



Desenvolvimento de um motor foguete de combustível sólido

(versão final após defesa)

Alexandre Matias dos Reis

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

Orientador: Prof. Doutor Francisco Brójo

Dezembro de 2023

Declaração de Integridade

Eu, Alexandre Matias dos Reis, que abaixo assino, estudante com o número de inscrição 39301 de/o Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia, declaro ter desenvolvido o presente trabalho e elaborado o presente texto em total consonância com o **Código de Integridades da Universidade da Beira Interior**.

Mais concretamente afirmo não ter incorrido em qualquer das variedades de Fraude Académica, e que aqui declaro conhecer, que em particular atendi à exigida referência de frases, extratos, imagens e outras formas de trabalho intelectual, e assumindo assim na íntegra as responsabilidades da autoria.

Universidade da Beira Interior, Covilhã 11 /12 /2023

Alexandre Matias Reis

(assinatura conforme Cartão de Cidadão ou preferencialmente assinatura digital no documento original se naquele mesmo formato)

Resumo

O seguinte documento tem como objetivo descrever sucintamente o processo de desenvolvimento de um motor foguete de combustível sólido, aplicado ao longo do último ano pelo autor enquanto participante na competição EuRoc. O processo pode ser dividido em duas componentes: a componente computacional (simulação e dimensionamento) e a componente prática (produção, teste e medição).

É fornecida uma breve introdução aos motores foguete de combustível sólido. Definições e equações fundamentais são aqui explicitamente expostas. Parte de seguida para o bocal propulsivo onde as equações termodinâmicas necessárias para o entender são expostas. Este capítulo termina com uma secção dedicada à teoria de propelente, onde se incluem definições importantes, métodos de medição da taxa de queima e fatores que a alteram e podem levar à falha do motor.

Posteriormente descreve-se o algoritmo, e respetivas equações, utilizado para simular, em MATLAB, o desempenho do motor a nível da pressão e força de tração produzidas, entre outros parâmetros. Este script é posteriormente utilizado para comparar os seus resultados com os dados obtidos em testes práticos, e assim validar o dimensionamento final do motor.

É também descrita toda a componente prática do trabalho desenvolvido. Desde os instrumentos utilizados na produção de propelente, os motores à escala e os testes efetuados, bem como todo o sistema de medição desenvolvido. Todo o processo de desenvolvimento do sistema de medição é sucintamente descrito, seguido da produção de propelente e testes realizados, onde é efetuada a comparação entre os resultados obtidos e os simulados pela ferramenta computacional desenvolvida. Este capítulo termina com o desenvolvimento e teste de um motor à escala real estruturalmente sobredimensionado, com o intuito de aprovar o dimensionamento interno antes da produção de um motor final otimizado.

Palavras-chave

Motor foguete; propelente sólido; KNSB; nitrato de potássio; sorbitol; produção em vácuo; taxa de queima; teste estático

Abstract

The following document intends to succinctly describe the development process of a solid propellant rocket motor, applied over the last year by the author while participating in the EuRoc competition. The process can be divided in two components: the computational component (simulation and dimensioning) and the practical component (production, test and measure).

A brief introduction to solid rocket motors is provided. Definitions and fundamental equations are explicitly exposed here. It then proceeds to the dimensioning of the propulsive nozzle where the thermodynamic equations necessary for its understanding are exposed. This chapter ends with a section dedicated to propellant theory, which includes important definitions, methods of measuring burn rate and factors that alter its behaviour and can lead to motor failure.

Subsequently, the algorithm used to simulate, in MATLAB, the performance of the motor in terms of pressure and thrust produced, among other parameters, is described. This script is later used to compare its output with the results obtained in practical tests, and thus validate the final sizing of the engine.

The entire practical component of the work carried out is also described. From the instruments used in the production of propellant, the scale motors and the tests carried out, as well as the entire measurement system developed. The entire process of developing the measurement system is succinctly described, followed by the production of propellant and tests carried out, where a comparison is made between the results obtained and those simulated by the developed computational tool. This chapter ends with the development and testing of an oversized full-scale motor, with the aim of approving internal sizing before producing a final optimized motor.

Keywords

Rocket motor; solid propellant; KNSB; potassium nitrate; sorbitol; vacuum production; burning rate, static test

Índice

1.	Introdução.....	1
2.	Estado da arte.....	1
2.1.	Introdução ao motor foguete sólido	1
2.2.	Equações fundamentais.....	3
2.3.	Escoamento no bocal	6
2.3.1.	Expansão no bocal.....	8
2.4.	Teoria do propelente.....	9
2.4.1.	Medição da taxa de queima	12
2.4.2.	Fator de escala da taxa de queima	14
3.	Modelo numérico	17
3.1.	Dados de entrada	17
3.2.	Pressão de combustão.....	18
3.3.	Força de tração.....	20
4.	Testes práticos.....	23
4.1.	Bancada de testes estáticos.....	23
4.2.	Sistema de medição	24
4.2.1.	Fonte de energia	24
4.2.2.	Microprocessador.....	25
4.2.3.	Regulador de voltagem.....	25
4.2.4.	Módulo rádio	26
4.2.5.	Sistema de ignição	27
4.2.6.	Sensores.....	28
4.2.7.	Implementação.....	30
4.3.	Processo de produção de propelente	34
4.4.	Determinação da taxa de queima	36
4.5.	Dimensionamento preliminar	43
4.5.1.	Propriedades do propelente	43
4.5.2.	Constantes do motor	44
4.5.3.	Requisitos	44
4.5.4.	Processo iterativo	44
4.6.	Fator de escala	46
4.7.	Motor de testes à escala real	50
5.	Conclusão e trabalhos futuros.....	55

Referências	57
Apêndices	59
A. Script simulação em MATLAB	59
B. Códigos do sistema de medição	63
i. Sistema de recepção de dados	63
ii. Sistema de transmissão de dados	64
C. Diagramas do sistema de medição	68
D. Procedimento de testes estáticos	71
E. Procedimento de produção de inibidor	73
Materiais	73
Procedimento	73
Melhoramentos futuros	74

Lista de Figuras

Figura 1-1. Componentes de um MFS	1
Figura 1-2. Condições de expansão no bocal [1].....	9
Figura 1-3. Tipos de grão [5]	10
Figura 1-4. Tipos de queima [4]	12
Figura 1-5. Definição dos intervalos de tempo relevantes [4].....	12
Figura 1-6. Taxas de queima de diferentes tipos de propelentes [4].....	13
Figura 3-1. Bancada de testes	24
Figura 3-2. Circuito do ATMEGA328P-U	25
Figura 3-3. Circuito do LM317T	26
Figura 3-4. Módulo LoRa	27
Figura 3-5. Circuito do ignitor.....	27
Figura 3-6. Célula de carga e sensor de pressão.....	28
Figura 3-7. Circuito de uma “wheatstone bridge”	29
Figura 3-8. HX711 com alteração para 80 Hz	29
Figura 3-9. Diagramas do STD	31
Figura 3-10. Diagramas do SRD.....	32
Figura 3-11. PCB do SRD	33
Figura 3-12. PCB do STD.....	33
Figura 3-13. Câmara de vácuo	35
Figura 3-14. Desenhos técnicos do MAB pequeno	37
Figura 3-15. Componentes do MAB pequeno.....	37
Figura 3-16. Janela do software ProPep 3	38
Figura 3-17. Gráfico da taxa de queima e lei de Saint Robert associada.....	39
Figura 3-18. Taxa de queima média e lei de Saint Robert para dois intervalos.....	40
Figura 3-19. Garganta 4,5 mm e comprimento do grão 40 mm	41
Figura 3-20. Garganta 4 mm e comprimento do grão 56 mm	41
Figura 3-21. Garganta 4 mm e comprimento do grão 41 mm	41
Figura 3-22. Garganta 3,5 mm e comprimento do grão 41 mm.....	42
Figura 3-23. Garganta 3 mm e comprimento do grão 56 mm	42
Figura 3-24. Garganta 2,5mm e comprimento do grão 31 mm.....	42
Figura 3-25. Garganta 2,5 mm e comprimento do grão 39 mm	43
Figura 3-26. Garganta 2,5 mm e comprimento do grão 54 mm	43
Figura 3-27. Molde do grão	46
Figura 3-28. Aparelho para produção de inibidor	47

Figura 3-29. MAB grande.....	47
Figura 3-30. Primeiro teste no MAB grande e previsão teórica	48
Figura 3-31. Taxa de queima média com sobreposição do valor medido	48
Figura 3-32. Segundo teste no MAB grande e nova previsão teórica	49
Figura 3-33. Taxa de queima média pré e pós fator de escala	49
Figura 3-34. MER e seus componentes.....	51
Figura 3-35. Desenhos técnicos dos componentes do MER	52
Figura 3-36. Pressão no MER e previsão teórica	53
Figura 3-37. Força de tração no MER e previsão teórica	53
Figura 3-38. Pressão e força de tração no teste do MER	53
Figura 3-39. Componentes do MER após o teste.....	54
Figura 3-40. Teste estático do MER.....	54

Lista de Tabelas

Tabela 1 – Classes de motores	4
Tabela 2– Dados obtidos do teste estático (reais) e do MATLAB (teóricos)	52

Lista de Acrónimos

MFS	Motor Foguete Sólido
MAB	Motor de Avaliação Balística
MER	Motor à Escala Real
TOT	“Time Over Thickness”, Tempo Sobre Espessura
MB	“Mass Balance”, Balanço de Massa
SRD	Sistema de Receção de Dados
STD	Sistema de Transmissão de Dados
PCB	“Printed Circuit Board”, Placa de circuitos impressos
KNSB	“Potassium Nitrate and Sorbitol”, Nitrato de Potássio e Sorbitol

1. Introdução

O processo de desenvolvimento de um motor foguete de combustível sólido envolve diferentes subprocessos que têm de ser rigorosamente estabelecidos. Entre estes subprocessos destacam-se a produção de propelente, medição da taxa de queima, cálculo teórico do desempenho do motor e a medição real desse desempenho. O objetivo desta dissertação é abordar e estipular estes subprocessos de modo a alcançar uma reprodução viável de resultados, culminando no desenvolvimento, produção e teste de um motor que cumpra os requisitos impostos.

2. Estado da arte

2.1. Introdução ao motor foguete sólido

Num motor foguete de combustível sólido (MFS) (Figura 2-1), os gases quentes gerados na reação química entre o combustível e o oxidante são expelidos pelo bocal onde são acelerados para velocidades supersônicas produzindo força de tração. O processo de combustão quebra as ligações químicas do oxidante e do combustível, libertando energia térmica que é convertida em energia cinética. Comparando com outros tipos de propulsão química, estes são mais simples e fáceis de produzir, o que os torna mais económicos. Atualmente são utilizados principalmente em mísseis, foguetes à escala, foguetes de sondagem e foguetes auxiliares para veículos de lançamento.

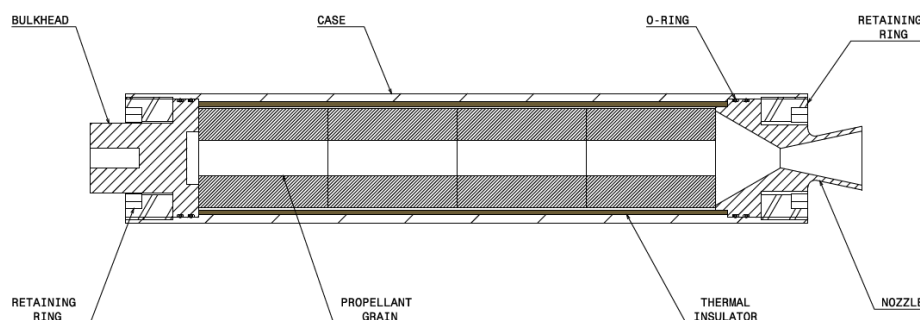


Figura 2-1. Componentes de um MFS

Um simples MFS é constituído pela câmara de combustão, bocal propulsivo, propelente e ignitor. A câmara de combustão é tipicamente feita em metal (aço, alumínio ou titânio) ou em compósito. O material compósito tem a vantagem de ser mais leve, no entanto os

metais têm melhor resistência a esforços localizados, à temperatura e às condições atmosféricas. Para além de enclausurar o propelente, muitas vezes é também componente estrutural do foguete, pelo que está sujeita a carregamentos axiais, radiais e térmicos, e momentos torsores e fletores. As superfícies internas diretamente expostas aos gases de combustão têm de ser devidamente protegidas com isolamento térmico para manter a temperatura do material em valores aceitáveis para suportar as cargas a que está sujeito.

Neste tipo de motores, o propelente é diretamente armazenado dentro da câmara de combustão e tipicamente é responsável por 70 a 94% do peso do motor [1]. O grão é o corpo de propelente, constituído por uma mistura de oxidante e combustível. Como tem todos os reagentes necessários à combustão dentro da câmara onde é queimado, uma vez aceso não apaga até todo o propelente se gastar. O grão arde em todas as superfícies expostas simultaneamente, o que torna a sua queima previsível e dependente da geometria inicial. É por isso objeto de estudo a geometria inicial do grão, assim como entalhes, ranhuras, ou outras características geométricas que são adicionadas ao grão de forma a alterar a área exposta ao longo do processo de combustão. Os gases de combustão fluem ao longo da perfuração central do grão até ao bocal, onde são acelerados e expelidos do motor.

O bocal propulsivo tem a função de acelerar os gases de combustão de forma eficaz, através do contorno do seu perfil. São construídos de materiais resistentes a altas temperaturas e à erosão. A maioria da sua construção é feita em metais (aço ou alumínio), que são arrefecidos através de absorção de calor em materiais ablativos. Estes têm a função de revestir as paredes internas e queimar lentamente e de forma previsível, mantendo o contorno desejável. Na garganta do bocal é comum utilizar insertos de grafite para suportar a corrosão. É dimensionado de acordo com a pressão desejada na câmara de combustão e com o fluxo mássico de gases de combustão proveniente do propelente.

De acordo com Sutton [1], a seguinte nomenclatura é atualmente utilizada:

- Configuração do grão: forma das superfícies de queima iniciais do grão;
- Grão cilíndrico: grão em que o perfil de secção é constante ao longo do eixo;
- Perfuração: cavidade central do grão;
- Inibidor: camada de revestimento de material à prova de fogo aplicada nas superfícies do grão onde não é pretendida queima;
- Superfície restrita: superfície do grão restrita da queima através da aplicação de inibidor;

- Limite de deflagração: pressão mínima à qual a combustão se mantém sem adição de energia externa. Abaixo desta pressão a combustão torna-se errática ou extingue-se.
- Forro: camada inerte aplicada na superfície interna do isolamento térmico para promover boa união ao grão;
- Isolador interno: camada interna entre o propelente e a parede da câmara de combustão feita de material isolante térmico;
- Espessura da teia: espessura mínima do grão entre as suas superfícies interna e externa.

2.2. Equações fundamentais

A força produzida pelo sistema propulsivo é denominada força de tração. É a força de reação da ejeção a alta velocidade de produtos de combustão de propelente. Para operação estável numa atmosfera homogénea, a força de tração é:

$$F = \dot{m}v_e + (p_e - p_a)A_e \quad (1)$$

O primeiro termo é a força de tração proveniente da quantidade de movimento dos produtos de combustão expelidos pelo bocal (tração de momento linear), dada pelo produto entre o fluxo mássico \dot{m} com a velocidade de escape v_e dos mesmos. O segundo termo representa a força de tração proveniente da pressão dos produtos de combustão à saída do bocal (tração de pressão), dada pelo produto entre a área da secção de saída do bocal A_e e a diferença de pressão entre os gases de escape e o ambiente. Este segundo termo pode assumir valores positivos (bocal sub expandido), negativos (bocal sobre expandido) ou nulos (bocal ótimo). O bocal cónico é a configuração mais antiga e mais simples. É relativamente simples de estudar e produzir. Um fator de correção teórico tem de ser aplicado à força de tração neste tipo de bocal, para compensar o momento linear dos gases que não é expelido na direção axial [1]. Este fator é a razão entre o momento linear dos gases expelidos num divergente de ângulo 2α e o momento linear num bocal ideal em que todos os gases são expelidos na direção axial. O fator de correção λ só é aplicado ao primeiro termo da força de tração (tração de momento linear) e não ao segundo termo (tração de pressão).

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \alpha) \quad (2)$$

O impulso total I_t é obtido da força de tração F (que é variável no tempo) integrada ao longo do tempo em que atua t :

$$I_t = \int F dt \quad (3)$$

Os MFS podem ser classificados de acordo com o impulso produzido. A National Association of Rocketry [2] classifica-os como (ver Tabela 1):

Tabela 1. Classes de motores

Classe	Impulso (Ns)	Classe	Impulso (Ns)
MICRO	0 – 0,3125	G	80,01 – 160,00
1/4A	0,3126 – 0,625	H	160,01 – 320
1/2A	0,626 – 1,25	I	320,01 – 640,00
A	1,25 – 2,50	J	640,01 – 1280,00
B	2,51 – 5,00	K	1280,01 – 2560,00
C	5,01 – 10,00	L	2560,01 – 5120,00
D	10,01 – 20,00	M	5120,01 – 10240,00
E	20,01 – 40,00	N	10240,01 – 20480,00
F	40,01 – 80,00	O	20480,01 – 40960,00

O impulso específico I_s representa a força de tração por unidade de escoamento de propelente, sendo a sua unidade “segundos”. É uma das mais importantes figuras de mérito na caracterização do desempenho de um sistema propulsivo. Um maior valor costuma corresponder a um melhor desempenho [1]. Devido à dificuldade inerente em medir o fluxo mássico em MFS, é mais usualmente calculado pela divisão entre o impulso total e o peso de propelente gasto.

$$I_s = \frac{F}{\dot{m}g_0} = \frac{I_t}{m_p g_0} \quad (4)$$

Velocidade característica (c^*) é uma medida do desempenho de combustão de um motor foguete independente do desempenho do bocal e é usado para comparar diferentes propulsores e sistemas de propulsão. c^* não deve ser confundido com c , que é a velocidade efetiva de exaustão relacionada ao impulso específico por:

$$c = I_s g_0 \quad (5)$$

O impulso específico e a velocidade efetiva de exaustão dependem do projeto do bocal, ao contrário da velocidade característica. c^* pode ser útil ao comparar o desempenho real da combustão com o desempenho teórico, a fim de determinar quão completamente ocorreu a liberação de energia química.

$$c^* = \sqrt{\frac{RT_c}{k} \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (6)$$

Medições experimentais da pressão de combustão durante o tempo de queima permitem calcular o valor real deste parâmetro, assumindo que permanece constante ao longo do tempo de queima:

$$c^* = \frac{p_0 A_t}{\dot{m}} = A_t \frac{\int p_0 dt}{\int \dot{m} dt} = \frac{A_t}{m_p} \int p_0 dt \quad (7)$$

O conceito de sistema propulsivo ideal é útil pois transforma os princípios termodinâmicos básicos em relações matemáticas relativamente simples. Estas equações descrevem fluxos quasi-unidimensionais no bocal, que representam uma idealização e simplificação das equações tridimensionais do comportamento real. Na propulsão química, o desempenho real medido costuma ser 1 a 6% inferior ao idealizado. No processo de desenvolvimento destes sistemas propulsivos, é aceitável utilizar parâmetros idealizados e posteriormente aplicar as correções adequadas. Sutton [1] define um sistema propulsivo idealizado como aquele para o qual as seguintes premissas são válidas:

1. O fluido de trabalho é homogêneo;
2. Todas as espécies do fluido de trabalho são consideradas no estado gasoso. Qualquer fase condensada é desprezada;
3. O fluido de trabalho obedece à lei dos gases perfeitos;
4. Não há transferência de calor entre o fluido de trabalho e as paredes do sistema propulsivo (fluxo adiabático);
5. Não há fricção e os efeitos de camada limite são desprezados;
6. Não há ondas de choque;
7. O escoamento do fluido de trabalho é estável e constante. A expansão do fluido de trabalho é uniforme e estável, sem turbulência significativa;
8. Os efeitos transientes têm curta duração e podem ser desprezados;
9. Todos os gases de escape que saem do bocal têm velocidade paralela ao eixo deste;
10. A velocidade, pressão, temperatura e massa volúmica do fluido de trabalho é uniforme em cada secção perpendicular ao eixo do bocal;
11. O equilíbrio químico é atingido dentro da câmara de combustão e a composição do fluido de trabalho não muda ao longo do bocal (escoamento de composição fixa);
12. O propelente é armazenado à temperatura ambiente. Propelentes criogénicos são armazenados no ponto de ebulição.

Destas premissas, a $n^{\circ}9$ e a $n^{\circ}12$ são desprezadas. Em vez de assumir que a velocidade tem direção axial à saída do bocal, é aplicado o fator de correção definido na equação (2). A premissa $n^{\circ}12$ também pode ser desprezada pois é referente a propelentes líquidos, fora do alcance deste trabalho.

2.3. Escoamento no bocal

A lei dos gases perfeitos pode ser escrita, para uma localização arbitrária x , como:

$$\frac{p_x}{\rho_x} = RT_x \quad (8)$$

Onde a constante dos gases R é obtida da constante universal dos gases R' (8314 J/kmol/K) dividida pela massa molecular \mathfrak{M} da mistura gasosa. O calor específico a pressão constante c_p , o calor específico a volume constante c_v , e a razão entre os dois, k , são quase constantes para gases perfeitos para um grande intervalo de temperaturas [1]. Estão relacionados da seguinte forma:

$$k = c_p/c_v \quad (9)$$

$$c_p - c_v = R \quad (10)$$

O princípio da conservação da energia é aplicado ao escoamento adiabático, sem trabalho de veio, no bocal. Pelas premissas da idealização assumidas, a entalpia total por unidade de massa h_0 permanece constante, isto é,

$$h_0 = h + \frac{v^2}{2} = \text{constante} \quad (11)$$

Quando um escoamento é parado isentropicamente, as condições resultantes denominam-se condições de estagnação, designadas pelo subscrito 0. A entalpia de estagnação consiste na soma entre a entalpia estática (ou local) e a energia cinética do fluido.

A lei da conservação da energia, quando aplicada ao escoamento isentrópico entre duas quaisquer secções x e y do bocal, mostra que a diminuição na entalpia estática (ou conteúdo termodinâmico do escoamento) se reflete num aumento da energia cinética, desprezando quaisquer variações da energia potencial.

$$h_x - h_y = \frac{1}{2}(v_y^2 - v_x^2) = c_p(T_x - T_y) \quad (12)$$

O princípio da conservação da massa em escoamento estacionário, para bocais com uma só entrada e uma só saída, é expresso igualando o fluxo de massa \dot{m} em duas quaisquer secções x e y (equação da continuidade).

$$\dot{m}_x = \dot{m}_y \equiv \dot{m} = Av\rho \quad (13)$$

Num escoamento isentrópico, as seguintes relações são válidas entre quaisquer secções x e y :

$$T_x/T_y = (p_x/p_y)^{(k-1)/k} = (\rho_x/\rho_y)^{k-1} \quad (14)$$

A velocidade do som a é independente da pressão e definida como

$$a = \sqrt{kRT} \quad (15)$$

O número de Mach M é um parâmetro adimensional do escoamento e é utilizado para definir localmente a razão entre a velocidade do escoamento v e a velocidade do som a :

$$M = \frac{v}{a} \quad (16)$$

A relação entre as propriedades de estagnação e o número de Mach é descrita pelas seguintes equações [1]:

$$\frac{\rho_0}{\rho_x} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_x^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (17)$$

$$\frac{T_0}{T_x} = 1 + \frac{k-1}{2} M_x^2 \quad (18)$$

$$\frac{p_0}{p_x} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_x^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (19)$$

A razão de áreas do bocal para escoamento isentrópico também pode ser expressa em função do número de Mach para duas localizações arbitrárias x e y dentro do bocal.

$$\frac{A_y}{A_x} = \frac{M_x}{M_y} \sqrt{\frac{\left\{1 + [(k-1)/2]M_y^2\right\}^{(k+1)/(k-1)}}{\left\{1 + [(k-1)/2]M_x^2\right\}}} \quad (20)$$

Bocais supersônicos De Laval consistem numa secção convergente seguida de uma secção divergente. A secção de área mínima denomina-se garganta, secção onde o número de Mach tem o valor de 1 quando o bocal está em regime supersônico. Nesta condição o escoamento diz-se estrangulado e o fluxo de massa pelo bocal é proporcional à área da garganta. A razão entra a área de saída do bocal e a área da garganta chama-se razão de expansão. Para bocais supersônicos, a razão entre a área da garganta e a área de outra secção arbitrária x a jusante dela pode ser expressa em função da razão de pressões e da razão de calores específicos [1].

$$\frac{A_t}{A_x} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{1/(k-1)} \left(\frac{p_x}{p_0}\right)^{1/k} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_0}\right)^{(k-1)/k}\right]} \quad (21)$$

2.3.1. Expansão no bocal

Conforme a pressão de saída do escoamento relativamente à pressão do meio em que este é descarregado, um bocal pode ser descrito como sub expandido, sobre expandido, ou ótimo (ver Figura 2-2). Um bocal sub expandido descarrega os gases a uma pressão superior à pressão externa ($p_e > p_a$), porque a sua área de saída é demasiado pequena para haver expansão ótima (razão de expansão inferior ao ideal). A pressão de saída é superior à pressão atmosférica, a expansão dos gases diz-se incompleta e só termina fora do bocal. O valor do impulso específico é menor do que seria no caso de expansão ótima. Para pressões externas superiores à pressão e saída do bocal ($p_e < p_a$), o bocal diz-se sobre expandido. A área de saída do bocal é demasiado grande comparando com a área para expansão ótima e o escoamento contrai fora do bocal. A componente da força de tração proveniente da diferença de pressões é negativa, o que afeta o valor total da força de tração. O impulso específico também é menor do que seria no caso ótimo. Por estes motivos, um bocal é normalmente dimensionado para ser ótimo ou ligeiramente sub expandido [1].

No caso de sobre expansão do escoamento, o bocal permanece cheio até a pressão de saída diminuir para valores entre 10 a 40% da pressão ambiente [1]. Para pressões externas superiores, relativamente á pressão de saída do bocal, o escoamento começa a separar-se da parede do divergente do bocal. O comportamento da separação é imensamente influenciado por ondas de choque dentro da secção divergente do bocal, que só existem em escoamento supersônico. O diâmetro do jato resultante é menor do que o diâmetro da

secção de saída do bocal. Com escoamento estacionário, a separação costuma dar-se de forma axi-simétrica. A localização axial do ponto de separação depende da pressão estática local e do contorno da parede do divergente. Com o aumento da pressão externa em relação à pressão de saída, o ponto de separação desloca-se para jusante, aproximando-se da garganta. À saída do bocal, o escoamento supersónico ocupa a porção central da secção, estando cercado por um anel de escoamento subsónico. Existe uma descontinuidade no ponto de separação e a força de tração e impulso específico são inferiores ao esperado para expansão ótima na razão de áreas existente.

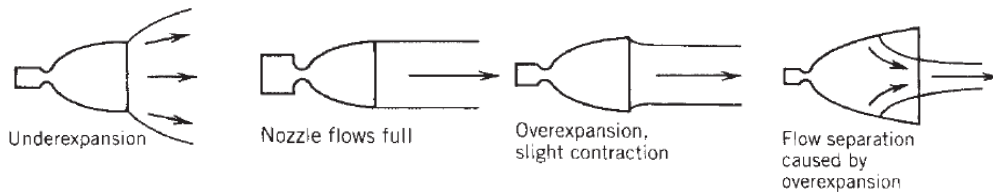


Figura 2-2. Condições de expansão no bocal [1]

Quando há separação do escoamento, como é o caso em bocais muito sobre expandidos, a força de tração só pode ser estimada sabendo a localização axial do plano de separação. É determinada assumindo que a secção de saída é a secção do bocal no plano de separação. Métodos para estimar esta localização têm sido tradicionalmente empíricos, no entanto existem algumas definições teóricas. Stark [3] define o plano de separação como a localização onde a seguinte equação é válida:

$$\frac{p_{sep}}{p_a} = \frac{1}{M_{sep}^2} \quad (22)$$

2.4. Teoria do propelente

A operação dum MFS depende das características da combustão do propelente. A queima de propelente sólido não é um processo estável, mas sim um processo multidimensional intrinsecamente instável. A estrutura da chama é complexa e modelos empíricos da taxa de queima são usados para entender o processo. As ondas de deflagração em materiais energéticos sólidos, em geral, consistem numa fase inicial condensada e numa fase final, na maioria dos casos de produtos de reação essencialmente gasosos. A interface entre a fase condensada e a fase gasosa é a superfície de queima. A superfície de queima uniforme ideal é rara de atingir, sendo na maioria dos casos apenas uma idealização. A superfície de queima regride essencialmente na direção perpendicular a si mesma, levando o grão a queimar em superfícies paralelas e a “manter a sua configuração original durante a queima” (Lei de Robert, 1839). Esta regra é válida para composições homogêneas e pode

ser alargada a composições heterogêneas se a escala da heterogeneidade for “pequena o suficiente” [4]. A velocidade de regressão da superfície de queima é a taxa de queima, e depende de: [4]

- Natureza dos materiais energéticos (ingredientes);
- Detalhes da composição química (catalisadores, modificadores, aditivos, etc; usualmente presentes em pequenas percentagens);
- Efeitos físicos (tamanho das partículas, distribuição, etc);
- Detalhes do processo de produção do propelente;
- Condições de operação (pressão, temperatura inicial, radiação, perdas de calor, fluxo de gases paralelo à superfície de queima, etc);
- Modo de operação (estável ou instável).

A superfície de queima e a sua evolução no tempo dependem da geometria inicial do grão. Na Figura 2-3 podemos observar como diferentes geometrias afetam o perfil da curva da força de tração do motor.

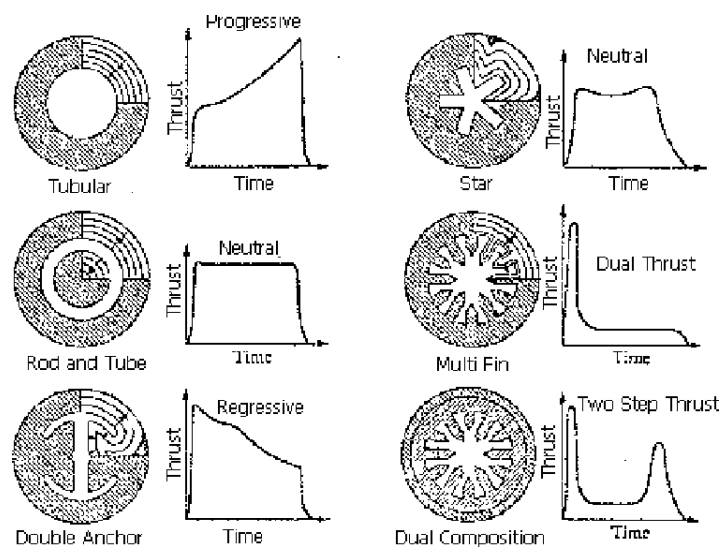


Figura 2-3. Configurações do grão [5]

A geometria do grão é selecionada de acordo com os requisitos do motor. Estes têm de ser previamente definidos e podem incluir o impulso total, forma da curva da força de tração, massa do motor, volume, localização do centro de gravidade, forças de aceleração, etc. O grão deve ser compacto para aproveitar da melhor forma o volume disponível, produzir a curva da força de tração pretendida para a missão, minimizar a deslocação do centro de gravidade ao longo da queima e evitar a queima erosiva. A queima erosiva é o aumento da taxa de queima causado pelo escoamento de alta velocidade paralelo à superfície de queima, principalmente a partir de um valor limite (diferente para cada propelente) de velocidade, devido ao aumento da transferência de calor da camada limite turbulenta

adjacente para a superfície de queima, aumentando no sentido da garganta onde a velocidade do escoamento é maior.

O propelente é geralmente escolhido com base nas suas capacidades de desempenho (impulso específico, velocidade característica), propriedades mecânicas, balísticas (taxa de queima) e condições de produção, entre outras. A sua formulação pode ser afinada para corresponder melhor aos requisitos.

A integridade estrutural do grão deve ser estudada para garantir que não sofre rutura quando exposto aos carregamentos a que está sujeito durante a operação do motor. As cavidades do grão também devem ser estudadas a nível da ressonância, vibração e instabilidade de queima para evitar falha do motor. Os modos de falha mais comuns causados pelo grão são: [1]

- Fendas superficiais que abrem e aumentam a superfície de queima, levando a um aumento da pressão da câmara de combustão e da força de tração, e diminuição do tempo de queima. A existência excessiva de fendas superficiais pode levar à sobrepressurização do motor e à sua rutura. Para além de fendas, espaços vazios dentro do propelente, bolhas de ar e porosidade têm efeito semelhante.
- Separação local do propelente ao inibidor. Pode ser analisada com instrumentos de raio-x e de condução térmica. Quando locais onde existe separação são expostos aos gases de combustão quentes, a área de queima aumenta repentinamente, aumentando a pressão (e a força de tração). Esta perturbação pode criar instabilidade ou pressão excessiva, levando à falha do motor.

A seguinte nomenclatura é usualmente utilizada (ver Figura 2-4 e 1-5): [4]

- Queima neutra: Tempo de queima durante o qual a força de tração ou pressão da câmara de combustão permanecem aproximadamente constantes, dentro de um intervalo de $\pm 15\%$;
- Queima progressiva: Tempo de queima durante o qual a força de tração ou pressão da câmara de combustão aumentam (além de $\pm 15\%$);
- Queima regressiva: Tempo de queima durante o qual a força de tração ou pressão da câmara de combustão diminuem (além de $\pm 15\%$);
- Tempo de queima, ou tempo de queima efetivo, t_b : Usualmente, o intervalo de tempo desde 10% da pressão inicial máxima (ou força de tração) até ao esgotamento da teia, com o esgotamento da teia geralmente considerado como o ponto bissetriz das tangentes posteriores no traçado pressão vs tempo.
- Tempo de ação, t_a : Intervalo de tempo compreendido entre os pontos inicial e final a 10% da pressão máxima, no traçado pressão vs tempo.

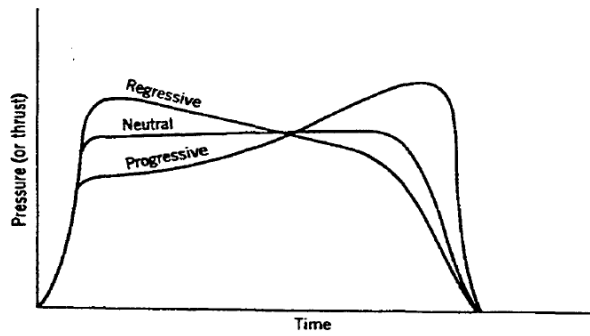


Figura 2-4. Tipos de queima [4]

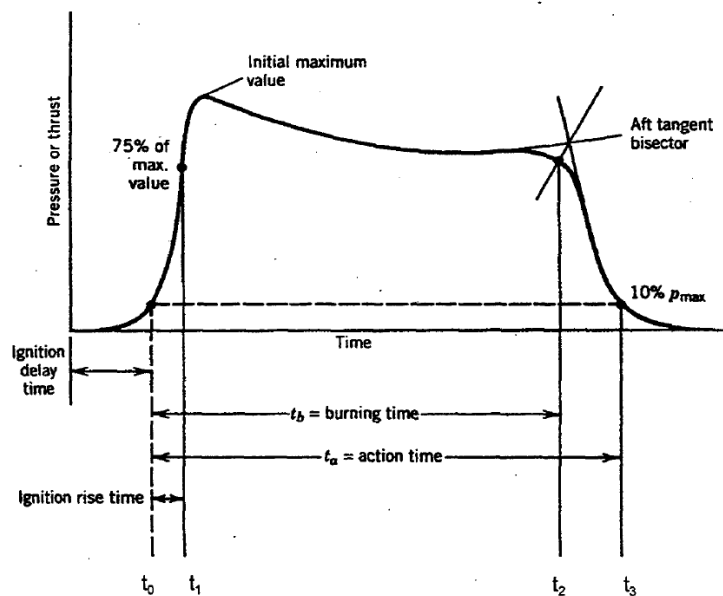


Figura 2-5. Definição dos intervalos de tempo relevantes [4]

2.4.1. Medição da taxa de queima [4]

O conhecimento da taxa de queima sob todas as condições de operação do motor é imperativo para minimizar as iterações durante o desenvolvimento de um motor eficiente. Como até à data não existem modelos teóricos capazes de prever a taxa de queima com precisão de 1% e incluindo o efeito de modificadores, o processo de medição da mesma é essencialmente experimental. Existem diferentes métodos para medir uma aproximação da taxa de queima real. A incerteza e erro experimental são elementos cruciais neste processo. Cada propelente tem uma taxa de queima intrínseca, que uma experiência ideal (com não-idealidades eliminadas) procura medir.

Taxas de queima estáveis têm de ser vistas como um valor médio que ocorre num intervalo de tempo apropriado. Os períodos transientes de ignição e extinção da chama têm de ser excluídos do processo de medição, pois em regime transiente a taxa de queima pode

diferir do regime estável, dependendo das condições instantâneas de operação, das condições passadas e da taxa de variação das mesmas. Um propelente normalmente demonstra uma taxa de queima média constante no tempo. Para regime estável e para uma dada temperatura inicial, a lei de Saint Robert é empiricamente utilizada para descrever a dependência da taxa de queima na pressão:

$$r = ap^n \quad (23)$$

Os dois parâmetros a e n são constantes obtidas experimentalmente para um intervalo de pressão limitado. Propelentes que mostram uma região em que o expoente de pressão (n) é nulo ou quase nulo são chamados propelentes “plateau”. Propelentes que mostram uma região em que o expoente de pressão é negativo em pequenos intervalos de pressão são chamados propelentes “mesa”. Estes diferentes tipos de taxas de queima podem ser observados no gráfico da Figura 2-6. Normalmente é possível representar a taxa de queima como uma série de segmentos, com diferentes a e n para diferentes intervalos.

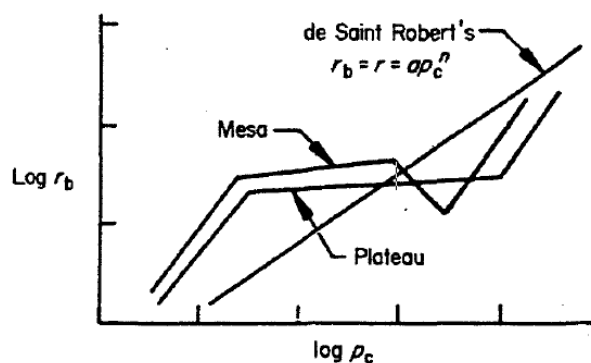


Figura 2-6. Taxas de queima de diferentes tipos de propelentes [4]

O método que produz resultados mais satisfatórios para avaliar a taxa de queima é ensaiar um certo número de motores no intervalo de pressões pretendido. Por motivos práticos, de redução de custo e de segurança, é usual desenvolver motores de tamanho reduzido (5 a 15 cm de diâmetro). Estes motores à escala costumam ser exageradamente sobredimensionados e conter diferentes bocais de gargantas diferentes para obter um número conveniente de pressões de teste.

Tipicamente, motores de avaliação balística (MAB) pequenos queimam radialmente e produzem uma curva de pressão neutra (dentro de $\pm 10\%$), com queda acentuada no fim da queima, quociente entre área da perfuração pela área da garganta $A_p/A_t > 6$ e valor do comprimento dividido pelo diâmetro do grão < 2 para minimizar a queima erosiva, curto tempo de queima (2-10 s) para minimizar perdas de calor e erosão do bocal, pequena

espessura da teia para minimizar a contração térmica durante a cura, bocal cónico com $(15 \pm 0.50)^\circ$ meio ângulo no divergente, sem separação de escoamento. Em alguns casos, curvas de pressão não-neutras são utilizadas para reduzir o número de testes, no entanto o expoente de pressão obtido é menos preciso.

Testes com MAB à escala produzem melhores medições da taxa de queima, que se correlacionam melhor com o motor à escala real (MER), comparando com “strand burners” que historicamente provaram ser inadequados por si só. Os MAB são utilizados para simular as condições do escoamento no motor à escala real e para avaliar como essas condições influenciam a taxa de queima do propelente.

Duas classes de definições empíricas da taxa de queima são usadas, cada uma com as suas vantagens e desvantagens em relação à outra. Uma definição é baseada na espessura de propelente e no tempo de queima, chamada espessura sobre tempo (TOT), enquanto a outra é baseada na conservação da massa dentro do motor e é chamada balanço da massa (MB). Os efeitos reais, como espessura inconstante e extinção não instantânea da queima, levam à falta de precisão na medição da taxa de queima. O método MB avalia a taxa de queima estável, indiretamente, através do balanço entre o fluxo mássico de gás gerado pelo propelente e o que é expelido pelo bocal. A conservação da massa deve incluir armazenamento de massa dentro do motor devido a variações na massa volúmica do gás e no volume interno. O método MB apresenta resultados mais precisos comparando com o TOT pois “considera implicitamente” e por isso “corrige parcialmente a extinção não instantânea”.

2.4.2. Fator de escala da taxa de queima [6]

A taxa de queima do MER, para além de ser influenciada pelos fatores referidos na secção 1.4, depende maioritariamente de dois fatores: a taxa de queima intrínseca do propelente e um fator de escala. A taxa de queima inerente é estudada de acordo com a subsecção anterior. O fator de escala é a razão entre os resultados (taxa de queima calculada) para dois diferentes sistemas de medição (motores de tamanhos diferentes) contendo o mesmo tipo de propelente. Como o fator de escala reflete o erro entre dois sistemas de medição diferentes, mudanças num dos sistemas afeta o fator de escala. É um fator de correção que tem de ser aplicado para obter a taxa correta, devido às várias diferenças entre os sistemas de medição. Algumas das razões para a diferença observada na taxa de queima de diferentes motores são a variação dos fatores que influenciam a taxa de queima inerente. Entender e contar com estes parâmetros no design dos MAB serve para mitigar os efeitos de escala. Outros parâmetros são:

- Razão comprimento / diâmetro do motor

- Queda axial de pressão
- Processo de ignição
- Design do bocal

Os motores pequenos desenvolvidos para medições costumam ter configurações específicas do grão. Para motores que queimam radialmente, o carregamento de propelente (na secção de corte perpendicular ao eixo) é baixo e o grão é desenhado para ter queima neutra. Por outro lado, motores para aplicação em missões costumam ter elevado carregamento de propelente e perfil de força de tração específico para a missão. No entanto esta condição produz maiores velocidades de escoamento e variações na pressão estática e total dentro do motor, promovendo queima erosiva que não costuma existir nos motores à escala. Foi verificado historicamente que o efeito da queima erosiva diminui em severidade com o aumento do tamanho dos motores, devido à diminuição do gradiente de pressão e da espessura da zona de combustão.

O tempo de residência é definido como o intervalo de tempo desde que os produtos de combustão deixam a superfície de queima até passarem pela garganta do bocal. Em motores com valores baixos de A_p/A_t o tempo de residência pode ser curto o suficiente para evitar a reação completa e modificar o feedback de energia na superfície de queima, afetando a taxa de queima.

As técnicas usadas para produção do grão também têm efeito na taxa de queima e no fator de escala. A orientação das partículas sólidas que se estabelece durante a moldagem do propelente podem alterar significativamente a taxa de queima. É uma das principais causas da curva “hump” (bossa) e é significativa no fator de escala, quando os padrões de escoamento de propelente durante a moldagem são significativamente diferentes no MAB e no MER. As diferentes tensões que ocorrem durante o processo de produção induzem separação das partículas, mudanças na composição e linhas de corte, que levam à variação da taxa de queima conforme a localização no grão, ângulo de incidência entre a chama e as linhas de corte, entre outras. A curva “hump” é a curva que se observa num gráfico da taxa de queima em função da distância queimada, que se assemelha a uma bossa.

3. Modelo numérico

Esta secção descreve o script desenvolvido em MATLAB para simular o desempenho de um MFS. Tendo como dados de entrada propriedades intrínsecas do propelente, as dimensões do grão, da câmara de combustão e da garganta do bocal, este script calcula a evolução temporal da pressão na câmara de combustão, calcula a melhor razão de expansão do bocal e calcula a força de tração para o bocal dimensionado. Encontra-se disponível no apêndice A.

3.1. Dados de entrada

Diferentes constantes têm de ser definidas, tais como propriedades do escoamento, do propelente, e do motor. As propriedades do escoamento são inicialmente obtidas da ferramenta ProPep 3 para a formulação de propelente desejada. Esta ferramenta recorre às tabelas JANAF para determinar a composição de equilíbrio químico da combustão de propelente. Fornece as seguintes propriedades dos produtos de combustão e parâmetros de desempenho:

- Massa molecular \mathfrak{M}
- Temperatura de combustão T_c
- Razão dos calores específicos k
- Impulso específico I_{sp}
- Velocidade característica c^*

As dimensões iniciais do grão são descritas recorrendo às seguintes variáveis:

- Diâmetro externo D_0
- Diâmetro interno d_0
- Comprimento L_0
- Massa volúmica ρ_{grain}
- Número de grãos N

Para descrever as dimensões da câmara de combustão e do bocal, as seguintes variáveis são usadas:

- Comprimento L_c
- Distância entre o a superfície externa do grão e a superfície interna da câmara de combustão l
- Área da garganta A_t
- Meio ângulo do divergente α

- Área de saída A_e

3.2. Pressão de combustão

Um dos maiores desafios no desenvolvimento de um motor foguete de combustível sólido é prever a sua pressão da câmara de combustão e a força de tração ao longo do tempo de queima. A força de tração e a sua evolução no tempo está dependente da evolução da pressão na câmara de combustão e da geometria do bocal. Durante a sua operação a geometria do grão é variável, a área da superfície de queima varia e conseqüentemente também a pressão e a força de tração. A geometria inicial do grão é selecionada de acordo com o perfil da força de tração desejado para a missão. No entanto, outros fatores são tidos em conta na seleção da geometria do grão, como a dificuldade de produção, custo, integridade estrutural e precisão no estudo da regressão da superfície de queima. Com estes fatores em conta, a secção de perfuração circular (BATES) foi selecionada. Esta é a mais fácil de produzir, de simular computacionalmente e a mais estável a nível estrutural. Num grão BATES, há 5 variáveis a ter em conta: diâmetro interno (d_0), diâmetro externo (D_0), comprimento (L_0), massa volúmica (ρ_{grain}) e superfícies expostas. Com o grão definido, a área de queima em função do deslocamento da superfície de queima (dado por x) é dada por:

$$A_b = \pi \left[\frac{D_0^2 - d_x^2}{4} N_l + d_x L_x N_i \right] \quad (24)$$

Onde $d_x = d_0 + 2N_l x$, $L_x = L_0 - N_l x$, N_l é o número de faces laterais expostas (0, 1 ou 2) e N_i o número de superfícies internas expostas (0 ou 1). O valor do deslocamento da superfície de queima varia no tempo e é dado pela seguinte equação

$$x = \int r dt \quad (25)$$

Aqui, r é a taxa de queima dada em função da pressão na câmara de combustão pela lei de Saint Robert (equação (23)). Quando a perfuração do grão tem um diâmetro inicial pelo menos duas vezes superior ao diâmetro da garganta, a velocidade dentro da câmara de combustão é baixa e pode ser desprezada, assumindo-se assim propriedades de estagnação para o escoamento. Num motor real o escoamento acelera ao longo do eixo em direção à garganta, mas assume-se que a diminuição da taxa de queima conseqüente da diminuição da pressão estática é anulada pelo aumento da taxa de queima conseqüente do aumento da queima erosiva.

À medida que o propelente é queimado, o balanço de massa da câmara de combustão é definido por:

$$\frac{dm_0}{dt} = \dot{m}_g - \dot{m}_t \quad (26)$$

Onde m_0 representa a massa de gás na câmara de combustão, \dot{m}_g o fluxo mássico de gases de combustão gerados e \dot{m}_t o fluxo mássico de gases de combustão expelidos. Cada um destes termos é calculado de acordo com as seguintes equações:

$$\frac{dm_0}{dt} = \frac{d}{dt}(V_0\rho_0) = \rho_0 \frac{dV_0}{dt} + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} = A_b r \rho_0 + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} \quad (27)$$

$$\dot{m}_t = v_t A_t \rho_t = M_t A_t \rho_0 \sqrt{\frac{kRT_0}{(1 + \frac{k-1}{2} M_t^2)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (28)$$

$$\dot{m}_g = A_b \rho_{grain} r \quad (29)$$

Aqui, V_0 é o volume livre dentro da câmara de combustão, ocupado por gases à temperatura T_0 com massa volúmica ρ_0 , calculada a partir da lei dos gases perfeitos, e M_t é o número de Mach na garganta de área A_t . O volume livre é calculado subtraindo o volume ocupado pelos grãos do volume interno total da câmara de combustão.

$$V_0 = \pi \frac{D_0^2}{4} L_c - \pi N (D_0^2 - d_x^2) L_x \quad (30)$$

Para efeito de simular a pressão da câmara, é considerado um bocal sónico (apenas secção convergente), pois a secção divergente é dimensionada posteriormente e tem influência desprezável na evolução temporal da pressão interna do motor de acordo com as premissas assumidas na idealização. Através da equação da pressão de estagnação podemos encontrar o valor do número de Mach na garganta, assumindo expansão total nesta secção.

$$M_t = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_a} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (31)$$

O único termo que resta definir para resolver a equação do balanço de massa é a derivada da massa volúmica. Esta derivada é definida considerando temperatura de combustão constante e pressão variável.

$$\frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{RT_0} \frac{dp_0}{dt} \quad (32)$$

Após as definições previamente demonstradas, a equação do balanço de massa no motor fica:

$$A_b r \rho_0 + V_0 \frac{1}{RT_0} \frac{dp_0}{dt} = A_b \rho_{grain} r - \dot{m}_t \quad (33)$$

A derivada da pressão é agora a única variável desconhecida. Manipulação da equação permite escrevê-la como:

$$\frac{dp_0}{dt} = \frac{T_0 R (A_b r (\rho_{grain} - \rho_0) - \dot{m}_t)}{V_0} \quad (34)$$

3.3. Força de tração

Para a maioria dos voos atmosféricos, o sistema propulsivo tem de atuar num amplo intervalo de altitudes. Uma pressão de combustão constante implica um intervalo igualmente amplo de razões de pressão do bocal. Para um bocal de geometria fixa, é impossível operar na razão de expansão ótima em todo o voo. A geometria mais vantajosa será aquela que produz melhores parâmetros de desempenho de voo (impulso total, alcance, carga útil, etc). Uma abordagem comum é determinar a área da secção de saída média para expansão ótima ao longo da trajetória de voo.

$$d_e = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{p_a}{p_0}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}}} \quad (35)$$

Este método nem sempre dá o melhor valor possível, no entanto tende a dar uma boa aproximação. Agora com a área de saída do bocal, é possível calcular o número de Mach na saída, M_e , resolvendo a seguinte equação computacionalmente.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_e^2}{1 + \frac{k-1}{2}} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (36)$$

O valor de M_e permite calcular a velocidade de escape dos gases v_e e a pressão de escape p_e .

$$p_e = p_0 / \left(1 + \frac{k-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (37)$$

$$v_e = M_e \sqrt{kRT_e} = M_e \sqrt{kRT_0 \left(\frac{p_e}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \quad (38)$$

Nas equações anteriores um motor e bocal ideais foram assumidos. No entanto, no mundo real, há sempre perdas de energia que deveria ter sido convertida em energia cinética. Para colmatar essa diferença, um parâmetro de eficiência do bocal η é introduzido, aplicado diretamente à equação da força de tração total. O valor utilizado foi 90% como é sugerido por Sutton [1].

$$F = \eta [\lambda \dot{m}_t v_e + (p_e - p_a) A_e] \quad (39)$$

4. Testes práticos

4.1. Bancada de testes estáticos

Numa bancada de testes estáticos, as medições mais importantes que se podem fazer são da força de tração e da pressão na câmara de combustão. Para efetuar estas medições, uma bancada de testes foi construída, garantindo que cumpre os seguintes requisitos.

- Tem de ser suficientemente forte para aguentar eventual falha estrutural do motor
- Tem de permitir movimento axial com baixa fricção, para medição precisa da força de tração
- Tem de ser suficientemente rígida para suportar cargas sem deformação excessiva
- Tem de alocar motores de diferentes tamanhos
- Deve ser pequena o suficiente para ser transportada num veículo regular.

Com estes requisitos em conta, a bancada de teste foi primeiramente desenhada em CATIA V5 e posteriormente fabricada. Foi escolhida a configuração vertical para a posição do motor durante a queima, pois confere mais estabilidade, segurança e menos atrito nos carris, uma vez que o motor aplica a força na direção do solo e idealmente não haverá momentos nem força nos carris. Uma desvantagem desta configuração é que a força do peso do motor estará incluída na medição da força de tração, tendo posteriormente de ser estimada e retirada. Para os carris, foram selecionados perfis pré-produzidos de alumínio, pois neste componente a precisão é essencial. Os restantes componentes estruturais foram todos construídos em aço. Como pode ser visto na **Figura 4-1**, uma gaiola de contenção de destroços foi também construída, como medida de segurança, em perfil angular de aço e placas de policarbonato. Os materiais utilizados foram:

- Chapa de aço HARDOX 50x50x1 cm
- 4x perfis de alumínio 4x4x100 cm
- Tubo de aço para os apoios do motor e espaçador
- Perfil angular de aço 40x40x4 mm
- 4x placas de policarbonato 500x1000x16 mm
- Parafusos diversos



Figura 4-1. Bancada de testes

Para obter medições de força de tração, foi utilizada uma célula de carga em “S”. A pressão dentro da câmara de combustão foi medida recorrendo a um sensor de pressão hidráulico, com sinal de saída em voltagem com intensidade proporcional à pressão. Para efeitos de comunicação, tanto do sinal de ignição como de transferência de dados, a tecnologia LoRa foi selecionada devido às suas capacidades de baixa potência e longo alcance. O longo alcance é indispensável por questões de segurança.

4.2. Sistema de medição

O sistema de medição está dividido em dois subsistemas. Estes são o sistema de receção de dados (SRD) e o sistema de transmissão de dados (STD). Ambos utilizam o mesmo microprocessador e módulo de rádio, para além de outros componentes específicos para a sua função. Enquanto a função do SRD é dar o sinal de ignição ao sistema, receber os dados e transmiti-los para um computador, a função do STD é efetuar a ignição do motor, ler os sinais de saída dos sensores, convertê-los em valores de força e pressão e transmiti-los ao SRD. O código desenvolvido encontra-se no apêndice B.

4.2.1. Fonte de energia

Os subsistemas têm diferentes fontes de energia. O SRD tem de estar conectado a um computador para leitura e armazenamento dos dados, por isso utiliza-se o computador também como fonte de energia, através de uma porta USB. Já o STD recorre a baterias Samsung INR18650-35E. Estas conseguem produzir 8 amperes (A) de corrente máxima, à tensão nominal de 3,6 volts (V). A capacidade energética deste tipo de baterias é de 3350

miliampères hora (mAh). São usadas 4 destas baterias, duas a duas. Duas das baterias são ligadas em série para produzir uma diferença de potencial de 7,2 V com o intuito de alimentar os vários componentes deste subsistema. As outras duas baterias também funcionam em série, mas têm a função específica de alimentar o ignitor.

4.2.2. Microprocessador

O processamento é efetuado pelo microprocessador ATMEGA328P-U. Este foi selecionado pois é utilizado no Arduino UNO, que foi a base para um primeiro protótipo deste sistema. O diagrama do circuito de alimentação e programação do microprocessador pode ser visto na Figura 4-2. Uma interface USB para UART podia ter sido construída, no entanto uma versão comercial como o FT232 é mais viável. No STD, esta interface apenas se utiliza para programar o microprocessador, enquanto no SRD também tem a funcionalidade de fornecer energia e de porta “serial” para leitura de dados. A leitura de dados realiza-se com o software Coolterm [7].

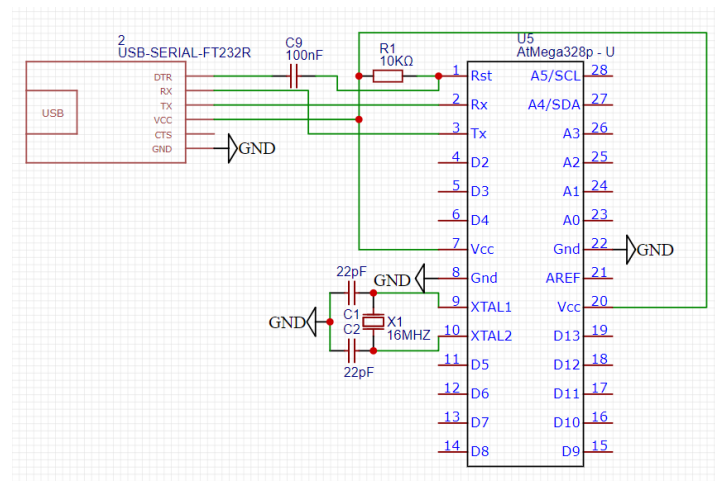


Figura 4-2. Circuito do ATMEGA328P-U

O ATMEGA328P-U [8] é um microprocessador de chip único com interface “serial”. Tem 28 pins, 20 dos quais usados como entrada ou saída (I/O). Destes 20 pins I/O, 14 são pins digitais, dos quais 6 podem fornecer potência; os restantes 6 são pins analógicos. No STD dois pins digitais são usados no amplificador da célula de carga, dois no rádio LoRa, dois no FT232 e um no transistor do relé. O sensor de pressão usa um dos pins analógicos.

4.2.3. Regulador de voltagem

O circuito de regulação de voltagem no STD, que se pode observar na Figura 4-3, tem a função de converter os 7.2V fornecidos pelas baterias nos 5V necessários para alimentar os diversos componentes. Este circuito usa um LM317T [9], que é um regulador de voltagem variável, capaz de “transformar” diferentes voltagens de entrada numa específica voltagem

de saída, dependendo das resistências selecionadas para o circuito. A diferença de potencial na resistência de feedback R2 é constante e igual a 1,25 V, voltagem de referência entre os terminais de saída e de ajuste. A corrente que passa no terminal de ajuste é pequena, 100 microamperes (μA), e pode ser desprezada, considerando assim que a corrente que passa em R1 é igual à que passa em R2. Assim a resistência R1 pode ser dimensionada tendo em conta a voltagem de saída pretendida e a resistência R2 selecionada.

$$R_1 = \left(\frac{V_{\text{out}}}{1,25} - 1 \right) * R_2 \quad (40)$$

Para efeitos de estabilidade na voltagem de saída, outros componentes são utilizados. O capacitor C1 filtra a maior parte das ondulações provenientes da fonte de energia, C2 e C3 filtram e estabilizam a saída do circuito. O diodo D1 é usado para proteger o circuito em caso de sobre voltagem ou em caso de troca dos polos da fonte de energia.

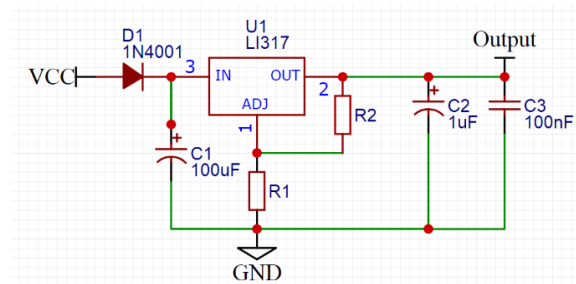


Figura 4-3. Circuito do LM317T

4.2.4. Módulo rádio

Para comunicação entre o STD e o SRD, a tecnologia LoRa foi selecionada, devido às suas capacidades de longa distância e baixa potência, melhorando as condições de segurança dos testes estáticos. Foi selecionado o módulo “Grove-LoRa radio 433MHz” desenvolvido por “Seeed Studio” [10] (Figura 4-4). Este possui um módulo RFM98, baseado no Semtech SX1276 LoRa®, com ganho de +20 dBm em transmissão contínua. O processador do módulo é um ATMEGA168.

Este módulo tem três parâmetros programáveis que mudam as características da sua operação: largura de banda, fator de espalhamento e taxa de codificação. Em relação à largura de banda, pode ser configurada desde 125 kHz até 500 kHz. Uma largura de banda mais estreita leva a uma transferência de dados mais lenta, mas com maior alcance. O fator de espalhamento (SF) impacta o desempenho da comunicação do LoRa, que utiliza um SF entre 7 e 12. Um SF maior aumenta o tempo no ar, o que aumenta o consumo de energia, reduz a taxa de dados e melhora o alcance da comunicação. Para uma

comunicação bem-sucedida, conforme determinado pelo SF, o método de modulação deve corresponder entre um transmissor e um receptor para um determinado pacote. A taxa de codificação está relacionada com a fiabilidade do sinal. Uma taxa de codificação mais alta não aumenta o alcance, mas devido aos bits de redundância, torna a ligação mais confiável num ambiente ruidoso, reduzindo assim a taxa de transferência de dados.

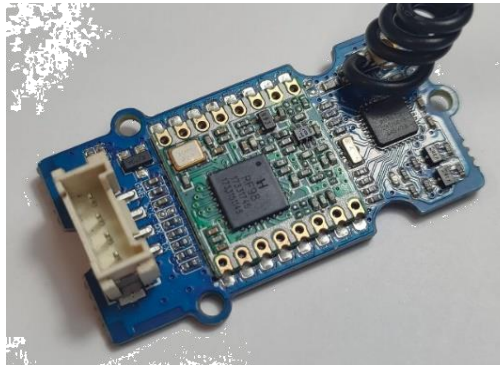


Figura 4-4. Módulo LoRa

Os parâmetros padrões do módulo são: largura de banda 125 kHz, fator de espalhamento 7 (SF7) e taxa de codificação 4/5. Com estes parâmetros, o tempo de antena (tempo que demora a transmissão de dados) pode ser calculado [11]. Um tempo de antena teórico de 54 milissegundos (ms) foi calculado, que foi próximo do tempo verificado na realidade (~64 ms). O pacote de dados transmitido consiste em 3 “floats”, de 4 bytes cada.

4.2.5. Sistema de ignição

Esta componente do sistema consiste em duas baterias ligadas em série, com os terminais ligados aos do ignitor, com um relé a interromper a ligação do terminal positivo. Este relé muda de posição conforme a ação de um transístor, acionado por um pin digital do microprocessador ATMEGA328P-U. Este pin é ativado, enviando um sinal ao transístor, caso o STD receba uma mensagem predefinida do SRD. Caso a mensagem coincida com o esperado, o relé muda de posição e as baterias são conectadas ao ignitor, que consiste num fio de nicrómio de 0,4 mm de diâmetro e pólvora. O diagrama do circuito pode ser observado na Figura 4-5.

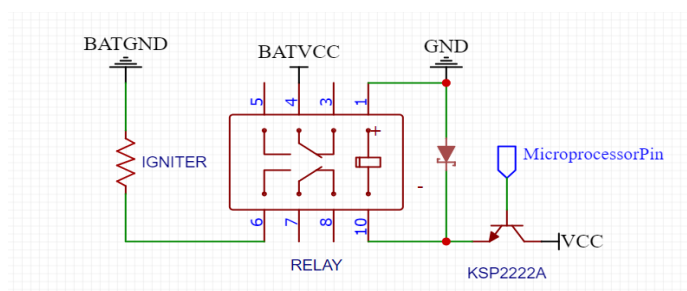


Figura 4-5. Circuito do ignitor

4.2.5.1. Cálculo da massa de pólvora

A pólvora usada é feita com 75% nitrato de potássio, 15% carvão vegetal moído muito fino e 10% enxofre. A reação de queima desta pólvora produz à volta de 60 % produtos sólidos e 40 % produtos gasosos. A massa necessária para dar ignição num motor foguete de propelente sólido pode ser estimada por: [12]

$$m_{min} = \frac{1}{0.4} \frac{V_0}{\frac{R_0}{M} T_0} (p_{ign} - p_a) \quad (41)$$

onde:

- Temperatura de combustão da pólvora $T_0=2590$ K
- Pressão de ignição p_{ign} a 75% da pressão nominal do motor
- Massa molar da pólvora $M=34,75$ g/mol

4.2.6.Sensores

Este sistema utiliza uma célula de carga para medição da força de tração e um sensor de pressão para medição da pressão na câmara de combustão. Na Figura 4-6 podemos observar ambos os sensores e o modo como são instalados na bancada de testes.



Figura 4-6. Célula de carga e sensor de pressão

4.2.6.1. Célula de carga

Tendo em conta a força de tração máxima esperada, foi escolhida uma célula de carga do tipo “S” com capacidade máxima de “2000 kgf” [13]. Esta mede a força através da variação da resistência interna numa estrutura “wheatstone bridge” (Figura 4-7). Esta variação da resistência deve-se às extensões sofridas quando a tensão é aplicada.

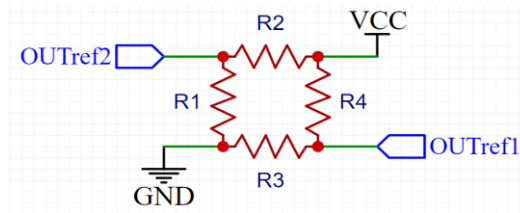


Figura 4-7. Circuito de uma “wheatstone bridge”

A diferença de potencial analógica de saída entre OUTref1 e OUTref2 é apenas $2.0mV/V \pm 10\%$. Como a voltagem de saída da célula de carga é muito baixa, é necessário alterar este sinal analógico para ser interpretado pelo ATMEGA328. Esta é a tarefa do módulo HX711 [14], um amplificador e conversor analógico para digital, que condiciona o sinal para que possa ser interpretado, sem ruído. O HX711 vem integrado num módulo para fácil utilização. Neste módulo teve de ser feita uma alteração para aumentar a taxa de leitura de dados, de 10 Hz para 80 Hz, para aumentar a resolução dos valores de força de tração. Isto foi conseguido através da dessolda do pin 15 (RATE) da placa e soldagem deste ao pin 16 (DVDD – Digital Power) como se pode ver na Figura 4-8. Este módulo é conectado ao ATMEGA por 4 pins: GND, VCC, Data (DT) e Clock (SCK).

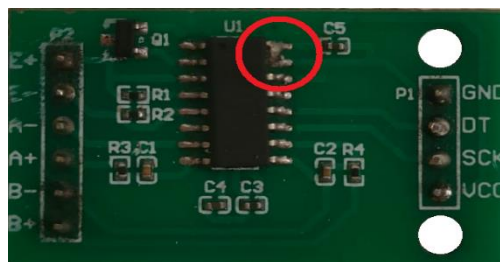


Figura 4-8. HX711 com alteração para 80 Hz

A biblioteca do HX711 [15] tem um método incorporado que reduz o ruído através de uma filtragem dos valores. Este método de filtragem é uma média móvel, que utiliza um determinado número sequencial de leituras, calcula a sua média e substitui um dos valores utilizados. A quantidade de leituras utilizadas determina a intensidade da filtragem, a suavidade da curva de dados e a responsividade. Deve haver um equilíbrio entre a filtragem e a responsividade do amplificador, pois o objetivo é medir com precisão os valores de força de tração e eliminar algum ruído que possa existir no sinal. A responsividade pode ser interpretada como a rapidez com que o amplificador apresenta o valor correto, quando um peso é pousado na célula de carga. O tempo necessário para estabilizar no valor correto é o “settling time” (ST). Este é influenciado por quatro fatores: número de amostras para usar na média (S), amostra de valor máximo (Max), amostra de valor mínimo (Min) e taxa de amostragem ou leituras por segundo (SPS). Caso seja decidido ignorar o valor máximo e/ou mínimo das amostras, Max e/ou Min toma o valor

de 1 (caso contrário 0) e o sistema tem de realizar mais 1 ou 2 leituras. Foi estabelecido uma média móvel em que se utiliza duas leituras (S=2), outras duas são ignoradas (Max e Min = 1), e a frequência de leitura é de 80Hz (SPS=80), sendo ST=0.05 s.

$$ST = \frac{S + Max + Min}{SPS} \quad (42)$$

4.2.6.2. Sensor de pressão

O sensor de pressão usado é um Danfoss MBS 1250 [16] com amortecedor de impulsos que “oferece grau elevado de proteção contra cavitação e martelagem líquida”. Este tem como sinal de saída uma diferença de potencial entre 0,5 a 4,5 V, o que permite a direta interpretação pelo ATMEGA. O sensor utilizado tem alcance de pressão desde 0 a 600 bar, adequado às elevadas pressões que podem ser produzidas em caso de falha do motor. Como este sensor não foi desenvolvido para efetuar leituras de gases de combustão, foi utilizado um tubo hidráulico intermédio com 50 cm de comprimento, entre a antepara do motor e o sensor, cheio de fluido hidráulico. A voltagem de saída do sensor é função linear da pressão detetada, isto é:

$$p = \frac{600 - 0}{4,5 - 0,5} (V_{out} - 0,5) \quad (43)$$

Para ser interpretada pelo ATMEGA, a voltagem de saída do sensor é convertida em valores inteiros entre 0 e 1023, em que 0 corresponde a 0 V e 1023 corresponde à voltagem que alimenta o próprio ATMEGA (5 V). Isto corresponde a uma resolução de 5 volts / 1023 unidades = 4,9 mV/unidade, ou 0,735 bar/unidade. Sendo “AnalogRead” o resultado da conversão da voltagem num valor inteiro:

$$V_{out} = \frac{5}{1023} \text{AnalogRead} \quad (44)$$

4.2.7. Implementação

Os diagramas completos do circuito do STD e do SRD podem ser observados nas Figuras Figura 4-9. Diagramas do STD e Figura 4-10 respetivamente. Nestas também se encontram os esquemas das placas de circuitos impressos (PCB) que foram construídas, que se podem observar nas Figuras Figura 4-11 e Figura 4-12. Os diagramas podem ser observados em maior escala no apêndice C.

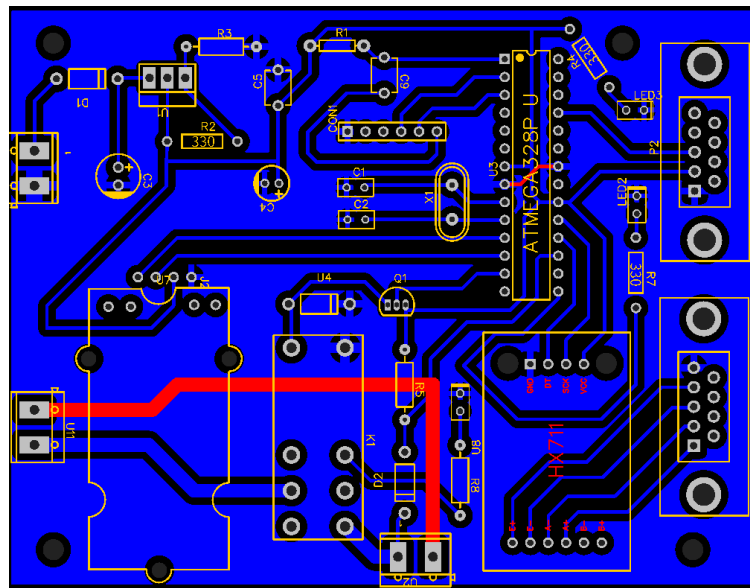
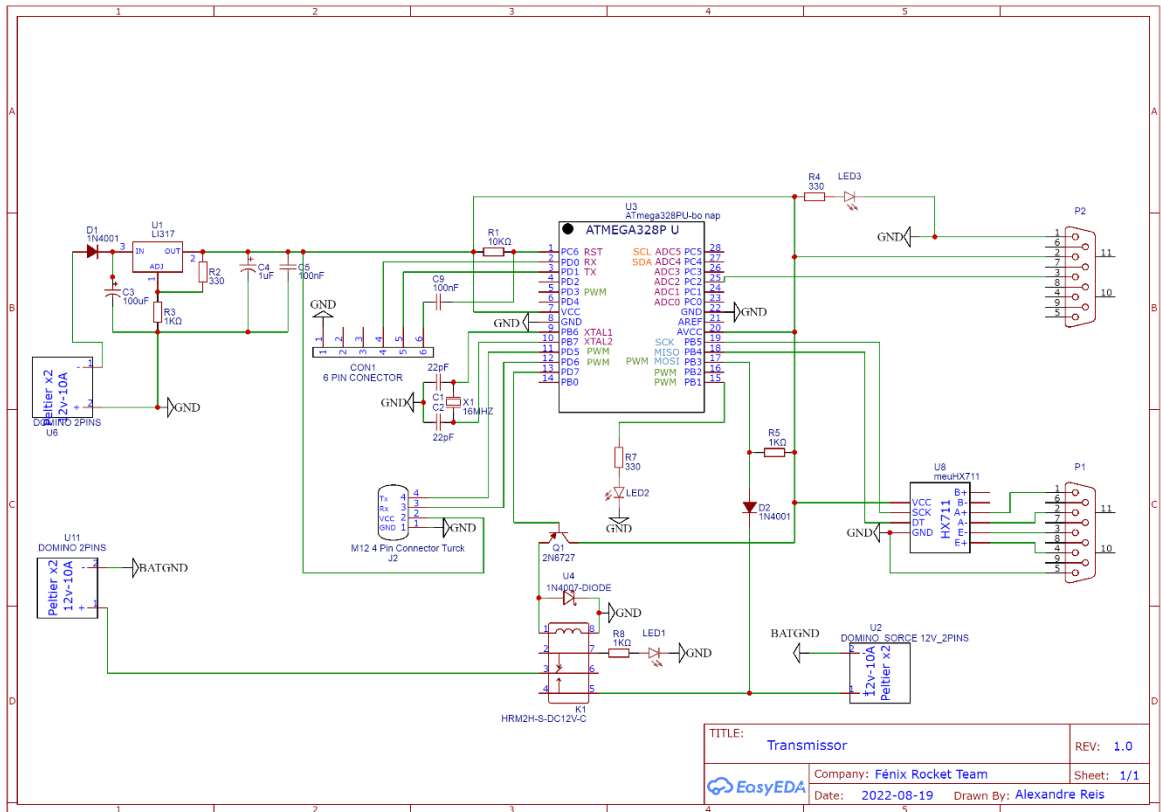


Figura 4-9. Diagramas do STD

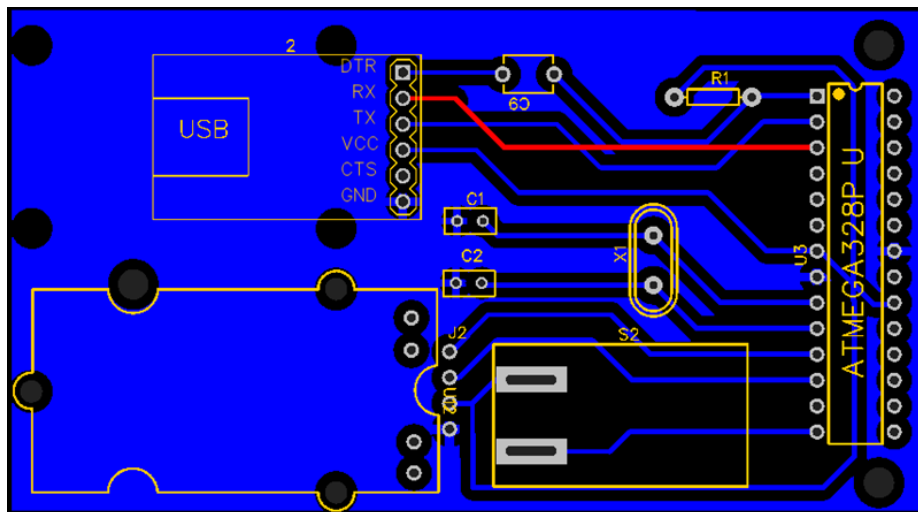
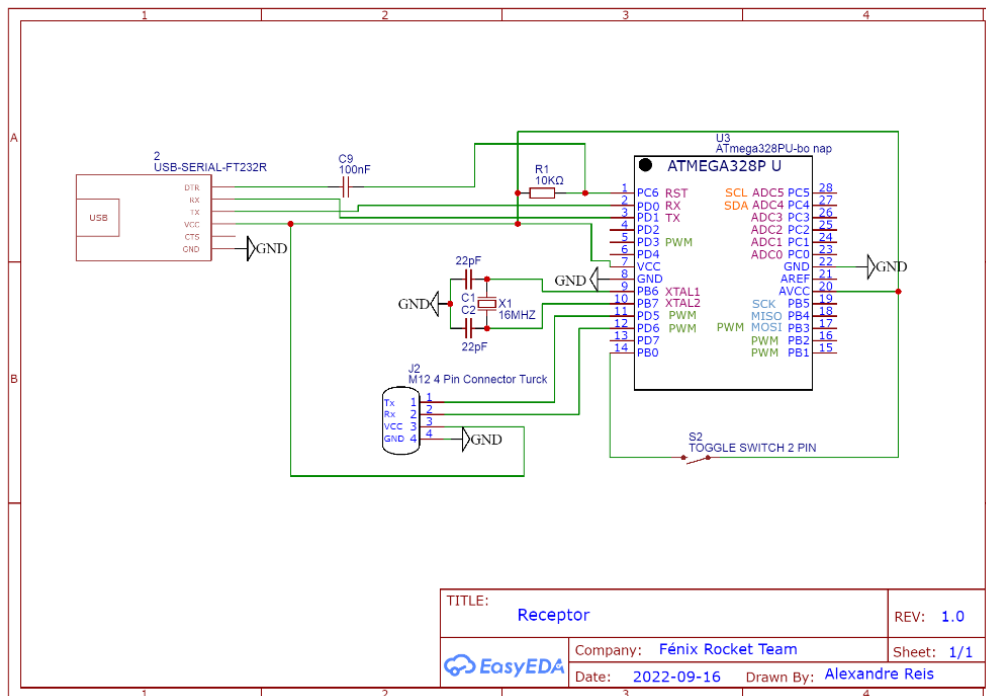


Figura 4-10. Diagramas do SRD

Previamente à utilização do sistema em testes estáticos, a célula de carga tem de ser calibrada. Um código de exemplo da biblioteca do HX711 é utilizado. É assumido que a célula de carga tem comportamento linear, pelo que são apenas necessários dois valores para a calibração: zero e um peso conhecido. O valor de calibração é guardado na memória EEPROM do ATMEGA.

Quando em uso, ambos o STD e o SRD têm de estar ligados. O STD tara o peso da célula de carga sempre que inicia, ficando de seguida em modo de escuta, à espera de receber um sinal rádio específico. Neste caso, o código de ignição é a palavra “ignition”. Quando recebe esta mensagem, o ATMEGA manda sinal para o transístor definindo o pin digital a

que este está ligado como “HIGH”. Começa a ler os dados dos sensores e a transmiti-los ao SRD. Após um intervalo de tempo especificado (neste caso 5 s), desde que acionou o transistor, torna a definir o pin digital como “LOW”. Entretanto neste intervalo de tempo o relé esteve na posição que conecta as baterias e o ignitor, dando ignição ao motor.

O SRD tem um interruptor físico que, quando acionado, dá sinal de entrada para um pin digital do ATMEGA. Este pin fica no modo “HIGH” e o sistema é comandado a transmitir a mensagem de código que dá início à ignição, ficando logo de seguida em escuta para receber os dados.

Há dois LEDs de segurança: um para verificar a continuidade do ignitor e outro para verificar a posição do relé. Ambos os LEDs têm de estar acesos para a operação normal do sistema. Se o LED do relé estiver aceso, o ignitor pode ser conectado ao sistema. Se o LED do ignitor estiver aceso, o sistema está pronto para o teste. O procedimento de testes detalhado passo a passo encontra-se no apêndice D.



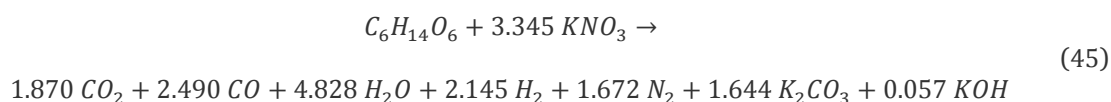
Figura 4-11. PCB do SRD



Figura 4-12. PCB do STD

4.3. Processo de produção de propelente

O propelente é uma mistura de Nitrato de Potássio (oxidante) e Sorbitol (combustível), mais habitualmente conhecido como KNSB. Comparado a outros químicos usados na propulsão sólida, estes constituintes são mais baratos, seguros e fáceis de adquirir. A facilidade de encontrar procedimentos e resultados foi determinante na escolha de propelente. A desvantagem é o baixo impulso específico, idealmente 125 s, e experimentalmente cerca de 103 s [17]. A mistura de oxidante / combustível de 65/35 produz quase o impulso específico ideal (na razão estequiométrica de 76/24) e apresenta reduzida viscosidade. Consequentemente, a moldagem é mais fácil o que é essencial para evitar falhas como fendas e bolhas no propelente. Estas imperfeições aumentam a área de queima e subseqüentemente a pressão da câmara de combustão, podendo levar à falha catastrófica do motor. Moreno et al [18] descreve a equação química da queima deste propelente como:



A extrusão de propelente para o molde sob vácuo é usada para garantir a perfeição e consistência de grão para grão. Há inúmeros relatórios de propelentes que são misturados à mão e moldados às condições ambiente, que por vezes causam falha do motor sem haver causa aparente, e outras vezes funcionam mais ou menos como esperado, apesar de manterem o mesmo procedimento entre os testes. Uma das causas prováveis é a porosidade do grão [19]. Este risco só pode ser evitado recorrendo ao vácuo durante a moldagem. Com este propósito, uma câmara de vácuo foi construída em aço (Figura 4-13).

Para facilitar o processo de extrusão, a viscosidade deve ser o mais baixa possível. Para esse efeito foi adicionado um aditivo chamado lauril éter sulfato de sódio. Este é obtido na forma de uma solução aquosa com 27% de concentração. Previamente à sua utilização a água da solução deve ser extraída para evitar a introdução de humidade no propelente. Foram realizados testes para avaliar o efeito deste aditivo no propelente. É útil para reduzir a viscosidade, no entanto prejudica a ignitabilidade do grão. Um compromisso foi estabelecido a 0.08% da massa total de propelente ao qual se adiciona.



Figura 4-13. Câmara de vácuo

O propelente é produzido de acordo com o seguinte procedimento:

1. As massas de nitrato de potássio e de sorbitol são calculadas de acordo com as dimensões do grão e a massa volúmica esperada.
2. Os dois constituintes são pesados numa balança precisa. É necessário fazer excesso de propelente devido às perdas inevitáveis nas superfícies por onde passa. No caso de moldagem em vácuo usar excesso de 200g.
3. Misturar o propelente agitando num balde meio cheio durante 2 minutos.
4. A temperatura de fundição deve estar entre 110-115°C. Aquecer e monitorizar a temperatura da frigideira com um termómetro infravermelhos.
5. Quando a temperatura estabilizar no intervalo apropriado, adicionar propelente até um terço da capacidade da frigideira. Mexer até fundir. O sorbitol funde

enquanto o nitrato de potássio permanece sólido. Quando acabar de fundir, adicionar mais propelente e repetir até estar todo na frigideira.

6. Quando tudo estiver fundido, adicionar o lauril e misturar bem durante ~10 minutos
7. Ligar a bomba de vácuo para criar condições de vácuo dentro da câmara.
8. Quando o vácuo máximo é atingido, verter o propelente para o funil. Se sobrar propelente na frigideira continuar a aquecer e mexer.
9. Abrir a torneira de escoamento no mínimo, apenas o necessário para escorrer o mais lentamente possível.
10. Quando o funil estiver quase vazio, fechar a torneira e esperar 2 minutos para o ar que ainda não saiu do propelente que já está no molde ser extraído.
11. Se ainda houver propelente na frigideira e houver espaço no molde, tornar a encher o funil e voltar ao passo 9, senão avançar para o passo 12.
12. Desligar a bomba de vácuo e deixar a pressão subir lentamente (não abrir a torneira).
13. Deixar o molde a repousar às condições ambiente durante 12h antes de desmoldar.
14. Depois de desmoldar, calcular a massa volúmica através do peso e do volume do grão. A massa volúmica não deve ser inferior a 98% da ideal (1841 kg/m^3).
15. Com um pincel cobrir as superfícies de queima com uma leve camada de assistente de ignição feito de pólvora e álcool isopropílico.

Este método permitiu obter grãos de excelente massa volúmica, à volta de 1860 kg/m^3 , e conformidade entre os grãos produzidos, tal como era pretendido. No entanto, o processo de produção em vácuo é moroso, pois implica a limpeza de todo o sistema entre grãos. O propelente fica disperso por todas as superfícies por onde flui, o que leva a um elevado desperdício de propelente.

4.4. Determinação da taxa de queima

Para determinar a taxa de queima, o melhor método é a realização de vários testes num motor à escala. Foi então construído um pequeno motor de avaliação balística (Figuras 3-14 e 3-15) de dimensões internas $4.5 \times 9 \text{ cm}$ e 6 diferentes bocais. Cada bocal é apenas uma chapa circular com um orifício central com função de garganta, onde o escoamento passa com velocidade sónica, começando nos 2 mm de diâmetro e incrementando em 0,5 mm até aos 4,5 mm. O bocal é aparafusado à antepara a partir do interior, com dois parafusos M5 12.9. Ambas as anteparas frontal e traseira são aparafusadas à parede da câmara de combustão por 4 parafusos M6 12.9. A pressão máxima de rutura foi estimada por volta dos 600 bar. Para selar os gases de combustão foram utilizados dois o-ring $41 \times 2,5 \text{ mm}$, um em cada antepara.

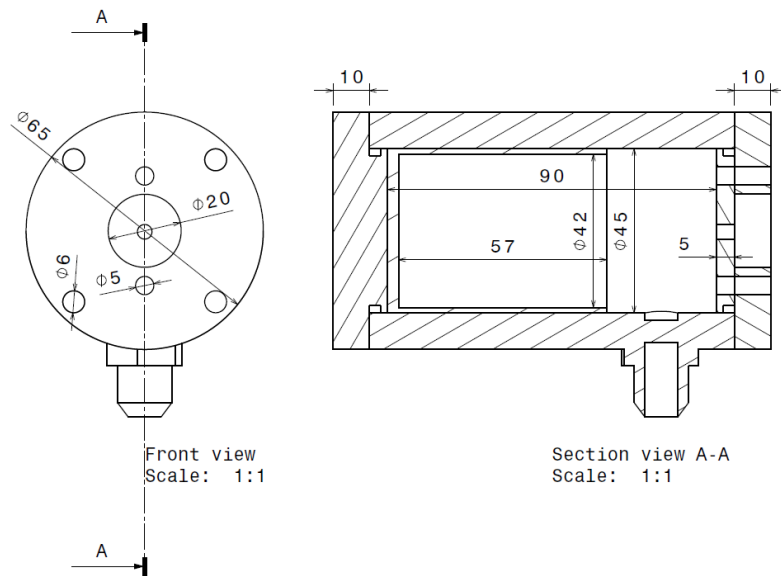


Figura 4-14. Desenhos técnicos do MAB pequeno



Figura 4-15. Componentes do MAB pequeno

O motor é carregado com um grão BATES, que arde na perfuração e na superfície virada para o bocal. Cada grão utilizado nos diferentes testes varia em comprimento, mas os diâmetros interno e externo são constantes (16x42 mm). O propelente foi moldado num cartucho metálico que fica ligado ao grão providenciando inibição da superfície externa e da face inferior. Apenas após a cura do grão é que a perfuração foi realizada, com uma broca. O peso dos grãos utilizados nestes testes variou entre 50-100 g por isso não foi utilizado o processo de vácuo nesta escala, pois iria esgotar as reservas de propelente devido ao desperdício associado. Conseqüentemente a massa volúmica obtida foi inferior, cerca de 91% do ideal. Em cada teste realizado o motor tinha uma diferente razão de área

temperatura de combustão. O valor real de T_c é assim estimado como sendo igual a 1100 K. Os valores reais considerados para as propriedades do escoamento são:

- Massa molecular $\mathfrak{M} = 35,3 \text{ kg/kmol}$
- Temperatura de combustão $T_c = 1100 \text{ K}$
- Razão dos calores específicos $k = 1,138$
- Impulso específico $I_{sp} = 103 \text{ s}$
- Velocidade característica $c^* = 800 \text{ m/s}$

A ignição de todas as superfícies expostas é assumida a 10% da pressão máxima obtida durante o teste (início do tempo de queima). Neste instante considera-se que o grão possui a geometria inicial e começa aqui o cálculo da taxa de queima. A taxa de queima calculada para o instante inicial é utilizada para calcular as dimensões do grão no instante seguinte, através das quais se calcula o volume livre no motor e a superfície de queima. O processo termina no ponto bisetor das tangentes no fim da queima no traçado da pressão.

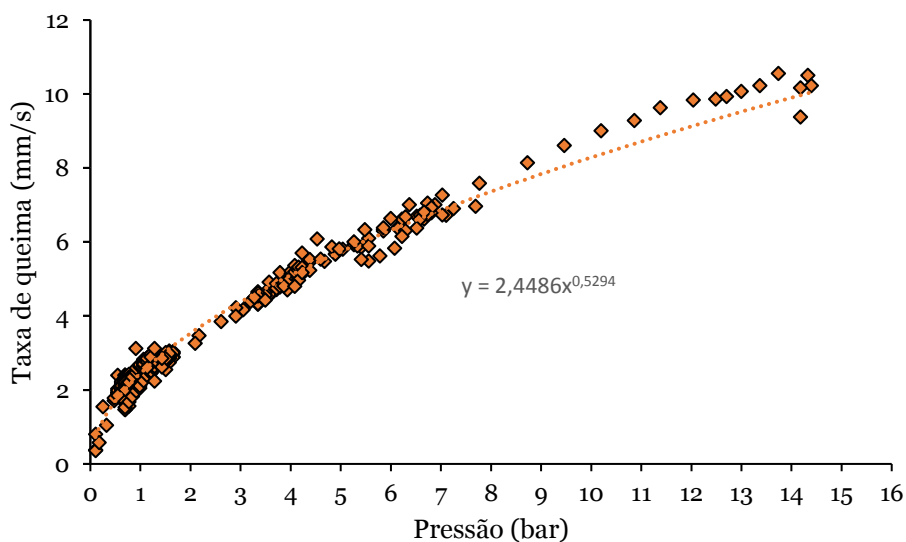


Figura 4-17. Gráfico da taxa de queima e lei de Saint Robert associada

Ao analisar a Figura 4-17, os dados parecem seguir a lei de Saint Robert. Contudo, abaixo dos 2 MPa existe um aglomerado de dados, e acima dos 8 MPa os dados estão afastados. Uma melhor interpretação dos dados obtidos pode ser efetuada quando se analisa o gráfico para os valores médios de pressão e de taxa de queima de cada teste (Figura 4-18). Para manter cada um destes valores dentro de 5% da lei de Saint Robert, dois intervalos de pressões foram especificados.

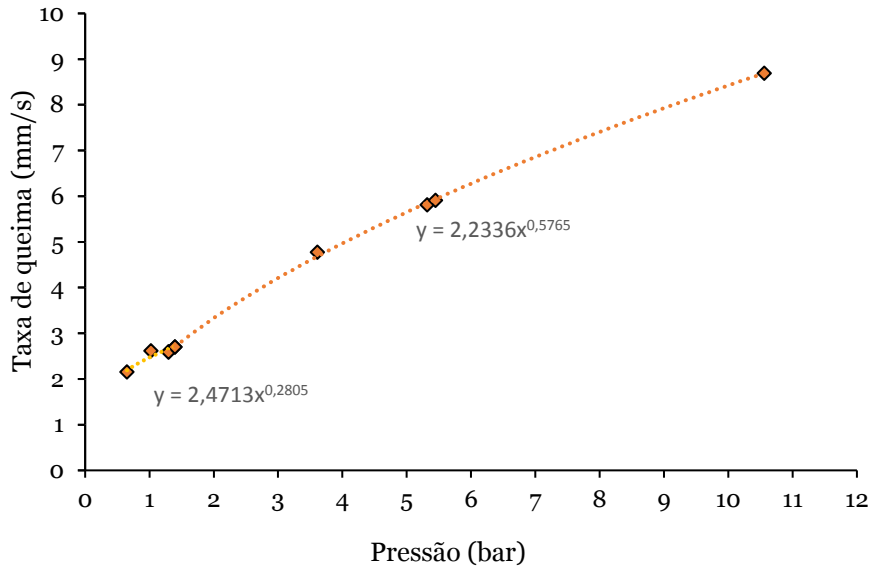


Figura 4-18. Taxa de queima média e lei de Saint Robert para dois intervalos

A taxa de queima resultante é definida como:

$$r = \begin{cases} 2,4713P^{0,2805}, & P < 1,407 \\ 2,2336P^{0,5765}, & 1,407 \leq P < 10,557 \end{cases} \quad (47)$$

A introdução desta taxa de queima no modelo numérico de simulação permite comparar os resultados obtidos nos testes com os agora simulados (Figuras 3-19 a 3-26). Uma análise da sobreposição dos gráficos permite concluir que o valor máximo da pressão está a ser corretamente estimado, assim como a forma geral da curva de pressão. No entanto, o tempo de queima está a ser ligeiramente sobrestimado a pressões inferiores a 15 bar, o que leva também a uma sobrestimação do integral da pressão. Para pressões superiores o integral da pressão tem exatidão aceitável. O impulso específico ótimo estimado pela ferramenta computacional tem valores compreendidos entre os 85 e os 124 s, aumentando com o aumento da pressão dos testes. Estes valores correspondem aos dados históricos deste tipo de propelente [20]. É visível, especialmente nos testes a pressões mais baixas, que a escala do sistema de medição é inadequadamente alta (0,735 bar/unidade) comparativamente à pressão máxima. Para estes testes seria mais adequado usar um sensor hidráulico com menor alcance de modo a diminuir a unidade da escala e assim realizar leituras mais precisas. Na Figura 4-24 podemos observar uma instabilidade em que a pressão sobe dos 42 para os 48 bar. Esta instabilidade provavelmente foi causada por uma bolha de ar, reforçando assim a importância do vácuo na produção de propelente.

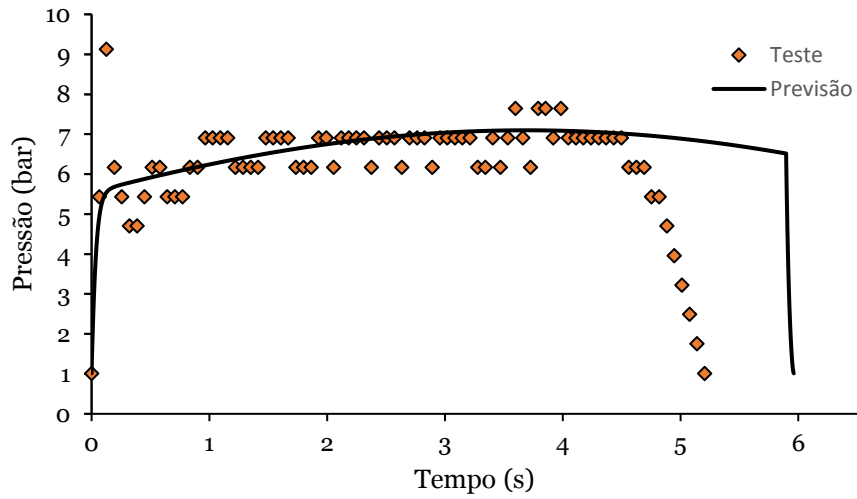


Figura 4-19. Garganta 4.5 mm e comprimento do grão 40 mm

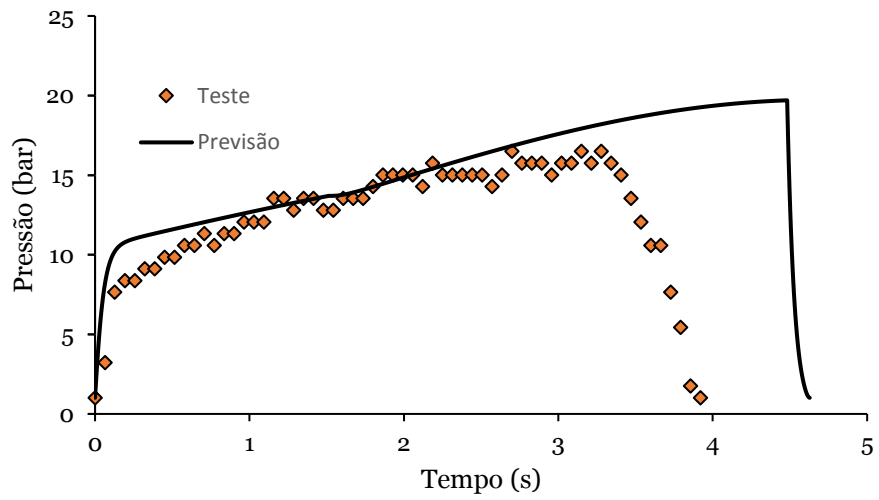


Figura 4-20. Garganta 4 mm e comprimento do grão 56 mm

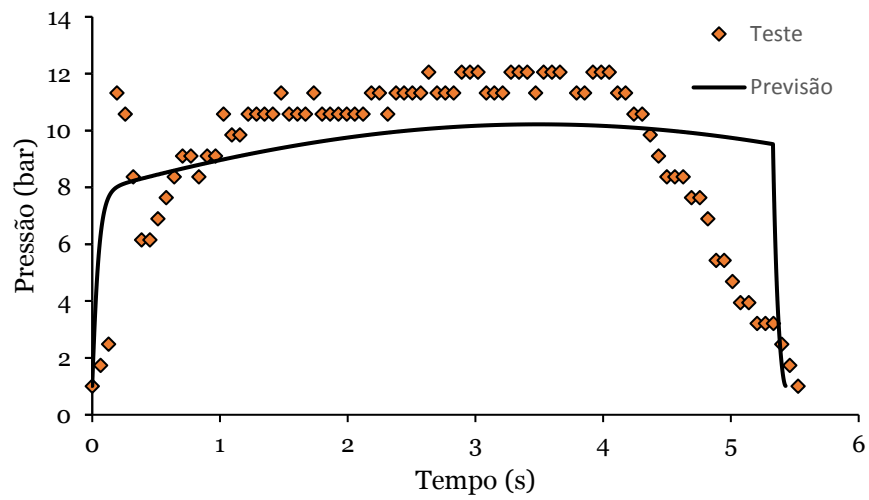


Figura 4-21. Garganta 4 mm e comprimento do grão 41 mm

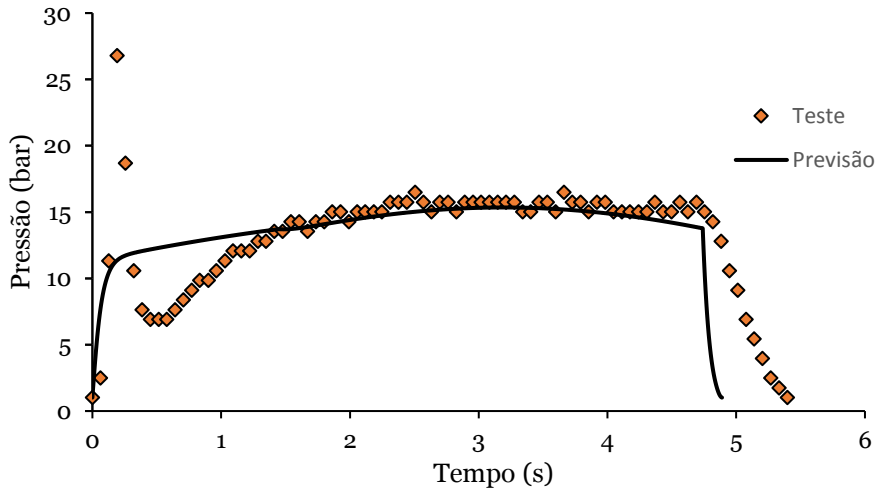


Figura 4-22. Garganta 3.5 mm e comprimento do grão 41 mm

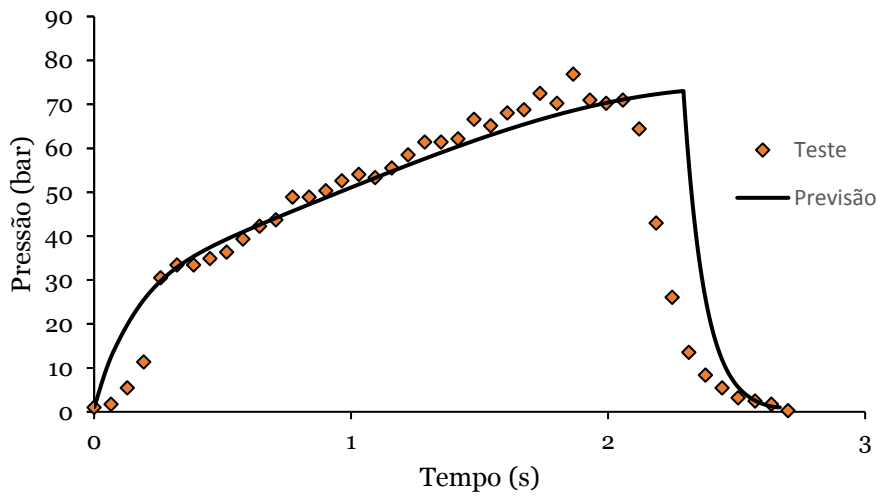


Figura 4-23. Garganta 3 mm e comprimento do grão 56 mm

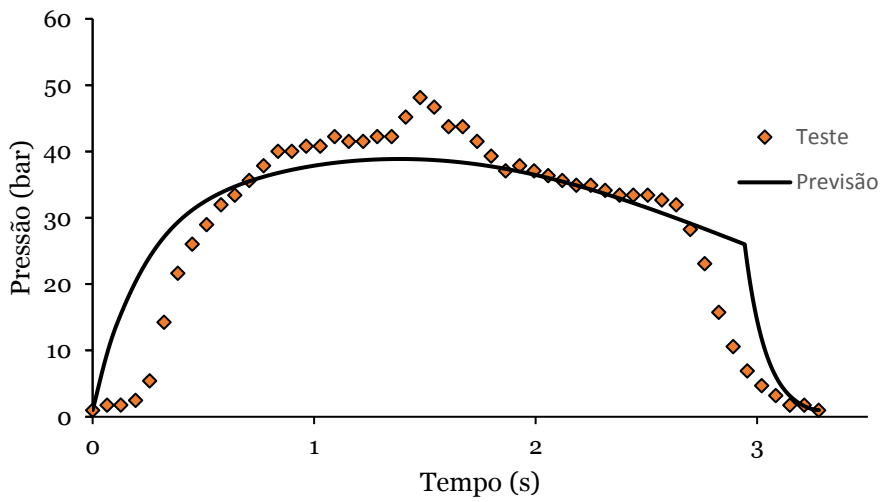


Figura 4-24. Garganta 2,5mm e comprimento do grão 31 mm

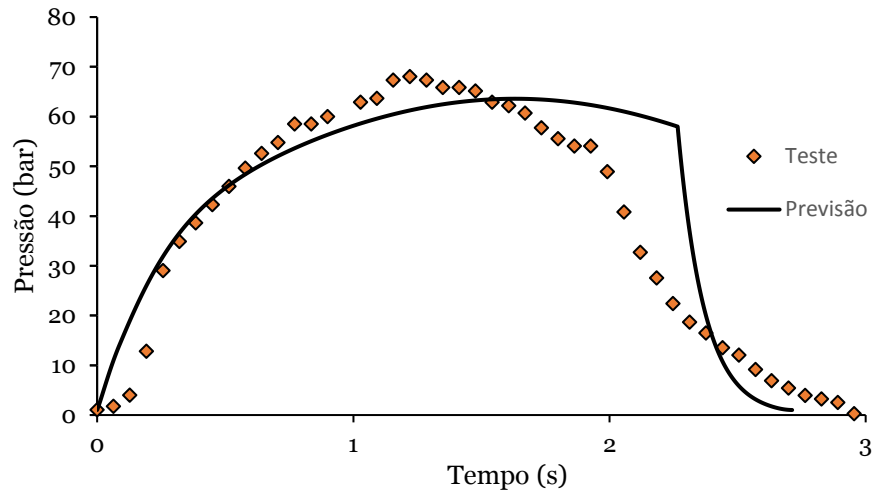


Figura 4-25. Garganta 2,5 mm e comprimento do grão 39 mm

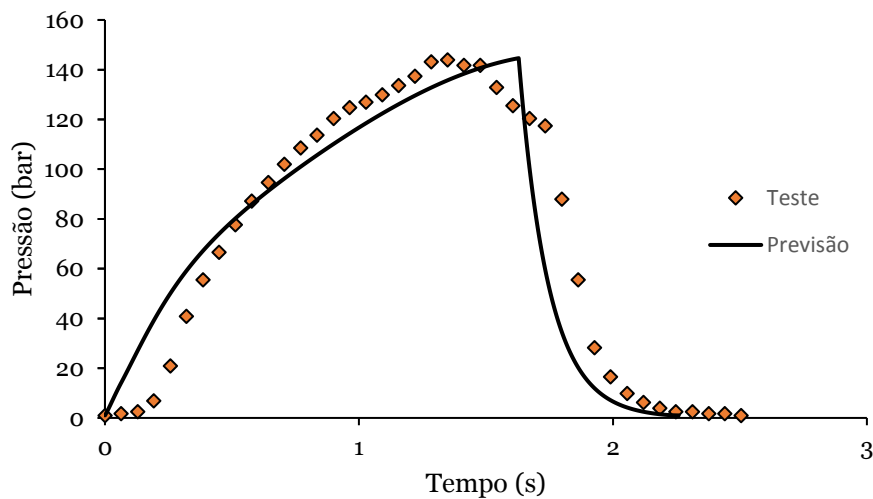


Figura 4-26. Garganta 2,5 mm e comprimento do grão 54 mm

4.5. Dimensionamento preliminar

Para o dimensionamento preliminar do motor foi aplicado um algoritmo numa folha de Excel, para encontrar a solução ótima através dum processo iterativo recorrendo à ferramenta Solver. Neste algoritmo é assumido que o motor queima de forma neutra (pressão constante durante o tempo de queima).

4.5.1. Propriedades do propelente

- Impulso específico $I_s = 103 \text{ s}$
- Constante dos gases $R = 234.86$
- Massa volúmica do grão $\rho_p = 1860 \text{ kg/m}^3$
- Velocidade característica $c^* = 800 \text{ m/s}$
- Taxa de queima $r = 2,2336P^{0.5765}$
- Espessura do inibidor $t_{ini} = 1.5 \text{ mm}$

- Número de grãos $N = 5$

4.5.2. Constantes do motor

- Espessura de isolamento térmico $t_{iso} = 3 \text{ mm}$
- Factor de segurança $S = 4$
- Limite de tensão do material da câmara $\sigma = 270 \text{ MPa}$
- Folga inibidor-isolamento $t_{ii} = 1 \text{ mm}$

4.5.3. Requisitos

- Impulso total $I_t = 5250 \text{ Ns}$
- Pressão de combustão $P = 2,5 \text{ MPa}$
- Diâmetro externo máximo do motor $D_{max} = 97 \text{ mm}$

4.5.4. Processo iterativo

Quando o fluxo de massa na perfuração do grão é mantido abaixo do valor limite para a queima erosiva e a queda de pressão estática ao longo do eixo do motor é insignificante (recomendado $\frac{A_p}{A_t} > 4$), pode assumir-se condições de estagnação dentro do motor [21].

Nestas condições, a pressão de combustão relaciona-se com a razão entre a área de queima e a área da garganta $\frac{A_b}{A_t}$ pela equação de equilíbrio. Para garantir condições em que esta equação é válida, toma-se como restrição manter $\frac{A_p}{A_t} > 4$. Se o propelente nunca tiver sido testado à escala real, é aconselhável aumentar este valor mínimo para que o design possa acomodar ampliação da garganta em futuras iterações, devido ao fator de escala (foi utilizado o valor de 5).

$$\frac{A_b}{A_t} = \frac{P}{r\rho_p c^*} \quad (48)$$

Através do impulso total e do impulso específico é obtida a massa de propelente necessária.

$$m_p = \frac{I_t}{gI_s} \quad (49)$$

Como um dos requisitos deste motor é o diâmetro externo máximo, este pode ser usado para calcular o diâmetro máximo do grão. Começa por se calcular a espessura da parede da câmara de combustão através da equação para o cilindro de paredes finas:

$$t = \frac{PD_c S}{2\sigma} \quad (50)$$

onde D_c é o diâmetro da linha média da parede,

$$D_c = D_{max} - t \quad (51)$$

Substituindo na equação da espessura,

$$t = \frac{PD_{max} S}{2\sigma + PS} \quad (52)$$

O diâmetro externo do grão é agora calculado:

$$D = D_{max} - 2(t + t_{iso} + t_{ii} + t_{ini}) \quad (53)$$

Após calcular D , o diâmetro da perfuração do grão d é calculado subtraindo duas vezes a espessura de teia w . Por sua vez, a espessura de teia é igual à taxa de queima multiplicada pelo tempo de queima t_b .

$$d = D - 2w = D - 2t_b r \quad (54)$$

A área da garganta pode agora ser calculada, pois existe a restrição da razão de áreas $\frac{A_p}{A_t}$ mínima.

$$A_t = \frac{\pi d_t^2}{4} = \frac{A_t \pi d^2}{A_p 4} \quad (55)$$

A partir da equação da superfície de queima retira-se o valor do comprimento do grão L

$$A_b = N\pi \left(dL + \frac{D^2 - d^2}{2} \right) \quad (56)$$

$$L = \frac{A_b}{A_t} \frac{A_t}{N\pi d} - \frac{D^2 - d^2}{2d} \quad (57)$$

Agora com todas as dimensões do grão conhecidas, a massa de propelente é novamente calculada, desta vez através da multiplicação do volume pela massa volúmica.

$$m_p = V_p \rho_p = \rho_p N \pi L \frac{D^2 - d^2}{4} \quad (58)$$

Em cada iteração a variável é o tempo de queima t_b , e o critério de convergência do processo iterativo é a massa de propelente. O motor que resultou deste processo iterativo consiste em 5 grãos, cada um de dimensões 45x82x150 mm ($d \times D \times L$) e um bocal com diâmetro da garganta de 20 mm.

4.6. Fator de escala

Foi produzido um molde e posteriormente um grão (Figura 4-27) de acordo com os resultados do dimensionamento preliminar. Este grão foi testado num motor de avaliação balística maior, adaptado de um cilindro hidráulico (Figura 4-29). Como o teste apenas se realiza com um grão em vez de 5, para manter a razão entre área de queima e área de garganta (e assim manter a pressão esperada), a garganta utilizada neste motor mede 9 mm de diâmetro em vez de 20 mm ($20/\sqrt{5} = 8,944$).

O molde foi produzido de acordo com as dimensões pretendidas, com recurso a um torno mecânico, com 3 cm extra no comprimento para compensar a expansão do propelente no vácuo. O inibidor é produzido previamente à moldagem e é inserido no molde para que o propelente se ligue a este ainda no estado líquido. O inibidor consiste num laminado de papel kraft e epoxy. Para além de restringir a queima, permite uma fácil extração do grão de dentro de molde. Para produzir o inibidor foi construído um aparelho (Figura 4-28) que permite enrolar o papel e espalhar a epóxi com facilidade à volta de um mandril com o diâmetro externo do grão. Este procedimento encontra-se no apêndice E. A massa volúmica do grão obtido foi de 1863 kg/m³, ligeiramente acima do esperado, e o comprimento do grão saiu inferior ao pretendido (130 mm).

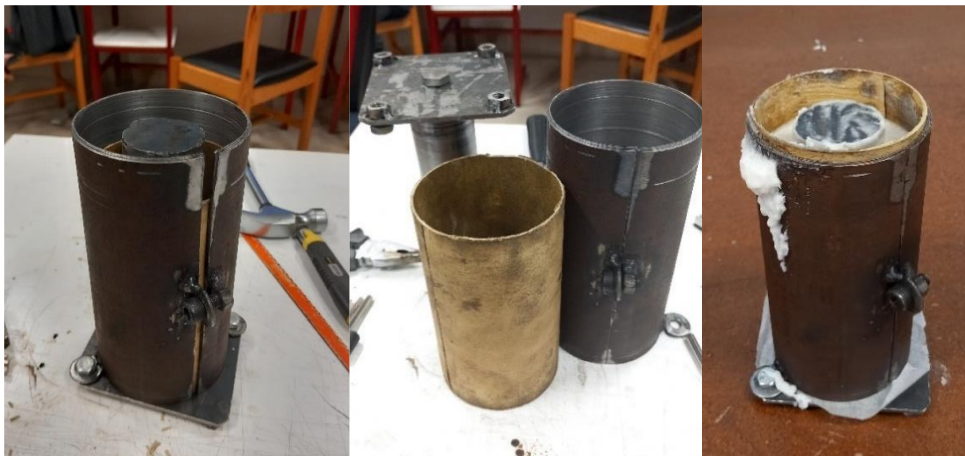


Figura 4-27. Molde do grão



Figura 4-28. Aparelho para produção de inibidor

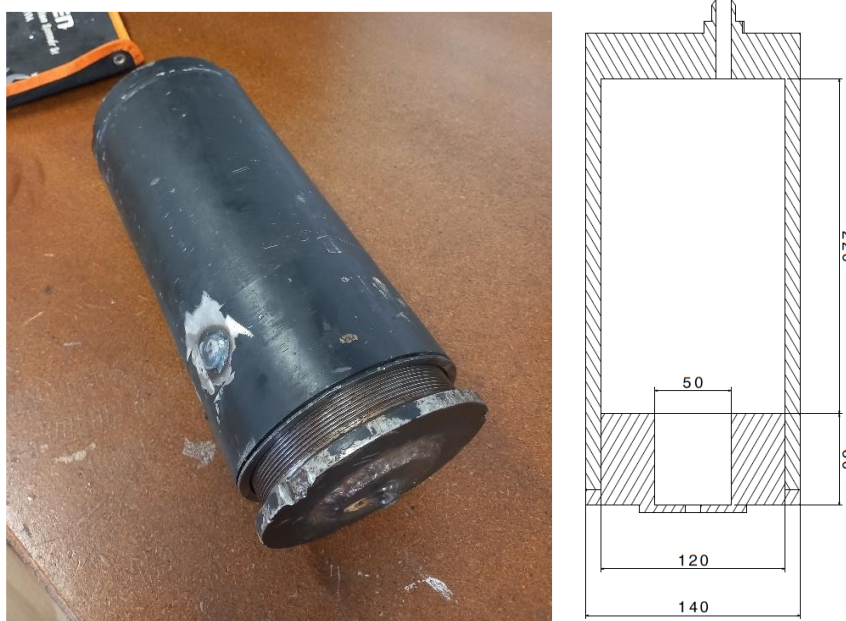


Figura 4-29. MAB grande

O gráfico obtido para a pressão (Figura 4-30) foi longe do esperado para a taxa de queima calculada previamente. O baixo declive na extinção da queima reflete uma má ignição das superfícies do grão, provavelmente devido a uma má aplicação do assistente de ignição. Contudo, para um primeiro teste do grão à escala real foi satisfatório e a nova taxa de queima foi calculada para ter uma noção do fator de escala existente.

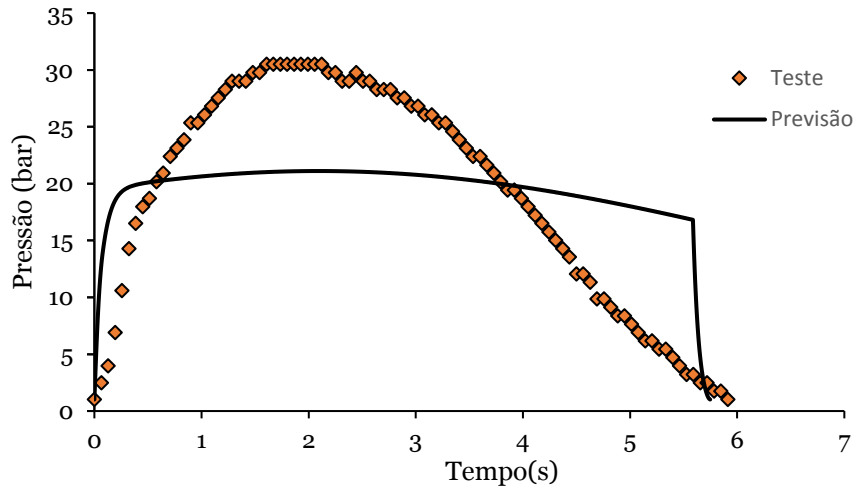


Figura 4-30. Primeiro teste no MAB grande e previsão teórica

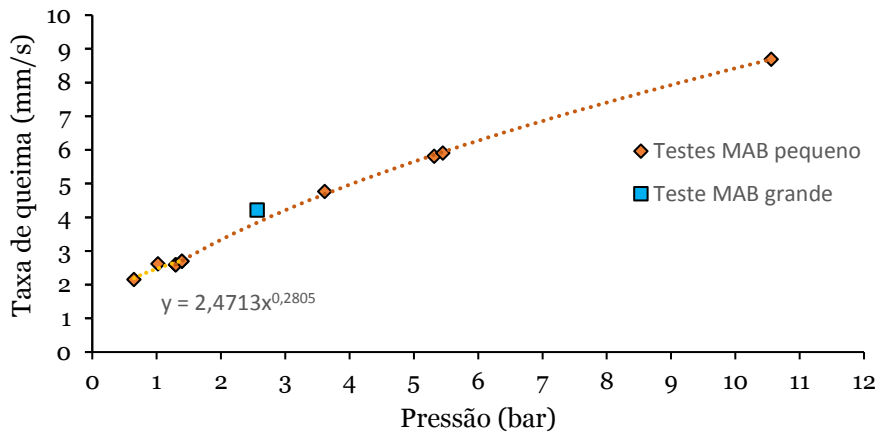


Figura 4-31. Taxa de queima média com sobreposição do valor medido

$$Fator\ de\ escala = \frac{r_{teste}}{r_{previsto}} \quad (59)$$

Como se pode observar na Figura 4-31, a taxa de queima média foi acima do esperado, mais exatamente 10,3%. Aplicando um fator de escala de 1,103 à taxa de queima no modelo numérico, uma nova garganta foi dimensionada, através de um processo iterativo para obter a pressão máxima desejada de 2,5 MPa. Também se poderia alterar a geometria do grão, no entanto é preferível esta abordagem para reaproveitar o molde já construído. A nova garganta do motor foi dimensionada com 22 mm de diâmetro. Um novo grão foi produzido, e a garganta do motor de testes alargada para 10 mm ($22/\sqrt{5} = 9,84$). Este novo grão já foi produzido com as dimensões corretas ($\pm 0,5$ mm) e com uma massa volúmica de 1860 kg/m^3 .

O resultado deste teste (Figura 4-32) foi uma curva de pressão que se correlaciona muito melhor com o simulado pelo modelo numérico. O fator de escala calculado neste teste foi igual ao do teste anterior, apesar da diferente pressão média, e como se vê na Figura 4-33 ambas as taxas de queima médias se encontram na curva pós fator de escala. Apesar de no teste anterior o grão provavelmente não ter ardidado como esperado (todas as superfícies em simultâneo), permitiu uma excelente aproximação da taxa de queima e do fator de escala. Este facto veio corroborar que o método MB para cálculo da taxa de queima corrige parcialmente a extinção não instantânea do grão.

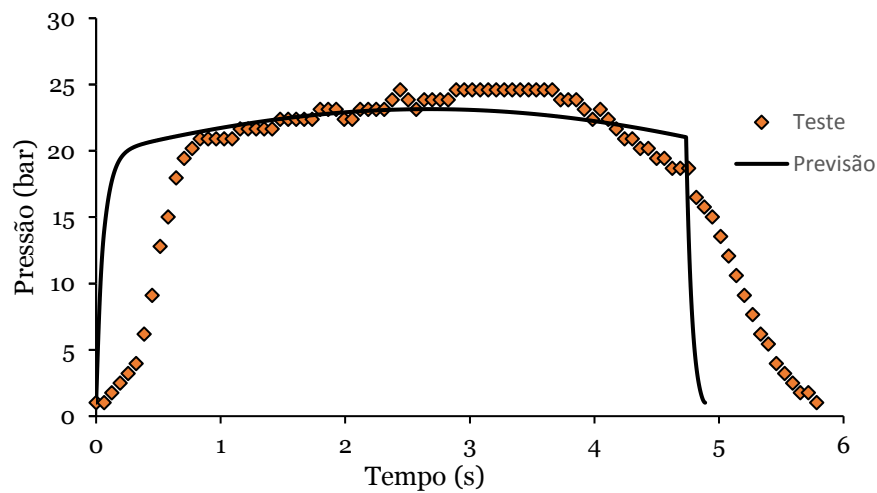


Figura 4-32. Segundo teste no MAB grande e nova previsão teórica

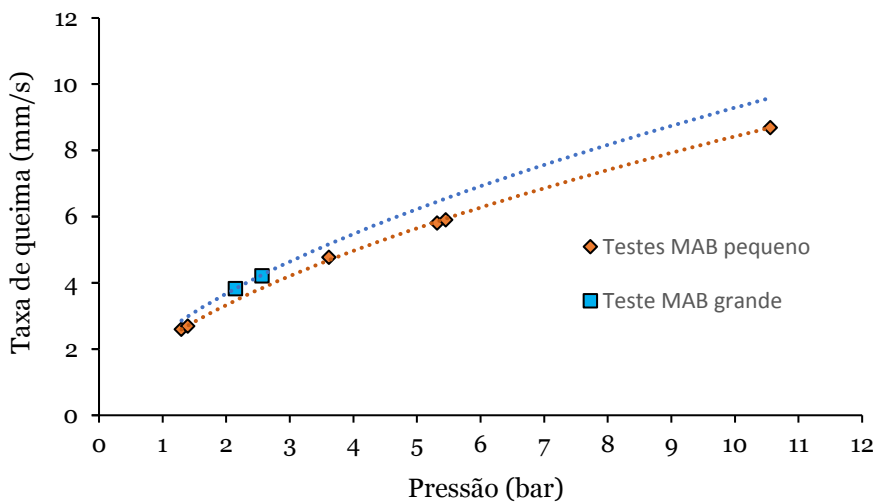


Figura 4-33. Taxa de queima média pré e pós fator de escala

4.7. Motor de testes à escala real

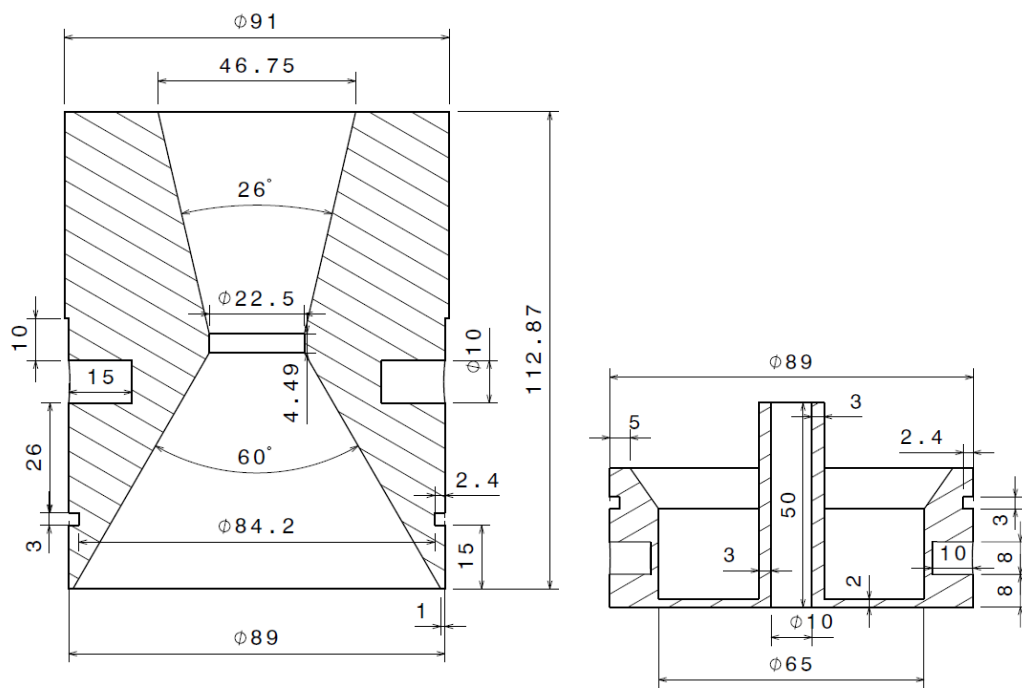
Antes de dimensionar um motor otimizado é necessário verificar que as propriedades balísticas internas do motor se comportam conforme esperado. Foi produzido um motor de testes à escala real com o intuito de o testar, medir a pressão de combustão e a força de tração produzida, e realizar os ajustes necessários para atingir o desempenho pretendido. Como este foi o primeiro motor à escala real a ser construído, há várias preocupações a nível da segurança. A passagem de um para cinco grãos pode levar à necessidade de aplicar um novo fator de escala, o que significaria que a pressão está a ser subestimada. Para antecipar esta possibilidade, a garganta do bocal foi construída com 22,5 mm em vez dos 22 mm previamente dimensionados. Este é o diâmetro máximo que a garganta pode assumir para respeitar a recomendação $\frac{A_p}{A_t} > 4$.

A câmara de combustão foi construída a partir de um tubo de aço de 15 mm de espessura, reaproveitado de um fogueiro florestal. O bocal foi maquinado a partir de um veio de aço de um cilindro hidráulico. A antepara foi construída a partir de um tubo de aço com 15 mm de espessura, soldada a TIG a uma chapa de 2mm. Esta chapa de 2mm está dimensionada para se romper à pressão de 250 bar, atuando como um fusível mecânico, já que o próximo ponto fraco do motor são os parafusos que seguram a antepara à parede do motor (8 x M8 12.9), que partem aos 300 bar. Quando esta chapa rompe, os gases de combustão são expelidos para o espaçador entre o motor e a célula de carga, que contém parte dos destroços e da explosão. Para selagem dos gases de combustão são utilizados dois o-rings 85x2.5 mm em cada componente. O bocal é aparafusado à parede do motor também com 8 parafusos, mas mais fortes que os da antepara (M10 12.9) para evitar que estes partam primeiro. O MER e os seus componentes podem ser observados na Figura 4-34 e os desenhos técnicos com as respetivas dimensões na Figura 4-35.





Figura 4-34. MER e seus componentes



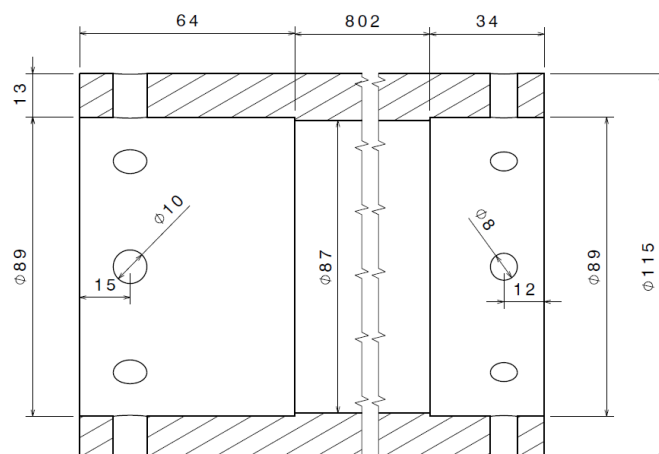


Figura 4-35. Desenhos técnicos dos componentes do MER

O teste realizado foi bem sucedido, e uma fotografia pode ser visualizada na Figura 4-40. Verificou-se um novo aumento da taxa de queima média de 10,0%, o que se refletiu numa pressão máxima de 27,64 bar. A introdução deste fator de escala no MATLAB permite traçar as curvas de desempenho teóricas. Como podemos observar nas Figuras 3-36 a 3-38, as curvas de dados estão parecidas entre si e com as previsões teóricas. Na Tabela 2 encontram-se resumidamente os principais parâmetros obtidos do teste e os valores esperados. O integral da curva teórica de pressão é 95,3% do valor medido no teste e a pressão máxima 97,3%. Os valores medidos da força de tração têm de ser corrigidos para compensar a diminuição da massa de combustível ao longo da queima, visto que operamos numa bancada de testes vertical. Utiliza-se para tal a regressão teórica da massa de combustível, simulada no MATLAB. O resultado é uma força de tração teórica 95,7% do valor medido e impulso 95,6% do real. Podemos assim concluir que as previsões teóricas se encontram dentro de 95% dos resultados reais, o que é um resultado bastante satisfatório. Este valor deve-se à temperatura de combustão que provavelmente está a ser subestimada, originando previsões conservativas do desempenho.

Tabela 2. Dados obtidos do teste estático (reais) e do MATLAB (teóricos)

	Real	Teórico
t_b (s)	3,65	3,980
t_a (s)	4,8	4,091
P_{max} (bar)	27,6	26,845
P_{med} (bar)	22,4	25,061
P_{total} (bars)	107,5	102,523
F_{max} (N)	1477,0	1413,7
F_{med} (N)	1168,0	1310,7
I_t (Ns)	5606,4	5362,0
I_s (s)	112,3	107,4

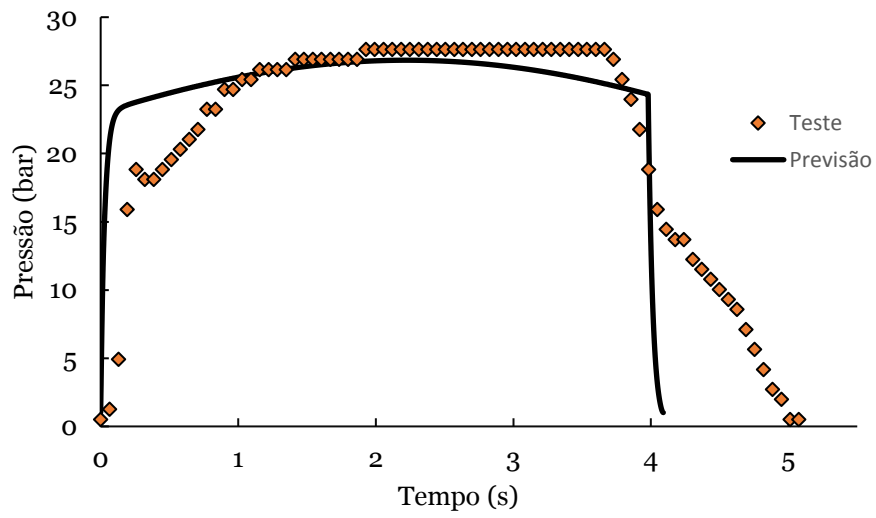


Figura 4-36. Pressão no MER e previsão teórica

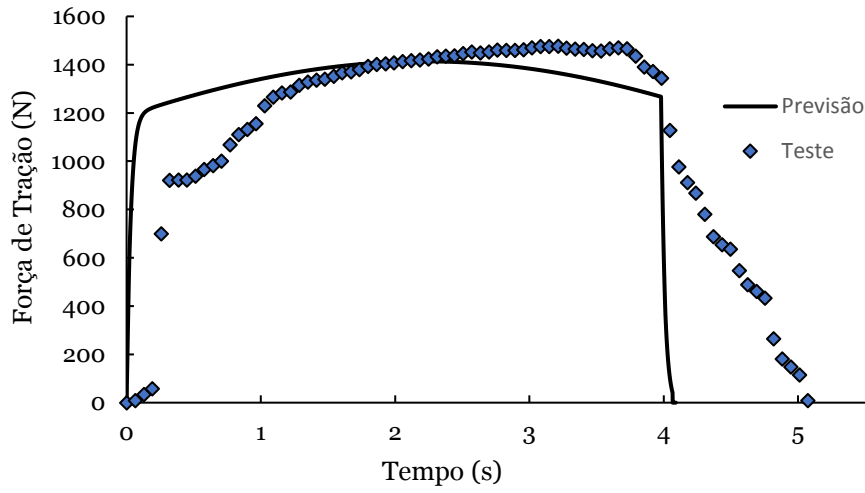


Figura 4-37. Força de tração no MER e previsão teórica

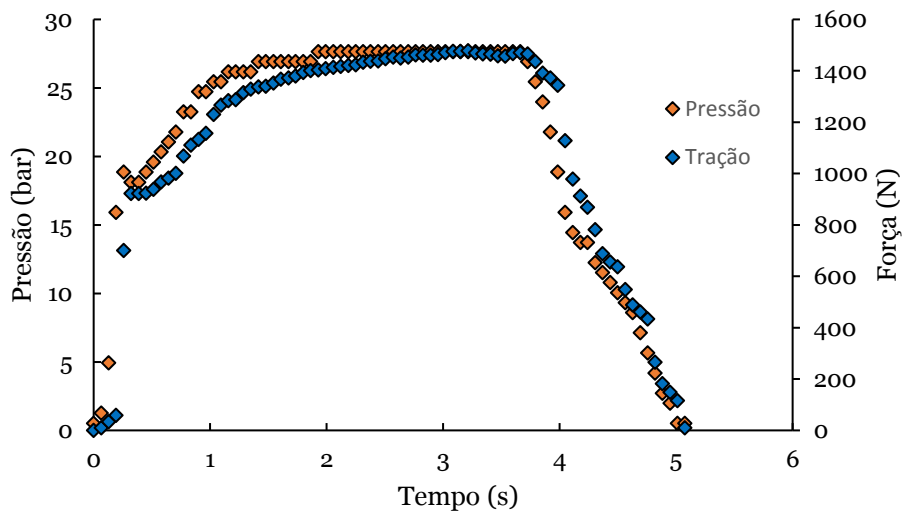


Figura 4-38. Pressão e força de tração no teste do MER

A nível dos componentes do motor, o inibidor aguentou-se bastante bem e a extensão do sensor de pressão para dentro do motor tem comprimento suficiente para evitar que fique entupida com restos de propelente (ver Figura 4-39). Não foi observada erosão no bocal nem outro tipo de dano permanente em qualquer componente.



Figura 4-39. Componentes do MER após o teste



Figura 4-40. Teste estático do MER

5. Conclusão e trabalhos futuros

O objetivo deste trabalho era o desenvolvimento de um MFS. Para tal teve de ser selecionado um propelente, medir a sua taxa de queima e recorrer a ferramentas computacionais para prever o desempenho de um MFS. O trabalho realizado pode ser dividido em 4 componentes: programação de uma ferramenta computacional para previsão do desempenho de um MFS, construção e desenvolvimento de um sistema de medição de parâmetros de desempenho de um MFS, produção e teste de MAB's para medição da taxa de queima, e por fim dimensionamento, produção e teste de um MER.

A primeira parte do trabalho foi desenvolvida no software MATLAB. Neste foram aplicadas as equações relevantes ao funcionamento de um MFS, tais como as equações da continuidade, da conservação da energia, e equações do escoamento isentrópico no bocal, com a finalidade de prever os parâmetros de desempenho mais importantes: a pressão de combustão e a força de tração. Foram aplicados fatores de correção a alguns valores teóricos para compensar as não-idealidades dum motor real. Como foi posteriormente verificado, esta ferramenta conseguiu prever os resultados dos valores máximos e os integrais no tempo com uma margem de erro por defeito inferior a 5%, o que é bastante satisfatório.

O sistema de medição desenvolvido permitiu dar ignição a uma distância de segurança superior a 200m e obter dados remotamente. Foram efetuadas leituras ao nível da força de tração e da pressão na câmara de combustão, dois dos parâmetros mais importantes no dimensionamento de um MFS. Os dados foram recolhidos com uma frequência satisfatória, mas que pode ser melhorada. O sensor de pressão deve ser substituído por um com menor limite máximo para diminuir a escala em que os valores variam. A bancada de testes construída é estável e de reduzidas dimensões (50x50x1000cm), o que permite o seu transporte num veículo ligeiro. O motor foi fixado à estrutura através de apoios que deslizam nos carris de alumínio, com muito pouco atrito e excelente estabilidade. O sistema desenvolvido, apesar de não ser perfeito, serviu para o cumprir o seu objetivo: medir a evolução da pressão e da força de tração com precisão suficiente para calcular a taxa de queima do propelente.

Os MAB's foram construídos na oficina de metalomecânica da universidade da beira interior, a partir de matérias-primas recolhidas numa sucata. Para evitar a complexidade de construir vários bocais, foram utilizados apenas orifícios de diferentes diâmetros por onde se assumiu que o ar era expelido à velocidade do som. Como tal apenas se realizaram

leituras de pressão de combustão. A evolução da pressão de combustão ao longo do tempo de queima em cada teste permitiu calcular a taxa de queima para diferentes regimes de pressão. Esta taxa de queima foi validada na ferramenta computacional, onde se verificou uma semelhança a nível dos parâmetros de desempenho superior a 95%.

Após um dimensionamento preliminar foi necessário construir os moldes, câmara de vácuo e aparelho de construção de inibidor. Após várias experiências falhadas chegou-se a um procedimento que permite obter grãos consistentes de densidade ótima produzidos em vácuo, que é essencial para garantir o bom funcionamento de qualquer MFS.

Com a ferramenta computacional verificada por diferentes testes práticos, foi então dimensionado um motor à escala real. Este foi também construído no mesmo local com recurso às mesmas matérias primas. O teste do MER foi bem sucedido e os resultados foram satisfatórios, tendo obtido um MFS com força de tração máxima de 1477N, pressão de combustão máxima de 27,6 bar e impulso total de 5606,4 Ns.

A continuação do trabalho aqui desenvolvido será o design e produção de um MFS semelhante, mas corrigido para o fator de escala final e otimizado estruturalmente. É necessário melhorar o método de fabrico de propelente ao nível do desperdício (quando feito em vácuo), melhorar também o aparelho de construção de inibidor de modo a facilitar a desmoldagem e melhorar o sistema de medição, ao nível da taxa de transferência de dados e inserção de um sensor de temperatura. Seria interessante desenvolver uma ferramenta computacional mais completa, com introdução de outras geometrias de grão, modelo de queima erosiva, transiente de ignição e análise 1D, com o motor discretizado axialmente de modo a avaliar a evolução axial das propriedades do escoamento dentro da câmara de combustão em vez de assumir estagnação. O transiente de ignição é discutido por Allen & Lukenas [22] e Peretz & Summerfield [23]. A geometria do grão e modelos de regressão da superfície de queima são abordados por Peterson et al [24] e pela NASA Astrophysics Data System [25]. Um programa de computador semelhante ao pretendido, utilizado para simular a balística interna, é descrito por Coats et al [26], outro semelhante é detalhadamente descrito por The Boeing Company [27].

Referências

- [1] G. P. Sutton e O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley & Sons, Inc., 2017.
- [2] National Association of Rocketry, “Safety Codes,” 2012. [Online]. Available: <https://www.nar.org/safety-information/>.
- [3] R. Stark, “Flow Separation in Rocket Nozzles – An Overview,” *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2013.
- [4] R. S. Fry, “Solid Propellant Subscale Burning Rate Analysis Methods for U.S. and Selected NATO Facilities,” Chemical Propulsion Information Agency, 2002.
- [5] T. Ward, *Aerospace Propulsion Systems*, 1^a ed., John Wiley & Sons (Asia) Pte. Ltd., 2010.
- [6] R. S. Fry, “Solid Propellant Test Motor Scaling,” Chemical Propulsion Information Agency, 2001.
- [7] R. Meier, “CoolTerm (Version 2.0.0) [Computer Software],” 1 Novembro 2022. [Online]. Available: <https://freeware.the-meiers.org/>.
- [8] PTRobotics, “ATmega328 Arduino Uno Bootloader,” [Online]. Available: https://www.ptrobotics.com/bootloader-arduino/594-atmega328-arduino-uno-bootloader.html?gad_source=1&gclid=CjoKCQiAsburBhCIARIsAExmsu46biA330B3DDRogZy8hCIWXNEMsS4Xr-1Pf_MP3-7SoPoiui5K2B8aAnvrEALw_wcB. [Acedido em 9 2021].
- [9] PTRobotics, “LM317T Adjustable voltage Regulator,” [Online]. Available: <https://www.ptrobotics.com/reguladores/6288-lm317t-adjustable-voltage-regulator-regulador-de-voltagem.html>. [Acedido em 9 2021].
- [10] Seeed Studio, “Grove - Long Range 868MHz,” 1 Novembro 2022. [Online]. Available: https://wiki.seeedstudio.com/Grove_LoRa_Radio/.
- [11] R. W. World, “LoRaWAN Airtime calculator, LoRa Packet duration calculation,” 1 November 2022. [Online]. Available: <https://www.rfwireless-world.com/calculators/LoRaWAN-Airtime-calculator.html>.
- [12] F. J. F. Carande, *Motor Foguete de Combustível Sólido*, UBI, 2011.
- [13] Aliexpress, “Sensor de pesagem tipo S,” [Online]. Available: <https://pt.aliexpress.com/item/1005002666170876.html>. [Acedido em 9 2021].
- [14] PTRobotics, “HX711 Load Cell Module,” [Online]. Available: <https://www.ptrobotics.com/varios/6096-hx711-load-cell-module.html>. [Acedido em 9 2021].
- [15] O. Kallhovd, “HX711_ADC,” 28 October 2022. [Online]. Available: https://github.com/olkal/HX711_ADC.
- [16] Danfoss, *OEM Pressure Transmitters for heavy-duty applications*, 2019.
- [17] G. O. Adeniyi, I. Njere, L. M. Adetoro e O. S. Sholiyi, “Performance Analysis of a Dual-Fuel Sugar Based Solid Rocket ropellant,” *European Journal of Engineering and Technology*, 2021.
- [18] J. A. V. Moreno e J. A. L. Moreno, “Optimización de un motor de combustible sólido tipo KNSB para cohetería experimental,” *Ciencia y poder aéreo*, 2016.
- [19] H. O. Toft, “Voids in solid propellants,” DARK, 2002.
- [20] R. Nakka, “KN-Sorbitol Propellant Chemistry and Performance Characteristics.,” [Online]. Available: <https://www.nakka-rocketry.net/sorbchem.html>. [Acedido em 2022].

- [21] NASA, "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction," em *Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion)*, 1971.
- [22] L. Allen e Lukenas, The ignition transient in small solid propellant rocket motors of practical configuration, Princeton University, 1967.
- [23] A. Peretz e M. Summerfield, "The starting transient of solid propellant rocket motors with high internal gas velocities," em *AIAA/SAE 8th Joint Propulsion Specialist Conference*, New Orleans, Louisiana, 1972.
- [24] E. G. Peterson, C. C. Nielsen, W. C. Johnson e K. S. Cook, "Generalized Coordinate Grain Design and Internal Ballistics Evaluation Program," em *ICRPG/AIAA 3rd Solid Propulsion Conference*, 1968.
- [25] NASA, Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics, 1972.
- [26] D. E. e. a. Coats, A Computer Program for the Prediction of Solid Propellant Rocket Motor Performance, National Technical Information Service, 1975.
- [27] The Boeing Company, Solid Propellant Rocket Motor Internal Ballistics Computer Program, 1967.

Apêndices

A. Script simulação em MATLAB

```
clear all
```

```
Gas_const = 8314 ; % J/kmol-K  
Mol = 35.3 ; % Kg/Kmol  
P_0 = 0.101325 ; % MPa  
T_0 = 288.15 ; %K  
eta_nozz = 0.9 ; % Rendimento do bocal  
delta_t = 0.001 ; %s  
g_0 = 9.8066 ; %ms^-2  
R = Gas_const/Mol; % J/Kg-K  
rho_a = 1.225 ; %Kg/m^3  
k = 1.138 ;  
T_c = 1100 ; % K  
c_star = 800 ; % m/s
```

```
D_0=82; % mm  
d_0=45; % mm  
L_0=150; % mm  
N=5;
```

```
rho_grain =1841; % Kg/m^3  
d_t = 22.5; % mm  
d_exit = 46.75; % mm %só interessa se dimensionar_bocal=0  
l_gg =10 ; % mm  
l_gc =10; % mm  
L_c = L_0*N+(N-1)*l_gg+2*l_gc; % mm  
isol = 1.5; % mm
```

```
dimensionar_bocal=0; %1 para dimensionar automaticamente, 0 para inserir  
manualmente  
fora=0;  
face=1;  
dentro=1;
```

```
i=1;  
bo=1;  
x=1;  
d(i)=d_0;  
D(i)=D_0;  
L(i)=L_0;  
P(i)=P_0;  
A_t = pi*d_t^2/4;
```

```

V_chamber = L_c*D_0^2*pi/4;
t(i)=0;
P_max=0;
impulse=0;
Thrust_max=0;
P_total=0;

while true

    if P(i)<1.407
        a=2.4713;
        n=0.2805;
    else
        a=2.2336;
        n=0.5765;
    end
    r(i)=a*P(i)^n;
    r(i)=r(i)*1.212;

    if i==1
    else
        L(i)=(L(i-1)-bo*face*2*r(i)*delta_t);
        D(i)=(D(i-1)-bo*fora*2*r(i)*delta_t);
        d(i)=(d(i-1)+bo*dentro*2*r(i)*delta_t);
    end
    A_b(i)=bo*N*(face*0.5*pi*(D(i)^2-d(i)^2) + dentro*pi*L(i)*d(i) +
fora*pi*L(i)*D(i));
    V_ocupado=N*(pi*(D(i)^2-d(i)^2)/4*L(i));
    massa_fuel(i)=V_ocupado*rho_grain/10^9;
    V_livre=V_chamber-V_ocupado;
    rho(i)=P(i)*10^6/(R*T_c);
    M_t(i)=sqrt(2/(k-1)*((P(i)/P_0)^((k-1)/k)-1));
    if(M_t(i)>=1)
        M_t(i)=1;
        choked(i)=1;
    elseif ~isreal(M_t(i))
        M_t(i)=0;
        choked(i)=0;
    else
        choked(i)=0;
    end
    m_nozz(i)=M_t(i)*A_t/10^6*rho(i)*sqrt(k*R*T_c/((1+(k-
1)/2*M_t(i)^2)^((k+1)/(k-1))));
    delta_P = T_c*R*delta_t*10^3/V_livre*(A_b(i)*r(i)*(rho_grain-
rho(i))/10^9-m_nozz(i));
    if P(i)+delta_P<=P_0 && bo==0
        break;
    end
    P(i+1)=P(i)+delta_P;
    t(i+1)=t(i)+delta_t;
    P_total=P_total+P(i+1)*delta_t;
    if P(i)>P_max
        P_max=P(i);

```

```

end
if (d(i)>D(i)-0.01 || L(i)<0.01 || P(i+1)<P_max*0.05) && bo==1
    bo=0;
    t_bo=i;
end
i=i+1;

end

if dimensionar_bocal
    d_e_total=0;
    a=0;
    for q=2:i
        if P(q)<P_max*0.1
            continue;
        end
        d_e(q)=sqrt(4/pi*A_t/(((k+1)/2)^(1/(k-1)))*(P_0/P(q))^(1/k)*sqrt(((k+1)/(k-1))*(1-(P_0/P(q))^(1/(k-1))))));
        d_e_total=d_e_total+d_e(q);
        a=a+1;
    end
    d_e_med=d_e_total/(a);
else
    d_e_med=d_exit;
end
A_e=pi*d_e_med^2/4;

```

```

syms Mach;
M_e=double(vpasolve(A_e/A_t==1/Mach*((1+(k-1)/2*Mach^2)/(1+(k-1)/2))^(1/(k-1)),Mach,[1;10]));
for a=1:i
    if choked(a)==0
        P_e(a)=P_0;
        Thrust(a)=0;
        A_e(a)=0;
        M(a)=0;
    else
        M(a)=M_e;
        A_e(a)=pi*d_e_med^2/4;
        P_e(a)=P(a)/((1+(k-1)/2*M(a)^2)^(k/(k-1)));
        if P_e(a)<P_0/M(a) %separação no divergente
            syms Mach;
            M(a)=double(vpasolve(P(a)*Mach/P_0==(1+(k-1)/2*Mach^2)^(k/(k-1)),Mach,[1;10]));
            P_e(a)=P_0/M(a);
            A_e(a)=A_t/M(a)*((1+(k-1)/2*M(a)^2)/(1+(k-1)/2))^(1/(k-1));
        end
    end
end

```

```

Thrust(a)=eta_nozz*((0.5*(1+cos(7.5*pi/180)))*m_nozz(a)*M(a)*sqrt(k*R*T_c*(P_e(a)/P(a))^((k-1)/k)+(P_e(a)-P_0)*A_e(a)));
end
if Thrust(a)>Thrust_max
    Thrust_max=Thrust(a);
end
impulse=impulse+Thrust(a)*delta_t;
end
isp=impulse/massa_fuel(1)/g_0;

```

```

plot(t,P)
grid
title('Pressure Curve')
xlabel('time [s]')
ylabel('Pressure [MPa]')

plot(t,Thrust)
grid
title('Thrust Curve')
xlabel('time [s]')
ylabel('Thrust [N]')

plot(t,P_e)
grid
title('Exit Pressure Curve')
xlabel('time [s]')
ylabel('Pressure [MPa]')

```

B. Códigos do sistema de medição

i. Sistema de recepção de dados

```
#include <SPI.h>
#include <RH_RF95.h>
#ifdef __AVR__
#include <SoftwareSerial.h>
SoftwareSerial SSerial(5,6); // RX, TX
#define COMSerial SSerial
#define ShowSerial Serial
RH_RF95<SoftwareSerial> rf95(COMSerial);
#endif

#ifdef ARDUINO_SAMD_VARIANT_COMPLIANCE
#define COMSerial Serial1
#define ShowSerial SerialUSB

RH_RF95<Uart> rf95(COMSerial);
#endif

#ifdef ARDUINO_ARCH_STM32F4
#define COMSerial Serial
#define ShowSerial SerialUSB

RH_RF95<HardwareSerial> rf95(COMSerial);
#endif

//pin
int ignition=8;

void setup()
{
  ShowSerial.begin(115200);
  ShowSerial.println("Initializing...");
  if(!rf95.init())
  {
    ShowSerial.println("init failed");
    while(1);
  }
  else
  {
    ShowSerial.println("Ready");
  }

  rf95.setFrequency(434.0);
  pinMode(ignition,INPUT);
  digitalWrite(ignition,LOW);
}

void loop()
{
  if(digitalRead(ignition)==HIGH)
```



```

#ifdef ARDUINO_ARCH_STM32F4
#define COMSerial Serial
#define ShowSerial SerialUSB

RH_RF95<HardwareSerial> rf95(COMSerial);
#endif

#define HX711_ADC_config_h

//pins:
const int HX711_dout_1 = 12; //mcu > HX711 no 1 dout pin
const int HX711_sck_1 = 13; //mcu > HX711 no 1 sck pin
int relay = 7;
int pressao = A2;
float pressao_max_V = 4.500;
float pressao_min_V = 0.500;
float pressao_max = 600.000;
float pressao_min = 0.000;
float Vref = 5.0;
int led_c = 9;
int cont = 11;

//HX711 constructor:
HX711_ADC LoadCell_1(HX711_dout_1, HX711_sck_1); //HX711 1

const int calVal_eepromAdress_1 = 0; // eeprom adress for calibration value load cell 1 (4
bytes)

unsigned long t = 0;
unsigned long ign = 0;

void setup() {
  Serial.begin(115200); delay(10);
  Serial.println();
  Serial.println("Starting...");
  while(!rf95.init())
  {
    ShowSerial.println("init failed");
  }
  rf95.setFrequency(434.0);
  pinMode(relay, OUTPUT);
  pinMode(pressao, INPUT);
  pinMode(cont, INPUT);
  pinMode(led_c, OUTPUT);

  LoadCell_1.begin();

  float calibrationValue_1; // calibration value load cell 1

  // calibrationValue_1=3179.89;

#ifdef ESP8266 || defined(ESP32)

```

```

EEPROM.begin(512); // uncomment this if you use ESP8266/ESP32 and want to fetch
the calibration value from eeprom
#endif
EEPROM.get(calVal_eepromAdress_1, calibrationValue_1); // uncomment this if you
want to fetch the value from eeprom

unsigned long stabilizingtime = 5000; // preciscion right after power-up can be
improved by adding a few seconds of stabilizing time
boolean _tare = true; //set this to false if you don't want tare to be performed in the next
step
LoadCell_1.start(stabilizingtime, _tare);

if (LoadCell_1.getTareTimeoutFlag()) {
  Serial.println("Timeout, check MCU>HX711 no.1 wiring and pin designations");
}
LoadCell_1.setCalFactor(calibrationValue_1); // user set calibration value (float)

Serial.println("Startup is complete");
Serial.print("HX711 1 measured sampling rate HZ: ");
Serial.println(LoadCell_1.getSPS());
}

void loop() {
  testContinuity(cont,led_c);
  if(rf95.available())
  {
    testContinuity(cont,led_c);
    const int relay_time = 5000;
    int check = 1;
    float data[3];
    // Should be a message for us now
    uint8_t buf[RH_RF95_MAX_MESSAGE_LEN];
    uint8_t len = sizeof(buf);
    String code="ignition"; //Code message for ignition
    if(rf95.recv(buf, &len)&& code==String((char*)buf))
    {
      ShowSerial.println((char*)buf);
      ign=millis();
      digitalWrite(relay, HIGH);
      while(1)
      {
        const int serialPrintInterval = 0; //increase value to slow down serial print activity
        if(millis() > ign + relay_time && check==1){
          digitalWrite(relay,LOW);
          check=0;
        }
      }
      // get smoothed value from the dataset:
      if (LoadCell_1.update()) {
        if (millis() > t + serialPrintInterval) {
          data[0] = LoadCell_1.getData();
          Serial.print("LoadCell output val: ");
          Serial.print(data[0]);
        }
      }
    }
  }
}

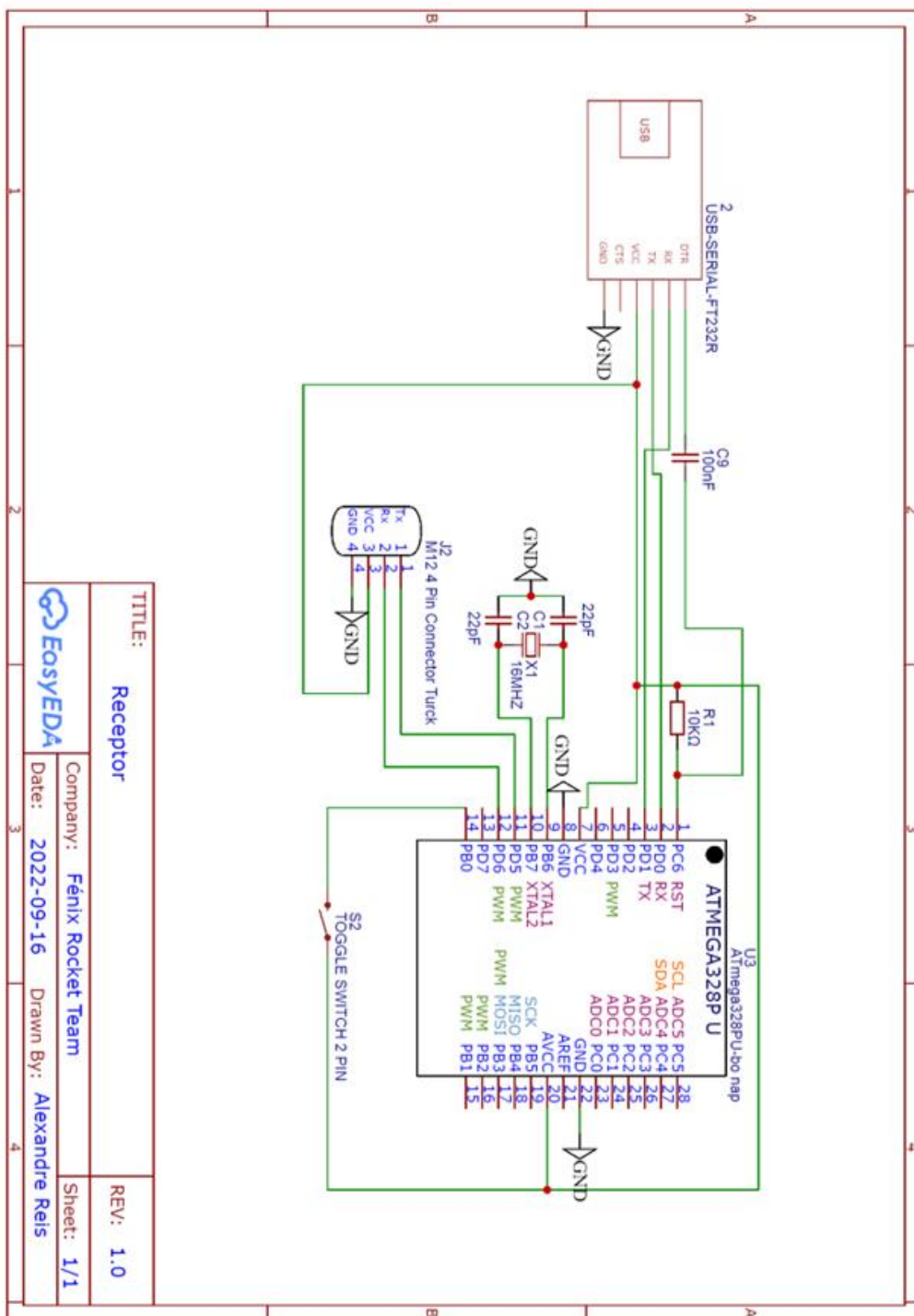
```

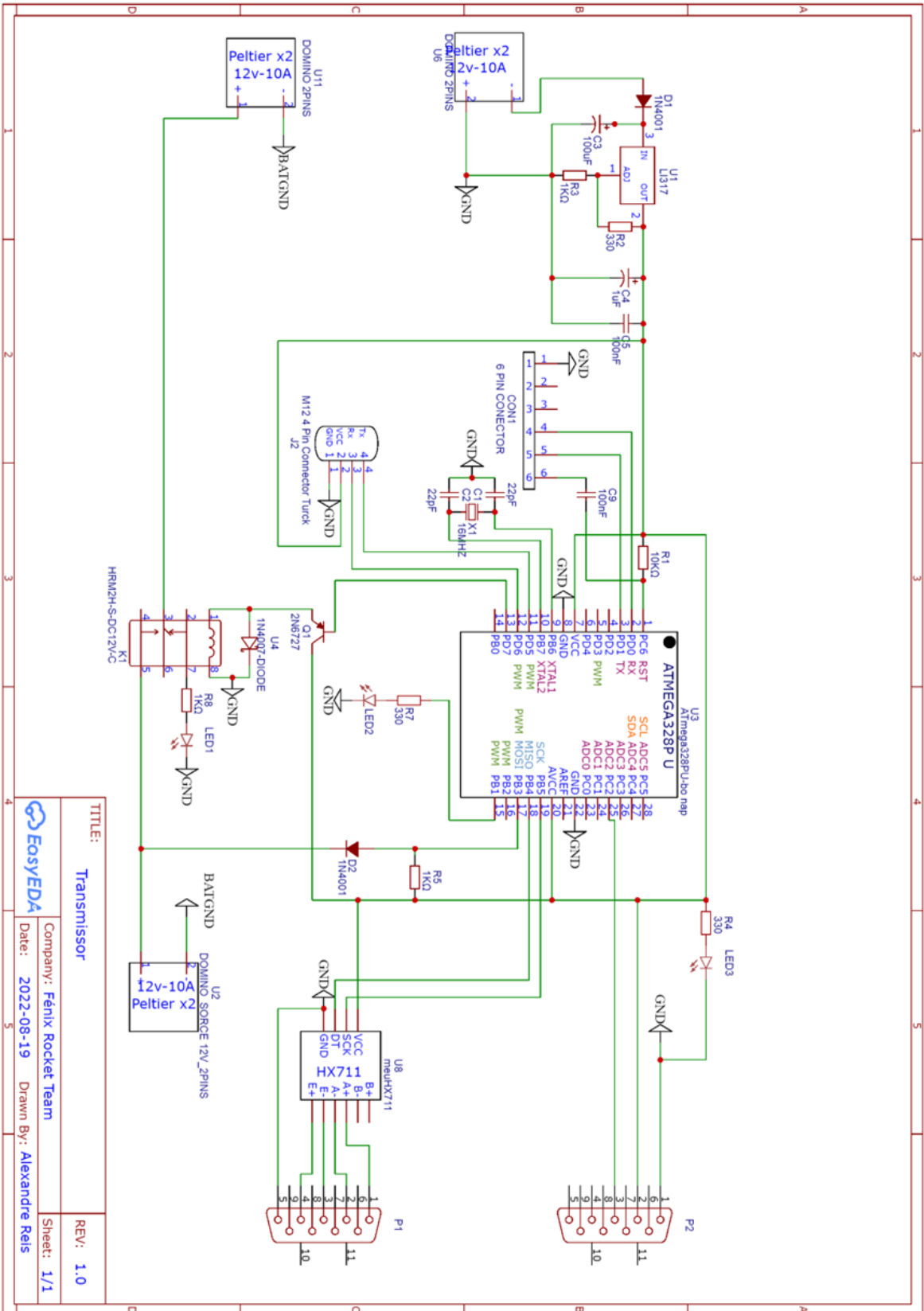
```

    Serial.print(" ");
    float b = analogRead(pressao);
    data[1]=(pressao_max-pressao_min)/(pressao_max_V-
pressao_min_V)*(b*Vref/1023-pressao_min_V);
    Serial.print("Pressure output val: ");
    Serial.print(data[1],3);
    Serial.print(" bar ");
    Serial.println(millis());
    rf95.send((uint8_t *)data, sizeof(data));
    t = millis();
  }
}
}
} else {Serial.println("Waiting");}
}
void testContinuity(int x, int y){
  if(digitalRead(x)==LOW){
    digitalWrite(y, HIGH);
  } else {
    digitalWrite(y, LOW);
  }
}
}

```

C. Diagramas do sistema de medição





TITLE: Transmissor

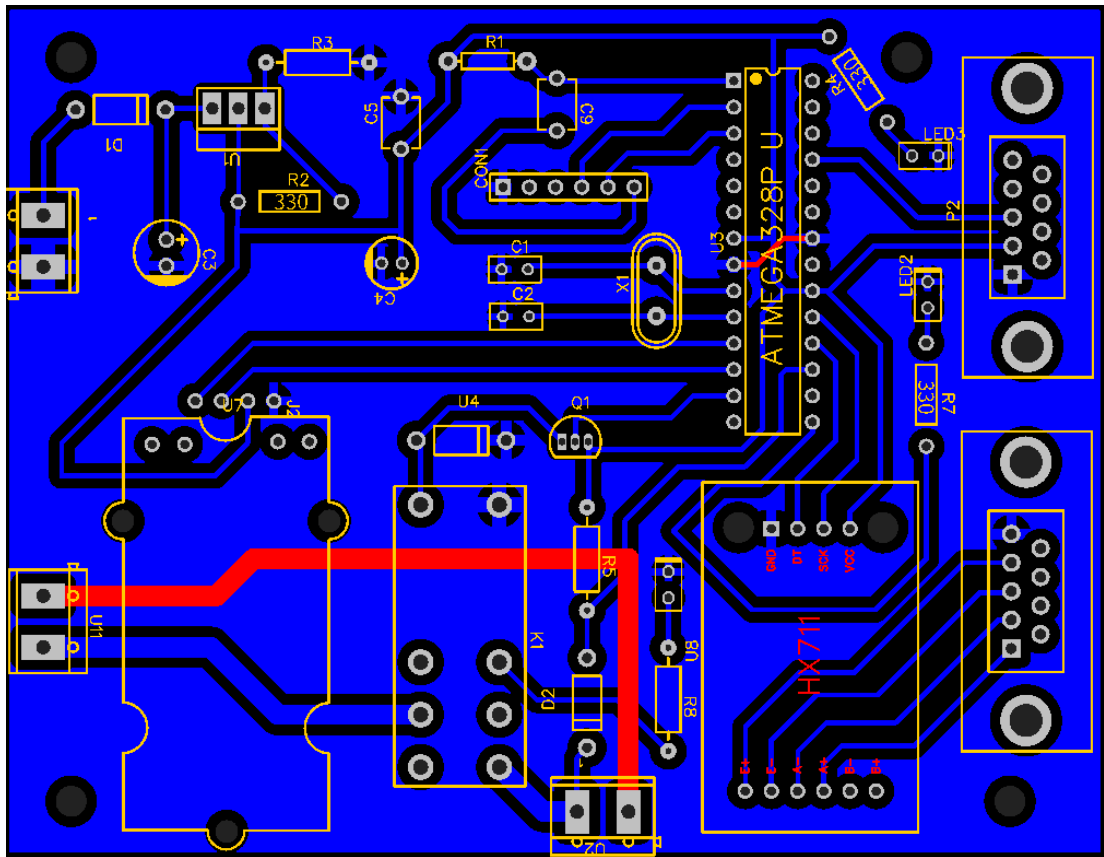
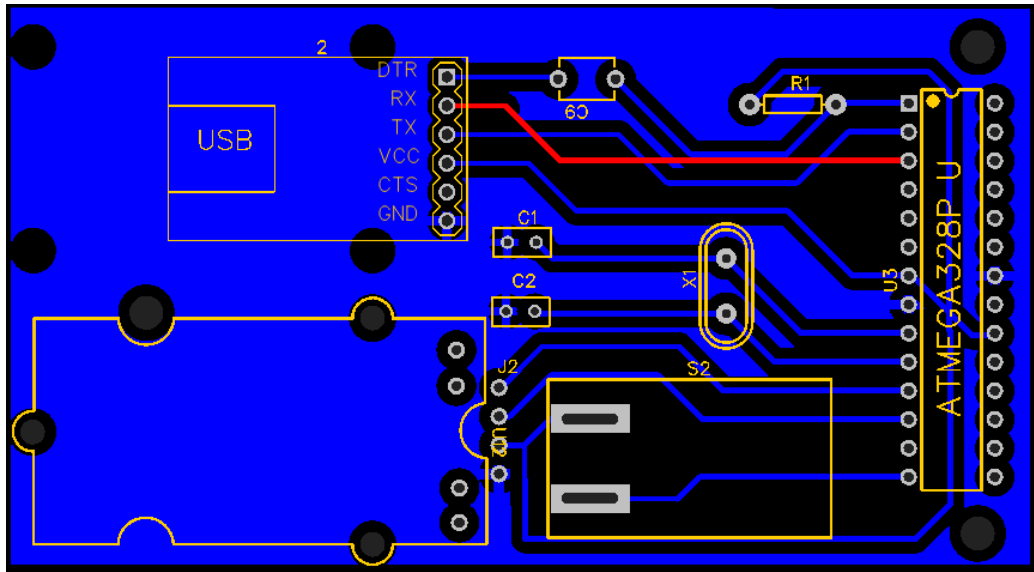
Company: Fênix Rocket Team

Date: 2022-08-19

Drawn By: Alexandre Reis

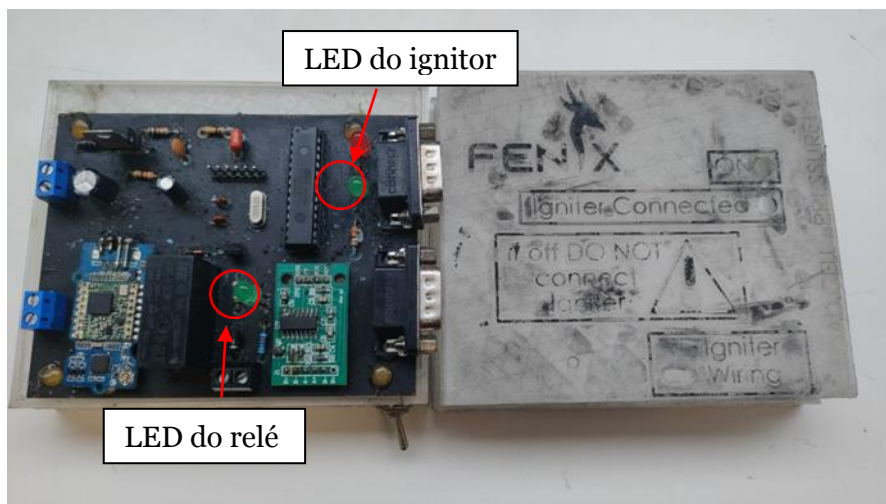
REV: 1.0

Sheet: 1/1



D. Procedimento de testes estáticos

1. Montar motor
2. Montar sistema na bancada de testes
3. A partir deste passo apenas 2 pessoas permanecem perto do motor.
4. Meter igniter dentro do motor sem estar conectado ao sistema de transmissão de dados
5. Ligar o sistema de transmissão de dados (STD)
6. Ir para local seguro (500 m)
7. Teste de transmissão de dados
 - 7.1. Conectar sistema de receção de dados (SRD) a um computador
 - 7.2. Abrir o programa de registo dos dados Coolterm e começar a gravar
 - 7.3. Dar falsa ignição de teste
 - 7.4. Ver se os dados dos sensores estão estáveis. Se estiverem estáveis prosseguir, senão desconectar e conectar as fichas dos sensores, desligar os sistemas e voltar ao passo 5
8. Desconectar o SRD do computador
9. Desligar o STD, esperar 10 segundos, voltar a ligar
10. Verificar se o LED da posição do relé está aceso. Se estiver aceso prosseguir, senão desligar os sistemas e voltar ao passo 5



11. Conectar os fios do igniter e verificar que o LED de continuidade acende
12. Ir para local seguro (500 m)
13. Garantir que ninguém está na zona de perigo
14. Conectar sistema de aquisição de dados a um computador
15. Abrir o programa de registo dos dados e começar a gravar
16. Dar ignição
17. Se não houver ignição no intervalo de 1 minuto

- 17.1. Desligar o SRD do computador e tornar a ligar, e enviar novamente o comando de ignição (repetir pelo menos 2x)
- 17.2. Caso o problema persista, esperar 15 minutos antes de desligar o SRD e abordar a bancada de teste
 - 17.2.1. Desligar o STD
 - 17.2.2. Retirar o igniter do motor e inspecionar
 - 17.2.3. Caso o igniter tenha ardido, substituir o igniter e recomeçar o processo no passo 4
 - 17.2.4. Caso o igniter não tenha ardido, abortar o teste e resolver os problemas existentes no sistema

E. Procedimento de produção de inibidor

O inibidor permite uma fácil extração do grão de dentro de molde. Para produzir o inibidor foi construído um aparelho que permite enrolar o papel e espalhar a epóxi com facilidade à volta de um mandril de aço com o diâmetro externo do grão.



Materiais

- 2 x folhas de papel kraft 98x140 cm
- Cola UHU stic
- Resina epóxi
- Balde
- Espátula
- Fita cola
- Serrote
- Martelo borracha

Procedimento

1. Colar com cola UHU as duas folhas de papel kraft pelo lado menor
2. Colar os vários mandris uns aos outros, alinhados, com fita cola
3. Nas pontas do conjunto dos mandris inserir um círculo em roofmate, com espessura 2cm, e com um furo central quadrado com 2cm de lado
4. Inserir o veio através dos mandris e montar o aparelho
5. Colar com cola batom uma das pontas menores das folhas aos mandris, bem alinhada.
6. Verificar que está colado de forma a enrolar sem desviar para os lados (+- 5cm)

7. Enrolar duas voltas sem epóxi
8. Ajustar o tubo redondo menor de modo a encostar no papel sem forçar
9. Preparar num balde a quantidade de epóxi adequada (~200g)
10. Aplicar epóxi e espalhar com uma espátula numa secção de 50cm de comprimento
11. Enrolar esta secção e repetir o processo até chegar ao fim do papel
12. Deixar secar pelo menos 12h
13. Cortar uma tira em cada ponta do inibidor com espessura suficiente para retificar o desvio do papel. Quando o papel foge para o lado costuma ficar colado ao aço.
14. Com um serrote dividir o inibidor em secções com o comprimento desejado, com margem para erro (+5cm), sem riscar o mandril.
15. Começar numa ponta a tentar retirar secção a secção. Tentar rodar, puxar e martelar o mandril.

Melhoramentos futuros

- Imprimir em 3d centros para as pontas dos mandris
- Produzir mais um mandril em aço para possibilitar a produção de 1m de inibidor
- Experimentar spray de teflon para diminuir a aderência ao mandril e facilitar o desmolde