 8 pulgadas, 4 motores brushless con 4 ESCs de 10A	Hélices de 12 pulgadas, 4 motores brushless con 4 ESCs de 10A. Las hélices impulsadas por el motor tienen una eficiencia de 9g/W bajo carga nominal.	Hélices de 12 pulgadas, 4 motores brushless con 4 ESCs de 10A. Las hélices impulsadas por el motor tienen una eficiencia de 12g/W bajo carga nominal.

Cuadro 1.1: Comparación motores

Los motores *Brushless* son motores eléctricos alimentados con corriente continua. Tienen un sistema de conmutación eléctrico y presentan relaciones lineales entre *Corriente* y *Torque* y entre *Frecuencia* y *velocidad*. Son comúnmente utilizados en vehículos radio-controlados por su gran eficiencia, potencia, durabilidad y su bajo peso en comparación con los tradicionales motores *Brushed*. Sin embargo, los motores de CC *Brushless* son mucho más complicados de controlar, ya que la fase varía con la rotación del motor. Para controlarlos debe utilizarse un dispositivo llamado *Controlador eléctrico de velocidad*, o **ESCs**. Comúnmente los ESCs se clasifican según su corriente máxima, por ejemplo 10 amperes o 10A.

Como se puede ver en la tabla 1.1, todos los dispositivos utilizan motores similares y la única diferencia radica en que la eficiencia de los motores del *Turbo Ace X720* es mayor.

Tiempo de vuelo

El tiempo de vuelo puede resultar crítico según la aplicación considerada. En la tabla 1.2 se muestran los datos que se obtuvieron para los 3 cuadricópteros considerados.

	GAUI 330X	XAircraft X650	Turbo Ace X720
Tiempo de vuelo	Con batería de 2200mAh vuela entre 7 y 20 minutos	Vuela 12 minutos con batería de 2200mAh y carga menor a 1,5kg	Con batería de 2200mAh vuela 15 minutos a carga nominal y puede llegar a la media hora de vuelo con una batería de 10,000mAh

Cuadro 1.2: Comparación Tiempo de vuelo

Como se puede apreciar los tiempos de vuelo son similares en los 3 dispositivos, por lo que no será un factor determinante a la hora de tomar la decisión.

Un factor determinante en el tiempo de vuelo es la batería a utilizar. Deben considerarse 2 aspectos importantes: la capacidad de la batería y su peso. Si bien una batería con mayor capacidad permitirá mayor autonomía de vuelo, es claro que su peso también aumentará, lo cual a su vez, causará un mayor consumo. Los 3 cuadricópteros en consideración incluyen una batería de 3 celdas de Litio de 2200mAh.

Peso

La carga útil que el dispositivo pueda soportar juega un papel fundamental. Vale recordar que, además de toda la instrumentación que incluye el cuadricóptero, se incorporará un microprocesador, una batería independiente para su alimentación, un giróscopo, un acelerómetro, un GPS y alguna interfaz para la comunicación. A su vez es interesante conservar la posibilidad de integrar una cámara fotográfica convencional ya que puede ser de gran utilidad para numerosas aplicaciones. La fuerza que los motores pueden realizar es acotada, por lo que el peso del dispositivo influye directamente en la carga útil del mismo.

	GAUI 330X	XAircraft X650	Turbo Ace X720
Peso	700g	Versión de fibra de vidrio: 1100g. Versión de fibra de carbono: 950g.	990g
Carga útil	500g	Versión de fibra de vidrio: 700g. Versión de fibra de carbono: 850g.	1300g

Cuadro 1.3: Comparación peso y carga útil

Como se puede ver en la tabla 1.3, no cabe duda que el dispositivo que puede cargar con más peso es el *Turbo Ace X720*, lo cual constituye una ventaja considerable de este dispositivo frente a los otros.

Instrumentación

Toda la instrumentación que los dispositivos brindan está originalmente destinada al manejo mediante el control remoto. Todos ellos incluyen un acelerómetro y un giróscopo de 3 ejes y traen algún sistema de estabilización incluido, de forma tal

de facilitar el control.

Como ya se mencionó, se añadirá al cuadricóptero la instrumentación necesaria para su control automático, por lo cual la instrumentación incluida en el dispositivo carece de gran importancia. Sin embargo, resulta interesante conservar la posibilidad de controlarlo mediante el control remoto, ya que puede ser útil tanto en determinadas aplicaciones, como para evitar eventualidades en las primeras pruebas donde se testean los algoritmos de control desarrollados. El algoritmo de control deberá poder alternar entre estos dos modos de vuelo dándole prioridad al control remoto, de modo de conservar la integridad física del dispositivo ante fallas en los algoritmos de control.

	GAUI 330X	XAircraft X650	Turbo Ace X720
Instru- mentación	Sistema de estabilización integrado <i>GU344</i> : incluye giróscopo de 3 ejes y acelerómetro.	Giróscopo de 3 ejes y acelerómetro. Puede usar hasta 13 sensores para chequear actitud de vuelo, altitud, dirección, posición, temperatura, consumo energético, etc.	Giróscopo y acelerómetro de 3 ejes integrados. Se vende por separado el módulo GPS que incluye barómetro como medidor de altitud y brújula electrónica.

Cuadro 1.4: Comparación instrumentación

En la tabla 1.4 se muestra un resumen de la instrumentación incluida en cada cuadricóptero.

Control

El control mediante el mando remoto requiere de cierta práctica y habilidad para ejecutarlo de buena forma, por lo cual todos los algoritmos de control integrados que el dispositivo incluya significarán una interesante ventaja. Por otro lado se debe tener en cuenta que el control remoto se utilizará en reducidos casos, siendo el control automático el verdadero interés del proyecto. Es importante tener en cuenta que dichos algoritmos encarecen el precio del dispositivo y no serán utilizados con mucha frecuencia.

	GAUI 330X	XAircraft X650	Turbo Ace X720
Control	-	Software de configuración incluido. Dispositivo de control de 4 velocidades diseñado todo en 1. Soporta protocolos <i>Ultra PWM</i> y control de frecuencia hasta $500Hz$. Posee algoritmos de control de vuelo incorporados que hacen q sea mas fácil volarlo	Nivelación automática con control de altitud

Cuadro 1.5: Comparación control

Si bien el *XAircraft X650* es el que tiene más algoritmos de control implementados que facilitan su mando, se considera que el dispositivo que se adecúa más a nuestras necesidades es el *Turbo Ace X720*. Tiene un pequeño sistema de estabilización que ayuda a la hora de su control, pero no incluye demasiado software ni hardware que no será utilizado y encarecen al producto, como el *XAircraft X650*.

Dimensiones

Las dimensiones de los 3 cuadricópteros considerados se pueden apreciar en la tabla 1.6.

	GAUI 330X	XAircraft X650	Turbo Ace X720
Dimen- siones	33 cm entre ejes diagonalmente opuestos	61.5 cm entre ejes diagonalmente opuestos	61.5 cm entre ejes diagonalmente opuestos

Cuadro 1.6: Comparación dimensiones

Como se puede ver el *GAUI* es el más pequeño, mientras que los otros dos tienen el mismo tamaño aproximadamente.

En la figura 1.1 se pueden apreciar fotografías de los 3 equipos considerados.



Figura 1.1: Fotos de las posibles plataformas a utilizar

1.1.1. Definición de la plataforma - Cuadricóptero

- El *Turbo Ace X720* tiene hélices de 12 pulgadas y el grupo hélice motor proporciona una eficiencia de 12 g/W , superando a los otros dos cuadricópteros considerados.
- La carga útil que puede transportar el *Turbo Ace X720* es la mayor de todos los cuadricópteros considerados.
- El *Turbo Ace X720* trae un sistema de nivelación automática y estabilización que resultará útil al momento de controlarlo con el mando remoto. Además no incluye excesivas utilidades para este mando, las cuales no serían utilizadas y contribuirían a encarecer el precio.

Por todas las razones expuestas anteriormente y los análisis comparativos realizados se concluye que la opción que mejor se adecúa a nuestro proyecto es el **Turbo Ace X720**.

1.2. Inteligencia

Además de la plataforma física, deben seleccionarse componentes electrónicos capaces de procesar la información proveniente de los sensores, computar y ejecutar los algoritmos de control y generar las señales necesarias para transmitir las instrucciones a los motores.

Será necesario, entonces, seleccionar uno (o varios) componentes capaces de desarrollar las tareas mencionadas. Para ello, el sistema elegido deberá contar con:

- Un microprocesador con suficiente poder de cómputo.
- Un sistema de entradas y salidas que permita interactuar con la instrumentación y con el sistema de control de motores.
- Un sistema de memoria no volátil que permita mantener cargado el programa de control.
- Elementos de comunicación para establecer conexión con un PC.
- Un sistema de potencia que brinde energía al sistema con una autonomía suficiente.

Dado que el sistema utilizará motores brushless, es necesario contar con un sistema capaz de generar señales PWM, ya sea mediante software, hardware o ambas, para controlar los motores.

También será necesario que el sistema seleccionado tenga una interfaz UART que permita la comunicación con los sensores involucrados.

Es evidente que la elección de la inteligencia no puede realizarse en forma independiente, sino que estará fuertemente condicionada por la elección del resto de la arquitectura del sistema final. Por ello, las decisiones tomadas serán afectadas considerablemente por las características del resto de los componentes del sistema.

Teniendo en cuenta las restricciones anteriores, se seleccionaron varias arquitecturas posibles en una primera etapa. Se realizó un primer estudio de las diversas posibilidades ofrecidas, manejándose varias opciones.

Varias de ellas fueron descartadas por no cumplir todos los requisitos arriba mencionados. De las opciones que sí verificaban dichos requisitos fueron descartadas aquellas que implicaban más de un componente, optándose por considerar las opciones que fueran capaces de proveer todas las prestaciones arriba mencionadas integradas en una única placa.

Una vez realizado un primer análisis de las vastas posibilidades disponibles en el mercado se pre-seleccionaron las siguientes opciones:

1. Beagleboard XM
2. Gumstix Overo Fire

A continuación se desarrollarán y compararán las características fundamentales de ambas opciones, permitiendo así la selección de alguno de ellos en virtud de los requisitos del sistema que se desea implementar.

Procesadores: CPU y DSP

Es claro que el procesador es un componente determinante, pues será el encargado de computar completamente los algoritmos de control. También se encargará de manejar parte de la comunicación con la instrumentación y elementos de control. Finalmente, deberá ser capaz de manejar información proveniente de los canales de comunicación establecidos con un PC.

	Beagleboard XM	Gumstix Overo Fire
CPU	ARM Cortex A8 1Ghz, 256KB L2 cache, 1200 MIPS	ARM Cortex A8 720Mhz, 256KB L2 cache, 1200 MIPS
DSP	TMS320C64x+, 800Mhz	TMS320C64x+, 520Mhz

Cuadro 1.7: Procesadores

Resulta evidente que ambas opciones presentan los mismos procesadores, con la salvedad que ambos procesadores de la Beagleboard presentan una mayor frecuencia de reloj.

Memoria

La memoria disponible en el sistema (tanto estática como volátil) resulta de vital importancia, pues será allí que se guardará la información del programa de control, configuraciones, etc. Adicionalmente, es necesario contar con suficiente memoria volátil a la hora de procesar datos y ejecutar los algoritmos de control.

	Beagleboard XM	Gumstix Overo Fire
Volátil(RAM)	512Mb	256Mb
Estática	Sin memoria interna. Soporta microSD de hasta 4Gb	256Mb de memoria interna

Cuadro 1.8: Memoria

La superioridad de la Beagleboard en cuanto a memoria resulta evidente a partir del análisis anterior.

Dimensiones y peso

Si bien no resulta una característica determinante, es conveniente que las dimensiones y peso de la placa elegida sean lo menores posibles, de forma de no ocupar gran parte de la carga útil del cuadricóptero con electrónica asociada a la inteligencia implementada.

	Beagleboard XM	Gumstix Overo Fire
Dimensiones	85.09x87.63mm	17x58mm
Peso	36g	5.6g

Cuadro 1.9: Dimensiones y Peso

En cuanto a dimensiones y peso, la placa Gumstix Overo Fire parece ser más adecuada.

Programación y Sistema Operativo

Es importante tener en cuenta como será realizada la programación de los sistemas considerados (dónde se almacena el programa, hardware necesario para la programación, etc.) En particular, es conveniente poder contar con algún sistema operativo que facilite la tareas de programación, testeo y debugging.

	Beagleboard XM	Gumstix Overo Fire
Sistema Operativo	Booteable desde microSD	Booteable desde microSD
Programación	A través de SO. Puerto JTAG de 14 pines	A través de SO

Cuadro 1.10: Programación y Sistema Operativo

Es claro que la placa Beagleboard parece ser mejor en cuanto a sus prestaciones de programación.

Alimentación y Energía

La forma en que la placa elegida es alimentada, así como el grado de autonomía que pueda lograrse con la misma deben ser tenidos en cuenta.

Lograr un nivel de autonomía lo suficientemente grande permitirá que el sistema se mantenga en vuelo durante un tiempo mayor. Idealmente, la autonomía de la alimentación de la inteligencia no debería ser el factor determinante del tiempo de vuelo del dispositivo.

	Beagleboard XM	Gumstix Overo Fire
Alimentación	BeagleJuice. Sistema de alimentación diseñado específicamente para la Beagleboard. (Dimensiones idénticas a la misma. Conector estándar para BeagleBoard).	Alimentado desde una Daughter board: Zippy Flightmax 2200mAh 3S1P
Voltaje. Intensidad de Corriente. Capacidad	5V, 1.5A, 4500mAh	11.1V, 44A (= 2200mA x 1P x 20C), 2200mAh 20C
Autonomía	6.5 horas	No especificado
Dimensiones	85.09x87.63x10mm	102x37x24mm
Peso	40g	180g

Cuadro 1.11: Alimentación

Pareciera ser evidente que la Beagleboard resulta superior en cuanto a alimentación disponible, dado que el pack de baterías BeagleJuice fue diseñado específicamente para brindar alimentación a la misma.

Puertos e I/Os

Los puertos disponibles para entradas, salidas y/o comunicación serán también un factor determinante a la hora de definir la arquitectura del sistema, pues es imperativo que el sistema de control pueda comunicarse con los sensores, el sistema de control de motores, etc.

	Beagleboard XM	Gumstix Overo Fire
Puertos	<ul style="list-style-type: none"> ■ 14 pin JTAG ■ UART ■ 28 pin expansion port ■ LCD ■ DVI-D ■ S-VIDEO ■ Stereo in/out ■ USB-OTG ■ RS232 ■ EHCI ■ 4 USBs ■ 10/100Mbps Ethernet 	<ul style="list-style-type: none"> ■ wifi ■ bluetooth ■ 2x70 pin expansion board port ■ 27 pin camara port

Cuadro 1.12: Puertos

Cada opción presenta ventajas y desventajas con respecto a los puertos disponibles. Si bien la Beagleboard parece tener una mayor variedad de puertos, la Gumstix Overo Fire cuenta con puertos WiFi y Bluetooth integrados, lo cual resulta ser una ventaja considerable en términos de comunicación.

Comunicación

Es deseable que el sistema posea algún tipo de comunicación inalámbrica integrada.

	Beagleboard XM	Gumstix Overo Fire
WiFi	No	Sí
Bluetooth	No	Sí

Cuadro 1.13: Comunicación

La Gumstix Overo Fire resulta claramente superior en este aspecto.

Precio

El precio resulta ser, evidentemente, un factor importante a tener en cuenta.

	Beagleboard XM	Gumstix Overo Fire
Precio	149USD	220USD

Cuadro 1.14: Precio

Dada la diferencia de precios, sería deseable utilizar la Beagleboard, siempre y cuando esto no vaya en detrimento del desempeño final del sistema.

Otras características

Se presentan, a continuación, algunas características propias relevantes de cada uno de los sistemas propuestos.

	Beagleboard XM	Gumstix Overo Fire
Otras características	<ul style="list-style-type: none"> Existencia de Camera Boards integrables directamente en un puerto dedicado Existencia de la biblioteca OpenCV de visión computacional, optimizada para ser utilizada por Beagleboard 	<ul style="list-style-type: none"> Existencia de gran variedad de daughter boards con diversas funcionalidades

Cuadro 1.15: Otras características

Si se tiene en cuenta el objetivo secundario planteado (desarrollar un algoritmo de tracking visual), la Beagleboard parece ser más adecuada.

1.2.1. Definición de la inteligencia

En virtud del análisis anterior puede asegurarse que:

- La placa Beagleboard parece ser superior en los siguientes aspectos:
 - Procesadores
 - Memoria
 - Programación y Sistema Operativo
 - Alimentación
 - Puertos e I/Os
 - Precio
- La placa Gumstix Overo Fire parece ser superior en los siguientes aspectos:
 - Dimensiones y Peso
 - Comunicación
- Cada placa presenta sus características únicas, lo cual provee ventajas y desventajas para ambas arquitecturas posibles. Si se tiene en cuenta el objetivo secundario del proyecto, it est, la implementación de un sistema capaz de realizar tracking visual mediante una cámara, un sistema basado en la placa Beagleboard parecería ser más adecuado.

Teniendo en cuenta las observaciones anteriores, se optó por construir el sistema en base a una arquitectura basada en la placa Beagleboard.

1.3. Comunicación

La inteligencia debe comunicarse con dos bloques del sistema: el de los sensores y el de los motores sobre los cuales se actúa. Además es necesario comunicar a la inteligencia con una PC con el objetivo de programar tanto los algoritmos de control como los rumbos del sistema.

1.3.1. Comunicación con PC

La placa elegida posee diversos puertos USB, por dicho motivo se pueden utilizar dichos puertos para obtener una comunicación directa con la PC. Dicha comunicación sirve para programar el sistema en una primera etapa, sin embargo no parece la forma más adecuada de comunicarse con el cuadricóptero mientras el mismo se encuentra en el aire para reprogramar una ruta, o para modificar algún detalle de un algoritmo. Por dicho motivo se opta por alguna comunicación de tipo inalámbrica. Las opciones que consideradas fueron: WiFi, Bluetooth y GSM. Al poseer en la inteligencia un kernel de linux, la comunicación vía WiFi es muy sencilla de implementar. Por dicho motivo se opta por este tipo de comunicación. Al disponer de diversos puertos USB en la inteligencia se opta por un módulo WiFi USB.

1.3.2. Comunicación con instrumentación

En lo que respecta a la comunicación con la instrumentación se disponen de diversas opciones. Se tiene la posibilidad de comunicarse a través de un protocolo serie, I2C o incluso puertos USB. Por dicho motivo este aspecto no será analizado cabalmente en esta sección sino que se realizará al momento de analizar las opciones de comunicación.

1.3.3. Comunicación con motores

Los motores, tal como se explicó anteriormente, son comandados mediante señales PWM. Por lo tanto, la comunicación entre la inteligencia y los motores será cableada. La señal de entrada de los ESCs se conectará directamente a los pines de salida de la inteligencia donde se programen los PWM.

1.4. Instrumentación

Para poder controlar el sistema es importante poder conocer los valores que toman las variables del mismo. Como se verá en el capítulo sobre el desarrollo del modelo físico del cuadricóptero, las variables que es necesario conocer son:

- La aceleración en las tres coordenadas
- La velocidad angular del sistema

Por dicho motivo parece imprescindible dotar al sistema de sensores capaces de medir dichas magnitudes.

1.4.1. Acelerómetro

Previo a definir el acelerómetro, su principio básico de funcionamiento y su interés en la aplicación presentada, se debe realizar una discusión física sobre la caída libre como sistema de referencia.

En la física clásica, la fuerza gravitatoria que se ejerce sobre una masa es proporcional a la intensidad del campo gravitatorio en la posición en la cual se encuentra. La teoría general de la relatividad es una teoría métrica de la gravitación. Los fenómenos que en la mecánica clásica se le atribuyen a la acción de la fuerza de gravedad, corresponden a movimientos inerciales en una geometría curvada del espacio-tiempo en la teoría de la relatividad general.

Por lo tanto, desde el punto de vista de la física clásica, un sistema de referencia en caída libre es un sistema acelerado por la fuerza de la gravedad, y como tal, es no inercial.

Por el contrario, desde el punto de vista de la física relativista, el sistema está acelerado en el espacio, pero no en el espacio-tiempo, por lo tanto el sistema de referencia es inercial.

Saldada esta discusión se define un acelerómetro como un dispositivo capaz de medir su aceleración propia en el marco de referencia de la caída libre relativista. Esto implica que el dispositivo no mide siempre su cambio de velocidad en el espacio. Por ejemplo, la medida de un acelerómetro en caída libre será cero a pesar de que su velocidad crezca, de la misma forma se puede observar que un acelerómetro en reposo respecto de la Tierra, no dará una medida nula, sino que por el contrario medirá como aceleración g .

Existen diversos tipos de acelerómetro, en este caso se eligió trabajar con un acelerómetro contenido en un circuito integrado (tecnología MEMS). Las razones de esta elección son fundamentalmente tamaño y peso (críticos en la aplicación) y económicos. Los mismos son más pequeños, livianos y baratos que otras tecnologías.

Dicho acelerómetro procesa las medidas y las convierte a una salida eléctrica; la forma de dicha salida depende si el integrado es analógico o digital.

Los acelerómetros basados en tecnologías MEMS miden cambios internos de la transferencia de calor causada por la aceleración, ofreciendo ventajas significativas sobre

el empleo de una estructura tradicional sólida de masas de prueba. Ya que la masa de prueba en el diseño de los sensores MEMS son moléculas de gas, las estructuras móviles mecánicas son eliminadas dentro del acelerómetro.

Un acelerómetro de tres ejes no es otra cosa que un acelerómetro capaz de medir su aceleración propia en tres ejes de coordenadas.

Resulta fundamental dotar al cuadricóptero de un acelerómetro, el mismo será utilizado para obtener la aceleración lineal en cada instante. Integrando esta información se puede obtener la velocidad con la que se desplaza el sistema y por ende se puede obtener la posición del mismo conociendo la posición de partida. Este instrumento no provee toda la información necesaria para realizar el control del sistema. El sistema presenta 6 grados de libertad: las tres coordenadas de su centro de masa y los tres ángulos que determinan su orientación. En particular, el acelerómetro no detecta giros, por lo tanto es incapaz de aportarnos toda la información necesaria. Es imprescindible entonces dotar al cuadricóptero de un giróscopo.

1.4.2. Giróscopo

Un giróscopo es un instrumento que mide la velocidad angular del sistema en un marco de referencia inercial como el definido en la sección anterior. Las mismas restricciones sobre tamaño, peso y costos que se aplicaban para el acelerómetro se aplican aquí. Por dicho motivo se vuelve a optar por un instrumento de tecnología MEMS.

Desde el punto de vista teórico, procesando la información obtenida a partir del acelerómetro y del giróscopo se puede conocer en todo momento la posición del sistema y su orientación a partir de las condiciones iniciales.

En la práctica, sin embargo, esto no sucede así. Todas las medidas realizadas tienen un cierto error. Para obtener la orientación y la posición a cada instante se deben integrar las medidas obtenidas, por lo tanto, se integra también el error. Esto produce una acumulación de errores que afecta de forma considerable el resultado final luego de cierta cantidad de muestras.

Parece razonable, entonces, poder cotejar los datos que se obtienen mediante este método con datos obtenidos mediante otras fuentes. Es a partir de esta problemática que surge la necesidad de contar con un GPS. Se puede, cada cierto intervalo de tiempo, observar en cuanto difieren los resultados obtenidos integrando las medidas de los sensores con los datos que aporta el GPS, logrando de esta forma corregir los errores debido al *integration drift*.

1.4.3. GPS

La elección del GPS se basó casi totalmente en lograr la simplicidad del sistema. Existían muchas opciones, placas de diversos tamaños, con diversos tamaños de antenas, pero todas con similares especificaciones.

Las placas candidatas a estar a cargo de la inteligencia contaban con interfaces

USB, por lo que se optó por comprar un dongle GPS, cuyas especificaciones son similares a las del resto de las opciones, y se puede comunicar via USB. Existen drivers para dicho GPS en linux, por lo que la comunicación con el mismo no debería ser un problema.

Se optó por utilizar un GPS *Canmore GT-730F*.



Figura 1.2: Canmore GT-730F

1.4.4. Definición de instrumentación

En la secciones 1.4.1 y 1.4.2 se detalló el porqué de la elección de la tecnología MEMS para el acelerómetro y el giróscopo. Las razones fundamentales son el costo, tamaño y peso de los instrumentos, siendo los últimos dos críticos en la aplicación. A partir de esta definición surgen dos posibilidades, integrar los instrumentos diseñando un PCB o adquirir uno en el cual se encuentren los dos sensores. Al diseñar un PCB se reduce el costo de la instrumentación. El precio de cada chip ronda los 5 U\$, sumado al precio de algunas resistencias, capacitores y otros materiales necesarios para la construcción del PCB (Placa de cobre, percloruro, estaño, etc) hacen un total muy inferior al costo de comprar una placa ya armada (más de 60 U\$). Sin embargo, el proceso de diseño del PCB extiende los plazos en gran medida, se debe diseñar el circuito, construir y verificar su funcionamiento. El proceso mencionado tendrá probablemente una duración superior a las dos semanas, lo cual implica un retraso en varios aspectos del proyecto, ya que diversas tareas previamente definidas dependen fuertemente del funcionamiento de la instrumentación. Por otra parte el peso que representa el costo de adquirir una placa en la que se incluyan ambos sensores (acelerómetro y giróscopo) en el presupuesto total es muy bajo (4 %).

En base al análisis realizado se opta por adquirir una placa ya diseñada que contenga los sensores necesarios. Existe una gran diversidad de soluciones de instrumentación en el mercado. Debido a los requerimientos del proyecto se descartaron muchas de ellas. Las opciones consideradas finalmente se resumen en la siguiente tabla. La característica común a todas ellas es que pueden medir 6 grados de libertad, la misma cantidad de variables del sistema a controlar (tres coordenadas correspondientes a la posición del centro de masa, roll, yaw, pitch).

Los criterios que se fijaron para definir la instrumentación fueron los siguientes:

- Rango de medidas de los sensores
- Capacidad de cómputo

- Facilidad de programación (algunas placas incluyen microprocesadores)
- Comunicación disponible
- Compatibilidad con el resto del sistema
- Costo

En lo que respecta al rango de medida de los acelerómetros se definió que el mismo fuera de 3g. Dicha elección está fundamentada en que se planea un vuelo en el cual no se precisen considerar aceleraciones que sean muy superiores a la de la caída libre. Asimismo, se definió como rango de medida de los giróscopos un valor superior a los 300°/s, de forma que el sistema pueda realizar un giro casi completo en cualquiera de los tres ejes en 1 segundo. Lo que se observa es que todos los acelerómetros y giroscopos de las placas de esta preselección cumplen con dicho requerimiento.

	Acelerómetro		Giróscopo	
	Rango	Sensibilidad	Rango	Sensibilidad
CHR-6d	3g	300mV/g	400°/s ó 100°/s	2.5mV/(°/s) ó 2.5mV/(°/s)
Atomic IMU	1.5g ; 6g	800mV/g 200mV/g	300°/s	3.3mV/(°/s)
IMU Digital Com- bo Board	2g ; 16g	356LSB/g 321LSB/g	2000°/s	14.375 LSB/(°/s)
IMU Analgo Com- bo Board Razor	3g	300mV/g	300°/s 1200°/s	3.3mV/(°/s) 0.83mV/(°/s)
IMU Fusion Board	2g	256 LSB/g	250°/s 2000°/s	131 LSB/(°/s) 16.4 LSB/(°/s)

Cuadro 1.16: Sensores

Resulta conveniente que la instrumentación posea un microprocesador. La razón principal para esto es que le ahorra tiempo a la inteligencia del sistema en el procesamiento de las medidas crudas de los sensores. Los sensores presentan sus medidas constantemente en forma analógica o digital dependiendo del sensor en cuestión. En caso de ser una medida analógica la misma debe ser, en primer lugar, digitalizada. Una vez que se tiene la medida digitalizada se debe realizar un procesamiento que consiste básicamente en ponerle una marca de tiempo a cada medida y asociarle una etiqueta correspondiente al sensor que la realizó. Resulta sumamente interesante que no sea el procesador principal quien se encarga de esta identificación, sino que el mismo reciba los datos pre-procesados. Por esta razón se favorecieron las placas que incluyeran un microprocesador.

	Frecuencia reloj	Largo de palabra	RAM	Flash
CHR-6d	72MHz	32 bits	20Kb	64Kb
Atomic IMU	10MHz	8 bits	2Kb	32Kb
IMU Digital Combo Board	-	-	-	-
IMU Analgo Combo Board Razor	-	-	-	-
IMU Fusion Board	-	-	-	-

Cuadro 1.17: Características de los microprocesadores

En caso de optar por una placa con microprocesador resulta fundamental que la misma sea sencilla de programar. Las razones son evidentes, ya que si los algoritmos que vienen programados de fábrica no resultan adecuados para la aplicación éstos deberían poder ser modificados fácilmente.

También parece importante que el código de fábrica sea abierto, principalmente para comprender su funcionamiento y poder procesar adecuadamente los datos que se obtengan de los sensores. Es interesante además poder modificar secciones puntuales de código, sin necesidad de reprogramar completamente el microprocesador.

La comunicación no resultó un factor crítico ya que todos los candidatos a procesador principal poseen diversas interfaces (UART, I2C, Conversores AD). Sin embargo, debido a la familiarización del grupo de proyecto con las comunicaciones serie, se prefirió dar prioridad a aquellas placas que se comunicaran via UART (en caso de que se optara por una placa con microprocesador).

En lo que respecta a compatibilidad con el sistema, se buscó que la alimentación de la placa fuera la misma que la del procesador principal. Por dicha razón lo ideal sería que la placa pueda ser alimentada a 5V.

A partir de las consideraciones anteriores, se considera que la solución más adecuada para el objetivo que se plantea en esta sección es la placa *Razor Atomic IMU*. Dicha placa cumple con los rangos de medida especificados anteriormente y posee un procesador de 8 bits con un reloj de 10MHz.

Existen ya scripts en C disponibles para programar el dispositivo. Los mismos pueden ser modificados en caso de no cumplir con todos los requerimientos necesarios.

La placa dispone de un puerto JTAG para programación.

La forma que tiene la placa de presentar los datos obtenidos de los sensores es a través de un puerto serie capaz de transmitir datos con una tasa de transferencia de 115.200bps.

Cabe aclarar que la Atomic IMU es la única de las soluciones consideradas que puede ser alimentada con una fuente de tensión de 5V.

Finalmente, el costo de la misma es de los más bajos dentro de las posibilidades consideradas.

En la figura 1.3 se puede observar la placa de instrumentación escogida:



Figura 1.3: Atomic IMU

CAPÍTULO 2

MODELO FÍSICO

Resulta imprescindible para controlar el cuadricóptero comprender cabalmente su comportamiento. Con esta óptica, lo que se busca es obtener el modelo más sencillo que sea capaz de representar adecuadamente al sistema. El objetivo de esta sección es el de realizar el desarrollo de dicho modelo. La forma de modelar el sistema elegida es un Modelo de Variables de Estado, de ahora en más MVE.

Al tratarse de una plataforma comercial no se dispone de todos los parámetros fundamentales para el desarrollo de dicho modelo. Por ejemplo, no se conoce como es la respuesta de los motores (tanto velocidad como empuje), el tensor de inercia del sistema, etc.

Por lo tanto dividiremos el análisis del modelo en varias etapas. La primera de ellas consiste en obtener las constantes del sistema, luego se procede a caracterizar la respuesta de los motores, a continuación se desarrolla el modelo teórico, finalmente en la última sección se presentan los resultados obtenidos con dicho modelo y se contrastan con la realidad.

Para el estudio en cuestión se considerará el cuadricóptero según las convenciones expresadas en la figura 2.1:

Por un lado se definen las coordenadas "del mundo" (i_I, j_I, k_I) , un sistema de referencia inercial fijo. Las magnitudes correspondientes a la base de este referencial se notarán con el subíndice I . Por otro lado se utilizará el sistema de referencia (i_q, j_q, k_q) solidario al cuadricóptero. En este caso las magnitudes medidas en ese referencial se notarán con el subíndice q . En la figura 2.1 se pueden apreciar ambos sistemas de referencia.

2.1. Constantes del sistema

En una primera aproximación podemos descomponer al cuadricóptero en una esfera maciza en el centro, cuatro varillas y cuatro motores considerados como cilindros.

2.1.1. Dimensiones

Bajo estas suposiciones las cantidades de interés en lo que refiere a las dimensiones de sistema son:

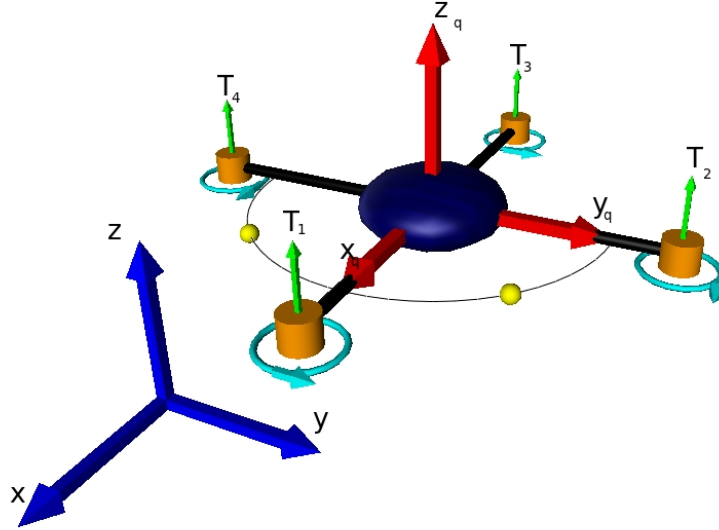


Figura 2.1: Modelo del cuadricóptero

- Radio de la esfera central (R)
- Largo de las varillas (L)
- Radio de los motores(r)

2.1.2. Masa del sistema

La masa de los objetos que componen al sistema son:

	Masa por elemento	Cantidad	Masa total
Esfera Central	M_E	1	M_E
Varilla	M_V	4	$4M_V$
Motores	M_M	4	$4M_M$
Masa Total	M		

Cuadro 2.1: Masas de los objetos que componen al sistema

2.1.3. Tensor de inercia del sistema

El tensor de inercia del sistema puede calcularse como la suma de los tensores de inercia de los rígidos que lo componen. Se considera como fue expresado anteriormente el centro del cuadricóptero como una esfera maciza. El tensor de inercia de dicha esfera puede calcularse a partir de la definición misma de tensor de inercia, sin embargo por ser una forma geométrica de vasto uso en el campo de la mecánica su tensor de inercia se encuentra ya tabulado. Sucede lo mismo con las restantes formas geométricas que componen al sistema.

En el caso de la esfera se tiene que el tensor de inercia respecto de su centro de masa es:

$$\Pi_{G_E}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} = M_E \begin{pmatrix} \frac{2R^2}{5} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{2R^2}{5} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{2R^2}{5} \end{pmatrix}$$

En este caso el centro de masa del sistema corresponde al centro de masa de la esfera a partir de ciertas suposiciones que se realizan sobre la simetría del sistema. Por dicho motivo podemos afirmar que $\Pi_{G_E}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} = \Pi_{O'_E}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}}$, siendo O' el centro de la esfera.

Por otra parte el tensor de inercia de una varilla, cuya longitud coincide con el versor \vec{i}_q , respecto a su centro de masa tiene la forma:

$$\Pi_{G_{Vx}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} = M_V \begin{pmatrix} \frac{L^2}{6} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{L^2}{12} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{L^2}{12} \end{pmatrix}$$

Sin embargo resulta mucho más interesante obtener el tensor de inercia expresado respecto del centro de masa del sistema. Para realizar dicho cambio se utiliza el Teorema de Steiner. Dicho teorema afirma que: $\Pi_Q = \Pi_G + J_Q^{M,G}$, donde los términos de $J_Q^{M,G}$ pueden calcularse como: $(J_Q^{M,G})_{\alpha\beta} = M(G-Q)^2\delta_{\alpha\beta} - M(G-Q)_\alpha M(G-Q)_\beta$. El término $\delta_{\alpha\beta}$ es conocido como Delta de Kronecker. Su valor es uno si $\alpha = \beta$ y cero si $\alpha \neq \beta$. En el caso en consideración dicha matriz resulta en:

$$J_{O'}^{M_{Vx},G} = M_V \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & (\frac{L}{2} + R)^2 & 0 \\ 0 & 0 & (\frac{L}{2} + R)^2 \end{pmatrix}$$

Por lo tanto el momento de inercia total de dicha varilla es:

$$\Pi_{O'_{Vx}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} = M_V \begin{pmatrix} \frac{L^2}{6} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{L^2}{12} + (\frac{L}{2} + R)^2 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{L^2}{12} + (\frac{L}{2} + R)^2 \end{pmatrix}$$

Análogamente, el tensor de inercia de una varilla cuya longitud se encuentra respecto de la dirección \vec{j}_q respecto del centro de masa del sistema es:

$$\Pi_{O'_{Vy}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} = M_V \begin{pmatrix} \frac{L^2}{12} + (\frac{L}{2} + R)^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{L^2}{6} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{L^2}{12} + (\frac{L}{2} + R)^2 \end{pmatrix}$$

Sucede algo similar en lo que respecta a los motores. Tendremos un tensor de inercia para los motores que se encuentran sobre la dirección \vec{i}_q y otro para los motores que se encuentran sobre la dirección \vec{j}_q . Aproximando cada motor por un cilindro obtenemos en el primer caso el tensor de inercia tiene el valor:

$$\Pi_{O'_{Mx}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} = M_M \begin{pmatrix} \frac{r^2}{4} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{r^2}{4} + (L + R + r)^2 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{r^2}{2} + (L + R + r)^2 \end{pmatrix}$$

En el otro caso se tiene que:

$$\Pi_{O'_{My}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} = M_M \begin{pmatrix} \frac{r^2}{4} + (L + R + r)^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{r^2}{4} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{r^2}{2} + (L + R + r)^2 \end{pmatrix}$$

Llamaremos por conveniencia I_{zz_m} al termino $\frac{r^2}{2} + (L + R + r)^2$. El tensor de inercia del sistema completo puede calcularse como:

$$\Pi_{O'}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} = \Pi_{O'_E}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} + 2\Pi_{O'_{Vx}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} + 2\Pi_{O'_{Vy}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} + 2\Pi_{O'_{Mx}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} + 2\Pi_{O'_{My}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}}$$

Podemos escribir dicho tensor de inercia como:

$$\Pi_{O'_{My}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix}$$

2.2. Desarrollo teórico

El desarrollo teórico de la dinámica del sistema consta de algunas consideraciones que si bien no son exactas se considera a priori que son una buena aproximación del sistema y que simplifican considerablemente el desarrollo del modelo en cuestión. En particular la geometría que fue supuesta permite que todos los tensores de inercia sean diagonales en el sistema relativo al cuadricóptero.

2.2.1. Sistema de Referencia

Como ya se mencionó, a lo largo del presente desarrollo se trabajará constantemente con dos sistemas de referencia: uno inercial¹ solidario a la tierra (S_I) y otro solidario al cuadricóptero (S_q) como se muestra en la figura 2.1. El sistema S_q se puede obtener realizando tres rotaciones compuestas del sistema S_I , dichas rotaciones se muestran en la figura 2.2.

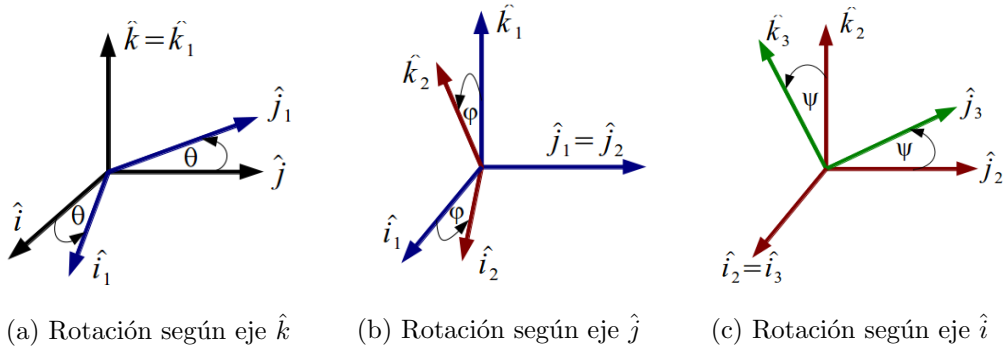


Figura 2.2: Rotaciones

La importancia del sistema S_q radica en las simplificaciones que introduce a la hora de escribir las ecuaciones, ya que por ejemplo en dicho sistema el empuje de las hélices, los torques que introducen y velocidades angulares de los motores del quadcopter tienen siempre la misma dirección.

Las tres transformaciones pueden representarse matricialmente de la siguiente forma:

¹En esta sección se consideran sistemas inerciales en el sentido clásico

$$H_I^1 = \begin{pmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} H_1^2 = \begin{pmatrix} \cos \phi & 0 & -\sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi & 0 & \cos \phi \end{pmatrix} H_2^q = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi & \sin \psi \\ 0 & -\sin \psi & \cos \psi \end{pmatrix}$$

La transformación de las coordenadas del sistema inercial al sistema solidario al cuadricóptero se obtiene realizando el producto de las tres matrices de rotación definidas.

$$H_I^q = H_2^q \cdot H_1^2 \cdot H_I^1 = \begin{pmatrix} \cos \phi \cos \theta & \cos \phi \sin \theta & -\sin \phi \\ \cos \theta \sin \phi \sin \psi - \cos \psi \sin \theta & \cos \psi \cos \theta + \sin \phi \sin \psi \sin \theta & \cos \phi \sin \psi \\ \sin \psi \sin \theta + \cos \psi \cos \theta \sin \phi & \cos \psi \sin \phi \sin \theta - \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi \end{pmatrix}$$

A su vez, para pasar de las coordenadas del sistema (S_q) a las del sistema (S_I) se debe multiplicar por la matriz H_q^I que puede calcularse como:

$$H_q^I = (H_2^q \cdot H_1^2 \cdot H_I^1)^{-1} = (H_I^1)^{-1} \cdot (H_1^2)^{-1} \cdot (H_2^q)^{-1} = H_I^1 \cdot H_1^2 \cdot H_q^2$$

2.2.2. Cinemática

Además de la relación entre las coordenadas de un sistema y del otro, es útil conocer la relación que existe entre la velocidad angular del sistema y las derivadas de los ángulos de euler. Por como fue construido el sistema de referencia solidario al cuadricóptero, se deduce trivialmente que la velocidad angular del mismo se puede escribir como:

$$\vec{\omega} = w_{q1} \vec{i}_q + w_{q2} \vec{j}_q + w_{q3} \vec{k}_q = \dot{\theta} \vec{k} + \dot{\phi} \vec{j}_1 + \dot{\psi} \vec{i}_2$$

Al realizar la última rotación el vector \vec{i}_2 no se modifica. Por otra parte, multiplicando los vectores \vec{k} y \vec{j}_1 por las matrices $H_1^2 \cdot H_2^q$ y H_2^q respectivamente se puede obtener la velocidad angular del cuadricóptero en el sistema de coordenadas referido a el. Lo que tenemos entonces es:

$$\vec{\omega} = w_{q1} \vec{i}_q + w_{q2} \vec{j}_q + w_{q3} \vec{k}_q = (\dot{\psi} + \dot{\theta} \sin \phi) \vec{i}_q + (\dot{\phi} \cos \psi + \dot{\theta} \cos \phi \sin \psi) \vec{j}_q + (\dot{\theta} \cos \phi \cos \psi - \dot{\phi} \sin \psi) \vec{k}_q$$

De esta ecuación se obtienen tres relaciones entre las velocidades angulares respecto de cada eje principal del sistema de coordenadas solidario al cuadricóptero con las derivadas de los ángulos de euler. Podemos re escribir dicha ecuación de la siguiente forma:

$$\begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \omega_{q1} + \omega_{q3} \tan \phi \cos \psi + \omega_{q2} \tan \phi \sin \psi \\ \omega_{q2} \cos \psi - \omega_{q3} \sin \psi \\ \omega_{q3} \frac{\cos \psi}{\cos \phi} + \omega_{q2} \frac{\sin \psi}{\cos \phi} \end{pmatrix}$$

De la misma forma deduciremos la relación que existe entre la velocidad del sistema expresada en el marco de referencia inercial con la velocidad expresada en el sistema de referencia solidario al cuadricóptero. Lo que tenemos es que:

$$\dot{x} \vec{i} + \dot{y} \vec{j} + \dot{z} \vec{k} = v1 \vec{i}_q + v2 \vec{j}_q + v3 \vec{k}_q$$

Para pasar del un sistema de referencia al otro alcanza con multiplicar por la matriz de cambio de base definida previamente. Operando se obtiene la siguiente relación entre las magnitudes de interés.

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_{q1} \cos \phi \cos \theta + v_{q2}(\cos \theta \sin \phi \sin \psi - \cos \phi \sin \theta) + v_{q3}(\sin \psi \sin \theta + \cos \psi \cos \theta \sin \phi) \\ v_{q1} \cos \phi \sin \theta + v_{q2}(\cos \psi \cos \theta + \sin \theta \sin \phi \sin \psi) + v_{q3}(\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \cos \theta \sin \psi) \\ -v_{q1} \sin \phi + v_{q2} \cos \phi \sin \psi + v_{q3} \cos \phi \cos \psi \end{pmatrix}$$

Detendremos en este punto el análisis cinemático para considerar la dinámica del sistema.

2.2.3. Dinámica del Sistema

Existen diversas formas de atacar el problema de la dinámica de un sistema, en particular se puede encarar el problema desde la mecánica analítica o realizando consideraciones energéticas, sin embargo en este caso se elije trabajar con las ecuaciones cardinales.

Primera Cardinal

La primer cardinal indica que en un sistema inercial la suma de las fuerzas externas a un objeto es igual a su masa total por su aceleración. Esto se puede escribir:

$$\sum \vec{F}_{ext} = M\vec{a}$$

Debido a que el sistema estará dotado de un acelerómetro que medirá la aceleración respecto de los ejes del sistema solidario al cuadricóptero, parece más interesante obtener la primera cardinal en función de dicha aceleración y no de la aceleración expresada en el sistema de referencia inercial. El vector aceleración se puede obtener derivando la velocidad. Para realizar la derivada de un vector expresado en un sistema móvil puede utilizarse la siguiente formula:

$$\frac{d\vec{A}}{dt} = \frac{d\vec{A}}{dt} + \vec{\Omega} \times \vec{A}$$

En la ecuación anterior $\frac{d}{dt}$ representa la derivada temporal, mientras que $\frac{d}{dt}$ representa la derivada temporal respecto del sistema móvil. Por otra parte $\vec{\Omega}$ es la velocidad angular del sistema móvil respecto al inercial. Operando se obtiene:

$$\vec{a} = (\dot{v}_{q1} + v_{q3}\omega_{q2} - v_{q2}\omega_{q3})\vec{i}_q + (\dot{v}_{q2} + v_{q1}\omega_{q3} - v_{q3}\omega_{q1})\vec{j}_q + (\dot{v}_{q3} + v_{q2}\omega_{q1} - v_{q1}\omega_{q2})\vec{k}_q$$

Las fuerzas que actúan sobre el sistema son los empujes de cada turbina y el peso. Los empujes (T_i con $i = 1,4$) son en el sentido de \vec{k}_q mientras que el peso es en el sentido de \vec{k} . Para obtener el peso en el sistema S_q alcanza con realizar el cambio de base del sistema S_I al sistema solidario al cuadricóptero. Esto se logra multiplicando el vector correspondiente a la fuerza del peso $(0, 0, -Mg)^T$ por la matriz de cambio de base H_I^q . El empuje de los motores puede escribirse como:

$$\sum_{i=1}^{i=4} \vec{T}_i = \sum_{i=1}^{i=4} T_i \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}$$

Operando se puede reescribir la primer cardinal de la siguiente forma:

$$\begin{pmatrix} \dot{v}_{q1} \\ \dot{v}_{q2} \\ \dot{v}_{q3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_{q2}\omega_{q3} - v_{q3}\omega_{q2} \\ v_{q3}\omega_{q1} - v_{q1}\omega_{q3} \\ v_{q1}\omega_{q2} - v_{q2}\omega_{q1} \end{pmatrix} + g \begin{pmatrix} \sin \phi \\ -\cos \phi \sin \psi \\ -\cos \phi \cos \psi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \frac{1}{M} \sum_{i=1}^4 T_i$$

Segunda Cardinal

La segunda cardinal indica que la derivada del momento angular de un sistema respecto a un punto Q es igual al torque externo que se ejerce sobre el mismo más un término que depende de la velocidad de dicho punto. La ecuación queda:

$$\frac{d\vec{L}_Q}{dt} = M_G^{ext} + M\vec{v}_G \times \dot{\vec{r}}_Q$$

Asumiendo simetría del sistema, se puede considerar que el centro de masa del sistema se encuentra en el centro de la esfera principal del mismo. Esto no es completamente cierto ya que la batería del UAV queda por fuera de la esfera y los apoyos también, sin embargo se puede asumir en una primera aproximación del modelo que si lo es. De todas formas si planteamos la segunda cardinal en el centro de masa obtenemos:

$$\frac{d\vec{L}_G}{dt} = M_G^{ext}$$

Si nombramos a las turbinas como se observa en el esquema 2.1 se obtiene rápidamente que:

$$M_G^{ext} = L \begin{pmatrix} T2 - T4 \\ T3 - T1 \\ 0 \end{pmatrix}$$

Por otra parte el momento angular del sistema se compone del momento angular del cuadricóptero y de cada motor. Consideraremos el cuadricóptero sin los motores como un primer rígido y los motores como cuatro rígidos independientes.

EL momento angular de un rígido respecto a un punto Q puede calcularse como:

$$\vec{L}_Q = M_i(G_i \vec{r}_Q) \times \vec{V}_Q + \Pi_Q \vec{\Omega}_i$$

Donde M_i , G_i , Π_Q y $\vec{\Omega}_i$ son la masa de cada rígido, su centro de masa, su tensor de inercia y su velocidad angular respectivamente.

Como se propuso anteriormente, se elije calcular el momento angular en el centro de masa del cuadricóptero. Asumiendo que los cuatro motores son idénticos podemos escribir el momento angular del cuadricóptero sin los motores como:

$$\vec{L}_{O'} = (M - 4M_m)(O' \vec{r}_{O'} \times \vec{V}_{O'} + \Pi_{O'_q}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} \vec{\omega}_q = \Pi_{O'_q}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} \vec{\omega}_q$$

Del mismo modo el momento angular del primer motor queda:

$$\vec{L}_{O'_q} = M_m \vec{r}_{O'} \times \vec{V}_{O'} + \Pi_{O'_q}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} \vec{\Omega}_i$$

Por la configuración del sistema se observa que al sumar el primer término de cada momento angular de los motores el resultado es cero. Por otra parte la velocidad

angular de cada motor es $\vec{\Omega}_i = \vec{\omega}_q + \omega_i \vec{k}_I$, donde ω_i es la velocidad con la que gira cada motor respecto de su eje principal. Nuevamente asumiendo que todos los motores son idénticos se tiene:

$$\begin{aligned} \vec{L}_{O'} &= \Pi_{O'_q}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} \vec{\omega}_q + \Pi_{O'_{Mx}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} (2\vec{\omega}_q + \omega_1 \vec{k}_I + \omega_3 \vec{k}_I) + \Pi_{O'_{My}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} (2\vec{\omega}_q - \omega_2 \vec{k}_I - \omega_4 \vec{k}_I) = \\ &= \Pi_{O'_q}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} \vec{\omega}_q + \Pi_{O'_{Mx}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} (\omega_1 + \omega_3) \vec{k}_I - \Pi_{O'_{My}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} (\omega_2 + \omega_4) \vec{k}_I \end{aligned}$$

Uno de los términos de la segunda cardinal es la derivada del momento angular. Tanto los tensores de inercia como las velocidades angulares se encuentran expresadas en el sistema relativo. Para realizar dicha derivada se puede utilizar la fórmula de la derivada de un vector:

$$\frac{d\vec{A}}{dt} = \frac{d\vec{A}}{dt} + \vec{\Omega} \times \vec{A}$$

Lo que se obtiene de dicha derivada es:

$$\begin{aligned} \frac{d\vec{L}_Q}{dt} &= \Pi_{O'_q}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} \dot{\vec{\omega}}_q + \Pi_{O'_{Mx}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} (\dot{\omega}_1 + \dot{\omega}_3) \vec{k}_I - \Pi_{O'_{My}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} (\dot{\omega}_2 + \dot{\omega}_4) \vec{k}_I + \\ &+ \vec{\omega}_q \times (\Pi_{O'_q}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} \vec{\omega}_q + \Pi_{O'_{Mx}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} (\omega_1 + \omega_3) \vec{k}_I - \Pi_{O'_{My}}^{\{\vec{i}_q, \vec{j}_q, \vec{k}_q\}} (\omega_2 + \omega_4) \vec{k}_I) \end{aligned}$$

A partir del cálculo de esta derivada y de los momentos externos hallados anteriormente, podemos escribir la segunda cardinal. Teniendo en cuenta que los terminos $I_{zz_{mx}}$ y $I_{zz_{my}}$ son idénticos y operando con dicha ecuación se la puede llevar a la forma:

$$\begin{pmatrix} \dot{\omega}_{q1} \\ \dot{\omega}_{q2} \\ \dot{\omega}_{q3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\omega_{q2}\omega_{q3}(I_{yy}-I_{zz})+L(T_2-T_4)+\omega_{q2}I_{zzm}(\omega_1-\omega_2+\omega_3-\omega_4)}{I_{xx}} \\ \frac{\omega_{q1}\omega_{q3}(-I_{xx}+I_{zz})+L(T_3-T_1)+\omega_{q1}I_{zzm}(\omega_1-\omega_2+\omega_3-\omega_4)}{I_{yy}} \\ \frac{\omega_{q1}\omega_{q2}(I_{xx}-I_{yy})-I_{zzm}(\dot{\omega}_1-\dot{\omega}_2+\dot{\omega}_3-\dot{\omega}_4)}{I_{zz}} \end{pmatrix}$$

2.2.4. Modelo en variables de Estado

A partir de las relaciones cinemáticas y dinámicas obtenidas en la sección anterior se procede a elegir un vector de estados para el estudio del sistema. Dicho vector es el conformado por las variables $\{x, y, z, v_{q1}, v_{q2}, v_{q3}, \theta, \phi, \psi, \omega_{q1}, \omega_{q2}, \omega_{q3}\}$.

2.2.5. Algunas consideraciones adicionales sobre el modelo

En primer lugar, luego de finalizado el análisis se procede a verificar con la bibliografía existente que el modelo desarrollado sea adecuado. Existe bibliografía diversa donde se realiza el modelado físico de sistemas similares. Independientemente del enfoque que se da al análisis los resultados obtenidos finalmente coinciden entre sí y con nuestro modelo. A modo de ejemplo haremos referencia a un curso titulado *Elective in Robotics* de la *Università de Roma* dictado por el profesor Giuseppe Oriolo. En este curso se estudia el control de un cuadricóptero, el análisis se basa al

igual que en nuestro caso en el análisis de las cardinales. Los resultados obtenidos son exactamente los mismos, con la diferencia que el profesor Oriolo, luego de un análisis del funcionamiento de las hélices del cuadricóptero deduce la relación entre empuje y velocidad angular. Mientras que en nuestro análisis la respuesta de los motores tanto en empuje como en velocidad angular será determinada experimentalmente. Finalmente realizando algunas aproximaciones, como por ejemplo despreciar los efectos giroscópicos del sistema y asumiendo que el cuadricóptero será operado en condición de *Hovering* (θ y ϕ despreciables) se llega a un modelo simplificado del sistema. Otro de los papers consultados es el escrito por *Tomaso Breciani* del departamento de control automático de la *Lund University*. En dicha bibliografía se obtiene el mismo modelo que en el caso anterior. El objetivo de nuestro proyecto es operar el cuadricóptero en condiciones más generales, por lo tanto no se realizarán dichas aproximaciones.