

UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL

GUSTAVO BASSO

**PROPOSTA PARA FORNECIMENTO DE POTÊNCIA A UM DRONE
MULTIROTOR ATRAVÉS DE MOTOR A COMBUSTÃO INTERNA**

CAXIAS DO SUL

2015

GUSTAVO BASSO

**PROPOSTA PARA FORNECIMENTO DE POTÊNCIA A UM DRONE
MULTIROTOR ATRAVÉS DE MOTOR A COMBUSTÃO INTERNA**

Relatório da disciplina Trabalho de Conclusão de Curso, apresentado como requisito final à conclusão do curso de Graduação em Engenharia de Controle e Automação da Universidade de Caxias do Sul.

Orientador: Prof. Dr. Diorge Alex Bão Zambra

CAXIAS DO SUL

2015

GUSTAVO BASSO

**PROPOSTA PARA FORNECIMENTO DE POTÊNCIA A UM DRONE
MULTIROTOR ATRAVÉS DE MOTOR A COMBUSTÃO INTERNA**

Relatório da disciplina Trabalho de Conclusão de Curso, apresentado como requisito final à conclusão do curso de Graduação em Engenharia de Controle e Automação da Universidade de Caxias do Sul.

Orientador: Prof. Dr. Diorge Alex Bão Zambra

Aprovado em 13/07/2015

Banca Examinadora

Prof. Dr. Guilherme Holsbach Costa
Centro de Ciências Exatas e Tecnologia - UCS

Prof. Dr. Renato Gonçalves Ferraz
Centro de Ciências Exatas e Tecnologia – UCS

AGRADECIMENTOS

Agradeço sobretudo aos meus pais pela cordialidade e aporte financeiro concedido a mim com a finalidade de adquirir componentes eletrônicos e equipamentos de medição muitas vezes presentes apenas em laboratórios durante todos estes anos de graduação. Também agradeço muito a minha irmã mais velha que desde meus 13 anos de idade sempre me apoiou a realizar um curso de engenharia que envolve diversas áreas do conhecimento. Não posso esquecer da minha namorada Jozieli pela compreensão que possui comigo quando preciso dar prioridade máxima ao curso. Minha gratidão também ao fiel colega Glademir Maziero com quem compartilho muito conhecimento além de extremo entusiasmo por eletrônica desde o início da graduação e mais recentemente a meu amigo Clodoaldo com quem compartilho entusiasmo por aviação e modelismo o qual me ofereceu indispensável ajuda com a parte mecânica do trabalho.

“Quem trabalha apenas com os braços geralmente não vai muito bem, quem trabalha com a cabeça vai melhor, mas os que trabalham com os braços e com a cabeça sempre irão se dar bem na vida”

Autor desconhecido

RESUMO

Este trabalho teve como objetivo estudar uma solução para viabilizar a utilização de um motor a combustão interna com boa relação peso/potência acionando um gerador de eletricidade para suprir a demanda de um *drone* multirotor em substituição a potência fornecida por baterias elétricas. Não se conseguiu realizar ensaios com o eixo motriz do motor a combustão acoplado ao eixo dos geradores devido a um problema mecânico, contudo, a funcionalidade do conjunto gerador de energia foi demonstrada utilizando outros equipamentos como uma furadeira. Além do foco na geração de energia elétrica foi elaborado e testado um método para controlar a rotação do motor a fim de manter a tensão de saída do gerador constante diante da demanda flutuante de potência. Ensaios focados nas variáveis que interferem no consumo dos motores elétricos foram realizados demonstrando que a utilização de hélices de maior diâmetro em detrimento a hélices de menor diâmetro aumenta a eficiência de empuxo e consequentemente possibilita sustentar cargas maiores com menor consumo de potência, que por sua vez proporciona maior autonomia de voo. Além disso, os dados coletados sobre o consumo elétrico sugerem que o conjunto gerador de potência poderá ser içado pelo multirotor e fornecer a potência necessária para sustentar um voo embora seja necessário continuar os testes de desempenho.

Palavras-chave: Drone. Gerador trifásico. Motor a combustão. Multirotor.

ABSTRACT

This work aimed to study a solution to enable the use of an internal combustion engine with a good power/weight ratio triggering an electricity generator to supply the demand of a multirotor drone to change the power supplied by electric batteries. Was not possible to perform tests with the combustion engine powering the generator because has occurred a mechanical problem, however, the functionality of the power generator set was demonstrated using other equipment such as a drill machine. Besides the focus on power generation was developed and tested a method of controlling the engine speed in order to maintain the output voltage constant in the face of fluctuating demand generator power. Assays focused on the variables that affect the consumption of electric motors have been performed demonstrating that the use of larger diameter propeller to an expense of the smaller diameter propeller thrust increases the efficiency and therefore enables supporting higher loads with lower power consumption, which in turn It provides greater flight range. In addition, the data collected on electricity consumption suggest that the power generator set can be lifted from the multirotor and provide the power needed to sustain a flight although it is necessary to continue the performance tests.

Keywords: Drone. Combustion engine. Multirotor. Three-phase generator.

LISTA DE TABELAS

TABELA 1 – PODER CALORÍFICO DE DIFERENTES COMBUSTÍVEIS	18
TABELA 2 - PARÂMETROS DO DIODO RETIFICADOR.....	38

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 1 - HIERARQUIA DE FUNCIONAMENTO DE UM MULTIROTOR	22
FIGURA 2- FOTO DO <i>PHANTON 2 VISION</i>	23
FIGURA 3 - FOTO DO WALKERA TALI H500 FPV HEXACOPTER	24
FIGURA 4 - FOTO DO MH-DJI-S1000-PR	25
FIGURA 5 - GL-10 GREASED LIGHTNING EM VOO DE TESTE	26
FIGURA 6 - TURBINA EM ESCALA	28
FIGURA 7 - MOTOR À GASOLINA CICLO 2 TEMPOS	29
FIGURA 8 - MOTOR DE AUTOMODELO <i>SH M28 P3</i>	30
FIGURA 9 - FERRAMENTA DE BUSCA DE MOTORES MOTOR FINDER	34
FIGURA 10 - MOTOR BRUSHLESS NTM PROP DRIVE SERIES 35-36A 1800KV	35
FIGURA 11 - ESQUEMÁTICO DE UM MOTOR <i>BRUSHLESS</i> ENROLADO EM DELTA	36
FIGURA 12 - ESQUEMÁTICO DE UMA PONTE RETIFICADORA TRIFÁSICA	36
FIGURA 13 - FORMAS DE ONDA	37
FIGURA 14 - ESQUEMA DE FUNCIONAMENTO DE UM SERVOMECANISMO	39
FIGURA 15- INTERFACE DO SOFTWARE PROPELLER SELECTOR	41
FIGURA 16 - COMPARATIVO DE CONSUMO	41
FIGURA 17 - COMPROVAÇÃO DO COMPORTAMENTO PROPOSTO	43
FIGURA 18 – FRAME DO OCTACÓPTERO	44
FIGURA 19 - DRIVER DE ACIONAMENTO	45
FIGURA 20 - MOTOR ELÉTRICO TURNIGY D2836/11 750KV	46
FIGURA 21 - PLACA CONTROLADORA APM	47
FIGURA 22 – GPS EXTERNO	48
FIGURA 23 - SENSOR DE CORRENTE E TENSÃO	48
FIGURA 24 - TRANSMISSOR E RECEPTOR DE TELEMETRIA	49
FIGURA 25 - ILUSTRAÇÃO DA BANCADA DE TRAÇÃO	51
FIGURA 26 - APLICATIVO BUBBLE EM FUNCIONAMENTO	52
FIGURA 27 - BANCADA DE TESTES DE EMPUXO	52
FIGURA 28 - BANCADA DE OUTRO ÂNGULO	53
FIGURA 29 - INTERFACE DA FERRAMENTA <i>CFTOOL</i>	54
FIGURA 30 - CURVA DE CONSUMO ELÉTRICO DAS HÉLICES	55
FIGURA 31 - OCTACÓPTERO MONTADO	56
FIGURA 32 - CAIXA DE ENGRENAGENS	57

FIGURA 33 - RAIOS DE ALAVANCA	58
FIGURA 34 - MONTAGEM DE CALIBRAÇÃO DA BANCADA DE TORQUE.....	59
FIGURA 35 - GERADORES ACOPLADOS POR LUVAS	60
FIGURA 36 - MONTAGEM DOS GERADORES EM EIXO ÚNICO	61
FIGURA 37 - FIXAÇÃO DOS RETIFICADORES	62
FIGURA 38 - VELA <i>GLOW</i> DE NUMERAÇÃO 3	63
FIGURA 39 - ACOPLAMENTO RÍGIDO DO EIXO	63
FIGURA 40 - ACOPLAMENTO COM EIXO CARDÃ	64
FIGURA 41 - SISTEMA DE REFRIGERAÇÃO FORÇADA	65
FIGURA 42 - EIXO CARDÃ QUEBRADO	65
FIGURA 43 - ACOPLAMENTO TIPO SANDUÍCHE.....	66
FIGURA 44 - ACOPLAMENTO COM AMORTECIMENTO MONTADO	66
FIGURA 45 - ESQUEMÁTICO DO CIRCUITO DE CONTROLE DE TENSÃO	68
FIGURA 46 - SIMULAÇÃO DO CONTROLADOR DE TENSÃO.....	69

LISTA DE SIGLAS

APU	<i>Auxiliary Power Unit</i> (Unidade Auxiliar de potência)
ESC	<i>Speed Controller</i> (Controlador de velocidade)
Frame	Estrutura Mecânica
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i> (Atmosfera Padrão Internacional)
Multirotor	Veículo Aéreo Propelido por Múltiplas Hélices
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i> (Comitê Nacional ¹ para Aconselhamento sobre Aeronáutica)
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i> (Administração Nacional da Aeronáutica e do Espaço)
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i> (Veículo Aéreo Não Tripulado)
UGP	Unidade Geradora de Potência
VANT	Veículo Aéreo Não tripulado

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Ampère
HP	<i>Horse Power</i> (Cavalo de Força)
J	Joule
kJ	Quilojoules
Kv	Constante de velocidade (RPM por Volt)
LiPo	Bateria polímero de lítio
mJ	Megajoules
Ni-MH	Bateria de hidreto metálico de níquel
N.m	Newton Metro
RPM	Rotações por minuto
V	Volt
W	Watt
Wh	Watt-hora

SUMÁRIO

1 – INTRODUÇÃO E MOTIVAÇÕES	17
1.1 - JUSTIFICATIVA DO TRABALHO	17
1.2 - OBJETIVOS	18
1.2.1 - Objetivo geral:.....	18
1.2.2 - Objetivos específicos:	19
2 - FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	21
2.1 - VISÃO GERAL DOS DRONES MULTIROTORES	21
2.1.1 - Propulsão.....	21
2.1.2 – Composição de um multirotor	21
2.2 – ANÁLISE DAS CARACTERÍSTICAS DE ALGUNS MULTIROTORES DISPONÍVEIS NO MERCADO.....	22
2.2.1 - Phantom 2 Vision	23
2.2.2 - Walkera TALI H500 FPV <i>Hexacopter</i>	24
2.2.3 - MH-DJI-S1000-PR	25
2.3 - PREMISSAS PARA ESCOLHA DOS COMPONENTES DO MULTIROTOR	26
2.4 - CONFIGURAÇÕES DA UGP	27
2.4.1 - Motor a combustão.....	27
2.4.2 - Gerador de energia elétrica	31
2.4.3 - Sistema de controle de rotação.....	38
2.4.4 - Estimativa prévia do peso da UGP.....	39
2.5 - CONFIGURAÇÕES DO MULTIROTOR	40
2.5.1 - Consumo elétrico do multirotor	40
2.5.2 - Frame do Multirotor	44
2.5.3 - Conjuntos Motopropulsores	45
2.5.4 - Eletrônica embarcada	47
3 - CONSTRUÇÃO E ENSAIOS PRÁTICOS	51

3.1 - LEVANTAMENTO DE CURVAS DE CONSUMO ELÉTRICO	51
3.2 - MONTAGEM DO MULTIROTOR	55
3.3 - CONSTRUÇÃO DA UGP	56
3.3.1 – Ensaio com o gerador.....	56
3.3.2 – Fixação Mecânica dos Geradores e Retificadores.....	60
3.3.3 – Inserção do motor a combustão	62
3.4 - CIRCUITO CONTROLADOR DE ROTAÇÃO	67
4 - CONSIDERAÇÕES FINAIS	71
5 - REFERÊNCIAS	73

1 – INTRODUÇÃO E MOTIVAÇÕES

De acordo com Seibt (2014), o uso de aeronaves pilotadas remotamente foi concebido para o uso militar, contudo, com a redução do custo dos equipamentos para sua construção, civis passaram a utilizar os equipamentos para entretenimento e atividades profissionais a valores reduzidos. Lafloufa (2013) afirma:

“Originalmente, os drones tinham o objetivo de permitir que soldados vigiassem ou até mesmo atacassem determinada região de uma forma menos perigosa – afinal, o máximo que poderia acontecer com uma aeronave não tripulada seria ela ser abatida em combate, mas a vida de nenhum militar seria perdida.”

Esta evolução do uso militar dos *drones* pode ser constatada por qualquer cidadão nos dias de hoje acompanhando-se nos noticiários as polêmicas levantadas acerca de sua utilização em operações de ataque letais realizadas por forças armadas regulares contra grupos insurgentes e que muitas vezes acarreta na perda de vidas inocentes. Apesar de ter uso letal, geralmente *drones* multirotores são utilizados tanto por militares bem como por civis em missões humanitárias como reconhecimento aéreo de desastres permitindo o envio de ajuda diretamente ao local correto (KOEHLER, 2014). Este trabalho foca-se apenas em multirotores para uso civil. Abreu (2014) comenta que os primeiros quadrotoros foram construídos na década de 1920 e foram utilizados como aeronave para passageiros. Porém só se tornaram populares nos últimos anos devido ao crescimento explosivo do interesse nos multirotores e os avanços tecnológicos que permitiram simplificar sua fabricação. Para Empinotti (2015) existem 5 nichos que podem impulsionar a utilização dos mesmos que são a produção de conteúdo audiovisual, monitoramento de florestas e áreas agrícolas, e entrega de alimentos e remédios. A entrega de encomendas por *drones* pode substituir aos poucos a perigosa tarefa de se fazer isso com motocicletas nos grandes centros urbanos.

1.1 - JUSTIFICATIVA DO TRABALHO

Em escala de modelismo, os multirotores e os helicópteros tem a vantagem em relação aos aviões de poder pairar (GODINHO, 2012), além disso, segundo Studart (2015), multirotores tem a vantagem em relação aos helicópteros de possuírem um design mais simples tornando-os mais confiáveis e manobráveis. No entanto apesar de todas as vantagens de se utilizar multirotores, atualmente, sua autonomia de voo varia entre 10 minutos nos aparelhos mais simples a até cerca de 30 minutos nos mais elaborados. Isso se deve a limitação da energia específica das baterias atuais que está estagnada e apesar das promessas de melhoria não

acompanham o ritmo de inovação da indústria (ALLAIN, 2014). Tendo em vista este problema relacionado a autonomia dos *drones*, foi observado que a maioria dos combustíveis líquidos utilizados comercialmente possuem uma energia específica disparadamente superior às melhores baterias disponíveis no mercado. Para fins de comparação, baterias de lítio possuem cerca de 540 Joules por grama (BRAIN, 2015) ao passo que, conforme mostram os dados da Tabela 1, combustíveis líquidos possuem uma densidade energética muito superior:

Tabela 1 – Poder Calorífico de Diferentes combustíveis

Combustível:	Valor do Poder Calorífico Superior (a 25°C e 1 atm)	Valor do Poder Calorífico Inferior (a 25°C e 1 atm)
Hidroênio	141,86 KJ/g	119,93 KJ/g
Metano	55,53 KJ/g	50,02 KJ/g
Propano	50,36 KJ/g	45,6 KJ/g
Gasolina	47,5 KJ/g	44,5 KJ/g
Gasóleo	44,8 KJ/g	42,5 KJ/g
Metanol	19,96 KJ/g	18,05 KJ/g

Fonte: Adaptado de Santos e Santos (2005)

Como pode ser observado na Tabela 1, o metanol possui a menor energia específica dentre os combustíveis apresentados. Ainda assim, o metanol possui um poder calorífico superior a 30 vezes o da energia da carga relativa a massa de uma bateria. No entanto, para produzir trabalho a partir de um combustível líquido é necessário o emprego de uma máquina térmica. Este trabalho abordará como solução o emprego de um motor a combustão interna para fornecer potência mecânica a um gerador elétrico de forma que o conjunto possa suprir a demanda elétrica de um *drone* multirrotor. Com a Unidade Geradora de Potência (UGP) e a morfologia do multirrotor definidos, pretende-se realizar testes de produção e consumo de potência para vários valores de peso a serem sustentados.

1.2 - OBJETIVOS

1.2.1 - Objetivo geral:

Desenvolver uma UGP alimentada com combustível líquido que forneça energia elétrica suficiente para suprir a potência demandada por um multirrotor e que ao mesmo tempo seu peso permita que este multirrotor realize voos com a UGP embarcada.

1.2.2 - Objetivos específicos:

- estudar o funcionamento de um *drone* multirotor;
- especificar a configuração de equipamentos para montagem do multirotor;
- levantar uma curva de consumo elétrico dos propulsores;
- especificar um motor a combustão adequado;
- projetar o sistema de geração eletromotriz;
- realizar os testes e obter os resultados.

2 - FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 - VISÃO GERAL DOS DRONES MULTIROTORES

2.1.1 - Propulsão

Para que um aparato mais pesado do que o ar possa voar é necessário um sistema de propulsão que gere a reação necessária sobre o mesmo através da aceleração de uma quantidade de gases (ROSA, 2006). Ainda de acordo com Rosa (2006), as principais formas empregadas, ou sendo pesquisadas na atualidade são:

- propulsão por hélices, acionadas por motores alternativos ou turbo hélice;
- motores a reação pura (jato puro);
- motores turbo-fan;
- motores ran-jet;
- motores pulso-jato;
- motores foguetes;
- motores iônicos.

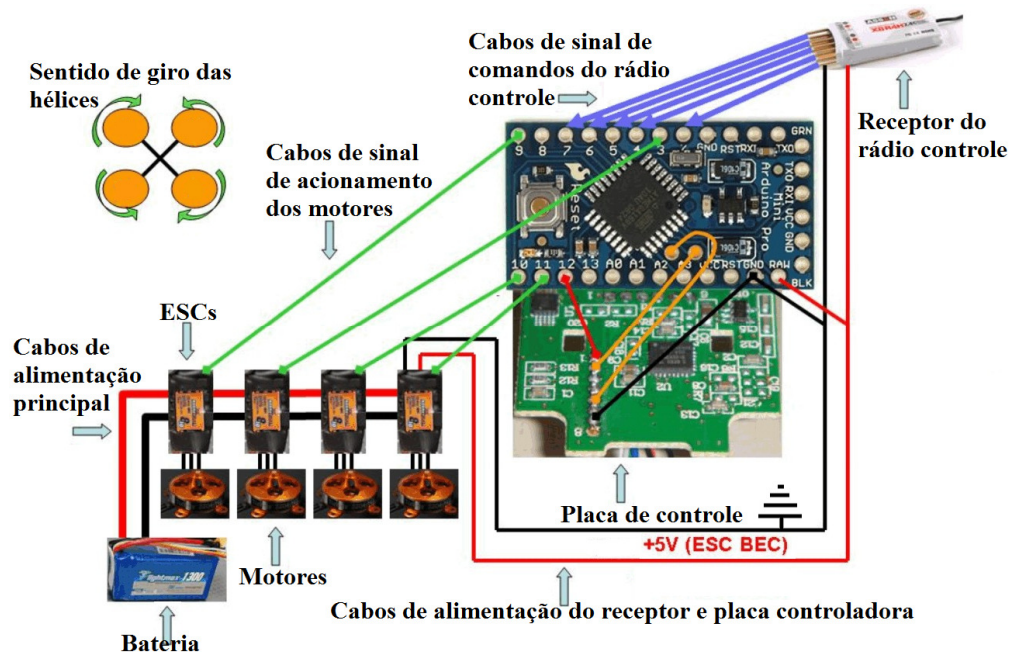
Além de motores alternativos ou turbo hélice, motores elétricos também podem ser empregados como propulsão acionando hélices de geometria adequada. Nos multirotores, o empuxo é gerado na quase totalidade dos modelos existentes por hélices acionadas por motores elétricos, com exceção de modelos experimentais que estão sendo desenvolvidos pela empresa *Curtis Youngblood Enterprises Inc.* que se utilizam de hélices de passo variável acionadas por um único motor a combustão.

2.1.2 – Composição de um multirotor

A maioria dos multirotores utilizados atualmente possuem 4 conjuntos motopropulsores (KLUG; DRIESSEN, 2014), sendo assim chamados de quadricópteros, quadrotor, quadrirotor, além de outras denominações. Neste trabalho, estes tipos de *drones* serão referidos com a palavra *multirotor* que é largamente utilizada na língua inglesa e coincidentemente torna-se cognata na língua portuguesa. Para compreender o funcionamento de um multirotor, pode-se visualizar seus componentes subdivididos em 7 partes: bateria, motores, hélices, *drivers* de acionamento dos motores, placa controladora, receptor do rádio controle e estrutura mecânica. As baterias mais utilizadas são do tipo LiPo (Bateria polímero de lítio) pelo fato de esta possuir uma maior energia específica quando comparada a baterias de

hidreto metálico de níquel (Ni-MH) ou baterias chumbo-ácido (MARCELINO, 2013). Os motores elétricos que acionam as hélices para gerar empuxo mais utilizados nos multirotores são do tipo *brushless* (sem escovas de comutação). Para acioná-los são utilizados como *drivers* os *Speed controllers* (ESC). Os ESCs recebem a requisição de potência na forma de um sinal digital e aplicam a potência requerida comutando eletronicamente o motor *brushless* (MOURA, 2010). Diferentemente dos aviões escala onde um servo-mecanismo obedece diretamente aos comandos dados no rádio transmissor para acionar superfícies de controle, multirotores tendem a ser fisicamente instáveis o que torna praticamente impossível um humano conseguir controlar o equipamento apenas com comandos autônomos. Nos multirotores, o receptor do rádio controle envia os comandos do piloto para uma placa controladora dotada de sensores que detectam as perturbações e corrige a intensidade dos comandos que só então são enviados aos ESCs mantendo o voo estável. A estrutura mecânica de um multirotor tem como função dar a fixação a todos os componentes em uma geometria adequada para que os conjuntos motopropulsores fiquem alocados de forma a proporcionar um voo controlável. A **Erro! Fonte de referência não encontrada.** apresenta um esquemático que ilustra a hierarquia de funcionamento de um quadricóptero.

Figura 1 - Hierarquia de funcionamento de um multirotor



Fonte: Adaptado de AVRBRASIL ELECTRONIC (2013)

2.2 – ANÁLISE DAS CARACTERÍSTICAS DE ALGUNS MULTIRORORES DISPONÍVEIS NO MERCADO

Como parte do trabalho, foi realizada uma pesquisa sobre alguns multirottores disponíveis no mercado visando criar uma noção básica de características físicas, técnicas e operacionais de vários modelos de equipamento. Dos modelos pesquisados três deles são apresentados nesta seção com destaque das suas características.

2.2.1 - Phantom 2 Vision

O *Phantom 2 Vision*, mostrado na Figura 2, é um quadricóptero com câmera embutida fabricado pela DJI, com plataforma própria de controle podendo voar autonomamente com trajetórias pré-programadas sem ação de uma pessoa pilotando o dispositivo.

Figura 2- Foto do *Phantom 2 Vision*



Fonte: SZ DJI Technology Co. Ltd. (2015)

Segundo o fabricante, o modelo pode voar até 25 minutos sem recarregar as baterias, pesando 1160 gramas. O mesmo se utiliza de uma bateria de 5200 mAh LiPo 3 células com tensão nominal de 11,1V e que pesa 340 gramas com capacidade energética de 57,72 Wh. Ainda de acordo com o fabricante a velocidade máxima que o aparelho pode atingir é de 15 m/s. No entanto, não recomenda atingir esta velocidade. A potência consumida em voo não foi informada, contudo, pode-se estimar a potência média consumida levando em conta o tempo máximo de voo e a capacidade energética da bateria. Em (1) o tempo de voo dado em minutos é convertido em horas:

$$\frac{25 \text{ minutos}}{60 \text{ minutos}} \cong 0,417 \text{ horas} \quad (1)$$

Com o tempo expresso em horas, o consumo médio é obtido por (2).

$$P_o = \frac{57,72 \text{ Wh}}{0,417 \text{ h}} \cong 138,5 \text{ W} \quad (2)$$

Onde: P_o é a potência fornecida pela bateria para manter o *drone* em voo.

2.2.2 - Walkera TALI H500 FPV Hexacopter

O *Walkera TALI H500 FPV Hexacopter*, mostrado na Figura 3, é um multirrotor suprido de 6 conjuntos motopropulsores, assim como o *Phanton 2 Vision* pode realizar voos sem piloto. Além de realizar filmagens, possui um sistema de transmissão de vídeo em tempo real proporcionando ao usuário a experiência de pilotar sob a perspectiva visual da câmera a bordo do equipamento.

Figura 3 - Foto do Walkera TALI H500 FPV Hexacopter



Fonte: Guangzhou Walkera Technology Co.,Ltd (2015)

Segundo o fabricante o equipamento pesa 2020 gramas com a bateria incluída e pode voar até 25 minutos sem recarregar. A bateria LiPo utilizada é composta de 6 células de 3,7 Volts cada totalizando 22,2 Volts de tensão e capacidade de carga de 5,2 Ampères-horas. O tempo de voo e a capacidade de carga de cada célula da bateria possuem os mesmos valores do

Phanton 2 Vision. A diferença é que a bateria do *Walkera TALI H500 FPV Hexacopter* possui o dobro de células. Assim, potência média consumida em voo pode ser obtida apenas multiplicando por 2 a potência estimada no *Phanton 2 Vision*, ou seja, 277 Watts.

2.2.3 - MH-DJI-S1000-PR

O *MH-DJI-S1000-PR* apresentado na Figura 4, diferentemente dos outros dois modelos supracitados, não se trata de um produto comercializado com todos os itens necessários para voar. O equipamento consiste de uma estrutura de octacóptero que contém os motores, *drivers* de acionamento e hélices. No entanto, não acompanha a placa controladora, bateria e rádio controle. Trata-se de uma estrutura pré-fabricada capaz de levantar mais carga do que modelos convencionais tendo enfoque em transportar câmeras profissionais.

Figura 4 - Foto do MH-DJI-S1000-PR



Fonte: SZ DJI Technology Co. Ltd. (2015)

Segundo o fabricante, o equipamento pesa 4,4 quilogramas na forma como é comercializado, ou seja, sem incluir a bateria e outros itens necessários para voar. Em suas especificações o fabricante afirma que o equipamento pode decolar com um peso bruto máximo de até 11 quilogramas. Outro dado importante informado pelo fabricante é que estando voando com 9,5 Kg de peso total, o conjunto de motores consome 1500 Watts.

2.3 - PREMISSAS PARA ESCOLHA DOS COMPONENTES DO MULTIROTOR

Conforme visto na seção 2.1.1, multirotores são em sua quase totalidade propelidos por hélices acionadas por motores elétricos e desta maneira, neste trabalho, adotou-se como alternativa uma forma indireta para transmissão da potência gerada pelo motor a combustão interna. Nesta abordagem a potência mecânica de um ou mais motores a combustão interna é transformada em potência elétrica para só então acionar os conjuntos motopropulsores (NILES, 2014). Sob este conceito, a *National Aeronautics and Space Administration* (NASA) está desenvolvendo o *drone* híbrido *GL-10 Greased Lightning*, alimentado por dois motores diesel e propellido por 10 conjuntos motopropulsores como pode ser visualizado na Figura 5:

Figura 5 - GL-10 Greased Lightning em voo de teste



Fonte: NASA Langley/David C. Bowman (2014)

Embora acarrete em perdas na mudança da forma da energia, esta abordagem adotada para o trabalho visa aproveitar a conveniência de utilizar-se um multirotor convencional focando-se na confecção de um único dispositivo de alimentação eletricamente acoplável como alternativa a confecção de complexos sistemas mecânicos para distribuição da potência entre as hélices. Para que este sistema possa funcionar, deve-se levar em conta que a UGP juntamente com o combustível possam ser sustentados em voo pelo multirotor. Sendo assim, como primeiro passo

será realizada uma pesquisa de mercado com a finalidade de encontrar equipamentos e peças que proporcionem á UGP a melhor relação peso/potência possível. No segundo passo serão estimadas a massa e a potência que a UGP poderá fornecer para que então outra pesquisa de mercado possa definir quais componentes serão comprados para montar o multirrotor tendo como premissa a utilização do aparelho mais barato possível e que possa produzir empuxo suficiente para voar com a potência fornecida pela UGP.

2.4 - CONFIGURAÇÕES DA UGP

2.4.1 - Motor a combustão

Apesar de os combustíveis líquidos referidos na Tabela 1, apresentada na seção 1.1 poderem fornecer uma grande quantidade de energia, comparativamente a uma bateria, nas aplicações de modelismo são poucos os tipos de motores que podem ser utilizados no projeto. As características que devem ser levadas em consideração na escolha do motor são sua potência, peso, preço, relação peso/potência e rotação do eixo motriz. Estes parâmetros devem ser levados em conta pois o projeto só será viável se a potência elétrica produzida for suficiente para o multirrotor carregar o conjunto gerador (UGP). Outro aspecto importante a ser observado é o preço dos componentes para que o projeto não se torne demasiadamente caro. Dentre os motores a combustão pesquisados, três categorias se destacam com as características necessárias. O primeiro tipo de motor analisado são as turbinas em escala, usadas geralmente em helimodelos. Na Figura 6 é apresentada uma turbina em escala junto com suas especificações técnicas e de desempenho.

Figura 6 - Turbina em escala



Especificações

Máxima potência de saída	7.5HP / 5.6Kw @ 195,000 rpm
Peso	1680g
Peso dos itens auxiliares	280g
Faixa de rotação no eixo motriz	1,100 to 9,000 rpm
Faixa de compatibilidade de hélices	17" x 12" - 28" x 10"
Consumo a plena potência	176ml por minuto
Rotação e hélice recomendados	6.400 rpm com 22" x 13"

Fonte: Adaptado de Wren Turbines Ltd. (2015)

Nas características apresentadas pela turbina nota-se uma boa relação peso/potência (0,3g/W), ou seja, para cada 0,3 gramas de massa 1 Watt é gerado. No entanto, nota-se que o consumo de 176 ml de querosene por minuto a plena potência é um valor elevado. Além disso, são demasiadamente caras e complexas de se operar. Outra classe considerada para compor o projeto são os motores 2 tempos à gasolina utilizados em aviões escala. A Figura 7 mostra uma foto do modelo *DLE G0031* bem com suas especificações técnicas.

Figura 7 - Motor à gasolina ciclo 2 tempos



Especificações

Modelo: DLEG0031

Volume de deslocamento do motor: 30,5 cc³

Diâmetro do pistão: 36 mm

Curso do pistão: 30 mm

Peso total: 1,1 Kg

Faixa de rotação: 1600 – 8500 rpm

Máxima potência de saída: 3,7 HP @8500 rpm

Geometrias de hélices sugeridas: 18x8", 18X10", 19x8" e 10x8"

Fonte: Adaptado de Hobbico, Inc. (2015)

Nota-se nos motores à gasolina uma potência ligeiramente menor se comparada a turbina escala apresentada. Apesar de o peso diminuir, tem uma maior relação peso/potência (0,4 g/w). O fabricante não informa o consumo, mas informa que se utilizando uma hélice de 457 milímetros de diâmetro a uma altitude de 100 metros acima do nível do mar, o motor produz um empuxo de 8,5 Kg operando em sua máxima potência. Além de motores à gasolina, existem motores tipo *glow* largamente utilizados em automodelos e também em aeromodelos. Esta classe de motores trabalha com combustíveis específicos que contém principalmente metanol em sua fórmula o que possibilita operar em elevadas rotações que podem superar 30 mil rotações por minuto nos automodelos o que lhes confere menor relação peso/potência se comparados a motores a gasolina. A Figura 8 mostra uma foto e as especificações de desempenho do modelo *SH M28 P3* utilizado em automodelos:

Figura 8 - Motor de automodelo SH M28 P3



Volume	4.57CC
Rotação a plena potência	28000RPM
Potência máxima	3.60HP
Peso sem escapamento	400g

Fonte: Adaptado de Golden Lion Enterprise Co., Ltd (2014)

As características mecânicas construtivas e de operação dos motores *glow* ciclo 2 tempos se assemelham às dos motores 2 tempos à gasolina. O que difere os motores tipo *glow* do *Ciclo de Otto* é a ignição do combustível na câmara de combustão (CARPENTER, 2015). No *Ciclo de Otto* a ignição é causada por uma centelha. No *glow*, segundo Gardiner (2015), um filamento de platina incandescente promove uma reação catalítica nos vapores inflamáveis de metanol causando a ignição. Este método confere aos motores *glow* maior simplicidade construtiva e operacional sendo necessário aplicar energia elétrica na vela de ignição apenas na hora da partida para incandescer o filamento. Nota-se que o motor *SH M28 P3* possui menos da metade do peso e quase a mesma potência do motor à gasolina, contudo é necessário fixar um sistema escapamento no motor *glow* o que incrementa seu peso em cerca de 100 gramas. Considerando o peso adicional do escapamento, a relação peso/potência fica em 0,186 g/W, a

menor dos três modelos pesquisados. Motores tipo *glow* contudo, possuem duas desvantagens significativas: baixa durabilidade e utilizam combustíveis caros.

Turbinas escala para helimodelos foram descartadas como possibilidade de utilização no projeto devido ao alto custo de aquisição, peso elevado e complexidade de operação. Motores a gasolina para aeromodelos foram considerados para ser utilizados no projeto devido ao fato de a gasolina possuir mais do que o dobro do poder calorífico do metanol conforme pode ser observado na Tabela 1 na seção 1.1, fato este que poderia conferir maior autonomia de voo. No entanto, estes modelos tem maior relação peso/potência se comparados a motores tipo *glow* de automodelos, e geralmente pesam mais de 1 Kg exigindo assim uma estrutura maior além de componentes mais caros. Outro fato a ser observado é que a tensão produzida por um gerador elétrico é proporcional a rotação aplicada em seu eixo (HONDA, 2006). A rotação operacional do motor *glow* é ligeiramente maior comparada a do motor à gasolina, evitando a necessidade de um sistema de engrenagens para aumentar a rotação de acionamento do motor-gerador que tornaria o projeto mais complexo. Desta forma, dentre os três modelos estudados, o motor de automodelo *SH M28 P3* mostrou ser o mais conveniente para realizar o projeto por ser o mais leve, possuir a mais elevada rotação de trabalho, a menor relação peso/potência e simplicidade operacional. Apesar de apresentar baixa durabilidade, sua aquisição e suas peças de reposição são relativamente baratas sendo assim este escolhido para compor o projeto. Outras características favoráveis a sua escolha estão no fato de que motores de automodelismo, devido as peculiaridades do hobby, são construídos com grande área de aletas de refrigeração, tem o carburador concebido para proporcionar rápidas respostas na aceleração e incluem um mecanismo de partida manual por corda.

2.4.2 - Gerador de energia elétrica

Para que a energia elétrica possa ser gerada faz-se necessário o acoplamento de um gerador eletromagnético de energia ao eixo do motor *glow*. Geradores convencionais de energia ou alternadores automotivos são demasiadamente pesados e possuem problemas com desgaste de escovas (BRAGA, 2002). Motores CC convencionais quando submetidos a uma força motriz e munidos de ímãs permanentes ou campos magnéticos gerados no enrolamento de suas bobinas operam naturalmente como geradores (RASHID, 1999). No entanto são muito ineficientes, geram bastante ruído e necessitam de manutenção em suas escovas (BRAGA, 2015). Para contornar estes problemas foi adotada como solução a utilização de motores *brushless* de aeromodelismo os quais são dotados de ímãs de neodímio, fator que lhes confere um campo

magnético permanente com ausência de escovas e desta forma boa relação peso/potência. De acordo com Abreu (2014 p.24) estes motores podem ser esquematicamente visualizados como se fossem motores trifásicos convencionais, porém com imãs permanentes. Desta maneira, estes motores possuem 3 terminais que oscilam de maneira senoidal semelhante a um alternador veicular, alterando a frequência com a rotação o que faz necessário o uso de uma ponte retificadora trifásica para polarizar a tensão e poder aproveitar-se a energia gerada (CRUZ, 2014). Os critérios adotados para escolha e aquisição do motor-gerador baseiam-se na constante de velocidade do motor (Kv), (QUEEN, 2008), medida em RPM por Volt, de forma que quando o motor *glow* estiver operando em sua rotação de regime o motor-gerador fornecerá uma tensão compreendida entre 11,1 e 12,6 V, tensão que é compatível com os drivers acionadores dos conjuntos motopropulsores. De acordo com o fabricante, o motor *glow* escolhido para propelar a UGP tem uma potência máxima de 3,6 HP ou cerca de 2685 Watts operando a uma rotação de 28000 RPM. Tendo definido os parâmetros da tensão e da rotação de trabalho, pode-se deduzir uma equação para relacionar estas variáveis com a constante de velocidade (Kv) do motor-gerador (3).

$$V = \frac{N}{Kv} \quad (3)$$

Onde: V é a tensão em Volts, N é a rotação do motor em rotações por minuto e Kv é a constante de velocidade do motor dada em RPM por Volt. Para obter-se a constante de rotação adequada ao projeto, (3) pode ser rearranjada para ficar em função da rotação e da tensão (4).

$$Kv = \frac{N}{V} \quad (4)$$

Nota-se por (3) que a tensão gerada é proporcional a rotação e inversamente proporcional a constante de rotação. O primeiro passo para definir a constante de rotação adequada consiste em garantir que seja gerado um mínimo de 11,1 Volts. Usando (4), a rotação de 28000 RPM e 11,1 Volts, se obtém o valor máximo de 2522,5 Kv para o motor-gerador a ser adquirido. Para a tensão aumentar acima de 12,6 Volts a constante deve ficar em no máximo 2222,2 Kv . Os valores foram obtidos para condições ideais sem considerar perdas. No entanto, quando uma carga elétrica for acoplada para drenar a energia, ocorrerão perdas por diversas razões, dentre elas as perdas ôhmicas nos enrolamentos e na ponte retificadora, logo este valor deve ser o mais baixo possível, de forma que possa produzir uma tensão elevada o suficiente para compensar as perdas. Pelo rendimento do motor pode-se estimar a queda na rotação

provocada pelas perdas, ao passo que o mesmo aparato atuando como gerador através das perdas pode-se estimar a queda da tensão em seus terminais. Poucos fabricantes apresentam a curva de rendimento de seus motores *brushless*, no entanto, os que fornecem estes dados, apresentam valores muito próximos uns dos outros indicando que motores *brushless* operam com um rendimento de cerca de 75% a plena carga (LEE; RIBEIRO; MENDOZA, 2014). Atuando como geradores os mesmos princípios físicos que provocam perdas são aplicáveis, acrescidos das perdas nos diodos retificadores. Em (5) é deduzida a relação da queda de tensão provocada pelas perdas em um motor:

$$Vg = \frac{Ve}{\eta} \quad (5)$$

Onde: Vg é a tensão induzida em todo o circuito; Ve é a tensão entregue nos terminais externos ao gerador; e η é o rendimento. No cenário onde o motor está trabalhando a plena carga com um rendimento de 75%, obtém-se a tensão nos terminais de 12V, significa que o sistema estará trabalhando para produzir fisicamente 16V. Aplicando-se neste cenário a rotação de 28000 RPM, o motor-gerador deverá ter uma constante de rotação de 1750 Kv para gerar 16 Volts. O motor-gerador também deve ser capaz de suportar a corrente produzida. Dado que a potência é a tensão multiplicada pela corrente (SADIKU, 2008), e que a potência máxima fornecida pelo motor *glow* é de 2685W tem-se:

$$I = \frac{2685}{Vg} \quad (6)$$

Onde: I é a corrente produzida; e Vg é a tensão gerada. Considerando o mesmo cenário, no qual o motor-gerador esta gerando 16V e entregando 12V, a corrente atuante será de 167,1 A. Para encontrar o motor *brushless* adequado para tornar-se motor-gerador, utilizou-se da ferramenta de buscas *Motor Finder* (Figura 9) da loja *on-line Hobbyking.com*®.

Figura 9 - Ferramenta de busca de motores Motor Finder

Fonte: Adaptado de HexTronik Limited (2015)

Esta ferramenta permite a especificação de parâmetros característicos dos *motores brushless* tais como a constante Kv, a corrente, o peso, potência, além de características geométricas para auxiliar na filtragem dos modelos ofertados pela loja. Tão logo a ferramenta foi utilizada percebeu-se que a loja não oferece motores com a capacidade de corrente e constante de rotação estimadas. Para contornar este problema optou-se por utilizar mais de um motor-gerador ligando-os em série no mesmo eixo motriz. O motor mais adequado encontrado foi o *NTM Prop Drive Series 35-36A 1800Kv* (Figura 10) que pode trabalhar com uma corrente de 60 A e pesa 120g cada.

Figura 10 - Motor brushless NTM Prop Drive Series 35-36A 1800Kv

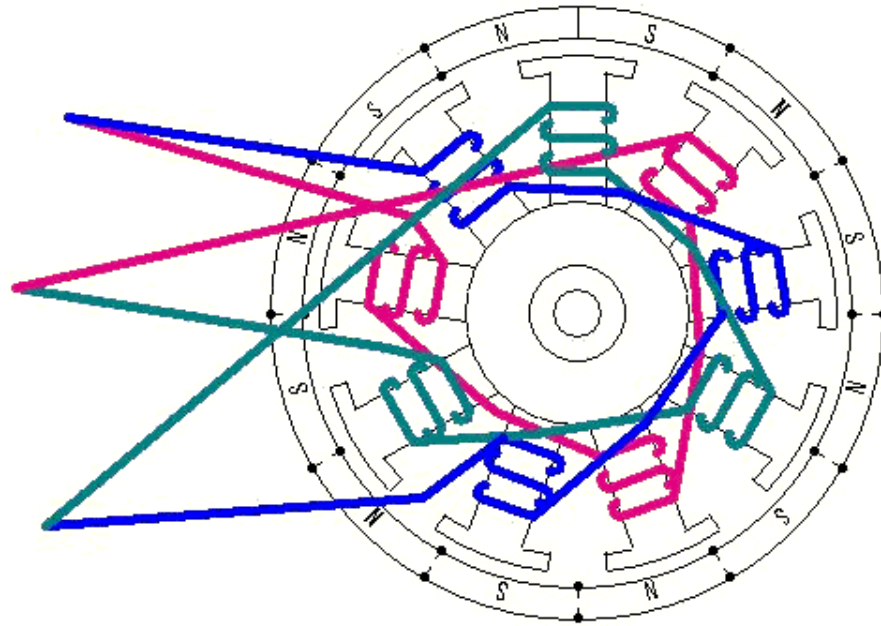


Fonte: HexTronik Limited. (2013)

Utilizando (3), se o motor-gerador trabalhar na rotação de 28000 RPM irá gerar uma tensão de 15,55 V. Usando (6) e trabalhando na máxima potência com esta tensão, estima-se que será produzida uma corrente de 172,6A sendo portanto necessários 3 deles trabalhando no mesmo eixo.

Diferente dos geradores CC escovados em que a comutação ocorre mecanicamente, motores *brushless* operam como motores trifásicos possuindo 3 terminais como mostra a Figura 11, e desta forma é necessário que se faça a retificação da corrente alterna para uma corrente contínua através de uma ponte retificadora composta por chaves semicondutoras (FELIPPES, 2012).

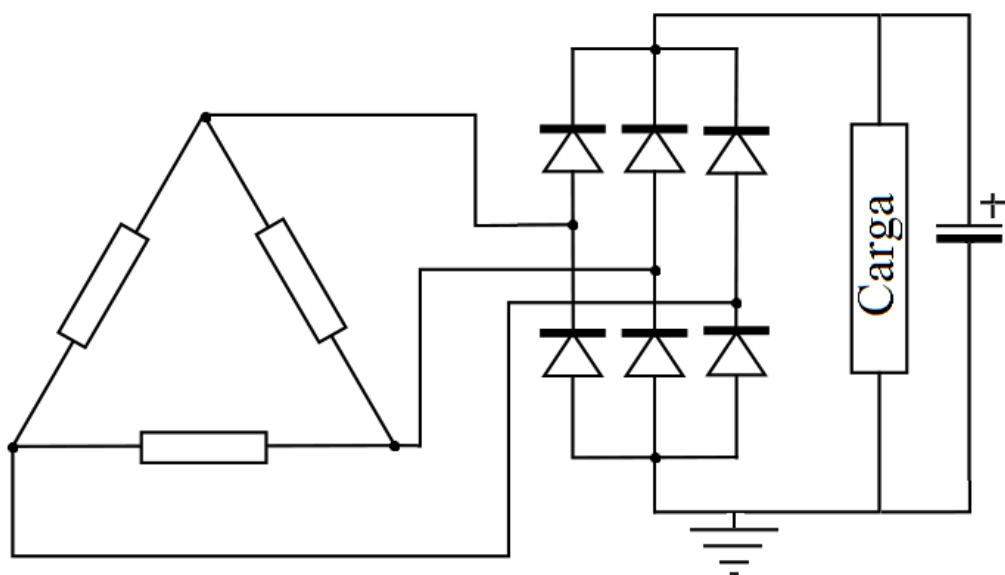
Figura 11 - Esquemático de um motor *brushless* enrolado em delta



Fonte: rcgroups.com (2014)

A retificação pode ser feita com apenas um diodo, no entanto uma das fases do gerador não seria aproveitada, a tensão e a corrente não seriam contínuas e não se aproveitaria todo o potencial do gerador eletromagnético. Para aproveitar o máximo da potência, utiliza-se uma ponte retificadora trifásica de onda completa conforme é ilustrado na Figura 12:

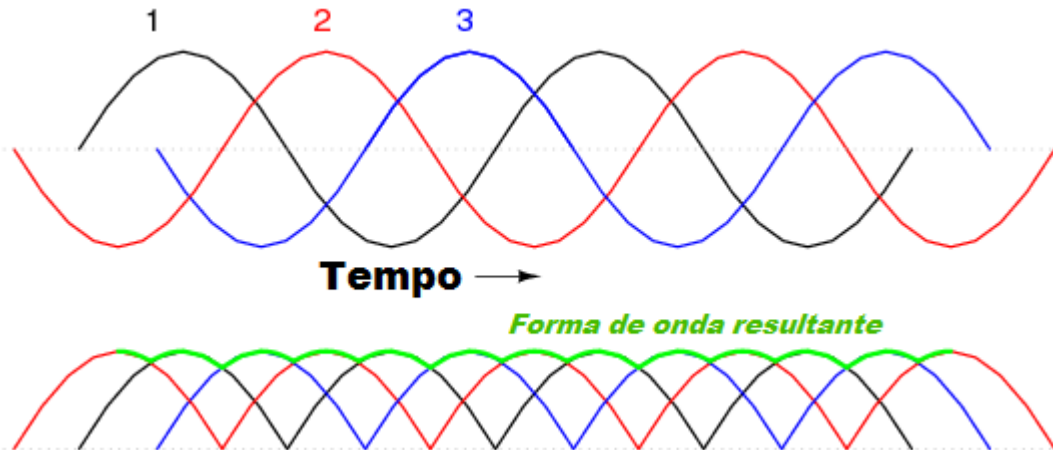
Figura 12 - Esquemático de uma ponte retificadora trifásica



Fonte: O autor (2015)

Dos 6 diodos, apenas dois operam ao mesmo tempo sempre em pares e intercalando entre si direcionando a corrente para o terminal positivo e a absorvendo no terminal negativo resultando em uma forma de onda com um pouco de *ripple* conforme ilustrado na Figura 13:

Figura 13 - Formas de Onda



Fonte: Adaptado de © EETech Media, LLC. (2015)

Por se tratar de um sistema que opera com alta potência com correntes e rotações elevadas, o tipo de diodo a ser utilizado deve ser cuidadosamente escolhido. Braga (2015) afirma que diodos *Schottky* possuem como vantagens uma comutação muito rápida e uma queda de tensão no sentido direto da corrente mais baixas se comparadas a outros tipos de diodos. No entanto, tem como desvantagens elevada corrente no sentido inverso, baixas tensões de bloqueio reverso e suportam no máximo temperaturas de 175 °C. Como pretende-se trabalhar com tensões menores que 20V, e as correntes no sentido reverso são irrisórias se comparadas as correntes no sentido direto estas desvantagens não são problemas para o projeto. Também pretende-se trabalhar com o mínimo de perdas, assim evitando o calor excessivo e desta forma a melhor opção para retificar a corrente são os diodos *Schottky*. Para encontrar o modelo de diodo mais adequado utilizou-se da ferramenta de busca com filtros disponível no site da loja de componentes eletrônicos *Mouser Electronics, Inc.* Após selecionar vários parâmetros tais como tensão da barreira de depleção, capacidade de corrente, tensão inversa suportada e encapsulamento chegou-se à conclusão de que o semicondutor mais adequado é o *STPS20M60ST*. A Tabela 2 traz importantes parâmetros do diodo escolhido, dentre estes a capacidade de corrente, máxima temperatura de operação e máxima tensão reversa de trabalho:

Tabela 2 - Parâmetros do diodo retificador

Sigla	Parâmetro	Valor	Unidade
V_{RRM}	Tensão reversa máxima	60	V
$I_{F(RMS)}$	Corrente eficaz em sentido direto	90	A
$I_{F(AV)}$	Corrente média em sentido direto	20	A
I_{FSM}	Pico de corrente (não repetitivo) senoidal suportado por 10 ms	600	A
P_{ARM}	Pico suportado de potência dissipada por 1 us (repetitivo) a 25°C	26400	W
T_{stg}	Faixa de temperatura de armazenamento	-65 to +175	°C
T_j	Temperatura máxima suportada na união do semiconductor á capsula	150	°C

Fonte: Adaptado de STMicroelectronics (2011)

Outro parâmetro bastante importante fornecido pelo fabricante é a equação (7) que relaciona as perdas em função da corrente direta.

$$P = 0,380 \times I_{F(AV)} + 0,0063 \times I_{F(RMS)}^2 \quad (7)$$

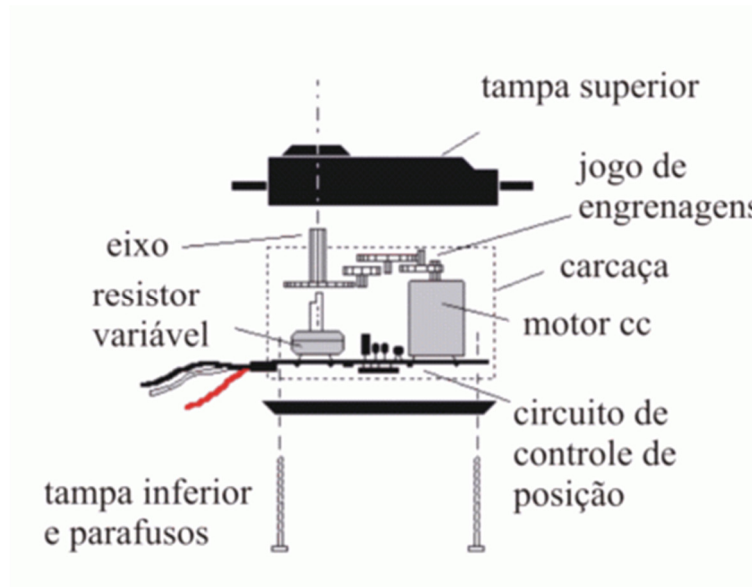
Onde: P é a potência dissipada; $I_{F(AV)}$ é a corrente média; e $I_{F(RMS)}$ é a corrente média quadrática. Como se trata de uma ponte retificadora trifásica onde sempre haverá dois diodos iguais conduzindo, a corrente RMS pode ser considerada como a corrente média. No cenário de o gerador trabalhar em sua máxima potência operando com 57,5 A em cada gerador, as perdas em cada um dos geradores serão de 85,43 W totalizando 256,3 W para os três geradores e causando cerca de 9,5 % das perdas.

2.4.3 - Sistema de controle de rotação

A rotação de motores a combustão depende da potência mecânica que sobra para vencer os atritos internos entre suas peças (LODETTI, 2015). A maior parte da potência mecânica é transmitida para a carga através do eixo motriz e o controle da potência total produzida é feito através do carburador que regula a quantidade de mistura ar/combustível admitida. Caso o motor trabalhe sem carga suficiente em seu eixo e sua borboleta de admissão fica aberta em demasia, inevitavelmente sua rotação subirá para valores para os quais não foi projetado para trabalhar levando-o a inutilidade. Por outro lado, se sua admissão estiver fechada demais para dar conta da carga, sua rotação cairá levando-o a apagar. Esta carga nunca será constante para permitir que a admissão seja regulada e mantida fixa exigindo assim um controle realimentado na admissão. Uma boa forma de mensurar a carga exigida é medindo a tensão presente nos terminais do gerador que então pode ser repassada para um atuador.

Servomecanismos de modelismo possuem um controle digital bastante preciso de seus movimentos onde recebem um sinal digital para setar sua posição e se referenciam através de um sinal analógico do potenciômetro como ilustra a Figura 14:

Figura 14 - Esquema de Funcionamento de um servomecanismo



Fonte: Laboratório de Garagem (2012)

Para realizar o controle da admissão do motor um servomecanismo será modificado substituindo a informação provida pela tensão do potenciômetro pela tensão dos terminais do gerador, utilizando-se uma divisão resistiva de forma que a tensão baixe o suficiente para ser lida. Com esta modificação, um comando digital constante será enviado ao servomecanismo e o mesmo irá atuar abrindo e fechando a borboleta de admissão conforme variar a tensão nos terminais do gerador.

2.4.4 - Estimativa prévia do peso da UGP

Antes de escolher o multirrotor adequado ao projeto uma estimativa do peso da UGP deve ser realizado. O motor a combustão juntamente com o escapamento pesa 500 gramas. Cada um dos 3 motores escolhidos para atuarem como geradores pesam 120 gramas totalizando 360 gramas. Cada diodo de retificação pesa 2,2 gramas, sendo que 3 pontes retificadoras precisam de 18 diodos, portanto totalizam 39,6 gramas. Além dos diodos serão necessárias mais 3 luvas cilíndricas de aço com 20 mm de comprimento por 10 mm de diâmetro para acoplar os eixos dos motores. Tendo que a densidade do aço é de $7,87 \text{ g/cm}^3$, por (8) pode se obter a estimativa da massa destes eixos:

$$m_e = \pi \times r^2 \times \rho_{aço} \times l_e \quad (8)$$

Onde: m_e é a massa do eixo, r é o raio; $\rho_{aço}$ é a densidade do aço; e l_e é o comprimento do eixo. Realizando-se o cálculo chega-se ao resultado de 12,36 gramas por luva, totalizando 37 gramas considerando as 3. O servomecanismo que atuará na admissão pesa 14 gramas. Para acomodar motor e geradores foi confeccionado um chassi de alumínio que pesa 100 gramas. Para dissipar as altas temperaturas que ocorrem no cabeçote do motor *glow* foi confeccionado um sistema de refrigeração forçada que será acoplado as aletas e que pesa 110 gramas. Tais itens totalizam 1160,6 gramas. Parafusos e outros itens ainda não previstos incrementarão a massa a UGP e só poderão ser efetivamente contabilizados quando toda a UGP estiver pronta. Um fator arbitrário adicional 25% será aplicado a massa da UGP estimando seu peso em 1450 gramas para prosseguir com a escolha do multirotor adequado.

2.5 - CONFIGURAÇÕES DO MULTIROTOR

2.5.1 - Consumo elétrico do multirotor

No mercado pode-se encontrar uma vasta quantidade de estruturas e componentes para montagem de um multirotor. Geralmente multirotores prontos ou kits disponíveis para a montagem apresentam alocação para 3, 4, 6 ou 8 rotores. Todavia não existe um número máximo de rotores como no caso do *E-Volo VC200* que possui 18 conjuntos motopropulsores e pode carregar duas pessoas (CRUZ, 2014). Quanto maior a estrutura do multirotor, maior será a carga que ele poderá içar. Para estimar o consumo dos conjuntos motopropulsores foi utilizado o *software Prop Selector*, Figura 15, que opera baseado em correlações com dados de hélices reais ensaiadas pela *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) ¹ no final dos anos 1930. Para operar o software entra-se com os parâmetros de rotação, velocidade do ar, número de pás da hélice, passo da hélice e diâmetro da hélice. Com estes parâmetros inseridos o software fornece a força de empuxo, potência consumida pela hélice, potência aproveitada e eficiência da hélice.

¹ A *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA), ou em português (Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica), foi a agência espacial norte-americana antecessora da NASA.

Figura 15- Interface do software Propeller Selector

Parameter	Value	Unit
Air Speed	0.00	km/hour
RPM	6700.00	RPM
Number of Blades	2	
Blade Pitch	4.00	Inches
Prop Diameter	12.00	Inches
Thrust	0,8643	Kilograms
Power Output	0,000E+00	Watts
Power Absorbed	92,815	Watts
Efficiency	0,000E+00	Percent

Fonte: O autor (2015)

Com estes parâmetros inseridos o *software* fornece a força de empuxo, potência consumida pela hélice, potência aproveitada e eficiência da hélice. A potência aproveitada e a eficiência da hélice são dados voltados para aviões escala visto que estes geralmente estão em movimento e assim tendo vento de proa atuando na hélice. Para estudo de consumo do multirrotor será levado em conta apenas o empuxo estático considerando uma velocidade de proa nas hélices *Air Speed* nula o que caracteriza que o aparelho está pairando. Simulando vários cenários, pode-se observar que quanto maior for o diâmetro da hélice, menor será a potência necessária para produzir a mesma quantidade de empuxo. A Figura 16 ilustra um destes cenários.

Figura 16 - Comparativo de consumo

Parameter	Scenario 1 (8.00" Dia)	Scenario 2 (10.00" Dia)
Number of Blades	2	2
Blade Pitch	4.50	4.50
Prop Diameter	8.00	10.00
Thrust	0,5000	0,5000
Power Output	0,000E+00	0,000E+00
Power Absorbed	67,970	51,497

Fonte: O autor (2015)

Na comparação apresentada, segundo dados fornecidos pelo *software*, para que uma hélice com geometria de 8 polegadas de diâmetro por 4,5 polegadas de passo produza uma força de 500 gramas de empuxo são necessários 67,97 W de potência, enquanto que uma hélice com 10 polegadas de diâmetro e mesmo valor de passo precisa de apenas 51,497 W de potência para produzir as mesmas 500 gramas de empuxo. A explicação para este comportamento pode ser entendida através da mecânica clássica. De acordo com Halliday e Resnick (2009, p. 117) o empuxo gerado pode ser explicado pela segunda lei de Newton que afirma que “A *força resultante que age sobre um corpo é igual ao produto da massa do corpo pela sua aceleração*”. Pela equação (9) tem-se:

$$F_{res} = m \times \alpha \quad (9)$$

Onde F_{res} é a força resultante, m é a massa e α é a aceleração dos gases atmosféricos. Para acelerar uma determinada quantidade de massa a uma determinada velocidade é necessário imprimir energia cinética às moléculas de ar, esta energia é dada pela equação (10):

$$E = \frac{1}{2} \times m \times v^2 \quad (10)$$

Onde E é a energia, m é a massa e v é a velocidade. Note-se que a energia necessária para acelerar determinada quantidade de massa é proporcional ao quadrado da velocidade. Sendo que uma hélice convencional não varia a sua área e para fins de simplificação o ar será considerado como fluido incompressível, tanto a quantidade de massa deslocada bem como a velocidade impressa a esta massa irão variar linearmente de acordo com a velocidade de movimentação da hélice, neste caso, sua rotação. Sabendo que a velocidade depende do quadrado de energia e a quantidade de massa é linear, faz sentido utilizar a hélice de maior diâmetro possível de forma a trabalhar com mais massa em velocidade menor. Indo mais longe, pode-se observar pela equação (9) que em um cenário em que a rotação dobrar, tanto a quantidade de massa deslocada bem como sua aceleração irão dobrar, e assim, a força resultante que é a massa multiplicada pela aceleração, irá quadruplicar. A energia, equação (10), que por sua vez depende linearmente da massa e quadraticamente da velocidade, tendo o valor das duas variáveis duplicados será multiplicada por um fator de 8, ou seja, irá variar com o cubo da rotação. Sendo assim pela equação (11) tem-se:

$$F_{emp} = K_{helice1} \times R_{helice}^2 \quad (11)$$

Onde F_{emp} é a força de empuxo, $K_{helice1}$ é a constante da hélice, e R_{helice} é a rotação da hélice. Da mesma maneira na equação (12) tem-se:

$$P = K_{helice2} \times R_{helice}^3 \quad (12)$$

Onde P é a potência, $K_{helice2}$ é a constante da hélice, e R_{helice} é a rotação da hélice. As constantes de potência das hélices podem ser facilmente obtidas rearranjando as equações (11) e (12) introduzindo valores simultaneamente mensurados do empuxo produzido, a potência consumida e a rotação operante. Mais importante que ter a potência e o empuxo em função da rotação é ter a potência consumida em função do empuxo demandado. Na equação (13) a equação (11) é rearranjada de forma que a rotação fique em função do empuxo:

$$R_{helice} = \sqrt{\frac{F_{emp}}{K_{helice1}}} = \left(\frac{F_{emp}}{K_{helice1}}\right)^{0.5} \quad (13)$$

Substituindo a rotação (13) na equação (12) tem-se:

$$P = K_{helice2} \times \left(\left(\frac{F_{emp}}{K_{helice1}}\right)^{\frac{1}{2}}\right)^3 \quad (14)$$

E simplificando (14), a equação (15) fica:

$$P = K_{helice2} \times \left(\frac{F_{emp}}{K_{helice1}}\right)^{\frac{3}{2}} = K_{helice2} \times \left(\frac{F_{emp}}{K_{helice1}}\right)^{1.5} \quad (15)$$

A Figura 17 apresenta os resultados de dois cenários ensaiados com a mesma geometria de hélice no *software Prop Selector*.

Figura 17 - Comprovação do comportamento proposto

RPM	6690.00	RPM	13380.00	RPM
Number of Blades	2	Number of Blades	2	
Blade Pitch	4.50	Inches	4.50	Inches
Prop Diameter	10.00	Inches	10.00	Inches
Thrust	0,5000	Kilograms	2,0002	Kilograms
Power Output	0,000E+00	Watts	0,000E+00	Watts
Power Absorbed	51,497	Watts	411,97	Watts

Nota-se que dobrando a rotação da hélice de 6690 RPM para 13380 RPM, o empuxo denotado como *Thrust* quadruplica passando de 500 gramas para 2 Kg, e a potência é multiplicada por 8, passando de 51,497 W para 411,97 W, ficando assim em conformidade com as deduções feitas em (11), (12) e (15).

2.5.2 - Frame do Multirotor

Como pode ser observado quanto mais hélices e maior o diâmetro da mesma, menor será o consumo específico do multirotor. A estrutura mais adequada encontrada foi o modelo *Hobbyking X930 Glass Fiber Octocopter Frame 895mm*, mostrado na Figura 18.

Figura 18 – Frame do Octacóptero



Fonte: HexTronik Limited (2014)

A estrutura é constituída de braços de alumínio e peças de fibra de vidro com um layout para comportar 8 conjuntos motopropulsores com hélices de até 12 polegadas de diâmetro. Segundo o fabricante pesa 916 gramas sem a presença de outros componentes, possui comprimento de 830 milímetros entre cada par de braços e foi projetado para transportar carga útil superior a 2 Kg.

2.5.3 - Conjuntos Motopropulsores

Os conjuntos motopropulsores são constituídos do motor, hélice, e driver de acionamento do motor (ESC). A quantidade de empuxo gerado e o consumo elétrico do multirotor depende diretamente da escolha correta destes itens. Por se tratarem de 8 conjuntos decidiu-se adquirir apenas um motor para realizar ensaios para só então adquirir o restante dos motores. O driver de acionamento (ESC) escolhido foi o modelo *SimonK 30A OPTO 6S* mostrado na Figura 19.

Figura 19 - Driver de acionamento



Fonte: Ebay seller antiquechina2009 (2015)

De acordo com o fabricante o *ESC* foi concebido especialmente para operar multirotores. Entre suas características destaca-se as seguintes:

- peso de 25 gramas;
- capacidade de corrente de 30A (40A de pico por 10 segundos);
- suporta até 500 sinais de informação por segundo;
- PWM de 16 KHz;
- máxima tensão de entrada de 25,2 Volts;
- não corta a potência por queda de tensão.

Succar (2015) explica que cada célula de uma bateria tipo *LiPo* só pode operar com tensões acima de 3 V, sendo que operar abaixo desta tensão danifica sua capacidade de carga.

Ainda de acordo com Succar (2015) os *ESCs* convencionais cortam a potência quando uma célula da bateria se aproxima de 3V para proteger a integridade da bateria. Para o projeto, o fato de a potência não ser cortada pelo *ESC* é muito relevante, pois a tensão de alimentação depende diretamente da rotação do motor a combustão o qual pode não dar respostas suficientemente rápidas a ponto de ocorrer uma queda momentânea acentuada na tensão o que levaria a queda do multirotor. Para a escolha do motor *brushless* levou-se em consideração que o mesmo possa produzir um empuxo mínimo de 700 gramas para cada conjunto totalizando 5,6 Kg no total. A fim de ter-se bases para esta escolha foi simulado no software *Propeller Selector* uma hélice com geometria 12x3.8" (12 polegadas de diâmetro por 3,8 polegadas de passo), geometria esta que é recomendada pelo fabricante do frame do multirotor. De acordo com o software para ter-se esta quantidade de empuxo é necessária uma rotação de 6120 RPM e uma potência de 67,27 Watts no eixo motriz. Partindo da premissa de que o motor trabalha com um rendimento de 75%, a potência mínima de entrada deve ser corrigida para 89,69 Watts, e sua constante de rotação (Kv) de acordo com a equação (4) deve ser superior a 550 RPM por Volt para uma tensão de 11,1 V de entrada. O modelo encontrado que satisfaz estes requisitos e possui a menor massa é o *Turnigy D2836/11 750KV Brushless Outrunner Motor*, mostrado na Figura 20.

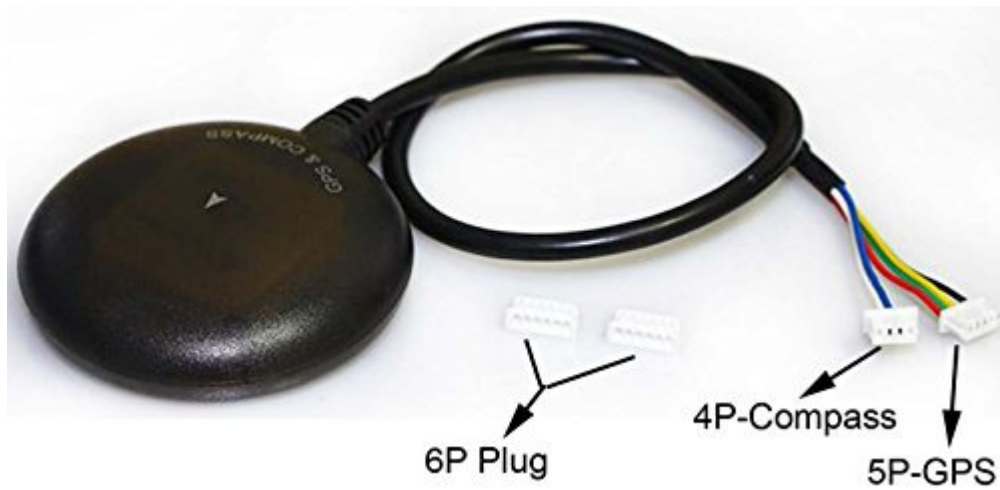
Figura 20 - Motor elétrico Turnigy D2836/11 750KV



Fonte: HexTronik Limited. (2013)

De acordo com o fabricante o motor possui uma constante de rotação de 750 Kv, pesa 71 gramas, produz um empuxo máximo de 800 gramas e suporta uma corrente de até 14 A operando a 11,1 V.

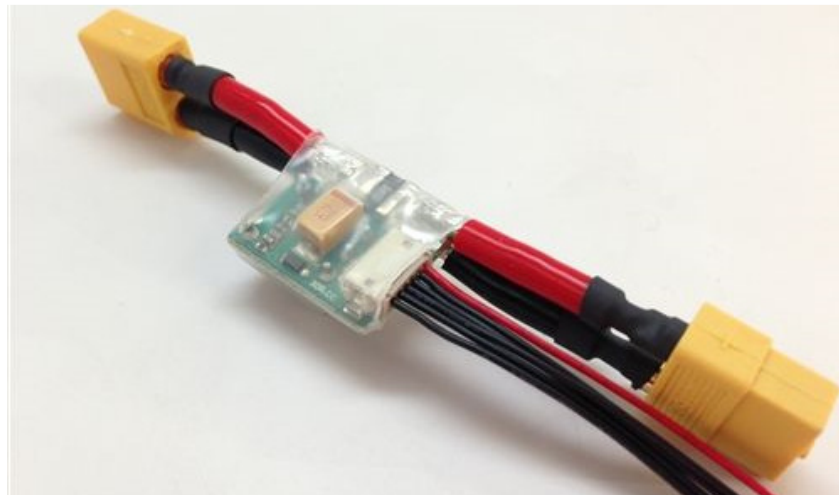
Figura 22 – GPS externo



Fonte: Chengdu Tianyu Hi-Tech LTD.,CO. (2013)

A vantagem de se utilizar o sistema *ArduPilot* é que se pode expandir as funcionalidades do sistema com dispositivos adicionais tais como sensores de corrente e tensão, medidor de velocidade do ar, sistema de telemetria dentre outros que podem ser confeccionados e a placa ser programada para trabalhar com eles. Dentre estes sensores, foi adquirido para o projeto um medidor de corrente e tensão Figura 23.

Figura 23 - Sensor de Corrente e Tensão



Fonte: O autor (2015)

Para que os dados fornecidos pelo sistema possam ser monitorados em tempo real foi adquirido um sistema de telemetria que transmite as informações em tempo real para a tela do computador. A placada de transmissão e recepção são mostradas na Figura 24.

Figura 24 - Transmissor e Receptor de Telemetria



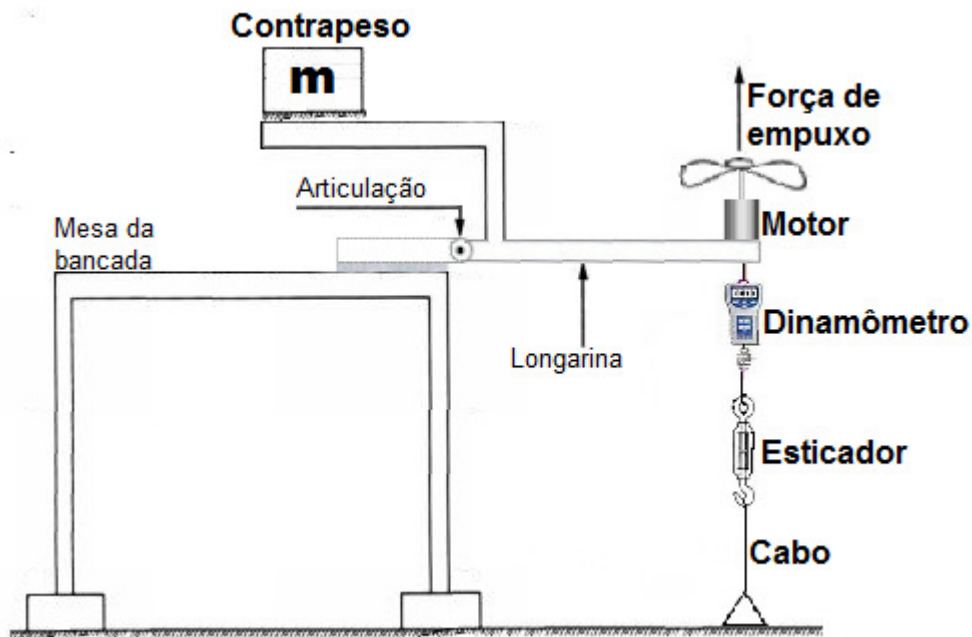
Fonte: DX.com (2015)

3 - CONSTRUÇÃO E ENSAIOS PRÁTICOS

3.1 - LEVANTAMENTO DE CURVAS DE CONSUMO ELÉTRICO

A fim de certificar-se de que o modelo de motor elétrico *Turnigy D2836/11 750KV* é adequado ao multirrotor e levantar o consumo, foi desenvolvida uma bancada articulada para medir a tração e a potência ao mesmo tempo. A bancada construída para realizar a medição do empuxo consiste basicamente de uma articulação com um contrapeso fixada sobre uma mesa. Nela foi parafusado uma das 8 longarinas do frame com o motor acoplado. No centro do eixo de rotação deste motor foi amarrado um cabo que traciona um dinamômetro, um esticador e mais um cabo que se fixa ao solo conforme ilustra a Figura 25.

Figura 25 - Ilustração da Bancada de Tração

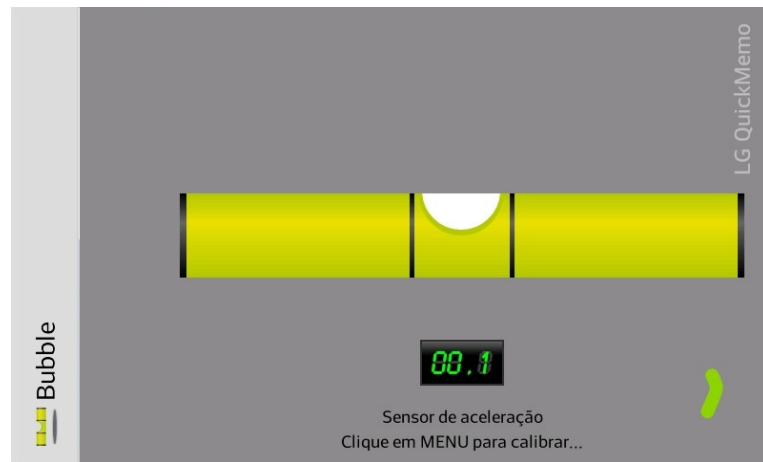


Fonte: O autor (2015)

O arranjo com contrapeso foi adotado para que a longarina permaneça sempre esticada o que torna o sistema estático e permite utilizar a função “tara” do dinamômetro que realiza medições com resolução de 5 gramas. Utilizando esta função o dinamômetro é zerado antes de ligar o conjunto motopropulsor o que descarta as forças que tencionam o cabo mostrando em seu display apenas a tração gerada pelo conjunto motopropulsor facilitando assim a coleta dos dados. Para garantir que o cabo ficasse com um ângulo de 90 graus em relação a longarina, a mesma foi posicionada e travada horizontalmente. Com a ajuda de um esticador, o cabo de tração foi precisamente alongado até sua ponta tocar o solo e então ali sendo travada. Um

aplicativo de celular que mede inclinações foi utilizado para posicionar a longarina horizontalmente deixando-a com inclinação inferior a 1 grau conforme mostra a Figura 26.

Figura 26 - Aplicativo Bubble em Funcionamento



Fonte: O autor (2015)

A Figura 27 mostra uma foto na qual pode-se visualizar a bancada de testes de empuxo depois de montada, além do dinamômetro e conjunto motopropulsor.

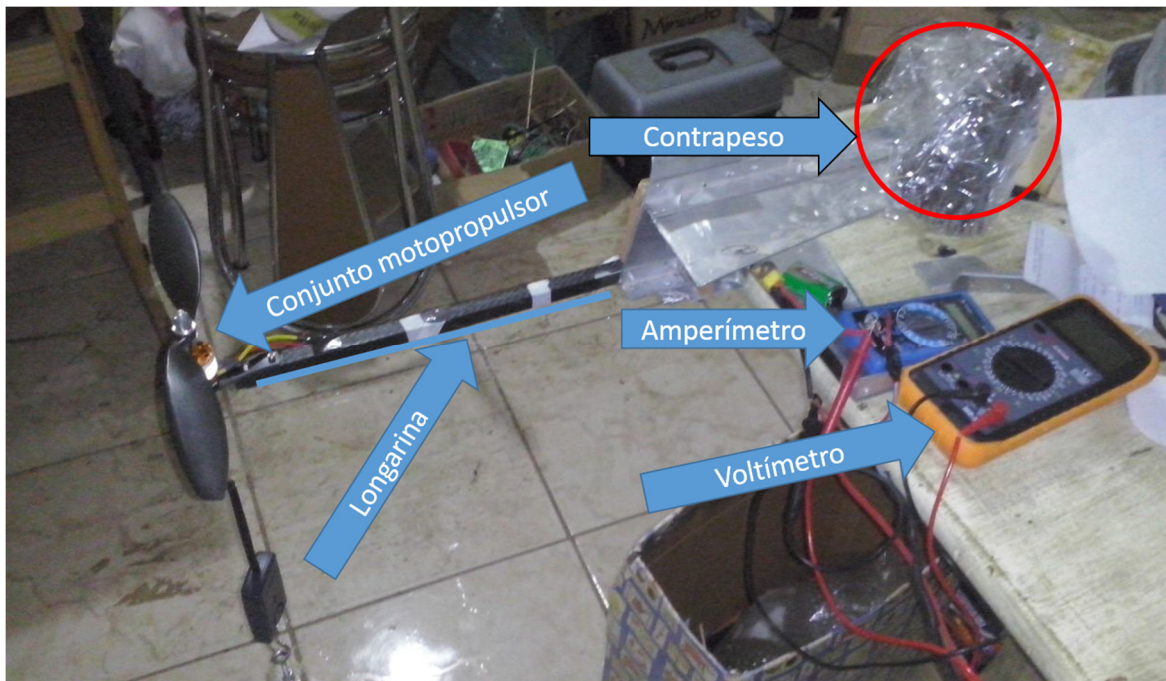
Figura 27 - Bancada de Testes de Empuxo



Fonte: O autor (2015)

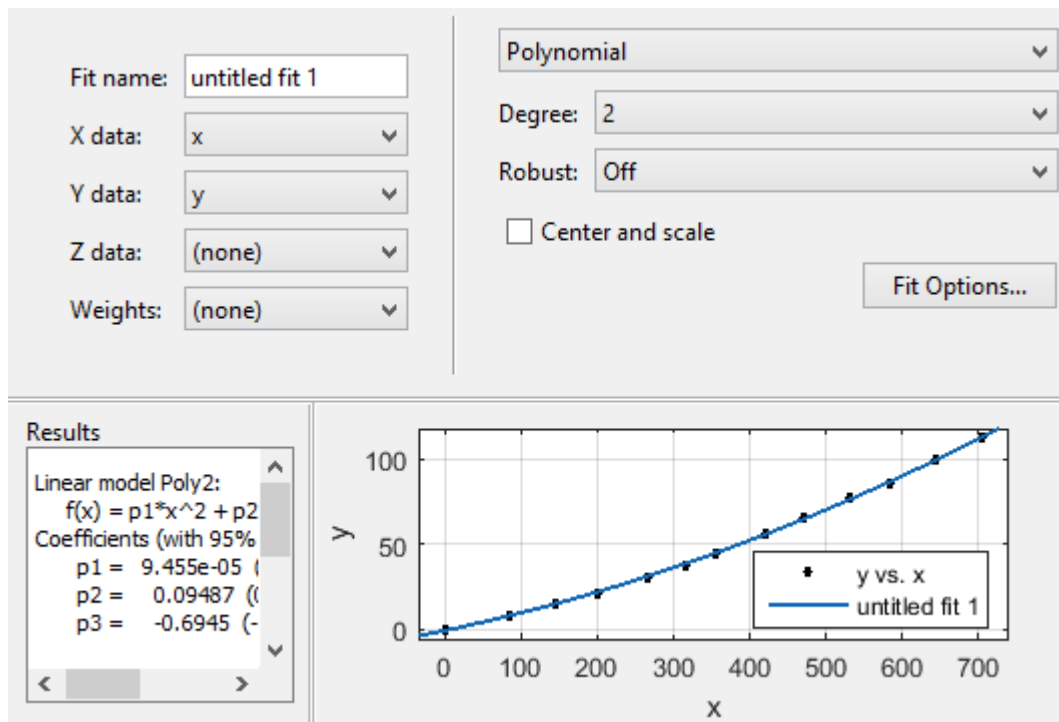
A Figura 28 mostra uma foto de outro ângulo da bancada em que se pode visualizar os medidores de tensão e corrente além do contrapeso.

Figura 28 - Bancada de outro ângulo



Fonte: O autor (2015)

Nesta etapa foram ensaiadas três geometrias de hélices: 8x4.5, 10x4.5 e 12x3.8 a uma temperatura de 17,2°C e 435 metros acima do nível do mar. Para medir a potência foram utilizados dois multímetros digitais, um configurado para ler tensão e outro para ler corrente. Com o circuito e os equipamentos devidamente montados, uma série de valores simultâneos de tensão, corrente e empuxo foram lidos e anotados em uma planilha. A fim de aproveitar-se melhor dos dados coletados, foi utilizada a ferramenta *cftool*, Figura 29, do software *Matlab*, na qual os valores correlacionados de potência consumida e empuxo produzido foram inseridos para obter-se equações que descrevem a curva real de consumo de cada uma das 3 hélices ensaiadas.

Figura 29 - Interface da ferramenta *cftool*

Fonte: O autor (2015)

Após a inserção dos dados coletados uma equação para cada hélice foi montada começando com a geometria 12x3.8 em (16), 10x4.5 em (17) e 8x4.5 em (18).

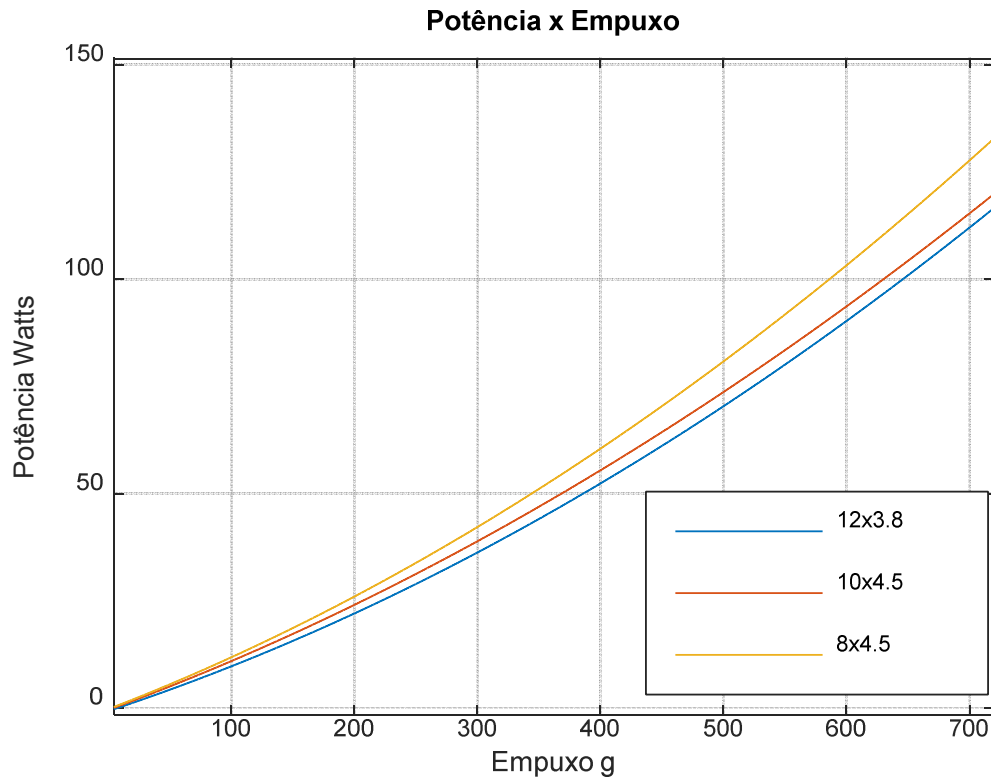
$$F_{emp} = 9.455e - 5 \times P^2 + 0.09487 \times P - 0.6945 \quad (16)$$

$$F_{emp} = 8.574e - 5 \times P^2 + 0.1054 \times P - 0.4414 \quad (17)$$

$$F_{emp} = 0.0001031 \times P^2 + 0.1106 \times P - 0.2421 \quad (18)$$

Com as equações obtidas foram plotadas as curvas de consumo das hélices conforme mostrado na Figura 30.

Figura 30 - Curva de Consumo Elétrico das Hélices

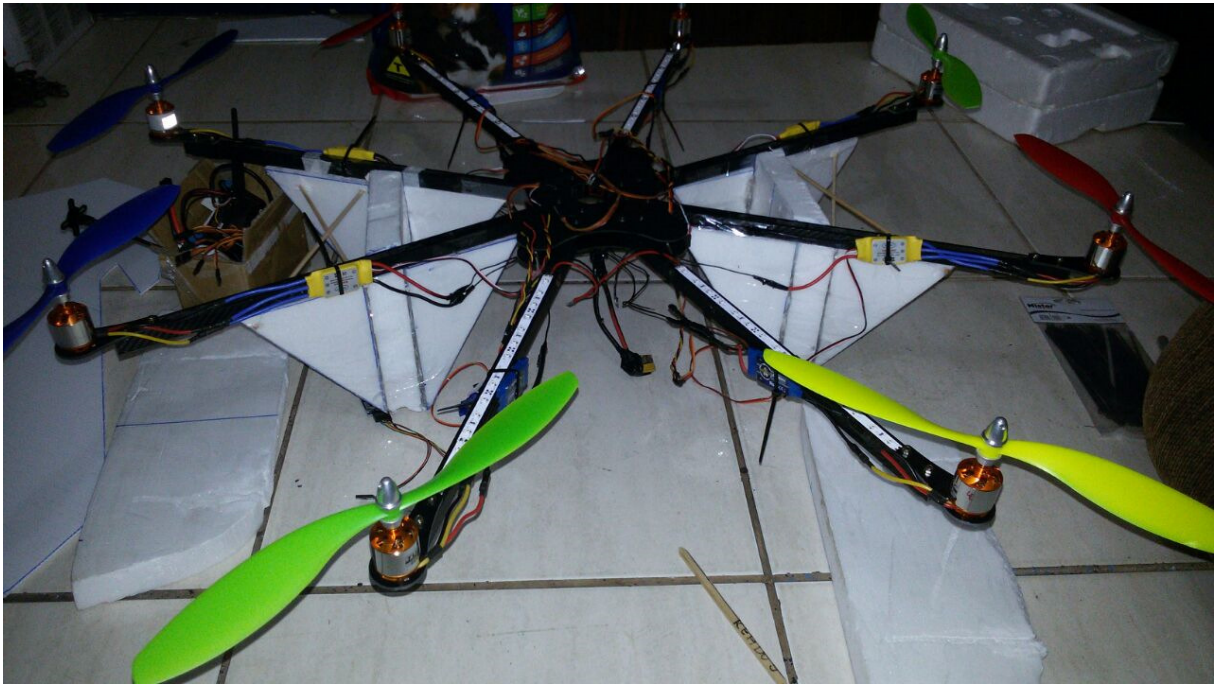


Fonte: O autor (2015)

Observa-se facilmente que a hélice de geometria 12x3.8” é a que possui o maior rendimento ao longo de toda a curva e por isso sendo esta escolhida para compor os conjuntos motopropulsores do multirotor.

3.2 - MONTAGEM DO MULTIROTOR

O trabalho não pretende fazer testes de voo com o multirotor sendo alimentado pela UGP devido ao tempo necessário para estudar a fixação da UGP no multirotor levando em conta os efeitos da precessão e as vibrações causadas pela elevada rotação do motor e dos geradores. No entanto, com a finalidade de ter a informação do peso total do octacóptero, após os testes de empuxo todos os itens relativos ao multirotor foram adquiridos e iniciou-se a montagem do mesmo. Após ter sido montado o *frame* do multirotor notou-se que seu esquí de pouso não suportava uma carga superior a 2,5 Kg sem entortar, o que levaria a quebra do mesmo quando carregado com maior peso. A fim de se obter um esquí de pouso adequado e que não fosse muito pesado, notou-se que o melhor material disponível seria o *Depron* pelo fato de este possuir baixos valores de massa volumétrica além de boa resistência a torção. O octacóptero montado pode ser observado na Figura 31.

Figura 31 - Octacóptero montado

Fonte: O autor (2015)

Ao final da montagem, com todos os itens mecânicos e eletrônicos necessários para voar instalados com exceção de uma bateria, da UGP e do tanque de combustível, o octacóptero apresentou um peso de 2,1 Kg.

3.3 - CONSTRUÇÃO DA UGP

3.3.1 – Ensaio com o gerador

Para certificar-se de que o motor *brushless NTM Prop Drive Series 35-36A 1800Kv* seria adequado ao projeto foi elaborado um ensaio de rendimento. Para aferir o rendimento do gerador é necessário conhecer a potência mecânica que lhe é entregue e a potência elétrica por ele fornecida. A potência elétrica é relativamente fácil de ser mensurada pois basta conhecer os valores da corrente e da tensão, valores estes que podem ser facilmente medidos, em contrapartida a potência mecânica é mais complicada de ser mensurada, uma vez que exige equipamentos que não são facilmente encontrados no mercado. De acordo com Casarin (2015), a potência mecânica transferida em um eixo é o produto da velocidade angular pelo torque. Com a finalidade de obter o valor destas variáveis no ensaio do motor foi adquirido um tacômetro a laser para medir a rotação, (que pode ser convertida para velocidade angular). Também foi montada uma bancada para medir o torque.

Para realizar o ensaio, decidiu-se utilizar uma furadeira para fornecer potência pela conveniência proporcionada pelo fácil acoplamento entre eixos através do seu mandril. No entanto, a furadeira utilizada trabalha com rotações próximas a 2700 RPM, valor este baixo para produzir uma tensão adequada ao ensaio. Para aumentar esta rotação foi utilizada uma caixa de engrenagens, retirada de outra furadeira proporcionando uma relação de 1:10 no aumento da rotação. Na Figura 32 é mostrada a caixa de engrenagens e seus 2 mandris.

Figura 32 - Caixa de engrenagens



Fonte: O autor (2015)

O mandril na parte superior da Figura 32 acopla-se ao eixo do motor-gerado, ao passo que o mandril da parte debaixo da figura acopla-se a furadeira. Para medir o torque optou-se por fixar um braço ao estator do motor-gerador de forma que o mesmo dinamômetro utilizado no ensaio das hélices possa ler a força induzida pelo momento angular no braço de torque. A força lida pelo dinamômetro deve ser convertida para Newton-metro (N.m), que é a unidade de

momento do Sistema Internacional de Unidades. Em (19) é apresentada a expressão que relaciona as grandezas envolvidas:

$$\boldsymbol{\tau} = \mathbf{r} \times \mathbf{F} \quad (19)$$

Onde : $\boldsymbol{\tau}$ é o torque; \mathbf{r} é o vetor do raio de alavanca; e \mathbf{F} é o vetor da força atuante. Sendo 9,81 N/kg a força gravitacional, utilizando-se de (19), o comprimento do braço de alavanca fixado ao estator do motor-gerador foi calculado em 10,19 cm para que convenientemente a leitura de 1 Kg no dinamômetro seja equivalente a 1 N.m de torque produzido no eixo. A Figura 33 mostra a medida do comprimento do braço de alavanca sendo realizada no suporte do motor-gerador.

Figura 33 - Raio de alavanca



Fonte: O autor (2015)

Para que a medida do torque seja realizada de forma adequada, a força deve atuar perpendicularmente ao comprimento do raio do braço de alavanca. Optou-se por pendurar o dinamômetro a uma estrutura localizada bem acima do eixo gerador de momento de forma que a força atue verticalmente tracionando o cabo de aramida ligado ao dinamômetro. Para posicionar o braço de alavanca de forma a deixá-lo perpendicular à força de tração, um nível

foi utilizado para posicionar o braço horizontalmente. A Figura 34 mostra a esquerda o posicionamento do braço de alavanca e a direita ilustra o funcionamento da bancada.

Figura 34 - Montagem de calibração da bancada de torque



Fonte: O autor (2015)

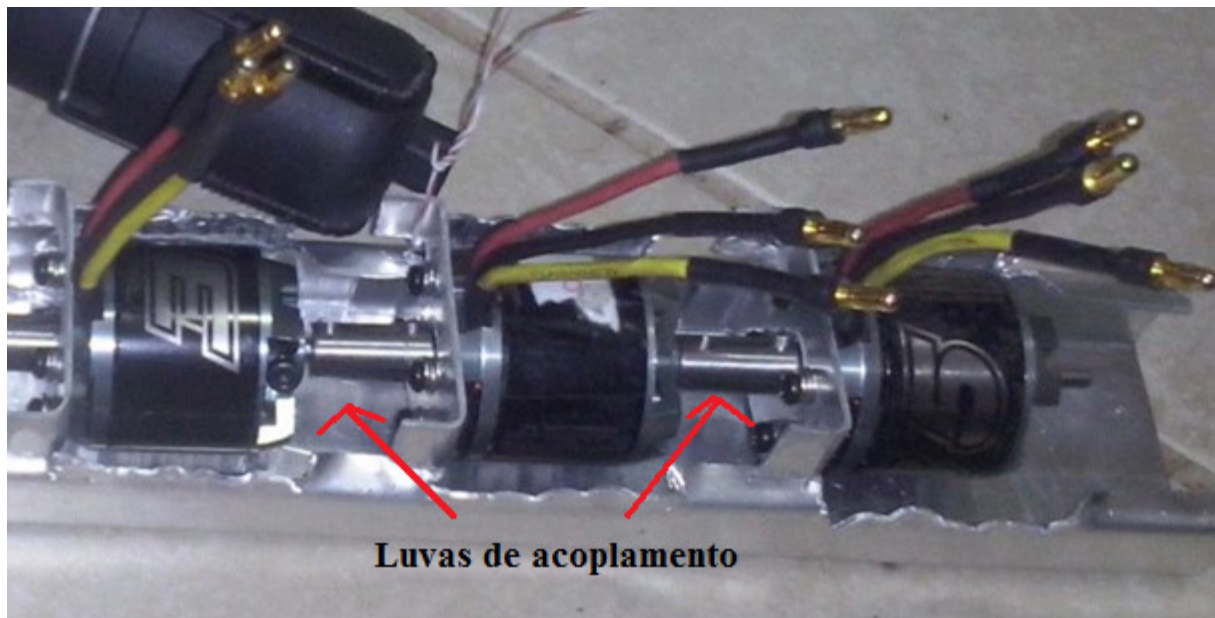
Com a bancada pronta, uma carga resistiva de 0,85 Ohms foi acoplada ao circuito retificador e a furadeira foi acionada de forma a movimentar o eixo mostrado na parte esquerda da Figura 34 no sentido anti-horário provocando assim tração no cabo ligado ao dinamômetro. Apesar da furadeira trabalhar a rotações superiores a 2500 RPM, sua rotação caiu consideravelmente devido as perdas causadas pela fricção na caixa de engrenagens entregando ao eixo motriz apenas 13700 RPM, equivalente a cerca de 1435 radianos por segundo. A força medida no dinamômetro foi de 50 gramas, sendo produzido no gerador um torque de 0,05 N.m e uma potência aproximada de 71,73 W. Utilizando a equação (3) tem-se que a tensão máxima que o gerador pode induzir é 7,61 V para esta rotação. Com as perdas do sistema a tensão medida foi de 6,9 V e a potência elétrica 55,95 W. Conhecendo a potência de entrada e a

potência de saída para este caso, obtêm-se um rendimento de aproximadamente 78%. Contudo, o valor não é confiável, porque a tensão que foi possível produzir é bastante inferior aos 11,1 V que pretende-se trabalhar e a resolução do dinamômetro é de 5 gramas deixando uma incerteza de 10% no valor do torque.

3.3.2 – Fixação Mecânica dos Geradores e Retificadores.

A fixação dos 3 geradores foi feita em uma estrutura de alumínio acoplando-se os eixos motrizes por meio de luvas cilíndricas, confeccionadas para este fim conforme mostra a foto da Figura 35.

Figura 35 - Geradores acoplados por luva



Fonte: O autor (2015)

Para conferir o alinhamento entre os eixos, um dos motores foi alimentado, fazendo o conjunto girar. Contudo, notou-se a presença de vibração devido a confecção defeituosa de uma das luvas cilíndricas que causou o desalinhamento dos eixos. Para contornar o problema decidiu-se adquirir varas industriais de aço com o diâmetro de 4 mm para confeccionar um eixo único que atravessa os 3 geradores evitando o complicado processo de torneamento de outra luva cilíndrica além de encurtar a distância longitudinal entre eles conforme mostra a Figura 36.

Figura 36 - Montagem dos geradores em eixo único

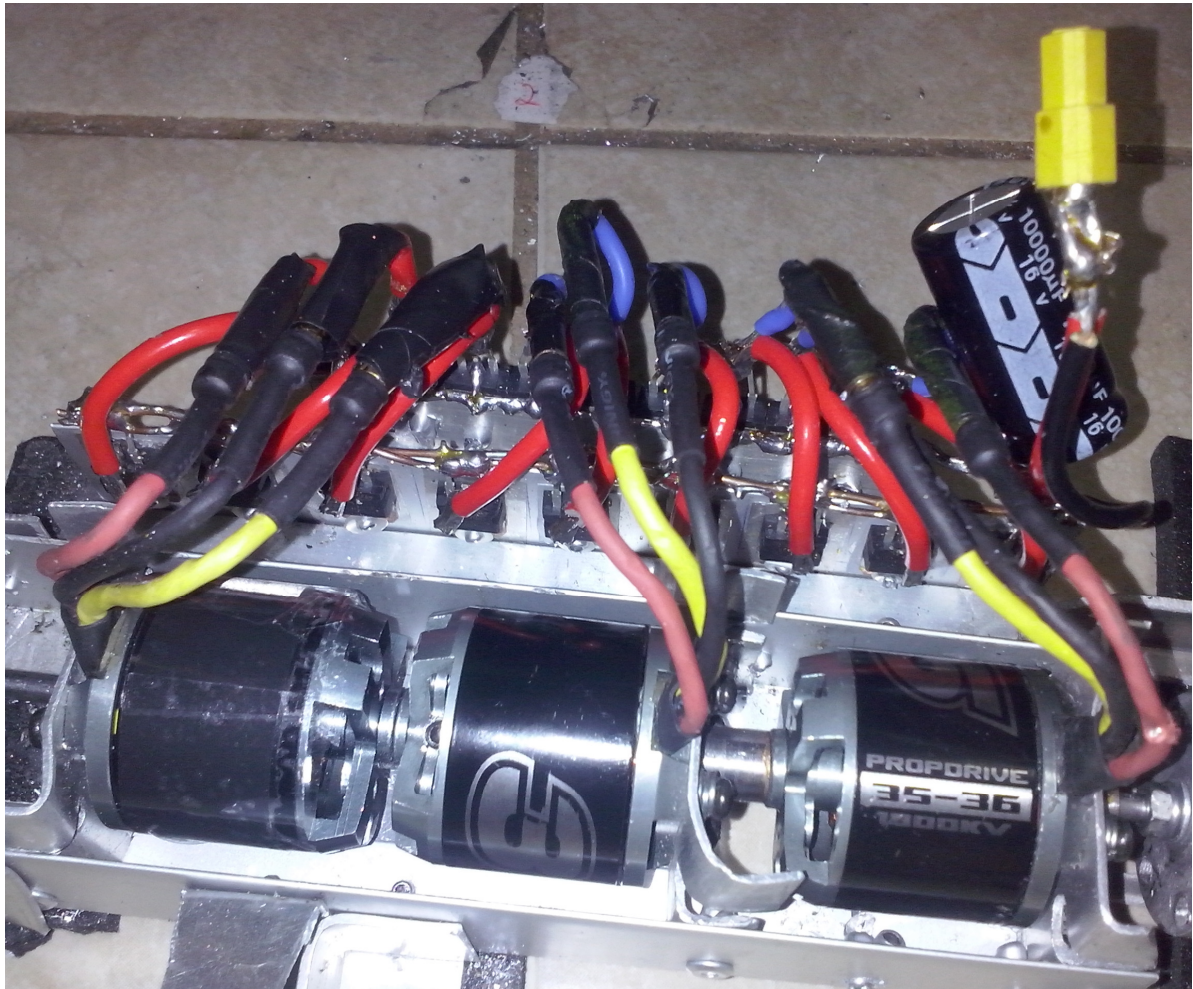


Fonte: O autor (2015)

Após acoplar e fixar novamente os geradores, o motor-gerador do meio foi ligado a um ESC e acionado a uma rotação de 19600 RPM sem carga sendo que desta vez o conjunto operou isento de vibrações excessivas.

Cada motor precisa de uma ponte retificadora trifásica de 6 pulsos o que significa que são necessários 18 diodos. Devido à alta corrente de trabalho, a qual o sistema será submetido, os 18 diodos retificadores foram parafusados na mesma estrutura de alumínio dos geradores a fim de encurtar os cabos condutores e evitando assim volume e peso adicional conforme mostra a Figura 37.

Figura 37 - Fixação dos retificadores



Fonte: O autor (2015)

Os terminais de cada uma das 3 pontes retificadoras foram soldados em comum configurando uma união de 3 fontes ligadas em paralelo. Para certificar-se do correto funcionamento de cada uma das 3 pontes utilizou-se uma furadeira novamente para acionar todo o conjunto, onde cada ponte, uma de cada vez foi ligada individualmente sendo então verificado seu correto funcionamento

3.3.3 – Inserção do motor a combustão

Seguindo as recomendações do fabricante, antes de colocar uma carga mecânica para o motor acionar, foi realizado o seu amaciamento a vazio e na lenta até que 4 tanques de 125 cm³ de combustível *GOLDFLY* fossem consumidos. Logo que o motor foi ligado foi notado um funcionamento bastante irregular com explosões fora de sincronia e paradas repentinas do mesmo. Diferente dos combustíveis convencionais que possuem mais de 20% de nitrometano,

a *GOLDFLY* não adiciona este aditivo em seus combustíveis, possuindo assim maior teor de metanol em relação aos seus concorrentes. Gardiner (2015) afirma que apenas com o metanol ocorre a reação catalítica no filamento de platina da vela tipo *glow*. Tendo relacionado estas informações concluiu-se que a vela original estaria aquecendo mais que o normal devido a maior presença de metanol. Para contornar o problema foi adquirida uma vela *glow*, específica para motores que operam em maior temperatura e substituída fazendo o motor *SH M28 P3* operar adequadamente. A vela adquirida é mostrada na Figura 38

Figura 38 - Vela *glow* de numeração 3



Fonte: HexTronik Limited. (2012)

Após o amaciamento ter sido realizado, o motor foi acoplado ao eixo dos geradores através de uma luva cilíndrica destacada na Figura 39.

Figura 39 - Acoplamento rígido do eixo



Fonte: O autor (2015)

Com os eixos acoplados foi dada partida no motor para realizar testes sem carga. Na partida inicial o motor logo falhou e quando foi dada a partida pela segunda vez notou-se que

o eixo dos geradores quebrou exatamente no parafuso que aperta a luva e o eixo do gerador, local este que é mais frágil devido a cava necessária para acomodação do parafuso. O eixo foi então consertado, porém o mesmo problema ocorreu por mais duas vezes. Tendo-se notado que a falha estava ocorrendo sistematicamente, suspeitou-se que devido a um mau alinhamento, o eixo dos geradores estivesse trabalhando sob torção e assim causando fadiga no material. Na tentativa de eliminar qualquer torção que pudesse estar ocorrendo, foi inserido um eixo cardã ligando o eixo do motor ao eixo do gerador conforme destacado na Figura 40.

Figura 40 - Acoplamento com eixo cardã



Fonte: O autor (2015)

Com o equipamento ainda em manutenção, antes de dar partida no motor novamente, decidiu-se instalar o sistema de refrigeração forçada para que o motor possa trabalhar a plena potência por tempo prolongado sem superaquecer. O sistema consiste de um duto com um ventilador de múltiplas pás (*fan*) acionado por um motor *brushless* de alta rotação, o que força o ar a passar em alta velocidade entre as aletas do motor. O sistema montado pode ser visualizado na Figura 41.

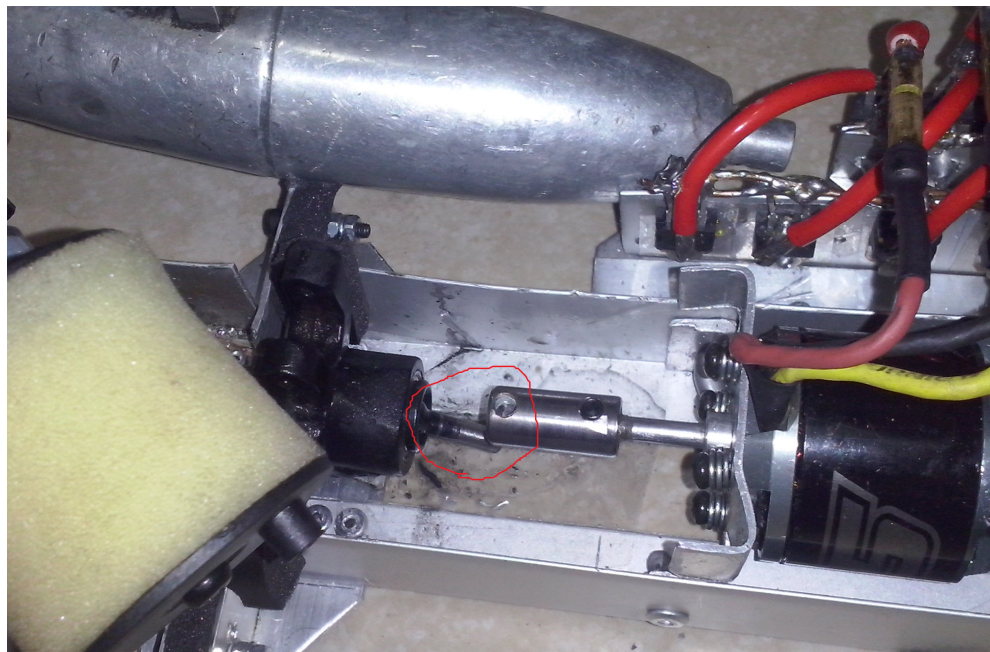
Figura 41 - Sistema de refrigeração forçada



Fonte: O autor (2015)

Quando operando em potência máxima, o consumo elétrico medido do motor de ventilação foi de aproximadamente 82 Watts. Com as modificações realizadas foi novamente dada partida no motor, no entanto ocorreu outra quebra, desta vez na ponta do eixo cardã, o qual é construído com aço mais duro do que o eixo dos geradores. Na Figura 42 pode ser visualizado em destaque o ponto de ruptura.

Figura 42 – Eixo cardã quebrado



Fonte: O autor (2015)

Com o problema relacionado às falhas estruturais ao longo do eixo motriz ainda ocorrendo, suspeitou-se desta vez que os eixos não estariam suportando as vibrações transmitidas pelo motor. A fim de minimizar o possível efeito das vibrações ao longo do eixo, foi confeccionado um acoplamento tipo sanduíche composto por 3 discos de alumínio e borrachas. Na Figura 43 é mostrado a confecção do acoplamento ligado ao eixo motriz.

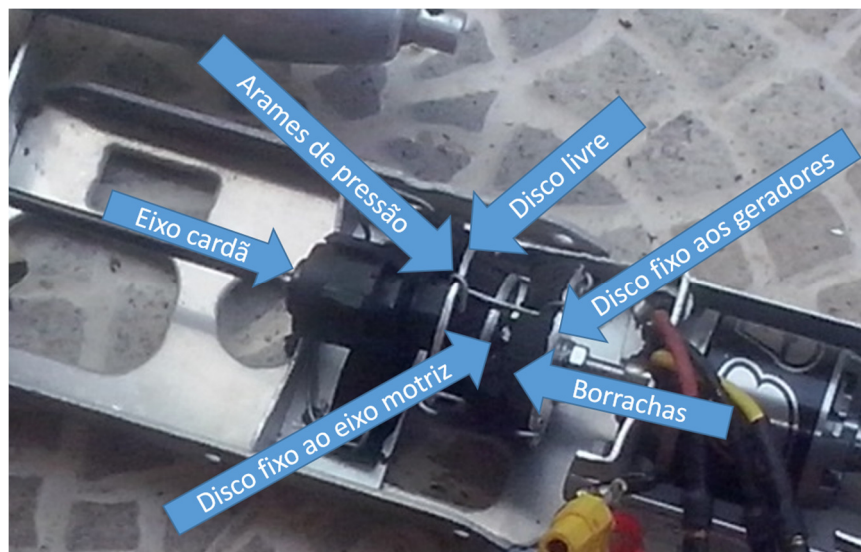
Figura 43 - Acoplamento tipo sanduíche



Fonte: O autor (2015)

O disco da esquerda da Figura 43 é livre para girar, contudo é pressionado contra o disco à direita da figura o qual está fixo ao eixo motriz. O terceiro disco é fixo ao eixo dos geradores conforme pode ser visto na Figura 44.

Figura 44 - Acoplamento com amortecimento montado



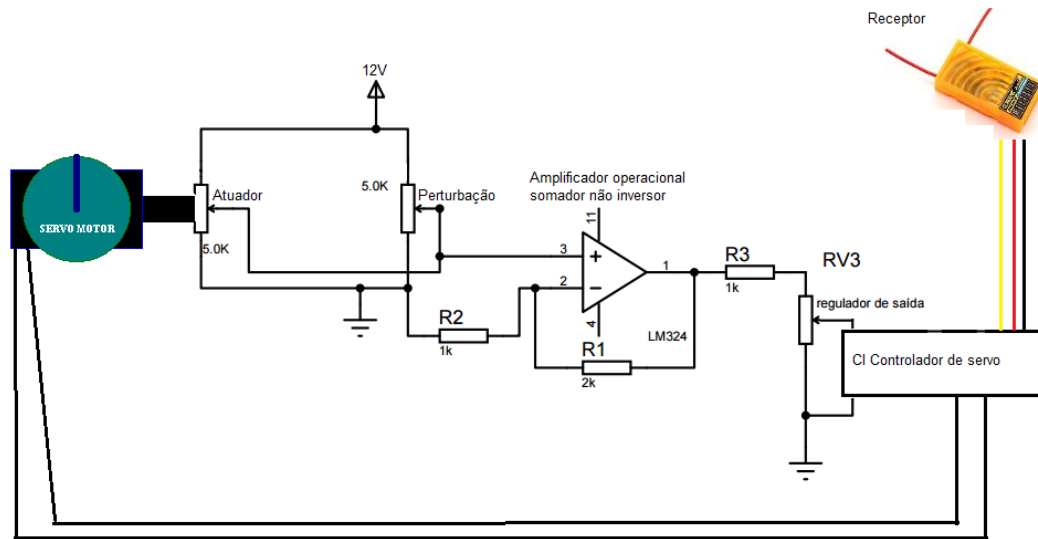
Fonte: O autor (2015)

O disco fixo no eixo dos geradores é então ligado através de arrames ao disco livre fazendo pressão no disco do meio através das borrachas e assim acoplando o eixo motriz ao eixo movido. Com o novo acoplamento instalado foi novamente dada partida no motor. Em baixa rotação o acoplamento funcionou normalmente, entretanto quando o motor foi acelerado, pedaços de borracha foram arremessados para fora do acoplamento devido a força centrípeta. A fim de evitar maiores danos, a borboleta de admissão foi imediatamente fechada para desligar o motor. Neste evento observou-se um comportamento diferente das outras vezes que o motor fora desligado devido as características do novo acoplamento. Com a parada repentina do motor, os geradores continuaram girando por alguns instantes devido a sua inércia e o disco fixo ao eixo do gerador foi desparafusado por este movimento. Esta observação leva a concluir que que todas as quebras dos eixos ocorrem durante o desligamento do motor a combustão devido a sua parada brusca impedindo os geradores de dissipar a energia cinética remanescente, fato que passou despercebido anteriormente provavelmente pelo fato de o eixo não emitir som suficiente na hora da quebra além da atenção do operador estar focada em outros aspectos relativos ao motor.

3.4 - CIRCUITO CONTROLADOR DE ROTAÇÃO

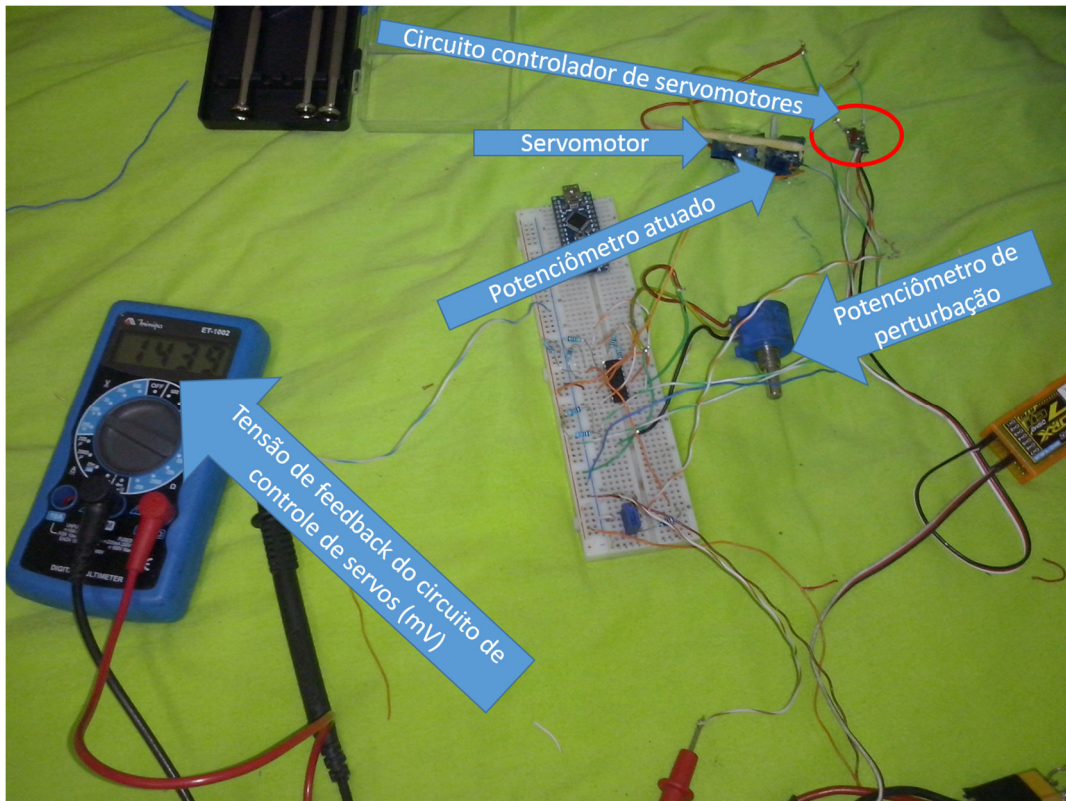
A fim de controlar a tensão de saída dos geradores foi elaborada uma modificação no circuito controlador do servomecanismo que atua na borboleta de admissão do motor. A ideia por trás da modificação, consiste em substituir o potenciômetro do servomecanismo por um circuito que condiciona a tensão presente nos terminais de saída do gerador. Uma vez que não foi possível colocar o motor e gerador para trabalharem adequadamente, foi elaborado um circuito de bancada para testar a funcionalidade do controle de tensão por atuação mecânica do servo. O esquema elétrico é mostrado na Figura 45.

Figura 45 - Esquemático do circuito de controle de tensão



Fonte: O autor (2015)

O circuito consiste de um amplificador operacional atuando como um somador não inversor. As tensões de entrada são reguladas por dois potenciômetros e sendo um circuito somador, na sua porta de saída o valor da tensão será a soma das tensões apresentadas pelo terminal central dos potenciômetros. O servomecanismo sem seu circuito controlador é acoplado mecanicamente a um dos potenciômetros. A tensão de saída do amplificador operacional é rebaixada e regulada com um terceiro potenciômetro e ligada ao terminal do circuito controlador do servo que antes estava ligado a derivação central do potenciômetro retirado. O terminal negativo do circuito controlador é ligado em comum com o terminal negativo do circuito do amplificador operacional. Por fim um receptor de rádio controle é conectado ao cabo padrão do controlador e passa a informação da posição a ser buscada. Originalmente a informação de posição é um valor de tensão regulada pelo potenciômetro original removido do servomecanismo. Com o novo arranjo, o circuito controlador passa a atuar no motor do servomecanismo que está acoplado ao potenciômetro externo movimentando este até que o amplificador operacional forneça em sua saída a tensão buscada pelo circuito controlador. A Figura 46 mostra o circuito montado e em funcionamento.

Figura 46 - Simulação do controlador de tensão

Fonte: O autor (2015)

Após ligar o circuito e o receptor, um dos potenciômetros foi utilizado para perturbar a tensão de entrada do amplificador operacional em uma faixa de tensão entre 3,2 e 5,1 Volts. Como previsto o circuito controlador atuou no motor do servomecanismo o qual realizou os movimentos no outro potenciômetro corrigindo a tensão de saída mantendo-a fixa em 7,5 Volts na porta de saída do amplificador operacional e 1,44 V no potenciômetro de saída do amplificador operacional como pode ser observado na Figura 46.

4 - CONSIDERAÇÕES FINAIS

O trabalho desenvolvido teve como objetivo a busca por uma fonte alternativa de energia para alimentar drones multirotores a fim de que estes possam ser alimentados com combustível ao invés de baterias elétricas.

Como solução plausível o estudo teórico demonstrou a possibilidade de se utilizar um motor a combustão interna tipo *glow* em conjunto com geradores elétricos para então distribuir a energia. Nas pesquisas realizadas teve-se a prioridade de garantir que a potência fosse adequada ao peso total do conjunto realizando medições e testes sempre que possível. Dentre os ensaios realizados estão o de consumo de potência para algumas geometrias de hélices e o de rendimento do gerador. O ensaio de consumo das hélices apesar de ter sido feito com uma bancada com limitações, forneceu equações que determinam o consumo de potência em relação ao peso a ser sustentado. Infelizmente não se conseguiu realizar um ensaio com o conjunto gerador de potência devido a problemas com a integridade do eixo motriz. Apesar de não se ter conseguido ensaiar o motor a combustão gerando energia, o problema relacionado a quebra dos eixos está próximo de ser resolvido utilizando-se de um sistema de rolamento de sentido único no acoplamento para que os geradores fiquem livres para girar quando o motor a combustão for desligado evitando assim novas quebras. Além disso, o conjunto gerador de potência está pesando 1430 gramas e o multirotor 2100 gramas totalizando 3,53 Kg. Especula-se que o novo método de acoplamento dos eixos não deve agregar muita massa á UGP e com otimizações posteriores pode-se reduzir seu peso total. Se for considerado uma massa total de 4 Kg incluindo o peso do combustível, cada um dos 8 conjuntos motopropulsores terá que gerar um empuxo de 500 gramas a fim de sustentar o voo. Com os ensaios feitos com as hélices foi determinado que a hélice que possui geometria de 12x3,8 polegadas consome aproximadamente 71 Watts para produzir 500 gramas de empuxo. A soma do consumo dos 8 conjuntos motopropulsores com o consumo do sistema de refrigeração forçada irá totalizar aproximadamente 650 Watts, consumo este bastante inferior a capacidade do motor inclusive em um cenário onde as perdas de geração sejam altas. Mesmo sem ter sido atingidos todos os objetivos do trabalho, a observação feita sobre a compatibilidade do consumo elétrico com a o peso dos equipamentos, além do funcionamento esperado do sistema de controle de tensão, demonstra que a pesquisa está seguindo no rumo correto motivando sua continuação com o objetivo final de alimentar o multirotor em voo.

5 - REFERÊNCIAS

ABREU, Thiago Probst de. **Modelagem Matemática para um Sistema de Controle para Aeronaves do Tipo Quadrotor**. 2014. 95 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Industrial Elétrica: Ênfase em Eletrônica/telecomunicações, Departamento Acadêmico de Eletrônica, Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Curitiba, 2014. Disponível em: <http://repositorio.roca.utfpr.edu.br/jspui/bitstream/1/2275/1/CT_ENGELN_2013_2_17.pdf>. Acesso em: 22 abr. 2015.

ALEXANDER, Charles K.; SADIKU, Matthew N. O. **Fundamentos de circuitos elétricos**. 3.ed. São Paulo: McGraw-Hill, 2008. xxiv, ca 1012 p. ISBN 9788586804977.

RASHID, Muhammad H.. **Eletrônica de Potência: Circuitos, Dispositivos e Aplicações**. Rio de Janeiro: Pearson Education do Brasil, 1999.

Barceloux DG, Bond GR, Krenzelok EP, Cooper H, Vale JA (2002) **American Academy of Clinical Toxicology practice guidelines on the treatment of metanol poisoning**. J Toxicol Clin Toxicol 40:415-446

BRAGA, Newton C.. **Como funciona o alternador (ART094)**. 2002. Disponível em: <<http://www.newtonbraga.com.br/index.php/artigos/51-automotivos/709-como-funciona-os-alternadores-art094.html>>. Acesso em: 28 abr. 2015.

BRAGA, Newton C. **Como funcionam os Diodos Schottky (ART1037)**. Disponível em: <<http://www.newtonbraga.com.br/index.php/como-funciona/6709-como-funcionam-os-diodos-schottky-art1037>>. Acesso em: 22 maio 2015.

BRAGA, Newton C.. **Como funciona o motor de corrente contínua (ART476)**. Disponível em: <<http://www.newtonbraga.com.br/index.php/como-funciona/3414-art476a>>. Acesso em: 22 maio 2015.

Brain, Marshall. "How Lithium-ion Batteries Work" 14 November 2006. HowStuffWorks.com. <<http://electronics.howstuffworks.com/everyday-tech/lithium-ion-battery.htm>> 29 March 2015.

CARPENTER, Pete. **RC model airplane engines**. Disponível em: <<http://www.rc-airplane-world.com/model-airplane-engines.html>>. Acesso em: 20 maio 2015.

CASARIN, Rui. **MECÂNICA APLICADA: Pompéia**: Fatec Pompéia, 20--. 38 slides, color. Disponível em: <[http://www.fatecpompeia.edu.br/arquivos/arquivos/aula3\(1\).pdf](http://www.fatecpompeia.edu.br/arquivos/arquivos/aula3(1).pdf)>. Acesso em: 03 abr. 2015.

HALLIDAY, David; RESNICK, Robert; WALKER, Jearl. **Fundamentos de física**. 8. ed. Rio de Janeiro: LTC, c2009. 1 v.

CRUZ, George. **E-Volo VC200 primeiro helicóptero elétrico é testado na Europa**. 2014. Disponível em: <<https://cienciasetecnologia.com/helicoptero-eletrico-evolo/>>. Acesso em: 01 abr. 2015.

CRUZ, George. **Formas de geração de energia: Como funcionam geradores de energia**. 2014. Disponível em: <<https://cienciasetecnologia.com/formas-geracao-energia-geradores/>>. Acesso em: 28 abr. 2015.

EMPINOTTI, Gianna. **5 nichos que podem inovar com a utilização de drones**. 2015. Disponível em: <<http://www.sageone.com.br/2015/02/19/5-nichos-que-podem-inovar-com-utilizacao-de-drones/>>. Acesso em: 23 mar. 2015.

FELIPPES, Rodrigo Adriano de. **Análise e Desenvolvimento de Aerogeradores com Pás compósitas**. 2012. 178 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, 2012.

GARDINER, Brian. **All about GLOW PLUGS**. Submitted by Wayne Beasley. Disponível em: <<http://www.fubarhill.com/GLOW.htm>>. Acesso em: 20 maio 2015.

GODINHO, Renato Domith. **Como funciona o helicóptero?** 2012. Edição 5. Disponível em: <<http://mundoestranho.abril.com.br/materia/como-funciona-o-helicoptero>>. Acesso em: 25 mar. 2015.

HONDA, Flavio. **MOTORES DE CORRENTE CONTÍNUA: Guia rápido para uma especificação precisa**. 2006. Disponível em: <http://www.siemens.com.br/medias/FILES/2910_20060412165714.pdf>. Acesso em: 20 maio 2015.

KOEBLER, Jason (Comp.). **A Busca com Drones Por Sobreviventes de um Terremoto na China**. 2014. Tradução: Letícia Naísa. Disponível em: <http://motherboard.vice.com/pt_br/read/a-busca-com-drones-por-sobreviventes-de-um-terremoto-na-china>. Acesso em: 28 abr. 2015.

KLUG, Michael; DRIESSEN, João Vithor. **Desenvolvimento de uma Aeronave VTOL de Baixo Custo do Tipo Quadrirrotor**. 2014. Disponível em: <<https://periodicos.ifsc.edu.br/index.php/rtc/article/download/1506/979>>. Acesso em: 19 maio 2015.

LAFLOUFA, Jacqueline. **Tudo sobre drones, os robozinhos voadores que fazem mais parte da sua vida do que você imagina: Pequenos, ágeis e multiuso, eles ajudam em coberturas jornalísticas e até entregam pizza**. 2013. Disponível em: <<https://tecnoblog.net/135789/tudo-sobre-drones/>>. Acesso em: 21 mar. 2015.

LEE, John T.; RIBEIRO, Carlos; MENDOZA, Miguel. **Designing High-Performance and Power Efficient 3-Phase Brushless DC Motor Control Systems**. San Jose: Micrel, 2014. Disponível em: <http://www.micrel.com/_PDF/other/BLDCMotorControl.pdf>. Acesso em: 22 maio 2015.

LLAIN, Rhett. **HOW CAN YOU INCREASE SMARTPHONE BATTERY LIFE?** 2014. Disponível em: <<http://www.wired.com/2014/09/can-increase-smart-phone-battery-life/>>. Acesso em: 25 mar. 2015.

MARCELINO, Rui Pedro Moreira. **Controlo de Armazenamento de Energia em Barramento CC**. 2013. 29 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Mestrado Integrado em Engenharia Eletrotécnica e de Computadores, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, Porto, 2013. Disponível em: <<http://paginas.fe.up.pt/~ee05189/wp->

content/uploads/2013/03/Relatatorio-Final-de-PDI-de-Rui-Marcelino-050503189.pdf>. Acesso em: 19 maio 2015.

MAYARA, Laryssa. **Uso do álcool na intoxicação por metanol**. 2012. Disponível em: <<http://bioquimicadoalcool.blogspot.com.br/2012/09/uso-do-alcool-na-intoxicacao-por-metanol.html>>. Acesso em: 25 mar. 2015.

MOURA, Ricardo Lopes. **O USO DE MICROCONTROLADORES NO ACIONAMENTO E CONTROLE DE MOTORES BRUSHLESS DC**. 2010. 40 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Elétrica Com Ênfase em Sistemas de Energia e Automação e, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2010.

NILES, Russ. **NASA Flies Hybrid Electric VTOL**. 2014. Disponível em: <<http://www.avweb.com/avwebflash/news/NASA-Flies-Hybrid-Electric-VTOL-222636-1.html>>. Acesso em: 20 maio 2015.

QUEEN, Robbie. **KM - Motor Constant: THE GREAT EQUALIZER**. 2008. Disponível em: <http://www.motioncomp.com/pdfs/Motor_Constant_Great_Equalizer.pdf>. Acesso em: 28 abr. 2015.

ROSA, Edison. **Introdução ao Projeto Aeronáutico: Uma contribuição à Competição SAE AeroDesign**. Florianópolis: Sae Brasil, 2006.

SANTOS, Fernando Miguel Soares Mamede dos; SANTOS, Fernando Antônio Castilho Mamede dos. **O COMBUSTÍVEL “HIDROGÊNIO”**. Viseu: Instituto Politécnico de Viseu, 2005. 19 p. (31). Disponível em: <<http://hdl.handle.net/10400.19/435>>. Acesso em: 29 mar. 2015.

SEIBT, Taís. **O céu não é o limite: Uso civil de drones cresce no Brasil sem que haja regulamentação para a utilização recreativa e comercial**. 2014. Disponível em: <<http://zh.clicrbs.com.br/rs/noticias/noticia/2014/03/uso-civil-de-drones-cresce-no-brasil-sem-que-haja-regulamentacao-para-a-utilizacao-recreativa-e-comercial-4460303.html>>. Acesso em: 21 mar. 2014.

STUDART, Alberto. **Quadricópteros, aprenda um pouco mais sobre esta maravilhosa máquina**. 2015. Disponível em: <<http://blog.opovo.com.br/asaseflaps/quadricopteros-aprenda-um-pouco-mais-sobre-esta-maravilhosa-maquina/>>. Acesso em: 25 mar. 2015.

SUCCAR, Marcio. **Riscos e cuidados com as baterias LiPo**. Disponível em: <<http://www.rcnaveia.com.br/2013/06/riscos-e-cuidados-com-as-baterias-lipo.html>>. Acesso em: 28 maio 2015.

DESENVOLVIMENTO DE UMA AERONAVE VTOL DE BAIXO CUSTO DO TIPO QUADRIRROTOR. Florianópolis: Instituto Federal de Santa Catarina, v. 1, 2014. Disponível em: <<https://periodicos.ifsc.edu.br/index.php/rtc/article/download/1506/979>>. Acesso em: 19 maio 2015.

INTOXICAÇÕES por Produtos Químicos Derivados do Petróleo. Disponível em: <http://www.saude.pr.gov.br/arquivos/File/zoonoses_intoxicacoes/Intoxicacoes_por_Produtos_Quimicos_Derivados_do_Petroleo.pdf>. Acesso em: 19 maio 2015.

O QUE é drone? Elaborado por Multicopter.com.br. Disponível em:
<<http://www.multicopter.com.br/drone.asp>>. Acesso em: 23 mar. 2015.