

**UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO  
CENTRO TECNOLÓGICO  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**ANDERSON BARBOZA FELIX  
LEONARDO QUINTINO ROCON**

**PROJETO DE GRADUAÇÃO  
MODELO MATEMATICO DO PROCESSO TERMODINÂMICO  
DE UM MOTOR PULSO JATO**

**VITÓRIA - ES  
2008**

ANDERSON BARBOZA FELIX  
LEONARDO QUINTINO ROCON

MODELO MATEMÁTICO DO PROCESSO TERMODINÂMICO DE UM  
MOTOR PULSO JATO

Trabalho de Conclusão de Curso  
apresentado ao Departamento de  
Engenharia Mecânica da Universidade  
Federal do Espírito Santo, como requisito  
parcial para obtenção do grau de  
Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Dr. Juan Sérgio Romero  
Saenz.

VITÓRIA - ES  
2008

ANDERSON BARBOZA FÉLIX  
LEONARDO QUINTINO ROCON

MODELO MATEMÁTICO DO PROCESSO TERMODINÂMICO DE UM  
MOTOR PULSO JATO

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal do Espírito Santo, como requisito parcial para obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Aprovado em 01 de dezembro de 2008.

COMISSÃO EXAMINADORA

---

Profº. Dr. Juan Sérgio Romero Saenz  
Universidade Federal do Espírito Santo  
Orientador

---

Profº. Me. Elias Antônio Dalvi  
Universidade Federal do Espírito Santo  
Examinador

---

Profº Dr. Fernando César Meira Menandro  
Universidade Federal do Espírito Santo  
Examinador

## **AGRADECIMENTOS**

À nossos pais por terem nos dado a vida e grande apoio e incentivo durante toda nossa vida, desde a escolar até a acadêmica.

À Deus, criador de todas as coisas, por nos proporcionar saúde e bem-estar a cada dia.

À nosso orientador, professor Juan Sérgio Romero Saenz, pelo incentivo e esclarecimentos dado ao longo deste projeto.

À Universidade Federal do Espírito Santo pela oportunidade de crescimento proporcionada a todos nós, alunos que participaram deste curso.

Aos membros da banca examinadora, professores Elias Antônio Dalvi e Fernando César Meira Menandro pelo tempo dispensado à avaliação deste trabalho.

À José Miraglia, engenheiro químico e mestre em Engenharia Aeronáutica pelo ITA, por dicas fornecidas .

## **RESUMO**

Atualmente a tecnologia do motor pulso jato tem despertado novamente o interesse pela busca de uma promissora fonte alternativa para fins de propulsão. Neste sentido, este trabalho descreve a construção de um modelo matemático baseado na análise do ciclo termodinâmico que mais se aproxima de um motor pulso jato (Ciclo de Lenoir), além de conter os cálculos estruturais necessários para se construir um motor pulso jato.

Palavras chave: ciclo termodinâmico, construção, impulso, modelagem, pulso jato.

### **ABSTRACT**

At the present time the pulsejet motor technology has been again draw attention for the search of a promising alternative source for propulsion ends. In this way, this work describes the construction of a mathematical model based on the thermodynamic cycle analyzes that is closest to the pulsejet motor (Lenoir's Cycle), and also contains the structural calculations needed to built a pulsejet motor.

**Key Words:** thermodynamic cycle, construction, impulse, modulate, pulse jet.

## LISTA DE FIGURAS

|            |                                                                                                                                                  |    |
|------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 1 - | Máquina de Heron .....                                                                                                                           | 16 |
| Figura 2 - | Chaminé de Leonardo Da Vinci (canto superior esquerdo),<br>carruagem de Newton (inferior) e a máquina de Barber (canto<br>superior direito)..... | 18 |
| Figura 3 - | Primeiro motor desenvolvido por Whittle, na Inglaterra.....                                                                                      | 18 |
| Figura 4 - | O esquema do motor de combustão de Esnaut-Peltre, push-<br>pull.....                                                                             | 20 |
| Figura 5 - | Esquema da válvula de Marconnet para pulso jato.....                                                                                             | 21 |
| Figura 6 - | Esquema do Tubo Schmidt.....                                                                                                                     | 21 |
| Figura 7 - | - Fotos reais de um míssil V-1 “Buzz Bomb” parado (esquerda) e<br>em voo (direita).....                                                          | 22 |
| Figura 8 - | - Projeto de avião alemão utilizando pulso jato (Me P1079).....                                                                                  | 22 |
| Figura 9 - | Modelo de pulso jato em “Drones”, modelo Russo.....                                                                                              | 22 |
| Figura 10- | O <i>Escopette</i> francês, pulso jato sem válvula.....                                                                                          | 23 |
| Figura 11- | - Esquema do pulso jato de Hiller-Lockwood.....                                                                                                  | 25 |
| Figura 12- | Retificador de fluxo proposto por Foa.....                                                                                                       | 26 |
| Figura 13- | Esquema de pressão e velocidades no Tubo de Schmidt. C-D,<br>fluxo aéreo na extremidade aberta; A-B, válvulas abertas; z,<br>tempo de ciclo..... | 27 |
| Figura 14- | Propriedades locais de estagnação isoentrópica.....                                                                                              | 35 |
| Figura 15- | Escoamento compressível em um tubo de corrente infinitesimal...                                                                                  | 35 |
| Figura 16- | Volume de controle para análise de um escoamento<br>unidimensional geral.....                                                                    | 40 |
| Figura 17- | - Gráfico Pressão X Volume específico.....                                                                                                       | 45 |
| Figura 18- | Gráfico Temperatura X Entropia.....                                                                                                              | 45 |
| Figura 19- | - Estrutura molecular de alguns combustíveis constituídos.....                                                                                   | 47 |
| Figura 20- | Curvas típicas de destilação para alguns combustíveis<br>constituídos por hidrocarbonetos.....                                                   | 48 |
| Figura 21- | Vaso de pressão cilíndrico, seccionado pelos planos <i>a</i> , <i>b</i> e <i>c</i> .....                                                         | 49 |
| Figura 22- | Diagrama de corpo livre do segmento posterior do vaso de<br>pressão.....                                                                         | 53 |
| Figura 23- | Vista da parte esquerda da seção <i>b</i> do vaso de pressão.....                                                                                | 54 |
| Figura 24- | Gráfico da Pressão x Volume Específico.....                                                                                                      | 54 |
| Figura 25- | Gráfico da Temperatura x Entropia.....                                                                                                           | 55 |
| Figura 26- | Esquema das medidas do motor pulso jato.....                                                                                                     | 60 |

|            |                                                                                                                                                                               |    |
|------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 27- | Ilustração do procedimento para ignição.....                                                                                                                                  | 71 |
| Figura 28- | Vela de ignição utilizada no pulso jato.....                                                                                                                                  | 72 |
| Figura 29- | Ilustração de pulso jato em situação de aquecimento excessivo...                                                                                                              | 73 |
| Figura 30- | Válvula Margarida.....                                                                                                                                                        | 73 |
| Figura 31- | Sistema de válvula grade.....                                                                                                                                                 | 74 |
| Figura 32- | Exemplo de montagem de um pulso jato ( 65 mm x 560 mm ).....                                                                                                                  | 75 |
| Figura 33- | Detalhe frontal do difusor, injetor de combustível e vela de ignição.....                                                                                                     | 75 |
| Figura 34- | Detalhe do difusor desencaixado da câmara de combustão.....                                                                                                                   | 75 |
| Figura 35- | Componentes (da esquerda para a direita temos): parafuso de fixação da válvula, anel do parafuso, suporte da válvula, injetor de combustível (abaixo), válvula e difusor..... | 75 |
| Figura 36- | Difusor, peça única de alumínio usinada em CNC.....                                                                                                                           | 77 |
| Figura 37- | Mangueira de combustível conectada ao injetor.....                                                                                                                            | 77 |
| Figura 38- | Montagem dos componentes do pulso jato.....                                                                                                                                   | 77 |
| Figura 39- | Esquema de Aeromodelo com motor pulso jato integrado.....                                                                                                                     | 78 |
| Figura 40- | Esquema de bicicleta com motor pulso jato.....                                                                                                                                | 79 |
| Figura 41- | Foto do Fieseler Fi 103 (V1).....                                                                                                                                             | 79 |
| Figura 42- | Foto <b>real</b> do V2 em vôo.....                                                                                                                                            | 80 |
| Figura 43- | Esquema de barco com motor pulso jato integrado.....                                                                                                                          | 81 |
| Figura 44- | Montagem de um termonebulizador com motor pulso jato.....                                                                                                                     | 81 |

**LISTA DE TABELAS**

|             |                                                                                                                   |    |
|-------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Tabela 1 -  | Características de algumas famílias de hidrocarbonetos.....                                                       | 48 |
| Tabela 2 -  | Entalpia de formação e entropia absoluta de algumas substâncias a 25°C e 100 kPa.....                             | 63 |
| Tabela 3 -  | Propriedades de algumas substâncias, a temperaturas selecionadas (gases perfeitos e entropia relativa a 100 kPa). | 63 |
| Tabela 4 -  | Propriedades Mecânicas Médias de alguns materiais metálicos...                                                    | 69 |
| Tabela A.1- | Efeitos da pressão atmosférica sobre o motor.....                                                                 | 86 |
| Tabela A.2- | Efeitos da temperatura ambiente sobre o motor.....                                                                | 86 |
| Tabela A.3- | Efeitos da umidade relativa sobre o motor.....                                                                    | 86 |

## SIMBOLOGIA

|                |                                                                  |
|----------------|------------------------------------------------------------------|
| $a_0$          | velocidade sônica                                                |
| $A$            | área, constante                                                  |
| $AC$           | relação ar-combustível                                           |
| $c$            | calor específico, velocidade do som                              |
| $c_p$          | calor específico a pressão constante                             |
| $c_p'$         | calor específico da mistura (ar-combustível) a pressão constante |
| $c_v$          | calor específico a volume constante                              |
| $c_v'$         | calor específico da mistura (ar-combustível) a volume constante  |
| $c^*$          | velocidade crítica do som                                        |
| $s.c.$         | superfície de controle                                           |
| $v.c.$         | volume de controle                                               |
| $\frac{d}{dx}$ | derivada ordinária                                               |
| $d$            | diâmetro                                                         |
| $d_x$          | distância diferencial                                            |
| $E$            | energia, módulo de elasticidade                                  |
| $exp$          | a exponencial e                                                  |
| $F_E$          | força de impulso                                                 |
| $g$            | aceleração da gravidade                                          |
| $H$            | entalpia                                                         |
| $h$            | entalpia específica, altura                                      |
| $h_0$          | entalpia de estagnação                                           |
| $h_f^0$        | entalpia de formação                                             |
| $k$            | razão entre calores específicos                                  |
| $k'$           | razão entre calores específicos da mistura (ar-combustível)      |
| $M$            | número de Mach                                                   |
| $M_m$          | massa molar                                                      |
| $m$            | massa                                                            |
| $\dot{m}$      | vazão mássica                                                    |
| $n$            | número de moles                                                  |
| $P$            | pressão                                                          |

|                               |                                             |
|-------------------------------|---------------------------------------------|
| $P_0$                         | pressão atmosférica                         |
| $P_1, P_2, P_3, P_4$          | pressões de perfil                          |
| $P^*$                         | pressão crítica                             |
| $Q$                           | transferência de calor                      |
| $R$                           | constante do gás                            |
| $R_u$                         | constante universal do gás                  |
| $r$                           | raio                                        |
| $S$                           | entropia, consumo específico de combustível |
| $s$                           | entropia específica                         |
| $T$                           | temperatura                                 |
| $T_0$                         | temperatura atmosférica                     |
| $T_1, T_2, T_3, T_4$          | temperatura de perfil                       |
| $T^*$                         | temperatura crítica                         |
| $t$                           | tempo, espessura                            |
| $\nu$                         | coeficiente estequiométrico                 |
| $V$                           | velocidade                                  |
| $V^*$                         | velocidade crítica                          |
| $\nabla$                      | volume                                      |
| $W$                           | trabalho                                    |
| $\alpha$                      | ângulo                                      |
| $\eta$                        | eficiência                                  |
| $\eta_b$                      | eficiência de combustão                     |
| $\eta_{th}$                   | eficiência global                           |
| $\pi$                         | a constante $\pi$                           |
| $\theta$                      | ângulo                                      |
| $\sigma$                      | tensão superficial, tensão circunferencial  |
| $w$                           | velocidade angular                          |
| $\frac{\partial}{\partial x}$ | derivada parcial                            |

## SUMÁRIO

|                                                                                     |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>INTRODUÇÃO</b>                                                                   | 15 |
| <b>1 HISTÓRICO</b>                                                                  | 16 |
| 1.1 TRABALHOS RELACIONADOS                                                          | 22 |
| <b>2 CICLO DE OPERAÇÃO DO PULSO JATO</b>                                            | 24 |
| 2.2 VÁLVULAS DE CICLO                                                               | 24 |
| 2.3 CICLO DO PULSO JATO SEM VÁLVULA                                                 | 24 |
| 2.4 TEORIA DO CICLO PULSO JATO                                                      | 26 |
| 2.5 CONCEITOS DE APLICAÇÃO                                                          | 27 |
| <b>3 DESCRIÇÃO E CLASSIFICAÇÃO DOS MOVIMENTOS DE FLUIDOS</b>                        | 28 |
| 3.1 ESCOAMENTOS COMPRESSÍVEIS E INCOMPRESSÍVEIS                                     | 28 |
| <b>4 INTRODUÇÃO AO ESCOAMENTO COMPRESSÍVEL</b>                                      | 29 |
| 4.1 REVISÃO TERMODINÂMICA                                                           | 30 |
| <b>5 ESTADO DE REFERÊNCIA: PROPRIEDADES DE ESTAGNAÇÃO ISOENTROPICA LOCAL</b>        | 33 |
| 5.1 PROPRIEDADES DE ESTAGNAÇÃO ISOENTRÓPICA LOCAL PARA O ESCOAMENTO DE UM GÁS IDEAL | 34 |
| 5.1.1 Equação da Continuidade                                                       | 34 |
| 5.1.2 Equação da Quantidade de Movimento                                            | 35 |
| <b>6 EQUAÇÕES BÁSICAS PARA ESCOAMENTO COMPRESSÍVEL UNIDIMENSIONAL</b>               | 38 |
| 6.1 EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE                                                         | 39 |
| 6.2 EQUAÇÃO DA QUANTIDADE DE MOVIMENTO                                              | 39 |
| 6.3 PRIMEIRA LEI DA TERMODINÂMICA                                                   | 40 |
| 6.4 SEGUNDA LEI DA TERMODINÂMICA                                                    | 41 |
| 6.5 EQUAÇÕES DE ESTADO                                                              | 41 |
| <b>7 CONDIÇÕES CRÍTICAS</b>                                                         | 42 |
| <b>8 CICLO DE LENOIR</b>                                                            | 43 |
| 8.1 ADIÇÃO DE CALOR A VOLUME CONSTANTE (1-2)                                        | 44 |
| 8.2 EXPANSÃO ISOENTROPICA (2-3)                                                     | 45 |

|                                                                             |           |
|-----------------------------------------------------------------------------|-----------|
| 8.3 REJEIÇÃO DE CALOR A PRESSÃO CONSTANTE .....                             | 45        |
| <b>9 REAÇÕES QUÍMICAS E COMBÚSTIVEIS .....</b>                              | <b>46</b> |
| <b>10 PROCESSO DE COMBUSTÃO.....</b>                                        | <b>48</b> |
| 10.1 AR TEÓRICO E RELAÇÃO AR/COMBUSTIVÉL .....                              | 49        |
| 10.2 TEMPERATURA ADIABÁTICA DA CHAMA .....                                  | 50        |
| <b>11 RESISTÊNCIA DOS MATERIAIS .....</b>                                   | <b>50</b> |
| 11.1 VASOS DE PRESSÃO COM PAREDES FINAS .....                               | 50        |
| <b>11.1.1 Vasos Cilíndricos .....</b>                                       | <b>51</b> |
| <b>12 MODELAGEM MATEMÁTICA DE UM MOTOR PULSO JATO.....</b>                  | <b>53</b> |
| 12.1 CÁLCULO DA TEMPERATURA E PRESSÃO DE ESTAGNAÇÃO.....                    | 54        |
| 12.2 CÁLCULO DA TEMPERATURA E PRESSÃO APÓS O CARREGAMENTO DA MISTURA.....   | 54        |
| 12.3 CÁLCULO DA TEMPERATURA NA CÂMARA DE COMBUSTÃO .....                    | 55        |
| 12.4 CÁLCULO DA PRESSÃO DOS GASES NA CÂMARA DE COMBUSTÃO.....               | 55        |
| 12.5 CÁLCULO DA TEMPERATURA DOS GASES DE ESCAPE .....                       | 56        |
| 12.6 CÁLCULO DA ENTALPIA .....                                              | 56        |
| 12.7 CÁLCULO DA VELOCIDADE DOS GASES DE ESCAPE .....                        | 56        |
| 12.8 CÁLCULO DA RELAÇÃO AR/COMBÚSTIVEL .....                                | 57        |
| 12.9 CÁLCULO DO IMPULSO ESPECÍFICO.....                                     | 57        |
| 12.10 CÁLCULO DO CONSUMO ESPECÍFICO DE COMBÚSTIVEL.....                     | 58        |
| 12.11 CÁLCULO DA EFICIÊNCIA GLOBAL .....                                    | 58        |
| 12.12 CÁLCULO ESTRUTURAL DO MOTOR PULSO JATO .....                          | 59        |
| <b>12.12.1 Cálculo da Área da Seção Transversal do Tubo de Escape .....</b> | <b>59</b> |
| <b>12.12.2 Relações Dimensionais do Corpo do Motor Pulso Jato.....</b>      | <b>59</b> |
| <b>13 EXEMPLO DE DIMENSIONAMENTO DE UM MOTOR PULSO JATO .....</b>           | <b>60</b> |
| 13.1 ASPECTOS TERMODINÂMICOS.....                                           | 60        |
| 13.2 ASPECTOS CONSTRUTIVOS .....                                            | 66        |
| 13.3 ASPECTOS DE RESISTÊNCIA DOS MATERIAIS .....                            | 67        |
| <b>14 DETALHES CONSTRUTIVOS.....</b>                                        | <b>68</b> |
| 14.1 COMBÚSTIVEL .....                                                      | 69        |
| 14.2 COMPONENTES DO PULSO JATO .....                                        | 69        |
| 14.3 TANQUE DE COMBÚSTIVEL.....                                             | 69        |

|                                                       |           |
|-------------------------------------------------------|-----------|
| 14.4 EQUIPAMENTOS E PROCEDIMENTOS PARA IGNIÇÃO .....  | 69        |
| 14.4.1 Ignitor Eletrônico.....                        | 70        |
| 14.4.2 Procedimento para Ignição .....                | 70        |
| 14.4.3 Dificuldades de Ignição .....                  | 70        |
| 14.4.4 Desligar o Motor .....                         | 71        |
| 14.4.5 Vela de Ignição .....                          | 71        |
| 14.5 AQUECIMENTO .....                                | 71        |
| 14.6 TIPOS DE VÁLVULAS PARA MOTORES PULSO JATO.....   | 72        |
| 14.7 CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS DO PULSO JATO .....     | 74        |
| <b>15 APLICAÇÕES PARA MOTORES PULSO JATO .....</b>    | <b>77</b> |
| 15.1 AEROMODELOS .....                                | 77        |
| 15.2 BICICLETAS .....                                 | 77        |
| 15.3 ARMAMENTOS (2 <sup>o</sup> GUERRA MUNDIAL) ..... | 78        |
| 15.4 OUTRAS APLICAÇÕES .....                          | 80        |
| <b>16 PROPOSTAS PARA TRABALHOS FUTUROS .....</b>      | <b>81</b> |
| <b>17 CONSIDERAÇÕES FINAIS .....</b>                  | <b>82</b> |
| <b>18 REFERÊNCIAS .....</b>                           | <b>83</b> |
| <b>APÊNDICES .....</b>                                | <b>85</b> |
| <b>ANEXOS.....</b>                                    | <b>94</b> |

## INTRODUÇÃO

*Fluido* é uma substância que se deforma continuamente sob a aplicação de uma tensão de cisalhamento (tangencial), não importa quão pequena ela seja. Assim os fluidos compreendem as fases líquidas e gasosas (ou de vapor) das formas físicas nas quais a matéria existe.

A solução das equações diferenciais do movimento provê um meio de determinar o comportamento detalhado do escoamento. Quando se está interessado no comportamento de um dispositivo como um todo, a informação procurada não requer o conhecimento detalhado do escoamento.

Existem dois tipos de processos de combustão em motores de foguetes. O primeiro processo de combustão é por deflagração. Neste processo, as chamas da mistura ar-combustível viajam lentamente, normalmente a poucos metros por segundo. O segundo processo de combustão, o qual é utilizado pelo motor pulso jato, é a combustão por detonação onde uma onda de detonação se propagada pela mistura ar-combustível. A onda viaja a uma velocidade de algumas centenas de metros por segundo, comprimindo o fluido à sua frente, aumentando sua densidade, pressão, e conseqüentemente sua temperatura, causando assim o início de reações químicas.

Uma onda de detonação é formada por uma onda de choque, juntamente com uma fina chama frontal. A alta pressão produzida pela detonação, sem a utilização de um compressor, deu origem a várias propostas de dispositivos de propulsão baseados na detonação. Recentemente a tecnologia de motores de detonação por pulso recebeu uma grande consideração devido ao seu potencial para produzir impulso com maior eficiência do que os motores baseados nas turbomáquinas, em que o combustível é queimado por deflagração.

A construção de um modelo matemático baseado na análise do ciclo termodinâmico que mais se aproxima de um motor pulso jato (Ciclo de Lenoir), é regida pelas leis fundamentais de conservação e as equações básicas da dinâmica dos gases aplicadas na mecânica dos fluidos e na termodinâmica, formuladas em termos de sistemas e volumes de controle *infinitesimais ou finitos*.

Empregou-se a formulação integral das leis básicas para que obtivéssemos o comportamento do motor pulso jato como um todo, não sendo o foco deste projeto obter o comportamento detalhado do escoamento.

## 1 HISTÓRICO

Os motores à reação surgiram como a solução para se obter tração a velocidades e altitudes elevadas. Apesar dos motores à reação 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.

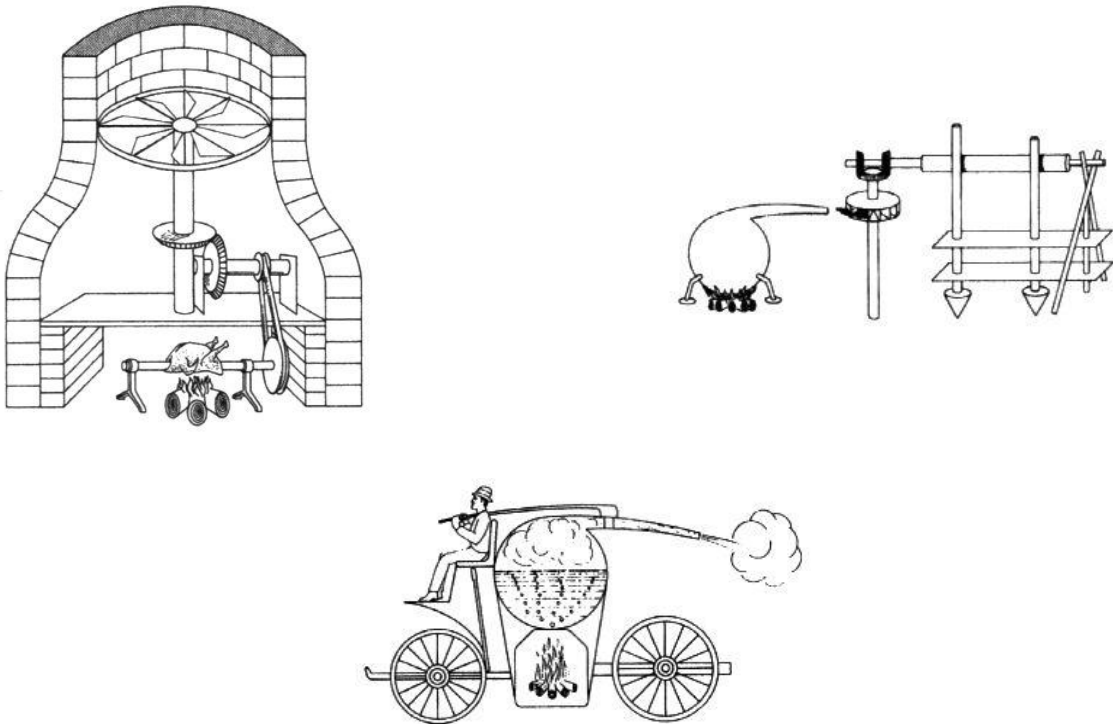
O primeiro invento que indica a utilização de um fluxo de gás com velocidade para propelir um corpo é a *Máquina de Heron* (cerca de 100 AC), mostrado na Figura 1. Neste invento, uma esfera é posta a girar por dois jatos de vapor dirigidos ortogonalmente na periferia da esfera. O vapor é gerado em uma caldeira ligada aos jatos através da esfera.

*Leonardo da Vinci* (séc. XVI) também propôs a utilização de um fluxo de ar quente para acionar um conjunto de pás em uma chaminé (Figura 2.2). No século seguinte, *Newton* propôs a utilização da velocidade de um fluxo de vapor para acionar uma carruagem.



**Figura 1** - Máquina de Heron

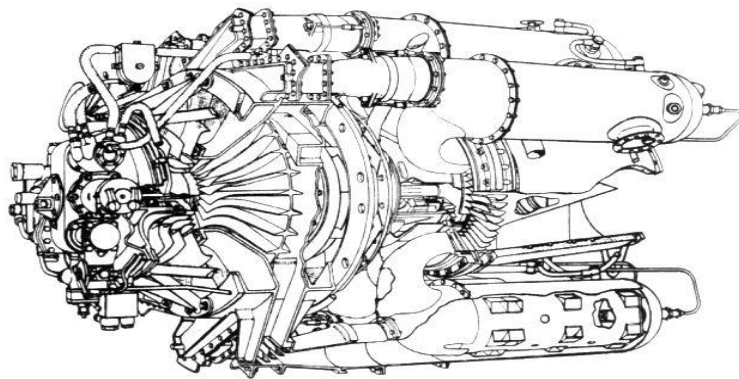
Fonte: Teoria Motor a Jato (Compressores; turbinas).



**Figura 2** - Chaminé de Leonardo Da Vinci (canto superior esquerdo), carruagem de Newton (inferior) e a máquina de Barber (canto superior direito).  
Fonte: Teoria Motor a Jato (Compressores; turbinas).

A primeira patente de um motor à reação para uso aeronáutico foi feita por *Frank Whittle* na Inglaterra em 1929. Neste motor (Figura 3), um compressor é responsável pelo acréscimo de pressão em um gás que, misturado com combustível e queimado, tem sua velocidade e pressão aumentados.

Uma turbina colocada na saída dos gases extrai energia suficiente para acionar o compressor. A energia cinética e de pressão dos gases na saída é utilizada para gerar impulso.



**Figura 3** - Primeiro motor desenvolvido por Whittle, na Inglaterra  
Fonte: Teoria Motor a Jato (Compressores; turbinas).

Paralelamente aos experimentos de *Whittle*, *Hans Von Ohain* na Alemanha desenvolveu o primeiro motor à reação a ser efetivamente utilizado para impulsionar uma aeronave, em 1939. Em meados da década de 1950, já com a tecnologia dos motores a jato simples estabelecida, surgiram os primeiros motores do tipo turbo-hélice. Nestes motores, um motor à reação é utilizado para acionar uma hélice, responsável pela tração da aeronave.

Finalmente, na década de 60, surgiram os primeiros motores *turbofan*, um tipo híbrido entre o motor à reação tipo jato puro e os motores turbo-hélice. Nestes motores, um motor à reação é utilizado simultaneamente para gerar tração através de gases de escape em alta velocidade e através de uma hélice carenada de menor diâmetro (*fan*).

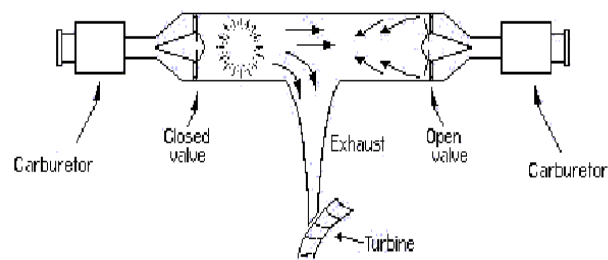
Outros tipos de motores à reação menos comuns também surgiram durante a Segunda Guerra Mundial e os dias atuais. Dentre estes, devem ser mencionados os pulso jatos, utilizados já na década de 1940 para impulsionar as bombas alemãs, os estado-jatos (*RAM Jet*), utilizados para aumentar a velocidade de aeronaves e bombas em voo, e os motores foguetes, inicialmente empregados para propelir bombas voadoras alemãs no final da Segunda Guerra Mundial.

Após a Segunda Guerra Mundial, a indústria da aviação viu um grande avanço nas capacidades de voo com o desenvolvimento e implementação do mecanismo de motor à turbina. Com esta nova tecnologia, a aeronave poderia voar mais alto e mais rápido. No entanto, juntamente com o desenvolvimento prematuro da turbina foi um tipo diferente de potência a jato, comumente conhecido hoje como o pulso jato.

O motor pulso jato foi inventado por Karavodine em 1908 com a promessa de menor consumo específico de combustível, maior robustez às características operacionais, e, acima de tudo, um projeto mecânico significativamente mais simples que os demais motores da época. No entanto, o interesse em pulso jato foi reduzido devido ao mau desempenho impulso versus tamanho e um elevado nível de ruído. As melhorias a essas limitações nunca foram alcançadas, devido principalmente à falta de compreensão dos princípios fundamentais para o funcionamento do pulso jato. Isto, por sua vez, provocou a degradação do cronograma histórico de desenvolvimento do pulso jato, assim o motor à turbina surgiu como a opção de propulsão dominante.

Hoje, a tecnologia pulso jato mostra-se como uma promessa de fonte alternativa viável para fins de propulsão, mas a falta geral de compreensão dos princípios fundamentais continua a ser um impedimento para isto.

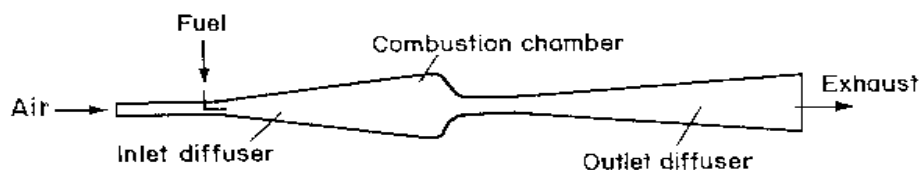
O pulso jato opera em um evento de combustão cíclica, característico da sua geometria e combustível. A descoberta da chama pulsante, ou “chama sensível”, foi observada pela primeira vez por volta de 1777 (Zinn, 1986). Desenhos conceituais de dispositivos de combustão pulsante prosseguiram por quase um século e meio depois. Até a virada do século XX não foi realizada nem documentada a existência de nenhum motor de combustão cíclica. Dois engenheiros franceses, Esnault e Peltrie, patentearam um desenho para um motor que levou a uma roda de turbina (Foa, 1960; Reynst, de 1961; Zinn, 1986). Este mecanismo funciona com base no princípio de duas colunas opostas de combustão pulsantes, instalados em uma única câmara reta e tubular trabalhando em fases diferentes (Figura 4) (Zinn, 1986).



**Figura 4** - O esquema do motor de combustão de Esnault-Peltrie, push-pull.  
Fonte: Experimental Investigations in 15 Centimeter Class Pulsejet Engines.

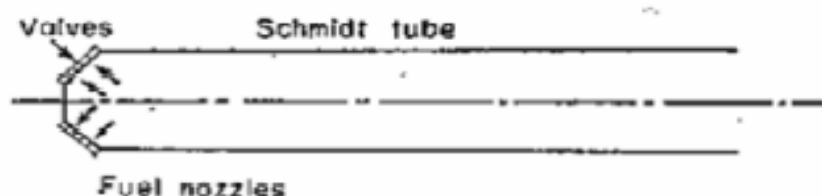
Pouco tempo depois, outro francês, Marconnet de Georges, patenteou um dispositivo que era uma variação do desenho de Esnault-Peltrie (Reynst, de 1961).

Em seu dispositivo, Marconnet substituiu as válvulas de flap por uma válvula que ele denominou *válvula aerodinâmica*. Uma simples zona de constrição tinha um objetivo semelhante ao da válvula mecânica (deixar que combustível e ar entrassem na câmara de combustão, mas inibisse que gases de escape fugissem na direção oposta). O mecanismo de Marconnet é mostrado na Figura 5.



**Figura 5** - Esquema da válvula de Marconnet para pulso jato.  
Fonte: Experimental Investigations in 15 Centimeter Class Pulsejet Engines.

O sucesso do desenvolvimento de um motor de combustão pulsante operacional não veio até antes de 1930, quando um engenheiro alemão chamado *Paul Schmidt* (Foa, 1960; Reynst, 1961) aperfeiçoou e patenteou o motor pulso jato que havia sido desenvolvido por Karavodine em 1908. Paul Schmidt desenvolveu e testou o *tubo Schmidt*, uma câmara com área constante com válvulas de flap em um lado e uma abertura no outro, mostrado na figura 6. Durante a II Guerra Mundial, a Alemanha incorporou a Schmidt's design na concepção do desenvolvimento do seu programa de mísseis V-1, ou o "Buzz Bomb", projeto irmã dos foguetes V-2. Após inúmeros testes e novos aperfeiçoamentos em 1942 o motor agora batizado de Schmidt-Argus foi utilizado nos mísseis V-1, construídos aos milhares para bombardear Londres.



**Figura 6** - Esquema do Tubo Schmidt  
Fonte: Experimental Investigations in 15 Centimeter Class Pulsejet Engines.

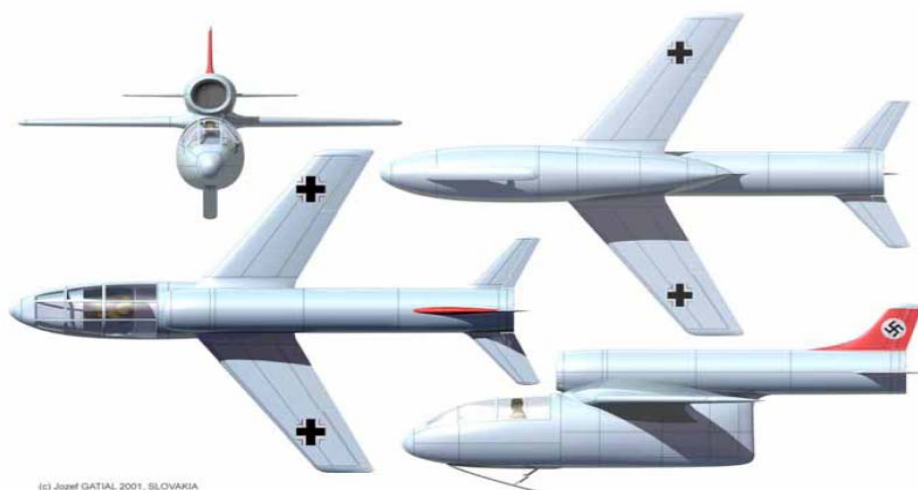
O "Buzz Bomb" (Figura 7) aterrorizou a Inglaterra com os seus elevados níveis de ruído, ouvidos há milhas de distância sendo a ela creditado o título de primeiro pulso jato bem sucedido a utilizar a capacidade de impulsão (Reynst, 1961). Após a guerra, a América (entre outros países) continuou o desenvolvimento do poder do pulso jato. Foram construídos vários aviões experimentais com pulso jato, atualmente existem aviões sem piloto "Drones" ou UAV que utilizam pulso jato (figura 9).

Os Estados Unidos em especial trabalharam no desenvolvimento de uma variação do motor pulso jato sem válvulas, com financiamento de vários programas militares secretos. A partir dos documentos disponíveis hoje (Emmerich, 1953;

Lockwood, 1963; Lockwood, 1964; Logan, 1951; Logan, 1949; Logan & Finamore, 1948; Rudinger, 1951; Wilder, 1949), é evidente que uma compreensão dos princípios físicos responsáveis pelo êxito da operação de motores de combustão pulsante nunca foi realmente alcançado.



**Figura 7** - Fotos reais de um míssil V-1 “Buzz Bomb” parado (esquerda) e em vôo (direita)  
Fonte: Experimental Investigations in 15 Centimeter Class Pulsejet Engines.



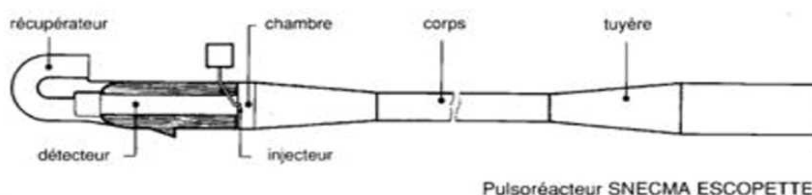
**Figura 8** - Projeto de avião alemão utilizando pulso jato (Me P1079)  
Fonte: Manual Pulso Jato.



**Figura 9** - Modelo de pulso jato em “Drones”, modelo Russo.  
Fonte: Manual Pulso Jato.

## 1.1 TRABALHOS RELACIONADOS

O pulso jato sem válvula não foi exclusivamente desenvolvido pelos Estados Unidos. A companhia francesa SNECMA (hoje uma nova companhia da SAFRAN grupo tecnológico de Paris, França), por exemplo, foi a primeira a usar um pulso jato sem válvula para uso comercial em vôos de propulsão (Ogorelec, 2002). O *Escopette*, ilustrado na figura 10 foi um projeto sem válvula utilizado como uma fonte de propulsão de segurança pelo planador francês *Emouchet* no início da década de 50 (Ogorelec, 2002; SNECMA, 2005). Outros países tais como Rússia, China e Alemanha também estavam envolvidos no desenvolvimento de pulso jato sem válvula. Ainda assim, o governo dos Estados Unidos realizou importantes avanços na tecnologia do pulso jato sem válvula, antes de colocar o projeto de lado até anos recentes.



**Figura 10** - O *Escopette* francês, pulso jato sem válvula.

Fonte: Experimental Investigations in 15 Centimeter Class Pulsejet Engines.

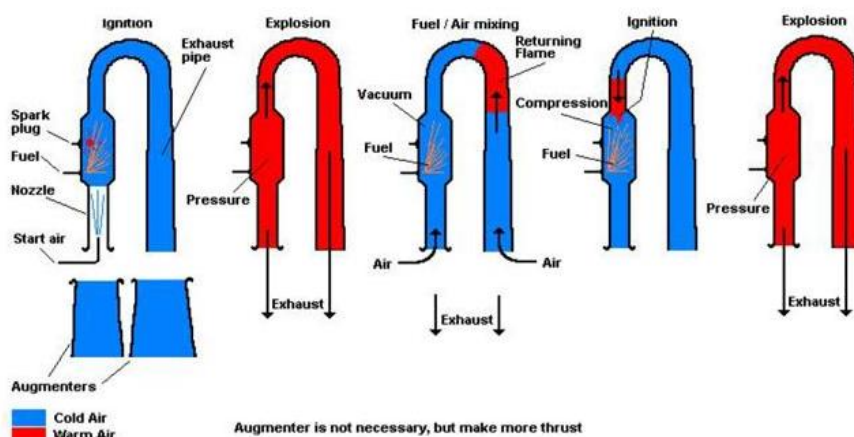
Dois proeminentes americanos são apontados por suas contribuições na pesquisa de pulso jato sem válvula nas décadas de 50 e 60. O projeto *Squid* (Logan, 1951; Logan, 1949; Finamore & Logan, 1948; Rudinger, 1951; Wilder, 1949), foi um esforço conjunto entre a Marinha e a Força Área dos Estados Unidos para investigar e desenvolver todas as fontes potenciais de aviões a jato disponíveis naquele momento, sendo focado na investigação de pulso jato sem válvula.

Sob a direção de *J. G. Logan*, no Laboratório da Aeronáutica em *Cornell*, o projeto *Squid*, do pulso jato sem válvula, começou a trabalhar numa investigação sobre 'modelos em pequena escala' (Logan, 1951; Logan, 1949), para fins de investigação inicial e mais tarde cresceu para aplicações em rotores de propulsão de helicópteros (Emmerich, 1953). Logan realizou a maioria dos testes com um projeto de um pulso jato sem válvula oriundo de um conceito formado a partir de um pulso jato, conhecido como *Dynajet* (Logan & Finamore, 1948).

Logan substituiu as 'válvulas tambor' por uma chapa plana, fechando completamente o jato numa extremidade e injetando uma mistura de combustível e ar diretamente no interior da câmara de combustão. O projeto *Squid* investigou as características de desempenho com combustíveis fósseis (hidrocarbonetos) em várias configurações geométricas do '*Pulso jato de Logan*' e nomeado mais tarde por seu desenhista (Logan, 1949; 1951). Foi sugerido que o '*jato de Logan*' melhorasse a taxa de liberação de calor e eficiência do ciclo (Reynst, 1961). Entretanto, tal projeto difere do pulso jato atual no qual o ar era diretamente injetado durante a operação, ao invés de armazenado para auto-sustentabilidade.

A Divisão Naval de Armas e a Divisão de Estudos Avançados da *Hiller Aircraft Corporation* conduziram juntas uma investigação sobre reatores de pulso jato sem válvula para o desenvolvimento de sistemas de propulsão de elevação de 1961 a 1963 (Lockwood, 1963). Inúmeros projetos sem válvulas foram desenvolvidos, produzidos e testados ao longo do projeto. O mais conhecido destes projetos foi o pulso jato *Hiller-Lockwood*, mostrado na Figura 11. A companhia *Hiller* foi bem sucedida em diversas descobertas e teve significativos avanços na pesquisa de pulso jato, diminuindo o tamanho da câmara de combustão com o advento da convergência das divisórias na entrada e saída da seção da câmara (Lockwood, 1963; Crow, 1976).

Outras realizações incluíram o projeto de impulso-eficaz do jato *Hiller-Lockwood*, e melhorias por meio de incrementos, e estudos de escala sobre uma série de classes de grandeza (Lockwood, 1963). Em um relatório apresentado por Lockwood (1964) a *Hiller Aircraft Corporation*, com o apoio do Comando de Pesquisa e Transporte do Exército dos Estados Unidos (TRECOM), também realizou trabalhos em projetos de pulso jato sem válvula convencionais semelhantes aos de um jato Logan ou aos pulso jato utilizados no presente trabalho. Investigações em pulso jatos sem válvulas miniaturas levaram a equipe de *Hiller* a desenvolver um motor de combustão com um diâmetro mínimo de 0,75 pol (19mm), uma admissão à proporção da área da câmara de combustão de 0.34, e um comprimento de 12 pol (305mm), (Lockwood, 1964). No entanto, uma resposta deficiente conduziu a uma falta de dados. Os relatórios de *Hiller* foram os mais detalhados e relevantes trabalhos de engenharia que podem ser aplicados neste estudo.



**Figura 11** - Esquema do pulso jato de Hiller-Lockwood.

Fonte: Experimental Investigations in 15 Centimeter Class Pulsejet Engines.

## 2 CICLO DE OPERAÇÃO DO PULSO JATO

### 2.2 VÁLVULAS DE CICLO

A combustão cíclica pode ser alcançada a partir de algo simples. Características de um motor pulso jato com válvula: a combustão ocorre sem prévia pré-compressão de gases associados ou partes móveis, combustível e oxigênio (ar), são introduzidos a montante das válvulas tambor.

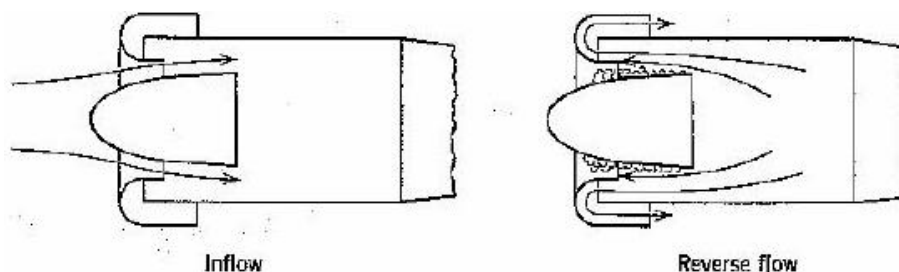
Num evento de ignição por centelha, a combustão dos gases não queimados envia uma onda de compressão para baixo do tubo, de onde o fluxo encontra o ar exterior e responde com uma onda de expansão enviada até o tubo. A expansão-induzida por baixa pressão abrirá as válvulas tambor para permitir um fluxo de ar e combustível, bem como, tirar ar e gases queimados a partir da extremidade oposta do tubo em direção ao lado de dentro da mistura “fresca”. A partir do contato com produtos quentes da combustão residual, uma nova ignição é induzida e repete-se o ciclo. A ignição não se propaga ao longo do tubo como ocorre com a ignição de choque, em vez disso, a ignição se origina nas paredes e as chamas viajam radialmente em direção ao interior, para a linha de centro do tubo (Reynst, 1961).

### 2.3 CICLO DO PULSO JATO SEM VÁLVULA

Em 1909, *Marconnet* desenvolveu o que ele chamou de válvula aerodinâmica, que substituiu as válvulas tambor de concepção convencional. O objetivo da válvula aerodinâmica era permitir a entrada de ar para combustão, mas ao mesmo tempo, oferecer resistência ao refluxo dinâmico, criado pela combustão.

No pulso jato de *Marconnet*, (Figura 5), a geometria da entrada do difusor tem o formato de um cone, onde o diâmetro da garganta do difusor é significativamente menor do que o diâmetro da saída da câmara de combustão para o tubo. No entanto, uma perda significativa de dinâmica ainda ocorre, e o pico da pressão de combustão é reduzido pela variação da geometria na entrada do difusor (Reynst, 1961).

Inúmeros projetos (Foa, 1960; Ogorelec, 2002; Reynst, 1961; Zinn, 1986) para reduzir as perdas através de refluxo do pulso jato sem válvula, embora conservando impulso e consumo específico de combustível, foram introduzidas. Uma concepção foi incorporada ao *Escopette* francês da figura 10. Um tubo com uma entrada de pequeno diâmetro (como o diâmetro de saída do tubo da câmara de combustão) e uma mudança brusca na área de abertura das janelas de admissão para a seção da câmara de combustão foi utilizado para conservar o impulso dinâmico. A mudança abrupta de área ajudou a diminuir a perda de momento dinâmico, devido ao refluxo, na saída do duto de entrada (Reynst, 1961). Vários retificadores de fluxo têm sido sugeridos (Foa, 1960; Reynst, 1961; Zinn, 1986) e geralmente consiste de um dispositivo colocado antes da admissão de entrada do duto, o que impede o fluxo em uma direção, mas permite a passagem na direção oposta. Um desenho popular (Figura 12) foi introduzido pela *J. V. Foa* (1960) onde um duto convergente anular permite a entrada de ar fresco, mas redireciona o fluxo de gases para fora através de dutos laterais. Os dutos alteram o fluxo em 180° para evitar perda de impulso. Os Retificadores geralmente são dispositivos complexos, que aumentam as dificuldades na fabricação, sem benefícios comprovados (Foa, 1986).

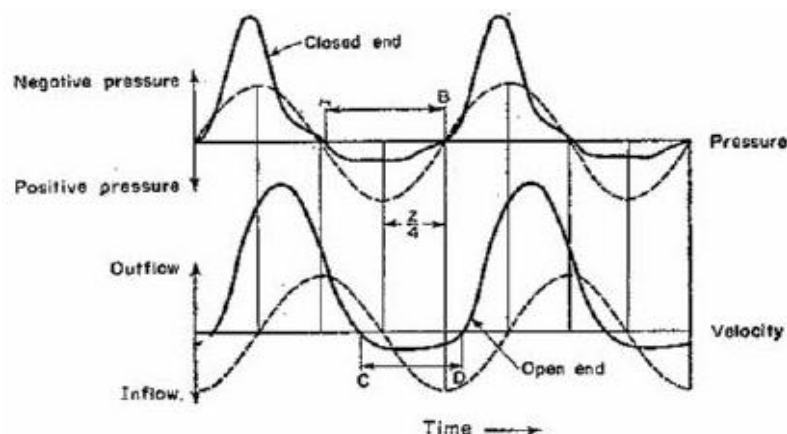


**Figura 12** - Retificador de fluxo proposto por Foa.

Fonte: Experimental Investigations in 15 Centimeter Class Pulsejet Engines.

## 2.4 TEORIA DO CICLO PULSO JATO

Várias personalidades na investigação da história da combustão por pulsos ofereceram teorias baseadas em suas respectivas áreas de especialização sobre os processos físicos fundamentais responsáveis pelo ciclo de operação pulso jato. *F. H. Reynst*, mais conhecido por sua descoberta “*combustion pot*”, dedicou a maior parte de sua carreira para a compreensão dos princípios que envolviam os motores de combustão pulsantes. Reynst acreditava que motores pulso jato funcionam de acordo com o princípio de ressonância acústica, análogo a  $\frac{1}{4}$  de uma onda “*organ pipe*” (tubo de órgão). Em 1955 num artigo de revista, *Reynst* falou a respeito das pressões e velocidades em um tubo característico de *Schmidt* com ciclo de onda permanente e oscilações de pequena amplitude (ou seja, linear acústica). Em um tubo aberto numa extremidade, pressões e velocidades podem ser representadas por ondas senoidais, defasadas em  $90^\circ$  umas das outras. Tal como foi apresentada pelo autor na revista (Figura 13), a velocidade experimental defasa a pressão de cerca de  $\frac{1}{4}$  de período, se um fator de correção de  $z/4$  é aplicado à velocidade de fluxo. Reynst atribuiu a necessidade de um fator de correção para o fato de a pressão e velocidades serem medidas simultaneamente em extremidades opostas do tubo.



**Figura 13** - Esquema de pressão e velocidades no Tubo de Schmidt. C-D, fluxo aéreo na extremidade aberta; A-B, válvulas abertas;  $z$ , tempo de ciclo.

Fonte: Experimental Investigations in 15 Centimeter Class Pulsejet Engines.

Em uma coleção de obras editadas por *Félix Weinberg*, o autor *Ben Zinn*, dá um completo desenvolvimento das oscilações de pressão no tubo fechado impulsionado pela adição linear de calor (ou seja, amplitudes de oscilação e adição de calor são pequenas). Partindo de um sistema de equações de onda, *Zinn* utiliza a função técnica de *Green* para provar a validade do critério de *Rayleigh*, para

oscilações de calor conduzido, similares às técnicas comuns para investigar o ruído de combustão. Ele deriva a relação entre a adição de calor e amplitude de pressão, onde uma proporcionalidade constante pode ser usada para determinar o potencial de excitação modal dentro do tubo. Ao estender seus resultados para efeitos nos limites das paredes (ou seja, momento de fluxo para dentro e para fora) eles podem ser bem aplicados a problemas de combustão pulsantes. Como é o caso, *Zinn* usa o exemplo prático descrito anteriormente, da câmara de combustão de *Esnault-Peltrie*. O autor apresenta um argumento convincente baseado no pressuposto de que as pressões se comportam como um modo acústico fundamental para um tubo fechado, ou  $P_{E-P}(x) \approx \cos(\pi x/L)$ . *Zinn* sugere que a análise de *Esnault-Peltrie* pode ser facilmente ajustada para  $\frac{1}{4}$  de onda de um pulso jato comum, simplesmente pela substituição do modo fundamental para a aproximação de um tubo aberto em uma extremidade e fechado na outra. Em teoria, a tal solução poderia determinar as características das oscilações no interior do motor e do conjunto de condições operacionais para as quais a operação pulsante é possível (*Zinn*, 1986).

Uma discussão detalhada sobre o desempenho ideal da teoria pulso jato é apresentada por *J. V. Foa* (1960). Um pulso jato ideal, conforme definido por *Foa* é “um pulso jato no qual a pré-compressão da descarga é totalmente utilizada, e todos os processos de fluxo, exceto a combustão são isoentrópicos, e a velocidade de escape é uma função de onda quadrada”. Pode ser mostrado, (*Foa*, 1960) que a eficiência do ciclo, assim como o impulso específico do ar, aproximasse inevitavelmente de um *Ramjet* ideal com fluxo livre o qual tem o seu número de Mach aumentado. Na realidade, o desempenho do pulso jato difere fortemente da teoria ideal, devido principalmente a perda de pressão de compressão dos gases de combustão. Tal como foi discutido acima, a pressão dentro da câmara de combustão, imediatamente antes da ignição é geralmente equivalente às condições atmosféricas de fluxo livre.

## 2.5 CONCEITOS DE APLICAÇÃO

A principal vantagem do motor pulso jato, ao qual nenhum outro dispositivo compara-se, reside na sua simplicidade. Embora os princípios físicos de funcionamento sejam simples, a construção do pulso jato, especialmente os projetos sem válvula, são ainda mais simples. Este fato apenas coloca o pulso jato como um precursor inovador na área de micro propulsão. O pulso jato começou a ter o

interesse renovado como possível “micro fonte” de propulsão. No entanto, uma base para o impulso gerado não deve ser considerada apenas na sua aplicação. O pulso jato sem válvula poderia ser uma excelente fonte de micro-aquecimento. Investimentos passados têm sido feitos no sentido da utilização de pulso jato de tamanho convencional, em sistemas de aquecimento central. O custo é significativamente reduzido pela natureza simples, da construção do pulso jato sem válvula. Além disso, para fins de aplicação como bateria onde o impulso não é a principal preocupação, a energia potencial produzida pela alta eficiência térmica do pulso jato pode ser aproveitada para fontes termoeletricas.

### 3 DESCRIÇÃO E CLASSIFICAÇÃO DOS MOVIMENTOS DE FLUIDOS

Os dois aspectos da mecânica dos fluidos mais complexos de se tratar são:

- a. A natureza viscosa dos fluidos
- b. Sua compressibilidade

A primeira área da teoria da mecânica dos fluidos a se tornar altamente desenvolvida (250 anos atrás) foi aquela que trata do escoamento incompressível e sem atrito. Esta teoria leva ao famoso resultado denominado paradoxo de d'Alembert: Nenhum corpo experimenta arrasto quando se movimenta em um fluido sem atrito – um resultado que não é exatamente consistente com qualquer comportamento real.

#### 3.1 ESCOAMENTOS COMPRESSÍVEIS E INCOMPRESSÍVEIS

Escoamentos nos quais as variações na massa específica são desprezíveis denominam-se **incompressíveis**; quando as variações de massa específica não são desprezíveis, o escoamento é denominado **compressível**. Um exemplo comum de escoamento compressível é o escoamento de um gás, enquanto o escoamento de um líquido pode geralmente ser tratado como incompressível.

Sob pressões moderadas, os líquidos podem ser considerados incompressíveis. Entretanto, em altas pressões, os efeitos de compressibilidade nos líquidos são importantes. Mudanças de pressão e massas específicas em líquidos são relacionadas pelo *modulo de compressibilidade*.

$$E_v \equiv \frac{dp}{(d\rho/\rho)} \quad (1)$$

Se o módulo de compressibilidade for independente da temperatura, a massa específica será uma função da pressão apenas (o fluido é *barotrópico*).

Os escoamentos de gases com transferência de calor desprezível também podem ser considerados incompressíveis, desde que as velocidades do escoamento sejam pequenas em relação à velocidade do som; a razão entre a velocidade do escoamento,  $V$ , e a velocidade local do som,  $c$ , no gás, é definida como o *numero de Mach*,

$$M \equiv \frac{V}{c} \quad (2)$$

Para  $M < 0,3$ , a variação máxima da massa específica é inferior a 5%. Assim, os escoamentos de gases com  $M < 0,3$  podem ser tratados como incompressíveis; um valor de  $M = 0,3$  no ar, na condição padrão, corresponde a uma velocidade de aproximadamente 100 m/s.

Escoamentos compressíveis ocorrem com frequência nas aplicações de engenharia. Exemplos comuns incluem sistemas de ar comprimido empregados no acionamento de ferramentas e equipamentos pneumáticos, a condução de gases em tubulações a altas pressões, os controles pneumáticos e hidráulicos e os sistemas sensores. Os efeitos de compressibilidade são importantes nos projetos de aeronaves modernas e mísseis de alta velocidade, de instalações de potência, de ventiladores e compressores.

#### 4 INTRODUÇÃO AO ESCOAMENTO COMPRESSÍVEL

O escoamento **compressível** implica variações apreciáveis na massa específica num campo de escoamento. A compressibilidade torna-se importante nos escoamentos de alta velocidade ou com grandes mudanças de temperatura. Grandes variações de velocidade envolvem grandes variações de pressão; no escoamento de gases, essas variações de pressão são acompanhadas de alterações significativas, tanto na massa específica quanto na temperatura.

As consequências da compressibilidade não estão limitadas simplesmente a variações na massa específica. Variações na massa específica indicam que podemos ter trabalho de expansão ou de compressão significativo sobre um gás, de modo que o estado termodinâmico do fluido mudará, significando que, em geral, todas as propriedades – temperatura, energia interna, entropia e outras – podem variar.

Em particular, variações da massa específica criam um mecanismo (assim como a viscosidade faz) para troca de energia entre energias *mecânicas* (cinética, potencial e 'de pressão') e a energia interna térmica. Uma vez que duas variáveis adicionais são encontradas no tratamento do escoamento compressível, duas equações adicionais são necessárias. Tanto a equação da energia quanto uma equação de estado devem ser aplicadas para resolver problemas de escoamento compressível.

Em nossa análise de escoamento de fluidos compressíveis, lidaremos com escoamento permanente e unidimensional de um gás ideal. Embora muitos escoamentos reais de interesse sejam mais complexos, essas restrições permitem que avaliemos os efeitos de processos básicos do escoamento.

#### 4.1 REVISÃO TERMODINÂMICA

A pressão, a massa específica e a temperatura de uma substância podem ser relacionadas por uma equação de estado. Embora muitas substâncias apresentem comportamento complexo, a experiência mostra que a maioria dos gases de interesse da engenharia, a pressão e temperatura moderadas, são bem representados pela equação de estado do gás ideal,

$$p = \rho RT \quad (3)$$

onde  $R$  é uma constante para cada gás;  $R$  é dado por

$$R = \frac{R_u}{M_m} \quad (4)$$

onde  $R_u$  é a constante universal dos gases,  $R_u = 8314 \text{ N.m/(kgmol.K)} = 1544 \text{ ft.lbf/(lbmol.°R)}$  e  $M_m$  é a massa molecular do gás. Embora nenhuma substância real comporte-se exatamente como um gás ideal, a equação 4 erra em menos de 1% para o ar à temperatura ambiente, para pressões tão elevadas quanto 30 atm. Para o ar a 1atm, a equação erra em menos de 1% para temperaturas tão baixas quanto 140K.

O gás ideal tem outras características que são simples e úteis. Em geral a energia interna de uma substância pode ser expressa como  $u = u(v, T)$ , onde  $v = 1/\rho$  é o volume específico. Logo,

$$du = \left( \frac{\partial u}{\partial T} \right)_v dT + \left( \frac{\partial u}{\partial v} \right)_T dv \quad (5)$$

O **calor específico** a volume constante é definido como  $c_v \equiv (\partial u / \partial t)_v$ , de modo que

$$du = c_v dT + \left( \frac{\partial u}{\partial v} \right)_T dv \quad (6)$$

Para qualquer substância que siga a equação de estado do gás ideal,  $p = \rho RT$ , logo  $c_v \equiv (\partial u / \partial v)_T = 0$ , e portanto  $u = u(T)$ . Conseqüentemente,

$$du = c_v \cdot dT \quad (7)$$

para um gás ideal; isso significa que variações de energia interna e de temperatura podem ser relacionadas se  $c_v$  for conhecido. Além disso, como  $u = u(T)$ , então  $c_v = c_v(T)$ .

A entalpia de uma substância é definida como  $h \equiv u + p/\rho$ . Para um gás ideal,  $p = \rho RT$ , e, por conseguinte  $h = u + RT$ . Uma vez que  $u = u(T)$ , para um gás ideal,  $h$  também deve ser uma função de temperatura, apenas.

Para obter a relação entre  $h$  e  $T$ , expressamos  $h$  na sua forma mais geral como

$$h = h(p, T)$$

Então

$$dh = \left( \frac{\partial h}{\partial T} \right)_p dT + \left( \frac{\partial h}{\partial p} \right)_T dp \quad (8)$$

Visto que o calor específico a pressão constante é definido como  $c_p \equiv (\partial h / \partial T)_p$ ,

$$dh = c_p dT + \left( \frac{\partial h}{\partial p} \right)_T dp \quad (9)$$

Mostramos que, para um gás ideal,  $h$  é uma função apenas de  $T$ . Conseqüente,  $(\partial h / \partial p)_T = 0$  e

$$dh = c_p dT \quad (10)$$

Como  $h$  é uma função de  $T$  apenas, a equação 10 requer que  $c_p$  para um gás ideal seja também uma função apenas de  $T$ .

Embora os calores específicos para um gás ideal sejam funções somente da temperatura, a diferença entre eles é uma constante para cada gás. Para verificar isto, de

$$h = u + RT$$

podemos escrever

$$dh = du + RdT$$

Combinando esta equação com as Equações 7 e 10, podemos escrever:

$$dh = c_p dT = du + RdT = c_v dT + RdT$$

Então:

$$c_p - c_v = R \quad (11)$$

Este resultado significa simplesmente que, embora os calores específicos de um gás ideal possam variar com a temperatura, eles o fazem à mesma taxa, de forma que a sua diferença é sempre constante.

A *razão de calores específicos* é definida como

$$k \equiv \frac{c_p}{c_v} \quad (12)$$

Utilizando a definição de  $k$ , a Equação 11 pode ser resolvida para ambos  $c_p$  e  $c_v$ , em termos de  $k$  e  $R$ . Assim,

$$c_p = \frac{kR}{k-1} \quad (13a)$$

e

$$c_v = \frac{R}{k-1} \quad (13b)$$

Embora os calores específicos para um gás ideal possam variar com a temperatura, dentro de faixas de temperatura moderadas eles variam muito discretamente e podem ser tratados como constantes, então

$$u_2 - u_1 = \int_{u_1}^{u_2} du = \int_{T_1}^{T_2} c_v dT = c_v (T_2 - T_1) \quad (14a)$$

$$h_2 - h_1 = \int_{h_1}^{h_2} dh = \int_{T_1}^{T_2} c_p dT = c_p (T_2 - T_1) \quad (14b)$$

A propriedade *entropia* é extremamente útil na análise de escoamentos compressíveis.

## 5 ESTADO DE REFERÊNCIA: PROPRIEDADES DE ESTAGNAÇÃO ISOENTRÓPICA LOCAL

Para descrever o estado de um fluido em qualquer ponto de um campo de escoamento, devem-se especificar duas propriedades termodinâmicas intensivas independentes (geralmente pressão e temperatura), mais a velocidade no ponto.

Todas as propriedades ( $p, T, \rho, u, h, s, \nabla$ ) podem variar à medida que o escoamento prossegue. Necessita-se obter condições de referência que possam ser utilizadas para relacionar condições de um ponto para outro em um escoamento. Para qualquer escoamento, uma condição de referência é obtida quando o fluido é levado ao repouso ( $\nabla = 0$ ). Chama-se isto de condição de estagnação, e denominam-se os valores das propriedades ( $p_0, T_0, \rho_0, u_0, h_0, s_0$ ) neste estado de propriedades de estagnação. O processo mais óbvio a ser usado é um processo isoentrópico, no qual não existe atrito, não existe transferência de calor, nem eventos “violentos”. Deste modo as propriedades que se obtém serão as *propriedades locais de estagnação isoentrópica*.

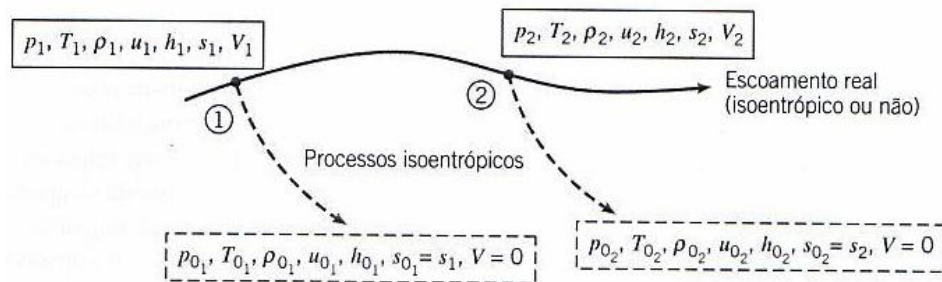
O processo de desaceleração sem atrito leva à pressão de estagnação  $p_0$ , dada por

$$p_0 = p + \frac{1}{2} \rho \nabla^2$$

**As propriedades de estagnação isoentrópica local** são aquelas que seriam obtidas em qualquer ponto de um campo de escoamento se o fluido naquele ponto fosse desacelerado das condições locais para velocidade **zero**, seguindo um processo **adiabático, sem atrito (isoentrópico)**.

São “locais” porque o escoamento real pode ser qualquer tipo de escoamento, por exemplo, com atrito, de forma que ele pode ser ou não ser isoentrópico.

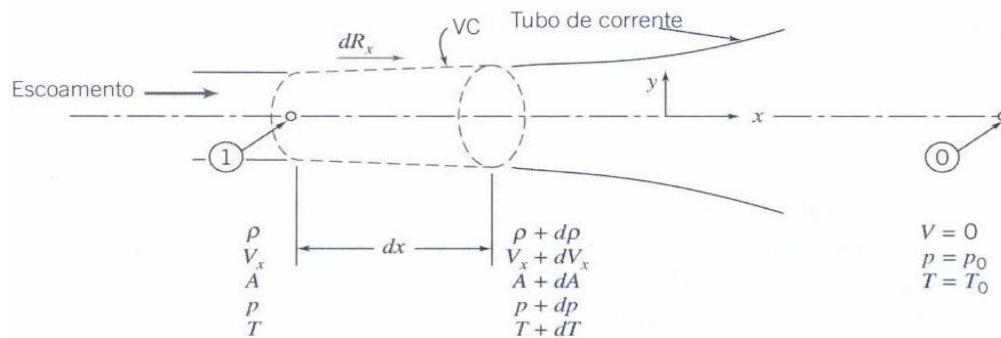
Portanto, cada ponto do escoamento terá suas propriedades próprias ou locais de estagnação isoentrópica. Isto é ilustrado na Figura 14, mostrando um escoamento de algum estado 1 para algum novo estado 2. As propriedades locais de estagnação isoentrópica para cada estado, obtidas levando um fluido ao repouso isentropicamente, são também mostradas.



**Figura 14** - Propriedades locais de estagnação isoentrópica.  
Fonte: FOX & McDONALD, INTRODUÇÃO À MECÂNICA DOS FLUIDOS.

## 5.1 PROPRIEDADES DE ESTAGNAÇÃO ISOENTRÓPICA LOCAL PARA O ESCOAMENTO DE UM GÁS IDEAL

Para um escoamento compressível, podem-se deduzir as relações de estagnação isoentrópicas aplicando-se as equações de conservação de massa (ou da continuidade) e da quantidade de movimento a um volume de controle diferencial e, em seguida, integrar. Para o processo mostrado esquematicamente na Figura 14 pode-se obter o processo do estado 1 para o correspondente estado de estagnação, imaginando o volume de controle mostrado na Figura 15. Considere primeiro, a equação da continuidade



**Figura 15** - Escoamento compressível em um tubo de corrente infinitesimal.  
Fonte: FOX & McDONALD, INTRODUÇÃO À MECÂNICA DOS FLUIDOS.

### 5.1.1 Equação da Continuidade

Equação Básica:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \rho dV + \int \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} = 0 \quad (1)$$

Considerações: (1) Escoamento Permanente

(2) Escoamento uniforme em cada seção

Então

$$(-\rho V_x A) + \{(\rho + d\rho)(V_x + dV_x)(A + dA)\} = 0$$

ou

$$(\rho V_x A) = (\rho + d\rho)(V_x + dV_x)(A + dA) \quad (15)$$

### 5.1.2 Equação da Quantidade de Movimento

Equação Básica:

$$= 0(3) = 0(1)$$

$$F_{Sx} + \cancel{F_{Bx}} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} V_x \rho dV + \int_{SC} V_x \rho \vec{V} \cdot d\vec{A}$$

Considerações: (3)  $F_{Bx} = 0$ .

(4) Escoamento sem atrito

As forças de superfície atuando sobre o volume de controle infinitesimal são

$$F_{Sx} = dR_x + pA - (p + dp)(A + dA)$$

A força  $dR_x$  é aplicada ao longo da fronteira do tubo de corrente, conforme mostrado na figura 11.4, onde a pressão média é  $p + dp/2$ , e a componente de área na direção  $x$  é  $dA$ . Não há atrito. Assim,

$$F_{Sx} = \left( p + \frac{dp}{2} \right) dA + pA - (p + dp)(A + dA) \quad (16)$$

ou

$$F_{Sx} = \cancel{pdA} + \overset{\approx 0}{\frac{dpdA}{2}} + \cancel{pA} - \cancel{pA} - \overset{\approx 0}{dpA} - \cancel{pdA} - \cancel{dpdA}$$

Substituindo este resultado na equação da quantidade de movimento resulta em

$$-dpA = V_x \{-\rho V_x A\} + (V_x + dV_x) \{(\rho + d\rho)(V_x + dV_x)(A + dA)\}$$

que pode ser simplificada usando a equação 6.1 para obter

$$-dpA = (-V_x + V_x + dV_x)(\rho V_x A)$$

Finalmente,

$$dp = -\rho V_x dV_x = -\rho d\left(\frac{V_x^2}{2}\right) = 0 \quad (17a)$$

ou

$$\frac{dp}{\rho} + d\left(\frac{V_x^2}{2}\right) = 0 \quad (17b)$$

A Equação 17b é uma relação entre propriedades durante o processo de desaceleração. No desenvolvimento desta relação, estabelecemos um processo de desaceleração sem atrito. Para poder integrar entre os estados inicial e final (de estagnação), devemos antes especificar a relação existente entre a pressão,  $P$ , e a massa específica,  $\rho$ , ao longo do caminho do processo.

Posto que o processo de desaceleração é isoentrópico,  $P$  e  $\rho$  para um gás ideal são relacionados pela expressão

$$\frac{P}{\rho^k} = \text{constante} \quad (18)$$

Devemos agora integrar a Equação 17b, sujeita a esta relação. Ao longo da linha de corrente de estagnação existe uma única componente de velocidade;  $V_x$  é a magnitude da velocidade. Por conseguinte, abandonamos o índice na Equação 17b.

De  $p/\rho^k = \text{constante} = C$ , podemos escrever

$$p = C\rho^k$$

e

$$\rho = p^{(1/k)} C^{(-1/k)}$$

Então da Equação 17b,

$$-d\left(\frac{V^2}{2}\right) = \frac{dp}{\rho} = p^{(-1/k)} C^{(1/k)} dp \quad (19)$$

Podemos integrar esta equação entre o estado inicial e o correspondente estado de estagnação

$$-\int_V^0 d\left(\frac{V^2}{2}\right) = C^{(1/k)} \int_p^{p_0} p^{(-1/k)} dp$$

para obter

$$\frac{V^2}{2} = C^{(1/k)} \frac{k}{k-1} \left[ p^{(k-1)/k} \right]_p^{p_0} = C^{\frac{1}{k}} \frac{k}{k-1} \left[ p_0^{\frac{(k-1)}{k}} - p^{\frac{(k-1)}{k}} \right]$$

$$\frac{V^2}{2} = C^{\frac{1}{k}} \frac{k}{k-1} p^{\frac{(k-1)}{k}} \left[ \left( \frac{p_0}{p} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} - 1 \right]$$

Como  $C^{\frac{1}{k}} = \frac{p^{\frac{1}{k}}}{\rho}$

$$\frac{V^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{p^{\frac{1}{k}}}{\rho} p^{\frac{(k-1)}{k}} \left[ \left( \frac{p_0}{p} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} - 1 \right]$$

$$\frac{V^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} \left[ \left( \frac{p_0}{p} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} - 1 \right] \quad (20a)$$

Uma vez que buscamos uma expressão para a pressão de estagnação, podemos reescrever esta equação como

$$\left( \frac{p_0}{p} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} = 1 + \frac{k-1}{k} \frac{\rho V^2}{p}$$

$$\frac{p_0}{p} = \left[ 1 + \frac{k-1}{k} \frac{\rho V^2}{p} \right]^{\frac{k}{(k-1)}} \quad (21)$$

Para um gás ideal,  $p = \rho RT$ , e então

$$\frac{p_0}{p} = \left[ 1 + \frac{k-1}{2} \frac{V^2}{kRT} \right]^{\frac{k}{(k-1)}} \quad (22)$$

Também, para um gás ideal, a velocidade sônica é  $c = \sqrt{kRT}$ , e assim

$$\frac{p_0}{p} = \left[ 1 + \frac{k-1}{2} \frac{V^2}{c^2} \right]^{\frac{k}{(k-1)}}$$

$$\frac{p_0}{p} = \left[ 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (23)$$

A Equação 23 possibilita calcular a pressão local de estagnação isentrópica em qualquer ponto do campo de escoamento de um gás ideal, desde que conheçamos a pressão estática e o número de Mach naquele ponto.

Podemos prontamente obter expressões para outras propriedades de estagnação isentrópica, aplicando a relação

$$\frac{p}{\rho^k} = \text{constante}$$

entre os estados extremos do processo. Assim,

$$\frac{p_0}{p} = \left( \frac{\rho_0}{\rho} \right)^k$$

e

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left( \frac{p_0}{p} \right)^{1/k}$$

Para um gás ideal, então,

$$\frac{T_0}{T} = \frac{p_0}{p} \frac{\rho}{\rho_0} = \frac{p_0}{p} \left( \frac{p_0}{p} \right)^{-1/k} = \left( \frac{p_0}{p} \right)^{(k-1)/k}$$

Usando a Equação 23, podemos resumir as equações de determinação das propriedades locais de estagnação isentrópica de um gás ideal como

$$\frac{p_0}{p} = \left[ 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right]^{k/(k-1)} \quad (23a)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \quad (23b)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left[ 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right]^{1/(k-1)} \quad (23c)$$

## 6 EQUAÇÕES BÁSICAS PARA ESCOAMENTO COMPRESSÍVEL UNIDIMENSIONAL

Para ilustrar as equações a seguir, considere o volume de controle mostrado na Figura 16. Vamos admitir que o escoamento é afetado por **todos** os fenômenos que serão mencionados (i.e., variação de área, atrito e transferência de calor). Em seguida, para cada fenômeno individual, simplificaremos as equações a fim de obter resultados úteis.

Conforme mostrado, as propriedades nas seções 1 e 2 são indexadas com os subscritos correspondentes.  $R_x$  é a componente  $x$  da força superficial de atrito e de pressão sobre os lados do canal (existirão, também, forças superficiais de pressão nas superfícies 1 e 2).

## 6.1 EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE

Equação básica:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \rho dV + \int_{SC} \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} = 0 \quad (24)$$

Considerações: (1) Escoamento permanente.

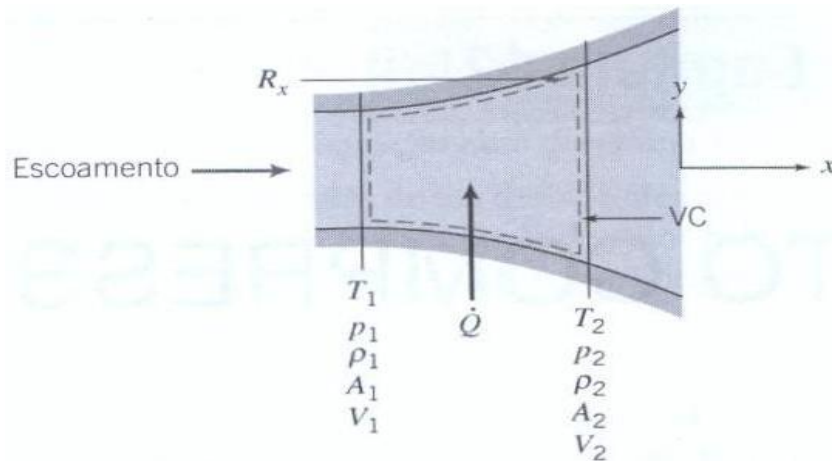
(2) Escoamento unidimensional.

Logo,

$$(-\rho_1 V_1 A_1) + (\rho_2 V_2 A_2) = 0$$

ou

$$\rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 = \rho V A = \dot{m} = \text{constante} \quad (25a)$$



**Figura 16** - Volume de controle para análise de um escoamento unidimensional geral.

Fonte: FOX & McDONALD, INTRODUÇÃO À MECÂNICA DOS FLUIDOS.

## 6.2 EQUAÇÃO DA QUANTIDADE DE MOVIMENTO

Equação básica:

$$= 0(3) = 0(1)$$

$$F_{Sx} + F_{Bx} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} V_x \rho dV + \int_{SC} V_x \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} \quad (26)$$

Considerações: (3)  $F_{Bx} = 0$ .

A força de superfície é causada pelas forças de pressão nas superfícies 1 e 2, pelo atrito e pela força de pressão distribuída,  $R_x$ , ao longo das paredes do canal. Substituindo, tem-se:

$$R_x + p_1 A_1 - p_2 A_2 = V_1 (-\rho_1 V_1 A_1) + V_2 (\rho_2 V_2 A_2)$$

usando a continuidade, obtém-se:

$$R_x + p_1 A_1 - p_2 A_2 = \dot{m} V_2 - \dot{m} V_1 \quad (25b)$$

### 6.3 PRIMEIRA LEI DA TERMODINÂMICA

Equação básica:

$$\overset{=0(5)}{\dot{Q}} - \overset{=0(6)}{\dot{W}_s} - \overset{=0(7)}{\dot{W}_{\text{cisalhamento}}} - \overset{=0(7)}{\dot{W}_{\text{outro}}} = \overset{=0(1)}{\frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} e \rho dV} + \int_{SC} (e + pv) \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} \quad (27)$$

onde:

$$\overset{=0(8)}{e = u + \frac{V^2}{2} + gz}$$

Considerações:

(5)  $\dot{Q} = 0$  (isoentrópico, i.e., escoamento sem atrito, adiabático)

(6)  $\dot{W}_s = 0$ .

(7)  $\dot{W}_{\text{cisalhamento}} = \dot{W}_{\text{outro}} = 0$ .

(8) Os efeitos da gravidade são desprezados.

Note que, mesmo existindo atrito, não existe *trabalho* de atrito nas paredes porque com o atrito a velocidade nas paredes deve ser zero pela condição não-deslizamento.

Com essas considerações, a primeira lei reduz-se a

$$0 = \left( u_1 + p_1 v_1 + \frac{V_1^2}{2} \right) \{ -\rho_1 V_1 A_1 \} + \left( u_2 + p_2 v_2 + \frac{V_2^2}{2} \right) \{ -\rho_2 V_2 A_2 \}$$

mas sabe-se da continuidade que os termos de vazão em massa entre as chaves são iguais, de modo que podem ser cancelados. Também pode-se substituir  $h \equiv u + pv$  para obter

$$h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2} = h + \frac{V^2}{2} = h_0 \quad (25c)$$

A equação 25c expressa o fato de que a transferência de calor muda a energia total (a soma da energia térmica,  $h$ , com a energia cinética  $V^2/2$ ) do fluido em escoamento. Esta combinação aparece freqüentemente em escoamento

compressível, e é chamada **entalpia de estagnação**,  $h_0$ . Esta é a entalpia obtida quando um escoamento é trazido ao repouso através de um processo adiabático.

#### 6.4 SEGUNDA LEI DA TERMODINÂMICA

Equação básica:

$$\begin{aligned} &= 0(1) \quad = 0(5) \\ &\frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} s \rho dV + \int_{SC} s \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} \geq \int_{SC} \frac{1}{T} \left( \frac{\dot{Q}}{A} \right) dA \end{aligned} \quad (28)$$

ou

$$s_1(-\rho_1 V_1 A_1) + s_2(\rho_2 V_2 A_2) = 0$$

Já que os termos da vazão em massa são iguais, pela continuidade,

$$s_1 = s_2 = s = \text{constante} \quad (25d)$$

#### 6.5 EQUAÇÕES DE ESTADO

As equações de estado são relações entre propriedades termodinâmicas intensivas. Essas relações podem ser expressas na forma de tabelas, gráficos ou equações algébricas. Por exemplo, pode-se escrever  $h = h(s, p)$ , ou  $p = p(s, p)$ , e assim por diante. Como vamos lidar com gases ideais com calores específicos constantes, vamos reescrever as seguintes equações:

$$p = \rho RT \quad (25e)$$

e

$$\Delta h = h_2 - h_1 = c_p \Delta T = c_p (T_2 - T_1) \quad (25f)$$

Para gases ideais, com calores específicos constantes, a variação na entropia  $\Delta s = s_2 - s_1$ , para qualquer processo, pode ser calculada a partir de qualquer uma das Equações 25. Por exemplo, a *Equação 11.11b* (renumerada agora) é:

$$\Delta s = s_2 - s_1 = c_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{p_2}{p_1} \quad (25g)$$

Agora tem-se um conjunto de equações básicas para analisar escoamentos compressíveis e unidimensionais de um gás ideal com calores específicos constantes:

---


$$\rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 = \rho V A = \dot{m} = \text{constante} \quad (25a)$$

$$R_x + p_1 A_1 - p_2 A_2 = \dot{m} V_2 - \dot{m} V_1 \quad (25b)$$

$$h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2} = h + \frac{V^2}{2} = h_0 \quad (25c)$$

$$s_1 = s_2 = s = \text{constante} \quad (25d)$$

$$p = \rho R T \quad (25e)$$

$$\Delta h = h_2 - h_1 = c_p \Delta T = c_p (T_2 - T_1) \quad (25f)$$

$$\Delta s = s_2 - s_1 = c_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{p_2}{p_1} \quad (25g)$$


---

## 7 CONDIÇÕES CRÍTICAS

As condições de estagnação são extremamente úteis como condições de referência para propriedades termodinâmicas; isso não é verdadeiro para a velocidade, uma vez que, por definição,  $V = 0$ . Um valor de referência útil para a velocidade é a *velocidade crítica* – a velocidade para um número de Mach unitário. Mesmo que não exista um ponto no campo de escoamento em que o número de Mach seja igual a *um*, tal condição hipotética ainda é útil como uma condição de referência.

Usando asteriscos para denotar condições para  $M = 1$ , então, por definição,

$$V^* \equiv c^* \quad (29)$$

Nas condições críticas, as Equações 6.10 para as propriedades de estagnação isoentrópica tornam-se:

$$\frac{p_0}{p^*} = \left[ 1 + \frac{k-1}{2} \right]^{\frac{k}{(k-1)}} = \left[ \frac{k+1}{2} \right]^{\frac{k}{(k-1)}} \quad (30)$$

$$\frac{T_0}{T^*} = 1 + \frac{k-1}{2} = \frac{k+1}{2} \quad (31)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho^*} = \left[ 1 + \frac{k-1}{2} \right]^{\frac{1}{(k-1)}} = \left[ \frac{k+1}{2} \right]^{\frac{1}{(k-1)}} \quad (32)$$

A velocidade crítica pode ser escrita em termos da temperatura crítica,  $T^*$ , ou da temperatura de estagnação isoentrópica,  $T_0$ .

Para um gás ideal,  $c^* = \sqrt{kRT^*}$ , e assim  $V^* = \sqrt{kRT^*}$ . Como

$$T^* = \frac{T_0}{1 + (k-1)/2} = \frac{2}{k+1} T_0$$

segue-se que

$$V^* = c^* = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_0} \quad (33)$$

## 8 CICLO DE LENOIR

O Ciclo de Lenoir é um ciclo termodinâmico idealizado e muitas vezes utilizado para modelar um motor pulso jato. Baseia-se na operação de um motor patenteado por *Jean Joseph Étienne Lenoir*, em 1860. Este motor é muitas vezes visto como o primeiro motor de combustão interna produzido comercialmente. A ausência de qualquer processo de compressão na admissão leva à menor eficiência térmica do que outros ciclos mais conhecidos, como *Ciclo Otto*, *Brayton* e o *Ciclo Diesel*.

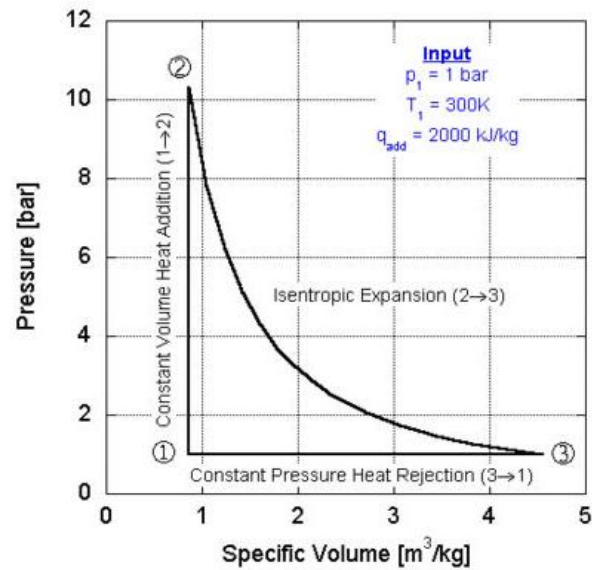
No ciclo mostrado a seguir (figuras 17 e 18), um gás ideal sofre:

**a. Estado 1** – Admissão de nova mistura de gás + ar.

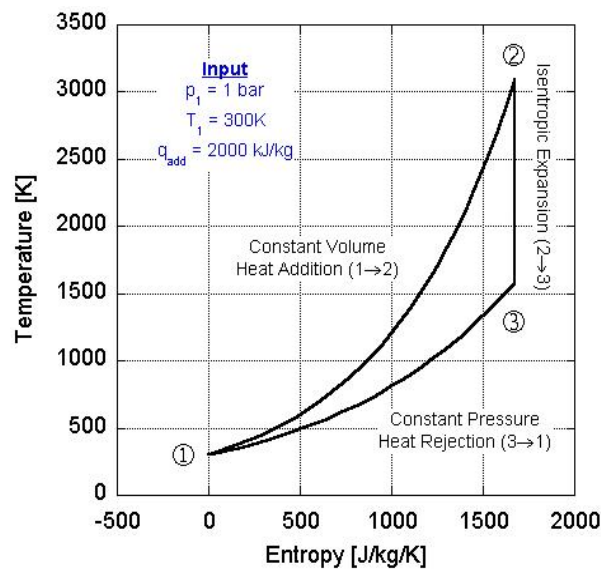
- 1-2: Adição de calor a volume constante (isovolumétrico); produz subitamente, gases de “queima” e grande quantidade de calor.

**b. Estado 2** – Os gases a alta pressão e volume reduzido têm elevado conteúdo energético.

- 2-3: Expansão Isoentropica (suficientemente rápida para que não ocorram trocas de calor).
- 3-1: Rejeição de calor a pressão constante (isobárico); calor é cedido e os gases queimados da explosão, são expulsos.



**Figura 17** - Gráfico Pressão X Volume específico.  
 Fonte: LENOIR CYCLE. <[http://en.wikipedia.org/wiki/Lenoir\\_cycle](http://en.wikipedia.org/wiki/Lenoir_cycle)>.



**Figura 18** - Gráfico Temperatura X Entropia.  
 Fonte: LENOIR CYCLE. <[http://en.wikipedia.org/wiki/Lenoir\\_cycle](http://en.wikipedia.org/wiki/Lenoir_cycle)>.

### 8.1 ADIÇÃO DE CALOR A VOLUME CONSTANTE (1-2)

Para um gás ideal do ciclo de Lenoir Tradicional, o primeiro estágio (1-2) envolve a adição de calor a volume constante. Isso resulta na seguinte forma da Primeira Lei da Termodinâmica:

$${}_1Q_2 = \dot{m}c_v(T_2 - T_1) \quad (34)$$

Não existe trabalho durante o processo (1-2) porque o volume é mantido constante:

$${}_1W_2 = \int_1^2 p dV = 0 \quad (35)$$

E da definição de volume constante, para calores específicos de um gás ideal:

$$c_v = \frac{R}{k-1} \quad (36)$$

Onde  $R$  é a constante dos gases ideais e  $k$  é a razão dos calores específicos (aproximadamente 287 J/(kg·K) e 1.4 para o ar, respectivamente). A pressão depois da adição de calor pode ser calculada pela Lei dos Gases Ideais:

$$p_2 V_2 = RT_2 \quad (37)$$

## 8.2 EXPANSÃO ISOENTRÓPICA (2-3)

O segundo estágio (2-3) envolve uma expansão adiabática e reversível do fluido para a sua pressão inicial. Isto pode ser determinado por um processo isoentrópico, que de acordo com a Segunda Lei da Termodinâmica resulta em:

$$\frac{T_2}{T_3} = \left( \frac{P_2}{P_3} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \left( \frac{V_3}{V_2} \right)^{k-1} \quad (38)$$

Onde  $p_3 = p_1$  para este ciclo específico. A Primeira Lei da Termodinâmica resulta no seguinte processo de expansão:

$${}_2W_3 = m c_v (T_2 - T_3) \quad (39)$$

pois para um processo adiabático:  ${}_2Q_3 = 0$ .

## 8.3 REJEIÇÃO DE CALOR À PRESSÃO CONSTANTE

No estágio final (3-1) ocorre uma rejeição de calor a pressão constante, e a volta para o estágio inicial do processo. Da Primeira Lei da Termodinâmica, temos:

$${}_3Q_1 - {}_3W_1 = U_1 - U_3 \quad (40)$$

E da definição de Trabalho:

$${}_3W_1 = \int_3^1 p dV = p_1 (V_1 - V_3) \quad (41)$$

e o calor rejeitado pode ser recuperado para este processo da seguinte forma:

$${}_3Q_1 = (U_1 + p_1V_1) - (U_3 + p_3V_3) = H_1 - H_3 \quad (42)$$

Como resultado, pode-se determinar o calor rejeitado da seguinte forma:

$${}_3Q_1 = \dot{m} c_p (T_1 - T_3) \quad (43)$$

da definição de calor específico a pressão constante para um gás ideal:

$$c_p = \frac{k.R}{k-1} \quad (44)$$

A eficiência global do ciclo é determinada pelo trabalho total sobre a entrada de calor, que, para um Ciclo de Lenoir equivale a:

$$\eta_{th} = \frac{({}_2W_3 + {}_3W_1)}{{}_1Q_2} \quad (45)$$

Observe que se ganha trabalho durante o processo de expansão, mas perde-se um pouco durante o processo de rejeição de calor.

## 9 REAÇÕES QUÍMICAS E COMBUSTÍVEIS

Para se analisar os processos de combustão são necessários citar algumas características fundamentais dos combustíveis, neste caso, aqueles constituídos por hidrocarbonetos. A maioria dos combustíveis pode ser classificada em três categorias: carvão, hidrocarbonetos líquidos e hidrocarbonetos gasosos.

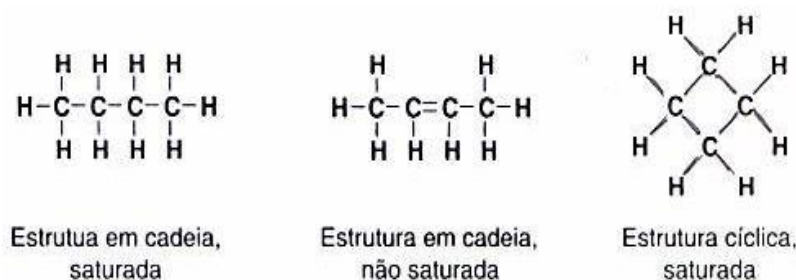
A maioria dos combustíveis compostos por carbono e hidrogênio, líquidos e gasosos, é composta por uma mistura de muitos hidrocarbonetos diferentes. Por exemplo, a gasolina é constituída por uma mistura de cerca de 40 hidrocarbonetos diferentes e com traços de vários outros. Na análise dos combustíveis constituídos por hidrocarbonetos é interessante considerar brevemente as famílias mais importantes dos hidrocarbonetos. A Tabela 1 reúne estas famílias e apresenta as características mais importantes de cada uma.

**Tabela 1** - Características de algumas famílias de hidrocarbonetos.

| Família      | Fórmula        | Estrutura | Saturado |
|--------------|----------------|-----------|----------|
| Parafínicos  | $C_nH_{2n+2}$  | Cadeia    | Sim      |
| Oleofínicos  | $C_nH_{2n}$    | Cadeia    | Não      |
| Diolefinícos | $C_nH_{2n-2}$  | Cadeia    | Não      |
| Naftenos     | $C_nH_{2n}$    | Cíclica   | Sim      |
| Aromáticos   | $C_nH_{2n+2}$  |           |          |
| Benzenos     | $C_nH_{2n-6}$  | Cíclica   | Não      |
| Naftalenos   | $C_nH_{2n-12}$ | Cíclica   | Não      |

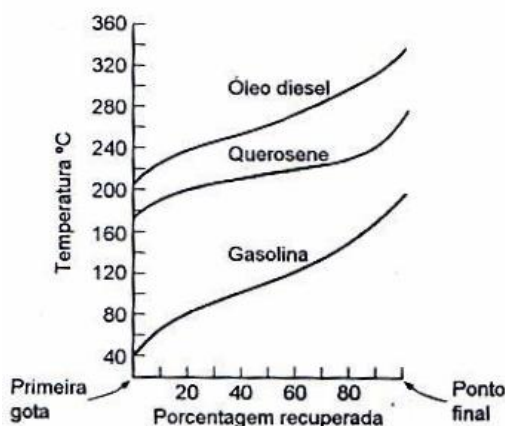
Fonte: WYLEN; SONNTAG; BORGNAKKE. Fundamentos da Termodinâmica.

Há três termos importantes a serem definidos. O primeiro se refere à estrutura da molécula (cíclicas e em cadeia). Um exemplo típico delas é mostrado na Figura 19. Esta figura ilustra também a definição de hidrocarbonetos saturados e não-saturados (valência dupla ou tripla) que se refere ao segundo termo. O terceiro termo a ser definido é um isômero. Dois hidrocarbonetos com o mesmo número de átomos de carbono e hidrogênio e estruturas diferentes são chamados isômeros. Assim, existem inúmeros octanos diferentes ( $C_8H_{18}$ ), cada qual possuindo 8 átomos de carbono e 18 átomos de hidrogênio, mas com estruturas diferentes.



**Figura 19** - Estrutura molecular de alguns combustíveis constituídos  
 Fonte: WYLEN; SONNTAG; BORGNAKKE. Fundamentos da Termodinâmica.

A maior parte dos combustíveis líquidos, constituídos por hidrocarbonetos, são misturas obtidas a partir da destilação fracionada do petróleo. Assim, de um determinado tipo de petróleo, podem-se produzir inúmeros combustíveis diferentes. Os mais comuns são a gasolina, o querosene, o óleo diesel e o óleo combustível. A distinção importante entre esses combustíveis é a curva de destilação, Figura 20. Esta curva é obtida pelo aquecimento lento de uma amostra de combustível até que ela vaporize.



**Figura 20** - Curvas típicas de destilação para alguns combustíveis constituídos por hidrocarbonetos.  
Fonte: WYLEN; SONNTAG; BORGNACKE. Fundamentos da Termodinâmica.

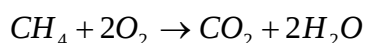
Para o tratamento da oxidação dos combustíveis líquidos é conveniente substituir o combustível, que é uma mistura de hidrocarbonetos, por um hidrocarboneto equivalente. Assim, a gasolina é usualmente considerada como octano  $C_8H_{18}$  e o óleo diesel é considerado como duodecano  $C_{12}H_{26}$ .

Atualmente, estão sendo desenvolvidos vários processos eficientes e econômicos para produzir combustíveis líquidos e gasosos, a partir dos carvões mineral e vegetal, do xisto e dos alcatrões.

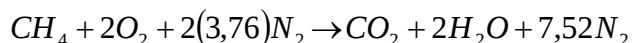
## 10 PROCESSO DE COMBUSTÃO

A combustão é uma reação química envolvendo a oxidação dos constituintes do combustível que são oxidáveis, geralmente ocorre entre o elemento constituinte, carbono e/ou hidrogênio com o oxigênio. Para uma análise preliminar consideram-se como constituintes principais do produto da combustão: o dióxido de carbono ( $CO_2$ ) e a água ( $H_2O$ ). Para um estudo mais criterioso, devem-se analisar outros produtos intermediários encontrados na combustão, por exemplo no gás natural, como os óxidos de nitrogênio ( $NO_x$ ), total de hidrocarbonetos (THC), e monóxido de carbono (CO). Apesar de estarem em menores porcentagens, se tornam muito importantes para o estudo do aspecto funcional do processo, e de suas influências no meio ambiente.

Para uma combustão completa de metano tem-se a seguinte reação:

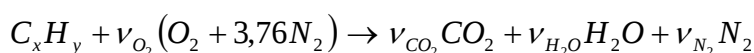


Pelo fato do oxigênio ser suprido, na maioria dos casos, pelo ar para um processo de combustão torna-se necessário uma nova equalização da reação química, onde se pode considerar o ar como uma composição de 21% de oxigênio e 79% de nitrogênio, que de acordo com suas relações dão origem à seguinte reação:



## 10.1 AR TEÓRICO E RELAÇÃO AR/COMBUSTÍVEL

Define-se ar teórico ou ar estequiométrico como a quantidade mínima de ar que fornece o oxigênio suficiente para haver a combustão completa em todos os elementos do combustível que possam oxidar. Isto significa que nos produtos de um processo de combustão não há oxigênio. Segundo a equação geral para a combustão de um hidrocarboneto, que pode representar o gás natural, tem a seguinte forma:



Onde  $\nu$  são os coeficientes estequiométricos relativos a cada substância e são determinados da seguinte maneira:

$$C : \nu_{CO_2} = x \quad (46)$$

$$H : 2\nu_{H_2O} = y \quad (47)$$

$$N_2 : \nu_{N_2} = 3,76.\nu_{O_2} \quad (48)$$

$$O_2 : \nu_{O_2} = \nu_{CO_2} + \frac{\nu_{H_2O}}{2} = \frac{x + y}{4} \quad (49)$$

Para a determinação do número total de *kmoles* de ar para um *kmol* de combustível utiliza-se a seguinte equação abaixo, da qual é definida como 100% do ar teórico:

$$n_{ar} = \nu_{O_2} . 4,76 = 4,76 \left( \frac{x + y}{4} \right) \quad (50)$$

Sabe-se experimentalmente que a combustão completa é somente alcançada com uma quantidade maior de ar em relação à quantidade necessária pelo ar teórico. Referente ao relacionamento entre o ar fornecido e o combustível surge um parâmetro importante para análise do processo de combustão que é a relação ar-combustível (AC) definida pela seguinte equação abaixo:

$$AC_{massa} = \frac{m_{ar}}{m_{comb}} \quad (51a)$$

ou em base molar:

$$AC_{molar} = \frac{n_{ar}}{n_{comb}} \quad (51b)$$

Essas relações são vinculadas através das massas moleculares do ar e do combustível. Assim,

$$AC_{massa} = \frac{m_{ar}}{m_{comb}} = \frac{n_{ar} M_{ar}}{n_{comb} M_{comb}} = AC_{molar} \frac{M_{ar}}{M_{comb}}$$

## 10.2 TEMPERATURA ADIABÁTICA DA CHAMA

Considera-se a temperatura adiabática da chama a temperatura atingida pelos produtos no processo de combustão sem transferência de calor, ou seja, adiabaticamente, sem envolver trabalho ou variações de energia cinética ou potencial.

A máxima temperatura adiabática da chama que pode ser atingida para um dado combustível onde os seus reagentes estão a uma determinada **pressão, temperatura e estado**, ocorre quando a mistura é estequiométrica. Uma maneira de se controlar a temperatura adiabática da chama é pela quantidade de excesso de ar, parâmetro este muito importante principalmente para as turbinas a gás, onde a temperatura máxima admissível é determinada por condições metalúrgicas. A máxima temperatura da chama está também diretamente limitada ao efeito da dissociação dos produtos formados.

## 11 RESISTÊNCIA DOS MATERIAIS

Este tópico prevê a análise de tensão desenvolvidas dentro do motor pulso jato.

### 11.1 VASOS DE PRESSÃO COM PAREDES FINAS

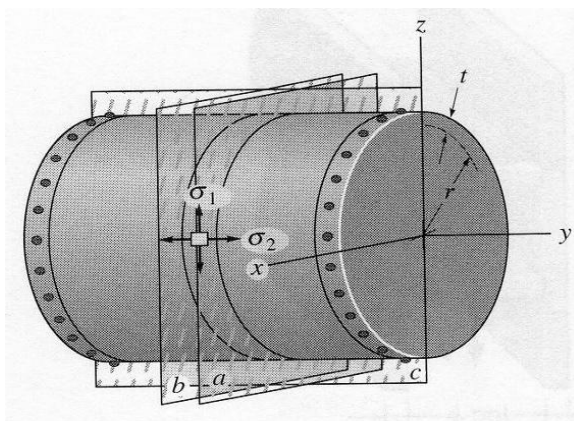
Sejam **cilíndricos** ou **esféricos**, os vasos de pressão são comumente utilizados pela indústria em geral, por exemplo, em caldeiras ou reservatórios petroquímicos. Sob pressão, a matéria-prima destes vasos fica submetida a cargas em todas as direções. Mesmo assim, o vaso pode ser analisado de maneira mais simples desde que tenha **paredes finas**.

Geralmente um vaso de paredes finas é aquele onde a relação entre raio interno e espessura da parede seja maior ou igual a 10 ( $r/t \geq 10$ ). Especificamente, quando  $r/t \geq 10$ , os resultados da análise de paredes finas prevêm uma tensão aproximadamente 4% *menor* que a tensão máxima no vaso, ou seja, para razões  $r/t$  maiores o erro será cada vez menor.

Quando a parede do vaso é dita “fina”, a distribuição de tensão na sua espessura não varia significativamente, de modo que considera-se a mesma **uniforme** ou **constante**. Neste caso a pressão no vaso é entendida como **pressão manométrica**, visto que mede a pressão acima da atmosférica, que se admite existir tanto dentro como fora da parede.

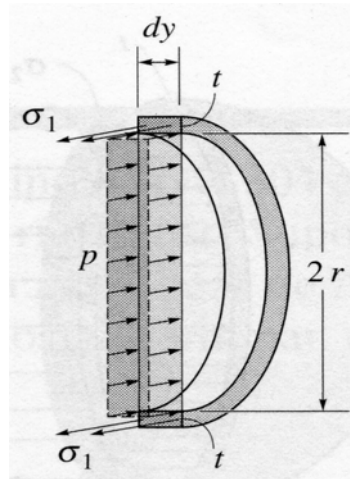
### 11.1.1 Vasos Cilíndricos

Neste projeto trataremos apenas dos **vasos cilíndricos**, visto que o motor pulso jato possui aproximadamente esta forma. Considere o vaso cilíndrico com espessura da parede  $t$  e raio interno  $r$ , mostrado na Figura 21. O gás ou fluido nele contido, que se admite ter peso desprezível, desenvolve a pressão manométrica  $P$  no interior do vaso. Devido à uniformidade do carregamento, um elemento do vaso removido das extremidades e orientado como mostrado estará sujeito a tensões normais  $\sigma_1$  no sentido **circunferencial ou tangencial** e  $\sigma_2$  no sentido **longitudinal ou axial**. Ambos os componentes da tensão exercem tração sobre o material. Queremos determinar a intensidade de cada componente em termos da geometria do vaso e da pressão interna. Para tanto, deve-se aplicar o método das seções e as equações de equilíbrio de forças.



**Figura 21** – Vaso de pressão cilíndrico, seccionado pelos planos  $a$ ,  $b$  e  $c$ .  
Fonte: HIBBELER, R.C. Resistência dos Materiais.

Para determinar a tensão circunferencial, considere o vaso seccionado da Figura 21, pelos planos **a**, **b** e **c**. O diagrama de corpo livre do segmento posterior com o gás ou fluido contido é mostrado na Figura 22.



**Figura 22** – Diagrama de corpo livre do segmento posterior do vaso de pressão.  
Fonte: HIBBELER, R.C. Resistência dos Materiais.

Nela aparecem apenas as cargas na direção  $x$ . Essas cargas são desenvolvidas pela tensão circunferencial uniforme  $\sigma_1$ , que atua sobre toda a parede do vaso, e pela pressão que atua na face vertical seccionada do gás ou fluido. Para o equilíbrio na direção  $x$ , tem-se:

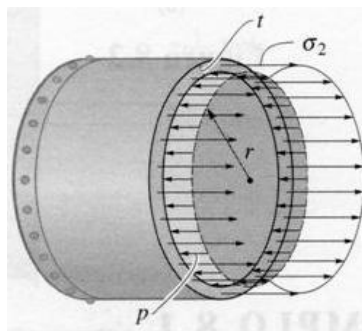
$$\Sigma F_x = 0; \quad 2[\sigma_1(tdy)] - p(2r dy) = 0$$

$$\sigma_1 = \frac{Pr}{t} \quad (52)$$

Para obter a tensão longitudinal  $\sigma_2$ , considere-se a parte esquerda da seção **b** do cilindro (Figura 21). Como mostrado na Figura 23,  $\sigma_2$  atua uniformemente sobre toda a parede e  $p$  atua na seção do gás ou fluido. Como o raio médio é aproximadamente igual ao raio interno do vaso, o equilíbrio na direção  $y$  requer:

$$\Sigma F_y = 0; \quad \sigma_2(2\pi r t) - p(\pi r^2) = 0$$

$$\sigma_2 = \frac{Pr}{2t} \quad (53)$$

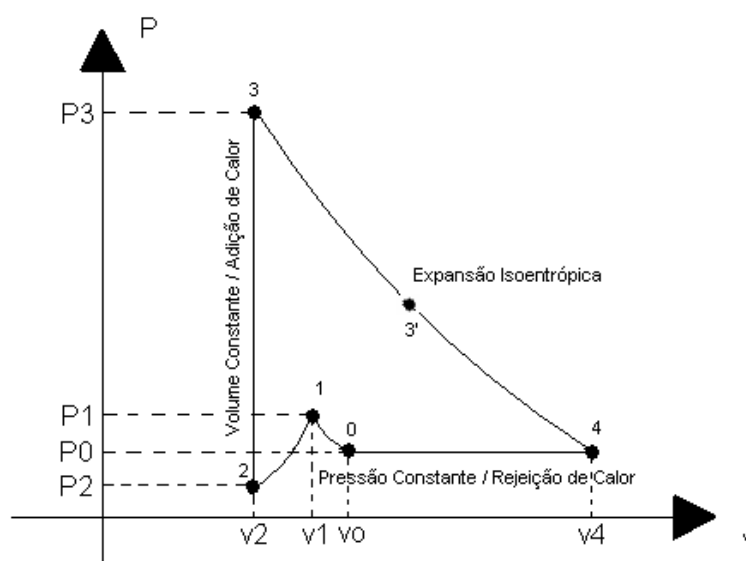


**Figura 23** – Vista da parte esquerda da seção *b* do vaso de pressão.  
Fonte: HIBBELER, R.C. Resistência dos Materiais.

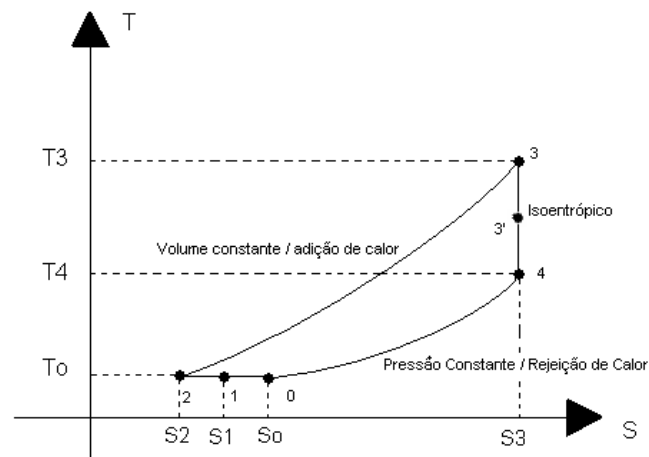
Pelas equações 52 e 53, nota-se que a tensão circunferencial é duas vezes maior que a longitudinal ou axial. Conseqüentemente, ao se fabricar vasos de pressão cilíndricos de chapas laminadas, as juntas longitudinais devem ser projetadas para suportar o dobro da tensão das circunferências.

## 12 MODELAGEM MATEMÁTICA DE UM MOTOR PULSO JATO

- a. **Subscrito 0:** as quantidades são correspondentes às condições de atmosfera livre;
- b. **Subscrito 1:** condição de estagnação quando a válvula margarida está fechada;
- c. **Subscrito 2:** condição na câmara de combustão no final do processo de carregamento da mistura;
- d. **Subscrito 3:** condição no final da combustão;
- e. **Subscrito 3':** condição na saída do tubo de escape;
- f. **Subscrito 4:** condição de descarregamento.



**Figura 24** – Gráfico da Pressão x Volume Específico.



**Figura 25** – Gráfico da Temperatura x Entropia.

### 12.1 CÁLCULO DA PRESSÃO E TEMPERATURA DE ESTAGNAÇÃO ( $P_1$ ), ( $T_1$ )

Já que a compressão do fluxo livre para a pressão de estagnação é realmente o inverso da expansão isentrópica, as condições da câmara são agora as condições de estagnação e as de saída são agora as condições de fluxo livre. Deste modo nós teremos:

$$\frac{P_1}{P_0} = \left[ 1 + \frac{(k-1)}{2} \times M_0^2 \right]^{\frac{k}{(k-1)}} \quad (54)$$

A razão de temperatura é dada por:

$$\frac{T_1}{T_0} = \left[ 1 + \frac{(k-1)}{2} \times M_0^2 \right] \quad (55)$$

### 12.2 CÁLCULO DA TEMPERATURA E PRESSÃO APÓS O CARREGAMENTO DA MISTURA ( $P_2$ ), ( $T_2$ )

Quando a válvula margarida é aberta, existe um fluxo de ar para dentro da câmara de combustão e a velocidade no interior do tubo de *Venturi* deve ser muito próxima da velocidade do som. Em outras palavras, a pressão no tubo é aproximadamente metade da de  $P_1$ . Devido às imperfeições no formato do difusor, muito pouco da energia cinética é transformada em energia de pressão. Então deve-se assumir que:

$$P_2 = \frac{1}{2} P_1 \quad (56)$$

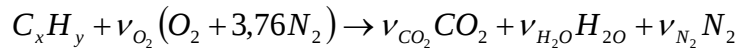
A temperatura  $T_2$ , sendo uma representação da energia total do gás em repouso, deve ser a mesma que  $T_1$ , desde que nenhuma perda de calor apreciável ocorra.

$$T_2 = T_1 \quad (57)$$

### 12.3 CÁLCULO DA TEMPERATURA NA CÂMARA DE COMBUSTÃO ( $T_3$ )

Considerando um hidrocarboneto (combustível) à temperatura ambiente, sendo queimado em regime permanente, com determinada porcentagem ( $\nu$ ) de ar teórico à temperatura ambiente numa câmara de combustão. Determinando a temperatura adiabática de chama (temperatura dos gases no interior da câmara de combustão,  $T_3$ ).

A reação é



Primeira Lei: Como o processo é adiabático,

$$H_R = H_P$$

$$\sum_R n_e \left( \bar{h}_f^0 + \Delta \bar{h} \right)_e = \sum_P n_s \left( \bar{h}_f^0 + \Delta \bar{h} \right)_s \quad (58)$$

onde  $\Delta \bar{h}_s$  se refere a cada constituinte, nos produtos, a temperatura adiabática de chama.

Consultando-se as Tabelas 2 e 3, vem,

$$H_R = \sum_R n_e \left( \bar{h}_f^0 + \Delta \bar{h} \right)_e = \left( \bar{h}_f^0 \right)_{C_xH_y(l)} \quad (59a)$$

$$H_P = \sum_P n_s \left( \bar{h}_f^0 + \Delta \bar{h} \right)_s \quad (59b)$$

A temperatura dos produtos é encontrada, resolvendo-se as equações acima por tentativas, onde de acordo com o valor da entalpia encontrado e consultando a tabela 13.2 usaremos o método da interpolação para encontrar o valor de  $T_3$ .

### 12.4 CÁLCULO DA PRESSÃO DOS GASES NA CÂMARA DE COMBUSTÃO ( $P_3$ )

Desde que a combustão esteja ocorrendo em volume constante, teremos:

$$\frac{T_2}{T_3} = \frac{P_2}{P_3} \quad (60)$$

## 12.5 CÁLCULO DA TEMPERATURA DOS GASES DE ESCAPE ( $T_4$ )

Considerando uma expansão adiabática e reversível do fluido ( $P_3 \rightarrow P_4$ ), pode-se determinar por um processo isentrópico a temperatura  $T_4$ , que de acordo com a Segunda Lei da Termodinâmica resulta em:

$$\frac{T_3}{T_4} = \left( \frac{P_3}{P_4} \right)^{\frac{k'-1}{k'}} \quad (61)$$

onde  $P_4 = P_0$  para este ciclo específico.

## 12.6 CÁLCULO DA ENTALPIA

Assumindo-se que a combustão está ocorrendo em volume constante. Então, se uma pequena adição de fluxo de combustível é negligenciada, o calor acrescentado 'h' por unidade de massa de ar é:

$$h = c_v' \times (T_3 - T_2) = \frac{1}{k'} \times c_p' \times T_3 \times \left( 1 - \frac{T_2}{T_3} \right) \quad (62)$$

ou analogamente:

$$h = \frac{1}{k'} \times c_p' \times T_3 \times \left( 1 - \frac{P_2}{P_3} \right) \quad (63)$$

## 12.7 CÁLCULO DA VELOCIDADE DOS GASES DE ESCAPE (V)

Para calcular o processo de descarga, assume-se que a velocidade de descarga em qualquer instante é a mesma, assim como a expansão da pressão na câmara de  $P_3$  para  $P_4$ , que é constante e isentrópica. Devido à diminuição de massa na câmara, a pressão na câmara também diminuirá.

A expansão de gás na câmara será isentrópica se o calor perdido para a atmosfera não for contabilizado. Isto corresponde a uma situação física real de uma câmara muito grande e um tubo de descarga muito pequeno de modo que a variação de pressão na câmara é lenta e na descarga é aproximadamente constante.

Sendo  $V$  a velocidade correspondente de descarga, para  $P_3$ , então da Equação 20, tem-se que:

$$V = \sqrt{2 \times \frac{k'}{(k'-1)} \times \frac{P_3}{\rho_3} \times \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P_3} \right)^{\frac{(k'-1)}{k'}} \right]} \quad (20b)$$

## 12.8 CÁLCULO DA RELAÇÃO AR/COMBUSTÍVEL (AC)

Os coeficientes estequiométricos relativos a cada substância são determinados da seguinte maneira:

$$C : v_{CO_2} = x \quad (46)$$

$$H : 2v_{H_2O} = y \quad (47)$$

$$N_2 : v_{N_2} = 3,76.v_{O_2} \quad (48)$$

$$O_2 : v_{O_2} = v_{CO_2} + \frac{v_{H_2O}}{2} = \frac{x+y}{4} \quad (49)$$

Para a determinação do número total de *kmoles* de ar para um *kmol* de combustível utiliza-se a seguinte equação abaixo, da qual é definida como 100% do ar teórico:

$$n_{ar} = v_{O_2} \cdot 4,76 = 4,76 \left( \frac{x+y}{4} \right) \quad (50)$$

Sabe-se experimentalmente que a combustão completa é somente alcançada com uma quantidade maior de ar em relação à quantidade necessária pelo ar teórico. Referente ao relacionamento entre o ar fornecido e o combustível surge um parâmetro importante para análise do processo de combustão que é a relação ar-combustível (AC) definida pela seguinte equação abaixo:

$$AC_{massa} = \frac{m_{ar}}{m_{comb}} \quad (51a)$$

ou em base molar:

$$AC_{molar} = \frac{n_{ar}}{n_{comb}} \quad (51b)$$

## 12.9 CÁLCULO DO IMPULSO ESPECÍFICO

Para se determinar o impulso específico necessita-se, além de parâmetros descritos anteriormente, da velocidade sônica na região. A velocidade sônica  $a_o$  é encontrada pela equação:

$$a_0 = \sqrt{kRT_0} \quad (64)$$

Assim:

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = a_0 \left[ (1 + AC) \frac{V}{a_0} - M_0 + (1 + AC) \left( \frac{T_3/T_0}{V/a_0} \right) \left( \frac{1 - P_0/P_3}{k'} \right) \right] \quad (65)$$

## 12.10 CÁLCULO DO CONSUMO ESPECÍFICO DE COMBUSTÍVEL

O consumo de combustível específico é definido por:

$$S = \frac{AC}{F / \dot{m}_0} \quad (66)$$

## 12.11 CÁLCULO DA EFICIÊNCIA GLOBAL

De acordo com o Ciclo de Lenoir Ideal foi formulado um modelo real para o cálculo da eficiência global do pulso jato. Comparando-se o gráfico do Ciclo de Lenoir (modelo ideal) com o gráfico do modelo real, têm-se as seguintes alterações de nomenclatura:

- ${}_2W_3$  (ideal) será  ${}_3W_4$  (real);
- ${}_3W_1$  (ideal) será  ${}_4W_0$  (real);
- ${}_1Q_2$  (ideal) será  ${}_2Q_3$  (real).

Sabendo-se que  $c_v = \frac{R}{k' - 1}$  e  $v = \frac{1}{\rho}$ , calculam-se os trabalhos e o calor trocado.

$${}_3W_4 = \dot{m} c_v (T_3 - T_4) \quad (67)$$

$${}_4W_0 = p_0 \left( \frac{1}{v_0} - \frac{1}{v_4} \right) \quad (68)$$

$${}_2Q_3 = \dot{m} c_v (T_3 - T_2) \quad (69)$$

Logo,

$$\eta_{th} = \frac{({}_2W_3 + {}_3W_1)}{{}_1Q_2} \quad (45)$$

será,

$$\eta_{th} = \frac{({}_3W_4 + {}_4W_0)}{{}_2Q_3} \quad (70)$$

## 12.12 CÁLCULO ESTRUTURAL DO MOTOR PULSO JATO

### 12.12.1 Cálculo da Área da Seção Transversal do Tubo de Escape

Em um motor à reação, o movimento é conseguido pela força de tração obtida pelo impulso do motor, sendo que a potência desenvolvida pelo motor será o produto desta força pela velocidade de deslocamento do motor.

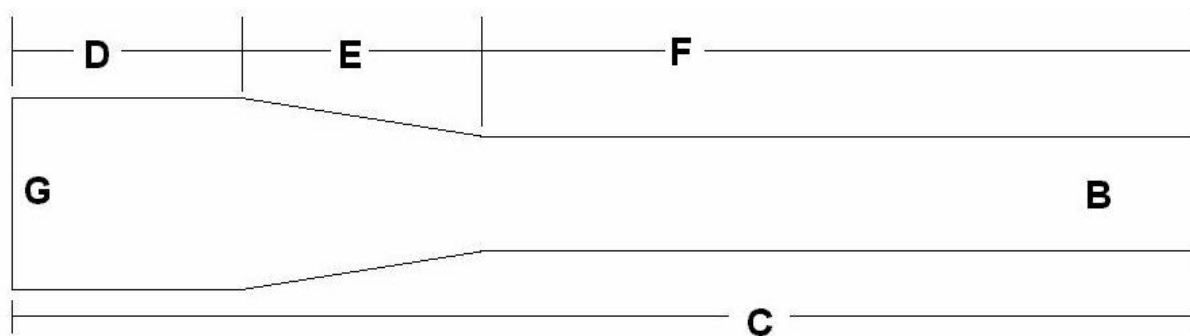
O impulso produzido por um motor à reação é a soma da energia cinética dos gases de escape e da energia de pressão destes gases no escape como indicado a seguir. Sendo que a área do tubo de escape varia de acordo com o impulso adotado, por exemplo, quanto maior o impulso maior a área necessária para produzi-lo, e vice-versa (ver apêndice A).

$$F_E = \dot{m}_{ar} \times (V_2 - V_1) + \dot{m}_{comb} \times (V_{f2} - V_{f1}) + A_B \times (P_3 - P_0) \quad (71)$$

De acordo com as pesquisas bibliográficas realizadas, observamos que o valor da pressão imediatamente na saída do tubo de escape é diferente da pressão atmosférica<sup>1</sup>.

### 12.12.2 Relações Dimensionais do Corpo do Motor Pulso Jato

As relações dimensionais a seguir foram obtidas de projetos retirados das referências bibliográficas pesquisadas.



**Figura 26** – Esquema das medidas do motor pulso jato.  
Fonte: PULSEJET THEORIE. <<http://www.pulse-jets.com/>>.

Partindo-se do diâmetro do tubo de escape (**B**) calculado a partir da equação (71), obteremos as demais dimensões do motor.

**a. Diâmetro da Câmara de Combustão (G):**

$$G \cong 2.B$$

**b. Comprimento da Câmara de Combustão (D):**

$$D \cong 1,62 . G$$

<sup>1</sup> PULSEJET THEORIE. <<http://www.pulse-jets.com/>>.

**c. Comprimento do Cone de Exaustão (E):**

$$E \cong D$$

**d. Comprimento do Tubo de Exaustão (F):**

$$F \cong 9,65 \cdot B$$

**e. Comprimento Total do Motor Pulso Jato (C):**

$$C = D + E + F$$

### 13 EXEMPLO DE DIMENSIONAMENTO DE UM MOTOR PULSO JATO

O modelo descrito a seguir, baseia-se numa velocidade de vôo de 200 km/h (55,56 m/s) e adotando a velocidade do som local como aproximadamente 340 m/s, encontra-se, o número de Mach,  $M_0$ .

$$M_0 = \frac{55,56}{340} \approx 0,163$$

#### 13.1 ASPECTOS TERMODINÂMICOS

**a. Pressão e Temperatura de estagnação ( $P_1$  e  $T_1$ ):**

$$\frac{P_1}{P_0} = \left[ 1 + \frac{(k-1)}{2} \times M_0^2 \right]^{\frac{k}{(k-1)}}$$

$$\frac{P_1}{101,32} = \left[ 1 + \left( \frac{1,4-1}{2} \right) \cdot (0,163)^2 \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}}$$

Calculando-se,  $P_1 \approx 103,22 \text{ kPa}$

$$\frac{T_1}{T_0} = \left[ 1 + \frac{(k-1)}{2} \times M_0^2 \right]$$

$$\frac{T_1}{25} = \left[ 1 + \left( \frac{1,4-1}{2} \cdot (0,163)^2 \right) \right]$$

Calculando-se,  $T_1 \approx 25,13^\circ \text{C}$

**b. Temperatura e Pressão após o carregamento da mistura ( $T_2$  e  $P_2$ ):**

Como,  $T_2 = T_1$

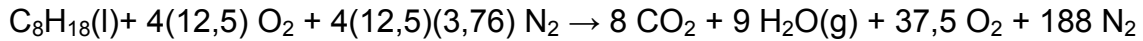
$$T_2 = 25,13^\circ \text{C}$$

E ainda,  $P_2 = \frac{P_1}{2}$

$$P_2 = \frac{103,22}{2} \approx 51,61 \text{ kPa}$$

### c. Temperatura na câmara de combustão ( $T_3$ ):

Considere a gasolina como octano líquido a 25°C, sendo queimada em regime permanente, com 400% de ar teórico a 25°C numa câmara de combustão. A reação é



Primeira Lei: Como o processo é adiabático,

$$H_R = H_P$$

$$\sum_R n_e \left( \bar{h}_f^0 + \Delta \bar{h} \right)_e = \sum_P n_s \left( \bar{h}_f^0 + \Delta \bar{h} \right)_s$$

onde  $\Delta \bar{h}_s$  se refere a cada constituinte, nos produtos, a temperatura adiabática de chama. Pela Tabela 2 a seguir,

$$H_R = \sum_R n_e \left( \bar{h}_f^0 + \Delta \bar{h} \right)_e = \left( \bar{h}_f^0 \right)_{\text{C}_8\text{H}_{18}(\text{l})} = -250105 \text{ kJ / kmol de combustível}$$

$$H_P = \sum_P n_s \left( \bar{h}_f^0 + \Delta \bar{h} \right)_s$$

$$H_P = 8 \left( -393522 + \Delta \bar{h}_{\text{CO}_2} \right) + 9 \left( -241826 + \Delta \bar{h}_{\text{H}_2\text{O}} \right) + 37,5 \left( \Delta \bar{h}_{\text{O}_2} \right) + 188 \left( \Delta \bar{h}_{\text{N}_2} \right)$$

A temperatura dos produtos é encontrada, resolvendo-se esta equação por tentativas. Pela Tabela 3 e admitindo-se:

$$T_p = 900 \text{ K}$$

$$H_P = \sum_P n_s \left( \bar{h}_f^0 + \Delta \bar{h} \right)_s$$

$$H_P = 8(-393522 + 28030) + 9(-241826 + 21937) + 37,5(19241) + 188(18223)$$

$$H_P = -755475,5 \text{ kJ / kmol de combustível}$$

Admitindo:

$$T_p = 1000 \text{ K}$$

$$H_P = \sum_P n_s \left( \bar{h}_f^0 + \Delta \bar{h} \right)_s$$

$$H_p = 8(-393522 + 33397) + 9(-241826 + 26000) + 37,5(22703) + 188(21463)$$

$$H_p = 62972,5 \text{ kJ / kmol de combustível}$$

**Tabela 2** – Entalpia de formação e entropia absoluta de algumas substâncias a 25°C e 100 kPa.

| Substância                | Fórmula                             | M             | Estado         | $h_f^0$ kJ/kmol | $s_f^0$ kJ/kmol.K |
|---------------------------|-------------------------------------|---------------|----------------|-----------------|-------------------|
| Água                      | H <sub>2</sub> O                    | 18,01         | gás            | -241.826        | 188,83            |
| Butano                    | C <sub>4</sub> H <sub>10</sub>      | 58,12         | gás            | -126.200        | 306,65            |
| <b>Dióxido de Carbono</b> | <b>CO<sub>2</sub></b>               | <b>44,01</b>  | <b>gás</b>     | <b>-393.522</b> | <b>213,8</b>      |
| Etanol                    | C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH    | 46,07         | gás            | -235.000        | 282,44            |
| Metano                    | CH <sub>4</sub>                     | 16,04         | gás            | -74.873         | 186,25            |
| n-Octano                  | C <sub>8</sub> H <sub>18</sub>      | 114,23        | gás            | -208.600        | 466,51            |
| <b>n-Octano</b>           | <b>C<sub>8</sub>H<sub>18</sub></b>  | <b>114,23</b> | <b>líquido</b> | <b>-250.105</b> | <b>360,58</b>     |
| Propano                   | C <sub>3</sub> H <sub>8</sub>       | 44,09         | gás            | -103.900        | 269,92            |
| T-T-Diesel                | C <sub>14,4</sub> H <sub>24,9</sub> | 198,06        | líquido        | -174.000        | 525,9             |

Fonte: WYLEN; SONNTAG; BORGNAKKE. Fundamentos da Termodinâmica.

**Tabela 3** – Propriedades de algumas substâncias, a temperaturas selecionadas (gases perfeitos e entropia relativa a 100 kPa).

| Nitrogênio (N <sub>2</sub> )                   | Oxigênio (O <sub>2</sub> )                   | Dióxido de Carbono (CO <sub>2</sub> )        | Água (H <sub>2</sub> O)                      |
|------------------------------------------------|----------------------------------------------|----------------------------------------------|----------------------------------------------|
| $h_{f,298}^0 = 0$                              | $h_{f,298}^0 = 0$                            | $h_{f,298}^0 = -393522$                      | $h_{f,298}^0 = -241826$                      |
| $T \left( \bar{h} - \bar{h}_{f,298}^0 \right)$ | $\left( \bar{h} - \bar{h}_{f,298}^0 \right)$ | $\left( \bar{h} - \bar{h}_{f,298}^0 \right)$ | $\left( \bar{h} - \bar{h}_{f,298}^0 \right)$ |
| (K)                                            | (kJ/kmol)                                    | (kJ/kmol)                                    | (kJ/kmol)                                    |
| 800                                            | 15046                                        | 15836                                        | 22806                                        |
| <b>900</b>                                     | <b>18223</b>                                 | <b>19241</b>                                 | <b>28030</b>                                 |
| <b>1000</b>                                    | <b>21463</b>                                 | <b>22703</b>                                 | <b>33397</b>                                 |
| 1100                                           | 24760                                        | 26212                                        | 38885                                        |

Fonte: WYLEN; SONNTAG; BORGNAKKE. Fundamentos da Termodinâmica.

Como  $H_p = H_R = -250105 \text{ kJ}$  encontra-se, por interpolação, a temperatura adiabática de chama da seguinte forma:

*Temperatura (K)    Entalpia (kJ / kmol)*

|       |            |
|-------|------------|
| 900   | -755.475,5 |
| $T_3$ | -250.105   |
| 1000  | 62.972,5   |

Calculando-se:

$$\frac{1000 - T_3}{1000 - 900} = \frac{62972,5 - (-250105)}{62972,5 - (-755475,5)}$$

$$T_3 \approx 961,75 \text{ K}$$

Este valor, **961,75K** (688,6°C), não é exato devido à entalpia dos produtos não ser exatamente proporcional à temperatura, mas nos leva a uma boa aproximação.

**d. Pressão dos gases na câmara de combustão ( $P_3$ ):**

$$\frac{T_2}{T_3} = \frac{P_2}{P_3}$$

$$\frac{(25,13 + 273,15)}{961,75} = \frac{51,61}{P_3}$$

$$P_3 \approx 166,41 \text{ kPa}$$

**e. Temperatura dos gases de escape ( $T_4$ ):**

Baseado nas referências pesquisadas, o valor adotado para a razão entre os calores específicos da mistura ( $k'$ ) é de:

$$k' = \frac{4}{3} = 1,333$$

$$\frac{T_3}{T_4} = \left( \frac{P_3}{P_4} \right)^{\frac{k'-1}{k'}}$$

$$\frac{961,75}{T_4} = \left( \frac{166,41}{101,32} \right)^{\frac{1,333-1}{1,333}}$$

$$T_4 = 849,63 \text{ K ou } 576,48^\circ \text{ C}$$

**f. Entalpia ( $h$ ):**

Baseado nas referências pesquisadas, o valor adotado para o calor específico da mistura à pressão constante ( $cp'$ ) é de:

$c_p' = 0,276 \text{ Btu/lb } ^\circ F$ , como  $1 \text{ Btu/(lb } ^\circ F) = 4,18 \text{ kJ/(kg K)}$ , temos:

$$c_p' = 1,156 \text{ kJ/kg K}$$

$$h = \frac{1}{k'} \times c_p' \times T_3 \times \left(1 - \frac{P_2}{P_3}\right)$$

$$h = \frac{1}{1,333} \cdot 1,156 \cdot 961,75 \left(1 - \frac{51,61}{166,41}\right)$$

$$h = 575,38 \text{ kJ/kg}$$

### g. Velocidade dos gases de escape (V):

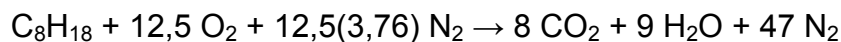
$$V = \sqrt{2 \times \frac{k'}{(k'-1)} \times \frac{P_3}{\rho_3} \times \left[1 - \left(\frac{P_0}{P_3}\right)^{\frac{(k'-1)}{k'}}\right]}$$

$$V = \sqrt{2 \times \frac{1,333}{(1,333-1)} \times \frac{166410}{0,62} \times \left[1 - \left(\frac{101,32}{166,41}\right)^{\frac{(1,333-1)}{1,333}}\right]}$$

$$V = \sqrt{251268,7} = 500 \text{ m/s ou } 1800 \text{ km/h}$$

### h. Relação ar-combustível (AC):

A equação da combustão completa dos reagentes com o “ar teórico” para o cálculo da relação ar-combustível teórica (estequiométrica) para o octano,  $C_8H_{18}$ , fica:



A relação ar-combustível teórica em base molar fica

$$AC_{molar} = \frac{12,5 + 47}{1} = 59,5 \text{ kmol de ar / kmol de combustível}$$

A relação ar-combustível teórica em base mássica pode ser encontrada introduzindo-se as massas moleculares do ar e do combustível.

$$AC_{massa} = AC_{molar} \frac{M_{ar}}{M_{comb}} = 59,5 \frac{28,97}{114,2} = 15,0 \text{ kg ar / kg de combustível}$$

Em um motor à reação, o movimento é conseguido pela força de tração obtida pelo impulso do motor, sendo que a potência desenvolvida pelo motor será o produto desta força pela velocidade de deslocamento do motor.

### i. Impulso Específico $\left( \frac{F_E}{\dot{m}_0} \right)$ :

Baseado nos dados calculados anteriormente, e sabendo-se que  $R$  é a **constante universal dos gases** (8,31 J/mol.K ou 0082 atm/mol.K), tem-se,

$$a_0 = \sqrt{kRT_0}$$

$$a_0 = \sqrt{1,4 \cdot 8,31 \cdot 298,15}$$

$$a_0 = 59 \text{ m/s}$$

Assim:

$$\frac{F_E}{\dot{m}_0} = a_0 \left[ (1 + AC) \frac{V}{a_0} - M_0 + (1 + AC) \left( \frac{T_3 / T_0}{V / a_0} \right) \left( \frac{1 - P_0 / P_3}{k'} \right) \right]$$

$$\frac{F_E}{\dot{m}_0} = 59 \left[ (1 + 15) \frac{500}{59} - 0,163 + (1 + 15) \left( \frac{961,75 / 298,15}{500 / 59} \right) \left( \frac{1 - 101,32 / 166,41}{1,333} \right) \right]$$

$$\frac{F_E}{\dot{m}_0} = 8096 \frac{\text{N}}{\text{kg}}$$

### j. Consumo específico de combustível (S):

$$S = \frac{AC}{F_E / \dot{m}_0}$$

$$S = \frac{15}{8096} \approx 0,00185 \text{ kg/s ou } 1,85 \text{ g/s}$$

Como  $\rho_{\text{gas}} = 0,72 \text{ g/ml}$ , o consumo volumétrico será:

$$0,72 \text{ g} \rightarrow 1 \text{ ml}$$

$$1,85 \text{ g} \rightarrow V$$

$$V \cong 2,57 \text{ ml/s ou } 9,25 \text{ l/h}$$

### k. Eficiência Global ( $\eta_{th}$ ):

Sabendo-se que  $c_v = \frac{R}{k' - 1}$ ,  $v = \frac{1}{\rho}$  e  $M_{\text{gas}} = 0,114 \text{ kg}$  calculam-se os trabalhos e o calor trocado.

$$c_v = \frac{8,31}{1,333 - 1} = 24,95 / 0,114 = 218,9 \text{ J/kg.K}$$

$${}_3W_4 = \dot{m} c_v (T_3 - T_4)$$

$${}_3W_4 = 0,0296.218,9(961,75 - 849,6) = 726,67 \text{ J/s}$$

$${}_4W_0 = p_0 \left( \frac{1}{\rho_0} - \frac{1}{\rho_4} \right)$$

$${}_4W_0 = 101,32 \left( \frac{1}{1,16} - \frac{1}{0,41} \right) = -159,78 \text{ J/s}$$

$${}_2Q_3 = \dot{m} c_v (T_3 - T_2)$$

$${}_2Q_3 = 0,0296.218,9(961,75 - 298,3) = 4298,8 \text{ J/s}$$

Logo,

$$\eta_{th} = \frac{({}_2W_3 + {}_3W_1)}{{}_1Q_2} \text{ será,}$$

$$\eta_{th} = \frac{({}_3W_4 + {}_4W_0)}{{}_2Q_3}$$

$$\eta_{th} = \frac{[726,67 + (-159,78)]}{4298,8} \approx 13,2\%$$

## 13.2 ASPECTOS CONSTRUTIVOS

### a. Área da seção transversal do tubo de escape:

Adotando-se um impulso de 3 kg, tem-se:

$$F_E = \dot{m}_{ar} \times (V_2 - V_1) + \dot{m}_{comb} \times (V_{f2} - V_{f1}) + A_j \times (P_4 - P_0)$$

$$\text{como, } AC = \frac{\dot{m}_{ar}}{\dot{m}_{comb}},$$

$$3 = 15,00185.(55,56 - 500) + 0,00185.(55,56 - 0) + A_j \times (135000 - 101320)$$

$$A_B = 0,00046 \text{ m}^2$$

$$\text{como } A_B = \frac{\pi.d^2}{4},$$

$$0,00046 = \frac{\pi.d^2}{4} = 0,0245 \text{ m ou } 24,5 \text{ mm}$$

### b. Diâmetro da Câmara de Combustão (G):

Como o diâmetro do tubo de escape (**B**) foi calculado anteriormente têm-se, a seguir, as demais dimensões do motor.

$$G \approx 2.B$$

$$G \approx 2.24,5 \approx 49 \text{ mm}$$

**c. Comprimento da Câmara de Combustão (D):**

$$D \approx 1,62.G$$

$$D \approx 1,62.49 \approx 79,4 \text{ mm}$$

**d. Comprimento do Cone de Exaustão (E):**

$$D \approx E$$

$$E \approx 79,4 \text{ mm}$$

**e. Comprimento do Tubo de Exaustão (F):**

$$F \approx 9,65.B$$

$$F \approx 9,65.24,5 \approx 236,5 \text{ mm}$$

**f. Comprimento Total do Motor Pulso Jato (C):**

$$C = D + E + F$$

$$C = 395,3 \text{ mm}$$

### 13.3 ASPECTOS DE RESISTÊNCIA DOS MATERIAIS

**a. Cálculo das cargas desenvolvidas pela tensão circunferencial ( $\sigma_1$ ):**

De acordo com a figura 12.2, para o equilíbrio na direção x, tem-se:

$$\sigma_1 = \frac{Pr}{t}$$

Adotando-se a espessura do corpo do motor como  $1 \text{ mm}$  e aplicando-se um Fator de Segurança ( $FS$ ) igual a 3, verificaremos se a pressão encontrada na câmara de combustão ( $P_3 = 166,41 \text{ kPa}$ ) será suportada pelo material. Consultando-se os dados estruturais dos materiais utilizados no pulso jato na tabela 10 abaixo, tem-se:

$$\frac{207.10^6}{3} = \frac{P_{\text{máx}}.0,0317}{0,001}$$

$$P_{\text{máx}} \approx 2177 \text{ kPa}$$

**Tabela 4** - Propriedades Mecânicas Médias de alguns materiais metálicos.

| Materiais | Densidade | Módulo de | Tensão de | Limite de |
|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|

|          |                 | $\rho \text{ (t/m}^3\text{)}$ | Elasticidade $E$<br>(GPa) | Escoamento<br>$\sigma_E \text{ (MPa)}$<br>Tração e<br>Compressão | Resistência $\sigma_r$<br>(MPa)<br>Tração e<br>Compressão |
|----------|-----------------|-------------------------------|---------------------------|------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------|
| Ligas de | 2014-T6         | 2,79                          | 73,1                      | 414                                                              | 469                                                       |
| Alumínio | <b>6061-T6</b>  | <b>2,71</b>                   | <b>68,9</b>               | <b>255</b>                                                       | <b>290</b>                                                |
| Ligas de | Estrut. A36     | 7,85                          | 200                       | 250                                                              | 400                                                       |
| Aço      | <b>Inóx 304</b> | <b>7,86</b>                   | <b>193</b>                | <b>207</b>                                                       | <b>517</b>                                                |
|          | Ferram. L2      | 8,16                          | 200                       | 703                                                              | 800                                                       |

Fonte: HIBBELER, RESISTÊNCIA DOS MATERIAIS.

### b. Cálculo das cargas desenvolvidas pela tensão longitudinal ( $\sigma_2$ ):

De acordo com a figura 12.3, para o equilíbrio na direção y, tem-se:

$$\sigma_2 = \frac{Pr}{2t}$$

Fazendo-se as mesmas considerações anteriores, tem-se:

$$\frac{207 \cdot 10^6}{3} = \frac{P_{m\acute{a}x} \cdot 0,0317}{2 \cdot 0,001}$$

$$P_{m\acute{a}x} \approx 4353 \text{ kPa}$$

Assim, notando-se que a  $P_{m\acute{a}x}$  circunferencial é duas vezes maior que a longitudinal ou axial, deve-se adotar como  $P_{m\acute{a}x}$  o menor valor (2177 kPa), ou ainda se fabricar o 'vaso de pressão cilíndrico' com as juntas longitudinais projetadas para suportar o dobro da tensão das circunferenciais. De acordo com a espessura adotada (1mm) na construção da parede do motor, percebe-se que ela suporta eficazmente a pressão a ela imposta.

## 14 DETALHES CONSTRUTIVOS

O motor pulso jato é um motor a jato que funciona utilizando um processo de combustão em pulsos, ou combustão ressonante. Apresenta baixo custo aliado à sua alta tecnologia proporcionando um elevado impulso e um baixo consumo de combustível quando comparado aos turbojatos, além de ser multicomcombustível. Pode ser utilizado não só em aviões, mas em barcos e automóveis.

O ciclo de combustão inicia-se com a admissão de ar através do difusor frontal, aonde o ar mistura-se com o combustível, que é injetado ou aspirado do bico injetor. A mistura ar-combustível atravessa a válvula "margarida" penetra na câmara de

combustão e em contato com a faísca elétrica da vela de ignição ou com as paredes já aquecidas e entra em combustão. Devido à combustão ocorre o aumento de pressão na câmara, com isso a válvula "margarida" fecha impedindo a entrada de ar, os gases de combustão então são expelidos pelo tubo de escape, surgindo assim a força propulsora.

#### 14.1 COMBUSTÍVEL

O motor pulso jato é multicomcombustível, ele pode trabalhar com metanol, etanol, gasolina, querosene, gás natural, butano ou propano.

O maior rendimento é obtido com utilização de gasolina. O álcool proporciona baixo rendimento.

Aditivos, como nitro metano, influencia muito pouco no rendimento do motor.

#### 14.2 COMPONENTES DO PULSO JATO

- a. Câmara de Combustão;
- b. Difusor;
- c. Válvula Margarida;
- d. Suporte da Válvula;
- e. Vela de Ignição;
- f. Injetor.

#### 14.3 TANQUE DE COMBUSTÍVEL

O tanque de combustível utilizado pode ser um tanque convencional de aeromodelismo, sem pressurização, ou um tanque pressurizado.

Os seguintes cuidados devem ser observados em sistemas aspirados:

- a. O diâmetro do tubo de alimentação de combustível deve ser de 3/16";
- b. O tanque deve estar abaixo do injetor sendo que esta distância deve ser de 1/2" e não deve exceder 3/4"; O tanque deve ficar o mais próximo possível do injetor.

#### 14.4 EQUIPAMENTOS E PROCEDIMENTO PARA IGNIÇÃO

- a. **Fonte de ar comprimido:** pode ser um compressor portátil ou bomba de ar para pneu de bicicleta, o compressor é mais eficiente;
- b. Gerador de alta tensão para faíscas na vela de ignição: pode-se utilizar o sistema automotivo, com bobina e platinado, ou o sistema eletrônico recomendado ao motor pulso jato;

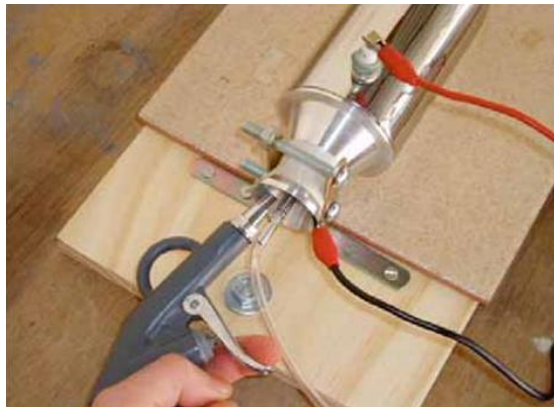
c. Tanque de combustível;

#### 14.4.1 Ignitor Eletrônico

O ignitor eletrônico para o pulso jato utiliza uma bateria alcalina de 9 volts, ele gera alta tensão (50 a 200kV) numa frequência adequada para ignição do motor. Utilizar sempre bateria alcalina.

#### 14.4.2 Procedimento para Ignição

- a. Acionar sistema de alta tensão para gerar faíscas na vela de ignição;
- b. Injetar ar comprimido pelo difusor, a vazão de ar deve ser suficiente para aspirar o combustível mas não deve ser muito alta;
- c. Se utilizar um sistema injetado, após iniciado a injeção de ar comprimido abrir a injeção de combustível;
- d. Alguns estouros serão escutados até o motor aquecer e partir definitivamente, com um zumbido intermitente característico.
- e. O sistema de alta tensão deve ser desligado após o motor entrar em funcionamento;



**Figura 27** – Ilustração do procedimento para ignição.

Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.

#### 14.4.3 Dificuldades de Ignição

- A mistura ar - combustível não está adequada, excesso de ar ou falta de ar;
- Bateria fraca;
- O motor novo é mais difícil de partir;
- O ar ambiente está frio, abaixo de 21 °C;
- O ar excessivo pode "bloquear" o difusor;

O motor deve partir com uma mistura rica, mais combustível e menos ar, por isso comece injetando menos ar, quanto mais frio estiver menos ar deverá ser injetado. Em temperaturas abaixo de 17°C a gasolina não consegue vaporizar o suficiente para ignição.

#### 14.4.4 Desligar o Motor

Para desligar o pulso jato, basta cortar o combustível ou bloquear a entrada de ar.

#### 14.4.5 Vela de Ignição

O pulso jato utiliza uma vela de ignição da NGK modelo CM-6 (vide Figura 28) ou equivalente com alteração na distância dos eletrodos.



**Figura 28** - Vela de ignição utilizada no pulso jato.

Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.

### 14.5 AQUECIMENTO

O pulso jato durante o seu funcionamento aquece muito, as paredes externas da câmara de combustão podem ficar incandescentes, assim um fluxo de ar externo é necessário para a devida refrigeração do motor.

Não é recomendado que o motor funcione estaticamente, sem refrigeração, por mais de **30 segundos**. Em vôo ou em deslocamento o fluxo de ar natural refrigerará o motor.

Notar que a coloração prata natural do motor, após o primeiro funcionamento tornar-se-á dourada ou marrom, sendo isto normal. Se a câmara de combustão ficar incandescente por alguns minutos, esta poderá danificar-se. Para possível isolamento do motor para com o meio a ele exposto pode-se utilizar um revestimento de alumínio de, por exemplo, *0.5mm* de espessura.



**Figura 29** - Ilustração de pulso jato em situação de aquecimento excessivo.  
Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.

#### 14.6 TIPOS DE VÁLVULAS PARA MOTORES PULSO JATO

Existem três tipos básicos de sistemas de válvulas usados geralmente em motores pulso jato. O primeiro tipo é um sistema de válvula **pétala** (válvula margarida, vide Figura 30), sendo o tipo mais comum, usado em pequenos motores pulso jato. O sistema de válvula pétala consiste de duas partes: a primeira que é a matriz circular (prato da válvula) com orifícios por onde entra a mistura ar-combustível, e a segunda que é a válvula pétala propriamente dita, onde cada uma de suas pétalas tampa os orifícios da matriz circular, controlando desta forma o fluxo de ar-combustível que entra na câmara de combustão.

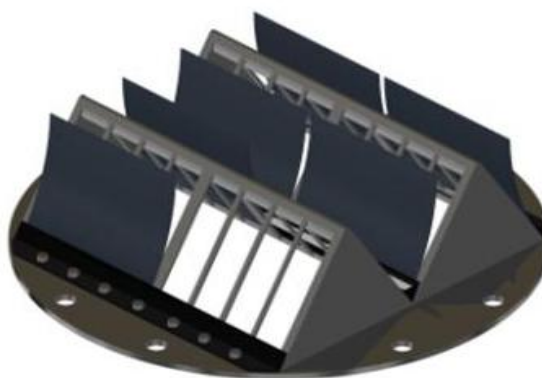
O sistema de válvula pétala é de simples construção, mas também desperdiça uma grande parte do potencial da área da válvula. Por este motivo, este sistema não é utilizado em motores de grande porte. Devendo ser utilizado em motores, no qual o impulso se encontra entre 0,9 e 4,5 Kg. Este sistema pode ser utilizado em motores com impulso acima de 91 kg, mas o motor terá um baixo rendimento. Ela é o único elemento que deve ser trocado no motor pulso jato, pois sua vida útil dependerá muito do tempo de funcionamento intermitente; uma válvula pode funcionar por até 1 hora, antes de ser trocada. A mesma necessita ser trocada logo que apresente erosão nas lâminas, e permitir que saia fogo pelo difusor (parte frontal do pulso jato).



**Figura 30** – Válvula Margarida.  
Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.

O segundo tipo de sistema de válvula é o sistema de válvula **pétala de alta eficiência**. Ele é semelhante ao sistema de válvula pétala normal, no qual temos uma matriz circular com orifícios, mas possui as vantagens de ter a área do prato da válvula com orifícios em forma de cunha e requerer uma câmara de combustão com menor diâmetro para uma mesma quantidade de impulso. Este sistema possui ainda a vantagem de reduzir o arraste, e melhorar o fluxo de ar através do motor. O sistema de válvula pétala de alta eficiência é normalmente mais difícil de ser produzido, visto que cada orifício da válvula deve ser usinado no formato e tamanho corretos, em vez de simplesmente perfurar o orifício. Este sistema é geralmente utilizado em motores produzindo entre 4,5 e 9,1 kg de impulso.

O terceiro tipo é o sistema de válvula **grade** (Figura 31) que é um dos tipos mais avançados de sistemas de válvula. A válvula grade consiste de uma matriz retangular com orifícios, mas ao contrário dos tipos anteriores, os orifícios da válvula não são perpendiculares à entrada da câmara de combustão. As válvulas geralmente param de se mover em uma inclinação do ângulo do prato. Os orifícios no prato da válvula não devem ser largos, a fim de permitir as válvulas fecharem corretamente. A válvula grade permite ao motor ter uma câmara de combustão com o diâmetro menor do que o proporcionado por qualquer outro sistema de válvula. Os motores com essas válvulas são também muito mais eficientes, e podem geralmente atingir velocidades elevadas. Assim como o sistema de válvula pétala de alta eficiência, a válvula grade pode ser usada em pequenos motores, entretanto, quanto menor for o motor mais difícil será a utilização deste sistema. Normalmente motores acima de 9,1 kg de impulso devem usar um sistema de válvula grade.



**Figura 31** - Sistema de válvula grade.  
Fonte: <<http://www.pulse-jets.com>>.

#### 14.7 CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS DO PULSO JATO

- **Diâmetro máximo:** 64 mm;
- **Comprimento Total:** 500 mm;
- **Impulso Estático:** 2,5 a 3 Kgf (motor em bancada de teste);
- **Impulso Dinâmico:** 4,5 a 5 Kgf (motor em voo a 200 Km/h);
- **Potência:** 2 HP (motor em voo a 200 Km/h);
- **Frequência:** 200 Hz;
- **Consumo de Combustível:** 6 a 6,5 Kg/h (por Kg de impulso, dependendo do combustível e do regime de voo);
- **Combustível:** Sistema Multicombustível (Gasolina, Metanol, Etanol, GLP, Diesel entre outros);
- **Sistema de Injeção de Combustível:** Injetado ou aspirado;
- **Peso:** 700 gramas (pronto para voo);
- **Número de Peças:** 9 + vela de ignição (apenas uma peça móvel válvula);
- **Ignição:** Eletrônica utilizando bateria comum de 9 Volts (a ignição é necessária somente para partida do motor);
- **Material Construtivo:** Aço Inoxidável 304 e Alumínio 6061-T6;



**Figura 32** – Exemplo de montagem de um pulso jato ( 65 mm x 560 mm ).

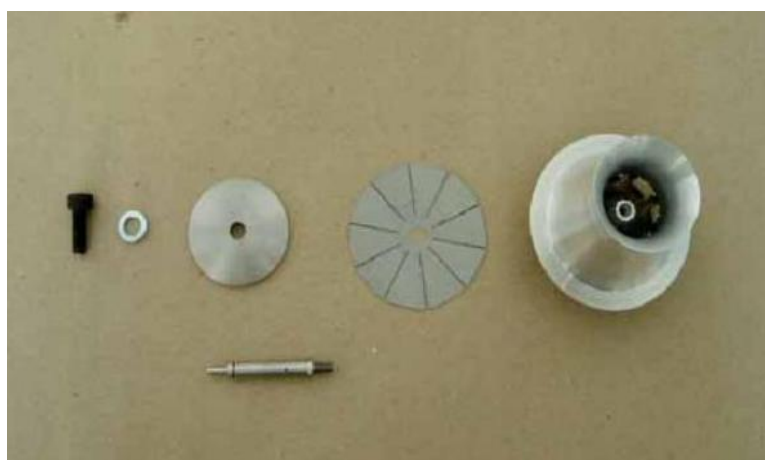
Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.



**Figura 33** – Detalhe frontal do difusor, injetor de combustível e vela de ignição.  
 Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.



**Figura 34** – Detalhe do difusor desencaixado da câmara de combustão.  
 Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.



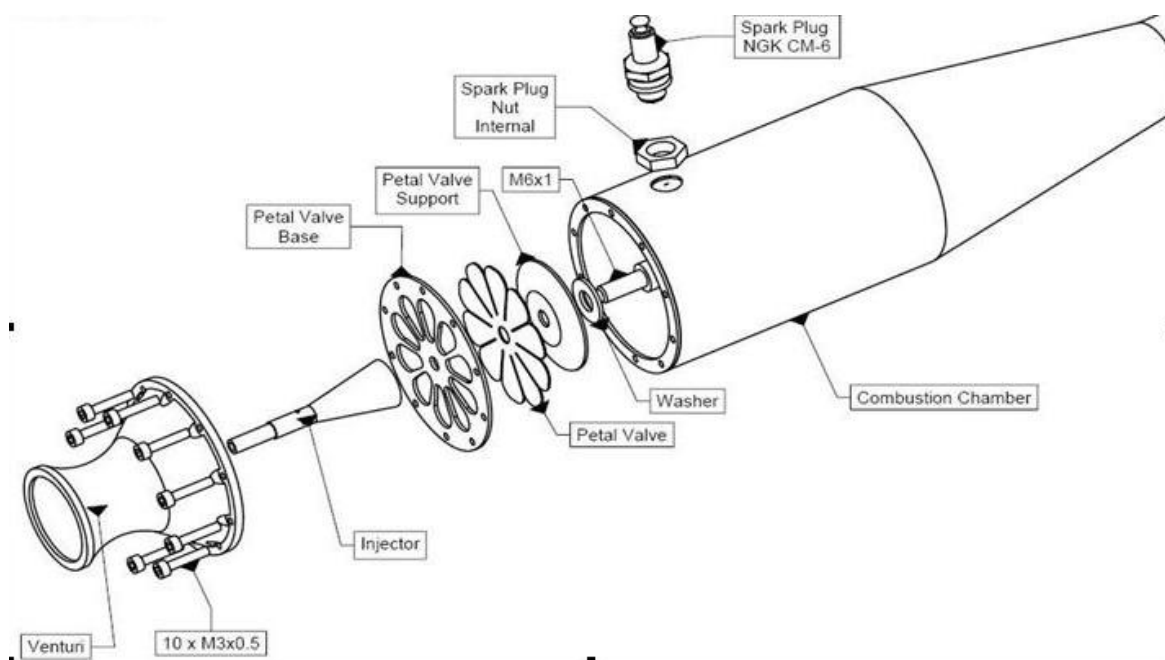
**Figura 35** – Componentes (da esquerda para a direita temos): parafuso de fixação da válvula, anel do parafuso, suporte da válvula, injetor de combustível (abaixo), válvula e difusor.  
 Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.



**Figura 36** – Difusor, peça única de alumínio usinada em CNC.  
 Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.



**Figura 37** – Mangueira de combustível conectada ao injetor.  
 Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.



**Figura 38** – Montagem dos componentes do pulso jato.  
 Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.

## 15 APLICAÇÕES PARA MOTORES PULSO JATO

Criado em 1908 por Karavodine o motor pulso jato mostrou-se bastante atrativo devido as suas propriedades particulares como menor consumo específico de combustível, maior robustez às características operacionais, projeto mecânico significativamente mais simples que os demais motores proporcionando um baixo custo, além de ser multicomcombustível, ou seja, pode trabalhar com vários tipos de combustíveis, sendo que a gasolina proporciona o melhor rendimento e o álcool um baixo rendimento. Estes motores são muito seguros, pois trabalham com pressões próximas a atmosférica e não apresentam nenhuma peça rotativa, sendo assim, não necessitam de lubrificação. Com essas características estes motores tiveram suas aplicações concentradas principalmente na área de propulsão, sendo utilizados para impulsionar as mais diversas coisas.

### 15.1 AEROMODELOS

Muito utilizados em aeromodelos por sua simples montagem no mesmo, e custo relativamente baixo. De acordo com as dimensões do avião e do pulso jato a ele acoplado, pode atingir velocidades de vôo desde 200 a mais de 300 km/h. Segue na Figura 39 uma ilustração desta montagem.



**Figura 39** - Esquema de Aeromodelo com motor pulso jato integrado.

Fonte: PLANS JET ENGINE PULSEJET BOOK. <<http://www.aardvark.co.nz/pjet/>>.

### 15.2 BICICLETAS

Atualmente há vários projetos ao redor do mundo que inventam ou aperfeiçoam os modelos de bicicletas movidas a jato, como mostrado na Figura 40, alimentadas por vários tipos de combustível. É possível até mesmo encontrar um modelo capaz de atingir 120 km/h, pelo preço de \$ 650,00 num site de leilões.



**Figura 40** - Esquema de bicicleta com motor pulso jato.

Fonte: <http://blog.wired.com/cars/2008/05/jet-powered-bic.html>

### 15.3 ARMAMENTOS (2ª GUERRA MUNDIAL)

As primeiras bombas ( *V1* ), tinham apenas um raio de ação de 300 km e a sua velocidade (500 km/h) permitia que as baterias anti-aéreas ou os próprios caças as abatessem antes de atingirem o seu objetivo. Além disso, eram pouco precisas e falhavam freqüentemente quanto à atingir o alvo. Os primeiros voôs das *V1* foram realizados em dezembro de 1942, e durante o desenvolvimento da bomba em voô em *Peenemunde*, foram encontrados uma série de problemas. Para resolver tais problemas substituiu-se a ogiva por uma cabine tripulada onde um piloto pôde realizar diversos “voôs teste” descobrindo os defeitos do sistema da bomba em voô.



**Figura 41-** Foto do Fieseler Fi 103 (V1).

Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.

No entanto, em Setembro de 1944, surgiu uma nova e terrível arma, a *V2* (Figura 42). O **V** é a inicial de *Vergeltungswaffe* (*arma da vingança, em alemão*). Essas armas tiveram um grande desenvolvimento na Alemanha, com **Hitler**, onde ele pretendia vingar-se dos maciços bombardeios a que a Alemanha estava sujeita.



**Figura 42** - Foto real do V2 em voo.

Fonte: MANUAL PULSOJATO. <<http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>>.

Mais que uma bomba voadora, a V2 era já um verdadeiro foguete ou um míssil balístico, **antepassado dos modernos mísseis intercontinentais**. Aliás, o cientista que criou a V2, *Werner Von Braun (1912-1977)* fixar-se-ia nos EUA no final da 2ª Guerra, vindo a desenvolver para a NASA os foguetes espaciais *Saturno V*, que levariam o homem à Lua.

A V2 tinha as seguintes características:

- Altura: 14 m;
- Peso: 13 toneladas (mais 9 ton de combustível);
- Velocidade máxima: 5580 km/h;
- Altitude máxima atingida: 97 km;
- Velocidade de Impacto: 2900 km/h;
- Tempo decorrido entre o disparo e o impacto:  $\pm 46$  segundos.

As bombas voadoras eram lançadas da *Base de Peenemünde*, na costa do mar Báltico. Entre Agosto de 1944 e Fevereiro de 1945 foram lançadas 7300 bombas voadoras sobre a Holanda (já libertada pelos Aliados) e sobre a Inglaterra, das quais 4300 eram os mísseis V2.

## 15.4 OUTRAS APLICAÇÕES

### a. Barcos a jato



**Figura 43** - Esquema de barco com motor pulso jato integrado.

Fonte: PLANS JET ENGINE PULSEJET BOOK. <<http://www.aardvark.co.nz/pjet/>>.

### b. Termonebulizador (Fumacê)



**Figura 44** - Montagem de um termonebulizador com motor pulso jato.

Fonte: PLANS JET ENGINE PULSEJET BOOK. <<http://www.aardvark.co.nz/pjet/>>.

## **16 PROPOSTAS PARA FUTUROS TRABALHOS**

Neste tópico, serão propostos alguns trabalhos que podem ser realizados futuramente a partir do estudo realizado neste projeto.

Baseando-se nos estudos realizados para o desenvolvimento deste projeto de graduação, pode-se propor os seguintes trabalhos para serem desenvolvidos no futuro:

### **Projetos de Graduação:**

- ✓ Construção de um dispositivo para medir o impulso estático do motor;
- ✓ Montagem de uma bancada de testes com instrumentos de medição de pressão e temperatura e realizar uma comparação entre os valores teóricos calculados neste projeto com os valores reais;
- ✓ Utilização de materiais mais leves e mais resistentes à temperatura, principalmente, na construção do motor;
- ✓ Implantar o motor pulso jato em outros projetos, por exemplo, o Aero-Vitória e/ou Mini-Baja;
- ✓ Utilizar fontes alternativas de combustível (Biocombustíveis);

### **Projetos de Mestrado:**

- ✓ Realizar testes no túnel de vento modificando a geometria do motor pulso jato e validar a mais eficiente;
- ✓ Analisar a influência da folga da válvula “margarida” na geração de ruído e vibração;
- ✓ Analisar a influência no impulso de modificações na geometria e no comprimento do tubo de venturi, injetor, válvula margarida, câmara de combustão, cone e tubo de saída;

### **Projetos de Doutorado:**

- ✓ Desenvolvimento de sistemas de válvulas mais eficientes;

## 17 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Com tantas tecnologias para motores em desenvolvimento atualmente, vimos que um motor simples e popular em meados do século 20, o pulso jato, ainda torna-se atraente em virtude de sua simplicidade e baixo custo relativo à outros motores. Muito usados durante a 2ª Guerra Mundial, hoje ele apresenta fins pacíficos, por exemplo, para aplicação em aeromodelismo.

Este projeto teve a ambição de propor uma simples modelagem matemática do processo termodinâmico deste motor, e apresentar de forma clara e concisa uma maneira para dimensionar a parte estrutural do pulso jato, utilizando os conhecimentos adquiridos nas áreas de fluidos, térmica e sistemas mecânicos, sem a utilização de métodos numéricos ou qualquer tipo de simulador.

Há ainda boa chance deste motor tornar-se muito útil para aplicações tripuladas e não tripuladas, e com velocidades bem elevadas (*Mach 2*), desde que ele apresente uma elevada eficiência a baixo custo.

Difícilmente o pulso jato desaparecerá por completo, pois sempre haverá “adeptos fiéis” atraídos pela sua simplicidade, que o dá **talvez**, o título de mais simples motor de combustão existente.

## 18 REFERÊNCIAS

- HIBBELER, R.C. **Resistência dos Materiais**. Trad. Joaquim P. Nunes. 5. ed. São Paulo: Prentice Hall, 2004.
- WYLEN; SONNTAG; BORGNAKKE. **Fundamentos da Termodinâmica**. Tradução da 6ª edição americana. São Paulo: Edgard Blücher, 2003.
- FOX, R. W.; MCDONALD, A. T. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. 5. ed. São Paulo: LTC, 2001  
\_\_\_\_\_; \_\_\_\_\_. \_\_\_\_\_. 6. ed. 2006.
- ARTIGO PULSOJATO. Disponível em: <http://www.foguete.org/silverjet/artigo.pdf>. Acesso em: 26 nov. 2008.
- MANUAL PULSOJATO. Disponível em: <http://www.foguete.org/silverjet/manual.pdf>. Acesso em: 26 nov. 2008.
- VALVELESS. Disponível em: <http://www.pulse-jets.com/download/pulsejet-drawing/bcvpe.pdf>. Acesso em 26 nov. 2008.
- MAKE PULSEJET VALVES. Disponível em: <http://www.aardvark.co.nz/pjet/makevalves1.pdf>. Acesso em 26 nov. 2008.
- PULSEJET THEORIE. Disponível em: <http://www.pulse-jets.com/>. Acesso em 26 nov. 2008.
- RIBEIRO, Rogério P. R. **Teoria Motor a Jato (Compressores; turbinas)**. Centro de Estudos Aeronáuticos – Departamento de Engenharia Mecânica – Escola de Engenharia da UFMG.
- PULSE DETONATION ENGINE THESIS. Disponível em: [http://arc.uta.edu/publications/td\\_files/HaiderHekiri.pdf](http://arc.uta.edu/publications/td_files/HaiderHekiri.pdf). Acesso em 26 nov. 2008.
- PULSATED COMBUSTION CAN BE ACHIEVED FROM RATHER SIMPLE. Disponível em: <http://www.lib.ncsu.edu/theses/available/etd-08082005-095911/unrestricted/etd.pdf>. Acesso em: 26 nov. 2008.
- PLANS JET ENGINE PULSEJET BOOK. Disponível em: <http://www.aardvark.co.nz/pjet/>. Acesso em: 26 nov. 2008.

- INSIDE PULSEJET ENGINE. Disponível em: <[http://www.aardvark.co.nz/pjet/inside\\_pj.pdf](http://www.aardvark.co.nz/pjet/inside_pj.pdf)>. Acesso em: 26 nov. 2008.
- SCHOEN, M. A. Experimental Investigations in 15 Centimeter Class Pulsejet Engines. Under the direction of Dr. William L. Roberts.
- HEKIRI , HAIDER. Parametric Cycle Analysis For Pulse Detonation Engines. Under the direction of Dr. Lu. Frank.
- LENOIR CYCLE. Disponível em: <[http://en.wikipedia.org/wiki/Lenoir\\_cycle](http://en.wikipedia.org/wiki/Lenoir_cycle)>. Acesso em: 26 nov. 2008.

## APÊNDICE A

### IMPULSO E TRAÇÃO

Em um motor a reação, o movimento é conseguido pela força de tração obtida pelo impulso do motor, sendo que a potência desenvolvida pelo motor será o produto desta força pela velocidade de deslocamento do motor.

O impulso produzido por um motor a reação é a soma da energia cinética dos gases de escape e da energia de pressão destes gases no escape como indicado a seguir:

$$F_E = \dot{m}_{ar} \times (V_2 - V_1) + \dot{m}_{comb} \times (V_{f2} - V_{f1}) + A_B \times (P_j - P_0) \quad (A.1)$$

onde:

- $F_E$  é o impulso;
- $\dot{m}_{ar}$  é a vazão mássica de ar;
- $V_2$  e  $V_1$  são a velocidade da aeronave e a velocidade dos gases de escape;
- $\dot{m}_{comb}$  é a vazão mássica de combustível;
- $V_{f1}$  e  $V_{f2}$  são as velocidades inicial e final do combustível;
- $A_B$  é a área do bocal de escape;
- $P_j$  é a pressão imediatamente na saída do tubo de escape;
- $P_0$  é a pressão atmosférica.

São comuns diversas denominações para o impulso, sendo as mais importantes:

- Impulso estático: avaliado com o motor fixado a uma bancada de testes (velocidade do motor é nula);
- Impulso máximo em voo.

### FATORES QUE INFLUENCIAM O IMPULSO

O impulso produzido pelo motor a reação sofre a influência das condições do local de operação, principalmente da pressão atmosférica, da temperatura ambiente e da umidade relativa do ar. A relação destas grandezas com o motor se dá através da densidade do ar, como explicado a seguir.

#### a. Pressão Atmosférica

Com o aumento da altitude, a pressão atmosférica diminui, sendo acompanhada pela redução na densidade do ar.

Os efeitos sobre o motor são mostrados na Tabela A.2:

**Tabela A.1** - Efeitos da pressão atmosférica sobre o motor

| Pressão atmosférica | Densidade do ar | Impulso do motor |
|---------------------|-----------------|------------------|
| aumenta             | aumenta         | aumenta          |
| diminui             | diminui         | diminui          |

Fonte: RIBEIRO, Rogério P. R. Teoria Motor a Jato (Compressores; turbinas).

## Temperatura Ambiente

Os efeitos da temperatura sobre o impulso dos motores à reação são mostrados na Tabela A.2:

**Tabela A.2** - Efeitos da temperatura ambiente sobre o motor

| Temperatura ambiente | Densidade do ar | Impulso do motor |
|----------------------|-----------------|------------------|
| aumenta              | diminui         | diminui          |
| diminui              | aumenta         | aumenta          |

Fonte: RIBEIRO, Rogério P. R. Teoria Motor a Jato (Compressores; turbinas).

## Umidade Relativa

A umidade relativa do ar também influencia o funcionamento do motor, como descrito pela Tabela A.3:

**Tabela A.3** - Efeitos da umidade relativa sobre o motor

| Umidade relativa | Densidade do ar | Impulso do motor |
|------------------|-----------------|------------------|
| Aumenta          | diminui         | diminui          |
| Diminui          | aumenta         | aumenta          |

Fonte: RIBEIRO, Rogério P. R. Teoria Motor a Jato (Compressores; turbinas).

Com relação à tração produzida pelo motor na aeronave, também é importante a velocidade de voo da aeronave, sendo que, quanto maior ela for, menor será a tração produzida e vice-versa.

No caso de aeronaves supersônicas, a velocidade de voo adquire maior importância, uma vez que a pressão de impacto aumenta muito, sendo em alguns casos (*SR-71 Black Bird*) usada para gerar mais tração que o motor propriamente dito.

## APÊNDICE B

### MÉTODOS NUMÉRICOS 1

Partindo do cálculo da constante universal dos gases  $R$ :

$$R = \frac{k-1}{k} c_p \quad (\text{B.1})$$

Onde o valor da razão de calor específico  $k$  é uma variável de entrada e é aproximadamente 1.35 para o caso de afterburner. A velocidade do fluxo de entrada na admissão é o número de *Mach* na entrada vezes a velocidade sônica naquela região. O numero de *Mach* na entrada da admissão é definida como 2 para simplificar. A velocidade sônica  $a_0$  é encontrada pela equação:

$$a_0 = \sqrt{KRT_0} \quad (\text{B.2})$$

Onde  $T_0$  é a temperatura nas condições de atmosfera livre na entrada do injetor. A razão de pressão e temperatura estática total do fluxo livre na entrada do injetor  $\tau_r$ ,  $\Omega_r$ , são definidos por:

$$\tau_r = \frac{T_1}{T_0} = 1 + \frac{(k-1)}{2} M_0^2 \quad (\text{B.3})$$

$$\Omega_r = \frac{P_1}{P_0} = \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (\text{B.4})$$

A razão depois do queimador, entalpia de saída  $c_p T_{t,AB}$ , para a entrada, entalpia de entrada  $c_p T_0$ , é definida como

$$\tau_\lambda = \frac{T_{t,AB}}{T_0} \quad (\text{B.5})$$

Onde  $T_{t,AB}$  é encontrado usando a aplicação do software de análise de equilíbrio químico (CEA) para combustível/oxidante de hidrogênio e oxigênio. A razão de combustível/ar  $f$  é encontrada usando a equação de energia com fluxo constante (Primeira Lei da Termodinâmica) para o volume de controle a cerca do afterburner como mostrado a seguir:

$$\dot{m}_e c_p T_{te} + \eta_b \dot{m}_f h_{PR} = \left( \dot{m}_e + \dot{m}_f \right) c_p T_{t,AB} \quad (\text{B.6})$$

onde  $h_{PR}$  é o valor da energia térmica liberada pelo combustível durante a combustão e  $\eta_b$  é a eficiência da combustão, sendo que ambos os parâmetros devem ser conhecidos. Dividindo ambos os lados da equação por  $\dot{m}_0 c_p T_0$  onde  $\dot{m}_0$  nesta análise é igual a  $\dot{m}_S + \dot{m}_P$  e, portanto, com  $\dot{m}_0 c_p T = \dot{m}_e c_p T_0$ , obtém-se a equação a seguir:

$$\tau_r \tau_{inj} + \frac{f \eta_b h_{PR}}{c_p T_0} = (1 + f) \tau_\lambda \quad (B.7)$$

Resolvendo esta equação para  $f$  conseguimos a equação para a razão ar/combustível:

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_{inj}}{h_{PR} / (c_p T_0) - \tau_\lambda} \quad (B.8)$$

A razão de pressão estática total no bocal é dada por:

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \frac{P_{t0}}{P_0} \frac{P_{tS}}{P_{t0}} \frac{P_{te}}{P_{tS}} \frac{P_{tAB}}{P_{te}} \frac{P_{t9}}{P_{tAB}} \quad (B.9)$$

onde  $\frac{P_{t0}}{P_0} = \Omega_r$ ,  $\frac{P_{tS}}{P_{t0}} = \Omega_d$  este valor é considerado para análise do injetor.  $\frac{P_{te}}{P_{tS}} = \Omega_{inj}$ ,

$$\frac{P_{tAB}}{P_{te}} = \Omega_b, \text{ e finalmente, } \frac{P_a}{P_{tAB}} = \Omega_n.$$

Usando a equação de pressão no bocal, o número de *Mach* no bocal,  $M_9$ , pode então ser encontrado:

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( \frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (B.10)$$

A razão de temperatura estática no bocal é dada por:

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{\tau_\lambda}{(P_{t9}/P_9)^{\frac{k-1}{k}}} \quad (B.11)$$

A equação do número de *Mach* para o motor é verificada como sendo igual a:

$$\frac{V_a}{a_0} = M_a \sqrt{\frac{T_9}{T_0}} \quad (B.12)$$

A equação de Impulso específico é:

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = a_0 \left[ (1+f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1+f) \frac{T_9/T_0}{V_9/a_0} \frac{1-P_0/P_9}{k} \right] \quad (\text{B.13})$$

O consumo de combustível específico é:

$$S = \frac{f}{F / \dot{m}_0} \quad (\text{B.14})$$

A eficiência térmica é:

$$\eta_T = \frac{a_0^2 \left[ (1+f)(V_9/a_0)^2 - M_0^2 \right]}{2gf h_{PR}} \quad (\text{B.15})$$

A eficiência de propulsão é:

$$\eta_P = \frac{2gV_0 \left( F / \dot{m}_0 \right)}{a_0^2 \left[ (1+f)(V_9/a_0)^2 - M_0^2 \right]} \quad (\text{B.16})$$

## MÉTODOS NUMÉRICOS 2

*Subscrito 0:* as quantidades são correspondentes às condições de atmosfera livre;

*Subscrito 1:* condição de estagnação quando a válvula margarida é fechada;

*Subscrito 2:* condição na câmara de combustão no final do processo de descarga elétrica;

*Subscrito 3:* condição no final da combustão.

Já que a compressão do fluxo livre para a pressão de estagnação é realmente o inverso da expansão isentrópica, as condições da câmara são agora as condições de estagnação e as de saída são agora as condições de fluxo livre. Deste modo nós teremos:

$$\frac{P_1}{P_0} = \left[ 1 + \frac{(k-1)}{2} \times M_0^2 \right]^{\frac{k}{(k-1)}} \quad (\text{B.17})$$

A razão de temperatura é então:

$$\frac{T_1}{T_0} = \left[ 1 + \frac{(k-1)}{2} \times M_0^2 \right] \quad (\text{B.18})$$

Quando a válvula margarida é aberta, existe um fluxo de ar para dentro da câmara de combustão e a velocidade no interior do tubo de *Venturi* deve ser muito próxima da velocidade do som. Em outras palavras, a pressão no tubo é aproximadamente metade da de  $P_1$ . Devido às imperfeições no formato do difusor, muito pouco da energia cinética é transformada em energia de pressão. Então deve-se assumir que:

$$P_2 = \frac{1}{2} P_1 \quad (\text{B.19})$$

A temperatura  $T_2$ , sendo uma representação da energia total do gás em repouso, deve ser a mesma que  $T_1$ , desde que nenhuma perda de calor apreciável ocorra:

$$T_2 = T_1 \quad (\text{B.20})$$

Assumindo-se que a combustão está ocorrendo em volume constante. Então, se uma pequena adição de fluxo de combustível é negligenciada, o calor acrescentado 'h' por unidade de massa de ar é:

$$h = c_v' \times (T_3 - T_2) = \frac{1}{k} \times c_p' \times T_3 \times \left(1 - \frac{T_2}{T_3}\right)$$

A primeira parte se refere aos produtos de combustão. Desde que a combustão esteja ocorrendo em volume constante:

$$\frac{T_2}{T_3} = \frac{P_2}{P_3} \quad (\text{B.21})$$

Portanto:

$$h = \frac{1}{k} \times c_p' \times T_3 \times \left(1 - \frac{P_2}{P_3}\right) \quad (\text{B.22})$$

Para calcular o processo de descarga, assume-se que a velocidade de descarga em qualquer instante é a mesma, assim como a expansão da pressão na câmara de  $P_3$  para  $P_4$ , que é constante e isoentrópica. Devido à diminuição de massa na câmara, a pressão na câmara também diminuirá.

A expansão de gás na câmara será isoentrópica se o calor perdido para a atmosfera não for contabilizado. Isto corresponde a uma situação física real de uma câmara muito grande e um tubo de descarga muito pequeno de modo que a

variação de pressão na câmara é lenta e na descarga é aproximadamente constante.

Desta forma calcularemos o impulso total devido ao processo de carga e consideraremos que o impulso provocado por uma descarga lenta é uma boa aproximação da atual descarga rápida. Deixando  $V$  ser a velocidade correspondente de descarga, para  $P_3$ , então da Equação (6.7), tem-se que:

$$V = \sqrt{2 \times \frac{k'}{(k'-1)} \times \frac{P_3}{\rho_3} \times \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P_3} \right)^{\frac{(k'-1)}{k'}} \right]}$$

O impulso devido a uma descarga  $dm$  nesta velocidade é:

$$dI = V dm \quad (B.23)$$

Se  $m$  é a massa antes da diminuição de  $dm$ , então a razão de densidade na câmara depois da diminuição de  $dm$  para qual antes da diminuição é:

$$\frac{(m - dm)}{m}$$

Similarmente a razão de pressão é:

$$\frac{(P + dP)}{P}$$

Já que o processo na câmara de combustão é isoentrópico, nós temos:

$$\frac{(P + dP)}{P} = \left[ \frac{(m - dm)}{m} \right]^k$$

Por isso, pelo negligenciamento infinitesimal de ordem elevada, nós obtemos:

$$k' \times \frac{dm}{m} = - \frac{dP}{P} \quad (B.24)$$

Isto mostra que a descarga de  $dm$  diminuirá a pressão na câmara como esperado. Agora  $m = \rho \times \forall$  onde  $\forall$  é o volume da câmara de combustão. Assim nós substituímos o  $dm$  na Equação. (B23) completamente por  $dP$ . O resultado é

$$dI = - \sqrt{2 \times \frac{k'}{(k'-1)} \times \frac{P}{\rho} \times \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P} \right)^{\frac{(k'-1)}{k'}} \right]} \times \frac{1}{k'} \times \rho \times \forall \times \frac{dP}{P} \quad (B.25)$$

Para encontrar o impulso total devido à descarga, devemos integrar  $dI$  para variações de pressão da pressão inicial  $P_3$  para a pressão final  $P_0$ . Portanto:

$$I = \frac{1}{k'} \times \sqrt{2 \times \frac{k'}{(k'-1)}} \times \forall \times \int_{P_0}^{P_3} \sqrt{\frac{P}{\rho} \times \left[ 1 - \left( \frac{P_0}{P} \right)^{\frac{(k'-1)}{k'}} \right]} \times \frac{\rho}{P} \times dP$$

$$I = \frac{1}{k'} \times \sqrt{2 \times \frac{k'}{(k'-1)}} \times (\forall \times \rho_3) \times \sqrt{\frac{P_3}{\rho_3}} \times \int_{\frac{P_1}{P_3}}^1 \sqrt{\frac{1}{\eta^{\frac{(k'-1)}{k'}}} \times \left[ 1 - \left( \frac{P_1}{P_3} \right)^{\frac{(k'-1)}{k'}} \times \frac{1}{\eta^{\frac{(k'-1)}{k'}}} \right]} d\eta \quad (\text{B.26})$$

Onde:  $\eta = \frac{P}{P_3}$ . Mas  $\forall \times \rho_3$  é a massa total na câmara de combustão no início da descarga, e  $\left( k' \times \frac{P_3}{\rho_3} \right)^{\frac{1}{2}}$  é a velocidade do som  $c$  correspondente às condições na câmara no final da combustão. Então se nós chamarmos de  $V_e$  a *velocidade de saída efetiva* teremos

$$\frac{V_e}{c} = \frac{1}{k'} \times \sqrt{\frac{2}{(k'-1)}} \times \int_{\frac{P_0}{P_3}}^1 \left[ \frac{1}{\left( \eta^{\frac{(k'-1)}{k'}} \right)} \right] \times \left\{ 1 - \left[ \left( \frac{P_0}{P_3} \right)^{\frac{(k'-1)}{k'}} \right] \times \left[ \frac{1}{\left( \eta^{\frac{(k'-1)}{k'}} \right)} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} d\eta \quad (\text{B.27})$$

A integral geralmente não pode ser expressa em termos de funções elementares. Entretanto, conhecemos bem os métodos que podem ser aplicados para fornecer séries as quais são adequadas para computação numérica.

Se tivermos uma taxa média de fluxo de massa de uma unidade por segundo, o impulso médio é  $1 \times V_e$ .

Este impulso é diminuído pelo **acréscimo** de momento de  $1 \times V_0$  onde  $V_0$  é a velocidade de vôo. Deste modo o impulso atual para um fluxo de massa de 1 unidade/segundo é  $1 \times (V_e - V_0)$ . Se  $H$  é o **poder calorífico** do combustível por *lb* e  $\eta_b$  a eficiência de combustão, então o consumo de combustível específico em *lb/hora* por *lb* de impulso é:

$$s = \frac{3600 \times h}{778 \times H \times \eta_b \times (V_e - V_0)}$$

Substituindo o valor de  $h$  da Equação (B.22) e com uma pequena redução, nós temos:

$$s = \frac{3600 \times a_3 \times \left(1 - \frac{P_2}{P_3}\right)}{778 \times H \times \eta_b \times \left[ \frac{V_e}{a_3} - M_0 \times \left(\frac{a_0}{a_3}\right) \right]} \times \frac{1}{k' \times (k' - 1)} \quad (\text{B.28})$$

Nesta fórmula a razão da velocidade do som é dada por:

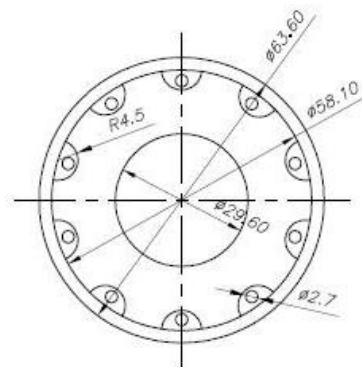
$$\left(\frac{a_3}{a_0}\right)^2 = \frac{k' \times R' \times T_3}{k \times R \times T_0} = \frac{c_p'}{c_p} \times \frac{k' - 1}{k - 1} \times \left(\frac{P_3}{P_2}\right) \times \left(\frac{T_1}{T_0}\right) \quad (\text{B.29})$$

Portanto, o consumo de combustível específico pode facilmente ser determinado se nós soubermos a razão de pressão  $P_3/P_2$  e a eficiência do combustível  $\eta_b$ . Para  $c_p' = 0,276 \text{ Btu/lb } ^\circ F$ ,  $c_p = 0,243 \text{ Btu/lb } ^\circ F$ ,  $H = 18,7 \text{ Btu/lb}$ ,  $k = 1,403$ ,  $k' = 1,333$  e  $\eta_b = 95\%$ . Quando a razão de pressão fixa  $P_3/P_2$ , o consumo de combustível específico geralmente aumenta com aumentos na velocidade de vôo. Em outras palavras, o aumento na velocidade de saída efetiva devido a maior pressão de estagnação em velocidades de vôo maiores não é suficiente para compensar as perdas, devido ao acréscimo de momento. Sendo que isto também é verdade para os turbo jato.

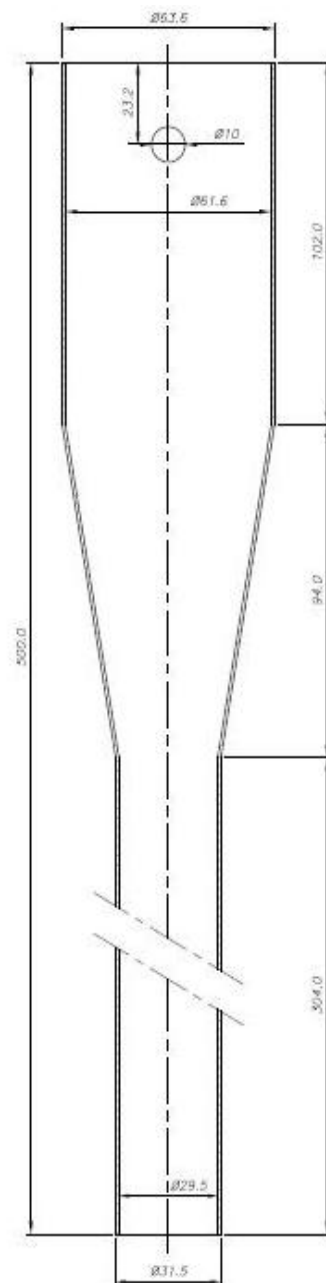
## ANEXO

## EXEMPLO DE UM PROJETO PARA MOTOR PULSO JATO

**VISTA SUPERIOR  
DO CORPO DO PULSO JATO  
(LADO LIGADO AO DIFUSOR)**



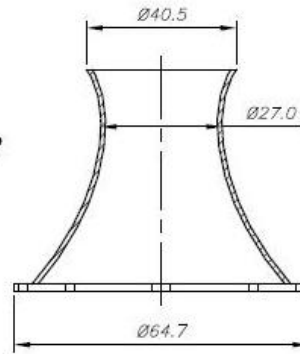
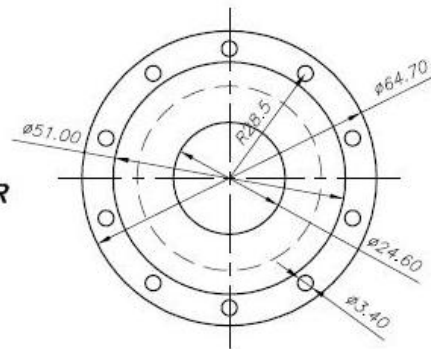
**CORTE FRONTAL (LADO DA VELA)**  
MATERIAL: CHAPA AÇO INOX 304  
ESPESURA: 1,0 mm



**CORTE FRONTAL DO DIFUSOR**

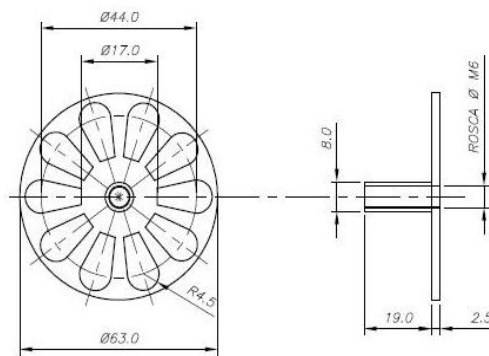
MATERIAL: ALUMÍNIO

ESPESURA: 1,0 mm

**VISTA SUPERIOR DO DIFUSOR****BASE DA VÁLVULA PÉTALA**

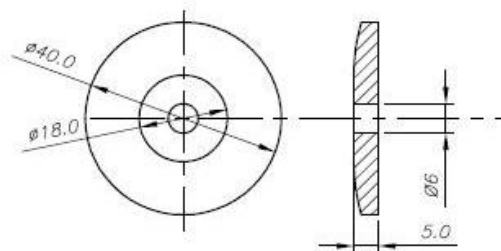
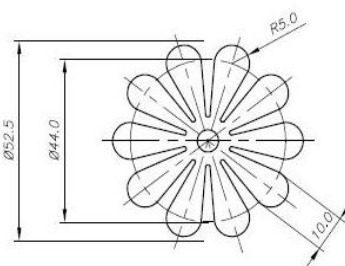
MATERIAL: AÇO INÓX 304

ESPESURA: 2,0 mm

**VISTA FRONTAL VÁLVULA PÉTALA**

MATERIAL: ALUMÍNIO

ESPESURA: 0,15 mm

**SUPORTE DA VÁLVULA PÉTALA**

MATERIAL: AÇO INÓX 304

ESPESURA: 5,0 mm

**UNIVERSIDADE FEDERAL DO ESPÍRITO SANTO  
CENTRO TECNOLÓGICO  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**ANDERSON BARBOZA FELIX  
LEONARDO QUINTINO ROCON**

**PROJETO DE GRADUAÇÃO  
MODELO MATEMÁTICO DO PROCESSO TERMODINÂMICO  
DE UM MOTOR PULSO JATO**

**VITÓRIA - ES  
2008**