

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

**Bruno Martins de França
Denis Roberto Leite da Costa**

**DIMENSIONAMENTO DE TURBINA PULSO JATO
SEM VÁLVULAS**

**Taubaté – SP
2017**

Bruno Martins de França
Denis Roberto Leite da Costa

**DIMENSIONAMENTO DE TURBINA PULSO JATO
SEM VÁLVULAS**

Trabalho de graduação apresentado para
obtenção do Título de Bacharel pelo Curso de
Engenharia Mecânica do Departamento de
Engenharia Mecânica da Universidade de
Taubaté,
Área de Concentração: Engenharia Mecânica
Orientador: Prof. Engenheiro Fernando Silva
de Araújo Porto

Taubaté – SP
2017

**Ficha Catalográfica elaborada pelo SIBi – Sistema Integrado
de Bibliotecas / UNITAU - Biblioteca das Engenharias**

F814d França, Bruno Martins de
 Dimensionamento de turbina pulso jato sem
 válvulas. / Bruno Martins de França, Denis Roberto Leite da
 Costa. - 2017.

 63f. : il; 30 cm.

 Monografia (Graduação em Engenharia
 Mecânica) – Universidade de Taubaté. Departamento de
 Engenharia Mecânica e Elétrica, 2017
 Orientador: Prof. Dr. Fernando Silva de Araújo
 Porto, Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica.

 1. Pulso a jato. 2. Sem válvulas. 3. Lockwood. 4.
 Cálculos. I. Título.

**Bruno Martins de França
Denis Roberto Leite da Costa**

DIMENSIONAMENTO DE TURBINA PULSO JATO SEM VÁLVULAS

Trabalho de graduação apresentado para
obtenção do Título de Bacharel pelo Curso de
Engenharia Mecânica do Departamento de
Engenharia Mecânica da Universidade de
Taubaté,
Área de Concentração: Engenharia Mecânica

Data: 17/11/2017

Resultado: APROVADO

BANCA EXAMINADORA

Prof. Eng. Fernando Silva de Araújo Porto Universidade de Taubaté

Assinatura: _____

Prof. Msc. Fabio Henrique Fonseca Santejani Universidade de Taubaté

Assinatura: _____

*Dedicamos este trabalho aos nossos familiares
em gratidão por todo apoio oferecido nessa conquista.*

AGRADECIMENTOS

A Deus, e aos nossos pais, e todos os familiares que nos apoiaram e contribuíram para a elaboração deste trabalho.

Ao nosso orientador Prof. Eng. Fernando Silva de Araújo Porto por ter nos conduzidos de forma impecável neste trabalho e fornecido todo o suporte em relação ao material utilizado e conhecimento adquirido.

Aos professores do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté pela ajuda em responder as questões relacionadas a este trabalho.

Pelos colegas de classe que nos acompanharam e auxiliaram nesses cinco anos de uma agradável convivência e as pessoas que contribuíram de forma direta e indiretamente, ajudando durante a trajetória para a conclusão do curso.

A Universidade de Taubaté onde os conhecimentos adquiridos com os professores durante a graduação formaram a base técnica de conhecimento para que este trabalho pudesse ser desenvolvido.

*Sonhos determinam o que você quer.
Ação determina o que você conquista.
Aldo Novak.*

RESUMO

A turbina Pulso Jato foi desenvolvida no período da 2ª Guerra Mundial empregando os conceitos dos motores pulso-jatos para a criação de uma aeronave não tripulada conhecida como bomba voadora. No fim da 2ª Grande Guerra este modelo ficou ultrapassado diante as novas tecnologias desenvolvidas, mas como era um motor simples e barato, nunca deixou de ser estudado. Em 1957 o Eng. Raymond M. Lockwood criou uma turbina pulso-jato sem válvulas, o que foi um marco para época, pois se tratava de um motor propulsor barato, leve e desprovido de partes móveis o que dispensava a necessidade de manutenção e lubrificação. Ainda assim a turbina pulso jato sem válvulas foi sendo deixada de lado e hoje é usada apenas como fonte de calor para secagem rápida de recintos ou silos e como nebulizador inseticida. Este trabalho tem como objetivo o desenvolvimento do memorial de cálculos para dimensionar um propulsor Pulso Jato sem válvulas fundamentado na patente original de Lockwood US 3,462,955, para a elaboração de um projeto conceitual teórico, estabelecendo assim uma sequência de desenvolvimento que permite a elaboração de um modelo de propulsor pulso-jato sem válvulas com facilidade e clareza.

Palavras-chave: Pulso Jato, Sem válvulas, *Lockwood*, Cálculos.

ABSTRACT

The Pulse Jet turbine was developed in the period of World War II employing the concepts of pulse-jet engines for the creation of an unmanned aircraft known as a flying bomb. At the end of the Second World War this model was outdated by new technologies developed, but since it was a simple and inexpensive engine, it never ceased to be studied. In 1957, Eng. Raymond M. Lockwood created a valve-less pulse jet turbine, which was a milestone for the time, because it was a cheap engine, light and without movable parts that did not need maintenance and lubrication. Still the turbine pulse jet without valves has been left aside and today is used only as a source of heat for rapid drying of enclosures or silos and as an insecticidal nebulizer. This work aims at the development of the calculation memorial to size a Valve-less Pulse-Jet propellant based on the original Lockwood patent, US 3,462,955, for the elaboration of a theoretical conceptual project, thus establishing a sequence of development that allows the elaboration of a model of pulse-jet propellant without valves with ease and clarity.

Keywords: Pulse Jet, Valve-less, Lockwood, Calculation.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Protótipo alemão de torpedo aéreo impulsionado por motor a pistão e hélice e guiado por rádio controle, 1917.	16
Figura 2 - Fieseler Fi-103 – V1 “Bomba Voadora”, em vôo.....	17
Figura 3 – Diagrama explicativo simplificado da Fieseler Fi-103.....	17
Figura 4 – Northrop JB-1 “Bat” – EUA – 1944.....	18
Figura 5 – JB-4 ou MX-607, desenvolvido do conceito de bomba planadora (1945).	19
Figura 6 – Northrop JB-10 - EUA -1946.	19
Figura 7 – Diagrama simplificado do motor pulso-jato Argus.	20
Figura 8 – Vista frontal do bocal de admissão, sistema de válvulas (1) e injetores (2).....	20
Figura 9 – Diagrama simplificado do sistema de valvulas.	20
Figura 10 – Partida ou ignição inicial do motor pulso-jato valvulado.	22
Figura 11 – Expansão dos gases aquecidos.....	22
Figura 12 – Admissão da mistura de ar atmosférico e combustível.	23
Figura 13 – Detonação espontânea, devido ao encontro da mistura ar-combustível com o refluxo de parte dos gases quentes da explosão anterior.	23
Figura 14 – Raymond Lockwood e a turbina pulso-jato sem válvulas, em 1967.....	25
Figura 15 – Hiller Pulse Reactor S/VTOL Lift Engine MODELO HH 5.25 – 7. Conjunto auxiliar para decolagem composto por um par de turbinas (1967).	26
Figura 16 – Turbina Hiller MODEL HH 5.25 – 7 em testes.....	27
Figura 17 – Esquema explicativo simplificado da Turbina Lockwood.....	28
Figura 18 – Partida ou ignição inicial da turbina Lockwood.....	29
Figura 19 – Exaustão dos gases provenientes da explosão ou ignição inicial.	31
Figura 20 – Refluxo parcial dos gases provenientes da explosão ou ignição inicial.	32
Figura 21 – Ignição operacional.	33
Figura 22 – Esquema de funcionamento do “economizador”.	34
Figura 23 – Distribuição da temperatura dos gases de exaustão para combustível de alta octanagem (querosene de aviação).	34
Figura 24 – Turbina Lockwood empregada como secador de silos (EUA, 1970).....	36
Figura 25 – Nebulizador de inseticidas PusFOG (Alemanha, 2002).	36

Figura 26 – Fluxo de Queima	41
Figura 27 - Circuito Elétrico Ignição inicial.	45
Figura 28 - Ciclo termodinâmico de Lenoir.....	46
Figura 29 - Efeito da temperatura sobre a resistência em diversos materiais e ligas.	50

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – FI-103 - Dados Técnicos.	18
Tabela 2 – Características Técnicas do Par Montado - CNTP.....	26
Tabela 3 - Dimensões Finais.....	55

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	14
1.1	Objetivos.....	15
1.1.1	Objetivo Geral.....	15
1.1.2	Objetivo Específico.....	15
2	REVISÃO DA LITERATURA.....	16
2.1	FUNCIONAMENTO E PROBLEMAS.....	20
2.2	TURBINA PULSO-JATO LOCKWOOD.....	24
2.2.1	Origem.....	24
2.2.2	Funcionamento.....	27
2.2.3	Utilização Operacional.....	35
2.3	Componentes e Equações de Um Pulso-Jato Sem Válvulas.....	37
2.3.1	Tubo De Ressonância.....	37
2.3.2	Câmara de Combustão.....	40
2.3.3	Tubo de Admissão.....	43
2.3.4	Sistema de Ignição.....	44
2.3.5	Ciclo de Eficiência.....	45
2.3.6	Tipos de Combustíveis.....	48
2.3.7	Materiais.....	48
3	METODOLOGIA.....	51
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	52
4.1	Dimensionamento De Uma Turbina Pulso-Jato Sem Válvulas.....	52
4.1.1	Cálculo Dimensional.....	52
5	CONCLUSÕES.....	56
	REFERÊNCIAS.....	57
	Anexo A.....	59
	Anexo B.....	60
	Apêndice A.....	61
	Apêndice B.....	62

1 INTRODUÇÃO

No período da 1ª Guerra Mundial, forças aéreas em todo o mundo vinham tentando desenvolver uma aeronave não tripulada denominada na época “Bomba Voadora”, porém o alto custo de um motor convencional a tornou inviável. Motores pulso-jato já eram conhecidos desde 1880 e se mostraram dispositivos de propulsão viáveis apenas na 2ª Guerra Mundial.

O funcionamento do motor pulso-jato consiste no processo de combustão em pulsos, que começa com a admissão de ar por meio de um difusor frontal onde ocorre a mistura do ar com o combustível que é inserido ou absorvido do bico injetor, passa pela válvula, entra na câmara de combustão e em contato com a faísca da vela de ignição ou com as paredes já aquecidas entra em combustão. Em consequência da combustão acontece o aumento de pressão na câmara, devido a isso a válvula se fecha impossibilitando a entrada de ar, então os gases de combustão são expulsos pelo tubo de escape resultando assim a força propulsora.

Porém a turbina pulso-jato valvulada tinha características que tornavam sua utilização problemática como, baixa durabilidade devido ao alto desgaste das válvulas, alta vibração e baixo desempenho diante dos novos armamentos desenvolvidos no final da 2ª Guerra Mundial ocasionando o seu progressivo desaparecimento.

Devido ao baixo custo, a turbina pulso-jato nunca deixou totalmente de ser estudada e em 1957 o Eng. Raymond M. Lockwood e sua equipe desenvolveram um motor pulso-jato sem válvulas chamado de “Resojet”. O motor foi desenvolvido para a empresa Fairchild and Hiller com o intuito de utilizar este motor de baixo peso, sem partes móveis, como propulsão secundária para auxílio da decolagem de aeronaves em pistas curtas ou situadas em regiões elevadas. Por não ter partes móveis ele era capaz de ingerir partículas ou objetos sem influenciar no seu funcionamento, algo que até hoje nenhum motor aeronáutico é capaz de fazer sem algum dano.

O funcionamento da turbina Lockwood é tão simples quanto a turbina pulso-jato valvulada, se baseia também no fluxo e refluxo dos gases de combustão, entretanto sua vida útil depende essencialmente do material escolhido, podendo ser da ordem de centenas de horas, um resultado inconsiderável para uma turbina

turbo-jato valvulada.

Grandes fabricantes de motores aeronáuticos estiveram comprometidos com a pesquisa e desenvolvimento da turbina Lockwood com intuito de resultados eficientes, no entanto este desenvolvimento foi sendo deixado de lado, pois não atendia as necessidades da indústria aeronáutica que se desinteressou do conceito da turbina pulso-jato em aeronaves tripuladas, restringindo o uso apenas a equipamentos não tribulados. Hoje o pulso-jato sem válvulas é utilizado como fonte de calor para secagem rápida de recintos ou silos e como nebulizador inseticida.

1.1 Objetivos

1.1.1 Objetivo Geral

- Através de dimensionamento e projeto conceitual teórico de um Pulso Jato sem válvulas fornecer entendimento do funcionamento e metodologia de projeto deste tipo de motor propulsor, assim como viabilizar um material de fácil entendimento para pessoas leigas que pretendam desenvolver este tipo de propulsor.

1.1.2 Objetivo Específico

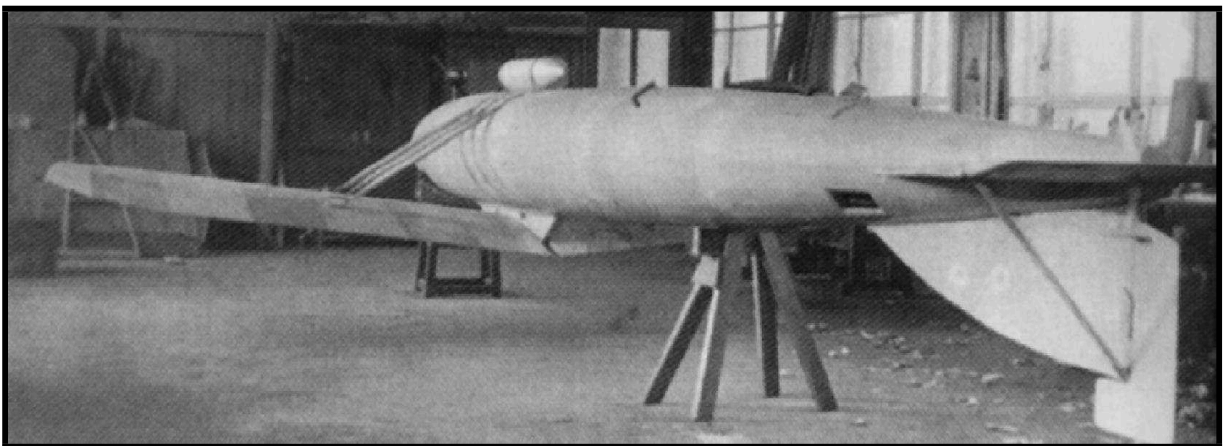
- Demonstrar aplicação do conhecimento adquirido ao longo do curso.
- Demonstrar que soluções técnicas eficazes não implicam necessariamente em projetos custosos ou em sofisticados laboratórios de pesquisa.
- Desenvolver os cálculos teóricos de dimensionamento e eficiência de maneira clara e objetiva, elaborando assim um material para a realização de um projeto conceitual teórico de um propulsor Pulso-Jato sem válvulas.

2 REVISÃO DA LITERATURA

Os motores pulso-jato conhecidos desde 1880, somente na Segunda Grande Guerra (1939-1945) se revelaram como instrumentos viáveis de propulsão (WESTBERG, 2002).

Desde a Primeira Guerra Mundial (1914-1918), a força aérea alemã (Luftwaffe), assim como várias outras forças aéreas em todo o mundo, havia tentado desenvolver uma aeronave não tripulada - um torpedo aéreo ou bomba voadora, segundo a denominação da época - capaz de levar um artefato explosivo sem arriscar um piloto (Figura1). Entretanto, o alto custo de um motor convencional sempre inviabilizou o conceito (FORD, 1973).

Figura 1 - Protótipo alemão de torpedo aéreo impulsionado por motor a pistão e hélice e guiado por rádio controle, 1917



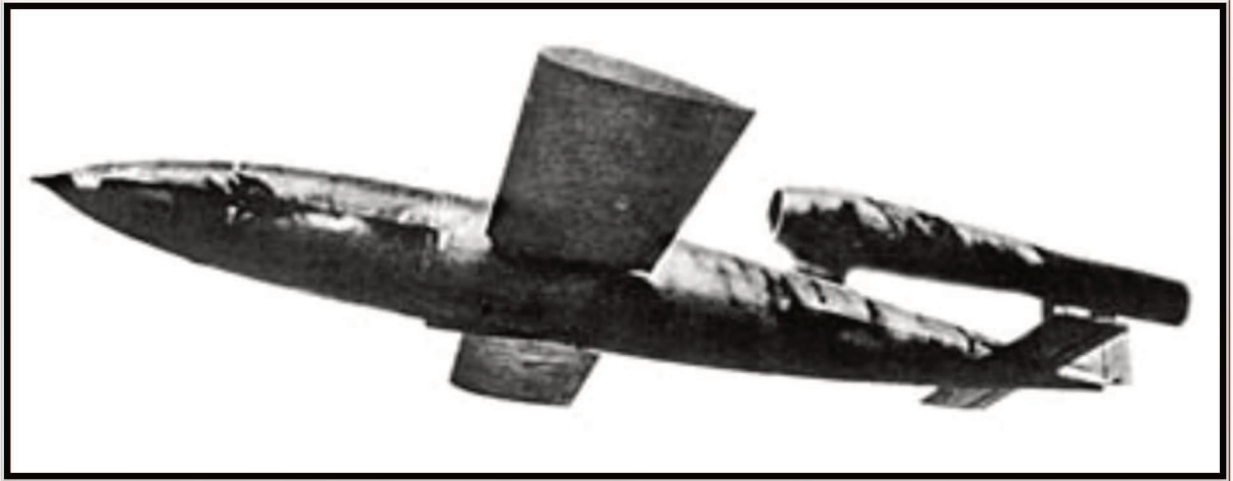
Fonte: Plavetz (2002)

Porém, empregando aperfeiçoamentos introduzidos pelo Engenheiro Paul Schmidt no conceito original dos motores pulso-jatos na década de 1930, a Luftwaffe finalmente pôde dispor do sistema de propulsão com potência e custo compatíveis com o projeto de uma "bomba voadora" (FORD, 1973).

Esta aeronave, denominada Fieseler Fi-103, ou popularmente de V-1, era rápida, portava uma carga elevada e, principalmente, fora projetada para que sua produção e operação tivessem baixo custo (FORD, 1973).

A Figura 2 mostra o modelo - Fieseler Fi-103 – V1 em voo (FORD, 1973).

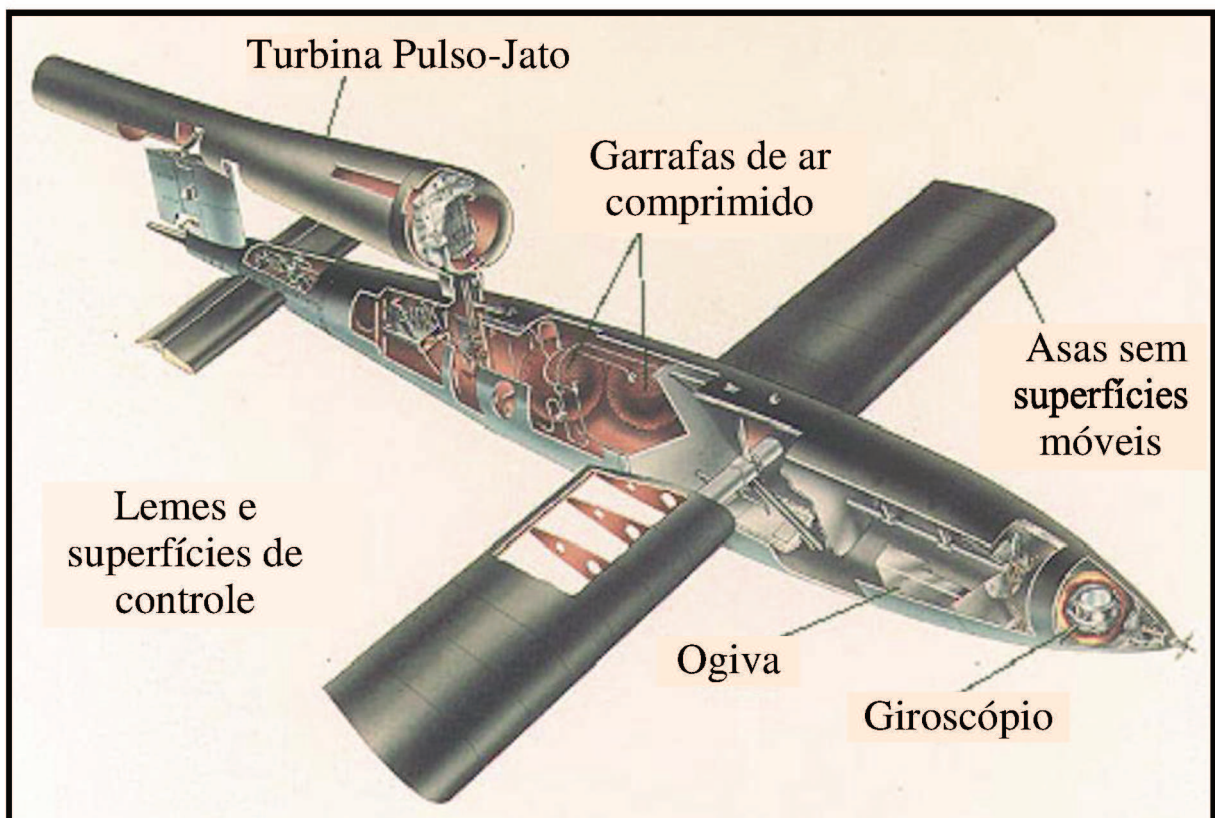
Figura 2 - Fieseler Fi-103 – V1 “Bomba Voadora”, em voo



Fonte: Ford (1973)

Na Figura 3 é mostrado o os componentes do modelo - Fieseler Fi-103 – V1.

Figura 3 – Diagrama explicativo simplificado da Fieseler Fi-103



Fonte: Ford (1973)

A Tabela 1 mostra características da aeronave Fieseler Fi-103 (FORD 1973).

Tabela 1 – FI-103 - Dados Técnicos

FI-103 - DADOS TÉCNICOS	
Largura asa-asa:	5,4 metros
Comprimento:	8,3 metros
Peso total:	2.160 kg
Carga explosiva:	850 kg
Velocidade:	645 km/h
Alcance:	260 km
Motor Pulso-Jato:	Argus AS-014
Potência (estático):	210kgf
Potência (em voo):	320 kgf
Combustível:	Gasolina comum

Fonte: Ford (1973)

Utilizada em larga escala contra a Inglaterra, a V-1 semeou o terror devido ao efeito devastador de sua carga e ao seu som estridente característico.

Em função disto, outras forças aéreas se interessaram pelo conceito, e no final da guerra e durante um curto período subsequente, diversos protótipos de aeronaves com propulsão pulso-jato foram desenvolvidos (Figuras 4 e 5) (FORD, 1973).

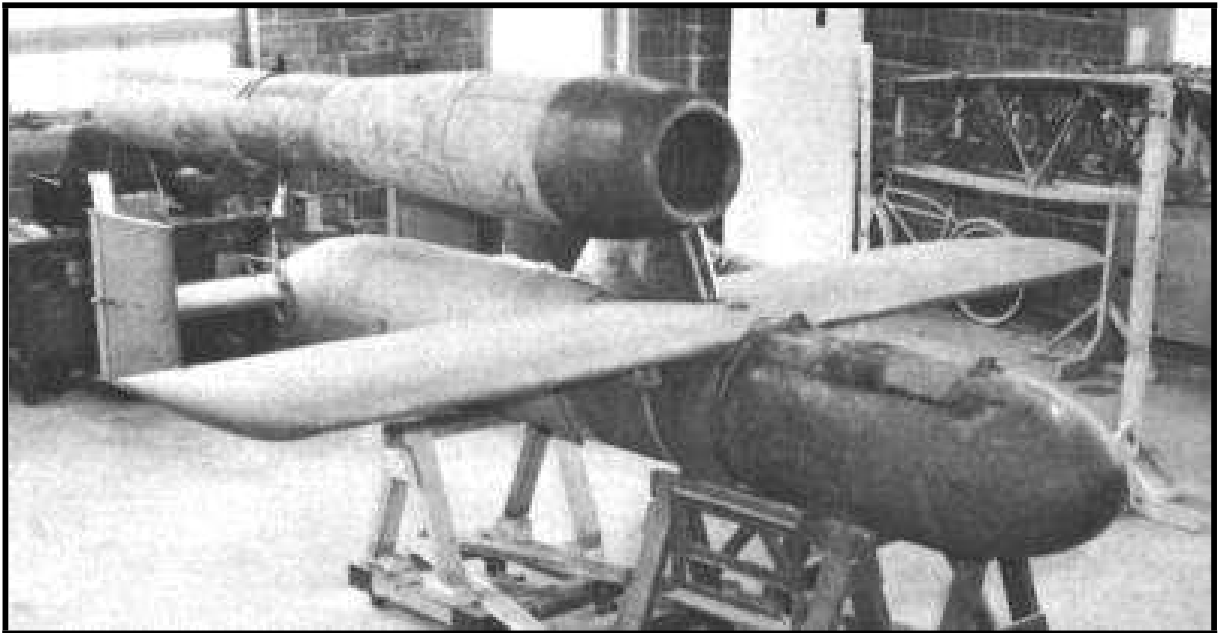
Alguns exemplos são apresentados a seguir:

Figura 4 – Northrop JB-1 “Bat” – EUA – 1944.



Fonte: Woodridge (1983).

Figura 5 – JB-4 ou MX-607, desenvolvido do conceito de bomba planadora (1945).



Fonte: Ordway; Wakeford (1960).

A Figura 6 mostra o modelo Northrop JB-10, uma variação do modelo JB-1 (Figura 4), que possuía apenas uma turbina pulso-jato ao invés de duas (FORD, 1973).

Figura 6 – Northrop JB-10 - EUA -1946.



Fonte: Woodridge (1983).

Entretanto, logo este interesse se desvaneceu, e desde então muito pouco se ouviu falar de motores pulso-jatos em aeronaves (FORD, 1973).

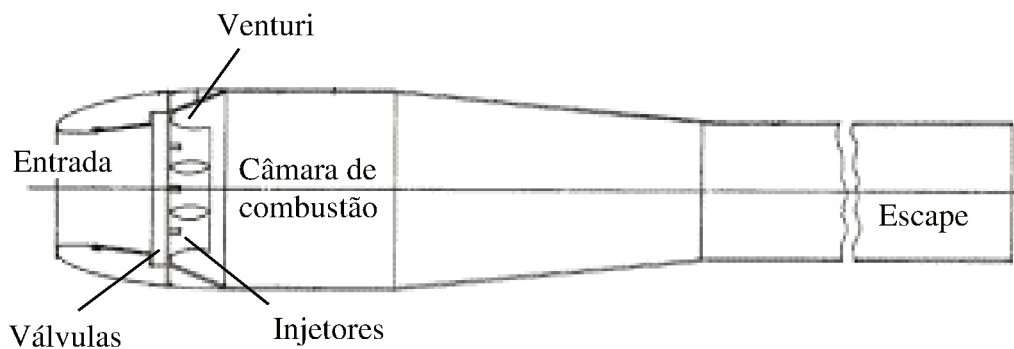
2.1 FUNCIONAMENTO E PROBLEMAS

Devido à própria simplicidade que possibilitou o seu emprego, os motores pulso-jatos possuem diversas características que, em muitas vezes, tornam problemática sua utilização (FORD, 1973).

O motor pulso-jato é constituído de poucos componentes, uma câmara de combustão, um tubo de escape, e válvulas de admissão de ar atmosférico que somente abrem para dentro do motor (MANGANIELLO; VALERINO; ESSIG, 1945).

Na Figura 7 é demonstrado um diagrama simplificado do motor pulso jato Argus V-1.

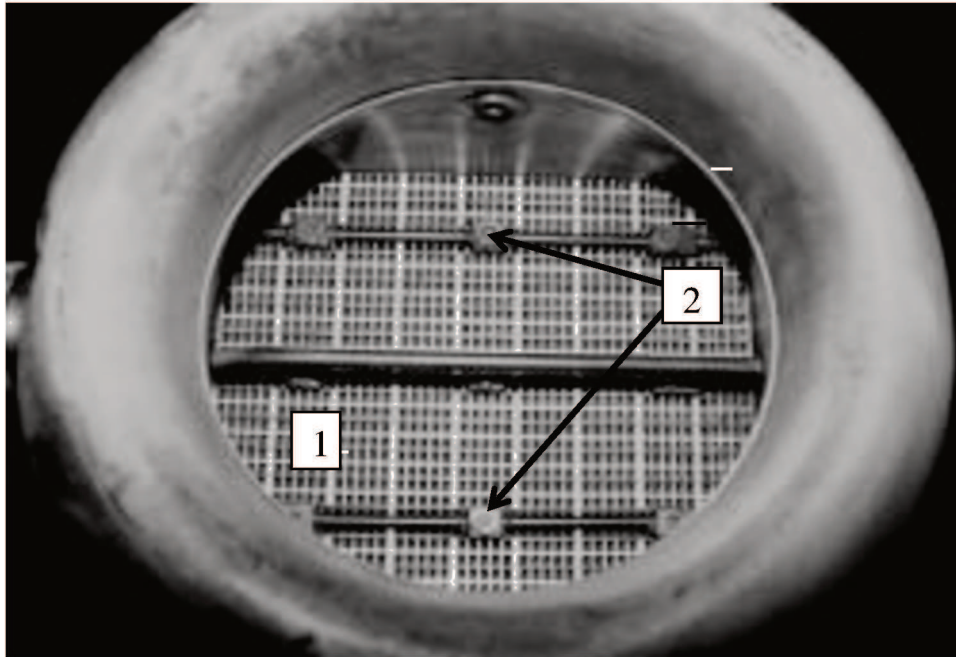
Figura 7 – Diagrama simplificado do motor pulso-jato Argus.



Fonte: Simpson (2004).

A Figura 8 é a vista frontal do bocal de admissão, sistema de válvulas e injetores. Apesar de montados externamente à câmara de combustão, os injetores atravessam as válvulas, dispendo seus bocais na seção interna (MANGANIELLO; VALERINO; ESSIG, 1945).

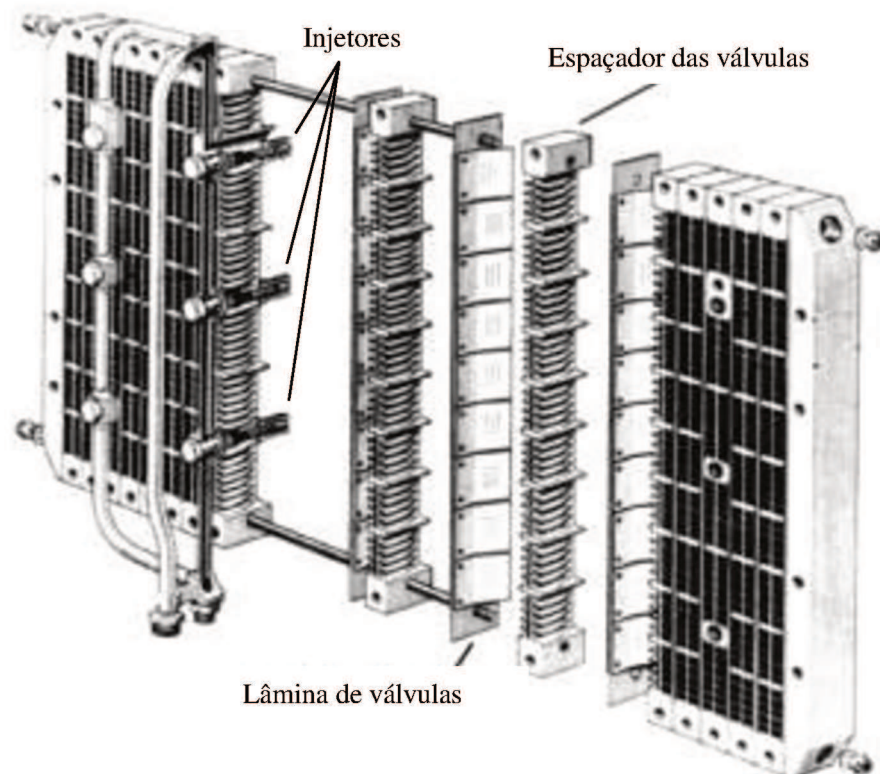
Figura 8 – Vista frontal do bocal de admissão, sistema de válvulas (1) e injetores (2).



Fonte: Manganiello; Valerino; Essig (1945).

Na Figura 9 é mostrado um diagrama simplificado do sistema de válvulas (SIMPSON, 2004).

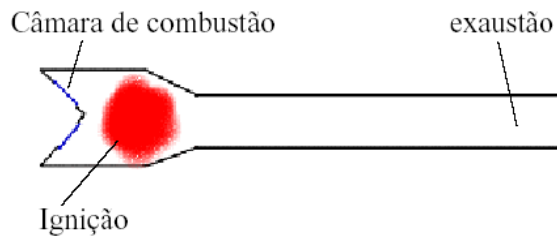
Figura 9 – Diagrama simplificado do sistema de válvulas



Fonte: Simpson (2004).

O princípio de funcionamento da turbina pulso-jato é elementar. Inicia-se com a injeção de combustível na câmara de combustão e imediata ignição através de uma centelha (Figura 10). Esta centelha ou faísca pode ser originada através de uma vela de ignição automotiva, por exemplo (SIMPSON, 2004).

Figura 10 – Partida ou ignição inicial do motor pulso-jato valvulado

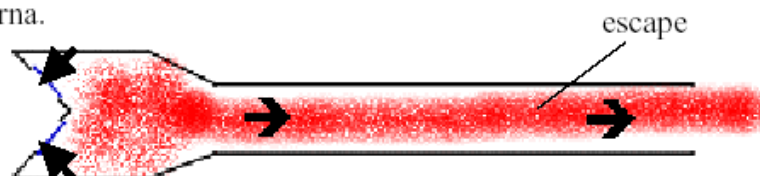


Fonte: Simpson (2004)

Logo após a ignição, a rápida expansão dos gases da combustão faz com que a pressão interna do motor seja muito maior que a atmosférica. Esta alta pressão interna fecha as válvulas de admissão de ar atmosférico (Figura 11), fazendo com que os gases quentes somente possam sair pelo tubo de escape (SIMPSON, 2004).

Figura 11 – Expansão dos gases aquecidos

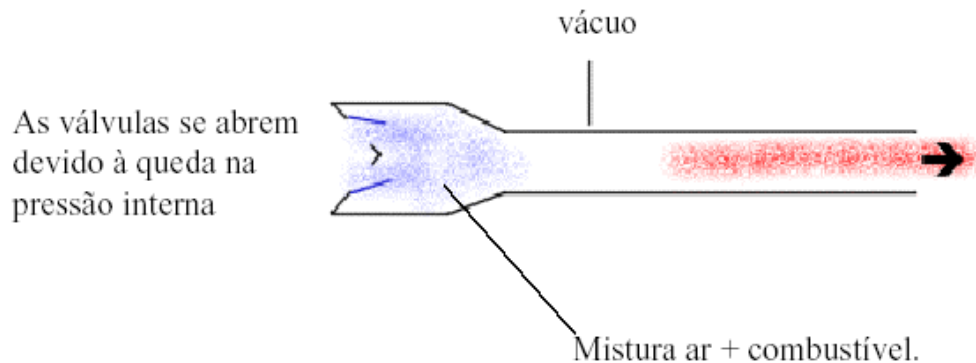
As válvulas são mantidas fechadas pela alta pressão interna.



Fonte: Simpson (2004)

Em consequência, a rápida saída dos gases de combustão provoca um vácuo no interior do motor, abrindo as válvulas de admissão permitindo a entrada de ar atmosférico e de combustível (Figura 12). No motor da V-1 os injetores eram dispostos internamente à câmara de combustão (Figura 8), mas muitos outros modelos utilizaram montagens externas, para evitar detonações prematuras (SIMPSON, 2004).

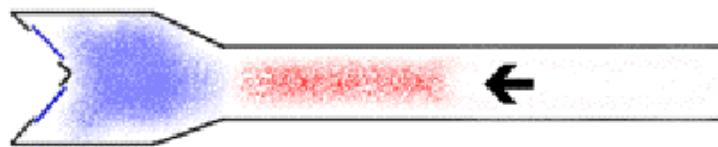
Figura 12 – Admissão da mistura de ar atmosférico e combustível



Fonte: Simpson (2004)

O refluxo de uma pequena parte do ar quente da exaustão fecha o ciclo de operação, forçando as válvulas a se fecharem novamente (Figura 13) e, com seu próprio calor, dando ignição à mistura ar – combustível (SIMPSON, 2004).

Figura 8 – Detonação espontânea, devido ao encontro da mistura ar-combustível com o refluxo de parte dos gases quentes da explosão anterior



Fonte: Simpson (2004)

Este ciclo se repete muitas vezes por segundo, sendo a frequência de repetição do ciclo relacionada com o volume e comprimento do motor. O motor da V-1 operava em cerca de 43 Hz, ou seja, quarenta e três explosões por segundo. (SHULTZ-GRUNOW, 1947).

Isto significa que as válvulas eram sujeitas a abrirem e fecharem, em choque e em alta temperatura, cerca de 43 vezes por segundo. Por melhor que fossem construídas, sua vida útil era de somente alguns minutos: as válvulas da V-1 duravam cerca de vinte minutos. Mesmo as válvulas construídas no pós-guerra, com fartura de recursos, não duravam mais do que três horas (MANGANIELLO; VALERINO; BREISH, 1945).

Esta baixa durabilidade, aliada a alta vibração e ao baixo desempenho perante aos novos armamentos desenvolvidos no final da década de 1940 e meados de 1950 (a velocidade máxima de 650 km/h do motor pulso-jato era relativamente baixa frente ao desempenho dos novos aviões e armamentos antiaéreos), levou ao gradual desaparecimento a turbina pulso-jato valvulada (FORD, 1973).

2.2 TURBINA PULSO-JATO LOCKWOOD

2.2.1 Origem

Muito embora fora do centro das atenções, a turbina pulso-jato nunca deixou completamente de ser estudada, provavelmente devido ao seu atrativo de baixo custo, baixo peso e ao impacto de sua atuação na guerra (FORD, 1973).

Diversos pesquisadores tentaram desenvolver turbinas providas de válvulas eficientes, enquanto que outros tentaram desenvolver motores pulso-jato sem válvulas. As propostas foram inúmeras, de variados resultados, mas parece que somente um trabalho chegou a um projeto que conseguisse conjugar eficácia a uma vida útil longa (FORD, 1973).

Em 1957, uma equipe liderada pelo Eng. Raymond M. Lockwood desenvolveu para a *Fairchild and Hiller* uma turbina então chamada de "Resojet", a qual nada mais era do que um pulso-jato desprovido de válvulas (LOCKWOOD; BENNETT; GRABER, 1969).

A Figura 14 mostra o Eng. Raymond M. Lockwood, e em suas mãos a turbina pulso-jato sem válvulas (HILLER AIRCRAFT COMPANY, 1963).

Figura 14 – Raymond Lockwood e a turbina pulso-jato sem válvulas, em 1967



Fonte: Hiller Aircraft Company (1963)

A intenção da *Fairchild and Hiller*, na época muito ligada à aeronáutica, era utilizar este motor de baixo peso, sem partes móveis, como propulsão auxiliar para decolagem de aeronaves em pistas curtas ou instaladas em regiões elevadas (Figuras 15 e 16), uma aplicação de forte apelo na área militar. Desprovida de partes móveis, ela podia até mesmo ingerir partículas ou objetos dispostos ao chão sem afetar seu funcionamento, algo que nenhum motor aeronáutico, até hoje, é capaz de realizar sem danos de alguma espécie (FORD, 1973).

Figura 15 – Hiller Pulse Reactor S/VTOL Lift Engine MODELO HH 5.25 – 7. Conjunto auxiliar para decolagem composto por um par de turbinas (1967)



Fonte: Hiller Aircraft Company (1963)

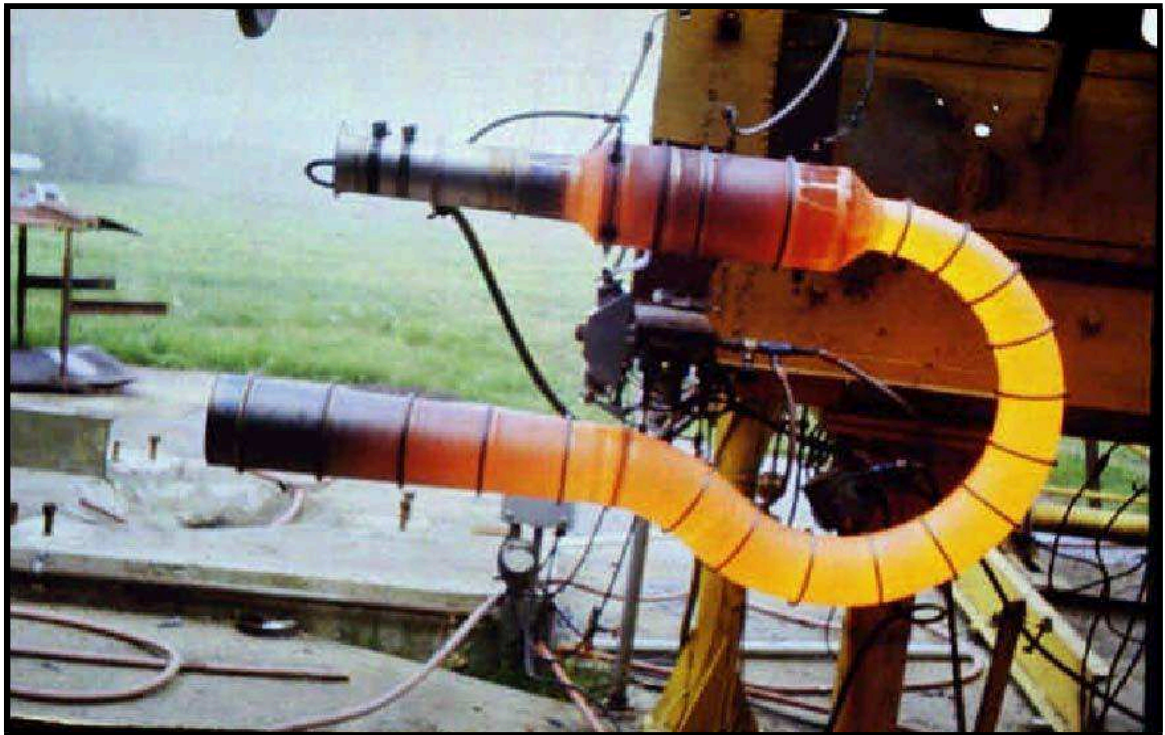
A Tabela 2 mostra as características Técnicas do par montado. Especificações Básicas Nível do mar, CNTP (Condições Normais de Temperatura e Pressão).

Tabela 2 – Características Técnicas do Par Montado - CNTP

Características Técnicas do Par Montado - CNTP	
Potência Máxima	150 kgf
Potência Máxima Contínua	140 kgf
Potência Mínima	45 kgf
Tempo para mudança de pot. min. para máx.	0,1 s
Ambiente operacional	-73 a +149 C°
Consumo	0,43 kg/kg/h
Razão Pot./Volume	350 kgf/m ³
Peso	15 kg

Fonte: Hiller Aircraft Company (1963)

Figura 9 – Turbina Hiller MODEL HH 5.25 – 7 em testes



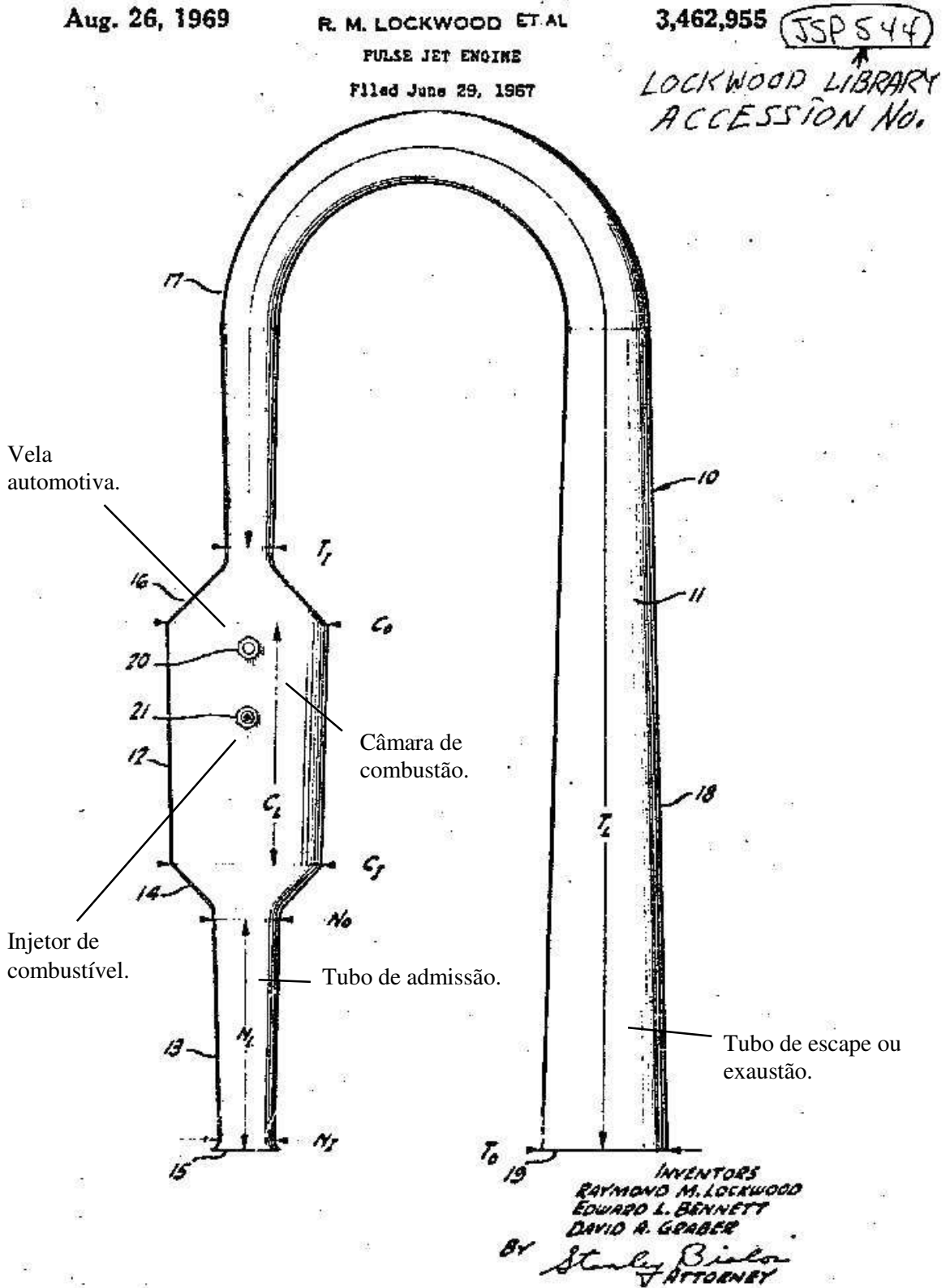
Fonte: Hiller Aircraft Company (1963)

2.2.2 Funcionamento

O princípio de funcionamento do "Resojet", ou turbina Lockwood é tão (ou mais) simples quanto à da turbina pulso-jato valvulada ou convencional, e também se baseia no fluxo e refluxo dos gases de combustão (LOCKWOOD; BENNETT; GRABER, 1969).

Desprovida de partes móveis, a turbina Lockwood (Figura 17) tem uma vida útil determinada pela capacidade do material de absorver grandes e rápidas mudanças de temperatura, além de resistir à abrasão do fluxo de ar quente. Dependendo do material escolhido, esta vida útil pode ser da ordem de centenas de horas - um resultado impensável para uma turbina pulso-jato valvulada (FORD, 1973).

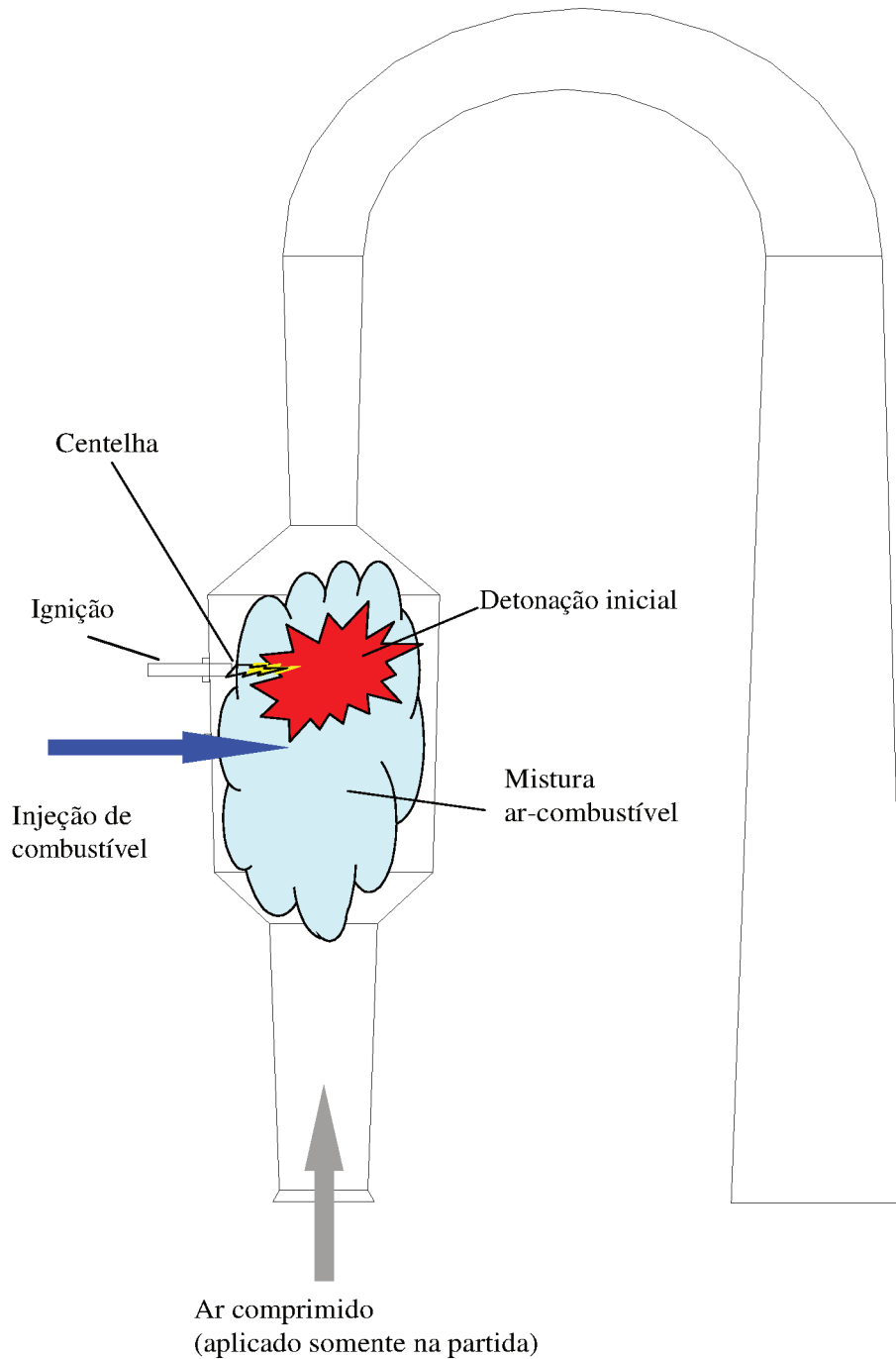
Figura 17 – Esquema explicativo simplificado da Turbina Lockwood.



A primeira etapa consiste da partida do artefato (Figura 18). Esta é realizada utilizando-se da aplicação simultânea de ar comprimido no tubo de admissão e combustível pelo injetor de combustível, seguida pela geração de uma centelha no interior da câmara de combustão (LOCKWOOD; BENNETT; GRABER, 1969).

Figura 11 – Partida ou ignição inicial da turbina Lockwood

1 – Partida ou Ignição inicial



Fonte: Lockwood; Bennett; Graber (1969)

Após a detonação inicial, a rápida expansão dos gases aquecidos e consequente saída destes pelos bocais do equipamento proporciona empuxo ao sistema. A saída dos gases da expansão não é simétrica, de modo que o empuxo resultante também é assimétrico. O bocal do tubo de escape é responsável por aproximadamente 60% do empuxo total, e o bocal do tubo de entrada, 40% (Figura 19) (LOCKWOOD; BENNETT; GRABER, 1969).

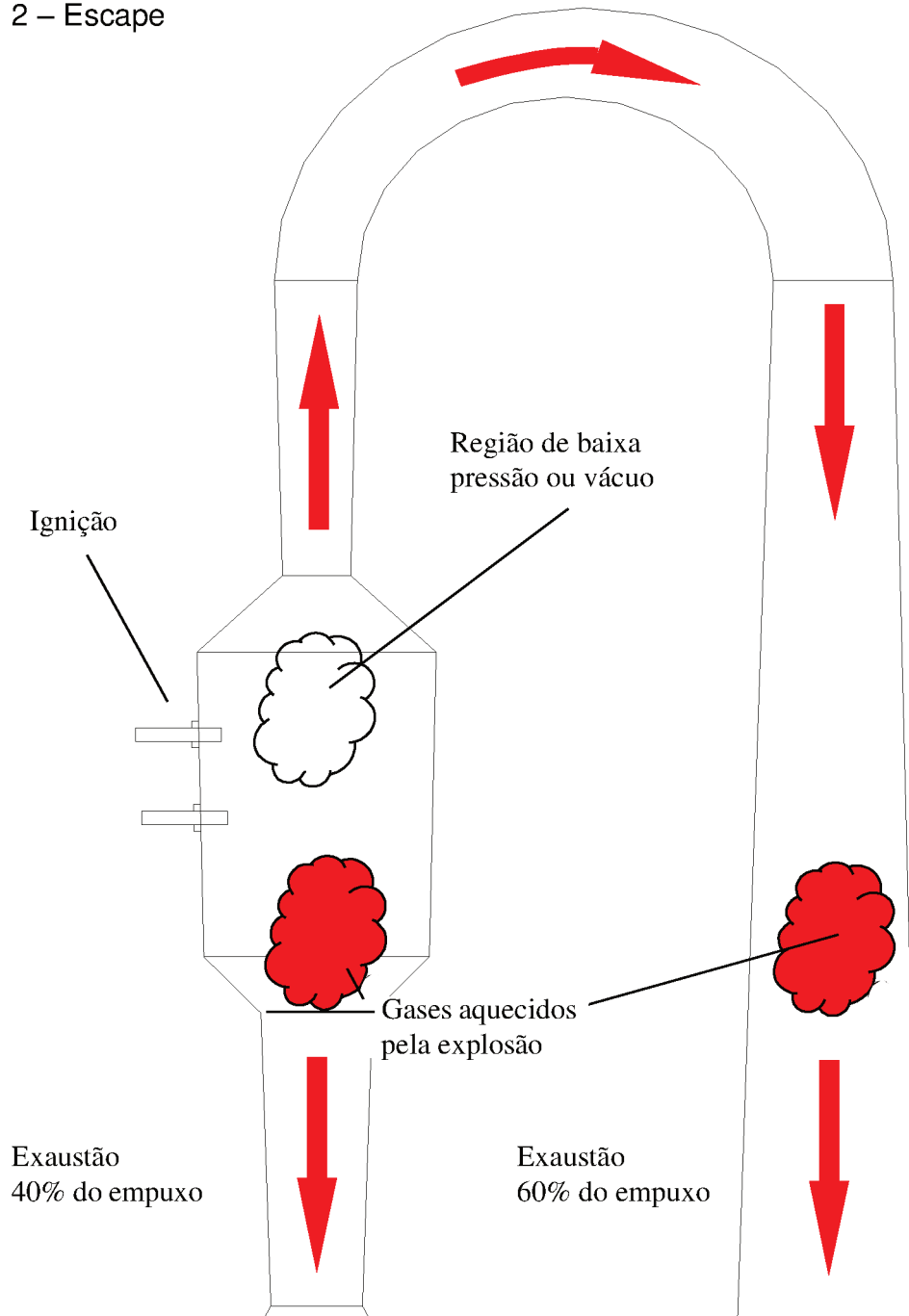
Para melhorar o rendimento do sistema, um par de “economizadores” ou “amplificadores de potência” podem ser adicionados. O exemplar de turbina apresentado na Figura 14 apresenta um par de “economizadores”. Estes acessórios utilizam-se do princípio de Bernoulli para aumentar a massa de ar acelerada no escape (Figura 22), e assim aumentar o empuxo. Entretanto, estes são eficientes somente se o sistema estiver em movimento e ainda assim, acima de uma determinada velocidade de deslocamento do sistema seu efeito é o inverso, pois representam um aumento na resistência aerodinâmica (WESTBERG, 2002).

Uma consequência secundária da utilização dos economizadores é a redução da temperatura dos gases de exaustão. A temperatura dos gases de escape depende essencialmente da taxa de consumo e do poder calorífico do combustível. O emprego de combustíveis tais como o GLP faz com que as temperaturas alcançadas sejam consideravelmente menores (WESTBERG, 2002).

A etapa seguinte é o refluxo parcial dos gases aquecidos. Este ocorre devido à formação de uma região de baixa pressão no interior da câmara de combustão, quando na expansão dos gases na explosão (Figura 19).

Figura 12 – Exaustão dos gases provenientes da explosão ou ignição inicial

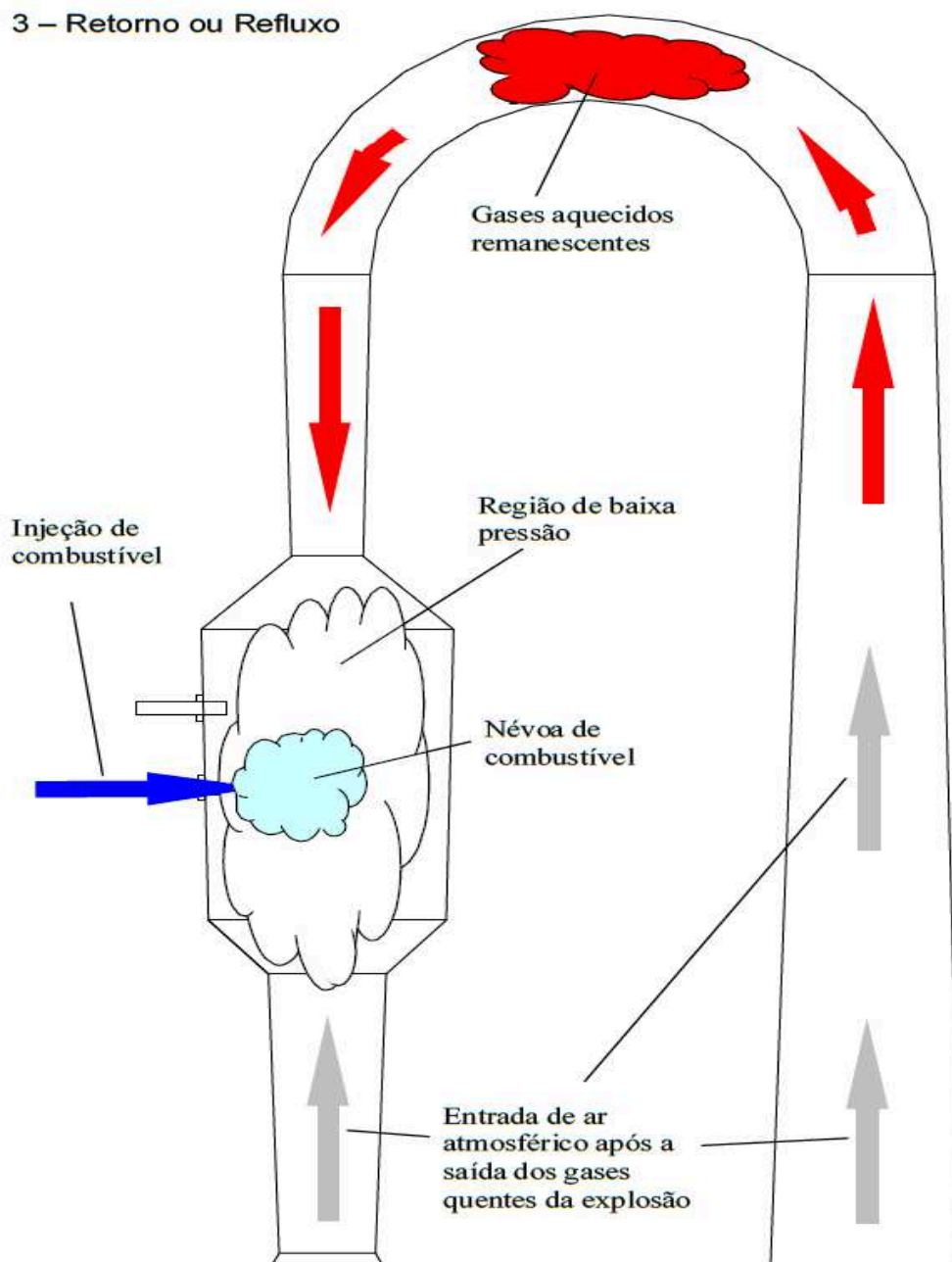
2 – Escape



Fonte: Lockwood; Bennett; Graber (1969)

Esta região de baixa pressão ou vácuo faz com que uma fração dos gases quentes retorne à câmara de combustão através do tubo de escape, trazendo consigo ar atmosférico. A injeção de combustível faz com que se forme uma névoa de ar + combustível na câmara de combustão (Figura 20) (LOCKWOOD; BENNETT; GRABER, 1969).

Figura 20 – Refluxo parcial dos gases provenientes da explosão ou ignição inicial

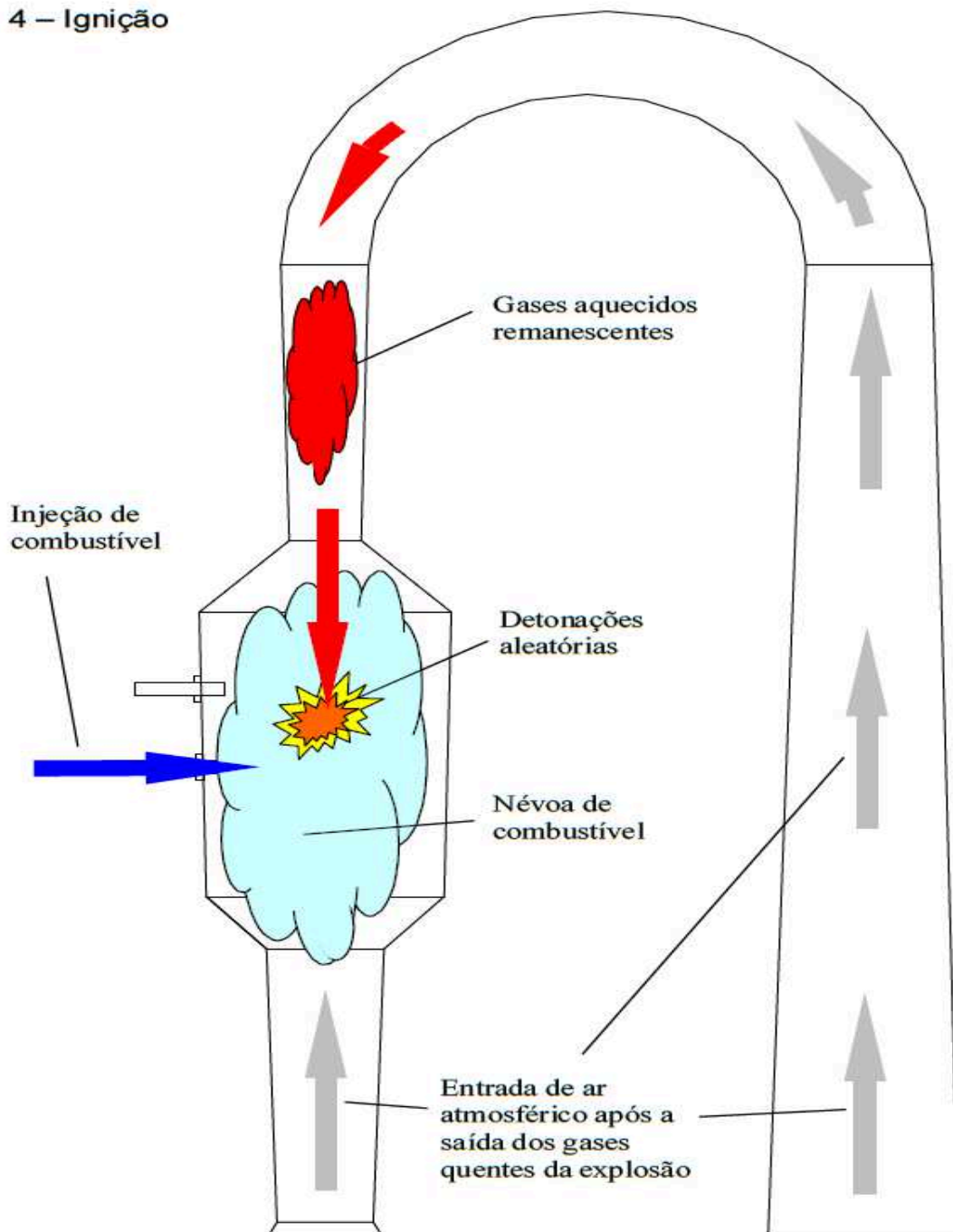


Fonte: Lockwood; Bennett; Graber (1969)

Quando a massa de gases aquecidos que está retornando encontra a névoa de ar + combustível, ocorre a detonação desta névoa no interior da câmara de combustão, sem necessidade de atuação da vela de ignição (Figura 21). A partir deste momento, o ciclo se repete enquanto houver combustível sendo injetado no sistema (LOCKWOOD; BENNETT; GRABER, 1969).

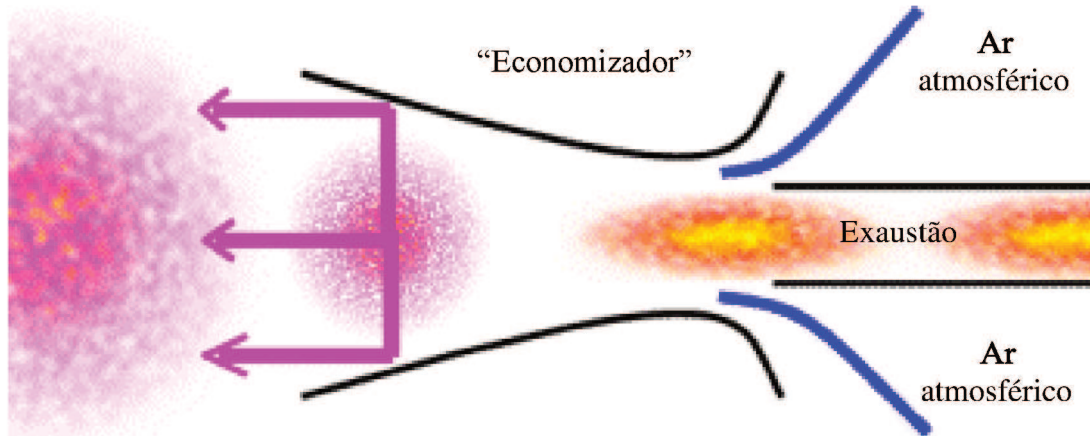
Figura 13 – Ignição operacional

4 – Ignição



Fonte: Lockwood; Bennett; Graber (1969)

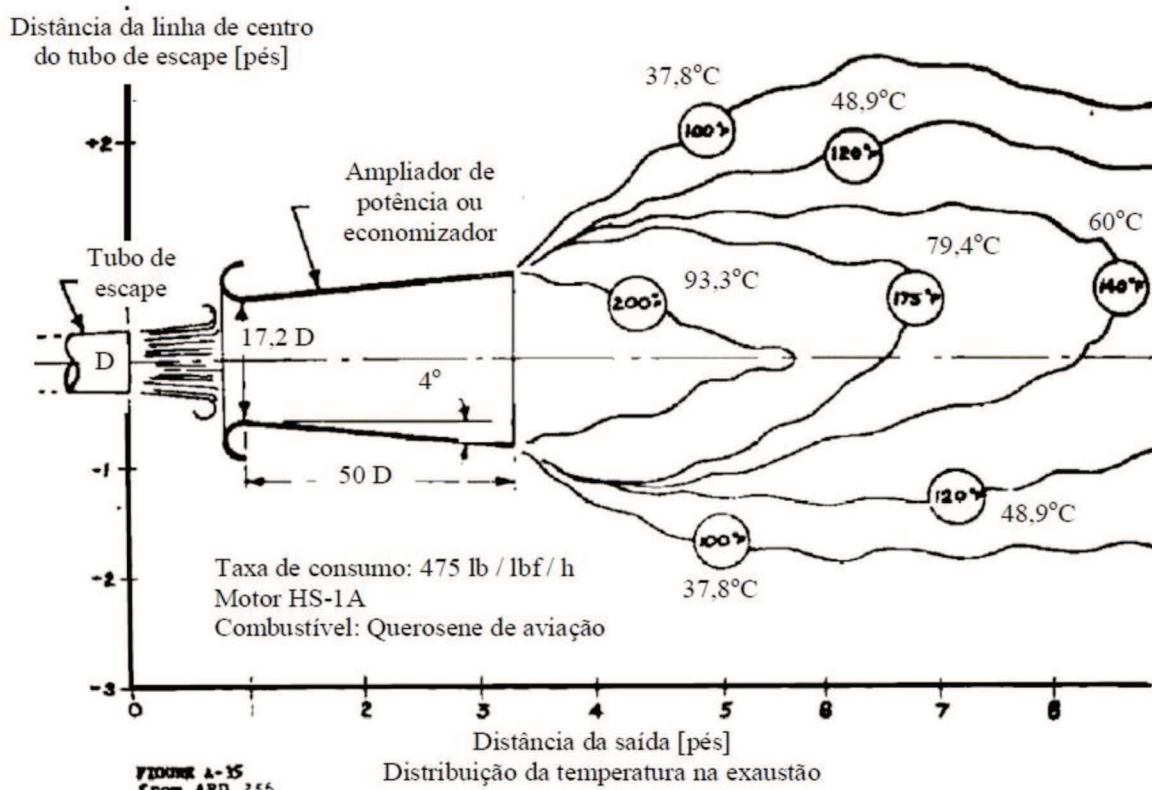
Figura 14 – Esquema de funcionamento do “economizador”



Fonte: Simpson (2004)

A Figura 23 apresenta a temperatura dos gases de escape para uma turbina utilizando combustível de octanagem elevada específico de aviação.

Figura 15 – Distribuição da temperatura dos gases de exaustão para combustível de alta octanagem (querosene de aviação)



Fonte: Westberg (2002)

2.2.3 Utilização Operacional

No início, muitas turbinas foram desenvolvidas utilizando o princípio estabelecido por Lockwood, sempre na tentativa de resultados práticos. Grandes fabricantes de motores aeronáuticos estiveram envolvidos nesta corrida (WESTBERG, 2002).

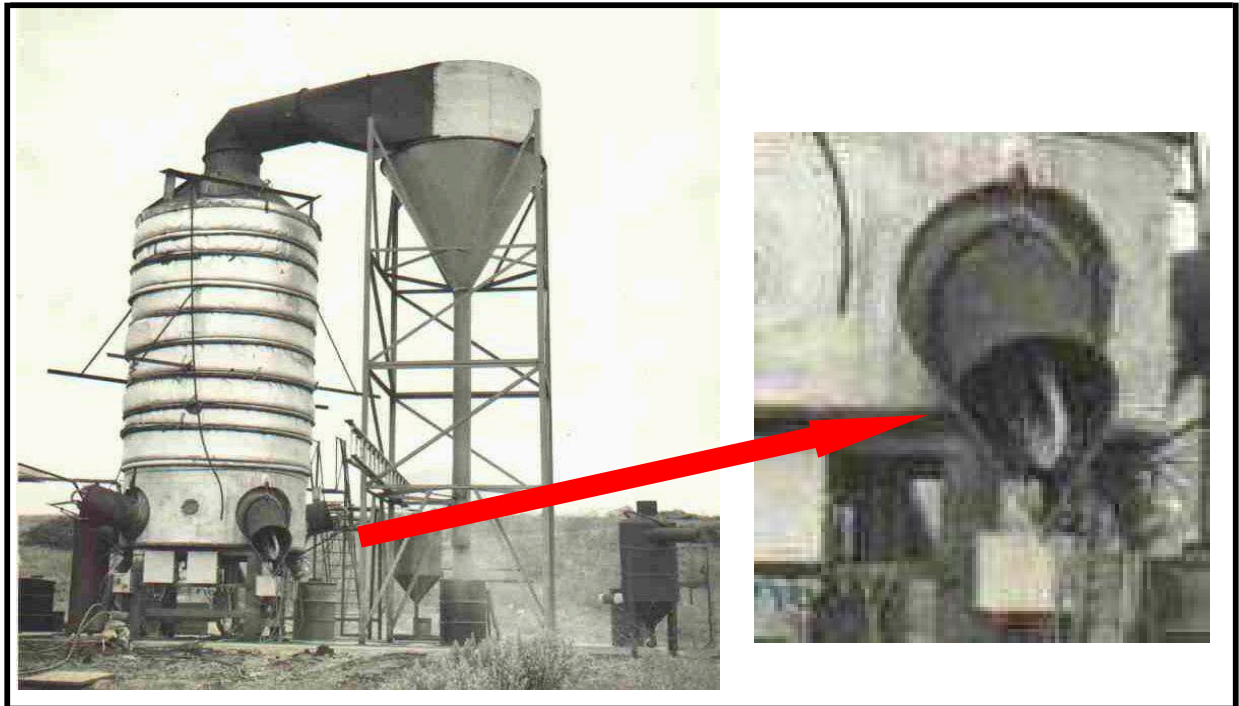
Entretanto, mesmo este desenvolvimento acabou quase sendo relegado ao esquecimento. Os motivos foram: (WESTBERG, 2002).

- elevada vibração operacional, a qual poderia induzir fadiga à estrutura na qual estivesse conectada, além da possibilidade de afetar sistemas mais sensíveis, tais como os que utilizassem equipamentos eletrônicos.
- elevado ruído, o que impede seu uso em aeronaves com passageiros, mesmo que fosse no curto período de tempo de decolagem.
- baixa taxa de compressão, o que talvez seja o principal motivo, uma vez que isto significa baixa eficiência. A taxa de compressão alcançada por uma turbina pulso-jato não é maior que 1,2:1 (ou seja, 20% acima da pressão atmosférica), enquanto que uma turbina turbo-jato convencional a taxa de compressão normalmente excede 30 vezes a atmosférica.

Desta forma, a indústria aeronáutica acabou por se desinteressar do conceito da turbina pulso-jato aplicado a aeronaves tripuladas. As aplicações em aeronaves foram restritas a equipamentos não tripulados tais como alvos em treino de artilharia antiaérea (WESTBERG, 2002).

Entretanto, outras aplicações não previstas pelos idealizadores foram sendo encontradas. Hoje o pulso-jato sem válvulas é utilizado como fonte de calor para secagem rápida de recintos ou silos (Figura 24) e como nebulizador de inseticidas (Figura 25). (WESTBERG, 2002).

Figura 16 – Turbina Lockwood empregada como secador de silos (EUA, 1970)



Fonte: Westberg (2002)

Figura 17 – Nebulizador de inseticidas PusFOG (Alemanha, 2002).



Fonte: Westberg (2002)

Algumas das características operacionais da turbina pulso-jato: (WESTBERG, 2002).

- baixo peso. a turbina é constituída de somente um tubo ou dois, dependendo do projeto sendo, portanto, muito leve.
- não exige manutenção. ao contrário dos motores elétricos ou à pistão, de combustão interna, a turbina pulso-jato não possui partes móveis, não pedindo manutenção ou lubrificação.
- baixo custo inicial.
- baixa temperatura de escape. Utilizando-se combustíveis de baixa poder calorífico (GLP, por exemplo) e empregando-se baixas pressões de injeção (ou seja, taxas de consumo menores que a taxa de potência máxima), conjuntamente com “economizadores”, pode-se trabalhar com baixas temperaturas de escape.

2.3 Componentes e Equações de Um Pulso-Jato Sem Válvulas

Simpson (2004) apresenta um estudo baseado nas teorias formuladas por Tharratt CE, cientista da Divisão de Espaço Chrysler da década de 50, que afirma ser um dos melhores textos sobre o assunto.

2.3.1 Tubo De Ressonância

O tubo de ressonância é a parte base para o começo do dimensionamento de um pulso jato. O tubo de ressonância é a peça responsável por dissipar os gases de escape gerando empuxo, o mesmo pode ser equipado também com um bocal de saída aumentando a força de empuxo gerada. No caso do pulso jato a função do tubo de ressonância não fica apenas em transmitir os gases gerando empuxo, mas também é responsável por regular a frequência em que ocorrem as combustões (SIMPSON, 2004).

Simpson (2004) traz a fórmula simples descrita como o núcleo para um projeto pulso jato, esta forma é validada em vários projetos sendo um deles o próprio

Argus V1, esta fórmula foi calculada usando o sistema imperial de medidas.

$$V/L = 0,00316F \quad (1)$$

Sendo:

V = volume do motor (cu ft);

L = comprimento acústico eficaz do motor (in);

F = empuxo (lbs).

Simpson (2004) visualizou alguns fatores interessantes para a simplificação desta fórmula simples.

Podemos ver que se mantido o volume do motor (V) constante, mas aumentando o seu efetivo acústico comprimento (L), em seguida, o empuxo reduziria. Note-se que, a fim de fazer isso, o diâmetro (e área de secção transversal) do motor teriam de ser reduzida - assim parece que existe uma relação definitiva para a área de secção transversal e a de energia. Agora, se nós mantivermos o comprimento (L) constante, mas aumentar o volume (V), o empuxo seria aumentado. Para conseguir isso, no entanto, nós teríamos que aumentar o diâmetro (e área transversal) do motor. Isto confirma que há relação entre a área da secção transversal e poder de saída (SIMPSON, 2004, p. 15).

Simpson (2004) manipulou esta fórmula derivando uma fórmula que inclui o volume total de um motor simplificando esta fórmula ainda mais, pois na época em que as equações foram desenvolvidas os motores não eram projetados com uma câmara de grande área.

$$F = 2,2 \times A \quad (2)$$

Sendo:

F = empuxo (lbs);

A = área de secção transversal média (in²);

Através do resultado encontrado na fórmula simplificada é possível calcular o diâmetro médio do motor.

$$D = 2\sqrt{A/\pi} \quad (3)$$

Sendo:

D = diâmetro médio (in);

A = área de secção transversal média (in²);

Após o cálculo do diâmetro médio do tubo de ressonância com base na teoria de Simpson, utiliza-se a patente de Lockwood para dimensionamento das demais medidas do tubo de ressonância e de toda a turbina pulso-jato através das proporções indicadas por Lockwood, usando como base fundamental as dimensões indicadas na patente (LOCKWOOD; BENNETT; GRABER, 1969).

Lockwood verificou que a razão de **TL** por **TM** deve ser na faixa de cerca de 26,0 a 29,0. Assim, multiplicando **TM** pela média do range tem-se o valor de **TL**.

$$TL = 27,5 \times TM \quad (4)$$

Sendo:

TL = comprimento do tubo de ressonância (mm);

TM = diâmetro médio (mm);

Com o valor obtido de **TM** também são calculados os valores de **TO** e **TI**, utilizando técnicas matemáticas com base nos dados dimensionais da patente.

$$TO = \frac{TM \times TO_{LOCK}}{TM_{LOCK}} \quad (5)$$

Sendo:

TO = diâmetro da saída do tubo de ressonância (mm);

TO_{LOCK} = diâmetro da saída do tubo de ressonância da patente (in);

TM = diâmetro médio (mm);

TM_{LOCK} = diâmetro médio da patente (in);

$$TI = \frac{TM \times TI_{LOCK}}{TM_{LOCK}} \quad (6)$$

Sendo:

TI = diâmetro da entrada do tubo de ressonância (mm);

TI_{LOCK} = diâmetro da entrada do tubo de ressonância da patente (in);

TM = diâmetro médio (mm);

TM_{LOCK} = diâmetro médio da patente (in);

A frequência de operação do motor pode ser obtida através da fórmula para ressonância em um tubo uniforme considerando a velocidade do som (SIMPSON 2004).

$$F_r = c / 4L_r \quad (7)$$

Sendo:

F_r = frequência ressonante (Hz);

c = velocidade no interior do tubo (m/s);

L_r = comprimento do tubo de ressonância (m)

Quanto menor o motor maior será a frequência ressonante obtida no mesmo.

2.3.2 Câmara de Combustão

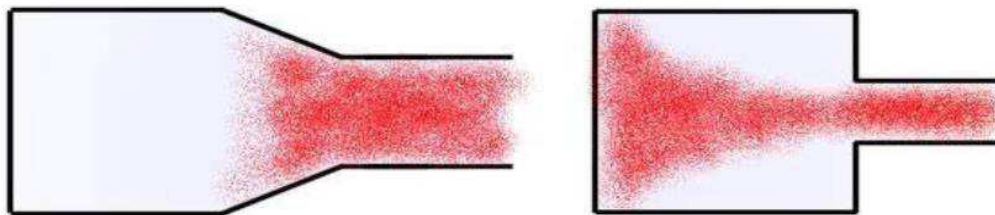
A câmara de combustão é a parte do motor pulso jato que recebe o combustível em mistura com ar. Após essa mistura recebida e inflamada a sua combustão ocorre no interior da câmara aumentando de forma repentina a pressão interior. Essa pressão é liberada da câmara de combustão para o tubo de ressonância despressurizando a câmara de combustão e então um novo ciclo pode ser iniciado (LOCKWOOD; BENNETT; GRABER, 1969).

A câmara de combustão deve ser juntada ao tubo de ressonância de modo a formar o comprimento total do motor, por se tratarem de diferentes diâmetros essa união deve ser realizada de modo a não comprometer o desempenho do motor. (LOCKWOOD; BENNETT; GRABER, 1969).

Se usada uma transição a 90° (Figura 26) apesar de aumentar a compressão interna do motor aumentando a combustão se tornaria um caminho sinuoso para a queima que ocorreria muito próxima às paredes do motor o que diminuiria a saída de gases no fim do motor diminuindo o impulso gerado. Porém a transição a 90° manteria mais gases de retorno no interior da câmara de combustão facilitando a ignição do próximo ciclo do motor aumentando a velocidade de queima o que resultaria em uma saída de gases mais rápida ao final do tubo de ressonância aumentando o empuxo do motor (SIMPSON, 2004).

Se usada uma transição com um ângulo menor formando um cone mais longo facilitaria a saída dos gases sob pressão, porém isto reduziria significativamente a capacidade do motor de gerar vácuo no seu interior o que dificultaria a entrada de ar fresco, também diminuiria a velocidade de saída dos gases de exaustão diminuindo também o empuxo gerado (SIMPSON, 2004).

Figura 18 – Fluxo de Queima



Fonte: Simpson (2004).

Lockwood em sua patente indica que as seções de transição cônicas do motor devem ter meio ângulos de 45° e proporção de abertura de **CO** por **TI** igual a 3,66. Com o valor de **TI** obtido nos cálculos do tubo de ressonância e utilizando a razão **CO** por **TI** igual a 3,66 tem-se o valor de **CO**.

$$CO = 3,66 \times TI \quad (8)$$

Sendo:

CO = diâmetro da saída da câmara de combustão (mm);

TI = diâmetro da entrada do tubo de ressonância (mm);

Com o valor obtido de **CO** pela equação anterior é calculado o valor de **CI**,

utilizando técnicas matemáticas com base nos dados dimensionais da patente.

$$CI = \frac{CO \times CI_{LOCK}}{CO_{LOCK}} \quad (9)$$

Sendo:

CO = diâmetro da saída da câmara de combustão (mm);

CO_{LOCK} = diâmetro da saída da câmara de combustão da patente (in);

CI = diâmetro da entrada da câmara de combustão (mm);

CI_{LOCK} = diâmetro da entrada da câmara de combustão da patente (in);

Com os valores de **CO** e **CI** obtidos pelas equações anteriores, calcula-se o valor de **CM** pela seguinte equação: (LOCKWOOD; BENNETT; GRABER, 1969).

$$CM = \frac{CO + CI}{2} \quad (10)$$

Sendo:

CM = diâmetro médio da câmara de combustão (mm);

CO = diâmetro da saída da câmara de combustão (mm);

CI = diâmetro da entrada da câmara de combustão (mm);

Lockwood; Bennett; Graber (1969), verificou que a razão de **CL** por **CM** deve ser na faixa de cerca de 1,25 a 1,75. Assim, multiplicando **CM** pela media do range tem-se o valor de **CL**.

$$CL = 1,455 \times CM \quad (11)$$

Sendo:

CL = comprimento da câmara de combustão (mm);

CM = diâmetro médio da câmara de combustão (mm);

2.3.3 Tubo de Admissão

Lockwood; Bennett; Graber (1969), em sua patente indica que as seções de transição cônicas do motor devem ter meio ângulos de 45° e proporção de abertura de **CI** por **NO** igual a 2,46. Com o valor de **CI** obtido nos cálculos da câmara de combustão e utilizando a razão **CI** por **NO** igual a 2,46 tem-se o valor de **NO**.

$$NO = \frac{CI}{2,46} \quad (12)$$

Sendo:

NO = diâmetro da saída do bocal de admissão (mm);

CI = diâmetro da entrada da câmara de combustão (mm);

Com o valor obtido de **NO** pela equação anterior é calculado o valor de **NI**, utilizando técnicas matemáticas com base nos dados dimensionais da patente.

$$NI = \frac{NO \times NI_{LOCK}}{NO_{LOCK}} \quad (13)$$

Sendo:

NO = diâmetro da saída do bocal de admissão (mm);

NO_{LOCK} = diâmetro da saída do bocal de admissão da patente (in);

NI = diâmetro da entrada do bocal de admissão (mm);

NI_{LOCK} = diâmetro da entrada do bocal de admissão da patente (in);

Com os valores de **NO** e **NI** obtidos pelas equações anteriores, calcula-se o valor de **NM** pela seguinte equação:

$$NM = \frac{NO + NI}{2} \quad (14)$$

Sendo:

NM = diâmetro médio do bocal de admissão (mm);

NO = diâmetro da saída do bocal de admissão (mm);

NI = diâmetro da entrada do bocal de admissão (mm);

Lockwood; Bennett; Graber (1969), verificou que a razão de **NL** por **NM** deve ser na faixa de cerca de 3,50 a 4,25. Assim, multiplicando **NM** pela media do range tem-se o valor de **NL**.

$$NL = 3,875 \times NM \quad (15)$$

Sendo:

NL = comprimento do bocal de admissão (mm);

NM = diâmetro médio do bocal de admissão (mm);

2.3.4 Sistema de Ignição

O motor Pulso Jato se difere dos demais motores em seu sistema de ignição pelo fato de que posteriormente a iniciar a combustão não é mais necessária a atuação da ignição, pois decorrido da temperatura e gases residuais o motor entra em autoignição (FORD, 1973).

Simpson (2004) apresenta como opção para um “*start-up*” um sistema elétrico simples mostrado na Figura 27: Circuito Elétrico equipado com uma vela de ignição veicular para iniciar a centelha, este circuito é capaz de criar de 5 a 8 faíscas a cada segundo facilitando o inicio da operação.

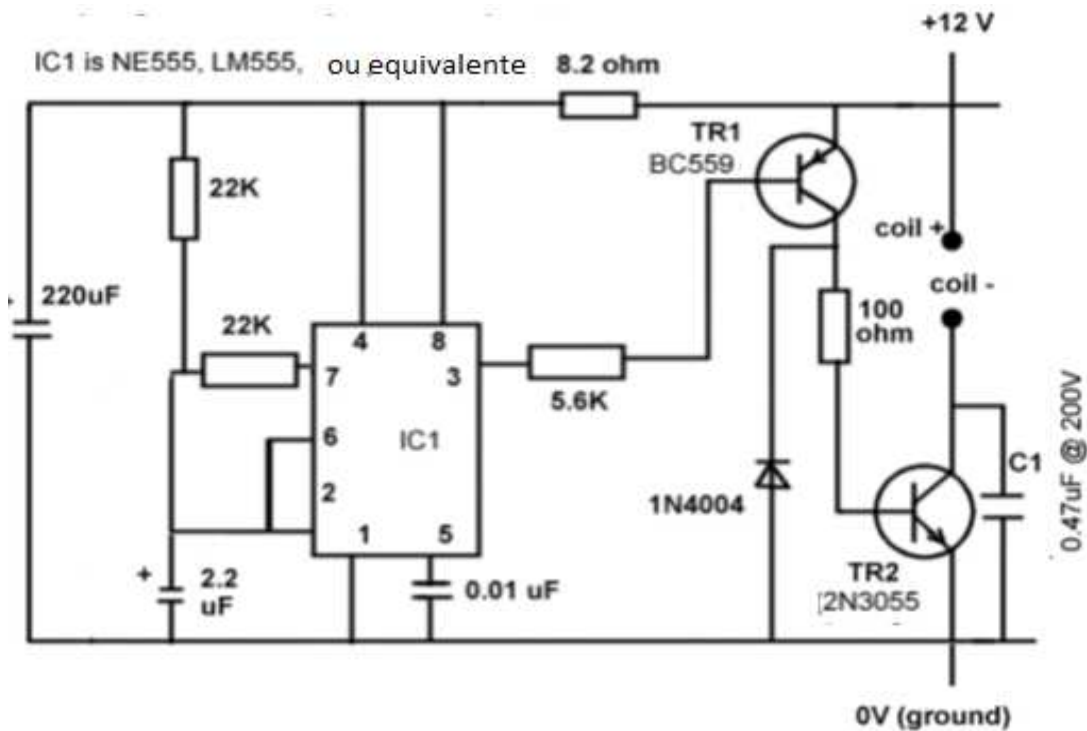
Simpson (2004) ainda aborda que a posição de montagem da vela raramente é discutida dentre os projetos de pulso jato e isto interfere em alguns aspectos em seu funcionamento, sobre um posicionamento na parte final do motor é descrito.

Se você colocar a vela para a parte traseira da câmara de combustão, em seguida, o motor provavelmente começará com mais facilidade, porque, no momento em que a mistura ar/combustível chega a esse ponto será mais cuidadosamente misturado e, portanto, mais explosivo (SIMPSON, 2004, p. 20).

Porem esta montagem da vela irá dificultar o fluxo de saída de gases de escape que estarão fluindo em alta velocidade, por isto grande parte dos modelos

utiliza a vela ao final da câmara de combustão tendo a ignição facilitada e sem atrapalhar o fluxo dos gases (SIMPSON, 2004)

Figura 19 - Circuito Elétrico Ignição inicial



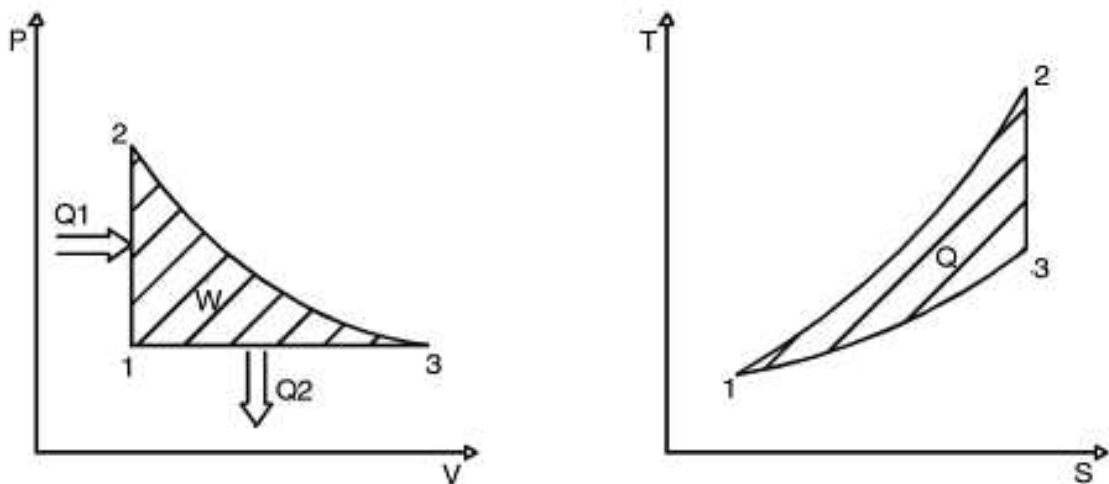
Fonte: SIMPSON (2004)

Simpson (2004) recomenda o uso de velas de motosserras e similares, pois utilizam um padrão de rosca além de ser facilmente encontrada, a utilização de velas de aeromodelo apenas funcionaria para o uso de metanol, mas devido ao seu sistema teria uma durabilidade muito pequena.

2.3.5 Ciclo de Eficiência

Étienne Lenoir foi o responsável por idealizar um ciclo termodinâmico (Figura 28) para modelar o motor a pulso jato, este ciclo recebeu o seu nome e foi baseado na operação de um motor que patenteou. A sua melhor eficiência térmica é obtida a baixas temperaturas já que não a compressão no projeto (ÁLVAREZ, 2004).

Figura 20 - Ciclo termodinâmico de Lenoir



Fonte: Álvarez (2004)

Este ciclo desenvolve apenas três etapas em seu processo, ao contrário dos demais ciclos termodinâmicos, são elas: (ÁLVAREZ, 2004).

1-2 – Adição de calor a volume constante;

2-3 – Expansão adiabática;

3-1 – Extração de calor a pressão constante.

Analisando o gráfico do ciclo e a sequência em que o processo ocorre é possível deduzir a equação para obter o seu rendimento teórico: (ÁLVAREZ, 2004).

$$Q_{\text{aportado}} = Q_{1-2} = C_v(T_2 - T_1) \quad (16)$$

$$Q_{\text{extraído}} = Q_{1-3} = C_p(T_3 - T_1) \quad (17)$$

$$Q = \frac{Q_{\text{aportado}} - Q_{\text{extraído}}}{Q_{\text{aportado}}} = \frac{C_v(T_2 - T_1) - C_p(T_3 - T_1)}{C_v(T_2 - T_1)} = 1 - K \frac{(T_3 - T_1)}{(T_2 - T_1)} \quad (18)$$

Então se tem para o processo de obtenção de calor que:

$$\frac{T_3}{T_1} = \frac{V_3}{V_1} = \rho \quad (19)$$

Sendo:

ρ = Densidade

T_1 = Temperatura 1 ($^{\circ}\text{K}$);

T_2 = Temperatura 2 ($^{\circ}\text{K}$);

V_1 = Volume 1 (in^3);

V_2 = Volume 2 (in^3);

Então se verifica para a eficiência:

$$\eta = 1 - k \frac{T_3 \left(1 - T_1/T_3 \right)}{T_1 \left(T_2/T_1 - 1 \right)} = 1 - k\rho \frac{(1 - 1/\rho)}{\left(T_2/T_1 - 1 \right)} \quad (20)$$

Com a aplicação das leis considerando o processo adiabático:

$$\frac{T_2}{T_3} = \left(\frac{V_3}{V_2} \right)^{k-1} = \rho^{k-1} \quad (21)$$

Então:

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{T_2}{T_3} \frac{T_3}{T_1} = \rho^{k-1} \rho = \rho^k \quad (22)$$

$$\eta = 1 - k \frac{(\rho - 1)}{\left(T_2/T_1 - 1 \right)} = 1 - k \frac{(\rho - 1)}{(\rho^k - 1)} \quad (23)$$

$$\eta = 1 - k \frac{(\rho - 1)}{\rho^{k-1}} \quad (24)$$

Sendo:

η = Eficiência

ρ = Densidade (kg/m³)

k = Condutividade térmica (W/m.k)

Tem-se então a expressão generalizada para a pressão média teórica e alguns valores tomados como parâmetros padrões:

$$\beta_e = 1 \quad \beta_s = r$$

$$\frac{p_{ml}}{P_1} = \frac{\alpha - 1}{(\rho - 1)(k - 1)} \eta \quad (25)$$

É possível visualizar na equação do rendimento que se aumentada à relação de compressão a uma diminuição na pressão média teórica.

2.3.6 Tipos de Combustíveis

Uma vez atingida a temperatura de operação, o que normalmente é obtido através do uso de acetileno como combustível de partida, a turbina pulso-jato sem válvulas torna-se um equipamento poli-combustível, podendo utilizar-se de gás GLP, gasolina, querosene, álcool, misturas diesel-gasolina, etc. Naturalmente a preferência é dada para os combustíveis gasosos, pois uma vez que estejam acondicionados em recipientes pressurizados, tornam-se mais fácil utilizá-los, pois dispensam o uso de bombas de injeção (SIMPSON, 2004).

2.3.7 Materiais

Motores pulso jato assim como os outros motores a reação necessitam para obter bons rendimentos altas temperaturas de trabalho, razão a qual prejudicou a

efetividade dos primeiros motores projetados, pois não havia disponíveis na época as ligas existentes hoje (VEDIA, 1957).

Três características devem ser consideradas para os materiais empregados nestes tipos de motores, devendo ser maleáveis e resistentes à formação de incrustações (oxidações superficiais que podem desprender-se durante o funcionamento); indeformável e resistente à fadiga (VEDIA, 1957).

O mais difícil de alcançar é a indeformabilidade, pois se imaginava que os inoxidáveis de cromo-níquel por ser bastante resistente a formação de incrustações e bem maleáveis supririam esta necessidade.

Coutinho (1992) descreve que a maioria dos materiais tem sua resistência mecânica afetada com o aumento da temperatura tendo seus valores de resistência diminuindo gradativamente conforme é aumentada a temperatura, este fenômeno pode ser visualizado em ensaios de tração a curta duração e oscilando a temperatura do corpo de prova. A incidência de longos períodos de exposição à alta temperatura e esforço desencadeara no material o fenômeno da fluência, a Figura 29 demonstra às curvas de resistência a tração com o aumento gradual de temperatura para diversos materiais e ligas.

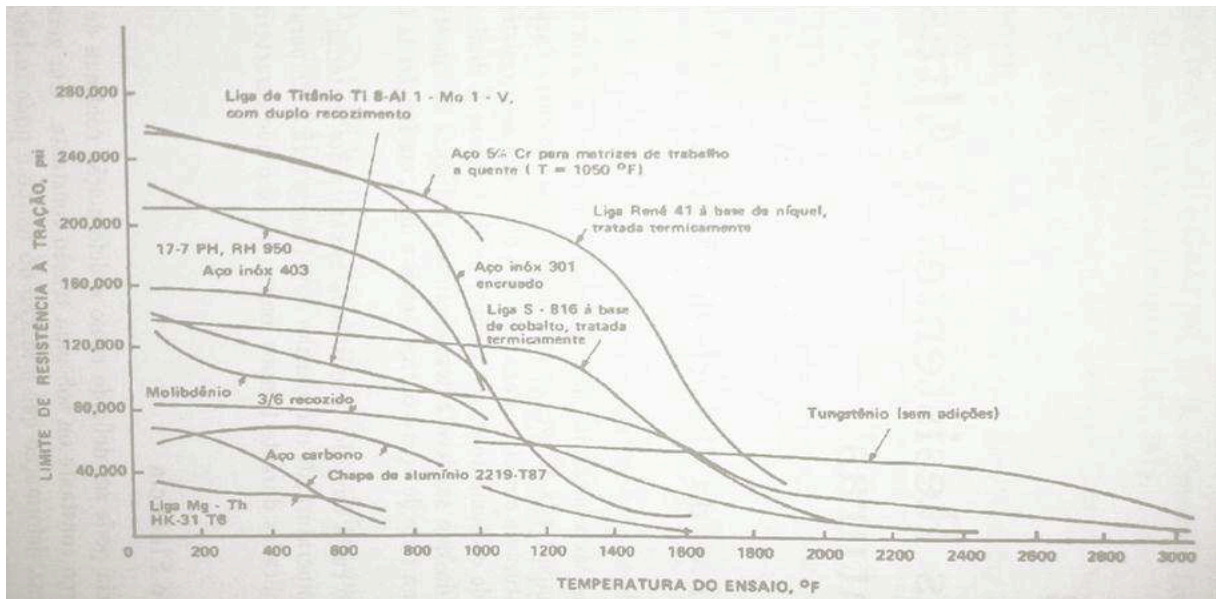
Pode ser adotado como conceito que o fenômeno da fluência pode ser definido como a deformação contínua de um material sob um esforço constante ou sob uma tensão constante (COUTINHO, 1992).

Os aços inoxidáveis apresentam boas características em seu uso também é caracteristicamente muito usado quando exigidas altas temperaturas, algumas características específicas em suas composições, como o aço austenítico que tem resistência a fluência consideravelmente maior que aços ferríticos e martensíticos (COUTINHO, 1992).

Aços austeníticos são comumente usados em componentes para fornos, aplicações em tubulações de trocadores de calor, componentes de motores e turbinas a gás (COUTINHO, 1992).

Na atualidade os aços carbono podem ser bem resistentes as essas necessidades e para uma turbina pulso jato sem válvulas suas características são suficiente para atender as condições de utilização, sendo também mais barato os aços inoxidáveis (COUTINHO, 1992).

Figura 21 - Efeito da temperatura sobre a resistência em diversos materiais e ligas.



Fonte: Coutinho (1992), p. 78.

3 METODOLOGIA

Inicialmente foi realizada uma breve pesquisa bibliográfica para obter todo o conhecimento e informações pertinentes sobre o tema e após, foi desenvolvida uma revisão com os aspectos significativos sobre o a mesma. A pesquisa realizada foi feita em variadas fontes tais como, meios eletrônicos (Google Acadêmico, sites), artigos, livros, publicações em congressos e revistas.

Todo material utilizado para a elaboração desse trabalho foi obtido através do fornecimento de artigos e monografias cedidos pelo Orientador para obter os assuntos específicos ao tema e acesso aos computadores da própria Universidade para formatação, procura de artigos e publicações disponíveis nos meios virtuais.

A partir dos dados teóricos obtidos na revisão foi dimensionado um modelo teórico fundamentado no ciclo termodinâmico de Lenoir, fórmulas de Tharratt e na patente original do Eng. Raymond M. Lockwood US 3,462,955 para a elaboração de um projeto conceitual com memorial de cálculos em planilhas e modelo em CAD.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 Dimensionamento De Uma Turbina Pulso-Jato Sem Válvulas

4.1.1 Cálculo Dimensional

Para o dimensionamento do Pulso Jato primeiro deve ser definido o empuxo desejado para assim proceder ao dimensionamento para alcançar este valor. Foi definido o valor de 33lbs ($\cong 146,8\text{N}$) de empuxo.

A partir do valor inicial de empuxo foi possível definir a área da seção média do motor, ou seja, a medida do diâmetro interno do Tubo de ressonância utilizando a Equação (2).

Assim obteve-se:

$$A_{sm} = 9677,4 \text{ mm}^2$$

O valor calculado para a área de seção média foi usado na Equação (3) para obter o diâmetro médio interno do tubo de ressonância.

$$D_M = TM = 111 \text{ mm}$$

A próxima etapa é calcular o comprimento do tubo de ressonância, onde foi utilizado o valor de TM na Equação (4).

$$TL = 3052,5 \text{ mm}$$

Através do TM também foram calculados os valores de TO e TI pelas Equações (5) e (6).

$$TO = 135,8 \text{ mm e } TI = 87,7 \text{ mm}$$

O diâmetro de saída da câmara de combustão foi calculado através da Equação (8) segundo a proporção apresentada na patente para as transições

cônicas.

$$CO = 321 \text{ mm}$$

O valor do diâmetro de saída da câmara de combustão obtido na Equação (8) foi utilizado na Equação (9) para obter o valor do diâmetro de entrada da câmara de combustão.

$$CI = 302,1 \text{ mm}$$

Com os valores dos diâmetros de entrada e saída da câmara de combustão obtidos pelas equações anteriores, pôde-se calcular o diâmetro médio da câmara de combustão pela Equação (10).

$$CM = 311,5 \text{ mm}$$

Através da equação (11), utilizando o valor do diâmetro médio da câmara de combustão calculado anteriormente, foi calculado o comprimento da câmara de combustão.

$$CL = 453,31 \text{ mm}$$

O diâmetro de saída do bocal de admissão foi calculado através da Equação (12) segundo a proporção apresentada na patente para as transições cônicas.

$$NO = 122,8 \text{ mm}$$

O valor do diâmetro de saída do bocal de admissão obtido na Equação (12) foi utilizado na Equação (13) para obter o valor do diâmetro de entrada do bocal de admissão.

$$NI = 113,3 \text{ mm}$$

Com os valores dos diâmetros de entrada e saída do bocal de admissão obtidos pelas equações anteriores, pôde-se calcular o diâmetro médio do bocal de admissão pela Equação (14).

$$NM = 118 \text{ mm}$$

Através da Equação (15), utilizando o valor do diâmetro médio do bocal de admissão calculado anteriormente, foi calculado o comprimento do bocal de admissão.

$$NL = 454,5 \text{ mm}$$

A frequência de operação deste motor pode ser obtida pela Equação (7) considerando a velocidade do som no interior do tubo de ressonância.

$$F_r = 27,87 \text{ Hz}$$

Esta frequência não é algo estável no motor oscilando de acordo com a temperatura de funcionamento, combustível usado e demais fatores do meio.

O ciclo de potência foi calculado considerando as características do ciclo de Lenoir, através da relação de temperaturas é possível achar o ρ e aplica-la na Equação (24) usando a condutividade térmica do material obtendo-se o valor da eficiência teórica desta turbina pulso-jato.

$$\eta = 0,379 \cong 37,9 \%$$

Esta eficiência é apenas teórica e devido ao motor ter grande oscilação de temperatura, a temperatura 3 foi usada considerando a média de temperaturas de pulso-jatos deste porte encontrados nas pesquisas e a temperatura 1 foi considerada a temperatura de autoignição do propano.

Com todo o desenvolvimento dimensional calculado foi gerada uma tabela contendo os valores gerais do propulsor, estes valores podem ser vistos na Tabela 3, o peso foi obtido em simulação pelo software Inventor.

A eficiência calculada é baixa quando comparado a outros motores de combustão interna, isto se deve ao fato de não haver uma taxa de compressão no interior do motor e também ficando dentro dos valores que a literatura traz.

As dimensões finais de comprimento, diâmetro e peso possibilitam que este propulsor seja equipado em pequenos aeromodelos radio controlados. A Tabela 3 completa pode ser vista no Apêndice A.

Tabela 3 - Dimensões Finais

Dimensões Finais		
Empuxo	146,8	N
Eficiência*	37,9	%
Frequência**	27,87	Hz
Comprimento	4166,6	mm
Peso***	28,747	kg

Fonte: Próprio autor.

*Esta eficiência é apenas teórica e devido ao motor ter grande oscilação de temperatura.

**A frequência não é algo estável no motor oscilando de acordo com a temperatura de funcionamento, combustível usado e demais fatores do meio.

***Peso obtido através de simulação pelo software Autodesk Inventor Professional 2017.

5 CONCLUSÕES

Conclui-se então, que o memorial de cálculos teóricos pesquisado na revisão bibliográfica, foi suficiente para a elaboração de um modelo teórico baseado nas fórmulas de Tarratt, com eficiência baseada no ciclo termodinâmico de Lenoir e fundamentado na patente original de Lockwood US 3,462,955, estabelecendo assim uma sequência de desenvolvimento que permite a elaboração de um modelo de propulsor pulso-jato sem válvulas com facilidade e clareza.

Observou-se que apesar da patente de Lockwood ser completa para dimensionamento, somente com ela não seria possível o desenvolvimento total do projeto, pois não continha cálculos referentes a potência e eficiência da turbina. Então foi necessária a utilização da teoria de Tarratt para o início dos cálculos dimensionais com base na potencia desejada para a turbina e a teoria de Lenoir para o calculo da eficiência teórica do motor.

E por fim, com o modelo teórico calculado e o modelo em 3D realizado basta apenas agora a sua fabricação em um modelo real e a realização de comparativo entre o modelo teórico e modelo prático.

Como proposta para trabalhos futuros deixa-se a sugestão de tentar aumentar o empuxo com bocal de saída, bem como realizar medições do empuxo para comparar com a expectativa oriunda dos cálculos. Também fica a sugestão de realizar cálculos analíticos e numéricos mais apurados no sentido de obter dados mais precisos, a fim de se conseguir uma maior segurança nos resultados, e também permitir melhorias no projeto.

REFERÊNCIAS

ÁLVAREZ, e. J. **Máquinas térmicas motoras**. In: e. Ismael Callejón Agramunt, (Vol. 1, p. 300). Barcelona: Universidade Politècnica de Catalunya, 2004.

COUTINHO, C. B. **Materiais Metálicos para Engenharia** (Fundação Christiano Ottoni ed.). Belo Horizonte, Minas Gerais, Brasil: Desquitope Comunicação Ltda., 1992.

FORD, B. **Plataforma para Marte – Série Armas Secretas**, Editora Renes, Brasil, Rio de Janeiro, 1973.

HILLER AIRCRAFT COMPANY (Eua) (Org.). **Hiller Pulse Reactor Lift Engine**. Springfield: National Technical Information Service, 1963. 216 p. Disponível em: <<http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/601715.pdf>>. Acesso em: 11 jul. 2017.

LOCKWOOD, R. M., BENNETT, E. L., GRABER, D. A., **US Patent 3,462,955 Pulse Jet Engine**. EUA, 26 de Agosto de 1969.

MANGANIELLO, E. J., VALERINO, M. F., BREISCH, J. H., **NACA Wartime Report o.i. Memorandum Report E5J03: Endurance Test of a 22-Inch-Diameter Pulse-Jet Engine with Neoprene-Coated Valve Grid** EUA, Washington, Outubro de 1945.

MANGANIELLO, E. J., VALERINO, M. F., ESSIG, R. H., **NACA Wartime Report o.i. Memorandum Report E5J02: Sea-Level Performance Tests of a 22-Inch-Diameter Pulse-Jet Engine at various Simulated Ram Pressures** EUA, Washington, Outubro de 1945.

ORDWAY III, F. I., WAKEFORD, R. C.: "**International Missile and Spacecraft Guide**", McGraw-Hill, 1960

PLAVETZ, I. **Os Gigantes do Czar - Revista ASAS**, número 7, pág. 34-43, Junho/Julho 2002

SHULTZ – GRUNOW, F., **NACA Technical Memorandum n^o 1131: Gas-Dynamic Investigations of the Pulse-Jet Tube Parts I-II** National Advisory Committee for Aeronautics, EUA, Washington, Fevereiro de 1947.

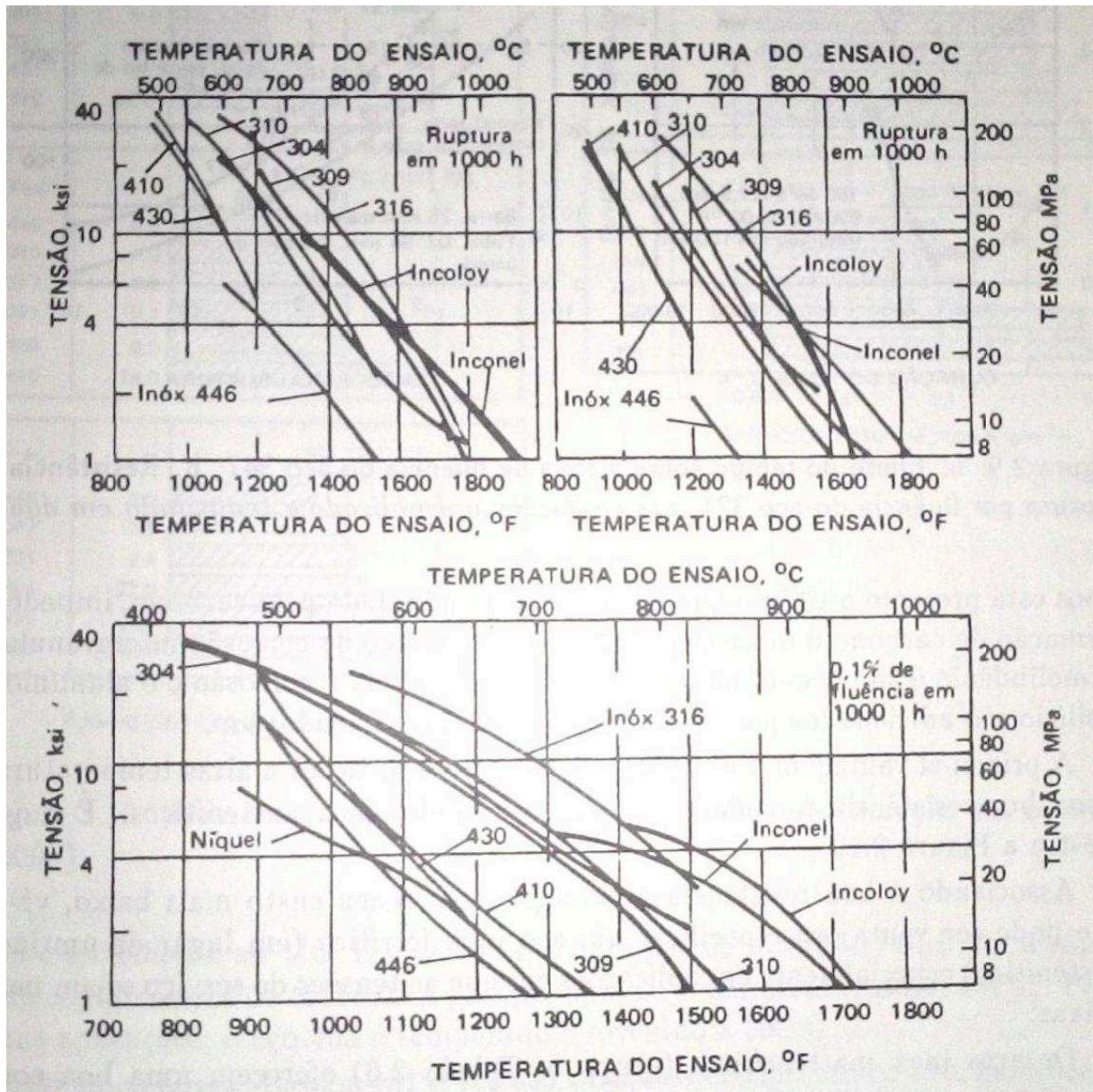
SIMPSON, B. **The Enthusiast's Guide to PULSEJET ENGINES** (Second revision ed.). (B. Simpson, 2° ed.), 2004.

VEDIA, R. M. **Motores Térmicos**. Buenos Aires, Argentina: Reverté, S.A, 1957.

WESTBERG, F. ***Inside the Pulsejet Engine – Report 1.0*** Disponível em Novembro 2002 no site <www.geocities.com/Area51/Rampart/9722/welcome.htm>

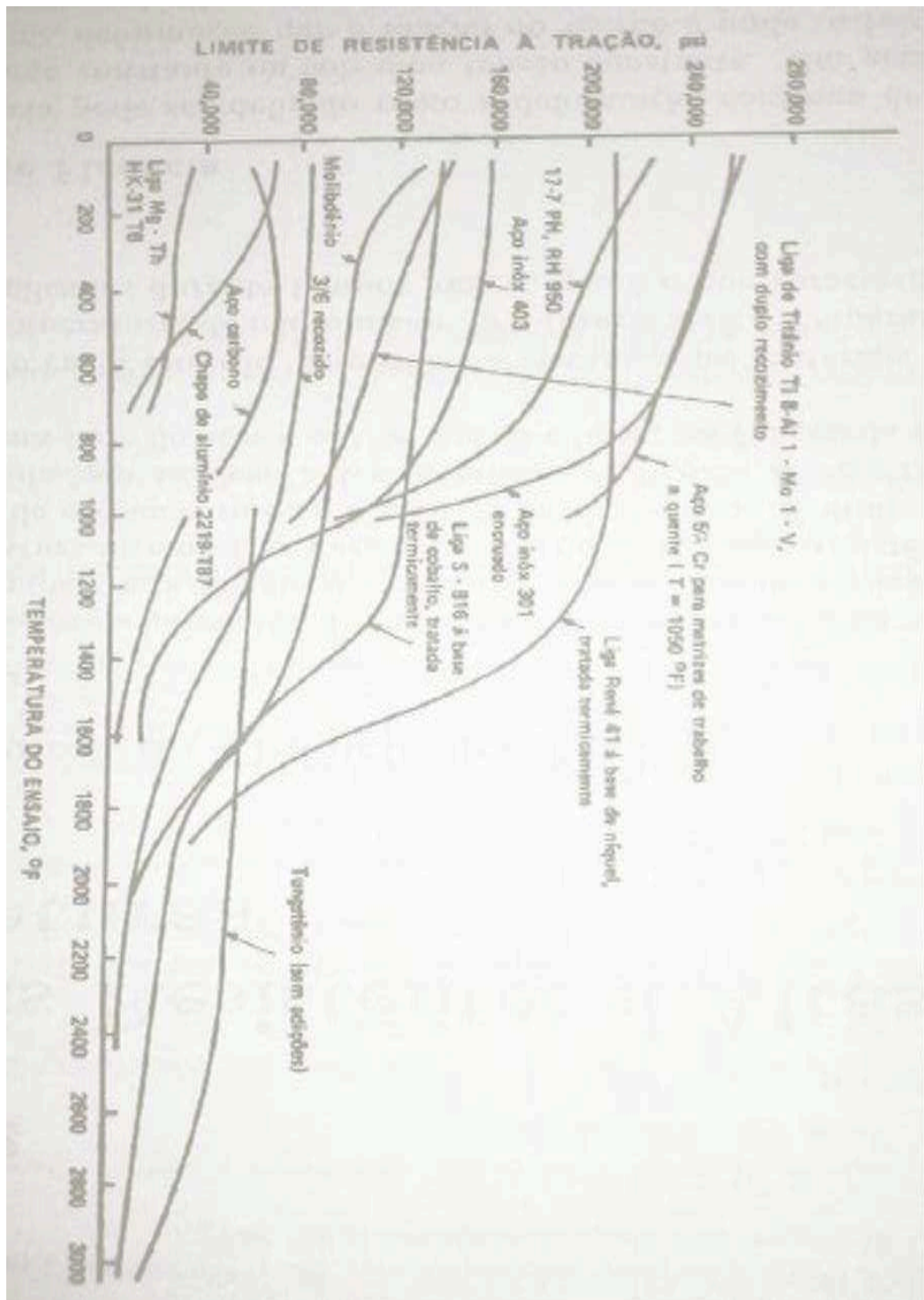
WOODRIDGE, E. T. **Winged Wonders: The Story of the Flying Wings**. 1983.
Disponível em: <[http://www.century-of-flight.net/Aviation history/flying wings/northrop war.htm](http://www.century-of-flight.net/Aviation%20history/flying%20wings/northrop%20war.htm)>. Acesso em: 11 jul. 2017.

Anexo A – Materiais para Aplicações a Altas Temperaturas

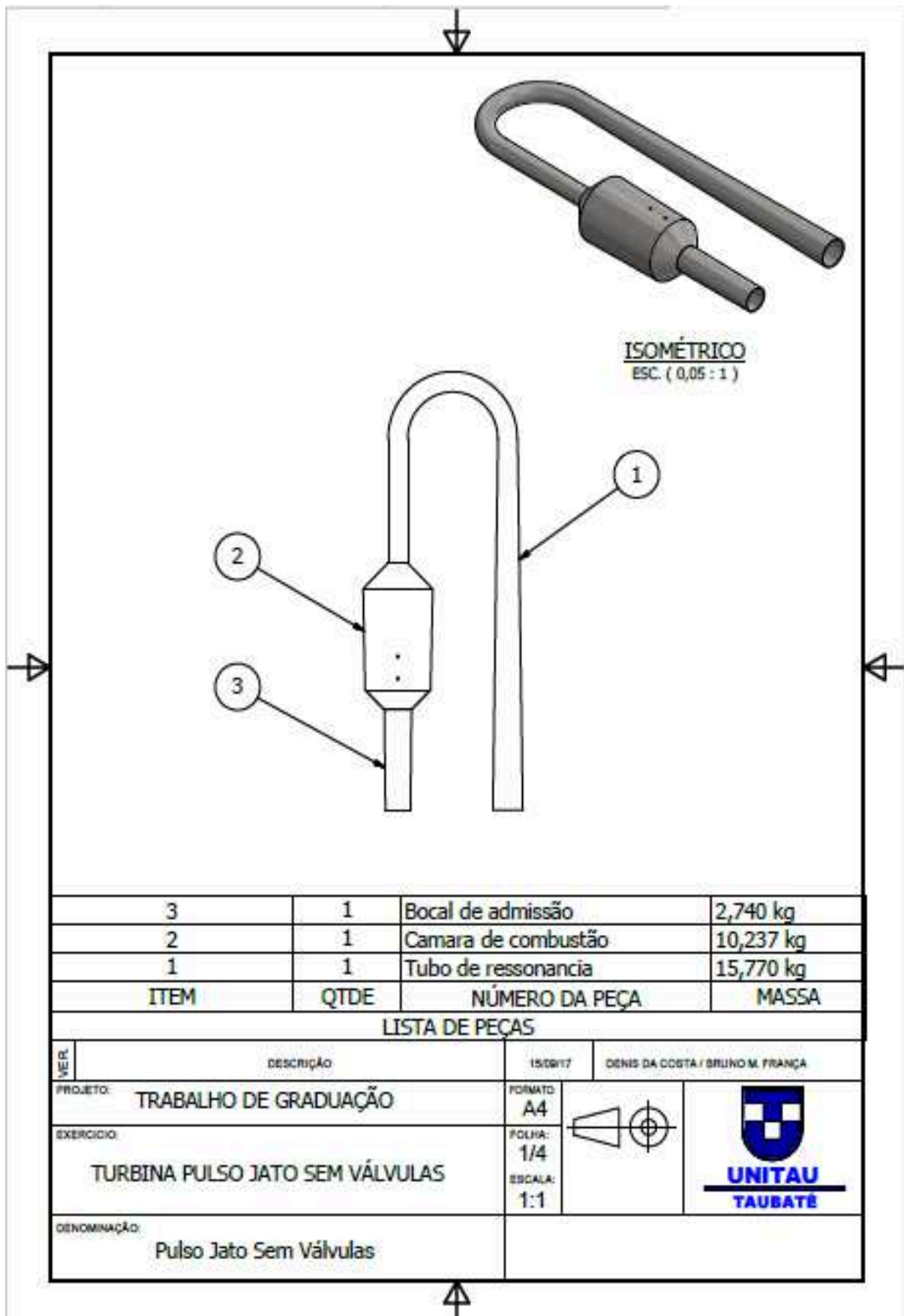


Fonte: COUTINHO (1992)

Anexo B – Efeito da temperatura sobre a resistência em diversos materiais e ligas



Apêndice A – Detalhamento Pulso Jato



Apêndice B – Detalhamento Peças Pulso Jato

