

MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO  
INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA DO AMAZONAS  
CAMPUS MANAUS CENTRO  
ENGENHARIA MECÂNICA

TAINA LUIS NERY DE SOUZA

EFICIÊNCIA ENERGÉTICA EM MOTORES A REAÇÃO DO TIPO PULSO-JATO  
VALVULADO

MANAUS-AM

MAR/2021

TAINA LUIS NERY DE SOUZA

EFICIÊNCIA ENERGÉTICA EM MOTORES A REAÇÃO DO TIPO PULSO-JATO  
VALVULADO

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Instituto Federal de Educação Ciência e Tecnologia do Amazonas, Campus Manaus Centro, Curso de Bacharelado em Engenharia Mecânica, como requisito parcial para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Francisco das Chagas  
Mendes dos Santos

Co-Orientador: Prof. Dr. Ailton Gonçalves  
Reis

MANAUS-AM

MAR/2021

**Biblioteca do IFAM- Campus Manaus Centro**

---

S729e Souza, Taina Luis Nery de.  
Eficiência energética em motores a reação do tipo pulso-jato valvulado /  
Taina Luis Nery de Souza. – Manaus, 2020.  
96 p. : il. color.

Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Mecânica) – Instituto  
Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Amazonas, *Campus Manaus*  
Centro, 2020.

Orientador: Prof. Dr. Francisco das Chagas Mendes dos Santos.  
Coorientador: Prof. Dr. Ailton Gonçalves Reis.

1. Engenharia mecânica. 2. Eficiência energética. 3. Consumo. 4. Pulso-  
jato. 5. Ciclo de Lenoir I. Santos, Francisco das Chagas Mendes dos.  
(Orient.) II. Reis, Ailton Gonçalves (Coorient.) III. Instituto Federal de  
Educação, Ciência e Tecnologia do Amazonas IV. Título.

CDD 621

TAINA LUIS NERY DE SOUZA

EFICIÊNCIA ENERGÉTICA EM MOTORES A REAÇÃO DO TIPO PULSO-JATO VALVULADO

Trabalho Conclusão do Curso de Engenharia Mecânica do Instituto de Educação, Ciência e Tecnologia do Amazonas do Campus Manaus Centro como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.  
Orientador: Prof. Dr. Francisco das Chagas Mendes dos Santos.

Aprovado em 05 de abril de 2021.

BANCA EXAMINADORA

*(Assinado digitalmente em 24/04/2021 08:06)*

**FRANCISCO DAS CHAGAS MENDES DOS SANTOS**  
*PROFESSOR ENS BASICO TECN TECNOLOGICO*  
*Matrícula: 1177659*

---

Prof. Dr. FRANCISCO DAS CHAGAS MENDES DOS SANTOS  
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Amazonas (IFAM)

*(Assinado digitalmente em 12/05/2021 14:05)*

**JOAO NERY RODRIGUES FILHO**  
*PROFESSOR ENS BASICO TECN TECNOLOGICO*  
*Matrícula: 267939*

---

Prof. Msc. JOÃO NERY RODRIGUES FILHO  
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Amazonas (IFAM)

*(Assinado digitalmente em 23/04/2021 08:42)*

**MARIA STELA DE VASCONCELOS NUNES DE MELLO**  
*PROFESSOR ENS BASICO TECN TECNOLOGICO*  
*Matrícula: 267708*

---

Prof. Msc. MARIA STELA DE VASCONCELOS NUNES DE MELLO  
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia do Amazonas (IFAM)

MANAUS  
2021

## **AGRADECIMENTOS**

Á Luiz Gomes de Souza Júnior, meu pai, por ter me apoiado em todas as coisas malucas que eu decidi construir nesta vida.

Á Tainara Dos Reis Monteiro por ter me aturado e me escutado, inúmera vezes, enquanto falava tudo sobre esse projeto ainda que ela não entendesse nada.

Ao orientador Dr. Francisco das Chagas Mendes dos Santos que, pela terceira vez, me deu total confiança e liberdade na produção de um projeto.

Ao co-orientador Prof. Dr. Ailton Gonçalves Reis, pela paciência em me apontar o caminho certo a seguir.

## RESUMO

Neste trabalho, o desempenho de um motor Pulso-Jato valvulado foi estimado numericamente tendo como base o ciclo termodinâmico de Lenoir. Com esses dados foi possível simular e construir um protótipo eficaz em seu funcionamento. Embora esse tipo de motor tenha muitas vantagens em relação aos convencionais, ainda apresenta muitos problemas para aplicação na propulsão de dispositivos devido à sua baixa eficiência energética, calor excessivo e altos níveis de ruído. São motores que possuem uma construção muito simples, baixo custo e conseguem operar com diversos tipos de combustíveis. Infelizmente o alto consumo de combustível impede que o modelo seja empregado de forma prática. Este trabalho consiste numa compilação de informações acerca do funcionamento de um Pulso-Jato valvulado, visando entender sua construção e o real motivo de sua baixa eficiência, analisando formas de mitigá-la.

**Palavras Chaves:** Eficiência Energética, Consumo, Pulso-Jato, Ciclo de Lenoir

## **ABSTRACT**

In this work, the performance of a Pulse-Jet valve engine was estimated numerically based on the Lenoir thermodynamic cycle. With these data it was possible to simulate and build an effective prototype in its operation. Although this type of engine has many advantages over conventional ones, it still presents many problems for application in the propulsion of devices due to its low energy efficiency, excessive heat and high noise levels. They are engines that have a very simple construction, low cost and can operate with different types of fuels. Unfortunately, the high fuel consumption prevents the model from being used in a practical way. This work consists of a compilation of information about the operation of a pulse-jet, aiming to understand its construction and the real reason for its low efficiency, analyzing ways to mitigate it.

**KEYWORDS:** Energy Efficiency, Consumption, Pulse-Jet, Lenoir Cycle

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Principais partes de um motor Pulso-Jato .....	16
Figura 2 - Pulso-Jato de Marconnet .....	18
Figura 3 - Pulso-Jato idealizado por Schmidt .....	19
Figura 4 - Diagrama do míssil V-1 .....	20
Figura 5 - Design de Bertin, batizado de “Escopette” .....	21
Figura 6 - Exemplar do modelo de Logan, manual de instruções .....	22
Figura 7 - Modelo de Lockwood, ciclo de combustão .....	23
Figura 8 - Sistema de forças em a) equilíbrio b) desequilíbrio .....	24
Figura 9 - Ciclo de funcionamento do Pulso-Jato .....	35
Figura 10 - Diagrama P-V (Pressão/Volume) do ciclo de Lenoir .....	36
Figura 11 - Diagrama T-S (Temperatura/Entropia) do ciclo de Lenoir .....	37
Figura 12 - Estado geral de tensão .....	45
Figura 13 - Equilíbrio por unidade de comprimento entre tensão radial e tensão circunferencial .....	46
Figura 14 - Equilíbrio por unidade de comprimento entre pressão interna e tensão longitudinal .....	47
Figura 15 - Modelo genérico utilizado na simulação .....	54
Figura 16 - Vista do quadrante simulado já com a malha distribuída .....	55
Figura 17 - Estado inicial do ciclo de detonação .....	56
Figura 18 - Início da detonação no interior da câmara .....	57
Figura 19 - Expulsão dos gases quentes de combustão .....	57
Figura 20 - Retorno da chama e realimentação da mistura na câmara. ....	58
Figura 21 - Pressão interna no instante da detonação. ....	58
Figura 22 - Perspectiva explodida do projeto .....	59
Figura 23 - Vista isométrica do corpo da válvula .....	60
Figura 24 - Vista isométrica do conjunto do bocal difusor .....	61
Figura 25 - Vista isométrica do cone difusor .....	62
Figura 26 - Vista isométrica do retém da pétala .....	63
Figura 27 - Vista isométrica da pétala .....	64



Figura 28 - Vista isométrica da câmara de combustão em corte .....	65
Figura 29 - Vista isométrica do cone de redução em corte .....	66
Figura 30 - Vista isométrica do tubo de escapamento em corte .....	67
Figura 31 - Bico injetor de gás .....	68
Figura 32 - Comparação do modelo CAD com o protótipo .....	69
Figura 33 - Detalhe da vela de ignição dentro da câmara .....	69
Figura 34 - Centelhador utilizado para alimentar a vela de ignição .....	70
Figura 35 - Fases da combustão: a) Início da combustão (mistura pobre, chama amarelada); b) Introdução de ar na câmara (mistura rica, chama esverdeada); Equilíbrio da mistura (chama azulada).....	71
Figura 36 -Centelhas sendo expelidas pelo escapamento .....	71
Figura 37 - Lata de Butano utilizada nos testes.....	72
Figura 38 - Ilustração do funcionamento do pós-combustor .....	75
Figura 39 - Exemplo de um pós-combustor em funcionamento.....	75
Figura 40 - Exemplo de válvula palheta utilizada no bico injetor pra sincronizar a injeção de combustível na câmara .....	76

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Ar atmosférico (seco) composição simplificada .....	26
Tabela 2 - Peso atômico dos principais elementos para cálculo estequiométrico da combustão .....	26
Tabela 3 - Medidas teóricas do protótipo em unidades métricas .....	53
Tabela 4 - Dados da malha .....	55

# SUMÁRIO

<b>1. INTRODUÇÃO.....</b>	<b>13</b>
<b>2. REFERENCIAL TEÓRICO .....</b>	<b>15</b>
2.1 MOTORES PULSO-JATO.....	15
2.2 ASPECTOS GERAIS .....	16
2.3 HISTÓRIA DO PULSO-JATO.....	18
2.4 TIPOS DE PULSO-JATOS.....	23
2.5 IMPULSO.....	24
2.6 COMBUSTÃO .....	25
<b>2.6.1 Estequiometria Da Combustão .....</b>	<b>25</b>
<b>2.6.2 Proporção Ar/Combustível .....</b>	<b>27</b>
<b>2.6.3 Motores De Detonação Pulsada .....</b>	<b>28</b>
2.7 OSCILAÇÕES DA CÂMARA DE COMBUSTÃO .....	29
<b>2.7.1 Frequência De Pulso.....</b>	<b>30</b>
2.8 EFICIÊNCIA ENERGÉTICA.....	30
<b>2.8.1 Eficiência Energética Em Motores Pulso-Jato .....</b>	<b>31</b>
<b>2.8.2 Consumo Esperado .....</b>	<b>32</b>
2.9 CICLOS DE POTÊNCIA A GÁS.....	33
<b>2.9.1 O Ciclo Pulso-Jato .....</b>	<b>34</b>
<b>2.9.2 O Ciclo De Lenoir Aplicado Ao Pulso-Jato.....</b>	<b>35</b>
<b>2.9.3 Eficiência Térmica do Ciclo De Lenoir.....</b>	<b>37</b>
2.10 ANÁLISE TERMODINÂMICA.....	38
<b>2.10.1 Combustão ideal .....</b>	<b>38</b>
2.11 RESISTÊNCIA DOS MATERIAIS: VASOS DE PRESSÃO .....	44
<b>2.11.1 Análise De Tensões Em Vasos De Pressão Cilíndricos .....</b>	<b>45</b>
2.12 ESPESSURA MÍNIMA DA PAREDE .....	47
2.13 DIÂMETRO E COMPRIMENTO DOS COMPONENTES DO MOTOR .....	48
<b>2.13.1 Válvula De Admissão .....</b>	<b>50</b>
<b>2.13.2 Câmara De Combustão .....</b>	<b>51</b>
<b>3. METODOLOGIA.....</b>	<b>54</b>

3.1 GEOMETRIA - ANSYS DESIGNMODELER .....	54
3.2 MALHA - ANSYS WORKBENCH MESH.....	54
3.3 PROPRIEDADES E CONDIÇÕES E BORDA - FLUENT™.....	55
3.4 RESULTADOS DA SIMULAÇÃO .....	56
3.5 CONSTRUÇÃO.....	59
<b>3.5.1 Conjunto De Admissão .....</b>	<b>59</b>
<b>3.5.2 Corpo Da Válvula .....</b>	<b>59</b>
<b>3.5.3 Bocal Difusor .....</b>	<b>60</b>
<b>3.5.4 Cone Difusor.....</b>	<b>61</b>
<b>3.5.5 Retém Da Válvula .....</b>	<b>62</b>
<b>3.5.6 Pétala .....</b>	<b>63</b>
<b>3.5.7 Câmara De Combustão .....</b>	<b>64</b>
<b>3.5.8 Tubo De Descarga E Cone De Redução .....</b>	<b>65</b>
<b>3.5.9 Injetor De Gás.....</b>	<b>67</b>
<b>4. APRESENTAÇÃO E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS.....</b>	<b>68</b>
4.1 CONSUMO E EFICIÊNCIA .....	72
4.2 MELHORANDO A EFICIÊNCIA .....	73
4.2.1 Pós-Combustor .....	73
4.2.2 Injeção Sincronizada de Combustível .....	75
<b>5. CONSIDERAÇÕES FINAIS.....</b>	<b>77</b>
<b>REFERÊNCIAS .....</b>	<b>79</b>
<b>APÊNDICES.....</b>	<b>82</b>
<b>APÊNDICE A - VISTA FRONTAL DO CORPO DO PROTÓTIPO.....</b>	<b>82</b>
<b>APÊNDICE B - VISTA LATERAL DO CORPO DO PROTÓTIPO .....</b>	<b>82</b>
<b>APÊNDICE C - VISTA FRONTAL E LATERAL DO CORPO DA VÁLVULA .....</b>	<b>83</b>
<b>APÊNDICE D - VISTA FRONTAL E LATERAL DA PÉTALA.....</b>	<b>83</b>
<b>APÊNDICE E - VISTA FRONTAL E LATERAL DO RETÉM DA PÉTALA .....</b>	<b>84</b>
<b>APÊNDICE F - VISTA FRONTAL E LATERAL DO CONE DIFUSOR .....</b>	<b>84</b>
<b>APÊNDICE G - VISTA FRONTAL E LATERAL DO PARAFUSO DO EIXO DA VÁLVULA.....</b>	<b>85</b>
<b>APÊNDICE H - VISTA FRONTAL E LATERAL DO BOCAL DIFUSOR .....</b>	<b>85</b>

<b>APÊNDICE I - VISTA FRONTAL E LATERAL DO BICO INJETOR.....</b>	<b>86</b>
<b>ANEXOS.....</b>	<b>87</b>
<b>ANEXO A - PARÂMETROS GERAIS UTILIZADOS NO FLUENT™ .....</b>	<b>87</b>
<b>ANEXO B - PARÂMETRO DO MODELO DE ENERGIA UTILIZADO NO FLUENT™ ....</b>	<b>88</b>
<b>ANEXO C - PARÂMETRO DO MODELO DE VISCOSIDADE DO FLUIDO DE TRABALHO UTILIZADO NO FLUENT™ .....</b>	<b>89</b>
<b>ANEXO D - PARÂMETROS DO MODELO DE RADIAÇÃO UTILIZADO NO FLUENT™</b>	<b>90</b>
<b>ANEXO E - PARÂMETROS DO MODELO DE COMBUSTÃO UTILIZADO NO FLUENT™. ....</b>	<b>91</b>
<b>ANEXO F - CONDIÇÃO DE CONTORNO DA MISTURA (VAZÃO MÁSSICA) .....</b>	<b>92</b>
<b>ANEXO G - CONDIÇÃO DE CONTORNO DA MISTURA (FRAÇÃO).....</b>	<b>93</b>
<b>ANEXO H - MÉTODOS DE SOLUÇÃO UTILIZADO NO FLUENT™ .....</b>	<b>94</b>
<b>ANEXO I - VALORES DE PARTIDA UTILIZADO NO FLUENT™ .....</b>	<b>95</b>
<b>ANEXO J - PARÂMETROS PARA SIMULAÇÃO UTILIZADO NO FLUENT™ .....</b>	<b>96</b>
<b>ANEXO K - TERMO DE COMPROMISSO DO ORIENTADO .....</b>	<b>97</b>

## 1 INTRODUÇÃO

Os motores à reação são equipamentos nos quais a energia térmica proveniente da queima de um combustível mais um comburente é convertida em trabalho útil. Infelizmente, se tratando de eficiência, essa energia produzida na combustão não é totalmente utilizada na produção de trabalho e perdas em forma de calor, vibração ou atrito são comumente notadas.

De acordo o Instituto Nacional de Eficiência Energética (INEE, 2017), para toda atividade que envolve uso de energia, inevitavelmente, há perdas para o meio ambiente que fogem do propósito do trabalho. A eficiência energética então está inversamente ligada ao quão mínimas são as perdas de energia no processo de conversão da energia proveniente da combustão em trabalho.

Existem diversos tipos de motores a reação, sendo mais comum os do tipo Turbo-jato e Turbo-fan, visto principalmente na aviação comercial. Dentre esta gama de motores existem os motores do tipo Pulso-jato, que operam com física semelhante e compartilham dos mesmos problemas em questões energéticas, tendo como agravante a necessidade de calor excessivo para seu bom funcionamento. Isso torna o Pulso-jato uma excelente fonte de calor mas uma fonte ineficiente de propulsão, essa que é sua principal finalidade.

Segundo O'brien (1974), os motores Pulso-jato do tipo valvulado é destacado na literatura como sendo um motor de baixa eficiência energética, mas ainda assim apresentam ganhos quando comparado aos do tipo não valvulado. Neste trabalho demonstramos tal ineficiência através de cálculos e também pôde ser comprovado em experimentos do protótipo fabricado. Essa baixa eficiência contribuiu para que as pesquisas acerca deste motor fossem descontinuadas a partir dos anos 80 e não encontramos uso prático para mesmo nos dias atuais. Atualmente o motor Pulso-jato é utilizado apenas como objeto de estudo entre entusiastas e hobbistas em aerodelismo. O motor Pulso-jato teve seu ápice na Segunda Grande Guerra e foi precursor dos motores movidos a propelente, esses que se mostram muito mais eficientes. A questão que nos norteou a este trabalho foi justamente explorar e

entender: O quê causa a baixa eficiência energética neste tipo de motor e como podemos contorna-la?

Inicialmente foram indicados vários fatores que poderiam acarretar um mau desempenho dos motores pulsados. A umidade relativa do ar de admissão, a escolha dos materiais utilizados na fabricação, o tipo de combustível utilizado, geometria do motor, tempo de alimentação, temperatura da câmara de combustão, entre outros.

O estudo de contorno e controle da baixa eficiência no motor Pulso-jato, que possui uma fabricação simplificada e um custo baixo de construção e operação, contribui para o desenvolvimento de conhecimento de base na área de Propulsão visto que de acordo com Engelmann (1992), o motor Pulso-jato foi utilizado com esse propósito pelos engenheiros alemães durante as décadas de 30 e 40 e foi o precursor dos motores a propelente "V2", esse que é o alicerce da ciência atual de foguetes.

O modelo matemático baseado no ciclo termodinâmico de Lenoir proposto por O'brien (1974) nos deu uma ideia do comportamento esperado através de dados obtidos pelas equações que o autor apresenta. Com as instruções de construção e montagem descritas por Simpson (2004), foi possível desenvolver uma simulação em CFD e através desta foi possível construir um protótipo funcional. As equações demonstradas por Sheet (2019) nos deram um referencial sobre o que esperar se tratando de eficiência energética e ao longo do trabalho foi possível perceber divergências entre o obtido e o esperado.

Auferindo as condições de contorno e controle da baixa eficiência energética do motor em estudo e havendo resultado positivo, seria possível realizar o levantamento de viabilidade técnica e econômica para a construção de um protótipo instrumentado, dedicado a colher informações sobre as condições de operação do motor.

Nossa pesquisa busca avaliar quais parâmetros relacionam a eficiência energética e os componentes de operação de um Pulso-jato valvulado, utilizando-se de alternativas, para obtenção de melhorias no consumo de combustível e manutenção ou incremento da potência do mesmo.

## 2 REFERENCIAL TEÓRICO

A criação e o desenvolvimento de motores a reação foi importante para a história da propulsão de foguetes. Hoje, vemos o resultado do uso dessa tecnologia, seja na recente retomada na exploração espacial com o envio de robôs a Marte ou na defesa do território e da soberania nacional com a utilização de armamento. Vivemos em um contexto que diversas tecnologias foram melhoradas ou impulsionadas pela criação de motores a reação.

Tais motores surgiram como a solução para se obter deslocamento em velocidades e altitudes elevadas. Apesar dos foguetes atuais terem surgido durante a Segunda Guerra Mundial, alguns experimentos e invenções mostram que muito do conhecimento necessário à utilização destes motores já estava disponível há muito tempo e tudo se deu início com o motor de combustão pulsada.

### 2.1 MOTORES PULSO-JATO

Segundo Simpson (2004), o pulso-Jato é um motor a jato de fluxo instável, sem compressor e sem pré-compressão na admissão do conjunto combustível/comburente. É um motor mecanicamente muito simples e consiste basicamente em um difusor de entrada que leva o ar de admissão a um conjunto de válvulas de retenção de fluxo, seguidos por uma câmara de combustão e um tubo que serve como escapamento para os gases da combustão, como mostra a Figura 1.

Ele explica que o sistema de injeção de combustível pode estar localizado tanto à jusante quanto à montante da válvula de admissão, sendo mais comum à jusante. O ar que flui para dentro do motor através da válvula é misturado com o combustível e então é inflamado.

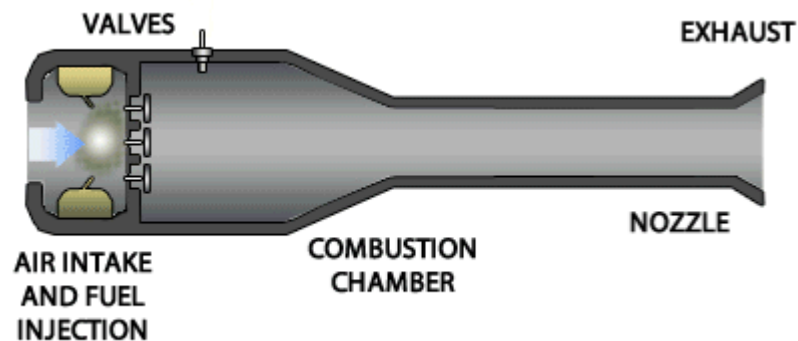
Simpson (2004) mostra que como resultado da explosão temos então o aumento da pressão dentro da câmara de combustão, a válvulas de retenção na entrada se fecha e os gases de escape se expandem para fora da câmara através do tubo de escapamento. A exaustão dos gases queimados gera ondas de expansão que reduzem a pressão atrás das válvulas de retenção até que elas se abram novamente e uma



nova carga de ar entre. A partir daí o ciclo se repete. Uma faísca é necessária apenas para iniciar, pois após o primeiro ciclo os gases quentes do ciclo anterior inflamam a nova mistura.

Existem motores Pulso-Jato de configuração valvulada, que possuem válvulas de acionamento mecânico, e não valvulada, que possuem o que na literatura chamam de válvula aerodinâmica.

Figura 1 - Principais partes de um Motor Pulso-Jato



Fonte: Tenor (2019)

De acordo com O'brien (1974) esse ciclo opera pelo fenômeno conhecido como Efeito Kadenacy que se refere a um efeito das ondas de pressão dos gases. Resumidamente, o momento inercial do gás de escape que sai da câmara de combustão de um motor de combustão interna cria uma queda de pressão na mesma que auxilia o fluxo de admissão de uma nova carga de ar, ou mistura ar-combustível. Esse fenômeno se faz presente nos motores pulso-jato e também nos motores dois tempos.

## 2.2 ASPECTOS GERAIS

Simpson (2004) destaca que um aspecto importante deste tipo de motor em relação a outros motores à reação é justamente sua simplicidade. Embora os fundamentos físicos necessários para sua operação sejam um tanto quanto complexos, a construção do protótipo, especialmente os do tipo não valvulado, é bem simples.

Esse fato por si só coloca o Pulso-Jato como um precursor no estudo da propulsão. Vale ressaltar também que esse motor pode ser uma excelente fonte de micro-aquecimento. O custo é significativamente reduzido dado sua natureza simplista. Como o próprio nome diz, o Pulso-Jato tem uma propriedade peculiar de pulsar a combustão no seu interior, sendo assim, não há queima constante a uma pressão constante, como ocorre nos outros motores a jato.

Ogorelec (2005) informa que o Pulso-Jato é o único motor a jato que mostra uma ganho de pressão entre a entrada e o escape, todos os outros têm sua pressão mais alta criada na extremidade de entrada da câmara e a partir desse ponto, a pressão cai. É justamente esse gradiente decrescente de pressão que impede que os gases quentes gerados na câmara de combustão sejam forçados através da entrada. Isso faz com que o gás se mova apenas em direção ao bico de escape no qual a pressão é convertida em velocidade. Já em um motor Turbo-Jato, grande parte da energia gerada será utilizada para girar o compressor, outra parte será pedida na forma de calor e apenas o restante fornecerá impulso.

Ele aponta que a principal limitação dos motores Pulso-Jato é que eles são extremamente ineficientes em termos de consumo quando comparados a outros modelos de motores a reação. Portanto, é necessário muito mais combustível para uma aeronave ter um alcance de voo significativo e isso aumentaria muito o peso. Outra limitação considerável dos motores pulso jato é a ação pulsante necessária para a operação que cria altos níveis de ruído e vibração durante a operação. Essas vibrações contribuem significativamente para a fadiga de qualquer estrutura da aeronave e amortecedores pesados e caros são necessários para negar uma quantidade substancial desses efeitos. Os motores Pulso-Jato também têm uma vida útil relativamente curta devido à fluência e fadiga causada pela alta temperatura do material durante a operação.

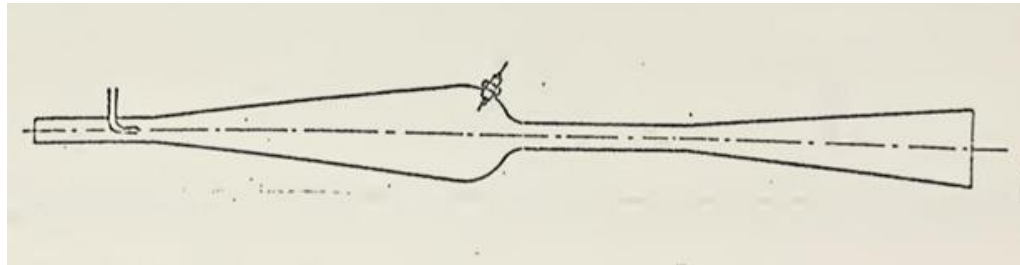
### 2.3 HISTÓRIA DO PULSO-JATO

De acordo com O'Brien (1974), é reconhecido há algum tempo que a combustão em volume constante tem o potencial de melhorar a eficiência térmica quando comparada com a combustão a pressão constante.

O'Brien (1974) aponta que primeiro conceito de um motor a jato por pulsos de combustão é do final do século 19 e aparece em uma publicação de Nikolai Egorovich. O artigo intitulado, 'Força de reação de fluxo oscilante', é a primeira referência ao 'Pulso-Jato'. O assunto do artigo foi desenvolvido em duas outras edições subsequentes e publicado em 1885 e 1908.

Já em 1909, Marconnet foi o pioneiro em propor o uso de motores de combustão pulsada para a propulsão a jato de aviões, sua configuração pode ser vista na Figura 2.

Figura 2 - Pulso-Jato de Marconnet

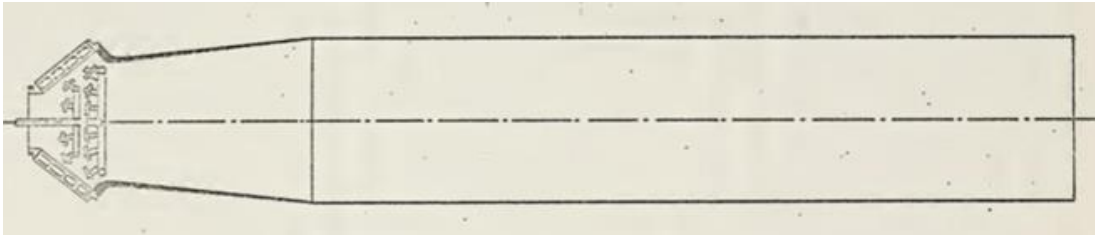


Fonte: O'Brien (1974)

É possível notar que na configuração de Marconnet não existia válvula de admissão e sua configuração já se assemelhava muito aos designs atuais de motores não valvulados.

Aparentemente as ideias de Marconnet surgiram cedo demais para a tecnologia de sua época e não puderam ser aplicadas naquele momento. O'Brien (1974) aponta quesamente em meados da década de 1930, o inventor Alemão Paul Schmidt desenvolveu e testou o que chamou de "Schmidt Tube". Sua configuração era basicamente uma câmara de combustão com área constante, válvulas de admissão em umas extremidades e uma abertura na outra, como mostra a Figura 3.

Figura 3 - Pulso-Jato idealizado por Schmidt

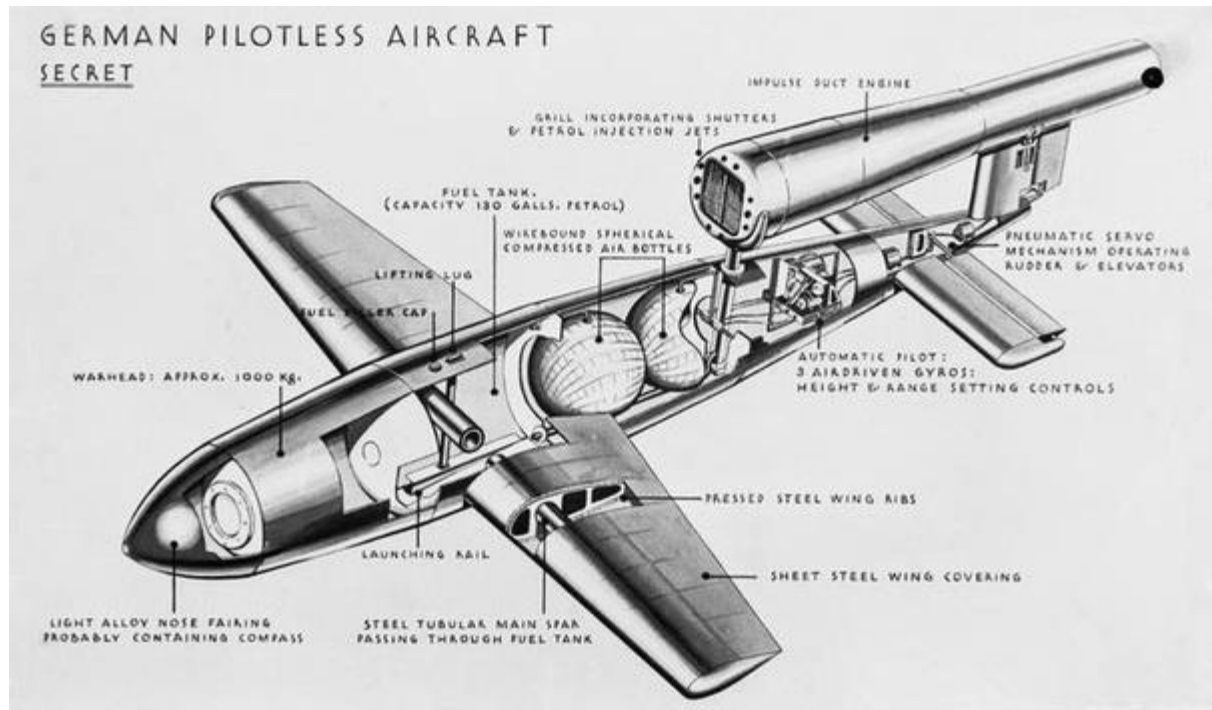


Fonte: O'Brien (1974)

O'Brien (1974) diz que nessa ocasião foi descoberto que o tubo poderia trabalhar sem uma vela de ignição se a válvula de admissão fosse dimensionada para isso. O potencial do motor de Schmidt foi investigado teoricamente por Busemann e ele concluiu que a eficiência do motor era relativamente baixa por conta da baixa pré-compressão da mistura ar/combustível dentro da câmara de combustão e isso o tornava inferior aos motores convencionais a pistão que já eram utilizados porém, afirmava que o motor de Schmidt era consideravelmente simples, barato e leve.

Com o passar dos anos e a chegada da Segunda Guerra Mundial na Alemanha, o governo alemão garantiu investimento para aprimorar o projeto de Schmidt e usando seu motor como base foi desenvolvido o motor a ser utilizado nos mísseis V-1, mais conhecidos como "BuzzBomb" dado ao enorme barulho que gerava quando estava em operação. Os mísseis V-1 foram utilizados na guerra e é considerado o pioneiro no uso de motores Pulso-Jato para propulsão. Na Figura 4, abaixo, podemos ver detalhes sobre o míssil e também a disposição do Pulso-Jato.

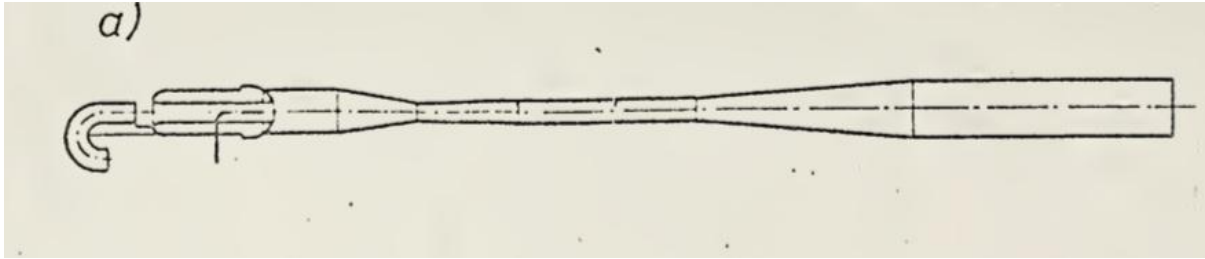
Figura 4 - Diagrama do míssil V-1



Fonte: Engelmann (1992)

O'Brien (1974) conta que após a segunda Grande Guerra, as pesquisas sobre o Pulso-Jato continuaram tanto na França quanto nos Estados Unidos. Na década de 1950, o inventor Bertin, na França, propôs e desenvolveu uma configuração sem válvula de admissão que chamou de "Escopette" visto na Figura 5. Diferentemente do modelo não valvulado de Marconnet, obteve sucesso. Sua configuração exibiu uma extraordinária redução no consumo e mais tarde foi utilizada em pequenos planadores.

Figura 5 - Design de Bertin, batizado de “Escopette”



Fonte: O'brien (1974)

Já nos Estados Unidos, houveram duas importantes colaborações para o aprimoramento dos motores Pulso-Jato, ocorridas entre 1950 e 1960. O projeto “Squid”, um esforço colaborativo entre a Marinha dos Estados Unidos e a Força Aérea que se empenharam em pesquisar e desenvolver todas as fontes potenciais de propulsão a jato disponíveis na época. Sob a direção de J.G. Logan o trabalho começou como uma investigação sobre modelos de pequena escala com objetivos fundamentais de pesquisa. Logan realizou a maioria dos testes em um conceito de design valvulado concebido em uma pequena escala, o Pulso-Jato com válvula margarida conhecido como Dynajet, veja Figura 6. Logan substituiu o tambor de válvulas por uma placa plana, fechando completamente o jato em uma extremidade e injetou combustível e ar diretamente na câmara de combustão. O projeto “Squid” investigou características de desempenho com diversos combustíveis e em várias configurações geométricas. O Pulso-Jato de Logan melhorou a taxa de liberação de calor e a eficiência do ciclo.

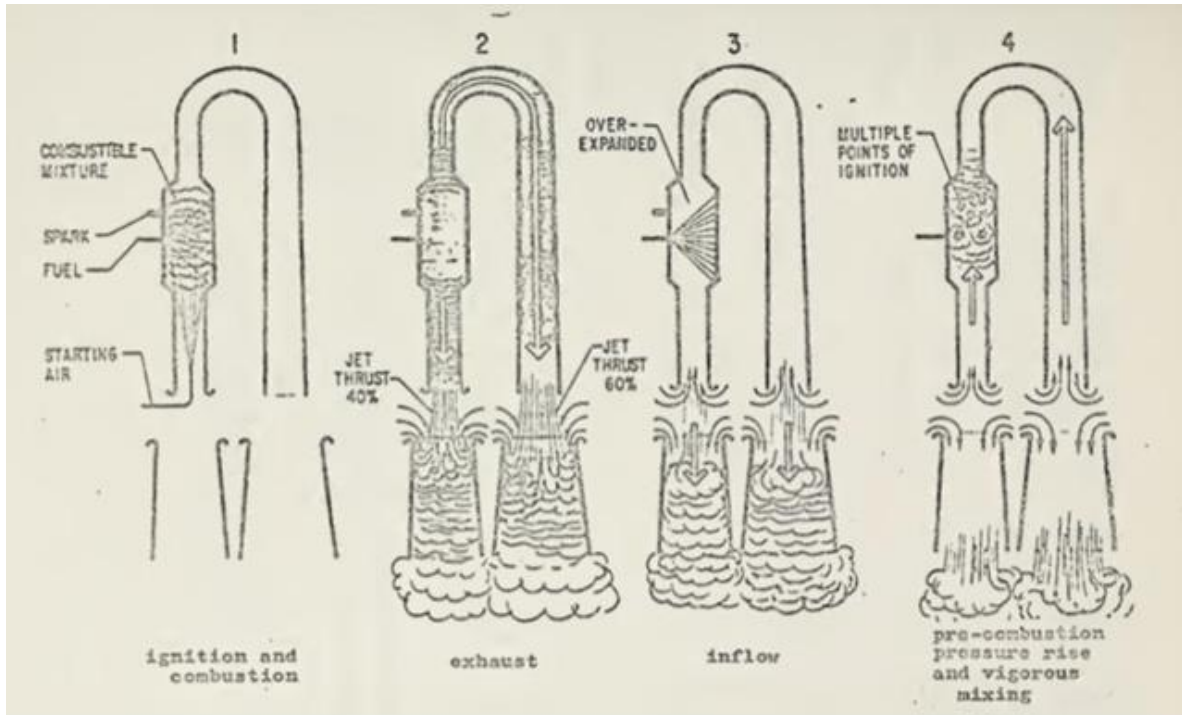
Figura 6 - Exemplar do modelo de Logan, manual de instruções.



Fonte: DynaJet (1966)

O'Brien (1974) sustenta que outra importante contribuição americana se deu em uma cooperação entre o Departamento de Armas Navais e a divisão de pesquisa avançada da Hiller Aircraft Corporation. Neste trabalho foram investigados motores Pulso-Jato não valvulados para o desenvolvimento de sistemas de propulsão, ocorrendo entre de 1961 a 1963. Inúmeros modelos foram desenvolvidos, produzidos e testados no decorrer do projeto, o mais conhecido destes modelos foi o design de Lockwood que está ilustrado na Figura 7.

Figura 7 - Modelo de Lockwood, ciclo de combustão.



Fonte: O'brien (1974)

## 2.4 TIPOS DE PULSO-JATOS

Simpson (2004) descreve dois tipos principais de motores Pulso-Jato: O Pulso-Jato com válvula utiliza uma válvula mecânica para controlar o fluxo de ar na saída do motor, forçando o gás quente sair pela parte de trás apenas, permitindo que apenas ar limpo e mais combustível entre pela tomada de ar.

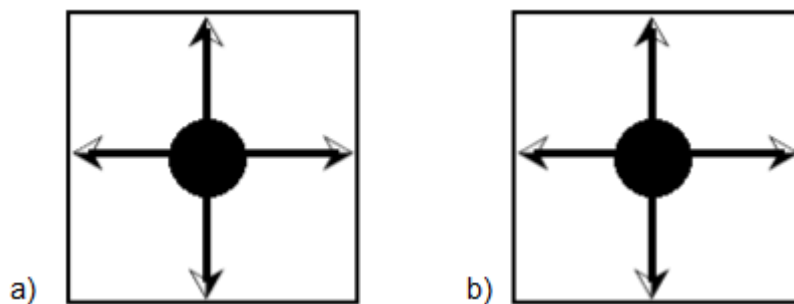
Já o Pulso-Jato sem válvula não possui partes móveis e apenas utiliza sua geometria para controlar o fluxo da exaustão do motor. Este tipo de motor expelle gases de exaustão tanto pela tomada de ar como pelo escape, apesar de que a maioria tenta fazer com que os gases saiam pelo escape para uma propulsão mais eficiente. Este modelo opera no mesmo princípio que um com válvula, mas a "válvula" é a geometria do motor.



## 2.5 IMPULSO

A Terceira Lei de Newton explica como um Pulso-Jato, ou qualquer outro motor a reação, cria impulso para se mover. Segundo Halliday (2009), *quando dois corpos interagem, as forças que cada corpo exerce sobre o outro são iguais em módulo e têm sentidos opostos*. Em suma, esses motores se empurram para frente porque também empurram gás de combustão para fora do escapamento com uma força igual. Uma situação de não equilíbrio precisa ser posta para que o motor consiga se locomover, veremos isso na figura 10.

Figura 8 - Sistema de forças em a) equilíbrio b) desequilíbrio

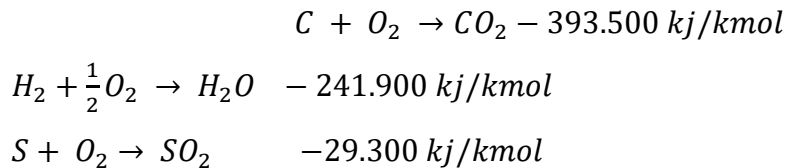


Fonte: Simpson (2004)

No sistema da esquerda temos uma força que pressiona toda a superfície interior de forma isotrópica e como resultado disso temos o equilíbrio das forças e conseqüentemente nenhum impulso é gerado. No sistema da direita temos algo semelhante a o interior de um Pulso-Jato, onde um dos lados é selado e o outro é descarga dos gases de combustão. Da mesma forma, temos uma força atuando em seu interior, mas dessa vez há um desequilíbrio na distribuição dessas forças. As forças pressionando a parte superior e inferior estão em equilíbrio, mas as forças atuando na parede esquerda não estão mais em equilíbrio com a força atuante no sentido contrário. É justamente esse desequilíbrio que gera o impulso.

## 2.6 COMBUSTÃO

Reações de combustão são reações químicas que envolvem a oxidação de um combustível. Materiais ou compostos são considerados combustíveis quando sua oxidação pode ser feita com liberação de energia suficiente para aplicação em determinada ação. Os principais elementos químicos que constituem um combustível são basicamente Carbono, Hidrogênio e em alguns casos, Enxofre. Estes elementos reagem com oxigênio e liberam de calor:



De acordo com Bizzo (2005), os combustíveis gasosos são usualmente misturas de gases que podem ser identificados individualmente. Para o propósito desse projeto a análise elementar do combustível é suficiente. Dada a análise elementar de um combustível em termos de C, H, O, S, etc., é possível calcular o requisito teórico de ar e a quantidade e composição dos produtos de combustão.

### 2.6.1 Estequiometria Da Combustão

Grande parte dos processos de combustão utiliza o ar ambiente como fonte de fornecimento de oxigênio para a combustão. O conhecimento das necessidades de ar para combustão, bem como da composição e volume dos produtos de combustão é fundamental para o projeto e controle de máquinas térmicas. A estequiometria química nos fornece os principais dados necessários aos cálculos de combustão.

Segundo Moraes (2008), o ar atmosférico é constituído por uma mistura de diversos gases, como o nitrogênio, oxigênio, gás carbônico e gases nobres. O oxigênio e o nitrogênio são os gases mais abundantes, sendo que os outros gases são encontrados em quantidades menores. Além dos gases citados, o ar atmosférico também apresenta vapor de água (cuja quantidade depende de alguns fatores como

clima, temperatura e local), que se apresenta na forma de neblina, nuvens e chuva. No ar também encontramos em suspensão poluentes, poeira e cinzas.

Tabela 1 - Ar atmosférico (seco) composição simplificada

<b>Elemento</b>	<b>Símbolo</b>	<b>% em volume</b>	<b>% em peso</b>	<b>Massa molecular k/mol</b>
Oxigênio	$O_2$	20,99	23,19	2
Nitrogênio e outros gases	$N_2$	79,01	76,81	28,2

Fonte: Feltre (2004)

Tabela 2 - Peso atômico dos principais elementos para cálculo estequiométrico da combustão

<b>Elemento</b>	<b>Peso Atômico</b>
Carbono	12
Hidrogênio	1
Oxigênio	16
Nitrogênio	14
Enxofre	32

Fonte: Feltre (2004)

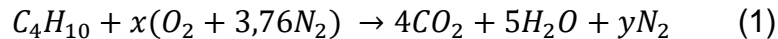
Os requisitos de energia da grande maioria dos processos são obtidos originalmente de combustíveis convencionais através de uma complexa cadeia de reações denominada combustão. Felizmente para a maioria das aplicações, esta situação de combustão potencialmente complicada pode ser reduzida a uma consideração sobre os materiais de partida e os produtos finais. Tal simplificação

facilita, por exemplo, o cálculo do ar ou do oxigênio necessário para um combustível, o desprendimento potencial de calor e temperatura e a composição ideal dos produtos gasosos de combustão produzidos.

### 2.6.2 Proporção Ar/Combustível

Bizzo (2005) discorre que qualquer combustível convencional requer, de acordo com sua composição, uma quantidade específica e calculável de oxigênio (e portanto de ar, uma vez que este é o agente comum de fornecimento) para atingir teoricamente uma reação completa. Menos do que essa quantidade vai produzir combustão incompleta e perda de calor potencial. Mais do que essa quantidade, gera perdas excessivas de gás de combustão e da temperatura.

Para determinar a proporção estequiométrica de ar/combustível para o Butano, gás que será utilizado como combustível nos testes do protótipo, o balanceamento da equação é feito levando-se em conta a conservação da massa dos elementos químicos.



A quantidade "x" é o número de moléculas de  $O_2$  necessários para a combustão completa do propano. Como a combustão é feita, no caso, com ar atmosférico, para cada molécula de oxigênio do ar, é considerado obrigatoriamente 3,76 moléculas de nitrogênio (relação de volumes entre os dois gases no ar atmosférico). A necessidade de oxigênio "x" é calculada fazendo-se o balanceamento dos átomos de oxigênio:

$$\begin{aligned} 2x &= (4 * 2) + 5 & (2) \\ x &= 6,5 \\ y &= 3,76x = 24,44 \end{aligned}$$

Isto significa que para cada mol de butano, ou cada volume de butano são necessários 6,5 volumes de oxigênio e conseqüentemente:

$$6,5 \cdot (1 + 3,76) = 30,94 \quad (3)$$

É conveniente para os combustíveis gasosos tomar-se uma base arbitrária de 100 volumes, metros cúbicos, ou qualquer unidade que seja apropriada. Para os constituintes ativos, as reações são escritas levando-se em conta o número de volumes presentes por 100 volumes da mistura. A proporção estequiométrica de ar/combustível para esta mistura gasosa em uma base de volume é, então, 30,94 : 1. Uma vez que a relação entre volumes, moléculas e moléculas-Kg estejam bem estabelecidas é um problema fácil converter em base de massa.

Para 1 mol de butano, que pesa 58kg, será necessário 30,9 mol de ar, que pesa 892,3 kg, ou seja, a relação A/C em massa é 15,4 : 1. A massa de ar necessária foi calculada multiplicando-se diretamente o índice "x" pelos pesos moleculares do oxigênio e nitrogênio, levando-se em conta a sua devida proporção:

$$(6,5 * 32) + (6,5 * 3,76 * 28) = 892,3 \quad (4)$$

$O_2N_2$

Bizzo (2005) destaca que para a maioria dos combustíveis sólidos e líquidos, tais equações exatas não são possíveis devido à complexidade delas e, em alguns casos, devido à sua composição indeterminada.

### 2.6.3 Motores De Detonação Pulsada

Antes de analisarmos o ciclo no qual o Pulso-Jato se sustenta, devemos primeiro entender a diferença entre detonação e deflagração.

Segundo Simpson (2004), deflagração é o processo de queima de combustível feito de forma relativamente amena. Uma das principais características da deflagração é que as chamas se propagam em velocidades subsônicas. Por outro lado, a detonação é considerada uma forma abrupta de combustão e essa reação violenta faz com que as chamas da combustão se propaguem a velocidades supersônicas.

O processo de detonação produz pressões maiores que o processo de deflagração. A busca ideal na combustão em um Pulso-Jato é justamente detonar muito mais que deflagrar, utilizando então a imensa pressão resultante para transformar em impulso.

## 2.7 OSCILAÇÕES DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

Conforme Crowe (1976) oscilações da câmara de combustão são fenômenos instáveis que ocorrem dentro da câmara de combustão e podem ser subdivididos em três categorias: acústico, choque e fluido-dinâmico. Quando a quantidade de energia que entra em um modo acústico de uma câmara de combustão é maior que a quantidade de energia que sai desse modo acústico, uma instabilidade acústica acontece. Câmaras de combustão que possuem mudanças muito abruptas em suas áreas podem contribuir para o surgimento de modos longitudinais, esses que são os mais comuns. Ainda segundo Crowe (1976), modos radiais e oblíquos são mais difíceis de ocorrer pois necessitam de temperaturas muito altas.

Se a intensidade de combustão for muito alta, ocorre então uma instabilidade de choque na câmara de combustão. Essa instabilidade pode se propagar acima da velocidade do som e em alguns casos podem ser originadas através de oscilações acústicas. A onda de choque é impulsionada por uma zona de combustão que acontece logo atrás da onda acústica e somente ocorre quando há uma distribuição adequada do propelente dentro da câmara.

A respeito das oscilações fluido-dinâmicas Crowe (1976) diz que elas são caracterizadas pela formação de vórtices na câmara de combustão. A descrição teórica dessa instabilidade é praticamente inexistente devido ao complicado fluxo não-linear (turbulento) envolvido. Com exceção da oscilação fluido-dinâmica que tem uma frequência baixa da ordem de vinte hertz, as oscilações da câmara de combustão são de frequência acústica ou superior.

Ainda segundo Crowe (1976), a amplitude dessas oscilações dentro da câmara de combustão pode contribuir desde a perda de eficiência na queima até a quebra da estrutura do motor.

### 2.7.1 Frequência De Pulso

Uma característica importante nos motores Pulso-Jato é sua frequência de operação. Segundo O'Brien (1974), para calcular a frequência de combustão é utilizado a equação de ressonância de Helmholtz para tubos pequenos:

$$f_e = \frac{c}{2\pi} \cdot \sqrt{\frac{S}{V \cdot L}} \quad (5)$$

Onde:

$S$  = A área da seção transversal do tubo

$V$  = Volume da câmara de combustão

$L$  = O comprimento do tubo

$C$  = Velocidade do som

## 2.8 EFICIÊNCIA ENERGÉTICA

De acordo com a Agência Nacional de Energia Elétrica (ANEEL), Eficiência Energética pode ser definida como uma atividade técnico-econômica, que tem por objetivo propiciar um uso otimizado de matéria prima fornecida pela natureza. Já a Empresa de Pesquisa Energética (EPE) afirma que Eficiência significa fazer mais (ou, pelo menos, a mesma coisa) com menos, mantendo o conforto e a qualidade. Aponta também que Quando se discute energia, eficiência energética significa gerar a mesma quantidade de energia com menos recursos naturais ou obter o mesmo serviço ("realizar trabalho") com menos energia.

### 2.8.1 Eficiência Energética em Motores Pulso-Jato

Segundo Ogorelec (2005), em termos de eficiência mecânica, o Pulso-Jato tem um desempenho tão bom quanto o Turbo-Jato. Ele destaca que para a mesma quantidade de ar fresco, ambos produzem a mesma quantidade de impulso.

Ainda segundo ele, no entanto, o Pulso-Jato é menos eficiente em termos de consumo de combustível. Para a mesma quantidade de combustível consumido, um Turbo-Jato bombeia cerca de quatro vezes mais ar e gera correspondentemente mais impulso. A razão é que as várias conversões de energia presentes no ciclo de pulsos ocorrem em condições aquém das ideais.

Ogorelec (2005) explica que o Pulso-Jato extrai menos calor de uma determinada quantidade de combustível do que um Turbo-Jato e a razão para isso é que o Pulso-Jato fornece sua própria aspiração e compressão sem qualquer equipamento mecânico adicional, isso faz com que a mistura ar-combustível em um Pulso-Jato queime à baixa pressão. Já no Turbo-Jato, a pressão mais alta é produzida por um compressor na extremidade dianteira, que empurra uma grande quantidade de ar para a câmara de combustão.

A pressão de admissão deve ser fornecida ao sistema por algo. Em um turbojato, esse "algo" é um conjunto complexo de duas partes, um compressor que gera pressão no ar de admissão e uma turbina que aciona o compressor. Ambos os dispositivos não são apenas volumosos e caros, mas também consomem uma grande quantidade de energia. No Turbo-Jato, grande parte da energia gerada pelo motor é utilizada para acionar a turbina e o compressor.

Ogorelec (2005) sustenta que o Pulso-Jato realiza sua compressão sem consumir nenhuma energia gerada pela combustão. Afirma também que, em números aproximados, um ganho de pressão de 5% obtido por este método dá quase a mesma melhoria na eficiência que um ganho de 85% produzido por um compressor.

Ogorelec (2005) destaca que, em uma comparação justa, um Pulso-Jato superaria um Turbo-Jato desde que a mesma pressão de admissão a ambos fosse fornecida. Geraria o mesmo desempenho com muito menos combustível.



Outro dado importante apontado por Ogorelec (2005) é que, a combustão em ambos os motores ocorre em temperaturas semelhantes, algo entre 2.000°C e 2.500°C mas o gás de exaustão em um Turbo-Jato é imediatamente misturado com uma grande quantidade de ar frio, de modo que a temperatura é reduzida para valores entre 800°C e 1.200°C antes de entrar na turbina, o motivo disto é evitar que a turbina derreta. Não há necessidade que isso ocorra em um Pulso-Jato visto que ele não possui partes móveis, e seus gases de escapamento viajam em direção à extremidade do motor muito perto de sua temperatura após combustão.

O trabalho propulsivo é feito no topo da curva de entropia, onde a conversão em energia mecânica é mais eficiente. A energia é utilizada assim que é produzida. Em contraste, o Turbo-Jato primeiro resfria seus produtos de combustão, depois permite que eles se expandam para diminuir a pressão e, em seguida, os faz girar a turbina e o compressor. O impulso é produzido somente depois que todo esse trabalho foi feito, uma vez que grande parte da energia foi degradada.

Ogorelec (2005) explica que o maior problema no Pulso-Jato é o que fazer com essa grande eficiência térmica. Ainda não há uma boa maneira de converter todo esse calor em trabalho útil. O Pulso-Jato converte menos energia térmica disponível em trabalho útil do que o Turbo-Jato.

### **2.8.2 Consumo Esperado**

Simpson (2002) afirma que uma das maiores desvantagens dos projetos tradicionais de motores à combustão pulsada é a taxa de consumo de combustível. Segundo ele, enquanto um motor Turbofan moderno, do tipo usado em vôos comerciais, usa apenas 0,2lb~0,4lb de combustível para cada libra de empuxo gerado, um Pulso-Jato valvulado consumirá 5 vezes essa quantidade (1lb~2lb) para cada libra de empuxo gerado.

Isso significa que o motor idealizado neste projeto, que será dimensionado para atingir valores de empuxo na casa dos 50N(10lb) consumiria, no melhor cenário, cerca de 4,5kg/h de combustível e no pior cenário esse valor atingiria 9kg/h.

## 2.9 CICLOS DE POTÊNCIA A GÁS

Uma das mais importantes aplicações da Termodinâmica é justamente a análise de ciclos de potência, esses que através da energia absorvida na forma de calor podem continuamente convertê-la em trabalho mecânico ou impulso. A análise termodinâmica desses ciclos nos fornece informações valiosas no que diz respeito à implementação desses ciclos existentes ou até melhoria dos mesmos. Segundo Sheet (2009) o propósito de um ciclo termodinâmico é produzir energia ou refrigeração (bombear calor) e portanto os ciclos podem ser classificados como "máquinas térmicas ou ciclos de potência" ou "ciclos de refrigeração ou bombas de calor".

Qualquer ciclo termodinâmico é essencialmente um ciclo fechado em que a substância de trabalho passa por uma série de processos e é sempre trazida de volta ao estado inicial. No entanto, alguns dos ciclos de potência operam como ciclo aberto e isso significa que o fluido de trabalho entra no sistema através de uma das extremidades, passa por uma série de processos dentro do sistema e então é descarregado para fora do sistema na outra extremidade.

Diferentes tipos de fluidos de trabalho são empregados em plantas de potência e a natureza desse fluido pode ser classificada como vapores ou gases. Em ciclos de potência a vapor o fluido de trabalho sofre mudança de fase durante os processos, já em ciclos de potência a gás o fluido de trabalho não passa por mudança de fase.

Para facilitar a análise dos ciclos termodinâmicos a gás devemos estabelecer certas premissas:

1. O fluido de trabalho consiste em uma massa de ar fixa e se comporta como gás perfeito.
2. O sistema é considerado fechado e portanto não há processo de admissão e nem descarga do fluido de trabalho.
3. O processo de combustão é substituído por uma adição de calor equivalente por uma fonte externa. Assim não há mudanças no equilíbrio estequiométrico do fluido e nem na sua composição.

4. O processo de exaustão é substituído por um processo de rejeição de calor equivalente.
5. Os processos de compressão e expansão são considerados como isentrópicos.
6. Os valores de  $c_p$  e  $c_v$  do fluido de trabalho não variam com a temperatura.

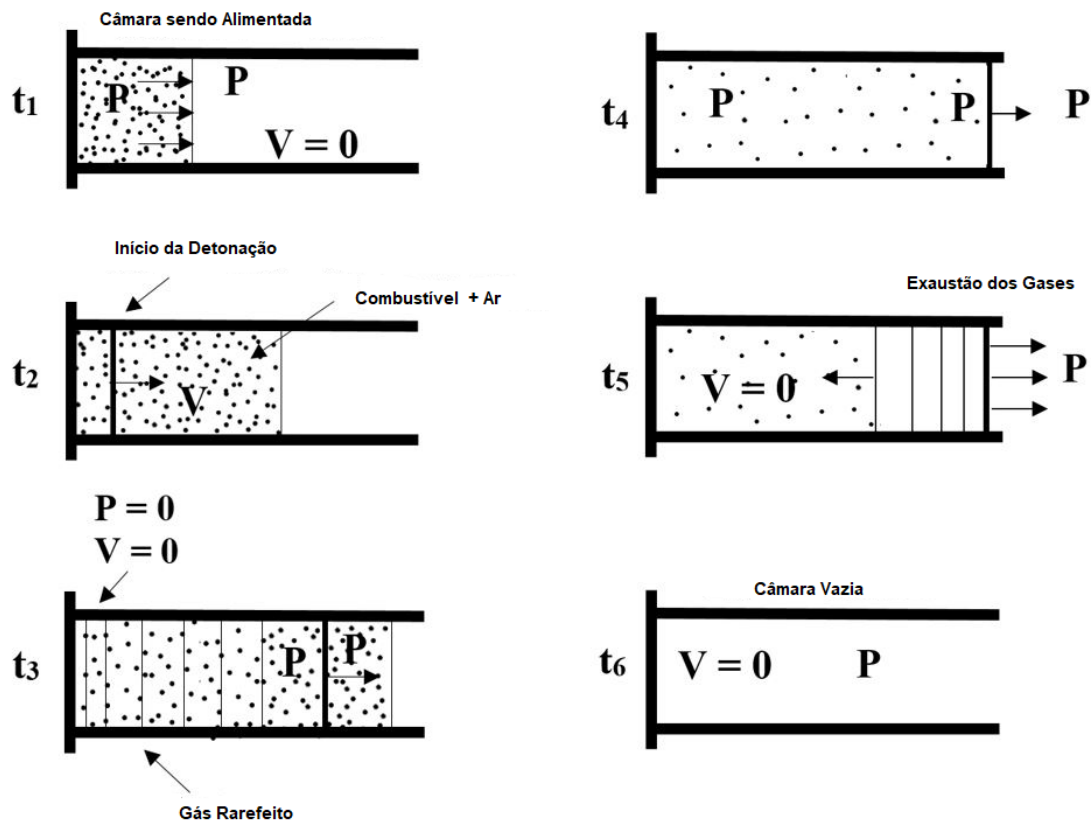
### 2.9.1 O Ciclo Pulso-Jato

O motor Pulso-Jato possui uma natureza instável e se caracteriza por sua detonação pulsada, na qual predomina o processo de combustão detonada. A estrutura simples e a ausência de tantos componentes mecânicos permitem tal natureza. Motores com pré-compressão axial ou até mesmo centrífuga dificilmente utilizam combustão pulsada ou intermitente pois as ondas de choque provenientes poderiam danificar seus componentes. Hussain (2008) mostra de forma mais detalhada como o pulso jato opera:

1. A câmara de combustão é preenchida com ar através de uma entrada que pode ser uma válvula mecânica ou uma configuração não valvulada, também conhecida como válvula aerodinâmica (tubo aberto nas duas extremidades). Dentro da câmara, o ar é misturado com o combustível e também com gases quentes residuais do ciclo anterior, caso não seja o estágio de partida.
3. O fluxo contínuo dos gases da queima anterior envia uma onda de compressão que parte da saída em direção a entrada, essa onda provém de uma pequena pré-compressão. A junção dessa pequena pré-compressão com a mistura dentro da câmara e os gases quentes ignita espontaneamente a nova carga abastecida.
4. Assim que ignitado, uma combustão abrupta dos reagentes eleva a pressão dentro da câmara e então expelle os gases oriundos da combustão pelo tubo de saída.

5. A saída rápida dos gases faz com que a pressão dentro da câmara de combustão caia abaixo da pressão atmosférica. Isso faz com que a válvula de admissão se abra e uma nova carga de ar seja aspirada para dentro da câmara. A partir desse ponto, se bem dimensionado, o ciclo se repete.

Figura 9 - Ciclo de funcionamento do Pulso-Jato



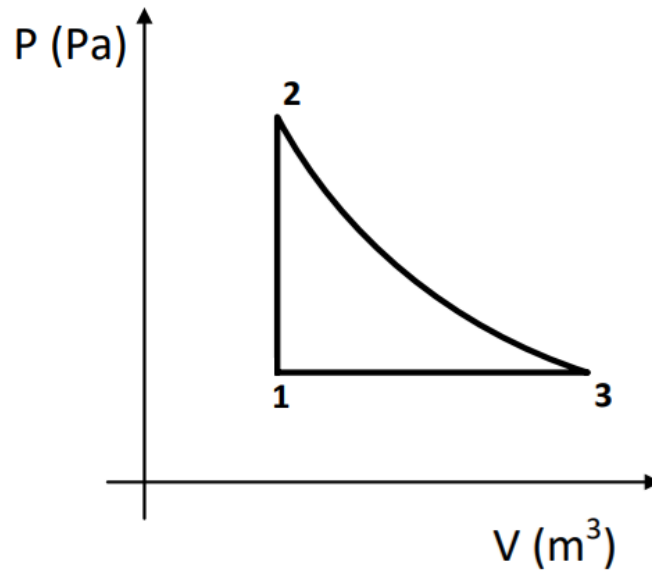
Fonte: Cassady (2016)

### 2.9.2 O Ciclo De Lenoir Aplicado Ao Pulso-Jato

Diferentemente dos mais habituais motores a reação que utilizam o ciclo brayton como referencial, o Pulso-Jato pode ser explicado através do ciclo de Lenoir que basicamente consiste em um processo de adição de calor a volume constante seguido de um processo de expansão isentrópica e então uma rejeição de calor a pressão constante, não é considerada o processo de pré compressão. Motores desse tipo

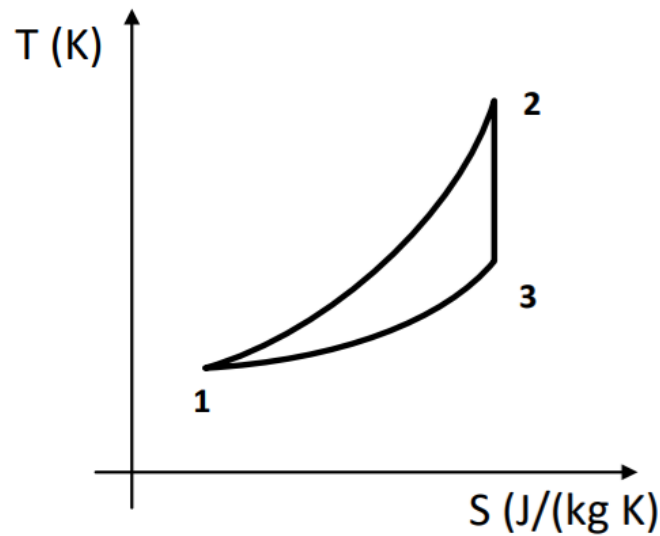
operam com temperaturas muito elevadas, mas por outro lado a razão de compressão é um tanto quanto pequena se comparado com outros motores a reação. De acordo com Simpson (2004), em um motor do tipo Turbo-Jato (ciclo Brayton) a razão de compressão pode exceder os 30 para 1, o que significa que a pressão do ar na saída do compressor é 30 ou mais vezes maior que a pressão do ar na entrada do mesmo. Nos motores Pulso-Jato essa razão de compressão se apresenta entre 1,2 a 1,95 para 1.

Figura 10 - Diagrama P-V (Pressão/Volume) do ciclo de Lenoir



Fonte: Sheet (2009)

Figura 11 - Diagrama T-S (Temperatura/Entropia) do ciclo de Lenoir



Fonte: Sheet (2009)

### 2.9.3 Eficiência Térmica do Ciclo de Lenoir

De acordo com Sheet (2009), a eficiência térmica do ciclo pode ser encontrada da seguinte forma:

$$\eta_{th} = \frac{\text{Calor adicionado} - \text{Calor rejeitado}}{\text{Calor adicionado}} = \frac{c_v(T_2 - T_1) - c_p(T_3 - T_1)}{c_v(T_2 - T_1)} \quad (6)$$

$$\eta_{th} = 1 - \gamma \left( \frac{T_3 - T_1}{T_2 - T_1} \right) \quad (7)$$

Como  $\frac{P_2}{P_1} = \Pi = \text{Razão de pressão}$

Temos então que:

$$T_2 = \Pi T_1 \quad (8)$$

$$\frac{T_3}{T_2} = \left( \frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left( \frac{P_1}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left( \frac{1}{\alpha_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = (\Pi)^{\frac{1}{\gamma}-1} \quad (9)$$

$$T_3 = T_2(\Pi)^{\frac{1}{\gamma}-1} = T_1\Pi(\Pi)^{\frac{1}{\gamma}-1} = T_1(\Pi)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (10)$$

Substituindo:

$$\eta_{th} = 1 - \frac{\gamma(\Pi^{\frac{1}{\gamma}}-1)}{(\Pi-1)} \quad (11)$$

## 2.10 ANÁLISE TERMODINÂMICA

Para o estudo do desempenho e eficiência do projeto fez-se necessário a determinação de critérios que permitissem a avaliação do resultado esperado. Tais parâmetros foram calculados à luz da 1ª Lei da Termodinâmica, permitindo analisar o sistema de forma a conhecer as condições de operação e a máxima eficiência para as demandas do projeto.

### 2.10.1 Combustão Ideal

Como mostra O'Brien (1974), para examinar o funcionamento do Pulso-Jato é preciso estabelecer um modelo termodinâmico razoável. Tal modelo termodinâmico se assemelha bastante ao processo que ocorre em um dos primeiros motores de combustão interna, o motor de Lenoir, e por isso o ciclo de Lenoir pode ser basicamente aplicado no motor Pulso-Jato.

O motor de Lenoir é um motor de dois tempos a pistão que não possui fase de pré-compressão. Na teoria, esse motor recebe uma mistura estequiométrica de ar/combustível durante a descida do pistão. No primeiro tempo, logo após a entrada da mistura, a válvula de admissão é fechada e então a ignição acontece. A velocidade do pistão é forçada ao máximo durante a ignição, mas para nossa aplicação assumimos uma combustão instantânea que nos leva a um processo de volume constante. Os gases de combustão se expandem durante o segundo tempo e nesse momento trabalho mecânico é produzido. Na subida do pistão os gases são direcionados para a

descarga e uma pressão negativa é criada dentro da câmara de combustão, o que ajuda a abrir a válvula de admissão e recomeçar o ciclo. Como o motor de Lenoir admite uma mistura a baixa pressão e descarta os gases de combustão a uma alta pressão, ele pode ser usado com um gerador de pressão.

É possível perceber que o processo termodinâmico de um Pulso-Jato é basicamente o mesmo que o do motor de Lenoir e acontece da seguinte forma.

1. Admissão da mistura (0 - 1)
2. Combustão a volume constante (1 - 2)
3. Expansão isentrópica os gases de combustão(2 - 3)
4. Exaustão a pressão constante (3 - 0')
5. Queda da pressão interna e nova admissão (0' - 0)

O'Brien (1974) explica que assumindo que o ciclo aplicado ao Pulso-Jato não produz trabalho mecânico, aplicamos então a primeira lei da termodinâmica para um processo de combustão a volume constante.

$$f(E_f + U_f) = U_2(1 + f) - U_1 = c_v[T_2(1 + f) - T_1] \quad (12)$$

Onde :

$f$  = razão de mistura combustível/ar

$E_f$  = Energia química do combustível

$U_f$  = Energia interna do combustível

$c_v$  = Calor específico a volume constante entre  $T_1$  e  $T_2$

Assumindo:

$$E_f + U_f = \text{Poder calorífico} = Q_f = \text{Constante}$$

Temos que:



$$f \cdot Q_f = c_v [T_2(1+f) - T_1] \quad (13)$$

Em um processo a volume constante:

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{T_2}{T_1} = \Pi \quad (14)$$

Reescrevendo a equação (13) teremos então:

$$\frac{f \cdot Q_f}{c_v} + T_1 = T_2(1+f) \quad (15)$$

Combinando as equações (13) e (14) encontramos uma expressão para a relação temperatura e pressão  $\Pi$ .

$$\Pi = \frac{\frac{f \cdot Q_f}{T_1 c_v} + 1}{1+f} \quad (16)$$

Assumindo o trabalho na saída como sendo zero e adicionando as relações de um processo isentrópico temos então que:

$$W = \int_2^3 P dv - (P_3 - P_1)V_3 - P_1(V_3 - V_1) = 0 \quad (17)$$

Para:

$$\int_2^3 P dv = \frac{P_2 V_2 - P_3 V_3}{\gamma - 1} \quad (18)$$

Ficamos com:

$$P_2 V_1 - P_3 V_3 - P_3 V_3(\gamma - 1) + P_1 V_1(\gamma - 1) = 0 \quad (19)$$

Dividindo por  $P_1V_1$

$$\frac{P_2V_1}{P_1V_1} - \frac{P_3V_3}{P_1V_1} - \frac{P_3V_3}{P_1V_1}(\gamma - 1) + (\gamma - 1) = 0 \quad (20)$$

Relacionando com a lei dos gases ideais

$$\frac{P_3V_3}{P_1V_1} = \frac{T_3}{T_1} \quad (21)$$

Tendo:

$$\frac{P_2}{P_1} = \Pi \quad (22)$$

Teremos:

$$\Pi - \frac{T_3}{T_1} - \frac{T_3}{T_1}(\gamma - 1) + (\gamma - 1) = 0 \quad (23)$$

Rearranjando:

$$\frac{T_3}{T_1} = \frac{\Pi + (\gamma - 1)}{\gamma} \quad (24)$$

Substituindo por  $\Pi$  da equação (16):

$$\frac{T_3}{T_1} = \frac{1}{(1+f)\gamma} \left[ \frac{f \cdot Q_f}{T_1 c_v} - f \right] + 1 \quad (25)$$

Estabelecemos a relação entre os gases que entram e os gases que saem e também o poder calorífico de determinado combustível. As razões de pressão e volume podem ser derivadas das relações isentrópicas entre os estágios 2 e 3

$$\frac{T_3}{T_1} = \frac{P_3 V_3}{P_1 V_1} = \frac{P_3}{P_1} \left(\frac{P_2}{P_3}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (26)$$

Uma vez que:  $P_2 = P_1$

$$= \left(\frac{P_3}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{1}{\gamma}} = \left(\frac{P_3}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Pi^{\frac{1}{\gamma}} \quad (27)$$

Portanto:

$$\frac{P_3}{P_1} = \frac{\left(\frac{T_3}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\Pi^{\frac{1}{\gamma-1}}} \quad (28)$$

Finalmente, pela lei dos gases perfeitos no temos que:

$$\frac{V_3}{V_1} = \frac{T_3 P_1}{T_1 P_3} \quad (29)$$

Para a implementação da análise neste projeto, utilizamos os valores de  $c_v$ ,  $c_p$  e  $\gamma$  presentes na tabela A.5, retirado do livro Fundamentos da Termodinâmica (Van Waylen).

$$Q_f = 46011,448 \text{ Kj/Kg (Butano)}$$

$$f = 0,0649 \text{ (Relação combustível/ar - 1:15,4) (retirado da Equação 4)}$$

$$\gamma = 1,091$$

$$c_v = 1,573$$

$$c_p = 1,716$$

$$P_1 = 100 \text{ kPa}$$

$$T_1 = 25 \text{ °C} = 298,15 \text{ K}$$

Utilizando a equação (23):

$$\Pi = \frac{\frac{f \cdot Q_f}{T_1 c_v} + 1}{1 + f} = \frac{0,0649(46011,448) + 1}{298,15 \cdot 1,573} = 6,918$$

Substituindo na equação (23) podemos então encontrar o valor da temperatura na saída do escapamento:

$$\frac{T_3}{T_1} = \frac{\Pi + (\gamma - 1)}{\gamma} = \frac{6,918 + (1,091 - 1)}{1,091}$$

$$\frac{T_3}{T_1} = 6,424$$

$$T_3 = 6,424 \cdot 298,15 = 1915,31K = 1642,16^\circ C$$

Utilizando a equação (27) encontramos a relação de pressão:

$$\frac{P_3}{P_1} = \frac{\left(\frac{T_3}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\frac{1}{\Pi^{\gamma-1}}} = \frac{(6,424)^{\frac{1,091}{1,091-1}}}{(6,918)^{\frac{1}{1,091-1}}}$$

$$\frac{P_3}{P_1} = 2,846$$

Já a equação (28) nos informa a relação entre os volumes na entrada e na saída do motor

$$\frac{V_3}{V_1} = \frac{T_3 P_1}{T_1 P_3} = \frac{6,424}{2,846}$$

$$\frac{V_3}{V_1} = 2,257$$

Com os valores encontrados podemos agora encontrar a eficiência do ciclo utilizando a equação (10)

$$\eta_{th} = 1 - \frac{\gamma(\Pi^{\frac{1}{\gamma}} - 1)}{(\Pi - 1)} = 1 - \frac{1,091(6,918^{\frac{1}{1,091}} - 1)}{(6,918 - 1)}$$

$$\eta_{th} \simeq 0.099$$

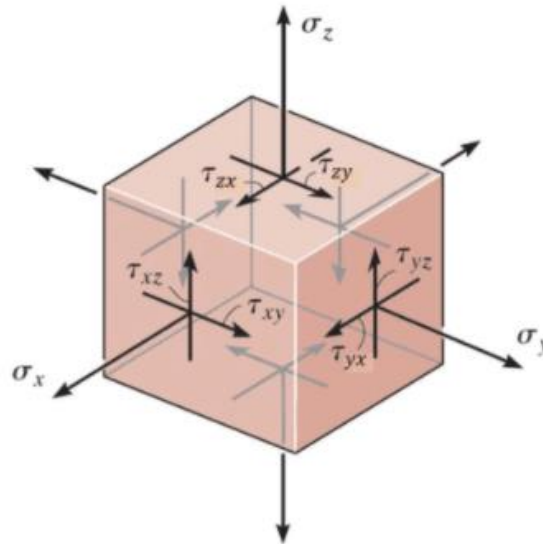
Constatamos que partindo de uma combustão ideal, nesses parâmetros, nosso motor teria eficiência em torno de 10%.

## 2.11 RESISTÊNCIA DOS MATERIAIS: VASOS DE PRESSÃO

Segundo a American Society of Mechanical Engineers, ASME (2010), vasos de pressão são recipientes projetados para contenção de pressão, seja essa pressão interna ou externa. Tal pressão pode ser obtida através de uma fonte externa ou por aplicação de calor de forma direta ou indireta como resultado de um processo, ou qualquer combinação desses. Também segundo a ASME, em todos os vasos de pressão existe um elemento estanque denominado parede de pressão que contém o fluido pressurizado. Esta parede pode ser simples ou múltipla e pode assumir vários formatos. Em nosso projeto o formato assumido e considerado como vaso de pressão é justamente o corpo cilíndrico do Pulso-Jato, corpo esse que suporta as pressões internas causadas pela detonação e expansão do fluido de trabalho em suas paredes, ASME(2010).

Hibbeler (2010) destaca que um vaso de pressão que tenha paredes finas pode ser analisado de uma maneira mais simples. Ainda segundo Hibbeler (2010), para ser considerado um vaso de paredes finas tal recipiente precisa ter a relação raio interno/espessura da parede igual ou superior a 10, ou seja,  $R/t \geq 10$ . Quando a parede do vaso é fina pode-se considerar a distribuição de tensão pela sua espessura como uniforme e constante para materiais isotrópicos. Um elemento da parede de um vaso de pressão cilíndrico ou esférico está sempre sujeito a tensões nas direções  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  e  $\sigma_3$  (circunferencial, longitudinal e radial, respectivamente) como mostrado na Figura 12.

Figura 12 - Estado geral de tensão.



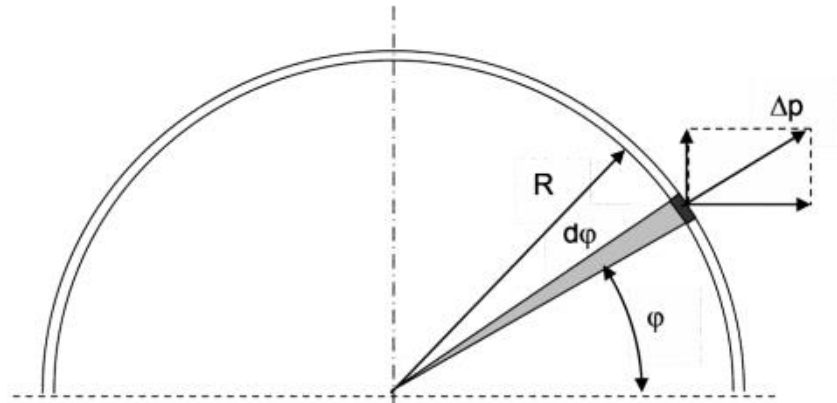
Fonte: Mascia (1992)

Ainda segundo Hibbeler (2010), pela teoria de vasos de paredes finas, a tensão radial é considerada desprezível porque as tensões circunferencial e longitudinal são até 10 vezes maiores que a tensão radial.

### 2.11.1 Análise De Tensões Em Vasos De Pressão Cilíndricos

Segundo Alderliesten (2011), as tensões circunferenciais e longitudinais atuantes em um vaso de paredes finas sob pressão são facilmente calculadas desde que se possa admitir simetria circunferencial para a atuação da pressão como também uma distribuição uniforme dessas tensões ao longo da pequena extensão da parede do reservatório (menor que 10% do raio de curvatura da casca). Analisando o equilíbrio dos esforços atuantes nos elementos indicados na Figura 13 podemos determinar os valores das componentes de tensão circunferencial para o caso de um reservatório cilíndrico de raio  $R$ .

Figura 13 - Equilíbrio por unidade de comprimento entre tensão radial e tensão circunferencial  $\Delta p$



Fonte: Alderliesten (2011)

Deverá haver um equilíbrio na direção vertical entre a tensão circunferencial  $\sigma_{circ}$  e a componente vertical da pressão  $p$  atuante na superfície interna do vaso. Podemos descrever esse equilíbrio como:

$$2F_{circ} = 2\sigma_{circ} \cdot t - F_p \quad (30)$$

A diferença de pressão  $\Delta p$  atuando no elemento  $d\varphi$  implica que a componente vertical da pressão radial seja dada por:

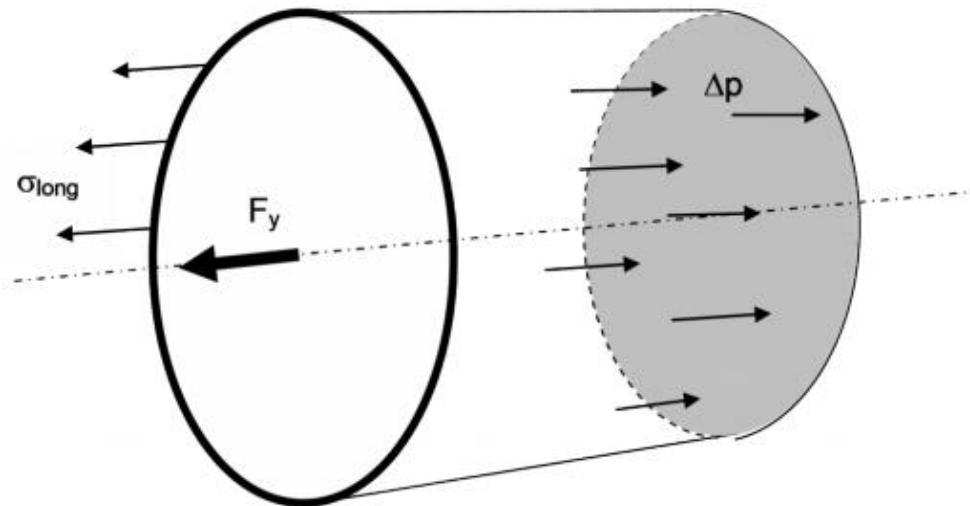
$$F_p = \int_0^\pi \Delta p \sin\varphi R d\varphi = \Delta p R \int_0^\pi \sin\varphi d\varphi = \Delta p R [-\cos\varphi]_0^\pi = -2\Delta p R \quad (31)$$

Combinando as equações (30) e (31) temos que:

$$2\sigma_{circ} \cdot t = 2\Delta p R \quad (32)$$

Para calcularmos a tensão longitudinal, o vaso de pressão deve ser considerado na Figura 14. A pressão  $d\varphi$  atuando na superfície circular deverá estar em equilíbrio com tensão longitudinal na circunferência do vaso.

Figura 14 - Equilíbrio por unidade de comprimento entre pressão interna e tensão longitudinal.



Fonte: Alderliesten (2011)

Tal equilíbrio é dado por:

$$F_{long} = 2\pi R\sigma_{long}t = \Delta p\pi R^2 \quad (33)$$

Portanto, as tensões circunferencial e longitudinal em um vaso de pressão de parede fina podem ser descritas como:

$$\sigma_{circ} = \frac{\Delta p R}{t} \quad (34)$$

$$\sigma_{long} = \frac{\Delta p R}{2t} \quad (35)$$

## 2.12 ESPESSURA MÍNIMA DA PAREDE

A norma ASME (2010) estabelece que a espessura mínima de parede é calculada a partir da seguinte equação:

$$t = \frac{P \cdot r}{(S \cdot E - 0,6P)} + C \quad (36)$$



Onde:

t = Espessura mínima

P = Pressão de projeto

r = Raio do vaso

S = Máxima tensão admissível

E = Eficiência da solda (variando de 0 a 1)

C = Tolerância de corrosão ( variando de 0,0031m a 0,0062m)

A norma estabelece que a menor espessura de parede a ser usada em um vaso de pressão não pode ser inferior a 1,6mm.

## 2.13 DIÂMETRO E COMPRIMENTO DOS COMPONENTES DO MOTOR

Tharratt (1965) propõe em seu estudo que a equação mais importante no dimensionamento de um motor Pulso-Jato é a razão entre o volume total pelo comprimento acústico efetivo do motor. Segundo ele, essa razão seria equivalente a uma dada constante multiplicada pelo impulso. Tharratt (1965) usou em seu estudo original o sistema imperial de medidas e por isso suas equações e constantes serão preservadas e somente convertidas em unidades métricas após o cálculo:

$$\frac{V}{L} = k \cdot F \quad (37)$$

Onde:

V = Volume do motor (ft<sup>3</sup>)

L = Comprimento acústico efetivo do motor (ft)

F = Impulso (lbf)

k = Constante  $0.00316 \left( \frac{\text{lbf}}{\text{ft}^2} \right)$

De acordo com Simpson (2004) a validade de tal fórmula tem sido verificada em um grande número de diferentes projetos e designs de Pulso-Jatos, incluindo o V1 e o Dynajet.

Por meio dessa desta fórmula é possível perceber que se mantermos o volume do motor (V) constante mas aumentamos o seu comprimento acústico efetivo (L) então o impulso é reduzido. Para esse feito, o diâmetro do motor precisaria ser reduzido. Isso nos mostra que há uma relação direta entre a área transversal e o impulso. Partindo desse raciocínio, se aumentamos o diâmetro do motor e mantemos seu comprimento acústico efetivo constante então teríamos um aumento também no impulso. Manipulando essa fórmula é possível colocarmos o impulso em função direta ao diâmetro:

$$\frac{V}{L} = \frac{A.L}{L} = 0.00316F \quad (38)$$

Temos:

$$F = \frac{A.L}{L \cdot 144.0,00316} = 2,2 \cdot A_m \quad (39)$$

Onde  $A_m$  é a área média transversal dada em  $in^2$  e o 2,2 é uma constante dada em  $lbf/in^2$ . Tharratt (1965) destaca que essa constante é derivada da fórmula onde o volume total do motor é um fator e isso implica que a área a ser considerada é a média das áreas ao longo de todo o comprimento do motor e não só a do escape.

Esse projeto se propõe a construir um protótipo que alcance 10 lbf, algo entre 40 e 50 N de impulso. Dado isso podemos calcular a área média transversal e o diâmetro médio do motor:

Área:

$$10 = 2,2 \cdot A_m \quad (40)$$

$$A_m = \frac{10}{2,2} = 4,545 \text{ in}^2$$

Diâmetro médio:

$$\frac{\pi d^2}{4} = 4,545 \text{ in}^2$$

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot 4,545}{\pi}} = 2,4 \text{ in} \quad (41)$$

Com o diâmetro médio já calculado é possível então calcular o comprimento do motor. Simpson (2004) ressalta que o comprimento total do motor não possui influência direta em seu impulso, mas por outro lado esse comprimento exerce influência na frequência em que o motor irá operar.

Tharratt (1965) aduz que “*com razões geométricas de  $\frac{L}{d} < 7$ , os problemas de desenvolvimento tornam-se particularmente desafiadores*” e que “*a combustão tem dificuldade de se sustentar e o motor não alcança seu impulso máximo*”.

Simpson (2004) destaca que quanto menor for o motor, maior deverá ser sua relação  $\frac{L}{d}$  para se obter algo operacional e com bom nível de impulso. Ainda segundo ele para motores relativamente pequenos, como o do projeto, um  $\frac{L}{d} = 14$  seria o ideal. Assim podemos calcular o comprimento do nosso motor:

$$L = 14 \cdot d = 14 \cdot 2,4 = 33,6 \text{ in} \quad (42)$$

### 2.13.1 Válvula De Admissão

Tharratt (1965) também nos dá uma fórmula para o cálculo da área da válvula de admissão:

$$A_{valv} = 0,23 \cdot A_m \quad (43)$$

$$A_{valv} = 0,23 \cdot 4,545 = 1,045 \text{ in}^2$$

Tharratt (1965) assume que a entrada de ar é totalmente aberta e não considera perdas. Já Simpson (2004) destaca que a presença de uma válvula de admissão reduz significativamente a passagem de ar e por isso precisa ser levada em conta no dimensionamento do sistema de admissão de ar. Para uma válvula de admissão do

tipo pétala utilizamos um fator de eficiência de 0,5. Dado isso, para calcular a área real da válvula só precisamos dividir o valor de  $A_{valv}$  pelo fator de eficiência.

$$A_{ev} = \frac{A_{valv}}{0,5} = 2,090 \text{ in}^2 \quad (44)$$

Segundo Simpson (2004), em válvulas do tipo pétala o diâmetro máximo dos furos que a compõem são de meia polegada, para furos acima deste diâmetro a pressão nas válvulas causa o arqueamento das pétalas e isso afeta o funcionamento do motor. Então para uma válvula do tipo pétala com 12 furos espaçados com intervalos de  $30^\circ$ , cada furo precisaria ter uma área de:

$$\frac{A_{ev}}{12} = \frac{2,090}{12} = 0,174 \text{ in}^2 \quad (45)$$

$$d_{holes} = 0,470 \text{ in}$$

### 2.13.2 Câmara De Combustão

Simpson (2004) assume que é preciso haver um vão para que a pétala da válvula se acomode e ainda segundo ele esse vão entre furos deve ser em torno de 0,25in. O cálculo do diâmetro da câmara de combustão então é feito baseado na área total da válvula de admissão acrescida de um anel de cobertura para acomodação da pétala e isso pode ser calculado com a seguinte fórmula:

$$(\text{Número De Furos}) \times (\text{Diâmetro}) + (\text{Número De Vãos}) \times (\text{Tamanho Do Vão})$$

Atribuindo os valores temos:

$$12 \cdot 0,47 + 11 \cdot 0,25 = 8,39 \text{ in} \quad (46)$$

Que representa um círculo de diâmetro:

$$\frac{8,39}{\pi} = 2,67in$$

Simpson (2004) ressalta que esse diâmetro encontrado é na verdade o círculo que passa através dos centros de cada furo e por isso é preciso adicionar mais duas vezes o raio do furo para essa circunferência passar pelas bordas dos furos:

$$2,67 + 0,47 = 3,14in$$

Precisamos de espaço para a pétala não encostar na borda da câmara de combustão no momento em que estiver abrindo e fechando. Simpson (2004) destaca que o acréscimo de uma vez a área total da válvula no valor da área encontrada para o novo diâmetro é o mais indicado. Temos então:

$$\begin{aligned}\pi \cdot 1,57^2 &= 7,74in^2 \\ 7,74 + 2,090 &= 9,38in^2\end{aligned}$$

Com esse valor podemos então calcular o diâmetro da câmara de combustão:

$$D_{cc} = 2\sqrt{\frac{9,38}{\pi}} = 3,53in \quad (47)$$

Para o cálculo do comprimento da câmara de combustão Simpson (2004) afirma que *“Durante a fase de admissão de um motor pulso jato, este succiona uma nova carga de ar igual a 15~20% do volume total do motor”*. Como nosso motor possui um volume de 152,7in<sup>3</sup>, então o volume total de ar sugado para cada ciclo é de 30,54in<sup>3</sup>. Dividindo esse valor pela área da câmara, temos:

$$\frac{30,54}{9,83} = 3,11 in$$

Tabela 3 - Medidas teóricas do protótipo em unidades métricas

<b>Parâmetro</b>	<b>Magnitude</b>	<b>Unidade</b>
Comprimento Médio	853,44	mm
Diâmetro Médio	60,96	mm
Área Média	2932,25	mm
Volume Médio	2505059	mm <sup>3</sup>
Área da Válvula	674,19	mm <sup>2</sup>
Área Efetiva da Válvula	1348,38	mm <sup>2</sup>
Número de Furos	12	
Diâmetro dos Furos	11,93	mm
Área dos Furos	112,25	mm <sup>2</sup>
Distância Entre Furos	6,35	mm
Diâmetro da Câmara de Combustão	89,66	mm
Comprimento da Câmara de Combustão	80,01	mm
Área da Câmara de Combustão	6051,60	mm <sup>2</sup>
Volume da Câmara de Combustão	484140,5	mm <sup>3</sup>
Comp. do Cone de Redução	24,85	mm

Fonte: Adaptado de Simpson (2004) e Tharrat (1965)

### 3 METODOLOGIA

Em qualquer simulação CFD, o primeiro passo é modelar a geometria e gerar uma malha. Neste projeto foi utilizado o ANSYS DesignModeler para criar a geometria do motor e então utilizamos o ANSYS Workbench Mesh para criação da malha nessa geometria. Então importamos esses dados para o FLUENT™ onde modelamos as equações e condições de borda a serem definidas.

#### 3.1 GEOMETRIA - ANSYS DESIGNMODELER

Um modelo de CAD genérico em 2-D do potencial motor foi gerado utilizando o ANSYS DesignModeler, apresentado na Figura 15. Consiste apenas de dois trapézios que representam o cone difusor e o cone de redução, dois retângulos que representam a câmara de combustão e o tubo de escapamento. As medidas utilizadas para o modelo de simulação foram medidas de mercado, visando a obtenção das peças.

Figura 15 - Modelo genérico utilizado na simulação



Fonte: Próprio Autor (2020)

#### 3.2 MALHA - ANSYS WORKBENCH MESH

O modelo visto na Figura 16 é importado no ANSYS Workbench Mesh. Nele foi incorporada uma malha triangular por toda a área interna às bordas. Assumimos também todas as bordas como sólido e a área interna como fluido. Aumentamos a densidade da malha próximo às bordas, entradas de massa e saída, visando entender

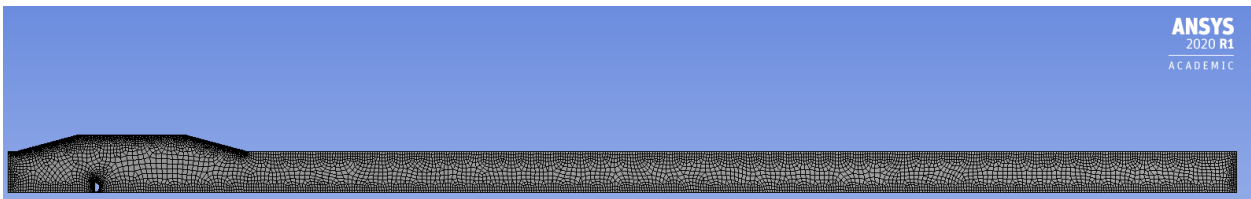
melhor a propagação dos reagentes interagindo com a parede do tubo. A Tabela 04 mostra detalhes da malha.

Tabela 4 - Dados da malha

Referência	Quantidade
Elementos	7587
Faces	14484
Pontos(Nós)	8222
Pontos de contorno	1325

Fonte: Próprio Autor (2020)

Figura 16 - Vista do quadrante simulado já com a malha distribuída.



Fonte: Próprio Autor (2020)

### 3.3 PROPRIEDADES E CONDIÇÕES DE BORDA - FLUENT™

Para aplicação de condições na simulação assumimos o ar como fluido de trabalho, isso permite que o ambiente seja o fornecedor do comburente no processo e também permite a utilização de uma relação ar/combustível na alimentação do motor. Essa relação ar/combustível, para efeito de simulação, permanece inalterada durante todo o processo. Na configuração do SolutionMethod, seguindo as orientações do manual de usuário do FLUENT™, o método de volume finito SIMPLEC foi utilizado para o cálculo das derivadas parciais do modelo. Selecionamos o tempo como transiente para podermos capturar a propagação dos reagentes dentro do modelo.

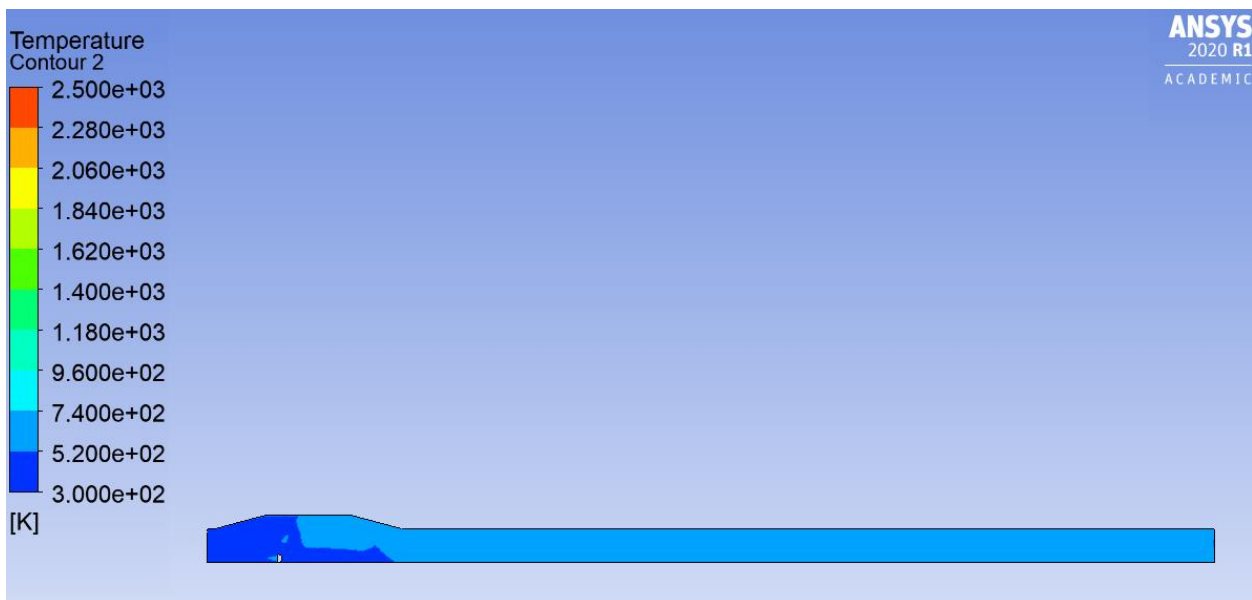


Informações sobre as configurações da simulação no FLUENT™ são mostradas nos ANEXOS A à J.

### 3.4 RESULTADOS DA SIMULAÇÃO

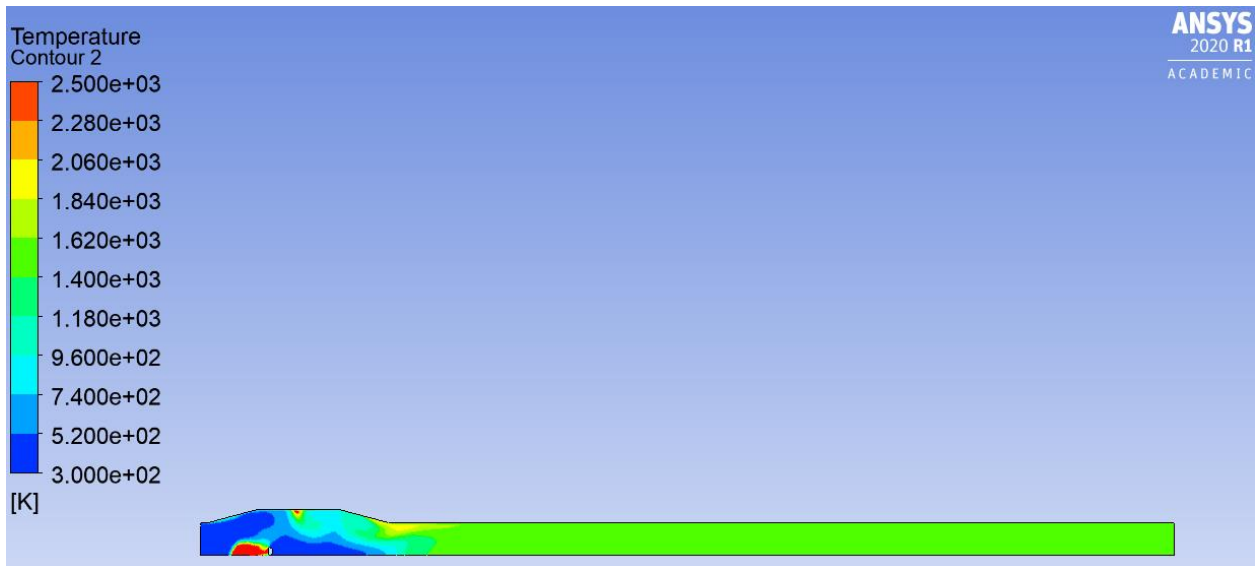
Com a simulação foi possível observar coerências entre os dados adquiridos pelos cálculos e os dados do modelo. A temperatura do modelo na simulação fica bastante aproximada do esperado pela análise termodinâmica assim como a pressão interna dentro da câmara na hora da combustão. Isso deu bons indícios de que a fabricação do protótipo se tornaria bem sucedida se respeitadas as dimensões estabelecidas pelo modelo.

Figura 17 - Estado inicial do ciclo de detonação



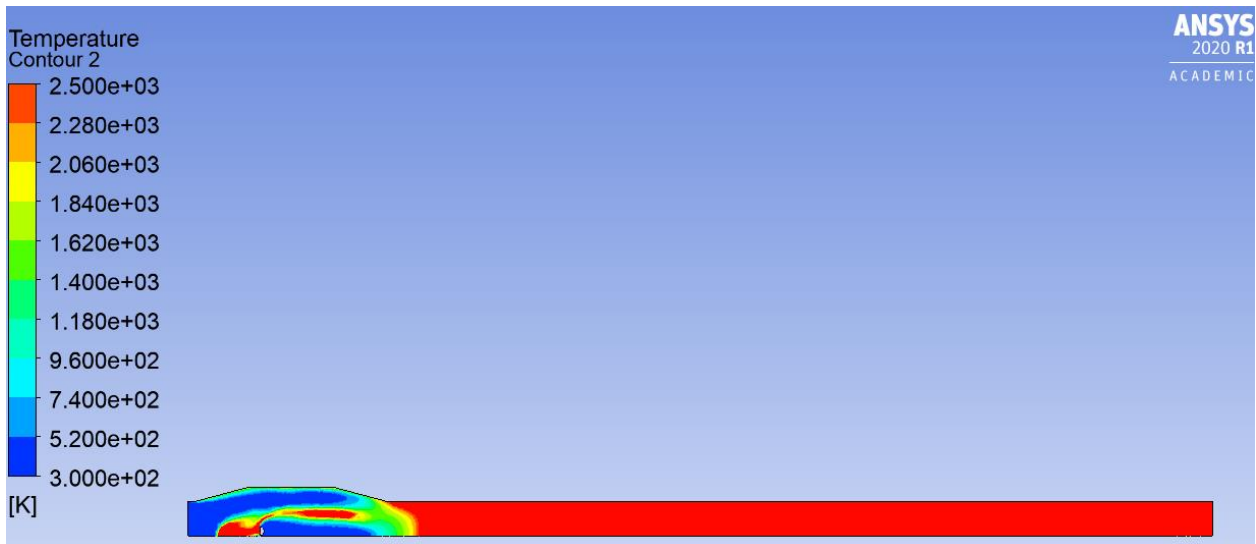
Fonte: Próprio Autor (2020)

Figura 18 - Início da detonação no interior da câmara



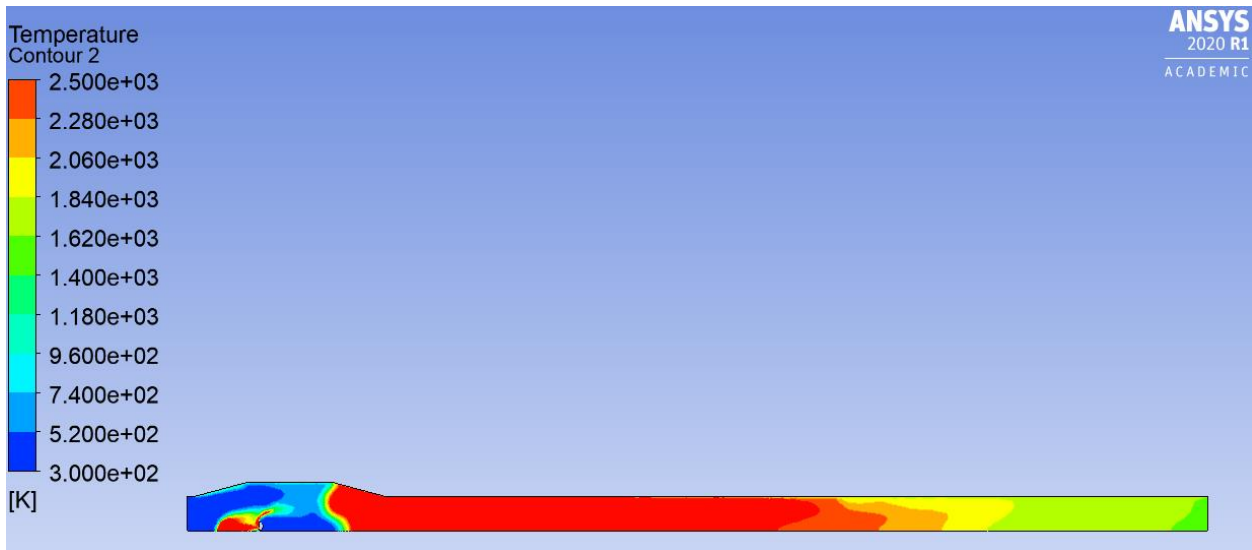
Fonte: Próprio Autor (2020)

Figura 19 - Expulsão dos gases quentes de combustão



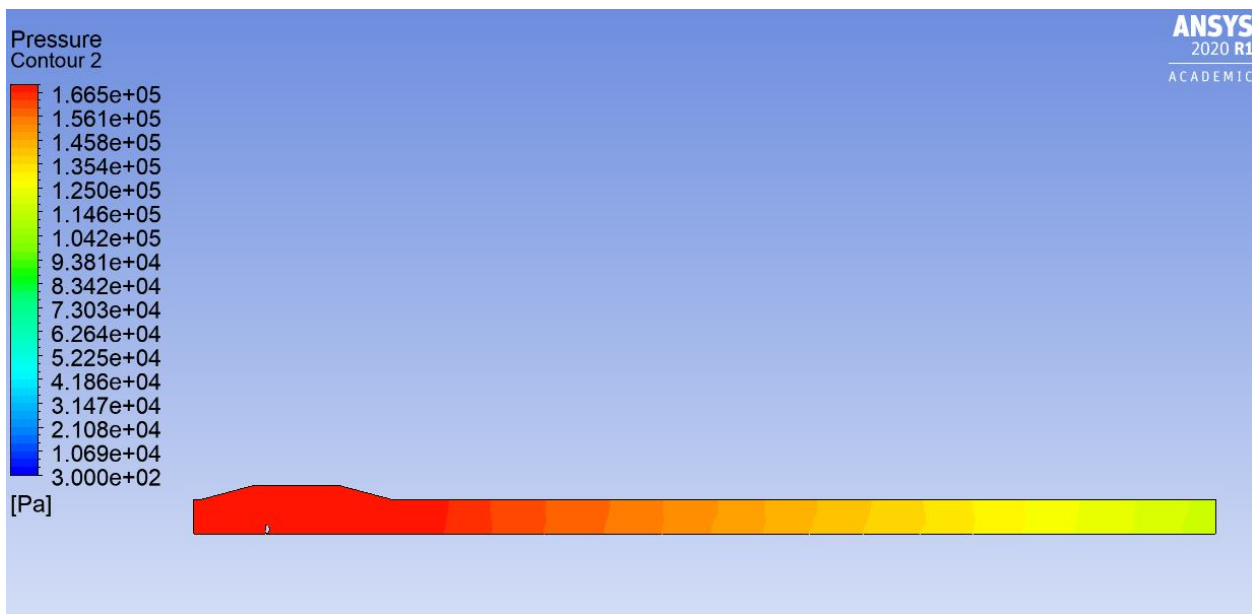
Fonte: Próprio Autor (2020)

Figura 20 - Retorno da chama e realimentação da mistura na câmara.



Fonte: Próprio Autor (2020)

Figura 21 - Pressão interna no instante da detonação.



Fonte: Próprio Autor (2020)

### 3.5 CONSTRUÇÃO

Todo o projeto foi construído utilizando ferramentas básicas, os materiais em grande maioria foram adquiridos no mercado local e alguns outros na internet. Para a confecção do protótipo se fez necessário conhecimentos em usinagem e solda. Todas as cotas dos desenhos presentes no tópico 3.5 serão apresentadas nos APÊNDICES de A à I.

Figura 22 - Perspectiva explodida do protótipo



Fonte: Próprio Autor (2020)

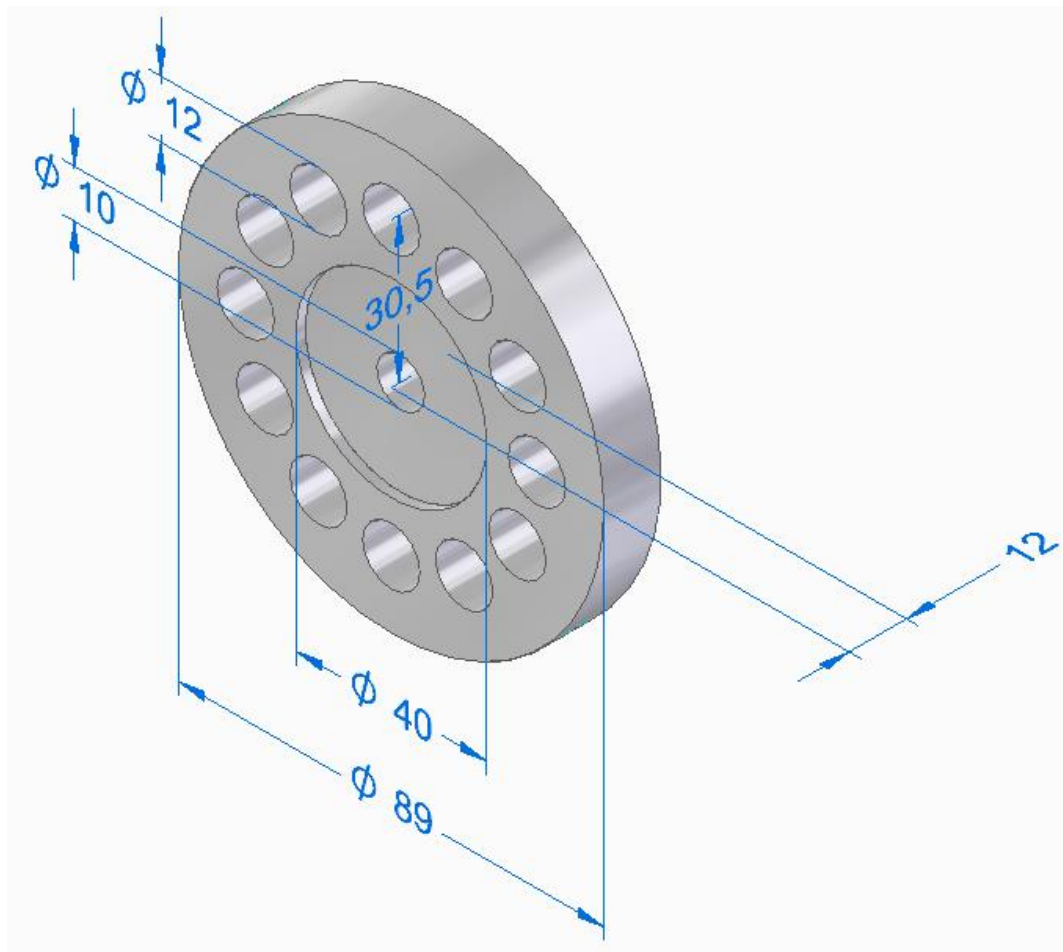
#### 3.5.1 Conjunto De Admissão

O conjunto de admissão de ar e retenção é a principal parte de um motor valvulado, sendo a base para a única peça móvel que está presente no motor, a pétala.

### 3.5.2 Corpo Da Válvula

O corpo da válvula de admissão foi usinado em um Torno TanderTTM520 . Foi utilizado um tarugo de alumínio de quatro polegadas como base. A usinagem do conjunto de admissão seguiu o modelo desenhado no Solid Edge mostrado na Figura 23 e no Anexo B.

Figura 23 - Vista isométrica do corpo da válvula



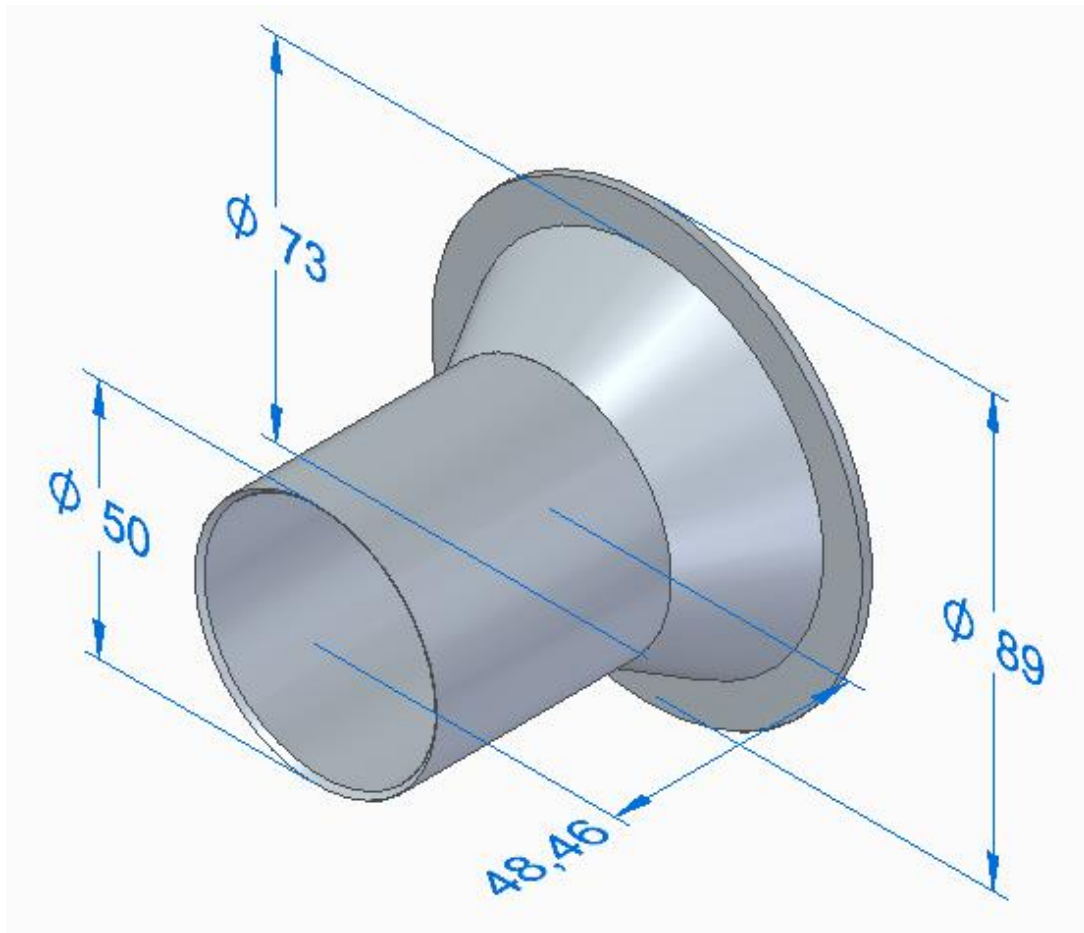
Fonte: Próprio Autor (2020)

### 3.5.3 Bocal Difusor

O bocal difusor foi feito a partir de um retalho do mesmo tubo que foi utilizado na construção do escapamento. Junto a esse retalho foi posto então um cone difusor

feito a partir de uma chapa de aço com 1,5mm de espessura. Então foi soldado um flange que se encaixa em um rasgo feito no corpo da válvula de admissão. Esse conjunto é preso ao corpo da válvula por 3 parafusos com rosca M4

Figura 24 - Vista isométrica do conjunto do bocal difusor

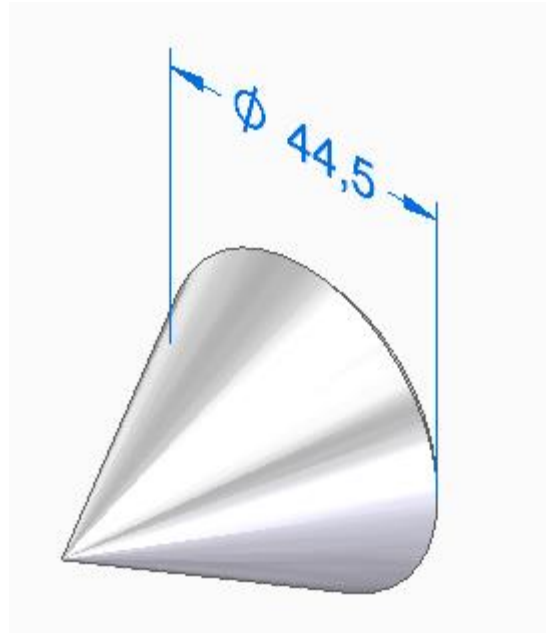


Fonte: Próprio Autor (2020)

### 3.5.4 Cone Difusor

O cone difusor da entrada de ar foi feito a partir de um tarugo de alumínio de 2 pol. Foi usinado com um ângulo de 23 graus para ajudar na distribuição de ar pelos furos do corpo da válvula. Possui também um furo no centro onde foi aberto rosca M10 para acomodar o parafuso de fixação da pétala e do retém da válvula.

Figura 25 - Vista isométrica do cone difusor

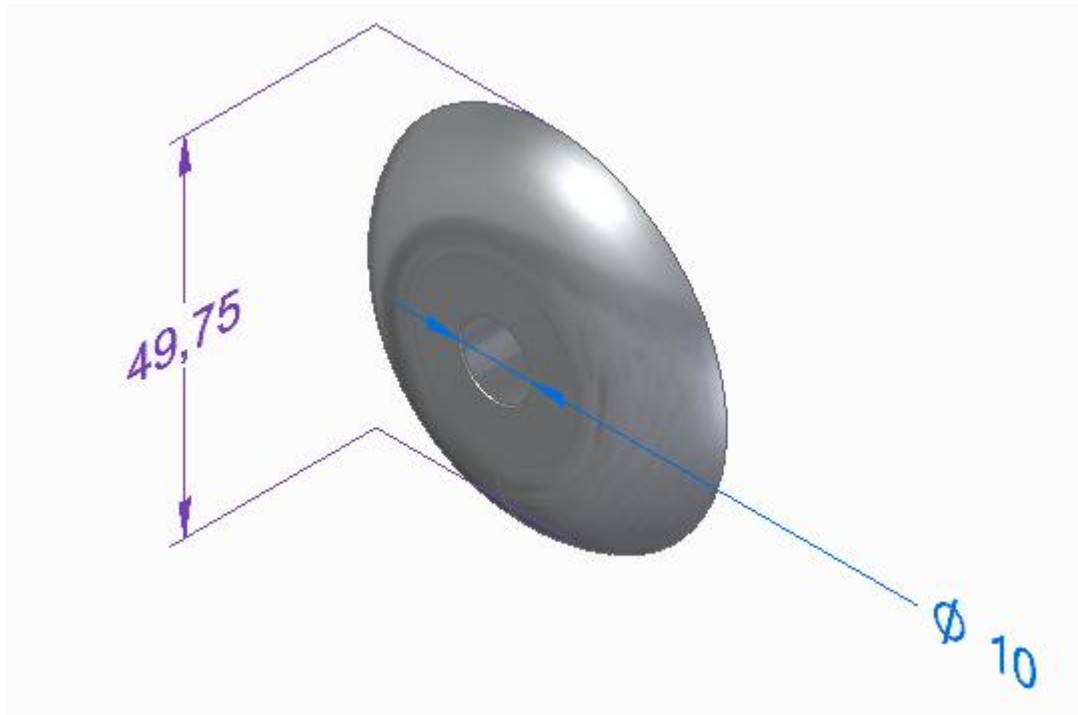


Fonte: Próprio Autor (2020)

### 3.5.5 Retém Da Válvula

O retém da válvula foi feito de um tarugo de aço doce com 2pol de diâmetro. Possui um boleado em um dos lados e sua principal função é diminuir o curso de abertura da pétala fazendo com que a quantidade de ar admitido seja controlado e aumentando também a vida útil da pétala.

Figura 26 - Vista isométrica do retém da pétala



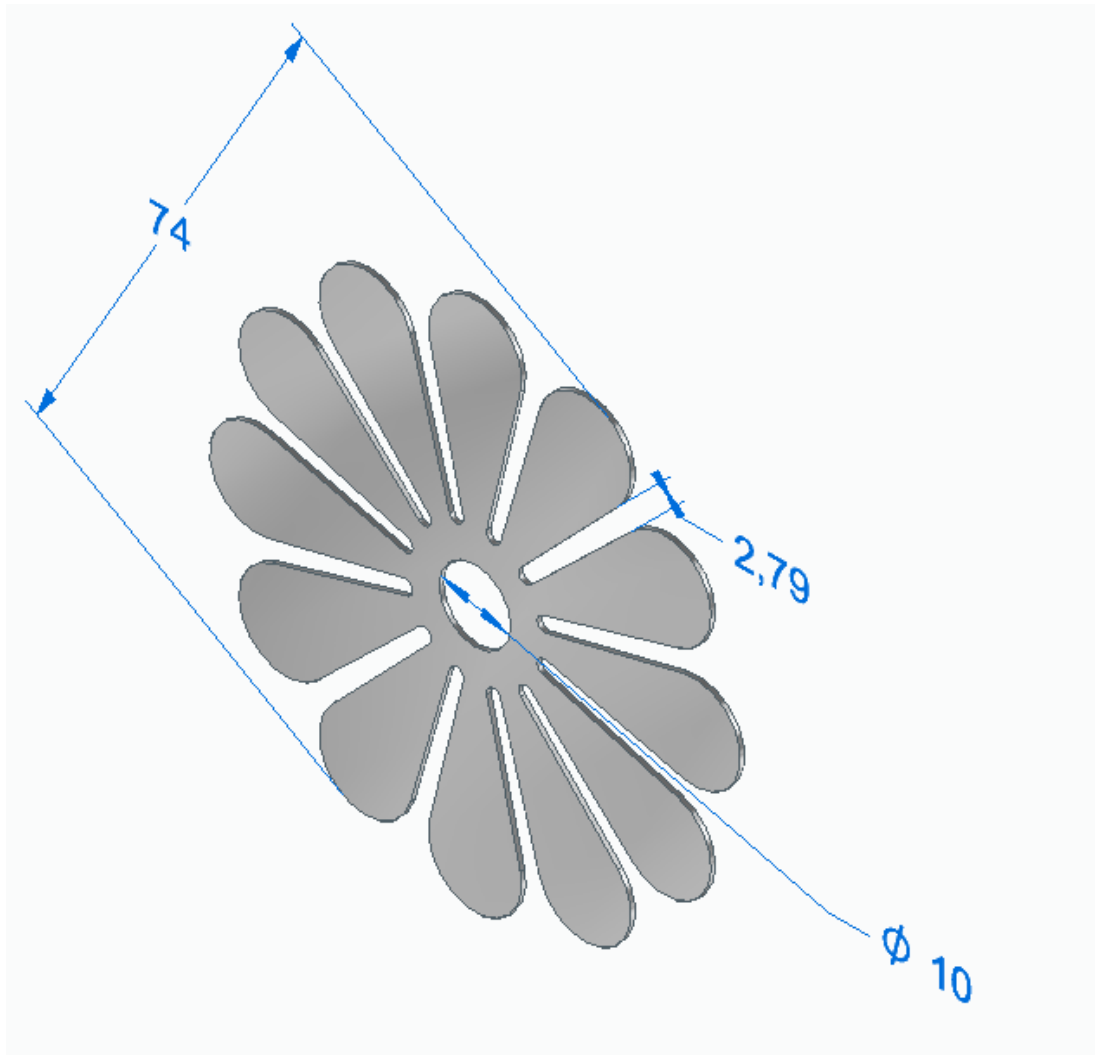
Fonte: Próprio Autor (2020)

### 3.5.6 Pétala

A pétala da válvula foi confeccionada de uma chapa fina de aço mola AISI 301, com vendedor garantindo uma dureza de 41 HRC na peça. Primeiramente foi tentando usinar de forma química com corrosão por percloro de ferro mas foi constatado que qualidade do acabamento interferia no funcionamento do motor. Foi então fabricado um gabarito feito de duas chapas soldadas no topo e a partir desse gabarito foi possível desbastar as pétalas utilizando uma micro retífica e discos abrasivos.



Figura 27 - Vista isométrica da pétala

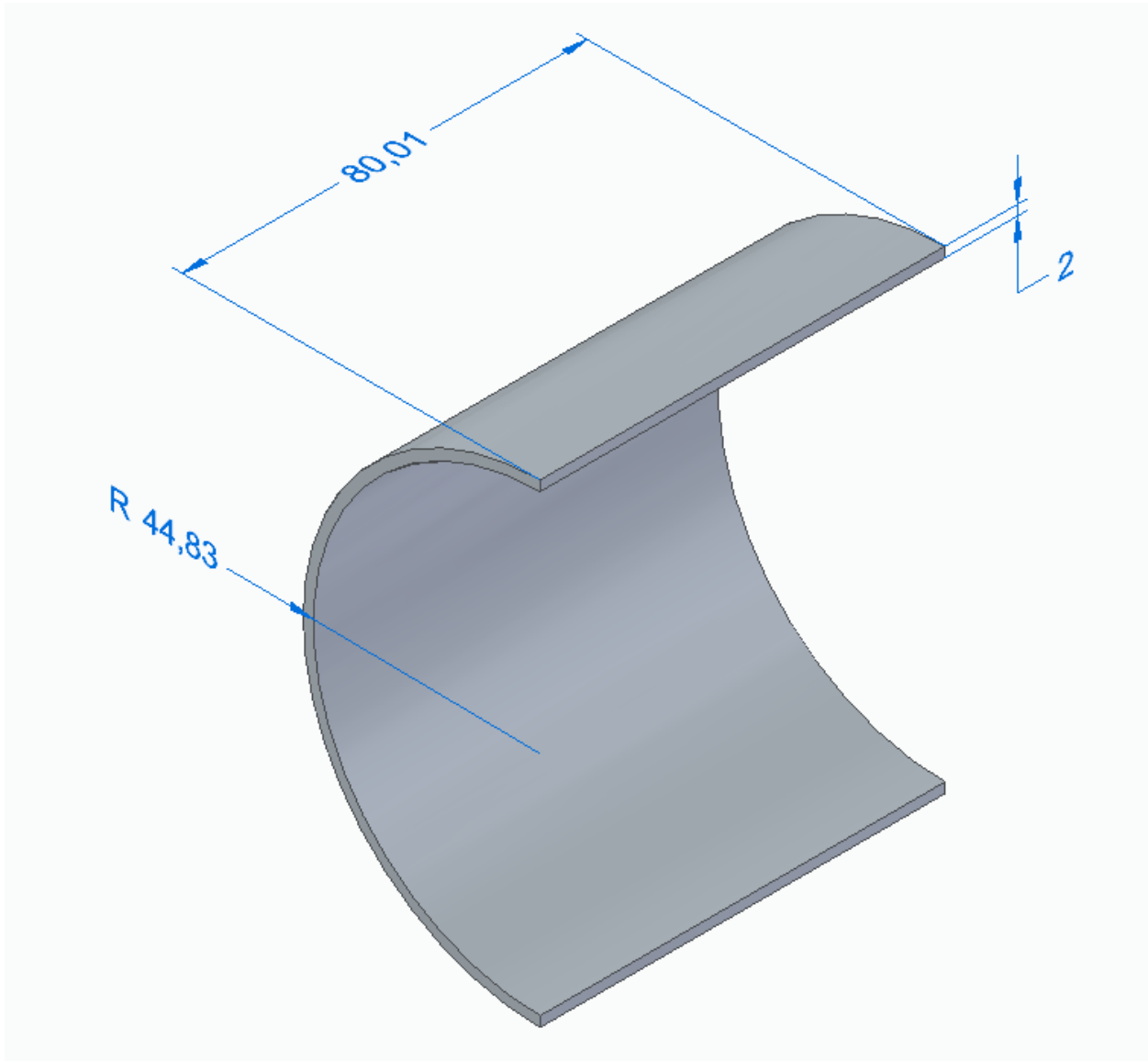


Fonte: Próprio Autor (2020)

### 3.5.7 Câmara De Combustão

Para a confecção da câmara de combustão foi utilizado um retalho cônico de tubo ASTM-53 STD SCH-40, com espessura de parede 5,74mm. A peça então foi usinada até atingir uma espessura de 2,5mm de parede, visando redução do peso do motor e também igualar a espessura com as do tubo de escapamento e com a da chapa de onde foi tirado os cones. Isso contribuiu no processo de soldagem e fez que o motor não possuísse ressaltos. Na câmara também há um furo onde foi soldado uma rosca M14 para acomodar a vela de ignição

Figura 28 - Vista isométrica da câmara de combustão em corte



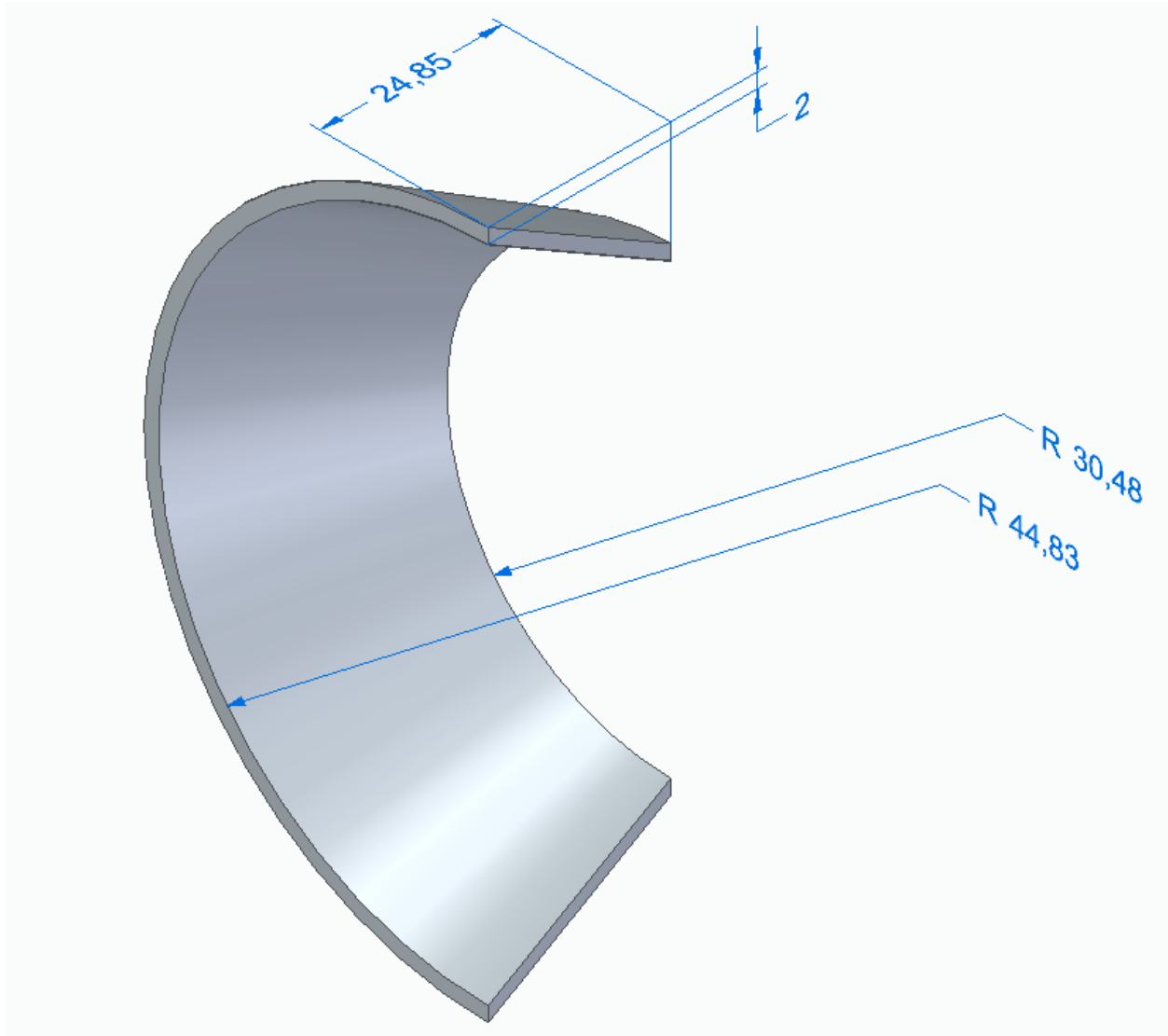
Fonte: Próprio Autor (2020)

### 3.5.8 Tubo De Descarga E Cone De Redução

Todo o corpo do motor foi fabricado em aço carbono NBR 5580 com costura. Foi utilizado um tubo de 2,5 pol para confecção da descarga. O cone de redução foi feito a partir de uma chapa, de mesma espessura do tubo, cortado numa forma plana e forjado a frio até o formato desejado. Ao todo foram fabricados dois cones, um que foi utilizado como redução da câmara de combustão para o escapamento, esse tendo

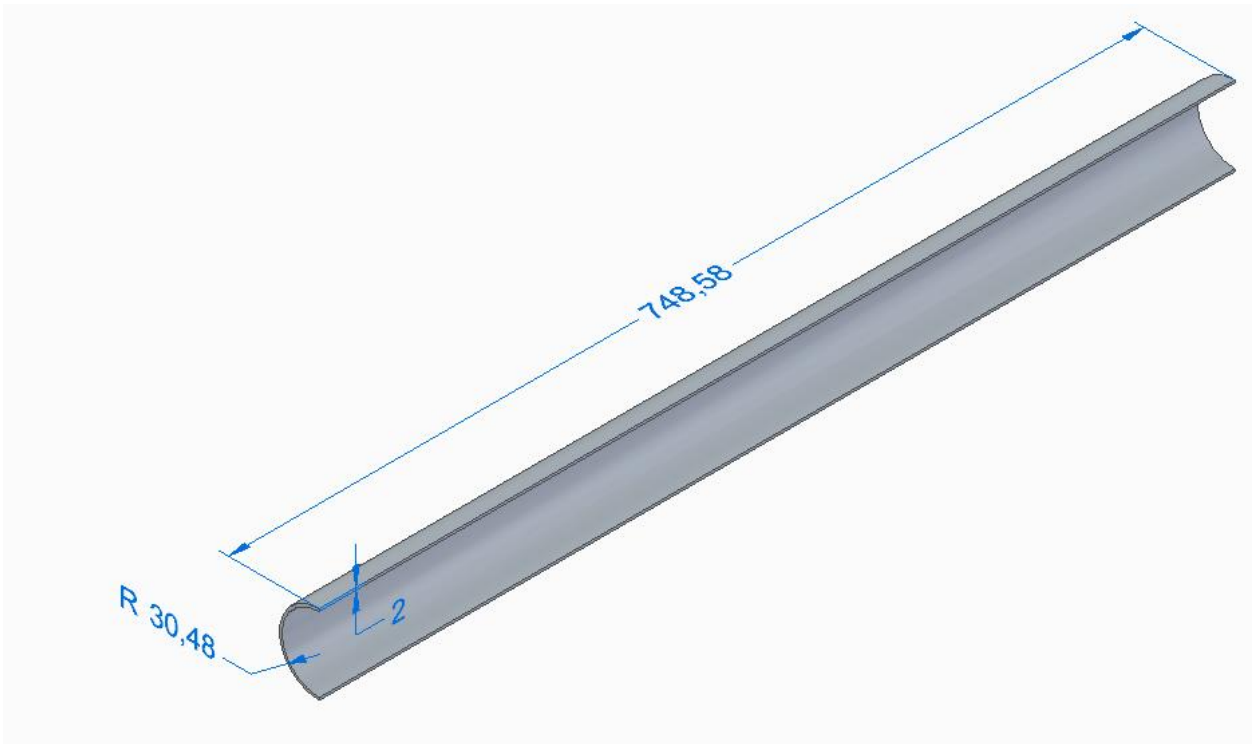
2,5mm de espessura, e o outro foi utilizado no conjunto de admissão e ar como bocal difusor, esse possuindo 1,5mm de espessura de parede.

Figura 29 - Vista isométrica do cone de redução em corte



Fonte: Próprio Autor (2020)

Figura 30 - Vista isométrica do tubo de escapamento em corte

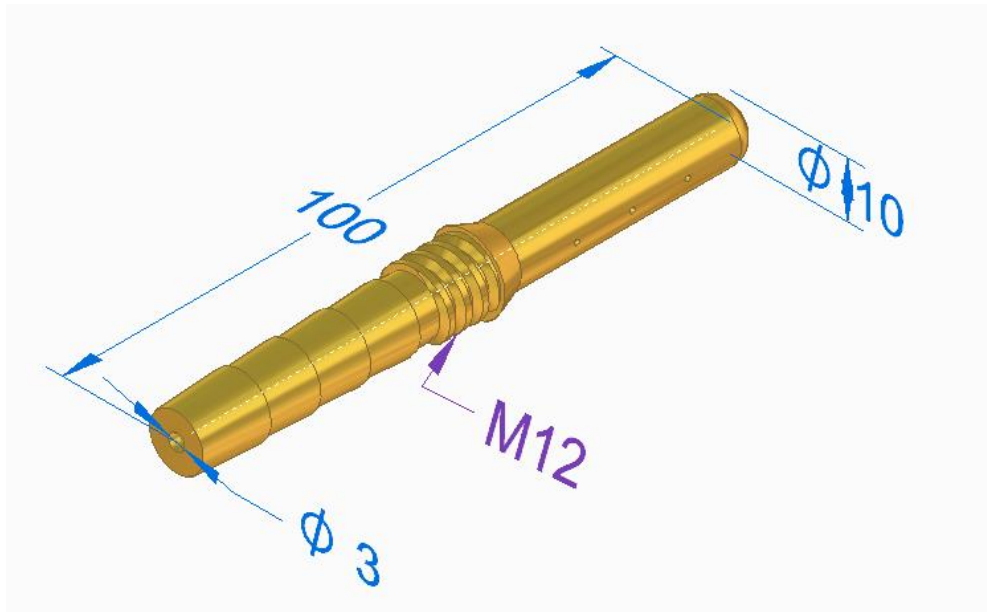


Fonte: Próprio Autor (2020)

### 3.5.9 Injetor De Gás

Essa peça foi usinada a partir de um tarugo de meia polegada de latão. Ele possui três furos na lateral lisa que são saídas de gás. No espigão é encaixado a mangueira que vem da botija de gás e então é preso com uma abraçadeira de pressão.

Figura 31 - Bico injetor de gás.



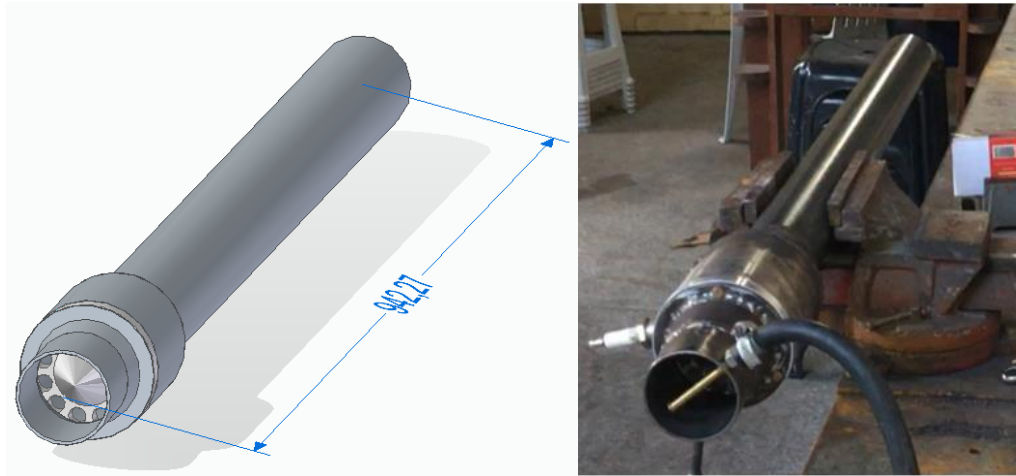
Fonte: Próprio Autor (2020)

#### 4. APRESENTAÇÃO E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Com o funcionamento do protótipo da forma esperada foi possível perceber de forma indireta os acertos das etapas anteriores visto que a geração de pulsos na combustão é o principal indício que o motor está fornecendo impulso. Outro fator importante é o som característico que o motor emite quando a pétala está atuando de maneira correta e a pulsação ocorre.

O sistema de ignição e o sistema de injeção de gás foram acrescentados ao projeto durante a construção. Há diversas formas de centelhar o motor, podendo até mesmo utilizar um fósforo na saída do escapamento. No nosso projeto utilizamos uma vela veicular para a produção da centelha. O sistema de injeção é apenas um tubo de latão com furos nas laterais.

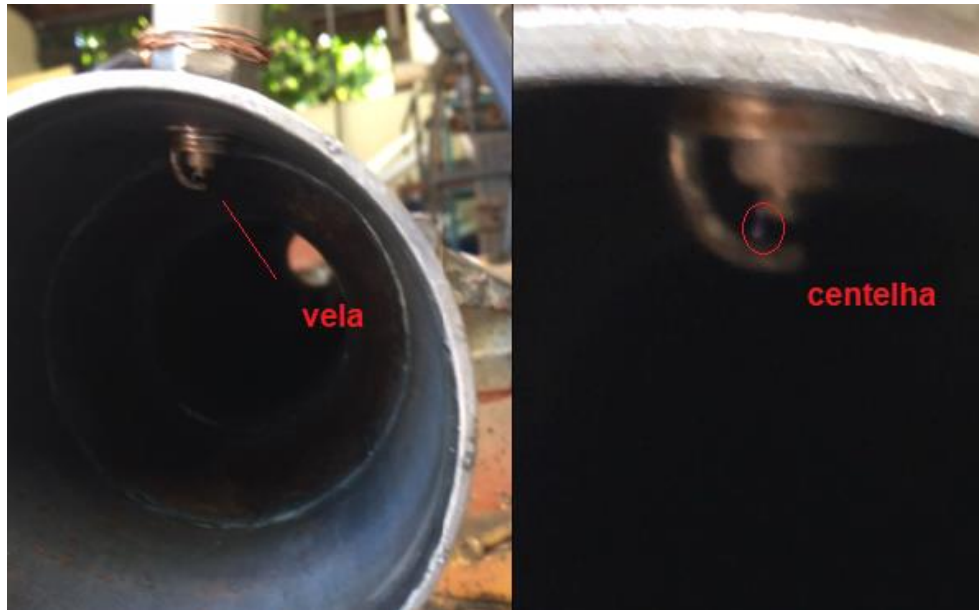
Figura 32 - Comparação do modelo CAD com o protótipo.



Fonte: Próprio Autor (2020)

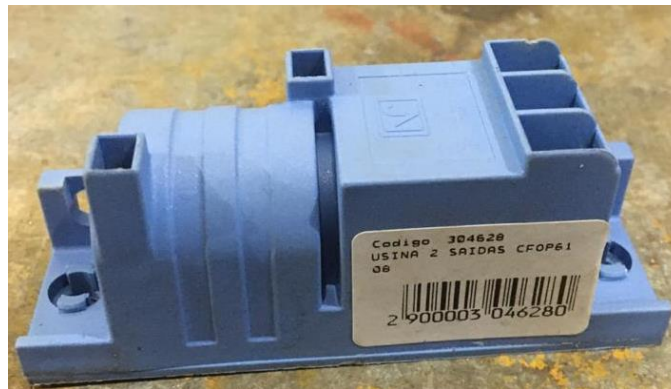
Para acionamento do motor foi utilizado uma vela automotiva e uma usina de centelha de fogão doméstico, operada em 127V. A centelha gerada pela usina não foi suficiente e capacitores tiveram que ser adicionados ao circuito para que a ignição ocorresse.

Figura 33 - Detalhe da vela de ignição dentro da câmara



Fonte: Próprio Autor (2020)

Figura 34 - Centelhador utilizado para alimentar a vela de ignição.



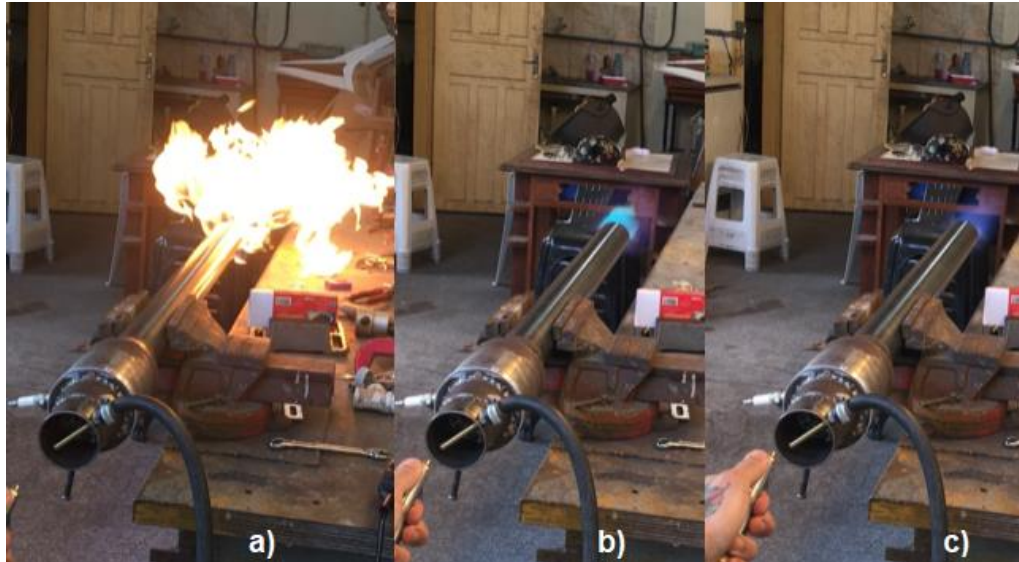
Fonte: Próprio Autor (2020)

Foi utilizado também uma fonte externa de ar, que no primeiro momento se tratava de um compressor de ar de 24L mas depois por comodidade foi substituído por um soprador de ar elétrico, esse que se mostrou mais eficaz.

Após os testes de funcionamento do motor foi constatado que o mesmo não se sustentava somente com o ar ambiente e precisava do emprego constante de ar externo para que funcionasse da forma esperada. A literatura de Simpson (2004) explica que a quantidade de umidade no ar é um fator desfavorável para o

funcionamento do motor e acredita o autor que esse empecilho foi o responsável para que o motor não conseguisse sugar ar de forma eficiente por ele mesmo.

Figura 35 - Fases da combustão: a) Início da combustão (mistura pobre, chama amarelada); b) Introdução de ar na câmara (mistura rica, chama esverdeada); Equilíbrio da mistura (chama azulada)



Fonte: Próprio Autor (2020)

Quando o motor começa a operar por pulso não é possível ver a chama na saída do escapamento. É possível perceber centelhas que são expelidas pelo escape em alta velocidade, essas centelhas são detritos da válvula pétala devida a fadiga dos ciclos.



Figura 36 - Centelhas sendo expelidas pelo escapamento



Fonte: Próprio Autor (2020)

#### 4.1 CONSUMO E EFICIÊNCIA

Como apresentado no tópico 2.8.2 o consumo de combustível esperado para o motor projetado seria algo entre 4,5kg/h e 9kg/h. Como podemos ver no ANEXO A, a vazão de combustível utilizado na simulação para alimentar o motor foi de 0,0021kg/s, isso nos dá 7,46kg/h de consumo. Esse valor de 0,0021kg/s foi o menor valor encontrado para que o motor nas dimensões estabelecidas sustentasse a combustão por pulsos.

O teste de consumo foi feito utilizando uma lata de butano e um adaptador para colocação de uma mangueira.

Figura 37 - Lata de Butano utilizada nos testes



Fonte: Próprio Autor (2020)

Foram feitos um total de quatro testes utilizando esse sistema como fonte de alimentação de combustível. Os testes consistiram em pesar a lata de butano em uma balança de precisão antes e depois do funcionamento do motor, cronometrar o tempo em que ele se manteve em funcionamento e então medir o consumo baseado na massa de gás que foi retirada da lata naquele determinado tempo. Com esses dados é possível estimar a eficiência do motor.

Cada teste teve em média 33 segundos, tempo em que a pétala da válvula perdia sua eficácia em interromper o fluxo reverso.

Cada lata de butano suportou dois testes, após isso a pressão da lata caía muito e a vazão de gás não sustentava a queima dentro da câmara de combustão.

Em média foram utilizados 85g de gás em cada teste. Isso nos dá um consumo estimado de 2,6g/s que é igual a um consumo de 9,4kg/h de combustível. Em comparação a um fogareiro, essa mesma lata de butano, em potência máxima, consome em torno de 0,05g/s.

O valor de 9,4kg/h se aproxima do valor teórico estimado por Simpson (2002), mas é 26% maior que o valor utilizado na simulação. Um motor Turbo-Jato com empuxo similar consumiria apenas 1,8kg/h de combustível no pior cenário.

## 4.2 MELHORANDO A EFICIÊNCIA

Simpson (2002) sustenta que a maneira mais evidente de melhorar a eficiência de um motor Pulso-Jato é tentar comprimir a carga de ar fresco / combustível antes de entrar em ignição. Entretanto, na prática isso não tem se mostrado possível visto que mesmo após 100 anos de pesquisas nada satisfatório foi apresentado.

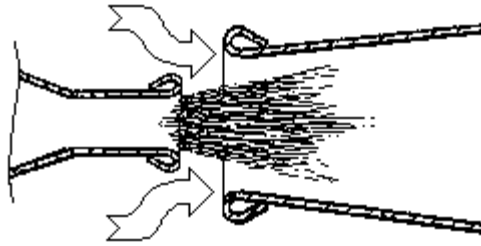
Alguns projetos foram propostos, alguns dos quais tentam usar dois motores unidos por meio de um tubo comum onde o primeiro motor pré-comprime a mistura ar/combustível que irá alimentar o outro. Simpson (2002) aponta que essa abordagem na prática não produziu nenhuma melhoria significativa no ganho de potência ou na economia de combustível. Outro conceito que ele apresenta é sobre o mecanismo de detonação de pulso, Pulse Detonation Engine (PDE). O PDE tira proveito das pressões incrivelmente altas que existem quando uma mistura de ar/combustível é detonada em vez de apenas deflagrada.

### 4.2.1 Pós-Combustor

De acordo com Simpson (2002) o uso de um pós-combustor é a melhor maneira de tornar um Pulso-Jato tradicional mais eficiente em termos de consumo de combustível. O pós-combustor não reduzirá a quantidade de combustível que um motor queima, mas aumentará o empuxo que produz sem aumentar o consumo de combustível. Ele afirma que quando um pós-combustor bem projetado é instalado em um Pulso-Jato, o empuxo pode ser aumentado numa faixa de 50% à 80% sem queimar nenhum combustível adicional.

O pós-combustor funciona da seguinte forma: Após a combustão dentro da câmara, uma parcela de combustível segue pelo escapamento sem ser queimado. O pós-combustor então seria como uma segunda câmara de combustão onde aquela parcela de combustível não detonado se mistura com uma nova porção de ar fresco e então é queimado. Simpson (2002) aponta que essa parcela de combustível já está em temperaturas ideais para detonação mas não queimando na primeira câmara por falta de comburente.

Figura 38 - Ilustração do funcionamento do pós-combustor



Fonte: Simpson(2002)

Utilizando nosso protótipo como exemplo, poderíamos reduzir o empuxo especificado no projeto para 33N e com a instalação de um pós-combustor atingiríamos, no pior cenário, os 50N do projeto original entretanto com um consumo estimado entre 3,1kg/h à 6,2kg/h. Valor que apresenta uma diminuição de 30% no pior cenário e chega ter um consumo 60% menor no melhor cenário.

Figura 39 - Exemplo de um pós-combustor em funcionamento



Fonte: Simpson (2002)

É possível notar a cor amarelada da chama que sai do pós-combustor. Esse tom de chama mostra que mesmo com a injeção de ar para uma nova queima, esse ainda não é suficiente para uma queima total. A chama amarelada demonstra uma queima pobre em comburente. Possível notar também que na saída do escapamento não é possível ver a chama, como ocorrido nos teste e demonstrado na figura 36.

#### 4.2.2 Injeção Sincronizada De Combustível

Em motores de combustão pulsada, o combustível pode ser injetado diretamente na câmara de combustão ou no bocal de admissão para ser misturado com ar antes da entrada na câmara. Normalmente essa injeção é feita de forma não sincronizada, o combustível é lançado continuamente no motor.

O problema com esta configuração é que para uma boa parte do ciclo de operação do motor esse combustível está sendo desperdiçado, simplesmente passando pelo tubo de escapamento e sendo ejetado.

Simpson (2002) explica que o período durante o qual o combustível injetado seria desperdiçado coincide com o período durante o qual a pressão dentro do motor é mais alta. Ainda segundo ele, criar um sistema de injeção que desligue automaticamente o fluxo de combustível quando ele não for mais útil é um ótimo meio de aumentar a eficiência energética do sistema.

Simpson (2002) mostra que a maneira mais simples de fazer isso é encaixar uma válvula de palheta simples na extremidade do injetor de combustível. A figura 40 mostra um exemplo desse conceito.

Figura 40 - Exemplo de válvula palheta utilizada no bico injetor pra sincronizar a injeção de combustível na câmara.



Fonte: Simpson (2002)

Como podemos ver, a válvula de palheta é criada dobrando uma tira fina de metal em forma de U para que fique sobre o orifício através do qual o combustível é injetado. Simpson (2002) aponta que é importante notar que existem algumas questões a serem consideradas ao projetar tal sistema injetor: A pressão dentro da câmara, mesmo no pico do ciclo de combustão, não é muito alta. Isso requer que você tenha uma área grande o bastante contra a qual os gases de combustão possam fazer pressão para fechar a válvula ou ela não fechará.

Simpson (2002) afirma que esse sistema de injeção sincronizada pode produzir uma melhoria adicional de 10% à 15% no consumo de combustível quando comparada ao mesmo motor com injeção contínua.

## 5. CONSIDERAÇÕES FINAIS

Ao finalizar o projeto podemos perceber que a simplicidade de construção e baixo custo do motor o torna atraente ainda nos dias de hoje. A eficiência energética nesse tipo de motor mostrou ser bastante complexa de se contornar e mesmo quando implementadas não apresentam ganhos que possam fazer com que o Pulso-Jato se destaque entre os outros motores à reação.

A falta de pré-compressão da mistura de ar e combustível antes dela ser introduzida na câmara de combustão se mostrou como o principal motivo para a baixa eficiência que o motor apresenta. Sendo que os contornos apontados como solução acabam elevando o custo e aumentando a complexidade de construção do motor, esse que se destaca justamente por ser simples e barato.

O grande desperdício de energia em forma de calor que o motor apresenta também é uma importante barreira para a sua utilização como propulsor.

Este projeto teve como ambição facilitar o entendimento de motores desse tipo e contribuir com a instituição no direcionamento de pesquisas para a área. Empregando o conhecimento prático adquirido ao longo do curso de Engenharia Mecânica e demonstrando de forma simples as fases do projeto desde a obtenção das equações que regem o motor, passando pela simulação do mesmo e comprovando sua eficácia através de um protótipo funcional que pode ser reproduzido.

A maior dificuldade do projeto foi se adequar ao material vendido no mercado local e ainda manter viável sua construção. Algumas modificações foram feitas, mas o conceito do projeto permaneceu o mesmo. O melhor material a ser utilizado no corpo do motor seria o aço ANSI 310, que foi substituído pelo aço NBR 5580. A utilização de aço carbono em peças que atingem altas temperaturas não é o mais indicado pois o mesmo produz o que a literatura chama de “carepa” ou esquemas. O uso frequente da peça acarreta na diminuição da espessura da parede, o que pode ser perigoso visto que se trata de um vaso de pressão.

Outro empecilho encontrado foi a necessidade de uma fonte externa de ar já que a umidade relativa do ar da região é muito alta e isso dificulta a queima dentro da câmara de combustão.

Pelo fato do material utilizado no protótipo acrescentar peso acima do previsto, não foi possível fazer testes de movimento com o motor pois o impulso gerado não foi suficiente para mover o mesmo.

O tempo de funcionamento do motor também se mostrou bastante reduzido visto que o material da pétala, ainda que utilizável, não apresentou resultados satisfatórios na operação e rendeu testes de aproximadamente 30 segundos antes que a válvula perdesse sua função de direcionar o fluxo fazendo com que a mistura também saísse pela entrada de ar.

Contornando todas essas adversidades foi possível obter um protótipo eficaz mas ineficiente. O consumo de 9,4kg/h de combustível é altíssimo se consideramos as limitações do motor. Ainda que os 9,4kg/h apresente um desvio pequeno em relação ao esperado 4,5kg/h à 9kg/h, o custo de operação do motor se torna inviável sem as devidas melhorias apresentadas no trabalho.

Seria interessante adicionar tais melhorias num trabalho futuro e obter dados para serem comparados com os dados desse trabalho e ver em quanto tais melhorias aumentariam a eficiência energética do motor na prática.



## 6. REFERÊNCIAS

AISI, **High Temperature Characteristics of Stainless Steels**. A Designers' Handbook Series No. 9004, American Iron and Steel Institute, 2011.

ALDERLIESTEN, R. C.; **Introduction to Aerospace Structures and Materials**. Delft University of Technology, Delft. 2018.

ANEEL. **Programa de Eficiência Energética**. Aneel, 2015 – Disponível em: <<https://www.aneel.gov.br/programa-eficiencia-energetica>>. Acesso em: 11 de mar. de 2021

ASME. **Rules for Construction of Pressure Vessels**, 2002 Addenda ed., vol. Section VIII Division 1, New York: ASME Boiler and Pressure Vessel Committee, 2002.

BIZZO, Waldir A. **Geração, Distribuição e Utilização de Vapor**. fem.unicamp.br Disponível em: <<http://www.fem.unicamp.br/~em672/GERVAP2.pdf>>. Acesso em: 24 de jan de 2020.

CASSADY, Sean. **Pulse Detonation Engines**. Stanford University, Novembro 2016

CROWE, Robert Kenneth. **Pulsating Combustion Device Miniaturization**. Naval Post graduate School, Monterey, California. December, 1976

DYNAJET. **Red Head Pulse Jet Manual. Miniature Jet Gasoline Engine**. Indiana 1966

ENGELMANN, Joachim. **V1: The Flying Bomb (Military History, Vol 62)**. Schiffer Publishing, Novembro, 1992

EPE. **Eficiência Energética**. Epe, 2018. Disponível em: <<https://www.epe.gov.br/pt/abcdenergia/eficiencia-energetica>>. Acesso em: 11 de mar. de 2021

FELTRE, Ricardo. **Química: Química Geral** vol1. 6ª.ed. São Paulo: Moderna, 2004.

HALLIDAY, David; RESNICK, Robert; WALKER, Jearl. **Fundamentos de física**. 8. ed. Rio de Janeiro, RJ: LTC, c2009 vol1.

HIBBELER, R. C.; **Resistência dos Materiais**, 7ª ed. São Paulo, Pearson, 2010.

HUSSAIN, Sadig Hussain. **Theoretical and Experimental Evaluation of Pulse Jet Engine**. University of Khartoum. Maio, 2008

INEE, Instituto Nacional de Eficiência Energética (Brasil). **Eficiência Energética**. Rio de Janeiro-RJ. Disponível em acesso em: 25/05/2017.

MACHINE. **Pulse Jet GIF**. Tenor, 2019. Disponível em: <<https://tenor.com/view/machine-pulse-jet-gif-13983213>>. Acesso em: 03 de mar. de 2021

MASCIA, Tadeu. **Teoria das Tensões**. Universidade Estadual De Campinas, 1992

MORAES, Paula Louredo. "**Composição do ar**"; Brasil Escola. Disponível em: <<https://brasilecola.uol.com.br/biologia/composicao-do-ar.htm>>. Acesso em 12 de fevereiro de 2020.

O'BRIEN, John Grant. **The Pulsejet engine: A review of its development potential**. Naval PostgraduateSchool, Monterey, California. June, 1974.

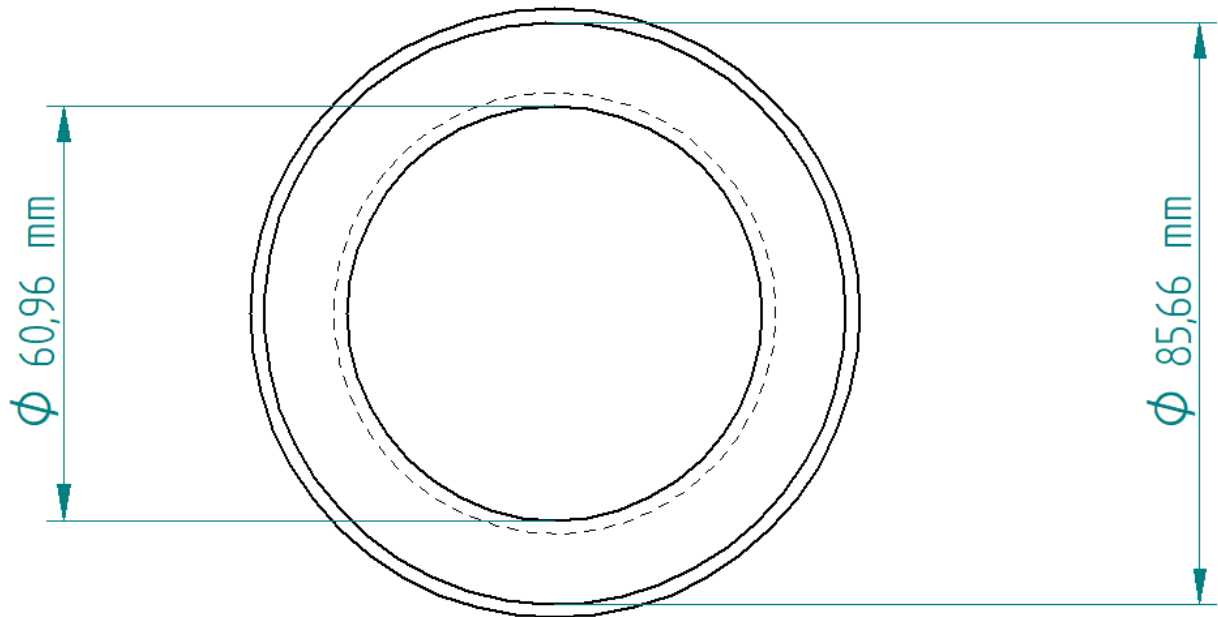
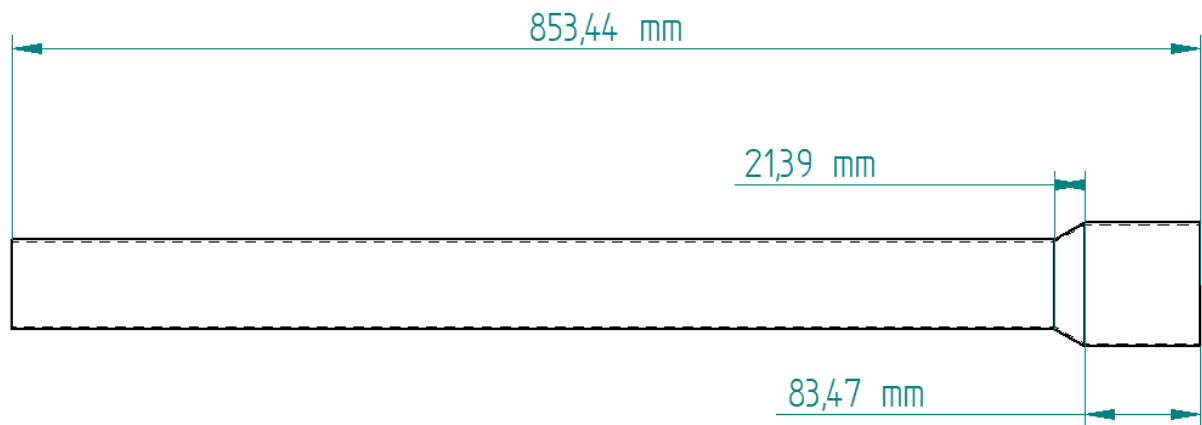
OGORELEC, Bruno. **Pulsejet Engines: a historical review of pulse jet designs Pulse-jets**. Terna Information Services, Kopernikova, Croati. August, 2005.

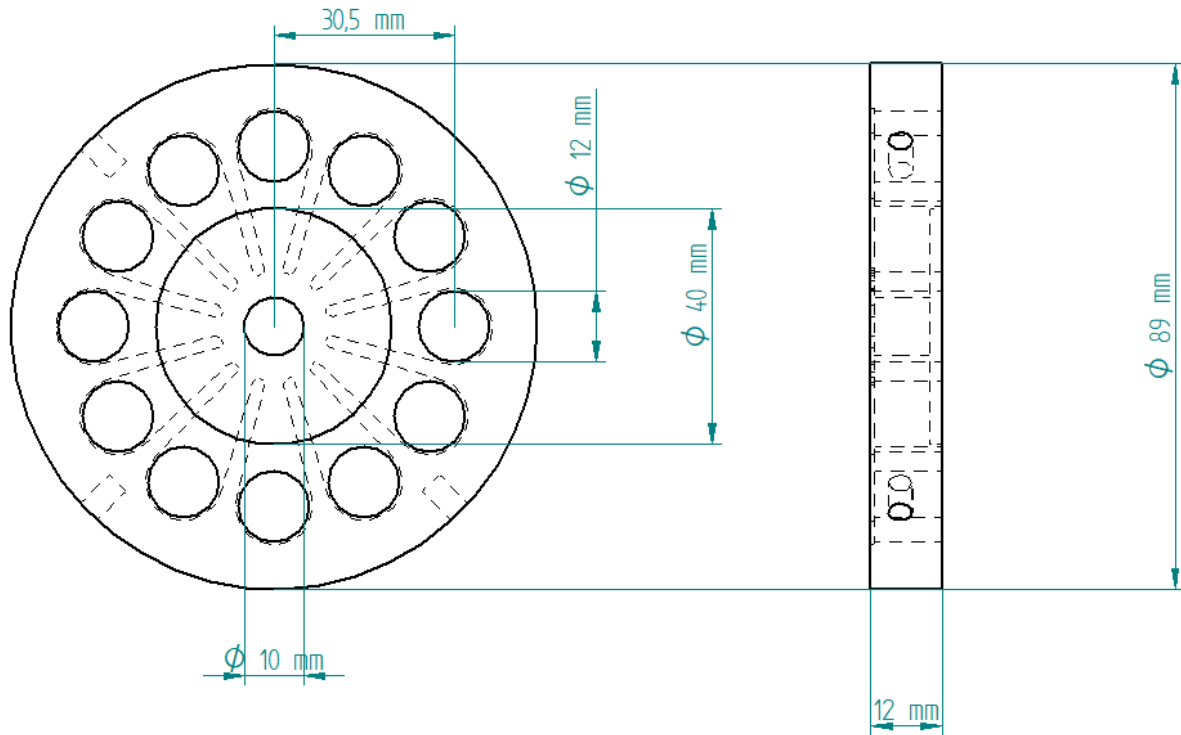
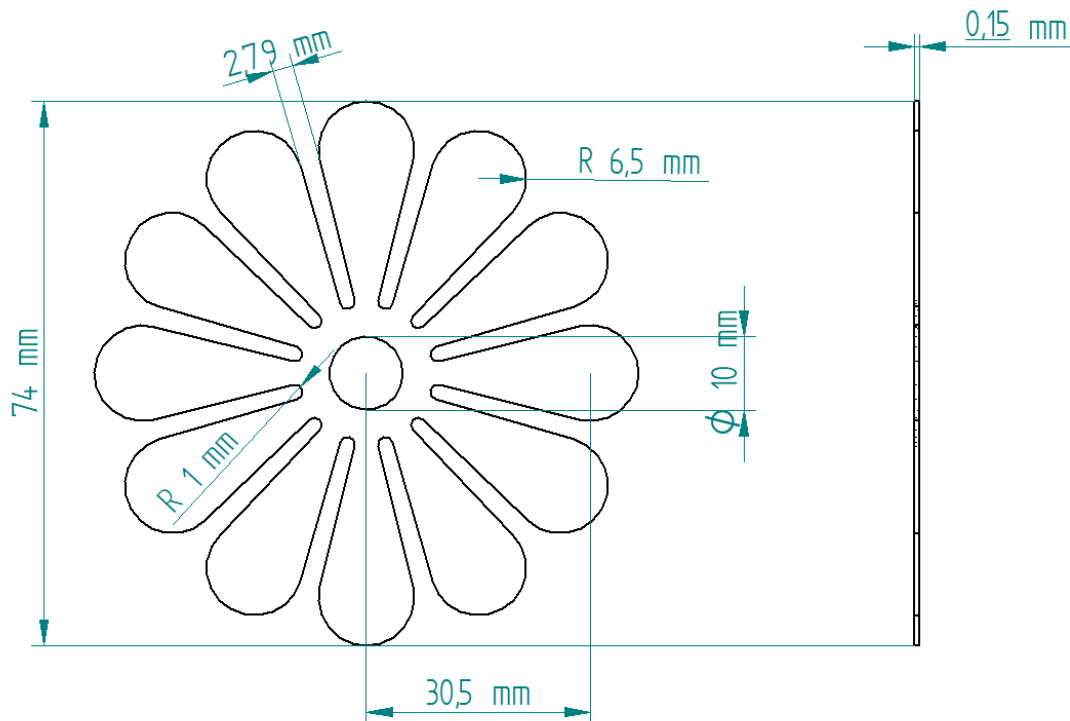
SHEET U.S.P., SUNDARARAJAN T. **Gas Power Cycles: LenoirCycle**. Nptel.ac.inDisponível em:<[https://nptel.ac.in/courses/112106133/Module\\_4/10\\_Lenoir\\_Cycle.pdf](https://nptel.ac.in/courses/112106133/Module_4/10_Lenoir_Cycle.pdf)> Acesso em: 20 de jun de 2020.

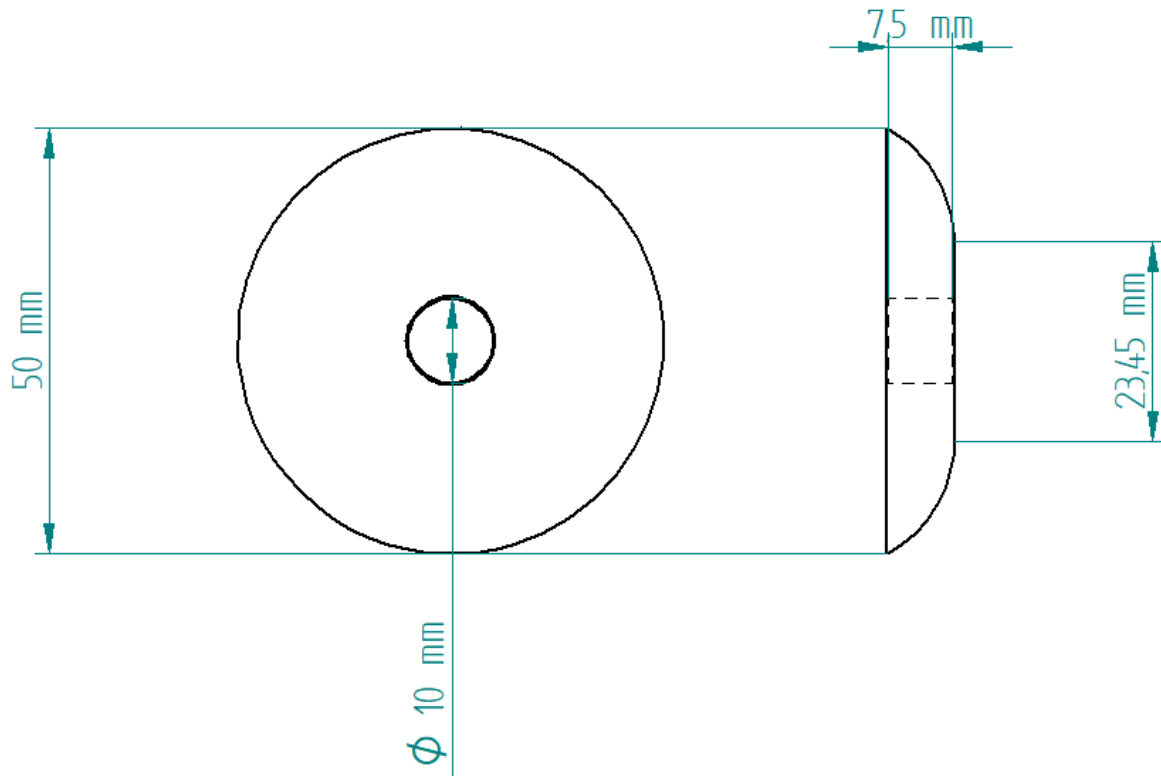
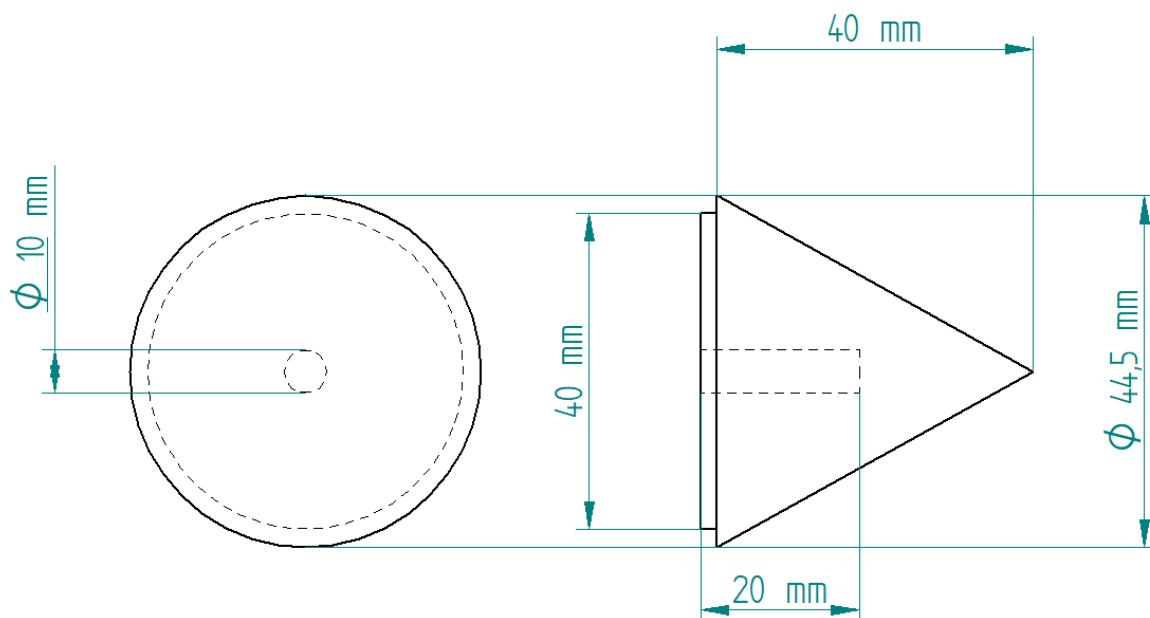
SIMPSON, Bruce. **The Enthusiast's Guide to Pulsejet Engines**. 2ª ed. May, 2004

SIMPSON, Bruce. **Improving Pulsejet Efficiency**. Aardvark, 2002. Disponível em: <[https://aardvark.co.nz/pjet/jet\\_efficiency1.shtml](https://aardvark.co.nz/pjet/jet_efficiency1.shtml)>. Acesso em: 18 de mar. de 2021

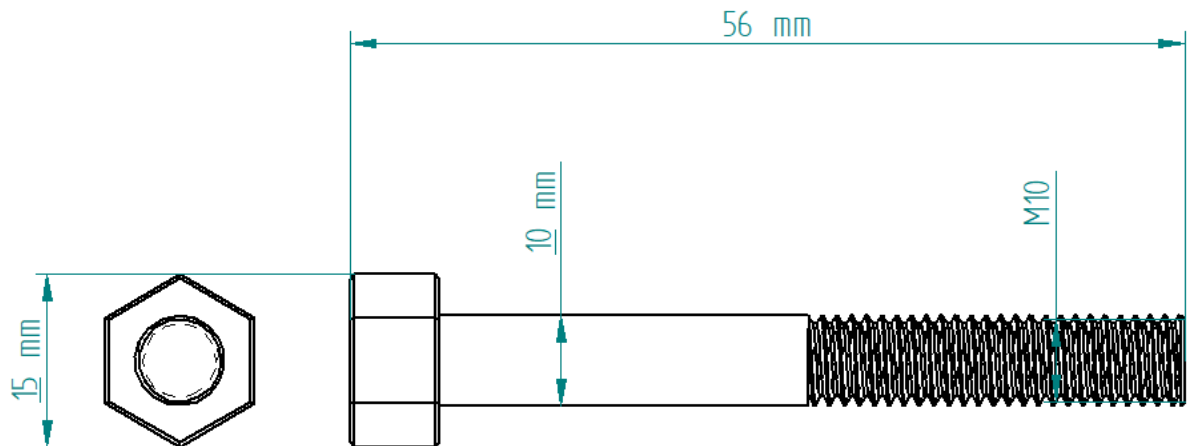
THARRATT. C. E.; "**The Propulsive Duct**". Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1965.

**APÊNDICES****APÊNDICE A - VISTA FRONTAL DO CORPO DO PROTÓTIPO****APÊNDICE B - VISTA LATERAL DO CORPO DO PROTÓTIPO**

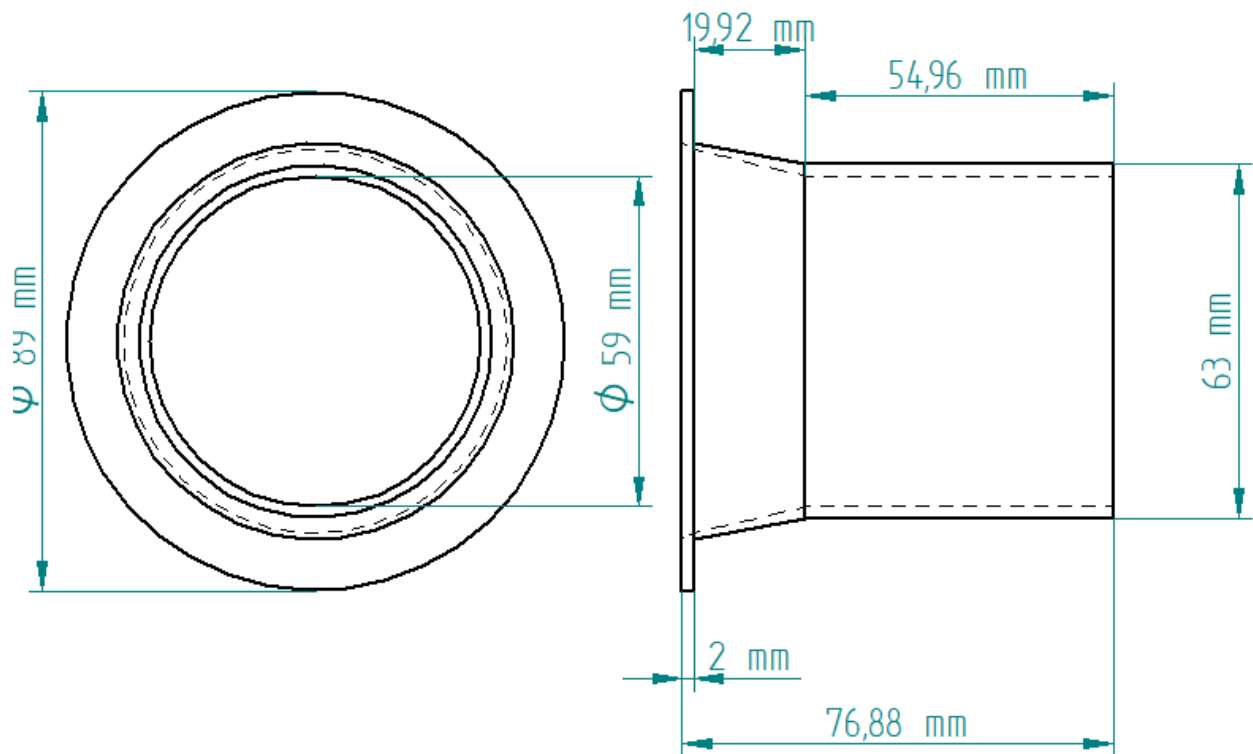
**APÊNDICE C - VISTA FRONTAL E LATERAL DO CORPO DA VÁLVULA****APÊNDICE D - VISTA FRONTAL E LATERAL DA PÉTALA**

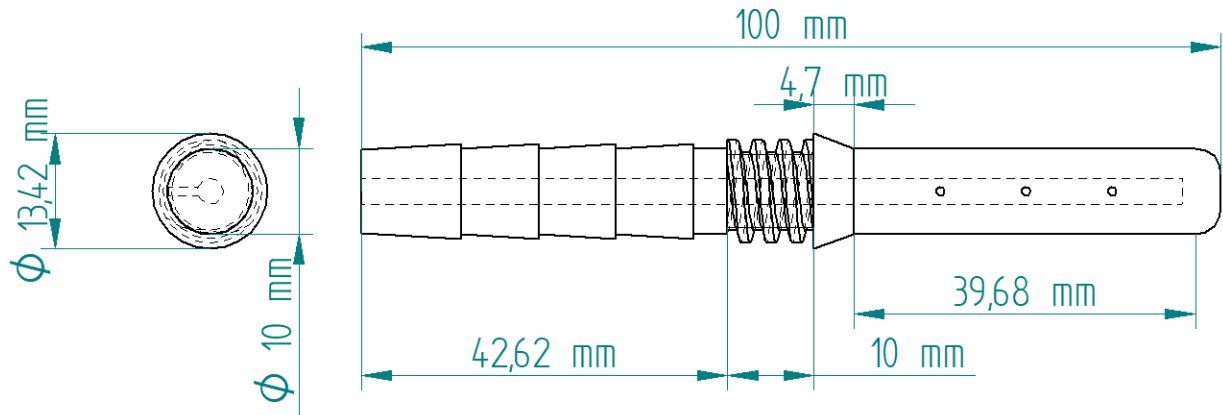
**APÊNDICE E - VISTA FRONTAL E LATERAL DO RETÉM DA PÉTALA****APÊNDICE F - VISTA FRONTAL E LATERAL DO CONE DIFUSOR**

**APÊNDICE G - VISTA FRONTAL E LATERAL DO PARAFUSO DO EIXO DA VÁLVULA**



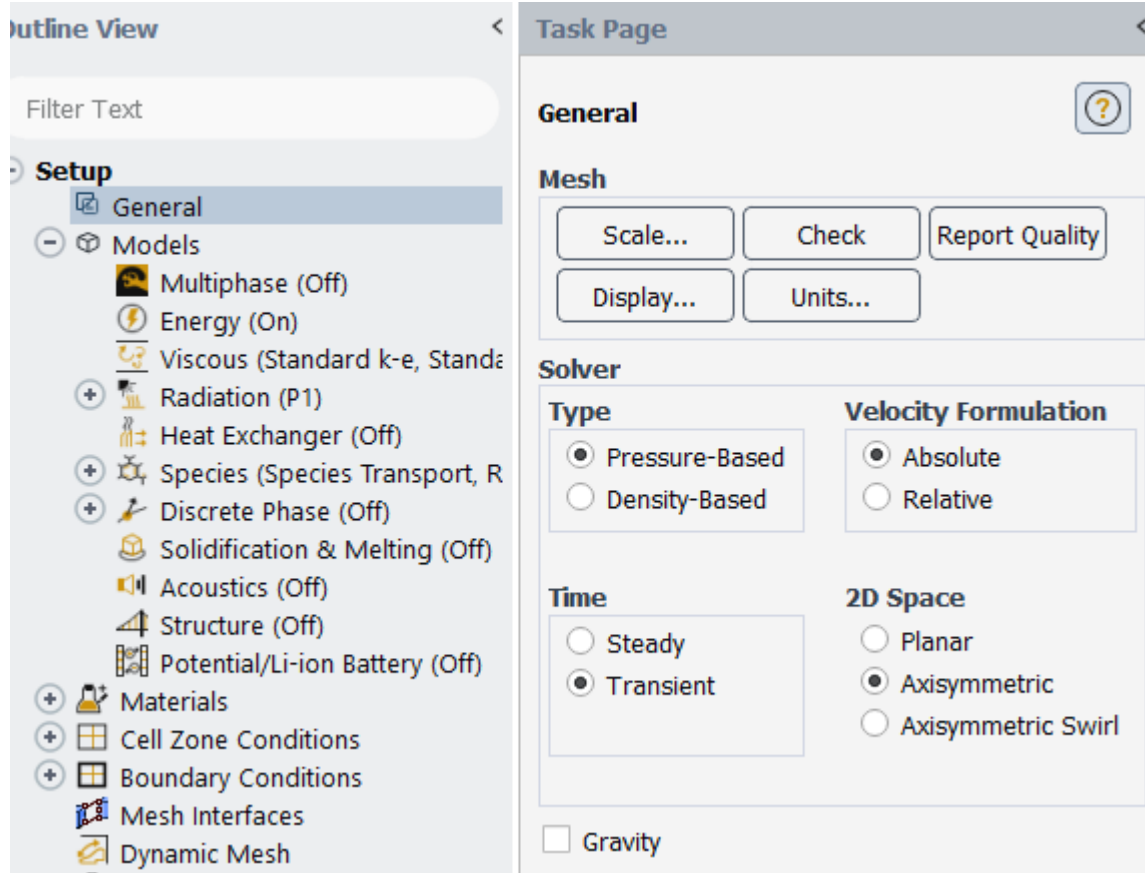
**APÊNDICE H - VISTA FRONTAL E LATERAL DO BOCAL DIFUSOR**



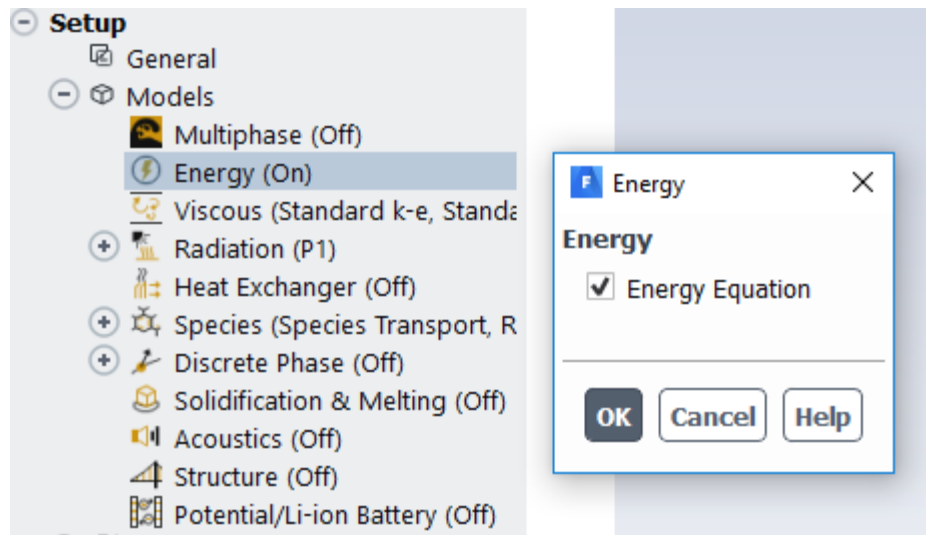
**APÊNDICE I - VISTA FRONTAL E LATERAL DO BICO INJETOR**

## ANEXOS

### ANEXO A - PARÂMETROS GERAIS UTILIZADOS NO FLUENT™





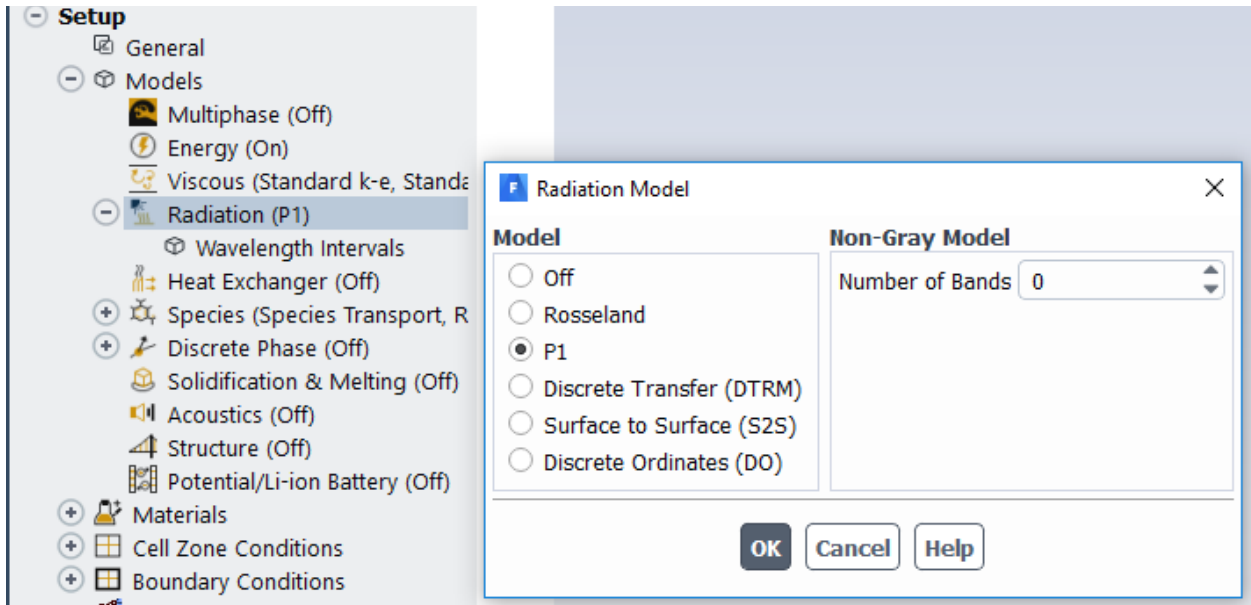
**ANEXO B - PARÂMETRO DO MODELO DE ENERGIA UTILIZADO NO FLUENT™**

## ANEXO C - PARÂMETRO DO MODELO DE VISCOSIDADE DO FLUIDO DE TRABALHO UTILIZADO NO FLUENT™

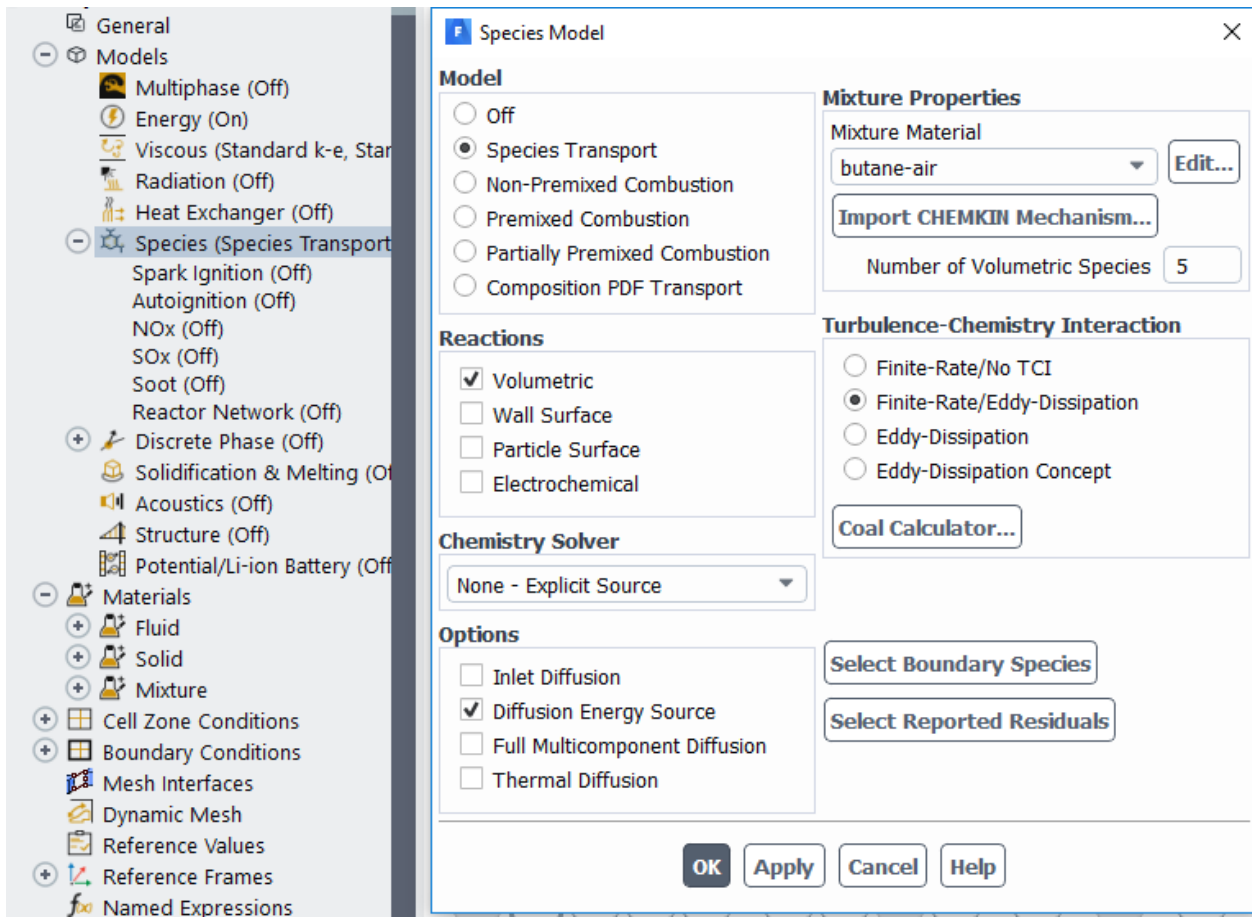
The image shows the ANSYS Fluent Viscous Model dialog box. The left sidebar contains a tree view with categories: Setup, Solution, and Results. The 'Models' section under 'Setup' is expanded, showing 'Viscous (Standard k-e, Standard)' selected. The main dialog box is titled 'Viscous Model' and contains the following settings:

- Model:**
  - Inviscid
  - Laminar
  - Spalart-Allmaras (1 eqn)
  - k-epsilon (2 eqn)
  - k-omega (2 eqn)
  - Transition k-kl-omega (3 eqn)
  - Transition SST (4 eqn)
  - Reynolds Stress (5 eqn)
  - Scale-Adaptive Simulation (SAS)
  - Detached Eddy Simulation (DES)
- k-epsilon Model:**
  - Standard
  - RNG
  - Realizable
- Near-Wall Treatment:**
  - Standard Wall Functions
  - Scalable Wall Functions
  - Non-Equilibrium Wall Functions
  - Enhanced Wall Treatment
  - Menter-Lechner
  - User-Defined Wall Functions
- Options:**
  - Viscous Heating
  - Production Kato-Launder
  - Production Limiter
- Model Constants:**
  - Cmu: 0.09
  - C1-Epsilon: 1.44
  - C2-Epsilon: 1.92
  - TKE Prandtl Number: 1
  - TDR Prandtl Number: 1.3
  - Energy Prandtl Number: (empty)
- User-Defined Functions:**
  - Turbulent Viscosity: none
- Prandtl and Schmidt Numbers:**
  - TKE Prandtl Number: none
  - TDR Prandtl Number: none
  - Energy Prandtl Number: none
  - Wall Prandtl Number: none
  - Turbulent Schmidt Number: none

Buttons at the bottom: OK, Cancel, Help.

**ANEXO D - PARÂMETROS DO MODELO DE RADIAÇÃO UTILIZADO NO FLUENT™**

## ANEXO E - PARÂMETROS DO MODELO DE COMBUSTÃO UTILIZADO NO FLUENT™



**ANEXO F - CONDIÇÃO DE CONTORNO DA MISTURA (VAZÃO MÁSSICA)**

Mass-Flow Inlet

Zone Name  
fuel\_inlet

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential UDS

Reference Frame Absolute

Mass Flow Specification Method Mass Flow Rate

Mass Flow Rate (kg/s) 0.0021

Supersonic/Initial Gauge Pressure (atm) 2

Direction Specification Method Normal to Boundary

**Turbulence**

Specification Method Intensity and Viscosity Ratio

Turbulent Intensity (fraction) 0.05

Turbulent Viscosity Ratio 10

OK Cancel Help

Mass-Flow Inlet

Zone Name  
air\_inlet

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential UDS

Reference Frame Absolute

Mass Flow Specification Method Mass Flow Rate

Mass Flow Rate (kg/s) 0.014

Supersonic/Initial Gauge Pressure (atm) 0

Direction Specification Method Normal to Boundary

**Turbulence**

Specification Method Intensity and Viscosity Ratio

Turbulent Intensity (fraction) 0.05

Turbulent Viscosity Ratio 10

OK Cancel Help

**ANEXO G - CONDIÇÃO DE CONTORNO DA MISTURA (FRAÇÃO)**

Mass-Flow Inlet Captura Retangular ×

Zone Name  
fuel\_inlet

Momentum Thermal Radiation **Species** DPM Multiphase Potential UDS

Specify Species in Mole Fractions

**Species Mass Fractions**

ch4	1	▼
o2	0	▼
co2	0	▼
h2o	0	▼

OK Cancel Help

Mass-Flow Inlet ×

Zone Name  
air\_inlet

Momentum Thermal Radiation **Species** DPM Multiphase Potential UDS

Specify Species in Mole Fractions

**Species Mass Fractions**

ch4	0	▼
o2	0.23	▼
co2	0	▼
h2o	0	▼

OK Cancel Help

## ANEXO H - MÉTODOS DE SOLUÇÃO UTILIZADO NO FLUENT™

The screenshot displays the ANSYS Fluent software interface, specifically the **Solution Methods** panel. The interface is divided into two main sections: **Outline View** on the left and **Task Page** on the right.

**Outline View:** Shows a hierarchical tree of solution methods. The **Solution** folder is expanded, and the **Methods** sub-folder is selected. Other visible methods include Multiphase (Off), Energy (On), Viscous (Standard k-e, Star), Radiation (Off), Heat Exchanger (Off), Species (Species Transport), Spark Ignition (Off), Autoignition (Off), NOx (Off), SOx (Off), Soot (Off), Reactor Network (Off), Discrete Phase (Off), Solidification & Melting (Off), Acoustics (Off), Structure (Off), Potential/Li-ion Battery (Off), Materials, Cell Zone Conditions, Fluid, Boundary Conditions, Axis, Inlet, Internal, Outlet, Wall, Mesh Interfaces, Dynamic Mesh, Reference Values, Reference Frames, and Named Expressions.

**Task Page:** Displays the configuration for the selected **Solution Methods**. The **Pressure-Velocity Coupling** section shows the Scheme set to **SIMPLEC** and Skewness Correction set to **0**. The **Spatial Discretization** section shows the Gradient set to **Least Squares Cell Based**, Pressure set to **Second Order**, Momentum set to **Second Order Upwind**, Turbulent Kinetic Energy set to **First Order Upwind**, and Turbulent Dissipation Rate set to **First Order Upwind**. The **Transient Formulation** section shows the scheme set to **Second Order Implicit**. There are several checkboxes for advanced options: **Non-Iterative Time Advancement**, **Frozen Flux Formulation**, **Warped-Face Gradient Correction**, **High Order Term Relaxation** (with an **Options...** button), and **Set All Species Discretizations Together**. A **Default** button is also present at the bottom.

## ANEXO I - VALORES DE PARTIDA UTILIZADO NO FLUENT™

**Outline View**

Filter Text

- Spark Ignition (Off)
- Autoignition (Off)
- NOx (Off)
- SOx (Off)
- Soot (Off)
- Reactor Network (Off)
- Discrete Phase (Off)
- Solidification & Melting (Off)
- Acoustics (Off)
- Structure (Off)
- Potential/Li-ion Battery (Off)
- Materials
- Cell Zone Conditions
- Fluid
- Boundary Conditions
  - Axis
  - Inlet
  - Internal
  - Outlet
  - Wall
- Mesh Interfaces
- Dynamic Mesh
- Reference Values
- Reference Frames
- Named Expressions
- Solution**
  - Methods
  - Controls
  - Report Definitions
  - Monitors
  - Cell Registers
  - Initialization
  - Calculation Activities
  - Run Calculation

**Task Page**

**Solution Initialization**

**Initialization Methods**

Hybrid Initialization

Standard Initialization

Compute from

**Reference Frame**

Relative to Cell Zone

Absolute

**Initial Values**

Gauge Pressure (atm)

Axial Velocity (m/s)

Radial Velocity (m/s)

Turbulent Kinetic Energy (m2/s2)

Turbulent Dissipation Rate (m2/s3)

ch4

n2



## ANEXO J - PARÂMETROS PARA SIMULAÇÃO UTILIZADO NO FLUENT™

The image displays the ANSYS Fluent software interface, specifically the 'Run Calculation' task page. The interface is divided into two main panels: 'Outline View' on the left and 'Task Page' on the right.

**Outline View:** This panel shows a hierarchical tree of simulation settings. The 'Run Calculation' option is selected and highlighted in blue. Other visible options include 'Materials', 'Boundary Conditions', 'Mesh Interfaces', and 'Solution'.

**Task Page:** This panel contains the configuration options for the 'Run Calculation' task. It is titled 'Run Calculation' and includes a help icon (?). The page is organized into several sections:

- Buttons:** 'Check Case...' and 'Preview Mesh Motion...'.
- Time Advancement:**
  - Type: Fixed (dropdown)
  - Method: User-Specified (dropdown)
- Parameters:**
  - Number of Time Steps: 1500 (spin box)
  - Time Step Size (s): 0.0001 (spin box)
  - Max Iterations/Time Step: 10 (spin box)
  - Reporting Interval: 3 (spin box)
  - Profile Update Interval: 1 (spin box)
- Options:**
  - Extrapolate Variables
  - Report Simulation Status
- Solution Processing:**
  - Data Sampling for Time Statistics
  - Data File Quantities... (button)
- Solution Advancement:**
  - Calculate (button)

## ANEXO K - TERMO DE COMPROMISSO DO ORIENTADO

MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO  
SECRETARIA DE EDUCAÇÃO PROFISSIONAL E TECNOLÓGICA  
INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA DO AMAZONAS  
CONSELHO SUPERIOR

## ANEXO 2

TERMO DE COMPROMISSO DO ORIENTADO SOBRE AS NORMAS/REGULAMENTOS  
DO TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

Eu, TAINA LUIS NERY DO SOUZA, estudante regularmente matriculado no Curso Superior de ENGENHARIA MECÂNICA, do Instituto Federal do Amazonas, Campus MANAUS CENTRO, estou ciente e concordo com as normas/regulamentos instituídos para o desenvolvimento do meu Trabalho de Conclusão de Curso. Outrossim, declaro seguir tal regimento. Por estar plenamente de acordo firmo o presente.

Cidade, AM, 23 de MARÇO de 2021.

Taina Luis Nery do Souza

Assinatura do estudante