

Índice

1 - Introdução	1
1.1 - Objetivos.....	2
1.2 - Organização Geral	4
2 - Estado da Arte.....	7
3 – Princípio de funcionamento	11
4 - Transmissão de dados – Comando-UAV	15
4.1 – Joysticks	16
4.2 – Controlador de carga.....	17
4.3 – Microcontrolador.....	18
4.4 – Leitura da tensão da bateria.....	19
4.5– Leitura do estado dos joysticks	20
4.6 – Módulo de rádio	20
4.6.1– Ligações elétricas entre o módulo rádio e microcontrolador	21
4.6.2 – Configuração do módulo rádio.....	22
4.6.3 – Protocolo de comunicação SPI.....	24
4.6.4 – Transferência de dados por SPI.....	25
4.6.5 – Envio de dados pelo módulo de rádio.	26
4.7 - Aplicativo para o microcontrolador.	26
4.7.1 - Implementação em linguagem C.	27

5 - Plataforma UAV	29
5.1 Motores	30
5.2 Hélices.....	31
5.3 Variadores de velocidade.	32
5.3.1 Variador de velocidade Hobbypower 30A.....	33
5.3.2 Variadores de velocidade FVT 4in1 30A.....	37
5.4 Placa de controlo da plataforma voadora	41
5.4.1 Protótipo 1	42
5.4.2 Protótipo 2	43
5.4.3 Protótipo 3	45
5.5 Microcontrolador DSPIC33EP512FJ504.....	46
5.6 Módulo de sensores.....	47
5.6.1 Acelerómetro ADXL345	48
5.6.2 Giroscópio L3G4200D.....	49
5.6.3 Combo Acelerómetro e Giroscópio MPU-6050.....	50
5.6.4 Magnetómetro HMC5883L.....	51
5.7 Software de controlo da plataforma voadora.	53
5.7.1 - Configurações e inicialização do hardware.	54
5.7.2 - Configuração do oscilador.	54
5.7.3 - Configuração dos canais de PWM.....	54
5.7.4 - Configuração dos canais de Input Capture.	56

5.7.5 - Configuração dos Temporizadores.	57
6 - Algoritmos de Controle da Plataforma Voadora.	59
6.1 - Cálculo dos ângulos de inclinação da plataforma voadora.	59
6.1.1 - Cálculo dos ângulos com base no acelerómetro.	60
6.1.2 - Cálculo dos ângulos com base no Giroscópio.	61
6.1.3 - Fusão dos ângulos calculados via Acelerómetro e Giroscópio.	62
6.2 – Estabilidade da plataforma voadora.	64
6.3 – Controladores PID discretos.	67
6.3.1 – Implementação matemática dos Controladores PID.	69
6.3.2 – Determinação experimental dos ganhos dos controladores PID.	71
7 – Conclusão.	73
Bibliografia.	75

Lista de Figuras

Figura 1 – Quadrícóptero pronto a voar (DJI, 2014)	1
Figura 2 – Diagrama de blocos do Quadrícóptero.	3
Figura 3 – Primeiro quadrícóptero construído por Charles Richet (Aviastar, 2014) . 7	
Figura 4 – Segunda máquina voadora de voo vertical de Etienne Oemichen (Photosofwar, 2014)	7
Figura 5 – Máquina voadora de voo vertical de George de Bothezat (Wikipedia, 2014)	8
Figura 6 – Multi rotor - Modelo Convertawings A (Avistar, 2014)	8
Figura 7 – Veiculo militar V-22 Osprey (Boeing, 2014)	9
Figura 8 – Skycar 400 – demonstração de voo (Moller, 2014)	10
Figura 9 – As várias versões do Dji Phantom (DJI, 2014)	10
Figura 10 – Movimento de rotação no eixo do x em função da variação da velocidade angular das hélices.	11
Figura 11 – Movimento de rotação no eixo do x em função da variação da velocidade angular das hélices.	12
Figura 12 – Movimento de rotação no eixo do y em função da variação da velocidade angular das hélices.	13
Figura 13 – Movimento de rotação no eixo do z em função da variação da velocidade angular das hélices.	13
Figura 14 – Movimento de translação no eixo do z em função da variação da velocidade angular das hélices.	14
Figura 15 – Segunda versão do comando rádio, sem os joysticks.	15

Figura 16 – Esquema do módulo joystick.....	17
Figura 17 – Aplicação típica do integrado MCP73831 (Microchip, 2014).	17
Figura 18 – Pinos de saída do microcontrolador 16LF876A (Microchip, 2014)	18
Figura 19 – Microcontrolador frequência máxima de operação em função da tensão de alimentação. (Microchip, 2014)	19
Figura 20 – Módulo de rádio baseado no integrado Si4432.	21
Figura 21 – Ligações elétricas entre microcontrolador e o módulo rádio.....	22
Figura 22 – Folha de calculo para configuração do integrado Si4432.....	23
Figura 23– Ligação em barramento SPI de vários periféricos (Eeherald, 2014)	24
Figura 24 – Modos de comunicação em protocolo SPI (Corelis, 2014)	25
Figura 25 – Estrutura de uma operação de leitura ou escrita no módulo de rádio. (Labs, 2014).....	26
Figura 26 – Estrutura de uma operação de leitura ou escrita no módulo de rádio....	27
Figura 27 – Estrutura de um pacote de dados enviados pelo comando rádio.	28
Figura 28 – Estrutura F450 e eixos de referência.	29
Figura 29– Motor X2212 e as características elétricas. (RCsunnysk, 2014).	30
Figura 30 – Imagem da hélice tipo APC 1047. (Apcprop, 2014).	31
Figura 31– Conjunto Motor X2212 e hélice tipo APC 1047, potência consumida e força gerada. (Sunnysky, 2014).....	32
Figura 31 – Sinais elétricos à entrada e saída do variador de velocidade. (Ybanez, 2014). 32.....	33
Figura 33 – Imagem do variador de velocidade Hobbypower 30A.....	33

Figura 34 – Ligações ao microcontrolador Atmega8 para programação.....	34
Figura 35 – Bits de configuração do microcontrolador Atmega8.....	35
Figura 36 – Programação do microcontrolador Atmega8 com WII-ESC Flash tool.	36
Figura 37 – Programação do microcontrolador Atmega8 com AVRDUDESS.....	37
Figura 38 – Placa de Circuito impresso vista de frente do variador de velocidade 4in1 .FTV 30A.....	38
Figura 39 – Esquema do programador para microcontrolador Silabs.....	39
Figura 40 – parâmetros disponíveis na opção de firmware “MULTI” .	40
Figura 41 – Diagrama dos principais componentes da placa de controlo	41
Figura 42 – Protótipo 1 da placa de controlo.	42
Figura 43 – Protótipo 2 da placa de controlo.	43
Figura 44 – Esquema elétrico do protótipo 2 desenhado em Eagle.	44
Figura 45 – Placa de circuito impresso do protótipo 2 desenhado em Eagle.....	44
Figura 46 – Placa de circuito impresso do protótipo 3 desenhado em Eagle.....	45
Figura 47 – Aspeto do DSPIC33EP512GP504.....	46
Figura 48 – Placa de Sensores 9DOF.....	47
Figura 49 – Interface entre ADXL345 e microcontrolador.	48
Figura 50 – Esquema dos pinos do acelerómetro L3G4200D.	49
Figura 51 – Placa de sensores baseada no circuito integrado MPU-6050.	50
Figura 52– fluxograma de controlo da plataforma voadora.....	53
Figura 53 – Configuração do relógio para 140Mhz.	54

Figura 54 – Configuração do relógio para 140Mhz.	55
Figura 55 – Sinal de controlo e resposta de sensor ultra-sónico HC-SR04.	56
Figura 56– Configuração do periférico Input Capture.	57
Figura 57 – Configuração do temporizador um como base de tempo para os canais PWM	58
Figura 58 – Configuração do temporizador quatro para gerar uma interrupção a cada 4ms	58
Figura 59 – Representação das forças da gravidade no acelerómetro. (ST, 2014)	60
Figura 60 – Representação das forças da gravidade no acelerómetro. (Invensense, 2014).....	62
Figura 61 – Esquema de blocos da combinação dos ângulos medidos pelo acelerómetro e giroscópio.....	63
Figura 62– Representação das forças perpendiculares geradas por cada hélice. (SciELO, 2014)	65
Figura 63 – Representação das forças de rotação geradas por cada hélice. (SciELO, 2014).....	65
Figura 64– Diagrama de blocos do controlo da velocidade dos 4 motores.	67
Figura 65 – Diagrama de blocos de controlador PID em contínuo. (Nichols, 1942).	68
Figura 66 – Plataforma suspensa entre dois braços.	71

Lista de Abreviaturas

IMU - Inertial Measurement Unit

VANTs - Veículo Aéreo Não Tripulável

LIPO - (Lithium polymer battery)

RC (Radio Controlo),

RAM - Random-access memory

EEPROM - Electrically-Erasable Programmable Read-Only Memory

ADC - Analog to Digital Converter

PWM - Pulse-Width Modulation

IC2 - Inter Integrated Circuit

SPI - Serial Peripheral Interface

GFSK - Gaussian Frequency Shift Keying

BLDC - Brushless Direct Current

ISP - In system programmer

PLL - Phase-Lock Loop

1 - Introdução

Os veículos aéreos não tripulados designados por VANTs (Veículo Aéreo Não Tripulável), pertencem ao grupo de aeronaves com capacidade de voar, são classificados como veículos de asa rotativa. A impulsão é gerada por hélices, a dimensão, o ângulo de ataque e o desenho definem a constante de impulsão em função da rotação. A impulsão destes veículos provem de três hélices rotativas no mínimo. Sendo mais comuns as configurações com quatro e seis hélices.

Este tipo de aeronaves tornaram-se extremamente populares entre os entusiastas do RC (Radio Controlo), uma vez que permitem o voo pairado e para além do entretenimento lúdico tem diversas aplicações, como por exemplo: reconhecimento de áreas de difícil acesso, vigilância de matas, fotografia aérea, transporte de pequenas cargas, entretenimento, entre outras.



Figura 1 – Quadricóptero pronto a voar (DJI, 2014).

Com este trabalho pretende-se estudar a construção e desenvolvimento de um quadricóptero. Todos os aspetos inerentes aos seu controlo, escolhendo componentes de elevado desempenho e de baixo consumo de energia, de forma a maximizar a autonomia da aeronave. O objetivo final é ter uma aeronave com capacidade de voar, de fácil pilotagem e simples construção.

O conjunto deve ser composto por componentes que permitam ter um peso final tanto menor quanto possível. As baterias baseadas na tecnologia LIPO (Lithium polymer battery), oferecem grande capacidade de armazenamento de energia e um peso baixo.

Motores do tipo BLDC (Brushless Direct Current) tem a maior relação potência/peso, permitem elevadas rotações e com manutenção reduzida. Variadores de velocidade digitais baseados em microcontrolador, disponibilizam grande potência aos motores e permitem variar a sua velocidade de forma rápida. As placas de controlo desenhadas à medida conseguem comportar todos os componentes, com dimensões reduzidas e peso leve. Sensores digitais de última geração como giroscópios e acelerómetros, permitem leituras rápidas de grandezas, que por sua vez permitem o cálculo da posição da plataforma. Módulos rádio baseados em integrados desenvolvidos especificamente para a função, permitem elevadas taxas de transferência de dados, grandes distancias de comunicação e com baixo consumo de energia.

As recentes famílias de microcontroladores tais como DSPIC, permitem a implementação de algoritmos de controlo complexos e a sua execução rápida. A alta instabilidade da aeronave pode ser controlada com técnicas de controlo digital, como por exemplo controladores PID.

A indústria percebeu o potencial destas aeronaves, tendo aparecido vários fabricantes propondo conjuntos completos pronto a voar, assim como componentes para a sua montagem, entre eles: hélices, motores, controladores de motores, estruturas, controladores de voo, baterias, rádios, entre outros.

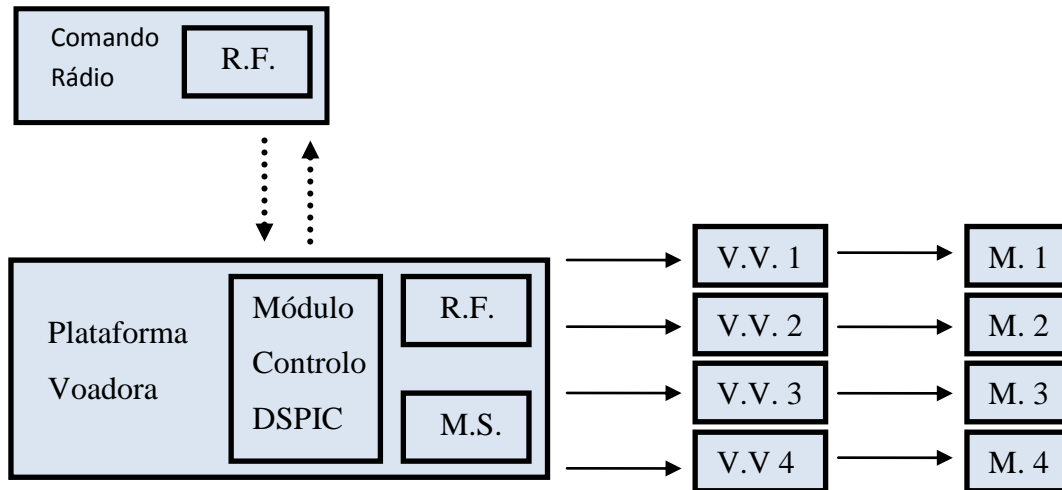
1.1 - Objetivos

Este trabalho tem como objetivo principal a construção e desenvolvimento de um quadrícóptero com capacidade de voar.

Ao longo do trabalho pretende-se estudar o funcionamento dos vários componentes que constituem um quadrícóptero, assim como a sua implementação prática. Nas várias etapas do projeto pretende-se aplicar e aprofundar os conhecimentos apreendidos ao longo da formação do Mestrado em Engenharia Electrotécnica.

A Figura 2 apresenta um diagrama de blocos da arquitectura de hardware da plataforma a desenvolver. Esta é constituída por um comando rádio, responsável pelas

comunicações e pela plataforma. A plataforma voadora é constituída por vários módulos, nomeadamente, o módulo de radio frequência para comunicações, o módulo controlador baseado em DSPIC, que tem ligação ao módulo de sensores assim como atua sobre os variadores de velocidade para comando dos motores acoplados a cada hélice.



Legenda:

R.F. - Módulo de rádio frequência

M.S. - Módulo de Sensores

V.V. - Variador de velocidade

M. - Motor

Figura 2 – Diagrama de blocos do Quadricóptero.

Neste projeto propõe-se construir, desenvolver e testar o hardware necessário ao funcionamento do quadricóptero. Considera-se as seguintes tarefas como as principais para controlar e estabilizar o voo do quadricóptero:

- Construção de comando radio, com dois joysticks para controlo da plataforma voadora, baseado em microcontrolador PIC.

- Construção de plataforma voadora, constituída por: placa de sensores , controlador de motor brussless, motores brushless, hélices e placa de controlo baseada em microcontrolador DSPIC.

- Aquisição de dados pela unidade placa de sensores, a partir do acelerómetro, giroscópio e bússola. Tratamento dos dados dos sensores e cálculo do ângulo de inclinação segundo o eixo do x, y e z.
- Estudo e implementação de controlador digital para estabilização da plataforma voadora.
- Desenvolvimento de comunicação rádio entre o controlo remoto e a plataforma rádio.
- Ensaio e recolha de dados.

1.2 - Organização Geral

O presente trabalho divide-se em sete capítulos.

Capítulo 1, faz uma introdução às aeronaves não tripuladas, objetivos do trabalho e organização do trabalho.

Capítulo 2, descreve a história da evolução das aeronaves multi-rotor, desenvolvimentos mais recentes da indústria e alguns exemplos comerciais.

Capítulo 3, apresenta princípio de funcionamento do quadricóptero.

Capítulo 4, é realizada a descrição do processo de desenvolvimento do comando rádio: esquemas elétricos, caracterização técnica dos componentes utilizados e o seu funcionamento, software de controlo e comunicações rádio.

Posteriormente o Capítulo 5, descreve o processo construtivo plataforma voadora: esquemas elétricos, caracterização técnica dos componentes utilizados.. Descrição dos vários circuitos integrados da placa de sensores, os algoritmos de cálculo dos ângulos segundo o eixo de x,y e z .

Capítulo 6, apresenta os algoritmos de controlo da plataforma voadora e os testes e ensaios experimentais dos ganhos do controlador PID com base no método de Ziegler-Nichols .

Capítulo 7, realiza-se a conclusão do trabalho apresentado.

2 - Estado da Arte

Os primeiros desenvolvimentos de quadrícópteros ocorreram no início do século 20. A primeira construção deste género foi realizada pelo cientista e académico francês Charles Richet. Contudo, a tentativa de voar não foi conseguida. No entanto, esta tentativa inspirou um dos seus alunos, Louis Breguet, que com o seu irmão construíram a sua primeira aeronave em 1907. De acordo com a história, foi a primeira aeronave a conseguir voar verticalmente e segundo os relatos existentes esta conseguiu erguer-se a 1,5 metros do chão pairando por alguns segundos.

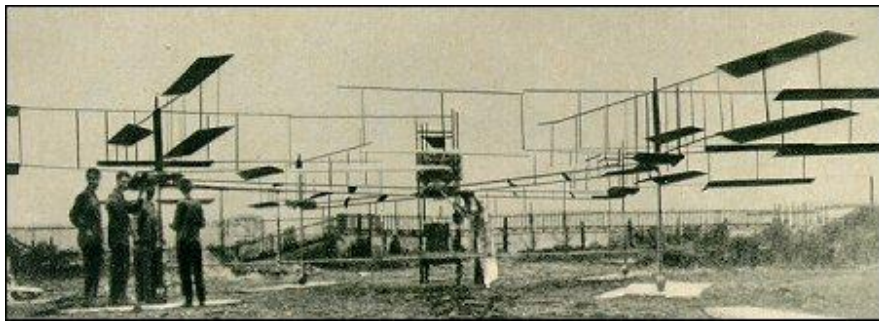


Figura 3 – Primeiro quadrícóptero construído por Charles Richet (Aviastar, 2014) .

Etienne Oemichen um engenheiro Francês projetou várias máquinas de voo vertical. O primeiro modelo projetado e construído não conseguiu levantar voo. No segundo modelo construiu uma estrutura em quadro de aço, com oito hélices, cinco para a estabilização lateral, duas para a impulsão para a frente e uma última para controlar a direção. Embora tratando-se de uma máquina rudimentar, esta fez avanços tecnológicos significativos para a época, conseguindo uma boa estabilidade e controlabilidade, realizando mais de mil horas de voo, tendo conseguido o feito de pairar mais de 14 minutos no ar e ter percorrido um quilómetro.

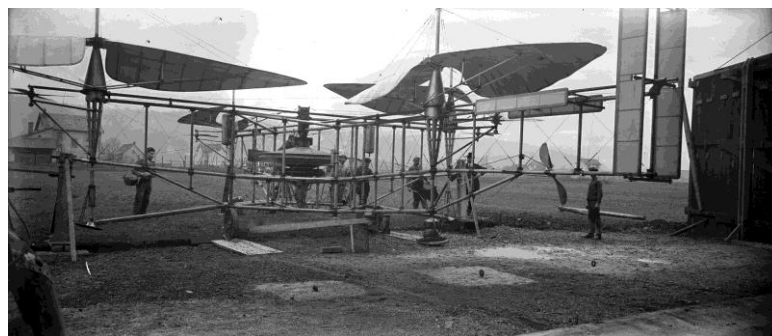


Figura 4 – Segunda máquina voadora de voo vertical de Etienne Oemichen (Photosofwar, 2014) .

O exército dos Estados Unidos também mostrou interesse por máquinas de elevação vertical. Em 1921 contrataram George de Bothezat e Ivan Jerome para a divisão de desenvolvimento. O projeto culminou numa estrutura com 1678 kg, braços de 9 metros e quatro hélices de 8.1 metros de seis lâminas. O contrato do exército exigia que a aeronave alcançasse uma altura de 100 metros, mas o melhor que conseguiram foram apenas 5 metros. No final do projeto George de Bothezat demonstrou que o veículo era bastante estável, no entanto, os motores ofereciam pouca potência face ao peso, entre outros problemas técnicos.

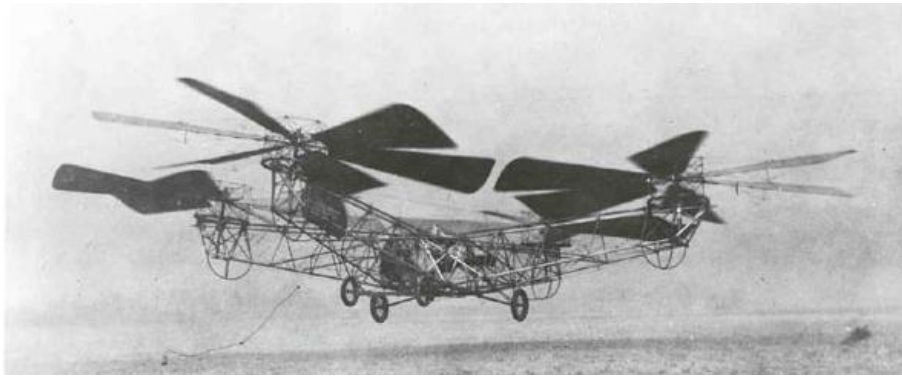


Figura 5 – Máquina voadora de voo vertical de George de Bothezat (Wikipedia, 2014) .

Em 1956 foi desenvolvido um protótipo de um quadrotor chamado "Modelo Convertawings A" para uso civil e militar. Os voos tanto na vertical como na horizontal, foram bastante bem sucedidos e baseavam-se no controlo da variação de pressão das hélices. Apesar de ser uma aeronave estável e de fácil controlo, o projeto foi abandonado devido à falta de interessados na sua aquisição.

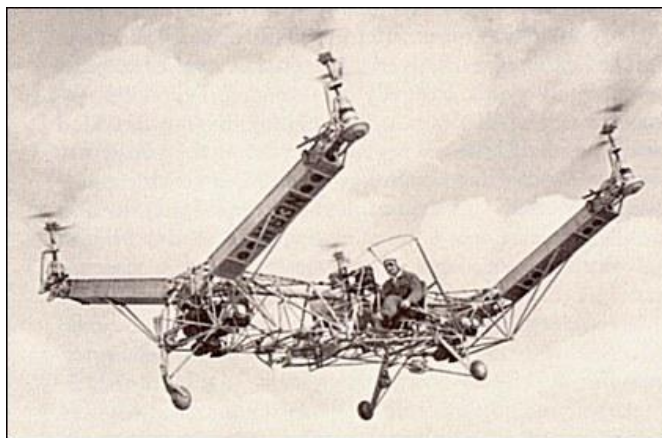


Figura 6 – Multi rotor - Modelo Convertawings A (Avistar, 2014) .

Recentemente as empresas Bell Helicopter e Boeing Helicopters desenvolveram a aeronave V-22 Osprey, para usos militares. Esta é impulsionada por dois conjuntos de hélices associadas a dois motores de turbina. O conjunto motor-hélice tem a capacidade de variar a posição, podendo assumir uma posição vertical, que permite descolar e aterrar praticamente na vertical. Já em voo os rotores assumem a posição horizontal permitindo que a aeronave atinga velocidades elevadas.

Em junho de 2007, as primeiras unidades foram entregues às Forças Armadas dos Estados Unidos, usadas pela primeira vez em operações militares no Iraque e posteriormente usadas no Afeganistão, Sudão e Líbia em ações de treino e resgate.

Para além dos Estados Unidos da América, o Japão e os Emirados Árabes Unidos estudam comprar algumas unidades destas aeronaves.



Figura 7 – Veículo militar V-22 Osprey (Boeing, 2014) .

A empresa Moller Skycar desenvolveu vários protótipos de aeronaves de voo vertical para uso pessoal, constituídas por quatro conjuntos de hélice alimentadas por quatro motores de turbina. À semelhança do V-22 Osprey, as hélices são móveis, variando da posição vertical para descolagem e posição horizontal para voo.

O seu custo é de aproximadamente 500000 dólares, cerca de 10% da versão militar desenvolvida pela Bell Helicopter e Boeing Helicopters, o V-22 Osprey. Segundo informação disponibilizada no site do fabricante, a empresa tem capacidade para produzir e entregar 1000 unidades por ano, no entanto o número de unidades vendidas não é divulgado.



Figura 8 – Skycar 400 – demonstração de voo (Moller, 2014) .

A par dos desenvolvimentos de aeronaves do tipo multirotor para fins comerciais e militares, os entusiastas do rádio controlo tem popularizado este tipo de aeronaves. A procura para fins lúdicos é muita, algumas empresas dedicaram-se ao desenvolvimento de produtos prontos a voar e componentes separados para a sua montagem.

Nos produtos prontos a voar os mais conhecidos e populares são os Dji Phantom. O fabricante disponibiliza várias versões, onde a base assenta numa estrutura em forma de quadrado com uma distância entre hélices de 350mm e equipados com motores sem escovas (brushless). Atingem uma velocidade de 10m/s na horizontal e 6 m/s na vertical e com uma autonomia entre 10 a 20 minutos. O fabricante disponibiliza também vários acessórios entre eles, câmaras para captação aérea de vídeo e imagem, placas de controlo de voo para montagem de multirotores, comandos de rádio, sistemas de transmissão de vídeo e imagem e estabilizadores para camaras.



Figura 9 – As várias versões do Dji Phantom (DJI, 2014) .

3 – Princípio de funcionamento

A Figura 10 apresenta um esquema geral do sistema integrante do quadrícóptero. Associado a cada hélice, está um módulo central para controlo da sustentação do veículo através de variadores de velocidade acoplados. Por sua vez, associado ao módulo controlador, existem vários sensores e módulos de comunicação que permitem fechar a malha de controlo.



Figura 10 – Movimento de rotação no eixo do x em função da variação da velocidade angular das hélices.

O controlo do quadrícóptero consiste na variação das velocidades angulares das quatro hélices, neste trabalho em específico serão utilizados motores elétricos acoplados diretamente às hélices, ou seja a velocidade angular das hélices é a mesma dos motores.

A variação da velocidade das hélices permite o movimento de rotação e translação segundo o eixo do x,y e z. Considerando 3 movimentos de rotação segundo o eixo x, y e z e um movimento de translação segundo o eixo de z. O quadrícóptero tem oito graus de

liberdade, sendo que apenas dispõe de quatro atuadores os movimentos são a conjugação de dois ou mais atuadores. Nas figuras seguintes pode-se observar o movimento do quadrícóptero em função da variação da velocidade angular das hélices. A espessura das setas circulares simboliza a velocidade das hélices e a seta a vermelho simboliza o sentido de deslocação do quadrícóptero.

Trata-se de uma abordagem teórica considerando que o centro de massa se encontra na interceção do eixo x com y e que as hélices produzem a mesma força de propulsão para velocidades angulares iguais. Na prática o centro de massa não está exatamente no centro e as hélices produzem forças ligeiramente diferentes para velocidades angulares iguais. Outro fator a ter em conta é que o conjunto motor variador também produz rotações ligeiramente diferentes para o mesmo sinal de controlo.

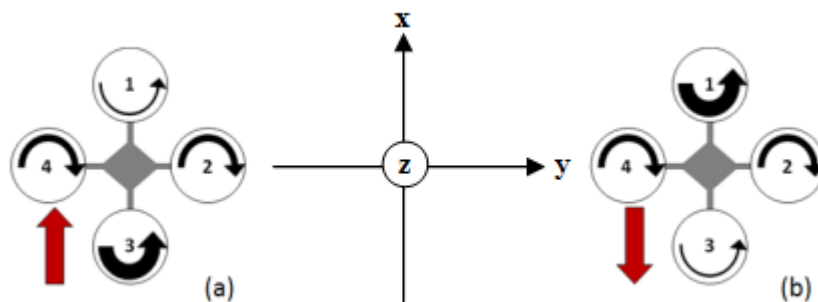


Figura 11 – Movimento de rotação no eixo do x em função da variação da velocidade angular das hélices.

O movimento de rotação no eixo do x é obtido fixando a velocidade angular da hélice 4 e 2 e aumentando ou diminuindo a velocidade angular das hélices 1 e 3.

Na figura 11.a a velocidade angular da hélice 4 e 2 é constante, a velocidade da hélice 3 é superior e a velocidade da hélice 1 inferior, neste caso a aeronave roda segundo o eixo x no sentido negativo, em voo a inclinação negativa da aeronave no eixo x traduz-se em movimento de translação no sentido positivo do eixo x.

Na figura 11.b a velocidade angular da hélice 4 e 2 é constante, a velocidade da hélice 3 é inferior e a velocidade da hélice 1 é superior, neste caso a aeronave roda segundo o eixo do x no sentido positivo, em voo a inclinação positiva da aeronave no eixo x traduz-se em movimento de translação no sentido negativo do eixo x.

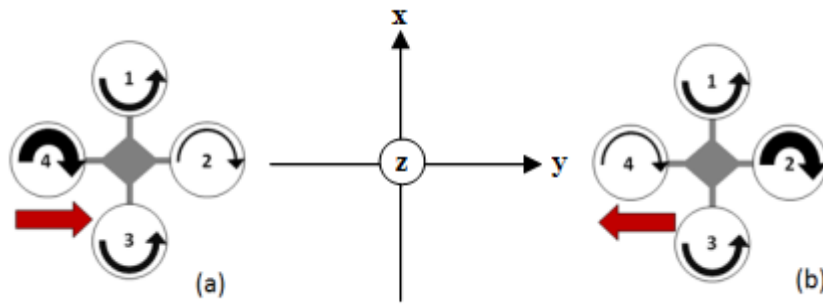


Figura 12 – Movimento de rotação no eixo do y em função da variação da velocidade angular das hélices.

O movimento de rotação no eixo do y é obtido fixando a velocidade angular da hélice 1 e 3 e aumentando ou diminuindo a velocidade angular das hélices 4 e 2.

Na figura 12.a a velocidade angular da hélice 1 e 3 é mantida constante, a velocidade da hélice 4 é superior e a velocidade da hélice 2 inferior. Neste caso a aeronave roda segundo o eixo y no sentido negativo. Em voo a inclinação negativa da aeronave no eixo y traduz-se em movimento de translação no sentido positivo do eixo y.

Na figura 12.b a velocidade angular da hélice 1 e 3 é mantida constante, a velocidade da hélice 4 é superior e a velocidade da hélice 2 inferior. Neste caso a aeronave roda segundo o eixo y no sentido positivo. Em voo a inclinação positiva da aeronave no eixo y traduz-se em movimento de translação no sentido negativo do eixo y.

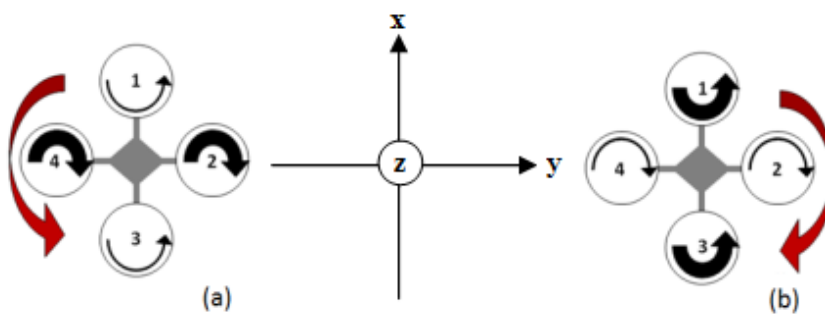


Figura 13 – Movimento de rotação no eixo do z em função da variação da velocidade angular das hélices.

O movimento de rotação no eixo do z é obtido aumentando ou diminuindo a velocidade angular do conjunto das hélices 4 e 2 e o conjunto das hélices 1 e 3 .

Na figura 13.a a velocidade angular das hélices 4 e 2 é superior à velocidade angular das hélices 1 e 3. As hélices 4 e 2 rodam no sentido horário e produzem um torque na plataforma no sentido anti-horário, as hélices 1 e 3 rodam no sentido anti-horário e produzem um torque na plataforma voadora no sentido horário. Dado que a velocidade nas hélices 4 e 2 é superior à velocidade nas hélices 1 e 3, a resultante dos torque na plataforma é no sentido anti horário.

Na figura 13.b a velocidade angular das hélices 1 e 3 é superior à velocidade angular das hélices 4 e 2. Dado que a velocidade nas hélices 1 e 3 é superior à velocidade nas hélices 4 e 2, a resultante dos torque na plataforma é no sentido horário.

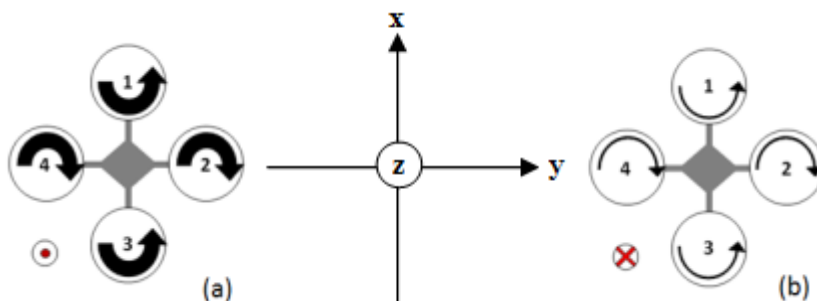


Figura 14 – Movimento de translação no eixo do z em função da variação da velocidade angular das hélices.

O movimento de translação no eixo do z (altitude) é obtido aumentando o diminuindo em simultâneo a velocidade angular das quatro hélices.

Na figura 14.a a velocidade angular das quatro hélices é aumentada, o conjunto das hélices gera uma força superior à força do peso da aeronave e a mesma desloca-se no sentido positivo segundo o eixo do z (sobe).

Na figura 14.b a velocidade angular das hélices quatro hélices é diminuída, o conjunto das hélices gera uma força inferior à força do peso da aeronave e a mesma desloca-se no sentido negativo segundo o eixo do z (desce).

4 - Transmissão de dados – Comando-UAV

A Figura 15 apresenta o módulo de transmissão de dados usado para comunicação com o UAV. Estão assinalados alguns dos componentes principais, nomeadamente: 1 – Joysticks; 2 - Módulo de rádio; 3 - Controlador de carga de baterias de lítio; 4 – Micro controlador.

O comando rádio tem como função enviar e receber informação para o quadrícóptero, nomeadamente enviar a inclinação pretendida segundo o eixo de x, y, z e deslocamento segundo o eixo de z. O comando desenvolvido pode também enviar ou receber outra informação, como por exemplo parâmetros de voo, informação relativa aos sensores a bordo, estado de carga da bateria, entre outros.

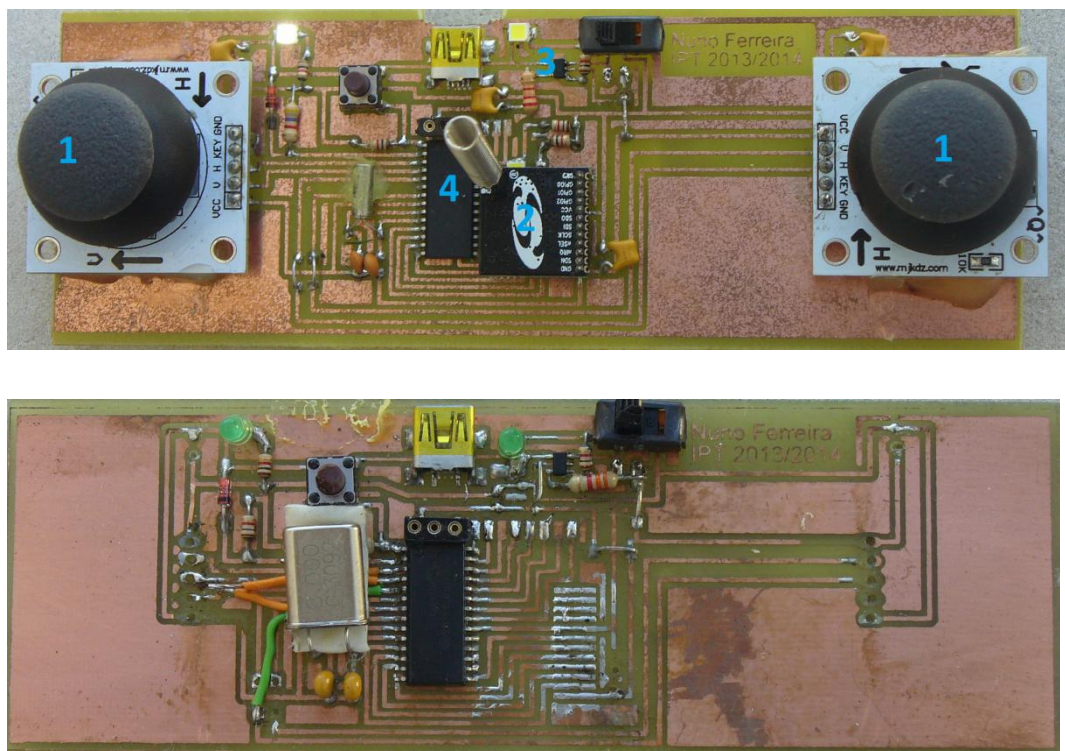


Figura 15 – Segunda versão do comando rádio, sem os joysticks.

O comando rádio é constituído por dois joysticks de dois eixos com deslocamento em x e y, uma bateria de lítio de 3.7 volts com uma capacidade de 850ma, um módulo de rádio, um controlador de carga de bateria e um micro controlador. Esta é a terceira versão do módulo, uma vez que inicialmente houve a necessidade de corrigir alguns erros de ligações. Posteriormente houve a necessidade de reformular o hardware, foi adicionado a

possibilidade de medir a tensão da bateria e também foram adicionados dois led ligados ao microcontrolador para diagnóstico.

Na imagem anterior estão assinalados alguns dos componentes principais de acordo com a seguinte legenda:

- 1 - Joysticks
- 2 - Módulo de rádio
- 3 - Controlador de carga de baterias de lítio
- 4 - Micro controlador

4.1 – Joysticks

Largamente utilizados em consolas de jogos, os joysticks permitem deslizar o topo do botão em torno dos eixos x e y, no caso específico dos utilizados os eixos são referenciados com as letras H e V. Em termos físicos cada eixo está ligado a um potenciómetro, onde a deslocação do topo do botão faz variar a resistência associada a cada eixo.

Eletricamente o módulo do joystick dispõe de 5 ligações, VCC, GND, V, H e KEY. A ligação VCC e GND estão ligadas às extremidades do potenciómetro. As ligações V e H estão ligadas no veio rotativo do potenciómetro correspondente e por fim o KEY consiste num pulsor associado a carregar no topo do botão.

Ao alimentar os módulos com tensão, permite que nos pinos de ligação H e Z se possa ter uma tensão que varia de 0 até ao valor de alimentação. A tensão de saída é de 0 volts quando o botão estiver num oposito e a tensão de alimentação estiver noutro oposito. Para posições intermédias o valor da tensão é diretamente proporcional à posição do botão. Quando o botão em repouso se encontrar a meio, a tensão de saída será metade da tensão de alimentação. A relação anterior resulta da fórmula do divisor de tensão.

$$V0 = VI * \frac{R1}{R1 + R2} \quad (1)$$

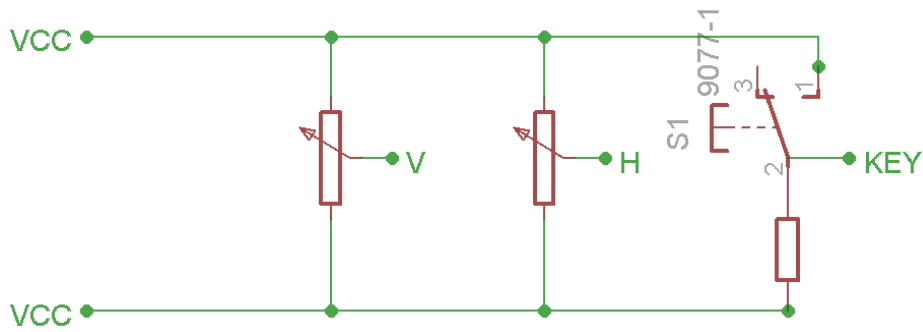


Figura 16 – Esquema do módulo joystick.

4.2 – Controlador de carga

Para fornecer energia ao comando optou-se por utilizar uma bateria de lítio de 3.7 volts, com uma capacidade de 850ma. Aproveitou-se uma bateria de um telemóvel. A carga das baterias de lítio requerem alguns cuidados especiais, a corrente de carga deve ser constante e carregadas até uma tensão de 4.2 volts. Poder-se-ia ter implementado o controlador de carga com recurso ao microcontrolador, mas por questões de espaço e possibilitar a carga com o comando desligado optou-se por um integrado específico para o efeito, nomeadamente, o MCP73831 do fabricante Microchip. A figura 17 mostra uma aplicação típica do integrado.

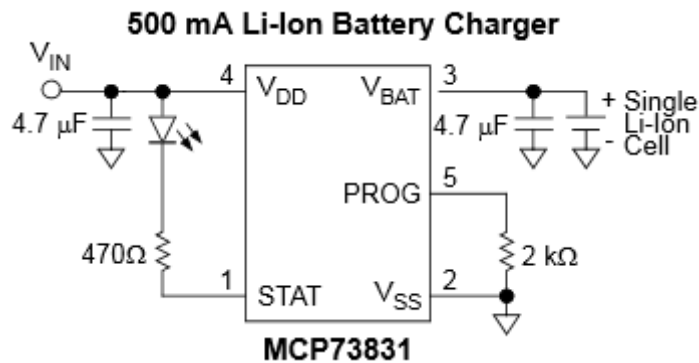


Figura 17 – Aplicação típica do integrado MCP73831 (Microchip, 2014).

O MCP73831 foi desenvolvido especialmente para utilizar como fonte de energia para portas USB, de tamanho reduzido 2.7mm por 2.4 mm. Este requer poucos

componentes externos para a implementação funcional do carregador. A figura anterior mostra uma aplicação típica do integrado.

Este integrado informa o estado de carga da bateria pelo pino de STAT. Quando a bateria está em carga o pino SATA tem na saída 0V, o led fica polarizado diretamente e produz luz. Após a conclusão de carga o pino STAT tem na saída a tensão de alimentação Vin, o led fica polarizado inversamente e não produz luz.

4.3 – Microcontrolador

Este tipo de circuito integrado permite ser programado e adequar o seu funcionamento de acordo com as necessidades. A escolha recaiu no microcontrolador 16LF876A da Microchip. Para além de processador lógico e aritmético, também incorpora no mesmo chip uma memória RAM (Random-access memory), uma EEPROM (Electrically-Erasable Programmable Read-Only Memory), um conversor ADC (Analog to Digital Converter), geradores de PWM (Pulse-Width Modulation), porta série, porta IC2(Inter-Integrated Circuit), porta SPI (Serial Peripheral Interface) e comparadores. A Figura 18 mostra o esquema de entrada/saídas do microcontrolador.

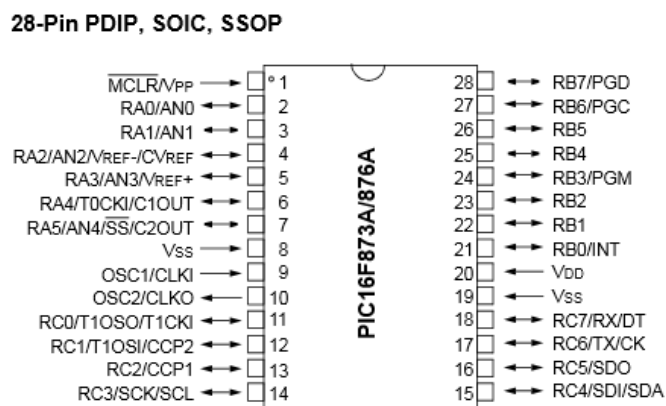


Figura 18 – Pinos de saída do microcontrolador 16LF876A (Microchip, 2014) .

Pode operar a uma velocidade de relógio máxima de 10 Mhz e ser alimentado por uma tensão entre 2 a 5.5 volts. A velocidade máxima de operação está relacionada com o valor da tensão de alimentação. Dado que o mesmo é alimentado por uma bateria de 3.7V

optou-se por um oscilador de quartzo a 8Mhz. O datashet do fabricante refere a velocidade de operação em função da tensão de alimentação, de acordo com a figura 19.

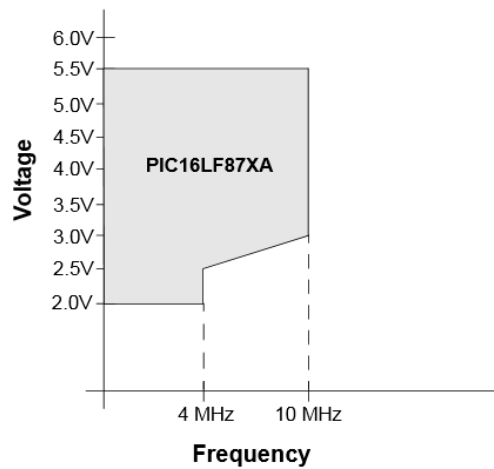


Figura 19 – Microcontrolador frequência máxima de operação em função da tensão de alimentação. (Microchip, 2014) .

4.4 – Leitura da tensão da bateria

A primeira função é medir a carga da bateria. Para o efeito utilizou-se um díodo 1n4148 polarizado diretamente, cuja tensão aos seus terminais é de 0.7V. O conversor analógico digital (ADC) do micro controlador é de 10 bits, os valores possíveis de leitura variam entre 0 e 1023, sendo que 0 corresponde a 0V na entrada do ADC e 1024 corresponde à tensão de alimentação VCC. Tomando como referência as tensões de alimentação para as leituras do ADC, a tensão de alimentação pode ser obtida da seguinte forma.

Em que:

VCC – É a tensão da bateria em volts.

X - A leitura do ADC para 0,7 volts

$$1023 \leftrightarrow VCC \quad (2)$$

$$x \leftrightarrow 07$$

$$VCC = \frac{1023 * 0,7}{x} \quad (3)$$

4.5– Leitura do estado dos joysticks

A segunda tarefa consiste em ler o estado dos joysticks. Cada joystick é de dois eixos com quatro leituras para efetuar. Tratam-se de sinais analógicos, os mesmos tem que ser lidos pelo ADC. A leitura de 0 significa que o botão do joystick está completamente num extremo, a leitura de 1023 significa que o botão do joystick está no outro extremo. Em repouso o joystick encontra-se numa posição central correspondendo a uma leitura de aproximadamente 512. As leituras dos vários canais do ADC são guardadas em memória para serem posteriormente enviadas pelo módulo rádio para o quadrícóptero.

A cada joystick atribuíram-se as seguintes funções:

Eixo H do primeiro joystick para definir o angulo da plataforma segundo o eixo do x.

Eixo V do primeiro joystick para definir o angulo da plataforma segundo o eixo do y.

Eixo H do segundo joystick para definir o angulo da plataforma segundo o eixo do z e o

Eixo V do segundo joystick para definir o movimento de translação da plataforma segundo o eixo do z.

4.6 – Módulo de rádio

A solução encontrada para a comunicação entre o comando e a plataforma foi a utilização de dois módulos de rádio, o módulo de rádio do comando funciona como emissor e o módulo de rádio da plataforma voadora como recetor. Os módulos escolhidos possibilitam a comunicação bidirecional e em futuras melhorias pode ser implementada também a transmissão de dados da plataforma voadora para o comando.

O módulo de rádio escolhido tem como base o circuito integrado Si4432 do fabricante Silicon Labs. O esquema do circuito está presente na Figura 20. Este opera na banda de UHF numa faixa de frequências de 240 a 930 Mhz e consegue transmitir e

receber sinais até um quilómetro de distância com uma taxa de dados máximos de 256 kbps.

Optou-se pela compra do módulo em Kit já montado com todos os componentes externos, dado que devido às suas reduzidas dimensões, a sua montagem e soldadura seria de difícil execução.

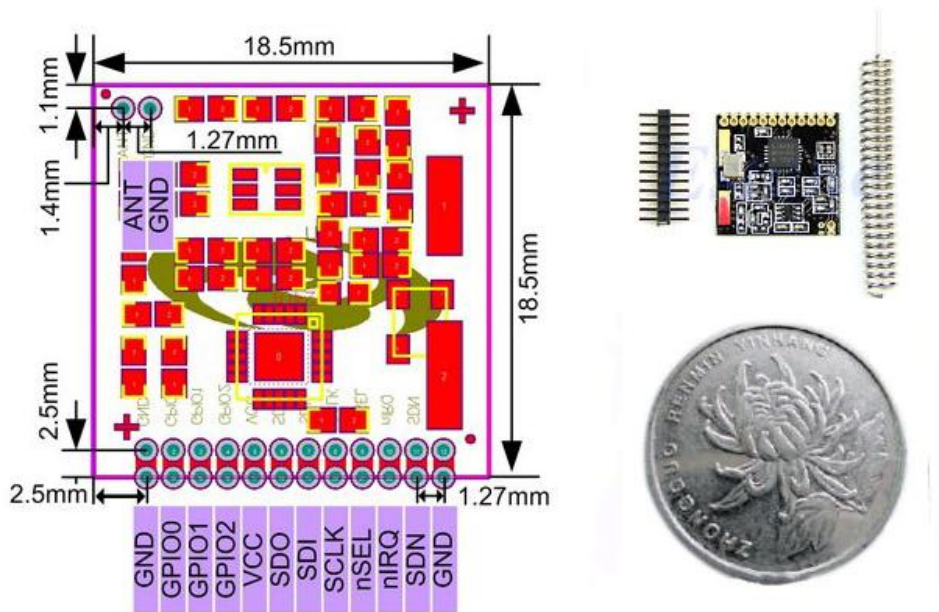


Figura 20 – Módulo de rádio baseado no integrado Si4432.

4.6.1– Ligações elétricas entre o módulo rádio e microcontrolador

A comunicação entre o módulo de rádio e o microcontrolador é feita em protocolo SPI. São utilizados os pinos SDO (saída digital de dados), SDI (entrada digital de dados), SCLK (entrada de relógio de sincronização) e também o nSel (seleção do integrado). Para além das linhas do protocolo SPI é necessário controlar também o pino SDN (coloca o módulo em repouso) e o Pino nIRQ (indica a transmissão ou recessão de um pacote de dados). Um aspeto a ter em conta é a faixa de tensão de alimentação do módulo de rádio, pode variar entre 1.8 e 3.6V. Habitualmente o microcontrolador é alimentado a 5V, mas dado a máxima tensão do módulo de rádio ser de 3.6V optou-se por alimentar todo o comando a 3.6volts. A figura 21 mostra as ligações entre o módulo de rádio e o micro controlador.

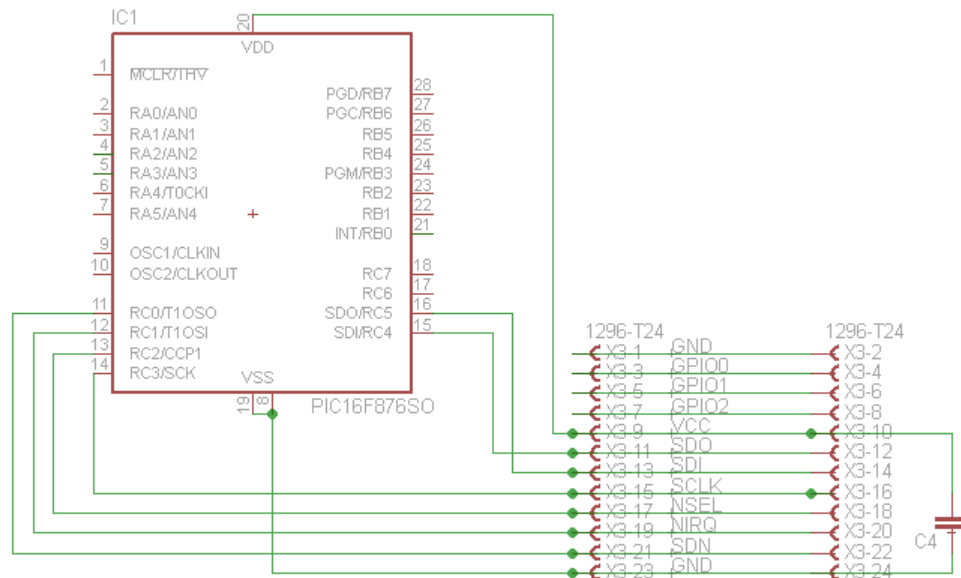


Figura 21 – Ligações elétricas entre microcontrolador e o módulo rádio.

4.6.2 – Configuração do módulo rádio

O módulo de rádio pode operar de várias formas em função do que se pretende. É possível configurar a frequência de operação, o tipo de modulação, a velocidade de transmissão de dados, a potência de transmissão, entre outros. A configuração dos registos foi realizada com base numa folha de cálculo disponibilizada pelo fabricante permitindo a escolha dos parâmetros principais. Nesta aplicação escolheu-se uma frequência de 433,5 MHz, modulada em GFSK (Gaussian Frequency Shift Keying) e uma taxa de transferência de dados de 16Kbs. A figura seguinte mostra as principais configurações e os valores dos registos.

Quadrícóptero com Auto Estabilização e Controlo Remoto

Notes: This spreadsheet calculates the register values for Si4432. The input parameters can be set in the gray cells. There are five separate Calculators for GFSK/FSK RX Modem, Carrier Frequency, TX Frequency Deviation, TX DR and OOK RX Modem.

- 1) First select modulation type, Enable/Disable Manchester, crystal tolerance, data rate Rb and frequency deviation Fd at Grey boxes.
- 2) Select RF Carrier Frequency. For the frequency hopping application, you need to specify CH spacing and CH number.
- 3) For GFSK/FSK, you need to select AFC Enable/Disable and specify Max. Rb error; for OOK, you need to specify RX bandwidth.
- 4) Go to either FIFO MODE or PH-FIFO MODE sheet and make your selection by configuring the boxes.
- 5) Registers setting summary will appear at the last sheet (REGISTERS Settings SUMMARY)

Important: to use this calculator, you must enable some of the Excel Add-ins (inside "Tools" tab, select Analysis ToolPak and Analysis ToolPak - VBA)

Select Modulation type: **GFSK** Select Enable/Disable Manchester Mode: **OFF** Manchester is Disabled Select Crystal Tolerance [ppm]: **20** **20** RX/TX Carrier Frequency [MHz] Rb [kbps] **433,5** **16**

TX side Crystal RX side Crystal

GFSK/FSK Modem Settings **OOK RX Modem Settings**

AFC	Max.Rb Error	Frequency Deviation [Hz]	RX BW [kHz]	Xtal Freq [kHz]
Enable	= < 1%	30	200	30.000

Reg. Address	Setting Value (hexa)
1C	1B
1D	40
20	7D
21	01
22	06
23	25
24	00
25	8E
30	61
32	N/A
33	0A
34	05
35	2A
36	2D
37	D4
38	00
39	00
3A	N/A
3B	N/A

Reg. Address	Setting Value (hexa)
3C	N/A
3D	N/A
3E	N/A
3F	N/A
40	N/A
41	N/A
42	N/A
43	N/A
44	N/A
45	N/A
46	N/A
56	00
6E	83
6F	12
70	24
71	2B
72	30
75	53
76	57
77	80

Figura 22 – Folha de calculo para configuração do integrado Si4432

4.6.3 – Protocolo de comunicação SPI

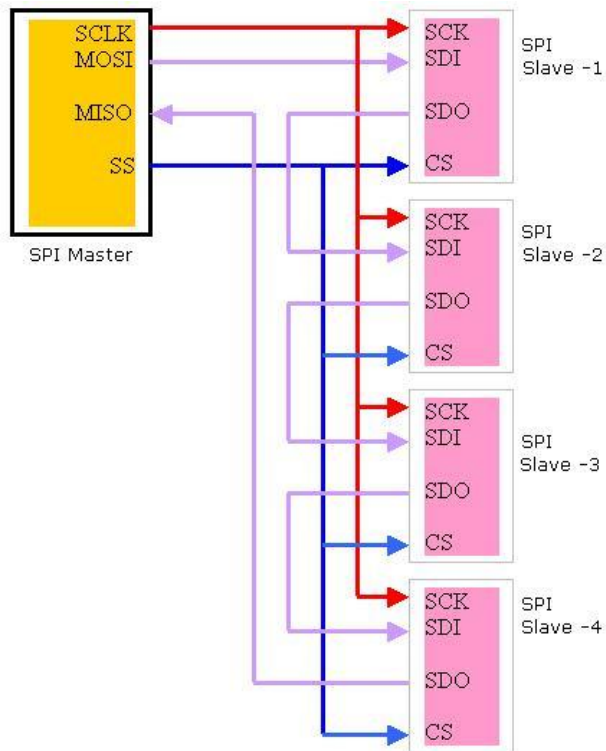


Fig - 4 (Daisy-chained SPI bus)

Figura 23– Ligação em barramento SPI de vários periféricos (Eeherald, 2014) .

O protocolo SPI (Serial Peripheral Interface bus) foi definido pela Motorola e é utilizado para ligar o processador a periféricos . A interface física é composta pelos sinais MOSI, MISO e SCLK, que ligam em barramento, a todos os intervenientes, e pelos sinais de selecção SS_n, um por cada periférico. O esquema geral de ligações segundo o protocolo SPI está apresentado na Figura 23.

A transferência de dados processa-se em full-duplex sobre os sinais MOSI (Master Output Slave Input e MISO (Master Input Slave Output). O taxa de transferência é definido pelo processador, no papel de master, através do sinal SCLK. A selecção do periférico é feita através do sinal SS_n.

O fluxo é controlado pelo master através do sinal de relógio SCLK. Só há transferência enquanto o master pulsar o sinal SCLK. Em repouso o sinal SCLK encontra-se estável com o valor lógico definido pelo tipo de transição de relógio.

A aquisição e envio de dados no barramento pode ocorrer em quatro momentos do sinal de relógio em função do modo de operação. O modo de operação do sinal de relógio é definido pelos parâmetros CPHA e CPOL. Quando o parâmetro CPHA é zero, os dados são capturados na primeira transição de relógio, quando CPHA é um, os dados são capturados na segunda transição do relógio. O parâmetro CPOL define a polaridade do sinal em repouso e consequentemente o sentido das transições durante a transferência de dados.

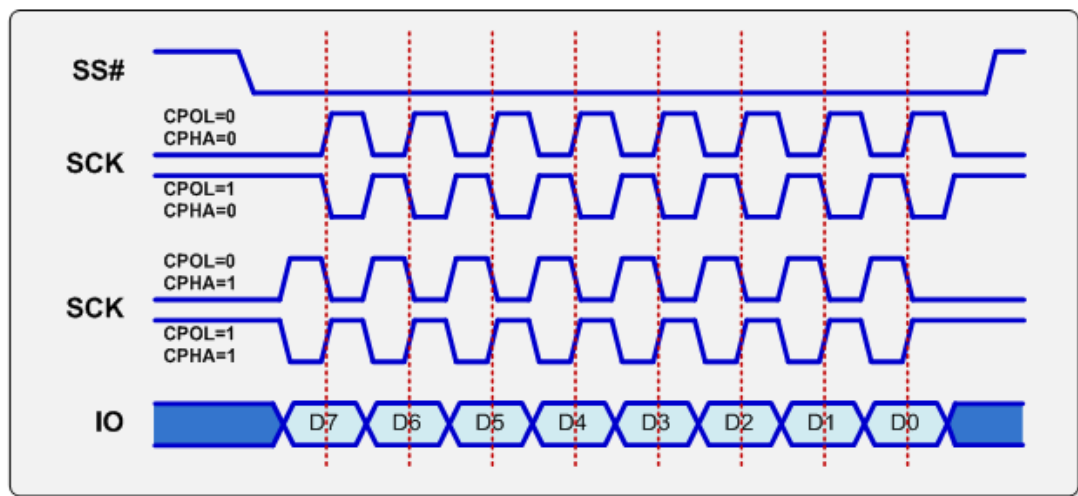


Figura 24 – Modos de comunicação em protocolo SPI (Corelis, 2014) .

4.6.4 – Transferência de dados por SPI

O módulo de rádio opera em modo 0 do protocolo SPI, com a velocidade máxima de transferência de dados de 10Mbps. O micro controlador permite operar nos vários modos e configurar várias velocidades de transferência, nesta aplicação específica é de 400Kbps.

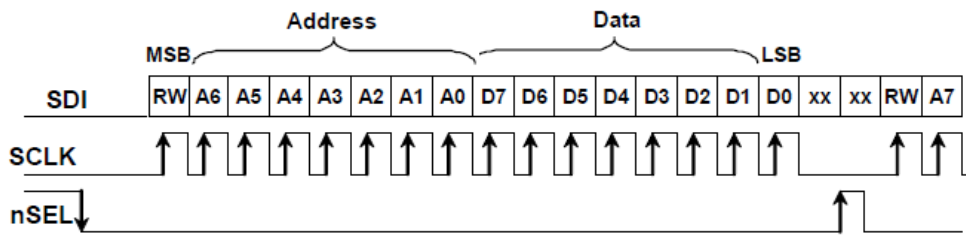


Figura 25 – Estrutura de uma operação de leitura ou escrita no módulo de rádio. (Labs, 2014)

Numa comunicação em SPI os dados são transmitidos em sequências de 16 bits, como mostra a Figura 25. O décimo sexto bit indica se é uma leitura (0) ou escrita (1) e do décimo quinto ao oitavo bit é indicado o endereço a ler ou escrever. Os últimos oito bits são os dados. A figura 25 mostra a estrutura de bits numa operação de leitura ou escrita.

4.6.5 – Envio de dados pelo módulo de rádio.

Os dados do comando provenientes do estado dos joysticks juntamente com a informação do estado dos botões de funções é enviada do microcontrolador para o módulo de rádio pelo barramento SPI. Para além dos dados é necessário também controlar o módulo de rádio através de alguns pinos, em específico o fim de transmissão de dados e a habilitação do módulo de rádio. O controlo e configuração do módulo de rádio serão abordados no ponto módulo de rádio.

4.7 - Aplicativo para o microcontrolador.

A aplicação para o microcontrolador desenvolveu-se em várias fases. Numa primeira fase testou-se a leitura do estado dos joysticks e os valores obtidos em função da posição do botão do joystick. Numa segunda fase testou-se a comunicação com o módulo de rádio, para garantir o envio e a receção de dados foram realizados testes exaustivos de escrita e leitura de modo a garantir que os valores lidos coincidiam com os valores escritos. A figura 26 mostra o diagrama de blocos do firmware do comando rádio.

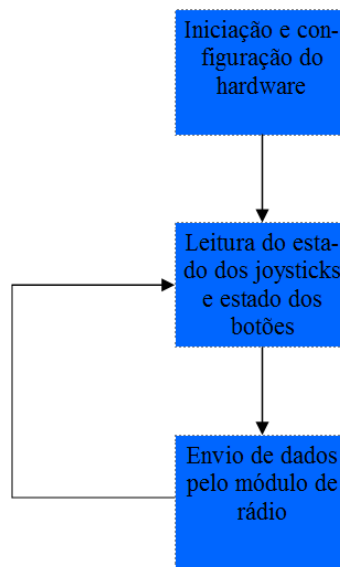


Figura 26 – Estrutura de uma operação de leitura ou escrita no módulo de rádio.

4.7.1 - Implementação em linguagem C.

Para a leitura dos sinais dos joysticks foi utilizado o conversor ADC. Os joysticks fornecem quatro sinais analógicos de 0 a 5 volts. Embora o microcontrolador possua apenas um conversor digital analógico é possível configurar a leitura de diferentes pinos e desta forma ler os quatro sinais analógicos apenas com um conversor analógico digital.

A comunicação com o módulo rádio é feita pelo barramento SPI. Antes de poder enviar dados pelo módulo de rádio é necessário configura-lo. Optou-se por escolher uma frequência de 433.5 Mhz e uma taxa de envio de dados de 16 (Kbps).

Os dados são enviados em pacotes de catorze bytes, de acordo com o que está representado na Figura 27. Os quatro primeiros bytes de cada pacote são designados por cabeçalho do pacote, que funcionam como um identificador. Quando o recetor recebe dados e os mesmos não tenham o cabeçalho de acordo com o configurado, o módulo descarta-os. O corpo de dados é o número de bytes a serem enviados em cada transmissão, neste caso optou-se por 10 bytes.

Byte 13	Byte 12	Byte 11	Byte 10	Byte 9	Byte 8	Byte 7	Byte 6	Byte 5	Byte 4	Byte 3	Byte 2	Byte 1	Byte 0
Header 3	Header 2	Header 1	Header 0	dados 9	dados 8	dados 7	dados 6	dados 5	dados 4	dados 3	dados 2	dados 1	dados 0
S	W	W	S	Reserva	Reserva	Reserva	Botões ON/OFF	joystick Esquerdo Horizontal		joystick Esquerdo Vertical		Joystick Direito Horizontal	Joystick Direito Vertical

Figura 27 – Estrutura de um pacote de dados enviados pelo comando rádio.

O comando rádio não tem qualquer controlo sobre a plataforma voadora, apenas envia dados de referência, neste caso a informação do angulo segundo o eixo de x,y,z, o deslocamento segundo o eixo de z e o estado de botões ON/OFF.

5 - Plataforma UAV

Constituída por uma estrutura leve fabrica em plástico rígido em forma de quadrado, com uma distância entre pontas de 450mm, serve de alojamento a todos os componentes, entre eles: motores, variador de velocidade, placa de controlo, bateria e cablagem elétrica. Optou-se por comprar uma estrutura fabricada industrialmente, pela sua rigidez, furação precisa para instalação de motores, o seu baixo peso (248 gramas) e pelo baixo custo (cerca de 15.00 euros), apresentada na Figura 28.



Figura 28 – Estrutura F450 e eixos de referência.

Tipicamente os eixos do x e y estão referenciados entre dois vértices da estrutura. Neste caso optou-se por referenciar o eixo do x e y alinhado com os vértices da estrutura. Desta forma a disposição dos motores coincide com os eixos x e y, facilitando o controlo dos motores. Ao eixo do x está associado um par de motores e ao eixo do y o outro par de motores.

5.1 Motores

Os motores utilizados são do tipo sem escovas, também conhecidos como motores BLDC (Brushless Direct Current). Dado não possuem escovas, têm manutenção reduzida e podem atingir elevadas rotações. Outra vantagem deste tipo de motores é o seu rendimento, que em condições ótimas podem atingir 95% de eficiência.

Após a análise da informação técnica dos vários motores disponíveis no mercado a escolha recaiu no modelo x2212 da SunnySky, com uma potência máxima de 300W. Em conjunto com hélice do tipo 1047 é capaz de gerar uma força de impulsão máxima de 1150 gramas.



Figura 29– Motor X2212 e as características elétricas. (RCsunnysk, 2014).

A referência deste tipo de motores normalmente está associada às suas características. Neste caso específico, o x significa a série do motor, o 22 é o diâmetro do motor, o 12 a altura do motor e 980KV é o número de rotações máxima por cada volt de alimentação. Sendo que a alimentação é a 11.4 volts o motor pode atingir a rotação máxima por minuto de 11172.

5.2 Hélices

Os fabricantes de hélices disponibilizam pouca informação. Para a utilização em quadricópteros os fabricantes que mais aparecem referenciados são a APC e GWS e em ambos os sites a informação técnica é muito reduzida, fazendo apenas referência à máxima rotação. A sua rotação máxima está associada ao seu diâmetro pela seguinte expressão: $\text{Maximum RPM} = 105,000 / \text{prop diameter (inches)}$. Para hélices de 10 polegadas a rotação máxima é 10500 voltas por minuto.

Foi escolhido o modelo APC 1047 (Figura 29), onde o 10 representa comprimento em polegadas e 47 a inclinação da lâmina em graus.



Figura 30 – Imagem da hélice tipo APC 1047. (Apcprop, 2014).

O manuseamento destes dispositivos deve ser cuidadoso quer em repouso quer em funcionamento. Em repouso não devem ser dobrados, podendo afetar o seu desempenho e equilíbrio. Em funcionamento podem provocar ferimentos e auto destruírem-se.

O fabricante dos motores a SunnySky disponibiliza informação para o conjunto do motor mais hélice (Figura 31). Da análise dos dados conclui-se que o melhor desempenho é o conjunto do x2212 com hélice 1047 tipo APC. Para um peso total da plataforma

voadora de aproximadamente 1 Kg, distribuído pelos quatro motores cada conjunto motor hélice motor tem que gerar aproximadamente uma força de 250g. Da tabela seguinte a eficiência entre força gerada e potência consumida para 250g é de 9.5, ou seja por cada Watt de potência elétrica o conjunto motor hélice gera 9,5g de impulsão. Considerando que a plataforma tem aproximadamente 1000g a potência elétrica consumida para manter a plataforma voadora no ar é de aproximadamente 105 Watts.

Prop (inch)	Volts (V)	Amps (A)	Thrust(g)	Watts (W)	Efficiency	全油门负载温度
					(g/W)	
APC1047	11.1	0.7	100	7.77	12.87001287	
		1.8	200	19.98	10.01001001	
		3	300	33.3	9.009009009	
		4.6	400	51.06	7.833920877	
		6.2	500	68.82	7.265329846	
		8.4	600	93.24	6.435006435	
		10.8	700	119.88	5.839172506	
		13	800	144.3	5.544005544	
	15.5	910	172.05	5.289160128		
	14.8	0.5	100	7.4	13.51351351	
		1.3	200	19.24	10.3950104	
		2.5	300	37	8.108108108	
		3.8	400	56.24	7.112375533	
		5.2	500	76.96	6.496881497	
		6.7	600	99.16	6.050826946	
		8.5	700	125.8	5.564387917	
		10.6	800	156.88	5.099439062	
		13	900	192.4	4.677754678	
		15.2	1000	224.96	4.445234708	
		20.2	1150	298.96	3.846668451	

Figura 31– Conjunto Motor X2212 e hélice tipo APC 1047, potência consumida e força gerada. (Sunnysky, 2014).

5.3 Variadores de velocidade.

Um variador de velocidade gera tensão alternada com frequência variável. A frequência da tensão alternada é controlada por um sinal de onda quadrada, designado por PWM. A relação do tempo em que o sinal está a nível alto e o tempo que o sinal está a nível baixo traduz-se em velocidade no motor, como mostra a Figura 32.

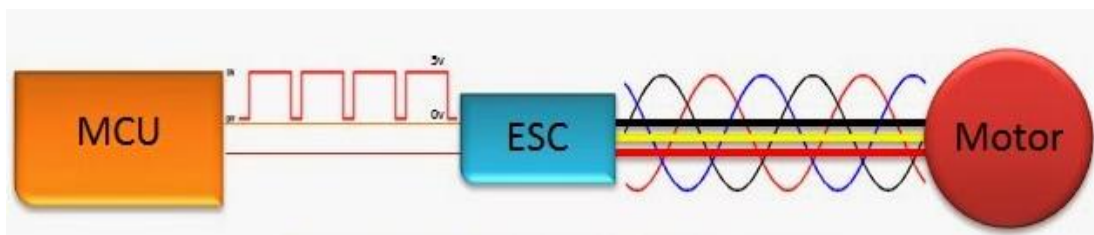


Figura 32 – Sinais elétricos à entrada e saída do variador de velocidade. (Ybanez, 2014). 33

Por questões de segurança o sinal apenas é considerado a partir de um determinado tempo em que está a nível alto. Outro aspeto importante é a taxa de atualização do sinal, que corresponde ao número de vezes por segundo que é enviado o sinal de controlo ao variador de velocidade.

5.3.1 Variador de velocidade Hobbypower 30A

Os primeiros testes foram efetuados com variadores de velocidade baseados em microcontrolador Atmega 8. No decorrer dos testes verificou-se que a resposta dos variadores de velocidade não era igual nos quatro motores. Após alguma investigação e testes verificou-se que os variadores de velocidade utilizados não eram estáveis, o oscilador do microcontrolador de controlo era implementado com resistência e condensador, sendo este bastante sensível a temperatura e a ruído elétrico.

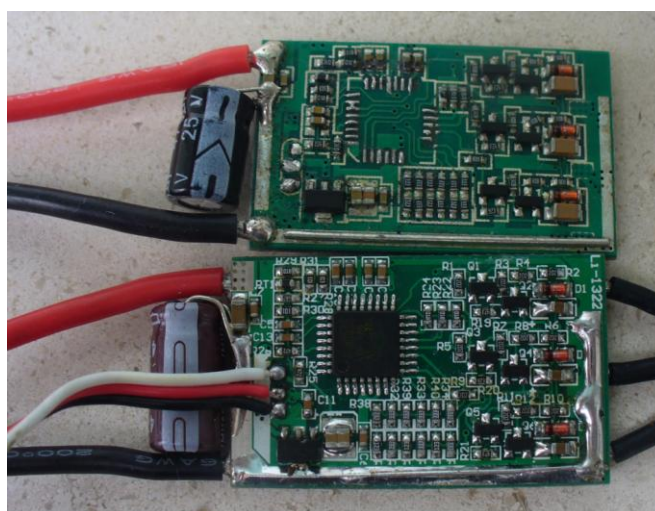


Figura 34 – Imagem do variador de velocidade Hobbypower 30A.

Alterou-se o circuito oscilador do variador de velocidade para funcionar com cristal de quartzo, de seguida alterou-se o firmware do microcontrolador para utilizar o oscilador a crystal quartzo, os primeiros testes foram feitos com firmware open source WII-ESC. Para programar o microcontrolador Atmega 8 foi utilizado um programador ISP (In system programmer). Dado as dimensões dos pinos do microcontrolador e o número de fios a ligar entre programador e microcontrolador a tarefa mostrou-se ser delicada e morosa

A figura 34 mostra as ligações necessárias para programar o variador de velocidade.

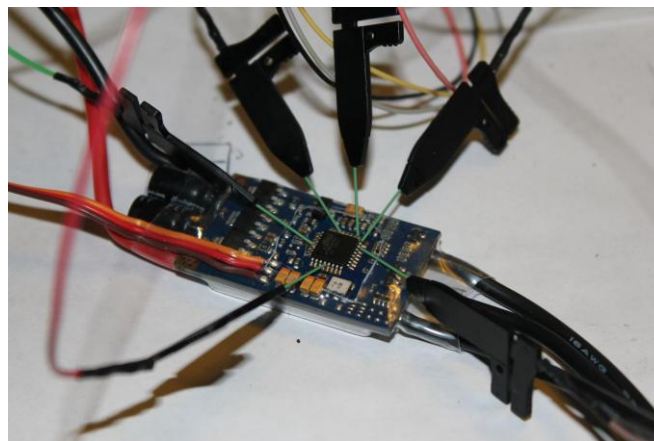


Figura 35 – Ligações ao microcontrolador Atmega8 para programação.

Após a programação do variador velocidade de verificou-se que não era possível efetuar a sua reprogramação. Após alguma investigação descobriu-se que o software de programação desabilitava a programação do atmega8 por ISP, o problema foi resolvido utilizando o software AVRDUES, este permite a escrita dos bytes de configuração independentemente do firmware e da memória ROM. Para o cálculo do valor dos bytes foi utilizada uma ferramenta online disponível no site <http://www.engbedded.com/fusecalc/>. A Figura 35 mostra a configuração dos bits de configuração para utilização de oscilador de quartzo e a habilitação da programação por ISP.

Engbedded Atmel AVR® Fuse Calculator

Device selection

Select the AVR device type you want to configure. When changing this setting, default fuse settings will automatically be applied. Presets (hexadecimal representation of the fuse settings) can be reviewed and even be set in the last form at the bottom of this page.

AVR part name: (141 parts currently listed)

Feature configuration

This allows easy configuration of your AVR device. All changes will be applied instantly.

Features
Ext. Crystal/Resonator High Freq.: Start-up time: 1K CK + 0 ms: [CKSEL=1110 SUT=10] <input type="text"/>
<input type="checkbox"/> Brown-out detection enabled; [BODEN=0]
Brown-out detection level at VCC=2.7 V: [BODLEVEL=1] <input type="text"/>
<input type="checkbox"/> Boot Reset vector Enabled (default address=\$0000); [BOOTRST=0]
Boot Flash section size=1024 words Boot start address=\$0C00; [BOOTSZ=00] : default value <input type="text"/>
<input type="checkbox"/> Preserve EEPROM memory through the Chip Erase cycle; [EESAVE=0]
<input type="checkbox"/> CKOPT fuse (operation dependent of CKSEL fuses); [CKOPT=0]
<input checked="" type="checkbox"/> Serial program downloading (SPI) enabled; [SPIEN=0]
<input type="checkbox"/> Watch-dog Timer always on; [WDTON=0]
<input type="checkbox"/> Reset Disabled (Enable PC6 as i/o pin); [RSTDISBL=0]

Figura 36 – Bits de configuração do microcontrolador Atmega8.

Após a identificação do problema anterior foi necessário dessoldar o microcontroladores atmega8 e voltar a soldar novos microcontroladores atmega8 não programados. O processo foi extremamente delicado e moroso.

Durante os testes com o novo firmware e a alteração do oscilador para cristal de quartzo verificou-se que os motores respondiam de forma igual aos sinais de controlo. Contudo os variadores de velocidade deixavam de responder ao fim de algum tempo e por outro lado levaram ao dano dos mosfets. Estes problemas deveram-se à fraca qualidade, verificada visualmente pelo tipo de soldadura dos componentes e pela disposição pouco alinhada com a placa de circuito impresso.

5.3.1.1 Programação do Variador de Velocidade com Wii

A ferramenta pode ser encontrada e descarregada no site <https://code.google.com/p/wii-esc/downloads/list>. Permite algumas configurações relativas ao funcionamento do variador de velocidade, nomeadamente a largura do pulso mínimo, a largura do pulso máximo, margens de segurança da largura de pulso mínimo e máximo e

timing do motor em graus. No caso deste software não é possível editar os bytes de configuração do microcontrolador Atmega 8 e por defeito desativa a programação via ISP.

A ferramenta disponibiliza vários firmwares para diferentes variadores de velocidade. O firmware correto é identificado pela base de dados que se encontra também no site referido anteriormente. Neste caso foi utilizado o firmware TGY.

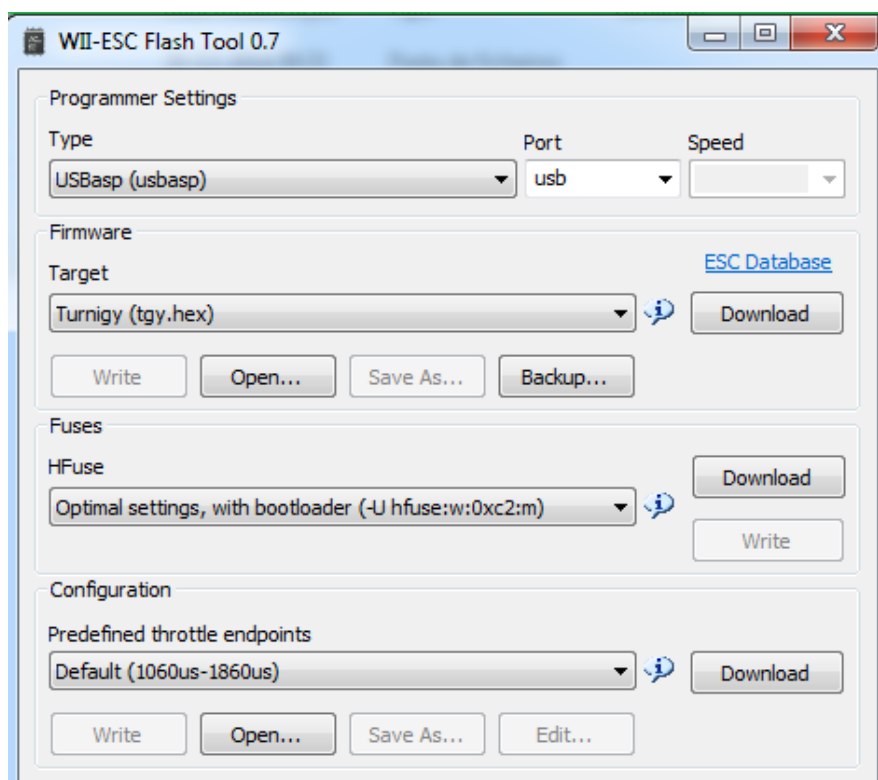


Figura 37 – Programação do microcontrolador Atmega8 com WII-ESC Flash tool.

5.3.1.2 Programação do Variador de Velocidade com AVRDUES

Este software permite a configuração manual dos bits de configuração do Atmega8, em especial o funcionamento com cristal de quartzo e a não desativação da programação do microcontrolador via ISP, após a resolução dos problemas referidos anteriormente esta ferramenta foi utilizada apenas para escrever os registos de configuração do atmega8. Na figura 37 está assinalado a preto a configuração utilizada.

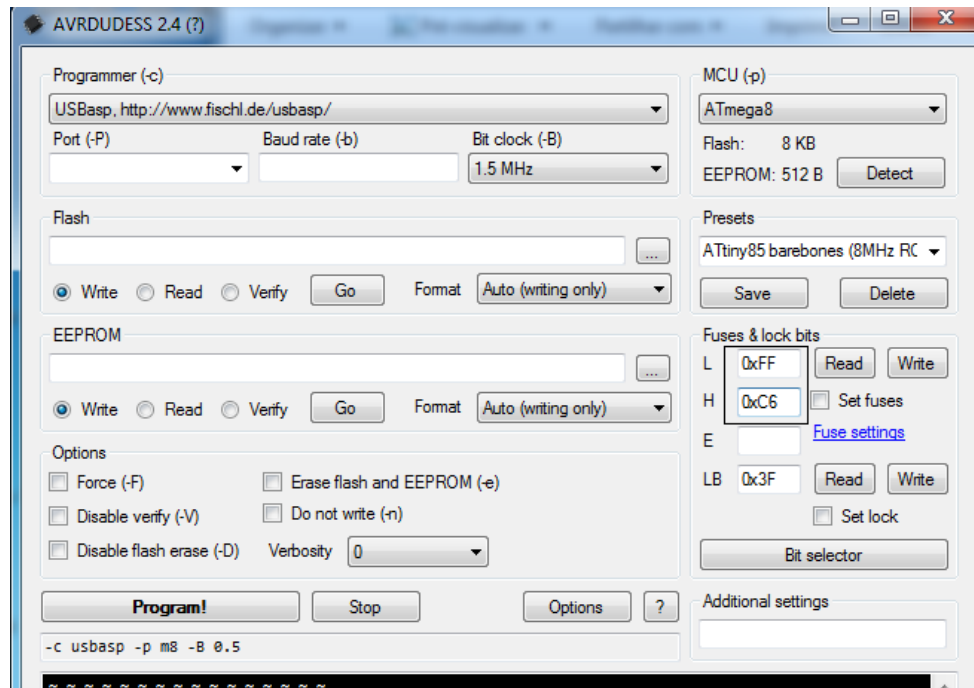


Figura 38 – Programação do microcontrolador Atmega8 com AVRDUDESS.

5.3.2 Variadores de velocidade FVT 4in1 30A

Face os problemas referidos anteriormente, nomeadamente a fraca qualidade dos variadores de velocidade hobbypower, optou-se por substituir os quatro variadores de velocidade pelo da FTV 4 in 1 30A. Estes variadores de velocidade combinam quatro variadores de velocidade numa única placa e necessita apenas de uma alimentação. Na prática trata-se de quatro variadores de velocidade individuais que partilham a mesma placa de circuito impresso. Cada variador de velocidade tem o seu microcontrolador, neste caso da Silabs. Estes variadores de velocidade apresentam também a vantagem de utilizarem uma fonte comutada para gerar a tensão de 5V, melhorando a eficiência nível de consumo de energia elétrica.

A Figura 38 mostra a placa de circuito impresso vista de frente. A branco estão assinalados os quatro microcontroladores da Silabs. Os fios que se veem soldados junto aos microcontroladores foram acrescentados de forma a permitir a alteração do firmware de origem e os parâmetros de controlo.

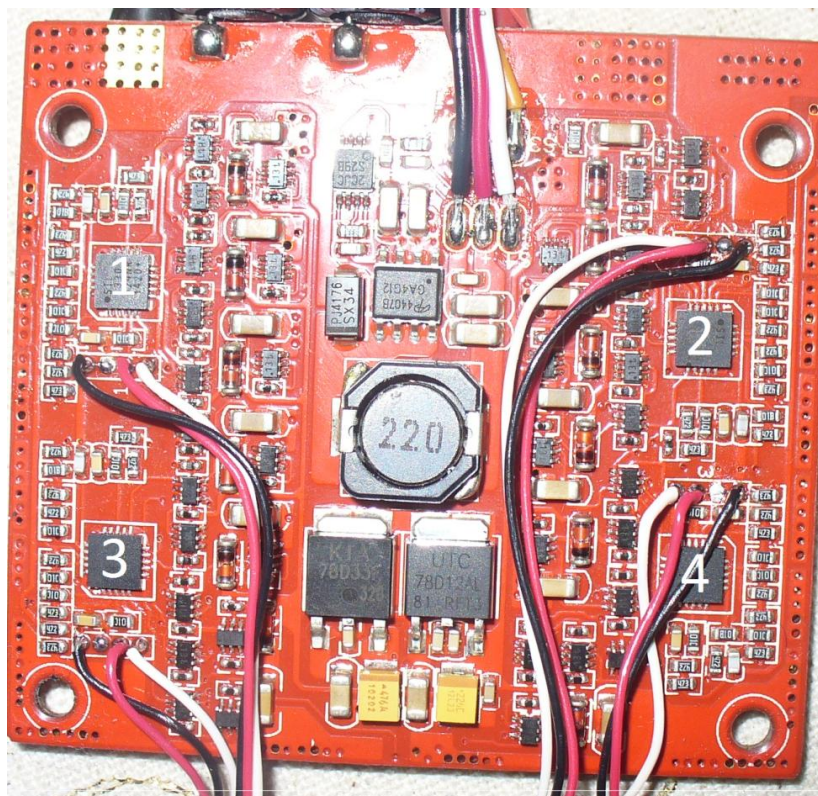


Figura 39 – Placa de Circuito impresso vista de frente do variador de velocidade 4in1 .FTV 30A

5.3.2.1 Programação dos variadores de velocidade FVT 4in1 30A

Para este variador de velocidade está disponível software customizado e otimizado por entusiastas do aeromodelismo. Após alguma pesquisa, e testes optou-se pelo Blheli, disponível de forma open source no site <http://www.helifreak.com/blog.php?b=2162>.

Está disponível uma aplicação gráfica para descarga de firmware e configuração dos parâmetros do variador de velocidade.

O microcontrolador utilizado no variador de velocidade é o C8051F30x que requer um programador próprio, o esquema e informação para o construir pode ser encontrado em anexo juntamente com o software Blheli. Optou-se por construir o programador dado ter um custo significativo. O esquema e a placa de circuito impresso foram desenhados no software Eagle, como mostram a Figuras 39.

motores do quadrícóptero requerem respostas rápidas aos sinais de controlo e elevada aceleração.

Após a seleção do firmware efetuou-se vários testes alterando os parâmetros disponíveis até se encontrar a resposta mais rápida dos motores aos sinais de controlo. A figura seguinte mostra os vários parâmetros disponíveis para a opção de firmware “Multi”.

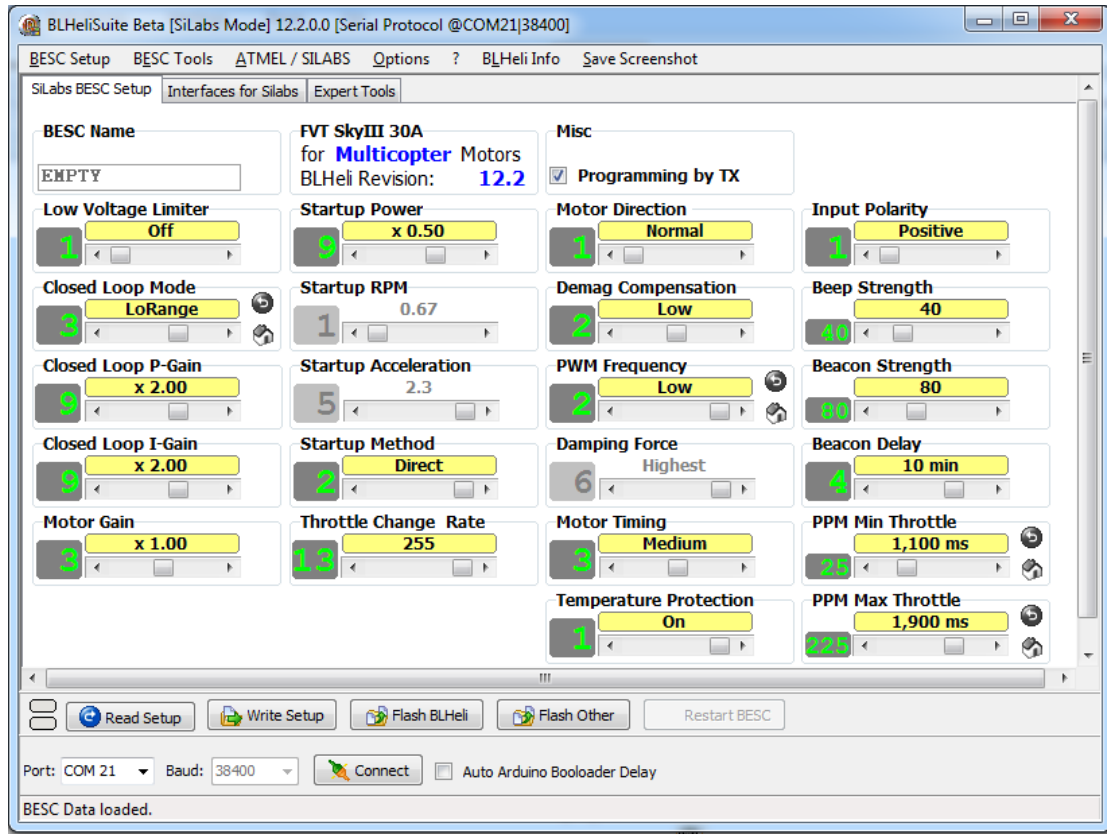


Figura 41 – parâmetros disponíveis na opção de firmware “MULTI” .

Dentro dos vários parâmetros dos testes efetuados os que melhor se adequam são os selecionados como ilustra a figura anterior de salientar:

- “Closed loop mode”, este parâmetro afeta a velocidade máxima do capo girante produzido pelo variador de velocidade a 50000 rpm, dado o motor possuir sete pares de polos, o motor é limitado a uma velocidade máxima de $50000/7=7142$ rpm e desta forma está garantida a segurança no que toca à máxima rotação das hélices que é de 10000 rpm.

- “Demag compensation”, este parâmetro tem como finalidade a desmagnetização dos campos magnéticos produzidos pelas bobinas do estator do motor. Valores altos de

desmagnetização protegem o motor, contudo penalizam a aceleração. Sendo este um aspeto importante a resposta rápida dos motores este valor deve ser o mínimo ou mesmo zero.

- “PPM Min Trottle”, este parâmetro define o tempo a ON do sinal PWM em que a velocidade do motor é de zero RPM.

- “PPM Max Trottle”, este parâmetro define o tempo a ON do sinal PWM em que a velocidade do motor é máxima. Considerando o parâmetro “Closed loop mode”=Lorange, para sinais de controlo PWM com tempo a ON de 1.900ms o motor rodará a 7142 RPM .

5.4 Placa de controlo da plataforma voadora

A placa de controlo da plataforma voadora é a responsável por gerir a plataforma voadora, incorpora a unidade de sensores e o módulo rádio. A Figura 41 mostra um diagrama de blocos dos seus constituintes. Baseada no microcontrolador DSPIC33EP512GP504, este gere as comunicações entre os vários dispositivos, efetua os cálculos dos ângulos segundo o eixo do X,Y e Z e gera os sinais PWM de controlo para os variadores de velocidade.

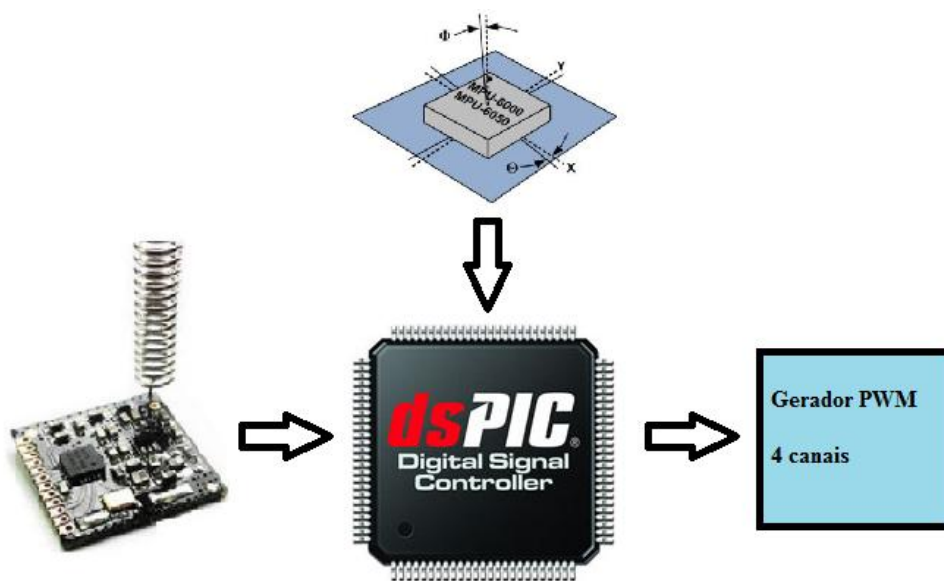


Figura 42 – Diagrama dos principais componentes da placa de controlo .

5.4.1 Protótipo 1

A Figura 42 apresenta o circuito do primeiro protótipo efetuado. Os primeiros testes foram efetuados com uma placa fabricada industrialmente, por questões de integração do módulo de rádio e a unidade de sensores, optou-se por desenhar uma placa de circuito impresso, que para além de alojar o microcontrolador e todos os componentes necessários, também comporta o módulo de rádio e a unidade de sensores.

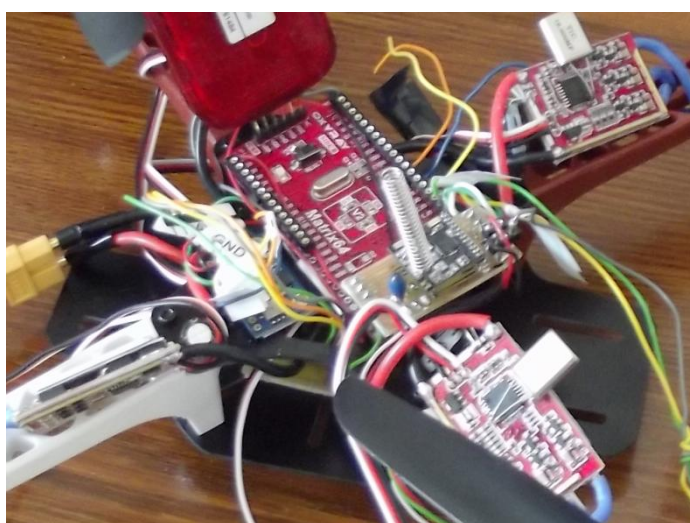


Figura 43 – Protótipo 1 da placa de controlo.

A placa foi desenhada no software Eagle, que passou por várias fases de desenvolvimento. O primeiro protótipo embora funcional apresentou alguns problemas, nomeadamente, algumas medidas das ilhas na placa de circuito impresso não estavam corretas em relação às dimensões dos componentes.

5.4.2 Protótipo 2

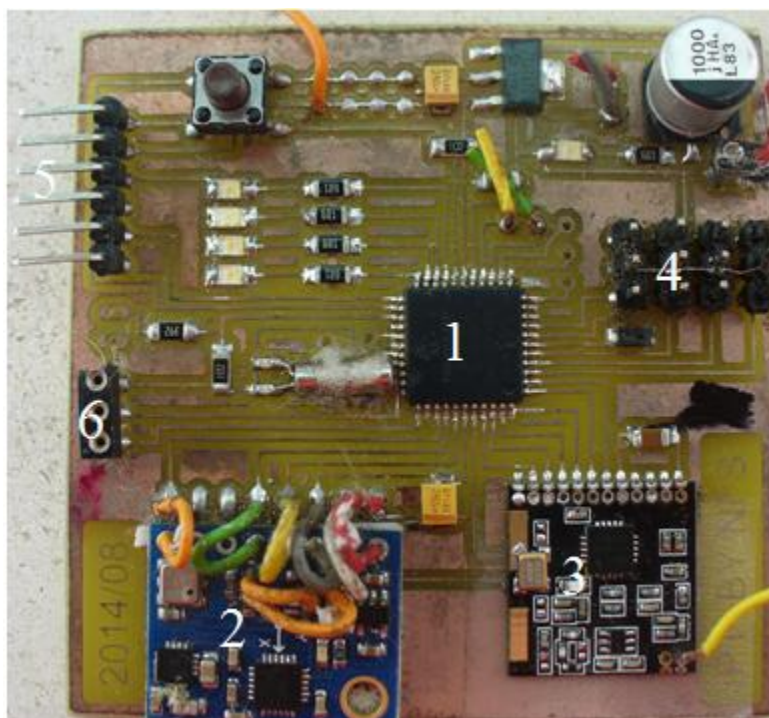


Figura 44 – Protótipo 2 da placa de controlo.

No segundo protótipo foram corrigidos os problemas anteriores, os testes mostraram o bom funcionamento da placa de controlo, a maioria do software foi desenvolvido com este protótipo.

Numerados a branco estão os principais componentes e ligações à placa de controlo. O número 1 trata-se do microcontrolador DSPIC33EP512GP504. O número 2 trata-se do módulo de sensores. O número 3 trata-se do módulo rádio. O número 4 os terminais de ligação dos sinais de controlo dos variadores de velocidade. O número 5 são os terminais para programação do microcontrolador via ISP. O número 6 são os terminais de ligação da porta RS232, utilizada para debug.

5.4.3 Protótipo 3

Mais tarde foi redesenhada a placa para uma versão mais compacta e feito alguns melhoramentos no que toca á dimensão das pistas onde ligam as fichas dos variadores de velocidade, dado a força realizada pelas fichas de ligação aos variadores de velocidade, as pistas da placa de circuito impresso partiam facilmente.

O esquema elétrico é muito semelhante ao protótipo 2, foi apenas otimizada a disposição dos componentes. Esta versão foi desenhada com o objetivo de ter dimensões inferiores a 51mm por 51mm dado se pretender no futuro construir uma versão mini do quadrícóptero.

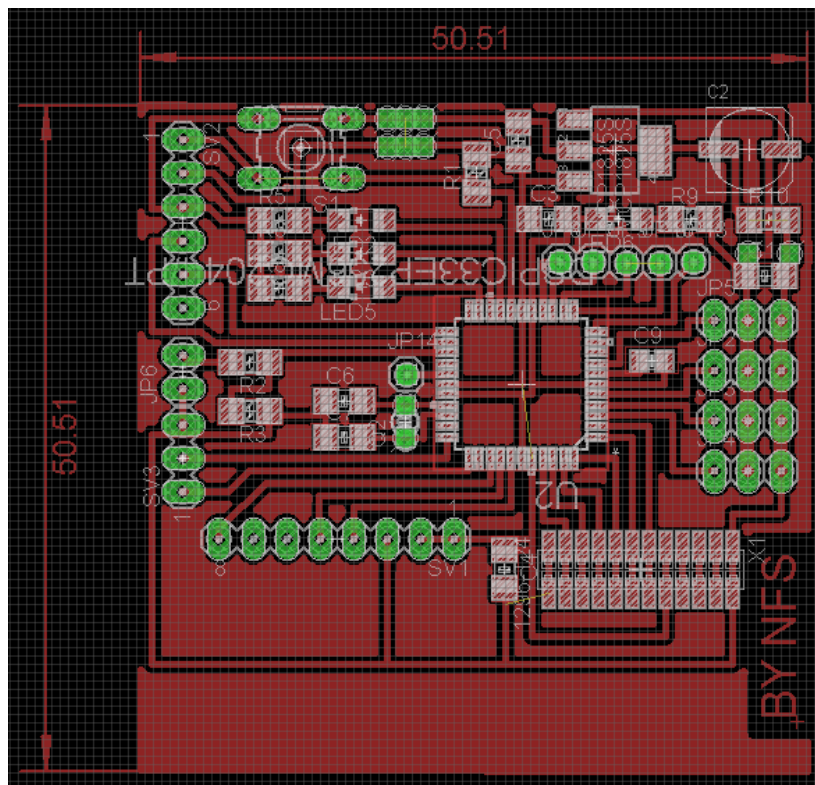


Figura 47 – Placa de circuito impresso do protótipo 3 desenhado em Eagle.

5.5 Microcontrolador DSPIC33EP512FJ504

A escolha do microcontrolador DSPIC33EP512FJ504 foi feita tendo em conta a sua elevada máxima velocidade de relógio máxima de 140Mhz, que se traduz na execução de 70 milhões de instruções por segundo. Para além disso executa uma instrução a cada dois ciclos de relógio. Por outro lado dispõe de 4 canais de controlo de pulso modulado (PWM), necessários para o controlo da velocidade dos variadores de velocidade. Adicionalmente, possui a possibilidade de associação aos pinos pretendidos os vários periféricos, tais com comunicação assíncrona série (USART), comunicação síncrona série (SPI e I2C) e geradores de pulso modulado (PWM), designados por RPI. Pelo seu tamanho, dentro da família DSPIC33EP é o único que reúne os requisitos anteriores. Possui o encapsulamento é do tipo 44-Pin TQFP, para os outros tipos de encapsulamento de dimensões mais reduzidas é de grande dificuldade a sua soldadura com recurso a meios manuais, o para os que não seria possível para outros tipos de encapsulamento de dimensões mais reduzidas.

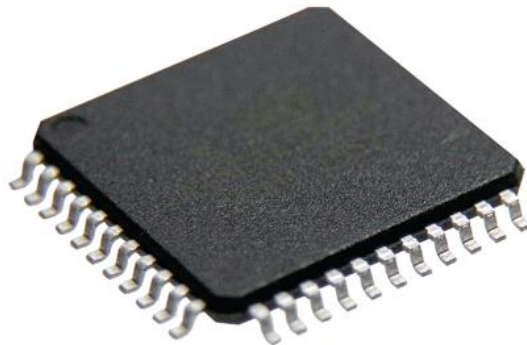


Figura 48 – Aspeto do DSPIC33EP512GP504..

Um outro aspeto importante é o facto de este possuir hardware multiplicativo a 16 bits, essencial para o cálculo rápido de multiplicações e funções trigonométricas. A Figura 47 apresenta o aspeto do microcontrolador usado.

5.6 Módulo de sensores

Para a estabilização de voo, um dos fatores de elevada importância depende-se com a determinação rápida e precisa dos ângulos de inclinação da plataforma voadora segundo os eixos de X, Y e Z.

Para o cálculo dos ângulos referidos anteriormente a solução passa por combinar dois sensores, um acelerómetro e um giroscópio. Dadas as reduzidas dimensões de encapsulamento deste tipo de dispositivos, optou-se por adquirir uma placa com os sensores já soldados. A placa de circuito impresso da plataforma voadora foi desenhada tendo em conta o espaço e ligações para a placa de sensores. A placa de sensores está presente na Figura 48.



Figura 49 – Placa de Sensores 9DOF.

A placa de sensores combina, barómetro, magnetómetro, giroscópio e acelerómetro, para o cálculo dos ângulos é utilizado o acelerómetro e o giroscópio.

O acelerómetro mede a força da gravidade nos eixos X, Y e Z. Pela trigonometria é possível determinar a angulo de inclinação em qualquer eixo. A utilização do acelerómetro isolada não é viável neste tipo de aplicações, uma vez que as vibrações provocadas pelos motores em rotação induzem forças oscilantes no acelerómetro, provocando leituras das forças nos eixos X, Y e Z com elevadas taxas de ruído e grandes variações. Estas vibrações

podem ser filtradas com filtros passa baixo, contudo a resposta no cálculo dos ângulos trona-se lenta e com atraso.

5.6.1 Acelerómetro ADXL345

Os primeiros testes foram efetuados com o acelerómetro ADXL345 da Analogic Devices, configurável na gama de medição de força G (1G igual à aceleração da gravidade 9,8m/s) em : $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$ e $\pm 16g$ e com uma resolução de 13bits.

Um dos parâmetros importantes de configuração é a escala de medição de força. Para valores baixos de escala o acelerómetro satura a saída, já para valores altos perde-se sensibilidade. No decurso dos testes a escala com melhores resultados foi a de $\pm 4g$.

O esquema de interface com o circuito ADXL345 está representado na Figura 49. A comunicação com o dispositivo é feita via série síncrona, em protocolo SPI e ou protocolo I2C. A configuração do protocolo de comunicação é feita por hardware, neste caso pelo nível de tensão presente no pino chip select (CS). Se o pino (CS) estar a nível alto, a comunicação é feita de acordo com o protocolo I2C. No caso do pino CS estar a nível baixo a comunicação é feita por SPI. A placa vem com o pino CS ligado ao nível alto e neste caso a comunicação é feita segundo o protocolo I2C.

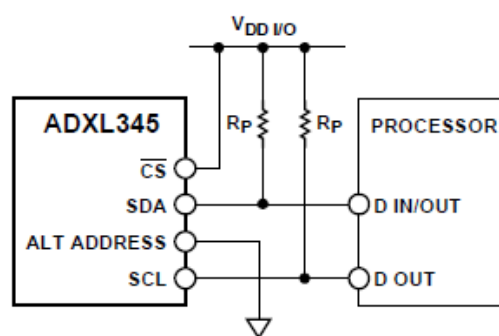


Figura 50 – Interface entre ADXL345 e microcontrolador.

5.6.2 Giroscópio L3G4200D

O giroscópio mede a velocidade de rotação nos eixos X,Y e Z. Os primeiros teste com giroscópio foram feitos com o giroscópio L3G4200D da ST (Figura 50).

De forma semelhante ao acelerómetro ADXL345, este dispõe de comunicação síncrona série seleccionável por hardware e permite comunicar segundo o protocolo SPI ou segundo o protocolo I2C.

No decurso dos testes verificou-se que, mantendo a plataforma voadora estática, as leituras dos valores de rotação segundos os eixos X,Y e Z variavam significativamente tornando pouco preciso o cálculo dos ângulos em função das velocidades de rotação.

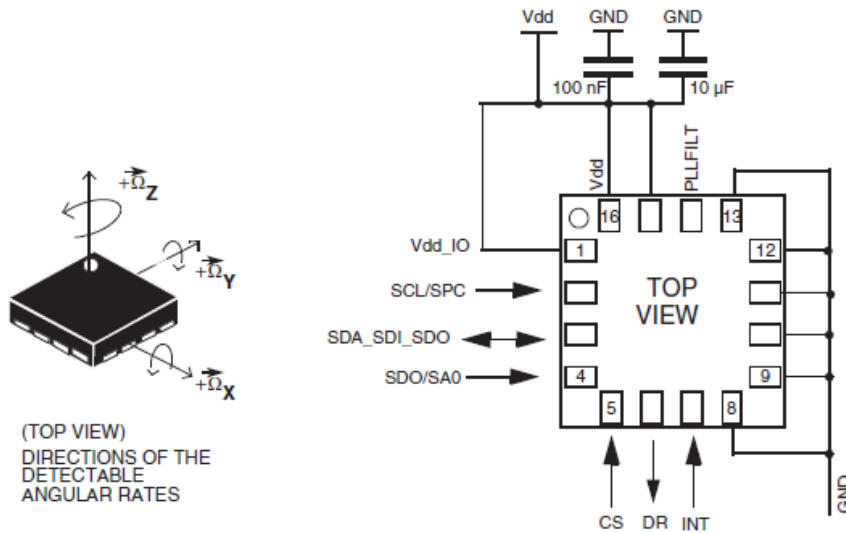


Figura 51 – Esquema dos pinos do acelerómetro L3G4200D.

5.6.3 Combo Acelerómetro e Giroscópio MPU-6050

Após os resultados pouco satisfatórios obtidos com o acelerómetro ADXL345 e giroscópio L3G4200D, procurou-se alternativas que permitissem fiabilidade, estabilidade e rapidez no cálculo dos ângulos de inclinação da plataforma voadora sobre o eixo de X,Y e Z. Da análise das características técnicas de vários acelerómetros e giroscópio, conclui-se que o circuito integrado MPU-6050 apresenta alta precisão e alta imunidade a ruído, pelo que se decidiu substituir a placa de sensores inicial por uma nova placa baseada no integrado MPU-6050, representado na figura 51.



Figura 52 – Placa de sensores baseada no circuito integrado MPU-6050.

O circuito integrado combina no mesmo chip acelerómetro e giroscópio, também possibilita a ligação de magnetómetro (bussola digital).

A comunicação entre microcontrolador é feita segundo o protocolo I2C e permite velocidades de transferência de dados até 400 KHz. O endereço de barramento é o 0xD0.

O acelerómetro foi configurado numa escala de $\pm 4g$. Esta escala foi a utilizada inicialmente com o acelerómetro ADXL345, dado que os resultados obtidos foram bons, optou-se por manter a escala.

O giroscópio foi configurado para uma velocidade de rotação de 500 graus por segundo. Em teoria o giroscópio pode medir até 1,38 rotações completas da plataforma voadora por segundo.

5.6.4 Magnetómetro HMC5883L

O magnetómetro ou bússola digital mede as forças magnéticas segundo o eixo do X,Y e Z. Inicialmente pretendia-se efetuar o controlo de rotação segundo o eixo do Z de acordo com o ângulo magnético da terra.

Desenvolveu-se o software de leitura das forças magnéticas assim como o cálculo do ângulo segundo o eixo do Z. Após vários testes com a plataforma imobilizada, conseguiu-se o cálculo do ângulo segundo o eixo do Z. Posteriormente, os testes com os motores em funcionamento revelaram a impossibilidade de utilizar a bússola como orientação segundo o angulo de rotação relativo ao eixo de Z, uma vez que os campos magnéticos produzidos pelos motores afetavam as magnetómetro, levavam a leituras completamente aleatórias, impossibilitando esta abordagem.

O software desenvolvido incluiu a calibração inicial do valor máximo e mínimo das forças magnéticas do eixo X, Y e Z. Os valores das forças magnéticas dependem também dos ângulos de inclinação segundo o eixo do X,Y e Z. Assim foi necessário efetuar também a correção dos valores das forças magnéticas.

Os algoritmos de cálculo do ângulo segundo o eixo do Z e a compensação em função dos ângulos de inclinação segundo os eixos de X e Y da plataforma, foram desenvolvidos baseados numa publicação da Freescale Semiconductor, designada como nota de aplicação AN4248, datada de (Semicondutor, 01/2012).

No documento referido anteriormente pode ser encontrada toda a documentação, assim como os passos intermédios até à obtenção da fórmula final, apresentada a seguir.

$$\text{tang}(\psi) = \frac{(-Bfy)}{(Bfx)} \quad (4)$$

Em que:

ψ - É o angulo em torno do eixo do Z relativamente ao norte magnético.

Bfy – É a leitura da força magnética segundo o eixo do Y compensada relativamente ao ângulo de inclinação de X e Y.

B_{fx} – É a leitura da força magnética segundo o eixo do X compensado relativamente ao ângulo de inclinação de X e Y.

A fórmula da expressão (5) que corresponde ao angulo em torno do Z relativamente ao norte magnético, considera a leitura dos valores das forças segundo o eixo do X (B_{px}), Y (B_{py}), e Z (B_{pz}). Estes valores são obtidos pela leitura da bússola digital HMC5883L. As variáveis V_x , V_y e V_z correspondem aos valores de offset. Também as inclinações segundo o eixo do X e Y influenciam as leituras das forças magnéticas. Assim, é realizada a compensação através do seno e cos dos ângulos ϕ e θ , ϕ corresponde ao ângulo de inclinação segundo o eixo do X, θ corresponde ao ângulo de inclinação segundo o eixo do Y.

$$\gamma = \arctang \frac{(B_{pz} - V_z) * \text{sen}(\phi) - (B_{py} - V_y) * \text{sen}(\phi)}{(B_{px} - V_x) * \text{sen}(\theta) + (B_{py} - V_y) * \text{sen}(\theta) * \text{sen}(\phi) + (B_{pz} - V_z) * \text{sen}(\theta) * \text{cos}(\phi)} \quad (5)$$

Em que:

γ - É o angulo em torno do eixo do Z relativamente ao norte magnético.

B_{pz} – É a leitura da força magnética segundo o eixo do Z lida a partir da bussola HMC5883L.

B_{py} – É a leitura da força magnética segundo o eixo do Y lida a partir da bussola HMC5883L.

B_{px} – É a leitura da força magnética segundo o eixo do Z lida a partir da bussola HMC5883L.

V_z – É o offset da leitura da força magnética segundo o eixo do Z, obtida pelo algoritmo de calibração.

V_y – É o offset da leitura da força magnética segundo o eixo do Y, obtida pelo algoritmo de calibração.

V_x – É o offset da leitura da força magnética segundo o eixo do Z, obtida pelo algoritmo de calibração.

θ - É o ângulo de inclinação segundo o eixo do Y.

ϕ - É o ângulo de inclinação segundo o eixo do X.

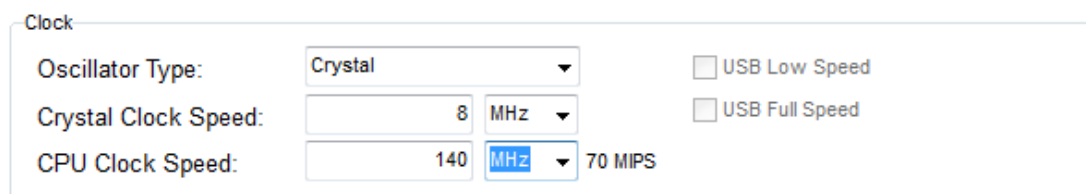
O código desenvolvido divide-se em seis etapas. Na primeira etapa inicializa-se do hardware e a sua configuração. Na segunda etapa lê-se os dados acelerómetro, giroscópio. Na terceira etapa faz-se o cálculo dos ângulos de inclinação segundo os eixos de X, Y e Z. Na quarta etapa calcula-se os erros dos ângulos pretendidos segundo o eixo de X, Y e Z. Na quinta calcula-se as compensações dos atuadores PID da velocidade dos quatro motores. Na sexta etapa verifica-se a receção de dados via rádio, a receção é sinalizado por um pino, quando está a nível alto lê-se os dados e atualiza-se a variáveis correspondentes. À exceção da primeira etapa, todas outras são repetidas a cada 4ms.

5.7.1 - Configurações e inicialização do hardware.

O PIC DSPIC33EdP512GP504 e seus periféricos necessitam de serem configurados de acordo com o funcionamento pretendido. O compilador CCS tem disponível uma ferramenta de Wizard que permite configurar os periféricos. A ferramenta gera linhas de código C que depois é necessário incluir no código principal.

5.7.2 - Configuração do oscilador.

Em primeiro lugar configurou-se a velocidade de relógio do oscilador, para uma velocidade de crystal de 8Mhz com PLL (Phase-Lock Loop) para 140Mhz.



The image shows a configuration window titled "Clock" with the following settings:

- Oscillator Type: Crystal
- Crystal Clock Speed: 8 MHz
- CPU Clock Speed: 140 MHz (70 MIPS)
- USB Low Speed:
- USB Full Speed:

Figura 54 – Configuração do relógio para 140Mhz.

5.7.3 - Configuração dos canais de PWM.

Numa segunda fase configurou-se os quatros canais de PWM para uma frequência de atualização de 250HZ, o sinal é atualizado a cada 4ms. Este valor é importante dado que os

controladores dos motores regulam a velocidade em função do tempo em o que o sinal está a nível alto. Configurou-se o software dos controladores de velocidade para um tempo máximo do sinal a nível alto de 1.9ms. A diferença de 0.1ms serve como segurança, uma vez que os variadores de velocidade para sinais a nível alto superiores a 1.9 ms entram em modo de segurança e desligam os motores.

Em programação a largura de pulso é controlada por uma variável, que pode assumir valores entre 0 e 17500, sendo que 0 corresponde a um tempo do sinal PWM a nível alto de 0ms e o valor de 17500 a um tempo do sinal de PWM a nível alto de 4ms. Dado que a configuração dos variadores de velocidade para um tempo a sinal a nível alto de 1.9 ms, torna-se necessário garantir que o sinal de PWM não excede o valor de 16625, e usando este limite nas expressões de controlo dos canais de PWM.

A figura 54 mostra a configuração do relógio para uma frequência de 140MHz. É necessário realizar este passo exemplificado anteriormente para os outros três canais de PWM. Na configuração dos quatro canais apenas muda o pino de saída do sinal PWM. Para o primeiro canal de PWM configurou-se o Pino B10, para o segundo canal o pino C9, para o terceiro canal o pino C8 e para o quarto o pino C7.

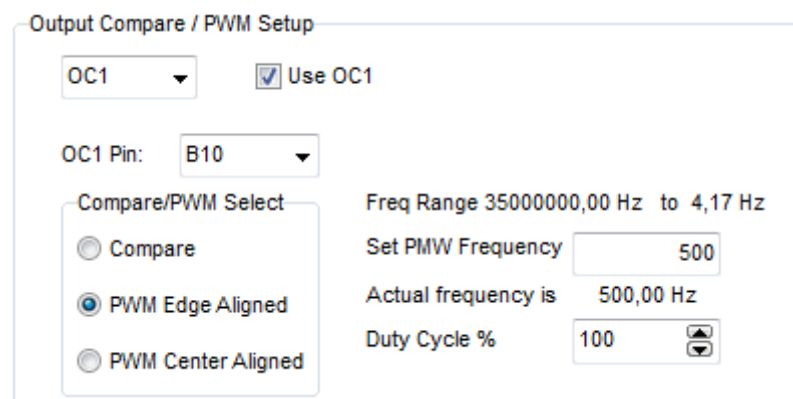


Figura 55 – Configuração do relógio para 140Mhz.

5.7.4 - Configuração dos canais de Input Capture.

A plataforma usa a medição de distância ao solo para estabilização inicial do voo. A medição é feita por intermédio de um sensor ultra-sónico. A resposta do sensor em função da distância é dada por um pulso a nível alto segundo a seguinte expressão:

$$Distância(cm) = tempo\ a\ nível\ alto\ (ms) * 170\ (6)$$

A figura 55 mostra os sinais de controlo e resposta do módulo ultra-sonico HC-SR04. O primeiro sinal corresponde ao sinal de pedido de leitura de distância. O segundo sinal representa os ciclos que o módulo leva a efetuar a leitura de distância. O terceiro sinal corresponde ao valor da leitura de distância.

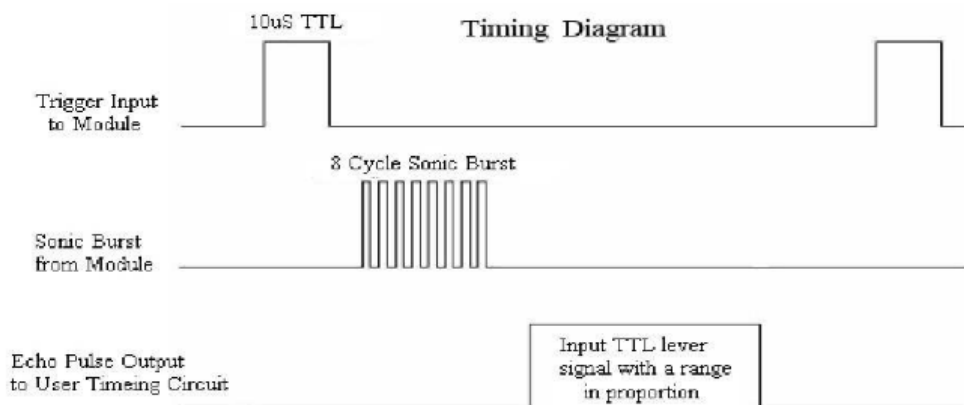


Figura 56 – Sinal de controlo e resposta de sensor ultra-sónico HC-SR04.

Para efetuar a leitura precisa do intervalo de tempo do sinal de resposta do sensor HC-SR04, utilizou-se dois canais de Input capture. Trata-se de contadores que guardam os valores da contagem em função de sinais exteriores. Nos testes iniciais utilizou-se contadores a 16 bits, contudo a resolução era insuficiente para a medição da largura do pulso da resposta do sensor HC-SR04. Posteriormente utilizou-se contadores a 32 bits. Configurou-se o sinal de relógio para os contadores de Input Capture com proveniência do oscilador do microcontrolador a 70Mhz. Para a configuração escolhida o contador efetua 140 milhões de contagem por segundo, dado a resolução dos contadores a 32 bits o valor máximo de contagem é de 4294967295. Neste caso a contagem máxima é atingida ao fim de 30s, segundo a fórmula seguinte.

$$Tempo\ de\ contagem\ máxima = \frac{4294967295}{70000000} \quad (7)$$

$$\text{Tempo de contagem máxima} = 30s \quad (5)$$

$$\text{Distância (cm)} = \text{Número do contador} * \frac{170}{\text{Velocidade do relógio}} \quad (7)$$

$$\text{Distância (cm)} = \frac{\text{Número do contador}}{411764} \quad (9)$$

A configuração do periférico *Input Capture* está expressa na Figura 55.

Configurou-se o módulo de Input Capture para 32 bits, o sinal de relógio para os contadores a partir do oscilador do microcontrolador e o pino B14 como trigger para guardar a contagem dos contadores.

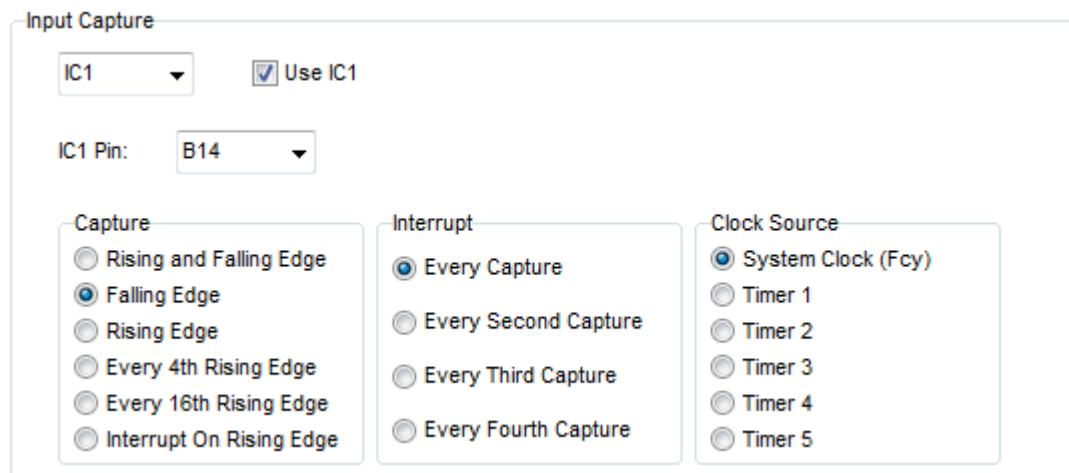


Figura 57– Configuração do periférico Input Capture.

5.7.5 - Configuração dos Temporizadores.

Os temporizadores permitem a medição de tempo. Usaram-se dois temporizadores, um para servir de relógio para os canais de PWM e outro para gerar uma interrupção a cada 4ms.

A configuração do temporizador está exemplificada na Figura 57. Configurou-se o temporizador um com uma contagem de 17500 como a origem do relógio do oscilador do microcontrolador com uma divisão de oito. O valor do temporizador um serve de base para o tempo de sinal a nível alto dos canais de PWM.

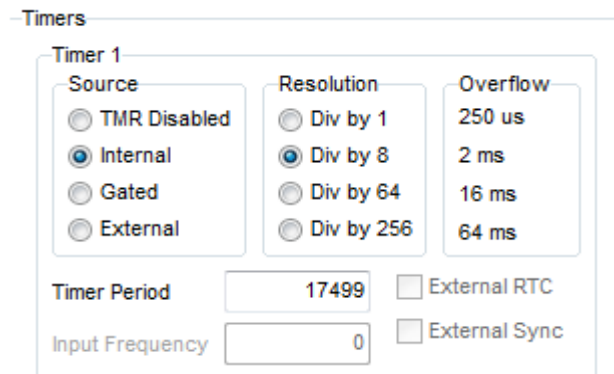


Figura 58 – Configuração do temporizador um como base de tempo para os canais PWM .

O temporizador quatro gera uma interrupção para executar um ciclo de todo o código de controlo, uma vez que se pretende uma frequência de atualização de dados e execução de controlo a cada 4ms, configurou-se o temporizador com uma contagem de 34999 com base no relógio do oscilador do microcontrolador com divisão por oito (Figura 58). As interrupções efetuam um salto no código do programa para um determinado vetor no código. Todo o código de atualização e controlo é colocado dentro do vetor de interrupção. Para a interrupção funcionar é necessário também ativar o vetor global de interrupções e o vetor correspondente à interrupção do timer quatro.

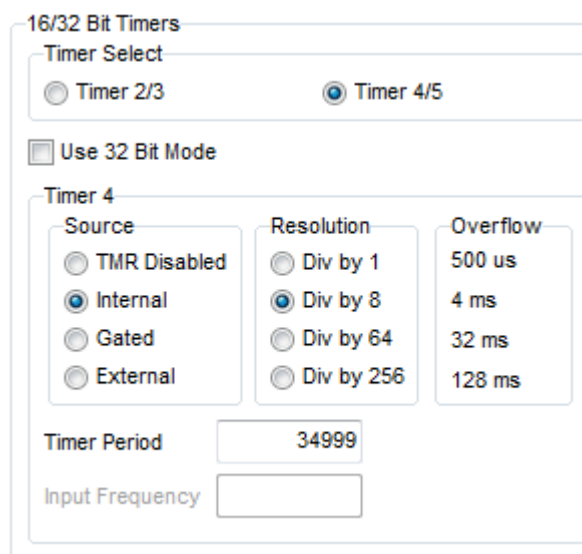


Figura 59 – Configuração do temporizador quatro para gerar uma interrupção a cada 4ms .

6 - Algoritmos de Controlo da Plataforma Voadora.

De uma forma simplificada o programa de controlo da plataforma voadora está dividido em várias fases: i) leitura dos dados do acelerómetro e giroscópio; ii) cálculo dos ângulos de inclinação da plataforma voadora; iii) leitura dos ângulos pretendidos recebidos no módulo de rádio; iv) cálculo dos valores de atuação dos controladores PID dos quatro motores e v) atualização dos canis PWM com as velocidades pretendidas para os quatro motores. Cada uma destas fases será desenvolvida nas secções seguintes.

6.1 - Cálculo dos ângulos de inclinação da plataforma voadora.

Um dos fatores importantes e relevantes está relacionado com a rapidez e fiabilidade do cálculo dos ângulos da plataforma voadora, dado que todo o controlo depende dos ângulos de inclinação da plataforma voadora. Possíveis existentes e a eventual presença de ruído vão provocar o descontrolo da mesma.

Esta foi a etapa mais complexa de desenvolver. O primeiro problema deveu-se à configuração dos sensores. O segundo problema deveu-se às expressões complexas na obtenção de ângulos em função das forças da gravidade e na obtenção de ângulos em função da velocidade angular. O terceiro problema está relacionado com a estabilidade dos ângulos calculados. Resolveu-se o problema com a fusão matemática dos ângulos obtidos em função das forças da gravidade com os ângulos obtidos em função das velocidades angulares. O ultimo problema deveu-se aos valores do erro nos sensores. No caso do acelerómetro procedeu-se à anulação dos erros quando a plataforma está estabilizada a 0 graus segundo o eixo do X, Y e Z. No caso do giroscópio procedeu-se à anulação da velocidade angular segundo X, Y, Z quando a mesma está estática.

6.1.1 - Cálculo dos ângulos com base no acelerómetro.

Em muita literatura (Freescale, 2013) o ângulo segundo o eixo do X é designado por Roll e o ângulo segundo o eixo do Y é designado por Pitch. O cálculo dos ângulos de inclinação segundo os eixos do X e Y, é feito em função dos vetores da força da gravidade e a sua relação trigonométrica.

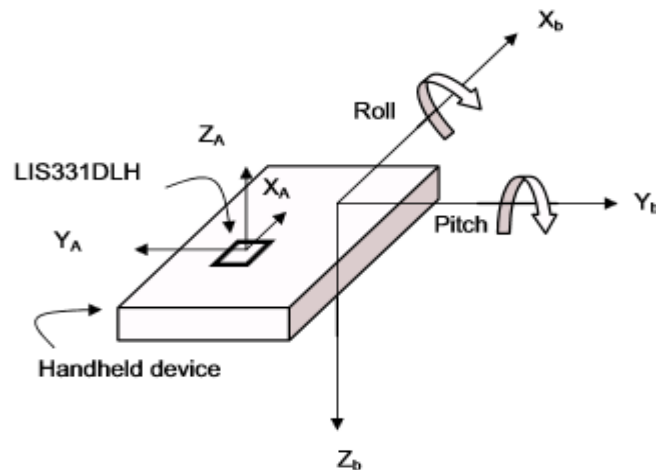


Figura 60 – Representação das forças da gravidade no acelerómetro. (ST, 2014)

A Figura 59 representa as forças da gravidade no acelerómetro segundo o eixo do X, Y e Z. As expressões (10) e (11) relacionam o ângulo de inclinação segundo os eixos do X e Y com as forças da gravidade medidas pelo acelerómetro nos eixos X, Y e Z.

$$\text{angulo eixo X} = \text{Roll} = \arctan\left(\frac{YA}{\sqrt{(XA^2+ZA^2)}}\right) \quad (10)$$

$$\text{angulo eixo Y} = \text{Pitch} = \arctan\left(\frac{XA}{\sqrt{(YA^2+ZA^2)}}\right) \quad (11)$$

Em que:

XA – É a força da gravidade medida segundo o eixo do X pelo acelerómetro.

YA – É a força da gravidade medida segundo o eixo do Y pelo acelerómetro.

ZA – É a força da gravidade medida segundo o eixo do X pelo acelerómetro.

6.1.2 - Cálculo dos ângulos com base no Giroscópio.

O giroscópio fornece velocidades angulares segundo os eixos do X, Y e Z, integrando a velocidade angular de cada eixo obtém-se o deslocamento angular, como mostra a Figura 60.

$$\hat{\text{ângulo eixo X}} = \int (\omega X) (12)$$

$$\hat{\text{ângulo eixo Y}} = \int (\omega Y) (13)$$

$$\hat{\text{ângulo eixo Z}} = \int (\omega Z) (14)$$

Dado que as leituras dos valores do giroscópio são feitas em tempo discreto, o integral é calculado por interpolação numérica.

$$\hat{\text{ângulo eixo X}} = \hat{\text{ângulo eixo X}} + \Delta t. \omega X * (15)$$

$$\hat{\text{ângulo eixo Y}} = \hat{\text{ângulo eixo Y}} + \Delta t. \omega Y * (16)$$

$$\hat{\text{ângulo eixo Z}} = \hat{\text{ângulo eixo Z}} + \Delta t. \omega Z * (17)$$

Em que:

ωX – É a velocidade angular medida segundo o eixo do X pelo giroscópio.

ωY – É a velocidade angular medida segundo o eixo do Y pelo giroscópio.

ωZ – É a velocidade angular medida segundo o eixo do Z pelo giroscópio.

Δt – É o tempo entre leituras dos valores do giroscópio.

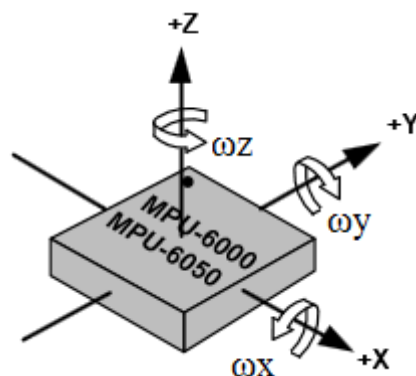


Figura 61 – Representação das forças da gravidade no acelerómetro. (Invensense, 2014)

Um dos problemas na utilização do giroscópio é a determinação do ângulo inicial, habitualmente determinado com recurso a um acelerómetro.

Em cada cálculo, o ângulo é igual ao ângulo atual somado da multiplicação entre a velocidade angular vezes a o período de amostragem, logo pequenos erros de medição propagam-se ao longo do tempo e vão sendo incrementados. Desta forma torna-se de grande importância anular a leitura em regime estático. Para isso, implementou-se uma rotina que é executada apenas no início do programa que efetua 500 leituras espaçadas a cada 4ms. As leituras são somadas e no final é feito a média. O valor da média das 500 leituras corresponde ao erro em regime estático. Às leituras precedentes este é subtraído este erro.

6.1.3 - Fusão dos ângulos calculados via Acelerómetro e Giroscópio.

O ângulo da plataforma voadora é obtido por fusão do ângulo calculado a partir do acelerómetro e do giroscópio.

O acelerómetro é altamente sensível a vibrações uma vez que estas se traduzem em acelerações oscilatórias. No entanto podem ser eliminadas com recurso a um filtro passa-baixo, o que introduz atraso na leitura dos ângulos. Após a filtragem as leituras do acelerómetro servem como referência.

O giroscópio não é sensível a vibrações e extremamente rápido a medir as velocidades de rotação. Os ângulos são obtidos por integração numérica, pequenos erros

são acumuladas sucessivamente e com o decorrer do tempo o desvio na medição dos ângulos aumenta.

A solução para obtenção dos ângulos da plataforma segundo os eixos do X, Y e Z passa por utilizar o acelerómetro como referência, anulando desvios devido a erros em regime estático e o giroscópio na medição da variação dos ângulos em cada cálculo.

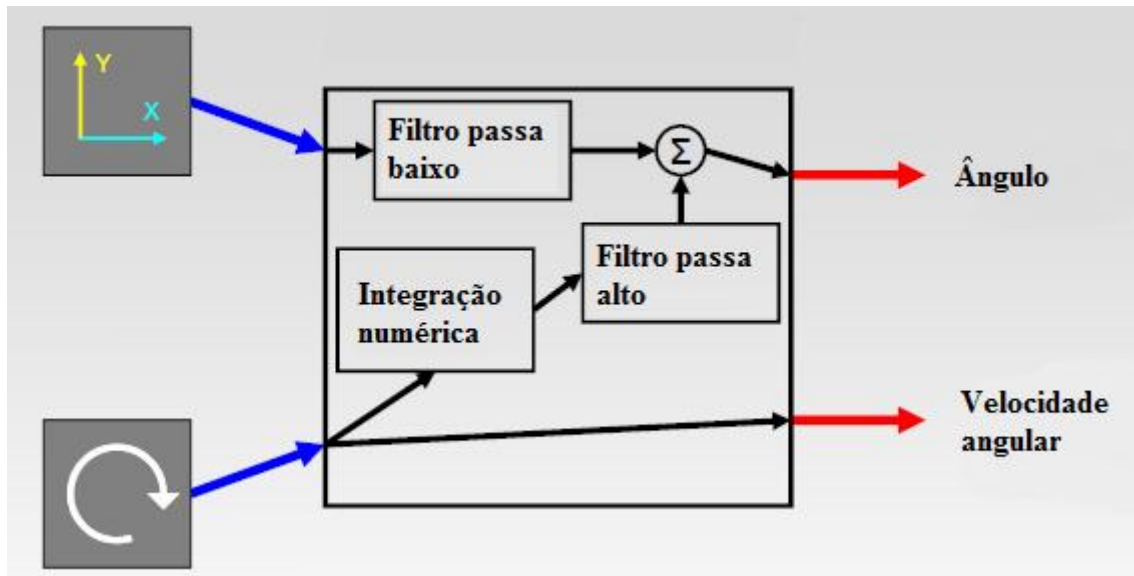


Figura 62 – Esquema de blocos da combinação dos ângulos medidos pelo acelerómetro e giroscópio.

Usou-se o algoritmo designado como filtro complementar (Craig). Este combina os ângulos calculados com base nas forças medidas pelo acelerómetro e os ângulos estimados em função das velocidades angulares medidas com o giroscópio. Este filtro utiliza algoritmos de complexidade simples, requer pouca capacidade de processamento e utiliza pouca memória. O filtro complementar comporta-se como filtro passa baixo para os ângulos medidos pelo acelerómetro e comportando-se como filtro passa alto para os ângulos calculados com base no giroscópio.

As expressões seguintes mostram as fórmulas matemáticas utilizadas.

$$ACX = 0,999 * (ACX + AGX * \Delta t) + 0,001 * AAX \quad (18)$$

$$ACY = 0,999 * (ACY + AGY * \Delta t) + 0,001 * AAY \quad (19)$$

$$ACZ = (ACZ + AGZ * \Delta t) \quad (20)$$

Em que:

ACX – Ângulo após filtro segundo eixo do X.

ACY – Ângulo após filtro segundo eixo do Y.

ACZ – Ângulo após filtro segundo eixo do Z.

AGX – Ângulo segundo o eixo do X, calculado com base no giroscópio.

AGY – Ângulo segundo o eixo do Y, calculado com base no giroscópio .

AGZ – Ângulo segundo o eixo do Z, calculado com base no giroscópio .

AAX – Ângulo segundo o eixo do X, calculado com base no acelerómetro.

AAZ – Ângulo segundo o eixo do Y, calculado com base no acelerómetro .

AAZ – Ângulo segundo o eixo do Z, calculado com base no acelerómetro .

A figura seguinte mostra o diagrama de blocos.

Δt – Tempo entre cada cálculo.

6.2 – Estabilidade da plataforma voadora.

A estabilidade da plataforma voadora é feita pelo controlo da velocidade angular dos quatro motores. As hélices estão acopladas diretamente ao motor e rodam à mesma velocidade. A rotação de cada hélice gera duas forças, uma força perpendicular à hélice e outra força de rotação contrária ao sentido de rotação da hélice. As figuras seguintes representam as forças geradas por cada hélice.

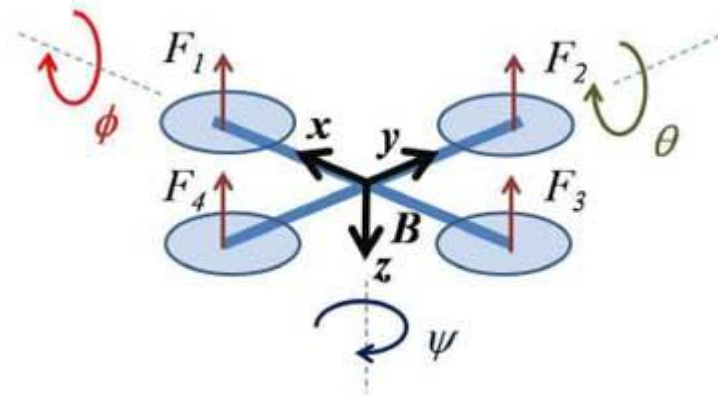


Figura 63– Representação das forças perpendiculares geradas por cada hélice. (SciELO, 2014)

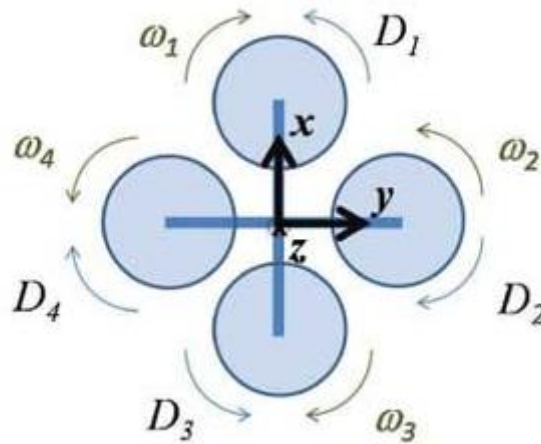


Figura 64 – Representação das forças de rotação geradas por cada hélice. (SciELO, 2014)

A velocidade de cada motor depende de três variáveis, uma variável correspondente à deslocação vertical, uma variável correspondente ao erro de rotação no eixo associado ao motor (x ou y) e uma variável correspondente ao erro de rotação segundo o eixo do z. As expressões de controlo de velocidade para cada motor são as seguintes:

$$V_{M1} = \text{Aceleração} - \text{erro angulo } x * PIDx + \text{erro angulo } z * PIDz \quad (21)$$

$$V_{M2} = \text{Aceleração} + \text{erro angulo } y * PIDy - \text{erro angulo } z * PIDz \quad (22)$$

$$V_{M3} = \text{Aceleração} + \text{erro angulo } x * PIDx + \text{erro angulo } z * PIDz \quad (23)$$

$$V_{M4} = \text{Aceleração} - \text{erro angulo } y * PIDy - \text{erro angulo } z * PIDz \quad (24)$$

Em que:

VM1 – É a velocidade do motor 1.

VM2 – É a velocidade do motor 2.

VM3 – É a velocidade do motor 3.

VM4 – É a velocidade do motor 1.

Erro angulo y – É a diferença entre o angulo de referência e o angulo da plataforma no eixo do y.

Erro angulo x – É a diferença entre o angulo de referência e o angulo da plataforma no eixo do x.

PIDx – É o valor de atuação do controlador PID para o erro segundo o eixo de x.

PIDy – É o valor de atuação do controlador PID para o erro segundo o eixo de y.

PIDz – É o valor de atuação do controlador PID para o erro segundo o eixo de z.

Os erros dos ângulos são obtidos em função dos ângulos de referência enviados pelo comando rádio e os ângulos medidos na plataforma voadora. As expressões para os erros segundo o eixo de X, Y e Z são as seguintes:

$$\begin{aligned} \textit{erro angulo x} \\ &= \textit{referencia rádio angulo x} \\ &- \textit{angulo de x da plataforma voadora (25)} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \textit{erro angulo y} \\ &= \textit{referencia rádio angulo y} \\ &- \textit{angulo de y da plataforma voadora (26)} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \textit{erro angulo z} \\ &= \textit{referencia rádio angulo z} \\ &- \textit{angulo de z da plataforma voadora (27)} \end{aligned}$$

A figura seguinte mostra o diagrama de blocos completo do controle dos quatro motores, que por sua vez garantem a estabilidade da plataforma voadora.

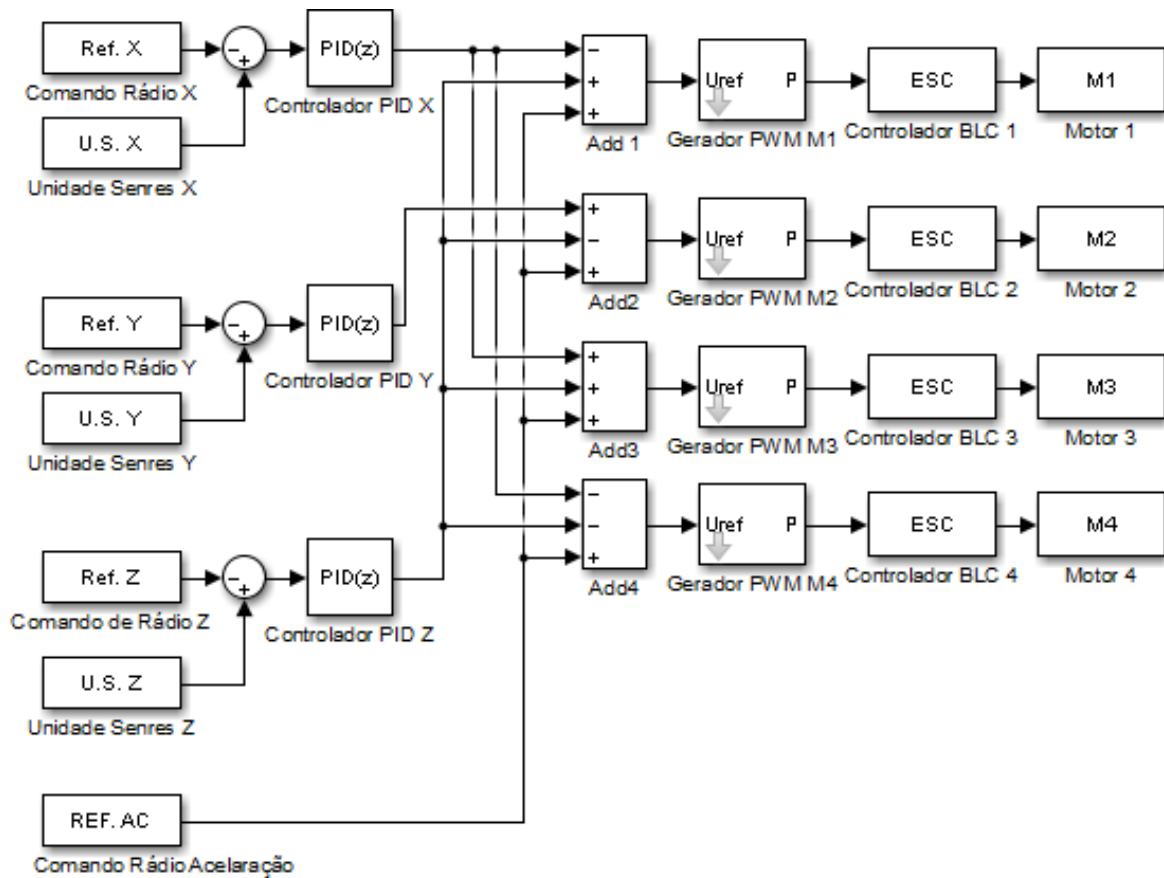


Figura 65– Diagrama de blocos do controle da velocidade dos 4 motores.

6.3 – Controladores PID discretos.

O controlador PID atua sobre o erro, entre o ponto de ajuste e variável de processo. No caso deste projeto os pontos de ajuste é o valor dos ângulos enviados pelo comando rádio e a variáveis do processo os ângulos da plataforma voadora calculados com base no acelerómetro e giroscópio. O controlador tem três componentes, a proporcional, a integral e a derivativa.

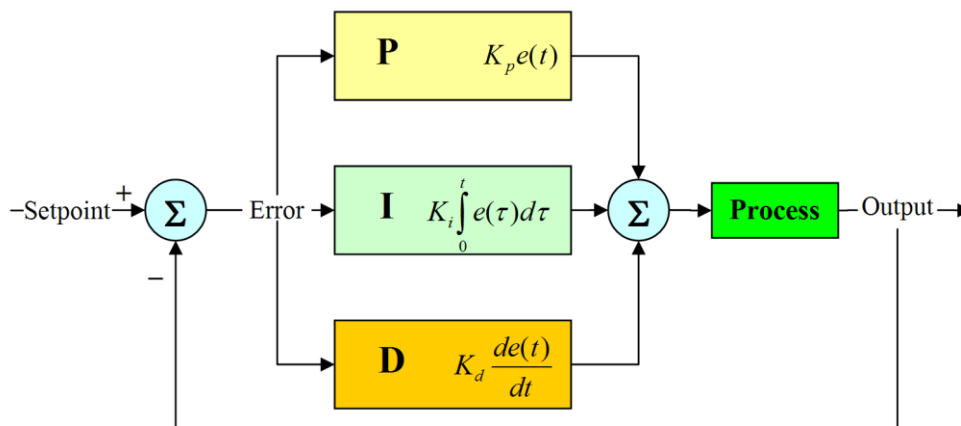


Figura 66 – Diagrama de blocos de controlador PID em contínuo. (Nichols, 1942)

A componente proporcional depende da diferença entre o ponto de ajuste e a variável de processo. O ganho proporcional (K_p) determina a taxa de resposta de saída para o sinal de erro. Se o ganho proporcional for muito grande, a variável de processo começará a oscilar.

A componente integral soma o erro ao longo do tempo, pequenas diferenças de erro serão acumuladas ao longo do tempo, a componente integral garante que o erro em regime estacionário seja zero.

A componente derivativa baseia-se na variação do erro entre estados, aumentando a resposta do sistema a variações rápidas. Se o sinal de feedback do sensor tiver muito ruidoso esta componente terá que ter um peso baixo, dado que o ruído normalmente se traduz por variações bruscas no sinal de controlo. O controlador PID atua sobre o erro, entre o ponto de ajuste e variável de processo. No caso deste projeto os pontos de ajuste é o valor dos ângulos enviados pelo comando rádio e a variáveis do processo os ângulos da plataforma voadora calculados com base no acelerómetro e giroscópio. O controlador tem três componentes a proporcional, a integral e a derivativa.

Em sistemas de controlo digital, o sistema a controlar é visto como sendo um sistema discreto, ou seja, entre cada cálculo do controlo e atuação do sistema existe um tempo, tempo este necessário para efetuar os cálculos de controlo e ler os sensores, ou seja, o período de amostragem. Para este projeto usou-se um período de amostragem de 0.004 segundos, ou seja, o sistema lê os sensores, efetua os cálculos de controlo e atua o sistema

a uma velocidade de 250 vezes por segundo. A escolha do valor de 0.004 segundos teve como base a taxa de atualização dos dados do acelerómetro e o giroscópio que é de 250Hz.

Durante o desenvolvimento efetuaram-se testes para verificar a capacidade de cálculo do sistema. Para isso colocou-se uma saída ativa no início do estado e desativar a saída após o estado. Verificou-se que a saída entre estados desligava parte do tempo entre estados, o que significa que o sistema demora menos que 0.004 segundos a ler os sensores, efetuar os cálculos e atuar o sistema.

6.3.1 – Implementação matemática dos Controladores PID.

As expressões discretas do controlador PID, podem ser deduzidas da expressão clássica do controlador PID. Para que funcione é necessário que o tempo de amostragem seja muito inferior às constantes de tempo do sistema. A dedução tem como base a seguinte equação clássica do PID:

$$a(t) = K_p * e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d * \frac{d(e)t}{dt} \quad (28)$$

Em que:

a(t) - É o sinal de atuação.

e(t) - É o erro entre a saída e o valor de referência.

K_p - É o ganho proporcional.

K_i - É o ganho integral

K_d - É o ganho derivativo

A discretização é obtida substituindo a variável tempo (t) por:

$t = n T$, logo vem que:

$$a(nT) = K_p * e(nT) + K_i * T \sum_{j=0}^n e(jT) + K_d * \frac{e(nT) - e((n-1)T)}{T} \quad (29)$$

Em que:

T - É o período de amostragem

n - É o número da amostra.

Como nT representa a amostra atual do sistema, pode ser substituída por n, logo vem que:

$$a(n) = K_i * e(n) + K_i * T \sum_{j=0}^n e(j) + K_d * \frac{e(n) - e(n-1)}{T} \quad (30)$$

A implementação em código C pode ser feita da forma seguinte:

erro anterior = erro

erro = Valor de referência - Valor medido

integral erro = integral erro + erro

derivada erro = erro - erro anterior.

saida = $K_i * erro + T * (K_i * integral\ erro) + (K_d * derivada\ de\ erro) / T$

6.3.2 – Determinação experimental dos ganhos dos controladores PID

Os ganhos do controlador PID de controlo de estabilidade foram determinados experimentalmente segundo o método de Ziegler-Nichols (Nichols, 1942). Este método consiste em colocar o ganho derivativo (K_d) e integral (K_i) a zero e aumentar o ganho proporcional (K_D) até a saída se tornar oscilatória a uma frequência constante. O ganho que produz uma saída oscilatória é designado como ganho crítico (K_u) e o período de oscilação (P_u).

Colocou-se a plataforma amarrada por duas extremidades de forma a ficar suspensa no ar, de seguida aumentou-se o ganho proporcional até à plataforma ficar a oscilar a uma frequência constante. Dos testes efetuados retirou-se os valores de $K_u=120$ e $P_u=1.8$.

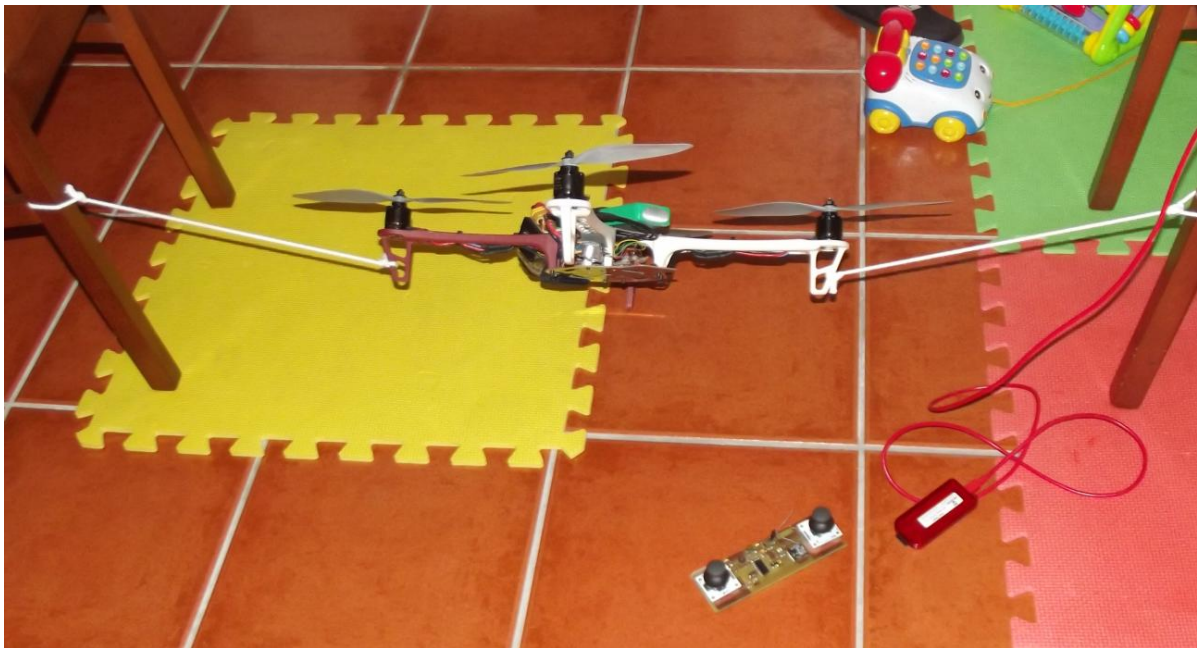


Figura 67 – Plataforma suspensa entre dois braços.

De acordo com o método de Ziegler-Nichols, $K_p=0.6 \cdot K_u$, $K_i=2 \cdot K_p/P_u$ e $K_d=K_p \cdot P_u/8$.

kp	72		0.60 Ku
Ki	80		2 Kp/Pu
Kd	16,2		KpPu/8

Os valores obtidos foram testados na plataforma voadora. Verificou-se boa estabilidade em voo e a resposta aos comandos revelou-se rápida e sem oscilações.

7 – Conclusão

A dissertação apresenta o projeto de hardware de uma plataforma de voo não tripulado (UAV), baseada em quatro hélices.

Neste trabalho foram desenvolvidos todos os módulos constituintes da plataforma, a comunicação rádio, comando dos motores, assim como todo o módulo de controle baseado em microcontroladores da família Microchip DSPIC, onde se incluem os módulos sensoriais baseados em giroscópios e acelerómetros.

Deste trabalho, resulta um protótipo de veículo não tripulado, com comportamento estável e robusto, aplicável a diferentes contextos. Em particular, o veículo foi testado para captação de imagem aérea com resultados muito satisfatórios.

O trabalho incluiu o desenvolvimento de vários módulos de hardware, incluindo os circuitos impressos.

Para a comunicação entre comando e plataforma voadora, foi implementado um protocolo de transmissão de dados de comando à distância do veículo não tripulado, com resultados muito satisfatórios.

Para o algoritmo de controle, a escolha de processador de sinal DSPIC mostrou-se adequada para a realização dos cálculos em vírgula flutuante para um período de amostragem de 4ms, assim como para a configuração adequada para os sinais de controle em PWM.

Para garantir a estabilidade do veículo, foi realizada a fusão entre os dados do acelerómetro e do giroscópio. Para isso foi necessário implementar algoritmos de calibração e anulação de erro em regime estacionário. Efetuaram-se testes exaustivos para a fusão dos sensores. Para isso foi necessário entender o fenómeno de acumulação do erro de leitura do giroscópio provocando erros de grande amplitude no cálculo dos ângulos, uma vez que os ângulos obtidos pelo acelerómetro resultarem da integração da velocidade angular e consequentemente acumulados em cada iteração.

Pelos testes efetuados, é possível afirmar que os controladores de motores brushless são outro fator importante na estabilidade de voo da aeronave. Testes iniciais revelaram que para sinais de controlo iguais, não correspondiam velocidades iguais nos motores. Inicialmente alterou-se o hardware dos variadores de velocidade, colocou-se osciladores a quartzo. Posteriormente utilizaram-se novos variadores de velocidade de grande estabilidade, pouco sensíveis à temperatura e ao ruído elétrico.

No geral este foi um projeto bastante interessante de realizar, que permitiu adquirir novos conhecimentos de eletrónica e controlo digital, onde os vários obstáculos foram sendo superados, permitindo apresentar um protótipo de veículo não tripulado com uma estabilidade e robustez bastante satisfatórias dada a elevada complexidade do sistema no seu todo.

Bibliografia

- Apcprop. (2014). Obtido de http://www.apcprop.com/product_p/lp10045mr-b4.htm
- Aviastar. (2014). Obtido de http://www.aviastar.org/helicopters_eng/breguet_gyro.php
- Avistar. (2014). Obtido de http://www.aviastar.org/helicopters_eng/convertawings.php
- Boeing. (2014). Obtido de <http://www.boeing.com/boeing/rotorcraft/military/v22/index.page>
- Corelis. (2014). Obtido de http://www.corelis.com/education/SPI_Tutorial.htm
- Discovery, S. (2014). Obtido de <http://stm32f4-discovery.com/2014/11/project-03-stm32f4xx-pid-controller/>
- DJI. (2014). Obtido de <http://www.dji.com/product/phantom-2-vision>
- DJI. (2014). Obtido de www.dji.com/products
- Eeherald. (2014). Obtido de <http://www.eeherald.com/section/design-guide/esmod12.html>
- Invensense. (2014). Obtido de http://store.invensense.com/datasheets/invensense/MPU-6050_DataSheet_V3%204.pdf
- Labs, S. (2014). Obtido de <https://www.silabs.com/Support%20Documents/TechnicalDocs/Si4430-31-32.pdf>
- Microchip. (2014). Obtido de <http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/39582C.pdf>
- Microchip. (2014). Obtido de <http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/39582C.pdf>
- Microchip. (2014). <http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/20001984g.pdf>.

Moller. (2014). Obtido de <http://moller.com/dev/index.php/sky-car>

Photosofwar. (2014). *photosofwar.net*. Obtido de <http://photosofwar.net/the-oemichen-no-2-the-first-helicopter-to-do-a-1km-closed-circuit-flight-1924/>

RCsunnysk. (2014). Obtido de Autor: http://www.rcsunnysky.com/html/2014/xseries_0916/11.html

Scielo. (2014). Obtido de [://www.scielo.br/scielo.php?pid=S1678-58782012000300010&script=sci_arttext](http://www.scielo.br/scielo.php?pid=S1678-58782012000300010&script=sci_arttext)

Scielo. (2014). Obtido de http://www.scielo.br/scielo.php?pid=S1678-58782012000300010&script=sci_arttext

ST. (2014). Obtido de Figura 19 – Representação das forças da gravidade no acelerómetro.

Wikipedia. (2014). Obtido de http://en.wikipedia.org/wiki/De_Bothezat_helicopter

Ybanez, F. (2014). Obtido de <http://francisdoitwitharduino.blogspot.pt/2014/06/arduino-esc-and-brushless-motor.html>

8 – Anexos