

## 2 Tecnologías empleadas y dispositivos utilizados

En esta sección vamos a realizar un análisis exhaustivo de las principales tecnologías que se han empleado en el desarrollo de este proyecto. Los soportes de dichas tecnologías son los dispositivos que se han empleado en el proyecto, por lo que describiéndolos y analizando su funcionamiento obtendremos un conocimiento profundo de aquéllas. No se pretende que éste apartado sea una hoja de especificaciones de los dispositivos utilizados, pero sí que permita al lector conocerlos de forma introductoria y desde el punto de vista del técnico o ingeniero. En secciones posteriores se detallará cómo se han utilizado estos dispositivos para implementar los sensores y generar las aplicaciones necesarias para la obtención y gestión de las medidas.

El capítulo de tecnologías empleadas y dispositivos utilizados está dividido en 10 apartados que incluyen los dispositivos fundamentales del proyecto HERMES. Muchos de ellos son *off-the-shelf* (producto de catálogo) como el helicóptero o el equipo de radiofrecuencia, y otros son elementos diseñados y construidos en proyectos de fin de carrera anteriores a éste, como la plataforma de seguridad o la caja de aviónica. Todos son los pilares sobre los que se sustenta este proyecto, que es un elemento más del proyecto global HERMES.

Otros dispositivos utilizados en el proceso de diseño e implementación de los sensores, como son el osciloscopio o los calibres de ángulo de paso de la pala, se consideran herramientas auxiliares y no son parte fundamental del proyecto HERMES. Se detallará su utilización y su participación en este proyecto de fin de carrera, en adelante el proyecto, en capítulos destinados a describir el diseño e implementación del aparato sensorial de las tres variables que nos conciernen. A continuación se presenta un gráfico con una relación de las tecnologías involucradas en el proyecto.

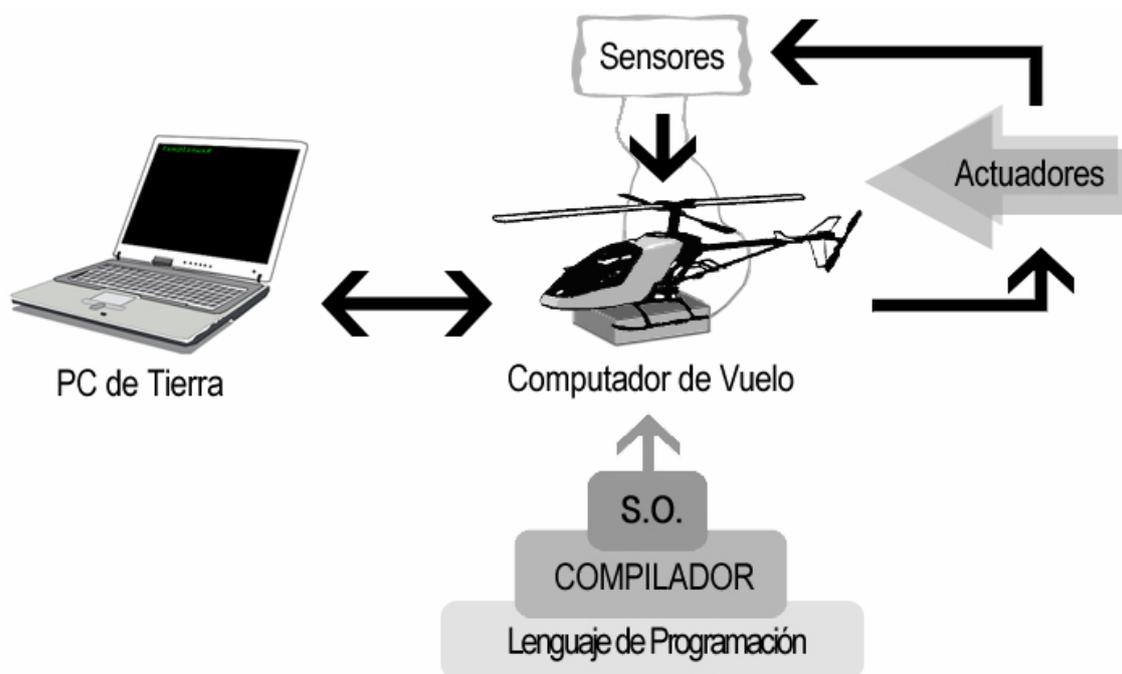
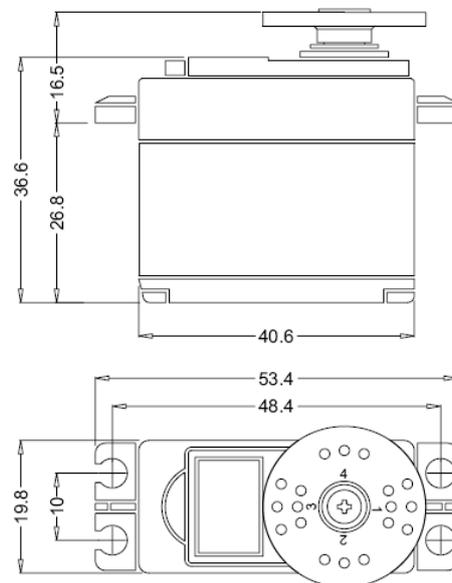


Figura 2.1: Tecnologías involucradas en el proyecto

## 2.1 La aeronave

El *Thunder Tiger Raptor 30* es un helicóptero de radiocontrol de tamaño medio de un éxito comercial mundialmente reconocido. Introduce aspectos propios de modelos mayores, como el motor de combustión interna o la capacidad de vuelo 3-D de altas prestaciones, sin presentar la complejidad de los modelos más grandes. Todas sus piezas, mecanismos y sistemas cumplen la normativa de calidad ISO 9001, que aporta garantías referentes a sus procedimientos de fabricación y control de calidad. Su coste moderado también es un valor añadido para un proyecto de ámbito académico como el HERMES.

El helicóptero utiliza 5 servomotores para controlar sus actuadores. En nuestro caso se han instalado servomotores *Hitec HS-422*. Este servo de radiocontrol de aplicación general presenta muy buenas actuaciones y elevada robustez. Funciona con alimentación continua de entre 4.8 y 6 V, niveles de tensión típicos de una batería comercial Ni-Cd de cuatro células, y es especialmente adecuado para helicópteros de tamaño 30 como nuestro modelo. Es capaz de realizar un recorrido de 60 grados en 0.16 segundos sin carga mecánica y con 6 V de alimentación (0.21 segundos con 4.8 V de alimentación). Esto implica que en menos de medio segundo es capaz de barrer todo el recorrido de paso colectivo. Este resultado se extrae del modelo geométrico del mecanismo y se demuestra en el **Anexo D**. El par máximo en el eje (*stall torque*) es de 3.3 kg.cm a 4.8 V y 4.1 kg.cm a 6 V. El peso del servo es de tan solo 45 gramos. A continuación se presenta un dibujo técnico del mismo:



**Figura 2.2:** Dibujo técnico del servo HS-422 (dimensiones en mm)

El servo encargado del colectivo modifica el paso mediante una biela que sube / baja el extremo de una palanca que a su vez sube / baja el plato deslizante de transmisión (*swashplate*) manteniéndolo perpendicular al eje, modificando así el paso colectivo. Dos servos inclinan el plato en torno a dos ejes horizontales perpendiculares para inclinar el rotor y proporcionar variación de paso cíclico. Un servo modifica, mediante una varilla, el paso del rotor antipar, y un último servo abre / cierra la válvula de admisión de combustible al motor. En este proyecto trabajaremos solamente con el servo de colectivo y el servo de admisión, al no estar los otros tres involucrados en la dinámica de las variables que van a medir los sensores en el modelo de vuelo a punto fijo.

El helicóptero está diseñado para mantenerse en vuelo a punto fijo con un paso colectivo de 6 grados. El modelo incorpora varias escalas graduadas en la estructura de plástico inyectado con las posiciones de paso más características para facilitar el ajuste de la escala al modo de vuelo deseado. Así, un principiante puede volar el helicóptero sin preocuparse de realizar maniobras demasiado bruscas para su propia capacidad de control del aparato. Según la posición que se elige para las barras de transmisión entre servo y palanca del mecanismo de paso colectivo, se puede obtener un recorrido para principiantes (de 0 a 12 grados) o un recorrido para vuelo 3D (de -8 a 12 grados). Los ángulos de ataque negativos conseguidos en este modo permiten al helicóptero ascender en vuelo invertido. En la práctica, se ha comprobado con el sensor de paso colectivo que el recorrido mecánico de las palas es de -12 a 12 grados, aunque el servo sólo transmite el movimiento dentro de la escala de vuelo 3D mencionada.

En la siguiente página se puede observar el mecanismo de modificación de paso colectivo en las posiciones de 12 grados y -4 grados. El estabilizador Bell-Hiller forma uno de los lados del ángulo y un eje que contiene a la cuerda del perfil de la pala del rotor forma el otro. El mecanismo de transmisión de movimientos al rotor está diseñado de forma que el estabilizador siempre tenga su eje de bordes de ataque perpendicular al eje del rotor, de forma que el paso colectivo se mide relativo a dicho estabilizador. Si el plato de transmisión está en una posición perpendicular al eje del rotor (paso cíclico nulo), el eje de bordes de ataque del estabilizador es además paralelo al plano del rotor. Un paso colectivo nulo se produce cuando la cuerda de la pala es paralela al eje del estabilizador. El disco deslizante de transmisión y el extremo de la palanca se encuentran inscritos en circunferencias rojas. Es ilustrativo comparar la disposición de ambos en las dos posiciones de paso representadas. Se puede observar cómo la palanca se encuentra en su punto más bajo cuando sitúa al plato deslizante en su punto más alto (funcionamiento natural de un mecanismo de palanca) y el paso colectivo es máximo. En la segunda figura, el servomecanismo levanta la palanca, que hace descender el plato deslizante y hace que el paso colectivo sea mínimo. También podemos observar que el plato modifica el paso gracias a un sistema de articulaciones esféricas en la cabeza del rotor. En la primera figura se observa un brazo que pivota en torno a un punto fijo en la cabeza del rotor. Se puede ver cómo el brazo “tira” (mediante mecanismos intermedios) del borde de ataque de la pala hacia arriba, y cómo detrás de la cabeza del rotor se produce el mismo efecto con un mecanismo simétrico. En la segunda figura se puede ver ese mismo brazo paralelo al eje del estabilizador, empujando el borde de ataque de la pala hacia su posición de paso colectivo negativo. El mecanismo de transmisión de paso colectivo se ha modelado en dibujo plano y se puede consultar en el **Anexo D**.

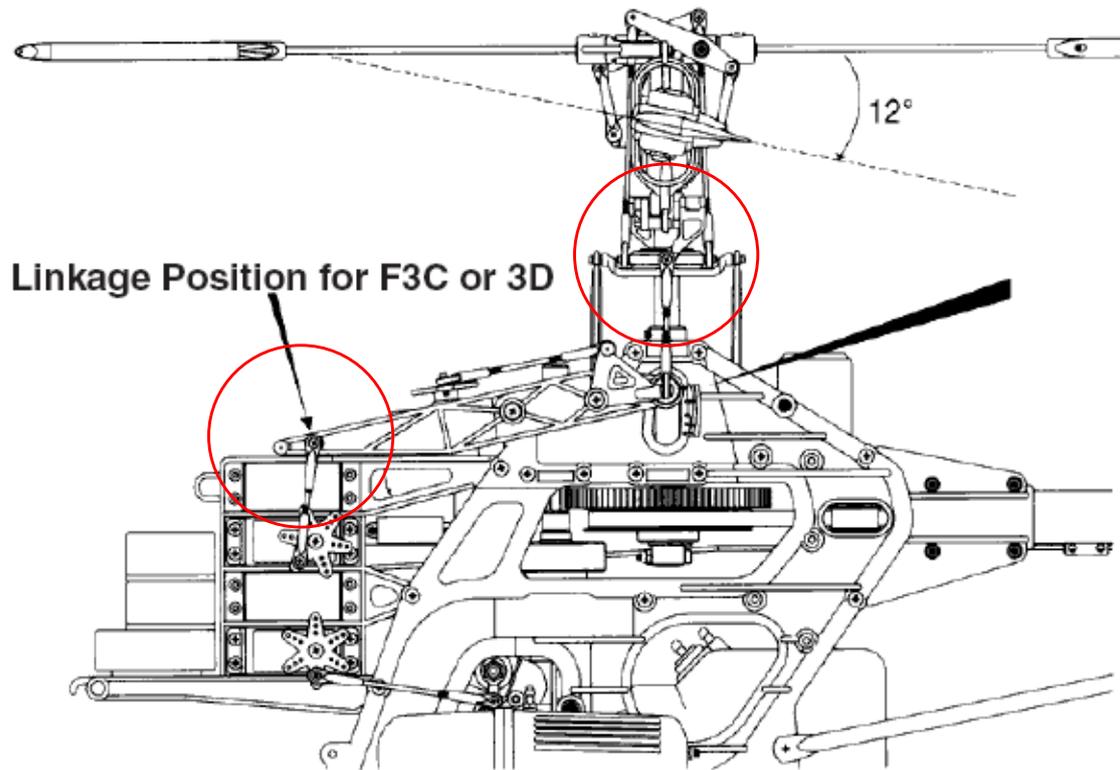


Figura 2.3: Mecanismo de modificación de paso colectivo con paso de 12 grados

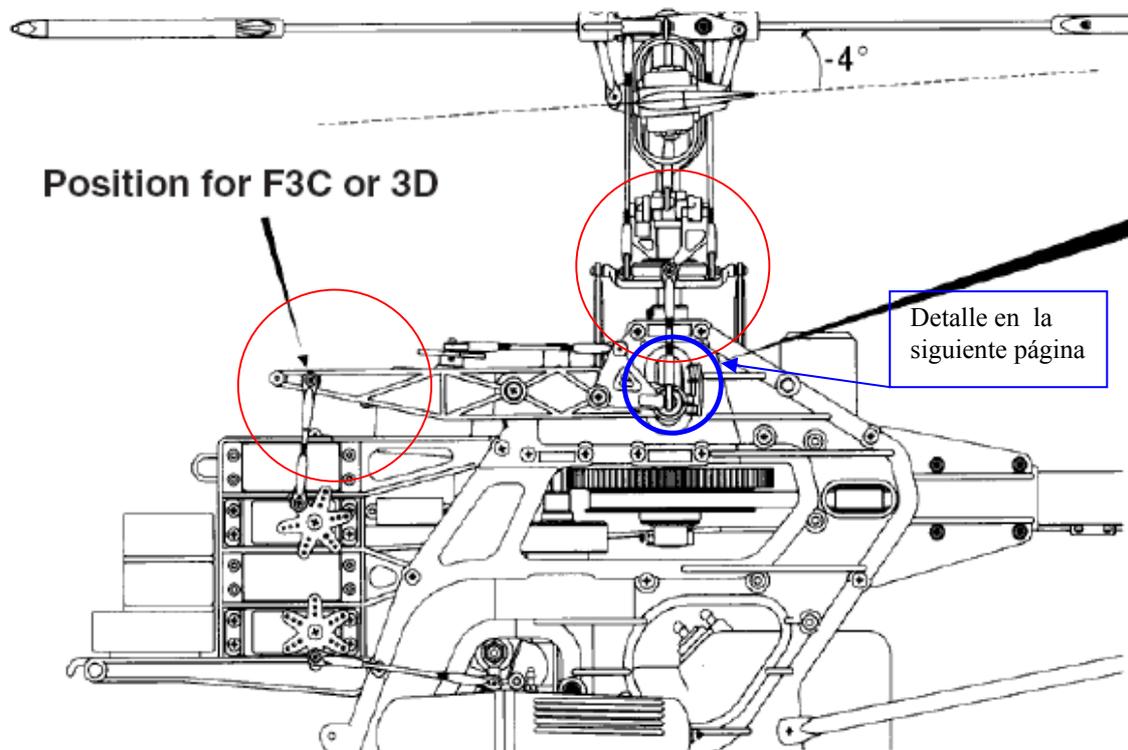
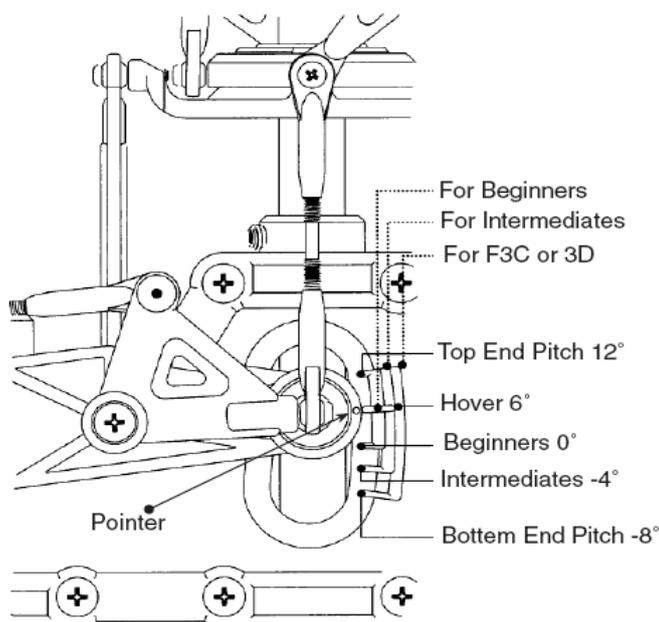


Figura 2.4: Mecanismo de modificación de paso colectivo con paso de -4 grados

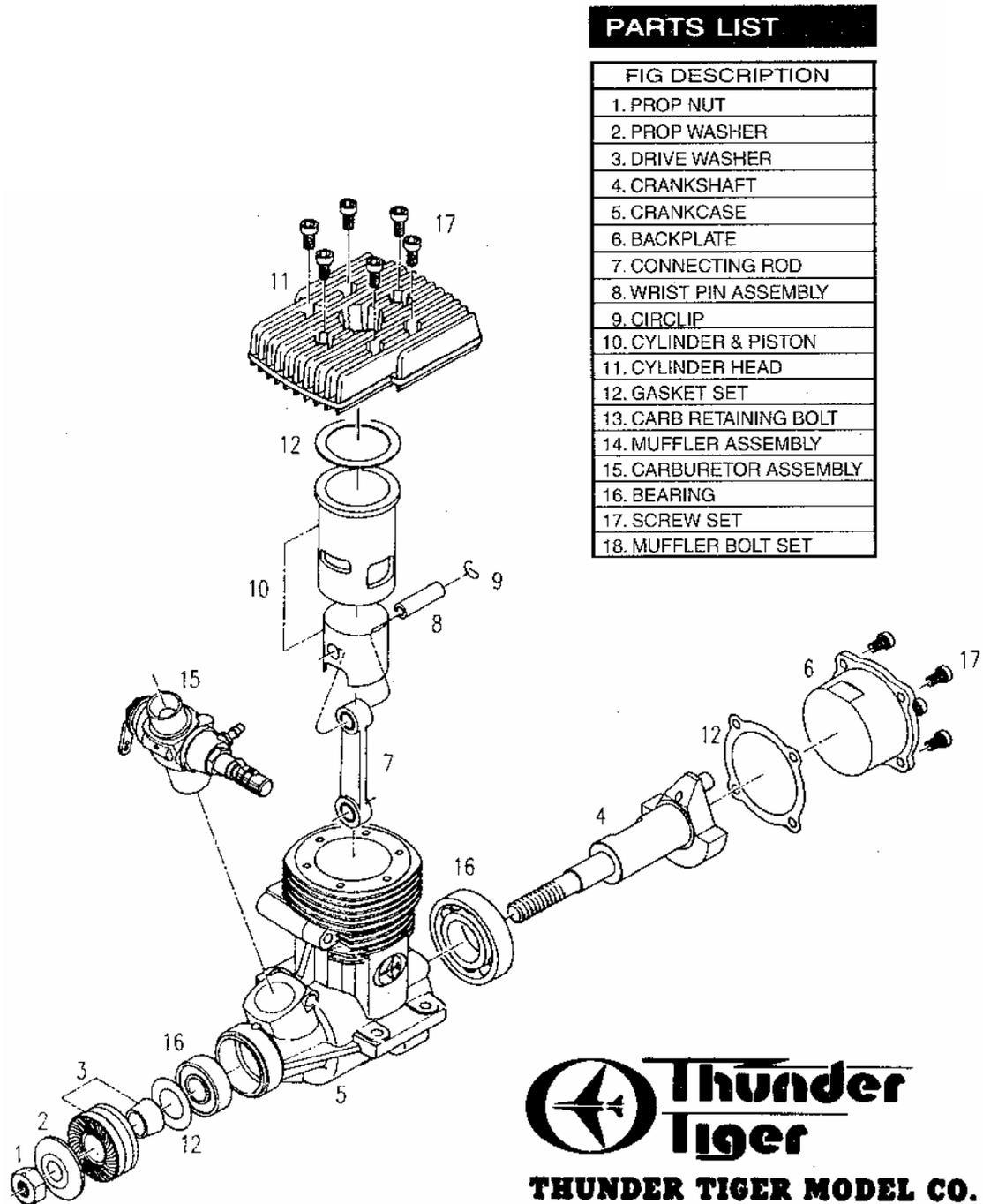
A continuación se puede observar el detalle de las escalas graduadas con las posiciones más características del paso colectivo:



**Figura 2.5:** Escalas graduadas de paso colectivo

El motor utilizado en el modelo es el *Thunder Tiger Pro Size 36H*. Tiene una cilindrada de 5.98 c.c. que le permite generar una potencia de 1 c.v. a 14,500 r.p.m. Su envolvente de operación nominal comprende entre las 2,500 y las 14,000 r.p.m. La inyección es mediante carburador que introduce la mezcla de aire y combustible. El carburador posee dos mecanismos de control de la mezcla, la válvula de aguja y el tornillo regulador de mezcla. El tornillo controla la mezcla para la operación hasta medio gas, y la válvula de aguja controla la mezcla para regímenes de mayor admisión. Es necesario realizar ajustes en ambos antes de cada vuelo para obtener un funcionamiento óptimo del motor, ya que diversos factores como las condiciones ambientales o el combustible utilizado pueden afectar al rendimiento del mismo considerablemente. El combustible utilizado en estos helicópteros incorpora el lubricante en su composición y suele contener entre el 15% y el 30 % de nitrometano, lo que permite funcionamiento a muy altas revoluciones y grandes potencias con pequeños cubicajes.

El arrancado se realiza mediante un *chispa* y un motor de arranque. El motor de arranque es un motor eléctrico de 12 V que ayuda a vencer el par del eje del rotor y transmite el giro mediante un acople mecánico en la cabeza de éste último. El *chispa* es un encendedor que consiste en un circuito alimentado con una batería de 1.5 V que se cierra con una bujía incandescente (glow-plug). Esta bujía, de filamento de platino, es la que inicia la combustión. En las siguientes páginas se presentan una vista desarrollada del conjunto motor e ilustraciones del chispa, motor de arranque, combustible y helicóptero en funcionamiento.



**Thunder  
Tiger**  
THUNDER TIGER MODEL CO.

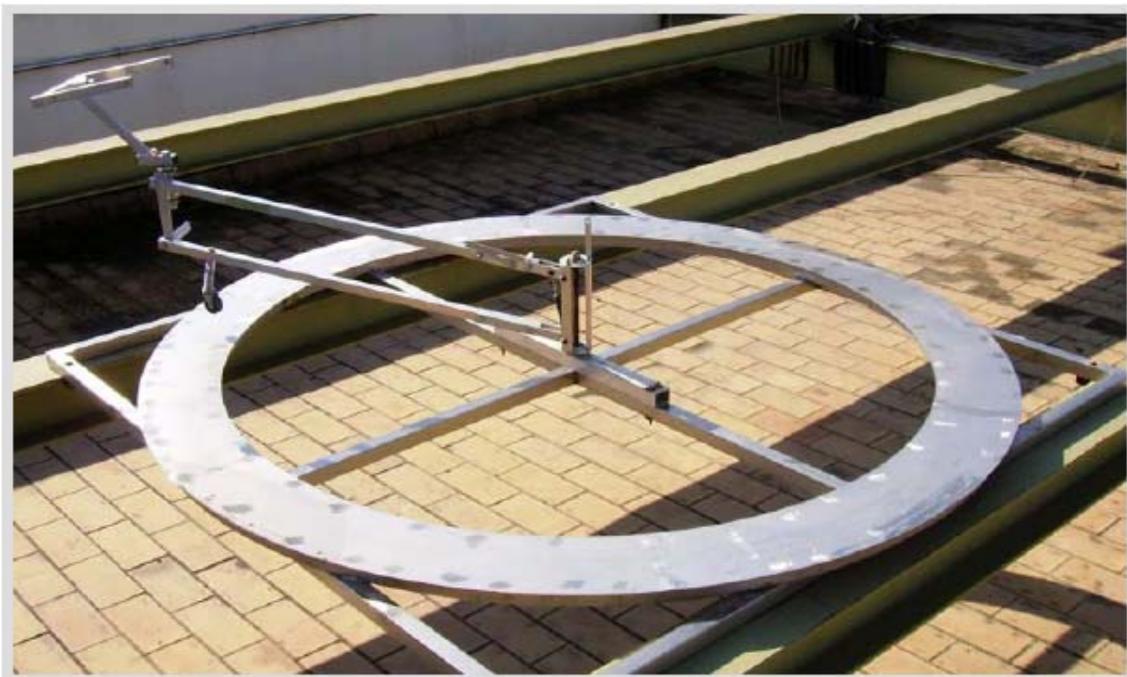
Figura 2.6: Vista desarrollada del conjunto motor



**Figura 2.7:** Chispa, motor de arranque, combustible utilizado y depósito de combustible del helicóptero.

## 2.2 La plataforma de seguridad<sup>3</sup>

El proceso de identificación del modelo y la implementación de leyes de control en el helicóptero conllevan someterlo a condiciones de vuelo en las que no está garantizada la supervivencia del aparato. Las leyes de control, en su fase de pruebas y ajuste, pueden provocar maniobras imprevistas, y la identificación de parámetros implica llevar las actuaciones del helicóptero a sus límites. La pérdida de alguno de los sistemas embarcados o de la propia aeronave por accidente no es admisible, ya que el coste de un repuesto puede ser elevado. Estos inconvenientes se resolvieron en las etapas tempranas del proyecto HERMES incorporando una plataforma de entrenamiento de vuelo de helicópteros al sistema de pruebas. Dicha plataforma es de la empresa británica *Active Distribution Limited*, y está especialmente diseñada para el entrenamiento de pilotos de radiocontrol. Los movimientos del helicóptero son restringidos por un brazo articulado en el extremo inferior o de la base con dos grados de libertad (acimut y cénit) y en el extremo superior o del helicóptero con los tres grados de libertad característicos de una aeronave (alabeo, cabeceo y guiñada). La plataforma está fabricada en aluminio comercial y se le añadió una base anular de aluminio necesaria para reflejar el pulso emitido por el sensor altímetro de ultrasonidos.



**Figura 2.8:** Plataforma de seguridad modificada

### *Datos de interés*

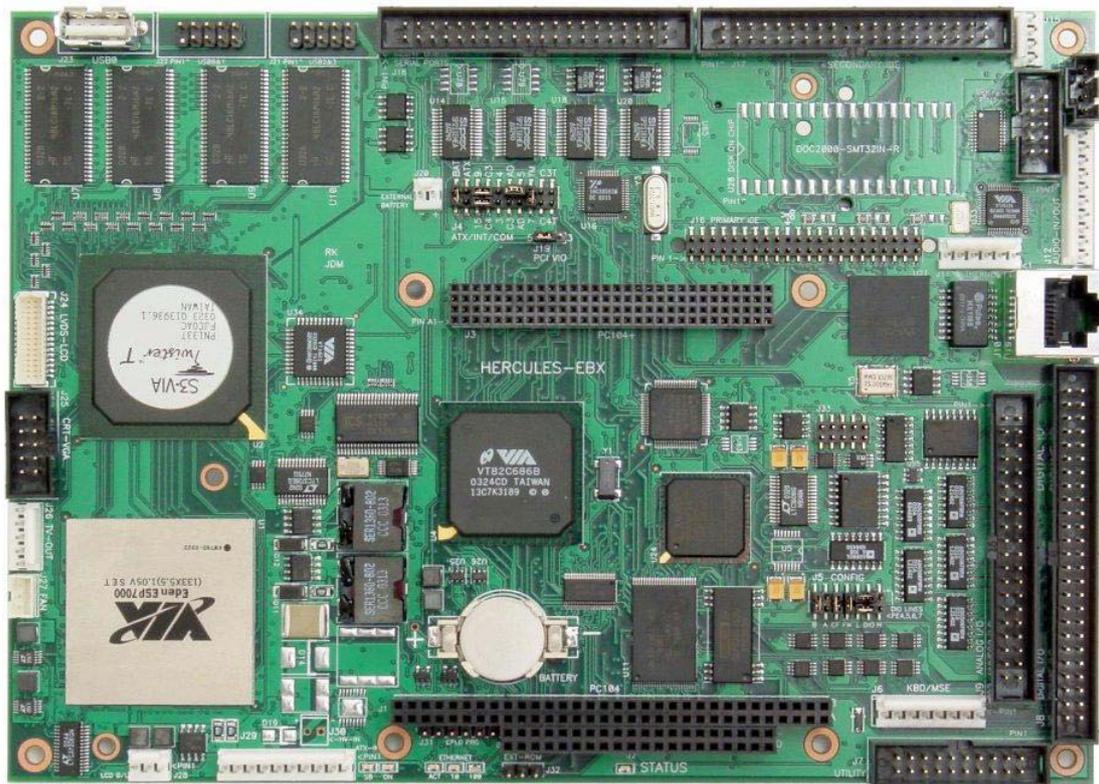
- Brazo articulado de 7.711 kg de peso y 1.067 m de longitud.
- Permite rotaciones próximas a 360° en las tres libertades del helicóptero.
- Los patines del helicóptero se atornillan directamente a la plataforma.
- Sistema hidráulico para simular el peso del helicóptero en vuelo libre.
- Amortiguación en las articulaciones para evitar ruido en las señales eléctricas.
- Evita distorsiones en las actuaciones causadas por efecto suelo (rotor principal situado a 1.4 m del suelo)

## 2.3 El computador de vuelo<sup>2</sup>

La placa *Hércules EBX* incorpora los siguientes subsistemas en un formato compacto:

- CPU
- Núcleo (controlador de memoria, interfaces PCI e ISA)
- Vídeo
- Sonido
- Ethernet
- Entradas/Salidas analógicas

El formato PC-104 utilizado es especialmente adecuado para aplicaciones embarcadas y de tamaño reducido, teniendo una planta rectangular menor que la de un DIN-A4 y siendo apilables varias placas con un espacio entre ellas ligeramente superior al centímetro. A continuación se presenta una foto de la cara superior de la placa, en la que se encuentran todos los conectores.



**Figura 2.9:** Placa Hércules EBX

A continuación se detallan las características principales:

### *CPU*

**Procesador:** VIA Eden P-3, 550 MHz.

**Bus:** PCI 33 MHz

**Memoria SDRAM:** 128MB.

**Memoria Flash BIOS:** 2MB.

**PC/104 + bus:** salida +5V/+3.3V configurable.

### *Entradas / salidas*

**E/S del Sistema:** 4 USB 1.1, PS/2 kbd/mouse.

**Puertos Serie:** 2 RS-232 establecidos. 2 RS-232/485 configurables.

**Máxima tasa de datos:** 115.2 kbps en cada puerto serie.

**Conexiones IDE:** 1 conector de 44 pines para Flashdisk; 1 UDMA-100 de 40 pines de canal dual.

**Ethernet:** 10/100 Mbps.

Nuestro equipo incorpora una memoria adicional Flashdisk de 128 MB que utilizaremos para almacenar el sistema operativo.

### *Circuito de adquisición de datos*

**Entradas Analógicas:** 32 en modo común, resolución A/D de 16 bits.

**Máxima tasa de muestreo:** 250 kHz en total.

**Rangos de entrada:** +/- 10 V, +/- 5 V, +/- 2.5 V, +/- 1.25 V, 0-10 V, 0-5 V, 0-2.5 V, 0-1.25 V.

**Exactitud:** +/- 1 LSB.

**Salidas Analógicas:** 4, resolución D/A de 12 bits.

**Corriente de salida:** +/- 5mA máx, 2k $\Omega$  mín de carga.

**E/S digitales:** 40 líneas, compatible con la lógica de 5V con protección ESD.

**Corriente de salida:** 0: 12mA máx; 1: -8mA máx.

**Contadores/temporizadores:** 1 para el control de la tasa de muestreo A/D de 24 bits. 1 de propósito general de 16 bits.

**PWM:** 4 salidas PWM (*Moduladas en Ancho de Pulso*) independientes y programables.

## Alimentación

**Tensión de Entrada:** 5-28 VDC std., 20-48 VDC opt.

**Potencia total de salida:** 40W en total (30W, 28W or 24W según velocidad de la placa).

**Consumo de potencia:** 12W a 550MHz y 16W a 750MHz

**Tensión de salida:** +5V, +3.3V (en el bus PCI)

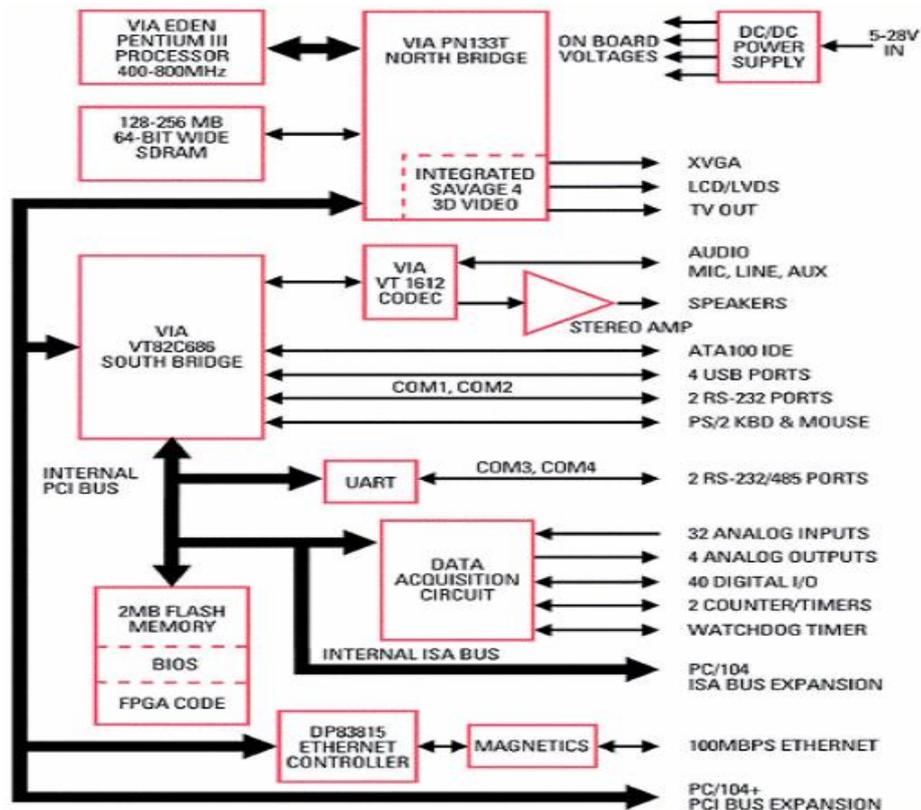
**Salidas conmutadas:** +5V, +12V, +3.3V

## Dimensiones

**Dimensiones:** 8.00" x 5.75" formato EBX.

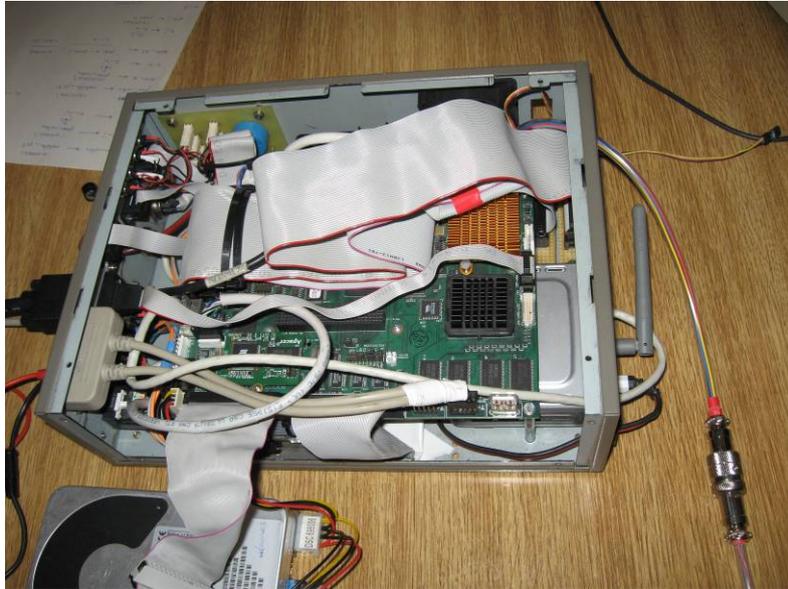
**Peso:** 285g

**Temperatura de operación:** -40 a 85 °C



**Figura 2.10:** Diagrama de bloques de los módulos de la placa

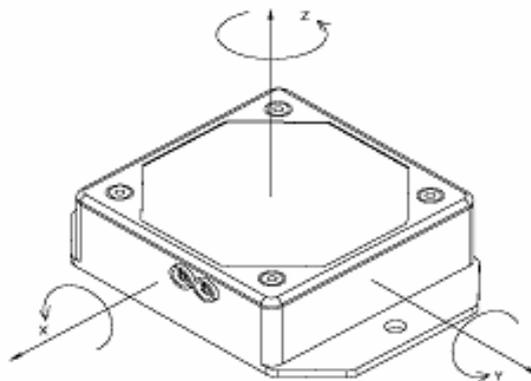
La placa va alojada en una caja de aviónica fabricada en aluminio en un proyecto fin de carrera anterior a éste<sup>2</sup>. Esta caja proporciona protección a la placa y alojamiento para otros elementos adicionales (puente inalámbrico, tarjeta de alimentación, zócalos para conexiones externas a los circuitos de adquisición de datos, Unidad de Medida Inercial...), así como una interfaz física de conectores al exterior. A continuación se muestra una imagen de dicha caja de aviónica:



**Figura 2.11:** Caja de aviónica del proyecto HERMES

La Unidad de Medida Inercial utilizada es de la casa *Microstrain, Inc.* Se comunica con la placa mediante un puerto RS-232 y proporciona los siguientes datos:

- Timer ticks (instante de muestreo)
- Temperatura en el interior del sensor
- Ángulos de Euler (cabeceo, alabeo y guiñada)
- Velocidades angulares
- Matriz de cuarteniones y matriz de giro en cada instante



**Figura 2.12:** Unidad de Medida Inercial

## 2.4 El sistema operativo <sup>1</sup>

Un sistema operativo es un programa o conjunto de programas informáticos que gestiona las operaciones realizadas por el usuario en un ordenador y facilita la interacción entre el ser humano y la máquina, buscando que dicha interacción sea lo más intuitiva posible para el primero. Además, se diseña para que gestione los recursos de computación disponibles de la forma más eficiente posible. Con estas premisas de eficiencia y comodidad para el usuario se ha elegido el sistema operativo de la plataforma informática del proyecto HERMES.

El sistema operativo que gestiona los recursos de la placa Hércules es el *Linux* en su versión *Debian 3.0 r4 (Woody)*. El *kernel* o núcleo de *Linux* se caracteriza por ser uno de los más robustos y versátiles del panorama informático actual y se somete a mejoras continuas gracias a las aportaciones de los miembros de la comunidad *Linux*. Al ser programas de distribución gratuita, son posibles modificaciones de los usuarios en las capas más profundas del núcleo del sistema. Esta ventaja puede convertirse en un inconveniente para el usuario inexperto. La respuesta en tiempo real de los sistemas operativos de *Linux* es muy eficiente, existiendo una variante específica para este tipo de operaciones denominada *Real-Time Linux*.

La versión *Debian* ocupa un espacio en memoria suficientemente reducido como para instalarlo en la Flashdisk de 128 MB. También está instalado en un disco duro externo (conectado a la placa a través del conector IDE) para utilizarlo como entorno de desarrollo de programación. Si se utilizan el entorno gráfico y las aplicaciones de desarrollo, el espacio ocupado en memoria es muy superior a los 128 MB disponibles en la caja de aviónica. En cada arranque de la *Hércules* se podrá elegir en qué modo se quiere operar con el gestor de arranque LILO de *Debian*. El procedimiento habitual será generar los códigos necesarios para gestionar las operaciones del helicóptero en algún entorno de desarrollo (en este proyecto particular se ha optado por utilizar *Microsoft Visual Studio 6.0* en *Windows XP*) y compilar en el sistema operativo instalado en la Flashdisk, utilizando el compilador universal de *Linux (GCC)*, donde se encuentran emplazadas todas las librerías necesarias para la operación de los módulos de la *Hércules*.

## 2.5 El lenguaje de programación

Un lenguaje de programación es un protocolo normalizado de comunicación que permite al usuario expresar de una forma más cercana al ser humano las instrucciones que han de ser ejecutadas en una computadora. Se puede definir como un conjunto de reglas sintácticas y semánticas que definen un programa informático.

Las aplicaciones del proyecto están programadas en el lenguaje de programación *C*. *C* fue creado en 1969 por Ken Thompson y Dennis M. Ritchie en los Laboratorios Bell como evolución del anterior lenguaje *B*, que estaba basado en *BCPL*. Al igual que *B*, *C* es un lenguaje orientado a la implementación de sistemas operativos. Es especialmente adecuado para sistemas del tipo *Unix*. Destaca la eficiencia del código que produce y también es utilizado de forma extensiva para generar aplicaciones.

*C* puede considerarse un lenguaje de medio nivel, ya que utiliza unas estructuras semánticas muy intuitivas, características de lenguajes de alto nivel, pero posee la capacidad de modificar las funciones del computador al más bajo nivel. Los compiladores disponibles en el mercado suelen incorporar extensiones al lenguaje normalizado que permiten, por ejemplo, combinar estructuras en *C* o acceder directamente a los registros de memoria y a los dispositivos periféricos.

La compacidad de los códigos generados también es un aspecto destacable del lenguaje *C*. Al estar normalizado también goza de un alto grado de portabilidad. Esta característica y su amplia comunidad de usuarios han propiciado la creación de extensas librerías de funciones, de las más generales a las más específicas, que permiten a cualquier programador generar códigos de elevada complejidad y diversa funcionalidad utilizando módulos creados anteriormente por otros programadores. En nuestro caso utilizaremos un conjunto de varias de dichas librerías, el “driver” de la *Hércules*, que se denomina *DSCud V5.7*. En estas librerías se encuentran las funciones que permiten, entre otras acciones, la creación de interrupciones por el usuario, la adquisición de datos analógicos y digitales, el control de las señales PWM configurables y el registro de los tiempos en los que se producen eventos específicos.

## 2.6 El compilador

Un compilador es una herramienta que permite traducir códigos escritos en lenguajes de alto nivel, fácilmente interpretables por el ser humano, a comandos interpretables directamente por el computador, que es una máquina de estados que sólo entiende instrucciones lógicas de unos y ceros. El proceso de traducción de código fuente (alto nivel) a código máquina (bajo nivel) se denomina compilación. Existen etapas intermedias como los pseudocódigos y los lenguajes de mnemónicos en los que no entraremos en detalle. Al programa generado mediante compilación se le denomina ejecutable, y aunque a menudo necesita recurrir a otros códigos compilables de referencia que en programación se denominan librerías, el ejecutable realiza la funcionalidad para la cual se ha diseñado en cualquier computadora en la que existan dichas librerías.

En este proyecto se ha utilizado el compilador *GCC* de *Linux*. Las siglas *GCC* representan el título *GNU Compiler Collection*. Esta herramienta fue diseñada originalmente como un compilador para *C*, aunque su funcionalidad se ha ampliado para traducir diversos lenguajes como *C++*, *Objective C* y *Fortran*. Este compilador es muy sencillo, flexible, veloz y riguroso con el estándar *C* de *ANSI*. Un sólo comando permite realizar la compilación y cualquier error es identificado y presentado al usuario con su localización en el código fuente para facilitar su editado.

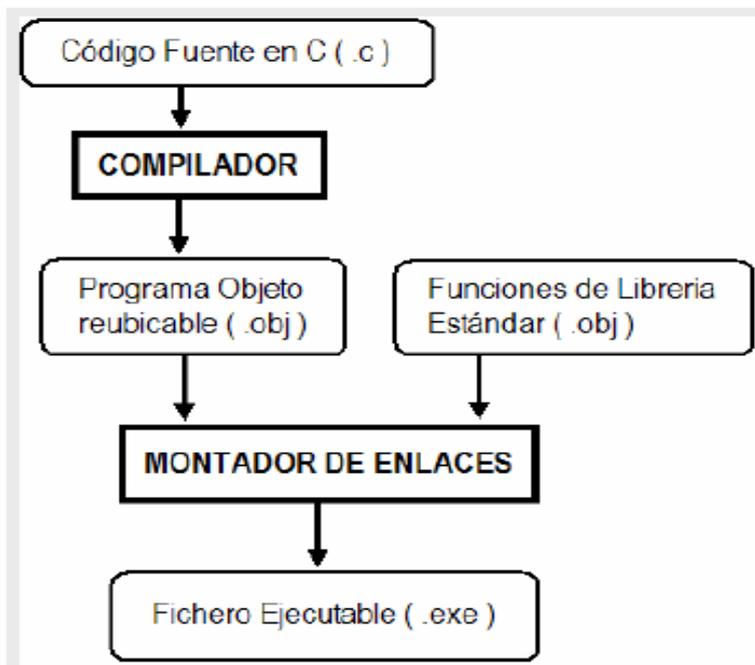


Figura 2.13: Esquema genérico de un proceso de compilación

## 2.7 La operación en tiempo real

La funcionalidad que esperamos del sistema de aviónica requiere realizar una serie de operaciones en tiempo real. Para ello se ha elegido un sistema operativo de núcleo *Linux* especialmente adecuado para este tipo de funcionamiento, el *Real-Time Linux (RTL)*. A continuación se presentan las prestaciones que ofrece la plataforma informática para satisfacer las necesidades de las operaciones en tiempo real.

### Prestaciones

#### *Prestaciones de la memoria RAM*

Se dispone de 128 MB de memoria RAM. De esta cantidad se pueden utilizar hasta 50 MB para el almacenamiento de datos de vuelo, que posteriormente se volcarán en la Flashdisk. Los datos a almacenar son del tipo '*float*' o decimal de coma flotante (4 bytes), por lo que podremos almacenar

$$50\text{MB} / 4 = 12.5 \text{ M datos}$$

Si hacemos interrupciones de muestreo a 50 Hz (cada 20 ms) podremos realizar experimentos de

$$12.5 \text{ M} / 50 = 250.000 \text{ s}$$

suponiendo que sólo utilizamos un canal de adquisición de datos. En las operaciones previstas se utilizarán alrededor de 25 canales, por lo que dispondremos de 10.000 s ó 166.6 minutos para hacer un experimento.

#### *Prestaciones de la memoria física*

La memoria Flashdisk dispone de 128 MB que se reparten en:

- 90 MB destinados al Sistema Operativo.
- 5 MB empleados en los distintos programas y "*drivers*" situados en el directorio raíz.
- 32 MB disponibles para los datos obtenidos en los experimentos.

#### *Prestaciones de velocidad*

El microprocesador de la Hércules tiene un reloj de 400 MHz, velocidad de procesamiento suficiente para cumplir los objetivos del proyecto. La operación más costosa es la transmisión de los datos de la UMI a través del puerto RS-232, y se puede considerar que el tiempo de computación empleado en el resto de operaciones es despreciable en comparación con éste.

## 2.8 Captura de datos

La captura de datos se realiza desde la UMI (a través del puerto RS-232) y desde el subsistema de adquisición de datos de la placa Hércules, formado por un circuito de entradas / salidas analógicas y otro de entradas / salidas digitales. Los datos que van a ser capturados son seleccionados previamente desde el ordenador de tierra, que mandará un mensaje con las instrucciones pertinentes a través de la red inalámbrica al helicóptero. La interfaz de usuario nos permitirá realizar ciertas operaciones con los datos capturados, que son:

- Seleccionarlo para ser capturado.
- Guardarlo en la cola (*buffer*) para posterior grabado a disco.
- Enviarlo por la red al ordenador de tierra.

Los datos que se pueden capturar son:

- En la UMI: actitud del helicóptero, en formato de ángulos de Euler y en formato de cuarteniones.
- En las entradas analógicas y digitales: altura, ángulo de paso colectivo, velocidad angular del paso colectivo y velocidad de giro del rotor principal.
- Nivel de la batería.

Los datos serán almacenados en la cola circular de tipo FIFO (primer elemento en entrar primero en salir), esperando a que desde el ordenador de tierra se autorice la grabación de esos datos a disco.

### Comunicación con tierra

Para comunicar el helicóptero con la plataforma en tierra se utiliza un puente inalámbrico Wi-Fi a través del conector de red Ethernet de la placa Hércules. El helicóptero no tendrá instalado a bordo ningún elemento periférico de control (ratón, teclado o pantalla), por lo que la interacción entre la Hércules y el usuario se realizará mediante teleoperación desde el ordenador de tierra. Habrá una comunicación bidireccional en la que:

- La plataforma de tierra enviará instrucciones al helicóptero.
- El helicóptero enviará medidas de los sensores a la plataforma en tierra en tiempo real.

Este sistema de comunicación responde a la necesidad de tener una transmisión continua de instrucciones de configuración desde tierra al helicóptero y una transmisión continua de datos de vuelo desde el helicóptero a tierra.

Este envío se hará a través de distintos canales, uno para cada tipo de dato diferente. Podemos hacer una clasificación según la dirección por la cual se envían los datos:

*Helicóptero a tierra:*

Puerto 4950: para el envío de los datos de las medidas a tierra. Este envío se realizará en cada interrupción.

Puerto 4954: para el envío del archivo de datos con todas las medidas al finalizar el experimento.

Puerto 4955: para los mensajes de error.

*Tierra a helicóptero:*

Puerto 4951: para la recepción de los parámetros de inicio, con los que se configurará el experimento.

Puerto 4952: para la recepción de órdenes desde tierra.

Puerto 4953: para las tramas que se utilizarán para la excitación en alguno de los ejes del helicóptero en los experimentos de identificación.

## 2.9 La fuente de alimentación <sup>2</sup>

El sistema embarcado a bordo del helicóptero debe ser autónomo, ya que se descarta alimentarlo mediante conexión directa a través de la plataforma con tierra. Se precisa una fuente de alimentación que satisfaga las siguientes necesidades.

*Eléctricas:*

- La placa Hércules (5-28 Vcc 12W)
- UMI (5.2-12 Vcc, 90mA)
- Sensor altímetro de ultrasonidos (5 Vcc, 30 mA)
- Potencia total < 13W

Los otros sensores empleados son potenciómetros y se alimentan a través del circuito de adquisición de datos de la Hércules, por lo que su consumo se incluye en los 12W de la misma. El sensor óptico se alimenta de forma independiente a través de la receptora de radio, que analizaremos más adelante.

Por otro lado, la autonomía del sistema debe ser superior a 30 minutos, ya que un depósito de combustible del *Raptor* tiene una duración aproximada de 20 minutos y queremos que la autonomía eléctrica sea superior a la del motor de combustión. Además, cualquier sistema embarcado en una aeronave debe ser lo más ligero posible, por motivos obvios.

Todos estos requisitos los cumple la batería de Litio-Polímero *TP6000-3S3P*, con las siguientes especificaciones:

- 11.1 Vcc
- 6 Ah
- 72A continuos
- 185x50x23 mm
- 381 g

Por lo tanto con esta batería y las solicitaciones eléctricas de nuestro sistema de aviónica tendremos más de 5 horas de autonomía.

Para distribuir correctamente los niveles de tensión necesarios en el sensor de ultrasonidos y la UMI se dispone de una placa reguladora de tensión que proporciona alimentación auxiliar para subsistemas del sistema de aviónica. Esta placa fue fabricada en un proyecto fin de carrera anterior a éste<sup>2</sup>.

## 2.10 El equipo de radiofrecuencia

En paralelo a las comunicaciones entre la caja de aviónica y el ordenador de tierra, el helicóptero de radiocontrol necesita un conjunto de canales de radiofrecuencia dedicados a enviar las señales de control a los distintos servomotores que mueven los actuadores del mismo. Las señales se emiten desde una emisora de radiocontrol de varios canales. Estas emisoras son configurables para que los mandos dedicados a cada actuador sean lo más cómodos posible para el piloto. Cada servomotor del helicóptero tiene asignado un canal distinto, y todos los canales suelen ser adyacentes en frecuencia y ocupan lo que en radiocontrol se denomina una banda de frecuencia. Es habitual sufrir interferencias de otras emisoras, sobre todo si hay varios aparatos de radiocontrol funcionando en un espacio reducido (por ejemplo en un campo de vuelo), por lo que tanto las frecuencias utilizadas como la potencia máxima de emisión están normalizadas y reguladas por reglamentos estrictos. Hay que recordar que el espectro de radiofrecuencia es limitado y está considerablemente concurrido.

Las señales llegan, a través de una antena emplazada en el helicóptero, a la receptora de radiofrecuencia, que básicamente consiste en un circuito integrado de distribución de señales que en la mayoría de los modelos es programable. La receptora se encarga de distribuir tanto las señales de control como la tensión de alimentación a los distintos servos. Estas señales de control son, en los equipos comerciales de radiocontrol, señales moduladas en el ancho de pulso (PWM) que los servomecanismos convierten primero en valores analógicos de tensión y finalmente en desplazamientos angulares. La receptora se alimenta de forma independiente con una batería de Níquel-Cadmio de 4.8 ó 6V.

### *El equipo emisor*

En este proyecto se utiliza la emisora *T9C super* de la casa japonesa *Futaba*. Tiene configuraciones de mandos programadas para 3 tipos de aeronave: aeroplano, helicóptero y planeador. Además, el usuario puede programar configuraciones personalizadas para modelos más específicos. El equipo puede emitir por 9 canales independientes de forma simultánea, capacidad muy superior a los 5 canales independientes que necesita el helicóptero para sus 5 servomecanismos. El modelo predefinido para helicópteros (*HELI*) tiene un mando para variar el paso colectivo manteniendo la admisión del motor constante y otro para variar la admisión manteniendo el paso constante. Estos dos actuadores en solitario pueden mantener a un helicóptero estable como el nuestro en vuelo a punto fijo, y la posibilidad de accionarlos independientemente simplifica de forma considerable el proceso de pruebas de los sensores. En general será necesario modificar ligeramente el paso de las palas del rotor de cola para compensar las variaciones del par generado por el rotor principal cuando varía el régimen del motor. Si no se realizan estas correcciones, el helicóptero entra en un estado de rotación en torno al eje del rotor principal. En nuestras pruebas no será necesaria esta compensación por estar el helicóptero anclado a una plataforma.

### *El equipo receptor*

Aunque la casa *Futaba* proporciona sus propias receptoras especialmente diseñadas para operar con sus emisoras, se ha optado por emplear una receptora de 10 canales de la casa alemana *ACT*, la *DDS-10*. La virtud principal de estas receptoras, de sintonización digital, es que su velocidad de procesamiento es mucho mayor que la de una receptora tradicional de sintonización PLL. La alternancia entre canales es instantánea y se eliminan las oscilaciones características de un sistema de regulación. También tiene la capacidad de programar posiciones por defecto a las que regresan los servos si se detectan interferencias (modo *fail-safe*). Esta funcionalidad es especialmente útil en servomecanismos de responsabilidad crítica, como los de los actuadores de un helicóptero, ya que puede evitar que el helicóptero se estrelle en caso de sufrir interferencias.



**Figura 2.14:** Receptor y emisor de radiofrecuencia utilizados.

<sup>1</sup>Aplicación de tiempo real para sistemas de control de vuelo de un helicóptero de aeromodelismo (Pablo Pujol Pérez)

<sup>2</sup>Caja Aviónica para Teleoperación y Control desde Estación Base Terrestre Adaptable al Helicóptero Comercial de Radio Control X-CELL-SPECTRA-G-3D (José Manuel Santos García).

<sup>3</sup>Implementación de Sensores de Altitud en Plataforma de Pruebas para Helicópteros RC (Adrián Jiménez González).