



# ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN

Titulación:

INGENIERO INDUSTRIAL

Título del proyecto:

CONTROL DEL COMPORTAMIENTO DINÁMICO DE UN  
VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO

DOCUMENTO

Miguel Mendia Betelu

Fernando José Ruiz Tadeo

Pamplona, 28 de febrero de 2011

A MIS PADRES Y A MI ABUELA,  
QUE TANTO QUIERO

# Agradecimientos

El presente proyecto no hubiera sido posible sin la inestimable ayuda y colaboración de Fernando, Simón, Mikel y Miguel Ángel.

En todo momento he contado con el mayor de los apoyos, el de mis padres.

Y he de reconocer que tal vez me hubiera vuelto un poco (más) loco si no hubieran estado siempre ahí los amigos de siempre, compañeros de equipo, gente de ‘la comunidad’ y demás que lograron que me evadiera tantas veces y tan a gusto de un proyecto que ha copado la mayor parte de mi tiempo durante este último año.

A todos vosotros,

¡Muchas gracias!

# Índice

1.	Introducción.....	1
1.1	Motivaciones y objetivos.....	1
1.2	Guía esquemática del PFC.....	2
2.	Antecedentes y objetivos.....	3
2.1	UAV's .....	3
2.2	Aplicaciones.....	7
2.3	Control.....	8
2.4	Objetivos.....	10
3.	Recopilación y presentación de datos .....	12
3.1	Referencias principales consultadas.....	12
3.2	Referencias específicas al sensado y la comunicación .....	13
3.3	Referencias acerca de los tipos de controladores y la metodología seguida..	15
3.4	En este proyecto.....	16
3.4.1	Comunicación .....	16
3.4.2	Sensado.....	16
3.4.3	Control.....	17
3.4.4	Actuación.....	17
4.	Desarrollo del trabajo .....	18
4.1	Comunicación .....	19
4.1.1	Objetivos de la comunicación en este proyecto.....	19
4.1.2	Posibilidades existentes.....	21
4.1.3	Solución .....	24
4.2	Sensado.....	32
4.2.1	Objetivos del sensado en este proyecto.....	33
4.2.2	Fase de sensado.....	33
4.2.3	Fase de tratamiento y acondicionamiento de los datos.....	42
4.2.4	Presentación y aplicaciones de la información sensada.....	93
4.2.5	Consideraciones varias a la instrumentación .....	96
4.3	Control.....	102
4.3.1	Breve introducción a los sistemas de control.....	102

4.3.2	Objetivos del sistema de control en este proyecto .....	103
4.3.3	Caracterización de la planta .....	104
4.3.4	Estrategias de control .....	117
4.3.5	Control con Simulink .....	118
4.3.6	Control con LabView: PID con prueba y error .....	120
4.3.7	Introducción de la referencia: el joystick.....	131
4.4	Actuación: sistemas electrónicos.....	132
4.4.1	Componentes empleados y resumen de especificaciones .....	132
4.4.2	Esquema general.....	141
4.4.3	Circuito propuesto.....	145
4.4.4	Consideraciones varias .....	147
5.	Análisis de resultados.....	148
5.1	Problemática encontrada y sus consecuencias .....	148
5.1.1	El helicóptero .....	148
5.1.2	Las vibraciones.....	149
5.1.3	Saturaciones de sensores .....	150
5.1.4	Calibración de sensores.....	150
5.1.5	Comparación entre los tres filtros y requerimientos de cálculo.....	151
5.2	Resultados del control del helicóptero .....	152
5.2.1	Cualitativos .....	152
5.2.2	Cuantitativos: análisis de gráficas .....	153
6.	Conclusiones .....	156
6.1	Conclusiones teóricas y prácticas .....	156
6.2	Originalidades.....	156
6.3	Reflexiones personales .....	157
6.4	Consecuencias futuras .....	157
7.	Manual de usuario.....	158
7.1	Primeros pasos .....	158
7.2	Manejo de los filtros .....	162
7.3	Volando sin manejo asistido.....	163
7.4	Volando con manejo asistido.....	165
7.4.1	La guiñada .....	165
7.4.2	La altura.....	166
7.4.3	El despegue automático .....	167

7.4.4	El aterrizaje automático .....	167
7.5	Guardado de datos .....	168
8.	Manual de programador .....	169
9.	Bibliografía .....	172
10.	Anexos .....	175
10.1	Características del helicóptero .....	175
10.2	Cuaterniones.....	180
10.2.1	Qué son.....	180
10.2.2	Aplicaciones de los cuaterniones.....	180
10.2.3	Operaciones con cuaterniones: el producto.....	181
10.2.4	Representación gráfica simplificada de los cuaterniones.....	182
10.3	El problema de Wahba .....	183
10.3.1	El método Triad.....	183
10.4	El filtro de Kalman .....	185
10.4.1	Formulación del filtro de Kalman.....	186
10.5	Calibración del acelerómetro y del magnetómetro .....	188
10.6	Hojas de especificaciones de los componentes empleados .....	190

# Lista de ilustraciones

ILUSTRACIÓN 2-1: DIRIGIBLE PARA USO EN INTERIORES.....	4
ILUSTRACIÓN 2-2: CONFIGURACIÓN DE TIPO AVE EXPERIMENTAL.....	4
ILUSTRACIÓN 2-3: DRAGANFLYER X6, VARIANTE DE UN QUADROTOR CON TRES PARES DE ROTORES. ....	5
ILUSTRACIÓN 2-4: CLASIFICACIÓN GENERAL DE AERONAVES. ....	6
ILUSTRACIÓN 2-5: MODELO GENERALIZADO DE UN HELICÓPTERO CONVENCIONAL.....	9
ILUSTRACIÓN 3-1 (6): ARDUPILOTMEGA Y ARDUPILOT.....	15
ILUSTRACIÓN 4-1: ESQUEMA GENERAL DEL PROYECTO CON LOS CUATRO BLOQUES PRINCIPALES. ....	18
ILUSTRACIÓN 4-2: DIAGRAMA TÍPICO CON LOS ELEMENTOS QUE INTERVIENEN EN LA COMUNICACIÓN.....	20
ILUSTRACIÓN 4-3: OBJETIVO DESEADO: MANDAR ÓRDENES AL APARATO Y QUE ESTE TRANSMITA INFORMACIÓN. .....	20
ILUSTRACIÓN 4-4: MANDO RADIOCONTROL QUE VENÍA CON EL APARATO.....	21
ILUSTRACIÓN 4-5: FOTO TOMADA DE UN XBEE. ....	22
ILUSTRACIÓN 4-6(9): LOGOTIPO DE BLUETOOTH. A LA IZQUIERDA SE PUEDE VER UN BLUETOOTH USB. ....	22
ILUSTRACIÓN 4-7(9): LOGO DE WI-FI. ....	23
ILUSTRACIÓN 4-8(7): IMAGEN DE UN MODEM GSM/GPRS DE SPARKFUN. ....	23
ILUSTRACIÓN 4-9: CON VARIOS DISPOSITIVOS SE PUEDEN CREAR REDES, COMO SE OBSERVA EN LA FIGURA. 'C' CORRESPONDE A COORDINADOR, 'R' A RUTEADOR Y 'E' A 'END DEVICE'. ....	24
ILUSTRACIÓN 4-10: ADAPTADOR USB PARA XBEE CASERO CON UN CHIP FTDI A LA IZQUIERDA Y PLACA DE DESARROLLO PARA PROGRAMAR Y USAR MÓDULOS XBEE'S COMERCIAL DE MAXSTREAM A LA DERECHA....	25
ILUSTRACIÓN 4-11: PANTALLA PRINCIPAL DEL X-CTU CON LAS PESTAÑAS DE OPCIONES DEL PC, TEST DE RANGO, TERMINAL Y CONFIGURACIÓN DEL MÓDEM. ....	25
ILUSTRACIÓN 4-12: FOTO DE UN XBEE CON LOS CUATRO PINES PRINCIPALES PARA SU USO EN MODO TRANSPARENTE. LA TENSIÓN DE ALIMENTACIÓN (VCC) ES DE 3.3 V. ....	26
ILUSTRACIÓN 4-13: ESQUEMA GRÁFICO DE LA COMUNICACIÓN ENTRE EL HELICÓPTERO Y EL ORDENADOR.....	27
ILUSTRACIÓN 4-14: ESQUEMA GENERAL DE TODAS LAS COMUNICACIONES QUE TIENEN LUGAR. ESTE APARTADO CUBRE EL ÁREA QUE ENCIERRA LA ELIPSE DE BORDE ROJO. ....	27
ILUSTRACIÓN 4-15: CAPTURA DE PANTALLA DEL SOFTWARE X-CTU CON LA LECTURA DE LOS PARÁMETROS DE CONFIGURACIÓN DEL XBEE COORDINADOR (EL QUE ESTÁ EN EL HELICÓPTERO).....	28
ILUSTRACIÓN 4-16: ORDEN DE NAVEGACIÓN PROTOCOLIZADA. M1, M2 Y M3 VALEN ENTRE 0 Y 255 SIENDO LAS ÓRDENES A CADA UNO DE LOS MOTORES.....	30
ILUSTRACIÓN 4-17: INFORMACIÓN PROTOCOLIZADA QUE ENVÍA EL HELICÓPTERO AL ORDENADOR.....	30
ILUSTRACIÓN 4-18: SI NO SE TIENE NINGÚN CONTACTO DIRECTO CON EL HELICÓPTERO, ES PRECISO SABER CÓMO ESTÁ. ESTE INTERROGANTE NOS LO RESOLVERÁ LA INSTRUMENTACIÓN.....	32
ILUSTRACIÓN 4-19: (29) REPRESENTACIÓN ESQUEMÁTICA DE VARIAS ETAPAS QUE PUEDEN ESTAR PRESENTES EN UN SISTEMA DE MEDIDA.....	32
ILUSTRACIÓN 4-20: EL HELICÓPTERO ES UNA REFERENCIA NO INERCIAL. LA TIERRA ES UNA REFERENCIA INERCIAL. AMBAS LLEVAN UNA BASE ASOCIADA. MEDIANTE EL AHRS SE BUSCA LA OBTENCIÓN DE LA MATRIZ DE CAMBIO DE BASE (Y A LA POSTRE LOS ÁNGULOS) DE UNA BASE A LA OTRA. ....	33
ILUSTRACIÓN 4-21: (9) PANEL DE INSTRUMENTACIÓN TÍPICO DE UN AVIÓN. DE IZQUIERDA A DERECHA Y DE ARRIBA A ABAJO: INDICADOR DE LA VELOCIDAD DEL VIENTO, HORIZONTE ARTIFICIAL O INDICADOR DE ACTITUD, ALTÍMETRO, COORDINADOR DE GIRO, INDICADOR DE RUMBO E INDICADOR DE VELOCIDAD VERTICAL. ....	34
ILUSTRACIÓN 4-22: (9) A LA IZQUIERDA SE MUESTRA UNA UNIDAD DE NAVEGACIÓN INERCIAL DE UN MISIL BALÍSTICO DE ALCANCE INTERMEDIO. A LA DERECHA (20) SE MUESTRA UN DISPOSITIVO HOMÓLOGO COMERCIAL DE LA MARCA XSENS. ENTRE AMBOS 30-40 AÑOS Y EL PASO DE LO MILITAR A LO CIVIL.....	35
ILUSTRACIÓN 4-23(17): CÁMARA Y HELICÓPTERO CON LED. ....	37

ILUSTRACIÓN 4-24(17): ALGORITMO DE PROCESADO DE LA IMAGEN: AL FINAL SÓLO INTERESA VER LA POSICIÓN DEL LED.....	37
ILUSTRACIÓN 4-25: SHARP GP2D12.....	38
ILUSTRACIÓN 4-26: DISPOSITIVO SFR08 DE LA MARCA DEVANTECH.....	38
ILUSTRACIÓN 4-27: PLACA RAZOR DE SPARKFUN CON LOS CUATRO SENSORES INTEGRADOS EN ELLA.....	40
ILUSTRACIÓN 4-28: DETALLE DEL SENSOR DE ALTITUD OBTENIDO DE LAS HOJAS DE ESPECIFICACIONES.....	41
ILUSTRACIÓN 4-29: PLACA RAZOR CON LOS EJES (NO HACER CASO A LOS IMPRESOS EN ELLA). CADA SENSOR TIENE UNA PEQUEÑA MARCA QUE INDICA SU ORIENTACIÓN. ES PRECISO TENERLA EN CUENTA PARA CONOCER LAS LECTURAS OBTENIDAS.....	43
ILUSTRACIÓN 4-30: MICRO-CONTROLADOR AVR ATMEGA328 CON SUS 32 PINES EN CONFIGURACIÓN TQFP.....	44
ILUSTRACIÓN 4-31: QUEDA PENDIENTE LA COMUNICACIÓN ENTRE LOS SENSORES Y EL MICROPROCESADOR, DOS OPCIONES: I2C Y CONVERSIÓN ANALÓGICO-DIGITAL.....	45
ILUSTRACIÓN 4-32(9): ESQUEMA DE LA COMUNICACIÓN I2C.....	45
ILUSTRACIÓN 4-33: CONVERSIÓN ANALÓGICO-DIGITAL DE UNA SEÑAL. MEDIANTE EL MUESTREO, LA RETENCIÓN Y LA CUANTIZACIÓN DE LA SEÑAL ANALÓGICA SE OBTIENE EL EQUIVALENTE DIGITAL DE LA PRIMERA EN FORMA DE SUCESIONES DE UNOS Y CEROS.....	46
ILUSTRACIÓN 4-34: A LA IZQUIERDA EL ARDUINO UNO CON EL ATMEGA328 EN EL CENTRO. A LA DERECHA UNA IMAGEN DEL ENTORNO DE DESARROLLO DE ARDUINO.....	47
ILUSTRACIÓN 4-35: DIAGRAMA DE ESTADOS DE PRIMER NIVEL DEL PROGRAMA QUE EJECUTA EL MICRO-PROCESADOR.....	48
ILUSTRACIÓN 4-36: PROTOCOLO ENGINEEA DE ENVÍO DE INFORMACIÓN. 22 BYTES.....	48
ILUSTRACIÓN 4-37: ORDEN DE NAVEGACIÓN PROTOCOLIZADA.....	48
ILUSTRACIÓN 4-38: ICONO DE ESCRITORIO DEL PROGRAMA LABVIEW.....	49
ILUSTRACIÓN 4-39: ESQUEMA GENERAL CON LOS CUATRO PROCESOS Y LAS TRANSMISIONES DE INFORMACIÓN ENTRE ELLOS.....	50
ILUSTRACIÓN 4-40: CADA UNO DE LOS CUATRO PROCESOS Y SU DIAGRAMA DE ESTADOS MÁS GENERAL.....	52
ILUSTRACIÓN 4-41: DOS FUNCIONES DE LA INTERFAZ DE PROGRAMACIÓN DE APLICACIONES VISA. A LA IZQUIERDA LA FUNCIÓN QUE CONFIGURA EL PUERTO SERIE. SUS ENTRADAS COINCIDEN CON LAS DE LA.....	53
ILUSTRACIÓN 4-42: DIAGRAMA DE ESTADOS DEL PROCESO ADQUISICIÓN Y TRATAMIENTO DE DATOS. ESTÁ DETALLADO EL PROCESO DE LA CAPTURA, DESPROTOCOLIZADO Y VERIFICACIÓN DE LA INFORMACIÓN.....	54
ILUSTRACIÓN 4-43: PROCESO DE ADQUISICIÓN Y PROCESADO DE LA INFORMACIÓN: SECUENCIA DE TAREAS EFECTUADAS. VÉASE EL CARÁCTER REPETITIVO.....	56
ILUSTRACIÓN 4-44: SUB-VI ENCARGADA DEL FILTRADO DE LAS SEÑALES. A LA DERECHA EL PROCESO DE FILTRADO BUTTERWORTH DE LABVIEW.....	57
ILUSTRACIÓN 4-45(9): CONVENIO DE ÁNGULOS DE EULER 'ADECUADOS'. VER COMO LA LÍNEA DE NODOS (VERDE) ES LA INTERSECCIÓN DE DOS PLANOS QUE SE SOLAPAN SI $\beta$ VALE CERO.....	59
ILUSTRACIÓN 4-46(9): CONVENIO DE TAIT-BRYAN, EN ESTE CASO LOS PLANOS CUYA INTERSECCIÓN FORMA LA LÍNEA DE NODOS (VERDE) SON PERPENDICULARES SI $\varphi$ VALE CERO.....	59
ILUSTRACIÓN 4-47(23): SISTEMA DE COORDENADAS FIJO AL CUERPO ESTÁNDAR.....	60
ILUSTRACIÓN 4-48: GIRO DE 'ROLL' O BALANCEO ALREDEDOR DEL EJE X.....	60
ILUSTRACIÓN 4-49: GIROS DE 'PITCH' Y 'YAW' ALREDEDOR DE LOS EJES Y Y Z RESPECTIVAMENTE.....	61
ILUSTRACIÓN 4-50: REPRESENTACIÓN DEL HELICÓPTERO Y DE AMBAS BASES CON SUS EJES.....	62
ILUSTRACIÓN 4-51(21): LA ORIENTACIÓN DE LA REFERENCIA B SE LOGRA MEDIANTE EL GIRO DE LA REFERENCIA A ALREDEDOR DEL EJE $Ar$ .....	64
ILUSTRACIÓN 4-52: UN CAMBIO DE ORIENTACIÓN CON SUS DOS BASES.....	65
ILUSTRACIÓN 4-53(9): AVIÓN SIN Y CON BLOQUEO DE EJES. AL CABECEAR 90 GRADOS HACIA ARRIBA EL ANILLO VERDE SE SOLAPA CON EL AZUL, QUEDA LIMITADO EL BALANCEO O ROLL.....	69
ILUSTRACIÓN 4-54: HELICÓPTERO, REFERENCIAS PRINCIPALES Y SUS EJES. VELOCIDADES ANGULARES.....	70



ILUSTRACIÓN 4-55: EJEMPLO SENCILLO, LA ORIENTACIÓN QUE TIENE FIJADA LA BASE X'Y'Z' GIRA RESPECTO A LA DE BASE XYZ A UNA VELOCIDAD $\varphi$ Y EN EL INSTANTE SIGUIENTE TIENE LA BASE X''Y''Z''.....	71
ILUSTRACIÓN 4-56: DIAGRAMA DE BLOQUES DEL ALGORITMO AHRS ORIGINAL DENOMINADO EN UN PRINCIPIO COMO DCM IMU .....	74
ILUSTRACIÓN 4-57(23): SI UNA BASE ORTO-NORMAL SE ASEMEJARA CONCEPTUALMENTE A UN CUBO DE UNA UNIDAD DE LADO, LOS ERRORES TIENDEN A MODIFICARLO. ESTE ES UN EJEMPLO GRÁFICO DE LO QUE PASA. ....	76
ILUSTRACIÓN 4-58: DIAGRAMA DE ESTADOS QUE SIGUE EL PROGRAMA EN LABVIEW ENCARGADO DE EFECTUAR EL ALGORITMO AHRS ORIGINAL O DCM IMU .....	80
ILUSTRACIÓN 4-59: JOYSTICK EMPLEADO Y PLANO EN EL QUE SE MUEVE. PIVOTA RESPECTO AL EJE VERDE (OY). .	81
ILUSTRACIÓN 4-60: DIAGRAMA QUE RESUME EL ALGORITMO QUE SIGUE EL FILTRO DE KALMAN. ....	82
ILUSTRACIÓN 4-61: IMPLEMENTACIÓN DEL FILTRO DE KALMAN PARA EL JOYSTICK CON LABVIEW. A LA IZQUIERDA EL PROGRAMA PRINCIPAL Y SU DIAGRAMA DE BLOQUES. A LA DERECHA, SUBPROGRAMA QUE EJECUTA EL FILTRO DE KALMAN. ....	85
ILUSTRACIÓN 4-62: DETALLE DE LA GRÁFICA PRINCIPAL. LOS PICOS DE LA LÍNEA ROJA SON DEBIDOS AL ERROR INTRODUCIDO. EL FILTRO ELIMINA ESOS PICOS EN SU ESTIMACIÓN (LÍNEA VERDE) QUE SE PARECE MUCHO A LA POSICIÓN REAL (LÍNEA BLANCA). ....	86
ILUSTRACIÓN 4-63: ESQUEMA DEL ALGORITMO TRIPLE KALMAN. SE MUESTRAN LAS OPERACIONES PRINCIPALES. ....	87
ILUSTRACIÓN 4-64: EMPLEO DEL ALGORITMO KALMAN CON CUATERNIONES EN LABVIEW. LAS VARIABLES DE ENTRADA SON: LAS 9 MAGNITUDES SENSADAS Y FILTRADAS, EL INCREMENTO DE TIEMPO, UN 'RESET' Y 'N_VECES'. LAS SALIDAS SON LOS TRES ÁNGULOS DE EULER. ....	88
$\hat{x} = (q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4 \ bp \ bq \ br)_{1 \times 7}^T$ 4-65 .....	88
ILUSTRACIÓN 4-66: DIAGRAMA DE ESTADOS DEL ALGORITMO KALMAN CON CUATERNIONES. ....	91
ILUSTRACIÓN 4-67: OPERACIONES SEGUIDAS POR EL ALGORITMO EN SU FASE DE PREDICCIÓN. ....	91
ILUSTRACIÓN 4-68: DESCOMPOSICIÓN DE LAS OPERACIONES SEGUIDAS POR EL ALGORITMO KALMAN CON CUATERNIONES EN LA FASE DE ACTUALIZACIÓN. ....	92
ILUSTRACIÓN 4-69: CAPTURA DE PANTALLA DE LA TELEMETRÍA DEL SOFTWARE DE DRAGANFLY. ....	93
ILUSTRACIÓN 4-70: INTERFAZ GRÁFICA DE VUELO DEL HELICÓPTERO SALVATION 5 DESARROLLADA EN ESTE PROYECTO. ....	94
ILUSTRACIÓN 4-71: REPRESENTACIÓN DE LOS 3 INSTRUMENTOS DE VUELO PARA UNA INCLINACIÓN DE ROLL = 25 °, PITCH = 45 ° Y YAW = 25 °. A LA IZQUIERDA EL HORIZONTE ARTIFICIAL, EN EL MEDIO LA BRÚJULA APUNTANDO DIRECCIÓN NNE 25 ° Y A LA DERECHA UNA REPRESENTACIÓN 3D. ....	95
ILUSTRACIÓN 4-72: SUB-VI ENCARGADA DE GUARDAR LOS DATOS. TODOS LOS NOMBRES QUE APARECEN SON LOS DATOS QUE SE GUARDAN: ÁNGULOS, ALTURAS Y POTENCIAS PRINCIPALMENTE. ....	95
ILUSTRACIÓN 4-73: CAMPO MAGNÉTICO AFECTADO POR UNA DESVIACIÓN DE HIERRO DURO. ....	98
ILUSTRACIÓN 4-74: CAMPO MAGNÉTICO AFECTADO POR UNA DESVIACIÓN DE HIERRO DULCE. ....	99
ILUSTRACIÓN 4-75: CAMPO MAGNÉTICO OBTENIDO CUANDO LAS GANANCIAS NO ESTÁN EQUILIBRADAS.....	99
ILUSTRACIÓN 4-76: CAMPO MAGNÉTICO OBTENIDO AFECTADO POR TODOS LOS PROBLEMAS PREVIOS. ....	99
ILUSTRACIÓN 4-77: PRIMERA UBICACIÓN DE LOS SENSORES EN EL HELICÓPTERO. DESCOMPENSABA EL CENTRO DE GRAVEDAD Y VIBRABA MUCHÍSIMO. ....	100
ILUSTRACIÓN 4-78: SEGUNDA UBICACIÓN. AL PRINCIPIO IDEAL PARA LAS VIBRACIONES Y EL CENTRO DE GRAVEDAD. AL TIEMPO EL MAGNETÓMETRO COMENZÓ A SATURAR.....	101
ILUSTRACIÓN 4-79: UBICACIÓN FINAL DE LOS SENSORES EN EL APARATO.....	101
ILUSTRACIÓN 4-80: ATENDIENDO A LAS REFERENCIAS QUE LE LLEGAN DEL EXTERIOR, EL HELICÓPTERO DEBE SER CAPAZ DE RESPONDER A ELLAS ADECUADAMENTE. EN ESO CONSISTE EL CONTROL. ....	102
ILUSTRACIÓN 4-81: ESQUEMA GENERAL DE CONTROL ADAPTADO A LAS CIRCUNSTANCIAS DE ESTE PROYECTO..	103
ILUSTRACIÓN 4-82: PERFIL ALAR CON SU NOMENCLATURA.(9).....	105

ILUSTRACIÓN 4-83: (ARRIBA) FUERZAS DE 'LIFT' O SUSTENTACIÓN Y 'DRAG' O ROZAMIENTO EN UN PERFIL ALAR, SE MUESTRA TAMBIÉN EL ÁNGULO DE ATAQUE. (ABAJO) CURVAS TÍPICAS DE LOS COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN Y ROZAMIENTO DE UN PERFIL ALAR (9).	106
ILUSTRACIÓN 4-84: ENCASTRE DEL ROTOR DE UN HELICÓPTERO CONVENCIONAL. DETALLE DEL MECANISMO. EXTRAÍDO DE LOS APUNTES DE HELICÓPTEROS DE I. TÉCNICA AERONÁUTICA DE LA UPM.	107
ILUSTRACIÓN 4-85: ROTOR DE UN HELICÓPTERO DESPLAZÁNDOSE HORIZONTALMENTE(34).	107
ILUSTRACIÓN 4-86: EFECTO DE LA VELOCIDAD HORIZONTAL DEL AIRE INCIDIENDO EN UN ROTOR DE HELICÓPTERO VISTO DESDE ARRIBA (34).	108
ILUSTRACIÓN 4-87: (9) HELICÓPTERO MILITAR COAXIAL KAMOV KA-50. VER LA AUSENCIA DE ROTOR TRASERO.	108
ILUSTRACIÓN 4-88: (35) REPRESENTACIÓN DE UN ROTOR COAXIAL CON LOS TUBOS DE FLUIDO QUE ATRAVIESAN LOS ROTORES SUPERIOR E INFERIOR.	109
ILUSTRACIÓN 4-89: HELICÓPTERO Y SUS EJES.	110
ILUSTRACIÓN 4-90: PARACAÍDAS EN CAÍDA LIBRE.	112
ILUSTRACIÓN 4-91: HELICÓPTERO DEL PFC CON LA BARRA ESTABILIZADORA EN UN PRIMER PLANO.	113
ILUSTRACIÓN 4-92: BARRA ESTABILIZADORA INVENTADA POR ARTHUR M. YOUNG. EXTRAÍDA DE SU PATENTE(36).	113
ILUSTRACIÓN 4-93: (36)HELICÓPTERO Y BARRA GIRANDO SOLIDARIOS EN AUSENCIA DE PERTURBACIONES.	114
ILUSTRACIÓN 4-94: (36) EFECTO EN EL HELICÓPTERO Y EN EL MECANISMO DE UNA PERTURBACIÓN, COMO UNA RACHA DE VIENTO.	114
ILUSTRACIÓN 4-95: (36) EFECTO EN EL MECANISMO DE UNA INCLINACIÓN SUAVE Y PROGRESIVA HACIA ADELANTE.	115
ILUSTRACIÓN 4-96: LOS TRES GRADOS DE LIBERTAD DEL HELICÓPTERO.	116
ILUSTRACIÓN 4-97: REPRESENTACIÓN GRÁFICA DEL HELICÓPTERO, SUS ROTORES Y SENTIDOS DE GIRO Y LAS FUERZAS Y MOMENTOS QUE PROVOCAN ESTOS. LA ILUSTRACIÓN SIGUIENTE ES LA LEYENDA.	116
ILUSTRACIÓN 4-98: DIAGRAMA EN SIMULINK DEL SIMULADOR REALIZADO.	119
ILUSTRACIÓN 4-99: VUELO SIMULADO DEL HELICÓPTERO PARA UNAS REVOLUCIONES CONSTANTES.	119
ILUSTRACIÓN 4-100: RELACIÓN ENTRE LAS VARIABLES DE CONTROL Y LA ORDEN DE NAVEGACIÓN.	120
ILUSTRACIÓN 4-101: EFECTO DEL INCREMENTO O DECREMENTO DE LA VARIABLE DE CONTROL POTENCIA_MEDIA EN EL HELICÓPTERO.	121
ILUSTRACIÓN 4-102: EFECTO DE LA VARIABLE DE CONTROL VARIACIÓN_POTENCIA EN EL HELICÓPTERO.	121
ILUSTRACIÓN 4-103: ESQUEMA GENERAL DEL CONTROLADOR DISEÑADO E IMPLEMENTADO.	122
ILUSTRACIÓN 4-104: CAPTURA DE PANTALLA DEL CONTROLADOR DE GUIÑADA Y LAS VARIABLES QUE ENTRAN EN JUEGO: ENTRE ESTAS JOY_ROLL CREA LA REFERENCIA, YAW ES EL ÁNGULO SENSADO Y VAR_POT ES LA SEÑAL DE CONTROL.	123
ILUSTRACIÓN 4-105: RELACIÓN DE PROCESOS EN EL CONTROL DE LA GUIÑADA.	123
ILUSTRACIÓN 4-106: PARA CALCULAR LA DIFERENCIA ENTRE LA REFERENCIA Y LA REALIDAD SE EMPLEA TRIGONOMETRÍA.	124
ILUSTRACIÓN 4-107: CONTROLADOR PID IMPLEMENTADO	124
ILUSTRACIÓN 4-108: (9)DIAGRAMA DE BLOQUES DE UN CONTROLADOR PID	125
ILUSTRACIÓN 4-109: PROCESOS SEGUIDOS EN EL CONTROL DE LA ALTURA.	128
ILUSTRACIÓN 4-110: ÁNGULOS EN GRADOS DE ALABEO Y CABECEO QUE SE OBTIENEN CON LA IMU ALOJADA EN EL HELICÓPTERO DURANTE UN VUELO DEL MISMO.	130
ILUSTRACIÓN 4-111: LA ACTUACIÓN COMPRENDE EL SUMINISTRO DE ENERGÍA AL HELICÓPTERO.	132
ILUSTRACIÓN 4-112: BATERÍA DE LITIO - POLÍMERO ORIGINAL DEL HELICÓPTERO	133
ILUSTRACIÓN 4-113: PLACA RAZOR - IMU DE SPARKFUN. SE HA AMPLIADO Y DETALLADO DEL ESQUEMÁTICO (7) EL CONJUNTO DE COMPONENTES ENCARGADOS DE REGULAR LA TENSIÓN	134
ILUSTRACIÓN 4-114: SENSOR EZ4 EMPLEADO PARA MEDIR LA ALTURA	134
ILUSTRACIÓN 4-115: TRANSISTOR MOSFET(37): A) ESQUEMÁTICO, B) ENCAPSULADO, C) CURVA CARACTERÍSTICA, D) FUNCIÓN DE TRANSFERENCIA	135

ILUSTRACIÓN 4-116: CURVA CARACTERÍSTICA DEL TRANSISTOR NTD5806. EXTRAÍDA DE LAS HOJAS DE ESPECIFICACIONES. A LA DERECHA SE MUESTRA UNA FOTO DEL TRANSISTOR. ....	136
ILUSTRACIÓN 4-117: ESQUEMA ELÉCTRICO DE LA ETAPA DE POTENCIA EMPLEADO EN (2) PARA ACCIONAR LOS ROTORES DE UN QUADROTOR. ....	136
ILUSTRACIÓN 4-118: (A) CURVA TENSIÓN-INTENSIDAD PARA UN DIODO IDEAL Y (B) SUS MODELOS DE FUNCIONAMIENTO. ....	137
ILUSTRACIÓN 4-119: MOTOR CONECTADO A UNA FUENTE DE TENSIÓN MEDIANTE UN PUENTE EN H .....	138
ILUSTRACIÓN 4-120: LOS CUATRO INTERRUPTORES DEL PUENTE EN H CON SUS CUATRO DIODOS DE PROTECCIÓN .....	138
ILUSTRACIÓN 4-121: FOTO DEL PUENTE EN H ELEGIDO. A LA DERECHA LOS TERMINALES Y ESQUEMÁTICO OBTENIDOS DE LAS HOJAS DE ESPECIFICACIONES. ....	139
ILUSTRACIÓN 4-122: MODOS DE OPERACIÓN DEL PUENTE EN H. EXTRAÍDO DE LAS HOJAS DE ESPECIFICACIONES .....	139
ILUSTRACIÓN 4-123: ESTADO DEL PUENTE EN H EN EL MODO 'E'. EN EL MODO 'H' LOS INTERRUPTORES QUE ESTÁN ENCENDIDOS SE APAGAN Y VICEVERSA. EXTRAÍDO DE LAS HOJAS DE ESPECIFICACIONES. ....	139
ILUSTRACIÓN 4-124: SALIDAS OUT1 Y OUT2 EN FUNCIÓN DE LAS DOS ENTRADAS FIN Y RIN PARA LOS MODOS E) Y F). EXTRAÍDO DE LAS HOJAS DE ESPECIFICACIONES. ....	140
ILUSTRACIÓN 4-125: HELICÓPTERO CON LOS TRES MOTORES Y LA BATERÍA. ....	141
ILUSTRACIÓN 4-126: ESQUEMÁTICO MODIFICADO DE LA PLACA RAZOR DE SPARKFUN. EN NEGRO LAS MODIFICACIONES. ....	142
ILUSTRACIÓN 4-127: DETALLE DEL ESQUEMÁTICO QUE MUESTRA EL CONEXIONADO DEL SENSOR DE ULTRASONIDOS Y DEL XBEE. ....	142
ILUSTRACIÓN 4-128: SEÑAL MODULADA POR ANCHO DE PULSO. REGULANDO LA ANCHURA DE LOS PULSOS SE CONSIGUE MODIFICAR EL VALOR MEDIO DE LA SEÑAL. ....	143
ILUSTRACIÓN 4-129: DOS SEÑALES PWM CON ANCHURAS DE PULSOS DISTINTAS. COMO EL PERÍODO ES MUCHO MÁS PEQUEÑO QUE LA CONSTANTE DE TIEMPO DEL MOTOR, EL MOTOR VE UNA TENSIÓN CONSTANTE CUYO VALOR MEDIO COINCIDE CON EL VALOR MEDIO DE LA SEÑAL MODULADA. ....	143
ILUSTRACIÓN 4-130: ESQUEMÁTICO DE LA ETAPA DE POTENCIA. EN NEGRO SE MARCAN LAS ENTRADAS DE CONTROL. ....	144
ILUSTRACIÓN 4-131: CONECTOR SPI DE LA PLACA RAZOR. SE HA AÑADIDO UN PIN EXTRA PARA AÑADIR LA CUARTA SEÑAL DE CONTROL. ....	144
ILUSTRACIÓN 4-132: TODA LA PARTE ELECTRÓNICA DEL HELICÓPTERO. ....	145
ILUSTRACIÓN 4-133: PLACA RAZOR DE SPARKFUN CON LOS ELEMENTOS Y CONECTORES PRINCIPALES. ....	146
ILUSTRACIÓN 4-134: XBEE ALOJADO EN UNA PLACA APARTE JUNTO CON EL SENSOR DE ULTRASONIDOS. SE CONECTAN AL IMU VÍA FTDI. ....	146
ILUSTRACIÓN 4-135: ETAPA DE POTENCIA DEL HELICÓPTERO. ....	147
ILUSTRACIÓN 5-1: BUSQUE LAS ¿? DIFERENCIAS. LA ADICIÓN DE PESO OBLIGÓ A PRESCINDIR DE TODO ELEMENTO ORNAMENTO-ESTRUCTURAL NO IMPRESCINDIBLE. ARRIBA EL ANTES Y ABAJO EL DESPUÉS. ....	149
ILUSTRACIÓN 5-2: IMU EMBEBIDA EN GEL. OBTENIDO DE LA PÁGINA DE 'VASSILI'S PROJECTS'. ....	150
ILUSTRACIÓN 5-3: GRÁFICA DE LA POTENCIA SUMINISTRADA AL HELICÓPTERO DURANTE UN DESPEGUE Y UN ATERRIAJE AUTOMÁTICOS. ....	153
ILUSTRACIÓN 5-4: GRÁFICA CON LOS VALORES TOMADOS POR LA REFERENCIA Y POR LA ALTURA DEL HELICÓPTERO EN UN VUELO QUE INCLUYE EL DESPEGUE Y EL ATERRIAJE. ....	154
ILUSTRACIÓN 5-5: VALOR DE LA GUIÑADA Y DE SU REFERENCIA EN VUELO. ....	154
ILUSTRACIÓN 5-6: ESTAS TRES GRÁFICAS RECOGEN LOS PARÁMETROS MÁS IMPORTANTES DE LA TELEMETRÍA DEL HELICÓPTERO. ....	155
ILUSTRACIÓN 7-1: HARDWARE NECESARIO PARA VOLAR EL HELICÓPTERO. ....	158

ILUSTRACIÓN 7-2: PANTALLA INICIAL DEL SOFTWARE CON LA TELEMETRÍA DEL HELICÓPTERO. EN LA PARTE SUPERIOR FIGURAN LAS TÍPICAS PESTAÑAS DE FILE, EDIT, VIEW... PARA EL SIGUIENTE PASO INTERESA LA DE TOOLS. ....	159
ILUSTRACIÓN 7-3: EJECUTANDO EL 'MAX', MEASUREMENT & AUTOMATION EXPLORER.....	159
ILUSTRACIÓN 7-4: LOCALIZANDO EL DISPOSITIVO RECEPTOR DE XBEE CON EL 'MAX'. ....	160
ILUSTRACIÓN 7-5: CONFIGURANDO EL PUERTO SERIE EN EL PROGRAMA.....	160
ILUSTRACIÓN 7-6: ICONO DE EJECUCIÓN EN LABVIEW. ....	160
ILUSTRACIÓN 7-7: VENTANA QUE APARECE AL EJECUTAR EL SOFTWARE. ....	160
ILUSTRACIÓN 7-8: DIFERENCIA ENTRE UN PROGRAMA SIN EJECUTAR Y EJECUTÁNDOSE EN LABVIEW.....	161
ILUSTRACIÓN 7-9: BOTÓN DE SALIDA DEL PROGRAMA.....	161
ILUSTRACIÓN 7-10: VENTANA CON LAS INSTRUCCIONES DE MANEJO. ....	161
ILUSTRACIÓN 7-11: PANTALLA DE LA TELEMETRÍA CON EL HELICÓPTERO LISTO PARA DESPEGAR.....	162
ILUSTRACIÓN 7-12: POSIBLES ACCIONES QUE PERMITE EL JOYSTICK.....	163
ILUSTRACIÓN 7-13: INDICADOR DE LA POTENCIA ENVIADA. LA AGUJA QUE LA MUESTRA ES LA VERDE. ....	164
ILUSTRACIÓN 7-14: INDICADOR DE LA POTENCIA DE GUIÑADA. EN FUNCIÓN DE LA INCLINACIÓN LATERAL SE ENCIENDEN LOS LED'S. ....	164
ILUSTRACIÓN 7-15: INDICADOR DE LA POTENCIA DE CABECEO. ....	164
ILUSTRACIÓN 7-16: INDICADOR DE LA BATERÍA. ....	165
ILUSTRACIÓN 7-17: BRÚJULA MOSTRANDO EL HELICÓPTERO (FLECHA ROJA) LIGERAMENTE INCLINADO HACIA EL NORESTE Y LA REFERENCIA (LÍNEA BLANCA) HACIA EL NORESTE. ....	166
ILUSTRACIÓN 7-18: CONTROLADORES PID DEL HELICÓPTERO.....	166
ILUSTRACIÓN 7-19: VARIABLES 'REFERENCIA_ALTURA' Y 'ALTURA_REAL'. ....	166
ILUSTRACIÓN 7-20: INDICADOR DE LOS CUATRO BOTONES DEL JOYSTICK. ....	167
ILUSTRACIÓN 7-21: INDICADOR DE PILOTO AUTOMÁTICO. TRES OPCIONES: MANUAL, AUTO-DESPEGUE Y AUTO-ATERRIAJE.....	167
ILUSTRACIÓN 7-22: GUARDADO DE DATOS.....	168
ILUSTRACIÓN 8-1: (IZQUIERDA) ICONOS DE TODOS LOS PROGRAMAS QUE INTERVIENEN EN EL SOFTWARE. (DERECHA) AYUDA RÁPIDA DE LABVIEW. ESTA VENTANA PROPORCIONA INFORMACIÓN RÁPIDA Y ÚTIL. ...	169
ILUSTRACIÓN 8-2: TODOS LOS INSTRUMENTOS VIRTUALES ESTÁN LIGADOS A UNO, EL PRINCIPAL.....	169
ILUSTRACIÓN 8-3: RELACIÓN DE SUB-VI'S QUE COMPRENDE LA ADQUISICIÓN Y TRATAMIENTO DE DATOS.....	170
ILUSTRACIÓN 8-4: RELACIÓN DE SUB-VI'S QUE COMPRENDE LA ETAPA DE ENTRADAS USUARIO, CONTROL Y ENVÍO DE INFORMACIÓN. ....	170
ILUSTRACIÓN 8-5: RELACIÓN DE SUB-VI'S QUE INTERVIENEN EN LOS PROCESOS DE PUERTO SERIE Y APARTADO GRÁFICO. ....	171
ILUSTRACIÓN 10-1: ANUNCIO DEL HELICÓPTERO SALVATION 5 .....	175
ILUSTRACIÓN 10-2: DESPIECE DEL HELICÓPTERO .....	176
ILUSTRACIÓN 10-3: IMÁGENES DEL ARMAZÓN CON EJES .....	176
ILUSTRACIÓN 10-4: UNO DE LOS DOS MOTORES .....	177
ILUSTRACIÓN 10-5: JUEGO DE PALAS Y BARRA ESTABILIZADORA .....	177
ILUSTRACIÓN 10-6: HELICÓPTERO VISTO DESDE ARRIBA, VER SITUACIÓN DE LA BARRA ESTABILIZADORA.....	177
ILUSTRACIÓN 10-7: ROTOR TRASERO DEL APARATO Y BARRA DE ALUMINIO.....	178
ILUSTRACIÓN 10-8: BATERÍA DE LITIO-POLÍMERO ORIGINAL DEL HELICÓPTERO.....	178
ILUSTRACIÓN 10-9(9): REPRESENTACIÓN GRÁFICA DE CUATERNIONES. IMAGINARSE EL TRIEDRO FORMADO POR LOS EJES I,J,K A LA HORA DE REALIZAR LOS GIROS. ....	182
ILUSTRACIÓN 10-10: DIBUJO DE LA TIERRA CON EL POLO NORTE GEOGRÁFICO Y MAGNÉTICO.....	184
ILUSTRACIÓN 10-11(9): MAPA DE LÍNEAS ISOGÓNICAS CON SU MAGNITUD DE DECLINACIÓN MAGNÉTICA EN EL AÑO 2000. ....	184
ILUSTRACIÓN 10-12: GRÁFICA DE LOS DATOS OBTENIDOS CON EL MAGNETÓMETRO EN LOS EJES X E Y TRAS DAR UNA VUELTA COMPLETA AL HELICÓPTERO.....	188

ILUSTRACIÓN 10-13: AJUSTE DE LA ELIPSE A LOS DATOS. AMBOS EJES SON PRÁCTICAMENTE IGUALES PERO LOS OFFSETS SON MUY GRANDES. HAY QUE CORREGIR. NO HAY EFECTOS DE HIERRO DULCE. .... 189

ILUSTRACIÓN 10-14: COMPARACIÓN ENTRE LAS LECTURAS DEL MAGNETÓMETRO CON LOS MOTORES PARADOS (IZQ.) Y EN MOVIMIENTO (DCHA.). .... 190

# Lista de tablas

TABLA 2-1: CLASIFICACIÓN UAV.....	7
TABLA 2-2: COMPARACIÓN DE CARACTERÍSTICAS DE VUELO .....	7
TABLA 4-1: COMPARATIVA ENTRE DISTINTOS PROTOCOLOS DE COMUNICACIÓN POSIBLES.....	21
TABLA 4-2: PARÁMETROS DE CONFIGURACIÓN DE LOS DOS XBEE'S EMPLEADOS .....	28
TABLA 4-3: CONFIGURACIÓN DEL PUERTO USB PARA LA TRANSMISIÓN DE INFORMACIÓN.....	29
TABLA 4-4: ELEMENTOS QUE INTERVIENEN EN LA COMUNICACIÓN .....	29
TABLA 4-5: COMPARATIVA DEL RANGO DE DETECCIÓN DE BARRAS DE DISTINTO DIÁMETRO PARA VARIOS DISPOSITIVOS DE LA FAMILIA EZ. CADA CUADRÍCULA REPRESENTA UN PIE. EXTRAÍDO DE WWW.MAXBOTIX.COM. ....	41
TABLA 4-6: CONFIGURACIÓN Y PARÁMETROS DE TODOS LOS SENSORES DE LA PLACA RAZOR DE SPARKFUN. ....	42
TABLA 4-7: DISTINTAS METODOLOGÍAS PARA CALCULAR UN CONTROLADOR PID. ....	126
TABLA 4-8: EFECTOS DE INCREMENTAR UN PARÁMETRO INDEPENDIENTEMENTE.....	126
TABLA 4-9: VALORES SELECCIONADOS DEL CONTROLADOR PID DE GUIÑADA. ....	126
TABLA 4-10: VALORES ESCOGIDOS PARA EL CONTROLADOR DE LA ALTURA. ....	129
TABLA 4-11: TABLA CON LOS DATOS PRINCIPALES DE LOS MOTORES OBTENIDOS DE LA WEB DE GWS .....	140
TABLA 4-12: ENSAYOS DE LOS MOTORES PARA VER LA INTENSIDAD QUE DEMANDAN.....	140
TABLA 10-1: PESO, MEDIDAS Y Nº DE UNIDADES DE CADA UNO DE LOS COMPONENTES DEL HELICÓPTERO .....	179
TABLA 10-2: MATRIZ DE INERCIA Y CENTRO DE GRAVEDAD DEL HELICÓPTERO .....	179
TABLA 10-3: TABLA DE CAYLEY .....	180

# 1. Introducción

Esta introducción está dividida en dos partes. En la primera se presentan las motivaciones y los objetivos que han llevado a la consecución este trabajo. La segunda es una guía esquemática del proyecto final de carrera<sup>1</sup>.

## 1.1 Motivaciones y objetivos

Volar ha sido, es y será uno de los principales sueños que el ser humano ha deseado cumplir. Nuestra inquietud por conquistar los cielos comenzó hace más de 2400 años y nos ha llevado ya hasta casi los confines de nuestro sistema solar.

Sin embargo, a pesar de todos los avances logrados, volar nos infunde la fascinación de siempre y a la vez un gran respeto, ya que nuestras formas de imitar a las aves implican siempre un riesgo (en mayor o menor medida) para la vida humana.

Este riesgo es inherente a la fiabilidad de los medios que empleamos para surcar los aires; a pesar de que a lo largo de los últimos años ha ido reduciéndose hasta el punto de que todo el mundo tiene claro que es más probable sufrir una desgracia en la carretera que viajando en avión.

Son, en definitiva, el peligro y el deseo humanos por volar los factores causantes de la aparición y desarrollo de vehículos aéreos no tripulados, denominados también UAV's (*Unmanned Aerial Vehicles*), durante los últimos años. Este tipo de vehículos tienen una gran importancia en los campos militar y civil, puesto que permiten enfrentar problemas de diversa índole de manera mucho más segura pudiendo acceder a ubicaciones más inaccesibles y/o peligrosas y evitando poner en riesgo vidas humanas al carecer de tripulación.

Un problema que se presenta a la hora de hacer volar estos dispositivos es la dificultad que conlleva su manejo, dejando su utilización a aplicaciones profesionales o a aficionados al aeromodelismo radiocontrol. Debido a la naturaleza de fuerzas presente, el gobierno de estas aeronaves no tripuladas exige en la mayoría de los casos una gran habilidad y pericia. Así pues, dotando a estos aparatos de un sistema de instrumentación y de control se posibilitaría que cualquier persona pudiera manejarlos de forma más sencilla, segura y precisa.

Además, desarrollando estos sistemas de forma, económica, abierta y detallada; describiendo los problemas que pueden surgir y planteando sus soluciones y, por último, recogiendo todo lo anterior en un trabajo ameno, útil y didáctico, se pretende atraer y ayudar a más gente a entrar en este mundo del aeromodelismo no tripulado.

---

<sup>1</sup> Al que se aludirá con las siglas PFC.

## 1.2 Guía esquemática del PFC

La primera parte del proyecto tiene un carácter introductorio y conun breve repaso del estado del arte bajo una óptica más general en las secciones de antecedentes y objetivos y más exhaustivo en la parte de recopilación y presentación de datos.

La segunda es el bloque fundamental del PFC. Consiste en el desarrollo pormenorizado del trabajo. En este apartado se describen cada uno de los aspectos fundamentales y necesarios para lograr el control de un dispositivo: comunicación, instrumentación, control y actuación (sistemas electrónicos) en el helicóptero.

En tercer lugar, se recogen, presentan y analizan los resultados obtenidos.

Las conclusiones del trabajo forman parte del cuarto bloque temático.

Finalmente se añaden al final del documento los manuales de usuario y del programador, la bibliografía y una serie de anexos que recogerán cálculos, gráficas y más información de útil consulta para la comprensión del proyecto.



## 2. Antecedentes y objetivos

La presente sección recoge de manera general el estado del arte en el que se encuentran a día de hoy diversos prototipos de UAV's, sus aplicaciones y las distintas formas de controlarlos. También se plantean los objetivos de este trabajo.

### 2.1 UAV's

Se entiende por aeronave no tripulada o UAV aquella que es capaz de navegar sin llevar a bordo ningún piloto. Estas aeronaves pueden ser controladas desde una estación base o bien pueden llevar una programación preestablecida con la ruta a seguir.

Como suele suceder con la mayoría de los avances tecnológicos, este tipo de vehículos surgieron y fueron utilizados por vez primera en aplicaciones militares del tipo reconocimiento del terreno y ataque. En cuanto a aplicaciones civiles, esta clase de aeronaves nació de la mano del aeromodelismo radiocontrol y ha evolucionado gracias a las investigaciones en el campo de la robótica y de la inteligencia artificial aeronáutica que han propiciado avances muy significativos en los últimos 10 años.

Las principales ventajas de un UAV son:

- Menor coste que las aeronaves.
- No se arriesgan vidas.
- Capacidad de incorporar multitud de sensores.
- Posibilidad de acceder a sitios peligrosos o de difícil acceso.

Existen multitud de variantes de UAV's y su clasificación se realiza dependiendo de las siguientes variables: alcance en kilómetros, altitud de vuelo en metros, autonomía en horas y carga útil máxima que puede transportar en kilogramos. La Tabla 2-1 recoge una primera clasificación. La mayoría de los UAV civiles se encuentran entre la categoría Micro y alcance cercano.

Junto con esta primera clasificación también puede catalogarse un UAV según su configuración (1). En general, los vehículos aéreos pueden dividirse en dos categorías: más ligeros que el aire y más pesados que el aire. Un vehículo es más ligero que el aire si consigue su sustentación debido a que su densidad total es inferior o igual a la del aire en el que está sumergido. Dos ejemplos típicos son el globo aerostático y el dirigible. A diferencia del globo el dirigible está motorizado lo que le permite una mayor maniobrabilidad. Esta clasificación se muestra en la Ilustración 2-4.



Ilustración 2-1: Dirigible para uso en interiores.

No obstante, casi la totalidad de aeronaves que vuelan hoy día son más pesadas que el aire. En este grupo también puede distinguirse a aquellas que llevan motor de aquellas que no lo llevan. Un aeroplano no lleva motor mientras que una avioneta teledirigida sí. El motor en estas aeronaves tiene como objeto la transformación de un tipo de energía dado (química, eléctrica) en energía mecánica; en otras palabras, el motor se encarga de sustentar y/o propulsar al aparato. En el caso de los aviones convencionales el motor lo propulsa y el fuselaje lo sustenta. En el caso que ocupa a este proyecto, el de un helicóptero, el motor lo sustentará haciendo girar un ala sobre un eje y en función de la inclinación del vector de empuje el helicóptero se desplazará. Los helicópteros se enmarcan dentro de una familia a la que comúnmente se hace referencia por las siglas VTOL (*vertical take off and landing*).

Las configuraciones más usadas dentro del mundo de los UAV de corto alcance, y por tanto las más tratadas en la bibliografía, son las siguientes: avión, helicóptero, 'ave', autogiro y dirigible. Cada una tiene diferentes ventajas y desventajas que son comparadas en la tabla 2-2. Hay que añadir que existen más configuraciones que las que entran en comparación pero son estas modificaciones de las primeras. Un ejemplo muy corriente hoy en día es el caso del quadrotor, que consiste en una variante de helicóptero con cuatro rotores iguales y equiespaciados simétricamente respecto al centro de gravedad.

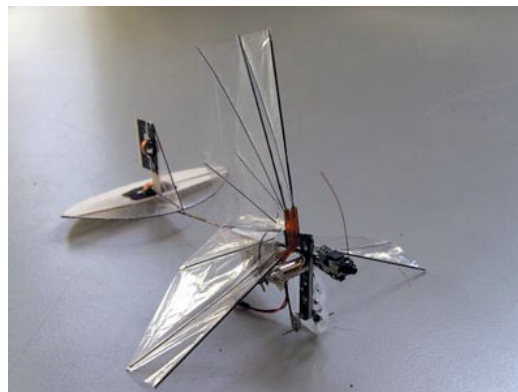


Ilustración 2-2: Configuración de tipo ave experimental.



Ilustración 2-3: Draganflyer X6, variante de un quadrotor con tres pares de rotores.

Como el dispositivo a controlar se trata de un helicóptero, va a compararse este con el resto. Los puntos fuertes del helicóptero son su capacidad de vuelo estacionario, su maniobrabilidad, capacidad de despegue, aterrizaje y de vuelo vertical y su capacidad de carga. Los aeroplanos tienen mayor velocidad de desplazamiento, capacidad de carga y resisten más las perturbaciones externas, pero su maniobrabilidad y capacidad de vuelo estacionario son nulas. Las ‘aves’ son máquinas voladoras que imitan a sus seres vivos análogos, aún están muy pendientes de desarrollo. En lo que respecta al autogiro, sus aplicaciones tal vez sean más competentes en los casos de vuelo tripulado, pues son mucho más seguros que helicópteros y aviones; pero no aportan especiales ventajas al vuelo no tripulado. Los dirigibles tienen una mayor autonomía dado que no hay que suministrarles energía para su sustento y son más indicados para vuelos en interior dado que son ligeramente más manejables y menos peligrosos. Un quadrotor o cuadricóptero tiene una maniobrabilidad y estabilidad superiores al helicóptero sacrificando un punto de velocidad y autonomía (tienen 4 motores).

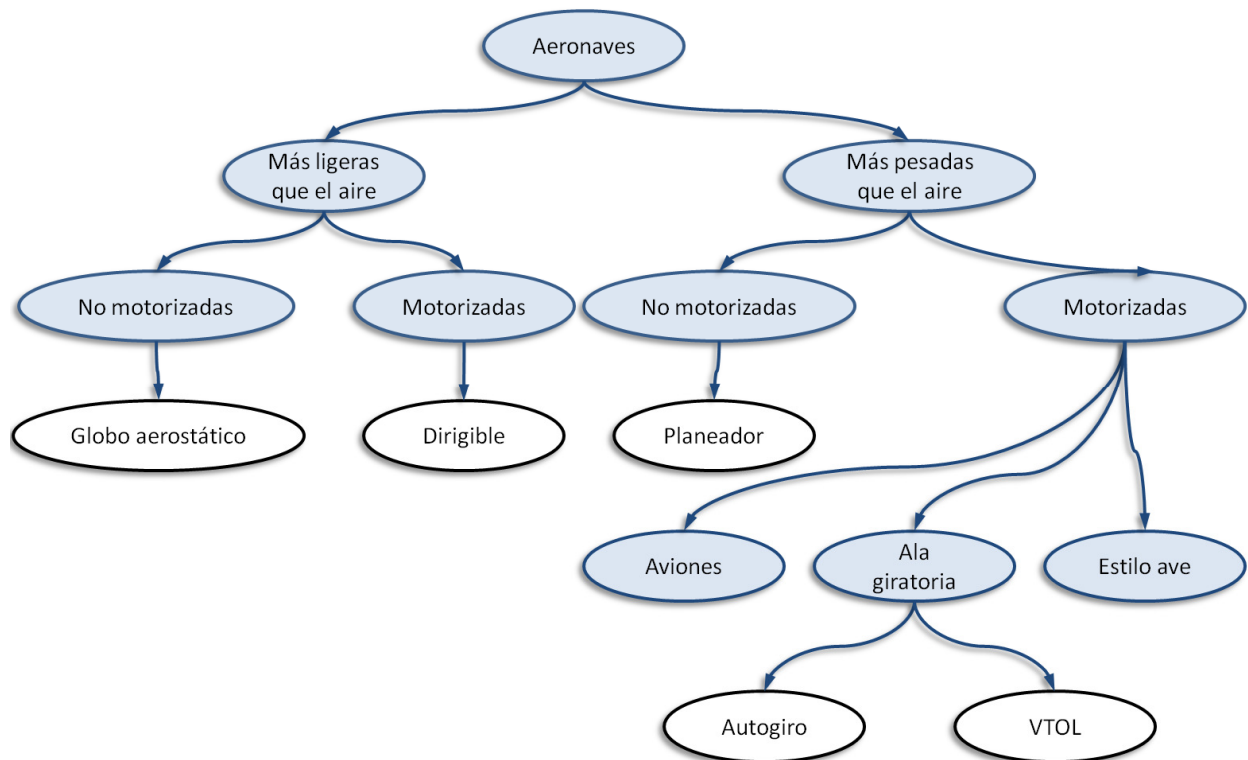


Ilustración 2-4: Clasificación general de aeronaves.

Cada uno de los tipos incluye a su vez diferentes variantes. Por ejemplo, dentro de las aeronaves de despegue y aterrizaje vertical, como los helicópteros, existen a su vez varias configuraciones con diferentes especificaciones:

- Helicópteros convencionales de dos rotores: Un rotor, el principal, lo sustenta y propulsa y otro rotor en la cola controla el momento de guiñada. El más común.
- Helicópteros coaxiales: con dos rotores totalmente superpuestos. El helicóptero de este proyecto se corresponde con una variante de esta configuración.
- Helicópteros tándem: con dos rotores en ejes distintos.
- Helicópteros de rotor giratorio: que despegan y aterrizan verticalmente pero vuelan como un avión.

A la hora de elegir el dispositivo adecuado se deberán tener en cuenta las variables de la tabla 2-1(2), las características comparadas en la tabla 2-2(1), la aplicación a la que el aparato está orientado y el precio. En este caso el aparato ya estaba fijado de antemano pero la instrumentación y la comunicación desarrolladas pueden encajar perfectamente con la práctica totalidad de estos dispositivos en las categorías Micro y Mini.

Categoría	Acrónimo	Alcance (km)	Altitud de vuelo (m)	Autonomía (h)	Carga máxima (kg)
Micro < 250 gr	Micro	< 10	250	1	< 5
Mini < 25 kg	Mini	< 10	150 y 300	< 2	< 30
Alcance cercano	CR	10 a 30	3.000	2 a 4	150
Alcance corto	SR	30 a 70	3.000	3 a 6	200
Alcance medio	MR	70 a 200	5.000	6 a 10	1.250
Altitud baja	LADP	> 250	50 a 9.000	0,5 a 1	350
Autonomía media	MRE	> 500	8.000	10 a 18	1.250
Autonomía alta Altitud baja	LALE	> 500	3.000	> 24	< 30
Autonomía alta Altitud media	MALE	> 500	14.000	24 a 48	1.500
Autonomía alta Altitud alta	HALE	> 2.000	20.000	24 a 48	12.000
Combate	UCAV	1500	10.000	2	10.000
Ofensivo	LETH	300	4.000	3 a 4	250
Señuelo	DEC	500	5.000	< 4	250
Estratosférico	STRATO	>2.000	20.000 y 30.000	>48	ND
EXO- estratosférico	EXO	ND	>30.000	ND	ND

Tabla 2-1: Clasificación UAV.

	Avión	Helicóptero	Ave	Autogiro	Dirigible
Coste de potencia	2	1	2	2	3
Coste de control	2	1	1	2	3
Cap. de carga / Volumen	3	2	2	2	1
Maniobrabilidad	2	3	3	2	1
Vuelo estacionario	1	3	2	1	3
Vuelo a baja velocidad	1	3	2	2	3
Vulnerabilidad	2	2	3	2	2
VTOL	1	3	2	1	3
Resistencia	2	1	2	1	3
Miniaturización	2	3	3	2	1
Uso en interiores	1	3	2	1	2
<b>TOTAL</b>	<b>19</b>	<b>25</b>	<b>24</b>	<b>18</b>	<b>25</b>

Tabla 2-2: Comparación de características de vuelo.

## 2.2 Aplicaciones

Debido a la gran versatilidad de los UAV's, la variedad de aplicaciones abiertas a estos es muy considerable. Como ya se ha introducido previamente, las misiones militares

de rastreo, reconocimiento e incluso ataque son más que aptas para un UAV(3). Son pequeños, difíciles de detectar por radares (incluso los más grandes), silenciosos, rápidos y no se arriesgan vidas humanas. Además el presupuesto con el que cuentan es ostensiblemente mayor que en el ámbito civil.

En el mundo cotidiano (no militar) pueden dedicarse a actividades de supervisión y control debido a su gran maniobrabilidad. Pueden ser dotados de cámaras y enviados a inspeccionar obras civiles como puentes, edificios o estructuras de gran envergadura como líneas de alta tensión (4) (5), evitando la exposición de personas a estos riesgos.

La fotografía aérea es una actividad cada día más demandada y que está estrechamente unida a estas aeronaves permitiendo la extracción de mucha información del terreno. La consecuencia inmediata de fotografiar es vigilar, por eso desde equipos de seguridad hasta la policía pueden utilizar UAV's para labores de vigilancia, como sucede con el Draganflyer X6 de la Ilustración 2-3.

También pueden ser destinados al reconocimiento de desastres y a la búsqueda de personas desaparecidas en un entorno hostil. Podrían llegar a ser utilizados como medios de transporte de mercancías ligeras.

El aeromodelismo consiste en un *hobby* para muchas personas y que cada vez está interesando a más gente, sobre todo gracias a la estupenda labor de páginas web como '*Do It Yourself Drones*(6)<sup>2</sup> o '*Sparkfun*(7) que desarrollan hardware y software disponible para el usuario de a pie mediante la plataforma '*open-source hardware*<sup>3</sup> denominada Arduino(8). Navegando por este tipo de páginas, siempre se encuentran nuevas aplicaciones, temas y consejos interesantes en los foros así como los materiales necesarios y un largo etcétera.

## 2.3 Control

El siguiente apartado está basado en el artículo 'Modelado y control de helicópteros autónomos. Revisión y estado de la técnica'(3), en el cual se citan una multitud de artículos que tratan temas relacionados con la estrategia, la modelización y la técnica de control de UAV's desde distintos puntos de vista.

Las estrategias y técnicas de control llevadas a cabo y presentes en bibliografía dependen de la plataforma seleccionada, y esta depende de la universidad en cuestión en la que se ha investigado o de la empresa en la que se ha desarrollado el UAV. En la mayoría de los casos las plataformas tienen una carga útil inferior a los 7 kilogramos y un tiempo de vuelo inferior a los 45 minutos(2) y (1).

Las arquitecturas de control de estos vehículos integran una gran diversidad de sensores de navegación tales como giróscopos, acelerómetros, magnetómetros, GPS, sensores barométricos e infrarrojos entre otros y el control del mismo es realizado bien a

<sup>2</sup> Traducido como: dispositivos voladores hechos por ti mismo.

<sup>3</sup> La filosofía '*open-source hardware*' o hardware abierto parte de proporcionar un dispositivo físico al mismo tiempo que se detallan todos los componentes que lleva. Es como comprar una lavadora y que junto con las instrucciones se detallan los planos necesarios que permitirían montar a uno mismo la lavadora, hacerle modificaciones, cambiarle los programas de lavado...

bordo del aparato o desde un equipo a distancia. Estas arquitecturas pueden ser o no ser jerarquizadas y a menudo son dotadas de algún tipo de control inteligente. También han sido implantadas estrategias mixtas de guiado manual y autónomo que incluyen el despegue, el seguimiento de secuencias de puntos definidos, el vuelo estacionario, la consecución de diversas maniobras y el aterrizaje.

Con una plataforma fiable que incluya la aviónica y algorítmica necesaria para registrar los valores de sensores y actuadores, el siguiente paso es caracterizar su comportamiento dinámico mediante una serie de ecuaciones que permitan la simulación del aparato. Existen distintos enfoques para lograrlo:

1. Partir de principios físicos (ecuaciones sólido rígido, generación pares y fuerzas...) para obtener un modelo en el que los parámetros tengan un sentido físico.
2. Utilizar un conjunto de expresiones sin sentido físico, pero convenientemente ajustadas, para reproducir el comportamiento entrada-salida del helicóptero.
3. En caso de desconocer los parámetros fundamentales, recurrir a la deducción del control mediante ensayos y tomas de datos.

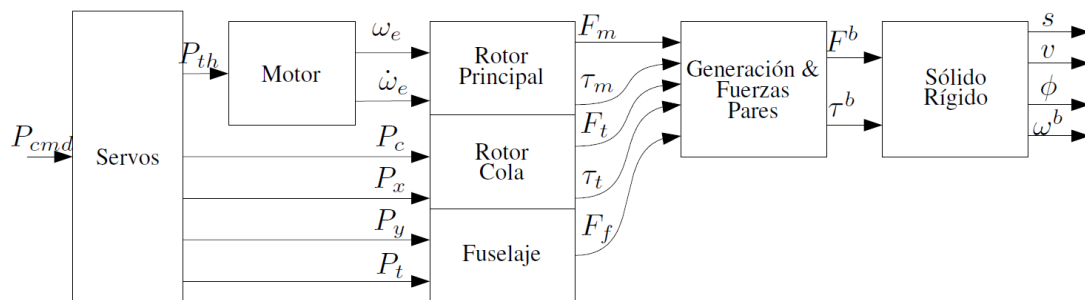


Ilustración 2-5: Modelo generalizado de un helicóptero convencional.

Nuevamente, en (3) se citan diversos artículos que proponen diferentes formas de modelización. Es importante considerar la no-linealidad de estos vehículos.

Una vez que la plataforma ha sido seleccionada, su sensado es posible y ha sido debidamente modelizada, sólo queda aplicar una técnica de control para poder dotar de mayor autonomía a la aeronave. A continuación se enumeran distintos modos de controlar estos dispositivos:

- Enfoques simples: con PID's clásicos o estrategias lineales extrapoladas a diferentes puntos de trabajo.
- Estrategias lineales que en partiendo de una linealización de la planta en torno al punto de trabajo se basan en el regulador lineal con índice cuadrático (LQR) y su extensión para considerar ruidos gaussianos (LGQ).
- Linealización por realimentación.
- Control predictivo.
- Modos deslizantes.
- Control robusto.

- Algoritmos de aprendizaje.
- Algoritmos genéticos.
- Leyes adaptativas.
- Lógica borrosa.
- Redes neuronales.
- Métodos de Lyapunov.
- Planificación de trayectorias y maniobras agresivas.

En la mayoría de los casos el control es logrado por una interacción de dos o más de las estrategias antes nombradas y se desarrolla primero en un entorno simulado por ordenador, para después proceder en un banco de ensayos antes de pasar a las pruebas finales.

## 2.4 Objetivos

El objetivo de este PFC es controlar un helicóptero coaxial de tres canales. Se partirá únicamente de la mecánica del mismo<sup>4</sup> y se desarrollarán las siguientes partes para hacerlo un UAV:

- Comunicación con el dispositivo.
- Sensado de la planta.
- Controlador.
- Actuación sobre la planta.

La comunicación debe ser rápida, fiable y bidireccional entre el aparato y un ordenador. Estará protocolizada y debe permitir una sencilla e íntegra interacción del UAV con el usuario en todo momento. Se transmitirán los datos de los sensores y las órdenes de navegación.

El sensado de la planta debe garantizar conocer la actitud (cabeceo y balanceo) y la orientación del aparato de forma fiable. La actitud es lo más importante a determinar en un UAV de cara a un control posterior. Exceptuando la altitud, el resto de variables de posición no va a ser sensada.

El control del aparato se realizará teniendo en cuenta los grados de libertad que permite la configuración mecánica del helicóptero. Se buscará que el comportamiento del helicóptero con el control final mejore ostensiblemente al comportamiento del helicóptero comercial.

El punto de partida va a ser la propia aerodinámica del helicóptero junto con sus motores y la batería. Todo lo demás relativo a la electrónica de sensado y de potencia ha sido diseñado desde cero y se enmarca dentro del apartado de actuación.

Cumplidos estos objetivos se pretende además:

- Recopilar una buena cantidad de información práctica de cara a nuevos desarrollos de UAV's.

---

<sup>4</sup> Ver anexo 11.1



- Presentar de forma clara todos los problemas (y sus soluciones) que pueden surgir durante el desarrollo.
- Mostrar la relativa sencillez, bajo coste y potencial de herramientas electrónicas y de software disponibles hoy en día para este tipo de aplicaciones.
- Colaborar con la filosofía 'hazlo tú mismo y compártelo' que está surgiendo durante estos años y que incita a la gente a querer saber y entender cómo funcionan las cosas, además de despertar su imaginación y sentido crítico.

### 3. Recopilación y presentación de datos

El presente apartado cierra la parte introductoria del trabajo y recoge las referencias bibliográficas principales consultadas durante el proyecto.

La mayor parte de información ha sido obtenida de Internet en forma de documentos electrónicos (PDF's y archivos de Word) o consultando directamente páginas Web concretas (Wikipedia (9), Wolfram (10), Sparkfun Electronics (7) y más). La razón principal es que el desarrollo de estas aeronaves y de muchos aspectos relacionados con ellas es bastante reciente y la mayoría de autores e investigadores suben sus resultados a Internet.

Como puede esperarse, la información disponible es abundante y, sin embargo, insuficiente al mismo tiempo. Hay que ser muy crítico con lo que se obtiene y filtrar todo con cuidado de no caer en errores y dejar pasar por alto información clave. Si bien es cada vez más común el desarrollo de este tipo de aeronaves, agrupar una buena bibliografía al respecto es tarea complicada, debido a que dentro de la bibliografía hay mucha variación entre las plataformas empleadas, la metodología seguida, la instrumentación y el enfoque.

Para temas más específicos también se han consultado libros y apuntes tomados durante la carrera. En apartados concretos del documento también se citan otras fuentes no mencionadas en este apartado.

#### 3.1 Referencias principales consultadas

Las principales referencias son 9 PDF's, consideradas como tales porque recogen el proceso seguido para controlar un UAV con varios enfoques. En la mayoría de los trabajos el presupuesto es más elevado y se cuenta con bancos de ensayo, sensores comerciales especiales, software y *know-how* previo. Estas referencias son las numeradas como (11), (1),(12),(13),(14),(15),(2),(16) y (17).

Entre todas ellas, (11), (15) y (16) tratan acerca de un modelo de helicóptero coaxial, el Lama X.R.B o variantes suyas<sup>5</sup> con 4 canales<sup>6</sup> para el control. La referencia (17) estudia un helicóptero convencional Yamaha RMAX y el resto de referencias comprenden quadrotors. Ambas configuraciones, quadrotor y coaxial, se comparan brevemente en (15). Entre los autores, destaca Samir Bouabdallah<sup>7</sup>, autor y coautor de (1),(12) y (11).

Varias fuentes ((1), (16) y (14)) cubren la etapa de diseño previo del aparato. Además, en (1) junto con (13) y (12), se recoge una modelización dinámica completa de un quadrotor mediante los formalismos de Newton y de Lagrange-Euler por separado. En (15)

<sup>5</sup> De hecho en [www.skybotix.com](http://www.skybotix.com) pueden adquirirse las variantes que se emplean en (16) y (11) a raíz de las investigaciones realizadas en la ETH de Zúrich (ver **¡Error! Marcador no definido.**).

<sup>6</sup> El número de canales equivale al número de grados de libertad del helicóptero. 4 canales permite maniobrar en vertical, en las dos direcciones del plano horizontal y guiñar. En el caso del helicóptero del PFC, este dispone únicamente de tres canales, puede maniobrar en vertical, en una dirección del plano horizontal y guiñar. No se permite el desplazamiento lateral.

<sup>7</sup> Profesor de la ETH<sup>7</sup> de Zúrich ha sido y sigue siendo uno de los grandes impulsores de los UAV's durante los últimos años.

tan sólo se modela el rotor coaxial con las fuerzas de acuerdo al formalismo de Newton. En lo que respecta a la aerodinámica, la mayoría de estas referencias toman fórmulas simplificadas, a menudo experimentales adoptando una serie de coeficientes. Tan sólo en (13) se adopta un convenio que recoge la teoría de la cantidad de movimiento y el elemento pala. En (2) y (11) ni siquiera se estudia la aerodinámica.

En las referencias (1), (12), (14) y (13) se muestran simuladores desarrollados con Simulink<sup>8</sup>, con datos precisos obtenidos de numerosas pruebas realizadas.

En todas las referencias menos en (15) se incluye el control. En la mayoría de los casos se consigue mediante varios PID independientes o en cascada. En el caso del helicóptero coaxial hay muy poco acerca de su control. En (1) se simulan y comparan varios controladores distintos optando por una variante del PID. En (2) se comenta únicamente un sencillísimo y limitado control realimentado que no funciona satisfactoriamente. En (14) se simula el quadrotor y los sensores integrados en él, empleándose además un filtro de Kalman para estimar la posición y poder aplicarle después un control LQR a la planta linealizada.

La comunicación con el aparato se realiza por Bluetooth (11),(16) y (1) , Wi-Fi (1) y en algún caso también se emplea el XBee ((14) y (2)). La mayoría de las referencias emplean micro-controladores PIC<sup>9</sup> u otros; sólo en (2) se usa un Arduino.

La instrumentación también varía. Para la determinación de la actitud, en (1), (12) y (13) se emplean unidades de medición inercial ('IMU') comerciales de Xsens<sup>10</sup>. Otros optan por distintas combinaciones de giróscopos, acelerómetros y magnetómetros. Para la altura existen tres opciones: el sensor de infrarrojos por triangulación Sharp GP2D12, sensores de ultrasonidos o algoritmos de visión con cámaras. Para la posición plantean el GPS; pero como son para vuelos en interiores en los que la señal no es suficientemente buena, o bien se quedan en la simulación o no lo implementan. En (1) se emplea una cámara que envía imágenes por Wi-Fi para determinar la posición.

Entre todas las fuentes principales, (11), (1), (12), (13), (16), (14) y (15) están en inglés; (2) en español y (17) en portugués. Se ha averiguado que en España también se están desarrollando este tipo de tecnologías (ver 2.2) y que hay material al respecto como la referencia (3). Sin embargo, la accesibilidad a esta información está bastante limitada, quizás por motivos de confidencialidad ligados a su desarrollo en empresas privadas.

## 3.2 Referencias específicas al sensado y la comunicación

En un UAV la instrumentación es, con total seguridad, la parte clave. La instrumentación tiene por objeto medir como medio para un fin: conocer la planta y controlarla. Lo que se quiere conocer siempre es lo mismo: la posición y la actitud<sup>11</sup> con o sin orientación. Para obtener la posición predomina el uso del GPS, sobre todo con aeroplanos

---

<sup>8</sup> Bajo el programa Matlab.

<sup>9</sup> [www.microchip.com](http://www.microchip.com)

<sup>10</sup> [www.xsens.com](http://www.xsens.com)

<sup>11</sup> La actitud consiste en determinar los ángulos de cabeceo y balanceo o '*pitch*' y '*roll*' en inglés.

(18), aunque también hay variantes con balizas, cámaras y algoritmos con la imagen. Para la altura también sirve el GPS al igual que sensores infrarrojos, de ultrasonidos, barométricos o de nuevo cámaras con algoritmos de visión. Para conocer la actitud existen unos aparatos denominados IMU's<sup>12</sup> o unidades de medición inercial. Si además la IMU permite conocer la orientación entonces se denomina con las siglas AHRS<sup>13</sup>.

La oferta de sensores para conocer la actitud y el rumbo es muy grande. En el sitio *web* de Damien Douxchamps (19) se recogen más de 100 dispositivos distintos orientados a estas aplicaciones que pueden encontrarse en el mercado. Presenta además las especificaciones de algunos de ellos, los links a sus páginas comerciales y el precio. La inmensa mayoría de ellos están basados en sistemas micro-electro-mecánicos<sup>14</sup>. Tal vez sea la variedad de precio lo que más llama la atención. Los más baratos rondan los 200 dólares, la mayoría anda por los 1000 – 3000 dólares y alguno se excede más.

Una de las empresas punteras comercializando estos productos es la estadounidense XSens (20). Sus sensores del modelo MTi son un AHRS en sí mismos, pues incluyen el firmware encargado de realizar la fusión de sensores y obtener la actitud y el rumbo. La variante MTi-G tiene la opción de añadirle un GPS. Estos sensores se usan en las referencias (13), (12), (1) y (21). Otras compañías famosas son Vicon, Memsense, Microstrain, VectorNAV... Todas pugnan por lograr dispositivos cada vez más pequeños, potentes y fiables. Generalmente, al adquirir un sensor de estos el usuario compra todo el canal de instrumentación.

Sin embargo, y de la mano de la filosofía *'open-source hardware'* o hardware abierto, es posible encontrar en el mercado una gran variedad de dispositivos orientados al sentido de este tipo de aeronaves a precios muchísimo más competitivos. Pueden encontrarse en DIYDrones (6), Sparkfun (7) o sus distribuidores en distintos países.

En ambos casos, los sensores han sido desarrollados poco a poco, sus esquemáticos están disponibles a todo el mundo y algunos incluyen código para su posterior uso pudiendo encontrarse guías y manuales. Además, la actividad en los foros es frenética. Eso sí, la información está más dispersa y es aconsejable ser crítico con ella.

Destacan dos ejemplos sobre los demás. El primero es el ArduPilot, un piloto automático *'open-source'* para la plataforma Arduino desarrollado por Chris Anderson<sup>15</sup> (6). Su última versión<sup>16</sup> agrupa un acelerómetro, un giróscopos, un magnetómetro y un GPS. En Sparkfun (7) también podemos encontrar este tipo de herramientas cuyo precio no supera los 100 euros.

---

<sup>12</sup> *Inertial Measurement Unit*.

<sup>13</sup> *Attitude and heading reference system* o sistema de referencia de actitud y rumbo.

<sup>14</sup> O MEMS, del inglés, *Micro Electro Mechanical Systems*.

<sup>15</sup> Forma parte del equipo de DIYDrones.

<sup>16</sup> A 10 de enero de 2011, ver en <http://diydrones.com/notes/ArduPilot>

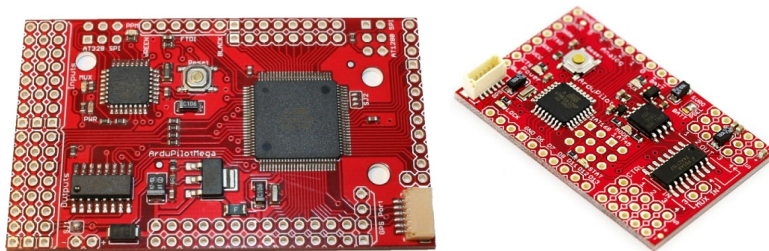


Ilustración 3-1 (6): ArduPilotMega y ArduPilot.

Tan importante o más que tomar medidas es saber qué hacer con ellas y hacerlo bien. Con un acelerómetro, un giróscopo y un magnetómetro de tres ejes, por ejemplo, ya se tienen 9 medidas. El acondicionamiento y tratamiento de estas señales para obtener lo que se desea (actitud y rumbo: tres ángulos) es crucial.

En este campo la referencia (21) plantea una solución original, empleando álgebra de cuaterniones para la fusión de sensores y compara sus resultados con los del antes citado MTi de Xsens. Tanto el MTi como la mayoría de estos aparatos comerciales ya llevan en su firmware programado un algoritmo matemático (casi siempre el filtro de Kalman, que también aparece en (14), (18) y (22) para este tipo de aplicaciones).

En DIYDrones (6) han ido desarrollándose diversos algoritmos para relacionar toda la información que proporcionan todos los sensores. La referencia (23) es un ejemplo. Pueden encontrarse varios ejemplos en la página de Google gratuita para alojar proyectos<sup>17</sup>.

En todos los casos citados los algoritmos forman parte del firmware del dispositivo en cuestión; es decir, es el propio módulo el que muestrea y encima acondiciona y fusiona las medidas para obtener directamente la actitud y el rumbo. En ningún caso se ha encontrado un tratamiento de los datos externo al aparato de medición, por ejemplo en un ordenador aparte.

### 3.3 Referencias acerca de los tipos de controladores y la metodología seguida

En 2.3 se ha introducido brevemente el tema del control de estas aeronaves de la mano de la referencia (3). El control en un UAV es clave y los enfoques posibles son muy diversos. La importancia y dificultad del control aumentan conforme el tamaño de la aeronave disminuye ya que el tiempo de respuesta se reduce.

En lo que respecta al control, destacan, junto con las referencias principales previamente comentadas, trabajos realizados<sup>18</sup> en la universidad de Stanford (24) y en la universidad Nacional de Australia, estos últimos de la mano de Paul Ponds y Robert Mahony (25) y todos ellos enfocados a quadrotores. Para la configuración coaxial no hay casi

<sup>17</sup> <http://code.google.com/intl/es-ES/>

<sup>18</sup> Existen muchos documentos (al menos una decena) en la red de estas universidades. Se citan sólo dos pero el trabajo de estos autores con quadrotores es excepcional.

nada exceptuando el documento (11), en el que se emplea un PID. En la mayoría de los casos la lógica de control se ejecuta en un micro-controlador alojado en el propio helicóptero.

Pese a la no linealidad de los UAV's, sorprende como en la mayoría de los casos basta con controladores proporcionales-integradores-derivativos con diversas variantes y configuraciones para lograr un control satisfactorio.

Para desarrollar otro tipo de control que no sea un PID es necesario tener un modelo previo en ordenador o disponer de un banco de ensayos con el que diseñar y perfeccionar el controlador deseado. Las referencias que optan por el control LQR ((1),(12)), por ejemplo, linealizan primero la planta a controlar, para lo cual es previo un conocimiento pleno de esta (aerodinámica, motores, rozamientos). Conocer la planta permite determinar los parámetros en las ecuaciones dinámicas de forma suficientemente aproximada como para que el control que es apto en la simulación por ordenador también lo sea en el propio aparato.

### 3.4 En este proyecto...

Los objetivos vistos en 2.4 son lograr la comunicación, el sensado, el control y la actuación. Se presentan a continuación las diferentes alternativas que se han considerado y desarrollado para cada uno de los objetivos así como la elección final. Las justificaciones pertinentes se realizan en sus apartados en concreto.

El UAV controlado es un helicóptero con configuración coaxial de tres canales. Del mismo tan sólo se tomará como punto de partida su mecánica; esto es, sus motores, rotores, soportes y demás componentes mecánicos. Fue el modelo propuesto por la empresa.

#### 3.4.1 Comunicación

Para transmitir la información entre la aeronave y el ordenador puede emplearse un cable ordinario. No obstante, para un manejo que permita un mayor alcance, menos complicaciones y más libertad es necesaria la comunicación inalámbrica con Radio Frecuencias, ZigBee, Bluetooth ó Wi-Fi entre otras.

Aunque el modelo de partida era radiocontrol, la elección tomada por motivos de potencia, sencillez, tecnología y robustez ha sido el XBee.

#### 3.4.2 Sensado

El sensado se considera la parte fundamental del trabajo; más importante incluso que el control. En lo que respecta a los dispositivos, se comenzó por usar acelerómetros sueltos para realizar una serie de pruebas y finalmente se empleó satisfactoriamente la '*RazorIMU AHRS compatible*' del fabricante Sparkfun. Al principio se programó con Arduino y posteriormente se estudiaron y añadieron diversos sensores para determinar la altitud.

Se han desarrollado tres algoritmos distintos para lograr una fusión de las medidas obtenidas por todos los sensores que contiene el aparato. El primero es un método basado

en la referencia (23)<sup>19</sup>, y los otros dos emplean el filtro de Kalman de distinta manera: uno emplea tres filtros de Kalman en cascada mientras que el último implementa un filtro de Kalman de forma conjunta con el álgebra de cuaterniones.

Una novedad respecto a la bibliografía es que todos estos algoritmos correrán en el ordenador, concretamente en el programa LabView, permitiendo al usuario elegir entre estos.

### 3.4.3 Control

Para el control se ha tomado la estrategia imperante en la mayoría de los documentos referenciados: el PID. Se implementarán diversos controladores PID que pueden activarse, desactivarse y ser modificados por el usuario en todo momento. Además se verá la potencialidad de estos.

Respecto al empleo de otras estrategias de control, también serán consideradas y su descarte estará justificado debido al gran número de incógnitas y no linealidades presentes a la hora de la modelización del helicóptero en el ordenador.

El control estará ubicado en el ordenador y no en el propio dispositivo; será un control externo, a diferencia de la mayoría de las referencias. El proceso seguido para obtener el control ha sido de carácter experimental, si bien un simulador previo y estudios exhaustivos en aerodinámica fueron llevados a cabo.

Además, el software desarrollado provee al usuario de una interfaz gráfica que muestra la información principal y permite el manejo del helicóptero de forma mucho más amena y sencilla.

### 3.4.4 Actuación

Para que el helicóptero pueda efectuar las órdenes de navegación enviadas es necesario actuar sobre él. Para ello se ha diseñado y adaptado toda la electrónica encargada de la señal y de la potencia.

---

<sup>19</sup> Algoritmo 'DCMimu' desarrollado abiertamente por William Premerlani

## 4. Desarrollo del trabajo

Este es el bloque fundamental del trabajo en el que se detalla todo el proceso seguido para lograr el control de un helicóptero coaxial. Este proceso requiere de cuatro fases que deben ser enlazadas para que todo funcione. Las cuatro etapas coinciden con el logro de cada uno de los objetivos vistos en 2.4:

- Comunicación con el dispositivo.
- Sensado de la planta.
- Controlador.
- Actuación sobre la planta.

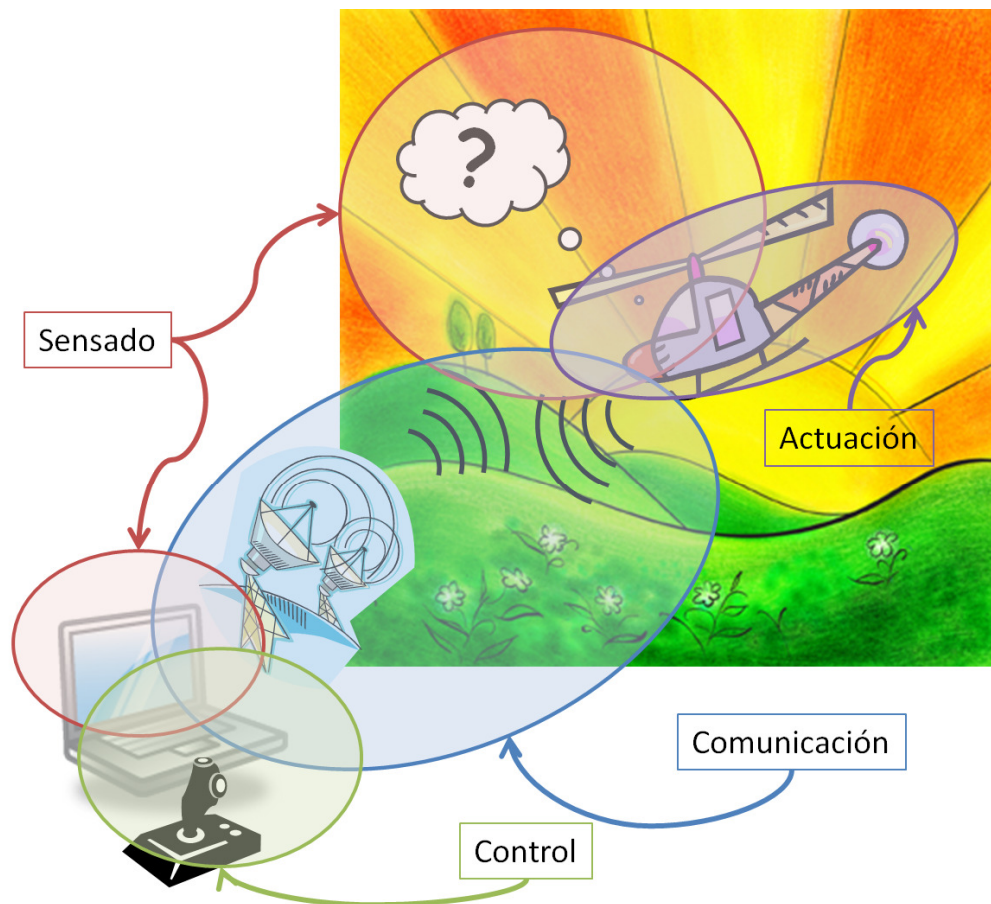


Ilustración 4-1: Esquema general del proyecto con los cuatro bloques principales.



## 4.1 Comunicación

La comunicación es crucial a la hora de controlar un dispositivo sin tripulación. Un caso muy frecuente es el de los aparatos de radiocontrol: aviones de aeromodelismo, coches o barcos. En ellos es suficiente con que la comunicación sea unidireccional; es decir, el usuario sólo transmite las órdenes de navegación al aparato. El ‘*feedback*’ o retroalimentación con la información de su posición, actitud, rumbo, obstáculos y demás se obtienen con el sentido de la vista. A más experiencia en el manejo de uno de estos dispositivos, más se depura la técnica en su manejo. El controlador es el cerebro del piloto.

Sin embargo esta comunicación está limitada por dos factores: el campo visual de quien que maneja la aeronave y el alcance del transmisor. En el caso del helicóptero de este PFC, en su libreto de instrucciones (26) se limita el alcance a 100 pies, unos 30 metros, y la comunicación es unidireccional: del mando del usuario al aparato

Dotar a un dispositivo de estos con un sistema de comunicación bidireccional expande enormemente su campo de aplicación además de facilitar su manejo e incrementar la seguridad de este ante posibles fallos, colisiones o agotamiento de baterías. Bidireccional significa doble sentido y conlleva, entre otras, las siguientes potencialidades:

- Recibir información de sensores implantados en la aeronave.
- Poder comunicar aeronaves entre sí.
- En caso de tener una red de transmisores, como por ejemplo repetidores, el rango aumenta tremendamente.
- Se abre la posibilidad del manejo a distancia, por ejemplo, a través de internet, previo establecimiento de una red de comunicaciones.

### 4.1.1 Objetivos de la comunicación en este proyecto.

La comunicación es el proceso mediante el cual se transmite una información de una entidad a otra. Para que se establezca una comunicación un emisor forma y envía un mensaje que transmite mediante un canal a un receptor. El mensaje está codificado y tanto el emisor como el receptor conocen el código. El código es un sistema de signos y reglas para formar el mensaje. Paradójicamente por un lado es arbitrario pero por otra parte debe estar organizado de antemano (conocido por el emisor y por el receptor). La comunicación ocurre siempre en un contexto: un bar por la noche, chateando por internet o enviando información al espacio.

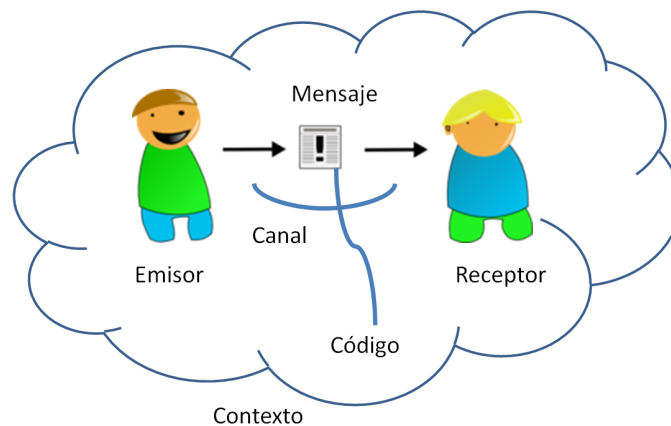


Ilustración 4-2: Diagrama típico con los elementos que intervienen en la comunicación.

Para que la comunicación sea bidireccional es necesario que el emisor y receptor sean capaces de intercambiar sus papeles. Además el canal debe permitirlo.

Para manejar el helicóptero, el usuario por medio del ordenador, tiene que poder transmitir inalámbricamente un mensaje a la aeronave; la orden de navegación. Esta orden debe llegar rápido, con la mayor exactitud posible y evitando confusiones con otras comunicaciones. El helicóptero ‘debe saber’ que el único al que tiene que escuchar es al usuario. A continuación, se descifra el mensaje enviado y efectúa la orden.

Al mismo tiempo, un grupo de sensores localizados en el helicóptero están muestreando continuamente una serie de magnitudes físicas. Es preciso enviar la información de los sensores al ordenador. Para ello el helicóptero debe agrupar esa información y formar un mensaje codificado que enviará al ordenador. Este decodificará esta información y la empleará para lo que sea requerida.

Se busca lograr una comunicación fiable, eficiente, sencilla y lo más económica posible.

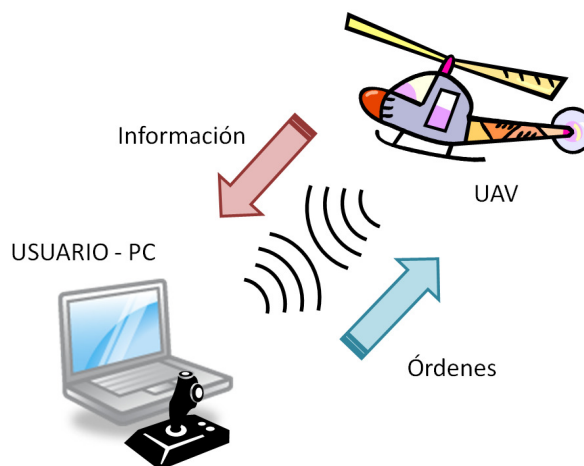


Ilustración 4-3: Objetivo deseado: mandar órdenes al aparato y que este transmita información.

### 4.1.2 Posibilidades existentes.

Hoy en día, el abanico de posibilidades para lograr los objetivos anteriores es inmenso, expandiéndose a diario. Por ello se han elegido una serie de medios de comunicación que podrían considerarse y se comparan entre sí. La información ha sido obtenida principalmente de Internet: (27) y (9). Los criterios principales son el alcance, la tasa de información, el consumo, la frecuencia y la complejidad de uso.

Sistema	Alcance	Tasa información	Consumo	Frecuencia	Complejidad	Notas
RC	Corto < 100 m	Baja	Bajo	Libre	Baja	Poca información, pocas veces y analógica en ocasiones
ZigBee	Medio < 300-10000 m	36 kbps	Muy bajo	Libre	Baja	Sistema eficiente y sencillo
Bluetooth	Corto < 100 m	1-4 Mbps	Medio	Libre	Media	Sistema potente, consumo y complejidad medios
WiFi	Medio	54 Mbps	Muy alto	Libre	Alta	Mucho consumo, complejidad asociada a internet
GPRS	Muy grande: cobertura móvil	40 kbps	Alto	No libre	Alta	Conocer internet y protocolos. Pagar por transmitir
3G	Muy grande: cobertura móvil	384 kbps	Alto	No libre	Alta	Conocer internet y protocolos. Pagar por transmitir
3,5G	Muy grande: cobertura móvil	7 Mbps	Alto	No libre	Alta	Conocer internet y protocolos. Pagar por transmitir

Tabla 4-1: Comparativa entre distintos protocolos de comunicación posibles.

Las siglas RC hacen referencia al radiocontrol. El radiocontrol de partida es unidireccional a 2.4 GHz de frecuencia y tiene un alcance de unos 30 metros. No es un sistema excesivamente complejo y consume poco enviando poca información. Como la banda de frecuencia es libre, no es necesario pagar un extra por la cantidad de información enviada. Para hacer esta comunicación bidireccional habría que instalar otro nuevo transmisor en el helicóptero y un receptor adicional en el ordenador. A menudo las señales son analógicas.



Ilustración 4-4: Mando radiocontrol que venía con el aparato.

ZigBee(9) es un conjunto de protocolos de alto nivel de comunicación inalámbrica para su utilización con radiodifusión digital de bajo consumo, basada en el estándar IEEE 802.15.4. Fue(2) creado por ZigBee Alliance, una organización formada teóricamente sin ánimo de lucro por más de 200 grandes empresas (Honeywell, Mitsubishi, Phillips...), muchas de ellas fabricantes de semiconductores. Para emplear el ZigBee existen varias familias de dispositivos, siendo el más famoso es el XBee de Digi<sup>20</sup>. El alcance depende de la potencia del dispositivo seleccionado, su tasa de información es superior al radiocontrol (36 Kbps), el consumo es bajo, opera en frecuencias libres y la complejidad en su uso puede llegar a ser baja. Puede permitir la creación de redes de comunicación. Con un dispositivo XBee se puede enviar y recibir información digital inalámbricamente.



Ilustración 4-5: Foto tomada de un XBee.

Con el Bluetooth el alcance se mantiene similar al del ZigBee pero el consumo y la tasa de transmisión de información se incrementan hasta 4 Mbps, con lo que incluso podrían transmitirse archivos vídeo en tiempo real. Es relativamente más complejo de usar/programar que el ZigBee y su uso está mucho más extendido hoy en día en móviles, portátiles, impresoras o cámaras digitales. También emplea frecuencias libres.

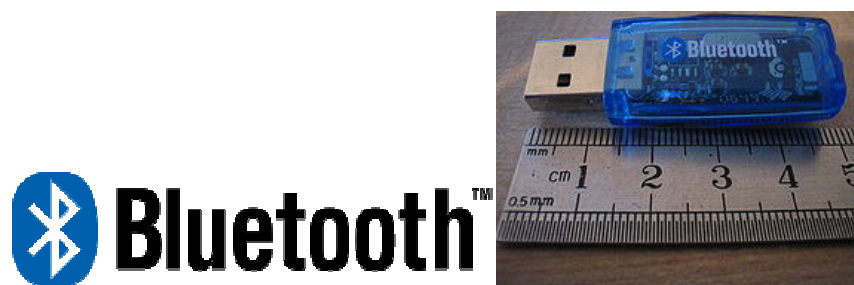


Ilustración 4-6(9): Logotipo de Bluetooth. A la izquierda se puede ver un Bluetooth USB.

El salto a la gran cantidad de información y al medio alcance (>100 m) puede realizarse con una red Wi-Fi. Los diversos tipos de red Wi-Fi están(9) basados en los estándares aprobados IEEE 802.11. La velocidad depende de la red y puede llegar a ser de unos 54 Mbps. El consumo de enviar y recibir esta información es ostensiblemente mayor que en todos los casos anteriores. La complejidad también aumenta mucho y requiere conocimientos previos de protocolos, internet y telecomunicaciones.

<sup>20</sup> Otro fabricante es Maxstream, que en principio era el único hasta que Digi le compró la patente. Ahora pueden encontrarse ambos dispositivos. Hay que tener cuidado porque ambas marcas no son totalmente compatibles.



Ilustración 4-7(9): Logo de Wi-Fi.

De unos años a esta parte se está extendiendo el uso de internet a través del móvil. Se puede conectar un teléfono móvil al helicóptero y enviar y recibir información gracias a este. Sistemas como el GPRS<sup>21</sup>, 3G o el nuevo 3.5G permiten enviar y recibir<sup>22</sup> información a 40 Kbps, 384 Kbps y 7 Mbps respectivamente. El consumo es alto en todas ellas así como su complejidad. Como las frecuencias no son libres (pertenecen a la operadoras) hay que pagar en función de la cantidad de información transmitida. El alcance coincide con el de la cobertura de los móviles.

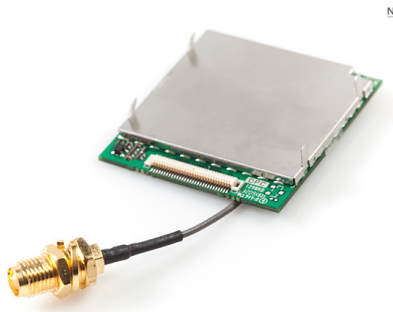


Ilustración 4-8(7): Imagen de un modem GSM/GPRS de Sparkfun.

Si sólo se considerara el tamaño y el peso, cualquier alternativa anterior sería factible. La dificultad y el precio que conllevan la comunicación vía GPRS, 3G ó 3.5G son demasiado elevados para alguien no ducho en telecomunicaciones. Además, de cara al desarrollo del prototipo, no es necesaria una cobertura tan elevada y uno de los objetivos del proyecto es lograr el control teniendo en cuenta el coste y la sencillez.

Con los criterios anteriores también podría desecharse el Wi-Fi, pues permite transmitir mucha más información que la realmente necesaria, es relativamente complejo y consume bastante más de lo requerido.

Toda la electrónica del helicóptero se va a desechar por completo por otra completamente diferente porque no está diseñada para la adquisición de información de sensores ni para el envío de información, descartándose el radio-control

Tan sólo quedan dos posibilidades: ZigBee y Bluetooth. Una comparación más detallada muestra que el ZigBee tiene un consumo eléctrico ligeramente menor (30 mA transmitiendo frente a 40 mA de Bluetooth), el alcance del ZigBee puede ser mayor, aunque en la mayoría de los casos es similar (30 m en interiores y 100 en exteriores) y su velocidad es menor. Las aplicaciones son distintas siendo las del ZigBee más adecuadas para

<sup>21</sup> *General Packet Radio Service* o servicio general de paquetes vía radio, es una extensión del GSM o sistema global para comunicaciones móviles.

<sup>22</sup> La velocidad de subida y bajada suele ser distinta, se ha adoptado un número intermedio.

domótica, productos dependientes de batería, juguetes y aplicaciones con menor transmisión de datos. Además, con el XBee pueden comunicarse en tiempo real y fácilmente dos dispositivos remotos creando redes de comunicación de manera barata y simple. Por último, para la tasa de información que se necesita<sup>23</sup>, es suficiente con la velocidad que proporciona el XBee.

### 4.1.3 Solución

Como el lector puede estar adivinando, la elección final fue la del ZigBee, pues sus características hacen que se imponga claramente sobre el resto de alternativas.

#### 4.1.3.1 Dispositivo físico: el XBee

El módulo físico empleado será el XBee del fabricante Digi. Cada uno de estos módulos tiene una dirección única de 64 bits que viene grabada de fábrica. Estos módulos pueden ser ajustados (2) para usarse en redes de configuración punto a punto, punto a multipunto o *peer to peer* (todos usuarios y servidores a la vez).

ZigBee define (28) tres tipos de dispositivos diferentes: coordinador, ruteador y 'end device' o dispositivo de final. El coordinador selecciona el canal y el número de PAN (PAN<sup>24</sup> ID) y crea la red. El ruteador debe unirse al canal (PAN anterior) antes de poder transmitir, recibir o rutear información. Una vez que se une, puede actuar casi como un coordinador. Ni el coordinador ni el ruteador pueden 'dormir' o entrar en el 'sleep mode'. Por último, el 'end device' puede enviar y transmitir información pero no puede rutearla. Así pueden crearse redes.

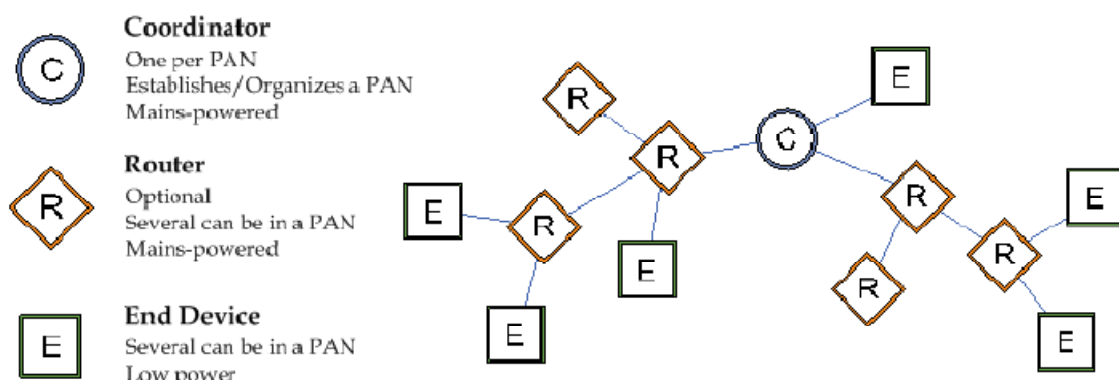


Ilustración 4-9: Con varios dispositivos se pueden crear redes, como se observa en la figura. 'C' corresponde a coordinador, 'R' a ruteador y 'E' a 'end device'.

La elección del modo así como la configuración de direcciones y otros parámetros del dispositivo se realiza mediante un ordenador con puerto USB. Se necesita hardware específico comercial aunque puede emplearse un adaptador a USB casero. En la siguiente imagen se muestran ambos..

<sup>23</sup> Órdenes de navegación y lecturas de los sensores

<sup>24</sup> PAN: *Personal Area Networks* o área de red personal en inglés.

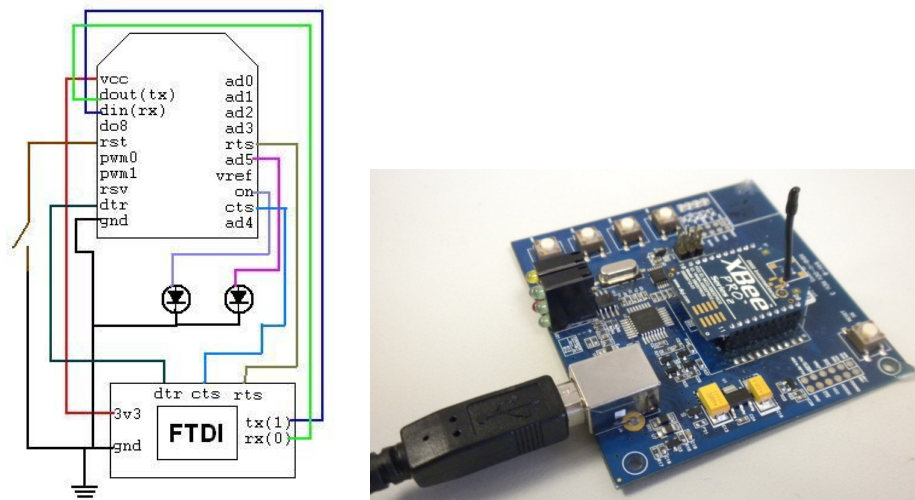


Ilustración 4-10: Adaptador USB para XBee casero con un chip FTDI a la izquierda y placa de desarrollo para programar y usar módulos XBee's comercial de Maxstream a la derecha.

Para enviar las órdenes de programación/configuración así como para poder usar los XBee's, el ordenador debe tener instalados una serie de *drivers* del fabricante FTDI<sup>25</sup> disponibles en Internet. El FTDI no es más que un chip que traduce impulsos digitales a algo entendible por el ordenador mediante el puerto USB. Con ese software instalado y la ayuda del Hyperterminal o del X-CTU, ambos en Windows, pueden programarse estos dispositivos. X-CTU (28) es una herramienta de configuración desarrollada por Digi que permite configurar los parámetros del módulo y actualizar su firmware.

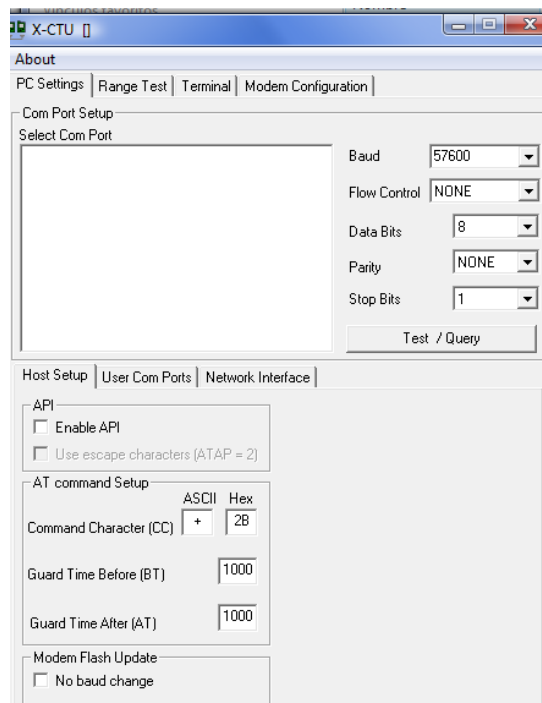


Ilustración 4-11: Pantalla principal del X-CTU con las pestañas de opciones del PC, test de rango, terminal y configuración del módem.

<sup>25</sup> FTDI es una empresa que diseña y proporciona hardware relacionado con el USB. [www.ftdichip.com](http://www.ftdichip.com)

Existen dos posibles interfaces para la comunicación serie con estos dispositivos<sup>26</sup>: AT y API. ‘AT’ se conoce como modo transparente mientras que ‘API’, acrónimo en inglés de ‘*Application Programming Interface*’, es el modo más característico.

Con el modo transparente (28), el dispositivo funciona como si fuera una parte más de la línea serie. Toda la información<sup>27</sup> que le llega por el pin DIN<sup>28</sup> se guarda en un búfer para ser transmitida por radiofrecuencia. Asimismo, cuando llega información a la antena en forma de ondas de radiofrecuencia, esta información se envía por el pin DOUT<sup>29</sup>. Este será el modo de funcionamiento empleado en el proyecto.

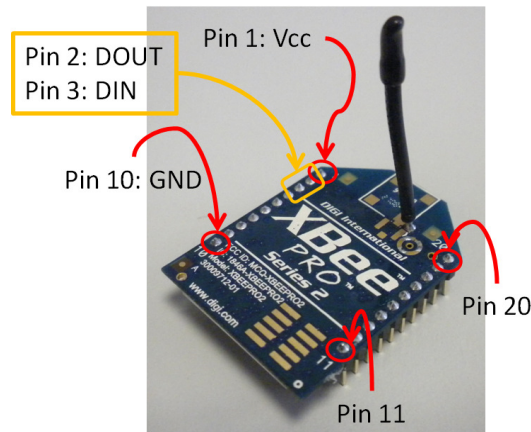


Ilustración 4-12: Foto de un XBee con los cuatro pines principales para su uso en modo transparente. La tensión de alimentación (Vcc) es de 3.3 V.

El modo API es una alternativa al modo transparente. A pesar de ser un poco más complejo, permite interactuar con la red y cambiar parámetros de otros dispositivos inmersos en ella. La información que se transmite está contenida en secuencias que definen operaciones o eventos con el módulo.

#### 4.1.3.2 Creación de la red

La elección del tipo de dispositivo (Coordinador, Ruteador o ‘*End Device*’) y la interface elegida depende de la aplicación. Para este caso son necesarios dos XBee’s, uno será el ruteador conectado al ordenador mientras que el otro será un coordinador localizado en el helicóptero. La interfaz de modo transparente o ‘AT’ ha sido la elegida porque cumple con los requisitos con sencillez y eficacia.

<sup>26</sup> Dos formas de comunicarse.

<sup>27</sup> La información llega en forma de UART (*Universal Asynchronous Receiver-Transmitter*) o transmisor-receptor asíncrono universal. Se emplea en puertos serie.

<sup>28</sup> ‘*Data Input*’. Pin número 3.

<sup>29</sup> ‘*Data OUTput*’, pin número 2.



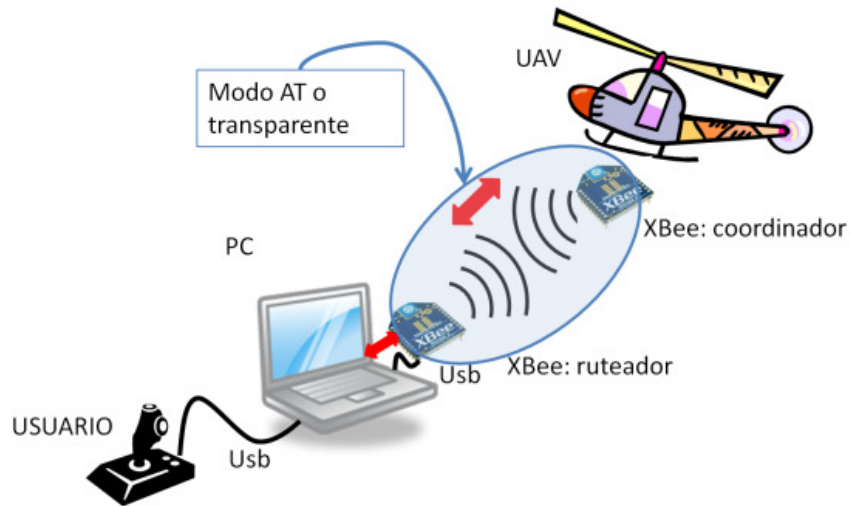


Ilustración 4-13: Esquema gráfico de la comunicación entre el helicóptero y el ordenador.

Los flujos de información existentes en el proyecto y su forma de transmisión se muestran en la ilustración siguiente. Las flechas indican el sentido de las comunicaciones. Y sobre ellas está escrito el canal de transmisión.

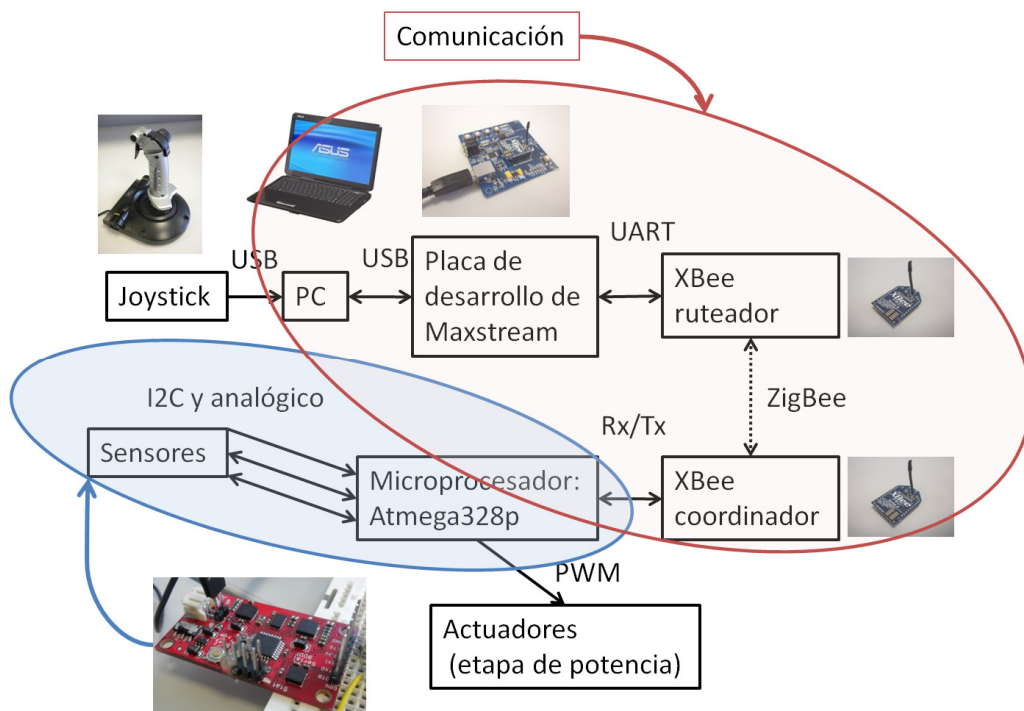


Ilustración 4-14: Esquema general de todas las comunicaciones que tienen lugar. Este apartado cubre el área que encierra la elipse de borde rojo.

No se va a entrar en detalle acerca de cómo programar los XBee's aunque sí se van a especificar los parámetros de configuración elegidos. Con el X-CTU se programan fácilmente y se muestran en la siguiente tabla.

Parámetros XBee's		
	<b>Ruteador</b>	<b>Coordinador</b>
PAN ID	1234	1234
Modo	AT	AT
Serial Address High	13A200	13A200
Serial Address Low	405D3BF0	403C4C87
Destination Address High	13A200	13A200
Destination Address Low	403C4C87	405D3BF0
Modem	XB24-ZB	XB24-ZB
Versión	2270	2070

Tabla 4-2: Parámetros de configuración de los dos XBee's empleados.

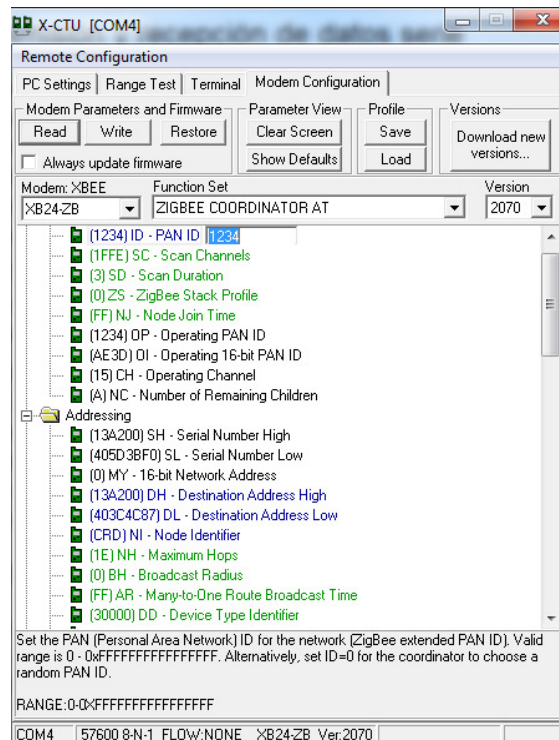


Ilustración 4-15: Captura de pantalla del software X-CTU con la lectura de los parámetros de configuración del XBee coordinador (el que está en el helicóptero).

El ordenador envía y recibe esta información por uno de sus puertos USB. La configuración del puerto empleado se muestra en la siguiente tabla.

Parámetros conexión serie con ordenador	
Tasa de símbolos (Baud rate)	57600
Flow Control	None
Data Bits	8
Parity	None
Stop Bits	1

Tabla 4-3: Configuración del puerto USB para la transmisión de información.

Aunque para configurar los XBee's se emplea el programa X-CTU, el software principal con el que se ha desarrollado el resto del proyecto, que permite leer y escribir en el puerto serie, procesar la información y elaborar la interfaz de usuario es LabView.

Recordando el inicio de esta sección, estos son los componentes de la comunicación que ya han sido determinados.

Comunicación	Orden navegación	Información sensores
Emisor	PC	Helicóptero
Receptor	Helicóptero	PC
Mensaje	Orden	Lectura sensores
Canal	Ver Ilustración 4-14	
Contexto	Vuelo UAV	
Código	Protocolo Engineea	

Tabla 4-4: Elementos que intervienen en la comunicación.

#### 4.1.3.3 Código: el protocolo

Lo último que queda es fijar el código. En telecomunicaciones es común denominarle protocolo. No hay que confundir el protocolo que se va a establecer a continuación con el protocolo ZigBee. Se van a protocolizar las órdenes de una determinada manera y a la hora de enviarlas, por ejemplo inalámbricamente, estas a su vez serán protocolizadas a ZigBee.

La información se va a transmitir de forma digital, unos y ceros, bits. 8 bits forman un byte, un número de 0 a 255. Se enviará y recibirá toda la información en paquetitos de un número determinado de bytes de acuerdo a un convenio que se emplea en la empresa bajo la cual está auspiciado el presente proyecto. Este protocolo va a ser muy sencillo e igual tanto para el envío como la recepción de datos.

Se envía la orden de navegación. Como se verá más adelante, dado que el helicóptero tiene tres motores que se controlan mediante modulación por ancho de pulso o 'PWM'<sup>30</sup>, esta orden contendrá únicamente la apertura de cada uno de los pulsos para los tres motores. A mayor apertura mayor es la potencia entregada. A la apertura mayor le corresponde un valor decimal de 255, FF en hexadecimal, 11111111 en binario: un byte. El protocolizado de la orden se efectúa mediante la adición del carácter 'E' de Engineea al inicio, la sucesión de

<sup>30</sup> Pulse Width Modulation en inglés.

los tres bytes con la anchura de pulso para los motores 1, 2 y 3 respectivamente y un último byte de comprobación o *checksum*. Se transmiten 5 bytes. Este paquete se crea y se envía al XBee con el software LabView.

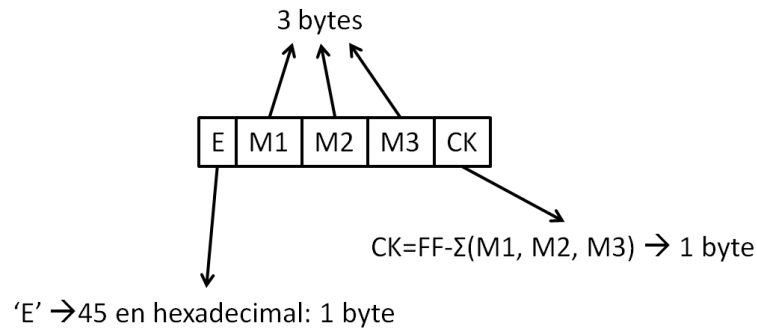


Ilustración 4-16: Orden de navegación protocolizada. M1, M2 y M3 valen entre 0 y 255 siendo las órdenes a cada uno de los motores.

Cuando el XBee del helicóptero recibe este mensaje lo transmite al microprocesador. Este lo decodifica comprobando que empieza por 'E', separando los tres valores y por último verificando el *checksum*. El *checksum* sirve para comprobar que no se ha perdido información por el camino. Si el *checksum* que calcula el receptor no coincide con el que se le ha enviado, entonces descarta esa orden y espera a la siguiente. Si el envío es correcto, entonces el micro envía las órdenes de navegación a los motores. La frecuencia de órdenes de envío puede ser fijada por el usuario y actualmente es igual a 10 Hz.

La información de los sensores se transmite de igual manera del helicóptero al ordenador. En este caso la serie contiene 22 bytes: el primero y el último son la 'E' y el *checksum* y entre medio se concatenan todas las lecturas de todos los sensores, 10 valores, que entre número y signo ocupan 2 bytes cada uno.

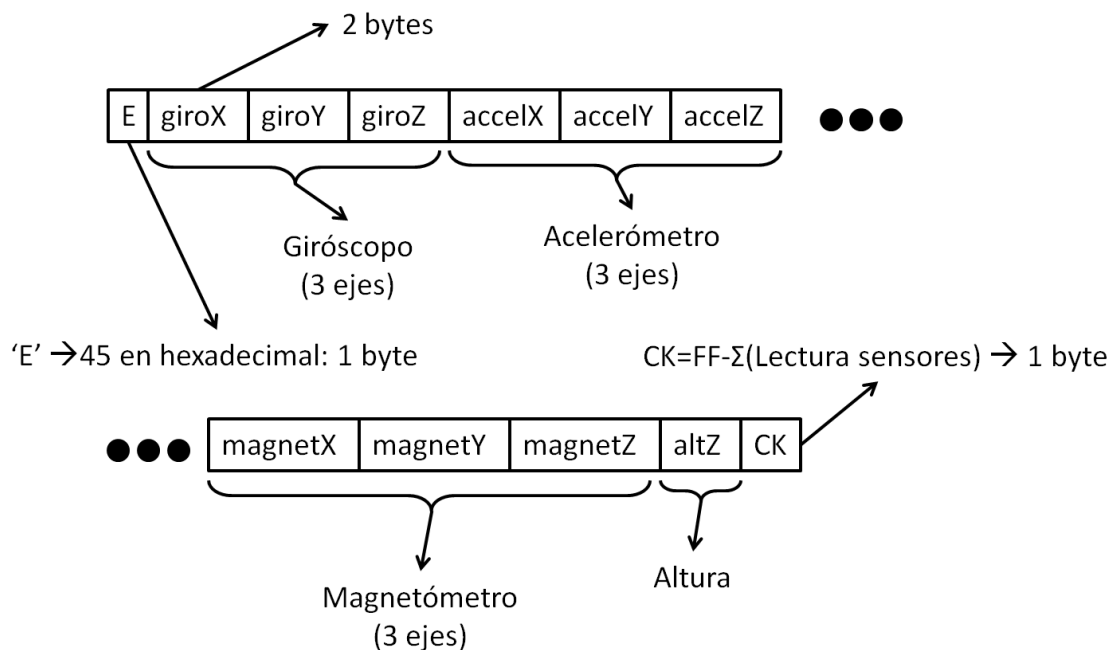


Ilustración 4-17: Información protocolizada que envía el helicóptero al ordenador.

Este paquete lo crea el microprocesador y lo decodifica el programa que corre de manera continua en LabView. Se repite este proceso 50 veces por segundo. De esta forma se logra cumplir de manera más que satisfactoria con todos los objetivos de la comunicación.

## 4.2 Sensado

El sensado es la piedra angular a la hora de controlar cualquier UAV. Dado que la aeronave no está tripulada y que incluso no esté bajo alcance visual, es preciso conocer cómo y dónde está situada y sus respectivas variaciones. En este apartado se cubre en profundidad toda la instrumentación del helicóptero.

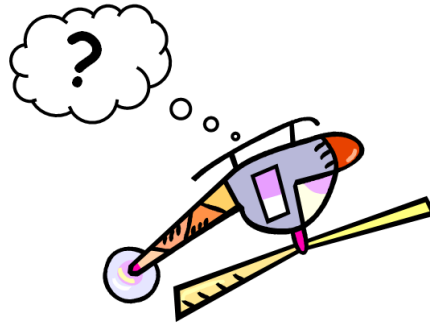


Ilustración 4-18: Si no se tiene ningún contacto directo con el helicóptero, es preciso saber cómo está. Este interrogante nos lo resolverá la instrumentación.

A la hora del desarrollo de un sistema de medida hay que tener en cuenta varias fases. La primera es la del sensado en su sentido más físico y trata únicamente los transductores empleados y su funcionamiento. A continuación, hay que acondicionar las señales que dichos transductores proporcionan. Finalmente hay que presentar los datos y enviárselos al sistema de control.

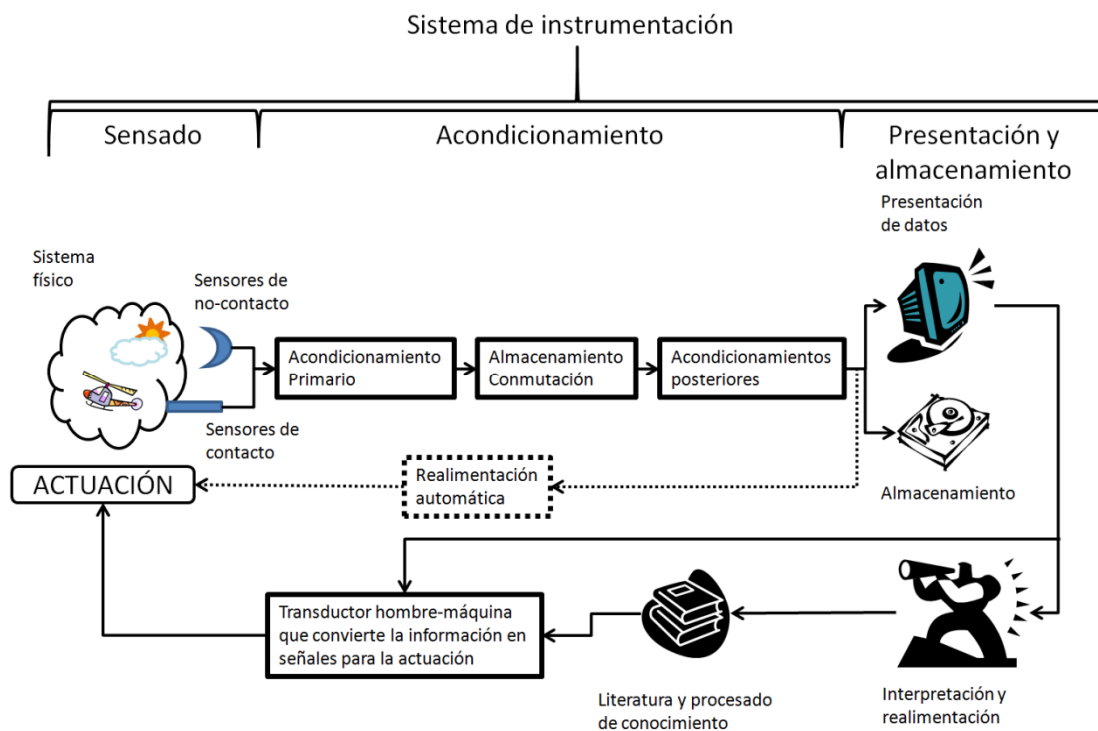


Ilustración 4-19: (29)Representación esquemática de varias etapas que pueden estar presentes en un sistema de medida.

### 4.2.1 Objetivos del sensado en este proyecto

Los objetivos a lograr en este bloque del desarrollo son ambiciosos y claves a la hora de alcanzar el fin último del proyecto: controlar el helicóptero. El canal de instrumentación final debe proporcionar unas medidas fiables, estables y exactas en tiempo real de la forma más económica posible.

En 3.2 se presentan varias alternativas<sup>31</sup> de dispositivos de medida que cumplen los requisitos anteriores e integran prácticamente todos los elementos del canal de instrumentación. Sin embargo, se ha optado por partir de los transductores y desarrollar las fases de acondicionamiento y presentación de datos.

El objetivo inicial es medir todos los grados de libertad posibles en el helicóptero; es decir, crear un sistema de navegación: posiciones, ángulos, velocidades... Para las posiciones y velocidades se han sopesado alternativas al GPS. Para los ángulos se ha implementado un AHRS o sistema de medida de actitud y rumbo.

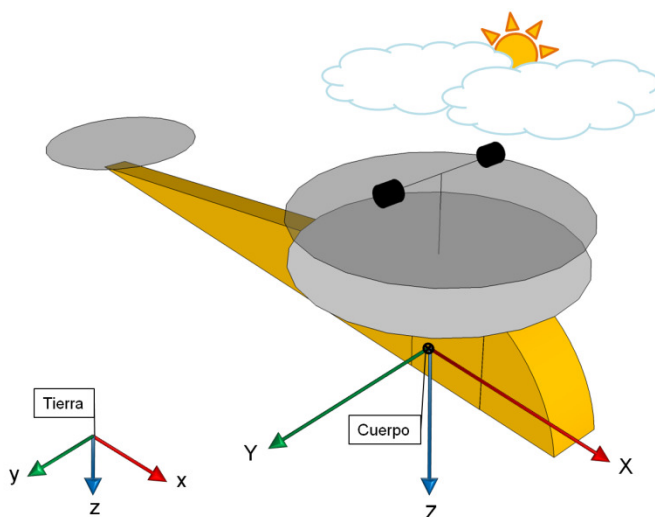


Ilustración 4-20: El helicóptero es una referencia no inercial. La tierra es una referencia inercial. Ambas llevan una base asociada. Mediante el AHRS se busca la obtención de la matriz de cambio de base (y a la postre los ángulos) de una base a la otra.

Además se pretende explicar todo lo anterior con el mayor nivel de detalle posible, contemplando las alternativas y señalando la problemática existente.

### 4.2.2 Fase de sensado

Lo primero a determinar a la hora de crear un sistema de medida es la elección del sensor a utilizar. En este apartado se van a cubrir brevemente diferentes posibilidades que pueden emplearse en un UAV.

Sensor, transductor, sonda, galga, célula, detector... todas estas palabras se refieren a lo mismo. Un transductor es un dispositivo capaz de transformar o convertir un determinado tipo de energía de entrada, en otra diferente a la salida (29). Una peculiaridad de estos elementos es que pueden ser enlazados sucesivamente. El transductor más común

<sup>31</sup> Recuérdese el Xsens, por ejemplo.

es el eléctrico, que transforma un tipo concreto de magnitud en una señal eléctrica; también existen transductores neumáticos, mecánicos y ópticos entre otros. La clasificación de transductores se efectúa en función de sus características:

- Tipo de salida: analógicos / digitales
- Modo de salida: deflexión / comparación
- Variable de respuesta (en eléctricos): resistivos / capacitivos / inductivos / generadores.
- Aporte de energía: pasivos (moduladores) / activos (generadores)
- Variable de entrada: temperatura / presión / caudal / aceleración / pH...

Para averiguar qué sensores se necesitan primero hay que pensar qué se quiere medir: el vuelo de un helicóptero de casi medio kilo de peso. Lo primero que se desea conocer es la altura sobre el nivel del mar. Para este caso únicamente es necesario conocer la altura con respecto al suelo. La actitud es muy importante, suele representarse mediante un horizonte artificial y muestra cómo está inclinada<sup>32</sup> la aeronave con respecto al plano del horizonte. La velocidad del aire tiene mucha importancia en el caso de aviones, pero no se va a considerar aquí. La orientación o el rumbo suelen medirse siempre. Por último, la posición y velocidad de la aeronave, que prácticamente siempre se obtienen con GPS, son vitales para dotar de total autonomía a un vehículo de estas características.



Ilustración 4-21: (9)Panel de instrumentación típico de un avión. De izquierda a derecha y de arriba a abajo: indicador de la velocidad del viento, horizonte artificial o indicador de actitud, altímetro, coordinador de giro, indicador de rumbo e indicador de velocidad vertical.

Para obtener toda esa información se ha ido empleando a lo largo de la historia una gran variedad de dispositivos. Se comentan a continuación algunas posibilidades actuales.

#### 4.2.2.1 Posibilidades existentes

Para el caso que concierne a este proyecto, las limitaciones principales a la hora de elegir los dispositivos físicos encargados de tomar medidas son:

- El tamaño/peso: el mínimo posible para que no modifique el centro de gravedad del helicóptero.
- La calidad: cuanto mayor mejor, junto con la fiabilidad.
- El precio: buscar el más competente.
- Voltaje: que no exceda de 7.4 V, el proporcionado por la batería. Mejor si trabaja a 5 V ó 3.3 V, este último es el mismo que el del XBee.

<sup>32</sup> La inclinación hacia adelante se llama cabeceo o *'pitch'* en inglés. La inclinación hacia uno de los dos lados se llama balanceo o *'roll'*.



- Modo de operación, integrable: interfaz sencilla.

Por eso, dentro de las posibilidades existentes se considerarán únicamente aquellas que desde un principio estén dentro de las limitaciones.

#### 4.2.2.1.1 Actitud y rumbo

El desarrollo de sensores que permitan la obtención de la actitud ha experimentado muchos cambios durante los últimos años. Se ha pasado de los giróscopos y acelerómetros mecánicos a la medición mediante la fusión de las medidas un conjunto de sensores electrónicos que no pesan, no ocupan y consumen mucho menos sin sacrificar apenas precisión ni fiabilidad. Lógicamente, esto ha impulsado enormemente el desarrollo de UAV's.

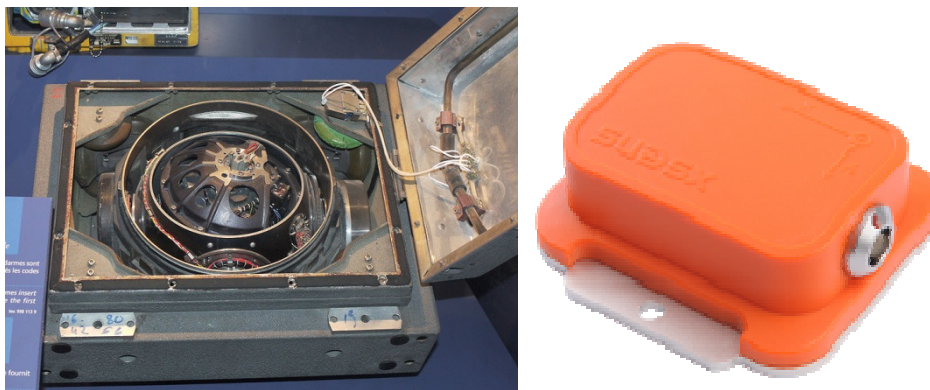


Ilustración 4-22: (9) A la izquierda se muestra una unidad de navegación inercial de un misil balístico de alcance intermedio. A la derecha (20) se muestra un dispositivo homólogo comercial de la marca Xsens. Entre ambos 30-40 años y el paso de lo militar a lo civil.

Para poder conocer la actitud (*pitch* y *roll*) y el rumbo (*yaw*), hay que medir en la aeronave ciertas magnitudes físicas vectoriales que se conozcan ((22), (30)) en la Tierra y que sean constantes o conocidos. Esos vectores pueden ser la aceleración de la gravedad, el campo magnético terrestre y la orientación del Sol<sup>33</sup> entre otros. Además hay que saber cómo está cambiando de orientación la aeronave; esto es, sus velocidades angulares. Para todo esto se emplean principalmente tres tipos de sensores: acelerómetros, giróscopos y magnetómetros.

La mayoría de los acelerómetros miden la fuerza normal que actúa sobre una masa suspendida en su interior; o sea, la gravedad menos la aceleración. El principio de funcionamiento de casi todos ellos es el mismo; en su interior hay una masa amortiguada mediante un conjunto de muelles. Pueden ser de 1, 2 ó 3 ejes<sup>34</sup>. Hoy en día existen acelerómetros de 3 ejes más pequeños que la uña del dedo meñique de tecnología MEMS, con una respuesta muy rápida debido a las altas frecuencias naturales de sus masas internas. Sus aplicaciones actuales están muy extendidas: biología, construcción, medicina, transporte, vulcanología, estabilización de la imagen, dispositivos de movimiento...

<sup>33</sup> Para el caso de satélites, por ejemplo.

<sup>34</sup> Con un dispositivo de un eje se puede medir la magnitud en una única dirección. Con dos ejes puede medirse dicha magnitud en dos direcciones perpendiculares. Con los tres ejes se permite determinar las tres coordenadas de la magnitud.

También pueden ser empleados para obtener la aceleración de la gravedad y en consecuencia la inclinación del mismo (*roll* y *pitch*) con respecto a la Tierra, dado que la gravedad es constante y hacia el suelo aproximadamente hasta una altura de unos 20 km.

Un giróscopo es un dispositivo para medir o mantener la orientación basado originalmente en el principio de conservación del momento angular. Los giróscopos mecánicos empleados para medir la velocidad angular consisten en volantes de inercia que giran muy rápido, con poquísima precesión y que permanecen fijos en el espacio mientras que es la aeronave la que gira sobre ellos; mediante estos es prácticamente posible conocer siempre la actitud (salvo pequeños errores debidos a precesiones y rozamientos).

Hoy en día existen dispositivos que miden estos cambios de orientación sin emplear el principio de conservación del momento angular sino a partir de otras aceleraciones, como la de Coriolis. Este es el caso de los giróscopos MEMS de movimiento. La desventaja de estos es que al girar solidarios al avión, aparecen errores de derivas fruto de integraciones numéricas.

Los magnetómetros permiten medir el campo magnético que pasa a través de ellos. Pueden ser de 1, 2 ó 3 ejes. Mediante la medición del campo magnético en 2 ó 3 ejes puede obtenerse su dirección y sentido en el plano de los dos ejes (si el dispositivo es de dos ejes) o en el espacio, con un magnetómetro de tres ejes. Están muy extendidos y existen varios tipos de ellos: magneto-resistivos, de efecto Hall, de núcleo giratorio...

La oferta de este tipo de sensores es inmensa a precios bastante asequibles<sup>35</sup>. A la hora de construir el AHRS, puede optarse por integrar estos sensores poco a poco o buscar algún dispositivo comercial que ya los incluya a todos ellos integrados. Optar por la segunda opción ahorra tiempo y dinero, permitiendo la libertad de poder modificar ciertos parámetros de los sensores. Además, el resultado es más práctico, estético y compacto que tener una ristra de sensores por todo el helicóptero.

La gama de dispositivos capaces de servir como AHRS se ha desarrollado previamente en 3.2. De acuerdo a las limitaciones presentes, las dos opciones principales son la placa *Razor* de Sparkfun y el *ArduPilot*. Se optó por la placa *Razor* porque se conocía previamente al fabricante y la calidad de sus productos. Sin duda alguna, el resultado hubiera sido prácticamente el mismo con el *ArduPilot*.

#### 4.2.2.1.2 Altitud

Para medir la altitud sobre el nivel del mar de una aeronave la opción más común y más precisa es el altímetro barométrico. En el caso de un UAV, la consideración es la misma y existe una gran cantidad de barómetros electrónicos de pequeño tamaño. Con el altímetro barométrico, la altura máxima medible es prácticamente equivalente a la de la atmósfera. Sin embargo la limitación de los dispositivos mencionados anteriormente es su exactitud a bajas alturas.

---

<sup>35</sup> En Sparkfun hay un amplio catálogo y hasta una guía de giróscopos y acelerómetros. <http://www.sparkfun.com/tutorials/167>

Dado que uno de los objetivos buscados es el control de la altura, y para poder lograrlo no es necesario ni aconsejable volar a alturas muy grandes, es preciso sopesar otras alternativas que proporcionen mayor exactitud aun sacrificando rango de altura. Estas alternativas son:

- Ultrasonidos
- Infrarrojos
- Balizas y triangulación
- Cámaras y algoritmos de imagen.

Medir la altura con una cámara es una forma novedosa y original de hacerlo. Además no se necesita transmitir la información con la altura al ordenador, es este el que mediante una serie de algoritmos procesa la imagen y obtiene la altura. Sin embargo si no hay visibilidad no se puede medir.

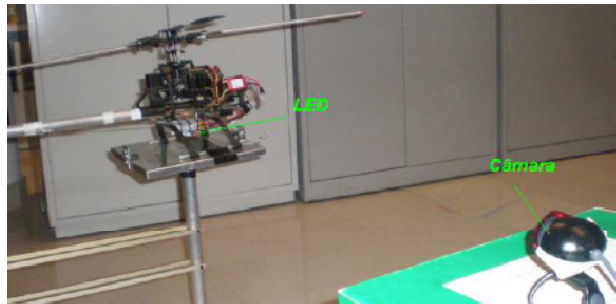


Ilustración 4-23(17): Cámara y helicóptero con led.



Ilustración 4-24(17): Algoritmo de procesamiento de la imagen: al final sólo interesa ver la posición del Led.

El empleo de una serie de balizas colocadas en la zona de vuelo que emitan algún tipo de señal y la posterior obtención de la altura mediante triangulación es una alternativa sugerente. Sólo es aplicable a espacios abiertos o sin obstáculos que interfieran con la señal. No se ha visto en la bibliografía este método.

Los dos métodos más<sup>36</sup> comunes son el empleo de sensores de ultrasonidos y sensores de infrarrojos. El principio básico de ambos es el mismo: envían una señal, la reciben y en función del retardo calculan la distancia al objeto hacia el que han enviado la señal. Si se apunta con un sensor de estos al suelo se puede obtener su altura. Los modelos más

<sup>36</sup>En [http://zuff.info/RangeFindersComp\\_E.html](http://zuff.info/RangeFindersComp_E.html) se muestra una tabla comparativa de varios de estos dispositivos.

comunes son el Sharp GP2D12 y sus variantes para el caso de los infrarrojos. En cuanto a los de ultrasonidos destacan el SRF y EZ4.

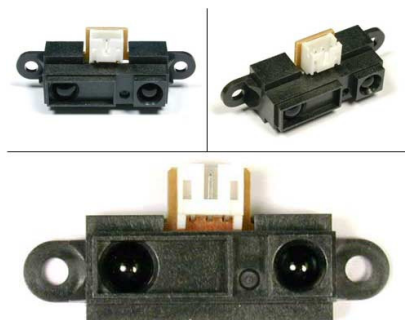


Ilustración 4-25: Sharp GP2D12.

En el mundo de la electrónica y la robótica, el Sharp GP2D12 goza de una muy buena reputación. Por eso fue el primero que se probó en el helicóptero. Concretamente se probó un dispositivo del fabricante HVWTechnologies que permitía acoplarlo al microprocesador mediante el canal I2C<sup>37</sup>. Pero aparecieron dos problemas: su rango (10~80 cm) y su voltaje de operación (5 V). Tal y como se detalla en el apartado 4.4, toda la electrónica diseñada opera a 3.3 V, y adaptar este dispositivo requiere reguladores de tensión y adaptadores de señal adicionales que complican el hardware a bordo del helicóptero.

Los sensores de ultrasonidos se enmarcan dentro de la definición de SONAR<sup>38</sup>. En (13) y (1) se emplea el dispositivo SRF08 de la casa Devantech. Este medidor tiene dos transductores: uno que envía la onda y otro que la recibe. Lleva un microprocesador que calcula la distancia y la transmite vía I2C.



Ilustración 4-26: Dispositivo SFR08 de la marca Devantech.

Su rango abarca de 3 a 600 cm. La resolución es de 1 cm, muestrea a 14 Hz, tiene un ángulo de haz de unos 55° y pesa 12 g. Opera a 5 V. Una alternativa son los dispositivos de la familia LV- MaxSonar – EZ o XL – MaxSonar – EZ. La diferencia entre las gamas LV y XL es la calidad entre ambas. Como estos permiten ser alimentados con una tensión igual a 3.3 V y su precio es más económico, al final se optó por estos últimos.

#### 4.2.2.1.3 Posición

Para medir posición la principal opción es el GPS. No obstante, el GPS no funciona en interiores. Obtener la posición es importantísimo en un UAV pero son varios los motivos

<sup>37</sup> I2C: 'Inter-integrated circuit' o circuito inter-integrado.

<sup>38</sup> SONAR acrónimo de 'SOUND Navigation And Ranging', navegación y rango por sonido.

que han llevado a desestimarlos en este proyecto. El primero es la limitación de grados de libertad del helicóptero que impide su maniobrabilidad lateral dejándolo a expensas del más leve viento o desequilibrio. El segundo es el peso, la adición de GPS incrementa el peso demasiado. Además, dotar de GPS al helicóptero implica añadir un nuevo microprocesador, reguladores de tensión e incluso tal vez otro XBee para que se transmita esta información.

Bluetooth, Wi-Fi, infrarrojos, SONAR, cámaras... son más opciones que por diversas razones no se han implementado. Se ha intentado integrar las aceleraciones obtenidas dos veces con el fin de obtener la posición; pero carecer de la velocidad lineal y de la posición exacta en instantes concretos, unido a los tremendos errores de integración (acelerómetros más discretización del tiempo) hacen de esta una misión prácticamente imposible.

#### 4.2.2.1.4 Otras variables de interés

Junto con la actitud, el rumbo, la altitud y la posición, existe también la posibilidad de medir la temperatura, la humedad relativa, la velocidad del viento e incluso la captura directa de vídeo desde la aeronave. La sistemática para integrar estos sensores es muy similar a la desarrollada a continuación, excepto en el caso vídeo por requerimientos específicos de hardware para su procesamiento y envío.

#### 4.2.2.2 Solución tomada

Las líneas siguientes describen brevemente las especificaciones de los sensores empleados. Para más información, se anexan al final del documento todas las hojas de especificaciones relativas a los mismos.

##### 4.2.2.2.1 *Roll, Pitch & Yaw*: Razor IMU – AHRS Compatible de Sparkfun

Para tomar las medidas que a la postre permitan determinar la actitud y el rumbo del helicóptero se ha elegido la placa Razor IMU de Sparkfun. Las consideraciones electrónicas se describen en el apartado 4.4. Este dispositivo contiene los siguientes sensores:

- ADXL345
- LY530ALH
- LPR530ALH
- HMC5843

El ADXL345 es un acelerómetro de 3 ejes de bajo consumo y con una resolución de 13 bits (10 bits por defecto) para un rango de medida de hasta  $\pm 16$  g. Para comunicarse con él se emplea el interfaz digital I2C. Lo manufactura la empresa Analog Devices. Con unas dimensiones de 5 mm x 3 mm x 1 mm, su alta resolución (4 mg/LSB<sup>39</sup>) permite determinar la inclinación con una precisión menor que 1.0 °.

---

<sup>39</sup> 1 mg =  $9.81 \times 10^{-3}$  m\*s<sup>-2</sup>. 4 mg/LSB quiere decir que el bit menos significativo (*Less Significant Bit LSB*) bascula con 4 mg ó 0.03924 m\*s<sup>-2</sup>. Si se calcula la inversa del seno del cociente 4 mg / 1G =  $\sin^{-1}(0.03924/9.81) = 0.23^\circ$ . Si se modifica la resolución del dispositivo entonces esta precisión también varía.

Tanto el LPR530AL como el LY530ALH son dispositivos MEMS de sensado de movimiento. El primero mide la velocidad angular sobre los ejes de *pitch* y *roll* y el segundo sobre el eje de *yaw*. El rango de medida es de  $\pm 300$  %/s. Ambos son analógicos y obtienen la medida gracias a una combinación entre un actuador y un acelerómetro: el elemento encargado del sensado está formado por una masa en continua oscilación capaz de reaccionar cuando se aplica una velocidad angular debido al principio de Coriolis. Están fabricados por ST.

Honeywell elabora el magnetómetro: el HMC5843, una brújula digital de tres ejes diseñada para medir bajos campos magnéticos a bajo coste. El principio de funcionamiento está basado en una serie de materiales anisótropos<sup>40</sup> magneto-resistivos. Tiene un interfaz I2C para transmitir las lecturas realizadas, la resolución es de 12 bits y el rango es de  $\pm 4$  Gauss.

Estos cuatro sensores son moduladores y eléctricos. En sí mismos ya son un primer canal de instrumentación, ya que incluyen el sensor (material magneto-resistivo, por ejemplo), y un primer acondicionamiento y conversión de la señal. Entre los cuatro se obtienen 9 lecturas: la aceleración, las velocidades angulares en la base fija al giróscopo y el campo magnético que 've' el helicóptero en los tres ejes. Tanto el acelerómetro como el magnetómetro son configurables y los parámetros de funcionamiento escogidos se detallan en el siguiente apartado. Los cuatro sensores están perfectamente integrados en la placa. Además, en el sitio web de Sparkfun se encuentra el esquemático de la placa en cuestión.

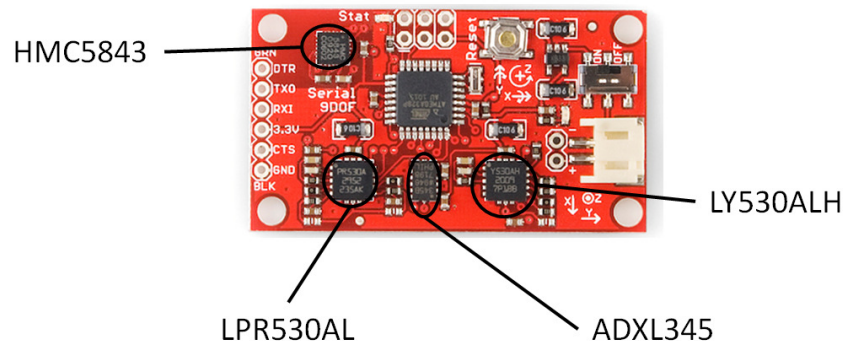


Ilustración 4-27: Placa RAZOR de Sparkfun con los cuatro sensores integrados en ella.

#### 4.2.2.2 Sensor de ultrasonidos EZ4

Para poder determinar la altitud del helicóptero se ha optado por el sensor LV-MaxSonar-EZ4. Los motivos que han impulsado esta decisión han sido los inconvenientes del Sharp GP2D12 y las especificaciones de rango, coste, peso y tamaño de este.

<sup>40</sup> Cuyas propiedades varían de distinta forma en función de la dirección interna del material.

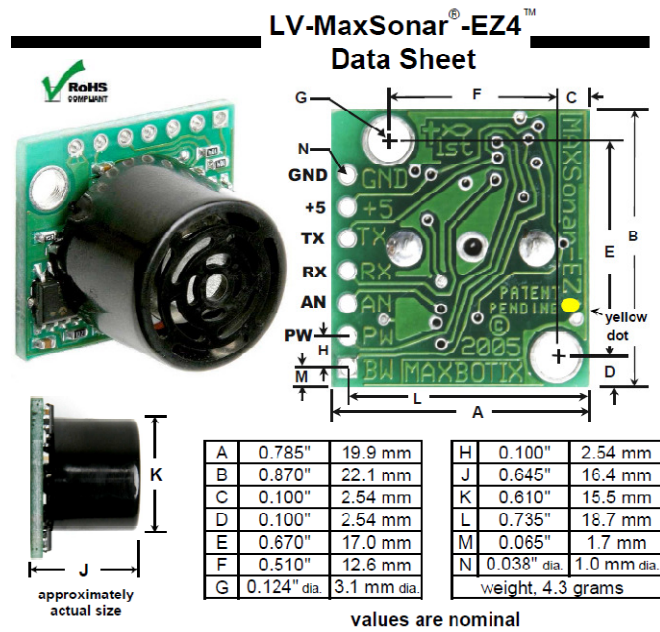


Ilustración 4-28: Detalle del sensor de altitud obtenido de las hojas de especificaciones.

Dentro de la familia LV-MaxSonar, existen las variantes EZ0, EZ1, EZ2, EZ3 y EZ4. La diferencia entre estos es la anchura del haz de sonido emitido. Si se quiere detectar y evitar obstáculos, conviene un haz más ancho, que abarque más. Sin embargo, a la hora de determinar la altura esto es precisamente contraproducente, porque si no, el helicóptero podría tomar como altura la distancia cualquier mueble, cable u objeto que intercepte con el haz de ultrasonidos emitido por el dispositivo. Hay que tener en cuenta que este tipo de sensores son inicialmente diseñados para la detección de obstáculos.

LV-MaxSonar®-EZ beam patterns	EZ0™	EZ1™	EZ2™	EZ3™	EZ4™
Detection pattern to a 1/8 inch diameter dowel.					
Detection pattern to a 1/4 inch diameter dowel.					
Detection pattern to a 1 inch diameter dowel.					
Detection pattern to a 3 1/4 inch diameter dowel.					

-5V  
 • 3.3V  
 V+ supply voltage.  
 (Distances overlaid on a 1 foot grid.)

Tabla 4-5: Comparativa del rango de detección de barras de distinto diámetro para varios dispositivos de la familia EZ. Cada cuadrícula representa un pie. Extraído de www.maxbotix.com.

Una de las ventajas de este dispositivo es su conectividad. Proporciona medidas de tres formas distintas: serie, analógica y modulada por ancho de pulso. En este caso se escoge la analógica.

### 4.2.3 Fase de tratamiento y acondicionamiento de los datos

Este es el apartado más extenso de todo el documento. Toma como punto de partida todos datos obtenidos con cada uno de los sensores para concluir con la obtención de tres ángulos y un valor de altura.

#### 4.2.3.1 Configuración de los sensores empleados

Ya se ha visto cómo están integrados todos los sensores en la misma placa. Aunque vengan con una configuración de serie, todos ellos (salvo los giróscopos) tienen varias características y funciones programables. La siguiente tabla resume los parámetros principales de los cuatro sensores empleados. Para más información se pueden consultar los anexos adjuntados al final del documento con las hojas de especificaciones de todos ellos.

	ADXL345	LPR530AL	LY530ALH	HMC5843
Salida	Digital	Analógica	Analógica	Digital
Ejes	3	2	1	3
Rango	±4 g	±300 °/s	±300 °/s	±2 Ga
Sensibilidad	128 LSB/g	0,83 mV/°/s	0,83 mV/°/s	780 LSB/mili Gauss
Factor escala	7,8 mg/LSB			
Sesgo	±40 mg (ejes X-Y) ±80 mg ( eje Z)			
Frecuencia	50 Hz	< 140 Hz	< 140 Hz	10 Hz
Comunicación	I2C	Cable (Analog.)	Cable (Analog.)	I2C
Salida en reposo		1,23 V	1,23 V	

Tabla 4-6: Configuración y parámetros de todos los sensores de la placa Razor de Sparkfun.

Tanto en el magnetómetro como en el acelerómetro, los rangos elegidos son distintos a los que vienen de serie. El motivo que justifica el cambio se comenta en 4.2.5.4.

Un aspecto fundamental a tener en cuenta es el de traducir las medidas que dan los transductores, no sólo teniendo en cuenta las unidades sino el signo. Obtener un AHRS equivale determinar los ángulos que representan un cambio de base. Por ello, todas las medidas obtenidas en la base del helicóptero deben ser coherentes para que el algoritmo correspondiente pueda calcular dichos ángulos correctamente.



La siguiente imagen muestra todos los sensores, su orientación y sus salidas. Las hoscas circulares a modo de marcas presentes en todos los encapsulados se han representado con un puntito blanco. Se adjuntan los ejes x, y, z que forman la base asociada a la referencia 'placa de Sparkfun'. Esta referencia es la misma que la referencia 'hélicoptero'.

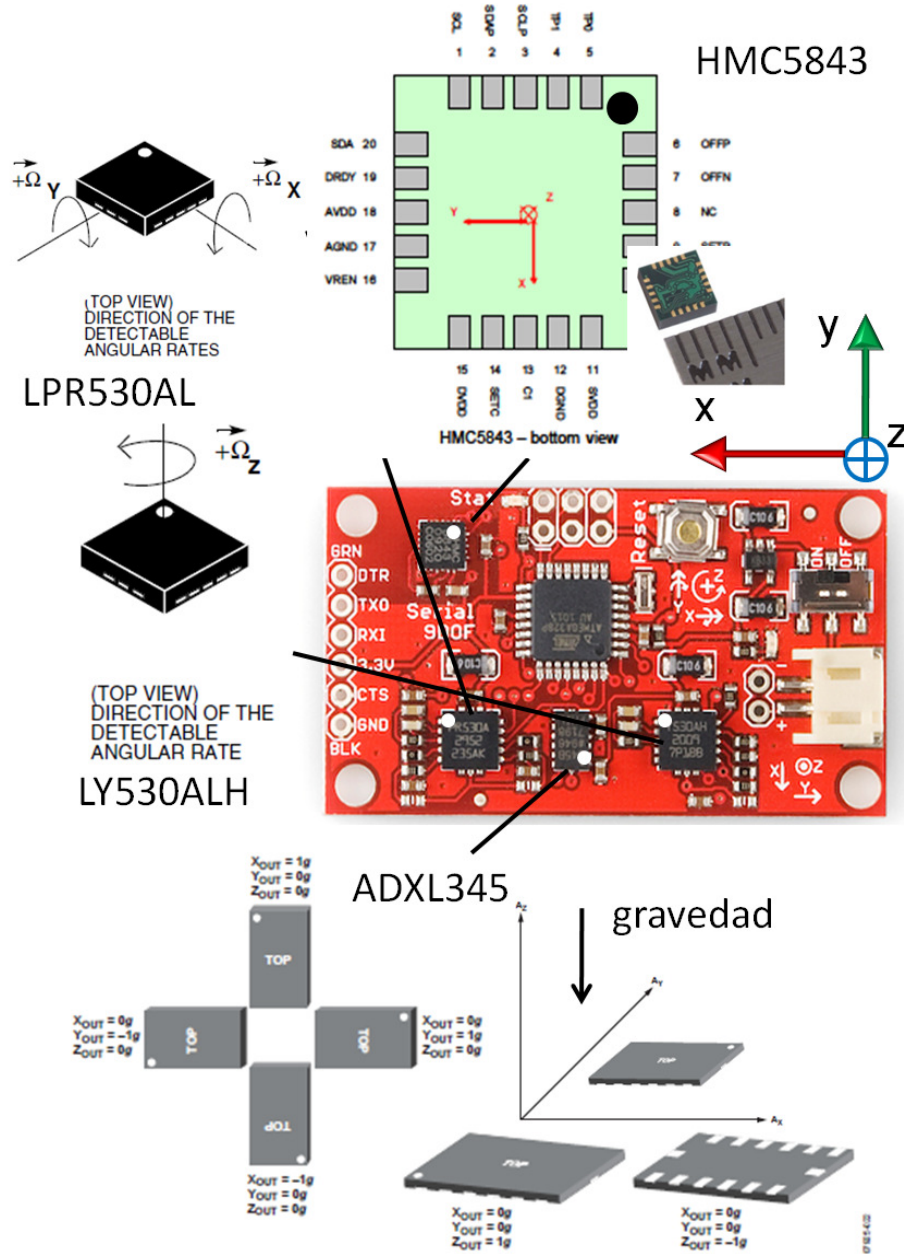


Ilustración 4-29: Placa Razor con los ejes (no hacer caso a los impresos en ella). Cada sensor tiene una pequeña marca que indica su orientación. Es preciso tenerla en cuenta para conocer las lecturas obtenidas.

Así pues, a la hora de obtener las lecturas habrá que tener en cuenta los ejes de los dispositivos:

$$\begin{aligned}
 Acc\_x &= ADXL345\_eje\_y \\
 Acc\_y &= ADXL345\_eje\_x \\
 Acc\_z &= ADXL345\_eje\_z \\
 Gyro\_x &= -1 * LPR530AL\_eje\_x \\
 Gyro\_y &= LPR530AL\_eje\_y \\
 Gyro\_z &= -1 * LY530ALH \\
 Magnet\_x &= HMC5843\_eje\_x \\
 Magnet\_y &= HMC5843\_eje\_y \\
 Magnet\_z &= HMC5843\_eje\_z \quad 4-1
 \end{aligned}$$

En lo que respecta al sensor de altura, no ha sido necesario cambiar su configuración. Su empleo es sencillo: se alimenta y muestrea la salida analógica que varía proporcionalmente a la altura medida. Tan sólo hay que multiplicar esa salida por un factor proporcional para que la lectura sea en centímetros.

#### 4.2.3.2 Algoritmo de muestreo y envío de la información: I2C, ADC y protocolo

##### Engineea.

Con todos los sensores acoplados al helicóptero se requiere ahora de ‘alguien’ que de manera continua, rápida y ordenada obtenga las lecturas de estos y prepare un paquete con la información para que sea enviada al ordenador. Ese director de orquesta es capaz de realizar 8 millones de operaciones por segundo y va a ser el cerebro del helicóptero. Es el micro-controlador ATmega328 que viene integrado en el centro de la misma placa Razor.

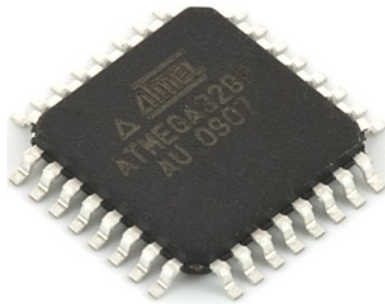


Ilustración 4-30: Micro-controlador AVR ATmega328 con sus 32 pines en configuración TQFP.

La comunicación entre el helicóptero y el ordenador ya ha sido descrita. No lo han sido los diversos procesos de comunicación primarios que tienen lugar internamente. Para comprender estos completamente conviene poseer una base previa de electrónica digital, por lo que se van a dar unas pocas pinceladas sobre estos.

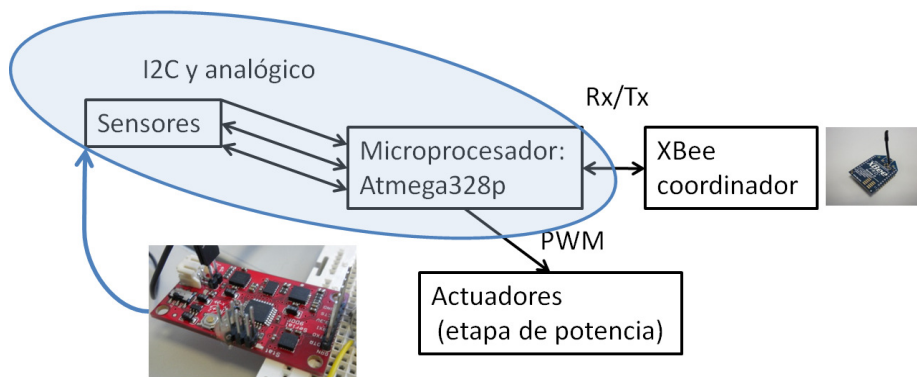


Ilustración 4-31: Queda pendiente la comunicación entre los sensores y el microprocesador, dos opciones: I2C y conversión analógico-digital.

Los transductores digitales (ADXL345 y HMC5843: acelerómetro y magnetómetro respectivamente) se comunican vía I<sup>2</sup>C, un (9) bus de comunicaciones serie. Este tipo de bus se emplea en la industria para comunicar micro-controladores y periféricos en circuitos integrados. La principal característica es que sólo emplea dos líneas para transmitir la información: una para los datos y la otra para la señal de reloj. Puede haber una tercera que siempre suele ser masa. Reciben el nombre de SDA, SCL y GND (Vdd) respectivamente.

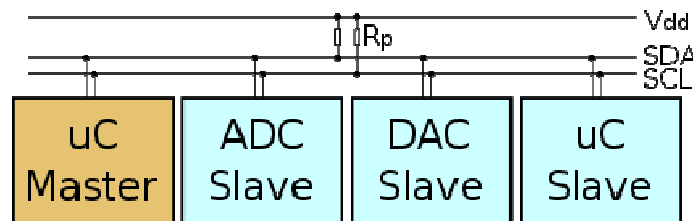


Ilustración 4-32(9): Esquema de la comunicación I2C.

En este tipo de comunicación hay dos tipos de dispositivos: maestros y esclavos. Cada dispositivo tiene una dirección única. El dispositivo maestro genera la señal de reloj y es el que inicia siempre la comunicación.

En el caso que concierne a este proyecto, el maestro es el microprocesador; el acelerómetro y el magnetómetro son los dos esclavos. Ambos tienen una dirección I2C distinta. Cuando el microprocesador quiere configurar u obtener la información de cualquiera de los dos sensores, envía por el SDA la dirección del sensor en concreto. Mientras tenga alimentación, el esclavo siempre está atento al bus I2C y cuando detecta que la información que llega coincide con su dirección, establece la comunicación con el maestro. La comunicación vía I2C es bidireccional.

Como los dos giróscopos y el altímetro son analógicos, la comunicación que se establece entre estos y el microprocesador es distinta. En este caso, ambos dispositivos tienen como salida una tensión que está conectada directamente a una de las patas del microprocesador. Esta salida es analógica (siempre que los sensores estén alimentados).

Cuando el microprocesador quiere obtener el valor de uno de estos sensores realiza una conversión analógica-digital de su salida.

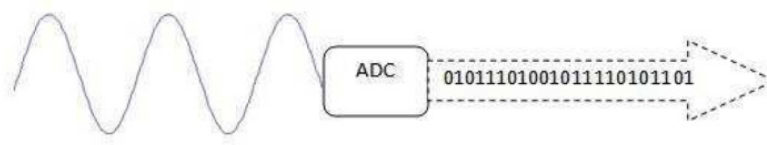


Ilustración 4-33: conversión analógico-digital de una señal. Mediante el muestreo, la retención y la cuantización de la señal analógica se obtiene el equivalente digital de la misma en forma de sucesiones de unos y ceros.

Los tres valores más importantes en la conversión analógica-digital son la velocidad, la resolución y la frecuencia de muestreo. La resolución en este caso es 10 bits; esto es, una entrada de 3.3 V será traducida a digital como el número 1024. La frecuencia de muestreo tiene que ser mayor que el doble de la frecuencia más rápida presente en el sistema para evitar el *aliasing*<sup>41</sup>.

Para trabajar con micro-controladores, se programan de modo que ejecuten una serie de operaciones secuenciales almacenadas en su memoria interna permanente de forma repetitiva. Estos dispositivos pueden programarse de diversas formas mediante un dispositivo que recibe el nombre de programador.

El código que entiende un microprocesador recibe el nombre de lenguaje máquina y está formado únicamente de secuencias de unos y ceros. Ese código es muy incómodo y laborioso a la hora de trabajar con él, por eso se han ido desarrollando lenguajes de programación de nivel superior, como Pascal, C, Visual Basic, C#... (Los ordenadores convencionales también llevan un microprocesador en su interior)

Según la información que consta en la página web de Sparkfun, el microprocesador integrado en la placa Razor incluye el 'bootloader' de Arduino. Arduino<sup>42</sup> es una plataforma de electrónica abierta para la creación de prototipos y basada en software y hardware flexible y fácil de usar. Mediante Arduino, la programación de algunos microprocesadores de la familia ATmega es una labor sencilla, eficaz e incluso divertida.

El área de desarrollo de Arduino contiene un editor de texto para el código, varios menús y una barra de herramientas. Comunica la placa Arduino con el ordenador para cargar programas y transmitir información entre ambos. Los programas reciben el nombre de *sketches*. El *bootloader* es un fragmento de software que viene instalado de serie en todos los chips que vienen con las placas de Arduino y permite cargar los *sketches* al microprocesador.

<sup>41</sup> El aliasing es un problema asociado a la frecuencia de muestreo. Si la frecuencia natural del sistema es superior a la de muestreo existe una pérdida de información que obliga a desechar los datos muestreados. Suele observarse al grabar vídeos de imágenes que se reproducen en una pantalla de ordenador, o en las imágenes de las cámaras súper-lentas en los estadios de fútbol, en el parpadeo de los focos del estadio.

<sup>42</sup> [www.arduino.cc](http://www.arduino.cc)

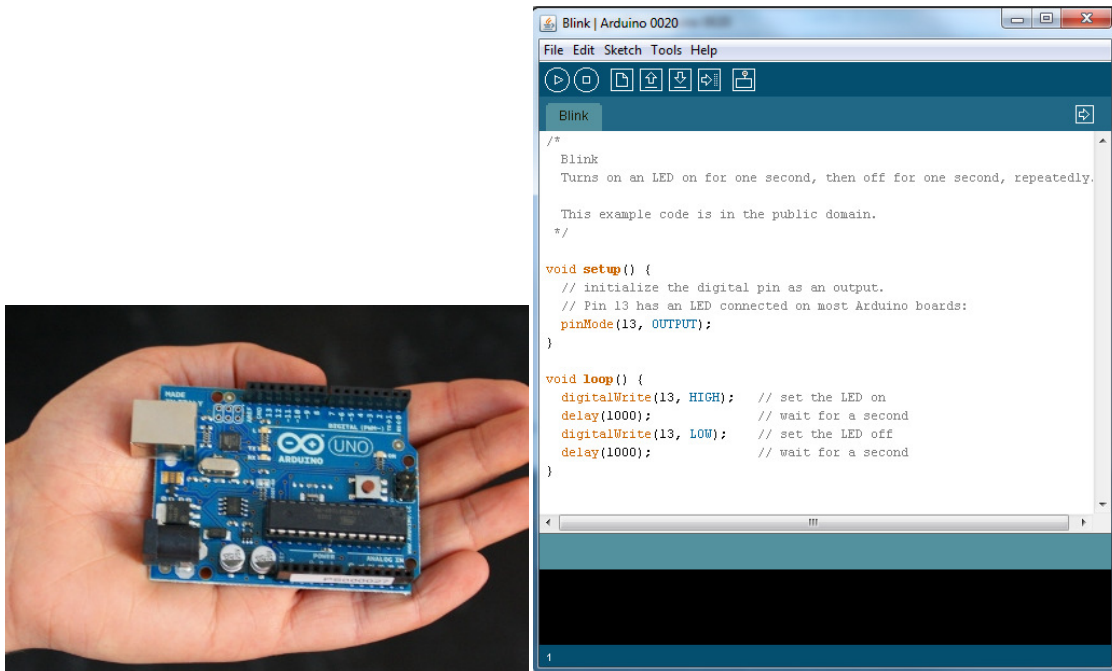


Ilustración 4-34: A la izquierda el Arduino UNO con el ATmega328 en el centro. A la derecha una imagen del entorno de desarrollo de Arduino.

Para programar el Arduino se emplea un código propio, muy similar al C y con sus propias librerías. En las primeras pruebas se empleó Arduino como plataforma de desarrollo, principalmente por comodidad. Al final, se optó por un entorno de programación más avanzado y enfocado a los microprocesadores ATmega llamado Eclipse. Eclipse permite programar de manera más amigable integrando además algunas librerías de Arduino (haciendo alguna pequeña modificación).

El resultado final es un microprocesador en cuya memoria ha sido grabado un programa a modo de secuencia de instrucciones que se repite una y otra vez. Las funciones que va a realizar son:

- Configurar los sensores.
- Leer los sensores, para ello hay que:
  - Comunicarse vía I2C con el acelerómetro y el magnetómetro.
  - Convertir a digital las salidas de los giróscopos y el altímetro.
- Crear el paquete con la información a enviar y enviarlo.
- Leer el paquete que llega con las ordenes de navegación, decodificarlo y enviar las órdenes a los motores.

El proceso interno sigue el siguiente diagrama de estados:

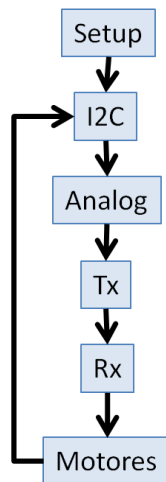


Ilustración 4-35: Diagrama de estados de primer nivel del programa que ejecuta el micro-procesador.

‘Setup’ configura los sensores, sólo se ejecuta una vez. Después, los otros cinco bloques se repiten ininterrumpidamente salvo que se corte la alimentación o se restablezca el dispositivo. ‘I2C’ se comunica con el acelerómetro y el magnetómetro y obtiene sus lecturas (6 valores). ‘Analog’ muestrea los pines del micro conectados a las salidas de los giróscopos y el sensor de ultrasonidos y las digitaliza. A continuación, ‘Tx’ prepara el paquete con toda la información proporcionada por todos los sensores y recopilada por el microprocesador, cambia los signos de acuerdo a la Ilustración 4-29, la protocoliza al estilo Engineea y la transmite vía serie al *XBee* para que este lo envíe al ordenador.

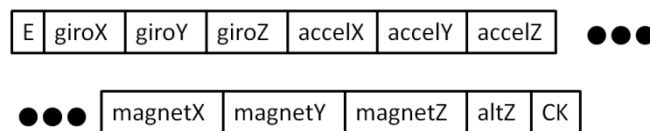


Ilustración 4-36: Protocolo Engineea de envío de información. 22 bytes.

Además y al mismo tiempo, siempre está atento a los datos que llegan al XBee procedentes del ordenador y en ‘Rx’ se lee la orden y se decodifica para que finalmente ‘Motores’ envíe la orden de potencia a los motores mediante la generación de varias señales PWM en unos pines concretos (ver 4.4.2.2).

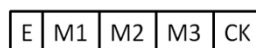


Ilustración 4-37: Orden de navegación protocolizada.

De esta forma y aunque sin llegar a mucho nivel de detalle queda descrita la primera parte del proceso de la obtención de datos.

### 4.2.3.3 Brevísima introducción de LabView

La práctica totalidad del proyecto ha sido desarrollado en LabView, (9) una herramienta gráfica para pruebas, control y diseño mediante programación. El lenguaje que emplea se llama lenguaje G o lenguaje gráfico. Este programa ha sido creado por National

Instruments. Los programas realizados con LabView reciben el nombre de instrumentos virtuales o VI's<sup>43</sup>.

Una de las ventajas de LabView y el lenguaje gráfico es que permiten ahorrar mucho tiempo en el desarrollo de software de adquisición de datos, análisis matemático, comunicación, control y automatización industrial. Además, su principal característica es la facilidad de uso tanto para programadores profesionales como para personas sin muchos conocimientos en la materia.



Ilustración 4-38: Icono de escritorio del programa LabView.

En concreto *LabView* ha sido utilizado en este proyecto para:

- Gestionar la comunicación serie del ordenador con el XBee tanto a la hora de enviar como de recibir datos.
- Codificar/Decodificar la información enviada/recibida.
- Procesado digital de la señal que incluye un filtrado.
- Análisis matemático de la señal.
- Control automático del dispositivo.
- Mostrar la interfaz gráfica con el usuario.
- Permitir la interacción con el usuario mediante el Joystick y el teclado.
- Calibración de sensores.

Programar con LabView requiere un período inicial de acomodación a la programación por bloques pero al final resulta más eficiente (en el aspecto temporal). Además pueden implementarse subprocesos que corran en paralelo y que no sea necesario dirigir (LabView se encarga de ello) agilizando mucho la programación.

#### 4.2.3.4 Esquema general del programa

Una ventaja y al mismo tiempo inconveniente tiempo de LabView es su lenguaje de programación. Para quien está familiarizado con él, cualquier fragmento de programa es muy fácil de entender, y al contrario. Para mostrar el programa desarrollado con LabView habría que llenar hojas y hojas con pantallazos en vez de copiar y pegar un código. Para evitarlo, se esquematizará y explicará el programa efectuado y si es preciso se añadirá alguna imagen demostrativa. El programa realizado tiene cuatro procesos principales que corren en paralelo. De los cuatro, tres se repiten continuamente.

---

<sup>43</sup> Virtual Instruments.

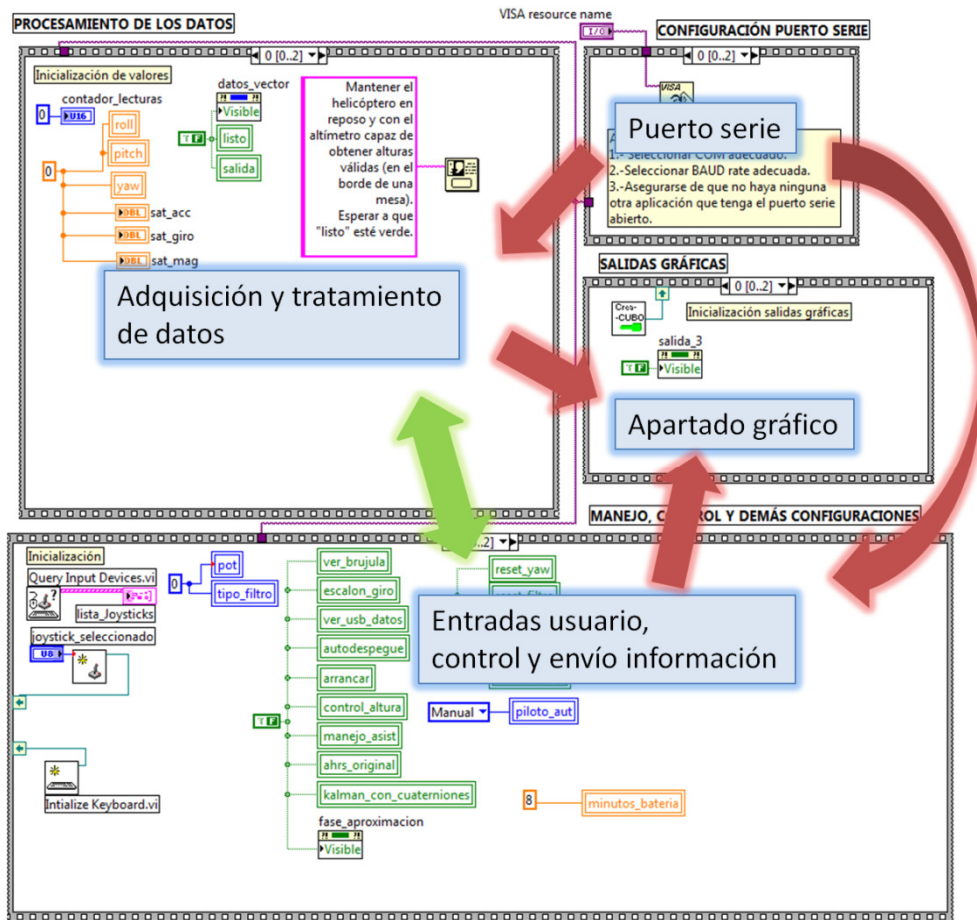


Ilustración 4-39: Esquema general con los cuatro procesos y las transmisiones de información entre ellos.

Las flechas rojas muestran transmisión unidireccional de información; las verdes bidireccional. Los cuatro procesos principales y sus funciones son:

- Puerto serie: configura los parámetros del puerto serie que comunica el ordenador con el XBee conectado a este. Los parámetros de configuración principales son el número de puerto y la tasa de signos o *baud rate*. El puerto serie se emplea tanto para recibir la información enviada por el helicóptero como para enviar la orden de navegación al mismo. Se ejecuta una vez y mantiene abierto el puerto en todo momento. Este puerto se cierra en los dos siguientes subprogramas al salir del programa principal.
- Adquisición y tratamiento de datos: la información que transmite el helicóptero (lecturas de los sensores) es adquirida, decodificada, comprobada y procesada. También se efectúa la calibración de algún sensor. Incluye un filtrado digital y la programación de tres algoritmos distintos de fusión de sensores que proporcionan los valores de *roll*, *pitch* y *yaw*.
- Entradas usuario, control y envío información: este proceso configura y adquiere la información del teclado y el joystick, controla los grados de libertad especificados del helicóptero, permite guardar información en tiempo real y prepara y envía la orden de navegación. También se ejecutan otras



tareas menores. Corre a 10 Hz. Intercambia información con el proceso anterior.

- Apartado gráfico: se encarga de refrescar el horizonte artificial, una representación tridimensional de la posición del aparato y una brújula. Estas salidas gráficas dependen únicamente del resultado obtenido en adquisición y tratamiento de datos.

Estos cuatro procesos principales tienen a su vez subprocesos que se ejecutan continuamente a frecuencias distintas. Un esquema muy básico de todos ellos se presenta a continuación.

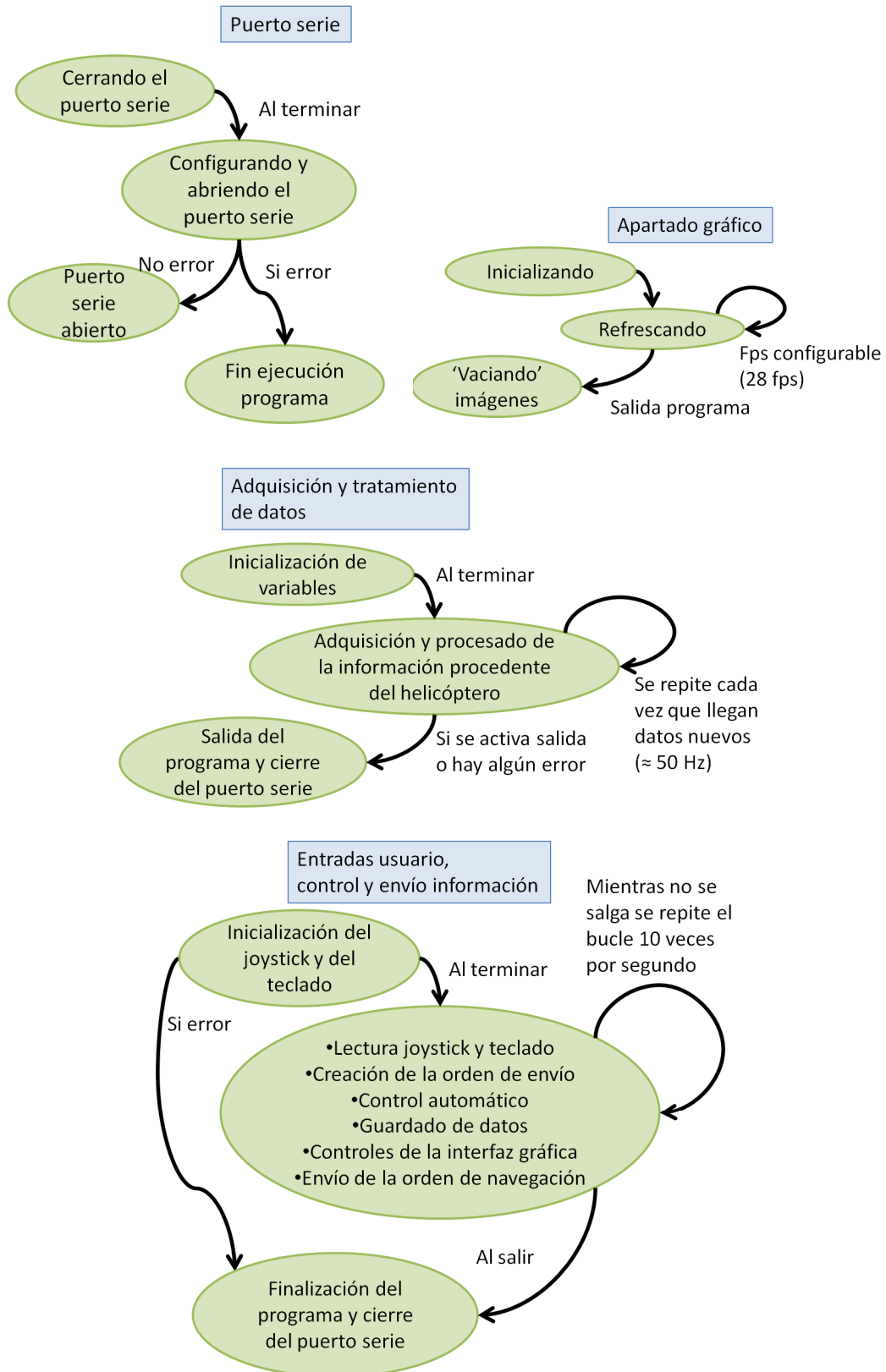


Ilustración 4-40: Cada uno de los cuatro procesos y su diagrama de estados más general.

#### 4.2.3.5 Adquisición y decodificación de la señal

Una vez que todo está instalado en el helicóptero y el canal de comunicación ha sido abierto, al XBee conectado al ordenador le llegan ininterrumpidamente señales digitales,

ristras de 1's y 0's que agrupados en bytes (1 byte = 8 bits) se empaquetan tal y como se muestra al final del apartado 4.2.3.2.

A continuación hay que conseguir que esa información llegue al ordenador, para lo cual hay que conectar el XBee que la recibe y el ordenador. Existen varias formas de acceder al puerto serie (ver 4.1.3.2) y se va a emplear LabView. Con LabView y su interfaz de programación de aplicaciones VISA, se dispone de unas cuantas funciones o procedimientos destinados a trabajar con el puerto serie. Los dos más importantes son.

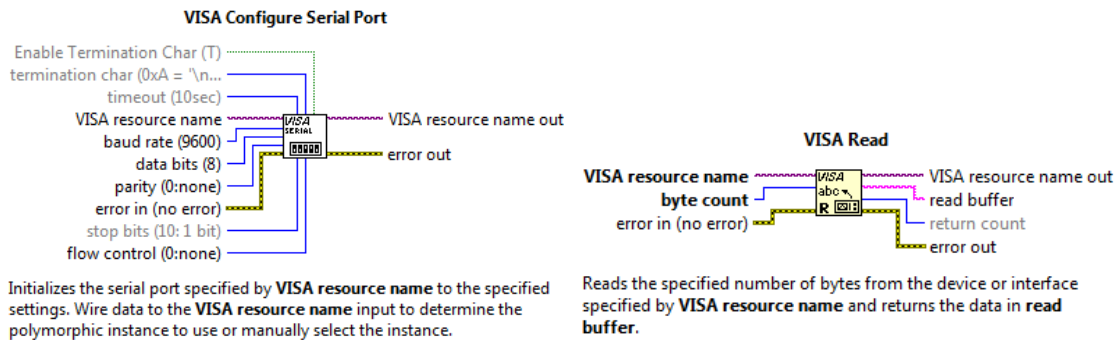


Ilustración 4-41: Dos funciones de la interfaz de programación de aplicaciones VISA. A la izquierda la función que configura el puerto serie. Sus entradas coinciden con las de la tabla 4-3. A la derecha la función lectura del puerto serie.

Para adquirir la señal vía serie hay que configurar el puerto serie de acuerdo a los valores mostrados en la tabla 4-3. ‘*VISA resource name*’ es el nombre del puerto y generalmente suele ser COM# con # un número entre el 1 y el 9. Para conocer el puerto hay que acceder al administrador de dispositivos en el panel de control, o bien abrir el ‘Measurement and Automation Explorer’<sup>44</sup>, un programa asociado a LabView.

Una vez que el XBee y el ordenador han sido conectados hay que leer la información que llega continuamente al puerto serie. El diagrama de estados que sigue el proceso de adquisición y tratamiento de datos es el siguiente.

<sup>44</sup> Dentro de la opción *tools* o herramientas es el primer desplegable.

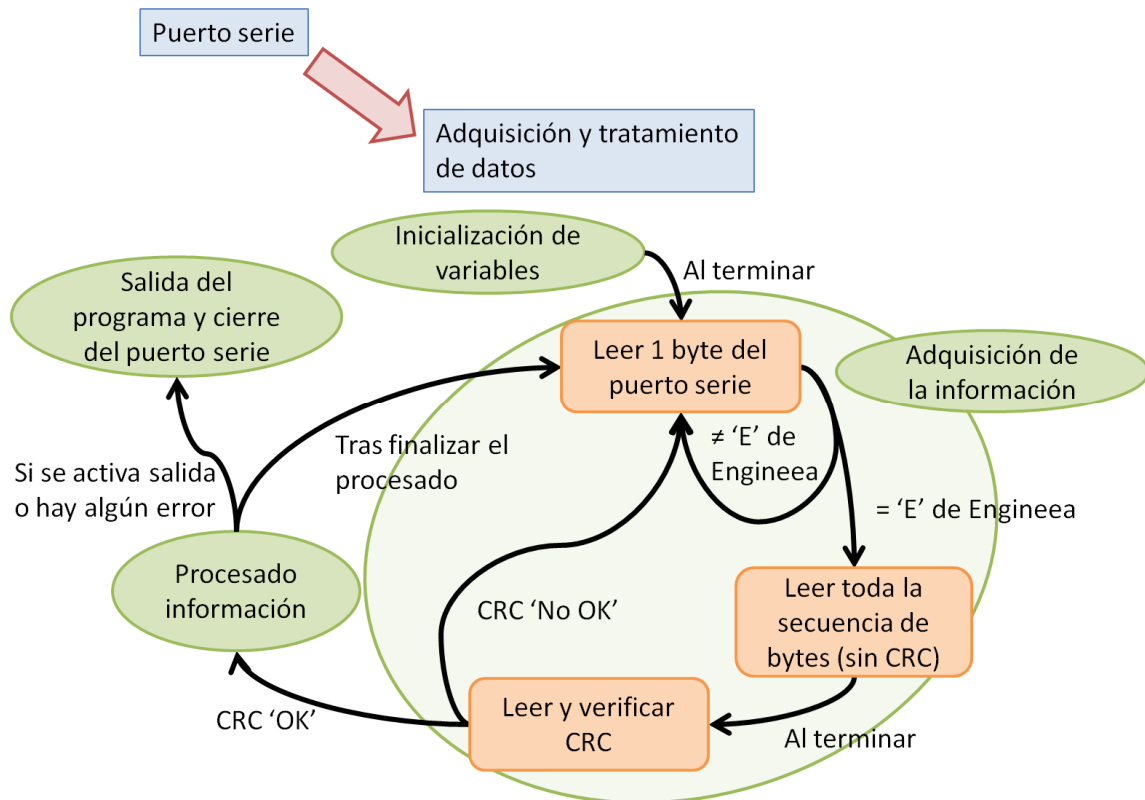


Ilustración 4-42: Diagrama de estados del proceso adquisición y tratamiento de datos. Está detallado el proceso de la captura, desprotocolizado y verificación de la información.

Las tareas seguidas son muy sencillas. Primero se lee constantemente el puerto serie byte a byte hasta que encuentra una 'E' (0x45 en hexadecimal, 69 en decimal, 0100 0101 en binario), lo que indica el inicio de una transmisión protocolizada. Después se adquiere toda la secuencia de 20 bytes con la información adquirida por los sensores. A continuación toma un byte más, el *Checksum* o CRC<sup>45</sup> (ver Ilustración 4-17) y lo compara con el obtenido con la secuencia recibida. Si son distintos, el paquete de datos recién llegado se desecha y se vuelve a esperar que llegue una 'E'. Si tanto el CRC recibido como el calculado coinciden, entonces el paquete es aceptado y se puede proceder al procesado de la información.

#### 4.2.3.6 Procesado de la información: visión de conjunto

Para procesar la información se requieren una serie de algoritmos especiales que fusionen rápida y eficazmente toda la información proporcionada por los sensores. El resto de los apartados del presente punto 4.2.3 describen detalladamente los algoritmos empleados en el procesado de la información enviada desde el helicóptero.

Una vez adquirida la información, el vector de datos obtenido se descompone en las diferentes medidas correspondientes a cada dispositivo y a cada eje concreto. Al iniciar el programa se destinan varias de las primeras medidas obtenidas para calibrar el giróscopo. El giróscopo es sensible a movimientos muy leves, por eso para su calibración es necesario que el helicóptero esté en reposo. La calibración del giróscopo proporciona el valor promedio que el mismo proporciona en reposo. Para conocer la velocidad angular en cualquier

<sup>45</sup> En realidad no es CRC pero se efectúa un abuso de notación.

instante de tiempo se comparará con el valor obtenido en reposo. Una vez el giróscopo ha sido calibrado, el proceso del tratamiento de los datos puede correr con normalidad.

- Se ajustan los signos, los *offsets* y las sensibilidades del acelerómetro.
- Se ajustan el signo, la ganancia y el desfase de las medidas del giróscopo (y se pasan a *rad/s*).
- Se ajustan los signos, los *offsets* y las sensibilidades del magnetómetro.

Corregidas las lecturas se comprueba si estas saturan el dispositivo o no. En caso de hacerlo incrementan un contador. Todos los transductores tienen un rango de actuación y si las medidas exceden el mismo dejan de ser buenas. En el caso del magnetómetro y del acelerómetro (ver 4.2.2.2.1 y 4.2.3.1) el rango es configurable. No sucede lo mismo con el giróscopo, que satura si gira a un ritmo mayor que 300  $^{\circ}/s$ .

A continuación el usuario puede decidir si realizar o no un filtrado paso bajo de todas las lecturas corregidas. Las vibraciones inducidas en los transductores alojados en el helicóptero requieren de este filtrado. Para terminar con el acondicionamiento de la señal se han implementado tres algoritmos distintos de fusión de sensores:

- El primero recibe el nombre de *AHRS original* y se basa en la referencia (23).
- *Kalman con cuaterniones* es un complejo algoritmo que aúna la potencia del filtro de Kalman con el álgebra de cuaterniones.
- *Triple Kalman* es el encadenamiento de tres filtros de Kalman sucesivos.

El usuario puede elegir entre estos tres, a la vez que puede decidir ajustar una serie de parámetros típicos de cada algoritmo. Tanto el filtrado paso bajo como estos tres algoritmos se detallan en los cuatro siguientes apartados.

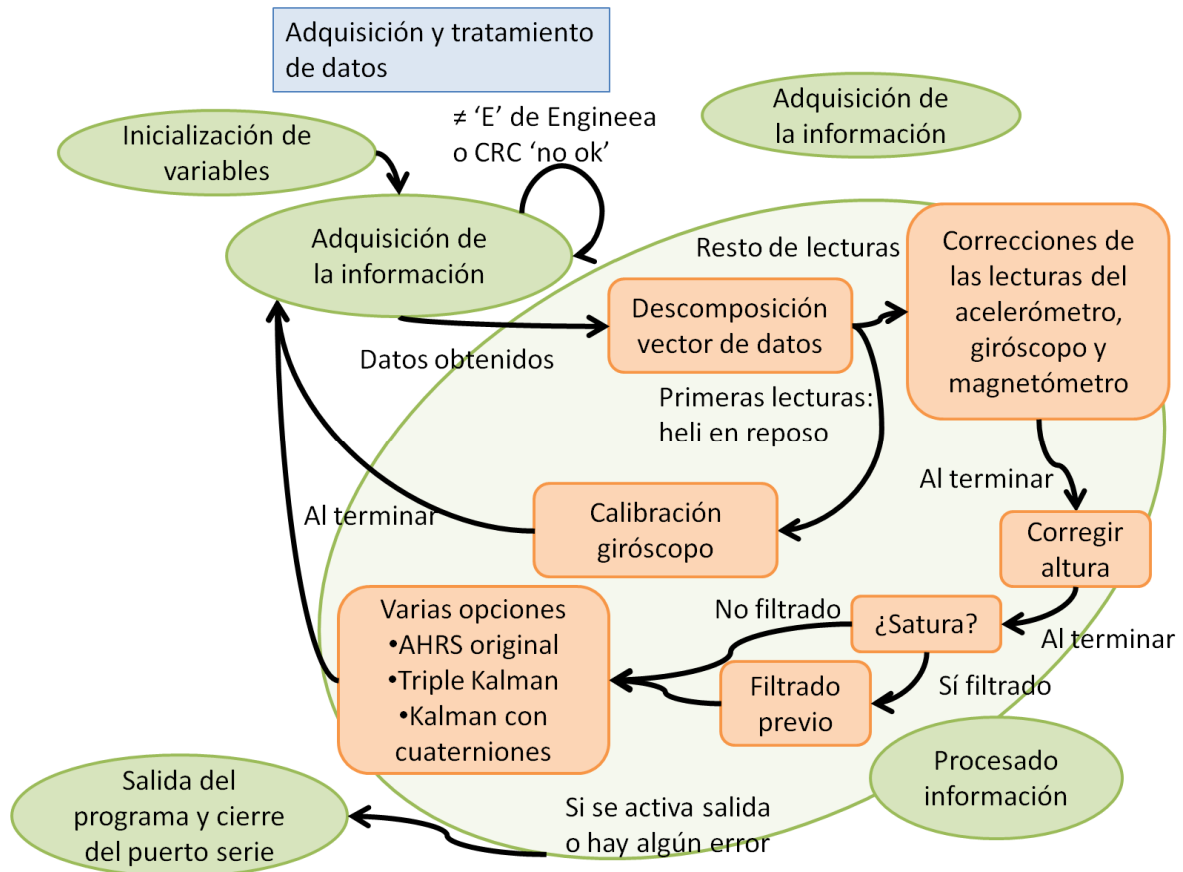


Ilustración 4-43: Proceso de adquisición y procesado de la información: secuencia de tareas efectuadas. Véase el carácter repetitivo.

El resultado de todo lo anterior son tres valores correspondientes a tres ángulos: *'roll'* o balanceo, *'pitch'* o cabeceo y *'yaw'* o guiñada. Idealmente este proceso de adquisición y procesado de la información se repite cada vez que llega una secuencia de datos (50 Hz).

#### 4.2.3.7 Filtrado digital de la señal

Al helicóptero llegan todos los datos 50 veces por segundo, es decir, cada 20 ms se repite todo el proceso descrito anteriormente. Debido a que las vibraciones presentes en el helicóptero afectan mucho a los sensores distorsionando sus lecturas, se ha implementado en LabView un filtrado digital paso bajo con un ancho de banda variable fijado en 2 Hz.

El filtrado es opcional y recomendable; el usuario puede decidir conectarlo o no. Ha sido implementado en una Sub VI o instrumento virtual secundario. El filtro empleado para cada una de las lecturas es del tipo Butterworth paso bajo. El orden seleccionado es 2.

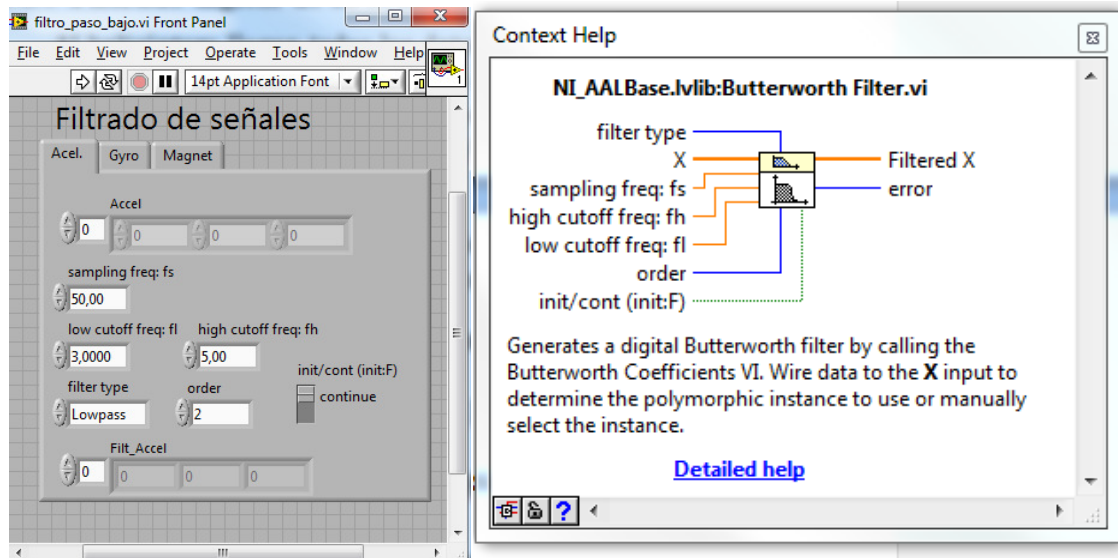


Ilustración 4-44: Sub-VI encargada del filtrado de las señales. A la derecha el proceso de filtrado Butterworth de LabView.

#### 4.2.3.8 Introducción a los algoritmos de fusión: IMU, AHRS, INS/GPS.

Al margen del sensor de ultrasonidos encargado de la obtención de la altura, todo el conjunto restante de sensores está enfocado a la obtención de los tres ángulos de Euler que describan la rotación del helicóptero. Físicamente va a representarse la orientación del helicóptero respecto a la Tierra como una sucesión de rotaciones.

En la bibliografía relacionada con este tema (ver 3.2) predominan cuatro acrónimos: IMU, AHRS, INS/GPS y MARG:

- IMU o *Inertial Measurement Unit*: Unidad de medición inercial destinada a la obtención de la actitud (*pitch* y *roll*).
- AHRS o *Attitude and Heading Reference System*: Sistema de referencia de actitud y rumbo. Comprende a la IMU.
- INS/GPS o *Inertial Navigation System/Global Position System*: consiste en la integración de uno de los dos anteriores o variante suya con un dispositivo GPS. Permite conocer además la posición de la aeronave en todo momento.
- MARG o *Magnetid Angular Rate/Gravity* es equivalente a un AHRS pero que toma su nombre de la referencia (21).

Para obtener uno de estos sistemas es preciso realizar un acondicionamiento que fusione las señales de los distintos sensores. Los motivos se detallan a continuación.

En primer lugar, el sistema es discreto en el tiempo y en el espacio. Que el tiempo deje de ser continuo va a provocar errores de integración en sensores diferenciales, como los giróscopos; ya que la integración numérica usa un intervalo de tiempo finito y la información es muestreada en instantes concretos. Incluso con los giróscopos más precisos y fiables del mercado, el resultado de integrar sus medidas constantemente incrementaría el error también de forma constante. Este tipo de error recibe el nombre de deriva.

En segundo lugar, los otros dos sensores también presentan inconvenientes. Si la aeronave no está girando bruscamente, mediante un acelerómetro de tres ejes se puede conocer la inclinación del mismo; el *pitch* y el *roll*, nunca el *yaw*. Si la aeronave está sometida a altas aceleraciones (del orden de la gravedad), la medida del acelerómetro no proporcionará información fiable<sup>46</sup>. El magnetómetro también puede emplearse para determinar dos grados de libertad, puesto que es de tres ejes. Sin embargo, el campo magnético no es tan constante como la gravedad y es muy fácil perturbarlo. Por eso, el magnetómetro se emplea para conocer (si el campo magnético no ha sido distorsionado) la orientación, rumbo o *yaw* de la aeronave<sup>47</sup>. El problema presente con el magnetómetro es su velocidad: 10 Hz frente a los 50 Hz del giróscopo.

Con el acelerómetro y el magnetómetro puede pensarse en desechar los giróscopos y empleando estos solamente. Si el sistema se moviera lentamente sería suficiente con los dos. Pero esto no sucede en un UAV. Además, las lecturas del giróscopo son sorprendentemente buenas y tienen mucho menos error en comparación a las obtenidas con el magnetómetro y el acelerómetro. El único problema con los giróscopos son las derivas fruto de las integraciones numéricas.

Por eso, la solución óptima es la de fusionar los tres sensores: la respuesta rápida y fiable del giróscopo y la foto momentánea y más o menos ‘movida’ que proporcionan el acelerómetro y el magnetómetro. Una equivalencia práctica sería el caminar por la calle con los ojos casi siempre cerrados, abriéndolos cada segundo más o menos. Mientras no se ve nada uno se fía de sus sentidos ‘inerciales’ hasta que adquiere la imagen (sin muchos detalles) y corrige su percepción.

Existen varias formas de convertir un grupo de sensores en un AHRS y se han implementado tres. Antes de desarrollarlas se van a revisar nociones básicas relacionadas con las rotaciones y la cinemática.

#### 4.2.3.9 Rotaciones y cinemática: cuaterniones, ángulos de Euler y matrices de rotación.

Se anexan al final del documento explicaciones adicionales e introductorias de varios de los temas que se desarrollan a continuación. Así mismo, en lo que sigue se provee de la matemática básica necesaria junto con las explicaciones y la notación requeridas para poder desarrollar y entender este tipo de algoritmos.

##### 4.2.3.9.1 Ángulos de Euler y matrices de rotación

La rotación (1) de un sólido rígido en el espacio puede representarse mediante varios métodos, como los ángulos de Euler, los cuaterniones y los ángulos de Tait-Bryan (también conocidos como los de Cardano). En realidad, en el ámbito aeroespacial, los que más se usan son estos últimos y se los conoce como los ángulos de Euler.

<sup>46</sup> Este punto requiere bastante estudio. Con un GPS, por ejemplo, se podría conocer la velocidad y se podría computar y anular en las lecturas del acelerómetro la aceleración centrífuga.

<sup>47</sup> El norte sí que es siempre el mismo.



Los ángulos de Euler (9), introducidos por Leonhard Euler, son medios para representar la rotación espacial de cualquier sólido rígido de forma que matemáticamente tan sólo son requeridos tres parámetros para representar cualquier giro en un espacio euclídeo tridimensional, como fruto de tres rotaciones sucesivas alrededor de diferentes ejes posibles.

Existan diferentes convenios o reglas de rotación y es importante tenerlo en cuenta a la hora de emplear los ángulos de Euler. Hay dos reglas principales que dependen de la elección de la línea de nodos (recta perpendicular a los ejes  $z$  y  $Z$ , antes y después del giro). Si la línea de nodos coincide con la intersección de dos planos homólogos (que se solapan cuando el ángulo es cero), entonces se habla de los ángulos de Euler adecuados. Si se usan planos no homólogos (perpendiculares cuando el ángulo es cero), entonces se tienen los ángulos de Tait-Bryan. Para cada uno de estos dos convenios existen 6 posibilidades adicionales o secuencias de rotación posibles. Aquí se empleará sólo una, que se explica más adelante y que se enmarca dentro de las posibles variantes de Tait-Brian.

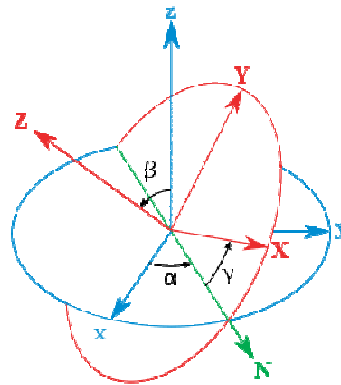


Ilustración 4-45(9): Convenio de ángulos de Euler 'adecuados'. Ver como la línea de nodos (verde) es la intersección de dos planos que se solapan si  $\beta$  vale cero.

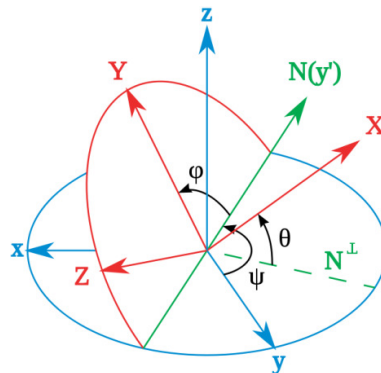


Ilustración 4-46(9): Convenio de Tait-Bryan, en este caso los planos cuya intersección forma la línea de nodos (verde) son perpendiculares si  $\varphi$  vale cero.

En ingeniería aeroespacial se suele tomar casi siempre el mismo sistema de referencia fijo a la aeronave con el eje  $X$  en la dirección del movimiento principal, el eje  $Y$  horizontal y con sentido hacia la derecha y el  $Z$  hacia abajo<sup>48</sup>, fruto del producto vectorial de  $X$  sobre  $Y$ . Cualquier giro de la aeronave puede obtenerse mediante giros sucesivos

<sup>48</sup> También se denomina este sistema como NED: *North-East-Down* o Norte-Este-Abajo.

alrededor de estos tres ejes. El giro sobre el eje X recibe el nombre de ‘*roll*’, balanceo o alabeo, el giro sobre el eje Y recibe el nombre de ‘*pitch*’ o cabeceo y el giro sobre el eje Z se denomina como ‘*yaw*’ o guiñada.

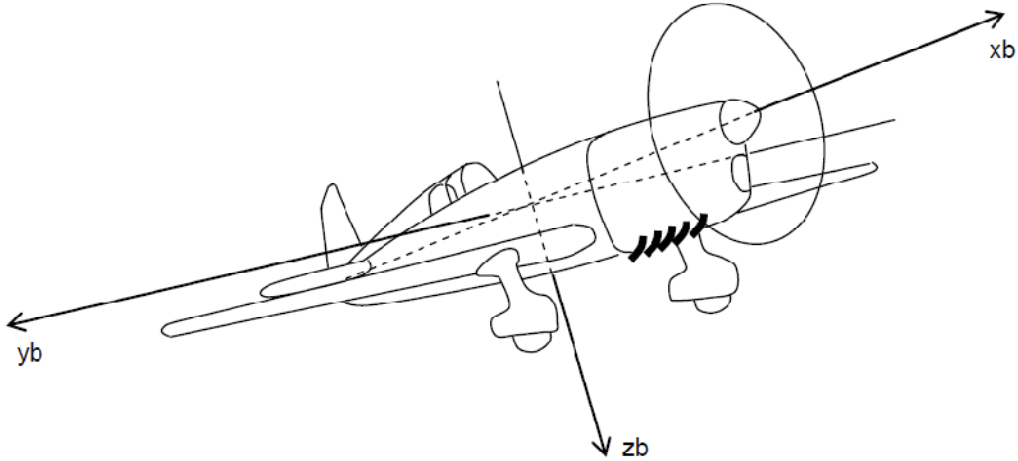


Ilustración 4-47(23): Sistema de coordenadas fijo al cuerpo estándar.

De esta forma las tres rotaciones<sup>49</sup> pueden describirse separadamente como:

- $R(x, \varphi)$ , rotación sobre el eje X de un ángulo  $\varphi$ .
- $R(y, \theta)$ , rotación sobre el eje Y de un ángulo  $\theta$ .
- $R(z, \psi)$ , rotación sobre el eje Z de un ángulo  $\psi$ .

Para calcular las rotaciones en el espacio euclídeo, en el álgebra lineal se emplean las matrices de rotación o matrices de cambio de base. A continuación se presentan las matrices de cambio de base para cada una de las tres rotaciones anteriores.

Se va a comenzar con la rotación sobre el eje X o *roll*.

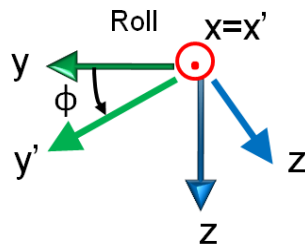


Ilustración 4-48: Giro de ‘*roll*’ o balanceo alrededor del eje X.

Si se quiere obtener la matriz que pasa un vector del sistema de coordenadas XYZ al X'Y'Z' mediante un giro  $\phi$  positivo sobre el eje X, las columnas de la matriz serán las componentes de los vectores unitarios de los ejes XYZ en la base X'Y'Z'.

<sup>49</sup> Ver <http://mathworld.wolfram.com/EulerAngles.html>

$$R(x, \varphi) = [\bar{I}]_{x'y'z'}^{xyz} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi) & \sin(\varphi) \\ 0 & -\sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix}_{4 \times 2}$$

De igual manera pueden definirse las otras dos matrices de cambio de base que representen el 'pitch' y el 'yaw'.

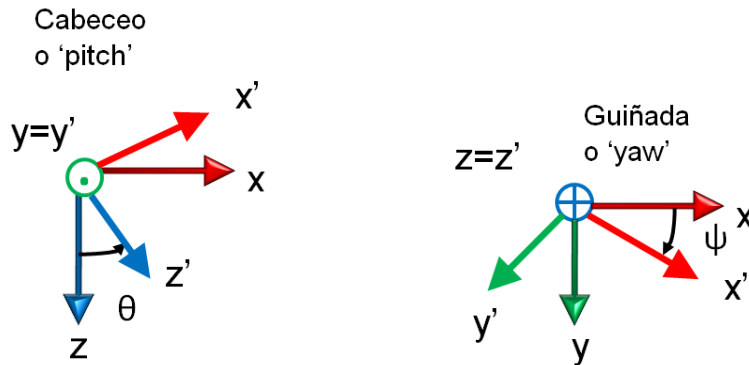


Ilustración 4-49: Giros de 'pitch' y 'yaw' alrededor de los ejes Y y Z respectivamente.

$$R(y, \theta) = [\bar{I}]_{x'y'z'}^{xyz} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix}_{4 \times 3}$$

$$R(z, \psi) = [\bar{I}]_{x'y'z'}^{xyz} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{4 \times 4}$$

Para obtener la matriz de rotación total del sólido rígido según los ángulos y ejes definidos hay que multiplicar estas tres matrices. El orden de multiplicación importa mucho, el producto de matrices no es conmutativo. Como son tres las matrices obtenidas, el número de combinaciones posibles, o lo que es lo mismo, el número de matrices de rotación totales que pueden obtenerse es de 6 (= 3!). No es casualidad que coincida con el número de posibles variantes que tiene el convenio de Tait-Brian.

Se va a tomar durante todo el proyecto la siguiente secuencia: primero se girará respecto al eje X, después respecto al eje Y, y finalmente respecto al eje Z. Se denotará con la letra 'e'<sup>50</sup> a la base asociada a la referencia Tierra y con la letra 'b'<sup>51</sup> a la base fija a la aeronave o cuerpo.

<sup>50</sup> e de *earth* o Tierra.

<sup>51</sup> b de *body* o cuerpo.

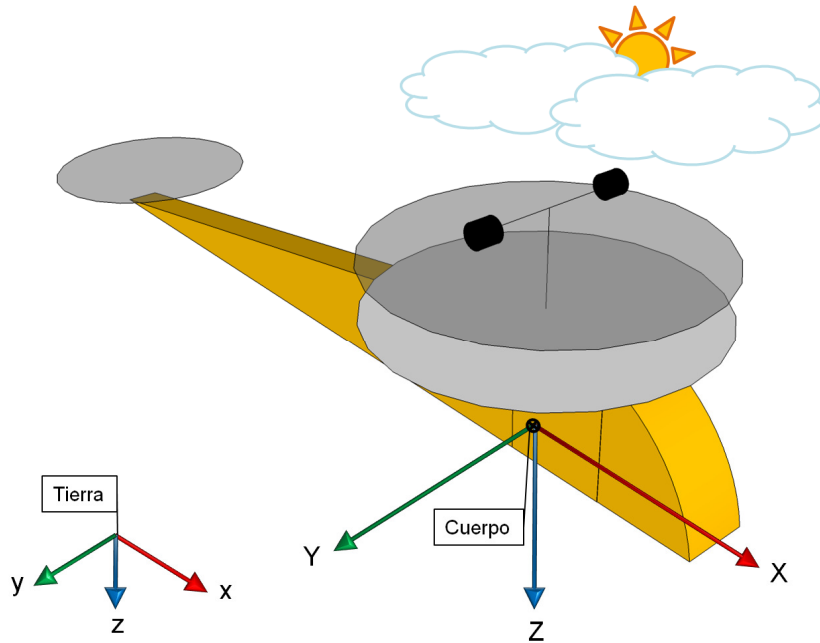


Ilustración 4-50: Representación del helicóptero y de ambas bases con sus ejes.

Los ejes tomados en la Tierra se han denominado xyz y los del cuerpo XYZ. Tras definir unos ejes intermedios para cada orientación intermedia obtenida con cada giro (que al final se simplifican), la secuencia de operaciones queda como se muestra a continuación:

$$R(\varphi, \theta, \psi) = [\bar{I}]_{x'y'z'}^{xyz} [\bar{I}]_{x''y''z''}^{x'y'z'} [\bar{I}]_{XYZ}^{x''y''z''} =$$

$$= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi) & \sin(\varphi) \\ 0 & -\sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{4-5}$$

Si operamos este doble producto matricial se obtiene la matriz de cambio de base entre la Tierra y el cuerpo<sup>52</sup> en función de los tres ángulos dados. Por cuestiones de tamaño se denotan las funciones seno y coseno mediante las letras s y c respectivamente.

$$R(\varphi, \theta, \psi) = [\bar{I}]_{XYZ}^{xyz} = [\bar{I}]_b^e =$$

$$= \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ c(\psi)s(\theta)s(\varphi) - c(\varphi)s(\psi) & c(\varphi)c(\psi) + s(\theta)s(\varphi)s(\psi) & c(\theta)s(\varphi) \\ c(\varphi)c(\psi)s(\theta) + s(\varphi)s(\psi) & -c(\psi)s(\varphi) + c(\varphi)s(\theta)s(\psi) & c(\theta)c(\varphi) \end{bmatrix}_{4-6}$$

Todas las matrices de rotación son cuadradas y todos sus elementos pertenecen al conjunto de los números reales. En inglés<sup>53</sup> se denota a estas matrices como ‘*direction*

<sup>52</sup>  $[\bar{I}]_b^e$  es una forma de designar a la matriz de cambio de base. El superíndice ‘e’ indica la base de partida, en este caso la tierra (‘earth’) mientras que el subíndice ‘b’ indica la de llegada, el cuerpo o ‘body’ en inglés. La doble barra sobre la I sirve para representar que es una aplicación lineal entre bases orto-normales.

*cosine matrices*' o matrices de cosenos directores. Una peculiaridad de todas ellas es que son ortogonales, siendo su determinante igual a la unidad y cumpliendo la siguiente relación:

$$R^{-1} = R^T \quad 4-7$$

Aplicando esta propiedad se puede obtener fácilmente la matriz de cambio de base que pase las coordenadas en la base del cuerpo a la base de la tierra,  $[\bar{I}]_e^b$ . De hecho,

$$[\bar{I}]_e^b = [\bar{I}]_b^{e-1} \quad 4-8$$

A continuación se procede a la demostración. Habiendo partido antes de

$$[\bar{I}]_b^e = R(\varphi, \theta, \psi) = R(x, \varphi)R(y, \theta)R(z, \psi) \quad 4-9$$

tanto para  $R(x, \varphi)$  como para  $R(y, \theta)$  y  $R(z, \psi)$  puede comprobarse rápidamente la ecuación 4-7. Así pues, calculada la matriz  $R(\varphi, \theta, \psi)$ , se va a proceder a su trasposición. Como se cumple siempre para dos matrices A y B cualesquiera que:

$$(AB)^t = B^t A^t \quad 4-10$$

entonces,

$$\begin{aligned} R(\varphi, \theta, \psi)^t &= (R(x, \varphi)R(y, \theta)R(z, \psi))^t = \\ &= R(z, \psi)^t R(y, \theta)^t R(x, \varphi)^t = \\ &= R(z, \psi)^{-1} R(y, \theta)^{-1} R(x, \varphi)^{-1} \end{aligned} \quad 4-11$$

de forma que,

$$R(\varphi, \theta, \psi)R(\varphi, \theta, \psi)^t = R(x, \varphi)R(y, \theta)R(z, \psi)R(z, \psi)^{-1}R(y, \theta)^{-1}R(x, \varphi)^{-1} = I_3 \quad 4-12$$

y finalmente,

$$[\bar{I}]_e^b = R(\varphi, \theta, \psi)^t = ([\bar{I}]_b^e)^t \quad 4-13$$

Luego la obtención de  $[\bar{I}]_e^b$  resulta bastante menos tediosa.

$$[\bar{I}]_e^b = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\psi)s(\theta)s(\varphi) - c(\varphi)s(\psi) & c(\varphi)c(\psi)s(\theta) + s(\varphi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & c(\varphi)c(\psi) + s(\theta)s(\varphi)s(\psi) & -c(\psi)s(\varphi) + c(\varphi)s(\theta)s(\psi) \\ -s(\theta) & c(\theta)s(\varphi) & c(\theta)c(\varphi) \end{bmatrix} \quad 4-14$$

#### 4.2.3.9.2 Rotaciones con cuaterniones

Se presenta una introducción a los cuaterniones y a sus operaciones dentro de los anexos, en el apartado 10.2.

---

<sup>53</sup> La mayor parte de la información respecto a estos temas figura en inglés. También se la suele llamar así en español.

Una rotación arbitraria de la referencia B respecto a la referencia A puede lograrse mediante una rotación de ángulo  $\theta$  alrededor de un eje  ${}^A\hat{r}$  definido en la referencia A.

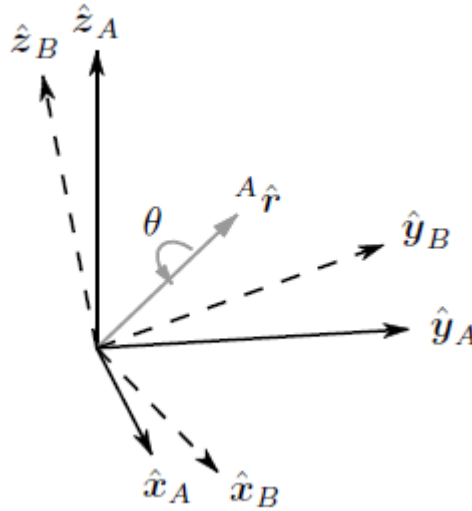


Ilustración 4-51(21): La orientación de la referencia B se logra mediante el giro de la referencia A alrededor del eje  ${}^A\hat{r}$

El cuaternión que describe esta orientación,  ${}^A_B\hat{q}$ , se define en la siguiente ecuación, donde  $r_x$ ,  $r_y$  y  $r_z$  son las componentes del vector unitario  ${}^A\hat{r}$  en los ejes xyz de la referencia A. Cuando, como en este caso, se emplean los cuaterniones para representar una orientación, a menudo se los conoce como cuaterniones de orientación o de actitud. La aritmética de cuaterniones requiere a menudo que el cuaternión que describe una orientación sea previamente normalizado, por eso conviene trabajar siempre con cuaterniones unitarios.<sup>54</sup>

$${}^A_B\hat{q} = [q1 \ q2 \ q3 \ q4] = \left[ \cos \frac{\theta}{2} \quad -r_x \sin \frac{\theta}{2} \quad -r_y \sin \frac{\theta}{2} \quad -r_z \sin \frac{\theta}{2} \right] \quad 4-15$$

#### 4.2.3.9.3 Relación entre los cuaterniones, las matrices de rotación y los ángulos de Euler

Las líneas siguientes van destinadas a relacionar los cuaterniones con las matrices de rotación. De esta forma se conseguirán dos objetivos muy importantes: entender y saber cómo trabajar con los cuaterniones y relacionar los cuaterniones con los ángulos de Euler del apartado anterior.

El primer ejemplo es sencillo, un cambio de base de XYZ a X'Y'Z' mediante el ángulo  $\psi$ .

<sup>54</sup> Al igual que con los vectores, un cuaternión es unitario si su módulo es igual a la unidad. El módulo se calcula de idéntica manera que el módulo de un vector convencional.

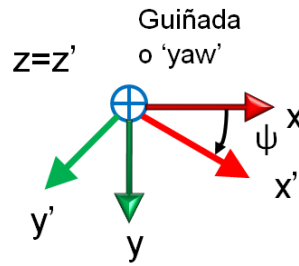


Ilustración 4-52: Un cambio de orientación con sus dos bases.

Según se ha visto antes, la matriz de cambio de base es:

$$R(z, \psi) = [\bar{I}]_{x'y'z'}^{xyz} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{4-16}$$

Se pretende obtener esta misma matriz pero partiendo únicamente del álgebra de cuaterniones. Este giro puede representarse también mediante un cuaternión, ya que equivale a girar un ángulo  $\psi$  sobre el eje Z (ver Ilustración 4-51). El cuaternión de este giro puede calcularse con la ecuación 4-15. Las componentes del vector  $(r_x, r_y, r_z)$  son iguales al vector  $(0,0,1)$  y el ángulo  $\theta$  de giro equivale a  $\psi$ . Así pues,

$${}_{x'y'z'}^{xyz} \hat{q} = [\cos \frac{\psi}{2}, 0, 0, -\sin \frac{\psi}{2}] = \cos \frac{\psi}{2} - 0i - 0j - \sin \frac{\psi}{2} k \quad 4-17$$

Este es el cuaternión que produce el giro anterior. Nótese que el valor de su módulo es igual a la unidad. La matriz de cambio de base se encarga de transformar los vectores que están en una base en los vectores que están en otra. Para hacer esto con cuaterniones existe la siguiente expresión (ver 10.2.3):

$${}_{x'y'z'}^{x'z'} v = {}_{x'y'z'}^{xyz} \hat{q} \otimes {}^{xyz} v \otimes {}_{x'y'z'}^{xyz} \hat{q}^* \quad 4-18$$

Se define ahora  $v$  como un vector cualquiera de componentes  $v_1, v_2, v_3$  en la base  $xyz$ . Se crea después el cuaternión  ${}^{xyz} v$  de la forma  $[0, v_1, v_2, v_3]$ . Entonces,

$$\begin{aligned} {}_{x'y'z'}^{x'z'} v &= [\cos \frac{\psi}{2}, 0, 0, -\sin \frac{\psi}{2}] \otimes [0, v_1, v_2, v_3] \otimes [\cos \frac{\psi}{2}, 0, 0, \sin \frac{\psi}{2}] = \\ &= [0, \cos^2 \frac{\psi}{2} v_1 - \sin^2 \frac{\psi}{2} v_1 + 2 \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\psi}{2} v_2, \\ &\quad -2 \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\psi}{2} v_1 + \cos^2 \frac{\psi}{2} v_2 - \sin^2 \frac{\psi}{2} v_2, \cos^2 \frac{\psi}{2} v_3 + \sin^2 \frac{\psi}{2} v_3] \end{aligned} \quad 4-19$$

Como  $\cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha = \cos 2\alpha$ ,  $2 * \sin \alpha * \cos \alpha = \sin 2\alpha$  y  $\cos^2 \alpha + \sin^2 \alpha = 1$ , la expresión anterior se simplifica y queda en:

$$x'y'z' v = [0, \cos(\psi) * v_1 + \sin(\psi) * v_2, -\sin(\psi) * v_1 + \cos(\psi) * v_2, v_3]_{4-20}$$

Si no se tiene en cuenta el valor de la componente real del cuaternión (que vale 0) y llamando  $v'$  al vector  $v$  anterior pero en la base  $x'y'z'$ , se llega a lo siguiente:

$$v' = [\cos(\psi) * v_1 + \sin(\psi) * v_2, -\sin(\psi) * v_1 + \cos(\psi) * v_2, v_3]_{4-21}$$

Expresando esta relación en forma matricial:

$$v' = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{pmatrix}_{4-22}$$

Obteniéndose de nuevo la matriz de cambio de base buscada. Es preciso tener sumo cuidado con los signos; en este caso sería equivalente pasar de la base e 'a' la base 'b' mediante el giro  $\psi$ , o lo contrario pero con el giro igual a  $-\psi$ .

Se ha visto la relación entre los cuaterniones y los ángulos de Euler mediante la matriz de rotación o cambio de base para un giro sencillo. A continuación se obtendrá esta relación para un giro cualquiera. Para lograrlo se calculará la matriz de rotación para un vector que se gira con un cuaternión. Se denota como  ${}^b v$  y  ${}^e v$  al mismo vector en las bases de la tierra y el cuerpo respectivamente. El cuaternión del giro del cuerpo respecto la tierra (o de la Tierra al cuerpo) es  ${}^e \hat{q}$  y su conjugado  ${}^e \hat{q}^*$ . Ambos cuaterniones son unitarios.

$${}^b v = {}^e \hat{q} \otimes {}^e v \otimes {}^e \hat{q}^* = [q_1, q_2, q_3, q_4] \otimes [0, v_1, v_2, v_3] \otimes [q_1, q_2, q_3, q_4]_{4-23}$$

Tras desarrollar el primer producto de Hamilton se obtiene lo siguiente

$$\begin{bmatrix} 0 - q_2 v_1 - q_3 v_2 - q_4 v_3 \\ q_1 v_1 + 0 + q_3 v_3 - q_4 v_2 \\ q_1 v_2 - q_2 v_3 + 0 + q_4 v_1 \\ q_1 v_3 + q_2 v_2 - q_3 v_1 + 0 \end{bmatrix}^T \otimes [q_1 - q_2 - q_3 - q_4]_{4-24}$$

El desarrollo de las cuentas no es difícil pero tedioso por la cantidad de términos y signos que hay que considerar; se omite en este documento. El cuaternión que resulta de la operación anterior es,

$$\begin{bmatrix} 0 \\ q_1^2 v_1 + q_2^2 v_1 - (q_3^2 + q_4^2) v_1 + q_1(-2q_4 v_2 + 2q_3 v_3) + 2q_2(q_3 v_2 + q_4 v_3) \\ 2q_2 q_3 v_1 + 2q_1 q_4 v_1 + q_1^2 v_2 - q_2^2 v_2 + q_3^2 v_2 - q_4^2 v_2 - 2q_1 q_2 v_3 + 2q_3 q_4 v_3 \\ q_1(-2q_3 v_1 + 2q_2 v_2) + 2q_4(q_2 v_1 + q_3 v_2) + q_1^2 v_3 - q_2^2 v_3 - q_3^2 v_3 + q_4^2 v_3 \end{bmatrix}^T_{4-25}$$

agrupando los términos,



$$\begin{bmatrix} 0 \\ (q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 - q_4^2)v_1 + 2(q_2q_3 - q_1q_4)v_2 + 2(q_2q_4 + q_1q_3)v_3 \\ 2(q_2q_3 + q_1q_4)v_1 + (q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 - q_4^2)v_2 + 2(q_3q_4 - q_1q_2)v_3 \\ 2(q_2q_4 - q_1q_3)v_1 + 2(q_3q_4 + q_1q_2)v_2 + (q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2)v_3 \end{bmatrix}^T \quad 4-26$$

expresándolo en forma matricial,

$${}^b v = \begin{bmatrix} (q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 - q_4^2) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & 2(q_2q_4 + q_1q_3) \\ 2(q_2q_3 + q_1q_4) & (q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 - q_4^2) & 2(q_3q_4 - q_1q_2) \\ 2(q_2q_4 - q_1q_3) & 2(q_3q_4 + q_1q_2) & (q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2) \end{bmatrix} {}^e v \quad 4-27$$

Si esta es la matriz de cambio de base que pasa las coordenadas del vector  $v$  de la base de la tierra a la base fija al cuerpo, entonces debe ser igual a

$$[\bar{I}]_b^e = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & +c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ c(\psi)s(\theta)s(\varphi) - c(\varphi)s(\psi) & c(\varphi)c(\psi) + s(\theta)s(\varphi)s(\psi) & c(\theta)s(\varphi) \\ c(\varphi)c(\psi)s(\theta) + s(\varphi)s(\psi) & -c(\psi)s(\varphi) + c(\varphi)s(\theta)s(\psi) & c(\theta)c(\varphi) \end{bmatrix} \quad 4-28$$

Con ambas matrices e igualando los elementos de la primera fila se derivan los valores de los ángulos de Euler en función del cuaternión de giro.

$$\begin{aligned} \psi &= a \tan 2(2(q_2q_3 - q_1q_4), (q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 - q_4^2)) \\ \theta &= -\sin^{-1}(2(q_2q_4 + q_1q_3)) \\ \varphi &= a \tan 2(2(q_3q_4 - q_1q_2), (q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2)) \end{aligned} \quad 4-29$$

Atan2 es una función (9) que surge como una variación de la función arco tangente. Fue introducida por primera vez en lenguajes de programación y su resultado es un ángulo positivo en radianes para valores de ángulos contrarios al giro de las agujas del reloj (semiplano positivo) y negativo para los ángulos horarios<sup>55</sup>. Suele emplearse en matemáticas para la obtención del valor principal de la función argumento aplicada a los números complejos. Se emplea mucho también en aplicaciones con vectores en el espacio euclídeo, como este caso.

Extraer un cuaternión a partir de la matriz de cambio de base es una tarea sencilla. Si se llama:

$$[\bar{I}]_b^e = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \quad 4-30$$

Entonces, el cuaternión de giro del cuerpo ‘b’ respecto de la tierra ‘e’ es:

<sup>55</sup> Si tenemos un número complejo  $x + iy$ , entonces  $-\pi \leq atan2(y, x) \leq \pi$  da como resultado el argumento de dicho número complejo.

$$\begin{aligned}
 q_1 &= \frac{1}{2} \sqrt{1 + r_{11} + r_{22} + r_{33}} \\
 q_2 &= \frac{1}{4q_1} (r_{32} - r_{23}) \\
 q_3 &= \frac{1}{4q_1} (r_{13} - r_{31}) \\
 q_4 &= \frac{1}{4q_1} (r_{21} - r_{12})
 \end{aligned}
 \tag{4-31}$$

El cuaternión también puede calcularse directamente a partir de una secuencia dada de giros sucesivos, como sucede en el caso de los ángulos de Euler.

$$\begin{aligned}
 {}^e_b \hat{q} &= R(x, \varphi)R(y, \theta)R(z, \psi) = \\
 &= \left[ \cos \frac{\varphi}{2}, -\sin \frac{\varphi}{2}, 0, 0 \right] \otimes \left[ \cos \frac{\theta}{2}, -\sin \frac{\theta}{2}, 0, 0 \right] \otimes \left[ \cos \frac{\psi}{2}, 0, 0, -\sin \frac{\psi}{2} \right]
 \end{aligned}
 \tag{4-32}$$

Obteniendo el cuaternión cuyas componentes dependen sólo de los ángulos de Euler.

$${}^e_b \hat{q} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ -\sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \end{bmatrix}^T
 \tag{4-33}$$

#### 4.2.3.9.4 Ventajas y desventajas: ángulos de Euler, cuaterniones y matrices de rotación

La principal ventaja del uso de los ángulos de Euler es que es la forma más corriente de representar giros, ya que estos ángulos son intuitivos y fáciles de ver para la mayoría de la gente. Sin embargo, los cuaterniones son más simples de componer que los ángulos de Euler y además evitan un problema de estos: el bloqueo de ejes<sup>56</sup>. El bloqueo de ejes es la pérdida de un grado de libertad en un espacio tridimensional que ocurre cuando los ejes de dos de los anillos de giro coinciden. En realidad no hay un bloqueo a modo de restricción; lo que sucede es que cuando esto ocurre, falta un tercer eje que permita la rotación a su alrededor y la rotación pierde un grado de libertad. Este hecho puede apreciarse en las dos siguientes imágenes (9) cuando el ángulo de *pitch* toma un valor igual a 90°.

<sup>56</sup> Del inglés “*gimbal lock*”.

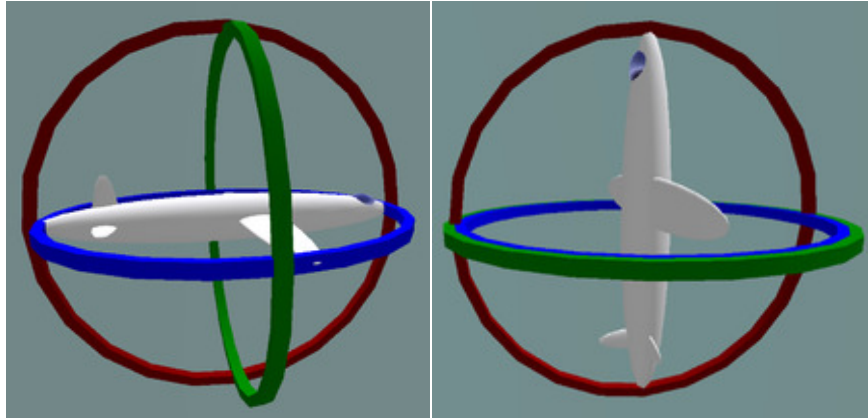


Ilustración 4-53(9): Avión sin y con bloqueo de ejes. Al cabecear 90 grados hacia arriba el anillo verde se solapa con el azul, queda limitado el balanceo o *roll*.

Comparando los cuaterniones a las matrices de rotación, los primeros resultan ser numéricamente más estables y eficientes y de hecho se han impuesto en aplicaciones tales como los gráficos por ordenador, visión computarizada y navegación. En Wikipedia(9) y en (31) puede encontrarse mucha información al respecto.

#### 4.2.3.9.5 Relación entre velocidades angulares: ángulos de Euler

Cuando una persona pilota, conduce o maneja cualquier aparato, tiene que saber en todo momento cómo está posicionado respecto de una referencia. En el caso de la aeronáutica la referencia principal es la Tierra. Ya se ha visto que los ángulos de Euler se usan para esta labor, de forma que si la aeronave se inclina hacia el suelo es porque su ángulo de *pitch* o  $\theta$  es negativo o decrece. Si se balancea hacia la derecha, es porque el ángulo de *roll* o  $\phi$  es positivo o aumenta y si vira en sentido horario<sup>57</sup>, entonces la guiñada o  $\Psi$  aumenta.

Asimismo, cuando se maniobra es necesario saber con exactitud cómo varía respecto al tiempo la posición (en este caso angular). El problema surge cuando las únicas tasas de cambio de orientación que pueden obtenerse son aquellas obtenidas en la referencia fija a la aeronave.

<sup>57</sup> Recuérdese que la convención de ejes tomada es N-E-D, o North-East-Down (Norte-Este-Abajo en inglés). De esta forma un giro positivo en el eje Z equivale a un giro horario de la aeronave; viendo esta de arriba abajo.

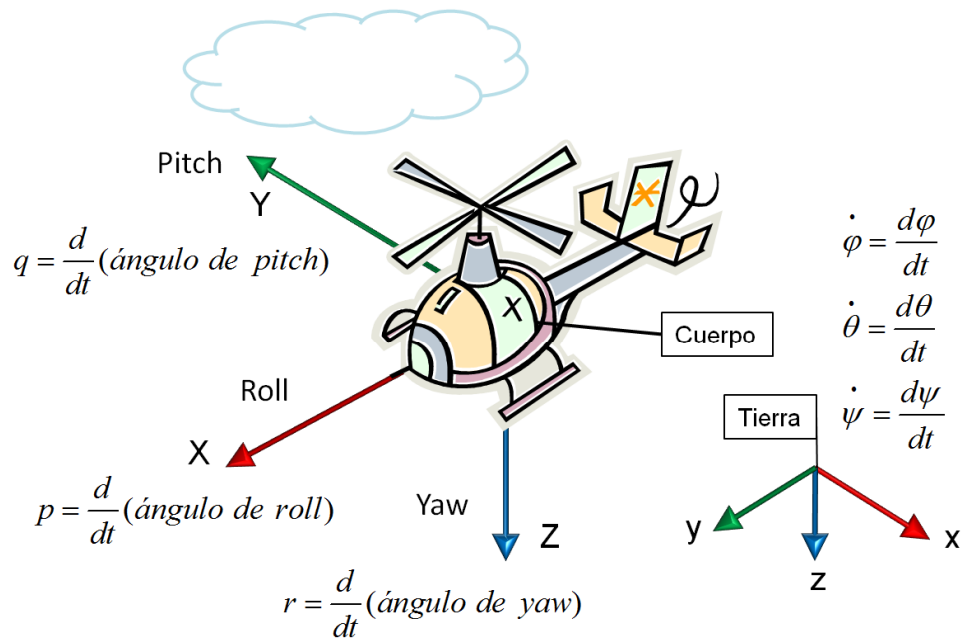


Ilustración 4-54: Helicóptero, referencias principales y sus ejes. Velocidades angulares.

Como se ha visto con anterioridad, para obtener las velocidades angulares de un móvil se emplean unos dispositivos llamados giróscopos. La velocidad angular obtenida con estos equivale a la variación en el tiempo del cambio de la orientación de la base del helicóptero, pero con respecto a esta misma y en los ejes en los que está colocado el giróscopo. Así pues, tiene que haber algún tipo de relación entre el vector de velocidades angulares absolutas o respecto de la tierra ( $\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ ), y las obtenidas con el giróscopo ( $p, q, r$ ).

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = J \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \tag{4-34}$$

Dicha relación se obtiene mediante (10) giros sucesivos de acuerdo al convenio seguido:

$$\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} =$$

$$= \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \cos \varphi \dot{\theta} \\ -\sin \varphi \dot{\theta} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\sin \theta \dot{\psi} \\ \sin \varphi \cos \theta \dot{\psi} \\ \cos \varphi \cos \theta \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\varphi} - \sin \theta \dot{\psi} \\ \cos \varphi \dot{\theta} + \sin \varphi \cos \theta \dot{\psi} \\ -\sin \varphi \dot{\theta} + \cos \varphi \cos \theta \dot{\psi} \end{pmatrix} \quad 4-35$$

Y la matriz que relaciona ambos vectores es:

$$J^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \cos \theta \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad 4-36$$

Se invierte y finalmente se obtiene el resultado buscado:

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} & \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad 4-37$$

#### 4.2.3.9.6 Relación entre velocidades angulares: cuaterniones

En este apartado se presentarán las relaciones entre las velocidades angulares y los cuaterniones y se aplicarán a un ejemplo sencillo.

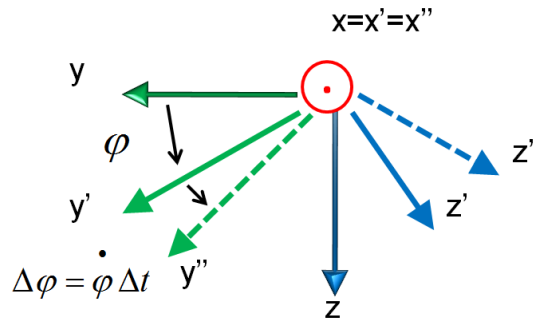


Ilustración 4-55: Ejemplo sencillo, la orientación que tiene fijada la base x'y'z' gira respecto a la de base xyz a una velocidad phi y en el instante siguiente tiene la base x''y''z''.

El ejemplo muestra las bases xyz, x'y'z' y x''y''z'' y los giros que relacionan a las tres. La base xyz corresponde a la de la Tierra; está fija. La base x'y'z' corresponde a la referencia fija al cuerpo en un instante inmediatamente anterior y la base x''y''z'' es la del cuerpo en el instante actual. La diferencia entre ellas es el ángulo phi, debido a que el cuerpo está girando alrededor del eje x; es decir, se está balanceando (el ángulo de roll aumenta). En este caso la

velocidad angular que ve el observador fijo al cuerpo,  $p$ , y la velocidad del cuerpo que vería un observador situado en la referencia fija  $xyz$ ,  $\dot{\varphi}$ , es la misma<sup>58</sup>.

Se pueden representar ambos giros mediante dos cuaterniones y el giro total de ambos aplicando el producto de Hamilton a estos.

$$\begin{aligned} {}^{xyz}\hat{q} &= \left[ \cos \frac{\varphi}{2}, -\sin \frac{\varphi}{2}, 0, 0 \right] \\ {}^{x''y''z''}\hat{q} &= \left[ \cos \frac{\dot{\varphi}\Delta t}{2}, -\sin \frac{\dot{\varphi}\Delta t}{2}, 0, 0 \right] \approx \left[ 1, -\frac{\dot{\varphi}\Delta t}{2}, 0, 0 \right] \\ {}^{xyz}\hat{q} &= {}^{x'y'z'}\hat{q} \otimes {}^{x''y''z''}\hat{q} = \left[ 1, -\frac{\dot{\varphi}\Delta t}{2}, 0, 0 \right] \otimes \left[ \cos \frac{\varphi}{2}, -\sin \frac{\varphi}{2}, 0, 0 \right] \end{aligned} \quad 4-38$$

Desarrollándolo,

$${}^{x''y''z''}\hat{q} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\varphi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \left( \frac{\dot{\varphi}\Delta t}{2} \right) \\ -\sin \frac{\varphi}{2} + \cos \frac{\varphi}{2} \left( \frac{\dot{\varphi}\Delta t}{2} \right) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^T = {}^{xyz}\hat{q} + \Delta t \, {}^{x'y'z'}\hat{q} \quad 4-39$$

Para actualizar el cuaternión al estado actual se parte del cuaternión del estado inmediatamente anterior y se le suma otro nuevo,  ${}^{x'y'z'}\hat{q}$ , que cumple la siguiente relación con las velocidades angulares (caso general).

$${}^{x''y''z''}\hat{q} = \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} -q_2 & -q_3 & -q_4 \\ q_1 & -q_4 & q_3 \\ q_4 & q_1 & -q_2 \\ -q_3 & q_2 & q_1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} \quad 4-40$$

Volviendo al ejemplo anterior, como  $p = \dot{\varphi}$  se calcula  ${}^{x'y'z'}\hat{q}$ .

<sup>58</sup> Cómo  $\theta$  vale 0, la matriz R del apartado anterior es igual a la identidad de orden 3.

$$\begin{aligned}
 \begin{matrix} x' y' z' \\ x'' y'' z'' \end{matrix} \hat{q} &= \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix}^T = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \sin \frac{\varphi}{2} & 0 & 0 \\ \cos \frac{\varphi}{2} & 0 & 0 \\ 0 & \cos \frac{\varphi}{2} & \sin \frac{\varphi}{2} \\ 0 & -\sin \frac{\varphi}{2} & \cos \frac{\varphi}{2} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \\
 &= \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\dot{\varphi} & 0 & 0 \\ \dot{\varphi} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dot{\varphi} \\ 0 & 0 & -\dot{\varphi} & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \cos \frac{\varphi}{2} \\ -\sin \frac{\varphi}{2} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \dot{\varphi} \\ \frac{1}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^T
 \end{aligned}$$

4-41

Obteniendo lo que se pretendía.

#### 4.2.3.9.7 Relación entre velocidades angulares: matrices de rotación

Sólo queda por relacionar la variación de las matrices de rotación o de cambio de base con las velocidades angulares obtenidas en la referencia solidaria a la aeronave. Como esta relación se emplea únicamente en el primero de los algoritmos que se explica a continuación, se detallará en el siguiente punto.

#### 4.2.3.10 Acondicionamiento I: algoritmo de fusión AHRS original

También llamado DCM IMU, el primer algoritmo de fusión de sensores empleado para calcular la orientación del helicóptero es una implementación en LabView del método planteado en la referencia (23). Es una idea de William Premerlani y Paul Bizard.

Su algoritmo recibe el nombre de DCM IMU y emplea un acelerómetro de tres ejes, un giróscopo de tres ejes y un GPS. Está enfocado inicialmente a aviones y aeroplanos y el objetivo último de su implementación es permitir lograr un control. El GPS puede suplir al magnetómetro a la hora de la obtención del rumbo, ya que tomando dos lecturas se puede calcular la dirección del movimiento y compararla con una referencia. Para el caso de un helicóptero, el magnetómetro encaja mejor con sus especificaciones a la hora de permitir conocer la orientación en vuelo estacionario o *hover*.

La idea de partida surge de la necesidad de crear un método que respete completamente la no-linealidad de la rotación. Asimismo, decidieron representar la rotación mediante la matriz de rotación o *'Direction Cosine Matrix'*<sup>59</sup>. En líneas generales el algoritmo funciona de la siguiente manera:

- Los giróscopos pueden usarse como la primera y principal fuente de información respecto a la orientación. Hay que integrar la ecuación

<sup>59</sup> De ahí el nombre del algoritmo.

diferencial no lineal que relaciona las velocidades angulares con los ángulos girados por el avión. Esto se realiza frecuentemente (40-50 Hz).

- Los errores de la integración numérica anterior (derivadas) tienden a violar las restricciones de ortogonalidad de la matriz (anti-simetría y filas de norma 1). Hay que ajustar esta en un proceso llamado renormalización.
- Además, y tal y como se ha visto antes, los errores numéricos, derivadas y *offsets* acumularán errores. Por eso se usan vectores de referencia para detectar los errores y un controlador proporcional-integral con realimentación negativa entre los errores detectados y el cálculo con los giróscopos que corrija las estimaciones.

En este caso, los vectores de referencia son el equivalente a una ‘foto’ de la orientación. Para detectar el error de *pitch* y *roll* se emplea el acelerómetro. Para detectar el error de *yaw* se emplea el magnetómetro (aunque en la versión consultada se emplea el GPS). Se muestra a continuación el diagrama de bloques (23) del proceso.

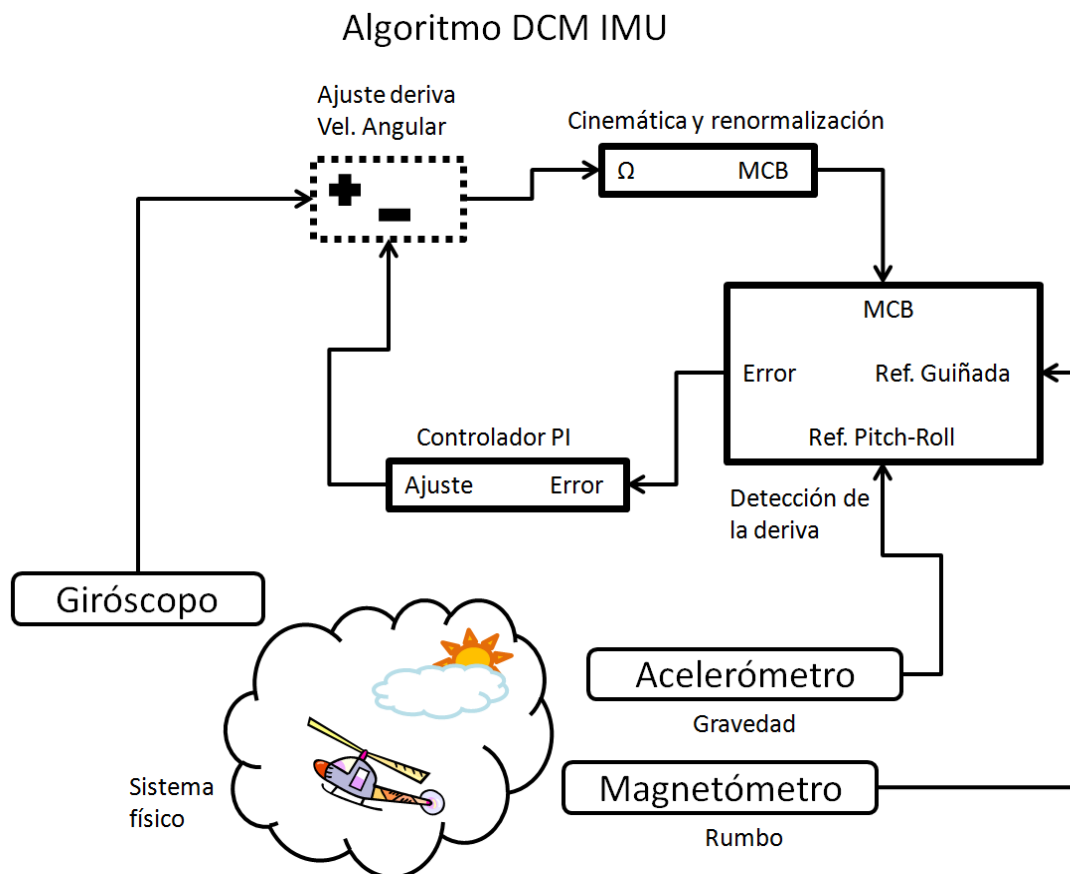


Ilustración 4-56: Diagrama de bloques del algoritmo AHRS original denominado en un principio como DCM IMU.

La parte central del algoritmo DCM es la ecuación diferencial no lineal que relaciona la tasa de cambio (derivada) de la matriz de rotación con las señales que proporcionan los giróscopos. Recibe el nombre de relación entre las derivadas (página 11-I de la referencia (32)) de un vector en orientaciones distintas y su no linealidad radica en el siguiente producto vectorial.



$$\left. \frac{d\vec{u}(t)}{dt} \right|_b = \left. \frac{d\vec{u}(t)}{dt} \right|_e + \vec{\Omega}_b(e) \times \vec{u}(t) \quad 4-42$$

Si el vector  $\vec{u}$  no cambia en el tiempo respecto a la base de la tierra ('e'), entonces solo hay un cambio de orientación:

$$\left. \frac{d\vec{u}(t)}{dt} \right|_b = \vec{\Omega}_b(e) \times \vec{u}(t) \quad 4-43$$

De modo que puede obtenerse el vector  $\vec{u}$  integrando ese cambio de orientación a lo largo del tiempo.

$$\vec{u}(t) = \vec{u}(0) + \int_0^t d\vec{\theta}(\tau) \times \vec{u}(\tau) \quad 4-44$$

Con  $d\vec{\theta}(t) = \vec{\Omega}(\tau)d\tau$  y  $\vec{u}(0)$  el vector en el instante inicial. Idealmente, se pretende obtener los ejes de la base fija al UAV en la base fija en la tierra. Sin embargo, las medidas del giróscopo se toman en la referencia fija a la aeronave. Para solventar este problema se cuenta con que se cumple la relación siguiente,

$$\vec{\Omega}_e(b) = -\vec{\Omega}_b(e) \quad 4-45$$

Como lo que se pretende es calcular el cambio de orientación de la aeronave respecto a la Tierra, el cambio del vector  $\vec{u}$  entre dos instantes de tiempo consecutivos puede realizarse mediante la siguiente integración numérica.

$$\vec{u}|_e(t+dt) = \vec{u}|_e(t) + \vec{u}|_e(t) \times d\vec{\theta}(t) \quad 4-46$$

El ángulo  $\vec{\theta}$  es el resultado de la suma de las velocidades angulares medidas con el giróscopo más las corregidas multiplicadas por el intervalo de tiempo.

$$d\vec{\theta}(t) = (\vec{\Omega}_{medida} + \vec{\Omega}_{corregida})dt \quad 4-47$$

Si se descompone la ecuación 4-46 en forma matricial:

$$[\vec{I}]_e^b(t+dt) = [\vec{I}]_e^b(t) \begin{bmatrix} 1 & -d\theta_z & d\theta_y \\ d\theta_z & 1 & -d\theta_x \\ -d\theta_y & d\theta_x & 1 \end{bmatrix}$$

$$d\theta_x = \Omega_x dt$$

$$d\theta_y = \Omega_y dt$$

$$d\theta_z = \Omega_z dt$$

$$4-48$$

Y esta es la ecuación que sirve para actualizar la matriz de cambio de base partiendo de las lecturas de los giróscopos. No obstante, hay que tener en cuenta que es una aproximación y que el intervalo de tiempo tiene que ser muy corto para que la matriz de

rotación no experimente mucho cambio de un paso al siguiente. Un buen intervalo de tiempo es 0.02 segundos; equivale a actualizar la matriz con una frecuencia de 50 Hz.

Podría hacerse este proceso de forma sucesiva pero como ya se ha comentado anteriormente, tanto los errores de redondeo (cuantización) como los de derivas y ganancias requieren alguna manera de corregirlos. Estos errores numéricos reducen gradualmente las condiciones de ortogonalidad de la matriz de cambio de base.

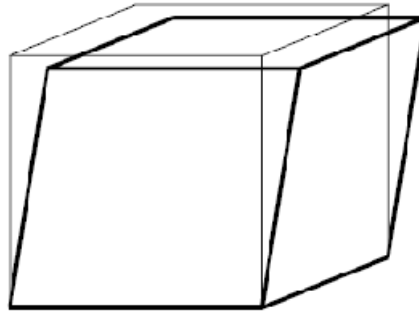


Ilustración 4-57(23): Si una base orto-normal se asemejara conceptualmente a un cubo de una unidad de lado, los errores tienden a modificarlo. Este es un ejemplo gráfico de lo que pasa.

Por ello es preciso forzar continuamente la ortogonalidad de la matriz; el método más simple recibe el nombre de renormalización. Para ello, en primer lugar se multiplican escalarmente las dos primeras filas. Su producto escalar, en caso de verificar la ortogonalidad, debiera ser cero. Si es distinto de cero, proporciona entonces una magnitud del error.

$$[\bar{I}]_c^b = \begin{bmatrix} \vec{fila1} \\ \vec{fila2} \\ \vec{fila3} \end{bmatrix}$$

$$error = \overline{fila1} \cdot \overline{fila2}^T \quad 4-49$$

Si se supone que el error se origina a partes iguales por ambas filas, se rotan ambas ligeramente en la dirección opuesta.

$$\overline{fila1\_ort} = \overline{fila1} - \frac{error}{2} \overline{fila2}$$

$$\overline{fila2\_ort} = \overline{fila2} - \frac{error}{2} \overline{fila1} \quad 4-50$$

De esta forma se consigue normalizar las dos primeras filas.

$$\begin{aligned} \overrightarrow{fila1\_ort} \cdot \overrightarrow{fila2\_ort} &= (\overrightarrow{fila1} - \frac{error}{2} \overrightarrow{fila2}) \cdot (\overrightarrow{fila2} - \frac{error}{2} \overrightarrow{fila1}) = \\ &= \overrightarrow{fila1} \cdot \overrightarrow{fila2} - \overrightarrow{fila1} \cdot \frac{error}{2} \overrightarrow{fila1} - \frac{error}{2} \overrightarrow{fila2} \cdot \overrightarrow{fila2} + \frac{error}{2} \overrightarrow{fila2} \cdot \frac{error}{2} \overrightarrow{fila1} = \\ &= error - error / 2 - error / 2 + error^2 / 2 = error^2 / 2 \approx 0 \end{aligned} \quad 4-51$$

La tercera fila se computa con el producto vectorial de las dos primeras.

$$\overrightarrow{fila3\_ort} = \overrightarrow{fila1\_ort} \times \overrightarrow{fila2\_ort} \quad 4-52$$

El último paso consiste en normalizar las tres filas para que su módulo sea igual a 1. La forma clásica de hacer esto es obtener el módulo y dividir cada una de las componentes por él mismo. Sin embargo, dado que el módulo de todas las filas nunca será muy distinto de la unidad (si se implementa bien el algoritmo), puede emplearse la descomposición de Taylor y quedarse con los dos primeros términos.

$$\begin{aligned} \overrightarrow{fila1\_norm} &= \frac{1}{2} (3 - \overrightarrow{fila1\_ort} \cdot \overrightarrow{fila1\_ort}) \overrightarrow{fila1\_ort} \\ \overrightarrow{fila2\_norm} &= \frac{1}{2} (3 - \overrightarrow{fila2\_ort} \cdot \overrightarrow{fila2\_ort}) \overrightarrow{fila2\_ort} \\ \overrightarrow{fila3\_norm} &= \frac{1}{2} (3 - \overrightarrow{fila3\_ort} \cdot \overrightarrow{fila3\_ort}) \overrightarrow{fila3\_ort} \end{aligned} \quad 4-53$$

De esta forma, además se evita el realizar la raíz cuadrada y la división, ahorrando tiempo de cálculo. El siguiente paso es cancelar las derivas del giróscopo. Las derivas son errores que surgen en la integración numérica. Aunque el giróscopo funciona realmente bien, incluso con un pequeñísimo offset de unos pocos grados por segundo hay que hacer algo para corregirlas, por ejemplo:

- Usar los vectores de referencia para obtener el error de orientación obtenido.
- Enviar ese error al controlador PI para que cree una ‘velocidad angular corregida’ que tienda a ir eliminando ese error.
- Sumar esa ‘velocidad angular corregida’ a la obtenida con los giróscopos antes de calcular la matriz de cambio de base estimada.

Los dos vectores de referencia los proporcionan el acelerómetro y el magnetómetro. Con el acelerómetro se obtiene el vector de referencia de la gravedad. Con el magnetómetro se obtiene el norte magnético. Ambos son vectores obtenidos en la base del helicóptero. Los errores de la estimación se computan mediante productos vectoriales de filas de la matriz de rotación estimada y estos vectores. La ventaja de emplear el producto vectorial es que la magnitud del error es proporcional al seno del ángulo que forman ambos vectores. Realimentando este error a través del controlador PI, la orientación estimada es forzada gradualmente a que coincida con la de los vectores de referencia.

Para calcular la corrección a la guiñada se emplean las lecturas del magnetómetro. Mediante estas se obtienen las componentes de la proyección campo magnético sobre el

plano paralelo al horizonte; es decir, se calculan dos valores,  $Mag_x$  y  $Mag_y$ <sup>60</sup>. El magnetómetro proporciona tres medidas:  $M_x$ ,  $M_y$  y  $M_z$ , correspondientes al vector de campo magnético en la base del helicóptero.

$$\begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix}_b \quad 4-54$$

No se conoce el ángulo de guiñada o  $\psi$ , por lo que en la expresión de  $[\bar{I}]_e^b$  se sustituye  $\psi = 0$ .

$$[\bar{I}]_e^b \Big|_{\psi=0} = \begin{bmatrix} c(\theta) & s(\theta)s(\varphi) & c(\varphi)s(\theta) \\ 0 & c(\varphi) & -s(\varphi) \\ -s(\theta) & c(\theta)s(\varphi) & c(\theta)c(\varphi) \end{bmatrix} \quad 4-55$$

Para obtener la lectura del vector campo magnético en la base de la tierra basta con multiplicar por la derecha por esta matriz al vector anterior.

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} Mag_x \\ Mag_y \\ Mag_z \end{pmatrix}_e &= \begin{bmatrix} c(\theta) & s(\theta)s(\varphi) & c(\varphi)s(\theta) \\ 0 & c(\varphi) & -s(\varphi) \\ -s(\theta) & c(\theta)s(\varphi) & c(\theta)c(\varphi) \end{bmatrix} \begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix}_b = \\ &= \begin{pmatrix} c(\theta)M_x + s(\theta)s(\varphi)M_y + c(\varphi)s(\theta)M_z \\ c(\varphi)M_y - s(\varphi)M_z \\ Mag_z \end{pmatrix}_e \end{aligned} \quad 4-56$$

De esta manera el rumbo se calcula como la arco-tangente<sup>61</sup> de las componentes X e Y del vector campo magnético que ve el helicóptero, siendo estas expresadas en la base de la tierra.  $\psi = 0$  equivale a la aeronave con rumbo norte.

$$\psi = a \tan 2(-Mag_y / Mag_x) \quad 4-57$$

Para determinar la corrección se realiza la siguiente operación.

$$corrección\_yaw = a11 * sen(\psi) - a21 * cos(\psi)$$

Con  $a11$  y  $a21$  como los primeros elementos de la primera y segunda fila de la matriz de cambio de base respectivamente. Sin embargo, esta corrección está referida al marco de referencia de la tierra. Para ajustar la guiñada hay que conocer la corrección en la referencia solidaria al helicóptero. Para ello hay que multiplicar la magnitud (23) anterior por la tercera fila de la matriz.

<sup>60</sup> En realidad es como obtener una brújula, se reduce la lectura tridimensional al plano para ver el norte sobre este.

<sup>61</sup> Con la función atan2.

$$\overline{YawCorrectionPlane} = \overline{corrección\_yaw} * \overline{fila3} \quad 4-58$$

El vector de corrección de guiñada se combina con el de la corrección de *roll* y *pitch*. Este segundo vector se obtiene mediante el acelerómetro, con el producto vectorial de la tercera fila de la matriz por la lectura del acelerómetro ( $\vec{g}$  en la referencia).

$$\overline{RollPitchCorrectionPlane} = \overline{fila3} \times \begin{pmatrix} acc\_x \\ acc\_y \\ acc\_z \end{pmatrix} \quad 4-59$$

Si el helicóptero o avión al que se implantara el AHRS estuviera sometido a aceleraciones bruscas (altas velocidades, acrobacias...), no podría garantizarse un buen funcionamiento de este método sin corregir previamente las aceleraciones obtenidas. Afortunadamente, el helicóptero utilizado no va a estar sometido a grandes aceleraciones. Además, durante giros y movimientos bruscos; el acelerómetro y el giróscopo pueden saturar y hay que evitar en la medida de lo posible la introducción de ese error en la estimación de la orientación. Ambos vectores se adicionan mediante una suma ponderada en la que se aconseja establecer un mayor peso a la corrección de la deriva de la guiñada.

$$\overline{TotalCorrection} = W_{RP} \overline{RollPitchCorrectionPlane} + W_Y \overline{YawCorrectionPlane} \quad 4-60$$

$W_{RP}$  y  $W_Y$  son los pesos correspondientes. A continuación se pasa la corrección total a través del controlador PI. Primero se multiplica por la constante proporcional  $K_P$  obteniéndose la velocidad angular corregida proporcional o  $\vec{\omega}_{PCorrection}$ , y después se obtiene la velocidad angular corregida integral o  $\vec{\omega}_{ICorrection}$ , mediante una integración numérica de la corrección total multiplicada por la constante integradora o  $K_I$ .

$$\begin{aligned} \vec{\omega}_{PCorrection} &= K_P * \overline{TotalCorrection} \\ \vec{\omega}_{ICorrection} &= \vec{\omega}_{ICorrection} + K_I * \Delta t * \overline{TotalCorrection} \\ \vec{\omega}_{correction} &= \vec{\omega}_{PCorrection} + \vec{\omega}_{ICorrection} \end{aligned} \quad 4-61$$

La elección de los pesos y de las ganancias responde a un compromiso entre exactitud y velocidad de recuperación de alteraciones. De esta forma, sumando el vector  $\vec{\omega}_{PCorrection}$  al vector con las lecturas del giróscopo ya se ha cerrado el bucle del programa. Todos los procesos se repiten de forma continua y secuencial excepto el de la actualización de la orientación, que depende de la velocidad con la que el magnetómetro se ‘refresca’ o proporciona nuevas medidas. Su programación se ha elaborado en una SubVI o sub-instrumento virtual con el programa LabView. El diagrama de estados es el siguiente:

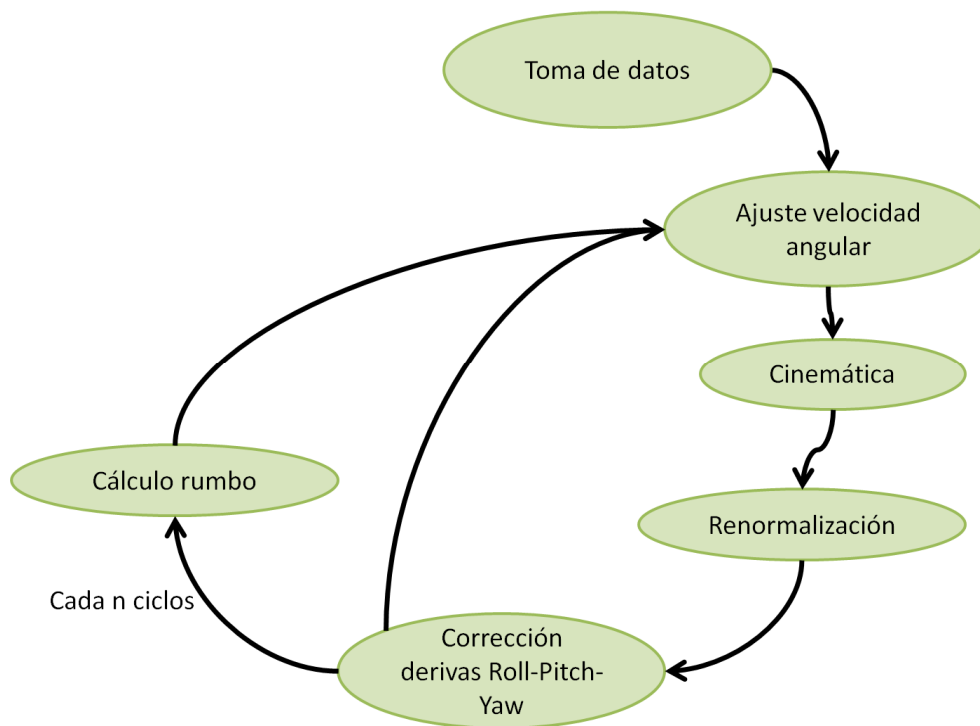


Ilustración 4-58: Diagrama de estados que sigue el programa en LabView encargado de efectuar el algoritmo AHRs original o DCM IMU.

#### 4.2.3.11 Acondicionamiento II: triple Kalman

El segundo algoritmo de fusión de sensores surge como solución a los problemas que aparecen en los otros dos algoritmos cuando las lecturas del magnetómetro son erróneas: es decir, cuando no se puede detectar bien el campo magnético de la Tierra. Dicho problema se resuelve desacoplando los tres ángulos de Euler y aplicando un filtro de Kalman independiente a cada uno de ellos. En el apartado de anexos 10.4 se provee de la descripción y formulación del filtro de Kalman. En la presente sección y en primer lugar, se va a implementar un ejemplo sencillo del filtro de Kalman. Después, y partiendo del ejemplo anterior, se construirá el algoritmo final.

##### 4.2.3.11.1 Aplicación del filtro de Kalman a un sistema con un grado de libertad

En internet existe mucha información acerca del filtro de Kalman pero no hay ningún ejemplo resuelto de manera detallada y sencilla que permita entenderlo y desarrollarlo de forma práctica (y no sólo matemática). La primera vez que el autor vio el filtro de Kalman implementado de manera práctica y sencilla fue en uno de los proyectos de Txema Piñol<sup>62</sup>, concretamente en el de una imitación del patín Segway. Desde ese punto de partida fue sencillo encontrar más información<sup>63</sup> al respecto, incluso código en C con la implementación del algoritmo<sup>64</sup>. Así pues, y con algo de ayuda de la Wikipedia, se desarrolló por completo un primer y sencillo filtro de Kalman.

<sup>62</sup> Su página web personal: <http://sites.google.com/site/txemafraga/>

<sup>63</sup> Tema del robot equilibrista en el foro de Todopic: <http://www.todopic.com.ar/foros>

<sup>64</sup> Código en C para un sensor de inclinación mediante filtro de Kalman:

Con el siguiente ejemplo, al lector le resultará más fácil familiarizarse con todos los vectores y matrices que aparecen en el filtro de Kalman. Ha sido realizado con LabView y emplea un Joystick. El objetivo es conseguir determinar la posición del joystick (su inclinación), únicamente en uno de sus planos. Es obvio que conectando un joystick al ordenador este lo reconoce y en todo momento sabe su posición; pero en este caso y a propósito no se parte de ella sino que se emplean lecturas derivadas, una lectura de la velocidad angular del joystick y otra de su posición. La velocidad se obtiene derivando numéricamente la información obtenida de la posición en dos instantes de tiempo sucesivos, como muestra la ecuación 4-62. A ambas lecturas se les añade un error aleatorio distribuido normalmente de media nula y desviación estándar variable fijada por el usuario; a modo de ruido blanco. La velocidad se calcula de forma muy sencilla.

$$\dot{\theta}_k = \frac{\theta_k - \theta_{k-1}}{1/f_{\text{muestreo}}} \quad 4-62$$

En resumidas cuentas, se pretende emular el cabeceo del helicóptero. La velocidad equivaldría a la medida del giróscopo y la posición a la medida del cabeceo que proporciona el acelerómetro pero con un grado de libertad. La frecuencia de muestreo también puede ser fijada. Se llamarán a la posición y a la velocidad con las letras  $\theta_k$  y  $\dot{\theta}_k$  respectivamente.

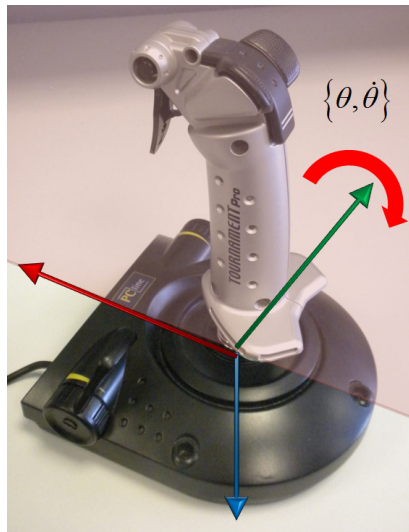


Ilustración 4-59: Joystick empleado y plano en el que se mueve. Pivota respecto al eje verde (OY).

Aunque explicado más detalladamente en los anexos, el filtro de Kalman consiste en la repetición sucesiva de dos fases: la fase de predicción y la fase de actualización. La fase de predicción proporciona estimaciones del estado actual. Dado que las estimaciones tienden a acumular errores, estos se corrigen en la fase de actualización. No tienen por qué sucederse ambas fases continuamente; la fase de actualización puede realizarse cada  $n$  ciclos, en función del sensor en concreto. En sí misma la idea es muy parecida a la

desarrollada en el algoritmo del apartado anterior<sup>65</sup>. El siguiente esquema recoge de forma muy clara todas las operaciones agrupadas en ambas fases.

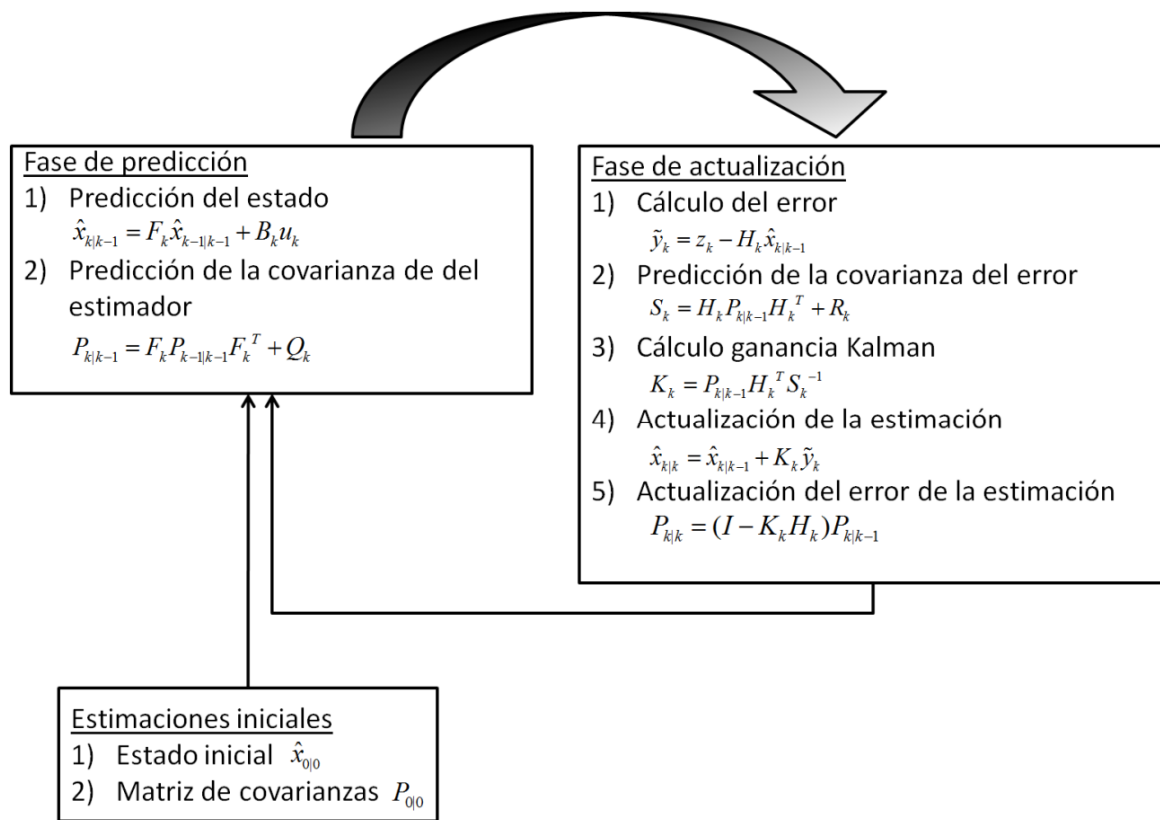


Ilustración 4-60: Diagrama que resume el algoritmo que sigue el filtro de Kalman.

Se necesita determinar cinco elementos ( $F_k$ ,  $B_k$ ,  $H_k$ ,  $Q_k$  y  $R_k$ ; ver 10.4.1). En este caso, los tres primeros son bastante sencillos de determinar y los dos últimos pueden ser modificados por el usuario. Hay varias alternativas; para este caso el vector de estados es:

$$\hat{x}_k = \begin{Bmatrix} \theta_k \\ \dot{\theta}_k \end{Bmatrix} \quad 4-63$$

Con  $\theta_k$  y  $\dot{\theta}_k$  como la estimación en el instante k del ángulo y de la velocidad angular. Como se cumple que

$$\begin{cases} \theta_k = \theta_{k-1} + \dot{\theta}_{k-1} \Delta t \\ \dot{\theta}_k = \dot{\theta}_{k-1} \end{cases} \quad 4-64$$

Con  $\Delta t$  como incremento de tiempo. Se puede relacionar todo matricialmente de la siguiente manera:

<sup>65</sup> En este ejemplo se estima la posición del joystick con la velocidad y se corrige con la lectura directa de su posición. En el algoritmo del apartado anterior se estimaba la matriz con los giróscopos y las derivas o errores se corregían gracias a la información del acelerómetro y el magnetómetro.



$$\begin{pmatrix} \theta_k \\ \dot{\theta}_k \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \theta_{k-1} \\ \dot{\theta}_{k-1} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{\Delta t^2}{2} \\ \Delta t \end{pmatrix} \alpha_k \quad 4-65$$

Donde  $\alpha_k$  es el error asociado al proceso de la estimación, que es de la siguiente forma:

$$\alpha_k \sim N(0, \sigma_a) \quad 4-66$$

O sea, el error es aleatorio, gaussiano y de desviación  $\sigma_a$ . La matriz  $Q_k$  se calcula partiendo de este error:

$$Q = \begin{pmatrix} \frac{\Delta t^2}{2} \\ \Delta t \end{pmatrix} \sigma_a \begin{pmatrix} \frac{\Delta t^2}{2} \\ \Delta t \end{pmatrix}^T \sigma_a \quad 4-67$$

La posición medida en el instante  $k$ -ésimo se denota como  $\theta_{m,k}$  y también lleva asociada un error:  $v_k$

$$\theta_{m,k} = \theta + v_k \quad 4-68$$

Este error o ruido también es blanco y de desviación estándar  $\sigma_a$ .

$$v_k \sim N(0, \sigma_z) \quad 4-69$$

Y los cinco elementos que hacían falta son:

$$F = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$H = [1 \quad 0]$$

$$B = 0$$

$$Q = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^4}{4} & \frac{\Delta t^3}{2} \\ \frac{\Delta t^3}{2} & \Delta t \end{bmatrix} \sigma_a^2$$

$$R = \sigma_z^2 \quad 4-70$$

Para el estado inicial, generalmente suele adoptarse la siguiente elección:

$$\begin{pmatrix} \theta_{010} \\ \dot{\theta}_{010} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$P_{010} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad 4-71$$

En la fase de actualización se suceden las siguientes operaciones: primero se calcula el error entre la medida y la estimación<sup>66</sup>.

$$\tilde{y}_k = \theta_{m,k} - \theta_{k|k-1} \quad 4-72$$

A continuación se calcula la predicción de la covarianza del error.

$$S_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_{k|k-1}^{11} & P_{k|k-1}^{12} \\ P_{k|k-1}^{21} & P_{k|k-1}^{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} + R = P_{k|k-1}^{11} + R \quad 4-73$$

Con la anterior puede computarse la ganancia de Kalman:

$$K_k = \begin{bmatrix} P_{k|k-1}^{11} \\ P_{k|k-1}^{21} \end{bmatrix} \frac{1}{(P_{k|k-1}^{11} + \sigma_z^2)} \quad 4-74$$

Con la ganancia de Kalman y el error se corrige la estimación.

$$\hat{x}_{k|k} = \begin{pmatrix} \hat{\theta}_{k|k} \\ \hat{\theta}_{k|k} \end{pmatrix} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k \tilde{y}_k \quad 4-75$$

Y finalmente se corrige la covarianza de la estimación.

$$P_{k|k} = \left( \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_k^1 \\ K_k^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} P_{k|k-1}^{11} & P_{k|k-1}^{12} \\ P_{k|k-1}^{21} & P_{k|k-1}^{22} \end{bmatrix} = \\ = \begin{bmatrix} 1 - K_k^1 & 0 \\ K_k^2 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_{k|k-1}^{11} & P_{k|k-1}^{12} \\ P_{k|k-1}^{21} & P_{k|k-1}^{22} \end{bmatrix} \quad 4-76$$

La gran utilidad de este ejemplo es que permite ajustar todos los valores: tanto los errores reales como los que presupone el filtro, así como cada cuántos ciclos se repite la fase de actualización. Por ejemplo: fijando diversas desviaciones estándares a la velocidad y a la posición y suponiendo que estas son desconocidas, puede verse cómo de acertado es el filtro para distintos valores de  $R$ .

Resulta que en la práctica no se suelen conocer las matrices  $Q_k$  y  $R_k$ , aunque suelen suponerse constantes. Su elección pasa por un proceso de prueba y error hasta que el tuneado logra un buen filtrado. De la magnitud de estas matrices dependerán las ganancias Kalman calculadas. Que la matriz  $Q_k$  sea mayor que la  $R_k$  implica que el error del proceso es mayor que el de la medida, luego el filtro dará más importancia relativa a las medidas obtenidas en la fase de actualización que a las estimaciones. En la práctica, no importa tanto el dar con los valores exactos sino el conocer qué error es más grande, si el asociado a la velocidad o a la posición (para este caso concreto).

<sup>66</sup>  $\theta_{k|k-1}$  significa estimación  $k$ -ésima basada en las  $k-1$  muestras anteriores.

Una característica sorprendente de este algoritmo es que automáticamente compensa las desviaciones del giróscopo. Aunque inicialmente se pretende estimar únicamente la posición angular, el término  $\hat{x}_{k|k}$  calculado en 4-75 contiene la actualización de tanto la posición como de la velocidad angular. De esta forma, el propio algoritmo ahorra el tener que efectuar la calibración del giróscopo ya que la ajusta automáticamente en este término. Esta auto-calibración se efectúa cada vez que ejecuta la fase de actualización.

La implementación de este ejemplo en LabView se ha llevado a cabo con dos instrumentos virtuales. El primero se encarga de muestrear el joystick, calcular las velocidades y ángulos con el error y mostrar gráficamente los resultados efectuados en el filtro de Kalman implementado en el otro instrumento virtual. La mayor parte del código se ha programado con 'Formula Nodes'<sup>67</sup>. Conforme el usuario mueve el joystick, tal y como se indica en la Ilustración 4-59, en la gráfica principal puede verse el 'ángulo' que forma este con la vertical. Se dibujan tres líneas:

- Blanca: es el ángulo real o lectura real del joystick.
- Roja: es la lectura del joystick previa adición de un error aleatorio normal y de desviación estándar ajustable.
- Verde: es el ángulo estimado mediante el filtro de Kalman.

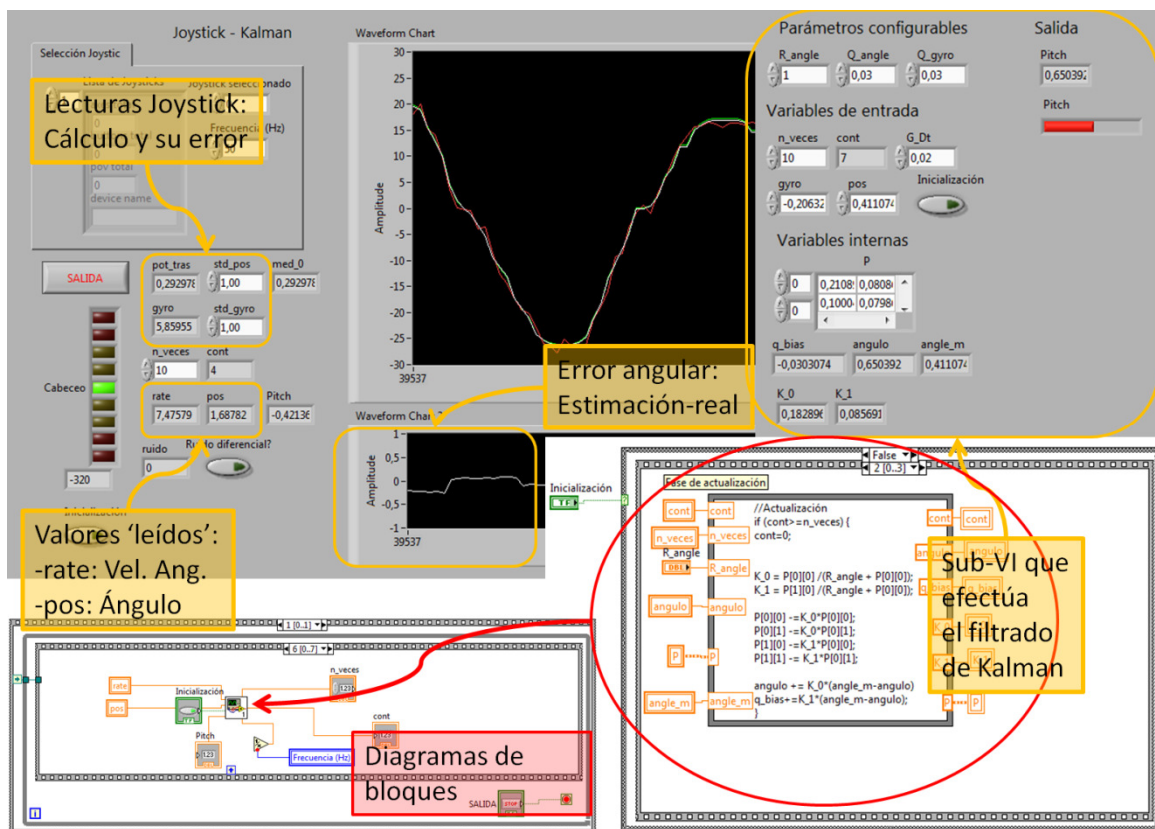


Ilustración 4-61: Implementación del filtro de Kalman para el Joystick con LabView. A la izquierda el programa principal y su diagrama de bloques. A la derecha, subprograma que ejecuta el filtro de Kalman.

<sup>67</sup> Herramienta de LabView que permite ejecutar código programado como si fuera C.

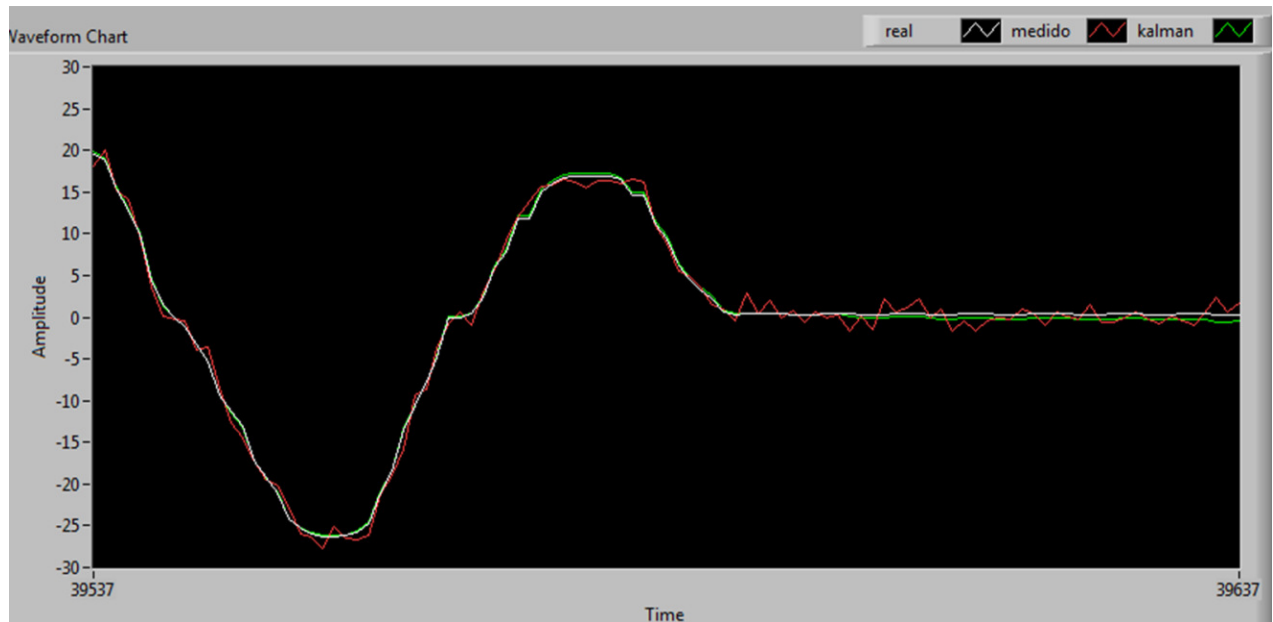


Ilustración 4-62: Detalle de la gráfica principal. Los picos de la línea roja son debidos al error introducido. El filtro elimina esos picos en su estimación (línea verde) que se parece mucho a la posición real (línea blanca).

Pueden extraerse conclusiones muy importantes tras la elaboración de este ejemplo. La primera es que el filtro de Kalman, si su implementación es correcta, realmente funciona. La segunda es entender debidamente cómo funciona: tanto las lecturas de velocidad como de posición son importantes, necesarias y complementarias; fusionándolas correctamente se pueden conseguir resultados mejores. La tercera conclusión tiene mucha importancia práctica y está relacionada con los valores que se dan a las matrices  $Q_k$  y  $R_k$ ; no tienen por qué ser exactos pero sí que hay que acertar en su relación. Finalmente, el error depende del número de veces que se ejecuta la fase de estimación en relación a la fase de actualización y es menor cuánto más pequeña sea esta relación.

Con el filtro de Kalman no se va a poder obtener nunca una precisión exacta. Pero en la práctica las soluciones exactas tampoco existen. El filtro de Kalman proporciona una estimación de la realidad lo más exacta posible, dando mayor libertad, efectividad y exactitud que otros tipos de filtros convencionales.

#### 4.2.3.11.2 Algoritmo triple Kalman y su implementación en LabView

Este fue el último de los filtros implementados como solución al constante problema con las lecturas del magnetómetro en el entorno donde se desarrolló el proyecto. Su implementación es muy sencilla e intuitiva: consiste en aplicar tres filtros de Kalman en cascada a cada uno de los ángulos de Euler del helicóptero. Las variables de entrada son las 9 lecturas del giróscopo, acelerómetro y magnetómetro más los ángulos de *roll* o balanceo y *pitch* o cabeceo obtenidos en el instante anterior. Estos son los pasos que sigue:

- Cálculo de las velocidades angulares en la base de la tierra.
- Determinación de la lectura de los ángulos de *roll* y *pitch* con el acelerómetro.
- Filtro de Kalman para el *roll*.
- Filtro de Kalman para el *pitch*.

- Determinación de la lectura del ángulo de *yaw* con el magnetómetro y filtro de Kalman para el *yaw*.

Los tres filtros de Kalman empleados son independientes entre sí e idénticos al desarrollado y descrito en el apartado anterior. Ahora la medida de la velocidad angular viene dada por los giróscopos (tras el cambio de base requerido) y la posición angular se determina a partir del acelerómetro y el magnetómetro.

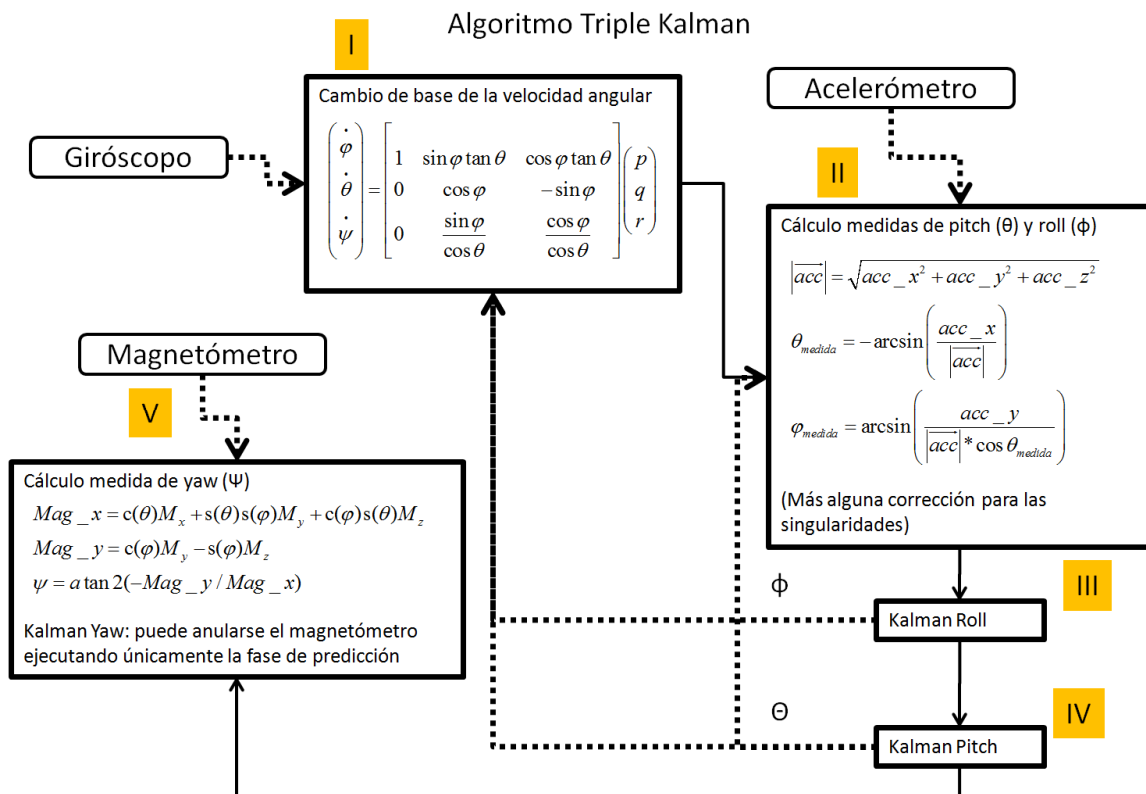


Ilustración 4-63: Esquema del algoritmo triple Kalman. Se muestran las operaciones principales.

La ventaja principal de este filtro es que permite desacoplar por completo los ángulos de *roll* y *pitch* del ángulo de *yaw*, gracias a lo cual, en presencia de campos magnéticos ‘extraños’ (interiores de edificios con estructura metálica) existe la posibilidad de trabajar ignorando las lecturas del magnetómetro. Esto se consigue evitando la etapa de actualización en el filtro de Kalman que se encarga de la guiñada, o sea, empleando únicamente el giróscopo. El problema que surge entonces es la inevitable pérdida de una referencia fija. Con los otros dos filtros es imposible conseguir un buen desacoplo del vector de referencia obtenido con el campo magnético.

#### 4.2.3.12 Acondicionamiento III: Kalman con cuaterniones

De los tres algoritmos empleados, este es el más novedoso en cuanto al planteamiento. Combina el álgebra de cuaterniones y un único filtro de Kalman y su resultado es el conjunto de los tres ángulos de Euler. El esquema es similar al mostrado en la referencia (18) aunque en este caso se desarrolla desde cero.

## Selección Filtro

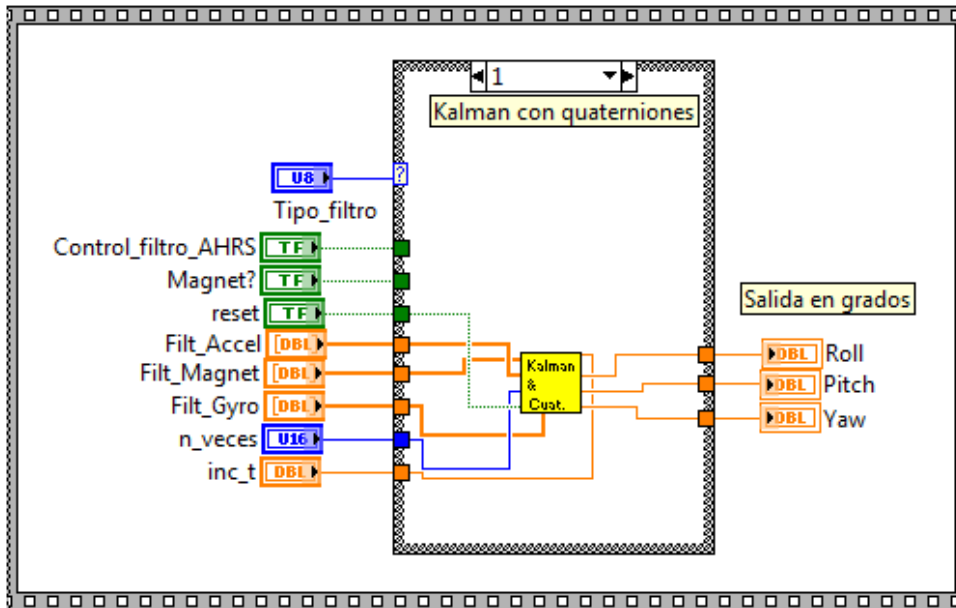


Ilustración 4-64: Empleo del algoritmo Kalman con cuaterniones en LabView. Las variables de entrada son: las 9 magnitudes sensadas y filtradas, el incremento de tiempo, un 'reset' y 'n\_veces'. Las salidas son los tres ángulos de Euler.

El algoritmo sigue por completo el esquematizado en la Ilustración 4-60. El vector de estados es el siguiente.

$$\hat{x} = (q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4 \quad bp \quad bq \quad br)_{1 \times 7}^T \quad 4-65$$

Las cuatro primeras componentes,  $q_1, q_2, q_3$  y  $q_4$ , son las del cuaternión unitario del giro del helicóptero con respecto a la tierra. Las otras tres,  $bp, bq$  y  $br$ , se corresponden con los sesgos de las tres velocidades angulares que llegan; son el resultado de la 'auto-calibración' previamente comentada (ver final de 4.2.3.11.1). A diferencia del caso anterior, ahora la matriz  $B_k$  es distinta de cero debido a que las velocidades angulares obtenidas con el giróscopo van a ser la entrada de control al sistema.

$$u = (p \quad q \quad r)_{1 \times 3}^T \quad 4-77$$

Primeramente hay que definir las matrices  $F_k, B_k, H_k, Q_k$  y  $R_k$  así como los estados iniciales. Las matrices  $F_k$  y  $B_k$  son:

$$F_k = \begin{bmatrix} I_{4 \times 4} & (M_k)_{4 \times 3} \\ 0_{3 \times 4} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{7 \times 7} \quad 4-78$$

$$B_k = \begin{bmatrix} (M_k)_{4 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{7 \times 3} \quad 4-79$$

Ambas matrices no son constantes a lo largo del tiempo, dependen del cuaternión calculado en el instante de tiempo precedente. La matriz  $M_k$  relaciona las velocidades

angulares con los cambios de orientación en cuaterniones y su cálculo se deriva en el apartado 4.2.3.9.6. Las dos matrices anteriores desarrolladas son:

$$F_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & -\frac{\Delta t}{2}q_2 & -\frac{\Delta t}{2}q_3 & -\frac{\Delta t}{2}q_4 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \frac{\Delta t}{2}q_1 & -\frac{\Delta t}{2}q_4 & \frac{\Delta t}{2}q_3 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & \frac{\Delta t}{2}q_4 & \frac{\Delta t}{2}q_1 & -\frac{\Delta t}{2}q_2 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & -\frac{\Delta t}{2}q_3 & \frac{\Delta t}{2}q_2 & \frac{\Delta t}{2}q_1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{7x7 4-80}$$

$$B_k = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t}{2}q_2 & \frac{\Delta t}{2}q_3 & \frac{\Delta t}{2}q_4 \\ -\frac{\Delta t}{2}q_1 & \frac{\Delta t}{2}q_4 & -\frac{\Delta t}{2}q_3 \\ -\frac{\Delta t}{2}q_4 & -\frac{\Delta t}{2}q_1 & \frac{\Delta t}{2}q_2 \\ \frac{\Delta t}{2}q_3 & -\frac{\Delta t}{2}q_2 & -\frac{\Delta t}{2}q_1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{7x3 4-81}$$

De esta manera la estimación del estado siguiente sigue la expresión:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = F_k \hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1} + B_k u_k \quad \text{4-82}$$

La matriz  $\mathbf{H}_k$  sirve para calcular el error entre la observación o ‘foto’ del sistema de referencia del helicóptero dado por el cuaternión  $\mathbf{z}_k$  y el cuaternión estimado hasta ese instante obtenido a partir del vector de estados  $\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}$  de acuerdo a la expresión:

$$\tilde{\mathbf{y}}_k = \mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \quad \text{4-83}$$

Como la matriz  $\mathbf{H}_k$  sólo extrae ese cuaternion, es siempre constante e igual a:

$$H_k = H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \text{7x3 4-84}$$

En lo que respecta a la matriz de covarianzas del ruido del proceso,  $\mathbf{Q}_k$ , y a la matriz de covarianzas de la estimación,  $\mathbf{R}_k$ , sus dimensiones son  $7 \times 7$  y  $4 \times 4$  respectivamente y sus valores han sido estimados de acuerdo a un proceso de prueba y error. Se ha considerado que la magnitud del error de la matriz  $\mathbf{Q}_k$  es menor que el de la matriz  $\mathbf{R}_k$ ; o sea, que los giróscopos se comportan mejor que el acelerómetro y el magnetómetro. Es importante que sean diagonales, si no el algoritmo no funcionará.

$$\mathbf{Q}_k = \mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.001 \end{bmatrix}_{7 \times 7} \quad 4-85$$

$$\mathbf{R}_k = \mathbf{R} = \begin{bmatrix} 0.01 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.01 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.01 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.01 \end{bmatrix}_{4 \times 4} \quad 4-86$$

Finalmente quedan por definir el estado inicial y su matriz de covarianzas. Para el estado inicial se ha elegido el vector:

$$\hat{\mathbf{x}}_{0|0} = (1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0)^T_{1 \times 7} \quad 4-87$$

Y la matriz de covarianzas del estado inicial es la identidad de orden 7.

$$\mathbf{P}_{0|0} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{7 \times 7} \quad 4-88$$

La siguiente imagen muestra los estados que sigue algoritmo. El usuario puede elegir el número de veces que se ejecuta la fase de predicción respecto al número de veces que se ejecuta la de actualización. Previo a la fase de actualización se realiza la resolución del problema de Wahba (ver 10.3) mediante el algoritmo de TRIAD. La resolución al mencionado problema es la matriz de cambio de base de la tierra con respecto al helicóptero. A partir de esta se extrae el cuaternión ‘foto’ de giro.



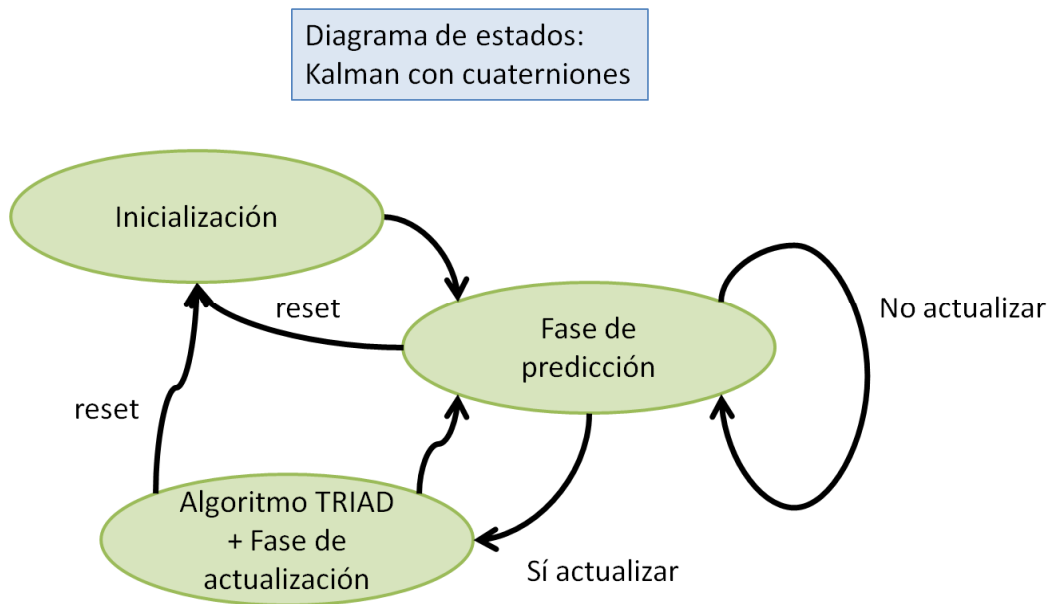


Ilustración 4-66: Diagrama de estados del algoritmo Kalman con cuaterniones.

La fase que se ejecuta siempre es la fase de predicción. Para ello, primero se actualizan las matrices  $M_k$ ,  $F_k$  y  $B_k$  de acuerdo al cuaternión contenido en el vector  $\hat{x}$ , y después, mediante la integración de las velocidades angulares obtenidas con el giróscopo, se calculan la nueva predicción del estado y su matriz de covarianzas.

Algoritmo Kalman con cuaterniones (I)

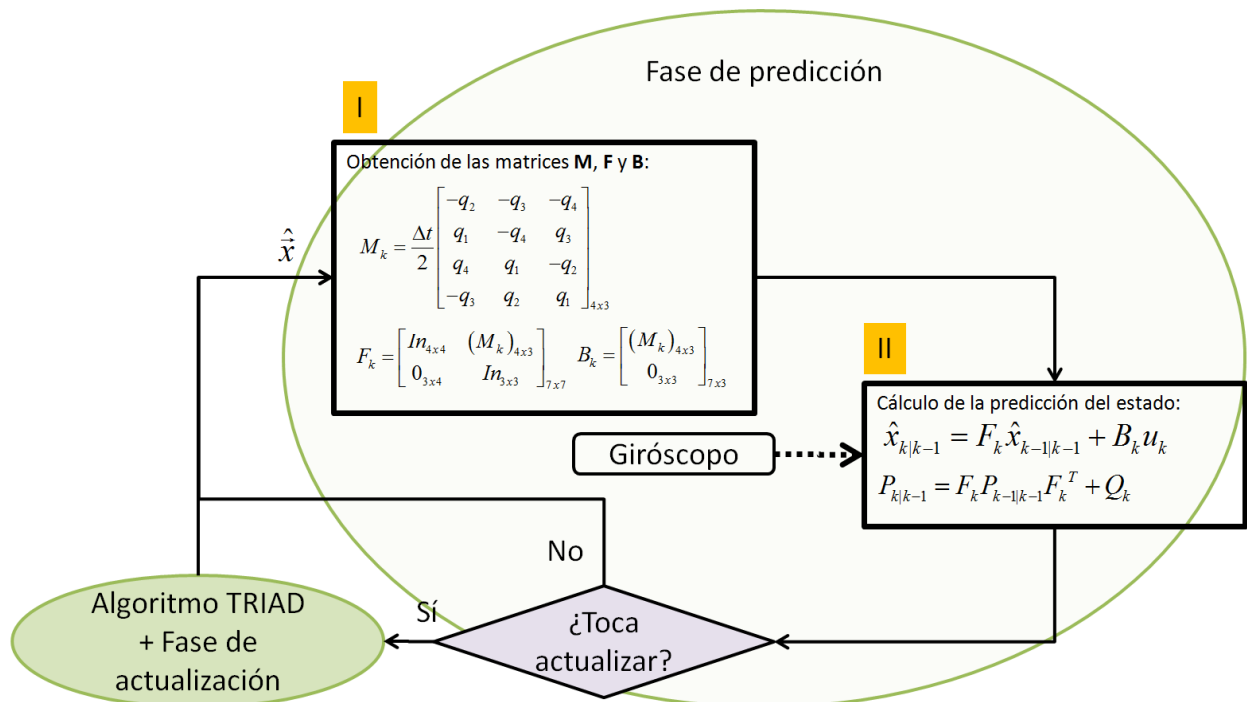


Ilustración 4-67: Operaciones seguidas por el algoritmo en su fase de predicción.

La fase de actualización no tiene por qué ejecutarse siempre que se ejecute la fase de predicción. El objetivo de esta es corregir las predicciones que se van realizando de acuerdo a una ‘foto’ o imagen exacta del sistema que se quiere estimar. En este caso esta ‘fotografía’ es la matriz de cambio de base de la Tierra con respecto al helicóptero y se obtiene fusionando las lecturas del acelerómetro y del magnetómetro mediante el algoritmo TRIAD. A continuación se realizan el resto de operaciones que conlleva el filtro de Kalman: cálculo del error, las ganancias Kalman y la actualización del estado y su matriz de covarianzas.

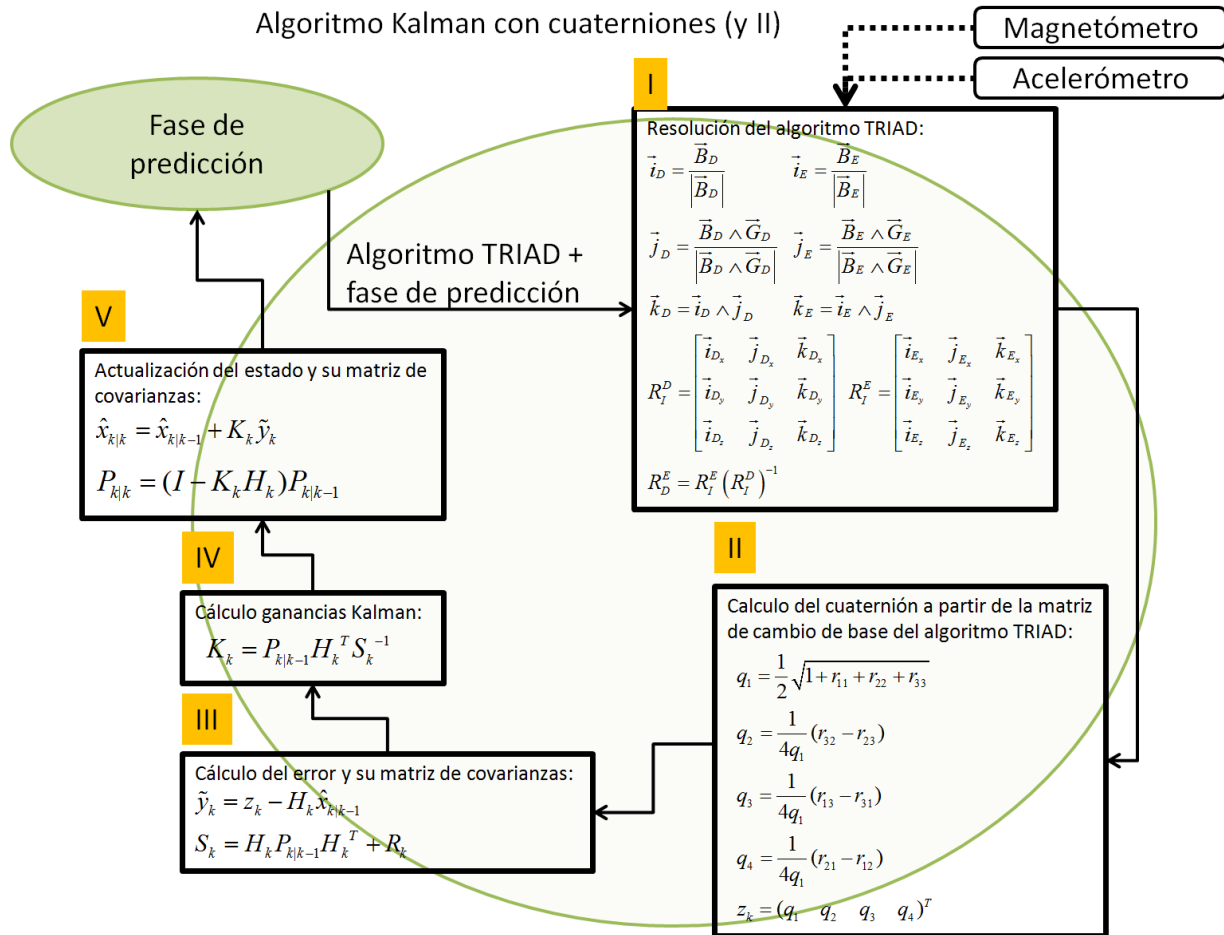


Ilustración 4-68: Descomposición de las operaciones seguidas por el algoritmo Kalman con cuaterniones en la fase de actualización.

Este algoritmo se corre cada vez que llega información desde el helicóptero; esto es, con una frecuencia de 50 Hz. Dado que el magnetómetro se actualiza con una frecuencia de 10 Hz y el volumen de operaciones de la fase de actualización es ostensiblemente mayor que el de la fase de predicción, el número de veces que se ejecuta la fase de predicción respecto al de actualización tiene que ser mayor o igual que 5.

A partir del cuaternión del vector de estados y mediante la ecuación vista en 4.2.3.9.3 se extraen los tres ángulos de Euler del giro de la aeronave con respecto a la Tierra. Este algoritmo está pendiente de una sintonización más fina así como de una programación más eficiente pero su funcionamiento es muy satisfactorio.

### 4.2.4 Presentación y aplicaciones de la información sensada.

La obtención del AHRS desarrollada en el apartado anterior es clave para lograr el objetivo de este proyecto: el control del helicóptero. Volviendo a la Ilustración 4-19, las etapas de sensado y acondicionamiento han sido satisfactoriamente superadas. En este apartado se explicará qué se puede hacer y qué se ha hecho finalmente con la información obtenida.

#### 4.2.4.1 Formas existentes en el mercado de presentar los datos.

Obtenidos los datos, surge la necesidad de mostrarlos de forma similar a los instrumentos convencionales localizados en una aeronave: una brújula, indicadores de inclinación, altímetro, mapa, indicadores de velocidad vertical y velocidad del viento, Etc. (algo similar a la Ilustración 4-21). Lógicamente, la forma de presentar los datos va a depender de la aeronave y de la información que se pueda obtener. En este caso, por parte de la empresa, se sugirió mostrar los datos de forma similar a la telemetría que emplea con sus dispositivos el fabricante DraganFly<sup>68</sup>.

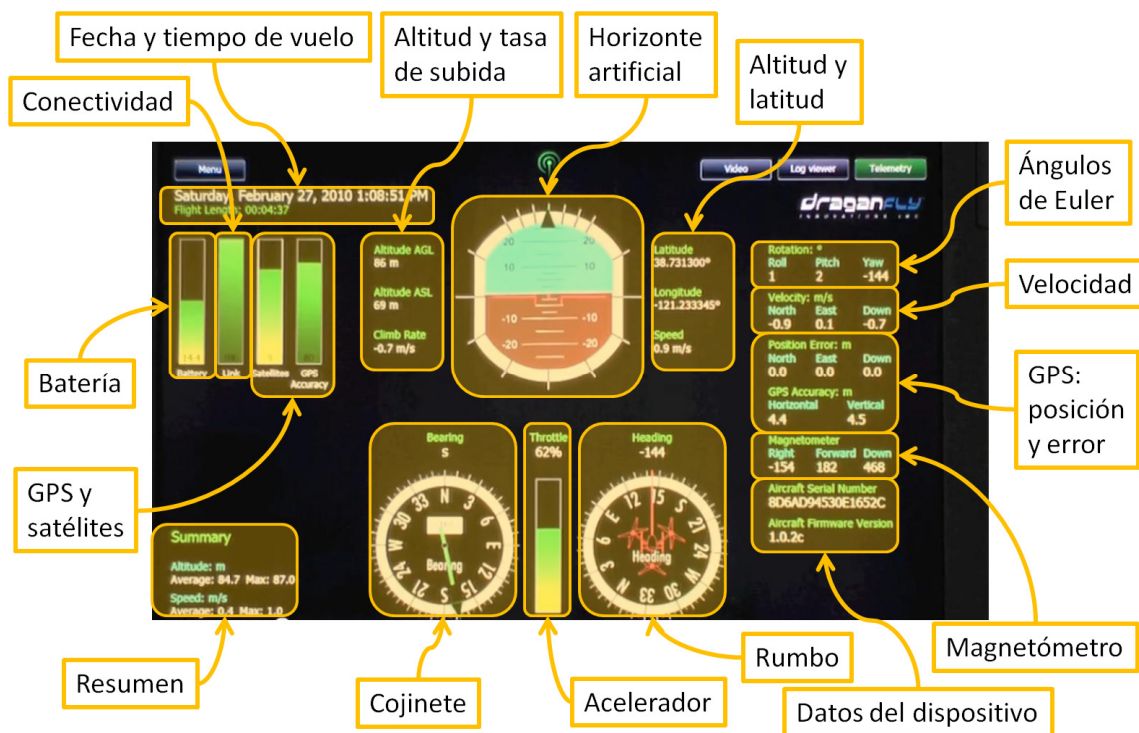


Ilustración 4-69: Captura de pantalla de la telemetría del software de DraganFly.

Así pues, y en la medida de lo posible, la salida gráfica buscada será parecida a esta y debería incluir los siguientes elementos:

- Horizonte artificial.
- Conectividad.
- Fecha.

<sup>68</sup> <http://www.draganfly.com/uav-helicopter/draganflyer-x6/features/telemetry.php>

- Ángulos de Euler.
- Estado de la batería.
- Altitud.
- Indicador de rumbo.
- Datos del dispositivo.
- Información adicional.

La interfaz gráfica con el dispositivo tiene el siguiente aspecto:

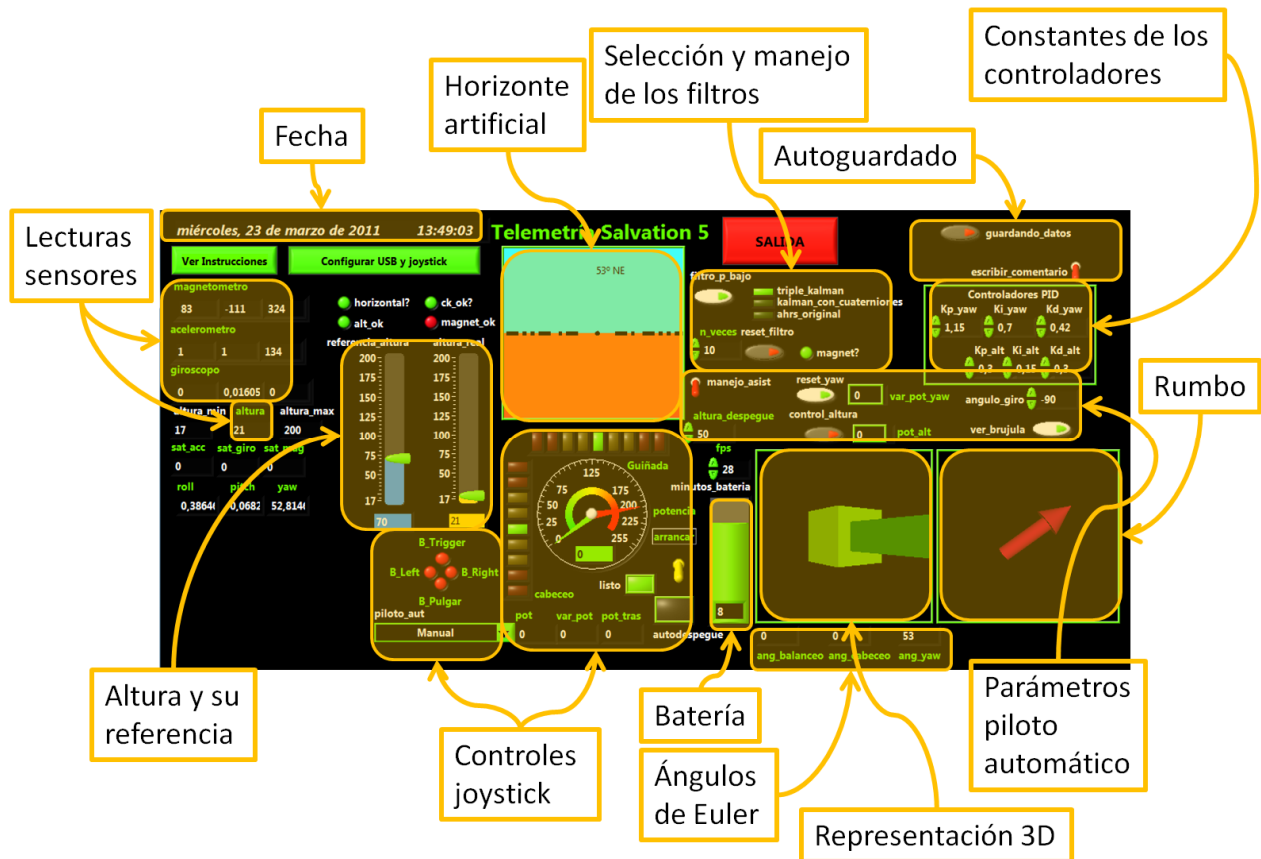


Ilustración 4-70: Interfaz gráfica de vuelo del helicóptero Salvation 5 desarrollada en este proyecto.

Salvando las distancias, la interfaz desarrollada es potente, útil, clara, sencilla y atractiva a la vista. Permite configurar el puerto serie, elegir el joystick y manejar el helicóptero con total facilidad. Además se pueden guardar los datos relativos a la altura, la inclinación y la potencia suministrada para la posterior obtención de gráficas. Incluye las instrucciones relativas al teclado además de mostrar determinados avisos.

En cuanto a la instrumentación, se ha desarrollado un horizonte artificial que emula a los de las aeronaves reales. El horizonte artificial indica al piloto cómo está inclinado y posicionado el plano del horizonte (separación Tierra-cielo en el infinito) respecto a la ubicación de la aeronave. También se muestra una representación 3D que simboliza al helicóptero y una brújula que adquiere colores rojizos cuando el helicóptero apunta al norte y azulados cuando tiene rumbo sur.

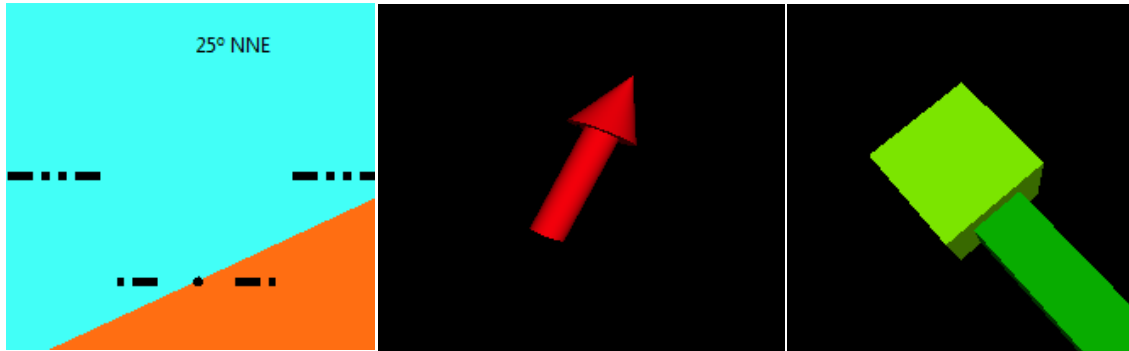


Ilustración 4-71: Representación de los 3 instrumentos de vuelo para una inclinación de roll = 25 °, pitch = 45 ° y yaw = 25 °. A la izquierda el horizonte artificial, en el medio la brújula apuntando dirección NNE 25 ° y a la derecha una representación 3D.

Mediante estos tres instrumentos pueden determinarse de forma unívoca e intuitiva los tres ángulos del helicóptero, pudiéndose aplicar a cualquier otro UAV.

#### 4.2.4.2 Aplicaciones inmediatas de esta información: almacenamiento y control

Una vez obtenida la información hay que almacenar los datos del vuelo en el ordenador. Sería equivalente a realizar una caja negra permanentemente en Tierra que permitiera analizar la telemetría a posteriori y analizar y extraer nuevas conclusiones acerca del helicóptero ya sea en vuelo como después de algún percance. Para ello se a escogido el formato .csv o ‘*comma-separated values*’<sup>69</sup>. Este tipo de ficheros son unos documentos en formato abierto sencillo que permiten representar los datos en forma de tabla donde la coma es el separador de las columnas<sup>70</sup>. Pueden abrirse como hojas de cálculo, con Microsoft Excel, por ejemplo. En este caso se ha creado una sub-VI que recoge los datos y crea el fichero concreto, pudiéndole cambiar el nombre y añadir algún comentario. Después estos datos se procesan con Excel.

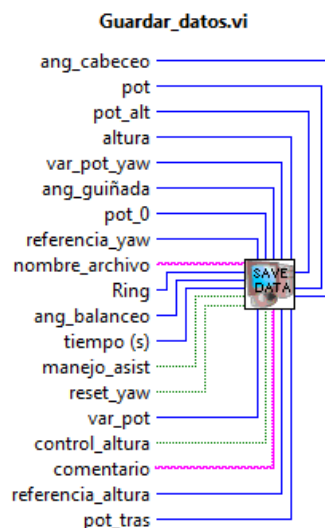


Ilustración 4-72: Sub-VI encargada de guardar los datos. Todos los nombres que aparecen son los datos que se guardan: ángulos, alturas y potencias principalmente.

<sup>69</sup> Valores separados por coma, en inglés.

<sup>70</sup> En el caso de España es el ‘;’ (punto y coma) ya que la coma es el separador decimal.

Sin embargo, la aplicación fundamental de esta información es que posibilita el control. Aunque suponga adelantarse un pasito en el desarrollo de esta parte, se va a enfatizar en la importancia del sentido dentro del esquema clásico de control.

Supóngase que una persona va a tomarse una copa de vino en un bar. Una vez que el camarero llena la copa, lo que sigue a continuación es un clásico ejemplo de un lazo de control: el cliente verifica su llenado, con sus ojos mide la posición de la copa con respecto a la de su mano, acciona los músculos de su brazo y mano y cuando de nuevo sus ojos determinan que está lista para cogerla, la mano se cierra y la copa es alzada. Siente su peso, siente que es un líquido, acerca la copa a su nariz, la huele; efectivamente, es vino. Antes de cerrar los ojos para degustarla, se cerciora de que tiene la copa en los labios, para así evitarse manchar la camisa nueva. Esta sencilla acción, casi involuntaria (incluso automática) es posible gracias a la integración del cerebro con los músculos y los sentidos. Los músculos obedecen las órdenes que el cerebro les manda en forma de impulsos y el cerebro efectúa estas órdenes en función de lo que quiere hacer y de lo que le indican los sentidos.

Conforme la persona anterior continúe con la ingesta de vino, sus sentidos le enviarán información más confusa, su cerebro la procesará más lentamente y muy probablemente termine por manchar su camisa nueva. Alteraciones en las lecturas y en su interpretación o procesado tienen consecuencias impredecibles.

Sentir, sentidos... sensor. A la hora de manejar una aeronave también es necesario saber cómo está posicionada, dónde está el suelo o la inclinación. Con un dispositivo radiocontrol convencional, el sentido lo proporciona únicamente la visión directa del aparato y el control la práctica del aeromodelista. En un UAV es necesario conocer toda la información posible para lograr un manejo seguro, efectivo y controlado sin depender únicamente de la visión ni de la pericia.

Tras esta breve divagación se cierra esta parte con los objetivos inicialmente propuestos cumplidos y se comentan una serie de consideraciones varias relativas a la instrumentación.

#### **4.2.5 Consideraciones varias a la instrumentación**

Las principales aportaciones de este proyecto derivan de su puesta en práctica. A diferencia de gran cantidad de trabajos que se quedan en la modelización, planteamiento o simulación, todo lo presentado en este documento ha sido implementado en la realidad. En este punto se reafirman dos dichos populares: ‘del dicho al hecho hay un trecho’ y ‘no es oro todo lo que reluce’.

El primero de ellos hace referencia a las incertidumbres, fallos y experimentos realizados antes de poner todo lo anterior en marcha. El segundo refleja el choque de la idealidad con la realidad en lo que a los sensores respecta. La consulta de las referencias, diversos vídeos y la ilusión del principiante hacen imaginarse un comportamiento ‘cuasi-perfecto’ de los sensores y algoritmos desarrollados. Nada más lejos de la realidad: obtener un funcionamiento medianamente aceptable requiere de una investigación más profunda, horas de práctica, voluntad y ciertas dosis de imaginación.

#### 4.2.5.1 ¿Posición con acelerómetros?

Como todo el mundo sabe, la velocidad es la derivada de la posición y la aceleración es a su vez la derivada de la velocidad. Con un acelerómetro de tres ejes surge la idea de integrar las aceleraciones dos veces en el tiempo y ¡*voilà!*, adiós al GPS.

Esto sólo es posible en un mundo perfecto con acelerómetros perfectos. Antes se ha comentado que los acelerómetros no tienen derivas; pero esto sólo sucede al medir la gravedad o la inclinación en un instante concreto. Las derivas surgen al hacer integraciones numéricas y se deben tanto a los errores de cuantización de la aceleración y del tiempo. Los trabajos encontrados que han logrado llevar a cabo determinar la posición con acelerómetros más o menos satisfactoriamente se basan en la detección de un patrón común en las aceleraciones al realizar movimientos repetitivos (como caminar). Dos de ellos acoplan el acelerómetro al pie y mediante un algoritmo (filtro de Kalman) detectan cada paso, estiman su longitud y determinan la distancia recorrida. Con una brújula de dos ejes se puede reflejar incluso el camino seguido.

En todo caso, si al integrar las velocidades angulares que proporcionaba el giróscopo era necesario actualizar las estimaciones, es de esperar que tras una doble integración de las aceleraciones obtenidas con el acelerómetro (que se comporta peor que el giróscopo) la necesidad de una actualización de la posición sea mucho mayor. Y más en un dispositivo sometido a altas vibraciones (que se traducen en aceleraciones).

El mayor problema que se presenta, junto con el de las vibraciones, es el de la gravedad. La gravedad siempre está ahí, podría decirse que molestando. Y el acelerómetro la detecta, pero no sabe que no es una aceleración del dispositivo. Con el dispositivo perfectamente horizontal se podría dar cuenta de ella fácilmente. Si no está horizontal puede hacerse lo mismo con la matriz de cambio de base obtenida previamente. Pero si la precisión de los ángulos es de un grado<sup>71</sup>, hay errores de cuantización, el dispositivo está continuamente vibrando y el acelerómetro no se encuentra ubicado en el centro de gravedad; entonces, dar con la verdadera aceleración se complica muchísimo (al margen de su factibilidad).

Se intentó desarrollar algún algoritmo que integrara satisfactoriamente las aceleraciones una vez habían sido filtradas, pero los resultados fueron todos insatisfactorios. Por eso, finalmente, la única posición que se mide es la proporcionada por el dispositivo de ultrasonidos.

#### 4.2.5.2 El magnetómetro y su calibración

El magnetómetro merece un claro toque de atención. No se pretende desmitificar al sensor en sí mismo, sino a las lecturas que proporciona. El magnetómetro se emplea para estimar el rumbo del helicóptero midiendo el campo magnético de la Tierra. Sin embargo, el campo magnético de la Tierra no es como la gravedad, puede perturbarse muy fácilmente.

---

<sup>71</sup> Incluso con los AHRS's más modernos del mercado, en movimiento no garantizan con total seguridad una precisión mejor que uno o medio grado.

En 10.3.1 se menciona el fenómeno de la declinación magnética, la diferencia entre el norte magnético y el norte geográfico, aspecto a tener en cuenta con UAV's más avanzados que vuelen grandes distancias. No reviste de mucha importancia para este proyecto. Existen otros 3 efectos que perturban el campo magnético o la medida obtenida. Estos son:

- Desviación por hierro duro.
- Desviación por hierro dulce.
- Diferencia de ganancias entre ejes.

En ausencia de todo efecto pernicioso, el resultado de todas las componentes del vector campo magnético medido en dos ejes, X e Y, tras girar el magnetómetro 360 grados debería ser una circunferencia centrada en el origen. La desviación debida al hierro duro se produce cuando existe algún campo magnético externo adicional. Generalmente esto sucede cuando se encuentran cerca del magnetómetro materiales ferro-magnéticos que están magnetizados, de ahí el nombre. Provoca que la circunferencia anterior siga siendo una circunferencia cuyo centro no coincide con el origen. Se puede corregir y si no se hace puede llegar a saturar el magnetómetro. Los motores pueden inducir este efecto que, además varía en función de la posición angular del motor. Luego el motor girando cerca del sensor inducirá ruido magnético en este y habrá que tener en cuenta su valor medio.

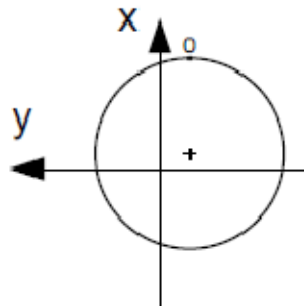


Ilustración 4-73: Campo magnético afectado por una desviación de hierro duro.

En presencia de hierros dulces las líneas de campo magnético se modifican ya que el campo magnético es mayor en las zonas donde haya hierro dulce (las líneas de campo se concentran). De esta manera, el magnetómetro obtiene una medida incorrecta del campo magnético terrestre. La circunferencia deja de ser una circunferencia para ser una elipse girada cuyo centro se mantiene en el origen. No puede corregirse salvo volando lejos de dicho tipo de materiales.



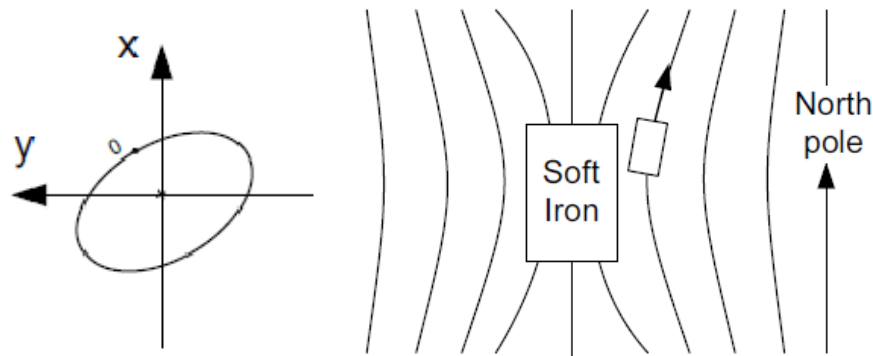


Ilustración 4-74: Campo magnético afectado por una desviación de hierro dulce.

El último fenómeno tiene fácil solución y es inherente al dispositivo físico. Se produce cuando las ganancias no están compensadas. En este caso la circunferencia también se vuelve una elipse pero no gira.

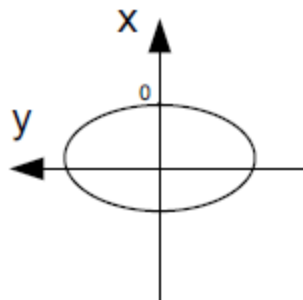


Ilustración 4-75: Campo magnético obtenido cuando las ganancias no están equilibradas.

En las cercanías a objetos con hierro dulce o a campos magnéticos las lecturas del magnetómetro no pueden emplearse si no se ha vuelto a recalibrar el dispositivo. Ello provoca que en edificios con estructura metálica o cerca de estos, en el interior de oficinas y cerca de cables de alta tensión el empleo del magnetómetro esté desaconsejado. Hasta la punta de un pequeño destornillador en sus proximidades puede alterarlo.

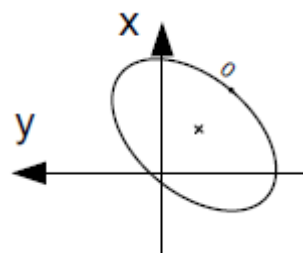


Ilustración 4-76: Campo magnético obtenido afectado por todos los problemas previos.

Antes de conocer estos efectos, el desarrollo de los diversos algoritmos se vio retrasado durante largo tiempo por los problemas asociados a las lecturas del campo magnético. Una vez conocidos se ha desarrollado otro programa en LabView que permite calibrar el magnetómetro permitiendo compensar la influencia de los campos magnéticos de los motores y detectar la presencia de los efectos mencionados (ver 10.5).

#### 4.2.5.3 El giróscopo y su calibración.

Al contrario que con el acelerómetro y el magnetómetro, el giróscopo funciona realmente bien, las vibraciones lo afectan en menor medida que al acelerómetro. Su calibración es sencilla y fácil de automatizar. Se toman una serie de lecturas del mismo en reposo y se establece el origen en su media. Al igual que la mayoría de los sensores, su comportamiento varía con la temperatura, pero este efecto no ha sido considerado. Además, el filtro de Kalman contribuye de manera activa en su ‘auto-calibración’.

#### 4.2.5.4 Problemas encontrados (y resueltos): vibraciones y rangos.

Finalmente se comentan una serie de problemas que se presentaron sin previo aviso así como las soluciones tomadas al respecto. La primera opción fue ubicar los sensores en el mástil de aluminio, para alejarlo de los motores principales y sus campos magnéticos.

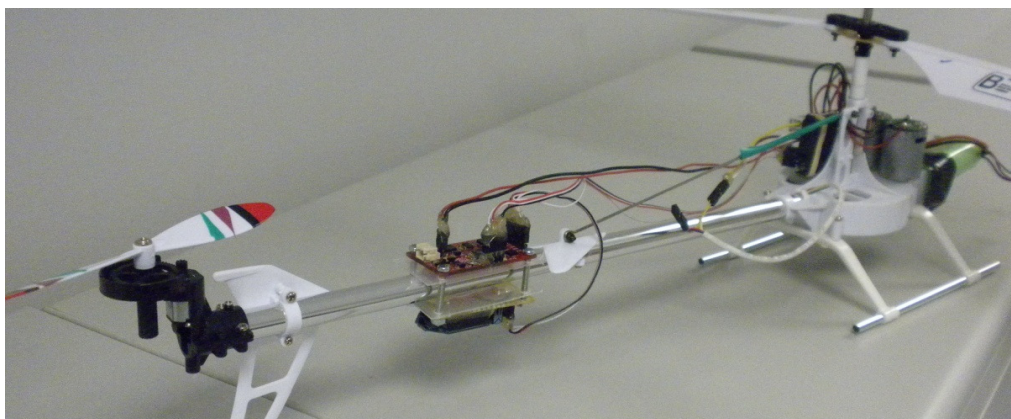


Ilustración 4-77: Primera ubicación de los sensores en el helicóptero. Descompensaba el centro de gravedad y vibraba muchísimo.

Las vibraciones eran tales que el cubo empezó a moverse espasmódicamente, dando continuas sacudidas y perdiendo la referencia desde el inicio. Su localización en el mástil no fuera la más indicada, así como ninguna localización solidaria al helicóptero. Había que reducir las vibraciones sea como fuere, para lo que se implementó un filtro paso bajo (ver 4.2.3.7). No fue suficiente, había otro problema: los sensores estaban saturando debido a las vibraciones. Además el acelerómetro también saturaba en determinadas ocasiones.

Para atenuar dichas vibraciones se optó por una solución casera y original: las gomas de pollo o gomas elásticas. Se sujetó la placa Razor al tren de aterrizaje mediante una serie de gomas que la mantuvieran estable y amortiguada al mismo tiempo.

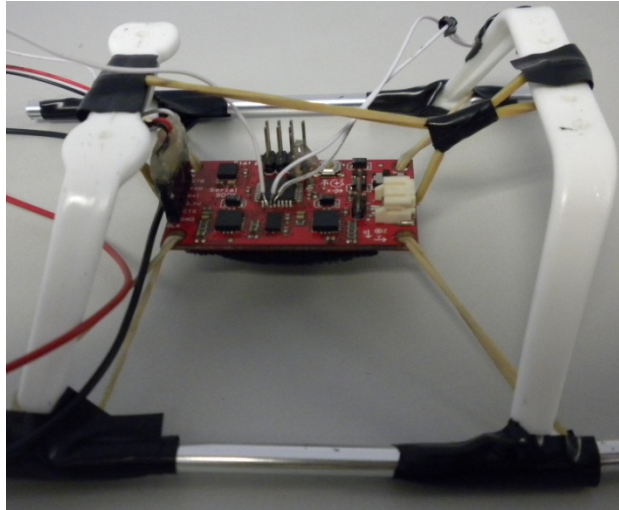


Ilustración 4-78: Segunda ubicación. Al principio ideal para las vibraciones y el centro de gravedad. Al tiempo el magnetómetro comenzó a saturar.

Además, se cambiaron los rangos de medida del acelerómetro y del magnetómetro, ampliándolos a  $\pm 4$  g y  $\pm 2$  Ga respectivamente. Los giróscopos no tienen rango configurable y afortunadamente, gracias a las gomas elásticas se logra evitar su saturación (a no ser que gire más rápido de lo debido). De esta forma se corrigen de manera satisfactoria los problemas derivados de las vibraciones y se amplía el rango del campo magnético. Con el paso del tiempo, las gomas se destensaron, el magnetómetro se aproximó medio centímetro más a los motores y comenzó a saturar de nuevo. Otra nueva solución era requerida. Esta consistió en alojarla en una pequeña carcasa de plástico aislada elásticamente mediante gomas elásticas. El magnetómetro funciona mejor ya que los motores le afectan menos pero las vibraciones inducidas en los otros sensores son mayores. El altímetro también se cambió de posición y se alojó en un lateral del helicóptero.

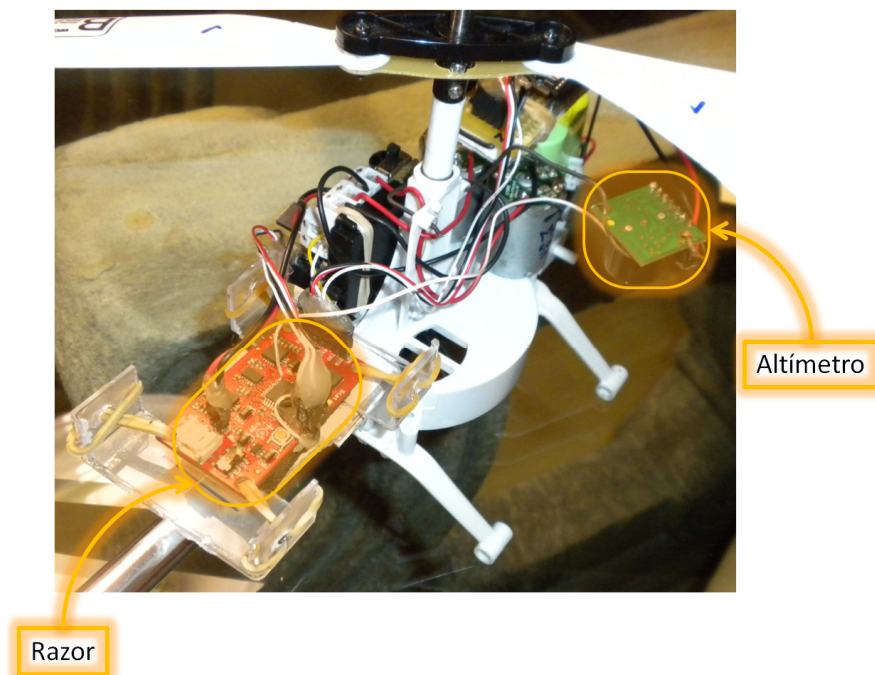


Ilustración 4-79: Ubicación final de los sensores en el aparato.

### 4.3 Control

El control del helicóptero es el objetivo final del proyecto. Todo el desarrollo llevado a cabo a lo largo de este punto 4 es necesario para conseguir controlar el helicóptero en la práctica. Controlar el helicóptero consiste en dotarlo de cierta autonomía, atendiendo a sus limitaciones, para favorecer un manejo más seguro y preciso.

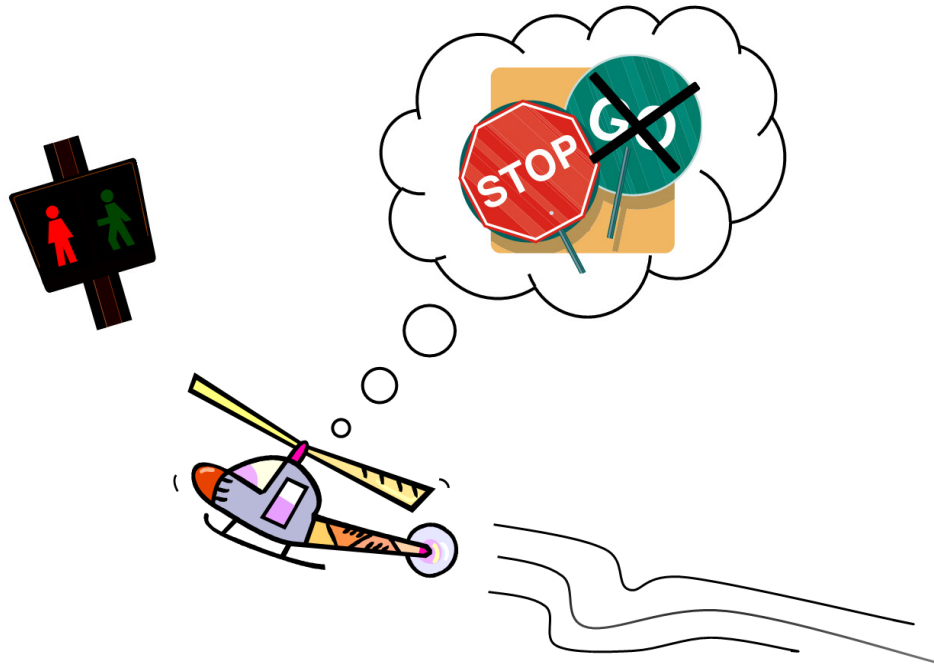


Ilustración 4-80: Atendiendo a las referencias que le llegan del exterior, el helicóptero debe ser capaz de responder a ellas adecuadamente. En eso consiste el control.

#### 4.3.1 Breve introducción a los sistemas de control

La ingeniería de control (9) es una disciplina que trata de modelizar matemáticamente una gama diversa de sistemas dinámicos y el diseño de controladores que harán que estos sistemas se comporten de la manera deseada. Aunque hoy en día la mayoría de controladores son electrónicos (micro-controladores, circuitos electrónicos y microprocesadores), también existen controladores mecánicos o neumáticos.

El objetivo del control automático (33) es manejar mediante una o varias entradas (referencias) una o varias salidas de un sistema (planta). Existen dos posibles estrategias principales: el control en lazo abierto y el control por realimentación. El control por lazo abierto se logra implantando un controlador cuya función de transferencia sea inversa a la de la planta. La función de transferencia de un sistema es la que relaciona la entrada con la salida del mismo. Por ejemplo, la función de transferencia de un péndulo de un reloj, ante un desequilibrio del mismo, responde con un movimiento periódico subamortiguado. Si se enlazan dos funciones de transferencia inversas entre sí, la salida obtenida es igual a la entrada. Este tipo de control se emplea en las lavadoras, en las que el tambor funciona por ciclos determinados sin hacer uso de sensores. Otro buen ejemplo son los chuts en fútbol, en los que el futbolista trata de implementar esa dinámica inversa subconscientemente en su cabeza para mandar la pelota allá donde quiere. Los problemas del control por lazo abierto

son que jamás se conoce la planta al detalle, luego no se puede lograr una función inversa perfecta, es incapaz de compensar perturbaciones y no es útil para sistemas inestables.

En este caso se requiere de un sistema de control por realimentación que use la medición de la salida del sistema como si fuera otra entrada del mismo, que pueda ajustar automáticamente la actuación para variar la salida y llevarla al valor deseado. Mediante el control por realimentación se pueden controlar sistemas inestables y compensar perturbaciones. La principal desventaja es que requiere de sensores y el coste se incrementa. En un sistema realimentado los principales subsistemas son los que se muestran en la imagen siguiente.

Esquema general del control por realimentación

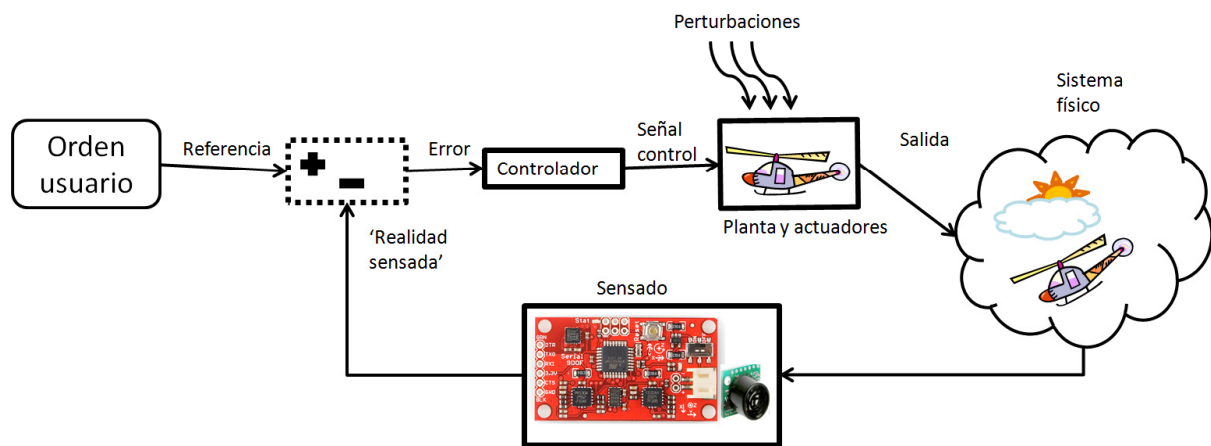


Ilustración 4-81: Esquema general de control adaptado a las circunstancias de este proyecto.

- La orden del usuario o referencia es lo que el usuario quiere que haga el helicóptero: despegar, girar, aguantar posición, avanzar a una velocidad determinada...
- El controlador es la asistencia al vuelo, el piloto automático. Toma la diferencia entre lo que el usuario desea y la realidad sensada; en otras palabras, el error, y trata de reducirlo. Su salida es la señal de control u orden de navegación.
- Esta orden de navegación se envía a los actuadores que la ejecutan y la dinámica de la planta responde en consecuencia. La planta puede verse afectada por diversas perturbaciones.
- La respuesta o salida es sensada, cerrándose el lazo. Esta operación es la que se llama realimentación y da nombre a la estrategia de control.

### 4.3.2 Objetivos del sistema de control en este proyecto

Los objetivos del sistema de control en este proyecto son varios:

- Caracterizar la planta de forma adecuada para extraer toda la información posible al respecto.

- Lograr el control del helicóptero en la medida que sea posible; esto es, atendiendo a los grados de libertad que permita el mismo.
- Implementar el controlador en la práctica y estudiar los problemas que se presentan así como posibles soluciones.

### 4.3.3 Caracterización de la planta

La planta es el sistema dinámico en su totalidad. Comprende su dinámica propia, la de las perturbaciones y la de los actuadores. Se va a caracterizar todo lo relacionado con la dinámica del helicóptero: la aerodinámica, las principales fuerzas presentes y algún resultado adicional.

#### 4.3.3.1 Aerodinámica

Como el helicóptero es una aeronave, son precisas una serie de nociones básicas sobre aerodinámica. La aerodinámica es una rama de la mecánica de fluidos que estudia las acciones que aparecen sobre los cuerpos sólidos cuando existe un movimiento relativo entre estos y el fluido que los baña es un gas. Las principales fuerzas encargadas de impulsar y dirigir al helicóptero, así como de perturbarlo, son de naturaleza aerodinámica. A la hora de resolver un problema aerodinámico es necesario determinar las propiedades principales del fluido: velocidad, presión, densidad y temperatura, en función del tiempo y del punto estudiado.

Una vez el campo fluido está modelizado, es posible calcular las fuerzas y los momentos que actúan sobre el cuerpo sumergido en dicho campo fluido. Matemáticamente, casi siempre es imposible modelizar a la perfección el campo fluido, por lo que es frecuente recurrir a soluciones numéricas por ordenador y a simplificaciones, como las de adoptar coeficientes empíricos.

##### 4.3.3.1.1 Nociones básicas

Todo el mundo ha experimentado alguna vez las fuerzas y momentos que provoca el aire en la mano al sacar esta por la ventanilla de un coche a alta velocidad. Si se estiran los dedos y coloca la palma paralela al piso de la carretera, la resistencia que opone esta es menor que con la mano abierta y opuesta al viento. Si se comienza a pivotar la mano en dirección longitudinal al brazo, se experimenta un empuje vertical y hacia arriba (o hacia abajo, según el giro) mayor conforme aumenta el giro. Llega un momento en el que las fuerzas sobre la mano más que elevarla la impulsan hacia atrás; la mano ha entrado en pérdidas.

La naturaleza de las fuerzas que hacen volar a los aviones o a los helicópteros y agarrarse al firme a los fórmula 1 es la misma que juguetea con la mano fuera de la ventanilla. En estos casos, los avances de la técnica han propiciado que el ser humano sea capaz de dirigir esas fuerzas para conseguir objetivos determinados. La mejor forma de entender cómo surgen las fuerzas aerodinámicas es partir de la naturaleza, en este caso de las aves y su perfil alar. En aeronáutica también es conocido como perfil aerodinámico y se denomina así a la forma plana que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genere sustentación.

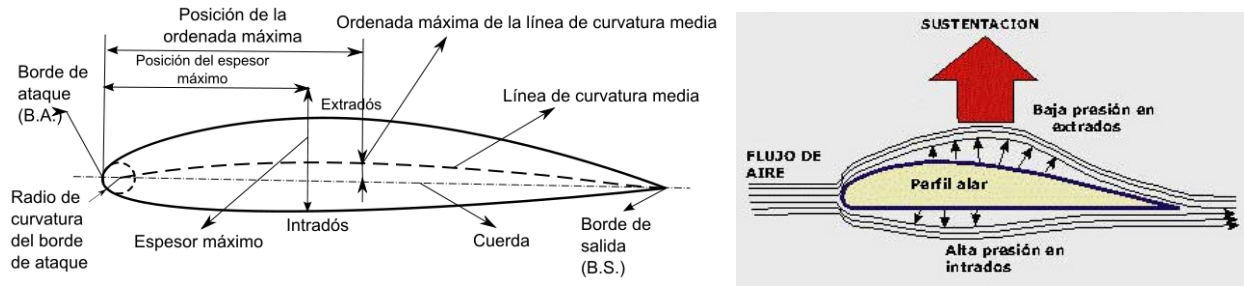


Ilustración 4-82: Perfil alar con su nomenclatura.(9)

Cuando un águila planea, las partículas de aire que bañan sus alas experimentan distintas velocidades para poder mantener la continuidad de movimiento. La continuidad de movimiento implica que la masa entrante a un determinado volumen de control sea la misma que la saliente. En concreto, las partículas que circulan por la parte superior del ala deben aumentar su velocidad y las que circulan por la parte inferior, reducirla ya que la distancia es mayor por la parte superior que por la inferior.

Ambos grupos de partículas deben cumplir el principio de conservación de la energía mecánica<sup>72</sup>, por lo que se produce una disminución de presión en las partículas que han visto incrementada su velocidad y un aumento en las deceleradas (la altura es prácticamente constante). En términos globales, se ha provocado que exista una diferencia de presiones entre el plano superior e inferior de las alas del águila, que actuando en todo el área de su ala crea la fuerza suficiente para que pueda volar. Físicamente hablando, en sus alas surgen dos fuerzas: una fuerza de sustentación o ‘*lift*’ y otra fuerza de empuje o ‘*drag*’.

$$Lift = \frac{1}{2} * densidad\_aire * velocidad^2 * \acute{a}rea\_ala * C_L$$

$$Drag = \frac{1}{2} * densidad\_aire * velocidad^2 * \acute{a}rea\_ala * C_D \quad 4-89$$

Los factores físicos de los que dependen estas fuerzas son:

- La densidad del aire: que decrece con la altura y depende de la presión atmosférica. El techo de vuelo de casi todos los helicópteros comerciales está limitado a unos 6000 metros por esta consideración.
- La velocidad al cuadrado, relativa entre el fluido y la superficie sustentadora.
- El área de dicha superficie
- Dos coeficientes que en la mayoría de los casos se determinan de forma empírica.

Estos últimos coeficientes dependen del perfil alar en cuestión, de su rugosidad, del número de Reynolds... y del ángulo de ataque. El ángulo de ataque es el ángulo que forma la dirección de aire incidente sobre el perfil alar con la cuerda geométrica del mismo. Conforme el ángulo de ataque aumenta, el coeficiente de sustentación también lo hace. Al principio esta relación es bastante lineal. Para un ángulo dado, el coeficiente de

<sup>72</sup> La energía mecánica considerada sigue la ley de Bernoulli y es la suma de la energía debida a la presión, la energía potencial debida a la altura y la energía cinética debida a la velocidad.

sustentación comienza a decrecer muy bruscamente y el perfil entra en pérdidas (*stall* en inglés). Lo que sucede físicamente es que conforme aumenta el ángulo de ataque, el coeficiente de rozamiento  $C_D$  también aumenta, pero de forma exponencial. Conviene que el perfil trabaje entorno al punto en el que la relación entre el coeficiente de sustentación y el de rozamiento sea máximo (ver línea verde de la gráfica siguiente).

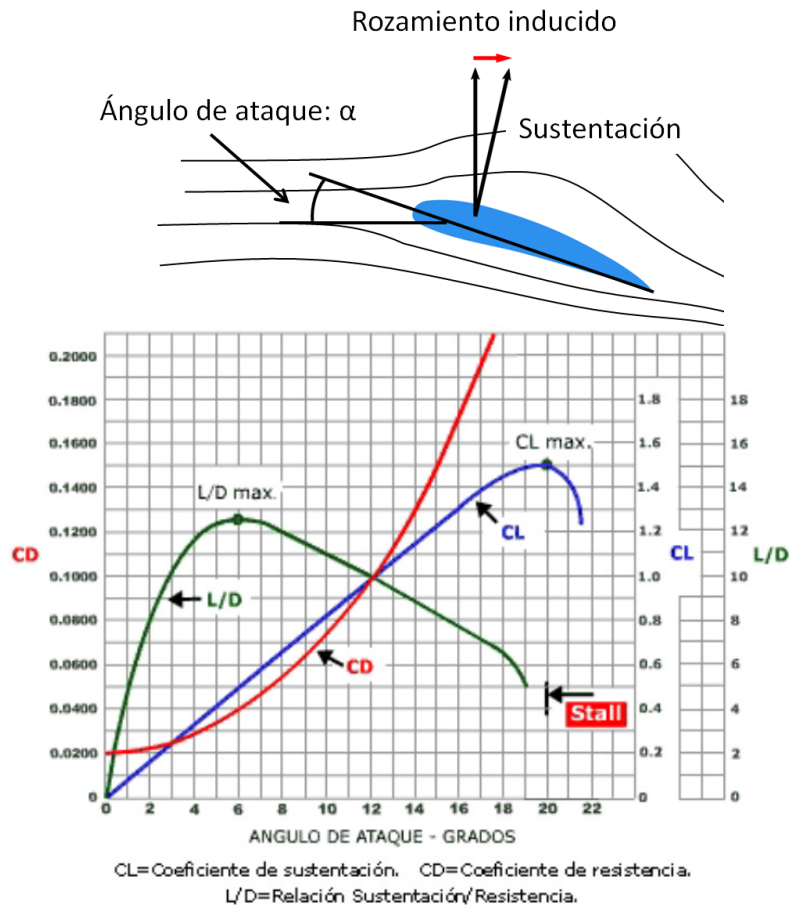


Ilustración 4-83: (Arriba) Fuerzas de 'lift' o sustentación y 'drag' o rozamiento en un perfil alar, se muestra también el ángulo de ataque. (Abajo) Curvas típicas de los coeficientes de sustentación y rozamiento de un perfil alar (9).

#### 4.3.3.1.2 Rotor del helicóptero

El rotor del helicóptero está formado por un conjunto de alas equiespaciadas y encastradas por uno de sus extremos. Cuando se produce el giro de estas con respecto al encastre, el conjunto de fuerzas aerodinámicas que actúan sobre cada una de estas permite sustentar y mover el helicóptero.

Un helicóptero convencional tiene dos rotores: un rotor principal y un rotor trasero o de cola. El rotor principal es el encargado del empuje del helicóptero mientras que el rotor trasero se emplea para contrarrestar el momento de guiñada que provoca el giro del rotor principal. Las palas del rotor principal están ancladas mediante un mecanismo que permite modificar la inclinación de estas en función de la rotación. De este modo se puede direccionar el vector de empuje producido por el rotor y desplazar el helicóptero en cualquier dirección.



En este tipo de helicópteros, el rotor gira casi siempre a las mismas revoluciones por minuto y las alas giran siempre a la misma velocidad. Para lograr un mayor o menor empuje, se modifica mediante un mecanismo el ángulo de inclinación de todas las palas por igual, provocando un incremento en el ángulo de ataque y un aumento en la fuerza de sustentación. Este control recibe el nombre de colectivo y permite modificar la altura del helicóptero.

También se puede variar cíclicamente el ángulo de inclinación de todas las palas. Por ejemplo, aumentándolo cuando la pala se encuentra delante y disminuyéndolo cuando se halla en la posición opuesta, se consigue que el helicóptero se deslice hacia atrás. Este control recibe el nombre de cíclico.

Mediante ambos controles más la regulación del rotor trasero, puede manejarse un helicóptero con total libertad. No obstante, hay que tener en cuenta que el helicóptero convencional es una máquina inestable por naturaleza.



Ilustración 4-84: Encastre del rotor de un helicóptero convencional. Detalle del mecanismo. Extraído de los apuntes de helicópteros de I. Técnica Aeronáutica de la UPM.

Un efecto curioso que se presenta en el vuelo de los helicópteros es el de la asimetría de flujo. Surge cuando el helicóptero se desplaza horizontalmente debido a que la velocidad relativa del viento que ve la pala al avanzar y al retroceder es ligeramente distinta. Este efecto crea un momento de balanceo y aunque en este caso no haya que tenerlo en cuenta, no hay que restarle importancia, limita la velocidad de crucero máxima en los helicópteros.

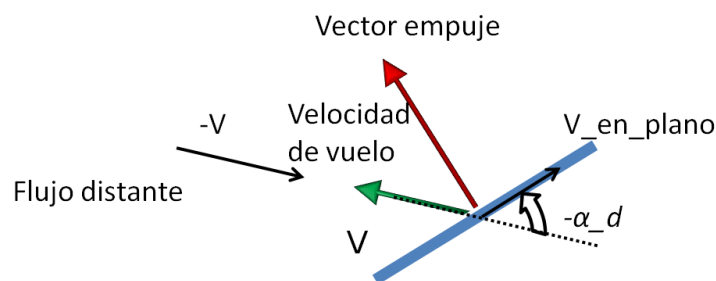


Ilustración 4-85: Rotor de un helicóptero desplazándose horizontalmente(34).

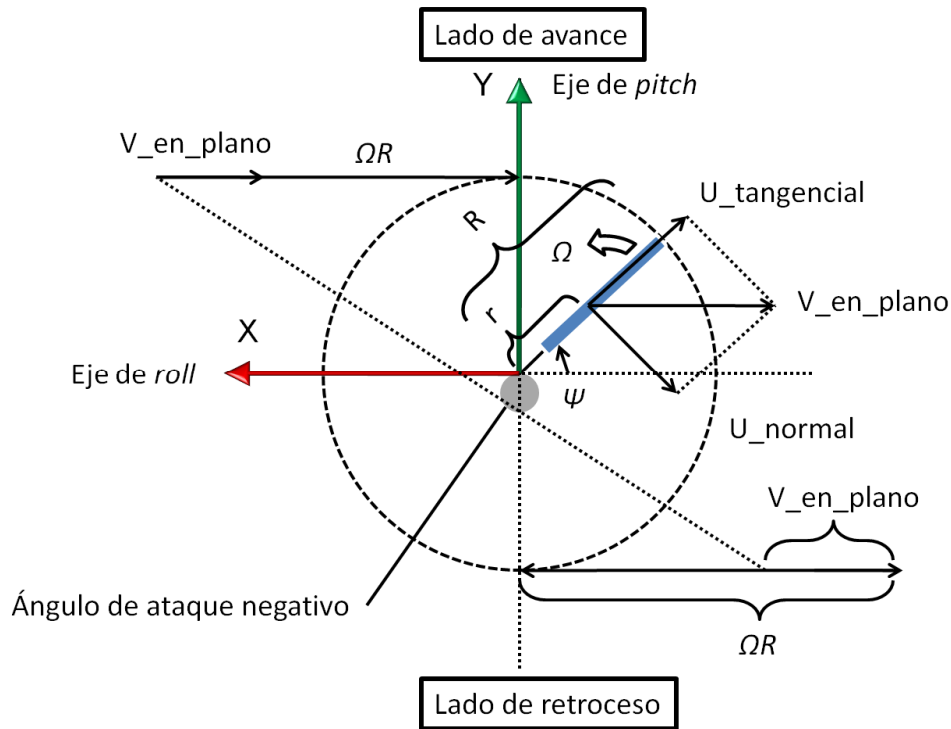


Ilustración 4-86: Efecto de la velocidad horizontal del aire incidiendo en un rotor de helicóptero visto desde arriba (34).

Para dar cuenta de este efecto, así como de otros pares, fuerzas y momentos que puedan aparecer en las palas y a la postre en el encastre, las articulaciones entre las palas y el encastre son complejos diseños mecánicos que tratan de dar cuenta de estos efectos con la mayor eficacia posible (ver Ilustración 4-84).

Una variación al helicóptero convencional son los helicópteros coaxiales, con dos rotores totalmente superpuestos. En los helicópteros coaxiales convencionales, ambos rotores poseen los controles de colectivo y de cíclico. En ellos no es necesario un rotor trasero para contrarrestar momentos ya que los momentos de ambos rotores se compensan entre ellos.



Ilustración 4-87: (9) Helicóptero militar coaxial Kamov Ka-50. Ver la ausencia de rotor trasero.

El helicóptero de este proyecto tiene un rotor coaxial, pero que no está dotado ni de cíclico ni de colectivo. Sus palas son de plástico y se encastran mediante un tornillo. El único elemento de especial importancia es la barra estabilizadora.

#### 4.3.3.1.3 Rotor coaxial

En el rotor coaxial, los dos rotores giran en sentidos contrarios. Esta configuración tiene como ventajas respecto al sistema convencional la posibilidad de contrarrestar el momento de guiñada, la corrección las asimetrías de flujo (se compensan), es más silencioso, más estable y el riesgo de entrar en pérdidas es menor. Sin embargo, la velocidad de crucero es menor, así como el rendimiento y el mecanismo del rotor es más complejo.

En las primeras etapas del desarrollo de este proyecto se modelizó el rotor coaxial con la ayuda de un ordenador, gracias a lo cual se comprendió en detalle su funcionamiento y se extrajeron conclusiones útiles. El rendimiento de un rotor cualquiera depende de la velocidad vertical (perpendicular a este) con la que el aire incida sobre el mismo. Conforme esta velocidad aumenta, el ángulo de ataque y el empuje disminuyen. Así pues, en un rotor coaxial, el rotor superior experimenta siempre un rendimiento aerodinámico mayor que el inferior, pues casi la totalidad del aire que entra en contacto con el segundo ha sido previamente acelerado por el rotor superior. El par generado por ambos también es distinto.

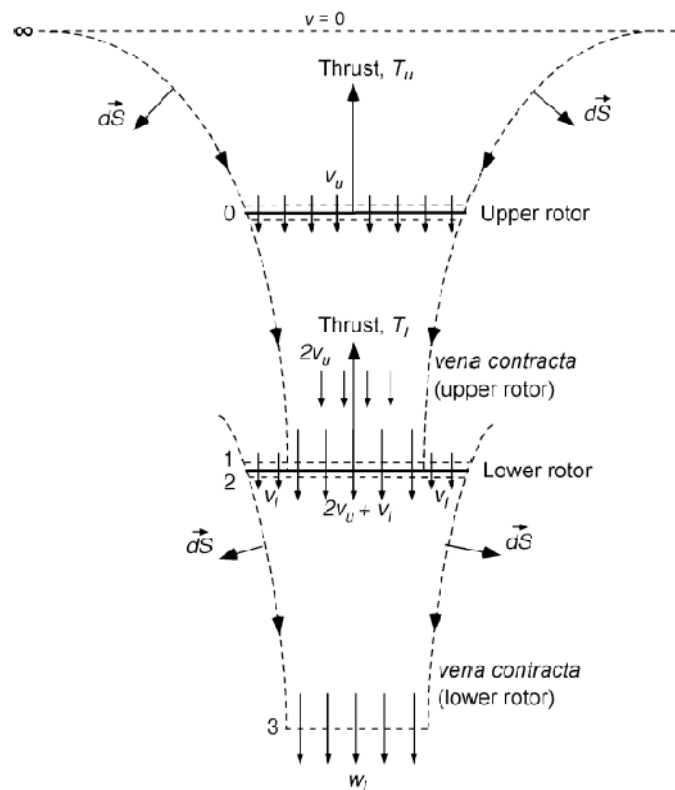


Ilustración 4-88: (35) Representación de un rotor coaxial con los tubos de fluido que atraviesan los rotores superior e inferior.

La formulación que implicó toda la modelización (que se realizó por integración numérica) es muy extensa y dado que finalmente no se emplearon dichos resultados en la práctica, se omiten todos los desarrollos y ecuaciones llevados a cabo. La principal

conclusión extraída a raíz de todo este proceso fue la idea de desacoplar la velocidad giro de ambos rotores y su diferencia a la hora del control del helicóptero.

#### 4.3.3.2 Fuerzas que actúan sobre el helicóptero

El movimiento del helicóptero se produce debido a una serie de fuerzas y momentos provenientes de distintos efectos físicos, siendo la mayoría de estos son de naturaleza aerodinámica. Las fuerzas subrayadas son las únicas acciones sobre las que el usuario puede influir.

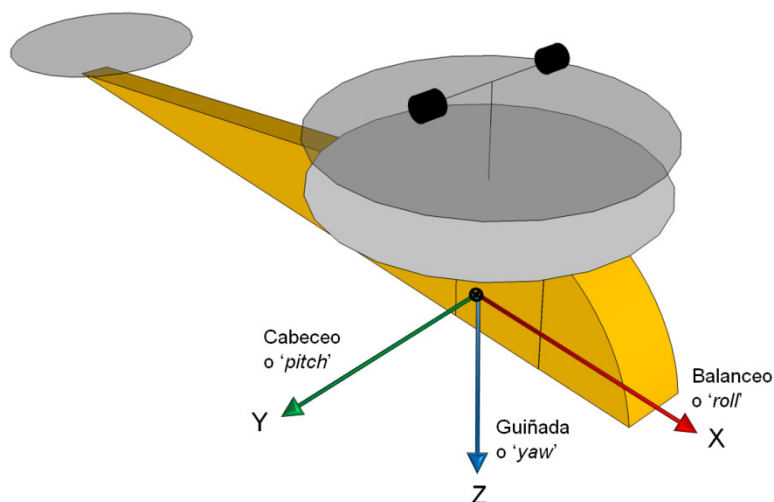


Ilustración 4-89: Helicóptero y sus ejes.

- Momentos de *roll*:
  - Provocado por el rozamiento del viento lateral en el cuerpo.
  - Provocado por el rozamiento del viento lateral en el rotor.
  - Efecto estabilizador de la barra estabilizadora.
  - Efectos giroscópicos debido al giro de los rotores.
  
- Momentos de *pitch*:
  - Provocado por el empuje del rotor trasero.
  - Provocado por el rozamiento del viento longitudinal en el cuerpo.
  - Provocado por el rozamiento del viento longitudinal en el rotor.
  - Efecto estabilizador de la barra estabilizadora.
  - Efectos giroscópicos debido al giro de los rotores.
  
- Momentos de *yaw*:
  - Desequilibrio de pares producido por el rotor coaxial.
  - Par producido por el rotor trasero.
  - Variaciones de velocidad angular de los rotores, especialmente el efecto de la barra estabilizadora.
  - Rozamiento con el viento.
  
- Fuerzas sobre el eje Z:
  - Empuje producido por el rotor coaxial.

- Fuerza de la gravedad.
- Empuje rotor trasero
  
- Fuerzas sobre el eje Y:
  - Rozamiento del viento lateral sobre el cuerpo y el rotor.
  - Efecto de la barra estabilizadora sobre el empuje.
  
- Fuerzas sobre el eje X:
  - Rozamiento del viento longitudinal sobre el cuerpo y el rotor.
  - Efecto de la barra estabilizadora sobre el empuje.
  - Acción del rotor trasero sobre el vector empuje.

La primera conclusión que se extrae es que no hay nada que hacer con este helicóptero en lo que al desplazamiento lateral y al ángulo de balanceo respecta, se está a expensas de la más ligera brisa o perturbación del aire que baña al helicóptero. Lo cual provoca que el vuelo del helicóptero sea indicado para interiores relativamente amplios<sup>73</sup>. Es más, dentro de interiores, las corrientes de aire que induce el propio vehículo son suficientes para perturbarlo ligeramente.

Además, la dificultad a la hora de la caracterización conjunta de todas estas fuerzas de manera suficientemente exacta como para lograr una aceptable modelización del helicóptero derivó en la estrategia de control de prueba y error, como se explica más adelante.

Un efecto interesante es el efecto tierra, gracias al cual el empuje proporcionado por un rotor se incrementa cuando se aproxima este a un plano horizontal, como el suelo. Físicamente se produce por que las condiciones de contorno del campo de velocidades del fluido que abandona el rotor se modifican.

#### 4.3.3.3 Estabilidad del helicóptero coaxial

Una ventaja del rotor coaxial es que le dota al helicóptero de una mayor estabilidad, por eso la mayoría de helicópteros radiocontrol de juguete (como el empleado en este PFC) emplean esta configuración.

---

<sup>73</sup> En contraposición a lo que garantiza el fabricante

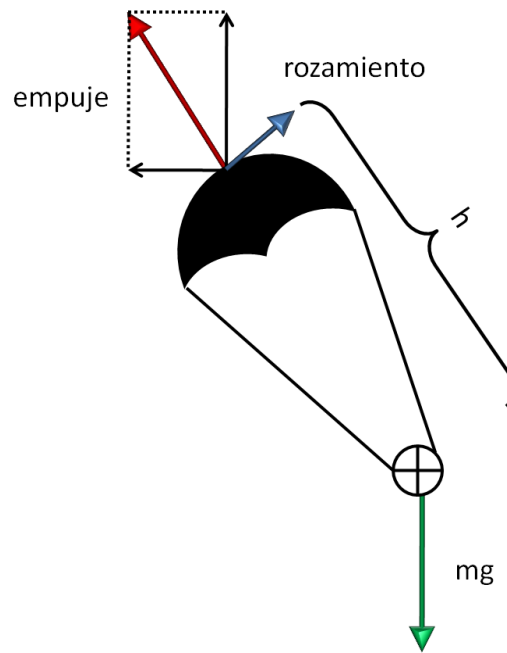


Ilustración 4-90: Paracaídas en caída libre.

La estabilidad, en lo que a los ángulos de *roll* y *pitch* se refiere, equivale a un paracaídas descendiendo en caída libre. Los momentos encargados de estabilizar la actitud del helicóptero son los debidos a la resultante de fuerza de rozamiento entre el rotor y el aire multiplicado por la distancia  $h$  al centro de gravedad<sup>74</sup>. Como el rotor coaxial tiene dos rotores, esta estabilidad es mayor. El sistema descrito es un sistema de segundo orden subamortiguado ya la fuerza estabilizadora es bastante pequeña. Además, en aras de buscar esta estabilidad, la inclinación del vector empuje provocará el desplazamiento horizontal del helicóptero. Si se desarrollan y linealizan las ecuaciones del movimiento, los vectores y valores propios pueden calcularse fácilmente. La estabilidad en la auto-rotación es mucho más evidente debido al giro contrapuesto de ambos rotores.

La experiencia práctica dicta que el helicóptero coaxial Salvation 5 es estable, pero su estabilidad no es debida a la configuración de su rotor si no a un elemento clave adosado a este: la barra estabilizadora.

#### 4.3.3.4 La barra estabilizadora: un elemento clave

El elemento más sorprendente dinámicamente y mecánicamente hablando de todos los componentes del helicóptero es la barra estabilizadora acoplada al rotor superior. Este sistema recibe el nombre de sistema de control Bell-Hiller en honor de la combinación de dos sistemas, uno desarrollado por la compañía Bell y otro desarrollado por Stanley Hiller Jr. Sin embargo, la barra estabilizadora fue inventada por el ingeniero norteamericano Arthur M. Young, como solución a las extremas dificultades con la estabilización de rotores convencionales en presencia de viento o en vuelo horizontal. Está formada por dos masas o paletas ancladas en sendos extremos de una barra que gira solidaria al eje rotor superior y está articulada en un plano perpendicular a este.

<sup>74</sup> Si el rotor estuviera situado debajo del centro de gravedad entonces el helicóptero sería inestable, como un péndulo invertido.



Ilustración 4-91: Helicóptero del PFC con la barra estabilizadora en un primer plano.

La barra puede girar alrededor del bulón (número 80). El encastre (número 78) está también articulado en la dirección de las palas. Tanto la barra como el encastre están enlazados mediante la pieza 83. Si la barra gira, el encastre también y los ángulos de paso o inclinación de las alas 77 y 77' se modifican: el de una aumenta y el de la otra disminuye.

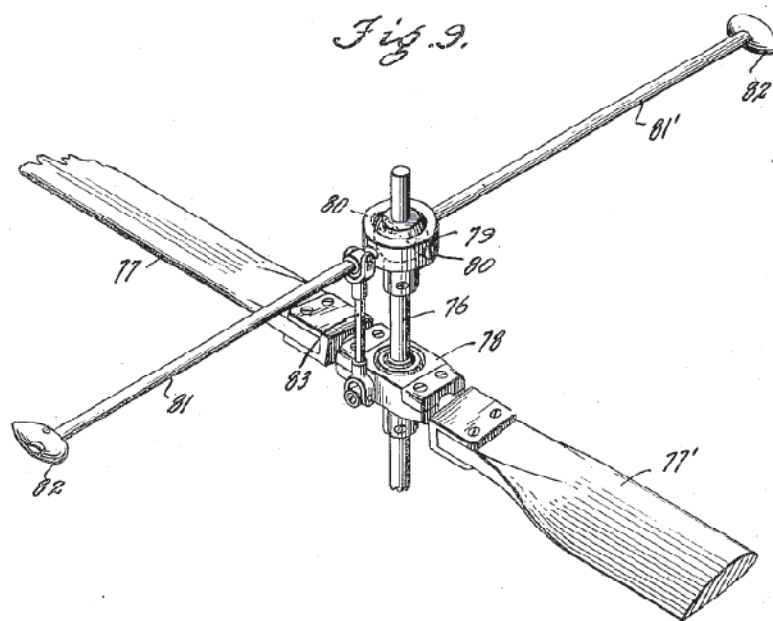


Ilustración 4-92: Barra estabilizadora inventada por Arthur M. Young. Extraída de su patente(36).

Cuando el helicóptero está estabilizado en *hover* (planeando), tanto la barra 4 como el rotor 3 giran solidarios en los planos HH' y hh' respectivamente.

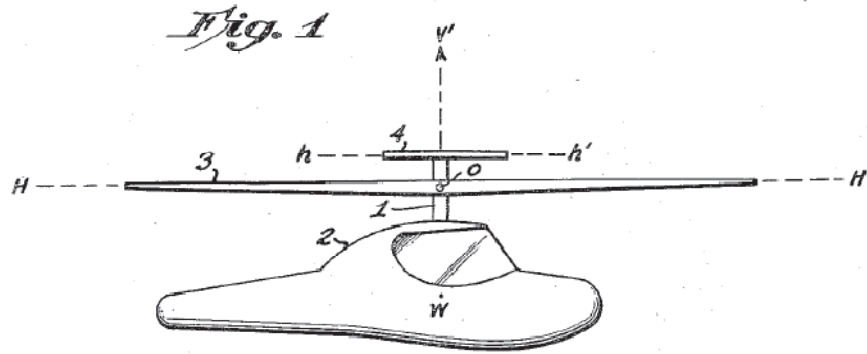


Ilustración 4-93: (36) Helicóptero y barra girando solidarios en ausencia de perturbaciones.

Si el helicóptero es sometido de repente a una racha de viento frontal, el mástil 1 se inclina, el plano del rotor pasa a ser  $RR'$  y el  $PP'$  del helicóptero se modifican en direcciones opuestas. No obstante, la barra estabilizadora continúa girando en el plano  $hh'$ , ya que mantiene su inercia de giro sobre el mismo eje (el viento no afecta a las masas que al estar alejadas del encastre dotan de una mayor inercia al sistema).

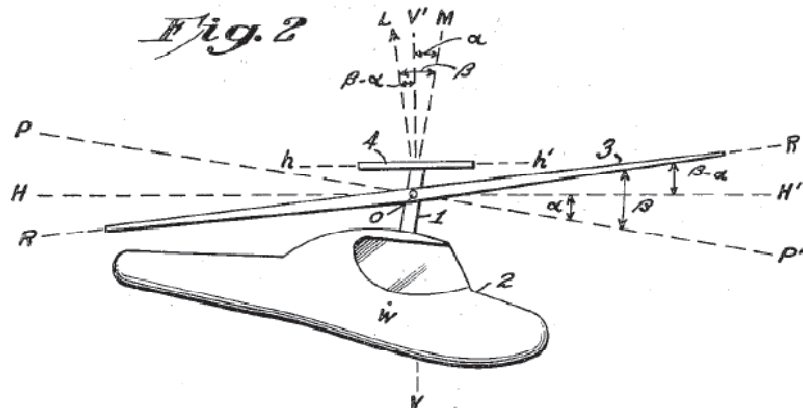


Ilustración 4-94: (36) Efecto en el helicóptero y en el mecanismo de una perturbación, como una racha de viento.

Como la barra estabilizadora y el rotor están enlazados, el cambio de inclinación previo se traduce en una modificación del ángulo de paso de las alas del rotor superior de tal forma que la resultante de las fuerzas aerodinámicas inducidas tiende a estabilizar el aparato.

Si el helicóptero se inclina hacia adelante gradualmente, el plano de giro de la barra estabilizadora se adapta a esta inclinación y ambos continúan girando solidarios. El efecto de la barra estabilizadora es nulo en este caso.



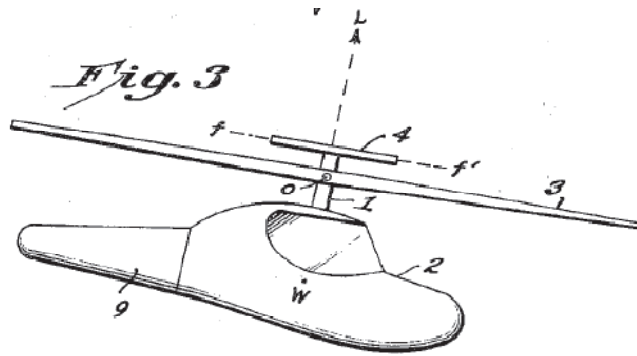


Ilustración 4-95: (36) Efecto en el mecanismo de una inclinación suave y progresiva hacia adelante.

De acuerdo a la patente (36), la barra estabilizadora es un dispositivo auto-centrador para perturbaciones externas cuya dinámica de control se desliga por completo del movimiento del vehículo; es decir, es una ayuda indirecta al control. El objetivo es proporcionar estabilidad positiva en cuerpos que tengan empuje rotativo. Su empleo en helicópteros convencionales es cada vez es más reducido, sin embargo está presente en la mayoría de los helicópteros de aeromodelismo, en todo tipo de modelos.

En el caso del helicóptero a controlar su importancia es clave. Dado que el rotor coaxial que tiene no está dotado de cíclico, incluso la perturbación más pequeña acaba desestabilizando al helicóptero.

#### 4.3.3.5 Grados de libertad del helicóptero

Como el helicóptero tiene tres motores, el número de grados de libertad del mismo es igual a tres. Esto no quiere decir que no se pueda desplazar a cualquier lugar, sino que estando en una determinada posición sólo puede ejecutar tres movimientos:

- Subir/bajar hacia arriba/abajo girando más/menos rápido el conjunto de los dos rotores
- Ir hacia delante/atrás inclinando la cola hacia arriba/abajo
- Girar a derecha/izquierda cambiando el par aplicado a cada uno de los rotores

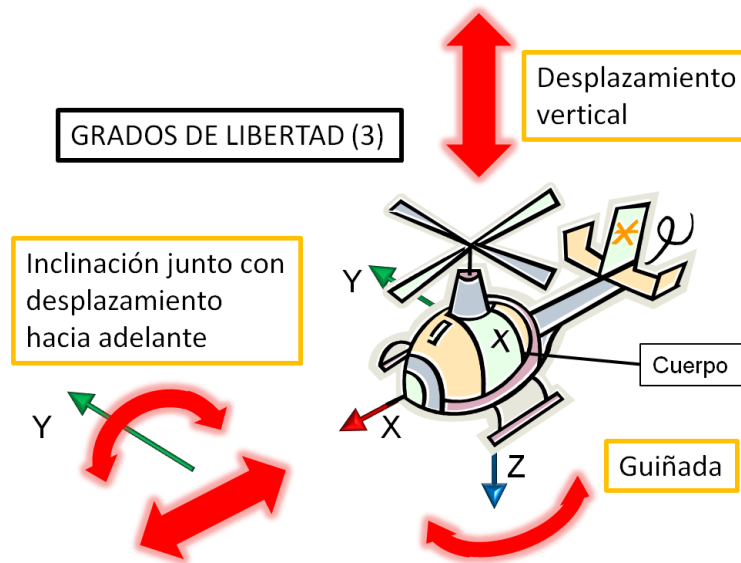


Ilustración 4-96: Los tres grados de libertad del helicóptero.

Los momentos dependen de la velocidad y el sentido de giro de los rotores. Los dos rotores coaxiales giran en sentidos opuestos y el rotor trasero puede girar en ambas direcciones, lo que permite conseguir fuerzas y momentos negativos y positivos. Todos los momentos y fuerzas aerodinámicas se recogen en la siguiente ilustración.

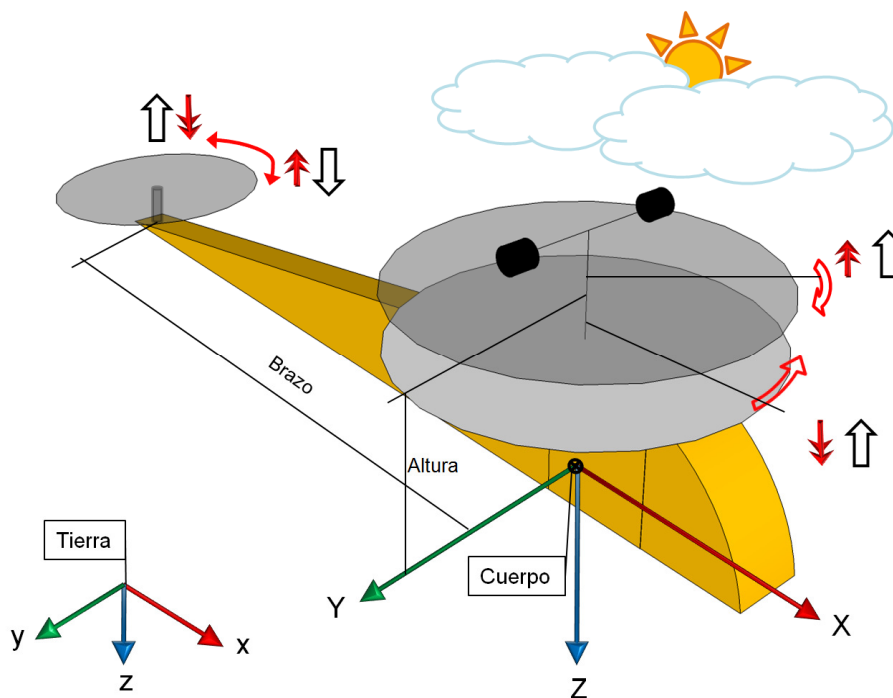
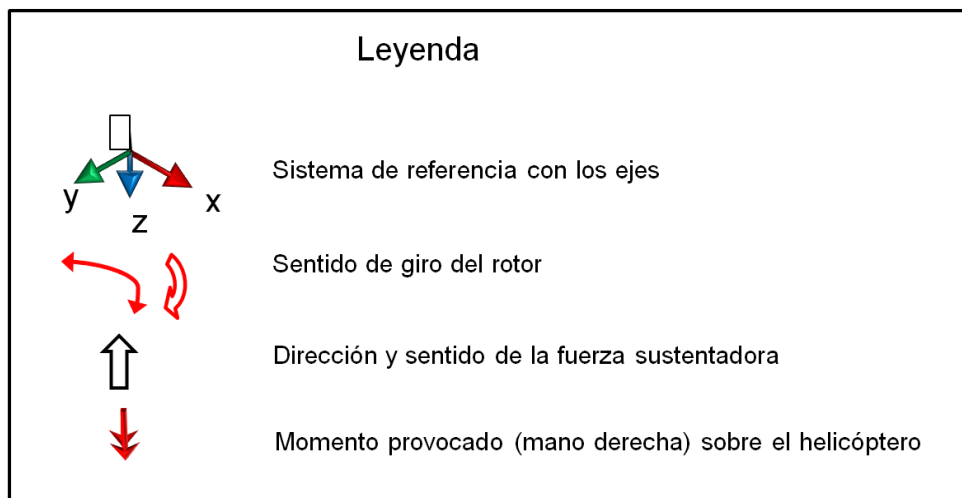


Ilustración 4-97: Representación gráfica del helicóptero, sus rotores y sentidos de giro y las fuerzas y momentos que provocan estos. La ilustración siguiente es la leyenda.



El empuje del rotor trasero multiplicado por la longitud del brazo provoca un momento de cabeceo sobre el helicóptero que gira el vector empuje levemente y le permite el desplazamiento hacia adelante o hacia atrás. A la hora de modelizar, controlar y actuar sobre el helicóptero, habrá que tener siempre en cuenta la figura anterior para conocer bien los efectos que pueden tener las órdenes de navegación. Los efectos de la barra estabilizadora no se cuentan porque el usuario no puede dirigirlos.

#### 4.3.4 Estrategias de control

El desconocimiento y optimismo iniciales motivaron al autor a una primera consideración de varias estrategias de control. Junto con el PID clásico se consideró también el empleo de la teoría de Lyapunov y la teoría de control óptima (LQ) así como el control robusto. Para todas ellas, excepto el PID (aunque también es aconsejable) es precisa una modelización previa de la planta; en otras palabras, es prácticamente necesario un simulador en el que simular el aparato y su comportamiento ante varios controles.

Hay que tener en cuenta que el sistema es un sistema MIMO (*Multiple-Input-Multiple-Output* o múltiples entradas y múltiples salidas), lo cual dificulta el control. Muchas veces se atacan estos sistemas desacoplando grados de libertad o buscando subsistemas SISO (*Single-Input-Single-Output*). Una vez el controlador hubiese sido determinado en el simulador o de acuerdo a expresiones matemáticas, se vuelca en el aparato y tras alguna corrección el comportamiento esperado debiera ser similar al simulado.

El problema radica en cómo modelizar de forma fiable este helicóptero en concreto, ya que si matemáticamente no es difícil<sup>75</sup>, sí que es muy improbable que su comportamiento se asemeje al de la realidad. Existen varias razones.

La primera es la modelización del rotor coaxial. No existe referencia alguna en torno al perfil de ala empleado, las alas son flexibles y presentan irregularidades. Los ejes tienen holguras y el rotor superior está articulado a la barra estabilizadora. La segunda atañe a la

<sup>75</sup> Existen dos formalismos: el de Newton-Euler y el de Lagrange. Las expresiones no son muy complicadas.

barra estabilizadora y sus efectos; son muy complicados de modelar matemáticamente. Además introduce no-linealidades e inexactitudes en el modelo.

En tercer lugar, a lo largo del proyecto, tanto el peso como las inercias del helicóptero surgieron variaciones así como las superficies y coeficientes que hay que tener en cuenta para los rozamientos. Muchos de estos parámetros se determinan de forma experimental con diversos ensayos. Otro motivo es la caracterización y comportamiento de los motores y de la batería, así como de las pérdidas mecánicas y eléctricas que puedan acontecer.

Finalmente, el comportamiento de los sensores debe ser tenido en cuenta de cara a una correcta modelización porque este puede ser impredecible y por supuesto no ideal. Todas estas conclusiones fueron extraídas realizando un simulador de vuelo con el programa de MatLab Simulink.

Así pues, una vez descartada la idea de lograr un control primario con el ordenador, se buscaron otras alternativas mientras se desarrollaban la instrumentación y las telecomunicaciones del aparato. La solución final fue implementar un control PID en cascada en el propio software de manejo del helicóptero.

### 4.3.5 Control con Simulink

Simulink es una herramienta poderosísima para modelar todo tipo de sistemas dinámicos. Su capacidad de cálculo es impresionante y se pueden extraer resultados valiosísimos con él. Por eso se realizó un primer simulador del helicóptero con Simulink. La sistemática es muy sencilla. En función de la velocidad de giro cada uno de los dos rotores del rotor coaxial y de la velocidad del helicóptero, se obtenía por interpolación a partir de una matriz de empujes la fuerza y el par proporcionado por cada uno de los tres rotores. Estas matrices debían ser calculadas previamente y almacenadas en un archivo aparte. Para su cálculo se midieron las cuerdas y las longitudes de las alas y se hicieron un sinnúmero de aproximaciones.

Los empujes y pares se añadían al resto de fuerzas (rozamientos y gravedad) y se pasaban a un bloque de Matlab que calcula todas las variables cinemáticas en función de las fuerzas y momentos introducidos y de la masa e inercia introducidas. Repitiendo este proceso muchas veces (resolviendo las ecuaciones diferenciales de forma numérica todo el rato), se logra el simulador.

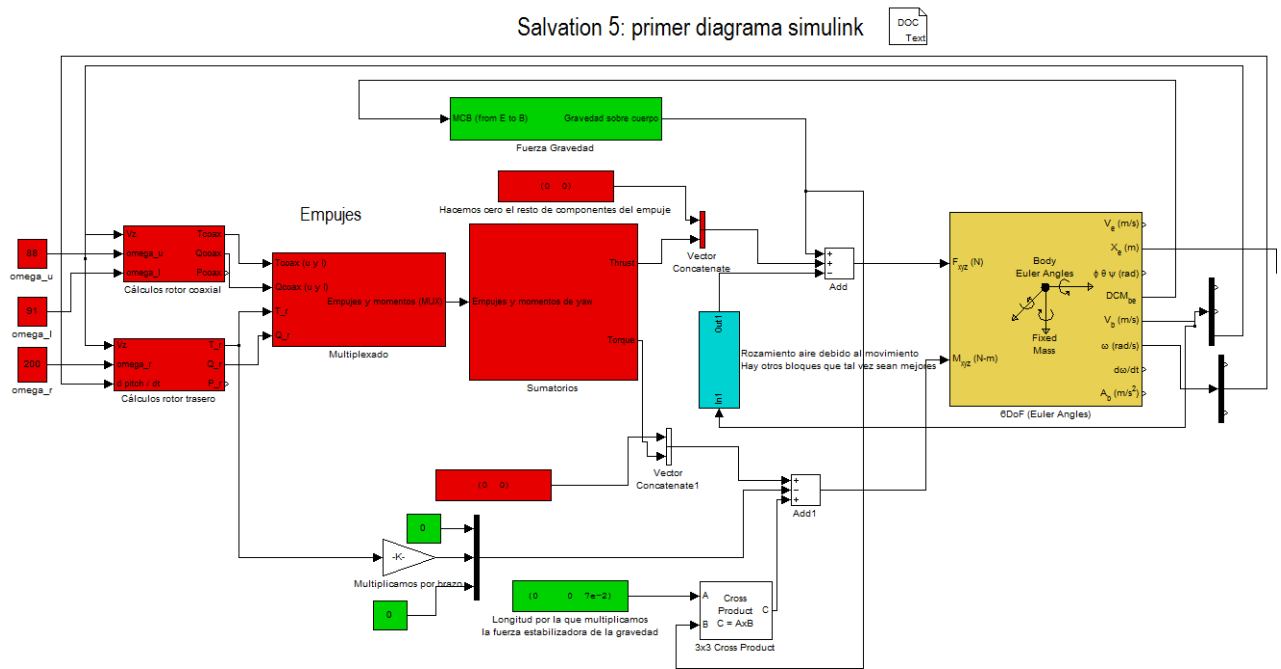


Ilustración 4-98: Diagrama en Simulink del simulador realizado.

Dicho simulador funcionaba correctamente. Si se simulan los primeros 15 s de vuelo para unas revoluciones de los tres rotores (superior, inferior y trasero) de 88, 91 y 200 rad/s respectivamente se obtiene la gráfica siguiente.

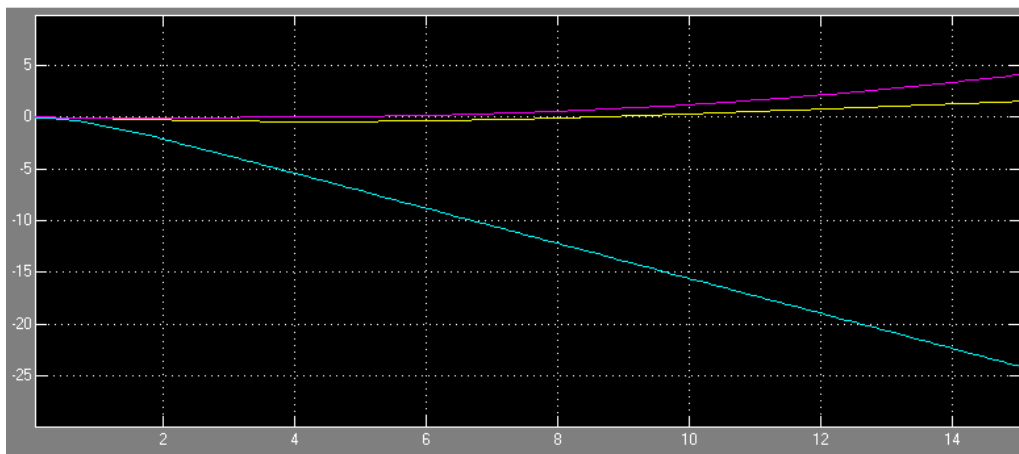


Ilustración 4-99: Vuelo simulado del helicóptero para unas revoluciones constantes.

Las líneas amarilla, magenta y cian representan el desplazamiento los ejes X, Y y Z respectivamente. Los valores negativos de Z significan que el helicóptero está subiendo (ver sus ejes).

Aunque se extrajo algún controlador PID que funcionaba relativamente bien con este simulador<sup>76</sup>, la gran cantidad de inexactitudes y suposiciones, el no haber modelado la barra estabilizadora junto con la importancia de sus efectos, la falta de conclusiones

<sup>76</sup> Existe un bloque en Simulink que automáticamente busca los parámetros adecuados para obtener una respuesta que

alentadoras, su incertidumbre de cara a la práctica y el no tener en cuenta el comportamiento de los sensores provocaron un cambio de rumbo en el desarrollo del proyecto y la adopción de la estrategia definitiva: dos controladores PID en cascada tuneados por prueba y error y programados en LabView.

### 4.3.6 Control con LabView: PID con prueba y error

Aunque el intento de controlarlo primero con Simulink no tuviera el éxito esperado, se extrajo una idea que posibilitaría el control de este y cualquier otro helicóptero de estas características: el desacople de los dos rotores a la hora del cálculo de las señales de control.

El helicóptero tiene tres rotores accionados por tres motores con escobillas. La orden de navegación que se le indica es un paquete de información con la potencia a suministrar a cada uno de los tres motores (y con estos a los rotores). Para ello se enumera a los motores de los rotores superior, inferior y trasero respectivamente con los números 1,2 y 3. El desacople<sup>77</sup> consiste en obtener alguna relación unívoca entre las potencias suministradas a los motores 1 y 2 con alguna característica de su movimiento.

Los únicos movimientos directamente causados por el rotor coaxial son el desplazamiento vertical y la guiñada o *yaw*. Desacoplar no consiste más que en darse cuenta de que el desplazamiento vertical depende principalmente de la velocidad angular de giro de ambos rotores mientras que el *yaw* únicamente depende de la diferencia de velocidades angulares entre ambos rotores. No se dispone de las medidas de las velocidades angulares por lo que se trabajara con potencias.

Por lo que en vez de emplear como señales de control las potencias a ambos motores por separado, se emplearán la potencia media de ambos rotores y su diferencia. Estas dos variables, que se denotan como ‘Potencia\_media’ y ‘Variación\_potencia’, no están totalmente desacopladas pero son las mejores para controlar el helicóptero.

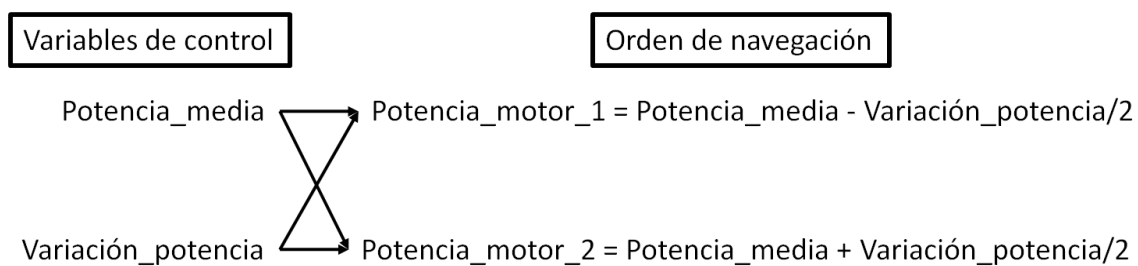


Ilustración 4-100: Relación entre las variables de control y la orden de navegación.

Los efectos de las variables de control son los siguientes.

<sup>77</sup> En un sistema multi-variable es común que los efectos de las entradas se entremezclen en las salidas. Desacoplar consiste tratar de obtener varios sistemas mono-variables a partir de un sistema multi-variable, de modo que cada entrada sólo afecte a una salida.

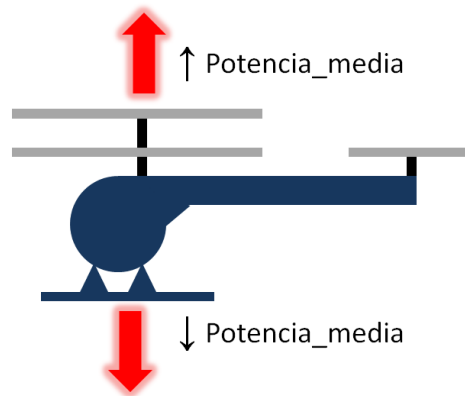


Ilustración 4-101: Efecto del incremento o decremento de la variable de control Potencia\_media en el helicóptero.

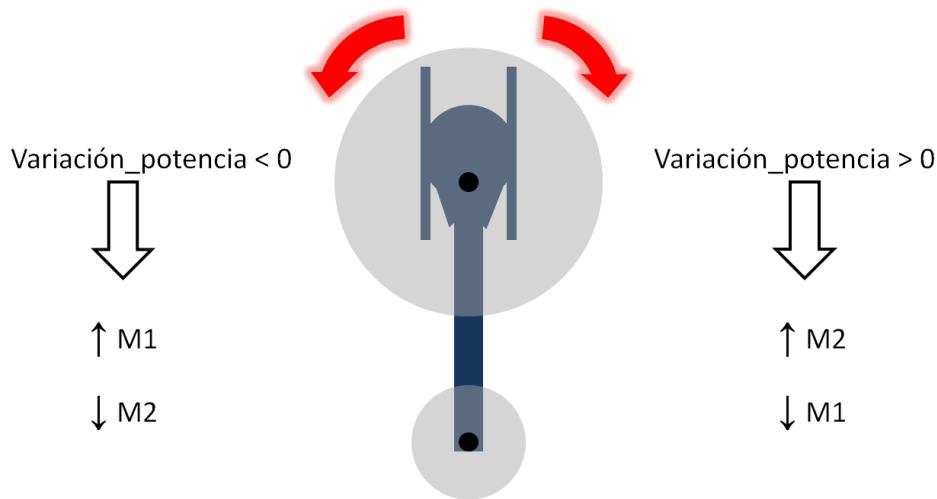


Ilustración 4-102: Efecto de la variable de control Variación\_Potencia en el helicóptero.

La tercera variable de control coincide con la potencia suministrada al motor 3, el rotor trasero. Su dinámica ya está desacoplada de la del resto del helicóptero. A la hora de controlarlo hay que centrarse por separado en cada uno de los tres movimientos posibles: el vertical, la guiñada o auto-rotación y el cabeceo junto con el desplazamiento horizontal. Pueden implementarse los tres controladores en paralelo o sólo uno o dos de ellos. Otra opción es el control en cascada. Esta ha sido la estrategia seguida.

Esquema general del controlado implementado

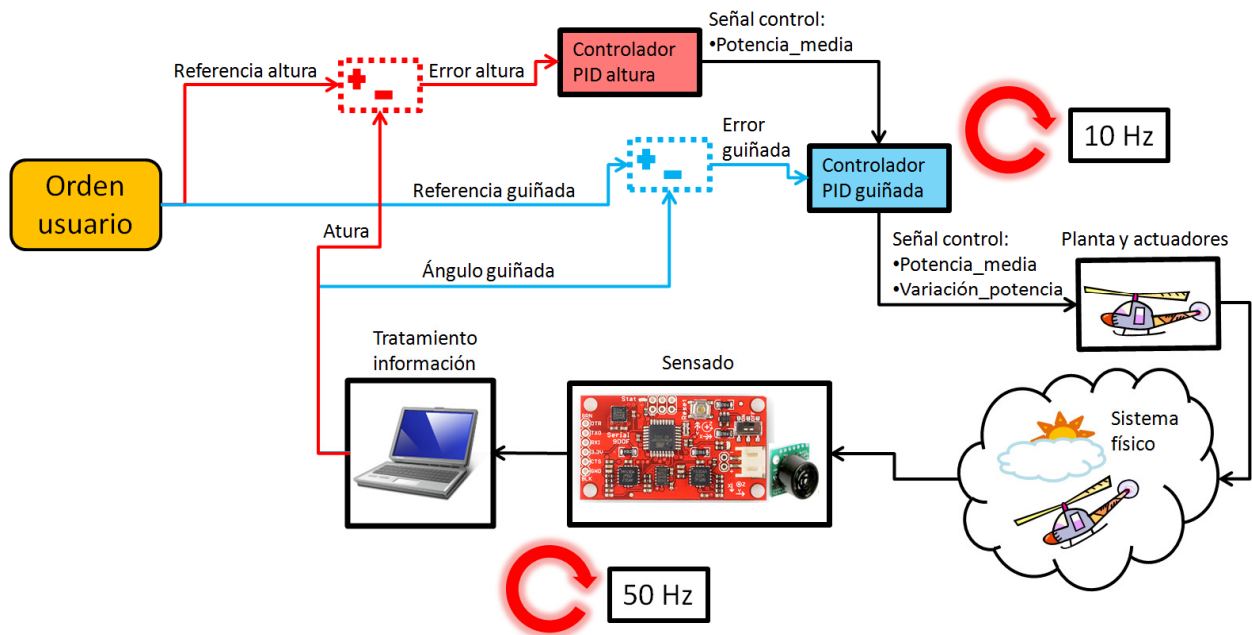


Ilustración 4-103: Esquema general del controlador diseñado e implementado.

Mediante el controlador de la figura anterior se consiguen regular de manera automática el desplazamiento vertical y el rumbo del helicóptero. Las señales de control son las variables definidas previamente como ‘Potencia\_media’ y ‘Variación\_potencia’. Para el *pitch* junto con el desplazamiento horizontal no se ha implementado ningún controlador, las razones se justifican en 4.3.6.3.

Aunque el control ha sido implementado digitalmente, se seguirá una estrategia de control automático tradicional. Cada uno de los controladores se detalla en las siguientes secciones.

#### 4.3.6.1 Control de la guiñada o yaw. El controlador PID.

El controlador que asiste a la guiñada fue el primero en implementarse satisfactoriamente. Consiste en un PID cuyas constantes ya están previamente fijadas pero pueden ser tuneadas libremente por el usuario para estudiar sus efectos. Incluye alguna modificación como el ‘wind-up’<sup>78</sup> integral.

<sup>78</sup> Tiene muchas acepciones en inglés y no se ha encontrado ninguna traducción clara al español. Su significado se explica en este apartado.



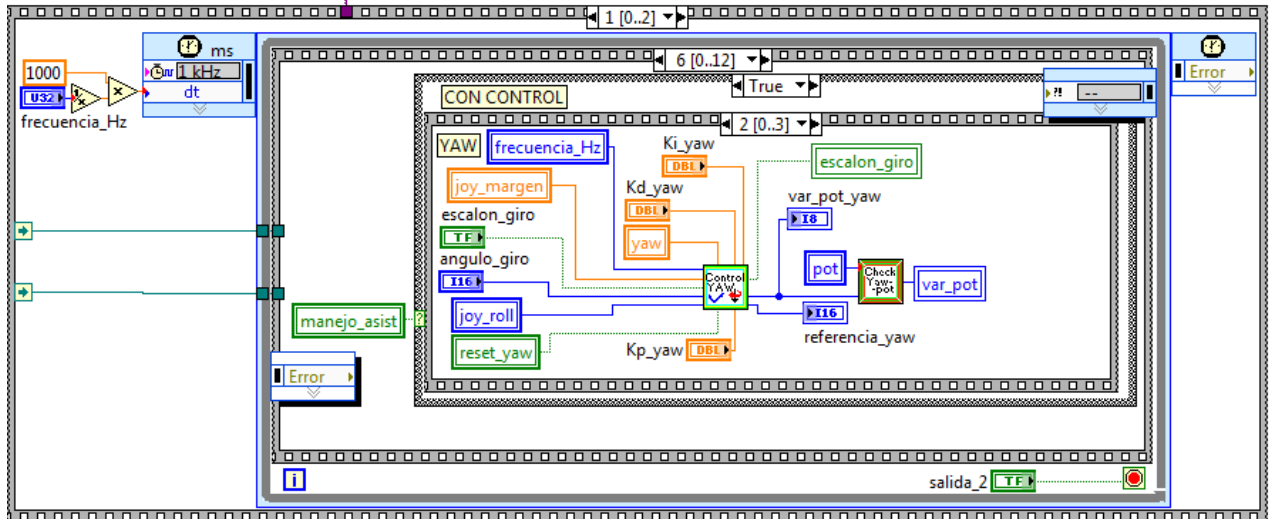


Ilustración 4-104: Captura de pantalla del controlador de guiñada y las variables que entran en juego: entre estas joy\_roll crea la referencia, yaw es el ángulo sentido y var\_pot es la señal de control.

Al controlador se le llama con una frecuencia de 10 Hz. Todos los subprocessos que se realizan se relacionan en la siguiente ilustración.

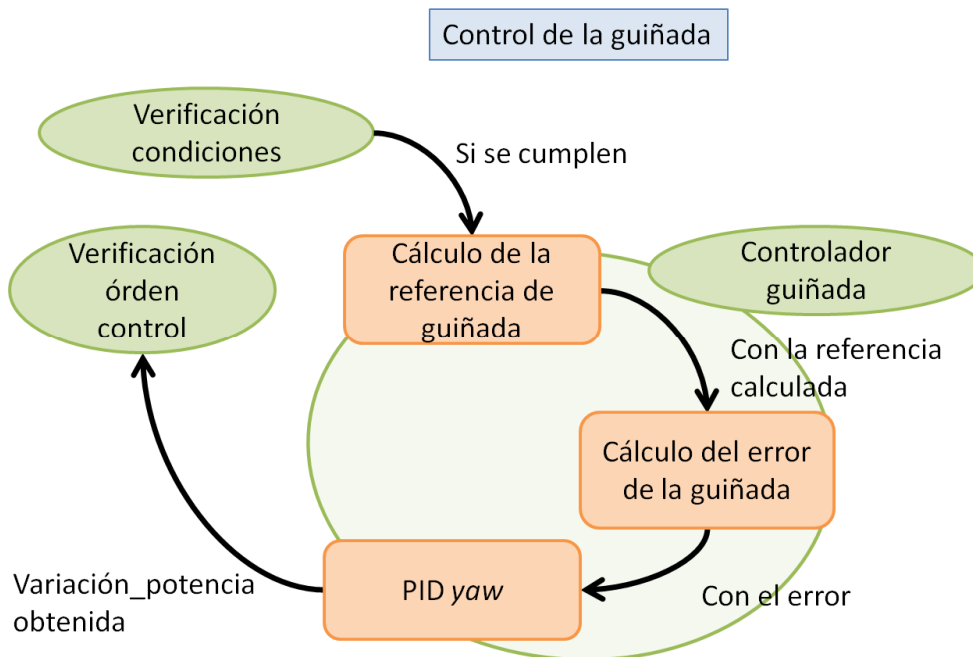


Ilustración 4-105: Relación de procesos en el control de la guiñada.

La verificación de condiciones consiste en una serie de secuencias condicionales que tienen que cumplirse para que el controlador actúe. Si se cumplen lo primero que se realiza es calcular la referencia (orden del usuario) que puede hacerse de dos formas. Por un lado integrando numéricamente la posición lateral del joystick y por otro mediante escalones de un ángulo modificable accionables con los botones del joystick.

Con la referencia y el ángulo sentido puede calcularse el error entre ambos. En este punto hay que hacer un aviso a navegantes. Resulta que el ángulo de yaw debe estar

comprendido entre 0° y 360°, ó entre -180° y 180° ó sus equivalentes en radianes. A efectos prácticos, un ángulo de 405° representa el mismo rumbo que un ángulo de 45°, pero si se emplea el primero, el helicóptero dará una vuelta entera y un octavo de vuelta mientras que con el segundo sólo dará el octavo de vuelta. Así pues el primer paso es calcular el resto de la división de ambos ángulos entre 360°. Se ha tomado como 0° (y 360°) la dirección del norte magnético y se ha elegido representar el ángulo de guiñada comprendido entre 0° y 360°.

Lógicamente, con este convenio surge el problema del cálculo del error cuando la referencia y el ángulo toman valores cercanos a 0° y 360°. Si el ángulo es 350° y la referencia dicta 10°, ¿cuál es el error? ¿20° ó -340°? Ambas respuestas son correctas pero hay que quedarse con la primera. Se calcula con un poquito de trigonometría.

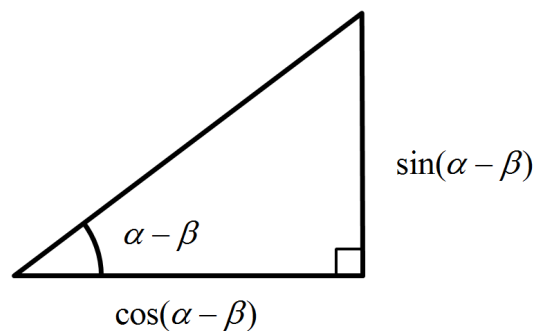


Ilustración 4-106: Para calcular la diferencia entre la referencia y la realidad se emplea trigonometría.

Las ecuaciones son las siguientes. Si se denominan como 'yaw' a la guiñada y 'ref\_yaw' a la referencia de la misma, el error o diferencia entre ambas puede determinarse como sigue:

$$A = \sin(ref\_yaw) * \cos(yaw) - \cos(ref\_yaw) * \sin(yaw)$$

$$B = \cos(ref\_yaw) * \cos(yaw) + \sin(ref\_yaw) * \sin(yaw) \quad 4-90$$

$$error = a \tan 2(A, B)$$

De esta forma, una vez obtenido el error puede ejecutarse el cálculo mediante PID de la señal de control 'Variación\_Potencia'.

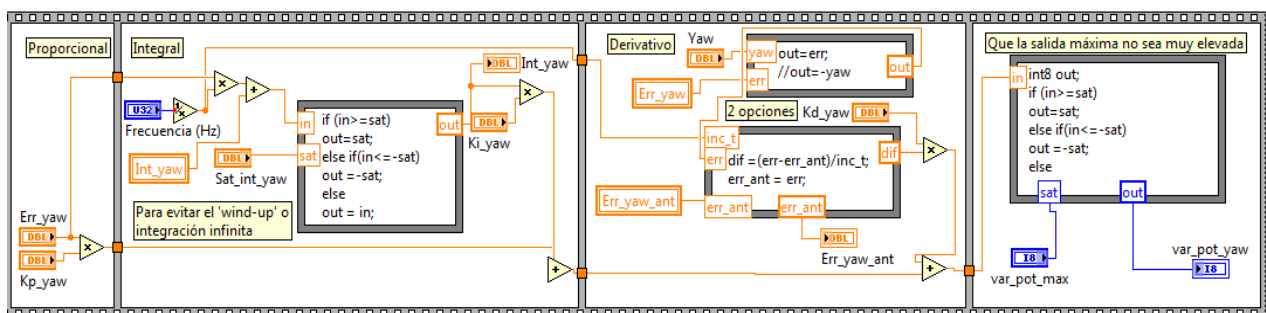


Ilustración 4-107: Controlador PID implementado.

El diagrama de bloques de un controlador PID comprende tres bloques principales: el cálculo de la señal proporcional (P), el de la integral (I) y el de la derivativa (D).

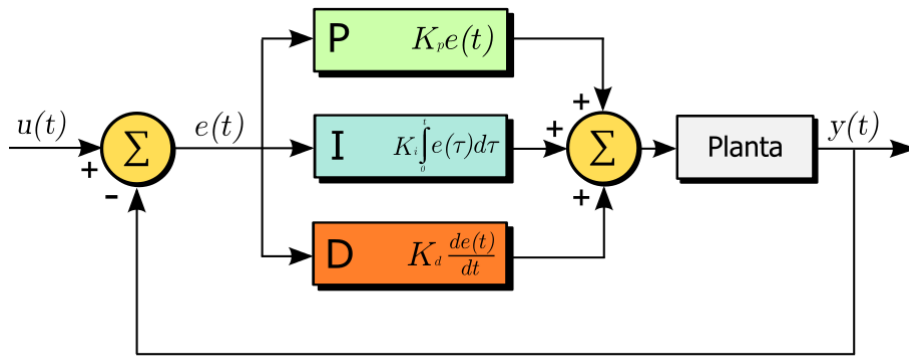


Ilustración 4-108: (9) Diagrama de bloques de un controlador PID.

La parte proporcional genera una señal de control directamente proporcional al error, de modo que conforme el error decrece su salida también disminuye. No considera el tiempo, por lo tanto, para mejorar el error en estado estacionario así como alguna otra especificación, es preciso emplear las acciones integral y derivativa. Si se incrementa su efecto, la rapidez aumenta pero también la inestabilidad y la sobre-oscilación. El helicóptero podría estar dando vueltas continuamente.

La parte integral tiene como propósito disminuir y eliminar el error en estado estacionario provocado por las continuas oscilaciones que suele causar el proporcional. Al mismo tiempo reduce el tiempo de establecimiento. Este control integra el error en el tiempo y lo trata como si fuera un *offset* o desvío. Como también integra errores pasados, puede inducir sobre-oscilaciones, luego no conviene emplear ganancias muy altas (casi siempre inferiores a las seleccionadas para el controlador proporcional).

Por último, la variación temporal del error (su derivada numérica en este caso) multiplicada por una ganancia es el control derivativo. Su respuesta es mayor conforme más brusco es el cambio del error en el tiempo. Por eso ayuda a reducir el sobre-impulso y mejora la estabilidad del proceso controlado. El problema del derivativo surge cuando hay ruido en el sistema y la ganancia derivativa es demasiado elevada; puede perderse la estabilidad.

El fenómeno del *'wind-up'* comentado previamente afecta al control integral y surge cuando el error se prolonga mucho en el tiempo. Por ejemplo, si el helicóptero estuviera volando con un rumbo dado y se le perturbara durante mucho rato alejándolo de esa referencia, el valor de la integral en el tiempo crecería tanto que la señal de control no sería capaz de compensar al aparato de modo que dicho valor se redujera lo suficiente como para que fuera estable. El helicóptero daría vueltas constantemente.

Otro ejemplo es dejar una habitación en invierno con la ventana abierta toda la mañana y el termostato regulado a 30 °C. Si se cierra la ventana, la integral del error será tan alta que provocará abrir la válvula del agua caliente al máximo y la temperatura que se podría alcanzar sería mucho más elevada que la deseada en un inicio. El sistema se desestabiliza. Este efecto es el denominado como *'wind-up'* y para corregirlo se ha fijado un valor máximo de saturación de la integral.

En resumidas cuentas, el control PID no requiere más que del tuneado de sus tres constantes. Para ello existen varias formas.

Método	Ventajas	Desventajas
Tuneado manual	No hacen falta matemáticas	Requiere experiencia
Ziegler-Nichols	Método probado	Hay que 'jugar' con el proceso, algo de prueba y error, tuneado agresivo
Software	Consistencia, permite simulación y estados transitorios	Coste y entrenamiento.
Cohen-Coon	Buenos resultados	Algo de matemáticas, sólo para sistemas de primer orden

Tabla 4-7: Distintas metodologías para calcular un controlador PID.

Según Ogata (33), existen dos formas de emplear el método de Ziegler-Nichols: mediante el estudio de la respuesta ante un escalón o calculando la ganancia y frecuencias críticas a las cuales el sistema oscila de forma sostenida. Se probó esta última opción y a partir de los valores obtenidos se realizó un tuneado manual.

Parámetro	Tiempo de subida	Sobreimpulso	Tiempo de establecimiento	Error estado estacionario	Estabilidad
K <sub>p</sub>	Disminuye	Aumenta	Cambia poco	Disminuye	Perjudica
K <sub>i</sub>	Disminuye	Aumenta	Aumenta	Disminuye bastante	Perjudica
K <sub>d</sub>	Disminuye ligeramente	Disminuye ligeramente	Disminuye ligeramente	No hay efecto, en teoría	Ayuda si K <sub>d</sub> es pequeña

Tabla 4-8: Efectos de incrementar un parámetro independientemente.

No se fijaron unas especificaciones de antemano, únicamente que el helicóptero fuera más estable y controlable que la versión comercial. Los valores obtenidos no tienen que ser los más eficientes pero sí son adecuados para el cumplimiento de los objetivos. Se probaron varios parámetros y al final se escogieron los siguientes:

Parámetro	Valor
K <sub>p</sub>	1,15
K <sub>i</sub>	0,7
K <sub>d</sub>	0,42

Tabla 4-9: Valores seleccionados del controlador PID de guiñada.

Aspectos que dificultan el control de la guiñada son, entre otros, la falta de simetría de los rotores debido a la barra estabilizadora, el comportamiento de los motores, la pérdida de potencia progresiva de la batería, el período de muestreo de 0.1 s (10 Hz), el par inducido

del rotor trasero y sobre todo, el depender únicamente del valor integrado del giróscopo como consecuencia de las lecturas erróneas proporcionadas por el magnetómetro en el área donde fue desarrollado el proyecto. El filtro empleado ha sido el triple Kalman con el magnetómetro desconectado. En el capítulo 5 de análisis de resultados se analizan las gráficas obtenidas.

#### 4.3.6.2 Control de la altura

Aunque no es condición necesaria, es muy aconsejable tener el rumbo controlado antes de pasar al control de la altura. Regular tanto de forma manual como automática la altura del helicóptero es muchísimo más complicado y arriesgado que regular su guiñada, los motivos se detallan a continuación:

- Sensibilidad con la variable ‘Potencia\_media’. Una vez que el helicóptero ha despegado y no le afecta el ‘efecto suelo’, pequeñas variaciones de esta variable inducen severos cambios en la altura.
- El ‘efecto-suelo’ conlleva una diferencia notable de potencias entre estar cerca y lejos del suelo.
- Los efectos del control de la guiñada en las diferencias de velocidades de giro de ambos rotores también afectan al empuje conjunto y a la altura.
- Ligeras inclinaciones del helicóptero también provocan que el vector empuje se desalinee de la vertical y la altura del mismo cambie.
- La potencia de *hover* depende mucho de la batería, a medida que se desgasta hay que enviar mayor potencia para conseguir lo mismo.
- Si el suelo presenta obstáculos como mesas, sillas o libros, el sensor de altura tomara como altitud su distancia respecto de estos y no la altura con respecto al suelo horizontal. Así mismo, si la proximidad del sensor al firme es menor que 20 cm, las medidas se consideran incorrectas. Además, la precisión de este sensor es de unos 2.5-3 cm<sup>79</sup>.
- En ambientes cerrados, los ultrasonidos emitidos por el sensor pueden rebotar en el techo y volver al sensor siendo erróneamente interpretados como una altura distinta.
- El riesgo de este control es obvio: si algo sale mal, el helicóptero puede salir disparado hacia arriba o estrellarse de inmediato. Con la guiñada, el peor problema era que girara sobre sí mismo y con aterrizarlo se podía evitar cualquier problema mayor.

Tener controlada la altura supone un grandísimo avance, aporta placer y sencillez al manejo y permite aterrizar y despegar de manera automática. El enfoque adoptado en el desarrollo de este controlador es novedoso, eficiente y seguro. Mediante el mismo se obtiene la variable ‘Potencia\_media’. Esta variable es la suma de otras dos:

$$Potencia\_media = pot\_0 + pot\_alt \quad 4-91$$

<sup>79</sup> A la hora de la determinación de la altura con un sensor de estas características habría que considerar la inclinación de la aeronave. No obstante, dado que la inclinación del helicóptero a controlar siempre es prácticamente nula (si no, no habría nada que hacer) no se efectúa dicha corrección.

‘pot\_0’ es la potencia que el usuario le proporciona al helicóptero de forma manual; en teoría, la necesaria para despegar. Mediante la introducción del error de la altura al PID se obtiene ‘pot\_alt’, que sumada a ‘pot\_0’ da la ‘Potencia\_medio’. De esta forma, en caso de que algo no fuera como debiera, puede desconectarse el PID y garantizarse que el helicóptero no va a enviar nada de potencia a los motores. Es la misma idea que la del limitador de velocidad en los coches. De esta forma se consigue facilitar (dentro de lo que cabe) la implementación del despegue y del aterrizaje automáticos. Al igual que en el caso del control de la guiñada, los procesos que tienen lugar son los siguientes.

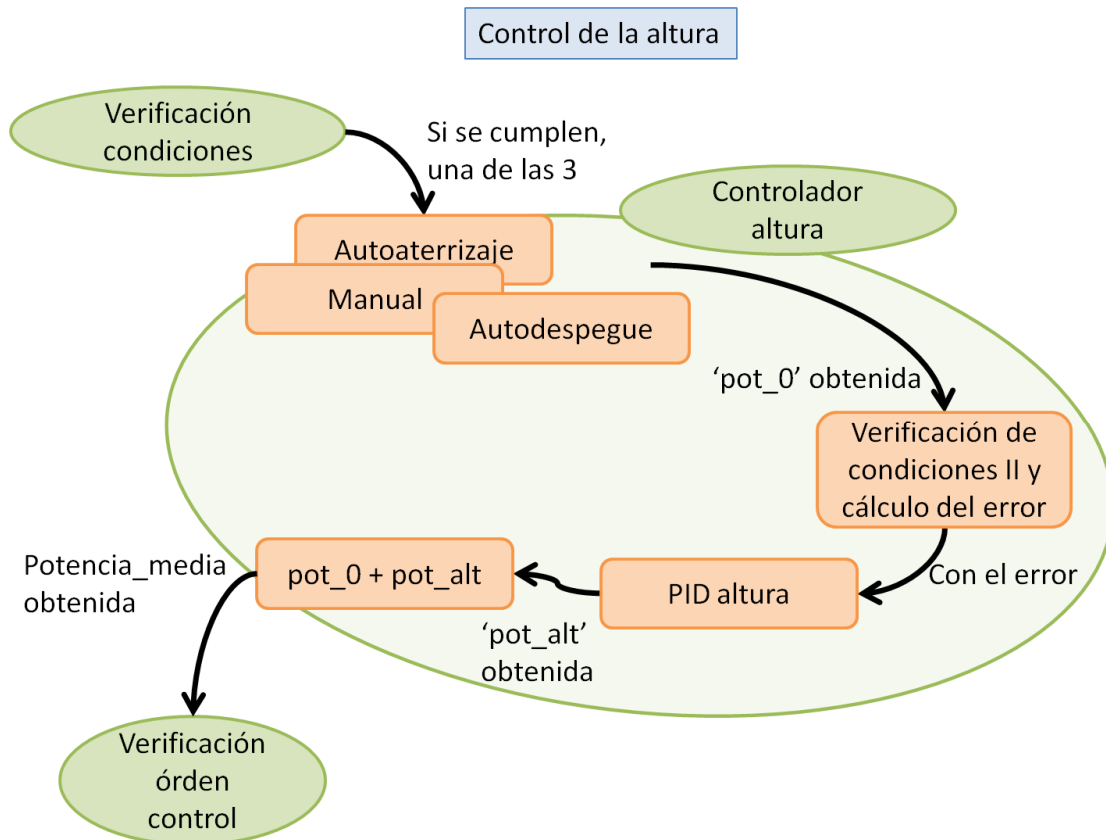


Ilustración 4-109: Procesos seguidos en el control de la altura.

Tras la verificación de una serie de condiciones (variables booleanas por lo general), se calcula la variable ‘pot\_0’ de una de las tres formas: auto-aterrizaje, auto-despegue o manual. Suponiendo que se emplea sólo la manual, la lectura palanca del joystick se relaciona mediante una función de transferencia exponencial con la variable ‘pot\_0’. La referencia puede introducirse de tres formas distintas: con el ratón y un control gráfico en el interfaz, con las flechas ↑ y ↓ del teclado (± 5 cm/pulsación respectivamente) y con dos botones del joystick (± 10 cm/pulsación).

Después, si el helicóptero está horizontal y el altímetro lee una lectura correcta, se calcula el error con una resta aritmética y se le introduce al controlador PID cuya salida es la variable ‘pot\_alt’. Finalmente se suman ambas y se obtiene la ‘Potencia\_medio’. La complejidad del programa realizado es mayor pero en líneas generales esto es lo que realiza.

A la hora de determinar los parámetros, como comenzar aplicando el método de Ziegler-Nichols parecía un poco arriesgado, se optó por un tuneado manual basado en prueba y error desde el principio. Se intentó mantenerlo a una altura manualmente percibiéndose que pequeñas variaciones en la potencia se amplificaban en la realidad (no era ruido). En Internet se encontró que para este tipo de situaciones es clave la acción derivativa.

Como la resolución del SONAR es de unos 3 cm, se optó al principio por fijar la altura en un rango centrado en la referencia cuya amplitud fuera de una tolerancia ajustable. Después se comprobó que añadía complejidad y no solucionaba ningún problema. Una buena idea fue filtrar las lecturas del altímetro, ya que aunque se añada cierto retardo, las lecturas están más suavizadas y facilitan el control.

Una vez obtenido el programa correctamente, los primeros parámetros probados provocaron que no fuera estable debido a que reaccionaba con demasiado ímpetu al error. Se optó por reducir en un orden de magnitud las constantes proporcional e integral y la situación mejoró muchísimo. Unos vuelos después el controlador estaba tuneado.

Teniendo en cuenta el sensor empleado y su aplicación de vuelo en interiores, se ha limitado el control de la altura para altitudes comprendidas entre 30 y 200 cm. El límite inferior surge porque las lecturas de la altitud son incorrectas cuando el helicóptero está en tierra, porque la proximidad del sensor de ultrasonidos al suelo es menor que la mínima para que sus lecturas sean válidas<sup>80</sup>. Este hecho dificulta en gran medida tanto el despegue como el aterrizaje automático. Sin embargo, una vez que el controlador de altura funciona, merece la pena lograr que el helicóptero despegue y aterrice sólo. Los valores escogidos son los siguientes.

Parámetro	Valor
K <sub>p</sub>	0,2
K <sub>i</sub>	0,09
K <sub>d</sub>	0,3

Tabla 4-10: Valores escogidos para el controlador de la altura.

#### 4.3.6.2.1 Despegue automático

El despegue automático comprende tres fases: la activación, la fase ciega y la transición a vuelo manual con control de altura.

Para activarlo, el helicóptero debe estar en reposo, la ruleta del joystick debe estar en el origen, el arranque desactivado y el manejo asistido activado<sup>81</sup>. Una vez activado se le piden al usuario una serie de entradas que tras ejecutarlas dan lugar a la fase ciega.

La fase ciega recibe su nombre porque mientras dure, la altura obtenida no es fiable y el helicóptero va incrementando la potencia en los motores ('pot\_0') hasta que se alcanza una potencia determinada o hasta que despega y supera la altura mínima válida. Nada más

<sup>80</sup> Además no suelen ser predecibles: puede tomar valores de entorno a 600 cm, ó 200 cm ó en ocasiones 18 cm.

<sup>81</sup> Estas son variables internas del software. Se detalla más en el manual de usuario.

cumplirse una de estas dos comienza la siguiente fase, la transición a vuelo manual en la que se fija como referencia la de la altura de despegue y el controlador PID de la altura automáticamente regula la altura del helicóptero hasta la deseada. Este procedimiento es abortable en todo momento y chequea continuamente una serie de condiciones claves que garantizan que todo vaya debidamente.

#### 4.3.6.2 Aterrizaje automático

Hacer que el helicóptero aterrice de forma automática es bastante más sencillo y comprende dos fases: una fase de aproximación y una fase de aterrizaje. La fase de aproximación consiste en fijar la referencia de altura a 50 cm y cuando el helicóptero la alcance, establecerla en 30 cm. Una vez que el helicóptero ha alcanzado esta segunda referencia tiene lugar el aterrizaje, que no es más que un descenso gradual de la potencia enviada a los motores del rotor coaxial hasta que se detienen las aspas.

#### 4.3.6.3 Control del cabeceo o *pitch* junto con el desplazamiento horizontal

Aunque la instrumentación permite conocer de forma eficaz tanto el ángulo de *pitch* como el de *roll*, su control se ha desestimado por varias razones.

La primera y principal es que la excesiva vibración del helicóptero induce oscilaciones continuas en los sensores, que se traducen en lecturas del ángulo de cabeceo no reales. Por lo tanto, ante la falta de medidas fiables, no puede implementarse un control eficaz.

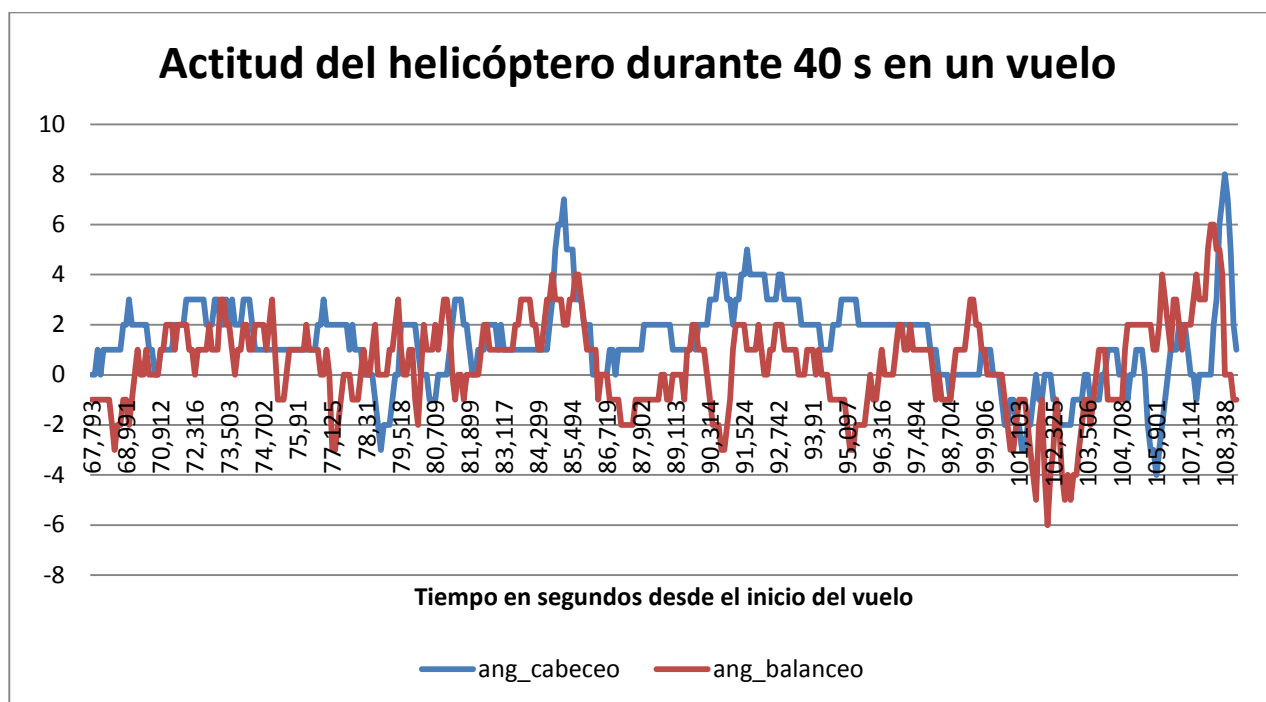


Ilustración 4-110: Ángulos en grados de alabeo y cabeceo que se obtienen con la IMU alojada en el helicóptero durante un vuelo del mismo.



Y la segunda y última es que no es necesario para el vuelo en interiores. El usuario puede desplazar el helicóptero hacia delante o hacia atrás fácilmente empujando el joystick hacia adelante o tirando de él respectivamente. El control de guiñada se cerciora de que el helicóptero siga mirando en la misma dirección.

#### **4.3.7 Introducción de la referencia: el joystick.**

El helicóptero se maneja mediante un joystick conectado al ordenador con un cable USB. En el manual de usuario se adjuntan las instrucciones más detalladas. En principio, un joystick es más que suficiente para manejar el helicóptero. El software desarrollado también incluye el teclado.

De esta manera, el control del helicóptero se ha implementado satisfactoriamente, mejorando con creces la respuesta del helicóptero comercial. Aunque en la práctica el software conlleva mayor complejidad con las variables y estados, el conjunto de procesos se corresponde exactamente con el descrito en este apartado. Este control está adaptado a esta aeronave en concreto pero puede extraerse mucha información práctica de cara al control de otras aeronaves.

## 4.4 Actuación: sistemas electrónicos

Este bloque del desarrollo está dedicado única y exclusivamente a la electrónica a bordo del helicóptero. Tan sólo se toman como punto de partida la batería y los tres motores, los cuales, al igual que con toda la parte mecánica del helicóptero permanecerán inalterados.

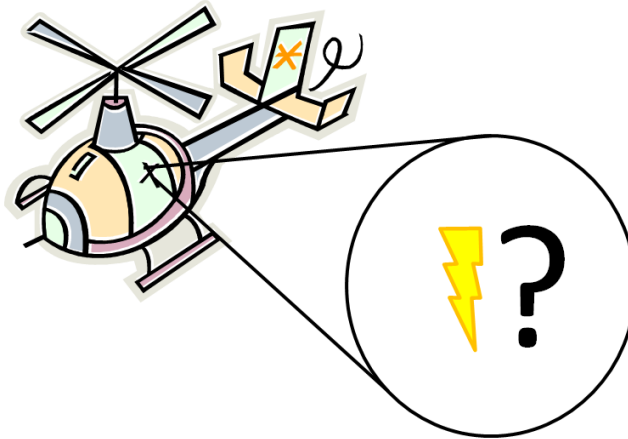


Ilustración 4-111: La actuación comprende el suministro de energía al helicóptero.

Se explicará también el funcionamiento, desde el punto de vista eléctrico, de los componentes empleados. Aunque algún elemento haya sido previamente introducido, como puede ser el caso de la instrumentación, se volverá a él pero únicamente bajo la óptica de su electrónica.

La actuación tiene dos objetivos, el primero es servir de soporte a la adquisición, tratamiento y transmisión de toda la información; electrónica de señal. Debe ser eficaz, rápida, de bajo consumo, tamaño y peso. El segundo objetivo se enmarca dentro de la categoría de electrónica de potencia y tiene por objeto regular la potencia entregada de la batería a cada uno de los tres motores. Ambas electrónicas deben estar aisladas entre sí, pues las potencias que manejan son de distinta magnitud.

### 4.4.1 Componentes empleados y resumen de especificaciones

El número de componentes empleados no es muy elevado y su complejidad tampoco para cualquier persona con unas nociones básicas de electrónica.

#### 4.4.1.1 Batería

La batería tiene que suministrar energía suficiente como para hacer volar el helicóptero y alimentar la electrónica de señal. Lógicamente, casi la totalidad de la carga eléctrica almacenada está destinada a la propulsión del helicóptero.

Aunque existen varios tipos de baterías (NiCd, Li-ion, Li-Po, NiMh...), se tomará la batería de Litio-Polímero que venía con el helicóptero u otra similar de idénticas características: 7.4 V y 1000 mAh. Para más información ver el apartado 10.1. Esta decisión

se basa en que la electrónica de señal consume tan poco en comparación a la de potencia que no es necesaria una batería distinta.



Ilustración 4-112: Batería de Litio - Polímero original del helicóptero.

Existe muchísima información<sup>82</sup> concerniente a las baterías en general y a las de Li-Po en particular, debido a su constante uso en aeromodelismo y aplicaciones que requieran alta descarga.

#### 4.4.1.2 Placa RAZOR – IMU de Sparkfun: consideraciones electrónicas

El componente electrónico principal del helicóptero es el que se presenta a continuación. Recibe el nombre de ‘*9 Degrees of Freedom – Razor IMU – AHRS compatible*’ o unidad de medición inercial *Razor*, compatible con AHRS y de 9 grados de libertad. Lo de 9 grados de libertad es una incorrección o quizás un abuso de notación para hacer el producto más atractivo. La placa toma 9 medidas, sí, pero su combinación sirve como mucho para fijar 3 de los 6 grados de libertad posibles que puede tener un sólido rígido: el *roll*, el *pitch* y el *yaw*.

Este dispositivo (7) consta de los siguientes componentes:

- LY530ALH – giróscopo de un único eje (300 °/s).
- LPR530ALH – giróscopo de dos ejes (300 °/s).
- ADXL345 – acelerómetro digital de tres ejes, resolución de 13 bits y rango de  $\pm 16$  g.
- HMC5843 – magnetómetro digital de tres ejes.
- ATmega328 – procesador que toma las salidas de los sensores y las envía vía serie.
- Diversos componentes electrónicos: botón de *reset*, condensadores, resistencias, reguladores de tensión...

Se puede alimentar con una tensión entre 3.5 V y 16 V, pero todos los componentes trabajan a 3.3 V. La corriente máxima a la tensión regulada es de 150 mA. Electrónicamente, tan sólo interesa cubrir en este apartado su etapa de alimentación, la cual viene mostrada en su circuito esquemático en la página del fabricante (7). Partiendo del mismo, se muestra una ilustración con sus componentes encargados de regular la tensión.

<sup>82</sup> Una página útil y en español es [www.rcmaterial.com](http://www.rcmaterial.com)

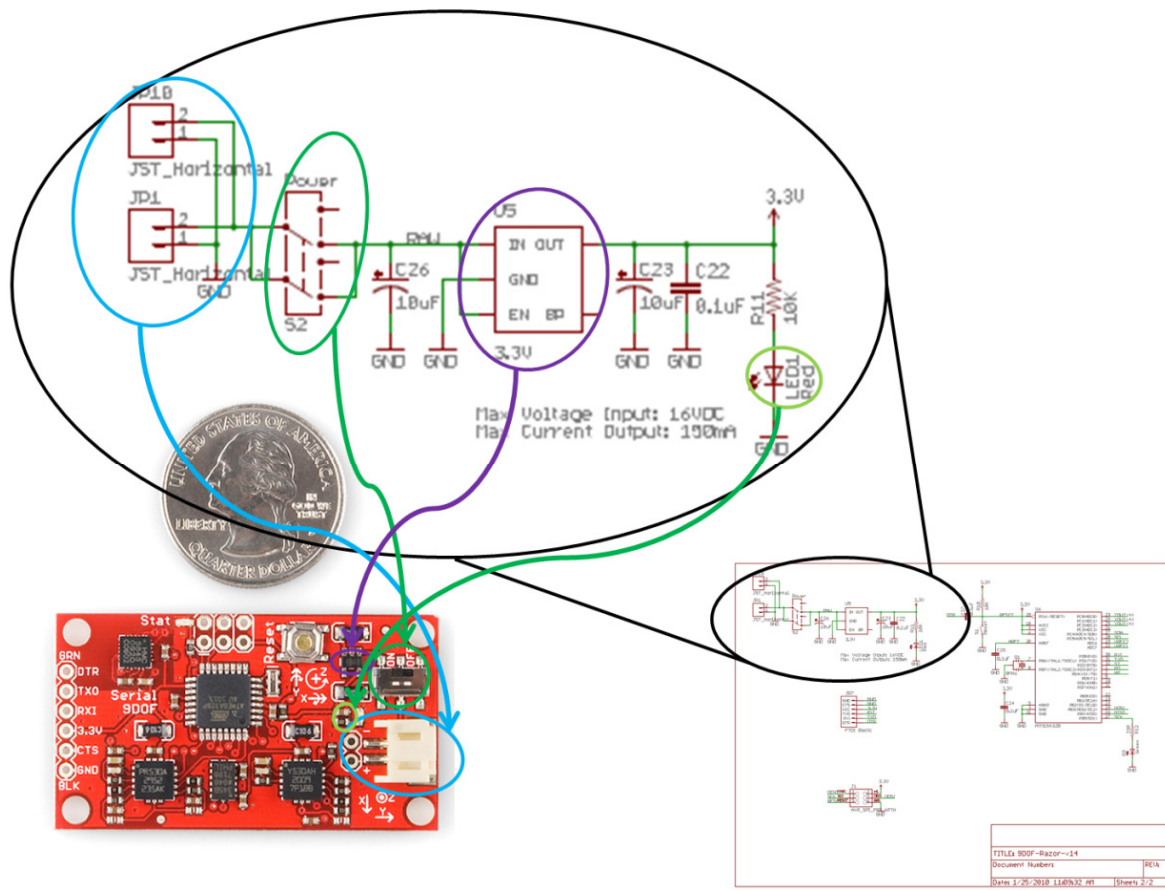


Ilustración 4-113: Placa Razor - IMU de Sparkfun. Se ha ampliado y detallado del esquemático (7) el conjunto de componentes encargados de regular la tensión.

#### 4.4.1.3 Sensor de ultrasonidos: consideraciones electrónicas

El sensor de ultrasonidos EZ4 opera con una tensión entre 2.5 V y 5.5 V y se alimentará a 3.3 V. Como su consumo es bastante reducido (2-3 mA), ha sido conectado a la placa Razor de Sparkfun, que ya incluye el limitador de tensión.



Ilustración 4-114: Sensor EZ4 empleado para medir la altura.

#### 4.4.1.4 El XBee: consideraciones electrónicas

El XBee (*Series 2 normal*) alojado en el helicóptero también se alimenta con 3.3 V y tanto (28) para la recepción como para la transmisión de datos necesita 40 mA. Su alimentación, al igual que con el sensor de ultrasonidos, es proporcionada por parte de la placa Razor de Sparkfun.

#### 4.4.1.5 El transistor

El resto de componentes descritos a continuación se emplean en la parte de electrónica de potencia del helicóptero. El primero de ellos es el transistor. La función del transistor equivale a la de un interruptor accionado eléctricamente. Si se acciona con una intensidad, recibe el nombre de transistor bipolar o BJT; si se acciona con una tensión, entonces recibe el nombre de transistor de efecto de campo o FET<sup>83</sup>.

El FET (37) es un dispositivo de estado sólido en el que un campo eléctrico controla el flujo de los portadores en un canal de conducción. Tienen menos ruido que los bipolares, su velocidad de conmutación es más alta, consumen menos, ocupan menos en un circuito integrado y suelen dar lugar a circuitos más sencillos porque su resistencia de entrada es infinita. Por estos motivos se ha escogido este tipo de elemento para proporcionar la potencia a los motores.

Todos los transistores tienen tres pines o patillas; en el caso particular de los MOSFET<sup>84</sup> (FET hecho de metal-óxido-semiconductor), se denominan drenador, puerta y fuente (*drain, gate y source*). Cuando se somete a los terminales puerta y fuente a una diferencia de potencial ( $V_{GS}$ ), se permite el paso de una corriente  $i_D$  del drenador a la fuente. La relación entre ambas se muestra en la curva característica del transistor.

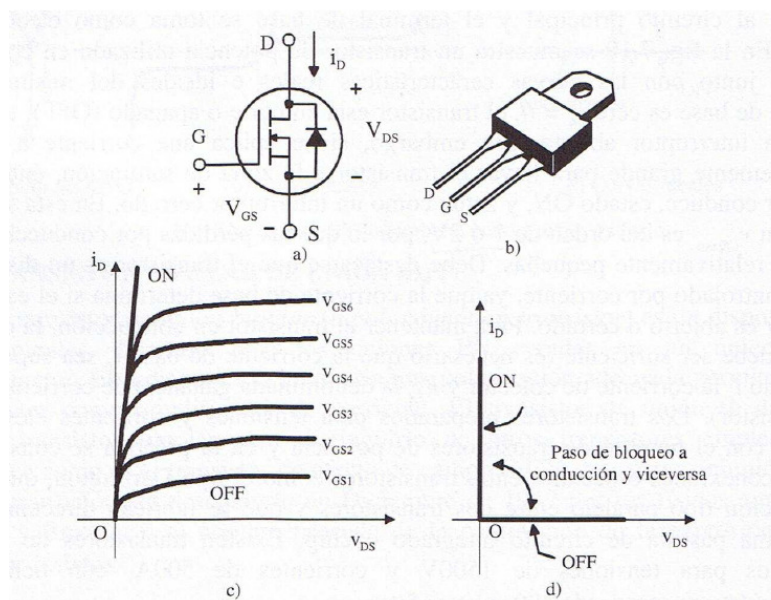


Ilustración 4-115: Transistor Mosfet(37): a) Esquemático, b) Encapsulado, c) Curva característica, d) Función de transferencia.

<sup>83</sup> ‘*Field Effect Transistor*’.

<sup>84</sup> ‘*Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor*’.

A la hora de la selección de un modelo en concreto, la principal característica es que soporte los 2 A por motor (ver apartado 4.4.1.8, motores principales). Además tiene que hacerlo para una tensión entre puerta y fuente de aproximadamente 3.3 V. Para ello se ha tomado el transistor MOSFET de tipo N de ON Semiconductor NTD5806N<sup>85</sup>.

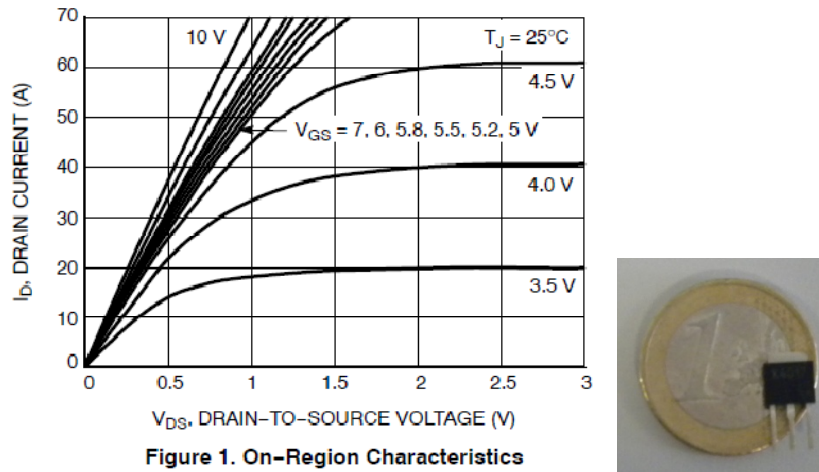


Ilustración 4-116: Curva característica del transistor NTD5806. Extraída de las hojas de especificaciones. A la derecha se muestra una foto del transistor.

El esquema de control del motor será muy similar al de la siguiente figura (2). Permite regular la potencia entregada al motor girando este en un único sentido.

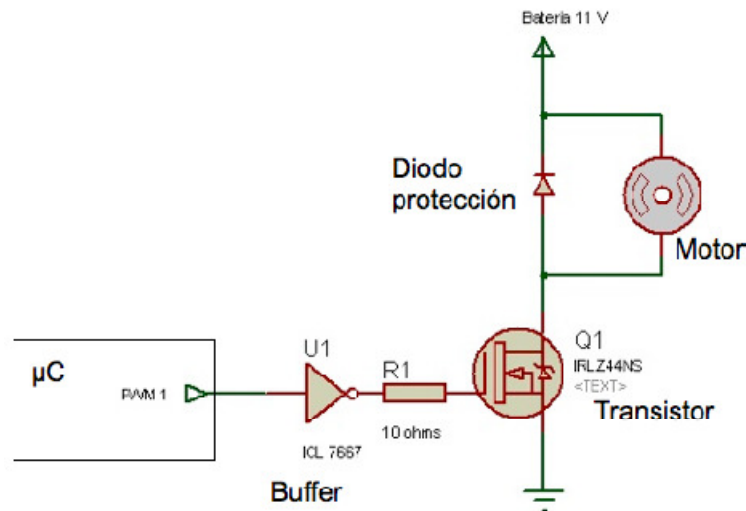


Ilustración 4-117: Esquema eléctrico de la etapa de potencia empleado en (2) para accionar los rotores de un quadrotor.

Se emplean 2 transistores para regular la tensión en cada motor mediante la modulación por ancho de pulso.

<sup>85</sup> Se adjunta el Datasheet.

### 4.4.1.6 El diodo

El diodo es un elemento muy común en todo tipo de circuitos eléctricos y electrónicos. Para entender cómo funciona basta con estudiar brevemente su modelo ideal.

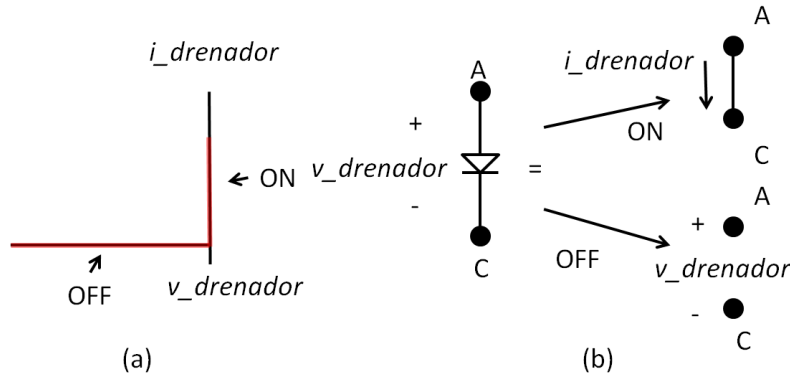


Ilustración 4-118: (a) Curva tensión-intensidad para un diodo ideal y (b) sus modelos de funcionamiento.

Su principio equivale al de una válvula anti-retorno; mientras esta permite abrir y cerrar por completo el flujo de líquido en un conducto en función del sentido de este, los diodos sólo permiten que la corriente circule en un sentido. En función de la tensión entre sus terminales, la corriente puede ser muy grande o nula para tensiones de signo opuesto respectivamente.

El modelo de diodo empleado es el 1N4007 y también se emplean dos de ellos, uno por motor, colocados en anti-paralelo para evitar sobretensiones peligrosas. Estos picos de tensión se producen por cambios bruscos en la intensidad debido a la naturaleza inductiva del motor.

$$v(t) = L \frac{di(t)}{dt} \quad 4-92$$

Si la intensidad cambia bruscamente, su derivada alcanza valores muy grandes y la tensión también, pues es proporcional a esta variación.

### 4.4.1.7 El puente en H

Un puente en H es un tipo de inversor (38) monofásico u ondulator, cuya función es convertir la energía eléctrica de una fuente de tensión o corriente continua (batería) en una salida de corriente o tensión alterna de frecuencia y amplitud variable.

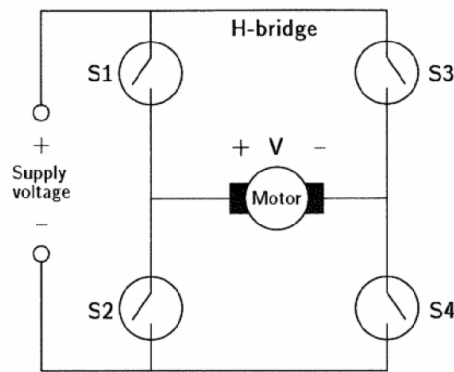


Ilustración 4-119: Motor conectado a una fuente de tensión mediante un puente en H.

Mediante la sucesión de determinadas secuencias de accionamiento de los cuatro interruptores, S1 – S4, se puede regular la potencia entregada al motor e incluso el sentido de giro de este. Cada interruptor va a estar formado de un transistor con un diodo colocado en anti-paralelo.

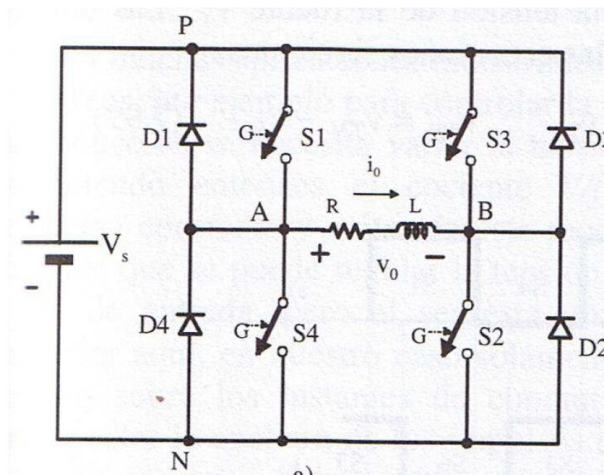


Ilustración 4-120: Los cuatro interruptores del puente en H con sus cuatro diodos de protección.

Existe la opción de construirse el puente en H componente a componente pero también hay en el mercado circuitillos integrados puentes en H. Nuevamente, el requerimiento clave es la intensidad demandada por el motor. Como el puente en H es necesario para el giro del rotor trasero en ambos sentidos y este como mucho demanda 1 A, se eligió en primer lugar un dispositivo que proporcionaba 1 A a 7 V y que acabó quemándose enseguida (BD6211 de ROHM semiconductor, su voltaje de referencia era de 5V). Finalmente se optó por el modelo BD6232 de la misma casa, capaz de suministrar 2 A y trabajar sin problemas a las tensiones demandadas.



BD6230HFP / BD6231HFP / BD6232HFP

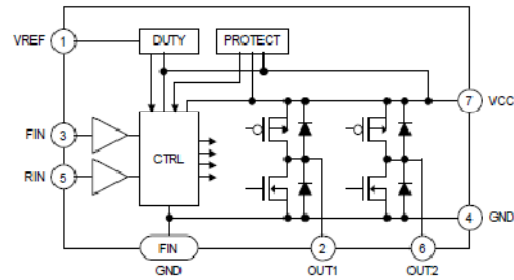
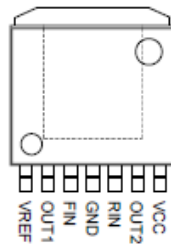
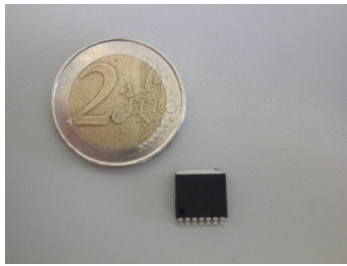


Ilustración 4-121: Foto del puente en H elegido. A la derecha los terminales y esquemático obtenidos de las hojas de especificaciones.

Todos modos de operación se muestran en la siguiente tabla lógica.

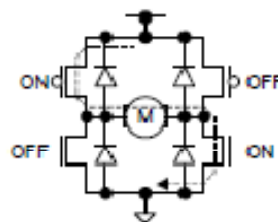
Table 7 Logic table

	FIN	RIN	VREF	OUT1	OUT2	Operation
a	L	L	X	Hi-Z*	Hi-Z*	Stand-by (idling)
b	H	L	VCC	H	L	Forward (OUT1 > OUT2)
c	L	H	VCC	L	H	Reverse (OUT1 < OUT2)
d	H	H	X	L	L	Brake (stop)
e	PWM	L	VCC	H	$\overline{\text{PWM}}$	Forward (PWM control mode A)
f	L	PWM	VCC	$\overline{\text{PWM}}$	H	Reverse (PWM control mode A)
g	H	PWM	VCC	$\overline{\text{PWM}}$	L	Forward (PWM control mode B)
h	PWM	H	VCC	L	$\overline{\text{PWM}}$	Reverse (PWM control mode B)
i	H	L	Option	H	$\overline{\text{PWM}}$	Forward (VREF control)
j	L	H	Option	$\overline{\text{PWM}}$	H	Reverse (VREF control)

\* Hi-Z is the off state of all output transistors. Please note that this is the state of the connected diodes, which differs from that of the mechanical relay.  
X : Don't care

Ilustración 4-122: Modos de operación del puente en H. Extraído de las hojas de especificaciones

Para accionar el motor en ambos sentidos y a potencias variables se emplean los modos 'e' y 'f' de la tabla anterior. Las señales moduladas en ancho de pulso se obtienen con el micro en los pines 10 (configurado como OC0A) y 14 (PC2). Para conseguir que funcione en ambos sentidos se sigue la tabla lógica anterior.



Control input : H

Ilustración 4-123: Estado del puente en H en el modo 'e'. En el modo 'h' los interruptores que están encendidos se apagan y viceversa. Extraído de las hojas de especificaciones.

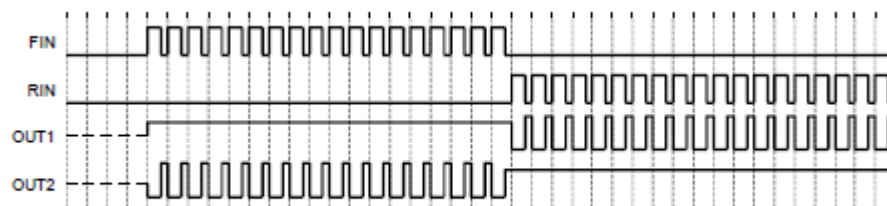


Fig.39 PWM control mode A operation (timing chart)

Ilustración 4-124: Salidas OUT1 y OUT2 en función de las dos entradas FIN y RIN para los modos e) y f).  
 Extraído de las hojas de especificaciones.

#### 4.4.1.8 Los motores

El helicóptero tiene tres motores de corriente continua con escobillas del fabricante GWS<sup>86</sup>. Dos de los motores son exactamente iguales (EM300H) y transmiten la energía eléctrica de la batería al rotor coaxial del helicóptero a un ritmo (o potencia) marcado por el microprocesador. Son los motores principales y funcionan en un único sentido.

Motores		
Fabricante	GWS	
Nombre	CN12-B2C2	EM300H
Voltaje	4,5	7,2
Corriente en vacío (mA)	0,12	0,75
Velocidad en vacío (rpm)	23700	22950
Par bloqueo (g cm)	>20	>570
Corriente en bloqueo (A)	<1,6	<21
Dimensiones	12*10*15,4	24,4*30,8
Peso (g)	5,6	46

Tabla 4-11: Tabla con los datos principales de los motores obtenidos de la web de GWS.

Se hicieron simples ensayos con ambos motores para determinar valores más concretos.

Ensayos motores				
Motor	Voltaje (V)	Corriente vacío (A)	Corriente bloqueo (A)	Corriente con rotor (A)
EM300H	4,5			1,7
EM300H	7,7	0,6	2,53	1,88
CN12-B2C2	4,8	0,05	1,25	
CN12-B2C2	7,7	0,05	1,62	

Tabla 4-12: Ensayos de los motores para ver la intensidad que demandan..

<sup>86</sup> GWS manufactura gran variedad y cantidad de componentes para todo tipo de dispositivos radiocontrol. En concreto estos motores se encontraron en <http://www.gwsus.com/english/product/MOTOR/MOTOR.HTM>

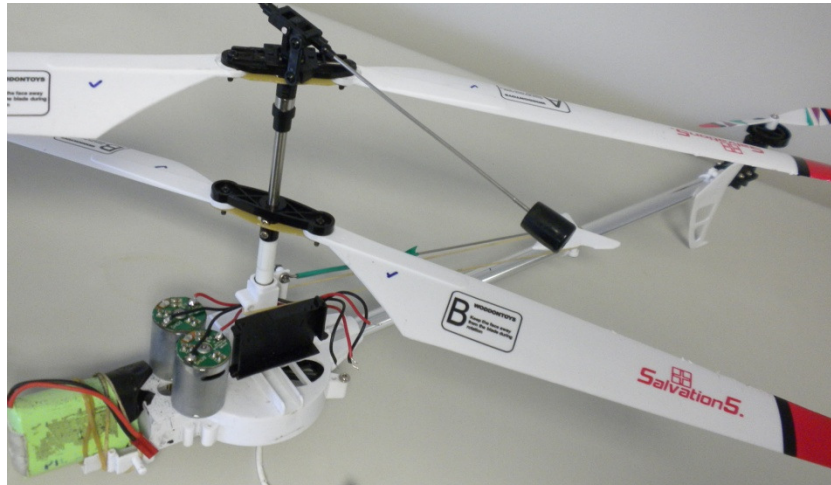


Ilustración 4-125: Helicóptero con los tres motores y la batería.

## 4.4.2 Esquema general

Una vez vistos todos los componentes, se va mostrar su conexionado de la mano de circuitos esquemáticos acompañado de una breve explicación, especialmente en la parte de potencia.

### 4.4.2.1 Parte electrónica

La parte electrónica se alimenta con la batería, pero toda ella trabaja a 3.3 V obtenidos mediante el regulador de tensión de la placa Razor de Sparkfun. Dicho elemento es el que regula la alimentación tanto a sí mismo como al XBee y al sensor de ultrasonidos. Los circuitos esquemáticos están anexados al final del documento; han sido realizados con una versión gratuita de Eagle. No obstante se ha hecho alguna modificación al mencionado dispositivo de Sparkfun:

- La etapa de regulación de tensión se alimenta a 7.4 V, la tensión de la batería.
- Es muy importante añadir un condensador más en paralelo entre 3.3 V y tierra para que el magnetómetro funcione bien. La capacidad elegida ha sido de 220  $\mu\text{F}$  y está conectado donde la salida del FTDI.
- Se han añadido dos pines extra a la conexión AVR\_SPI<sup>87</sup>, pasando de tener 6 a tener 8. Esta es necesaria para controlar el motor trasero.
- Para muestrear la lectura analógica que proporciona el medidor de distancia ultrasónico es necesario configurar uno de los puertos del micro como convertor analógico digital<sup>88</sup> además de soldarle un cable a dicha pata del micro (la número 26).

<sup>87</sup> AVR\_SPI: Este también es el conector que se emplea para programar el micro.

<sup>88</sup> ADC: 'Analog-digital-converter' o convertor analógico digital.

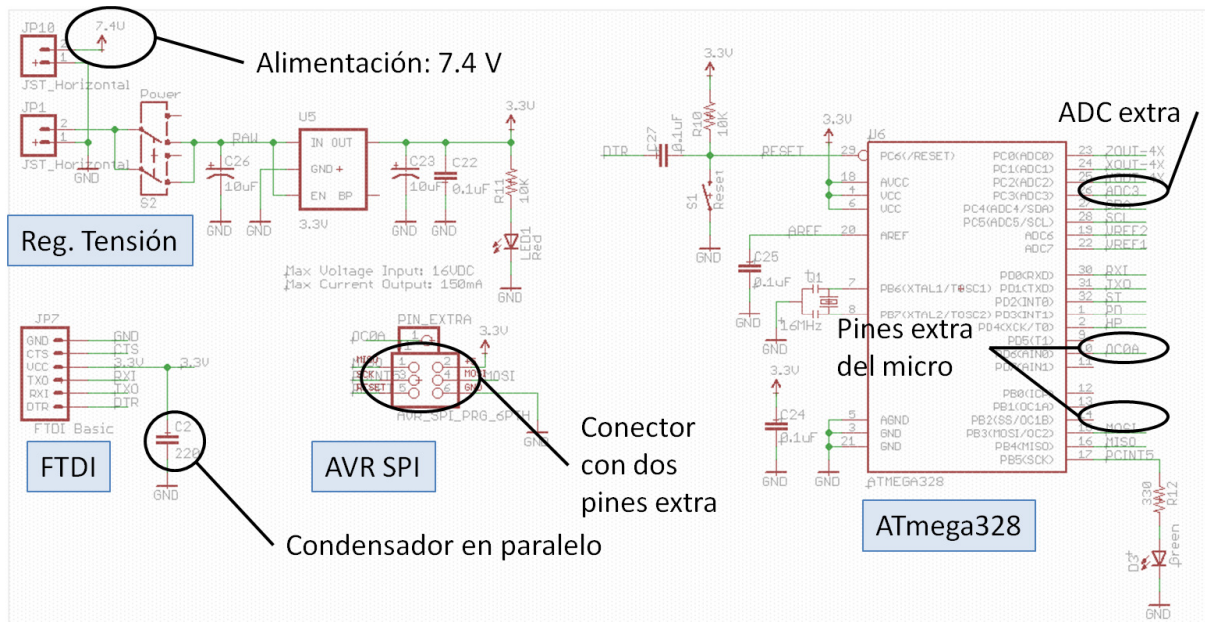


Ilustración 4-126: Esquemático modificado de la placa Razor de Sparkfun. En negro las modificaciones.

Para conectar el XBee se aprovechan las conexiones hechas en el puerto FTDI de la placa Razor. Son necesarios cuatro cables: Vcc, tierra, DIN y DOUT. DIN y DOUT se conectan con el pin TX0 y RXI del FTDI respectivamente. Por ellos fluye la información. El sensor de ultrasonidos, se alimenta desde el FTDI. Su lectura se lleva directamente al pin número 26 del microprocesador.

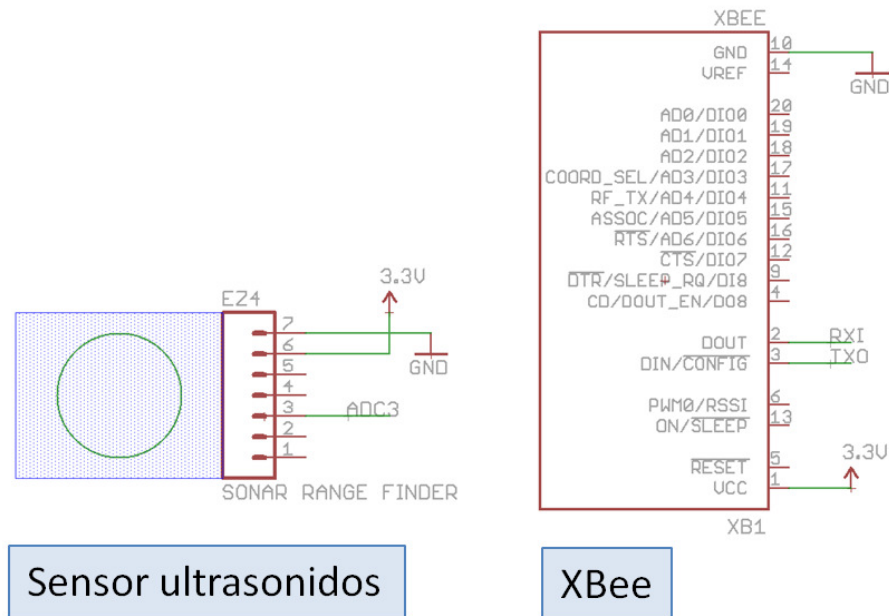


Ilustración 4-127: Detalle del esquemático que muestra el conexionado del sensor de ultrasonidos y del XBee.

#### 4.4.2.2 Parte de potencia: la modulación por ancho de pulso

La parte de potencia es clave porque interrelaciona la alimentación, los motores y la electrónica. Se encarga de proporcionar el control sobre los motores; es decir, de traducir la

información del centro de control entregando mayor o menor potencia al motor. Se puede enfocar esta etapa de diversas formas, no es objeto de este PFC el estudio detallado de las alternativas y se pasará directamente a la solución optada: la modulación por ancho de pulso o PWM. La PWM es una (9) técnica en la que se modifica el ciclo de trabajo de una señal periódica. Este es el ancho relativo de su parte positiva en relación al período.

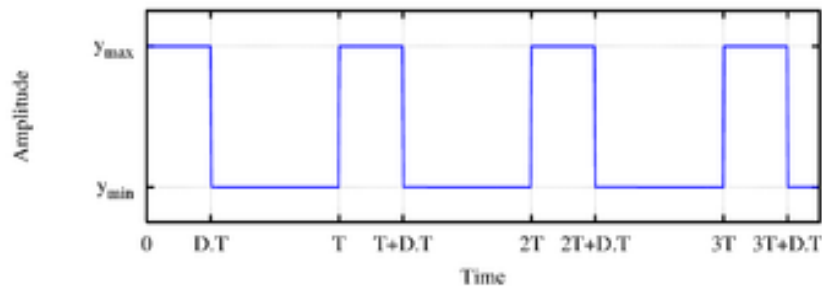


Ilustración 4-128: Señal modulada por ancho de pulso. Regulando la anchura de los pulsos se consigue modificar el valor medio de la señal.

En resumidas cuentas, lo que permite es variar el valor medio de la tensión de salida variando el ciclo de trabajo; es decir, manteniendo más o menos tiempo el valor de  $y_{max}$ . Variando la tensión media entregada, al ser esta proporcional a la potencia, se consigue variar la potencia media entregada al motor. El período de la señal es preciso que sea muy pequeño, del orden de milisegundos o menor. Esta forma de regulación de potencia está muy extendida hoy en día.

Para lograr la modulación por ancho de pulsos se necesita un generador de pulsos, un interruptor y una fuente conectada a una carga mediante el interruptor. El objeto es lograr algo como lo que muestra la siguiente imagen.

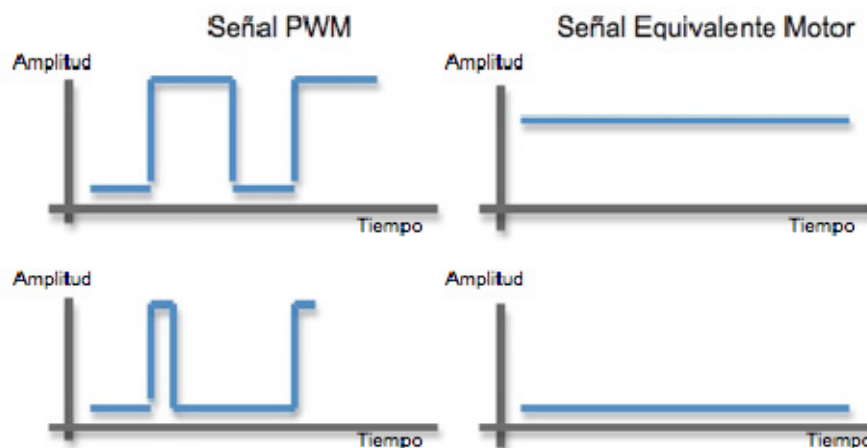


Ilustración 4-129: Dos señales PWM con anchuras de pulsos distintas. Como el período es mucho más pequeño que la constante de tiempo del motor, el motor ve una tensión constante cuyo valor medio coincide con el valor medio de la señal modulada.

El interruptor debe ser capaz de conmutar tan rápido como la frecuencia de la señal PWM. En este proyecto la PWM la genera el microprocesador en función de las órdenes que recibe y los conmutadores son los transistores y el puente en H (que incluye cuatro transistores). La siguiente imagen muestra el esquemático de la etapa de potencia con todos

los componentes. Las elipses negras son las entradas de las señales de control con sus respectivos nombres. No se ha tomado ninguna regla a la hora de nombrarlas. Véase que son cuatro señales las necesarias para controlar dos motores en un sentido y el trasero en los otros dos: MISO y MOSI<sup>89</sup> controlan el rotor superior e inferior respectivamente. OC0A y PC2 controlan el puente en H que regula el motor del rotor trasero.

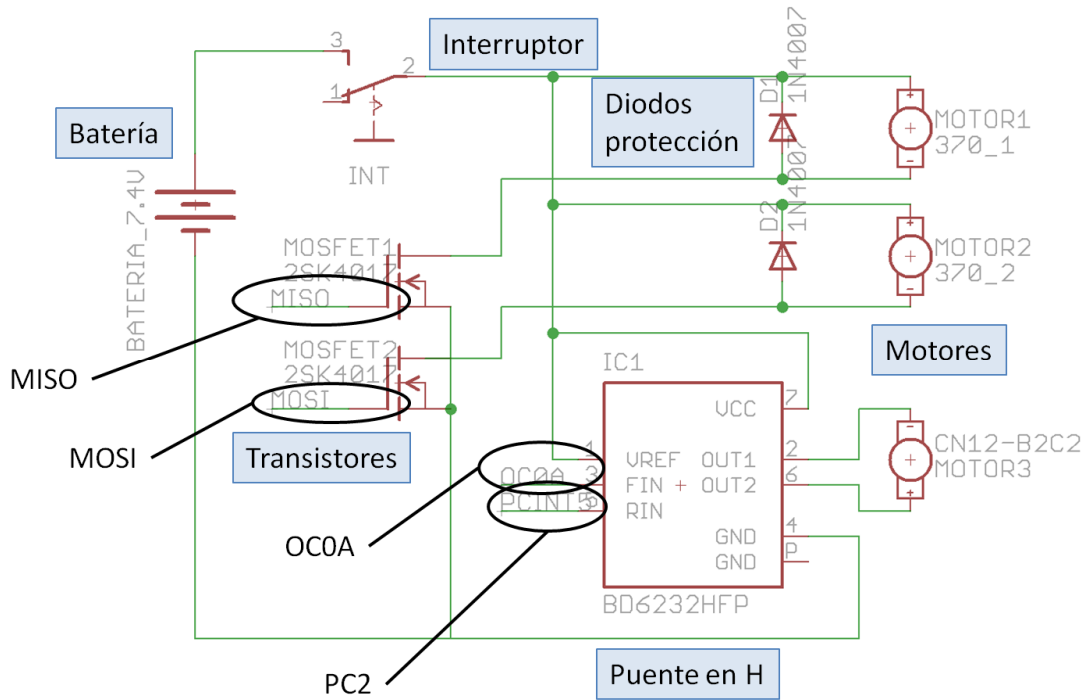


Ilustración 4-130: Esquemático de la etapa de potencia. En negro se marcan las entradas de control.

Las cuatro señales de control las genera el microprocesador de acuerdo a la orden que ha recibido previamente. Para transmitir las de este a sus respectivos conmutadores se parte del terminal SPI de programación de la placa RAZOR. De los 6+2 pines del terminal se emplean únicamente 4.

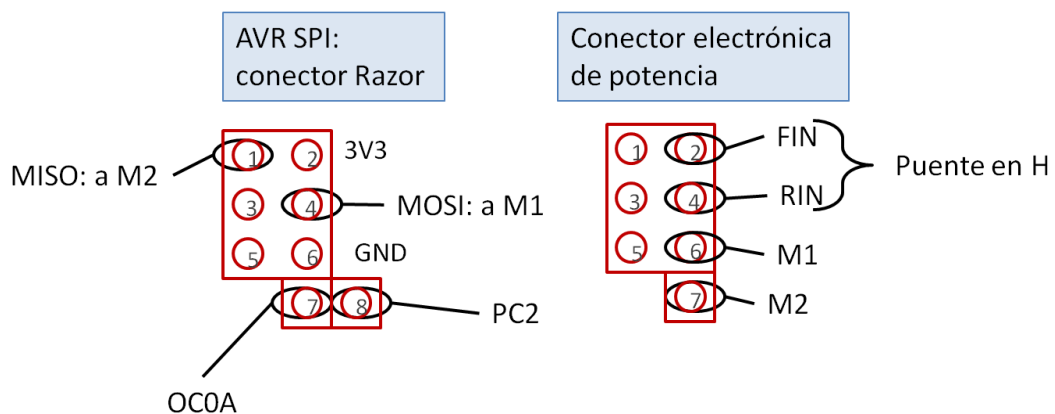


Ilustración 4-131: Conector SPI de la placa Razor. Se ha añadido un pin extra para añadir la cuarta señal de control.

<sup>89</sup> Estas dos venían ya en la placa de Sparkfun.

Es de vital importancia tener aisladas eléctricamente las etapas de potencia y electrónica, de ello se encargan los transistores y el puente en H. Aunque no parezca que exista mucha diferencia entre 3.3 V y 7.4 V, alimentar a la mayoría de los dispositivos de la etapa electrónica con una tensión superior a los 3.3 V tendría graves consecuencias. La relación entre ambos órdenes de magnitud de las intensidades es superior a 10.

### 4.4.3 Circuito propuesto

La siguiente imagen muestra toda la electrónica a que va a bordo del helicóptero. Se muestran los tres bloques principales de la electrónica.

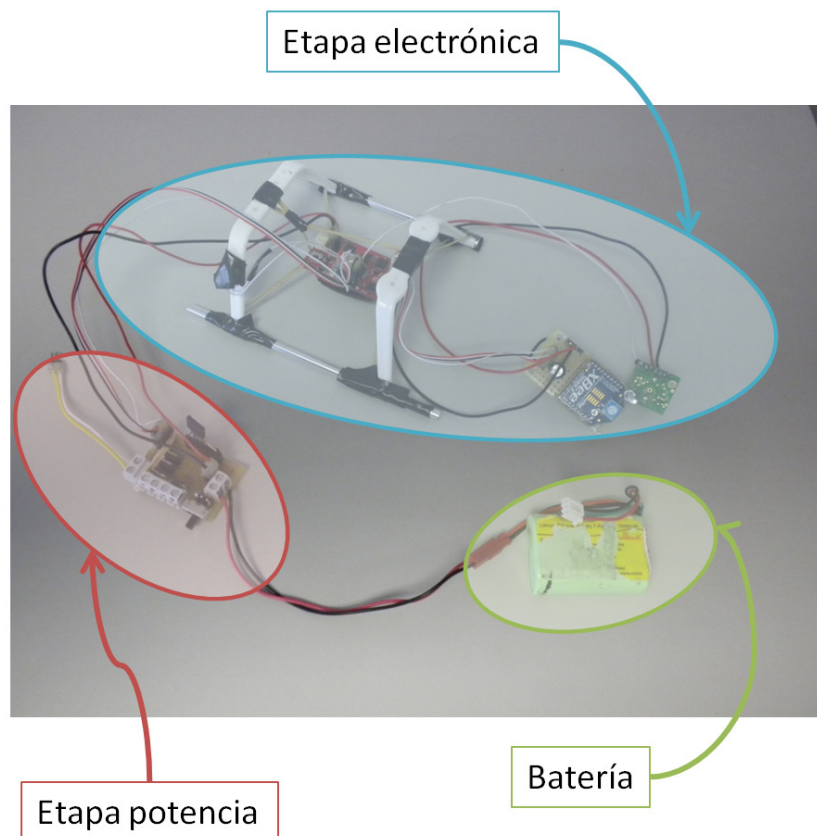


Ilustración 4-132: Toda la parte electrónica del helicóptero.

#### 4.4.3.1 Circuito electrónico

La parte principal del circuito electrónico es la placa Razor de Sparkfun. Se muestra en la siguiente foto con los conectores y elementos principales.

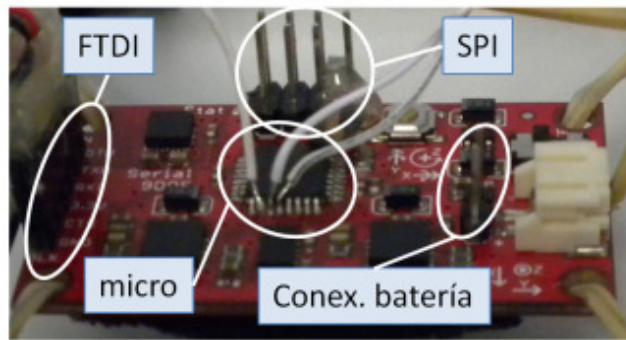


Ilustración 4-133: Placa Razor de Sparkfun con los elementos y conectores principales.

El XBee y el sensor de ultrasonidos van juntos y aparte. Se conectan a la Razor mediante el FTDI.

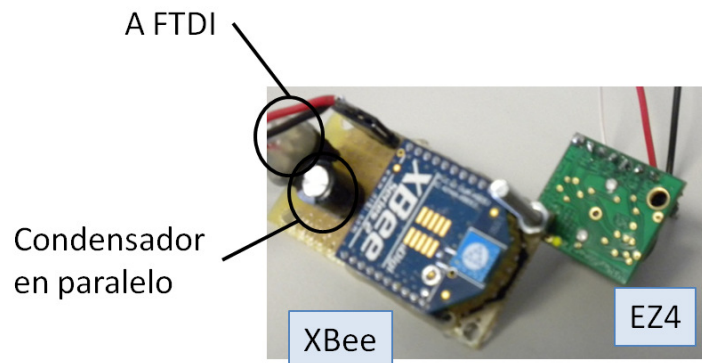


Ilustración 4-134: XBee alojado en una placa aparte junto con el sensor de ultrasonidos. Se conectan al IMU vía FTDI.

#### 4.4.3.2 Circuito etapa de potencia

La etapa de potencia con todos sus elementos puede verse en la siguiente imagen. Su conexión con la etapa electrónica se realiza mediante unos cables que se conectan al SPI.



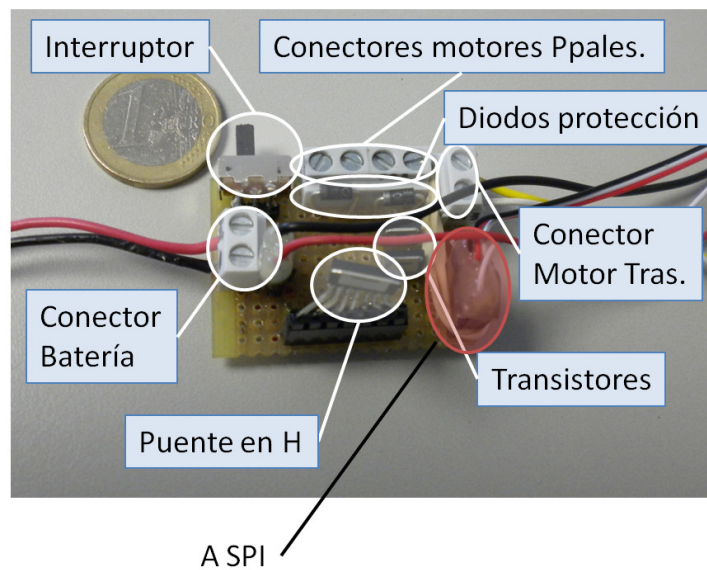


Ilustración 4-135: Etapa de potencia del helicóptero.

#### 4.4.4 Consideraciones varias

El elemento clave en la actuación es el microprocesador; más concretamente, el código que lleva dentro. Su programación hace que sea el ‘director de orquesta’ ya que se encarga de muestrear y enviar la información, recibirla y decodificarla para pasarla a los motores. Varios transistores y puentes en H se quedaron en el camino, así como una parte del microprocesador que ha dejado de funcionar. Conviene elegir los componentes con un ligero margen de seguridad

La electrónica es una parte fundamental de este proyecto y más si se tiene en cuenta que todo ha sido llevado a la práctica. Sin embargo, dado que el objetivo último es el control, se ha pretendido cubrir la electrónica de la manera más intuitiva, gráfica y eficiente posible. Los objetivos propuestos se han cumplido satisfactoriamente.

## 5. Análisis de resultados

Esta sección es una recopilación y descripción de los resultados teóricos y prácticos obtenidos en este proyecto. Un primer bloque cubrirá toda la problemática encontrada y las consecuencias de esta en el desarrollo del proyecto. El segundo bloque analizará el control.

### 5.1 Problemática encontrada y sus consecuencias

La problemática de este proyecto nace del helicóptero, de la instrumentación y de su interacción en forma de vibraciones y perturbaciones magnéticas.

#### 5.1.1 El helicóptero

La principal limitación del helicóptero es que sólo tiene tres grados de libertad y esto limita mucho el control a desarrollar así como su aplicabilidad. Al principio del proyecto no se recaló lo suficiente en este aspecto. Además, el no poder desplazarse lateralmente supone un grave inconveniente de cara al vuelo en exteriores, ya que es perturbado por la más leve brisa.

La segunda limitación es que es un helicóptero de juguete y como tal no está diseñado para otra especificación más que el entretenimiento. Así, cuando se altera su peso o centro de gravedad se producen cambios en su comportamiento. Se vuelve a este aspecto en el siguiente apartado.

Su comportamiento dinámico-mecánico-aerodinámico es muy difícil de modelar matemáticamente porque no se dispone de la información concerniente al perfil (habría que hacer multitud de ensayos), el comportamiento del sistema eléctrico depende de la carga restante de la batería y la barra estabilizadora contribuye a la estabilidad del helicóptero, pero su modelado dinámico-matemático es altamente complejo.

Por último, las vibraciones presentes también suponen un gran problema que se trata en el apartado 5.1.2.

##### 5.1.1.1 Potencia y peso del helicóptero

El conjunto batería-motor-rotor está diseñado para suministrar un empuje determinado al helicóptero. Si se modifica el peso del mismo, la relación empuje-peso se modifica y el comportamiento del vehículo cambia. Si esta relación disminuye se corre el riesgo de que el helicóptero no pueda despegar, o bien lo haga y se quede a unos 40-50 cm del suelo a máxima potencia debido al efecto suelo.

El conjunto de cambios introducidos en el helicóptero han ido contribuyendo a un aumento de peso del mismo hasta el punto de que se llegó a un momento en el que la situación fue la descrita en el párrafo anterior. La solución que se probó en primer lugar fue un cambio de batería, que liberará mayor carga o que lo tuviera un voltaje mayor. Para ello se formó una pila mediante 10 pilas AAA de 1.2 V de NiMH conectadas en

serie. Aunque esta solución incrementaba inicialmente el peso se esperaba que el incremento de potencia fuera aún mayor. Sin embargo el resultado fue desagradable e inesperado: el helicóptero no conseguía elevarse y finalmente parte de su electrónica se sobrecalentó quemándose los transistores y una parte del microprocesador.

Afortunadamente, tras una sesión de soldadura, se volvió con la batería original y se optó por someter al helicóptero a una drástica pérdida de peso. Se eliminaron todos los led's, embellecedores de plástico, cilindros de hojalata del tren de aterrizaje, la nacela, el *flap* trasero y la sujeción complementaria del mástil de aluminio. Afortunadamente con estas medidas fue más que suficiente y cerró la posibilidad de la incorporación del GPS: no hay potencia suficiente para acarrearlo.

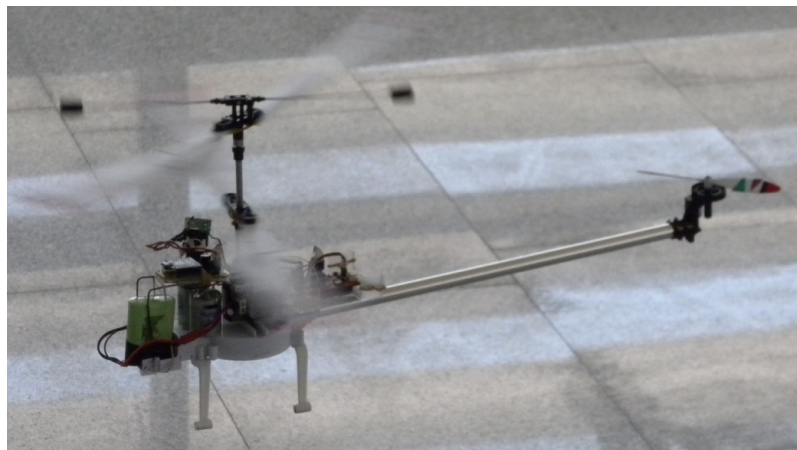


Ilustración 5-1: Busque las ¿7? diferencias. La adición de peso obligó a prescindir de todo elemento ornamento-estructural no imprescindible. Arriba el antes y abajo el después.

### 5.1.2 Las vibraciones

De las vibraciones y las soluciones tomadas ya se comenta algo en 4.2.5.4. Para hacer frente a las vibraciones se puede optar por estas opciones:

- Filtrado paso bajo de las lecturas.
- Amortiguar el dispositivo sensor.
- Atacar la fuente de vibraciones.
- Emplear algoritmos de fusión de sensores.

El filtrado paso bajo y los algoritmos para fusionar sensores ya están más que detallados. Es importantísimo evitar que los sensores saturen (giróscopos y sobre todo

acelerómetros). Para atacar la fuente de vibraciones, habría que rediseñar el helicóptero, poner mejores motores, mejores engranajes, encastrés más elaborados y evitar asimetrías y holguras que predominan en el helicóptero.

En este caso, lo que se realizó fue amortiguar el dispositivo sensor tratando de aislarlo mecánicamente del resto del vehículo empleando gomas elásticas. En la página web ‘*Vassili’s projects*’<sup>90</sup> se sumerge toda la electrónica en un gel específico que la aísla de las vibraciones mecánicas. Este gel puede adquirirse en Amazon<sup>91</sup> por unos 60 \$.

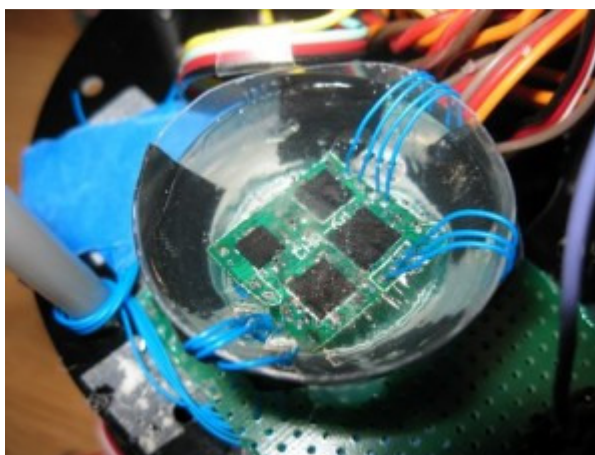


Ilustración 5-2: IMU embebida en gel. Obtenido de la página de ‘*Vassili’s projects*’.

Sin embargo, con un helicóptero en condiciones es de esperar que la problemática de las vibraciones sea mucho menor.

### 5.1.3 Saturaciones de sensores

Todo lo relacionado con la saturación de sensores supuso más de un quebradero de cabeza en las etapas intermedias del proyecto (ver 4.2.5). La saturación de sensores provoca que sus medidas no sean válidas. Hay dos tipos de fuentes de saturación. Las vibraciones pueden saturar el giróscopo y el acelerómetro. Campos magnéticos adicionales pueden saturar el magnetómetro.

La solución ante las saturaciones pasa por la previsión e implica ajustar (ampliando) los rangos de los sensores y si no se puede, plantearse cambiarlos por otros. El aislamiento mecánico ya ha sido comentado. Para evitar que sature el magnetómetro hay que procurar posicionarlo lo más lejos posible de los motores siendo siempre necesaria una calibración del mismo.

### 5.1.4 Calibración de sensores

Todos los sensores excepto el altímetro de ultrasonidos requieren de calibración. En el caso del giróscopo, su calibración es sencilla y puede efectuarse de manera automática y efectiva al inicio del programa sin que el usuario tenga que hacer nada. Para ello se toman una serie de muestras con el helicóptero en reposo y se calcula su

<sup>90</sup> Los proyectos de Vassili: <http://vrhome.net/vassilis/>

<sup>91</sup><http://www.amazon.com/Dow-Corning-DIELECT-SYLGARD-DIELECTRIC/dp/B001E99I7C>

media. El resto de lecturas obtenidas se comparan con esta media, una ventaja de ser un sensor diferencial. Los efectos de la temperatura no se tienen en cuenta de esta manera. El filtro de Kalman calcula además las desviaciones de estas lecturas, por lo que en teoría no sería necesaria esa calibración previa. En la práctica se aconseja seriamente el hacerlo. Las calibraciones del acelerómetro y del magnetómetro se comentan a continuación.

#### 5.1.4.1 Acelerómetro

Calibrar bien el acelerómetro supone que el acelerómetro pueda determinar con mayor exactitud los ángulos de *pitch* y *roll*. Aunque estos sensores son bastante exactos, a menudo presentan *offsets* o desviaciones y sus sensibilidades axiales no están equilibradas. Con la calibración se pueden determinar estos valores.

La calibración del acelerómetro se cubre con mayor detalle junto con la del magnetómetro en la sección de anexos. Al igual que en el caso del giróscopo, es muy aconsejable el realizarla.

#### 5.1.4.2 Magnetómetro

De los tres sensores, el magnetómetro es el que más misterio tiene porque así como la gravedad se siente, se conoce y se ve en los objetos al caer, el campo magnético no (salvo con una brújula y en un plano). Y entre los tres, es el sensor cuya calibración más importancia reviste.

Se han extraído conclusiones importantísimas acerca de este dispositivo, como por ejemplo, las fuentes de perturbación de campo magnético y su caracterización. Al igual que con el acelerómetro, su calibración tiene por objeto calcular los valores de desviación y sensibilidad para anular el denominado efecto de hierro duro (campos magnéticos permanentes). Esta calibración debe realizarse a bordo del helicóptero, en su ubicación final. Variaciones posteriores de esta ubicación provocarán que la calibración previa ya no sea válida. Además, dado que los motores eléctricos están compuestos por varios polos, la influencia de sus campos magnéticos depende de cómo estén orientados los rotores. Para evitar este problema y quedarse con el valor medio hay que calibrar el helicóptero con los motores girando.

En presencia de ‘hierros dulces’ o campos magnéticos adicionales que puedan aparecer durante el vuelo del helicóptero se desaconseja seriamente el empleo del magnetómetro. Para este tipo de situaciones ha sido implementado el filtro triple Kalman.

#### 5.1.5 Comparación entre los tres filtros y requerimientos de cálculo

Los tres filtros desarrollados funcionan correctamente tras una calibración previa de los sensores y en ambientes sin perturbaciones magnéticas. Entre los tres, tanto el ‘Kalman con cuaterniones’ como el ‘AHRS Original’ tienen un comportamiento más sólido porque evitan las singularidades que surgen con los ángulos de Euler al operar con cuaterniones y matrices de rotación respectivamente.

Computacionalmente el ‘triple Kalman’ tal vez sea el más eficiente. ‘Kalman con cuaterniones’ opera con matrices de dimensiones hasta 7x7 y ‘AHRS Original’ tiene muchas variables internas. En general, la parte de adquisición y tratamiento de datos es la que más exige al ordenador al tener que ejecutarse cada 20 ms. En función del ordenador en el que se ejecute el programa, este puede ir a saltos y el envío de órdenes puede retrasarse. Conviene cambiar el ordenador por otro más potente.

## 5.2 Resultados del control del helicóptero

La palabra ‘control’ es la que da inicio al nombre del documento y es el objetivo último de este proyecto. Las presentes líneas recogen los resultados tanto cualitativos como cuantitativos del sistema de control desarrollado.

### 5.2.1 Cualitativos

El enfoque sumamente práctico de este proyecto propicia y justifica un análisis cualitativo de los resultados obtenidos con el nuevo sistema de control. Además, las únicas especificaciones prefijadas consistían en el desarrollo de un control que mejorara ostensiblemente el manejo del aparato. Para ello, y en primer lugar, se le ha dotado al vehículo de un sistema de telecomunicaciones más potente y bidireccional que permite tanto el envío como la recepción de datos provenientes del helicóptero.

A continuación ha sido provisto de la instrumentación necesaria para determinar su actitud, orientación y altura. Se ha modificado su electrónica de potencia para adaptarla al microprocesador instalado y se ha desarrollado un extenso programa que recibe datos, los procesa, permite la interacción con el usuario y el envío de la orden de navegación. Con toda esta base, la implementación del control es la punta del iceberg.

El control desarrollado a base de dos PID en cascada, si bien no ha sido optimizado, es más que suficiente. La diferencia entre el vuelo del helicóptero con el mando radiocontrol o incluso con el joystick pero sin controlador y el vuelo final es tremenda.

En interiores medianamente amplios y sin obstáculos, volar el helicóptero se convierte en algo sencillo y divertido, mientras que antes era algo que exigía suma concentración y habilidad y podía estresar a más de uno. En exteriores la calidad del vuelo también mejora muchísimo, pero la falta de ese grado de libertad que permita el desplazamiento lateral penaliza en gran medida tales avances.

Así pues, mientras antes era prácticamente imposible efectuar un vuelo largo sin interrumpirlo por miedo a colisionar contra algo, ahora puede volarse el helicóptero tranquilamente durante todos los minutos que dura la energía de la batería. El vehículo puede despegar y aterrizar de forma autónoma y los datos más importantes del vuelo pueden registrarse para su posterior análisis. Los resultados cualitativos son muy satisfactorios.

## 5.2.2 Cuantitativos: análisis de gráficas

Para evitar la posible subjetividad de lo cualitativo, a continuación se muestran y comentan una serie de gráficas que recogen algunos parámetros del vuelo del helicóptero en diversas pruebas realizadas durante el mes de marzo del año 2011.

Para ello y en primer lugar se ha efectuado un vuelo de unos 70 segundos que incluye el despegue y el aterrizaje automáticos. La primera gráfica muestra la potencia suministrada al rotor coaxial. El despegue automático se efectúa incrementando gradualmente la variable 'pot\_0' hasta que se alcanza un valor determinado (205 por defecto) o bien hasta que se despegue. Cuando esto sucede, el controlador de la altura se activa sólo y regula la potencia mediante la variable 'pot\_alt'. Los picos que presenta su gráfica se corresponden con cambios en la referencia de la altura y los provoca la acción derivativa.

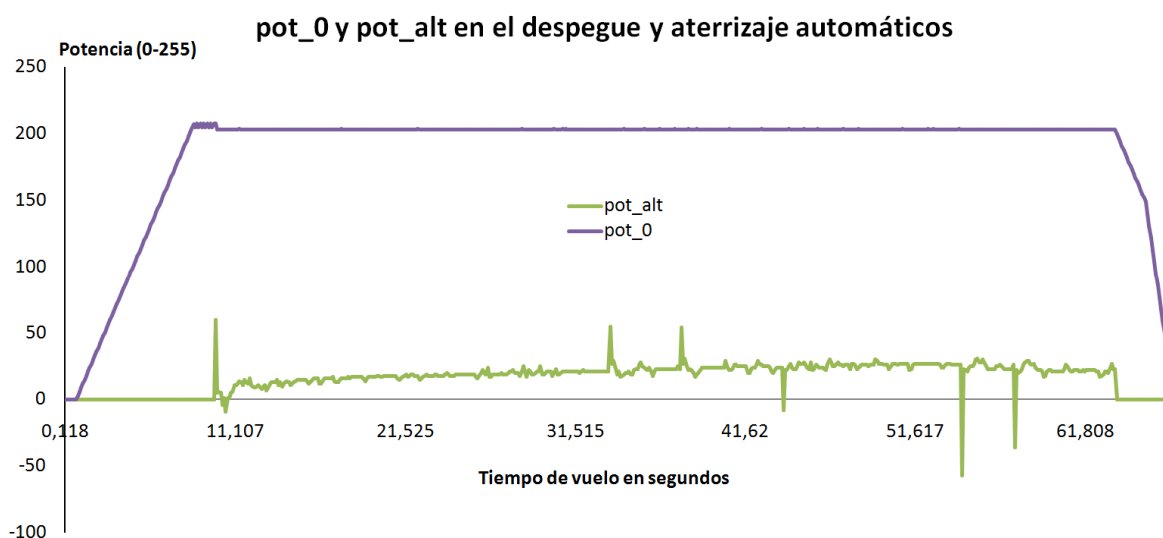


Ilustración 5-3: Gráfica de la potencia suministrada al helicóptero durante un despegue y un aterrizaje automáticos.

El altímetro tiene un comportamiento algo inesperado para alturas inferiores a los 30 cm, lo mismo va estupendamente que marca valores de 200 y 300 cm. La siguiente gráfica muestra tanto la referencia que ha sido fijada al helicóptero como la altura que este ha ido adoptando. La forma escalonada de la altura se debe a que la resolución del sensor de ultrasonidos es de unos 2-3 cm. La altura de despegue seleccionada era de 65 cm y ha necesitado unos 20 segundos para alcanzarla. El aterrizaje comienza a los 54 segundos y concluye unos 15 segundos después de comenzar.

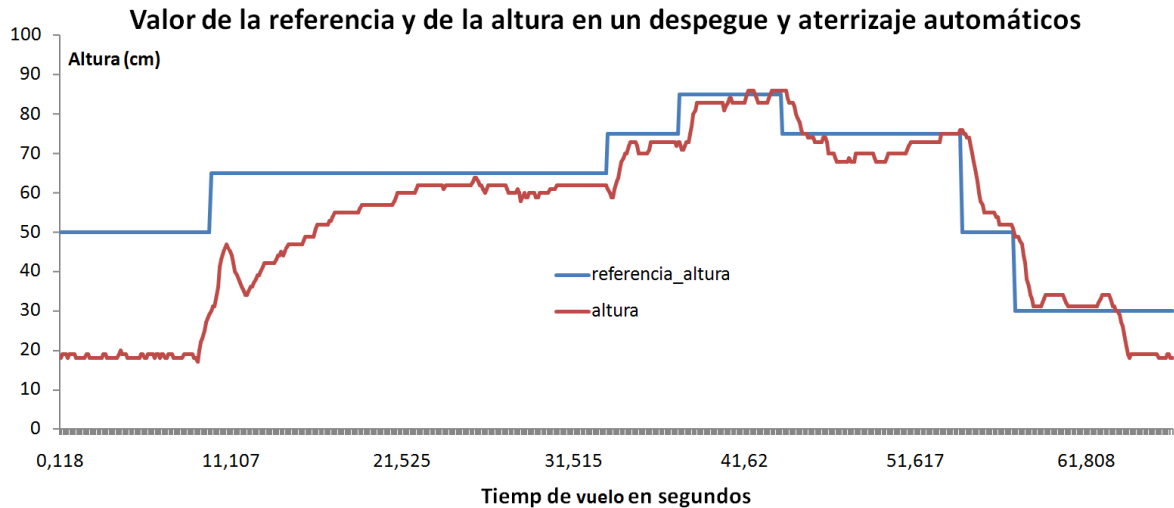


Ilustración 5-4: Gráfica con los valores tomados por la referencia y por la altura del helicóptero en un vuelo que incluye el despegue y el aterrizaje.

Hay que reseñar que conseguir que el helicóptero vuele así sin control alguno es prácticamente imposible. La tercera gráfica muestra el rumbo del helicóptero. La referencia se ha mantenido constante con un valor de unos 120 °. La desviación inicial que hace la variable ‘ang\_guiñada’ se debe a que el control de guiñada estaba sin activar porque la potencia enviada al rotor coaxial no era superior a un valor determinado. Las oscilaciones que aparecen a partir del segundo 45 pueden producirse debido a los cambios más pronunciados de altura.

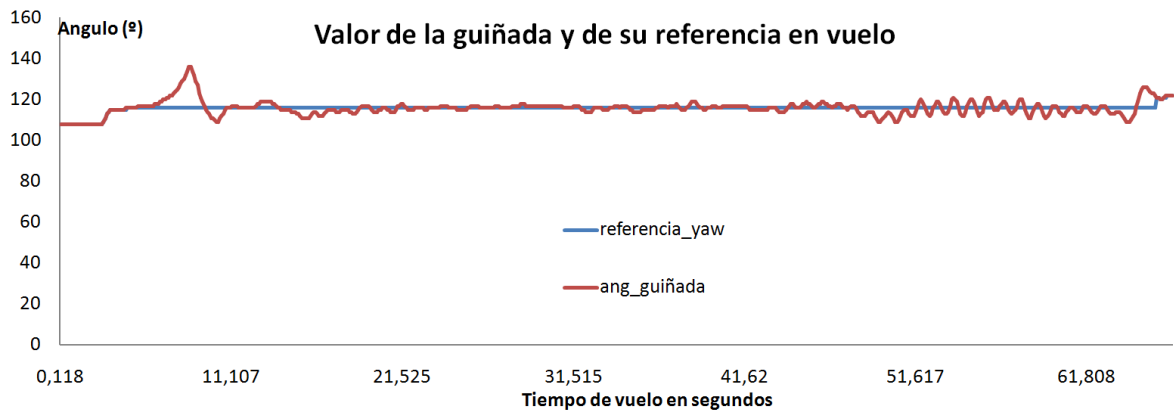


Ilustración 5-5: Valor de la guiñada y de su referencia en vuelo.

En el siguiente vuelo que se adjunta pueden apreciarse las fuertes oscilaciones de la altura medida cuando el helicóptero está despegando. Por este motivo no hay que considerarlas. Durante el vuelo, la altura presenta mayores oscilaciones porque la guiñada está constantemente cambiando. Seguramente el resultado mejoraría si la frecuencia de muestreo para el control aumentara (10 Hz por defecto.)



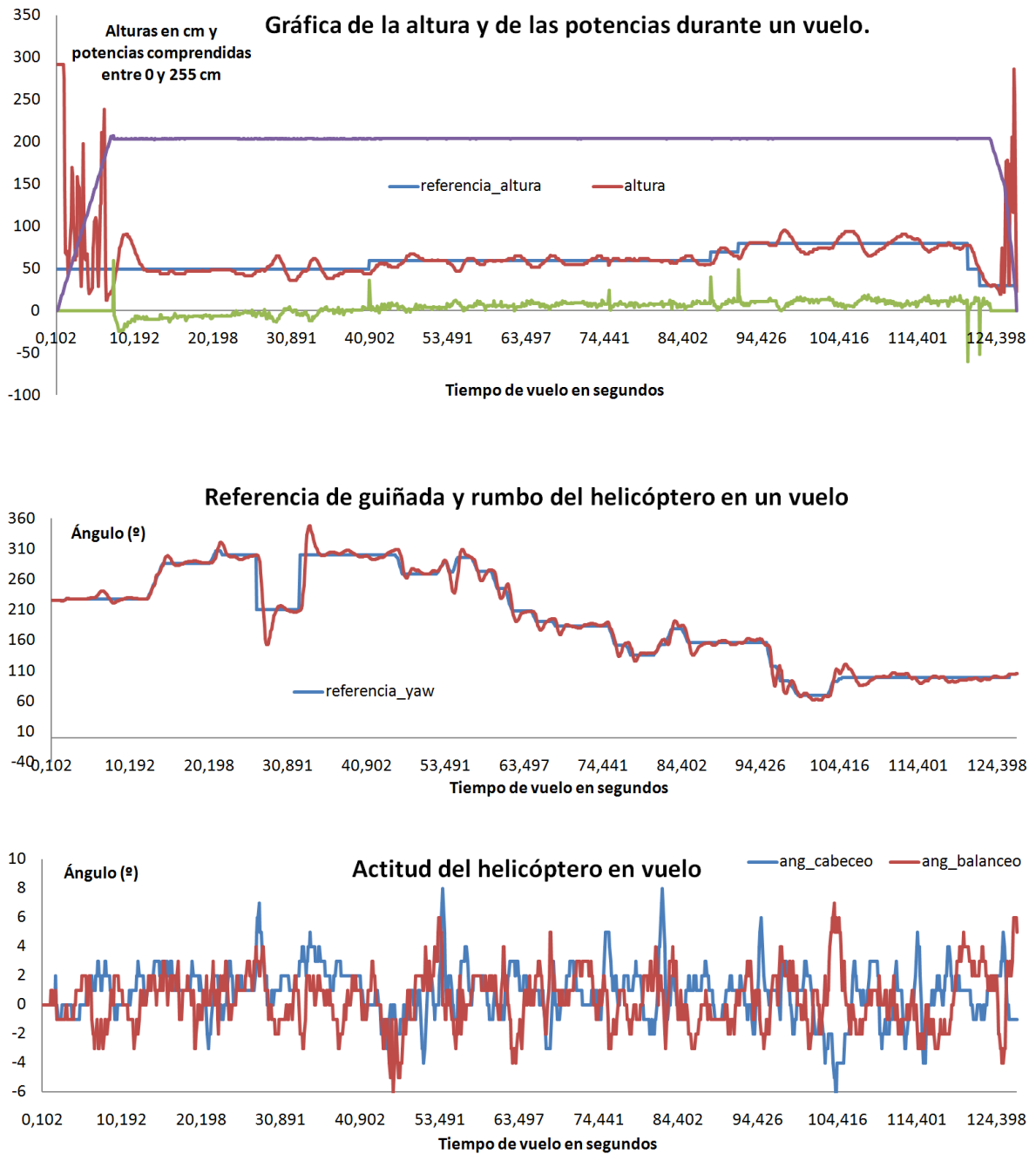


Ilustración 5-6: Estas tres gráficas recogen los parámetros más importantes de la telemetría del helicóptero.

Las sobreoscilaciones que presenta la guiñada ante los cambios escalonados de la referencia de  $90^\circ$  (hacia el segundo 30) no reflejan el verdadero comportamiento del helicóptero, ya que su dinámica se adapta mejor a una variación gradual de la referencia en forma de rampa, como la que supone el joystick. El único ‘pero’ que se presenta es la oscilación continua de sus ángulos de cabeceo y balanceo.

## 6. Conclusiones

Las conclusiones del proyecto se recogen en este apartado, estructuradas en cuatro partes.

### 6.1 Conclusiones teóricas y prácticas

La primera conclusión es que el comportamiento dinámico del vehículo aéreo no tripulado ha sido satisfactoriamente controlado. Dicho logro ha propiciado la extracción de reflexiones importantísimas.

Es importantísima la elección de un vehículo adecuado que permita sacarle el máximo partido al control desarrollado. Se ha visto que los 3 canales de este helicóptero han sido insuficientes. Además, la plataforma debe ser lo suficientemente potente como para poder alojar los sensores requeridos y volar sin ningún tipo de penalización adicional.

El control basado en dos PID's en cascada ha sido más que suficiente, pero cualquier control hubiera sido imposible de implementar sin haber logrado desarrollar previamente la comunicación, la actuación y sobre todo el sensado. La gran cantidad de inexactitudes y no linealidades de esta planta añadieron tantas incertidumbres a su modelización que su control se tuneó por un procedimiento de prueba y error extremando las medidas de seguridad.

El carácter sumamente práctico de este proyecto trajo consigo la aparición de multitud de problemas inesperados bajo una óptica teórica: las vibraciones, las perturbaciones magnéticas y el comportamiento no ideal de los sensores entre otros.

Pero sin duda alguna, la conclusión principal es la extrema importancia de la instrumentación en un vehículo aéreo no tripulado. Con un buen canal de instrumentación el 90% del control ya está hecho.

### 6.2 Originalidades

No se ha visto en ningún otro lugar el control de un helicóptero del mismo esquema mecánico que el Salvation 5: 3 canales y coaxial. Tal vez por las limitaciones que presenta.

El desarrollo de tres filtros distintos también es novedoso. Muchos proyectos comprenden únicamente el desarrollo de uno de ellos. Asimismo, el hecho de que se ejecuten en un ordenador y no en el propio helicóptero también es un aspecto original.

Finalmente, se ha procurado dar un tratamiento y un enfoque únicos, facilitando el entendimiento y explicando la transformación del helicóptero de forma gradual, clara y amena.

### 6.3 Reflexiones personales

Después de tantas horas de trabajo, lo primero que al autor le sorprende al ojear las páginas previas es la variedad de disciplinas involucradas en el proyecto: electrónica, control, instrumentación, aerodinámica, telecomunicaciones, software y mecánica.

El paso de la teoría a la práctica también ha ~~reto~~ reestructurado muchos esquemas y ha supuesto el ganar mucha experiencia para proyectos futuros.

Finalmente, aunque las cosas no quieran salir en un primer momento, siempre se cumple que el producto del tiempo por el esfuerzo es directamente proporcional a la calidad del resultado.

### 6.4 Consecuencias futuras

El futuro que depara al desarrollo de UAV's es realmente alentador pues este tipo de vehículos son el futuro. Desarrollarlos supone una apuesta segura en I+D dado el enorme abanico de posibles aplicaciones que presentan.

En este ámbito, conviene desarrollar aeronaves tales como quadrotores, helicópteros convencionales o aviones, más fáciles de modelizar y simular y con mayor versatilidad, de cara a alojar sensores como GPS, y cámaras así como unidades de procesamiento de información.

Por ello, este proyecto presenta una muy buena base para todo aquel que quiera comenzar a dedicar su tiempo en este campo.

## 7. Manual de usuario

### 7.1 Primeros pasos

Este capítulo recoge las instrucciones necesarias para poder volar el prototipo y hacer pruebas con él. Para ello se necesita todo lo que figura en la imagen siguiente:

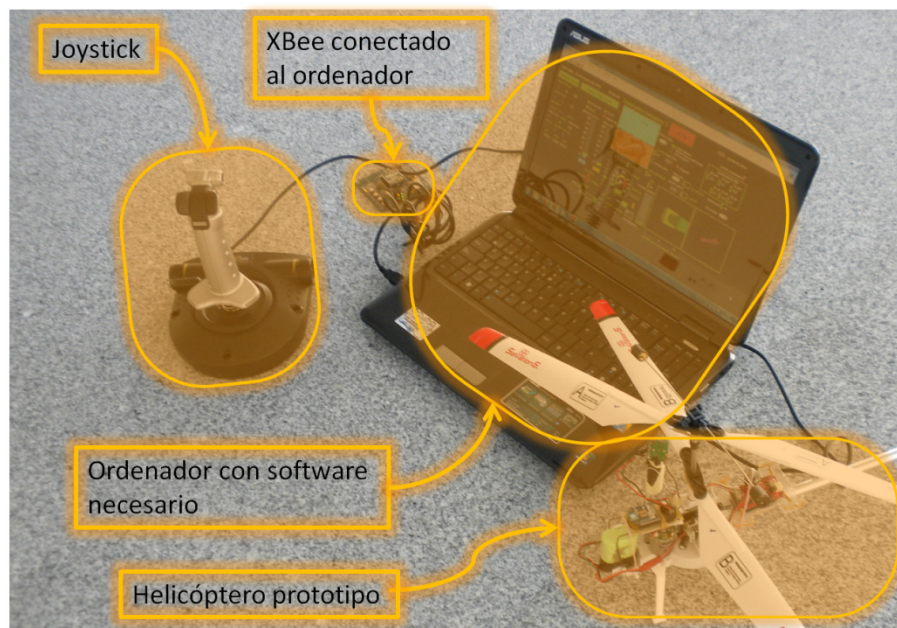


Ilustración 7-1: Hardware necesario para volar el helicóptero.

Los XBee's deben estar previamente programados y el ordenador necesita tener instalado una versión 8.6 o superior de LabView. El programa es un conjunto de archivos de LabView (VI's) contenidos en una carpeta. Antes de ejecutarlo, hay que conectar el joystick y el módulo programador/receptor de XBee's al ordenador. Para abrir el programa hay que ejecutar el archivo '*Main\_salvation\_5*', aparece la siguiente pantalla.

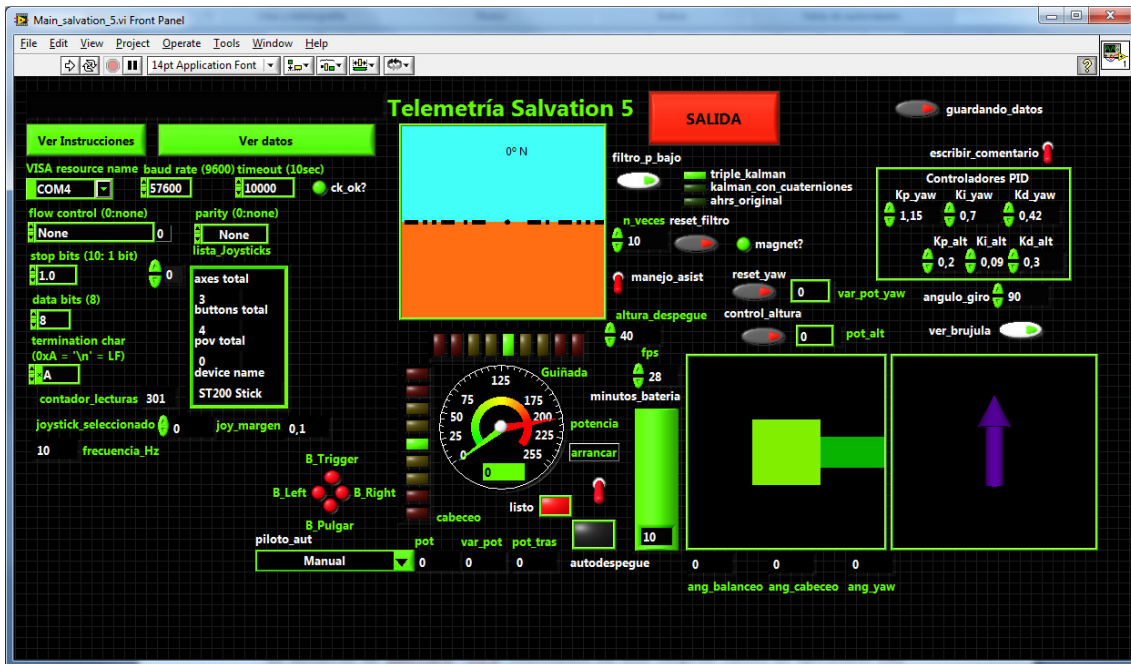


Ilustración 7-2: Pantalla inicial del software con la telemetría del helicóptero. En la parte superior figuran las típicas pestañas de File, Edit, View... para el siguiente paso interesa la de Tools.

El modelo de joystick ya está fijado, usar otro requeriría adaptar su sub-VI. Su conexionado viene configurado por defecto y el programa lo reconoce de inmediato. Para que el software pueda recibir los datos a través del XBee hay que asegurarse que LabView ha reconocido el XBee conectado al ordenador. Esto se realiza mediante el Measurement & Automation Explorer, un programa que figura como primera opción en la pestaña de Tools, hay que abrirlo, aparece en la pantalla lo siguiente.

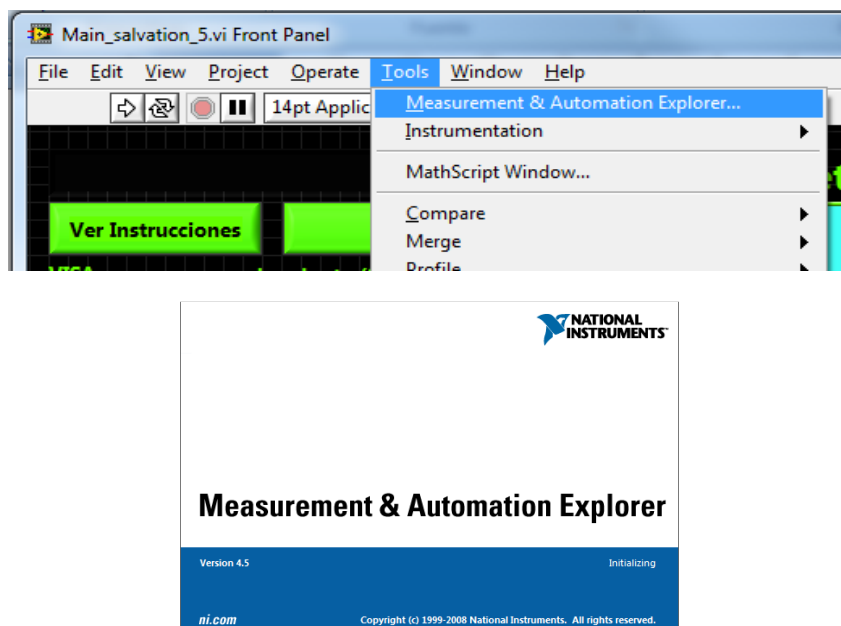


Ilustración 7-3: Ejecutando el 'MAX', Measurement & Automation Explorer.

Una vez abierto se busca el dispositivo dentro de 'Devices and Interfaces' y se anota el número de puerto COM.

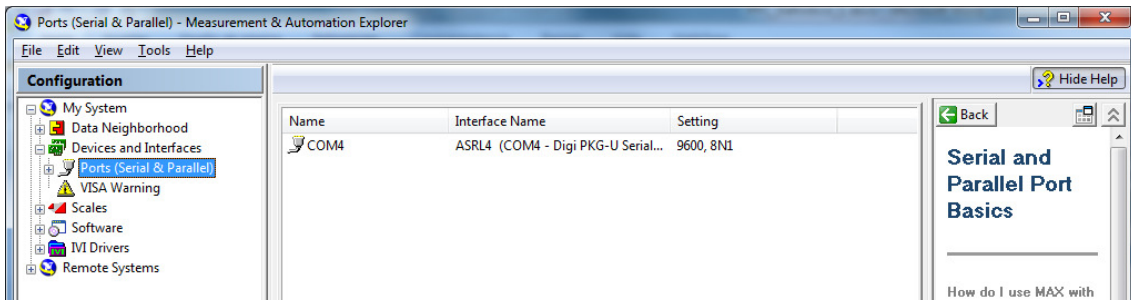


Ilustración 7-4: Localizando el dispositivo receptor de XBee con el 'MAX'.

Este número y la tasa de transmisión (57600 bps) deben seleccionarse previa ejecución del programa en sus casillas correspondientes.

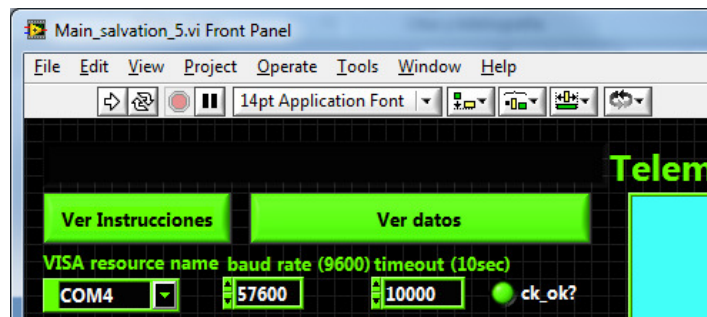


Ilustración 7-5: Configurando el puerto serie en el programa.

A continuación se enciende el helicóptero, para ello hay que conectar la batería y poner en ON dos interruptores que están situados en la electrónica de potencia y en la placa Razor respectivamente. Al hacerlo un led rojo de la placa Razor se iluminará. Ya está todo listo, para lanzar el programa hay que presionar en el siguiente icono:



Ilustración 7-6: Icono de ejecución en LabView.

Si todo está correcto, aparecerá sobreimpresionada la ventana siguiente.

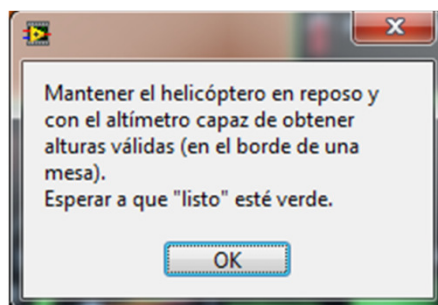


Ilustración 7-7: Ventana que aparece al ejecutar el software.

Que viene a decir que durante los primeros cinco segundos el helicóptero debe estar en reposo, para así poder calibrar el giróscopo. El requerimiento de situarlo en borde de la mesa es prescindible. Hacer clic en OK. Cuando un programa corre en LabView, los iconos del panel superior cambian ligeramente como se muestra en la imagen siguiente. Generalmente, la ejecución de un programa se detiene pulsando en el octógono rojo.



Ilustración 7-8: Diferencia entre un programa sin ejecutar y ejecutándose en LabView.

No obstante, para garantizar un mejor funcionamiento se aconseja detener la ejecución de este programa pulsando con el ratón sobre el botón siguiente.



Ilustración 7-9: Botón de salida del programa.

El helicóptero estará listo para despegar cuando tras 300 lecturas iniciales (unos 5 segundos) el indicador denominado 'listo' cambie su color rojo por el verde. Llegados a este punto hay que echar un vistazo a las instrucciones tras hacer clic en el botón 'Ver Instrucciones' ubicado en la parte superior izquierda de la pantalla. Las instrucciones hacen referencia a las órdenes del teclado.

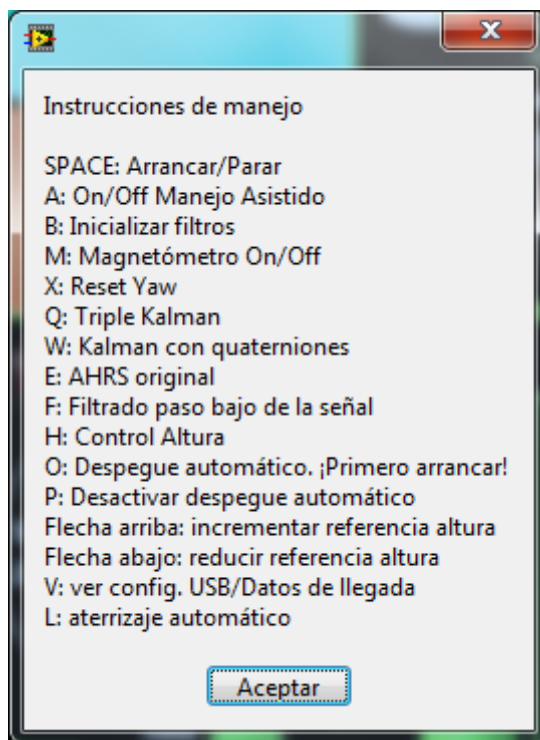


Ilustración 7-10: Ventana con las instrucciones de manejo.

Pulsando la tecla 'V'<sup>92</sup> se alterna entre la ventana de configuración y la de telemetría más propiamente dicha. Desaparecen los parámetros del joystick y del puerto USB para dejar sitio a los datos que llegan de todos los sensores.

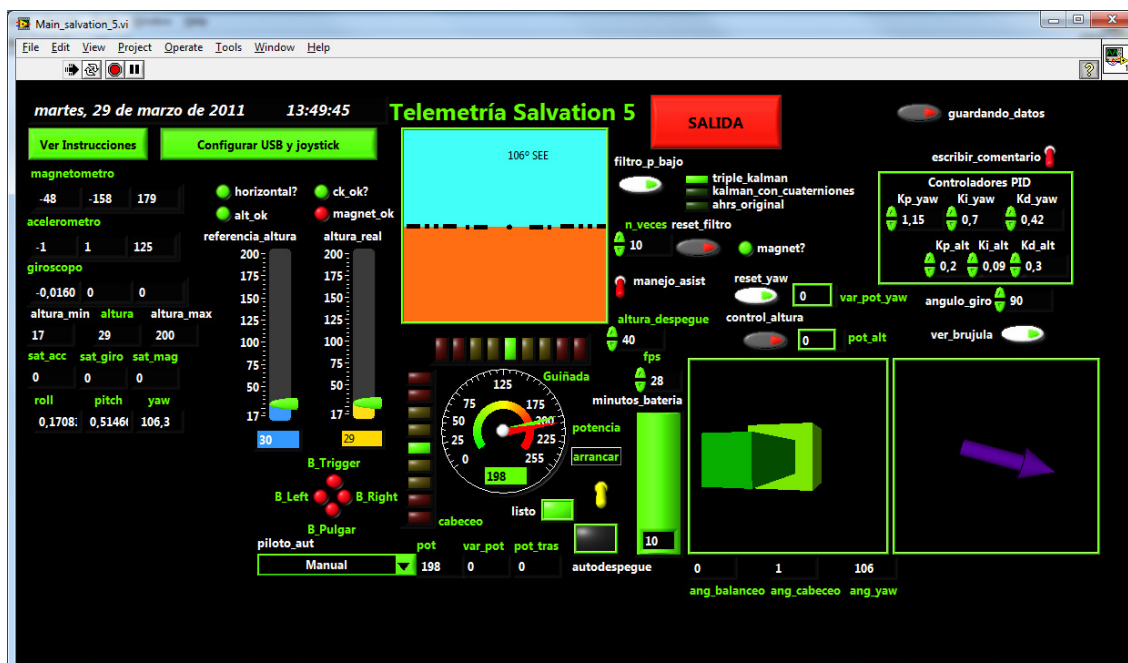


Ilustración 7-11: Pantalla de la telemetría con el helicóptero listo para despegar.

Los datos que llegan son los correspondientes a los tres ejes del magnetómetro, el acelerómetro y el giróscopo junto con la altura. Asimismo, también se muestran las saturaciones, la validez de la altura, la horizontalidad, la referencia de la altura así como si el campo magnético no está siendo perturbado (en la imagen previa no lo está, ver la variable `magnet_ok`). Llegados a este punto se detallan las distintas opciones que pueden realizarse.

## 7.2 Manejo de los filtros

Como ya se ha comentado, una peculiaridad de este proyecto es la programación de los filtros externa al vehículo de modo que el usuario pueda cambiar de algoritmo de fusión. Para alternar entre estos hay que emplear las teclas 'Q', 'W' y 'E' para seleccionar el 'triple Kalman' (por defecto), el 'Kalman con Cuaterniones' y el 'AHRs Original'.

Todos estos filtros se restablecen pulsando la tecla 'B'. El magnetómetro tan sólo puede desactivarse en el filtro 'triple Kalman' y conviene desactivarlo cuando la variable `magnet_ok` esté en rojo. Para ello hay que pulsar la tecla 'M' con el helicóptero en reposo y el ángulo de yaw estabilizado. El 'AHRs Original' permite también desactivar el empleo de los sensores no diferenciales mediante la variable `control_filtro`.

<sup>92</sup> Asegurarse de que no está activado el bloqueo de mayúsculas. De todas formas, el programa te saca un aviso.



El número de veces que estos filtros se actualizan puede regularse con la variable 'n\_veces'. Incrementando esta variable varios órdenes de magnitud pueden comprobarse las derivas de los giróscopos. El filtrado paso bajo también puede deshabilitarse mediante el ratón. Los tres ángulos obtenidos se representan gráficamente mediante el horizonte artificial, el cubo verde y la brújula.

### 7.3 Volando sin manejo asistido

El vuelo 'a pelo' es el más similar al vuelo original del helicóptero desde el mando radiocontrol, salvo los *trims* o ajustes que este presenta. Se controla con el joystick y requiere mucha práctica y destreza. Las entradas posibles del joystick son las siguientes:

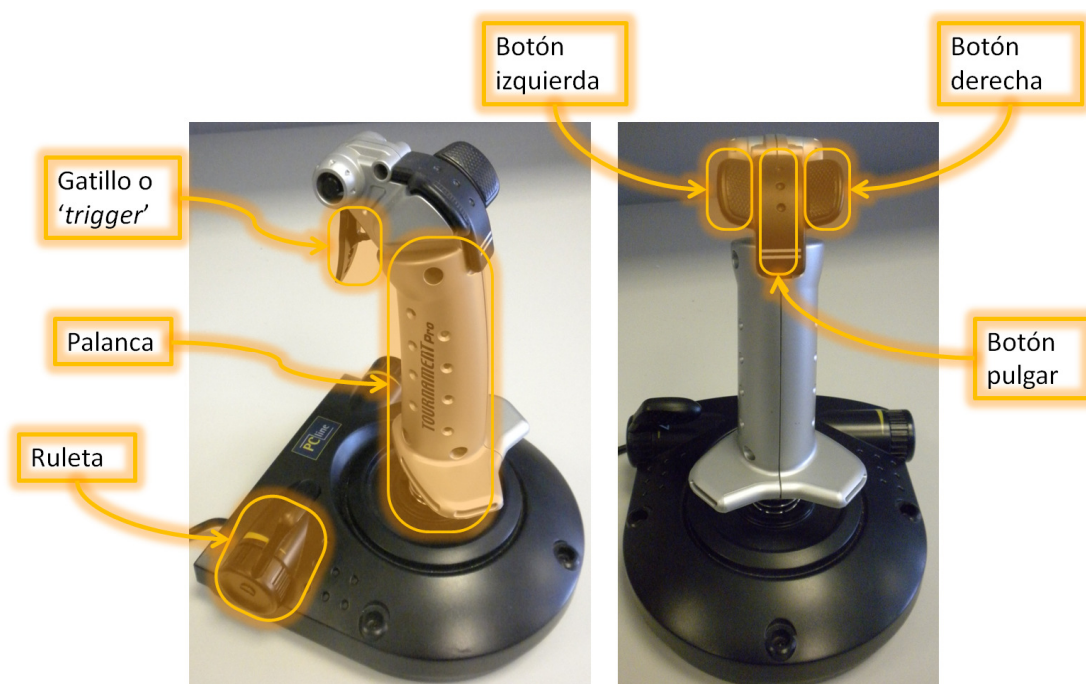


Ilustración 7-12: Posibles acciones que permite el joystick.

Para poder volar el helicóptero es preciso arrancarlo presionando la barra espaciadora. El arranque sólo puede efectuarse si la ruleta del joystick está en cero, si no saca un aviso. Para volar sin manejo asistido el indicador denominado 'manejo\_asistido' debe estar desactivado (rojo). Se activa y desactiva pulsando la tecla 'A'.

Para comenzar a despegar hay que dar potencia a los rotores coaxiales girando progresivamente la ruleta. La aguja verde girará indicando la potencia enviada como un número entre 0 y 255. La relación entre la posición angular de la ruleta y la potencia enviada es exponencial con una variación mayor al principio y más suave al final, para conseguir un manejo más fino.



Ilustración 7-13: Indicador de la potencia enviada. La aguja que la muestra es la verde.

Esta potencia es la variable que en el apartado 4.3.6 recibe el nombre de ‘Potencia\_media’ y supone el envío una potencia idéntica para ambos motores. Para ajustar la ‘Variación\_potencia’ o diferencia de velocidades angulares, hay que inclinar la palanca del joystick lateralmente. Si se inclina hacia la derecha, entonces el helicóptero girará en sentido horario. Hacia la izquierda provocará que el helicóptero gire en sentido anti-horario.



Ilustración 7-14: Indicador de la potencia de guiñada. En función de la inclinación lateral se encienden los led's.

Por último, para conseguir que el helicóptero se desplace hacia adelante o hacia atrás hay que inclinar la palanca del joystick hacia adelante o hacia atrás, de modo que se varía la potencia suministrada al rotor trasero.



Ilustración 7-15: Indicador de la potencia de cabeceo.

Estos indicadores también juegan un papel importante en el manejo asistido aunque la respuesta del helicóptero varíe y sea la que le ordene el control. El tiempo estimado de duración de la batería es de 10 minutos y se descarga de forma progresiva si el helicóptero está proporcionando un mínimo de potencia al rotor coaxial.



Ilustración 7-16: Indicador de la batería.

## 7.4 Volando con manejo asistido

Para volar con manejo asistido hay que activar el mismo presionando la tecla 'A'. Dicha transición puede realizarse en vuelo pero jamás conviene hacerlo a no ser que sea una emergencia. De la misma forma que pueden apagarse los motores en pleno vuelo presionando la barra espaciadora. Una vez se selecciona el manejo asistido y un mínimo de potencia se envía a los motores principales, el control de guiñada se activa solo, manteniendo al helicóptero orientado en el rumbo que tenía el mismo cuando se activó el control de guiñada.

Es muy importante que se trabaje con el filtro triple Kalman y el magnetómetro desactivado si existen perturbaciones magnéticas, pese a que esto conlleve la progresiva pérdida de la referencia. Si no se hace esto deliberadamente las consecuencias pueden ser inesperadas.

Los fundamentos del vuelo con manejo asistido son exactamente los mismos que los del vuelo sin manejo asistido.

### 7.4.1 La guiñada

Para variar la guiñada de la aeronave existen dos posibilidades. Para ello el indicador 'reset\_yaw' debe estar desactivado y el manejo asistido activado. 'reset\_yaw' se desactiva automáticamente al despegar. La primera opción consiste en inclinar lateralmente la palanca del joystick hacia la izquierda o la derecha (giro anti-horario y horario respectivamente), de modo que la referencia varía gradualmente a una velocidad angular máxima de 90 °/s (internamente configurable).

La segunda opción es seleccionar un 'ángulo de giro' en la interfaz y variar la referencia esa misma magnitud incrementándola o reduciéndola según se pulse el botón derecho o izquierdo del joystick respectivamente. De ambas formas se varía una referencia que se muestra junto con la brújula como una línea blanca.

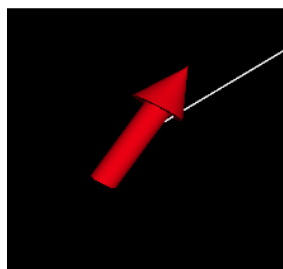


Ilustración 7-17: Brújula mostrando el helicóptero (flecha roja) ligeramente inclinado hacia el noreste y la referencia (línea blanca) hacia el noreste.

El usuario también puede experimentar el efecto de modificar los parámetros del controlador PID que regula tanto la guiñada como la altura, lo cual es perfecto para un estudiante que quiera familiarizarse con los mismos.



Ilustración 7-18: Controladores PID del helicóptero.

## 7.4.2 La altura

Para la activación del control de altura hay que presionar la tecla 'H', previamente la variable 'manejo\_asistido' debe estar activada. El control de altura hay que activarlo con el helicóptero en volando situado a una altura entre 30 y 200 cm (esta última ampliable a 4-5 m). Nada más activarlo, el helicóptero tratará que su 'altura\_real' sea igual a la 'referencia\_altura'. Con el controlador de altura activado no es necesario girar la ruleta del joystick para nada, variando la referencia de la altura el helicóptero ajustará la suya propia automáticamente.

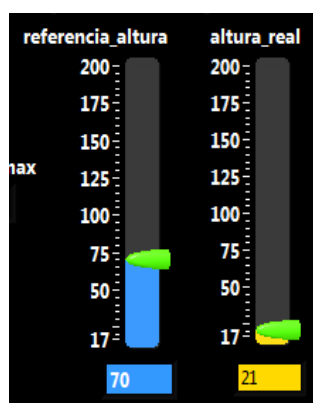


Ilustración 7-19: Variables 'referencia\_altura' y 'altura\_real'.

La 'referencia\_altura' puede modificarse de tres formas, cambiando el controlador con el ratón sobre el propio interfaz del programa, mediante las flechas del teclado  $\uparrow$  y  $\downarrow$  ( $\pm 5$  cm respectivamente) y mediante el botón pulgar y el gatillo del joystick ( $\pm 10$  cm respectivamente).



Ilustración 7-20: Indicador de los cuatro botones del joystick.

Por último, dado que el helicóptero puede despegar y aterrizar de forma automática, el siguiente indicador muestra dichos estados.

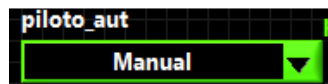


Ilustración 7-21: Indicador de piloto automático. Tres opciones: manual, auto-despegue y auto-aterrizaje.

### 7.4.3 El despegue automático

Para despegar automáticamente hay que seguir los siguientes pasos:

1. Fijar una altura de despegue ('altura\_despegue' = 40 cm por defecto).
2. Activar el manejo asistido. ('A')
3. Poner la ruleta del joystick a cero.
4. Arrancar el helicóptero. ('Barra espaciadora')
5. Presionar 'O': auto-despegue.
6. Girar la ruleta hasta que la aguja verde del indicador de potencia solape a la roja. El helicóptero va incrementando la potencia que se envía a los rotores hasta que comienza a despegar. Esta es la fase de despegue ciego.
7. Nada más despegar, en cuanto supera una altura mínima (30 cm por defecto), se activa el control de altura y automáticamente se fija como referencia la altura de despegue. Se desactiva el despegue automático.
8. El helicóptero alcanzará por sí mismo la referencia. Pueden tomarse los mandos.

El despegue automático puede detenerse presionando la tecla 'O'. Como al principio la batería tiene más energía, los primeros despegues son más enérgicos y a menudo el helicóptero sobrepasa alturas de despegue relativamente bajas. A medida que la batería se descarga los despegues son más suaves.

### 7.4.4 El aterrizaje automático

Para lograr que el helicóptero aterrice de forma automática, el helicóptero debe estar volando en una altura válida, en cuyo caso hay que:

1. Activar el manejo asistido. ('A')

2. Independientemente de si está el control de la altura previamente activado, pulsar 'L'.
3. Esperar a que aterrice. Hay dos fases:
  - a. Fase de aproximación: el helicóptero desciende a 50 cm y tras alcanzarlos se fija su referencia en 30 cm. Estas alturas son modificables.
  - b. Nada más alcanzar la altura de 30 cm, se reduce su potencia gradualmente hasta que aterriza y se apagan los motores.

## 7.5 Guardado de datos

El usuario puede decidir en todo momento el guardar los datos. Para comenzar/terminar de grabar los datos hay que presionar la tecla 'G'. Los datos se guardan en la misma carpeta que el programa en un fichero que puede abrirse con Excel.



Ilustración 7-22: Guardado de datos

Para poder darle distintos nombres al archivo así como añadir algún comentario, hay que activar la variable 'escribir\_comentario'. En este caso, las entradas del teclado únicamente afectan al diálogo de escritura y no al resto del programa. Los datos que se almacenan son, por columnas:

- Fecha y hora.
- Tiempo de vuelo desde el inicio en segundos de la muestra.
- Estado de la variable 'manejo\_asistido'.
- Estado de la variable 'reset\_yaw'.
- Variable 'referencia\_yaw'. Ángulo entre 0° y 360°.
- Variable 'angulo\_guiñada'. Ángulo entre 0° y 360°.
- Variable 'var\_pot\_yaw', la variación de potencia debida al controlador de guiñada.
- Variable 'var\_pot'.
- Estado de la variable 'control\_altura'.
- Variable 'referencia\_altura'.
- Variable 'altura'.
- Variable 'pot\_alt'. Potencia regulada por el controlador.
- Variable 'pot\_0'. Potencia indicada por la ruleta.
- Variable 'pot'. 'Potencia\_media' enviada. La suma de las dos anteriores.
- Variable 'pot\_tras'. Potencia del rotor trasero
- Variable 'ang\_cabeceo'. En grados.
- Variable 'ang\_balanceo'. En grados.
- Comentario del usuario.

## 8. Manual de programador

El programa principal está realizado con LabView y comprende una treintena de subprogramas realizados expresamente para este proyecto, así como otros previamente implementados y extraídos de bibliotecas. Como los diagramas de estados y los procesos principales ya han sido previamente explicados, en esta sección únicamente se esquematizan todos los subprogramas elaborados.

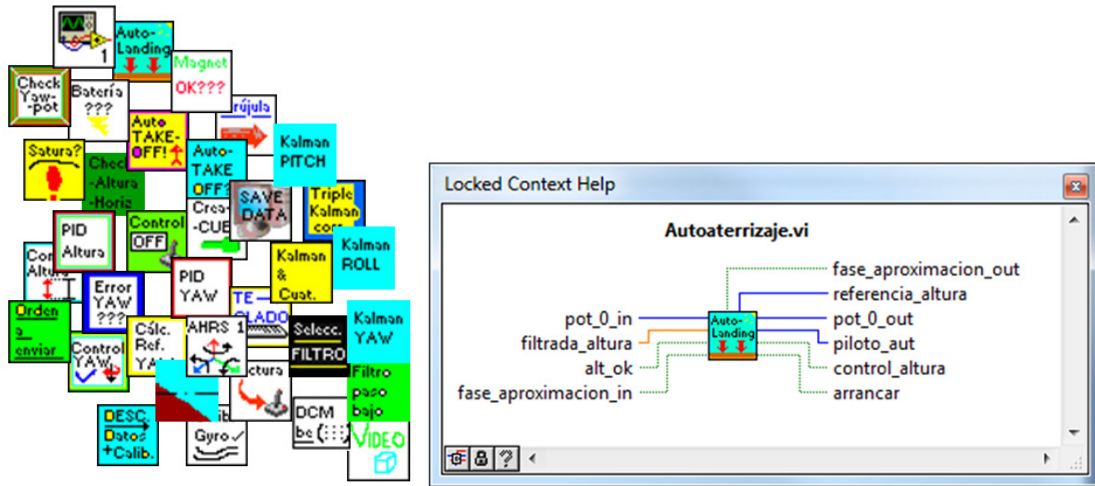


Ilustración 8-1: (Izquierda) Iconos de todos los programas que intervienen en el software. (Derecha) Ayuda rápida de LabView. Esta ventana proporciona información rápida y útil.

La jerarquía entre estos instrumentos virtuales se muestra en la siguiente imagen.

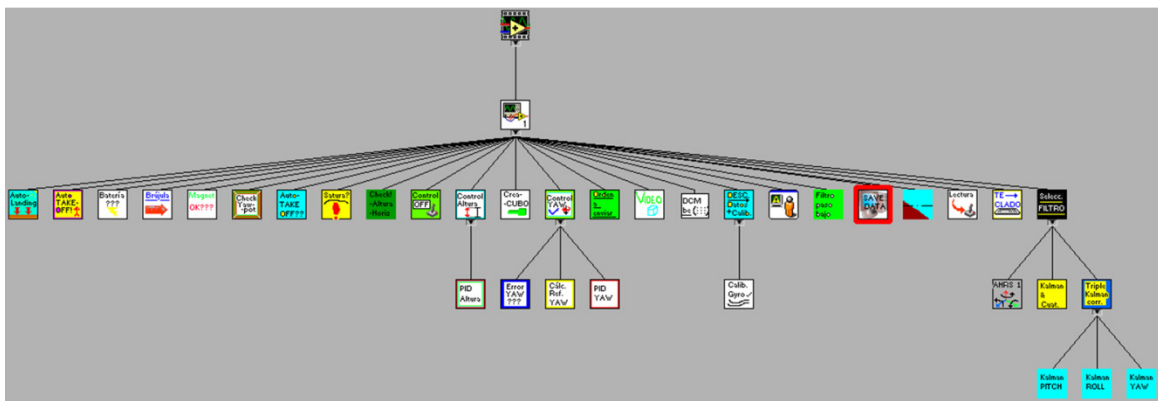


Ilustración 8-2: Todos los instrumentos virtuales están ligados a uno, el principal.

El programa principal o ‘*Main\_salvation\_5*’ es el encargado de, bajo LabView, gestionar la ejecución de todos los sub-instrumentos virtuales. Estos subprogramas se engloban en cada uno de los cuatro apartados principales (ver 4.2.3.4):

- Adquisición y tratamiento de datos
- Entradas usuario, control y envío información

- Puerto serie
- Apartado gráfico

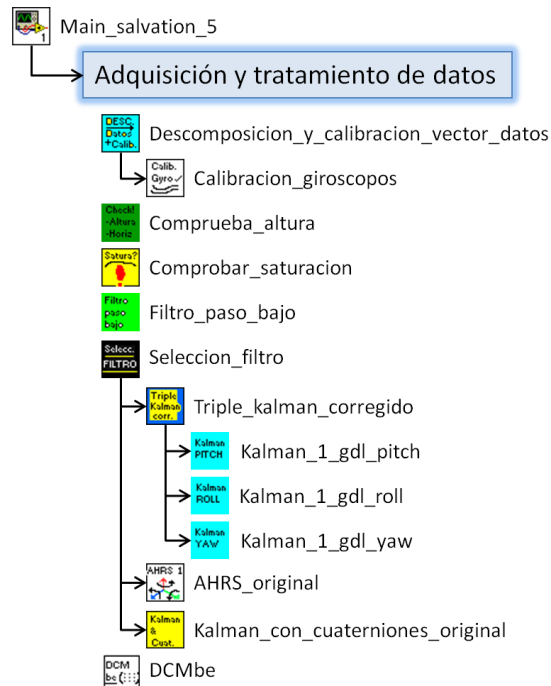


Ilustración 8-3: Relación de sub-VI's que comprende la adquisición y tratamiento de datos.

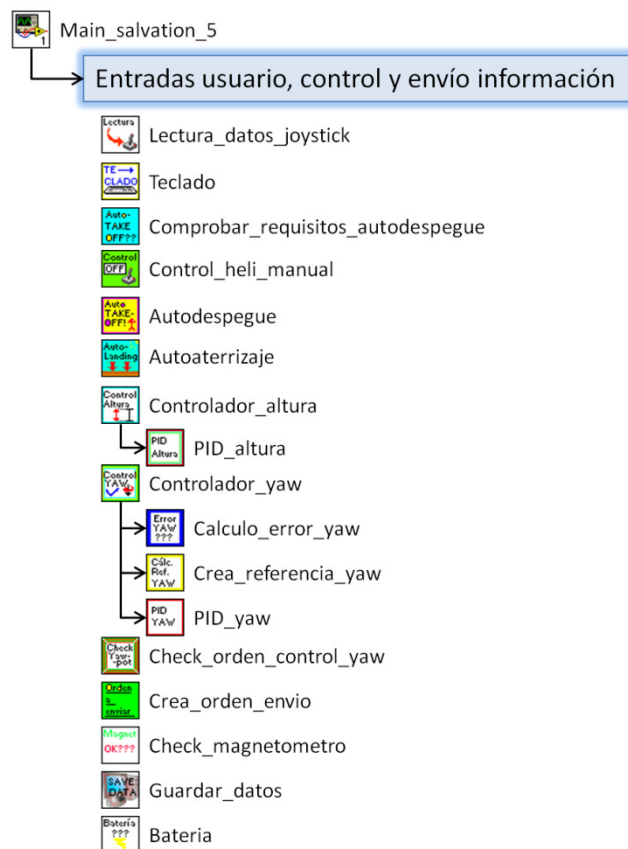


Ilustración 8-4: Relación de sub-VI's que comprende la etapa de entradas usuario, control y envío de información.





Ilustración 8-5: Relación de sub-VI's que intervienen en los procesos de puerto serie y apartado gráfico.

No se puede copiar y pegar código porque la programación está realizada con lenguaje gráfico. Con este apartado, las explicaciones previas y el software adjunto en el CD, es suficiente para tener una idea clara del programa.

## 9. Bibliografía

1. **Bouabdallah, Samir.** *Design and Control of Quadrotors with Applications to Autonomous Flying.* Lausanne, Suiza : s.n., Febrero 23, 2007. Tesis de doctorado - Escuela Politécnica Federal de Lausanne.
2. **Nadales Real, Christian.** *Control de un Quadrotor mediante la plataforma Arduino.* Barcelona, Cataluña, España : s.n., 27 de julio de 2009. Trabajo Final de Carrera - U. Politécnica Cataluña.
3. *Modelado y control de helicópteros autónomos. Revisión del estado de la técnica.* **Béjar, M. y Ollero, A.** Sevilla : RIAI, 4 de Octubre de 2008, Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial, pág. 12.
4. **Gorbea, Noelia.** Un robot entre líneas de tensión. *Diario de Navarra.* 29 de Octubre de 2009.
5. **Efe.** Iberdrola ensaya un helicóptero para revisar líneas eléctricas. *Diario de Noticias (Navarra).* 10 de enero de 2011.
6. **VV.AA.** DIYDrones. *Do it yourself drones: amateur UAVs, resources, contests and more.* [Online] [www.diydrones.com](http://www.diydrones.com).
7. **Sparkfun, Staff @ y Forum, Web.** Sparkfun Electronics. [En línea] [www.sparkfun.com](http://www.sparkfun.com).
8. **VV.AA.** Arduino. [En línea] [www.arduino.cc](http://www.arduino.cc).
9. **AA.), Anónimo (VV.** Wikipedia (inglés y español). [En línea] <http://es.wikipedia.org/wiki/Wikipedia:Portada>.
10. **Wolfram.** MathWorld. *The web's most extensive mathematics resource.* [Online] <http://mathworld.wolfram.com/>.
11. **Bermes, Christian, y otros.** *Control of a Coaxial Helicopter with Center of Gravity Steering.* Autonomous Systems Lab, Instituto federal de tecnología suizo de Zürich. Zurich : s.n., 2008. pág. 9.
12. **Bouabdallah, Samir, Noth, André and Siegwart, Roland.** *PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor.* Lausanne : Swiss Federal Institute of Technology, 2004.
13. **Bresciani, Tommaso.** *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter.* Lund, Suecia : s.n., Octubre 2008. Tesis fin de Máster - Universidad de Lund.
14. **Brito Domingues, Jorge Miguel.** *Quadrotor prototype.* Instituto Superior Técnico, Universidad Técnica de Lisboa. Lisboa : s.n., 2009.

15. **Chen, Li.** *Modelling the Lama Coaxial Helicopter.* Wollongong, Australia : s.n., 2007.
16. **Stauffer, Yves.** *Coaxial Helicopter Design.* Lausanne, Suiza : s.n., Febrero 2005. Master Thesis - Escuela Politécnica Federal de Lausanne.
17. **Rita, Tiago Daniel Teixeira.** *Controlo de Helicópteros de Aeromodelismo.* Instituto Superior Técnico, Universidad de Lisboa. Lisboa : s.n., 2009. pág. 136.
18. **Adiprawita, Widyawardana, Suwandi Ahmad, Adang and Sembiring, Jaka.** *Development of AHRS (Attitude and Heading Reference System) for Autonomous UAV (Unmanned Aerial Vehicle).* School of Electric Engineering and Informatics, Bandung Institute of Technology. Bandung : s.n., 2007. p. 4.
19. Damien Douchamps Web. *A small list of imu's.* [Online] 8 15, 2010. <http://damien.douxchamps.net/research/imu/>.
20. **corporation, Xsens.** Xsens: 3D motion capture. [En línea] 2000-2010. [www.xsens.com](http://www.xsens.com).
21. **Madgwick, Sebastian O.H.** *An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays.* Abril 30, 2010.
22. **Padilha Lanari Bó, Antônio and Araújo Borges, Geovany.** *Low cost 3D localization system for applications on aerial robots.* [PDF] Brasilia : Universidade de Brasilia, 2008.
23. **Premerlani, William and Bizard, Paul.** *Direction Cosine Matrix IMU: Theory.* Mayo 18, 2009.
24. **Hoffman, Gabriel M., et al.** *Quadrotor helicopter flight dynamics and control: theory and experiment.* [PDF] Stanford : AAIA (American Institute of Aeronautics and Astronautics), 2006.
25. **Pounds, Paul, Mahony, Robert and Corke, Peter.** *Modelling and control of a quad-rotor robot.* [PDF] Brisbane, Australia : Australian National University, 2007.
26. **Limited, Woddon Industrial.** Manual de instrucciones del Salvation 5.
27. **Jin-Shyan, Lee, Yu-Wei, Su and Chung-Chou, Shen.** *A comparative study of wireless protocols: Bluetooth, UWB, ZigBee and Wi-Fi.* Taipei : The 33rd annual conference of the iee industrial electronics society, 2007.
28. **Inc., Digi International.** *XBee/XBee-ProZB RF Modules.* [Pdf] Minnetonka, Minnesota, Estados Unidos : s.n., Agosto 18, 2009.
29. **Sevilla, Joaquín y Varios.** Apuntes de la asignatura de instrumentación de la UPNA (5º I.I.). Pamplona : s.n., 2010.

30. *The Generalized Wahba Problem*. **Shuster, Malcom D.** 2, Junio 2006, The Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 54, p. 15.
31. **Baker, Martin John.** Euclidean Space. [En línea] 1998-2010. <http://www.euclideanspace.com/>.
32. **Ros Ganuza, Javier.** *Cinemática*. [PDF] Pamplona : Dpto. Ingeniería Mecánica, Energética y de Materiales, 1999.
33. **Ogata, Katsuhiko.** *Modern Control Engineering*. s.l. : Prentice Hall, 2010.
34. **Stepniewski, W. Z. and Keys, C. N.** *Rotary-Wing Aerodynamics*. First Edition. Toronto : Dover, 1984. p. 361 y 235.
35. **Leishman, J. Gordon and Ananthan, Shreyas.** *Aerodynamic Optimization of a Coaxial Proprotor*. Instituto de Tecnología Glenn L. Martin, Universidad de Maryland. 2006.
36. **Young, Arthur M.** *Aircraft. 2384516* Estados Unidos, Septiembre 11, 1945. Barra Estabilizadora.
37. **Malik, Norbert R.** *Circuitos Electrónicos*. Madrid : Pearson, 1996.
38. **Arrarás, Íñigo, y otros.** *Control del par de un motor de corriente continua*. Pamplona : Trabajo de la asignatura electrónica aplicada de la U.P.N.A, 2008.
39. **Limited, Woddon Industrial.** Woddon Toys. [Online] <http://www.woddontoy.com/>.
40. **Welch, Greg and Bishop, Gary.** *An Introduction to the Kalman Filter*. Chapel Hill, North Carolina : University of North Carolina, 2006.
41. **Solera Ramírez, Álvaro.** *El Filtro de Kalman*. s.l. : Dpto. de Investigaciones Económicas - Banco Central de Costa Rica, 2003.
42. **Karnopp, Dean C. and Margolis, Donald L.** *Engineering Applications of Dynamics*. First Edition. s.l. : John Wiley & Sons, 2008. p. 417.
43. **Commerce, US Dept. of.** National Geophysical Data Center. [Online] <http://www.ngdc.noaa.gov/>.
44. **Young, Arthur M.** *Helicopter Aircraft. 2368698* Estados Unidos, Febrero 6, 1945.
45. **García Sanz, Mario.** Apuntes de la asignatura Control Automático. Pamplona : Universidad Pública de Navarra, Septiembre de 2007.

## 10. Anexos

### 10.1 Características del helicóptero

A continuación, se presenta en detalle el helicóptero acerca del cual trata el proyecto. El aparato en cuestión es el modelo de helicóptero coaxial radiocontrol de tres canales Salvation 5 de la firma multinacional Woddon Toys. Su número de referencia es WD0508. En la página web (39) puede encontrarse información con respecto a este y otros productos similares.

Según (26), el modelo tiene una longitud de total de 68 cm, una altura de 23.5 cm y unos diámetros de aspas principales y de cola de 58 cm y 12.5 cm respectivamente y su peso es de 411 g. Está formado por un 65% de acrilonitrilo butadieno estireno (ABS), un 10% de policloruro de vinilo (PVC) y el 25% del material forma parte del sistema electrónico.



Ilustración 10-1: Anuncio del helicóptero Salvation 5.

Se realizó un despiece completo de la aeronave para conocer en profundidad todos los componentes, el funcionamiento, sus pesos, la distribución de estos y determinar de paso las inercias y el centro de gravedad del conjunto. Estos datos fueron imputados más adelante para el estudio del modelo dinámico.



Ilustración 10-2: Despiece del helicóptero

El elemento morfológicamente más complejo de la estructura de este helicóptero es el bautizado como armazón con ejes, sobre el cual se añaden todo el resto de componentes. El armazón está formado por una pieza de plástico de forma bastante irregular, pero de base cilíndrica, que lleva alojados los dos ejes que moverán cada uno de los dos rotores coaxiales. Estos ejes son coaxiales presentando en la parte superior el soporte para sujetar las alas y en la inferior unos engranajes de plástico para transmitir el par producido por los motores.

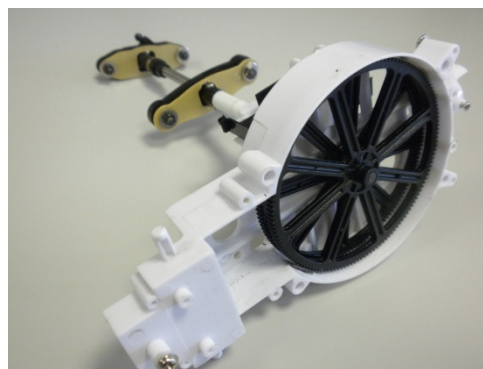


Ilustración 10-3: Imágenes del armazón con ejes.

Sobre el armazón se añaden los dos motores principales, uno por rotor. Estos motores son del tipo EM300H (370), cilíndricos, con escobillas, 7.2 V de tensión nominal y una potencia nominal estimada de unos 15 W. Se sitúan en la parte anterior del armazón para contrarrestar el momento del peso producido por el rotor trasero. Los dos motores en conjunto aportan el mayor porcentaje de peso al

helicóptero, con un 25%. Ambos motores vienen con un engranaje en su eje móvil que engrana con la rueda dentada de cada uno de los ejes que mueven los rotores y transforma el giro rápido del motor en el giro de los rotores mediante una relación de transmisión reductora igual a 10/144.



Ilustración 10-4: Uno de los dos motores.

Las palas se colocan en los encastres de plástico de los ejes, hay dos pares de palas simétricas entre sí, pues sus sentidos de giro son opuestos tal y como dicta el funcionamiento del rotor coaxial. El diámetro de ambos rotores es de 510 mm. El encastre de la pala superior posee una articulación que va conectada a una barra estabilizadora formada por dos masas iguales que giran solidariamente con el rotor superior y tienen por objetivo la estabilización del helicóptero ante perturbaciones.

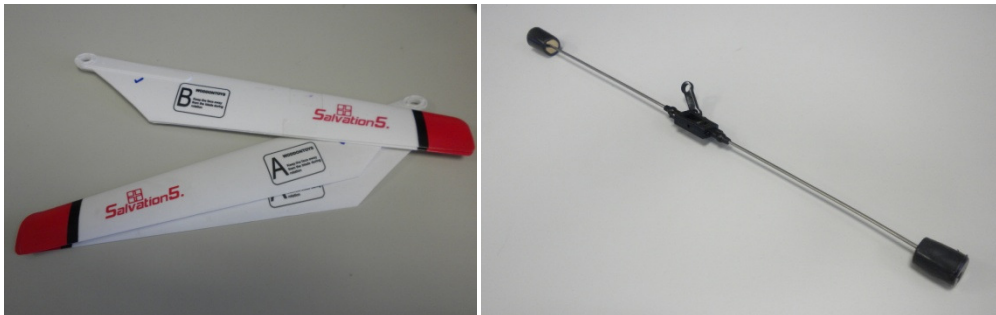


Ilustración 10-5: Juego de palas y barra estabilizadora.



Ilustración 10-6: Helicóptero visto desde arriba, ver situación de la barra estabilizadora.

El rotor trasero, formado por un pequeño motor CN12-B2C2, las aspas y el encastre de plástico, se añade al helicóptero a través de una barra cilíndrica de aluminio de 350 mm de longitud que va acoplada a la parte posterior del armazón. También hay aquí una reductora entre el motor y el aspa de valor 8/56.



Ilustración 10-7: Rotor trasero del aparato y barra de aluminio.

La energía eléctrica necesaria por los motores es surtida por una batería de formada por dos celdas en serie de litio y polímero de 70 g (16% del peso). Proporciona 7.4 V y tiene una capacidad de 1000 mAh. Dado que el aparato tiene una autonomía que ronda los 15 minutos la corriente que dispensa la batería supera ligeramente los 4 A y la potencia del conjunto ronda los 30 W. Se coloca en la parte anterior, por delante de los motores.

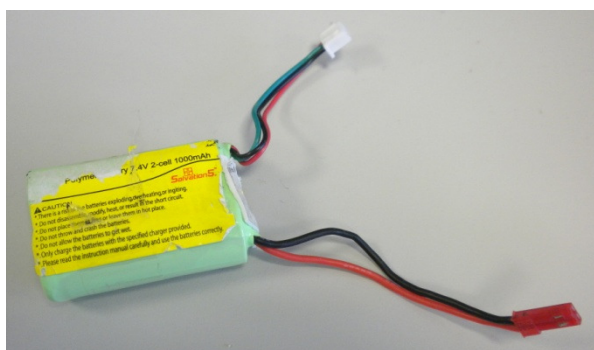


Ilustración 10-8: Batería de litio-polímero original del helicóptero.

Entre la batería y los motores, la energía transcurre por una unidad electrónica encargada de recibir las órdenes del mando y transmitir la potencia necesaria. La electrónica tiene poco peso y va colocada en el armazón. Para terminar, los cables, el tren de aterrizaje, una serie de led's y una nacela de plástico forman parte también del aparato.

Con el despiece al completo y la ayuda de un calibre, una báscula y una regla se tomaron las medidas de todos los elementos antes descritos así como su posición relativa con respecto al centro de gravedad del armazón con ejes. Los ejes fueron escogidos según el sistema N-E-D ('North East Down'), las medidas de cada elemento se midieron con el calibre aunque están presentadas en milímetros y las medidas de la posición entre elementos se tomaron mediante una regla y su precisión es de centímetros.



Componente	Peso	Ud's	Dimensiones (x*y*z) o largo*ancho*alto
Pala tipo A	9,375	2	240*35*0,7
Pala tipo B	9,375	2	240*35*0,7
Rotor trasero	0,5	1	12*12*0,7
Motor Trasero	15	1	50*30*45
Barra Aluminio	17	1	35*11*11
Tren Aterrizaje	23	1	175*110*43
Armazón Principal	72	1	146*75*20
Baterías Litio 2s	70	1	18*35*53
Encastre Rotor Super	6	1	53*17*7
Barra Estabilizadora	17	2	265*12*10
Motor Rotor Principa	53	2	24*24*31
Electrónica	10	1	14*45*30
Nacela	16	1	180*70*80
Leds	6	2	133*10*10
<b>PESO TOTAL</b>	419		

Tabla 10-1: Peso, medidas y nº de unidades de cada uno de los componentes del helicóptero.

Con los pesos, las medidas y una aproximación de la forma de cada elemento, se calculó el centro de masas del aparato, las inercias de cada uno de los componentes y la matriz de inercias del aparato en su conjunto, aplicando el teorema de Steiner y las fórmulas básicas del cálculo de inercias mediante una hoja de cálculo en Excel (que por motivos de tamaño no puede adjuntarse en este documento). La posición del centro de gravedad y la matriz de inercias vienen dadas en la Tabla 10-2 (g\*cm<sup>2</sup>).

	x	y	z
Centro de Gravedad	0,08	0,00	-6,64
(Respecto de la base del armazón)			
Matriz de Inercia	32440	0	2851
	0	70522	0
	2851	0	53710

Tabla 10-2: Matriz de inercias y centro de gravedad del helicóptero.

El origen de coordenadas está situado en la base del armazón con ejes, en el punto donde se proyectan ambos ejes con esta. De esta manera podemos apreciar como el centro de gravedad está prácticamente alineado con los ejes, y a la postre con el vector empuje del rotor coaxial. Esto era de esperar de cara a favorecer la estabilidad del aparato. Además se encuentra a algo más de 6 cm por encima de este punto.

En lo que respecta a la matriz de inercias, se demuestra que en estos ejes la masa está repartida simétricamente respecto del plano XZ. El único producto de inercia no nulo es el  $I_{xz}$ , con un valor de 2851 gcm<sup>2</sup>, diez veces menor que el más pequeño de los términos de inercia principales, el  $I_{xx}$ , y que provoca en el helicóptero momentos en el eje X cuando este gira en Z o viceversa, añadiendo un poco de inestabilidad. En cuanto a las tres inercias principales, la mayor es  $I_{yy}$  por encima de  $I_{zz}$  e  $I_{xx}$ .

La adición de componentes adicionales y el aligeramiento de peso habrán cambiado estos parámetros; la masa e inercias del helicóptero final no serán iguales a las calculadas en un inicio. Sin embargo, dado que su modelización se ha descartado no vuelven a calcularse.

## 10.2 Cuaterniones

### 10.2.1 Qué son

Los cuaterniones son una extensión (9) y (10) de los números reales, similar a la de los números complejos. Mientras que estos últimos añaden la unidad imaginaria  $i$  al conjunto de los números reales, los cuaterniones se forman por la adición de las unidades imaginarias  $i, j, k$  de modo que se cumple que:

$$i^2 = j^2 = k^2 = ijk = -1_{10-1}$$

donde  $1, i, j, k$  son las 'bases' de las componentes de un cuaternión. Este conjunto de números fueron descubiertos por el matemático irlandés Sir William Rowan Hamilton en 1843. Los productos entre las componentes unitarias de cada base pueden resumirse con la tabla de Cayley:

	1	i	j	k
1	1	i	j	k
i	i	-1	k	-j
j	j	-k	-1	i
k	k	j	-i	-1

Tabla 10-3: Tabla de Cayley.

Un cuaternión es un número de la forma

$$a + bi + cj + dk_{10-2}$$

donde  $a, b, c$  y  $d$  son números reales unívocamente determinados para cada cuaternión.

### 10.2.2 Aplicaciones de los cuaterniones

Las aplicaciones de los cuaterniones van desde la teoría de números hasta la física, como el electromagnetismo, la relatividad y la mecánica cuántica. Resulta que los cuaterniones en física representan rotaciones en el espacio, por ello es común su uso en gráficos por ordenador para representar la rotación de un objeto en un espacio tridimensional. Ventajas que tienen los cuaterniones son, entre otras, que conforman una representación no singular (si la comparamos con los ángulos de Euler) y más compacta y rápida que las matrices. Así pues, en lo que respecta a este proyecto, los cuaterniones serán (21) números complejos de cuatro dimensiones

que pueden emplearse para representar la orientación de un cuerpo rígido o sistema de referencia en un espacio tridimensional.

### 10.2.3 Operaciones con cuaterniones: el producto

La suma y la resta de cuaterniones no revisten de mayor problema y se efectúan componente a componente. Cumplen las propiedades asociativa, conmutativa y distributiva. Sin embargo, a la hora de tratar con giros y cambios de orientación no suelen usarse sumas y restas; la clave aquí es la multiplicación.

Lo primero que llama la atención del producto de cuaterniones es que no cumple la propiedad conmutativa (aunque sí es asociativo). Para darse cuenta de esto, hay que volver a la tabla de Cayley y ver que  $ij$  es distinto que  $ji$ . El producto de cuaterniones se calcula con el producto de Hamilton y se denota con el símbolo  $\otimes$ .

$$\begin{aligned}
 a \otimes b &= [a_1 - a_2 - a_3 - a_4] \otimes [b_1 - b_2 - b_3 - b_4] = \\
 &= \begin{bmatrix} a_1 b_1 - a_2 b_2 - a_3 b_3 - a_4 b_4 \\ a_1 b_2 + a_2 b_1 + a_3 b_4 - a_4 b_3 \\ a_1 b_3 - a_2 b_4 + a_3 b_1 + a_4 b_2 \\ a_1 b_4 + a_2 b_3 - a_3 b_2 + a_4 b_1 \end{bmatrix}^T
 \end{aligned}$$

10-3

Otra forma de calcular el producto de cuaterniones se obtiene mediante propiedades de estos y manipulaciones algebraicas. Para ello es necesario partir de dos cuaterniones  $p$  y  $q$  con parte real  $p_s$  y  $q_s$  e imaginaria,  $p_v = b_1 i + c_1 j + d_1 k$  y  $q_v = b_2 i + c_2 j + d_2 k$  respectivamente. De esta forma se demuestra que,

$$pq = p_s q_s - \vec{p}_v \cdot \vec{q}_v + p_s \vec{q}_v + \vec{p}_v q_s + \vec{p}_v \times \vec{q}_v \quad 10-4$$

Véase aquí también la no-conmutatividad del producto de cuaterniones pues el producto vectorial no es conmutativo. Para poder componer orientaciones es necesario multiplicar cuaterniones. Por ejemplo, para dos orientaciones descritas por  ${}^A_B \hat{q}$  y  ${}^B_C \hat{q}$ , la orientación compuesta de ambas  ${}^A_C \hat{q}$  se define:

$${}^A_C \hat{q} = {}^B_C \hat{q} \otimes {}^A_B \hat{q} \quad 10-5$$

También pueden rotarse vectores tridimensionales mediante el producto de cuaterniones, hacer esto recibe el nombre de conjugación. Llámese  ${}^A \mathbf{v}$  y  ${}^B \mathbf{v}$  al mismo vector pero en distintas referencias A y B respectivamente, donde cada vector contiene un 0 insertado como primer elemento para hacerlo de cuatro dimensiones. De esta forma se cumple:

$${}^B \mathbf{v} = {}^A_B \hat{q} \otimes {}^A \mathbf{v} \otimes {}^A_B \hat{q}^* \quad 10-6$$

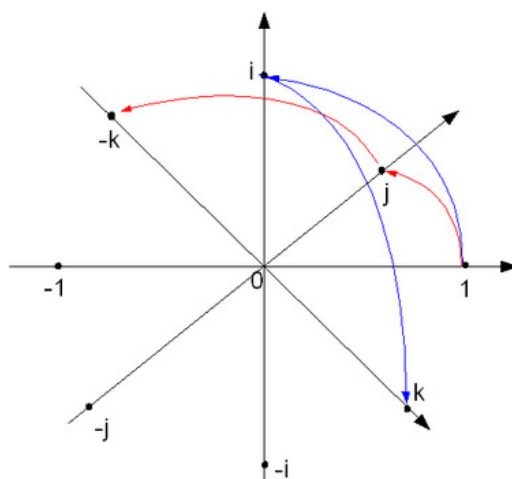
El cuaternión conjugado, que se denota con el asterisco (\*) o con una barra horizontal sobre él, puede usarse para intercambiar los marcos de referencia descritos por una orientación. Por ejemplo,  ${}^B_A \hat{q}$  es el cuaternión conjugado de  ${}^A_B \hat{q}$  y

describe la orientación del marco de referencia A con respecto a la B. El conjugado se define con la siguiente ecuación.

$${}^A_B \hat{q}^* = {}^B_A \hat{q} = [q_1 -q_2 -q_3 -q_4] \quad 10-7$$

### 10.2.4 Representación gráfica simplificada de los cuaterniones

El lector puede estar comenzando a confundirse con tanto número hipercomplejo y su relación con las orientaciones. Para tratar de arrojar un poco de luz al asunto, puede realizarse el siguiente ejercicio conceptual con la ayuda de la Ilustración 10-9. Se van a representar 4 ejes: el 1 horizontal, el i vertical (hasta ahora es como si se tratara con complejos), el j bisectando los dos anteriores y k perpendicular al j y hacia abajo. Si mentalmente se ‘borra’ el eje 1 se tiene la proyección sobre el plano del cuadro de un triedro trirrectángulo como el que se usa en dibujos en perspectiva isométrica.



Graphical representation of quaternion units product as 90°-rotation in 4D-space

$$\begin{aligned} ij &= k \\ ji &= -k \\ ij &= -ji \end{aligned}$$

Ilustración 10-9(9): Representación gráfica de cuaterniones. Imaginarse el triedro formado por los ejes i,j,k a la hora de realizar los giros.

De esta forma se puede proceder ya al cálculo del producto  $ij$ . Para ello, no hay más que tomar el eje  $i$  ( $1 * i = i$ ) e imaginándose que se tiene un triedro en el espacio, rotarlo alrededor del eje  $j$  siguiendo la regla de la mano derecha. Lo que se obtiene a continuación es el eje  $k$ . En otras palabras, el producto  $ij$  equivale a la rotación del eje  $i$  alrededor del eje  $j$ . Nótese también que todos los cuaterniones empleados son unitarios.

## 10.3 El problema de Wahba

El problema de Wahba surge cuando se quiere saber cómo está orientado un objeto respecto de una referencia a partir de una serie de observaciones<sup>(30)</sup>. Fue propuesto por vez primera por Grace Wahba en el año 1965 y busca obtener la mejor matriz ortogonal (la matriz de cambio de base o ‘direction cosine matrix’)  $A$  que minimice la función de coste siguiente

$$J(A) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N a_k \left| \hat{W}_k - A \hat{V}_k \right|^2$$

donde  $\hat{W}_k$ ,  $k = 1, \dots, N$ , es un conjunto de  $N$  direcciones observadas en el marco de referencia fijo a la aeronave,  $\hat{V}_k$ ,  $k = 1, \dots, N$ , las correspondientes direcciones de la referencia y  $a_k$ ,  $k = 1, \dots, N$ , una serie de pesos positivos.

Se han planteado muchas soluciones a este problema desde su formulación, las más comunes pasan por resolución mediante iteraciones sucesivas y optimización, como la que se plantea en la referencia (21). En este documento<sup>93</sup> se emplea una solución original denominada el método o el algoritmo Triad, que curiosamente fue planteada un año antes.

### 10.3.1 El método Triad

El método Triad, también conocido como el método algebraico (9), es un algoritmo para calcular la inclinación de un objeto. Se necesitan dos vectores conocidos, ambos con las coordenadas dadas en ambas bases, tanto en la de la referencia como en la fija al cuerpo. Este método fue desarrollado en 1964 por Harold D. Black y publicado en la AAIA<sup>94</sup>. En el presente proyecto se emplea en la fase de actualización del filtro Kalman con cuaterniones (ver 4.2.3.12) y sigue tres pasos:

1. Obtención de los vectores de referencia. En este caso los vectores de referencia serán los campos magnético y gravitatorio terrestres. En la tierra son conocidos y en el helicóptero pueden medirse con el acelerómetro y el giróscopo.
2. Creación de la referencia intermedia.
3. Resolución final.

Se detalla previamente la notación empleada:

- $\vec{B}$  y  $\vec{G}$  para los campos magnético y gravitatorio respectivamente.
- $D, E, I$ , serán subíndices que denoten la base.  $D$  para el cuerpo<sup>95</sup>,  $E$  para la tierra e  $I$  para una base intermedia que se necesita calcular.
- $R$  para la matriz de cambio de base correspondiente.

<sup>93</sup> Dos de los tres filtros desarrollados usan en mayor o menor medida esta solución.

<sup>94</sup> American Institute of Aeronautics and Astronautics.

<sup>95</sup> No se pone ‘b’ como en el resto del documento por evitar confusión con  $\vec{B}$ .

En primer lugar, los vectores  $\vec{B}_E$  y  $\vec{G}_E$  en la tierra son conocidos. La gravedad puede considerarse constante en dirección, sentido y módulo hasta alturas de unos 20 km aproximadamente. No sucede lo mismo con el vector campo magnético. Resulta que existe una divergencia angular entre el norte magnético y el norte geográfico que recibe el nombre de declinación magnética.

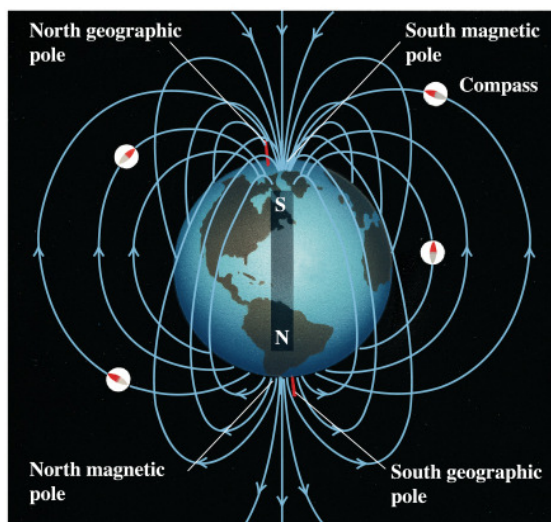


Ilustración 10-10: Dibujo de la tierra con el polo norte geográfico y magnético<sup>96</sup>.

Además, esa declinación magnética no es igual en todos los puntos del planeta y varía con el tiempo. En el año 2000 el mapa de líneas isogónicas era como se muestra en la siguiente imagen.

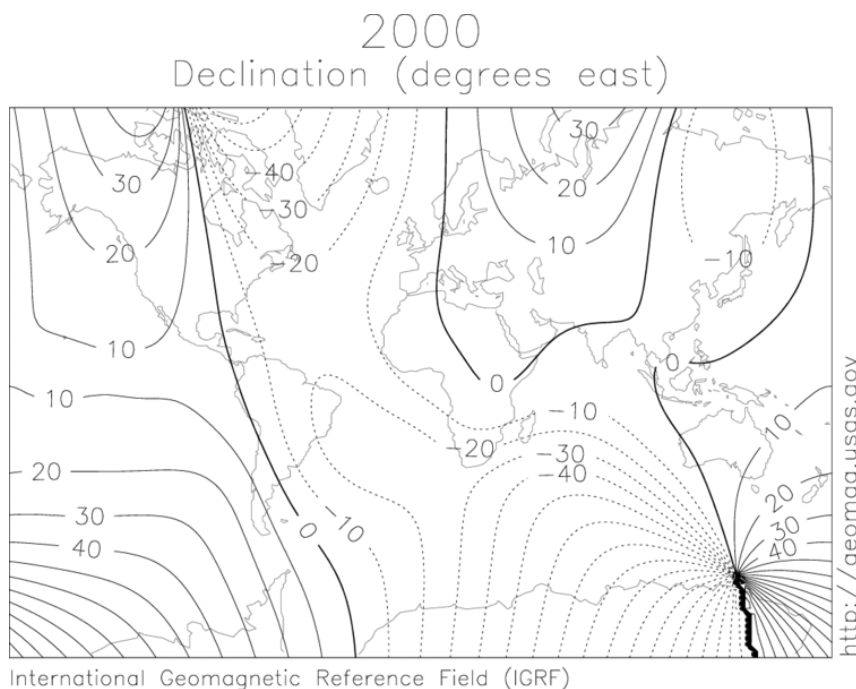


Ilustración 10-11(9): Mapa de líneas isogónicas con su magnitud de declinación magnética en el año 2000.

<sup>96</sup> Extraído de [www.cienciakanija.com](http://www.cienciakanija.com)

Para saber la declinación podemos introducir las coordenadas del lugar y la fecha en alguna web, como por ejemplo en la del NGDC<sup>97</sup> (National Geophysical Data Center) y se obtendrá la declinación deseada.

Para conocer  $\vec{B}_D$  y  $\vec{G}_D$  en el cuerpo se toman medidas mediante los sensores descritos en otros apartados. Una vez obtenidos los vectores de referencia, se normalizan y calculan las matrices de cambio de base. En total son necesarias tres matrices 3x3 en este proceso.

$$\begin{aligned} \vec{i}_D &= \frac{\vec{B}_D}{|\vec{B}_D|} & \vec{i}_E &= \frac{\vec{B}_E}{|\vec{B}_E|} \\ \vec{j}_D &= \frac{\vec{B}_D \wedge \vec{G}_D}{|\vec{B}_D \wedge \vec{G}_D|} & \vec{j}_E &= \frac{\vec{B}_E \wedge \vec{G}_E}{|\vec{B}_E \wedge \vec{G}_E|} \\ \vec{k}_D &= \vec{i}_D \wedge \vec{j}_D & \vec{k}_E &= \vec{i}_E \wedge \vec{j}_E \\ R_I^D &= \begin{bmatrix} \vec{i}_{D_x} & \vec{j}_{D_x} & \vec{k}_{D_x} \\ \vec{i}_{D_y} & \vec{j}_{D_y} & \vec{k}_{D_y} \\ \vec{i}_{D_z} & \vec{j}_{D_z} & \vec{k}_{D_z} \end{bmatrix} \\ R_I^E &= \begin{bmatrix} \vec{i}_{E_x} & \vec{j}_{E_x} & \vec{k}_{E_x} \\ \vec{i}_{E_y} & \vec{j}_{E_y} & \vec{k}_{E_y} \\ \vec{i}_{E_z} & \vec{j}_{E_z} & \vec{k}_{E_z} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

10-8

Para  $\vec{i}_D$  recomiendan tomar el vector campo magnético porque si se conoce bien es más estable y fiable que el campo gravitatorio que puede tomar el acelerómetro. No se debe olvidar que como el cuerpo está sometido a aceleraciones continuamente, la lectura de  $\vec{G}_D$  no suele ser tan acertada como cabría esperar.

Finalmente hay que obtener la matriz final de cambio de base. En este caso, la matriz de cambio de base del cuerpo a la Tierra es

$$R_E^D = R_I^D (R_I^E)^T \quad 10-9$$

Nótese que esta es la misma matriz que  $[\vec{I}]_e^b$ .

## 10.4 El filtro de Kalman

El filtro de Kalman(9) es un método matemático empleado en estadística llamado así en honor a su descubridor, Rudolf E. Kalman. Este algoritmo (40) es una solución recursiva al problema de filtrado de muestras discretas en sistemas lineales. La Nasa buscaba un algoritmo para lograr la fusión de sensores dentro del programa Apollo y este ingeniero húngaro nacionalizado a estadounidense presentó

<sup>97</sup> <http://www.ngdc.noaa.gov/geomagmodels/struts/calcDeclination>

una versión de su filtro que finalmente fue utilizada. Hoy en día tiene muchísimas aplicaciones tecnológicas y es esencial en los campos aeroespacial y militar.

En pocas palabras, este filtro es un conjunto de ecuaciones matemáticas que proveen una solución (41) recursiva y eficiente para estimar el estado de un proceso minimizando el error por mínimos cuadrados. Se ha convertido en el principal algoritmo para estimar sistemas dinámicos especificados en la forma de estado-espacio. La información concerniente a esta herramienta es muy extensa y variada y se pasará por alto su demostración.

### 10.4.1 Formulación del filtro de Kalman

Para poder usar el filtro de Kalman a la hora de estimar el estado interno de un proceso a partir de una secuencia de observaciones con ruido, es preciso modelar el proceso de acuerdo al marco de referencia del filtro de Kalman. Se requieren, en cada instante  $k$ , las siguientes matrices (9) y (40).

- $F_k$ , es la matriz del modelo de transición<sup>98</sup>. Se le aplica al estado previo  $x_{k-1}$ .
- $B_k$ , es la matriz que modela la entrada de señales de control. Se le aplica al vector  $u_k$ . Es frecuente que esta matriz sea nula si no hay entradas de control al sistema.
- $H_k$ , el modelo de la observación.
- $Q_k$ , la covarianza del ruido del proceso.
- $R_k$ , la covarianza del ruido de la observación.

El filtro de Kalman asume que el estado ‘verdadero’ en el instante de tiempo  $k$  evoluciona desde el estado en el instante  $k - 1$  siguiendo la siguiente expresión.

$$x_k = F_k x_{k-1} + B_k u_k + w_k \quad 10-10$$

Donde  $w_k$ , es el ruido del proceso, tipificado como ruido blanco, de carácter gaussiano, cuya media siempre es nula<sup>99</sup> y de covarianza  $Q_k$ . En el instante  $k$  se toma una medida u observación,  $z_k$ , del estado verdadero,  $x_k$ , de acuerdo a

$$z_k = H_k x_k + v_k \quad 10-11$$

Donde  $v_k$ , es el ruido de la observación, también ruido blanco, gaussiano, de media nula<sup>100</sup> y de covarianza  $Q_k$ .

Vista la notación, la sistemática del filtro de Kalman es siempre la siguiente. Aunque puede escribirse como una única ecuación, a menudo se conceptualiza como dos fases distintas: la fase de predicción y la fase de actualización. En ambas el estado del filtro se representa con dos variables:

<sup>98</sup> Sería equivalente a la matriz  $A$  que se emplea generalmente al modelar un sistema en el estado de espacios (‘space-state’ en inglés).

<sup>99</sup> Característica del ruido blanco.

<sup>100</sup> Característica del ruido blanco.



- $\hat{\mathbf{x}}_{k|k}$ <sup>101</sup>, la estimación del estado a posteriori<sup>102</sup> en el instante  $k$  dadas  $k$  observaciones.
- $\mathbf{P}_{k|k}$ , la matriz de covarianzas del error a posteriori (medida de la precisión estimada).

La fase de predicción toma la estimación del estado del instante anterior para calcular una estimación del estado en el instante actual. Esta estimación predicha también se la conoce como estimación a priori, puesto que no incluye la información de la observación del estado actual. En la fase de actualización, la predicción a priori se combina con la información de la observación para refinar la estimación del estado. Esta estimación mejorada se dice que es a posteriori.

Típicamente ambas fases se suceden, pero no es estrictamente necesario que así sea. Si por un casual la observación no puede conseguirse con la frecuencia deseada, puede realizarse varias veces la fase de predicción y corregirse a continuación mediante la fase de actualización. En la práctica, esto sucede al integrar sensores que toman medidas muy rápidas, como un giróscopo, con otros que toman medidas más lentas, o a menor frecuencia, como un GPS. Estas son las dos ecuaciones de la fase de predicción:

- Predicción de una estimación del estado a priori.

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1} + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_k \quad 10-12$$

- Predicción (a priori) de la covarianza estimada.

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{k-1|k-1} \mathbf{F}_k^T + \mathbf{Q}_k \quad 10-13$$

La fase de actualización tiene cinco ecuaciones:

- Cálculo del residual de la medida, diferencia entre la observación y lo que se observaría si el estado coincidiría con la estimación a priori.

$$\tilde{\mathbf{y}}_k = z_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \quad 10-14$$

- Cálculo de la covarianza de ese residual.

$$\mathbf{S}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k \quad 10-15$$

- Ganancia óptima de Kalman.

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{S}_k^{-1} \quad 10-16$$

- Estimación del estado actualizada (a posteriori).

---

<sup>101</sup>  $\hat{\mathbf{x}}_{m|n}$  representa la estimación de  $\mathbf{x}$  en el instante  $n$  dadas  $m$  observaciones (hasta el instante  $m$ ).

<sup>102</sup> A posteriori y a priori indican que la estimación es obtenida en la fase de actualización y predicción respectivamente.

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k \tilde{y}_k \quad 10-17$$

- Estimación de la covarianza actualizada (a posteriori).

$$P_{k|k} = (I - K_k H_k) P_{k|k-1} \quad 10-18$$

## 10.5 Calibración del acelerómetro y del magnetómetro

Para calibrar tanto el magnetómetro como el acelerómetro se ha elaborado un programa en LabView que recoge automáticamente una serie de medidas de los sensores para obtener los *offsets* y la sensibilidad.

Para calibrar el acelerómetro hay que realizar tres giros completos del helicóptero, cada uno respecto a cada uno de sus ejes (X, Y y Z). Para cada giro se graban los datos obtenidos de modo que puedan representarse en el plano. Los datos obtenidos se ajustan a un círculo o a una elipse, según el error cometido con el primero, y a partir del ajuste se obtienen las desviaciones con respecto al origen y las sensibilidades axiales. Estos parámetros se introducen en el software desarrollado, dentro de la SubVI llamada ‘Descomposición y calibración del vector de datos’. Calibrar bien el acelerómetro hace posible que, estando la placa *Razor* horizontal, la actitud indique unos ángulos de cabeceo y balanceo de 0°.

Como el vector de campo magnético no es tan evidente como el de la gravedad (no es paralelo a la superficie de la Tierra, como podría pensarse), su calibración es ligeramente más compleja. Por eso, para ello únicamente se calibra tomando los valores correspondientes a los ejes X e Y tras girar el helicóptero 360° sobre el eje Z vertical. Además, hay que realizar esto con los motores girando (aconsejable retirar las aspas) para quedarse con el valor medio de campo magnético inducido por los motores. Las siguientes imágenes muestran momentos de este proceso.

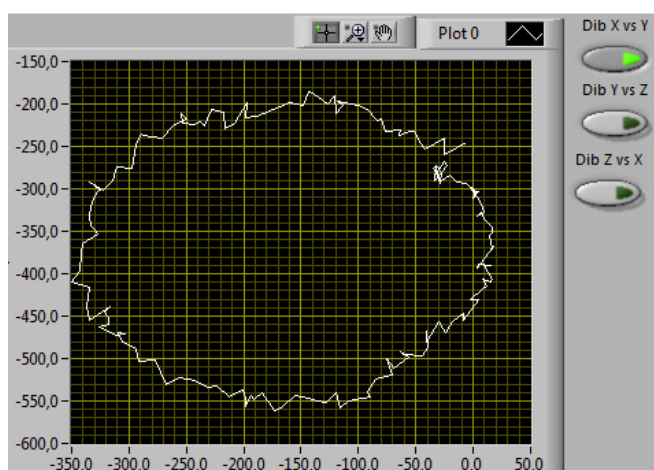


Ilustración 10-12: Gráfica de los datos obtenidos con el magnetómetro en los ejes X e Y tras dar una vuelta completa al helicóptero.

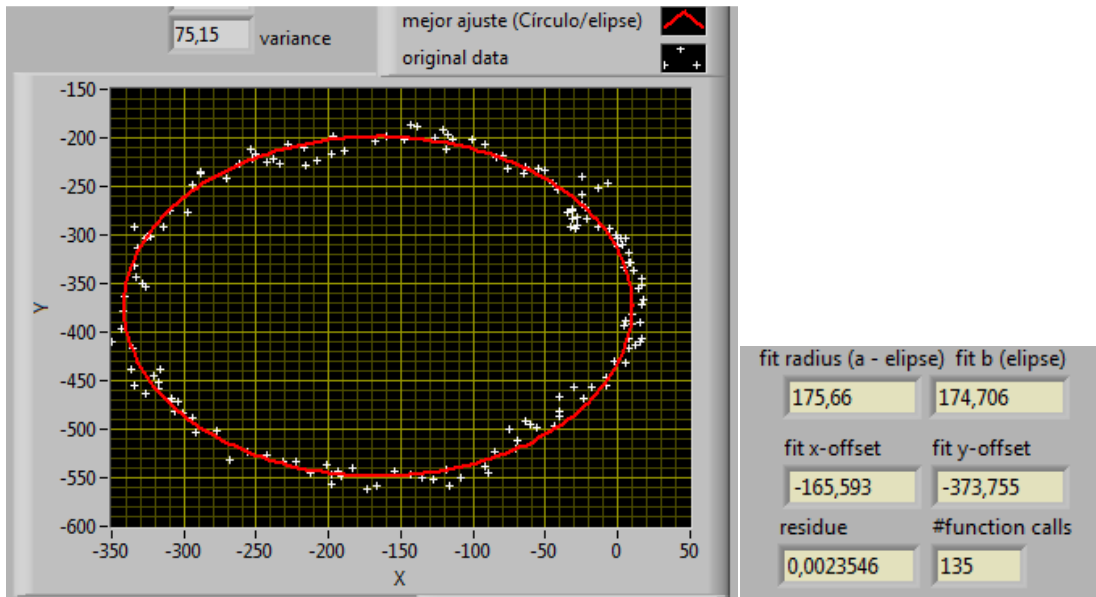
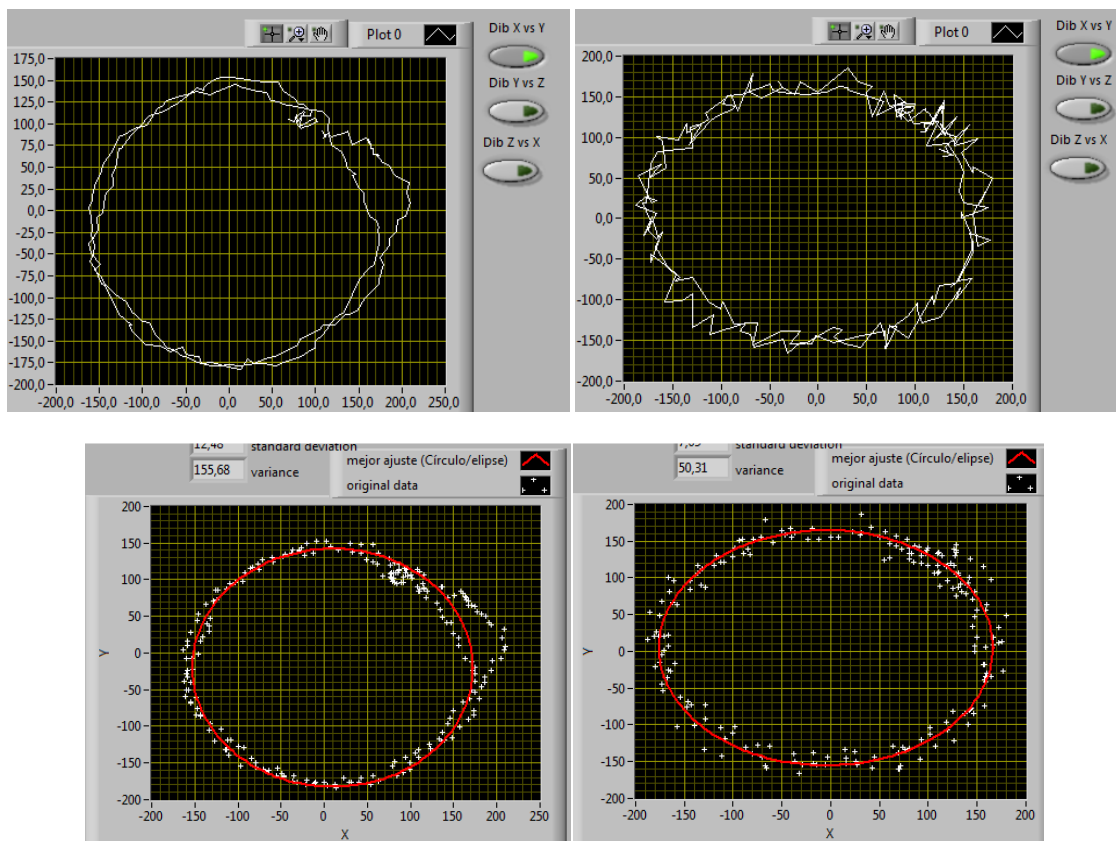


Ilustración 10-13: Ajuste de la elipse a los datos. Ambos ejes son prácticamente iguales pero los offsets son muy grandes. Hay que corregir. No hay efectos de hierro dulce.

La calibración concluye cuando tras aplicar los *offsets* necesarios a las lecturas obtenidas se obtiene una circunferencia lo más centrada posible. Para mostrar el efecto pernicioso de los motores girando, se comparan lecturas con los motores apagados y encendidos tras haber calibrado el dispositivo.



fit radius (a - elipse) fit b (elipse)		fit radius (a - elipse) fit b (elipse)	
162,429	162,429	171,134	160,078
fit x-offset	fit y-offset	fit x-offset	fit y-offset
9,85637	-20,1265	-4,85376	4,87059
residue	#function calls	residue	#function calls
143,813	70	0,00424265	135

Ilustración 10-14: Comparación entre las lecturas del magnetómetro con los motores parados (Izq.) y en movimiento (Dcha.).

## 10.6 Hojas de especificaciones de los componentes empleados

A continuación se anexan las hojas de especificaciones de casi<sup>103</sup> todos los componentes empleados:

- Acelerómetro ADXL345.
- Giróscopo LY530ALH.
- Giróscopo LPR530.
- Magnetómetro HMC5843.
- Esquemático Razor.
- LVMaxSonarEZ4.
- Puente en H BD6232.
- Transistor NTD5806N.

<sup>103</sup> No todos, porque las del ATmega328p y las del XBee son muy extensas.

