



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Módulo de Injeção de combustível para *UAV's* (versão corrigida após defesa de dissertação)

Samuel Rodrigues Pires

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(Ciclo de estudos integrado)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo
Coorientador: M. Sc. Alexander Martins Costa

Covilhã, Outubro de 2017

(Esta página foi deixada intencionalmente em branco)

Dedicatória

Dedico este trabalho a todos os meus colegas e amigos que me apoiaram e ajudaram durante este percurso académico e à minha família, principalmente aos meus pais e irmão que sempre me apoiaram durante toda a vida.

(Esta página foi deixada intencionalmente em branco)

Agradecimentos

Gostava de mostrar os meus agradecimentos ao Professor Doutor Francisco Miguel Ribeiro Brójo pela sua orientação e todo o apoio na realização desta dissertação e por todo o seu tempo dedicado a este projeto. Também queria agradecer pela oportunidade que me ofereceu na realização deste projeto em conjunto com o CEiiA e por toda a motivação dada em alturas de maior dificuldade.

Queria agradecer também ao técnico de laboratório Sr. Rui Paulo e ao Pedro Alves por toda a ajuda e apoio fornecidos durante a realização da parte experimental deste projeto.

Gostava de agradecer a todo o restante Departamento de Ciências Aeroespaciais e aos Professores do mesmo por todo o seu apoio e orientação durante todos estes anos de Mestrado de Engenharia Aeronáutica.

Também gostava de agradecer ao CEIIA pela oportunidade dada para a realização desta dissertação e pela experiência adquirida e agradecer a todos os meus colegas de trabalho, principalmente ao meu coorientador Alexander por todo o seu apoio e orientação nesta dissertação.

Gostava de agradecer aos meus colegas e amigos que me suportaram sempre, entre eles Afonso, Guilherme, Mickael, João Pinheiro, Ana, Jéssica, Andreia, Tiago, José, Marcos, Thiago, André, João Jóia, Salvador, Filipe e Cláudio.

Finalmente queria agradecer à minha família, principalmente aos meus pais, ao meu irmão Diogo e aos meus avós que sempre me apoiaram, estiveram sempre comigo e sempre me deram forças durante esta dissertação e em todo o percurso académico.

(Esta página foi deixada intencionalmente em branco)

Resumo

Nos últimos anos, existiu um grande aumento de utilização de aeronaves não tripuladas (*UAV*), não só a nível militar como a nível civil. Essas aeronaves, existentes em vários tamanhos, podem ser propulsadas com motores elétricos ou com motores de combustão interna. No entanto, grande parte dos motores de combustão interna utilizados em *UAV's*, utilizam carburador como sistema da preparação da mistura de ar-combustível, que conseqüentemente origina um maior consumo por parte da aeronave, limita o seu teto máximo de operação e representa uma emissão significativa de gases poluentes.

Esta dissertação, proposta pelo CEiiA, foca-se na modificação do motor utilizado no UAS30, instalando um sistema de injeção eletrónica com objetivo de remover as desvantagens do carburador. Inicialmente foi construída uma bancada de testes para ser possível a realização dos testes do motor com o carburador original para a análise do seu consumo e da sua tração. De seguida, realizou-se a modificação do motor, removendo o carburador e instalando um sistema de injeção eletrónica, posteriormente configurado especificamente para o motor do UAS30.

Finalmente depois da modificação e da operacionalização do motor, realizaram-se os testes em bancada do novo sistema, encerrando este projeto com a comparação dos testes do sistema de carburador com o sistema de injeção, avaliando a viabilidade desta solução e quantificando as melhorias introduzidas e procedeu-se à validação dos requisitos inicialmente definidos

Palavras-chave

UAV, Injeção, EFI, ECU

(Esta página foi deixada intencionalmente em branco)

Abstract

In the last few years there was an increase of unmanned aerial vehicles (UAV's) being operated both by the military and civilians. There are UAV's of multiple sizes that can be powered with electric engines and internal combustion engines, however, most of the combustion engines used in UAV's, control the fuel flow into the intake manifold by a carburettor, that creates a great fuel consumption, restricts the maximum operation ceiling and emits significant emissions.

The focus of this thesis, proposed by CEiiA, is to change the UAS30 engine, by removing the carburettor and installing an electronic injection system with the purpose of removing the carburettor drawbacks. Firstly, a test stand was built in order to characterize the engine thrust and fuel consumption with carburettor. Then, the engine was modified, by removing the carburettor and installing the electronic fuel injection system and after that, the ECU was tuned according to the UAS30 engine.

After the engine was modified, the new system was tested for thrust and fuel consumption, finishing the thesis by comparing the carburettor tests with the fuel injection tests in order to assess if the modifications made in the engine were viable or not. The initial requirements of this thesis were evaluated and validated.

Keywords

UAV, Injection, EFI, ECU

(Esta página foi deixada intencionalmente em branco)

Índice

1.	Introdução	1
1.1	<i>Motivação e Enquadramento</i>	1
1.2	<i>A empresa</i>	2
1.3	<i>UAS30</i>	2
1.3.1	Aplicações do UAS30	3
1.3.2	Sistema	3
1.3.3	Características	4
1.4	<i>Objetivos</i>	5
1.5	<i>Estrutura da Dissertação</i>	5
1.6	<i>Metodologia de trabalho</i>	6
2.	Estado da arte	7
2.1	<i>Evolução histórica</i>	7
2.2	<i>Injeção em UAV's</i>	11
3.	Fundamentos Teóricos	13
3.1	<i>Introdução</i>	13
3.2	<i>Carburadores</i>	14
3.2.1	Princípio de Funcionamento	14
3.2.2	Vantagens de Desvantagens do Carburador	15
3.3	<i>Sistemas de Injeção de Combustível</i>	16
3.3.1	Princípio de funcionamento	16
3.3.2	Injeção direta	16
3.3.3	Injeção indireta multiponto	17
3.3.4	Injeção indireta monoponto	18
3.3.5	Injeção eletrônica	19
3.4	<i>Parâmetros e sensores</i>	21
3.4.1	Binário e Potência	21
3.4.2	Tração do hélice	21
3.4.3	Sensor de Hall	22
3.4.4	MAP (Manifold Absolute Pressure)	22
3.4.5	TPS (Throttle Position Sensor)	23
3.4.6	Temperatura	23
3.4.7	Sensor lambda (λ)	23
3.5	<i>Funcionamento do kit de injeção</i>	24
3.5.1	Lei dos gases ideais	24
3.5.2	REQ_FUEL	25
3.5.3	Tabela VE	26
3.5.4	Equação do combustível	27
4.	Escolha da solução	28
4.1	<i>Requisitos do Sistema</i>	28
4.2	<i>Sistemas de Injeção disponíveis</i>	29
4.3	<i>Sistema Escolhido</i>	30

4.4	<i>Bill of Materials</i>	31
5.	Testes ao motor inicial	32
5.1	<i>O motor</i>	32
5.1.1	Mistura Combustível – Óleo	33
5.2	<i>Banco de ensaios</i>	33
5.3	<i>Parâmetros de análise</i>	34
5.3.1	Tração	34
5.3.2	Consumo	35
5.3.3	Temperatura	36
5.3.4	Velocidade do motor	37
6.	Alteração do motor	38
6.1	<i>Fabrico de componentes</i>	39
6.2	<i>Montagem do motor e do kit de injeção</i>	40
6.2.1	Alteração do banco de ensaios	40
6.2.2	Montagem do kit de injeção	41
6.2.1	Arquitetura do sistema	42
6.3	<i>Primeiro loop de testes funcionais e resolução de problemas</i>	43
7.	Afinação do sistema de injeção	48
7.1	<i>Configurações do ECU</i>	48
7.2	<i>Tabela VE</i>	50
7.3	<i>Acceleration Wizard</i>	52
8.	Testes do sistema de injeção	54
8.1	<i>Cálculo do consumo</i>	54
9.	Resultados	56
9.1	<i>Resultados dos testes de carburador</i>	56
9.1.1	Tração estática	56
9.1.2	Consumo	57
9.1.3	Tabela de dados	57
9.2	<i>Resultados dos testes com o sistema de injeção</i>	58
9.2.1	Consumo	58
9.2.2	Tração	59
9.2.3	Tabela de dados	59
9.3	<i>Comparação dos resultados</i>	60
9.3.1	Consumo	60
9.3.2	Tração	63
9.4	<i>Caracterização da temperatura</i>	64
10.	Análise de Modo e Efeito de Falha (FMEA).....	66
10.1	<i>FMEA</i>	66
10.2	<i>FMEA do sistema de injeção</i>	67

11. Conclusão.....	70
11.1 <i>Dificuldades</i>	70
11.2 <i>Validação de requisitos</i>	71
11.3 <i>Resultados</i>	72
11.4 <i>Trabalhos futuros</i>	74
12. Bibliografia	76
Anexo A.....	80
Anexo B.....	81
Anexo C.....	91
Anexo D.....	92

(Esta página foi deixada intencionalmente em branco)

Lista de Figuras

Figura 1.1 - UAS30 [Cortesia do CEiiA]	2
Figura 1.2- Compartimento de carga útil (Dimensões em cm) [Cortesia do CEiiA]	4
Figura 1.3 - Quadro implementação - caracterização.....	6
Figura 2.1- Motor V8 Antoinette [7]	8
Figura 2.2- Esquema do sistema de injeção D-Jetronic [17]	10
Figura 2.3 - Saab Skeldar com motor Hirth 3503 [20]	11
Figura 2.4 - UAV28-EFI produzido pelo UAV Factory [21].....	12
Figura 3.1 - Esquema de um carburador simples [24].....	15
Figura 3.2 - Injeção direta [25]	17
Figura 3.3 - Injeção indireta multiponto [25].....	18
Figura 3.4 - Injeção indireta monoponto [25]	19
Figura 3.5 - Efeito Hall [29].....	22
Figura 4.1 - UAV kit Ecotrons	29
Figura 4.2 - 2-Stroke kit Ecotrons.....	29
Figura 4.3 -EFI kit da Aliexpress	29
Figura 4.4 - Jeti MAlti Altimeter	30
Figura 4.5 - Futaba S3016	30
Figura 5.1 - DA-35	32
Figura 5.2- Banco de ensaios com motor instalado.....	33
Figura 5.3- Célula de carga no banco de ensaios	34
Figura 5.4 - Ligação da célula ao amplificador HX711	34
Figura 5.5 - Ligação do amplificador HX711 ao Arduino Nano	35
Figura 5.6- Válvula de combustível.....	35
Figura 5.7 - Segundo depósito	36
Figura 5.8- Sistema de combustível	36
Figura 5.9 - Sensor de temperatura	36
Figura 5.10 - Sensor de Hall	37
Figura 5.11 - Ligação Optocoupler.....	37
Figura 6.1 - Carburador retirado.....	38
Figura 6.2 - Peça desenhada em CAD	39
Figura 6.3 - Peças impressas em ABS Figura	39
Figura 6.4 - As duas peças impressas depois de coladas.....	39
Figura 6.5 - Corpo do injetor montado no motor	40
Figura 6.6 - Modificação do banco de ensaios	40
Figura 6.7 - Kit de injeção	41
Figura 6.8 - Bomba de combustível, injetor e Sensores	41
Figura 6.9 - Arquitetura do sistema	42
Figura 6.10 - Adaptador (2ª versão)	43
Figura 6.11 - Segundo adaptador instalado	44
Figura 6.12 - Adaptador (3ª Versão).....	44
Figura 6.13 - Dissolução e fraturas no 3º adaptador.....	45
Figura 6.14 - Torno mecânico	46
Figura 6.15 - Novo adaptador desmontado em 3 placas	46
Figura 6.16 - Adaptador de alumínio	47
Figura 6.17 - Redutor da entrada do corpo de acelerador	47
Figura 7.1 - Injector Characteristics	48
Figura 7.2 - Required Fuel Calculator	48
Figura 7.3 - Idle Control	49
Figura 7.4 - Tabela VE base.....	50
Figura 7.5 - Primeira tabela de afinação	51
Figura 7.6 - Acceleration Wizard.....	52
Figura C.1 - Tabela VE mais pobre.....	91
Figura C.2 - Tabela VE mais.....	91

(Esta página foi deixada intencionalmente em branco)

Lista de Tabelas

Tabela 1.1 - Características do UAS30	4
Tabela 4.1- Requisitos do sistema	28
Tabela 4.2 - Sistemas de injeção disponíveis	29
Tabela 4.3 - Bill of Materials	31
Tabela 5.1 - Especificações e características do motor	32
Tabela 6.1 - Especificações do ABS e do Alumínio	45
Tabela 9.1 - Valores de tração e consumo para diferentes regimes de funcionamento com carburador	57
Tabela 9.2 - Valores de tração e consumo para diferentes regimes de funcionamento com injeção eletrónica	59
Tabela 9.3 - Comparação do Consumo entre o carburador e os 2 casos de injeção	62
Tabela 9.4 - Comparação da tração entre o carburador e o caso 1 de injeção	64
Tabela 10.1 - Constituição do FMEA utilizado	66
Tabela 10.2 - FMEA do MAP, MAT e TPS	67
Tabela 10.3- FMEA do sensor de Hall.....	68
Tabela 10.4 - Fuel Pump Failure Mode.....	68
Tabela 10.5 - Fuel Injector Failure Mode.....	68
Tabela 10.1 - Validação de requisitos.....	71
Tabela D.1 - Tabela FMEA.....	92

(Esta página foi deixada intencionalmente em branco)

Lista de Gráficos

Gráfico 9.1- Gráfico de tração em função da velocidade do motor para alimentação por carburador	56
Gráfico 9.2 - Gráfico do consumo em função da velocidade do motor para alimentação por carburador	57
Gráfico 9.3 - Gráfico do consumo em função da velocidade do motor para alimentação por injeção com ambas as tabelas VE.....	58
Gráfico 9.4 - Gráfico da tração em função da velocidade do motor para alimentação por injeção	59
Gráfico 9.5 Gráfico do consumo em função da velocidade do motor para alimentação por injeção e carburador	60
Gráfico 9.6 - Gráfico do consumo em função da velocidade do motor para alimentação por injeção caso 1, injeção caso 2 e carburador.....	61
Gráfico 9.7 - Gráfico da tração em função da velocidade do motor para alimentação por injeção e carburador	63
Gráfico 9.8 - Gráfico da temperatura em função da velocidade do motor para alimentação a injeção.....	64

(Esta página foi deixada intencionalmente em branco)

Lista de Acrónimos

UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UAS	Unmanned Aerial System
FAP	Força Aérea Portuguesa
CEIIA	Centro Engenharia e Desenvolvimento do Produto
OGMA	Indústria Aeronáutica de Portugal
RDE	Research, Design and Engineering
FMEA	Failure Mode and Effect Analysis
RPAS	Remotely Piloted Aerial System
EO/IR	Electro-Optical/Infra-Red
UHF	Ultra High Frequency
ECU	Engine Control Unit
BOM	Bill of Materials
EFI	Electronic Fuel Injection
MEMS	Micro Electro-Mechanical Systems
RPM	Rotações por minuto
A/F	Air/Fuel
MPI	Multi Point Injection
SPI	Single Point Injection
VE	Volumetric Efficiency
MAP	Manifold Absolute Pressure
TPS	Throttle Position Sensor
MAT	Manifold Air Temperature
CLT	Coolant Temperature
REQ_FUEL	Required Fuel
PW	Pulse Width
AFR	Air Fuel Ratio
IAT	Intake air Temperature
CAD	Computer-Aided Design
ABS	Acrylonitrile Butadiene Styrene

(Esta página foi deixada intencionalmente em branco)

1. Introdução

1.1 Motivação e Enquadramento

Os *Unmanned Air Vehicle* (UAV) e os *Unmanned Air System* (UAS), existem em vários formatos, sendo categorizados pelo seu peso e podendo servir vários propósitos. Na Europa, UAV's com peso inferior a 150kg são regulamentados a nível nacional, e com peso superior são regulamentados a nível Europeu [1]. Usados primariamente para fins militares (reconhecimento e patrulha), na última década houve um grande aumento na utilização de UAV's tanto a nível militar como a nível civil. Foram identificadas, em 2013, cerca de 250 empresas relacionadas com UAV's a trabalhar em cerca de 400 projetos diferentes [1]. A nível civil, os UAV's são utilizados para inúmeras aplicações, desde filmagens e fotografias dos mais pequenos eventos sociais até inspeção de oleodutos e monitorização de infraestruturas como barragens e arranha-céus [1]. Isto torna-se possível devido à capacidade dos UAV's poderem ser controlados remotamente, poderem ter uma grande autonomia e alcance e por apresentarem diversas configurações desde asa fixa a asa rotativa.

Esse crescimento também ocorreu em Portugal, sendo que várias empresas já adotaram esta tecnologia no desenvolvimento das suas atividades o que lhes permitiu aumentar a competitividade e otimização de processos. No ramo das forças armadas, a Força Aérea Portuguesa (FAP) é uma referência nacional no desenvolvimento e operação de UAV's, estando envolvida em diversos projetos com entidades públicas e privadas [2]. O crescimento da utilização de UAV's em Portugal é acompanhado pelo aumento de empresas de desenvolvimento e produção de UAV's. Uma dessas empresas é o CEIIA (Centro de Engenharia e Desenvolvimento do Produto), que neste momento está a desenvolver o UAS30, um UAS projetado para monitorizar atividades de elevado valor económico e estratégico.

É no referido tema em que esta dissertação se enquadra. Com o aumento da utilização de UAV's em Portugal, empresas como o CEIIA têm de acompanhar o seu crescimento, desenvolvendo novas tecnologias na área ou melhorando as existentes de acordo com os vários tipos de missão em que os UAV's estão envolvidos. Esta dissertação irá analisar uma das tecnologias existentes e o seu método propulsivo, sendo procedido à sua modificação de forma a aumentar a sua performance a nível global.

1.2 A empresa

O CEiiA é um centro de Engenharia e desenvolvimento do produto, fundado em 1999, que desenvolve estruturas e sistemas complexos nos setores automóvel e aeronáutico, com produtos e serviços próprios e parcerias desde Universidades a vários ramos da indústria. O CEiiA está envolvido em projetos e parcerias em todo o mundo, possuindo uma subsidiária no Brasil e equipas de engenharia em França, Itália, Espanha, Inglaterra e Suíça.

Em 2008 o CEiiA criou uma equipa de Engenharia Aeronáutica para participar no programa RDE (*Research, Design and Engineering*) da *Leonardo Helicopters*. Essa equipa tinha o objetivo de desenvolver e customizar helicópteros como o *Lynx*, *AW101*, *AW149*, entre outros, ao longo de cinco anos. Com o conhecimento adquirido no programa RDE, o CEiiA, em conjunto com a OGMA (Indústria Aeronáutica de Portugal) lidera a participação nacional no desenvolvimento do KC-390 da *Embraer*.

Incluído no Departamento de Desenvolvimento de Produto Aeronáutico encontra-se o projeto UAS30. Este é um *Unmanned Aerial System* com o objetivo de supervisionar atividades de elevado valor económico e estratégico [3].

1.3 UAS30

O UAS30 (Figura 1.1) é um sistema aéreo não tripulado desenvolvido pelo CEIIA cujo principal objetivo é a supervisão de atividades de elevado valor económico e estratégico. O UAS30 foi desenvolvido com um sistema de operação simples e configurável a diferentes tipos de missão que recolhe informação durante o voo e permite decisões em tempo real para uma missão mais eficaz.



Figura 1.1 - UAS30 [Cortesias do CEiiA]

1.3.1 Aplicações do UAS30

O UAS30 foi desenvolvido com o objetivo de ser uma plataforma modular, versátil e facilmente reconfigurável, podendo assim responder a requisitos de diversos setores e indústrias.

No ramo marítimo, o UAS30 pode controlar a poluição marítima, monitorizar os esquemas de separação de tráfego marítimo, vigiar a linha costeira e falésias, vigiar a atividade piscatória e prestar assistência a missões de busca e salvamento.

No ramo ambiental, o UAS30 pode controlar áreas florestais e representar uma resposta rápida a incêndios, vigiar espécies animais ou vegetais e monitorizar áreas protegidas.

No ramo agrícola e geográfico, o UAS30 pode monitorizar grandes extensões de produções agrícolas, realizar levantamentos topográficos e aquisição de dados fotogramétricos.

Na indústria, o UAS30 permite a inspeção de linhas de média e alta tensão, oleodutos, gasodutos e chaminés industriais, barragens e outras estruturas [4].

1.3.2 Sistema

O UAS30 é uma plataforma configurável e adaptável aos objetivos da missão, onde se destaca a instalação de diferentes superfícies sustentadoras tendo em vista diferentes desempenhos de voo, lançamento em catapulta e recolha em rede, escolha da motorização entre combustão interna e elétrica consoante os requisitos operacionais definidos e adaptação da baía de *payload* para acomodar os sensores específicos a embarcar.

O UAS30 permite, entre outros, a instalação de diversos sensores, tais como:

- Câmara EO/IR (*Electro-Optical / Infra-red*) giro estabilizada;
- LIDAR (Light Detection and Ranging);
- Radiómetro;
- Sistema de registo de dados;
- Processadores diversos;
- Sensores de qualidade de ar;

Todos estes equipamentos e sistemas podem também ser configurados consoante os objetivos da missão[4]

1.3.3 Características

Na tabela 1.1 apresentam-se as características gerais da aeronave:

Tabela 1.1 - Características do UAS30

Peso Máximo à Decolagem	25 kg
Peso Vazio à Decolagem	20 kg
Envergadura	4,5 m
Comprimento	2,5 m
Autonomia	5 Horas
Velocidade de Cruzeiro	72 km/h
Velocidade mínima de Operação	50 km/h
Velocidade de Perda	37,8 km/h
Razão de Subida	15°-20° a 43,5 km/h
Raio mínimo de Curvatura	30 m a 30°
Distância Mínima de Decolagem	50 m

O UAS30 também contém um compartimento para transportar carga útil (Figura 1.2), podendo ser configurado para decolar e aterrar numa pista ou ser lançado por catapulta e recolhido por uma rede. O UAS30 pode ser transportado num espaço de 10 m³ e pode incluir depósitos de combustível adicionais para o aumento da autonomia [4].

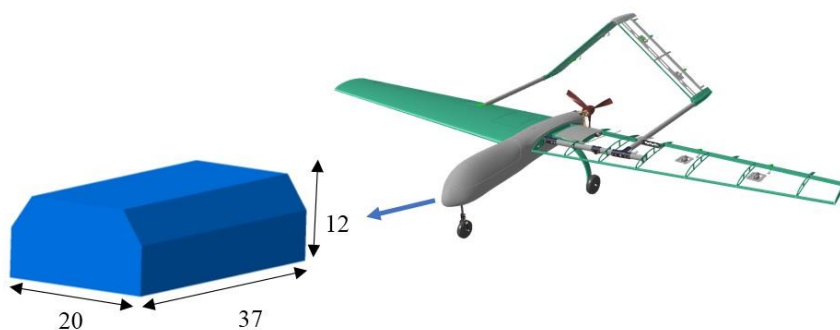


Figura 1.2- Compartimento de carga útil (Dimensões em cm) [Cortesia do CEiiA]

1.4 Objetivos

O primeiro objetivo desta dissertação, é a realização de testes experimentais de forma a obter valores do consumo e tração do motor utilizado no UAS30 com o seu carburador original. O objetivo seguinte é a modificação do motor, instalando e configurando um sistema de injeção de combustível eletrónico. Finalmente, o último e principal objetivo é a elaboração dos mesmos testes experimentais com o sistema de injeção de combustível e a comparação dos mesmos, concluindo se é viável ou não a alteração do motor de sistema de carburador para sistema de injeção. Será ainda realizada uma análise FMEA (Failure Mode and Effect Analysis), com o objetivo de analisar a probabilidade de falha do sistema.

1.5 Estrutura da Dissertação

Esta dissertação encontra-se dividida em 11 capítulos, tal como apresentado de seguida:

- Capítulo 1: Introduz a motivação para a pesquisa do proposto tema e o enquadramento do mesmo na atualidade, sendo também apresentada a empresa CEIIA e o UAV UAS30. Também são referidos os objetivos da dissertação.
- Capítulo 2: Aborda o estado da arte, a evolução histórica do tema em estudo e a tecnologia existente na atualidade.
- Capítulo 3: Aborda todos os fundamentos teóricos fundamentais para o desenvolvimento desta dissertação.
- Capítulo 4: Descreve as soluções existentes e possíveis para a alteração do sistema.
- Capítulo 5: Descreve os testes realizados ao sistema inicial com carburador.
- Capítulo 6: Descreve as modificações realizadas ao motor para a instalação do novo sistema.
- Capítulo 7: Descreve as modificações realizadas à unidade de controlo do novo sistema para o melhor funcionamento do mesmo.
- Capítulo 8: Descreve os testes realizados ao sistema com injeção eletrónica, mostrando os cálculos realizados para se obter o consumo.
- Capítulo 9: Apresenta os resultados dos testes realizados a ambos os sistemas e onde é realizada a comparação dos resultados.
- Capítulo 10: Analisa o FMEA do sistema desenvolvido.
- Capítulo 11: Apresenta as dificuldades encontradas na realização desta tese, as conclusões retiradas através da análise dos resultados e os trabalhos futuros propostos.

1.6 Metodologia de trabalho

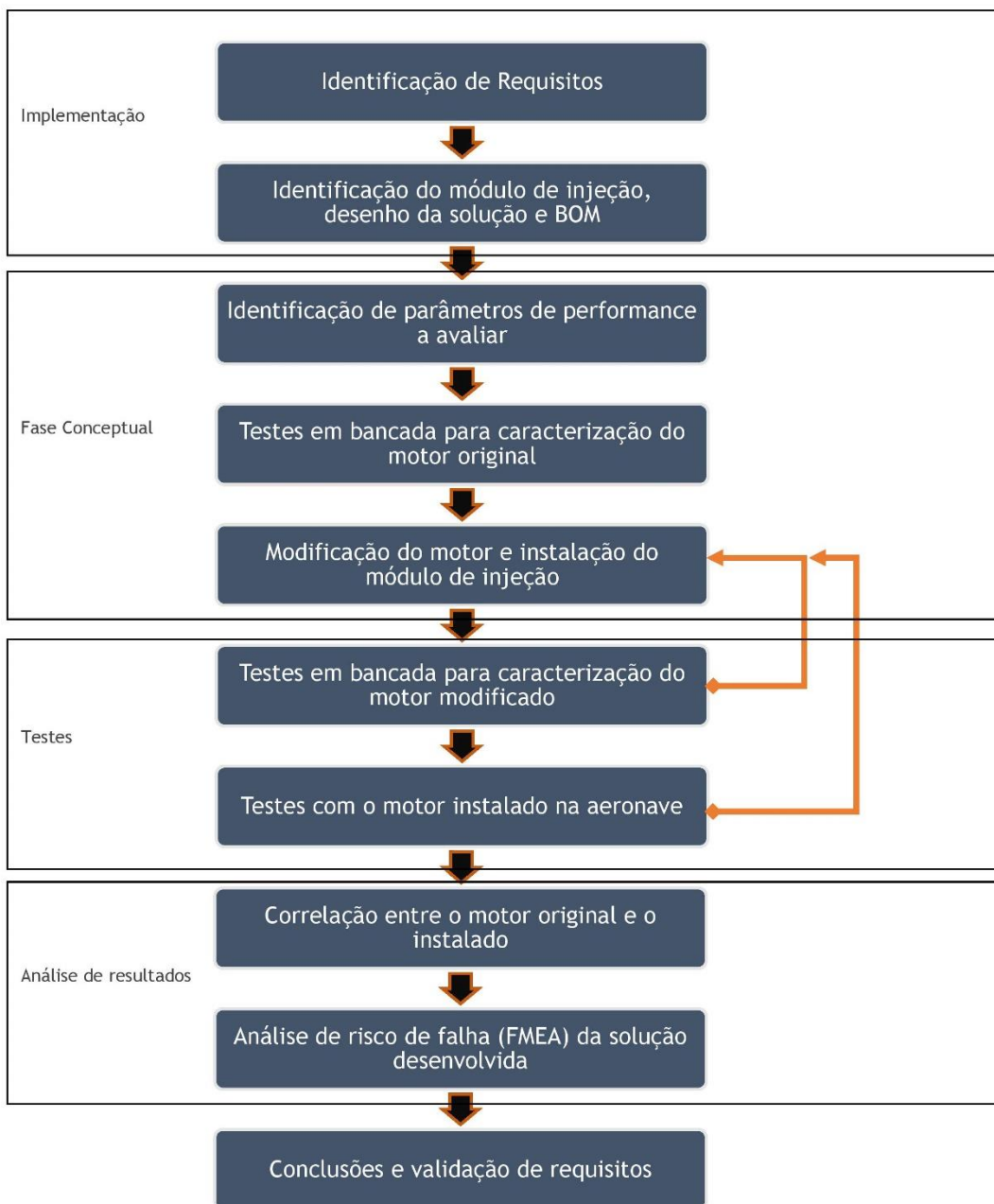


Figura 1.3 - Quadro implementação - caracterização

2. Estado da arte

Neste capítulo é apresentado o estado da arte, onde será abordada a evolução histórica dos temas essenciais de estudo para o desenvolvimento da dissertação.

2.1 Evolução histórica

Os sistemas de injeção permitiam aumentar a potência, baixar o consumo e diminuir as emissões poluentes. No entanto durante maior parte do século 20, os carburadores continuavam a ser o principal método de fornecimento de combustível dos motores, devido principalmente à elevada complexidade e ao elevado custo dos sistemas de injeção. Hoje em dia os sistemas de injeção de combustível são usados na maior parte da indústria automóvel e em todos os motores aeronáuticos de combustão interna.

A primeira pessoa a criar um sistema de injeção de combustível foi Rudolph Diesel em 1893, que o patenteou em 1895. Diesel foi contratado pela *Augsburg e Krupp* para criar um motor de combustão interna mais eficiente, criou um sistema em que injetava carvão em pó no motor através de ar comprimido. No entanto esse motor ao arrancar explodiu e as tentativas de criar um motor de combustão interna com o carvão em pó como combustível foram abandonadas, dando início aos fuelóleos como combustíveis.

As primeiras tentativas de injetar fuelóleo mecanicamente não foram positivas e foi então que Diesel recorreu ao seu sistema de ar para injetar o fuelóleo. Na injeção a ar o combustível era levado por uma bomba até ao pulverizador que estava ligado a um tanque de ar comprimido. Quando a válvula injetora era ativada, era injetado ar a alta pressão com o combustível pulverizado [5]. A partir da década 20 a injeção de combustível já era bastante comum nos motores diesel.

Em 1903, Leon Levavasseur, desenvolveu o motor para a primeira aeronave *Antoinette* (Figura 2.1). Esse motor era um V-8 a gasolina com injeção direta, o primeiro motor V8 do mundo e o primeiro motor a gasolina com injeção mecânica. Um sistema antigo, em que uma bomba na parte posterior do motor alimentava um injetor localizado em cada válvula de admissão. No entanto como Levavasseur desenvolvia o mesmo sistema para todos os motores *Antoinette*, todos os motores tinham as mesmas falhas das quais se destaca a dificuldade em trabalhar a baixas rotações e as frequentes obstruções dos injetores devido a impurezas no combustível. Isso fez com que certos operadores do *Antoinette* modificassem o motor para um sistema a carburador [6], [7].

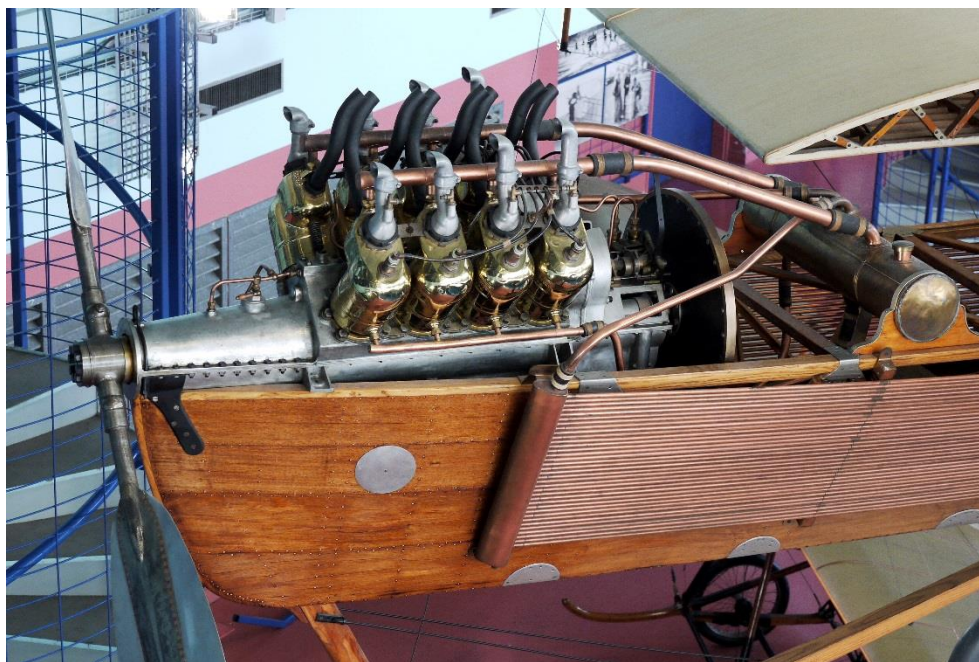


Figura 2.1- Motor V8 Antoinette [7]

Foi então na Alemanha no período entre as Grandes Guerras que os sistemas de injeção nos motores de injeção comandada começaram a ser mais utilizados devido a procura de mais potência [8]. Como referido anteriormente, já eram utilizados antes em motores Diesel e também foram utilizados em algumas aeronaves da Segunda Grande Guerra como o *B-29 Superfortress*.

Depois da 2ª Guerra Mundial, na Alemanha, com a proibição do desenvolvimento de sistemas de injeção em aeronaves, os engenheiros, com a experiência adquirida na guerra, começaram a adaptar a injeção de combustível no ramo automóvel. A partir daí começaram a aparecer vários fabricantes de injetores de combustível. Um dos mais conhecidos é a *Bosch*, que em 1951 apresentou o *Gutbrod Superior 600*, um carro com motor a dois tempos que tinha um sistema de injeção direta da *Bosch*, e em 1955, foi desenvolvido o mesmo sistema para motores a 4 tempos, que foi usado pelo *Mercedes-Benz 300SL* [9]. Também nesta época apareceram outros sistemas de injeção mecânica. A *Lucas* criou um sistema em 1956 de injeção indireta para a *Jaguar*. Era um sistema multiponto em que a bomba de combustível era movida por um pequeno motor elétrico, e o combustível passava por dois filtros antes de ser medido e injetado nos coletores de admissão, personalizado para o motor de 6 cilindros dos *Jaguar*. A quantidade de combustível injetada era regulada por um sistema de controlo de mistura que estava ligado pneumáticamente por um tubo de equilíbrio de pressão ao coletor de admissão, fazendo com que a quantidade de combustível injetado fosse proporcional à pressão existente no ar do coletor [10],[11].

No início da década de 50, Robert Sutton, um engenheiro da *Bendix Aviation*, na tentativa de melhorar a performance das aeronaves criou o primeiro injetor eletrônico a partir da tecnologia do tubo de vácuo. Por ser um sistema bastante complexo e com um elevado custo, acabou por ser apenas utilizado em aeronaves militares na guerra da Coreia. No entanto, no final da década a *Bendix* juntou-se à *Chrysler* para adaptar o sistema para o ramo automóvel. Segundo a *Bendix*, o *Electrojector*, vinha equipado com um “cérebro” ou modulador que recebia um sinal elétrico do distribuidor de ignição. Existiam vários sensores de pequenas dimensões em várias partes do motor que mediam a sua temperatura, a posição do acelerador, a pressão do coletor de admissão e a densidade do ar que entrava no motor. O modulador recebia toda essa informação e transmitia um sinal que acionava os injetores. No entanto o sistema acartava muitas complicações. Eram necessários 40 segundos para aquecer o sistema antes de ligar o motor do carro, o sistema sofria interferências perto de linhas de alta tensão e a tecnologia de tubos de vácuo ainda tinha muitos defeitos. Isso fez com que a *Chrysler* voltasse a utilizar carburadores e acabou por vender a patente do *Electrojector* à *Bosch* [12], [13], [14].

No final da década de 60 a *Bosch* criou o *D-Jetronic* (Figura 2.2), um sistema de injeção eletrónica (EFI, *Electronic Fuel Injection*) baseado no *Electrojector* da *Bendix*. Inicialmente criado para o VW 1600, depois adaptado para outras marcas como a *Mercedes*, *BMW*, *Porsche*, *Citroen*, *Volvo* entre outras. O *D-Jetronic* era composto por 3 sistemas, um sistema para a admissão do ar, um sistema para o combustível e um sistema eletrónico. No *D-Jetronic*, a injeção de combustível era feita com um fluxo constante, por isso o sistema apenas controlava o tempo que o combustível era injetado. Semelhante ao *Electrojector*, o *D-Jetronic* mede a pressão no coletor de admissão, a temperatura do motor, a velocidade do motor e outras grandezas que eram analisados pelo ECU (*Engine Control Unit*) para controlar o tempo de injeção. Este sistema também tinha uma válvula de *bypass* de ar no coletor de admissão e um injetor extra para o arranque a frio [15],[16]. Na mesma altura, a *Bosch* também criou um sistema de injeção mecânico chamado *K-Jetronic*. Era um sistema de injeção contínua em que a medição do caudal de ar era feita por um dispositivo mecânico localizado num *venturi* que se deslocava com a passagem do ar. Esse dispositivo abria e fechava consoante o caudal de ar que passava no coletor. A posição desse dispositivo é transmitida por meios mecânicos a um controlador de combustível que fornece uma maior ou menor quantidade de combustível aos injetores. Uns anos mais tarde este sistema foi melhorado com um corte de injeção em desaceleração que reduzia o consumo e a emissão de poluentes [8].

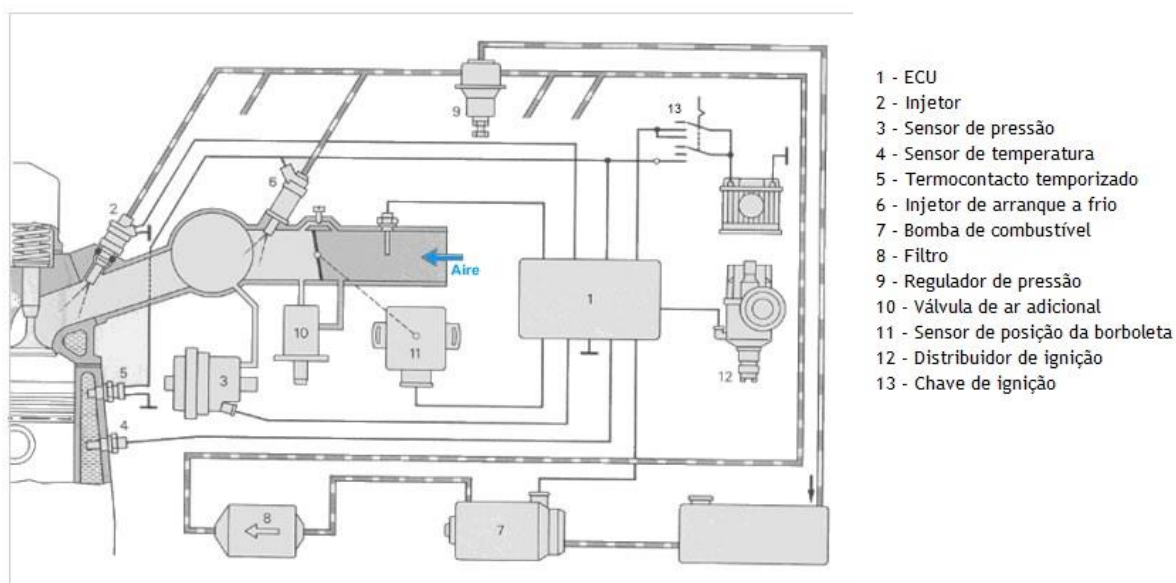


Figura 2.2- Esquema do sistema de injeção *D-Jetronic* [17]

A *Bosch* continuou a fazer desenvolvimentos na injeção eletrônica. Criou o *L-Jetronic*, que era uma melhoria do original *D-Jetronic* e mais tarde criou o *LH-Jetronic* e o *KE-Jetronic*. O *KE-Jetronic* é o sistema *K-Jetronic* mas com um ECU adaptado, no entanto este novo sistema era bastante caro e foi usado em poucos motores. Em ambos os sistemas foi adaptada uma sonda chamada sonda lambda. Essa sonda estava localizada no coletor de admissão e media diretamente a quantidade de ar que entrava no motor, criando uma melhor mistura de ar-combustível, reduzindo o consumo e as emissões atmosféricas. Com a evolução da tecnologia em microprocessadores a *Bosch* criou mais um sistema que atualmente é usado por grande parte dos motores de injeção comandada, o *Motronic*. Este sistema controla eletronicamente a injeção e a ignição do motor. Ao processar toda a informação vinda do motor, o ECU controla sincronizadamente a injeção de combustível e a ignição. Este novo sistema trouxe melhorias no consumo e na performance dos veículos [9].

2.2 Injeção em UAV's

A injeção de combustível nas aeronaves tripuladas já é uma tecnologia comum, no entanto nos UAVs é uma tecnologia em ascensão. Com o aumento da utilização de UAV's, também existiu um aumento das suas aplicações, desde filmagens em eventos sociais a vigia de linhas costeiras. Por conseguinte, foi necessária a criação de sistemas propulsivos adaptados aos vários tipos de missões realizados pelos UAV's, existindo UAV's com motores elétricos, motores de combustão interna e até com motores a jato.

Os motores de combustão interna existentes para UAV's mais comuns utilizam carburador como solução para controlar o fluxo de combustível para o motor, mas nos últimos anos surgiram soluções de injeção eletrônica no mercado que permitiram o aumento da fiabilidade do motor, aumento do teto máximo de operação, aumento da potência e diminuição do consumo e das emissões de gases.

Em 2009, a *NorthWest UAV*, em parceria com a *Oregon Nanoscience and Microtechnologies Institute*, desenvolveram um sistema de injeção baseado na tecnologia MEMS (*Micro Electro-Mechanical Systems*) que a *Hewlett Packard* utilizava nas impressoras de jato a tinta. Segundo a *NorthWest*, este sistema é mais preciso na quantidade de combustível do que os carburadores ou que os sistemas de injeção da altura. Também a empresa alemã de motores *Goebler-Hirth*, tem criado nos últimos anos pequenos motores que são muitas vezes aplicados a UAV's com injeção eletrônica programável desenvolvida *in-house*. Um exemplo de um motor criado pela *Hirth*, é o *Hirth 3503*, um motor de dois tempos com dois cilindros com injeção eletrônica com 60 cavalos que foi utilizado pelo *SKELDAR V-200* da *Saab* (Figura 2.3), um UAV de asa rotativa com um peso de 200kg, uma autonomia de 5 horas e uma velocidade máxima de 130km/h [18][19].



Figura 2.3 - Saab Skeldar com motor Hirth 3503 [20]

Como foi referido anteriormente, existem UAV's de vários tamanhos, e por isso também foram criadas soluções de injeção de combustível para motores de baixa cilindrada. Empresas como a *UAV Factory* e a *Currawong Engineering* começaram a produzir motores de baixa cilindrada com injeção eletrónica, dedicados a UAV's da mesma classe que o UAS30.

O UAV28-EFI (Figura 2.4), um motor criado pela *UAV Factory* para a aeronave *Penguin*, tem apenas 28 centímetros cúbicos (cc) de cilindrada com 3.4 cavalos. O motor contém pequenos injetores que são controlados pelo ECU que mede várias grandezas como a pressão do coletor de admissão, temperatura do motor, rotações por minuto (RPM) do motor, pressão barométrica e a posição do acelerador, calculando automaticamente a quantidade de combustível a injetar e o tempo de ignição. O UAV28-EFI, também contém um software compatível com qualquer sistema de piloto automático, que pode ser utilizado na estação terrestre de controlo para indicar em tempo real informações sobre o motor e sobre o caudal de combustível, permitindo ao operador otimizar o consumo para as diferentes missões [21].



Figura 2.4 - UAV28-EFI produzido pelo *UAV Factory* [21]

3. Fundamentos Teóricos

Neste capítulo apresentam-se os fundamentos teóricos que suportam o desenvolvimento realizado nesta Tese de Mestrado. Serão descritos os sistemas a carburador e injeção, vantagens e desvantagens e parâmetros de performance a analisar.

3.1 Introdução

Os motores de ignição comandada (ciclo tipo Otto) queimam uma mistura de ar e combustível que gera trabalho. Para que exista uma combustão eficaz, essa mistura tem de ser quimicamente correta, ou próxima da estequiométrica, em que teoricamente todo o ar é utilizado para queimar todo o combustível. As misturas de ar/combustível queimadas pelo motor afetam o seu rendimento e as emissões poluentes e a suscetibilidade de ocorrer autoignição espontânea (*Knock*) [22]. Essa relação entre ar e combustível denomina-se por relação A/F (*Air/Fuel*), e normalmente para o melhor funcionamento de motores a gasolina, a razão A/F utilizada é a estequiométrica, com valor de 14,5 [8], ou seja, 14,5 partes de ar para uma parte de combustível (em massa) (Equação 3.1).

$$\frac{A}{F} = \frac{m(air)}{m(fuel)} \quad (3.1)$$

Se houver menos combustível fornecido, a mistura é considerada pobre, logo o motor vai produzir menos potência. Se existir excesso de combustível, denominada mistura rica, a quantidade de ar que existe não é suficiente para queimar o combustível todo, logo vai existir mais consumo de combustível e uma maior emissão de poluentes. No entanto, na prática, é necessário usar uma mistura ligeiramente rica, apesar de não se queimar todo o combustível, no entanto todo o ar é utilizado e maximiza assim a potência produzida.

Como foi dito anteriormente, para o melhor funcionamento de motores a gasolina, a razão estequiométrica de A/F é de 14,5, no entanto os motores trabalham com várias misturas para diferentes fases de funcionamento. Para definir a mistura utiliza-se uma razão de equivalência Φ como um parâmetro de definição (Equação 3.2 [23]).

$$\phi = \frac{\left(\frac{A}{F}\right)_{Esteq}}{\left(\frac{A}{F}\right)_{Real}} \quad (3.2)$$

Para se obter uma maior potência utiliza-se uma mistura ligeiramente mais rica, com $\Phi > 1$, obtendo-se a potência máxima com valores de $1 < \Phi < 1,1$. Para se obter um maior rendimento, utiliza-se uma mistura ligeiramente pobre. $\Phi = 0,9$. Por isso foi necessário criar sistemas que permitem alimentar os motores com diferentes razões de mistura consoante os diferentes estados de utilização do motor [24].

A mistura A/F nos motores de ignição comandada pode ser preparada por dois sistemas, pelos carburadores ou pelos sistemas de injeção de combustível. No carburador, existe passagem de uma certa quantidade de ar aspirado pelo motor em movimento, que faz com que uma certa quantidade de combustível seja misturada nessa corrente de ar. Nos sistemas de injeção, a quantidade de ar a entrar no motor é medida e uma quantidade proporcional de combustível é injetada no coletor de admissão, ou já dentro do cilindro [8].

3.2 Carburadores

3.2.1 Princípio de Funcionamento

Desde o início do motor de combustão interna, os carburadores têm sido os sistemas mais utilizados para controlar o fluxo de combustível para o coletor de admissão e distribuir o combustível através do fluxo de ar. Num carburador o ar escoia através de uma conduta convergente-divergente chamada *venturi*. Como no *venturi* a área de passagem é reduzida, o ar ganha velocidade. Pela lei de Bernoulli, um aumento de velocidade do ar significa uma diminuição da pressão do mesmo dentro do carburador. Ao existir uma diferença de pressão do ar entre o *venturi* e a cuba de combustível, o combustível é forçado para o interior do *venturi*, sendo misturado com o ar que circula. O combustível é pulverizado em pequenas gotas no fluxo de ar na conduta passando em seguida pela borboleta (acelerador) e chegando posteriormente ao coletor de admissão [24].

A Figura 3.1 mostra os componentes de um carburador elementar. O ar, vindo do filtro de ar, entra na conduta do carburador (1) em direção ao *venturi* (2) onde a velocidade do ar aumenta e a pressão baixa. O combustível é mantido a um nível constante na cuba (3) que é ligado por um tubo que mantém a cuba à pressão antes da redução do *venturi* (4) ligado à conduta de entrada de ar do carburador (1). O combustível passa pelo *gicleur* (5), como resultado da diferença de pressão entre a conduta de entrada de ar do carburador (1) e o *venturi* (2), passa pelo tudo de descarga de combustível (6) para o *venturi* (2) onde é pulverizado na corrente de ar. A mistura ar-combustível circula através da secção divergente do *venturi* onde perde velocidade e recupera alguma pressão, passa pela borboleta (7) e entra no coletor de admissão.[24]

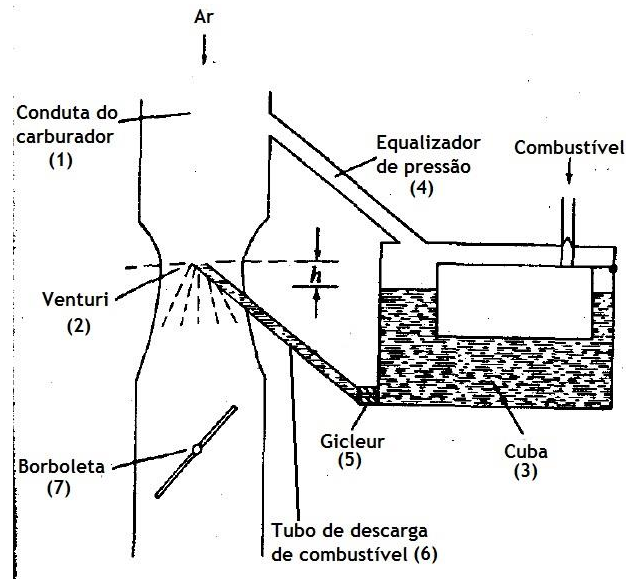


Figura 3.1 - Esquema de um carburador simples [24]

3.2.2 Vantagens e Desvantagens do Carburador

As vantagens dos carburadores são:

- Um sistema barato;
- Um sistema fiável;
- São universais;
- Tipicamente mais leves.

As desvantagens dos carburadores são:

- Necessidade de uma constrição no *venturi* que reduz a potência máxima;
- Mistura ar-combustível imprecisa;
- Pouco controlo no combustível ao realizar mudanças de velocidade ou de direção repentinas;
- Mais propensos ao *knock*;
- Problemas no arranque do motor quente (O coletor de admissão quente evapora o combustível existente no carburador, que não é misturado com o ar e depois é aspirado pelo motor quando ligado, sem este funcionar. Também conhecido como *Vapour Lock*);
- Mistura regulada, mas não permite grandes variações de altitude e de pressão atmosférica.

3.3 Sistemas de Injeção de Combustível

Devido às elevadas desvantagens dos carburadores, grande parte dos motores mais recentes trocaram o seu sistema de preparação da mistura de combustível para sistemas de injeção. A injeção pode ser direta ou indireta, e a injeção indireta pode ser injeção multiponto ou injeção monoponto.

3.3.1 Princípio de funcionamento

Nos sistemas de injeção, é realizada a medição do caudal mássico de ar para ser injetada uma quantidade de combustível de acordo com a razão ar-combustível estipulada no mapa de injeção para as condições de funcionamento. Essa medição de ar pode ser realizada por vários métodos diferentes.

Um dos métodos utilizados nos sistemas de injeção mecânicos (mais antigos) é a existência de um sensor em forma de prato numa conduta de passagem de ar. Esse sensor desloca-se com a variação do caudal de ar e essa deslocação é transmitida por meios mecânicos a um controlador-distribuidor de combustível que fornece mais ou menos combustível aos injetores consoante o caudal de ar.

Em alguns sistemas de injeção eletrônicos, é utilizado o método do fio quente (ou filme quente) para a medição do caudal de ar. É colocado um fio (ou filme) a uma certa temperatura (pela passagem de corrente elétrica). Com o aumento do caudal de ar, é necessária uma maior potência elétrica para manter o fio na mesma temperatura. O ECU converte esse aumento de potência num sinal que determina a quantidade de combustível a injetar.

Outro método também utilizado em alguns sistemas, é o método que é utilizado pelo kit de injeção eletrónica que foi instalado no presente trabalho, onde se efetua a medição por velocidade-densidade (*Speed-Density*). A pressão e a temperatura do ar no coletor de admissão e a velocidade do motor são medidos por vários sensores e o ECU, através desses dados, calcula a quantidade de ar que entra no cilindro e a quantidade de combustível necessária [8].

3.3.2 Injeção direta

Na injeção direta, o combustível é injetado diretamente na câmara de combustão, entrando apenas ar no cilindro sendo que a mistura ar-combustível ocorre na câmara de combustão (Figura 3.2). O motor funciona de dois modos, modo de mistura homogénea, em que a cargas elevadas, o combustível é injetado simultaneamente com a entrada de ar pela válvula de admissão, de modo a mistura ser homogénea e estequiométrica.



Figura 3.2 - Injeção direta [25]

O outro modo, é de estratificação da carga, em que em cargas baixas, o combustível é apenas injetado durante o tempo de compressão, formando uma mistura heterogênea. Na zona da ignição existe uma mistura estequiométrica para ocorrer uma combustão estável, mas o restante volume contém uma mistura pobre ou muito pobre, diminuindo assim a carga do motor sem a diminuição drástica do rendimento [8].

Este sistema tem a vantagem de não haver a restrição do carburador, de reduzir a probabilidade de ocorrência de *Knock*, de a combustão poder ser controlada através da quantidade de combustível que é injetada e por fim, como a frente da chama não atinge as paredes do cilindro, é transferido menos calor para as paredes aumentando-se o trabalho transferido para o pistão. Nos motores a 2 tempos, os sistemas de injeção direta têm a vantagem de quando o combustível é injetado, o escape está fechado, não ocorrendo assim a saída de combustível para o escape (problema de curto-circuito) [26]. No entanto a injeção direta era muito cara, com ruído elevado e menos necessária em motores a 4 tempos. A partir destas desvantagens, foi criado o sistema de injeção indireta.

3.3.3 Injeção indireta multiponto

Nos sistemas de injeção multiponto, também conhecidos como *Multi Point Injection* (MPI), o combustível é injetado pelos injetores à entrada dos cilindros, perto do local das válvulas de admissão (Figura 3.3), ou seja, existe sempre no sistema pelo menos o mesmo número de injetores e de cilindros.

Nos sistemas multiponto, os injetores podem injetar combustível de uma forma mais atomizada ou em jato. Quando injetam o combustível de forma mais atomizada, o combustível vaporiza mais facilmente. Quando o combustível é injetado em forma de jato, o mesmo pode ser orientado para um local mais quente para ocorrer a vaporização integral do mesmo [8].

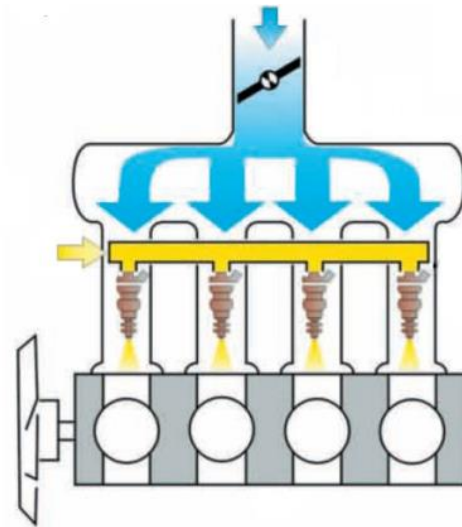


Figura 3.3 - Injeção indireta multiponto [25]

A injeção indireta multiponto tem as vantagens de:

- Elevado controlo de riqueza da mistura;
- Maior potência máxima;
- Melhores respostas à aceleração;
- Menor consumo.

No entanto tem as seguintes desvantagens:

- Custo superior ao do carburador;
- Sistema mais complexo que o carburador;
- Cada motor tem de ter o seu sistema de injeção específico.

3.3.4 Injeção indireta monoponto

Conhecida como *Single Point Injection* (SPI) e com objetivo de reduzir custos pela redução do número de injetores, na injeção monoponto, o combustível é apenas injetado num ponto, no local do carburador antes da borboleta (Figura 3.4), sendo o tempo de injeção de combustível calculado por um ECU.

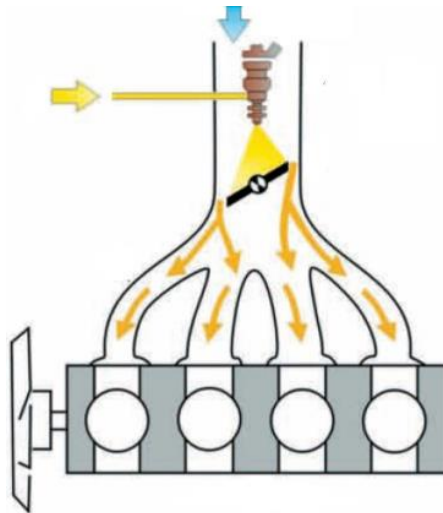


Figura 3.4 - Injeção indireta monoponto [25]

A principal vantagem desta solução centra-se no facto de a injeção ser afastada das válvulas de admissão (aproximadamente 20 cm), existindo bastante espaço e tempo para a atomização, vaporização e homogeneização da mistura ar-combustível antes da entrada no cilindro, melhorando a combustão e permite o uso de misturas mais pobres. Outra vantagem é o baixo preço do sistema.

No entanto, devido à injeção ser feita afastada das válvulas de admissão, a velocidade com que o combustível entra nos cilindros em períodos de aceleração é menor do que nos outros sistemas, o que reduz a resposta de aceleração do motor. Outra desvantagem é que como a injeção é feita antes da distribuição da mistura pelos coletores, ela não é uniforme, tal como ocorre no carburador [8]. Com o motor frio, pode ocorrer a deposição de algum combustível na admissão [8].

3.3.5 Injeção eletrónica

A injeção eletrónica utiliza um controlador eletrónico (ECU). São recolhidos vários parâmetros importantes para controlar a injeção, tais como: o caudal de ar, velocidade do motor, temperatura do motor, temperatura do ar na admissão, posição da borboleta do acelerador, carga do motor, etc. Toda essa informação é processada pelo ECU (cálculos realizados pelos circuitos integrados), que envia impulsos elétricos com uma certa duração aos injetores. O tempo que os injetores estão abertos a injetar combustível é definido pela duração do impulso elétrico enviado pelo ECU.

As vantagens que a injeção eletrónica tem sobre a injeção mecânica, é a existência de menor ruído, existência de um menor número de peças e maior controlo sobre a mistura e sobre as condições de operação.

No presente trabalho, o sistema de injeção utilizado é eletrônico. Este sistema, criado com o objetivo de reduzir as emissões atmosféricas, aumenta a precisão da mistura em toda a gama de cargas do motor. Os tempos de injeção são introduzidos na memória do ECU na forma de tabela, em função dos parâmetros de funcionamento e são depois acedidos pelo controlador, o que requer um sistema eletrônico digital para tratamento desses dados.

As quantidades de combustível exatas a injetar a diferentes condições de cargas e diferentes RPM, são determinadas com o motor num banco de testes sendo essa informação posteriormente armazenada na memória do ECU em forma de tabela (Tabela VE (*Volumetric Efficiency*)). Em funcionamento, os sensores existentes medem a carga do motor e a sua velocidade e enviam esses dados para o ECU que compara essa informação com a existente em memória. Se os dados coincidirem com os valores existentes na tabela em memória, a quantidade de combustível injetado é conhecida e o ECU fornece o sinal adequado ao atuador. Se os dados não coincidirem, o ECU realiza uma interpolação dos valores mais próximos existentes em memória para calcular a quantidade de combustível necessária a injetar.

A memória do ECU é onde está guardada a informação sobre a quantidade de combustível a injetar em cada estado de carga do motor e a cada velocidade. Essa informação está organizada em forma de uma tabela e pode ser chamada mapa ou tabela VE. Essa tabela está organizada de modo a que cada coluna representa uma velocidade do motor (RPM) e cada linha representa uma carga em que o motor se apresenta (kPa). Existem tabelas de vários tamanhos sendo a existente no kit instalado uma tabela de 12 por 12, podendo ser memorizado no ECU 144 valores diferentes. A uma dada RPM e a uma dada carga, é obtido um valor (pré-definido em testes de bancada), que pode estar entre 0 e 255, e que depois é retirado da memória do ECU e convertido no período de tempo que o injetor injeta combustível. Outros fatores que influenciam o funcionamento do motor (arranque a frio, aceleração, variação da pressão atmosférica, etc.) entram também no cálculo final para a quantidade de combustível injetado, como outros dados como a temperatura e a pressão que também são armazenados em memória e em outros mapas existentes, de forma a permitir correções ao mapa de base (arranque a frio, variações de altitude, aceleração, etc).

As vantagens que os sistemas digitais têm sobre os sistemas de injeção eletrônicos normais são um melhor controlo na formação da mistura ar-combustível que reduz as emissões poluentes e o consumo, principalmente a baixas temperaturas e em aceleração, pois os valores da quantidade de combustível a injetar em vez de serem calculados, são retirados da memória do ECU, onde foram obtidos através de testes realizados ao motor a trabalhar em ponto ótimo.[8]

3.4 Parâmetros e sensores

Neste subcapítulo serão explicados sucintamente certos parâmetros de performance, necessários para a compreensão da dissertação.

3.4.1 Binário e Potência

O binário de um motor, ou em inglês torque (τ), mostra a capacidade do motor de criar trabalho. É definido como uma força a atuar numa certa distância e tem unidades de N.m . O binário de um motor é medido através de um dinamómetro numa bancada de testes. Outro parâmetro importante é a potência, que indica a taxa a que o trabalho do motor é criado. O binário e a potência relacionam-se através da seguinte equação em unidades S.I. (Equação 3.3)

$$P = \omega\tau \quad (3.3)$$

Sendo P a potência útil em kW, ω a velocidade de rotação em rad/s e τ o binário em N.m [24][23].

3.4.2 Tração do hélice

Cada pá de um hélice é constituída por um perfil alar que roda em torno de um eixo que é alimentado por um motor. A diferença de pressão existente entre as duas superfícies de cada pá, que aumenta a velocidade do escoamento relativo, produz uma força com a direção do movimento, essa força é a tração.[27]

A tração do hélice depende da quantidade de ar que é acelerado por unidade de tempo e da densidade do mesmo. Segundo a teoria do disco atuador, a tração pode ser definida pela seguinte equação (Equação 3.4)[28]:

$$T = \frac{\pi}{4} * D^2 * \rho * (v + v_i) * 2v_i \quad (3.4)$$

Sendo T a tração em N, D o diâmetro do hélice, ρ a massa específica do ar, v a velocidade do escoamento de aproximação e v_i o aumento da velocidade do ar à passagem pelo disco. Pela equação também se pode verificar que a tração do hélice também aumenta com o seu diâmetro.

3.4.3 Sensor de Hall

Para a medição da velocidade do motor, é utilizado em muitos casos um sensor de *Hall*. O sensor de *Hall*, é apenas uma pequena chapa de material condutor em que é atravessada uma corrente e com ligações de saída perpendiculares à corrente. Quando o sensor não é excitado, as ligações de saída não indicam nenhuma diferença potencial. No entanto, quando a corrente é atravessada perpendicularmente por um campo magnético (Figura 3.5), existe uma diferença de potencial nas ligações de saída, resultando numa tensão, chamada tensão de *Hall* [29].

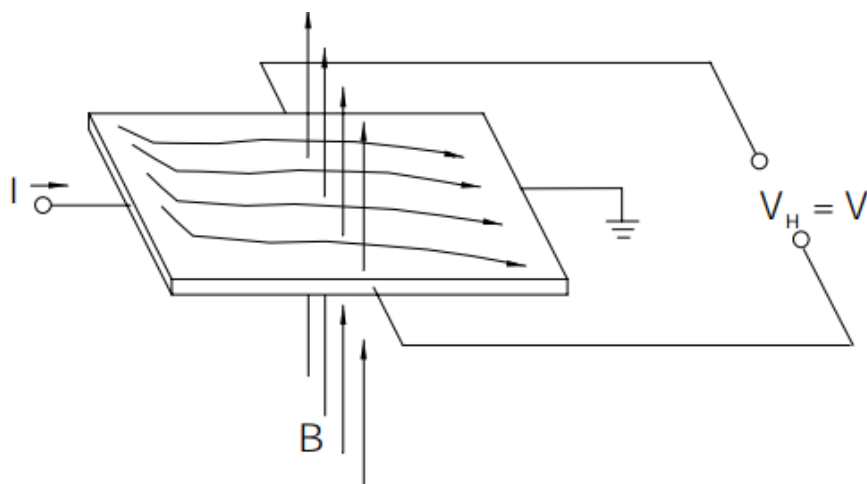


Figura 3.5 - Efeito Hall [29]

Para utilizar um sensor de *Hall* num motor, coloca-se no volante do motor, um ímã que cria um campo magnético. No movimento do motor, o ímã passa pelo sensor de *Hall*, fechando o circuito e criando uma tensão de saída. O número de pulsos por unidade de tempo (rotações por segundo), ou frequência, indica a velocidade do motor. O sinal do sensor de *Hall*, também é utilizado para o controlo do sistema de ignição pois permite saber a posição do pistão dentro do cilindro.

3.4.4 MAP (*Manifold Absolute Pressure*)

O sensor MAP, mede a pressão existente no coletor de admissão. Normalmente o sensor MAP, tem incorporada uma membrana que se movimenta com a modificação da pressão. A deformação dos elementos resistivos que a compõem faz variar uma saída de tensão, proporcional ao caudal volúmico que é admitido pelo motor [8][30].

3.4.5 TPS (*Throttle Position Sensor*)

O TPS é um sensor normalmente localizado no eixo da borboleta do acelerador que indica diretamente a posição do acelerador. Os TPS mais comuns são potenciômetros em que a sua resistência varia proporcionalmente com a posição (ângulo da borboleta), fazendo variar o valor da tensão de saída.

3.4.6 Temperatura

Existem vários sensores que medem a temperatura no motor como o sensor MAT (*Manifold Air Temperature*), que mede a temperatura da admissão do ar que é utilizada pelo ECU nos cálculos da injeção (passagem do caudal volúmico do MAP para caudal mássico). Outro sensor é o CLT (*Coolant Temperature Sensor*), que mede a temperatura do motor, permitindo saber se está frio, em funcionamento normal ou em sobreaquecimento.

3.4.7 Sensor lambda (λ)

O sensor lambda, ou também chamado sensor de oxigénio, é um sensor constituído por uma célula de oxigénio com um eletrólito cerâmico, sendo que a corrente transportada por iões de oxigénio. Uma parte do sensor está em contacto com o ar exterior e outra parte do sensor está em contacto com os gases de escape. O objetivo principal do sensor lambda é saber se existe ou não oxigénio livre nos gases de escape, permitindo assim reduzir o consumo e a emissão de gases poluentes, colocando o motor a operar com uma mistura bastante próxima à estequiométrica, enviando um sinal com uma certa tensão consoante a concentração de oxigénio existente nos gases de escape [24]. Quando existe uma mistura rica, existe uma maior concentração de oxigénio nos gases exteriores do que nos gases de escape, sendo criada uma tensão positiva pelos iões de oxigénio. Quando a mistura é pobre, ou seja, existe um aumento da concentração de oxigénio nos gases de escape, reduzindo a diferença de concentração de oxigénio, criando uma tensão elétrica muito pequena [8].

3.5 Funcionamento do kit de injeção

O funcionamento do kit de injeção é bastante semelhante a qualquer sistema de EFI. Existem vários parâmetros que são medidos por sensores que estão ligados ao ECU. O ECU lê esses parâmetros e calcula a quantidade de combustível necessária a injetar para o funcionamento normal do motor. No entanto, é necessário configurar em que instante em que o combustível é injetado e a duração de abertura do injetor. Para isso é necessário a utilização de um software para ajustar alguns parâmetros e configurar o ECU. O software consegue ler diretamente os parâmetros indicados pelos sensores e enviar modificações à quantidade de combustível a injetar para o ECU. O software utilizado é o *EFITune* [31].

O ECU para calcular a quantidade de combustível injetado utiliza:

- A lei dos gases ideais (Relaciona a quantidade de ar com a sua pressão, temperatura e volume. Esta lei já está incorporada no código base do ECU)
- Os parâmetros medidos (pressão e temperatura no coletor, temperatura do motor, velocidade de rotação, etc. Estes parâmetros são medidos diretamente pelos sensores ligados ao ECU)
- Parâmetros de afinação (REQ_FUEL (*Required Fuel* ou Combustível Necessário), Eficiência Volumétrica, tempo de abertura do injetor, etc. Estes fatores são introduzidos através do software).

Conhecidos os parâmetros de funcionamento, o ECU determina o tempo do pulso de injeção (*Pulse Width* (PW)). O injetor tem um caudal fixo, por isso o que define se a mistura é mais rica ou mais pobre quando os sensores mantém os valores é se o injetor injeta combustível durante mais ou menos tempo respetivamente [32].

3.5.1 Lei dos gases ideais

Para saber a quantidade de combustível a injetar no motor, é utilizada a equação dos gases ideais (Equação 3.5), em que p é a pressão (em kPa), V é o volume (em Litros), n é o número de moles, R é a constante universal dos gases em utilização (8,31 J/mol.K) e T é a temperatura absoluta (em Kelvin). Esta lei é utilizada nos cálculos do ECU com o objetivo de determinar a quantidade de ar existente no motor para ser obtida uma mistura estequiométrica.

$$p * V = n * R * T \quad (3.5)$$

A pressão (P, em kPa) é obtida multiplicando o valor dado pelo sensor MAP (em kPa) pela eficiência volumétrica (VE), que indica a percentagem da pressão dentro do cilindro em função da pressão do coletor (Equação 3.6).

$$P = MAP * VE \quad (3.6)$$

O volume (V) é o valor da cilindrada do motor (em litros) e a temperatura (T) é o valor da temperatura no coletor (MAT) em Kelvin (Equação 3.7).

$$T = MAT + 273,15 \quad (3.7)$$

Utilizando as equações 3.5, 3.6 e 3.7 e sabendo que $n = \frac{PV}{RT}$ e pela fórmula do número de moles em que $n = \frac{m_{ar}}{M}$, sendo M a massa molar do ar, obtém-se (Equação 3.8):

$$m_{ar} = \frac{(MAP * VE) * V}{R * (MAT + 273,15)} * M \quad (3.8)$$

Sabendo a massa de ar existente no motor, é preciso saber a quantidade de combustível que é necessário injetar. Esse parâmetro é especificado pelo REQ_FUEL [32].

3.5.2 REQ_FUEL

REQ_FUEL é um parâmetro existente no software que indica ao ECU as características do injetor e o tamanho do motor (neste caso a cilindrada). É a duração em milissegundos que o injetor fornece combustível para ser obtida uma mistura estequiométrica (razão ar-combustível de 14,5), com eficiência volumétrica a 100%, uma pressão no coletor de 100 kPa e com o ar a 21° C (70° F).

O ECU calcula o parâmetro REQ_FUEL da seguinte forma (Equação 3.9):

$$REQ_FUEL * 10 = \frac{36000000 * V * \rho_{ar}}{n_{cil} * AFR * Q_{injetor}} * \frac{1}{n_{inj}} \quad (3.9)$$

Sendo 36000000 o fator de passagem de libra/hora para libra/(1/10 milissegundo), V a cilindrada do motor em polegadas cúbicas, ρ_{ar} é a densidade do ar em lb/in³ a 100 kPa e a 21°C (valores definidos pelo fabricante), n_{cil} é o número de cilindros, AFR é a razão ar/combustível, $Q_{injetor}$ é o caudal do injetor e n_{inj} é o número de injeções por ciclo [32].

A densidade do ar, ρ_{ar} (utilizando unidades métricas, em kg/m³) é calculada pela seguinte equação (Equação 3.10):

$$\rho_{ar}(MAP, temp) = 1,2929 * \frac{273,13}{T + 273,13} * \frac{MAP}{101,325} \quad (3.10)$$

Em que T é a temperatura em °C, e o MAP é a pressão no coletor em kPa.

3.5.3 Tabela VE

A tabela VE (*Volumetric Efficiency*) representa a eficiência volumétrica e a razão ar-combustível a cada valor de velocidade do motor e a cada diferente pressão existente no coletor de admissão. A eficiência volumétrica, no caso do software utilizado, é a razão entre da quantidade de ar real que enche o cilindro com a quantidade teórica e é utilizado no cálculo da quantidade de combustível injetado. Usualmente, a eficiência volumétrica é apenas a relação entre a massa de ar real e a massa de ar teórica. O ECU especifica a tabela VE da seguinte forma (Equação 3.11):

$$VE = \frac{m_{real_{ar}}}{m_{teórico_{ar}}} * \frac{AFR_{estequiométrico}}{AFR_{real}} \quad (3.11)$$

Um maior valor de VE representa uma mistura mais rica e um valor mais baixo significa uma mistura mais pobre [33]. Contudo, quando não é possível a criação de uma tabela AFR, o valor de $AFR_{estequiométrico} = AFR_{real}$, existindo uma razão de mistura ar-combustível constante, sendo que as variações da tabela VE são apenas realizadas através de correções efetuadas por parâmetros como o TPS, MAP e MAT de forma a compensar as diferenças de carga e velocidade do motor.

3.5.4 Equação do combustível

Sabendo os fatores referidos anteriormente, o ECU utiliza esses dados para calcular o tempo do pulso de injeção (PW) em cada ciclo de funcionamento do motor (Equação 3.12).

$$PW = REQ_FUEL * VE * MAP * E + Accel_{Enrich} + Inj_{open} \quad (3.12)$$

Sendo E o enriquecimento gama ($gamma_enrich$), $Accel_{Enrich}$ é o enriquecimento de aceleração e o Inj_{open} é o tempo de abertura do injetor.

O $gamma_enrich$ é um valor obtido através de todos os enriquecimentos com exceção do enriquecimento de aceleração (Equação 3.13).

$$E = gamma_enrich = \frac{Warmup}{100} * \frac{O2_ClosedLoop}{100} * \frac{AirCorr}{100} * \frac{BaroCorr}{100} \quad (3.12)$$

Sendo $Warmup$ o enriquecimento do motor a frio, $O2_ClosedLoop$ o enriquecimento realizado pelo sensor lambda, $AirCorr$ é o ajustamento para a densidade do ar (baseado no IAT (intake air temperature)) e $BaroCorr$ é a correção barométrica realizada através da pressão do ar.

A razão pela qual se adiciona o tempo de abertura do injetor é a existência de um pequeno intervalo de tempo entre a emissão do sinal e o momento em que o injetor se encontra totalmente aberto e num estado estável em que injeta em fluxo constante. O ECU compensa esse atraso adicionando esse intervalo de tempo ao tempo total do pulso de injeção.

4. Escolha da solução

Neste capítulo serão discutidas as propostas disponíveis para a alteração do sistema de carburador para injeção e será mostrado o sistema escolhido para a alteração conforme os requisitos propostos.

4.1 Requisitos do Sistema

Pelo CEIIA foram propostos os seguintes requisitos do novo sistema a implementar.




Tabela 4.1- Requisitos do sistema

<i>Requisitos</i>	<i>Descrição</i>
Dimensões máximas	100 x 100 x 100 [mm]
Peso total do sistema a desenvolver	0,8 kg
Comutabilidade	Aplicável tanto ao motor DA-50 como ao motor DA-35
Risco de falha	Deve ser feita uma análise de risco de falha (FMEA)
Manutenção do sistema	Especificações para a manutenção do sistema devidamente documentadas.
Performance	Melhoria global da performance (binário/potência, consumo, tração estática)
Custo	Inferior a 600€
Ruido, Vibrações e emissões poluentes	Não deve representar um aumento no ruído de operação, vibrações e emissão de poluentes

4.2 Sistemas de Injeção disponíveis

Depois de uma pesquisa aprofundada sobre os sistemas, apresentam-se na Tabela 4.2 as 3 melhores soluções disponíveis.

Tabela 4.2 - Sistemas de injeção disponíveis

"Low cost" UAV kit (Ecotrons)	2-Stroke kit (Ecotrons)	EFI kit (Aliexpress)
 <p>Figura 4.1 - UAV kit Ecotrons</p>	 <p>Figura 4.2 - 2-Stroke kit Ecotrons</p>	 <p>Figura 4.3 -EFI kit da Aliexpress</p>
<p>≈ 1000\$</p>	<p>≈ 600\$</p>	<p>≈ 225€</p>
<p>≈ 850g</p>	<p>>1500g</p>	<p>≈ 900g</p>
<ul style="list-style-type: none"> • ECU com conector com 25 pin • Componentes mais pequenos e leves • Baixo consumo elétrico • Compensa altitude automaticamente • Melhoria no consumo e baixa emissão de gases poluentes • Temperatura compensada automaticamente • Servo <i>Futaba</i> está integrado no corpo da borboleta lendo a posição da borboleta, substituindo o TPS 	<ul style="list-style-type: none"> • Ignição controlada pelo ECU • Controla 2 injetores ao mesmo tempo (Necessário apenas se a rotação máxima for superior a 12000 RPM) • Melhoria no consumo e baixa emissão de gases poluentes • Altitude compensada automaticamente • Temperatura compensada automaticamente • Requer bateria de 12V • TPS (<i>Throttle Position Sensor</i>) 	<ul style="list-style-type: none"> • ECU programável • Ignição controlada pelo ECU • Melhoria no consumo e baixa emissão de gases poluentes • Possivelmente o ECU pode ser calibrado para compensar a altitude e a temperatura automaticamente • TPS (<i>Throttle Position Sensor</i>) • Requer bateria de 12V

4.3 Sistema Escolhido

Ao analisar os 3 sistemas disponíveis e os requisitos definidos, foi escolhido o kit do *Aliexpress*.

O kit UAV da *Ecotrons* embora correspondendo a todos os requisitos possuía um custo de cerca de 1000 dólares, sendo excluído por ultrapassar bastante o orçamento disponível.

O kit da *Ecotrons* para motores a 2 tempos (*2-stroke*) também representava uma solução válida do ponto de vista técnico, ultrapassando, contudo, o peso máximo definido nos requisitos. Adicionalmente utilizava todo o orçamento disponível, o que não permitia qualquer margem para componentes adicionais de adaptação do motor.

O sistema escolhido, foi o kit de marca branca do website *Aliexpress*. Sendo bastante semelhante ao kit da *Ecotrons*, das três propostas apresentadas, é a solução mais barata sendo que ultrapassa o requisito de peso por apenas 100 gramas, valor que a equipa do projeto não considerou significativo e que levou a aceitação do requisito. Verificou-se que o único requisito em não conformidade nesta solução são as suas dimensões, contudo foi efetuada uma revisão pela equipa de engenharia do UAS30, e as dimensões deste sistema foram aceites, não representando nenhum constrangimento à sua implementação na aeronave.

Com o sistema escolhido, foi necessário também adquirir um altímetro, para poder ligar ao ECU e com o objetivo de compensar a altitude, e um servo para acionar remotamente a borboleta.

O altímetro escolhido foi o *Jeti MAlti Altimeter EX* (Figura 4.4) e o servo escolhido foi um servo *Futaba S3016* (Figura 4.5)



Figura 4.4 - *Jeti MAlti Altimeter*



Figura 4.5 - *Futaba S3016*

4.4 *Bill of Materials*

Depois de escolhido o sistema e escolhido os componentes extra necessários a adquirir, foi elaborado um *Bill Of Materials* (BOM) que permite detalhar os custos previstos na elaboração desta tese (ver Tabela 4.3).

Tabela 4.3 - *Bill of Materials*

Peça	Valor	Distribuidor
<i>Small Engine EFI Kit</i>	254,55€ c/ portes	https://www.aliexpress.com/
Altímetro “ <i>Jeti MAlti EX</i> ”	57,60€ + portes	https://www.esoaringgadgets.co.uk/
Servo para acelerador “ <i>Futaba S3016</i> ”	74,69€ + portes	https://wheelspinmodels.co.uk/
Adaptações necessárias para a montagem	A fabricar no CEIIA ou UBI	A fabricar no CEIIA
<i>Preço Total</i>	386,84€	

5. Testes ao motor inicial

Antes de serem realizados os testes ao motor com o carburador de origem, foi necessário proceder à construção de um banco de ensaios.

5.1 O motor

O motor utilizado neste projeto a ser modificado é o DA-35 da *Desert Aircraft* (Figura 5.1). É um motor de dois tempos produzido principalmente para pequenas aeronaves com a ignição controlada por um microcontrolador para uma melhor performance. As especificações e características do motor são as seguintes (Tabela 5.1)[34]:

Tabela 5.1 - Especificações e características do motor

<i>Especificações</i>	
Cilindrada	35 cm ³
Peso	935 gramas
Intervalo típico de utilização	Entre 1500 e 8200 RPM
<i>Características</i>	
Cárter em alumínio	
Carburador <i>Walbro</i>	
Ignição eletrónica com Safe Start	
Montado com hélice 20/9	

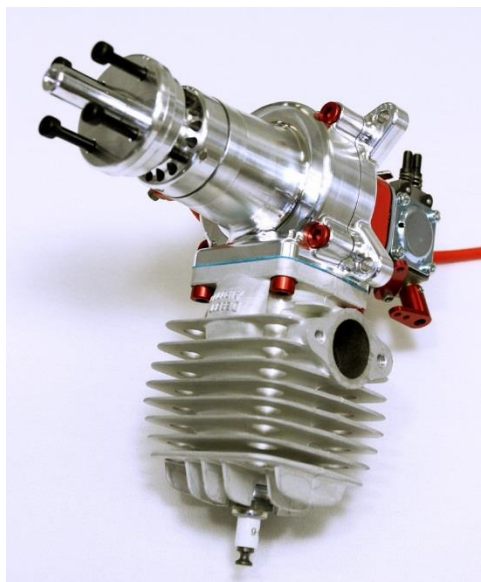


Figura 5.1 - DA-35

5.1.1 Mistura Combustível - Óleo

Como o motor utilizado é a dois tempos, é necessário criar uma mistura de combustível e óleo de maneira a lubrificar todos os componentes de forma a evitar o sobreaquecimento e o desgaste excessivo dos mesmos. O combustível utilizado foi a gasolina de 95 octanas, pois é o combustível mais comum, o mais fácil de adquirir e também o validado pelo fabricante. O óleo utilizado foi um óleo genérico existente no mercado e segundo o manual do fabricante do motor (Anexo 2) foi realizada uma mistura de 40 partes de gasolina para 1 parte de óleo [34].

5.2 Banco de ensaios

Foi construído um pequeno banco de ensaios (Figura 5.2) para a fixação do o motor durante os testes de performance.



Figura 5.2- Banco de ensaios com motor instalado

5.3 Parâmetros de análise

5.3.1 Tração

Para a medição da tração, foi colocado no banco de ensaios uma célula de carga de compressão (Figura 5.3). A célula de carga contém um erro aproximado de 250 gramas, no entanto a medição da tração é realizada para fins comparativos entre o sistema a carburador e o sistema de injeção eletrônica, não representando nenhum inconveniente.

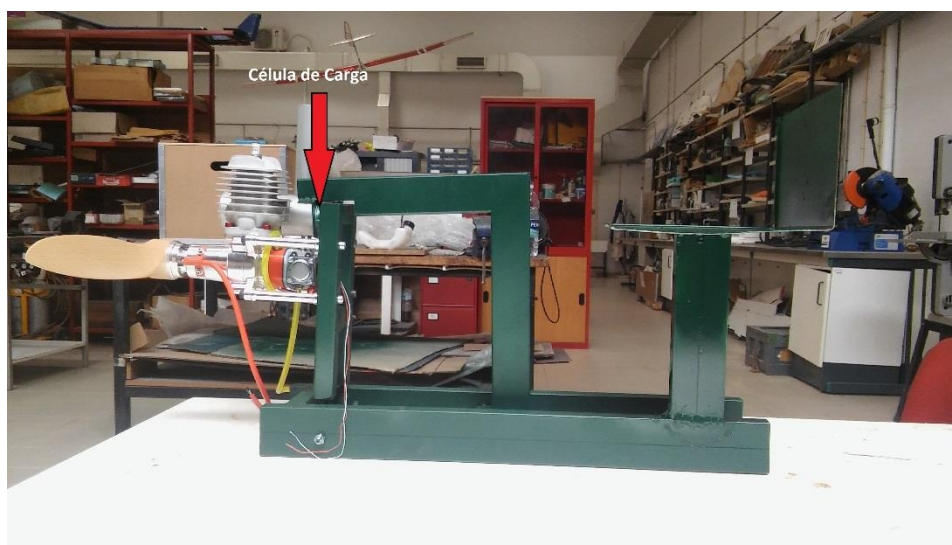


Figura 5.3- Célula de carga no banco de ensaios

A célula de carga foi ligada a um pequeno amplificador (HX711) que lê o sinal da célula de carga (Figura 5.4). Este amplificador é depois de ligado a um *Arduino Nano* (Figura 5.5) e a um computador via porta usb, que torna possível a comunicação com o mesmo e a calibração da célula de carga. Com o software *Arduino*, a célula de carga foi programada (Anexo 1) para serem obtidos valores de tração em tempo real.

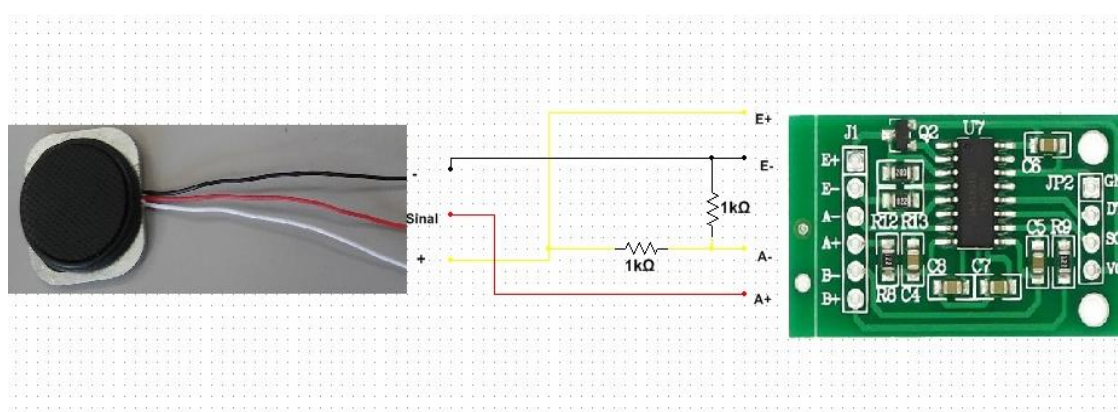


Figura 5.4 - Ligação da célula ao amplificador HX711

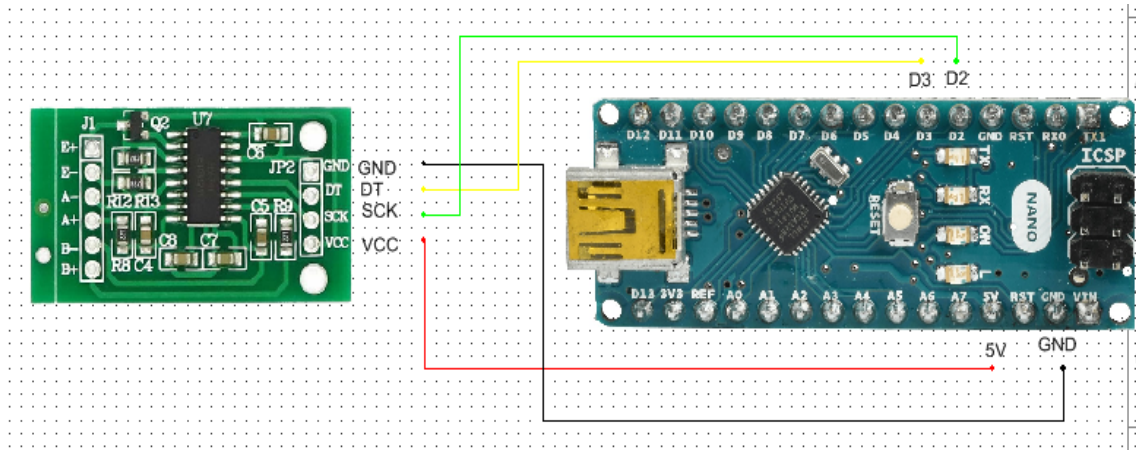


Figura 5.5 - Ligação do amplificador HX711 ao Arduino Nano

Com o programa PLX-DAQ, foi possível obter os dados da tração em formato *Excel*, de forma a poderem ser posteriormente analisados.

5.3.2 Consumo

Para a medição do consumo, foram utilizados dois depósitos ligados por uma válvula (Figura 5.6) ao motor, sendo o segundo depósito uma proveta para a quantidade de combustível ser medida com uma maior precisão (Figura 5.7).

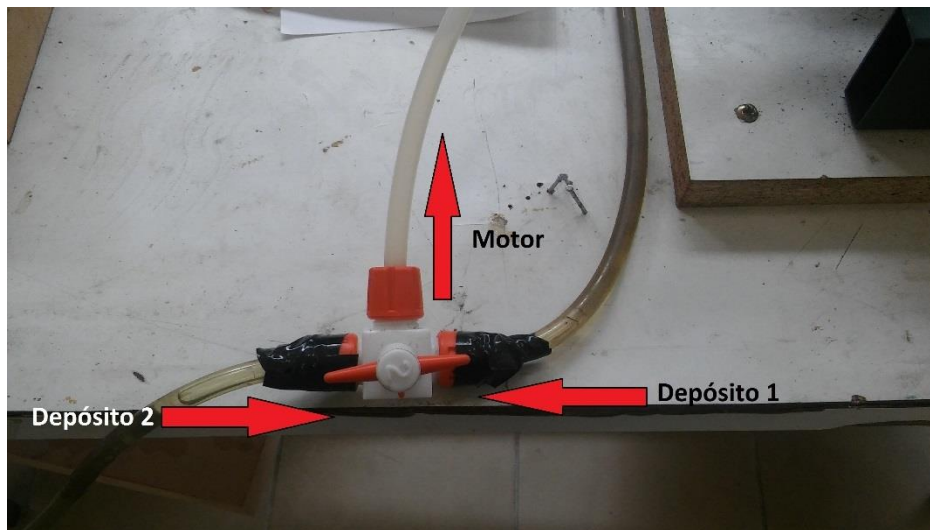


Figura 5.6- Válvula de combustível

O depósito 1 foi apenas utilizado para arrancar o motor, depois com o motor já quente, fechou-se a válvula do depósito 1 e abriu-se a válvula do depósito 2, contando o tempo com um cronómetro.



Figura 5.7 - Segundo depósito

No final do teste, a quantidade de combustível consumido foi pesada, obtendo-se pela divisão da massa de combustível usada no teste pelo tempo, o caudal mássico de combustível.

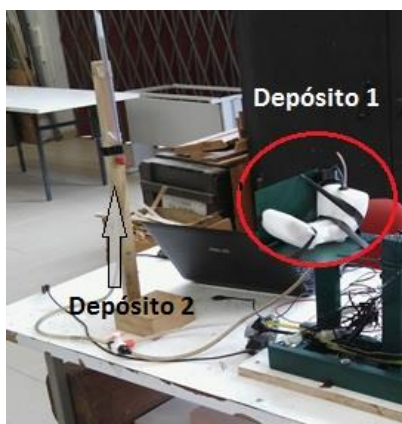


Figura 5.8- Sistema de combustível

5.3.3 Temperatura

A medição da temperatura do motor foi realizada através do sensor de temperatura (Figura 5.9) existente no ECU do kit de injeção adquirido. Esse sensor mede a temperatura do motor, sendo indicada diretamente em tempo real ao software do kit de injeção.

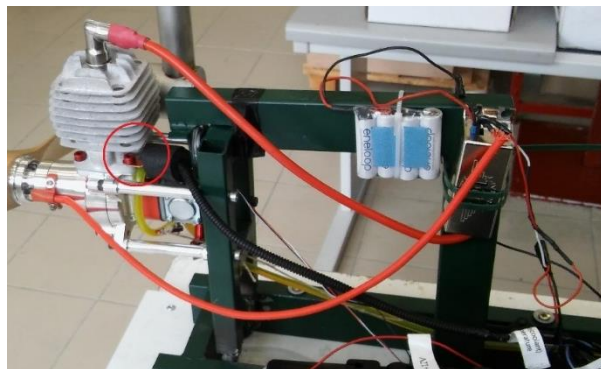


Figura 5.9 - Sensor de temperatura

5.3.4 Velocidade do motor

A medição das rotações foi realizada também através do ECU do kit de injeção. Ao ligar o condutor do sinal do sensor de *Hall* (Figura 5.10) do motor ao *pickup* (*Pulse from Trigger Coil*) do ECU, e cada vez que o polo norte do ímã existente no rotor passava pelo sensor de Hall, emitia um sinal que era lido pelo ECU e posteriormente indicado ao software.

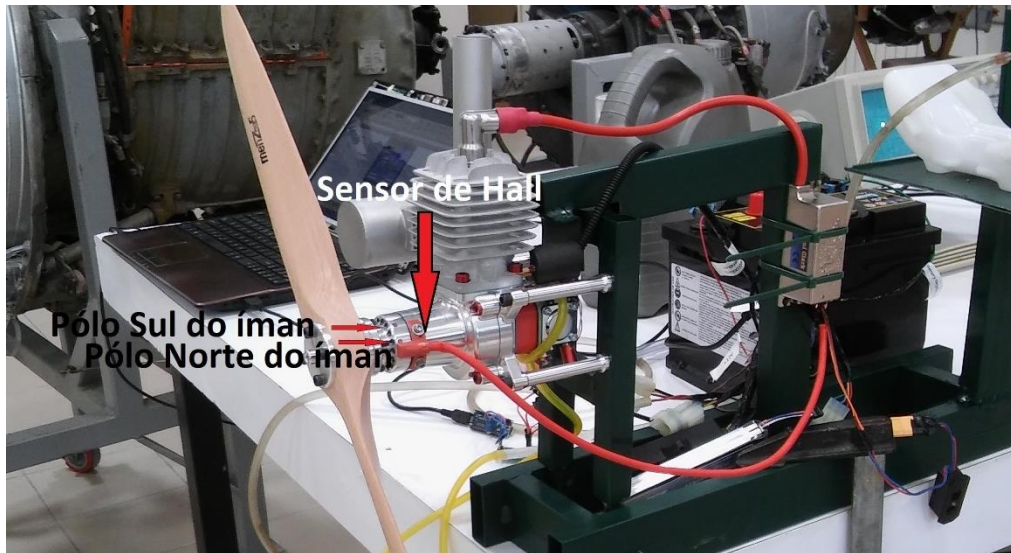


Figura 5.10 - Sensor de Hall

No entanto, o ECU não conseguia receber o sinal diretamente do fio do sensor *Hall*, tendo sido necessário colocar um *optocoupler* entre o sinal do sensor de Hall do DA-35 e o *pickup* (Figura 5.11). Foi colocado um *optocoupler* para poder utilizar o sinal elétrico emitido pelo sensor de Hall, mantendo os sistemas elétricos da ignição independentes dos sistemas elétricos do ECU. Desta maneira o ECU consegue ler o sinal do sensor de Hall através do *optocoupler*, conseguindo medir as rotações por minuto, mostradas pelo software do kit.

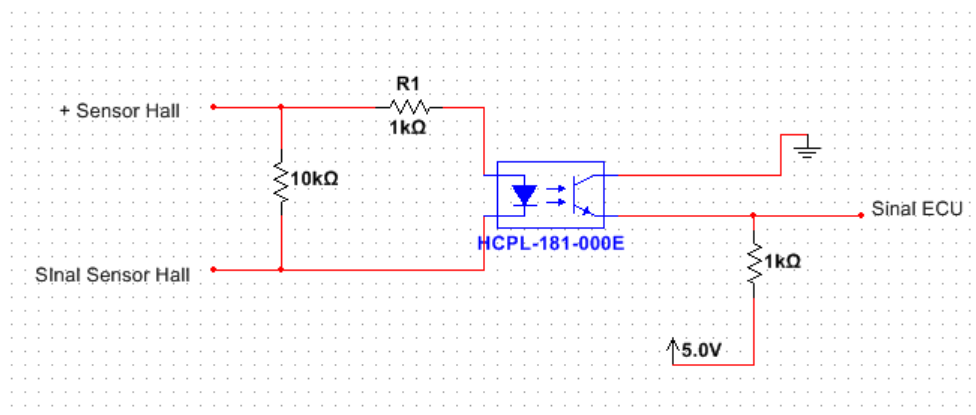


Figura 5.11 - Ligação *Optocoupler*

6. Alteração do motor

Depois de realizados os testes ao motor com o carburador original, iniciou-se a modificação do motor para a instalação do kit de injeção.

Os componentes foram pesados e o carburador foi retirado (Figura 6.1), no entanto antes de instalar o corpo do injetor, foi necessário criar um adaptador para ligar o corpo do injetor ao motor, porque o corpo do injetor tem 28mm de diâmetro e a entrada do motor tem apenas 19 mm de diâmetro.

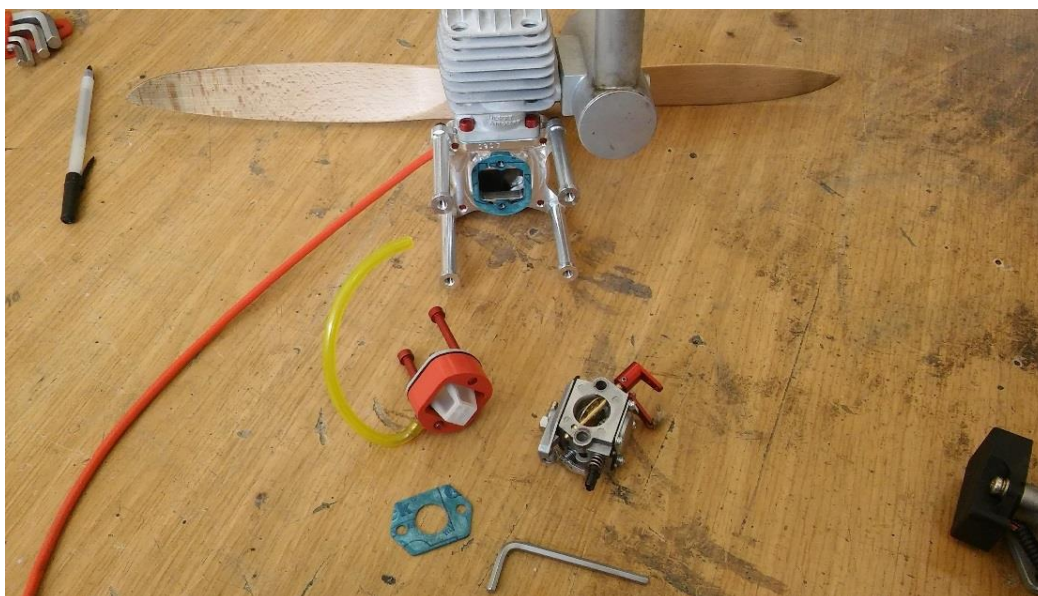


Figura 6.1 - Carburador retirado

6.1 Fabrico de componentes

Como o corpo do injetor e a entrada do motor têm diâmetros diferentes, foi necessário fabricar um adaptador. Esse adaptador foi desenhado num programa CAD (*Computer-Aided Design*) e foi impresso em 3D, pois era o método mais simples e mais rápido de se obter a peça. O material escolhido para o fabrico da peça foi o ABS (*Acrylonitrile Butadiene Styrene*), pois dos materiais disponíveis, este é o mais resistente às elevadas temperaturas de funcionamento do motor.

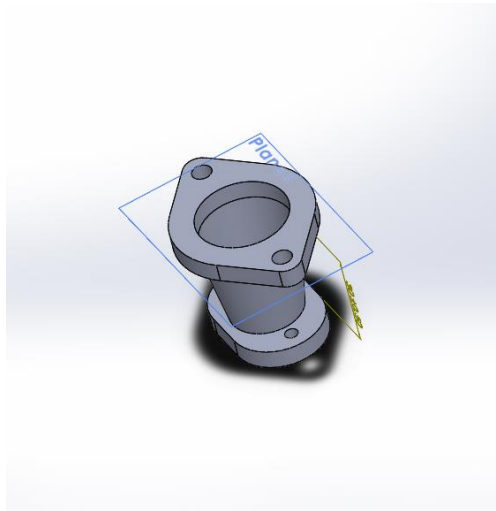


Figura 6.2 - Peça desenhada em CAD

Como não era possível a impressão de uma peça única, foi necessário a impressão de duas peças (Figura 6.3) sendo no final coladas com cola *Epoxy* (Figura 6.4).



Figura 6.3 - Peças impressas em ABS

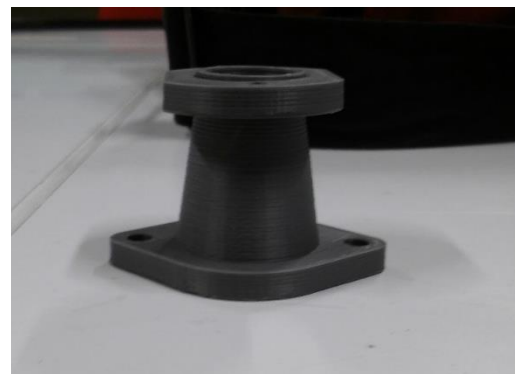


Figura 6.4 - As duas peças impressas depois de coladas

Depois da peça ter sido impressa e colada, foi colocada entre o motor e o corpo de injeção (Figura 6.5).

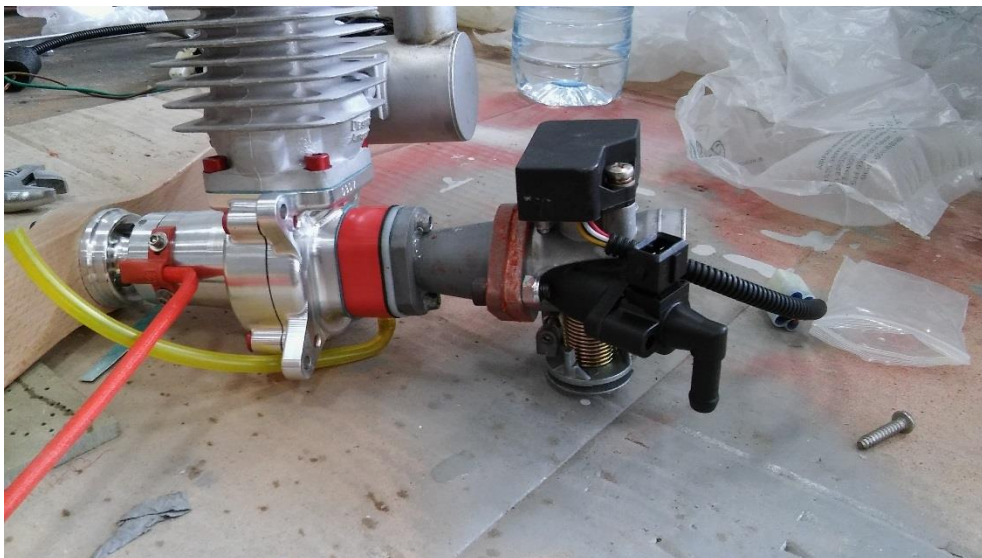


Figura 6.5 - Corpo do injetor montado no motor

6.2 Montagem do motor e do kit de injeção

Com a peça fabricada e colocada no motor, realizou-se a montagem do motor e do kit de injeção no banco de ensaios para se dar início aos testes.

6.2.1 Alteração do banco de ensaios

Devido ao aumento do tamanho do motor com a colocação do corpo do injetor e do adaptador, foi necessário proceder à modificação do banco de ensaios. Foi necessária a construção de novos apoios para o motor no banco de ensaios pois os apoios originais foram apenas desenvolvidos para o DA-35 sem modificações.

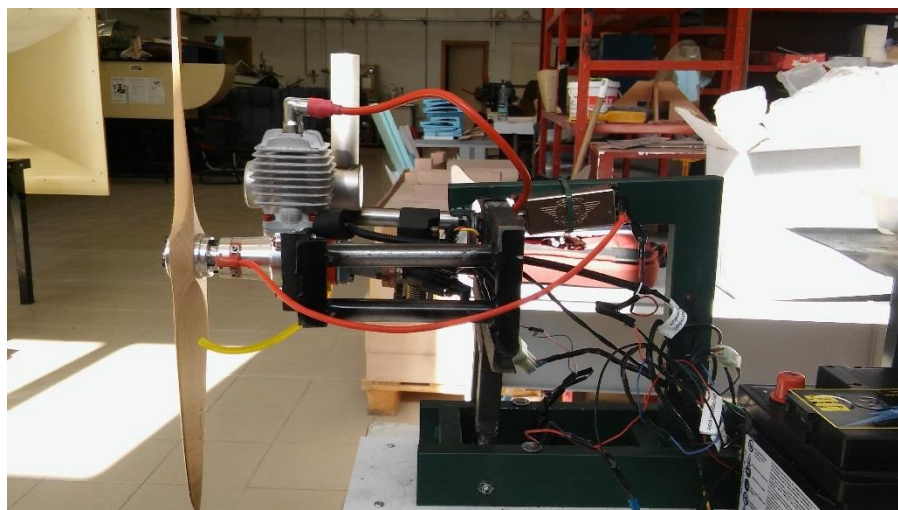


Figura 6.6 - Modificação do banco de ensaios

6.2.2 Montagem do kit de injeção

Com o banco de ensaios modificado, deu-se início à montagem do kit de injeção (Figura 6.7). O kit de injeção contém um corpo de acelerador, um ECU com várias ligações para vários componentes, uma bomba de combustível, um sensor MAP, sensor MAT, sensor TPS, um injetor, um sistema de ignição, tubos de combustível e um cabo de ligação ao computador. No entanto, não foi utilizado o sistema de ignição do kit, uma vez que foi dada preferência à ignição fornecida com o motor pois sendo uma ignição criada especificamente para o DA-35, garante-se compatibilidade máxima entre este sistema e o motor utilizado.

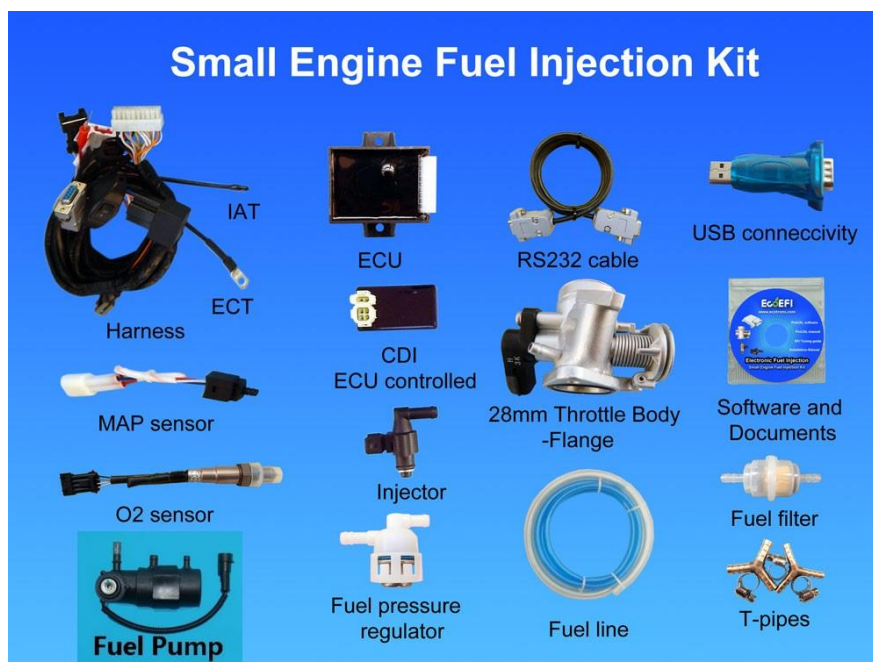


Figura 6.7 - Kit de injeção

Depois de terem sido montados todos os componentes, incluindo o injetor e a bomba de combustível (Figura 6.8), o motor foi montado na bancada de testes e deu-se início aos primeiros testes.

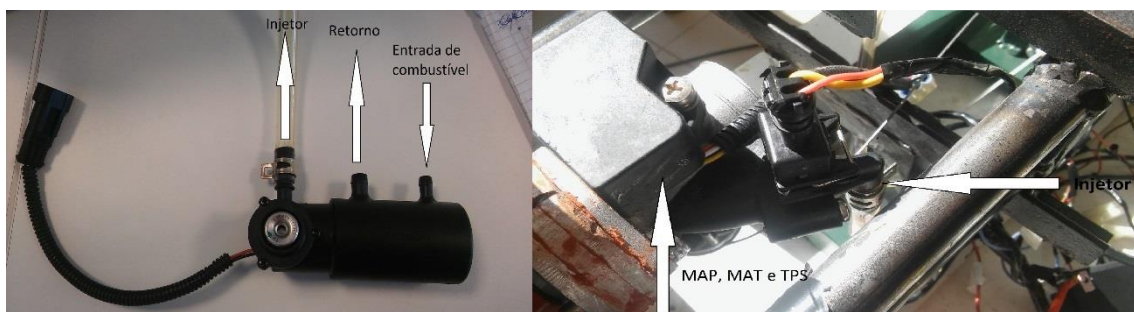


Figura 6.8 - Bomba de combustível, injetor e Sensores

6.2.1 Arquitetura do sistema

Na seguinte imagem está esquematizada toda a arquitetura do sistema como as suas ligações.

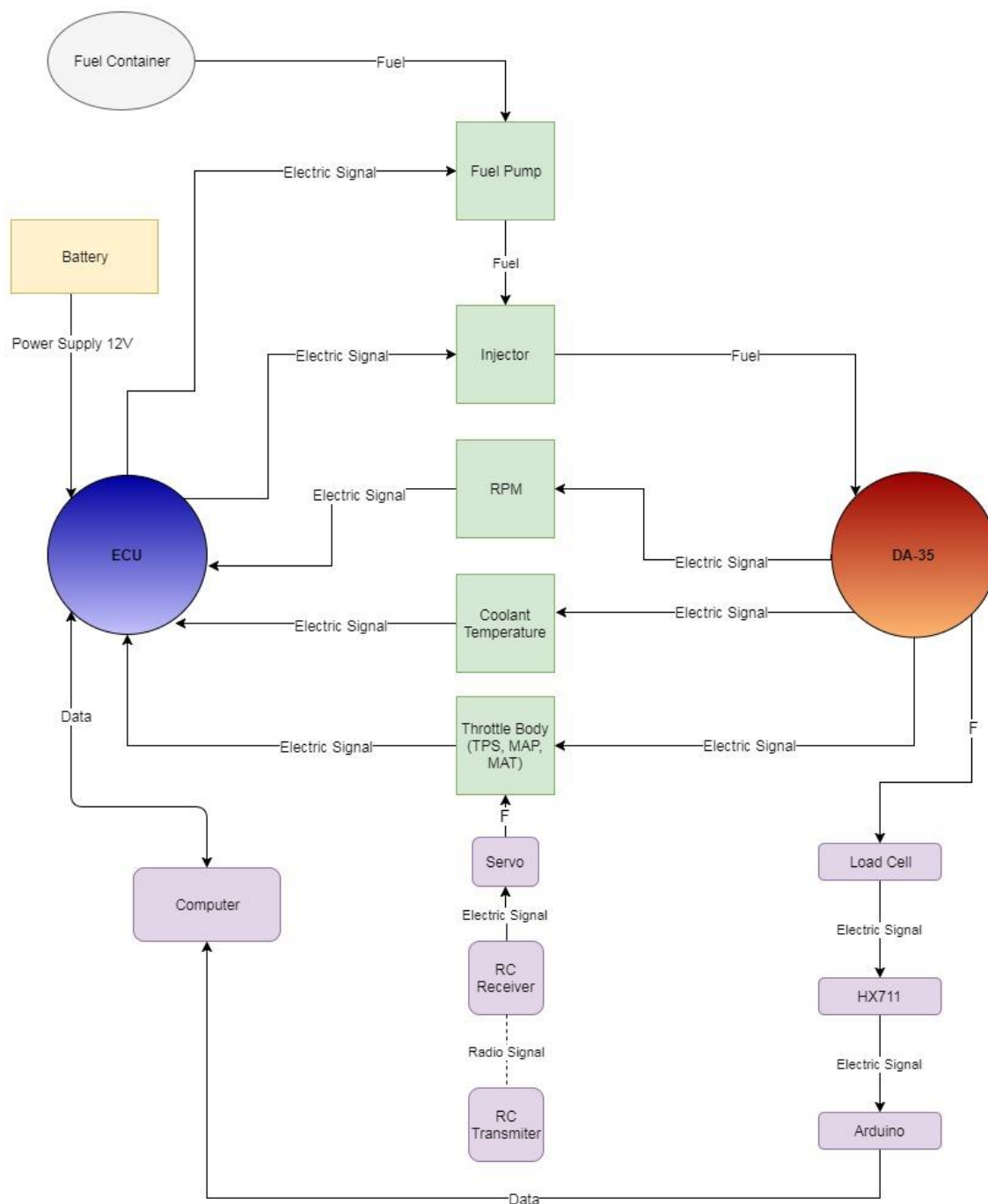


Figura 6.9 - Arquitetura do sistema

6.3 Primeiro ciclo de testes funcionais e resolução de problemas

Com o motor montado na bancada de testes foi realizado o primeiro ciclo de testes com o objetivo de identificar e reparar possíveis problemas na instalação.

Nesta fase após a instalação da injeção e ainda sem qualquer calibração realizada, foi necessário a utilização de um *starter* para arrancar o motor, em vez do arranque manual utilizado com o carburador. Depois de se ter conseguido colocar o motor em funcionamento, correu-se um teste de 2 minutos para a deteção de problemas.

Corrido o primeiro teste, foi detetado um problema estrutural no adaptador que foi impresso em 3D, na zona onde foram coladas as duas peças com *Epoxy*. Para resolver esse problema, o adaptador foi redesenhado de maneira a resistir a maiores forças (Figura 6.10).

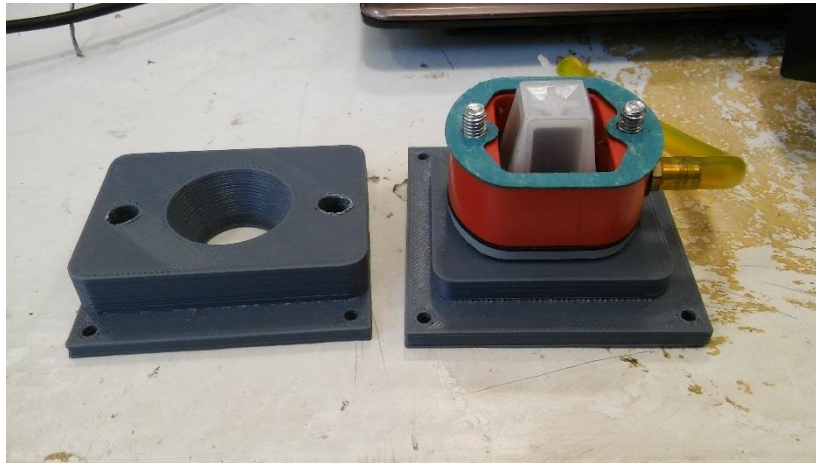


Figura 6.10 - Adaptador (2ª versão)

O novo adaptador foi montado e procedeu-se à repetição do primeiro ciclo de testes. Este segundo adaptador embora mais rígido também começou a sofrer fraturas na zona dos parafusos que liga o adaptador ao motor (Figura 6.11).



Figura 6.11 - Segundo adaptador instalado

Como o segundo adaptador começou a sofrer fraturas, foi necessário realizar um reforço estrutural. O adaptador foi modificado estruturalmente para ser mais resistente e foi impresso um novo (Figura 6.12).

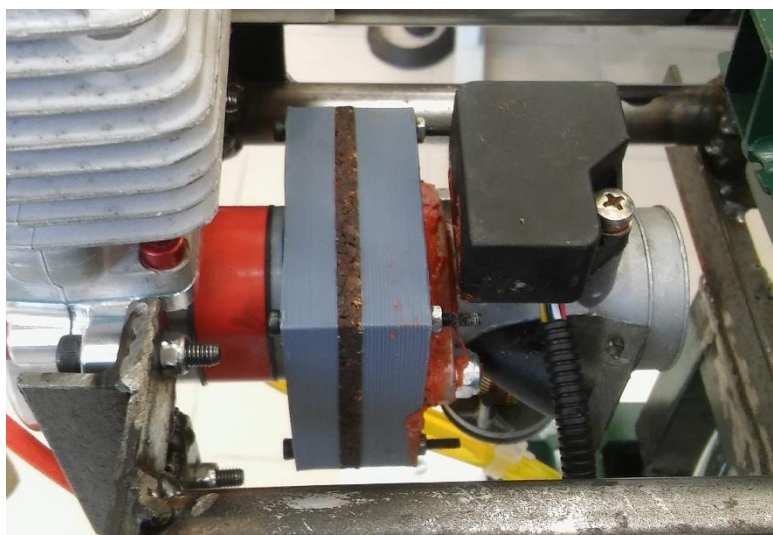


Figura 6.12 - Adaptador (3ª Versão)

No entanto esse reforço estrutural não foi suficiente, pois com alguns minutos de trabalho, o adaptador voltou a fraturar na zona dos parafusos. Para além disso, foi descoberto que o material em que o adaptador foi fabricado, estava a ser dissolvido pelo combustível (Figura 6.13). Após a análise das características de vários materiais verificou-se que o alumínio é o material que melhor se adequa às condições de funcionamento (Tabela 6.1).



Figura 6.13 - Dissolução e fraturas no 3º adaptador

Na tabela 6.1, estão algumas especificações de ambos os materiais,[35],[36],[37],[38]:

Tabela 6.1 - Especificações do ABS e do Alumínio

	ABS	Alumínio (2024)
Massa específica	1,07 g/cm ³	2,78 g/cm ³
Resistência à tração	43,3 MPa	345 MPa
Resistência à flexão	67,6 MPa	345 MPa
Temperatura de deformação	89,2 °C a 1,8 MPa	502°C
Resistência a Gasolina	Baixa	Elevada

Comparativamente com o ABS o alumínio tem a desvantagem de ter uma maior massa específica, logo o adaptador torna-se mais pesado. No entanto esse adaptador apresenta uma maior resistência mecânica, química e uma maior temperatura de deformação.

O novo adaptador foi criado juntando 3 placas de alumínio que foram maquinadas num torno mecânico (Figura 6.14 e 6.15).



Figura 6.14 - Torno mecânico



Figura 6.15 - Novo adaptador desmontado em 3 placas

Foi colocado silicone de junta entre cada peça, para que não ocorra nenhuma fuga de combustível nem nenhuma entrada de ar indesejável, e o novo adaptador foi montado no motor (Figura 6.16).

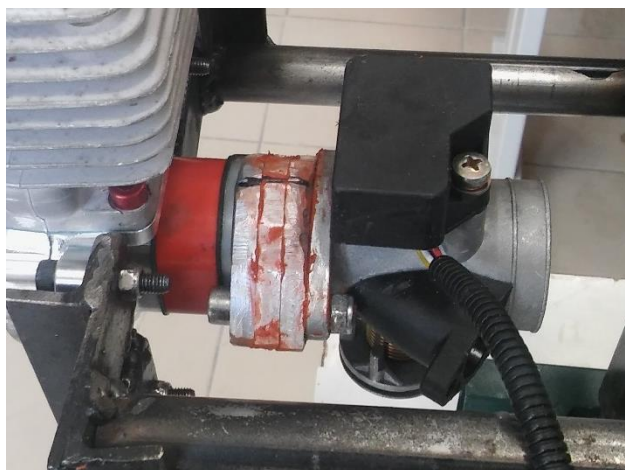


Figura 6.16 - Adaptador de alumínio

Outro problema que também foi necessário resolver foi a elevada rotação do motor em *ralenti*. Concluiu-se que essa elevada rotação era devido à entrada do corpo do acelerador ser muito maior que a entrada do motor (o kit é funcional de 35 cm³ a 50 cm³). Para resolver esse problema, foi impresso em 3D um redutor e colocado na entrada do corpo do acelerador (Figura 6.17). Foi possível reduzir a rotação de ralenti de aproximadamente 3300 RPM para 2500 RPM, que é um valor mais típico de ralenti para estes motores. Com esses problemas resolvidos, foi possível a iniciação da afinação do motor e a realização dos respectivos testes.



Figura 6.17 - Redutor da entrada do corpo de acelerador

7. Ajuste do sistema de injeção

Antes da realização dos testes, foi necessário efetuar o ajuste do sistema de injeção com o objetivo de otimização do consumo. Para isso foi necessário mudar as configurações do ECU de acordo com o motor.

7.1 Configurações do ECU

Todas as configurações globais realizadas no ECU foram de acordo com o manual fornecido pelo fabricante [31], no entanto as modificações fundamentais para o ajuste correto do ECU serão indicadas neste subcapítulo.

Nas opções do injetor foi colocado o tempo de abertura como 1000 μ s. Este valor é um valor dado pelo fabricante do kit.

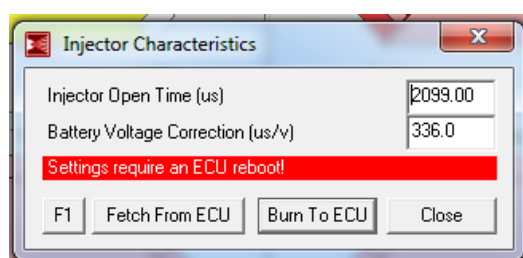


Figura 7.1 - Injector Characteristics

Nas opções de *Injection Control*, existe uma calculadora que permite descobrir a quantidade de combustível necessário para o funcionamento correto do motor.

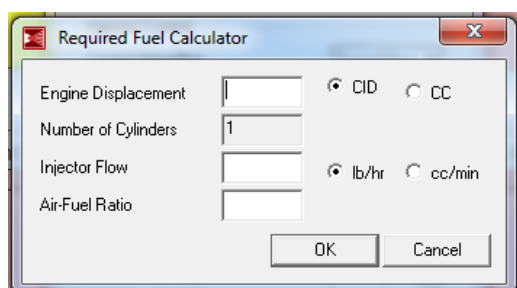


Figura 7.2 - Required Fuel Calculator

Para colocar a cilindrada do motor, o caudal do injetor e a razão ar/combustível, é dado um valor em milissegundos do tempo de injeção. Foi colocado 35 cm^3 de cilindrada em *Engine Displacement*, 50,84 cm^3/min em *Injector Flow* e 14,5 em *Air Fuel Ratio*.

Foi colocado 35 cm³ de cilindrada, porque o motor que foi modificado e adaptado ao UAS30 foi o DA-35 da *Desert Aircraft* com 35 cm³.

Em *Injector Flow*, foi colocado 50.84 cm³/min porque o injetor do kit tem um caudal de 38g/min e como a gasolina tem uma densidade aproximada de 0.7475 g/cm³ (a massa específica da gasolina tem valores entre os 0.720g/cm³ e os 0.775g/cm³ e esse valor foi obtido através da média destes dois valores)[39] utilizando a fórmula da massa específica, foi calculado o caudal do injetor em cm³/min (Equação 7.1)

$$\rho = \frac{m}{v} \Leftrightarrow 0,7475 \frac{g}{cm^3} = \frac{38 g}{v} \Leftrightarrow v = 50,84 cm^3 \quad (7.1)$$

A razão A/F tem o valor 14,5 porque é a razão estequiométrica para a gasolina [8].

Outra modificação realizada nas configurações do ECU foi na válvula de ralenti, que foi definida para fechar quando a temperatura do motor ultrapassar os 63° C, valor recomendado pelo fabricante.

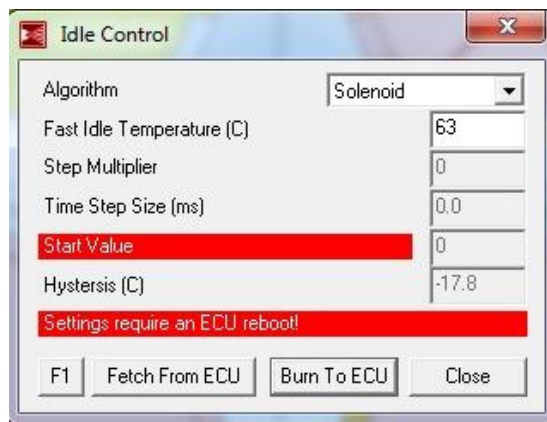


Figura 7.3 - Idle Control

7.2 Tabela VE

Outra informação necessária fornecer ao ECU para o funcionamento correto da injeção eletrônica, é a tabela VE.

Como dito anteriormente, o ECU especifica a tabela VE através da Equação 3.11. No entanto, o kit não contém o sensor de oxigênio, logo o ECU não utiliza os valores AFR para ajustar a tabela VE, considerando pois o valor de AFR como fixo (14,5).

Antes de afinar a tabela VE, é necessário ter uma tabela inicial de referência para começar a afinação. Como não foi encontrada nem possível criar uma tabela específica para o motor a ser utilizado, a tabela base utilizada foi uma tabela fornecida pelo software que permite a afinação de uma grande gama de motores.

kPa	1000	1700	2400	3100	3800	4500	5200	5900	6600	7300	8000	8800
90.0	83	85	87	87	88	91	98	104	112	118	122	125
85.0	80	82	84	84	83	86	93	102	109	115	120	124
80.0	76	78	80	81	80	82	91	99	106	111	115	119
75.0	73	75	76	77	76	81	89	96	103	107	111	114
70.0	69	71	73	73	70	79	87	93	99	104	107	110
65.0	65	67	70	69	64	77	84	91	96	100	102	100
60.0	62	65	68	67	56	71	82	89	93	96	95	92
55.0	60	63	65	64	52	67	77	84	89	92	91	87
50.0	55	58	62	61	53	63	73	80	85	87	86	82
45.0	50	52	56	57	55	60	70	76	80	82	82	79
40.0	34	33	42	52	54	58	66	72	75	77	77	76
35.0	23	25	33	45	45	52	59	64	68	71	73	71

Figura 7.4 - Tabela VE base

A partir da tabela VE base, foram modificados certos valores para obter uma tabela própria para o DA-35. Os valores da rotação foram alterados para serem semelhantes aos valores de rotação do motor com o carburador de origem, no entanto como o fabricante refere que o motor pode atingir as 8500 RPM, a tabela pode ser modificada futuramente para atingir estes valores de rotação. Os valores de pressão também foram alterados pois através dos primeiros testes realizados foi indicado pelo software que o motor em cargas altas chega a valores de pressão de cerca de 95 kPa.

A maior parte dos estados de funcionamento do motor com hélice, ocorrem num trajeto diagonal, de baixos valores de RPM e baixa carga até elevados valores de RPM e de carga elevada. A baixas RPM e cargas é possível utilizar uma mistura estequiométrica ou até uma mistura pobre. A elevadas RPM e carga, é necessário a utilização de misturas mais ricas. No entanto, como não existe sensor de oxigénio e a razão A/F é fixa em 14,5, são utilizados apenas os valores da tabela VE para corrigir essas misturas, utilizando valores de $VE \leq 100$ para baixas RPM e cargas e valores de $VE > 100$ para elevadas cargas e RPM.

A baixas RPM e carga elevada ou a elevadas RPM e carga baixa, são estados em que o motor raramente ou nunca chega a trabalhar. No entanto não é possível prever o estado de trabalho do motor logo é necessário fornecer esses valores por precaução. Esses valores podem ser estimados através da diferença de valores entre os estados de maior utilização do motor.

Como o kit de injeção não continha nenhum sensor de oxigénio, a afinação do sistema de injeção foi realizada ao atribuir valores na tabela VE de maneira que o motor consumisse o mínimo possível não comprometendo o seu funcionamento normal. Assim foi criada a primeira tabela VE utilizada nos testes (Figura 7.5)

kPa	1500	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000	5500	6000	6500	7000
100.0	81	90	93	93	95	100	110	120	128	150	190	215
95.0	81	90	92	92	95	99	110	118	127	145	189	205
90.0	81	90	92	92	94	98	110	117	125	144	188	205
85.0	81	90	92	92	94	98	110	116	124	143	187	205
80.0	81	90	92	92	94	97	110	115	123	140	185	201
75.0	81	89	92	92	94	96	110	114	122	138	150	165
70.0	81	89	92	92	94	95	110	113	121	130	140	145
65.0	81	88	89	90	93	94	102	108	116	119	120	125
60.0	81	87	84	88	80	90	100	107	112	114	113	109
55.0	81	79	83	84	82	87	97	103	107	109	109	106
50.0	61	60	69	79	81	85	93	99	102	104	104	103
45.0	47	52	60	72	72	79	86	91	95	98	100	98

Figura 7.5 - Primeira tabela de afinação

7.3 Acceleration Wizard

Depois da criação da tabela VE, foi necessário configurar o enriquecimento de aceleração. O enriquecimento de aceleração ou o *accel_enrich* (Figura 7.6) é o enriquecimento dado ao motor consoante a aceleração. Essa aceleração pode ser baseada na diferença do TPS, na variação de pressão do coletor, ou em ambos.

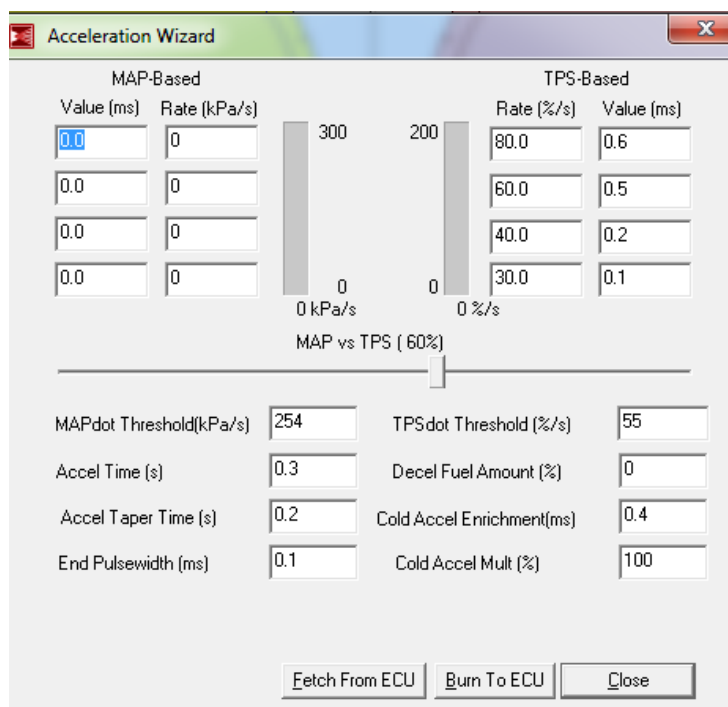


Figura 7.6 - Acceleration Wizard

O enriquecimento de aceleração é feito de maneira a que exista um aumento do tempo de injeção consoante a razão de abertura do TPS (%/s) ou consoante a razão de aumento de pressão do coletor (kPa/s).

Para a afinação do *accel_enrich*, para uma dada razão de abertura, coloca-se um valor elevado de tempo de injeção que irá ser acrescentado ao valor do pulso de injeção final. De seguida, abre-se ligeiramente a borboleta de aceleração consoante a razão de aceleração definida, reduzindo o valor do tempo de injeção acrescentado até o motor começar a deixar de responder à aceleração, realiza-se o mesmo processo para as diferentes razões de aceleração.

8. Testes do sistema de injeção

Foram realizados ao sistema de injeção dois tipos de teste, um ao consumo e outro à tração. O teste da tração foi realizado da mesma forma que o teste à tração com o carburador, com a utilização de uma célula de carga. No entanto, o teste do consumo foi realizado de forma diferente.

8.1 Cálculo do consumo

Ao contrário dos testes ao carburador em que eram necessários dois depósitos de combustível e cronometrar o tempo de consumo, nos testes de injeção, o tempo que o injetor está aberto a injetar combustível, o *Pulse Width*, é indicado pelo software. No entanto ainda é necessário o cálculo da quantidade de combustível injetada por cada ciclo.

Para o cálculo da quantidade de combustível, é necessário saber a velocidade do motor (RPM), o PW do injetor e o caudal do injetor (Q). O último é um valor dado pelo fornecedor do sistema de injeção.

Sabe-se que o PW, é a largura de pulso do injetor por ciclo de funcionamento do motor em milissegundos. Como o motor utilizado é um motor a 2 tempos, ocorre um ciclo de funcionamento por cada rotação. Também referido na equação 3.12, o cálculo do PW é realizado através de vários parâmetros, sendo um deles o tempo de abertura do injetor, logo para ser obtido o tempo em que o injetor está totalmente aberto a fornecer combustível é necessário subtrair o tempo de abertura (pw_{open}) do injetor ao PW. Utilizou-se a equação 8.1 para o cálculo da massa de combustível em gramas por ciclo de funcionamento.

$$m_{fuel} = \left(\frac{Q}{60}\right) * \left(\frac{PW - pw_{open}}{1000}\right) \quad (8.1)$$

Sendo $\frac{Q}{60}$ o caudal do injetor em g/s e $\frac{PW - pw_{open}}{1000}$ a largura de pulso do injetor em segundos.

Através do valor de m_{fuel} em quilogramas e da velocidade do motor em rotações por hora, é possível calcular o consumo do mesmo em kg/h (Equação 8.2).

$$Consumo = (RPM * 60) * \frac{m_{fuel}}{1000} \quad (8.2)$$

9. Resultados

9.1 Resultados dos testes de carburador

Foram realizados 6 testes em 7 posições de acelerador diferentes. No entanto, certos testes de tração foram descartados devido a interferência eletromagnética entre o *Arduino* e o ECU.

Todos os testes realizados ao sistema com o carburador foram realizados num espaço fechado numa altitude aproximada de 600 metros.

Os dados obtidos através dos testes ao carburador foram colocados num gráfico de dispersão com uma regressão exponencial pois é o tipo de curva mais aproximado aos valores em causa.

9.1.1 Tração estática

Os testes da tração foram realizados com um hélice 20/9. Como referido no Capítulo 5.3.1, foi utilizado uma célula de carga, correndo o motor a uma certa velocidade e no final calculando a média dos valores obtidos através da célula de carga.



Gráfico 9.1- Gráfico de tração em função da velocidade do motor para alimentação por carburador

9.1.2 Consumo

O teste ao consumo foi realizado através de dois depósitos como referido no capítulo 5.3.2. O motor era colocado em funcionamento a certa velocidade e de seguida era medida a quantidade de combustível consumida num certo intervalo de tempo, para obter o consumo em kg/h.

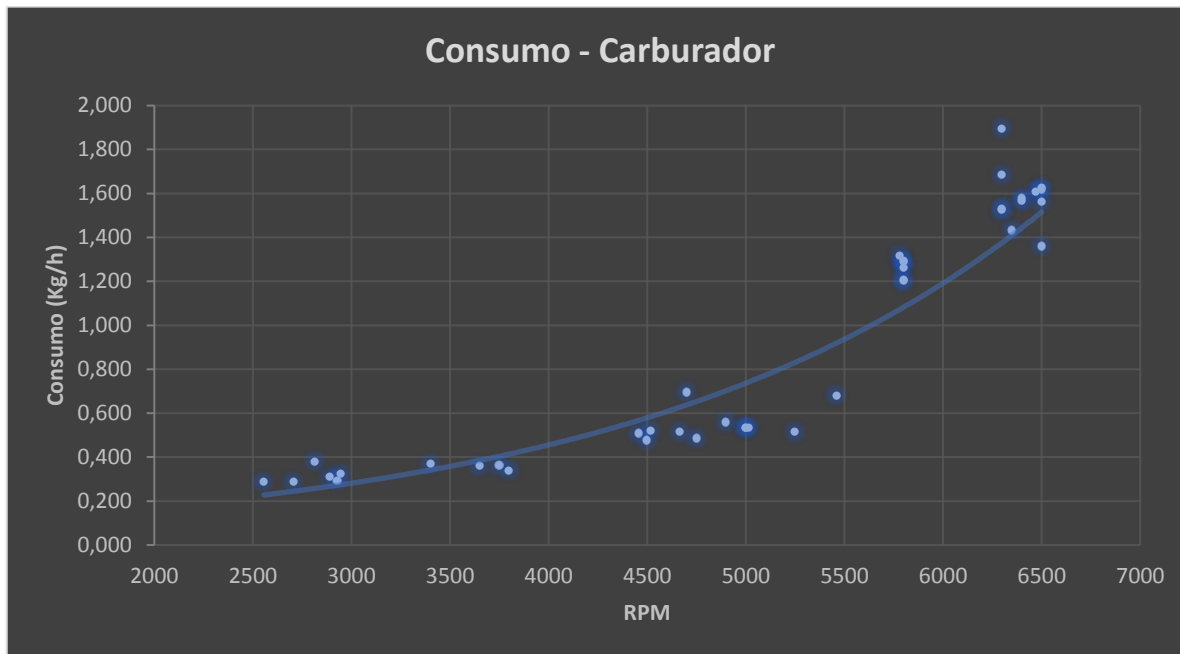


Gráfico 9.2 - Gráfico do consumo em função da velocidade do motor para alimentação por carburador

9.1.3 Tabela de dados

Na Tabela 9.1, estão representados valores aproximados da tração e do consumo retirados da regressão exponencial para diferentes regimes de funcionamento (Ralenti, Cruzeiro e *Full Throttle*) do motor com carburador.

Tabela 9.1 - Valores de tração e consumo para diferentes regimes de funcionamento com carburador

Carburador	Ralenti (2700 RPM)	Cruzeiro (4000 RPM-5000 RPM)	<i>Full Throttle</i> (6500 RPM)
Tração (kg)	1,5	3,3	7,7
Consumo (kg/h)	0,250	0,575	1,525

9.2 Resultados dos testes com o sistema de injeção

Tal como nos testes ao carburador, os dados dos testes ao sistema de injeção foram colocados num gráfico de dispersão com uma regressão exponencial pois é o tipo de curva mais aproximada aos valores em causa.

9.2.1 Consumo

Foram realizados testes do consumo para duas tabelas VE diferentes. A primeira, mostrada no Capítulo 7, foi uma tabela criada para obter o menor consumo possível, no entanto o sistema mostrava indícios de mistura pobre em rotações médias e altas, por isso foi criada uma tabela diferente um pouco mais rica. Com a ferramenta *Table Transform* existente no software, aumentou-se globalmente a tabela VE por 5 unidades (a tabela foi aumentada gradualmente até ser atingido o valor mínimo em que o motor obtivesse um bom funcionamento) e foi criada uma nova tabela (Anexo 3). Esta diferença aumentou ligeiramente o consumo comparado com a tabela anterior, mas melhorou a resposta do motor e o seu funcionamento.

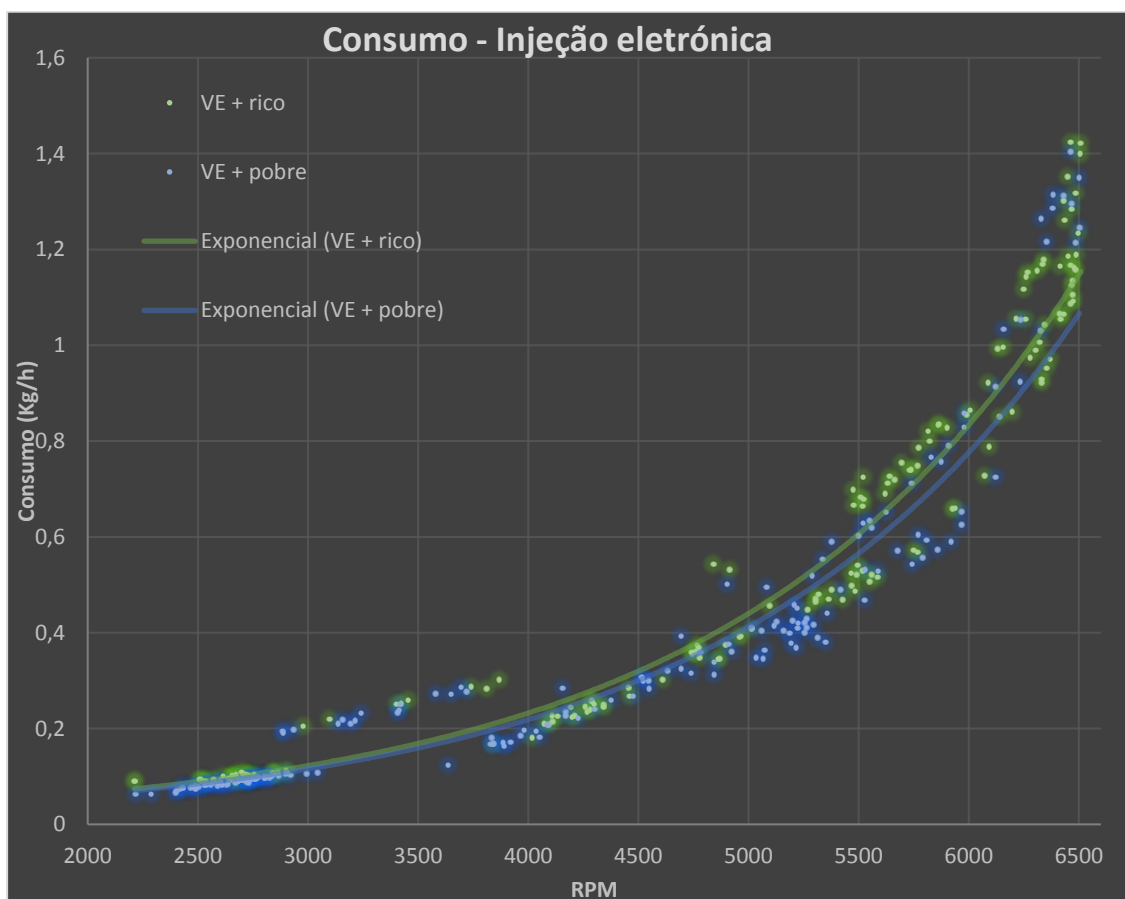


Gráfico 9.3 - Gráfico do consumo em função da velocidade do motor para alimentação por injeção com ambas as tabelas VE

É possível verificar no gráfico 9.3 da tabela VE mais rica que mostra um maior consumo, principalmente a médias e altas rotações que a tabela VE mais pobre. Por ser um mapa mais fiável devido ao nível de funcionamento a médias e altas rotações, foi o mapa escolhido para realizar testes de tração e para ser comparado com os dados obtidos dos testes a carburador.

9.2.2 Tração

Os testes para analisar a tração com o motor a injeção (ver Gráfico 9.4) foram realizados através do mesmo processo que os testes para analisar a tração com o motor com o carburador original. Foi utilizado uma célula de carga, correndo o motor a uma certa velocidade e calculando a média dos valores obtidos para essa velocidade através da célula de carga.

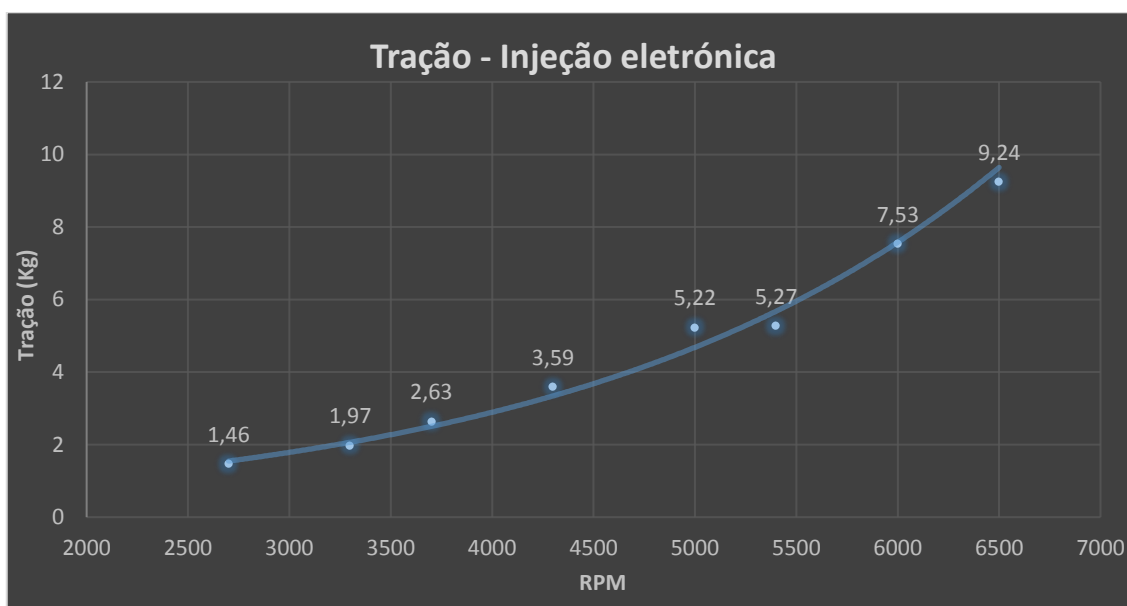


Gráfico 9.4 - Gráfico da tração em função da velocidade do motor para alimentação por injeção

9.2.3 Tabela de dados

A Tabela 9.2, apresenta os valores aproximados da tração e do consumo retirados da regressão exponencial para diferentes regimes de funcionamento (Ralenti, Cruzeiro e *Full Throttle*) do motor com injeção eletrónica.

Tabela 9.2 - Valores de tração e consumo para diferentes regimes de funcionamento com injeção eletrónica

	Ralenti (2700 RPM)	Cruzeiro (4000 RPM-5000 RPM)	<i>Full Throttle</i> (6500 RPM)
Tração (kg)	1,5	3,7	9,5
Consumo (kg/h)	0,1	0,325	1,15

9.3 Comparação dos resultados

Como referido anteriormente, o principal objetivo desta dissertação é verificar se é viável a alteração do motor, alterando o carburador por um sistema de injeção eletrónica. Neste subcapítulo são comparados os testes da tração e do consumo de ambos os sistemas, chegando à conclusão de qual o melhor sistema.

9.3.1 Consumo

É importante referir que existe uma grande diferença nos dados recolhidos de consumo entre os testes com o carburador e os testes com injeção eletrónica, pois os testes ao sistema com carburador foram realizados manualmente e eram demorados, ao contrario dos testes realizados ao sistema com injeção, que eram recolhidos digitalmente através do ECU.

Analisando o gráfico 9.5 verifica-se a existência de uma grande melhoria no consumo para o sistema a injeção eletrónica em todas as velocidades do motor comparativamente ao sistema com carburador.

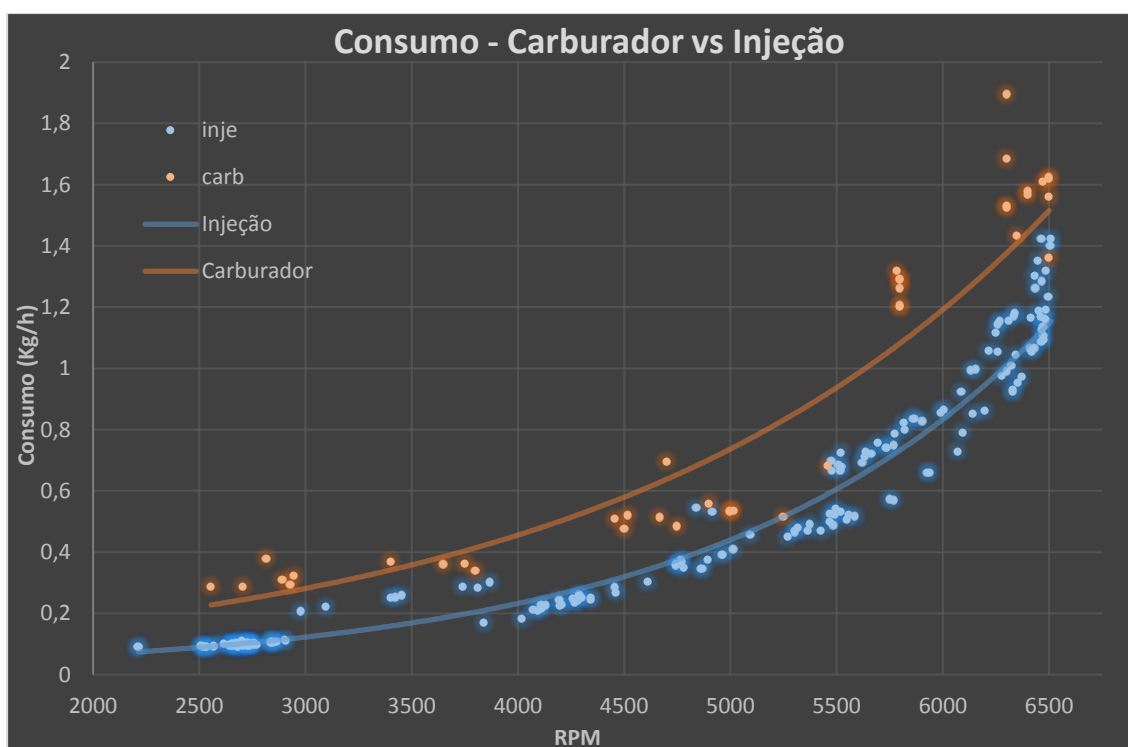


Gráfico 9.5 Gráfico do consumo em função da velocidade do motor para alimentação por injeção e carburador

No entanto, é importante referir que a programação do sistema com injeção eletrônica foi realizada com o objetivo de otimizar o consumo o máximo possível, sendo retirados num regime em que existem acelerações bastante suaves e em que a funcionalidade *Acceleration Wizard* é pouco influente nos resultados. Por essa razão foi necessário proceder a outro teste em que seja utilizada a função *Acceleration Wizard* e em que os testes ocorram em regimes de grandes acelerações. Para a distinção dos dois testes, o teste em que existem menos acelerações será chamado Caso 1 e o teste em que existem grandes acelerações será chamado Caso 2.

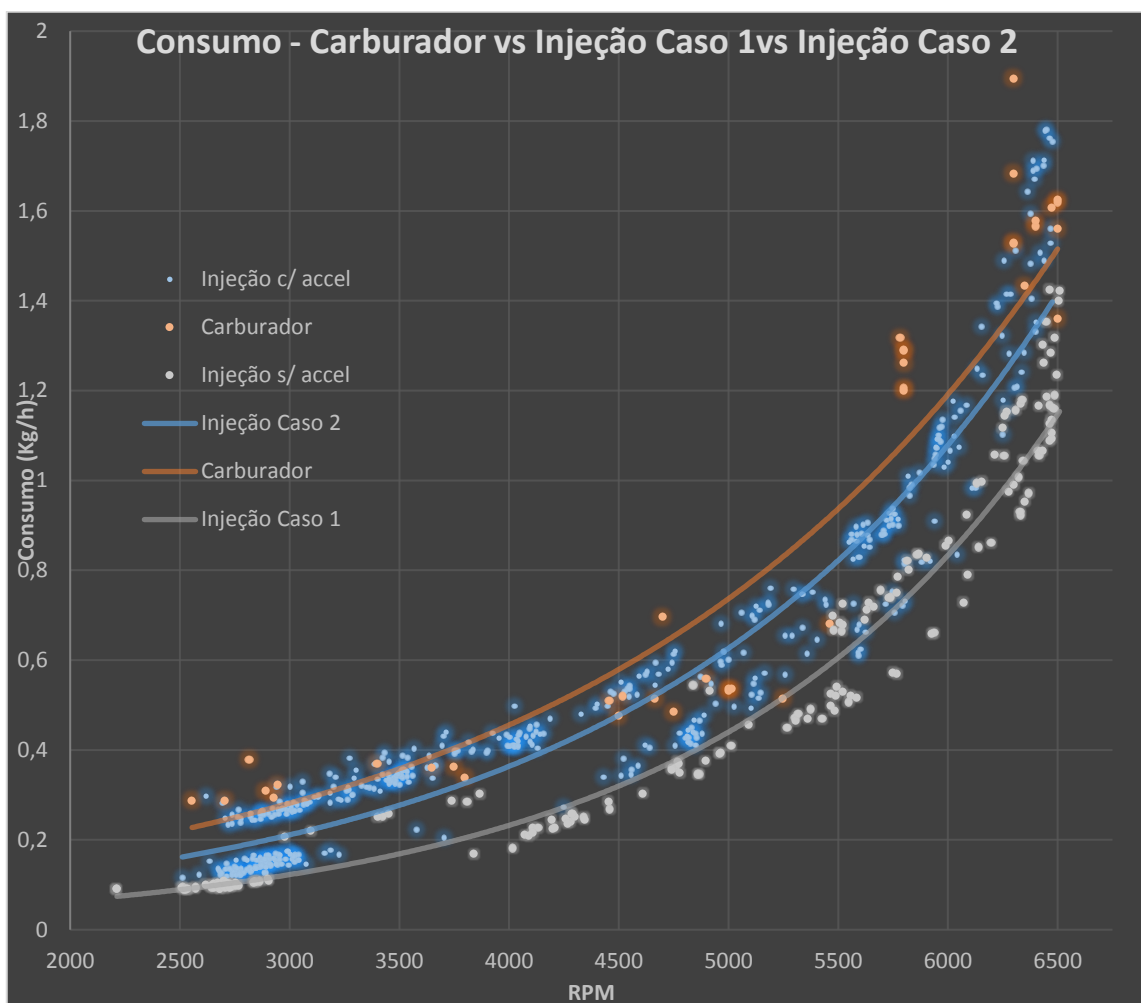


Gráfico 9.6 - Gráfico do consumo em função da velocidade do motor para alimentação por injeção caso 1, injeção caso 2 e carburador

No gráfico 9.6 é possível verificar que ao ativar a funcionalidade *Acceleration Wizard*, existe um aumento no consumo, no entanto a resposta do motor melhora significativamente, reduzindo o risco de falha do motor. É possível verificar que os pontos superiores à linha de tendência do Caso 2 são momentos de aceleração enquanto que os pontos inferiores representam velocidade constante. Também se pode verificar que o consumo do sistema para o Caso 2 em velocidades elevadas (entre as 6000 e as 6500 RPM) chega a ser semelhante ao consumo com o carburador.

Na Tabela 9.3, são apresentados valores aproximados do consumo retirados das regressões exponenciais para diferentes regimes de funcionamento (Ralenti, Cruzeiro e *Full Throttle*) do motor com carburador e com injeção eletrônica. Também estão representadas as comparações em percentagem do consumo entre os diferentes casos e o carburador.

Tabela 9.3 - Comparação do Consumo entre o carburador e os 2 casos de injeção

Consumo (Kg/h)	Ralenti (2700 RPM)	Cruzeiro (4000 RPM-5000 RPM)	<i>Full Throttle</i> (6500 RPM)
Carburador	0,250	0,575	1,525
Injeção Caso 1	0,1	0,325	1,15
Comparação Caso 1 vs Carburador	- 60 %	- 47.44 %	- 24.59 %
Injeção Caso 2	0,175	0,475	1,45
Comparação Caso 2 vs Carburador	- 30 %	- 17.39 %	- 4.92 %

9.3.2 Tração

Como os testes realizados à tração, são realizados durante um intervalo de tempo a uma velocidade constante, não ocorre enriquecimento de aceleração, sendo utilizado o Caso 1 de injeção para a realização dos mesmos.

Analisando o gráfico 9.7 é possível verificar que a baixas e a médias rotações os valores de tração são semelhantes para o sistema a carburador e para o sistema a injeção de combustível. No entanto também se verifica que a altas rotações, o sistema de injeção mostra maiores valores para a tração do que o sistema a carburado, o que revela uma vantagem, pois é a altas rotações em que ocorre o *take off* e onde é necessária uma maior tração.

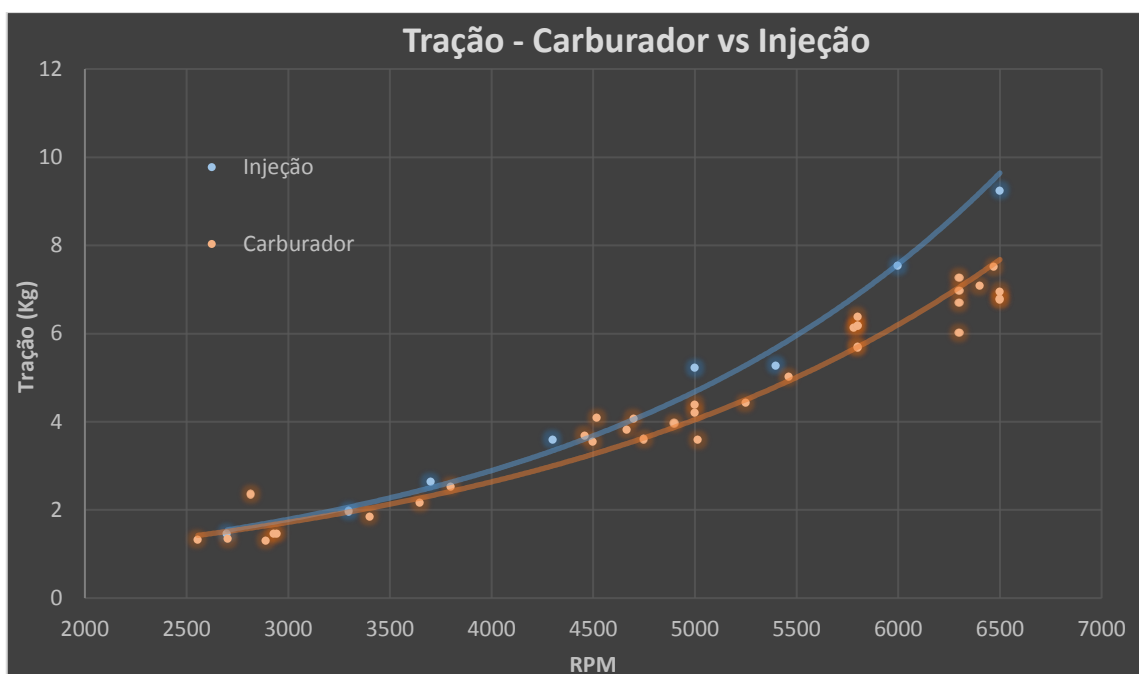


Gráfico 9.7 - Gráfico da tração em função da velocidade do motor para alimentação por injeção e carburador

Na Tabela 9.4, estão apresentados valores aproximados da tração retirados das regressões exponenciais para diferentes regimes de funcionamento (Ralenti, Cruzeiro e *Full Throttle*) do motor com carburador e com injeção eletrónica. Também está representado a comparação em percentagem da tração entre o sistema de injeção e o carburador.

Tabela 9.4 - Comparação da tração entre o carburador e o caso 1 de injeção

Tração (Kg)	Ralenti (2700 RPM)	Cruzeiro (4000 RPM-5000 RPM)	<i>Full Throttle</i> (6500 RPM)
Carburador	1,5	3,3	7,7
Injeção Caso 1	1,5	3,7	9,24
Comparação Caso 1 de Injeção vs Carburador	0 %	+ 12.12 %	+ 20 %

9.4 Caracterização da temperatura

Através do ECU é possível analisar o comportamento da temperatura de operação do sistema de injeção. Analisando o gráfico 9.8 é possível verificar no gráfico 9.8 em que o motor arranca com uma temperatura inicial de 62.5°C

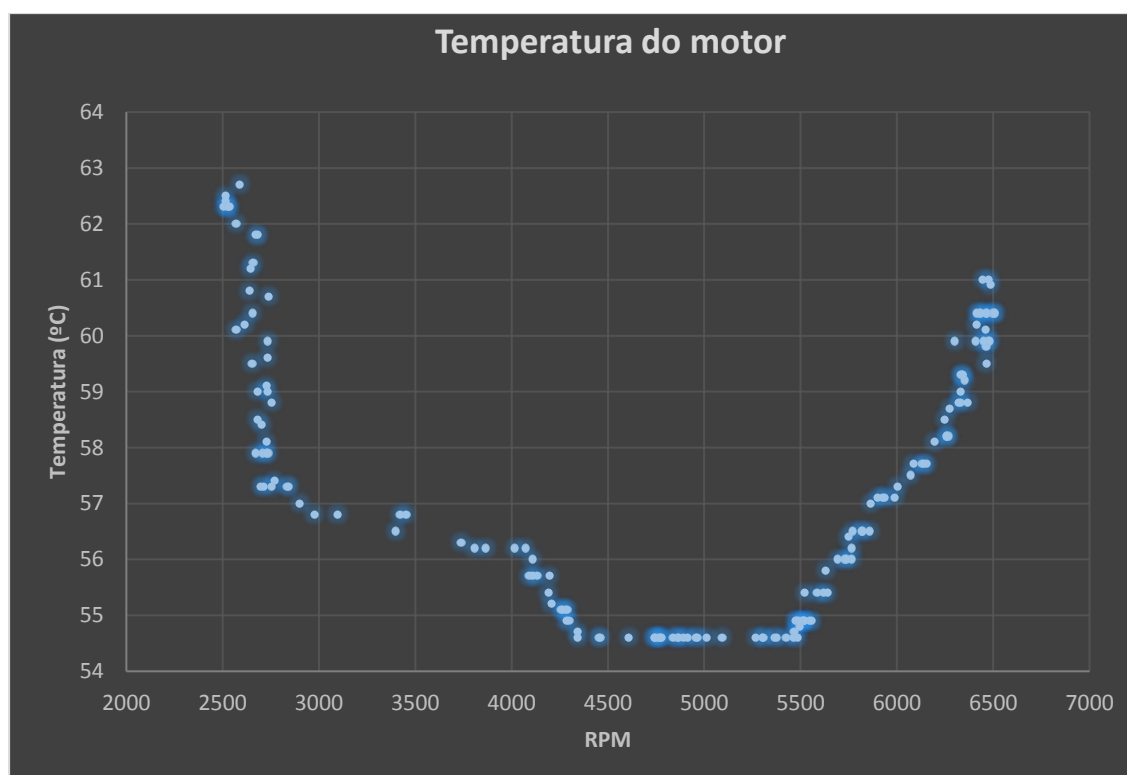


Gráfico 9.8 - Gráfico da temperatura em função da velocidade do motor para alimentação a injeção

Com o aumento do escoamento originado pelo hélice, a temperatura do motor diminui até aos 54.5°C. A partir das 5500 RPM, o atrito dos componentes começa a aumentar, o que causa um aumento da temperatura do motor até aos 61°C.

10. Análise de Modo e Efeito de Falha (FMEA)

Para validar um dos requisitos, foi elaborada uma análise de modo e efeito de falha (FMEA) para analisar o risco de falha do novo sistema. O FMEA completo do sistema de injeção pode ser encontrado em Anexo (Anexo D) e neste capítulo serão referidos quais os componentes com maior risco de falha do sistema.

10.1 FMEA

Um FMEA é um método de análise de risco, que permite avaliar através de um determinado modo de falha, as suas respectivas causas e efeitos, assim como os seus meios de deteção e prevenção dos modos de falha e posteriormente de mitigação dos seus efeitos (Ver Tabela 10.1) [40].

Tabela 10.1 - Constituição do FMEA utilizado

Função	Modos de Falha	Modo Operacional/Fase da Missão	Efeitos Locais	Nível Superior Posterior	Efeitos Finais	Si	Causas	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	Di	RPNi
--------	----------------	---------------------------------	----------------	--------------------------	----------------	----	--------	----------------------------------	----	----	------

O FMEA realizado para este projeto é constituído por uma tabela, sendo que em cada coluna está indicado o seguinte:

- Função: Sistema ou componente em falha;
- Modos de Falha: Diferentes modos em que esse componente ou sistema pode falhar;
- Modo Operacional/Fase da missão: Em que modo o sistema falha (Taxiing, Take Off, Landing, Enroute,...);
- Efeitos Locais: Os efeitos locais que a falha causa;
- Nível Superior: Os efeitos que a falha pode causar a nível superior;
- Efeitos Finais: Os efeitos finais que a falha pode causar na aeronave;
- Si: Severidade da falha, numa escala entre 1 e 5;
- Causas: As causas possíveis de ocorrência da falha;
- Ações para Mitigação dos Efeitos: Ações possíveis para reduzir a probabilidade de falha;
- Oi: Ocorrência da falha, numa escala entre 1 e 5;
- Di: Dificuldade de deteção da falha, numa escala entre 1 e 5;
- RPNi: Produto entre a severidade da falha, ocorrência da falha e dificuldade de deteção de falha

10.2 FMEA do sistema de injeção

Neste subcapítulo serão analisados quais os componentes ou sistemas de maior risco do novo sistema de injeção.

Os sensores MAP, MAT e TPS são componentes de elevado risco, não a nível de severidade de falha, mas a nível de deteção de falha, pois apenas é possível comprovar a sua falha ao ligar o ECU a um computador e verificar o seu funcionamento através do software EFITune (Ver Tabela 10.2). Por conseguinte, é recomendado que em cada *Pre Flight Checklist*, o ECU seja ligado a um computador e verificar o funcionamento de todos os sensores.

Tabela 10.2 - FMEA do MAP, MAT e TPS

Função	Modos de Falha	Modo Operacional/ Fase da Missão	Efeitos Locais	Nível Superior Posterior	Efeitos Finais	Si	Causas	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	Di	RP Ni
MAP	MAP Sensor Failure	Taxiing	ECU doesn't receive the correct MAP data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost; Unable to continue the mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	3
	MAP Sensor Failure	Take-off; Enroute; Landing	ECU doesn't receive the correct MAP data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost and a controlled crashed landing will be necessary.	4	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	12
MAT	MAT Sensor Failure	Taxiing	ECU doesn't receive the correct MAT data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost; Unable to continue the mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	3
	MAT Sensor Failure	Take-off; Enroute; Landing	ECU doesn't receive the correct MAT data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost and a controlled crashed landing will be necessary.	4	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	12
TPS	TPS Failure	Taxiing	ECU doesn't receive the correct TPS data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost; Unable to continue the mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	3
	TPS Failure	Take-off; Enroute; Landing	ECU doesn't receive the correct TPS data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost and a controlled crashed landing will be necessary.	4	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	12

Outro componente crítico é o sensor de Hall. Tem uma severidade máxima, pois o sensor de Hall envia informação ao sistema de ignição de quando efetuar a faísca e fornece todos os dados ao ECU, que entram no cálculo da quantidade de combustível necessária a injetar. Contém uma ocorrência de falha superior aos outros sensores, no entanto é mais fácil de detetar (Ver Tabela 10.3).

Tabela 10.3- FMEA do sensor de Hall

Função	Modos de Falha	Modo Operacional/ Fase da Missão	Efeitos Locais	Nível Superior Posterior	Efeitos Finais	Si	Causas	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	Di	RP Ni
Hall Sensor	Hall Sensor Failure	Taxiing	ECU doesn't receive the RPM data; Ignition failure	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine; Loss of engine propulsion	Unable to continue mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	1	2
	Hall Sensor Failure	Take-off; Enroute; Landing	ECU doesn't receive the RPM data; Ignition failure	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine; Loss of engine propulsion	If the UAV is not airborne when the propulsion is lost, the take-off can be rejected, leading to a runway overrun, resulting in structural damage. If the UAV is airborne, the engine failure results in a controlled crashed landing.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	1	10

A bomba de combustível (Ver Tabela 10.4) e o injetor (Ver Tabela 10.5) também são considerados componentes críticos devido ao seu elevado número de modos de falha que comprometem a aeronavegabilidade do UAV. Por conseguinte, uma limpeza realizada aos injetores em cada programa de manutenção e uma verificação de funcionamento da bomba de combustível e do injetor em cada *Pre Flight Checklist* são necessários para a mitigação das falhas.

Tabela 10.4 - Fuel Pump Failure Mode

Função	Modos de Falha	(...)	Ações para Mitigação dos Efeitos
FUEL PUMP	Pump Failure	(...)	Pre Flight Checklist; Maintenance Program
	Pressure Regulator Failure	(...)	Pre Flight Checklist; Maintenance Program
	Pump Tubing Clogged	(...)	Pre Flight Checklist; Maintenance Program
	Pump Tubing Unplugged	(...)	Pre Flight Checklist; Maintenance Program
	Pump Wire Damaged	(...)	Pre Flight Checklist; Maintenance Program

Tabela 10.5 - Fuel Injector Failure Mode

Função	Modos de Falha	(...)	Ações para Mitigação dos Efeitos
FUEL INJECTOR	Fuel Injector Failure	(...)	Pre Flight Checklist; Maintenance Program
	Fuel Injector Clogged	(...)	Pre Flight Checklist; Clear Injector in every Maintenance Program
	Fuel Injector Wire Damaged	(...)	Pre Flight Checklist; Maintenance Program
	Fuel Injector Tube Unplugged	(...)	Pre Flight Checklist; Maintenance Program

11. Conclusão

11.1 Dificuldades

O objetivo principal desta dissertação centra-se na análise e comparação dos valores de consumo e tração entre os sistemas de carburador e de injeção eletrónica, sendo a análise desses valores realizada através de processos experimentais. A realização desses processos foi o período em que a realização da tese se revelou mais desafiadora, mas também mais enriquecedora.

Uma das principais dificuldades foi a leitura da velocidade do motor (RPM) através do sensor de Hall. Como a ligação direta entre o sinal do sensor de *Hall* e o *pickup* do ECU não gerava resposta, foi tentada a leitura dos RPM através de um osciloscópio para a realização dos testes do carburador, no entanto não foi possível obter um sinal sem interferências. Foram realizadas várias ligações entre o sensor de *Hall* e o ECU, com o devido cuidado de as ligações não interferirem com a ignição, até ser ligado um *optocoupler* entre o sensor de *Hall* e o *pickup*, permitindo que o *pickup* apenas receba o sinal ótico gerado pelo *optocoupler*.

Outra grande dificuldade foi a construção do adaptador que liga o corpo de acelerador ao motor. Escolhido o ABS para o material a utilizar e criada a peça em CAD, depois de alguns testes, a peça revelou falhas estruturais. Depois de realizado um reforço estrutural, ao fim de algumas horas de funcionamento, a peça voltou a mostrar falhas estruturais e erosão promovida pela gasolina. Avaliou-se a possibilidade em cobrir a peça com uma camada de *Epoxy* para reforçar a mesma, mas concluiu-se que a melhor solução era a criação de uma nova peça em alumínio pois as suas características enquadram-se nas condições de operação do motor.

Na realização dos testes, principalmente na aquisição dos dados, também existiram certas dificuldades. Um dos obstáculos foi a interferência eletromagnética existente entre o ECU do kit de injeção e o microcontrolador *arduino* existente para realizar a medição da tração. Durante alguns testes, essa interferência não permitiu o registo de dados através do software *EFITune*, que consequentemente tornou certos dados inconclusivos. Outro problema que pode influenciar ligeiramente os resultados, é a diferença do número de dados existentes entre os testes do consumo do carburador e os testes do consumo da injeção eletrónica. Os testes realizados ao consumo do carburador, foram realizados manualmente sendo demorados e apenas foi possível a realização de 7 testes em 6 posições de acelerador diferentes. No caso dos testes realizados ao consumo do sistema de injeção eletrónica, em que os dados foram registados digitalmente através do ECU e do software *EFITune* a cada meio segundo, foi obtido um maior número de dados comparativamente com o teste de carburador.

No decorrer da dissertação, alguns objetivos não foram conseguidos. Um desses objetivos foi a instalação de um altímetro no kit de injeção com a funcionalidade de o ECU conseguir compensar a altitude do UAV automaticamente e regular a quantidade de combustível necessário a injetar consoante a altitude e a pressão atmosférica em que o UAV se encontra em tempo real. Sem o segundo altímetro, o ECU apenas utiliza o valor de pressão atmosférica inicial para regular a mistura de ar-combustível.

Outro objetivo não conseguido foi a medição do binário e posteriormente da potência. Inicialmente durante a construção do banco de testes, foi decidido medir apenas a tração e o consumo, visto que o objetivo inicial era a comparação entre o sistema de alimentação por carburador e o sistema de injeção. A tração estática (que foi medida) serviria de comparação entre os dois sistemas e poder-se-ia afinar o motor com injeção de forma a se ter a mesma tração, logo um desempenho semelhante ao do carburador e, se possível, com consumos mais baixos. Após algumas sessões de discussão, pensou-se analisar o efeito que o módulo de injeção provocava na curva de binário do motor, no entanto depois da construção do banco de ensaios não foi possível a sua modificação em tempo útil para realizar a medição do binário do motor.

11.2 Validação de requisitos

Sobre os objetivos principais e atingidos, é necessário referir a tabela de requisitos do sistema existente no Capítulo 4. Examinando os requisitos definidos antes da implementação do sistema e analisando o sistema depois de modificado, é possível a validação dos mesmos requisitos (Tabela 10.1).

Tabela 10.1 - Validação de requisitos

<i>Requisitos</i>		<i>Validação de Requisitos</i>
Dimensões máximas	Validado	O tamanho do sistema desenvolvido é: 80 x 92 x 95 [mm]
Peso total do sistema a desenvolver	Validado	O peso total do sistema desenvolvido foi de 830 gramas. As 30 gramas acima do peso limite não são consideradas significativas, tornando este requisito validado.
Comutabilidade	Validado	O sistema de injeção adquirido, é aplicável tanto ao motor DA-35 como ao motor DA-50.
Risco de falha	Validado	Foi realizado o FMEA para o sistema
Manutenção do sistema	Validado	Foi criado um manual para a manutenção do sistema e configuração do ECU.
Performance	Validado	Segundo os gráficos no capítulo anterior, verificou-se uma melhoria global de performance.
Custo	Validado	O preço total do sistema foi 386,84€
Ruido, Vibrações e emissões poluentes	Validado	Não sendo possível a verificação direta deste requisito, pode-se concluir que com uma diminuição de consumo, existe ao mesmo tempo uma diminuição de emissão de poluentes.

11.3 Resultados

A nível global, foram obtidos resultados positivos. Analisando a tração existiu um maior aumento da mesma em rotações elevadas (cerca de 20%), pois é neste regime que ocorre a fase crítica de take off. Adicionalmente, caso se verifique uma entrada em perda da aeronave, esta característica poderá contribuir para uma recuperação mais rápida. Em regime de médias rotações, onde ocorre o voo de cruzeiro, existiu um pequeno aumento de tração, apenas 12%. No entanto em regime de baixas rotações não existiu nenhuma diferença de tração comparativamente ao sistema a carburador.

A nível do consumo também existiu uma melhoria. Como referido no capítulo anterior, foram realizados dois tipos de testes ao consumo, um em que existiam acelerações pequenas e outro em que existiam grandes variações de velocidade. Esses dois testes têm resultados diferentes devido ao enriquecimento realizado em regimes de aceleração (*accel_enrichment*) fornecido pelo ECU. No primeiro caso, foi obtida uma grande redução de consumo comparativamente ao sistema com carburador, cerca de 47% em regime de voo de cruzeiro, o que mostra uma redução significativa do consumo. No caso 2, já existiu um maior consumo comparativamente ao primeiro caso, obtendo-se uma redução de apenas 17% em regime de voo de cruzeiro comparativamente ao sistema de carburador. No entanto, como referido na validação de requisitos, o sistema de injeção acarta um acréscimo de no peso de 800 gramas comparativamente ao sistema de carburador, o que em voo real, pode revelar um consumo ligeiramente superior que o medido em bancada.

Comparativamente ao sistema a carburador a substituição por um sistema de injeção eletrónica é uma modificação viável que mostra melhorias tanto no consumo como na performance final do motor. Variando o tipo de missão do UAV, é possível obter diferentes resultados. Se nos objetivos da missão se pretender autonomia de voo máxima, em que o UAV é operado através do piloto automático e voa a uma velocidade de cruzeiro constante, é possível obter uma elevada melhoria no consumo, o que aumenta o tempo de voo e consecutivamente o tempo da missão. Se for uma missão em que a autonomia da missão não é prioridade e em que a aeronave é comandada pelo operador (onde pode existir a necessidade de acelerações acentuadas), obtém-se um consumo mais semelhante ao sistema com carburador, mas com uma maior tração.

Em termos de análise de risco, a troca de sistema de carburador para sistema de injeção eletrônica veio a corrigir certos problemas, como o entupimento do diafragma existente dentro do carburador, o fecho não controlado do *choke* e a desafinação do carburador através da alteração não controlada da posição das agulhas. Contudo, no sistema de injeção eletrônica existe um maior número de componentes e de sistemas elétricos, que contribuem para um maior risco de falha. A bomba de combustível e o injetor de combustível, são dois componentes críticos com vários modos de falha, como o sensor de Hall, sensor de MAP, MAT e TPS, que em ocorrência de falha podem impor uma falha total do motor. Todavia, não é possível realizar uma comparação direta entre a análise de risco de falha do sistema a carburador com o sistema de injeção de combustível pois neste momento não existe nenhum FMEA do sistema a carburador, daí ser indicado como um possível trabalho futuro. Após a realização desse FMEA será possível quantificar a análise de risco de falha do carburador e posteriormente comparar com a respectiva análise de risco de falha do sistema de injeção de combustível.

Concluindo, a nível global, é viável a troca do sistema de carburador por um sistema de injeção eletrônica no UAS30. No entanto é importante referir que é aconselhado que os futuros sistemas de injeção sejam adquiridos a fornecedores mais referenciados em que sejam fornecidas as *datasheets* dos sistemas. Aconselha-se ainda a compra de um sistema que permita a inclusão de um segundo altímetro, para que seja possível efetuar a compensação da injeção com a altitude.

11.4 Trabalhos futuros

Tal como referido anteriormente, os objetivos conseguidos foram positivos, no entanto ainda existe espaço para melhoria dos resultados através do estudo dos seguintes tópicos de trabalhos futuros:

- Instalação de um sensor de oxigénio (O_2) que corrige automaticamente os valores do mapa base, permitindo um menor consumo através da percentagem de oxigénio ideal e da razão ar-combustível para diferentes velocidades e cargas do motor;
- A instalação de um filtro de ar e análise da sua influencia no consumo global do sistema, tanto a carburador como a injeção eletrónica, assim como o seu impacto no FMEA;
- Instalação de um segundo altímetro com o objetivo de calcular a altitude da aeronave em tempo real e permitir ao ECU corrigir automaticamente o mapa base, com a variação da massa específica do ar de admissão. É necessário um ECU diferente em que permita a instalação desses segundo altímetro;
- A criação de um banco de testes diferente onde seja permitida a análise da curva de binário e potência em que se consiga analisar as diferenças que as mesmas curvas sofrem com a instalação do sistema de injeção eletrónica.
- Criação de um FMEA para o sistema a carburador para a comparação de probabilidade de falha entre o sistema a carburador e o sistema a injeção eletrónica.

12. Bibliografia

- [1] P. Boucher, “Civil Drones in Society - Societal and Ethics Aspects of Remotely Piloted Aircraft Systems,” 2014.
- [2] M. Machado, “Sobre a terra e sobre o mar, os UAV da Força Aérea,” *Operacional*, 2012. [Online]. Available: <http://www.operacional.pt/sobre-terra-e-sobre-o-mar-os-uav-da-forca-aerea/>. [Accessed: 15-May-2017].
- [3] “Engenharia Aeronáutica em Portugal,” *Ingenium*, pp. 28-29, 2017.
- [4] CEiiA, “UAS30 -THE UNMANNED AERIAL SYSTEM TO MONITOR THE TERRITORY.” [Online]. Available: <https://www.ceiia.com/aero-uas30>. [Accessed: 15-May-2017].
- [5] F. DeLuca, “History of Fuel Injection,” pp. 1-9, 2015.
- [6] G. Hartmann, “Les moteurs et aéroplanes Antoinette.”
- [7] W. Pearce, “Antoinette (Levasseur) Aircraft Engines,” *Old Machine Press*. [Online]. Available: <https://oldmachinepress.com/2016/05/28/antoinette-levasseur-aircraft-engines/>. [Accessed: 26-Apr-2017].
- [8] J. Martins, *Motores de Combustão Interna*, 2nd ed. 2006.
- [9] D. Kuhlitz, “Bosch Automotive: A product history,” *J. Bosch Hist.*, vol. Supplement, pp. 1-84, 2010.
- [10] “Lucas Injection - History.” [Online]. Available: <http://www.lucasinjection.com/HISTORY.htm>. [Accessed: 02-May-2017].
- [11] “Lucas Petrol Injection History,” *Mot. Trader - Electr. Serv. No.12*, 1956.
- [12] G. Mattar, “1958 DeSoto Electrojector - First electronic fuel injection,” *Hemmings Motor News*. [Online]. Available: <http://www.allpar.com/cars/desoto/electrojector.html>. [Accessed: 28-Apr-2017].
- [13] J. Hartman, *How to Tune and Modify Engine Management Systems*. 2004.
- [14] M. E. Porter, *Cases in Competitive Strategy*. 1983.
- [15] R. Bosch, “Workshop Manual - D-Jetronic.”
- [16] V. H. Scholl, “Electronic Fuel Injection-Jetronic,” *Bosch Tech. J.*, p. 3, 1969.
- [17] “Sistema de inyeccion D-Jetronic.” [Online]. Available: <http://www.aficionadosalamecanica.net/inyeccion-d-jetronic.htm>. [Accessed: 20-Sep-2017].
- [18] P. Donaldson, “UAS Propulsion Systems,” *MILTECH*, pp. 74-79, 2011.
- [19] “Hirthmotoren - Hirth Motoren.” [Online]. Available: <http://www.hirthmotoren.de/index.php/de/>. [Accessed: 23-May-2017].

- [20] “UAV Propulsion Tech Blog | UAV Propulsion Tech - Part 3.” [Online]. Available: <http://uavpropulsiontech.com/blog/page/3/>. [Accessed: 22-Sep-2017].
- [21] “UAV Factory - Unmanned Platforms and Subsystems.” [Online]. Available: <http://www.uavfactory.com/product/77>. [Accessed: 23-Jun-2017].
- [22] R. Stone, *Introduction to Internal Combustion Engines*, 2nd ed. 1985.
- [23] W. W. Pulkrabek, *Engineering Fundamentals of the Internal Combustion Engine*, vol. 53, no. 9. 2013.
- [24] J. B. Heywood, *Internal Combustion Engine Fundamentals*, vol. 21. 1988.
- [25] D. Pratte, “Direct Injection:How It Works And Why It’s A Game Changer (For Better And For Worse) | Speed Academy,” 2015. [Online]. Available: <http://speed.academy/direct-fuel-injection-how-it-works/>. [Accessed: 20-Sep-2017].
- [26] J. R. I. C. Trejo, “Direct injection system for a two stroke engine,” Chalmers University of Technology, 2011.
- [27] I. Martínez, “Propellers.” .
- [28] P. V. . Gamboa and M. A. R. . Silvestre, “Design Aeronáutico Computacional - Introdução ao avião e disciplinas de Projeto.” pp. 14-15, 2012.
- [29] Honeywell, “Hall Effect Sensing And Application.”
- [30] Ecotrons, “MAP Sensor -Manifold Absolute Pressure Sensor.”
- [31] “Small Engine EFI kit - AliExpress.com | Alibaba Group.” [Online]. Available: <https://pt.aliexpress.com/item/microsquirt-ii-based-efi-motorcycle-Motorbike-Motocross-ATV-scooter-small-engine-Electronic-Fuel-Injection-kit/32786077851.html?spm=2114.42010208.4.89.fhCKmF>. [Accessed: 05-Sep-2017].
- [32] B. Bowling and A. Grippo, “How MegaSquirt(R) EFI Controllers Work.” [Online]. Available: <http://www.megamanual.com/v22manual/mfuel.htm#equation>. [Accessed: 26-Jul-2017].
- [33] B. Bowling and A. Grippo, “Tuning Your MicroSquirt(R) Controller.” [Online]. Available: <http://www.useasydocs.com/details/us3tune.htm>. [Accessed: 26-Jul-2017].
- [34] Desert Aircraft, “DA35 Owner’s Manual.”
- [35] “MatWeb - Material Property Data - Overview of materials for Acrylonitrile Butadiene Styrene (ABS), Molded.” [Online]. Available: <http://matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=eb7a78f5948d481c9493a67f0d089646>. [Accessed: 12-Sep-2017].
- [36] “MatWeb - Material Property Data - Aluminum 2024-T3.” [Online]. Available: <http://matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=57483b4d782940faaf12964a1821fb61>. [Accessed: 13-Sep-2017].

- [37] "IPEX Chemical Resistance Guide for ABS."
- [38] Graco, "Chemical Compatibility Guide."
- [39] "Unleaded Gasoline 95 Octane - Safety Data Sheet," 2006.
- [40] S. R. Costa e Silva, M. Fonseca, and J. de Brito, "Metodologia FMEA e a Sua Aplicação à Construção de Edifícios," 2006.

Anexo A

Código utilizado para programar a célula de carga

```

/*
  circuits4you.com
  2016 November 25
  Load Cell HX711 Module Interface with Arduino to measure weight in Kgs
  Arduino
  pin
  2 -> HX711 CLK
  3 -> DOUT
  5V -> VCC
  GND -> GND
  Most any pin on the Arduino Uno will be compatible with DOUT/CLK.
  The HX711 board can be powered from 2.7V to 5V so the Arduino 5V power should be fine.
*/
#include "HX711.h" //You must have this library in your arduino library folder
#define DOUT 3
#define CLK 2

HX711 scale(DOUT, CLK);

//Change this calibration factor as per your load cell once it is found you many need to
vary it in thousands
float calibration_factor = 38270;
//=====
//                               SETUP
//=====
void setup() {
  Serial.begin(9600);
  Serial.println("Press T to tare");
  scale.set_scale(38270); //Calibration Factor obtained from first sketch
  scale.tare(); //Reset the scale to 0

  Serial.println("CLEARDATA"); //clears up any data left from previous projects
  Serial.println("LABEL,Time,Weight kg"); //always write LABEL, so excel knows the next
things will be the names of the columns (instead of Acolumn you could write Time for
instance)
}
//=====
//                               LOOP
//=====
void loop() {
  Serial.print("DATA,TIME,");
  //Serial.print("Weight: ");
  Serial.println(scale.get_units(), 3); //Up to 3 decimal points
  //Serial.println(" kg"); //Change this to kg and re-adjust the calibration factor if
you follow lbs
  //Serial.print("Time");
  //Serial.print("Weight");

  if (Serial.available())
  {
    char temp = Serial.read();
    if (temp == 't' || temp == 'T')
      scale.tare(); //Reset the scale to zero
  }

  delay(250); //add a delay miliseconds
}
//=====

```

Anexo B

Manual de utilização do motor DA-35



Owner's Manual

4/14

Safety Instructions

READ THIS!

WARNING!

This motor can cause severe harm to you, and/or others, if misused or if these safety precautions and instructions are not observed. Desert Aircraft is not responsible for any loss, injury, or damage resulting from the miss-use of its products.

You alone are responsible for the safe operation of your motor.

This motor can stop at any time, for a variety of reasons. Do not fly your plane in such a way that damage or harm will result if the motor stops running. If you cannot fly your plane safely if the motor stops running for any reason, do not fly the plane.

- Do not operate the motor if you do not want to be completely responsible for any damage or injury incurred or caused during its operation.
- Read all instructions before operating your motor.
- If you have any questions about any aspect of operating this motor, do not attempt to start or operate it.
- Never operate the motor, or fly, alone.
- Do not make adjustments to the motor while it is running.
- When operating the motor, never stand, or allow anyone else to stand, in front of, or to the side of the propeller. Always stand behind the propeller.
- Keep away from the prop while operating the motor. Do not wear loose clothing near the motor or prop. Do not run the motor near loose material such as dirt, gravel, power cords, ropes, sand, etc. Loose material can be drawn into the turning prop causing injury or damage.
- Always operate the motor in an open area. Do not operate indoors.
- This motor can develop tremendous thrust. Make sure the aircraft is properly secured when starting or operating the motor.
- Inspect motor mount bolts and firewall integrity before operating the motor.
- Anyone in the immediate area of the motor should use eye protection during operation of the motor.
- Keep spectators at least 30 feet away when operating the motor.
- Turn off the motor before making any adjustments.
- Always use the correct length propeller bolts. Do not use spacers behind the propeller.
- Spinner cones must not touch the propeller.
- Thinner props may require the use shorter prop bolts, especially if not using a spinner back plate. Make sure your prop bolts do not bottom out in the propeller hub.
- Check that the propeller bolts are tight before every flight.
- Always install and use an ignition kill switch to stop the motor.
- Adjust the carburetor linkage so that the motor will stop when the carburetor is completely closed.
- Gasoline is extremely flammable. Be careful of any sparks from electrical contacts such as fuel pumps, battery chargers, etc. Do not allow smoking in the area of your fuel supply or motor. Store fuel in approved containers and in well ventilated areas.
- Allow the motor to cool before touching or fueling.
- The ignition system develops extremely high voltage. Do not touch it during operation.
- Never use a damaged or repaired prop, or a prop that has struck the ground or any other object. Undetected damage could turn into disaster when the prop is turning at thousands of RPM.

Motor Installation

- The DA35 can be mounted with or without the included stand-off spacer mounts. The ends of the spacers with "flats" are mounted to the motor mount tabs with steel M5x16 metric screws (supplied). The engine is mounted to the firewall with M5x25 mounting bolts and washers (supplied) that pass through the firewall and thread into the round end of the standoff mount.
- We recommend blue Loctite on all engine mounting screws. Check the mounting bolts regularly to insure they are tight.
- Thrust adjustments must be made by angling the firewall. Do not use shims, washers, or spacers behind the supplied stand-off mounts. Un-even shim heights will cause stress, and possible damage, to the engine case. The rear face of each stand-off must be mounted on the same surface plane.
- Do not use soft mounts with the supplied standoffs. The excess engine movement and vibration will cause problems with exhaust systems, carburetor components, and linkages, as well as damage to the engine.
- Make sure the aircraft's firewall and/or motor box are strong and secure. If flex or movement is detected, in the mounting area, re-enforce the structure.
- Cooling is critical to motor performance and longevity. Allow as much cooling air as possible in through the front inlets of the cowl. Allow an outlet opening approximately 2 1/2 times larger than the intake at the bottom rear of the cowl for the hot air to escape. Air must flow through the cylinder fins, not just inside the cowl, to properly cool the motor. Don't let the air take the easy way out! Make it go through the fins. Round cowls with large frontal openings need ducting or shrouds to direct the air through the cylinder fins. Any air not directed to the engine is wasted.
- Keep components like the ignition system, fuel tank, fuel lines, receivers, etc, away from, or shielded from, heat generated by canister and tuned pipe exhaust systems. Hot fuel tanks and fuel lines can cause frustrating tuning issues, and overheated electronic components can have intermittent problems or total failures.
- Make sure the carburetor has adequate clearance near the inlet to allow an unobstructed airflow into the carburetor. If the carburetor is located in front of the firewall, be sure there is at least 3/8" (10mm) of clearance from the carburetor inlet. If there is less than this, make a hole larger than the carburetor inlet diameter in the firewall to insure the carburetor's intake is un-restricted.
- The throttle arm is tapped for a 4-40 SAE ball link. The return spring tension on the DA35 carburetor is fairly light and we recommend leaving it in place. The spring reduces butterfly plate and shaft wear as well as insuring the throttle closes if the servo linkage fails.
- The choke arm has tapped holes for a 4-40 SAE ball link. It can be rotated 360 degrees to allow access from the rear, side, or front of the engine. A servo can be used or it can be operated manually. For maximum security, once the arm's position has been determined, a small flat spot can be filed or ground on the choke shaft where the arm's set screw seats. We also recommend thread locking compound like Loctite.
- To prohibit vibration damage to the choke assembly, do not remove the detent ball and spring on the choke shaft.
- Since the carburetor needles must often be adjusted differently with the cowl on as compared to off, we recommend small access holes be made in the cowl for adjusting the needle valves with a long, narrow, screwdriver.
- A 12 oz. fuel tank will typically be good for approx 12 minutes of flying time or more, depending on throttle settings. Use a larger tank if you require more flying time. The tank must be vented. The carb has a strong pump, so the tank can be mounted almost anywhere. The fuel line and tank stopper must be gas compatible. Do not use any silicone sealers on the fuel system. Gas can break it down and carry it into the carb.
- The inner diameter of the fuel tubing should be the same or larger than the carburetor's fuel inlet fitting's inner diameter. 1/8" I.D. is recommended. Make sure all fuel line connections are secure. For extra security, small nylon zip ties work well to keep the fuel line on the metal fittings. Make sure the fuel line is secure and not near the exhaust or cylinder fins. While an inline fuel filter can be used, we recommend filtering the gas entering the fuel tank from your field container.

Ignition System

Introduction

The **V2 Desert Aircraft Ignition** module is a microprocessor controlled auto advance/retard system.

The unique timing curve has been developed by Desert Aircraft to provide optimum performance and reliability for your DA35. This unique curve will provide easy starting, smooth running throughout the rev range and rapid response to acceleration and deceleration.

With the combination of multiple magnets on the engine hub and a bipolar hall sensor, the microprocessor can measure the shaft speed and position accurately. The V2 ignition provides consistent safe starting because the module won't spark unless the propeller is deliberately "flipped" at starting speed. The module will also not allow the engine to start or run backwards.

Warning! This programmed ignition system may not be compatible with other Desert Aircraft engines.

Mounting

The module is supplied with mounting grommets and eyelets to be used in a similar way they are used to mount servos. Alternatively the module can be mounted with Velcro straps on a foam/rubber bed. Cable ties (Zip ties) should be avoided as the hard plastic can damage the ignition module case over time.

Choose a location where the module can sit flat away from heat sources and well away from any receivers or connected servos. The module will produce a small amount of heat so do not completely enclose it in foam. (The top surface with the embossed logo is where most of the heat will be radiated from.)

Choose a location that will allow you to route the cables in such a way they will not be damaged.

The sensor cable is provided in a rubber braided sleeve that is resistant to high temperatures and abrasion. There is no need to provide any additional protection (e.g. spiral wrap) as that will just add mass to the sensor lead putting more strain on the connections.

The HT cable has an outer silicon jacket to give protection from both high temperatures and mechanical abrasion. Please take care that the cable is protected from sharp edges (e.g. fiberglass cowl edges) as this will cut through the protective sleeve and can result in unreliable engine performance. Route and support the cable so that it minimizes the amount of movement of the cable.

Connection

Three simple connections are all that is required.

1. Push the spark plug cap onto the CM6 spark plug until the hex of the spark plug is covered by the cap outer shell. The cap is secured by both the outer housing around the plug hex as well as the internal silicon moulding fitting over the plug top.
2. Plug the sensor lead into the module in the slot marked "SENSOR." A Futaba style lead is used so that it will only plug in one way. **YOU MUST USE A DA TYPE HALL SENSOR FOR CORRECT OPERATION.**
3. Connect the battery via your preferred switch (either mechanical or Tx controlled kill switch) to the slot marked "POWER." Check the alignment so that the polarity is correct. **IT IS IMPORTANT NOT TO CONNECT POWER TO A MODULE WITHOUT A SPARK PLUG FITTED TO THE CAP.**

Note about mechanical switches. We have found that toggle switches are un-reliable when subjected to the vibration typical of a model aircraft. Heavy duty slide style switches typically supplied by the radio manufacturers are better suited.

Battery Considerations

The V2 ignition module is nominally rated for 4.8 to 8.4V dc supply. This means you can use either a 4 or 5 cell nickel cadmium (NiCad), nickel metal hydride (NiMH) battery, or a 2 cell lithium ion (Li-ion), Lithium polymer (LiPo) or Lithium ion phosphate (LiFePO4) battery. The module features a constant power converter to charge the high voltage capacitor. This will mean the higher the supply voltage used, the lower the current draw from the battery. On the V2 single ignition module, a 4cell NiCad 1100mAh battery will give a couple of hours of typical flying with plenty of reserve. A 2 cell Lion 600mAh will give approx the same running time.

Soft pack LiPo batteries while electrically compatible are not ideal for use in gas aircraft because of their mechanical construction. Over a period of time, the tab connection to the LiPo cells will not tolerate the vibration experienced by a typical gas aircraft. We have seen these connections become intermittent resulting in unreliable engine performance.

A reverse connected battery will not damage the module but it won't run and the LED will not turn on. On the other hand if you allow the battery positive (or an internal cell connection) to come into contact with the engine or the ignition module enclosure, **it will damage the module.** We have seen this happen with poor mounting of the battery pack which has worn through the insulation of the cell letting it touch the engine or module case.

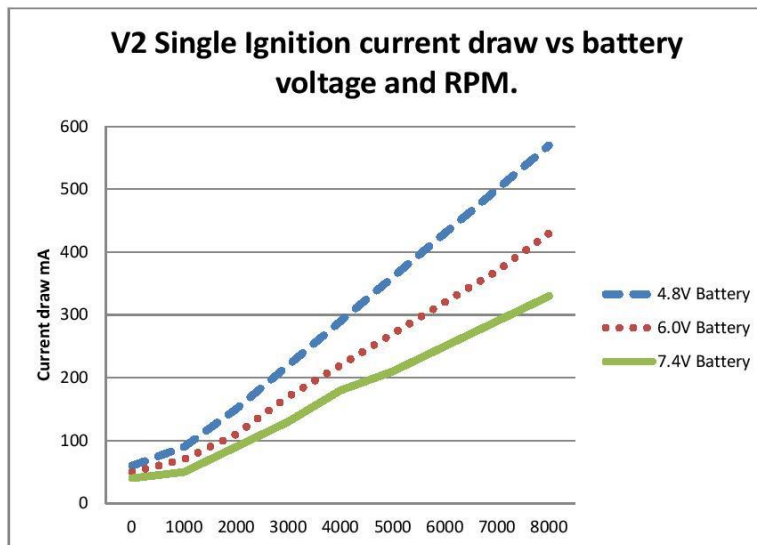
Ignition (continued)

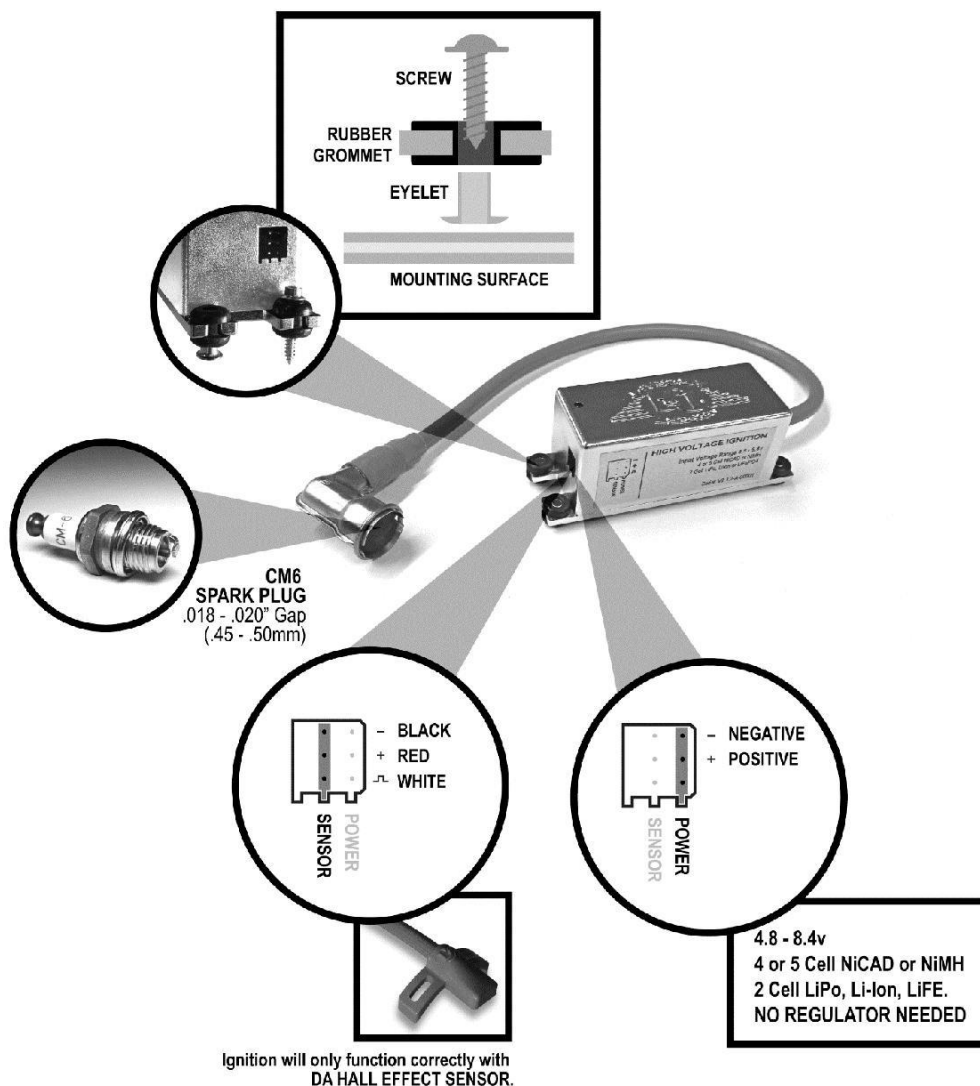
- Always perform a radio range check before flying. Range should be at least 200 Ft. with the plane on the ground and the motor running. If there are "glitches", DON'T FLY! Check for damage, loose connections, faulty radio/servo components, etc.
- When removing the spark plug caps, PULL STRAIGHT out on the caps. **Do not pull on the ignition wires!** If caps seem loose and are not making a solid metal to metal contact with the spark plug base, use a small hose clamp around the base of the cap to keep them firmly attached to the base of the plug. To prevent radio interference, the spark plug caps must have the split retainer ring around the base to insure a tight fit. – DON'T FLY WITHOUT THEM!
- Timing is set at the factory and should not need adjustment. Contact Desert Aircraft if you have any questions regarding timing.
- Only use NGK CM-6 spark plugs. Other plugs may not fit the plug caps firmly.
- Plug gap is .018" to .020" (.38 to .50 mm)
- Never operate the ignition without a spark plug in the plug caps! This can permanently damage the ignition coil.

Desert Aircraft V2 Ignition Specifications

Note: Specifications subject to change.

Parameter	Minimum	Typical	Maximum
Operating voltage	4.5Vdc	4.8 to 7.4Vdc	8.5Vdc
Current draw. (See graph)	40mA (zero RPM)	90 to 500mA	600mA
Output voltage	20Kv	21kV	25kV
RPM range	250RPM	900 to 9,500RPM	15,000 RPM
North pole magnet		40 degrees BTDC	
South pole magnets		110 and 5 degrees BTDC	
Operating temp (module)	15°F (-10°C)	75°F (25°C)	122°F (50°C)
Operating temp (Sensor)	-40°F (-40°C)	75°F (25°C)	302°F (150°C)





READ DETAILED INSTRUCTIONS BEFORE USE

Fuel and Oil Mix

- For the DA35, use Premium pump gas, such as 91 to 93 octane.
- We recommend purchasing your fuel from "name brand" gas stations. We have seen problems with cheaper gas from some discount type outlets.
- We recommend filtering your fuel between your fuel container and your plane's fuel tank. A high flow filter, or clunk/filter, between the tank and motor is also a good idea.
- Make sure the plane's tank is well vented and the fuel clunk moves freely.
- Use of any other fuel or additives such as nitro formulas, aviation gas, white gas, etc., can harm the motor and void the warranty.
- We recommend a high quality synthetic oil. As for the brand of oil, there are many good ones on the market. Some oils, and their mix ratios, that Desert Aircraft recommends are Red-line Two Stroke Racing Oil (40 to 1) and Motul 800 (50 to 1). These oils can be found at most motorcycle shops.

Break-in

- We do not recommend breaking the engine in on a test stand. A stationary load and lack of air ducting can lead to engine overheating. After a few short runs and any required needle adjustments, we recommend flying the engine. The engine should run well from the beginning and improve as flight hours accumulate.
- Special break in props are not required. Just don't start with something beyond the recommended sizes. Over loading the engine creates excessive heat. We recommend that peak rpm should not exceed 8,400 rpm. The normal peak rpm range for break-in and normal flying is 7,500 to 8,200 rpm.
- Adjust the needles as needed and give the engine a few easy flights. The needles may need adjustment as the engine settles in and when other things change such as different props, exhaust, weather, and altitude.

Recommended Props

- Always check and tighten prop bolts before each flight! Loose prop bolts allow prop movement, which will shear the bolts.
- Always use the correct length prop bolts! If a spinner back plate is not used, the prop bolts may be too long and can bottom out in the hub before they fully tighten against the prop washer.
- The exhaust system, weight of the airplane, field elevation, etc., will have an effect on what prop load will work best for your application. Prop loads can vary from one prop to another, even when both are marked as the same size. Carbon fiber props usually have thinner airfoils and often produce higher rpm than the same diameter and pitch wood prop.
- Some recommended props are:
 - 2 Blade 20x8, 20x9, 20x10, 21x8
 - 3 Blade 18x10, 19x11N
- The DA35 has a wide power band. Again, the normal peak rpm range for break-in and normal flying is 7,500 to 8,200 rpm
- Smaller diameter props with more pitch, especially 3 blades, can reduce tip speed and noise.
- Always use a drill guide to drill your props.
- Always check the balance of your prop.
- For safety, we recommend painting the tips of your props (front and back) with a bright color, especially on black props.

Starting

1. Check that prop bolts are tight and spinner is secure.
2. Make sure the starting area is free of dirt, sand, gravel, or other loose debris
3. Turn on the radio system and check the throttle operation and position.
4. Have someone (with eye protection) firmly hold the plane.
5. Close the choke completely.
6. Open the throttle to approximately 1/4 position.
7. Turn on the ignition. BE SAFE! ALWAYS BE PREPARED FOR THE MOTOR TO START ON ANY FLIP OF THE PROP, whether the ignition switch is on or off!
8. Always wear a heavy leather glove when starting the motor.
9. Give the prop a quick, firm, flip counter clockwise. Follow through quickly as you flip the prop so your hand is out of the propeller's path. Repeat until the motor fires or "pops".

Starting (Continued)

10. Open the choke.
11. Set throttle to idle position. (carb butterfly plate slightly open)
12. Flip the prop again until the motor runs.
13. Let the motor warm up for 15 or 20 seconds before advancing the throttle.

Needle Adjustments

- The needle farthest from the motor is the "High RPM" needle. The needle closest to motor is the "Low RPM" needle. Turning the needles clockwise "leans" the fuel mixture. Turning the needles counter-clockwise "richens" the fuel mixture.
- Settings will vary with altitude, temperature, humidity, fuel, carb variances, etc. A general starting point is: 1 3/8 open on the Low needle, 1 7/8 open on the High needle.
- Adjusting either needle (primarily the Low) can have a slight effect on the other. Example: leaning the Low needle can "slightly" lean the high range.
- Adjust the Low RPM needle until you achieve a smooth idle and a reliable transition to high throttle. Generally if the motor "stutters" or "coughs" in the mid range or when the throttle is advanced, the low end needle is too rich and possibly even the high end needle. If the motor dies quickly, the low end is probably lean.
- Adjust the High RPM needle to peak rpm. A tachometer is a great help, but remember that the RPM may drop a little bit after every start due to residual heat buildup. Don't lean the mixture any more than necessary. If the rpm steadily drops at full throttle or fades on long vertical maneuvers, the motor is too lean and is overheating. Don't set the needles overly rich to protect the engine. Operating the motor overly rich not only reduces power, it creates other problems such as poor transition, vibration, pre-mature carbon build up, fouled plugs, excessive exhaust residue, sticking rings, and overall rough running.

Trouble Shooting

Motor won't start

- Check battery voltage (should be 5.0+ volts when checked under load) and all ignition connections, wiring, and switches (both standard and optical). Wires can break from vibration near connectors. Check and/or swap out regulators, isolators, or optical switches if using one
- Check tank venting, clunk position, and fuel flow.
- Fuel doesn't move in the line when the prop is flipped or carb doesn't "prime"? Is the choke plate closed completely? Make sure tank is vented. Make sure there are no air/fuel links on the engine case or carb mount area. Is the carb or carb mount loose causing an air leak? Again, look for fuel seepage.
- Is throttle set at idle or slightly higher after motor "pops" and choke is opened?
- Make sure prop is flipped over with authority. The ignition won't fire at low speed.
- If a lot of fuel drips from carb, the motor might be flooded. If so, remove and dry, or replace, the spark plugs. Try starting again without using the choke, then use the choke if required.

Other issues

- Fuel drips continually from carb: Make sure there is no debris in the needle seat. Remove needles and blow air into the holes. 5
- Broken prop bolts: In order for bolts to shear, some type of side loading (shear) movement is usually required. If the bolts are tightened correctly, nothing moves and prop bolts will rarely break. It's a good idea to replace prop bolts routinely. Check prop bolts before each flight!
- Excessive vibration: Check that low rpm needle setting is not too rich. Check prop and spinner balance. Make sure ignition sensor hasn't moved. Check that motor mount bolts are secure. Make sure firewall and motor box are rigid. Some poor designs need added re-enforcement to the firewall/motor box area to eliminate flex.
- Pink or purple colored cylinders: These colors indicate engine temperature has been too high. Check that needle settings are not too lean, air flow for cooling is sufficient, oil/gas mixture is correct.

***IF ANY PROBLEM PERSISTS, PLEASE CONTACT
DESERT AIRCRAFT FIRST!***

We designed and manufactured your engine, and have built, serviced, and analyzed thousands more. We cover your engine's warranty, not someone at the field or a stranger on the Internet. Please give us the opportunity to help first!

Maintenance

- Being a high performance 2 stroke engine, certain parts of your DA35 can wear quickly. Under normal operation, pistons, piston rings, needle bearings, spark plugs, etc. may need occasional non-warranty replacement to insure peak performance.
- Screws can come loose! After a few flights check that all screws are secure. Periodically check that all screws are tightened to the correct torque rating. It's recommended to replace, rather than re-use the red aluminum screws.

	<u>Size</u>	<u>Torque specifications</u>
Spark plug:	CM-6, 10mm	90 in. lbs.
Steel prop bolts:	M4x 40mm	65 in. lbs.
Aluminum crankcase bolts:	M5x20mm	70 in. lbs. (Don't re-use. Replace with new)
Aluminum cylinder base bolts:	M5x13mm	70 in. lbs. (Don't re-use. Replace with new)
Aluminum carb mount bolts:	M5x55mm	50 in. lbs.*

*Caution: Care must be taken to not over tighten the carb mounting bolts. Over tightening can distort and damage the injected molded reed valve parts and rubber gaskets.

- Use a 4mm hex wrench for all M5 cap screws.
- Use a 3mm hex wrench for all M4 cap screws
- For spinner mounting, the crankshaft extension is threaded for M5 screws. In this application the 10-32 SAE screws supplied with most spinners will work fine in the M5 threaded hole. Do not substitute 10-32 screws for any other screws on the engine!
- Inspect the engine periodically for any signs of fuel seepage. This can indicate an air leak which can create a lean fuel/air ratio, which in turn can cause erratic running and engine damage. If tightening the appropriate screws does not cure the problem, contact Desert Aircraft.
- After prolonged use, carbon deposits can build up on top of the piston and on the combustion dome of the cylinder. Great care must be taken when trying to remove these carbon deposits to avoid damaging the parts. Once an attempt to remove carbon has been made, the task must be completed, as any remaining carbon may be loosened and can dislodge while the engine is running. This can damage the engine and/or bridge the spark plug.

Manuals may be updated with additional tips and trouble-shooting info from time to time. Please check our web site, www.desertaircraft.com, or contact us for current manuals and updates.

**Remember! This motor can stop at any time, for a variety of reasons. Do not fly your plane in a way that damage or harm will result if the motor stops running. If you cannot safely fly your plane if the engine stops for any reason, do not fly the plane.
Desert Aircraft will not be responsible for damage caused in engine-out situations.**

DA35 WARRANTY

Your DA35 engine and ignition system are covered with a 3 year warranty by Desert Aircraft, starting from the date of purchase.

- This warranty covers defects in workmanship and materials only.
- Do not disassemble the motor or ignition system. Disassembly of the motor or ignition system can void the warranty on that item.
- Any modifications to the motor, or the ignition system, or the use of aftermarket parts, other than those authorized by Desert Aircraft, will void this warranty.

This warranty does not cover the following:

- Shipping expenses to and from Desert Aircraft for warranty service.
- Damage caused by improper handling, operation, or maintenance.
- Damage caused by a crash.
- Damage caused by using improper fuel or additives.
- Damage incurred during transit to Desert Aircraft. WRAP AND PACK ENGINE CAREFULLY!!

NOTE: DESERT AIRCRAFT WILL NOT SHIP OR REPLACE ANY WARRANTY REPLACEMENT ITEMS UNTIL ITEMS IN QUESTION ARE RECEIVED BY DESERT AIRCRAFT AND DEEMED DEFECTIVE.

DESERT AIRCRAFT

1815 S. Research Loop
Tucson, AZ 85710 USA
Ph 520 722 0607 Fax 520 722 5622
Email info@desertaircraft.com
Web www.desertaircraft.com

Repair/Return Form (Please make copy)

Please fill out and enclose this form when shipping items for service. Pack items carefully!

Customer Name _____ Date _____
Address _____
City _____ State _____ Zip _____ Country _____
Phone # _____ Cell # _____
Email _____

Items in Box:

DA35 Serial # _____ DA50 Serial # _____ DA60 Serial # _____
DA70 Serial # _____ DA85 Serial # _____ DA100 Serial # _____ DA100i Serial
_____ DA120 Serial # _____ DA150 Serial # _____ DA170 Serial # _____
DA200 serial # _____ Other _____

Single Ignition Serial # _____ **Twin** Ignition Serial # _____

(Below items normally not required to repair or test the engine)

Prop Bolts? _____ Standoffs? _____
Prop washer? _____ Muffler(s)? _____
Muffler screws _____ Other Items? _____

REASON FOR ENGINE AND/OR IGNITION RETURN?

Crash: Yes ___ No ___ Other _____

Prop used? _____ Oil used? _____
Gas type? _____ Exhaust system type? _____

Has the engine been sent in for service before? _____ Why? _____

DESERT AIRCRAFT
1815 S. Research Loop
Tucson, AZ 85710
520 722 0607
info@desertaircraft.com
www.desertaircraft.com



Anexo C

Tabela VE mais pobre

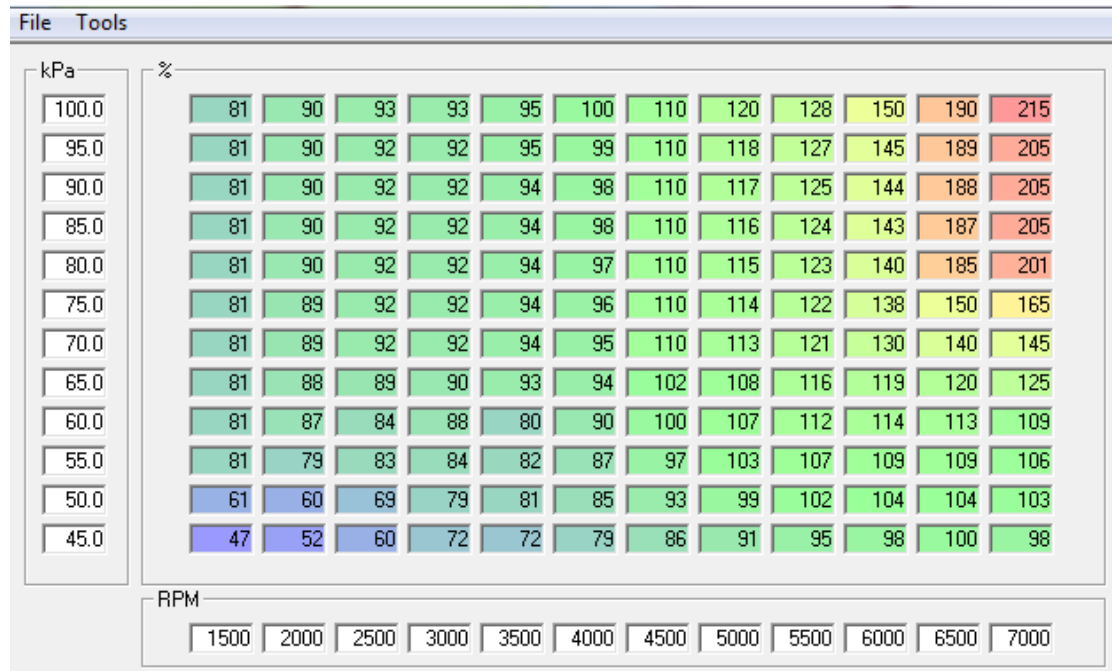


Figura C.1 - Tabela VE mais pobre

Tabela VE mais rica

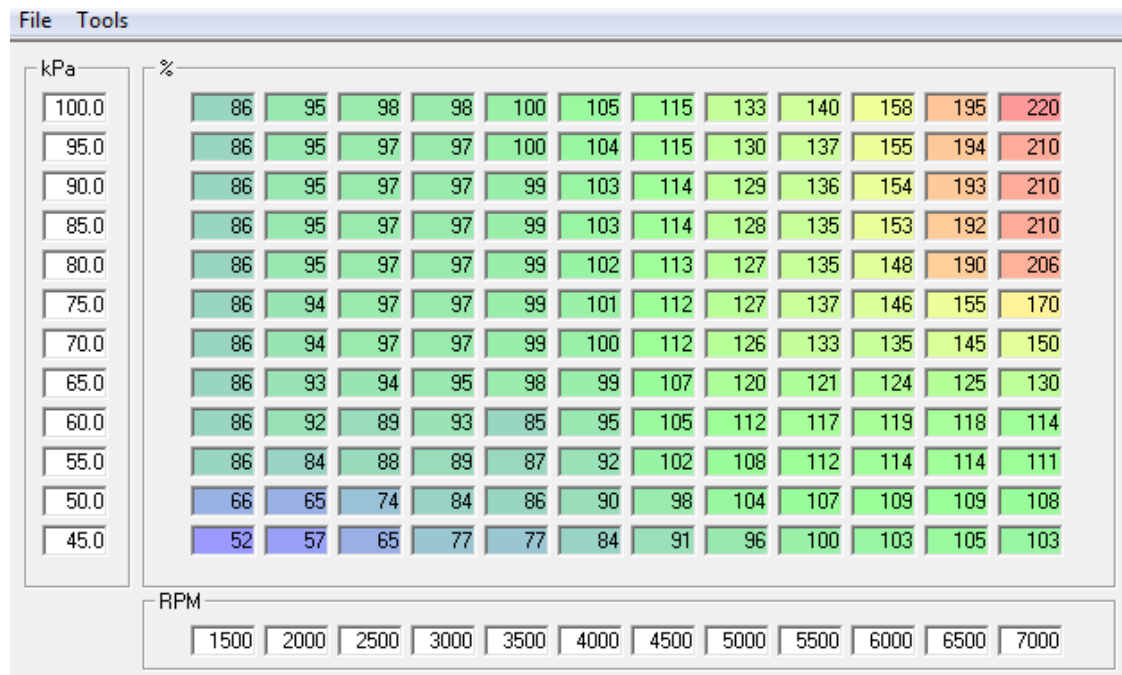


Figura C.2 - Tabela VE mais

Anexo D

Tabela D.1 - Tabela FMEA

Função	Modos de Falha	Modo Operacional/Fase da Missão	Efeitos Locais	Nível Superior Posterior	Efeitos Finais	Si	Causas	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	Di	RP N
2.2 - POWER PLANT											
2.2.1 - FUEL											
2.2.1.1 - GENERAL											
2.2.1.2 - STORAGE											
2.2.1.3 - DISTRIBUTION											
2.2.1.3.1 - FUEL PIPE											
FEED FUEL TO THE ENGINE	Tubing disruption	Taxiing		Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Unable to continue mission;	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Incorrect assembly	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	1
	Tubing disruption	Take-off; Enroute; Landing		Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary. The fuel inside the fuselage may damage the structure and/or avionics and may lead to a uncontrolled crash;	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Incorrect assembly	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Leak	Taxiing		Available fuel for the engine is reduced; Fuel leaks inside the fuselage.	Reduction of the UAV's maximum flight time; The fuel inside the fuselage may damage the structure and/or avionics; Fire hazard.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Incorrect assembly	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Leak	Take-off; Enroute; Landing		Available fuel for the engine is reduced; Fuel leaks inside the fuselage.	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary. The fuel inside the fuselage may damage the structure and/or avionics and may lead to a uncontrolled crash; Fire Hazard.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Incorrect assembly	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Blocked vent line	Taxiing	Air does not flow through the ventilation line	Fuel drawn by the engine is reduced or even stops flowing	Unable to continue mission.	1	Poor maintenance.	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	1	2
	Blocked vent line	Take-off; Enroute; Landing	Air does not flow through the ventilation line	Fuel drawn by the engine is reduced or even stops flowing	Unable to continue mission; Controlled crash landing.	3	Poor maintenance.	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	1	6
FILTER FUEL	Impurities	Taxiing; Take-off; Enroute; Landing	Fuel impurities inside the fuel system	Malfunction of the fuel pump and carburetor.	Loss of engine performance. May lead to control crash	2	Excessive fuel contamination; Incorrect/sparse maintenance	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	3	1	6

Módulo de Injeção de combustível para UAV's

Função	Modos de Falha	Modo Operacional/Fase da Missão	Efeitos Locais	Nível Superior Posterior	Efeitos Finais	Si	Causas	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	Di	RP N
FUEL PUMP	Pump Failure	Taxiing	Fuel pump fails to provide fuel to the injector	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Unable to continue mission;	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Incorrect assembly, Batteries malfunction;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	1
	Pump Failure	Take-off; Enroute; Landing	Fuel pump fails to provide fuel to the injector	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Incorrect assembly, Batteries malfunction; ECU failure	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Pressure Regulator Failure	Taxiing	Fuel pump doesn't have enough pressure to provide fuel to the injector	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Unable to continue mission;	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	1
	Pressure Regulator Failure	Take-off; Enroute; Landing	Fuel pump doesn't have enough pressure to provide fuel to the injector	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Pump Tubing Clogged	Taxiing	Fuel pump fails to provide fuel to the injector	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Unable to continue mission;	1	Impurities in fuel	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	1
	Pump Tubing Clogged	Take-off; Enroute; Landing	Fuel pump fails to provide fuel to the injector	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary.	5	Impurities in fuel	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Pump Tubing Unplugged	Taxiing	Fuel pump fails to provide fuel to the injector; Leak	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion; Fuel leaks inside the fuselage.	Unable to continue mission; The fuel inside the fuselage may damage the structure and/or avionics; Fire hazard.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Pump Tubing Unplugged	Take-off; Enroute; Landing	Fuel pump fails to provide fuel to the injector; Leak	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion; Fuel leaks inside the fuselage.	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary. The fuel inside the fuselage may damage the structure and/or avionics and may lead to a uncontrolled crash; Fire Hazard.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Pump Wire Damaged	Taxiing	Fuel pump fails to provide fuel to the injector	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Unable to continue mission;	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	1
	Pump Wire Damaged	Take-off; Enroute; Landing	Fuel pump fails to provide fuel to the injector	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5

Módulo de Injeção de combustível para UAV's

Função	Modos de Falha	Modo Operacional/Fase da Missão	Efeitos Locais	Nível Superior Posterior	Efeitos Finais	Si	Causas	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	Di	RP Ni
FUEL INJECTOR	Fuel Injector Failure	Taxiing	Fuel injector fails to inject fuel to the throttle body	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Unable to continue mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Incorrect assembly, Batteries malfunction; ECU failure	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	1
	Fuel Injector Failure	Take-off; Enroute; Landing	Fuel injector fails to inject fuel to the throttle body	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Incorrect assembly, Batteries malfunction; ECU failure	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Fuel Injector Clogged	Taxiing	Fuel injector fails to inject fuel to the throttle body	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Unable to continue mission.	1	Fuel Impurities	Pre Flight Checklist; Clear Injector in every Maintenance Program	1	1	1
	Fuel Injector Clogged	Take-off; Enroute; Landing	Fuel injector fails to inject fuel to the throttle body	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary.	5	Fuel Impurities	Pre Flight Checklist; Clear Injector in every Maintenance Program	1	1	5
	Fuel Injector Wire Damaged	Taxiing	Fuel injector fails to inject fuel to the throttle body	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Unable to continue mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	1
	Fuel Injector Wire Damaged	Take-off; Enroute; Landing	Fuel injector fails to inject fuel to the throttle body	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Fuel Injector Tube Unplugged	Taxiing	Fuel injector fails to inject fuel to the throttle body; Leak	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion; Fuel leaks inside the fuselage.	Unable to continue mission; The fuel inside the fuselage may damage the structure and/or avionics; Fire hazard.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Fuel Injector Tube Unplugged	Take-off; Enroute; Landing	Fuel injector fails to inject fuel to the throttle body; Leak	Not able to feed any fuel to the engine; Total loss of engine propulsion; Fuel leaks inside the fuselage.	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary. The fuel inside the fuselage may damage the structure and/or avionics and may lead to a uncontrolled crash; Fire Hazard.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5

Módulo de Injeção de combustível para UAV's

Função	Modos de Falha	Modo Operacional/Fase da Missão	Efeitos Locais	Nível Superior Posterior	Efeitos Finais	Si	Causas	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	Di	RPNi
2.2.3 - ENGINE											
2.2.3.1 - GENERAL											
2.2.3.1.1 - DESERT AIRCRAFT DA-35											
ECU	ECU Failure/Malfunction	Taxiing	ECU fails to provide information to the other systems; ECU fails to receive information from the sensors	Fuel Pump Fail, Injector Fail.	Unable to continue mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Electromagnetic Interference	Pre Flight Checklist; Maintenance Program; Electromagnetic Shielding	1	1	1
	ECU Failure/Malfunction	Take-off; Enroute; Landing	ECU fails to provide information to the other systems; ECU fails to receive information from the sensors	Fuel Pump Fail, Injector Fail.	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Electromagnetic Interference	Pre Flight Checklist; Maintenance Program; Electromagnetic Shielding	1	1	5
	ECU Wires Damage	Taxiing	ECU fails to provide information to the other systems; ECU fails to receive information from the sensors	Fuel Pump Fail, Injector Fail.	Unable to continue mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	1
	ECU Wires Damage	Take-off; Enroute; Landing	ECU fails to provide information to the other systems; ECU fails to receive information from the sensors	Fuel Pump Fail, Injector Fail.	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	ECU Power Loss	Taxiing	ECU fails to provide information to the other systems; ECU fails to receive information from the sensors	Fuel Pump Fail, Injector Fail.	Unable to continue mission.	1	Batteries malfunction; Damaged cabling;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	1
	ECU Power Loss	Take-off; Enroute; Landing	ECU fails to provide information to the other systems; ECU fails to receive information from the sensors	Fuel Pump Fail, Injector Fail.	Reduction of the UAV's flight time leading to a propulsion stop and a controlled crashed landing will be necessary.	5	Batteries malfunction; Damaged cabling;	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5

Módulo de Injeção de combustível para UAV's

Função	Modos de Falha	Modo Operacional/Fase da Missão	Efeitos Locais	Nível Superior Posterior	Efeitos Finais	Si	Causas	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	Di	RP Ni
MAP	MAP Sensor Failure	Taxiing	ECU doesn't receive the correct MAP data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost; Unable to continue the mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	3
	MAP Sensor Failure	Take-off; Enroute; Landing	ECU doesn't receive the correct MAP data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost and a controlled crashed landing will be necessary.	4	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	12
MAT	MAT Sensor Failure	Taxiing	ECU doesn't receive the correct MAT data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost; Unable to continue the mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	3
	MAT Sensor Failure	Take-off; Enroute; Landing	ECU doesn't receive the correct MAT data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost and a controlled crashed landing will be necessary.	4	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	12
TPS	TPS Failure	Taxiing	ECU doesn't receive the correct TPS data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost; Unable to continue the mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	3
	TPS Failure	Take-off; Enroute; Landing	ECU doesn't receive the correct TPS data	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine	Decrease in propulsion; May lead to propulsion lost and a controlled crashed landing will be necessary.	4	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	12

Módulo de Injeção de combustível para UAV's

Função	Modos de Falha	Modo Operacional/Fase da Missão	Efeitos Locais	Nível Superior Posterior	Efeitos Finais	Si	Causas	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	Di	RP Ni
CLT	Coolant Temperature Sensor Failure	Taxiing	ECU doesn't receive the correct CLT data	ECU can't calculate the correct warmup enrichments	Decrease in engine's performance	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	3
	Coolant Temperature Sensor Failure	Take-off; Enroute; Landing	ECU doesn't receive the correct CLT data	ECU can't calculate the correct warmup enrichments	Decrease in engine's performance	2	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	6
Hall Sensor	Hall Sensor Failure	Taxiing	ECU doesn't receive the RPM data; Ignition failure	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine; Loss of engine propulsion	Unable to continue mission.	1	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	1	2
	Hall Sensor Failure	Take-off; Enroute; Landing	ECU doesn't receive the RPM data; Ignition failure	ECU can't calculate the correct amount of fuel to feed the engine; Loss of engine propulsion	If the UAV is not airborne when the propulsion is lost, the take-off can be rejected, leading to a runway overrun, resulting in structural damage. If the UAV is airborne, the engine failure results in a controlled crashed landing.	5	Impact or shock with obstacle; Fatigue; Excessive vibration; Damaged Cabling	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	1	10

Módulo de Injeção de combustível para UAV's

Função	Modos de Falha	Modo Operacional/Fase da Missão	Efeitos Locais	Nível Superior Posterior	Efeitos Finais	Si	Causas	Ações para Mitigação dos Efeitos	Oi	Di	RP Ni
PROPULSION	Electric power loss	Taxiing	Loss of electronic ignition	Total loss of engine propulsion	Unable to continue mission.	1	Batteries malfunction; Damaged cabling.	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	1	2
	Electric power loss	Take-off; Enroute; Landing	Loss of electronic ignition	Total loss of engine propulsion	If the UAV is not airborne when the propulsion is lost, the take-off can be rejected, leading to a runway overrun, resulting in structural damage. If the UAV is airborne, the engine failure results in a controlled crashed landing.	3	Batteries malfunction; Damaged cabling.	Comply with Operation Procedures; Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	1	6
	Starvation	Taxiing	Run out of fuel	Total loss of engine propulsion	Unable to continue mission.	1	Fuel leak; Improper fuel; Improper Fuel/Air mixture; Fuel pump failure; Hydrodynamic ram; Fuel Injecture Failure; ECU Failure	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	1	2
	Starvation	Take-off; Enroute; Landing	Run out of fuel	Total loss of engine propulsion	If the UAV is not airborne when the propulsion is lost, the take-off can be rejected, leading to a runway overrun, resulting in structural damage. If the UAV is airborne, the engine failure results in a controlled crashed landing.	3	Fuel leak; Improper fuel; Improper Fuel/Air mixture; Fuel pump failure; Hydrodynamic ram; Fuel Injecture Failure; ECU Failure	Comply with Operation Procedures; Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	1	6
	Valve Failure	Take-off; Enroute; Landing	Change of the charge/discharge flows	Decrease in engine's performance	Decrease in propulsion; Increase in fuel consumption; Increase in environmental pollution.	2	Fatigue at high temperature; Wear; Corrosion	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	3	12
	Structural integrity	Take-off; Enroute; Landing	Loss of engine's structural integrity	Total loss of Thrust	Unable to continue mission. May lead to uncontrolled landing.	5	Excessive vibration; Engine fire; Loss of lubrication; Engine wear; Insufficient maintenance.	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	5
	Control Opening	Taxiing	Unable to set the throttle opening	Propulsion cannot be increased when necessary.	Not possible to position the UAV on the runway; Mission cancellation.	1	Disruption of control cables; Loss of the servo unit (ENG); Powerbox failure; Excessive vibration.	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	3	3
	Control Opening	Take-off; Enroute; Landing	Unable to set the throttle opening	Loss of propulsion control	Unable to continue mission. Uncontrolled crashed landing.	5	Disruption of control cables, loss of the servo unit (ENG), powerbox failure, excessive vibration	Comply with Operation Procedures; Pre Flight Checklist; Maintenance Program	2	1	10
	Overheating	Taxiing	Engine's temperature increases	Stall of the engine and a total loss of engine propulsion; Engine damage.	Unable to continue mission.	1	Lack of lubrication; Ignition system malfunction.	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	2	2
	Overheating	Take-off; Enroute; Landing	Engine's temperature increases	Stall of the engine and a total loss of engine propulsion; Engine damage.	Unable to continue mission. Controlled crashed landing.	4	Lack of lubrication; Ignition system malfunction.	Pre Flight Checklist; Maintenance Program	1	1	4