

Universidade de São Paulo

Escola Politécnica



**Departamento de Engenharia Mecânica
Energia e Fluidos**

Trabalho de Formatura : Propulsor Pulso-Jato

**Alunos : Cleber Eduardo Lorenzi
Marcelo Dias Takase**

**N.USP : 1748462
N.USP : 1747356**

Orientador: Prof. Dr. Marcos M. Pimenta

São Paulo , 08 de dezembro de 1996

Índice :

Cronograma Macro de Atividades.....	4
Fluxograma para desenvolvimento de Projeto.....	4
1.Introdução.....	6
2.Prólogo.....	7
3.Estudo da Viabilidade.....	8
3.1.Estabelecimento da Necessidade.....	8
3.2.Especificações Técnicas.....	9
3.3.Características Funcionais Importantes.....	10
3.4.Características Operacionais Principais.....	11
3.5.Características Construtivas.....	11
3.6.Síntese de Soluções.....	12
3.6.1.Descrição dos tipos de propulsores.....	13
3.6.2.Descrição dos Combustíveis.....	23
3.6.3.Descrição dos Oxidantes.....	32
3.6.4.Descrição dos Materiais.....	33
3.6.5.Matriz de Soluções.....	36
3.6.6.Estudo das Soluções.....	37
3.7.Exequibilidade Física.....	38
3.8.Conclusão.....	40
4.Estudo da Solução Escolhida : Pulso-Jato.....	42
4.1.Histórico.....	42
4.2.Componentes Básicos de um Jato.....	45
4.2.1.Câmaras de Combustão.....	45
4.2.2.Bocais de Exaustão.....	47
4.3.O motor Pulso-Jato.....	50
4.3.1.Componentes do motor.....	50
4.3.2.Operação do Motor e do Sist. de Combustível...53	
Segunda Parte do Trabalho.....	57
1.Introdução	58
2.Prólogo	59
3.Memorial de Cálculo	61

3.1 Volume da câmara e do tubo de combustão	61
3.2 Frequência de funcionamento do motor	62
3.3 Dimensões do motor	63
3.4 Válvula de admissão	64
4. Princípios do Pulso-Jato	68
4.1 O ciclo Lenoir	69
4.2 Análise do ciclo Lenoir	69
4.3 Análise do ciclo Pulso-jato	71
5. Cálculos dos Parâmetros do Pulso-Jato	73
5.1 Cálculos	73
5.2 Comentários	74
6. Estudo do Escoamento-Termod. dos Fluidos Compressíveis.....	75
6.1 Bocal Convergente-Divergente.....	76
6.2 Bocal Convergente.....	79
6.3 Difusor Divergente.....	81
6.4 Câmara de combustão	83
6.5 Bocal Convergente.....	86
6.6 Duto de Exaustão.....	88
6.3 Difusor Divergente.....	91
7. Análise de Resistência da Câmara de Combustão	94
8. Comentários e Conclusões	98
9. Bibliografia	100
10. Anexos	101
Tabela de Propriedades do Aço Inoxidável ASME 304.....	s/n
Desenhos de construção.....	s/n
Tabelas de escoamento isoentrópico do ar	s/n
Tabelas de escoamento de Rayleigh.....	s/n
Tabelas de escoamento de Fanno.....	s/n

PROJETO
AEROMODELO / PULSOJATO

CRONOGRAMA MACRO DE ATIVIDADES
(REVISÃO DE 21/03/96)

ATIVIDADES	MESES											
	JAN	FEV	MAR	ABR	MAI	JUN	JUL	AGO	SET	OUT	NOV	DEZ
1- Formação do grupo			OK	OK								
2- Definição dos objetivos.			OK	OK								
3- Estudo da necessidade.				OK	OK							
4- Matriz de soluções.				OK	OK							
5- Estudo das soluções.				OK	OK							
6- Definição do projeto.				OK	OK							
7- Execução do trabalho.												
8- Estudo teórico.												
9- Projeto.												
10- Construção.												
11- Teste estático.												
12- Teste dinâmico.												
Conclusão												

Fluxograma para Desenvolvimento de Projeto de Veículo Aeroespacial.

Desenvolvimento de um projeto de um veículo aeroespacial.

Elaborado:
Cleber Eduardo Lorenzi

Emissão:
09.04.96

Revisor:

Revisão:

INDICAÇÕES:

- Definição da trajetória e da altura que se deseja atingir com o veículo, a fim de permitir o estudo do tipo de propulsor empregado.
- Caso a trajetória e a altitude escolhida atinjam pontos onde não seja possível utilizar o oxigênio atmosférico como oxidante, parte-se para o estudo de um veículo que utilize motor foguete.
- Caso seja possível a utilização do oxigênio atmosférico como oxidante na reação de combustão, parte-se para o estudo de um veículo que utilize motor à jato.
- Definição do tipo de motor com propulsão à jato que será empregada.
- Caso seja necessário a utilização de turbinas para comprimir os gases na entrada, parte-se para o projeto de um turbojato.
- Se não é viável, para o projeto, a utilização de turbinas, parte-se para o estudo de um motor do tipo pulso-jato, ou como é mais conhecido, Dynajet.
- Definição do tipo e do perfil da asa do veículo. Nesta etapa o engenheiro deve escolher um perfil da asa de acordo com a velocidade estimada de voo. Deve escolher, também, o tipo de asa que será empregada, se é do tipo reta, em "V", do tipo Delta, etc.
- Com o tipo e o perfil definido para a asa, parte-se para o projeto propriamente dito.
- Execução dos cálculos de sustentação, arrasto, escoamento, etc. de acordo com projeto executado no passo anterior. Nesta etapa é feito, também, os testes no túnel de vento para verificação prática do projeto.
- Definição do sistema de controle do veículo. Nesta etapa deve-se escolher um sistema que permita controlar o equipamento nas velocidades, altitudes e alcance escolhidos no início do projeto, e que ofereça um nível de segurança e confiança aceitáveis.
- Definição do projeto final. Nesta etapa deve-se unir os dois projetos, pulso-jato e bôlido, a fim de viabilizar a etapa final, que é a construção do veículo.
- Implementação do projeto. Deve-se partir para a construção de um protótipo, a fim de permitir a realização de provas de performance, autonomia, manobrabilidade, etc.

Engenheiros responsáveis:

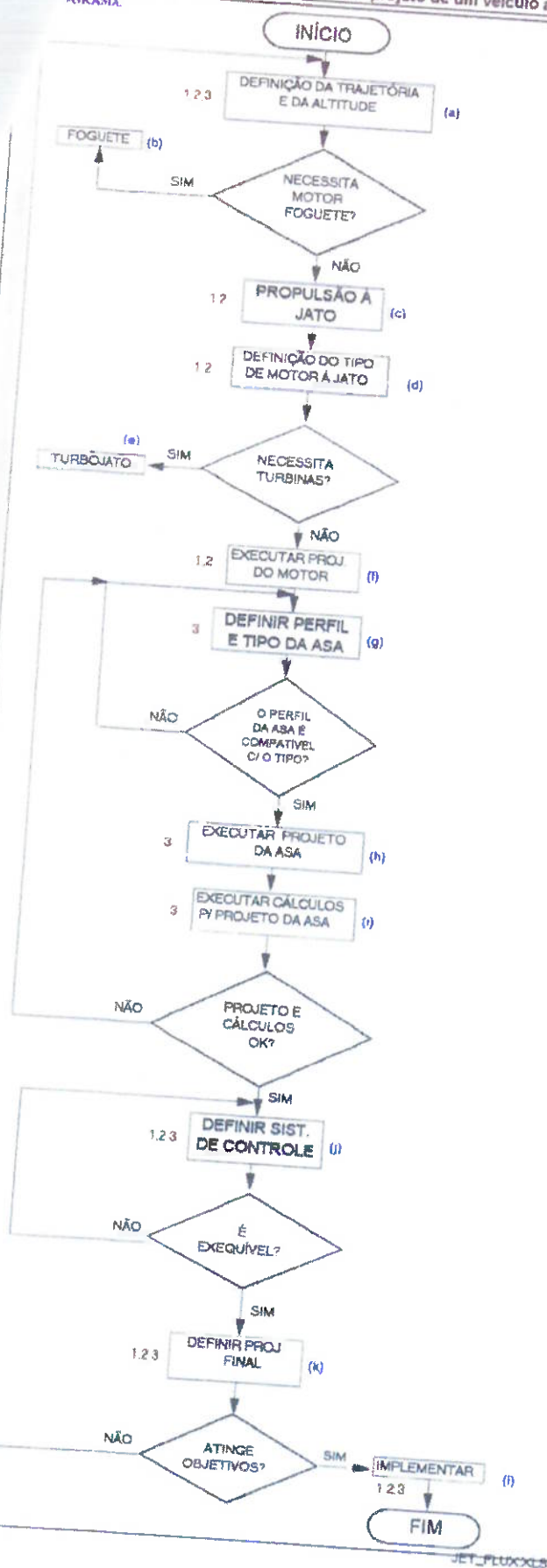
- Cleber Eduardo Lorenzi
- Marcelo Dias Takase
- Ricardo Villela Marino

Assinaturas:

Assinaturas	Assinaturas	Assinaturas

APROVADO POR:

Cleber Eduardo Lorenzi
Marcelo Dias Takase
Ricardo V. Marino



1. INTRODUÇÃO

A vontade de voar já faz parte do subconsciente humano há milhares de anos. Desde os primórdios da civilização, enquanto a preocupação de nossos ancestrais caçadores-coletores era a sobrevivência, tais homínídeos já se vislumbravam com a capacidade dos pássaros de voarem livremente. O mundo parecia ser maior para eles.

Nossos ancestrais estavam limitados a uma vida bidimensional e bem restrita devido aos perigos proporcionados pelos predadores e pela fixação ao solo gerada pelo que seria, um dia, a agricultura. Por isso, sonhavam em conquistar a tal terceira dimensão que pertencia somente aos pássaros. Liberdade e poder é o que teriam em mãos.

A Lua e as estrelas, então, eram como deuses. Os astros impunham sobre os humanos uma espécie de *enigma divino* que assombrava a todos. Movimentos harmoniosos, muitas vezes previsíveis pela experiência adquirida de algum observador incansável do céu, eram quebrados pelo surgimento de belezas raras e assustadoras que cruzavam o céu de tempos em tempos, e que alteravam a história devido ao medo do mau agouro. Quem dominasse o reino dos deuses, seria o próprio deus na Terra.

Porém, o desejo de descobrir novas terras, o desejo pelas aventuras e as provas de coragem que levaram o homem a grandes descobertas, colocava o espaço como a próxima fronteira depois das navegações.

Nos dias de hoje, após a inteligência ter evoluído enormemente, ainda nos impressionamos com o vôo dos pássaros. Apesar da nossa tecnologia ter-nos dado balões, aviões e foguetes para percorrermos o mundo inteiro e apreciarmos a bela imagem da Terra a qualquer momento, muitos de nós, seres humanos, ainda temos a vontade de voarmos em algum equipamento que seja de nossa propriedade, como fazemos com um automóvel pelas estradas, por exemplo.

O grande problema envolvido por esse desejo é o custo para fabricação e manutenção do equipamento, fora os conhecimentos de engenharia necessários para a confecção de um projeto eficaz, confiável e seguro.

É por essa razão, e muitas outras, que as pessoas partem para o aeromodelismo. Na prática desse *hobby* é possível que se invente qualquer tipo de avião, foguete ou outro objeto qualquer sem que se arrisque a vida de algum

piloto ou a perda de um enorme volume de dinheiro que foi investido. O adepto do aeromodelismo torna-se o engenheiro, o técnico, o construtor e o piloto de seu protótipo, tudo ao mesmo tempo. Isso proporciona uma grande satisfação a todos, pois permite que você inicie o projeto, estude, implemente e depois faça a prova de fogo no campo. O prazer é imenso ao se observar os resultados de tanto trabalho e tempo dispendidos.

2. PRÓLOGO

A idéia principal do grupo era empregar a maior parte dos conhecimentos adquiridos no decorrer de nosso curso e aplicar em um projeto conjunto. Nos estudos iniciais, vimos que se projetássemos um protótipo de avião ou foguete, assim como, o seu sistema de propulsão, estaríamos atingindo o nosso objetivo e, ainda, teríamos uma satisfação pessoal, pois todos gostam muito do assunto e exercem alguma atividade no meio, a nível de hobby.

Partimos para o estudo da necessidade, visto que estamos desenvolvendo um produto que, porventura, poderemos oferecer ao mercado de aeromodelismo. Através de contatos, encontramos um trabalho pronto a esse respeito, poupando uma posterior pesquisa que seria necessária para avaliação da necessidade.

Definimos as especificações técnicas, as características principais, operacionais e construtivas do produto, assim como a síntese de soluções e exequibilidade física. Maiores detalhes serão descritos nos itens adiante.

A seguir, iremos detalhar o processo de escolha e definição da solução final de projeto, sobre a qual desenvolveremos nosso trabalho. Vale lembrar que nosso projeto está sendo desenvolvido em conjunto com o projeto de outro aluno, visto que seria uma carga muito grande para nós desenvolvermos o protótipo do veículo e do motor. Portanto, cabe a este grupo o estudo, projeto e implementação do sistema de propulsão do aparelho.

Tudo em nosso trabalho está sendo desenvolvido em paralelo ao outro trabalho. Efetuamos visitas à bibliotecas, à pessoas que trabalham com aeromodelismo, à pessoas que estão tentando desenvolver um projeto semelhante, à escolas de aeromodelismo, à pessoas capazes e interessadas em pilotar nosso produto, à empresas de usinagem e muito mais. Enfim, nosso contato para a definição do produto foi muito grande e frutífero.

Recebemos bastante incentivo de algumas pessoas interessadas pelo nosso trabalho, porém recebemos bastante desmotivação de um número maior de pessoas que se consideravam inteligentes demais diante de nosso projeto, que estava apenas nascendo.

Mesmo com as dificuldades encontradas, decidimos continuar o trabalho por motivo de orgulho próprio para cada um de nós, a fim de tentar atingir o objetivo final, mesmo que parcialmente, de modo que possamos mostrar àquelas pessoas, que se consideram *experts* no assunto, que somos capazes de superá-las, passando por cima dos problemas encontrados e pela falta de tempo disponível.

3. ESTUDO DA VIABILIDADE

Como estamos desenvolvendo um produto, resolvemos fazer o estudo da viabilidade do mesmo, a fim de podermos optar por uma solução que seja a mais simples, mais barata e que atinja nossos objetivos iniciais. Nós já sabíamos o que queríamos logo de início, porém achamos melhor comparar as soluções de modo que pudéssemos verificar se aquela idéia era realmente a melhor solução. Veja os resultados em seguida.

3.1 - Estabelecimento da Necessidade

Avaliar o mercado potencial para produtos de aeromodelismo não é uma tarefa nada fácil. Pensamos em fazer um questionário para ser preenchido pelos clientes dessas lojas, assim como para pessoas que não têm noção nenhuma sobre o que é aeromodelismo.

Como mencionado anteriormente, através de contatos com bibliotecas e pessoas que se interessam pelo assunto, encontramos um trabalho realizado por um aluno da FAAP - Faculdade Armando Álvares Penteado - (vide referências), que estudava o mercado potencial para esse tipo de produto. O resultado não poderia ser melhor. Mais da metade das 2000 pessoas entrevistadas estão dispostas a comprar o produto, desde que seu preço seja razoável.

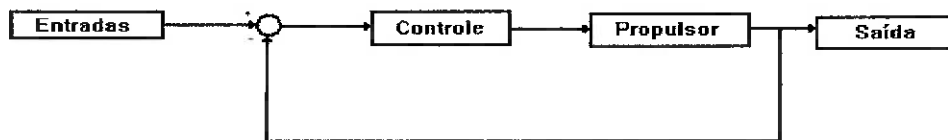
A necessidade a ser satisfeita pelo nosso produto, que é a nossa idéia principal, é a de colocar no mercado um propulsor para aviões de aeromodelo

que possa voar a velocidades muito altas e atingir grandes altitudes como fazem os melhores aviões à jato de hoje.

Tal necessidade surge da falta de opções para esse tipo de produto no mercado nacional, sendo que o interessado sente-se obrigado a importar produtos com tais características de desempenho. Os grande inconvenientes da importação desse tipo de equipamento são o custo elevado e a falta de peças de reposição. Qualquer tipo de acessório ou peça de reposição deve ser importada às cegas, ou seja, o cliente nem sempre tem acesso aos dados do fabricante e, sim, a uma simples foto da oferta.

Portanto, nosso objetivo é suprir essa fatia de mercado, projetando um produto de alto desempenho, que atinja as grandes velocidades e altitudes estipuladas, e proporcione aos clientes um suporte técnico com peças de reposição e acessórios especiais para diferentes empregos, em diferentes condições de uso.

3.2 - Especificações Técnicas



Entradas Desejáveis	Parâmetros	Saídas
Alta % O ₂ no Ar	Combustão	Rendimento da Combustão
Vazão Combustível na Proporção Correta	Combustão	Rendimento da Combustão
Pressão atmosférica	Bocal	Rendimento do Bocal
Propriedades do Combustível	Poder Calorífico	Rendimento do Propulsor
Temperatura de Combustão	Temperatura	Rendimento da Combustão
Temperatura dos Gases	Resist. Térmica dos Materiais	Integridade Física do Motor

Entradas Indesejáveis	Parâmetros	Saídas
Objetos Estranhos	Proteção Adequada	Integridade Física do Motor
Alta Umidade Relativa do Ar	ϕ_{ar} (UMIDADE RELATIVA)	Aproveitamento Máximo do Calor dos Gases
Alta Pressão no Venturi	Vazão de Combustível	Aproveitamento Máximo do Combustível
Combustível de Baixa Qualidade	Combustão	Aproveitamento Máximo do Poder Calorífico
Baixa Concentração de O ₂ no Ar	Combustão	Aproveitamento Máximo O ₂ do Ar
Temperatura dos Gases de Saída Elevada	Resistência Térmica dos Materiais e Troca de Calor	Manutenção da Integridade Física do Motor

3.3 - Características Funcionais Importantes

Dentre as principais características funcionais do sistema, devemos ter:

- **Durabilidade:** o motor deve render o maior número de horas de voo possível e deve ter resistência à umidade e a ataques químicos dos gases de combustão e resíduos de combustível. Isso implica na escolha ideal do material de fabricação do propulsor;

- **Confiabilidade:** o motor deve ter um funcionamento estável e previsível, evitando assim possíveis surpresas que possam gerar acidentes. Deve ter o menor número de manutenções possível, a fim de reduzir o trabalho de operação dos clientes, além de uma garantia especial pela aquisição do produto;

- **Segurança:** o aspecto segurança engloba, principalmente, a integridade física do equipamento e de seus utilitários, para as mais diversas situações. Deve possuir resistência à explosões, garantindo a segurança do operador desde que siga as diretrizes de segurança, que devem ser entregues com o produto;

- **Vibração:** deve-se ter o mínimo de vibrações estáticas, atribuídas ao seu funcionamento, e o mínimo de vibrações dinâmicas, devido ao fluxo de ar sobre o corpo. Estas medidas garantem que o produto possa ser bem fixado no veículo desejado, sem comprometer sua estabilidade e controle;

- **Empuxo:** deve ser o maior possível, porém compatível com o peso médio dos aeromodelos, não comprometendo o consumo de combustível, nem mesmo sua estabilidade e controle;

- **Rendimento:** deve proporcionar a maior autonomia possível, com maior eficiência do motor.

3.4 - Características Operacionais Principais

Devido às características principais de funcionamento deste sistema, espera-se uma vida útil de 5 anos, com uma operação de 1 hora por dia. Isso representa cerca de 1825 horas de funcionamento. No entanto, não significa que o usuário possa utilizar o equipamento durante 1825 horas ininterruptamente. Caso as especificações de combustível, umidade e emprego não sejam respeitadas, não há comprometimento quanto à sua durabilidade.

3.5 - Características Construtivas

Como previsão do sistema podemos estimar as seguintes características construtivas:

- Estrutura do propulsor: aço, alumínio ou liga especial;

- Combustível: querosene, gasolina ou álcool;
- Comburente: ar atmosférico ou oxigênio líquido;
- Dimensões estimadas: mínimo 200mm / máximo 1000mm;
- Peso: mínimo 250g / máximo 1kg.

3.6 - Síntese de Soluções

A seguir, iremos descrever os vários tipos de propulsores para veículos aeroespaciais, assim como, os combustíveis empregados hoje em dia, os materiais e outros dados importantes para a escolha de uma solução viável de projeto.

Vamos começar pela descrição dos tipos de propulsores. Os propulsores empregados na indústria aeronáutica estão divididos em 3 classes diferentes: os motores à pistão, os à jato e os turbo-hélice. Dentro de cada classe temos mais subclasses. As subclasses para motores à jato são: turbojatos, pulso-jatos, ram-jet, turbofans e foguetes. (Veja esquema abaixo)

- Motores à Pistão
 - Alimentação atmosférica
 - Alimentação turbo-comprimida
- Motores à Jato
 - Turbojato
 - Pulso-jato
 - Ram Jet
 - Turbofan
 - Foguete
- Motores Turbo-Hélice

propulsion method	diagram of unit	overall efficiency (%)	relative frontal area (sq ft)	relative weight of fuel per gross acceleration	probable range of flight speeds
rocket					supersonic
jet					supersonic
pulsejet					subsonic and supersonic
turbojet					subsonic and supersonic
turbo-prop					subsonic
reciprocating engine					subsonic

Operational characteristics of various jet-propulsion units

3.6.1 - Descrição dos tipos de propulsores

- Motores à Pistão com Alimentação Atmosférica:

Apesar de vários tipos de combustíveis serem cogitados para a alimentação do motor à pistão, como o óleo diesel e até mesmo o vapor, o motor à gasolina foi por mais de 40 anos após a invenção do avião, o único tipo de motor usado em aeronaves.

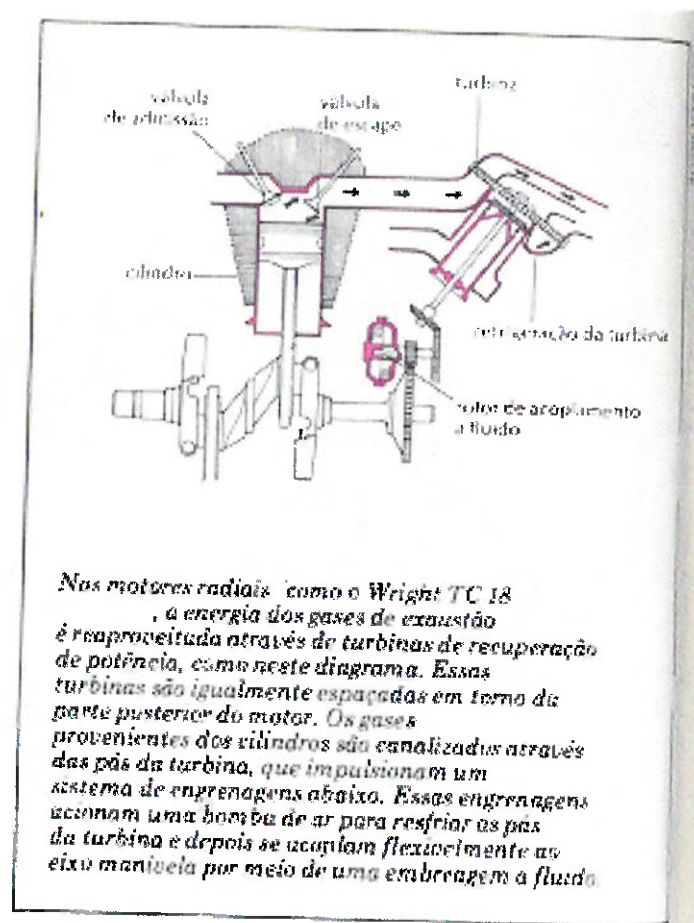
No caso do motor de combustão interna, os produtos da combustão são usados como o próprio fluido de trabalho que empurra o pistão e portanto fornece a potência para a transmissão. As paredes do cilindro e pistão que estão em contato com os produtos da combustão são refrigerados pela circulação de ar ou líquido pela parte externa dos cilindros, para manter estas partes à uma temperatura baixa e portanto não limitando a temperatura de combustão.

A potência que pode ser obtida por um motor à combustão interna depende da razão entre a mais alta e a mais baixa temperatura da substância de trabalho. Portanto há uma enorme vantagem em utilizar-se altas temperaturas no interior da câmara de combustão.

Todo motor que usa o ar atmosférico para queimar o combustível é limitado em sua potência essencialmente pela quantidade de ar que pode ser levada para o interior do pistão. O motor de ignição por centelha (gasolina) é o único motor que usa com sucesso todo o oxigênio contido no ar na combustão. O motor à diesel utiliza apenas 60% do oxigênio contido no ar. Por isso o motor à diesel é em geral maior e mais pesado que um motor à gasolina para obter a mesma potência.

- Motores à Pistão com Alimentação Turbo-comprimida:

São uma evolução dos motores à pistão. Em 1911 a empresa suíça Brown-Boveri construiu e testou um desses equipamentos. O turbo-compressor consiste de uma turbina, operando na saída dos gases de exaustão do motor, que é acoplado a um compressor usado para comprimir a mistura no cilindro. Este dispositivo é bastante atraente por diversas razões. Uma delas se deve ao fato dele proporcionar um modo fácil de variar a rotação do turbo-compressor e, assim, controlar a pressão suprida ao motor. Isso é feito através de uma *'waste-gate'*, ou seja, uma válvula de alívio entre o motor e a turbina, que, quando aberta, permite aos gases saírem sem passar pela turbina.



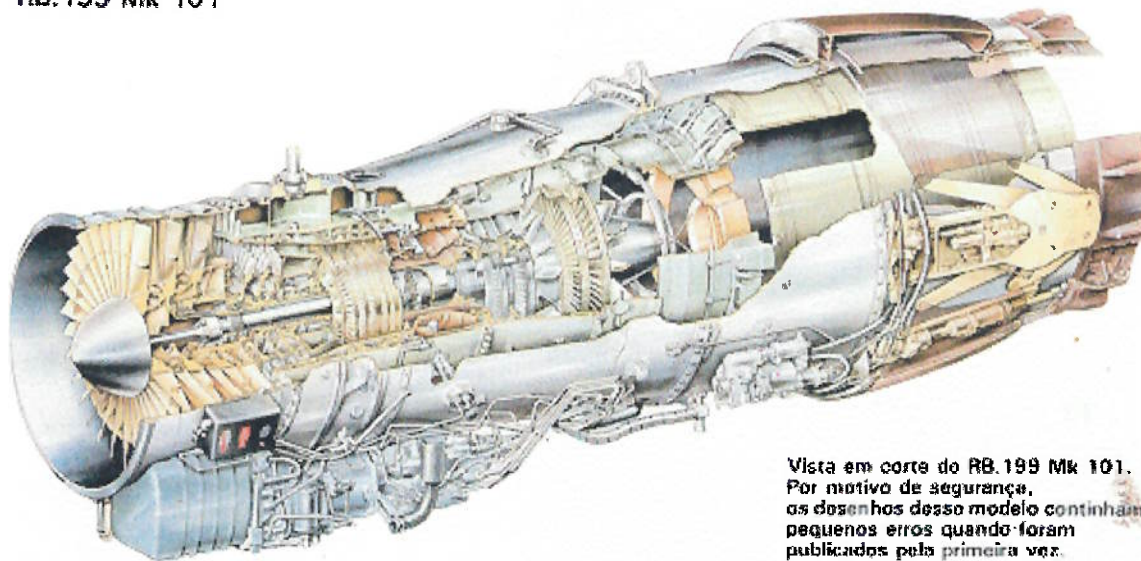
- Motores Turbojato :

De 1903 a 1939 o domínio dos motores à combustão interna para a propulsão de aeronaves era total. Em 27 de agosto de 1939 o primeiro avião movido à jato decolou na Alemanha. O motor foi projetado por Hans von Ohain, que concebeu a idéia quando era ainda um estudante na Universidade de Göttingen. Separadamente ao trabalho de von Ohain, Frank Whittle na Inglaterra chegou ao mesmo conceito alguns anos antes, porém quando o motor de von Ohain voou, Whittle estava ainda trabalhando em seu projeto. O motor de Whittle voou pela primeira vez em 15 de maio de 1941.

Estes motores foram denominados turbojatos. A idéia básica deste motor é simples. Ar tomado da atmosfera é comprimido de 3 a 12 vezes a pressão original em um compressor centrífugo ou axial. Combustível suficiente é então adicionado ao ar e queimado para aumentar a temperatura da mistura para uma faixa entre 1200 °F e 1700 °F. Essa mistura quente resultante passa através de uma turbina cuja única função é acionar o compressor. Se a turbina e o compressor possuem uma alta eficiência, a pressão na descarga será perto de

duas vezes a atmosférica e esta pressão é usada em um bocal para produzir um fluxo de gás à alta velocidade e consequentemente um empuxo.

RB.199 Mk 101



Vista em corte do RB.199 Mk 101. Por motivo de segurança, os desenhos desse modelo continham pequenos erros quando foram publicados pela primeira vez.

A característica mais importante do motor à jato é a sua extraordinária leveza quando comparado ao motor à pistão e hélice para um mesmo empuxo à uma dada velocidade de cruzeiro. Esta vantagem torna possível o uso de motores muito mais potentes pelos aviões à jato. Somado a isso existe o fato da eliminação da hélice tornar possível uma estrutura muito mais simples, leve e aerodinamicamente “limpa”. Ainda mais, a eficiência propulsora da hélice é baixa em altas velocidades (acima de 500 mph) enquanto que a eficiência propulsora de um jato é particularmente boa em velocidades muito altas. Todas estas vantagens tornam o motor turbojato dotado de uma vantagem em velocidade superior a 3 para 1 se comparado ao motor à pistão e hélice.

Com a finalidade de produzir um grande empuxo, um motor turbojato precisa ser capaz de trabalhar com grandes fluxos de gases. Ao mesmo tempo ele não deve ser pesado ou grande. Se o compressor, a câmara de combustão e a turbina de um motor turbojato não forem altamente eficientes, este motor será pesado e utilizará uma grande quantidade de combustível. É também necessário que a temperatura dos produtos da combustão que entram na turbina seja alta, caso contrário a razão potência/peso será baixa.

- Motori Pulso Jato:

A bomba voadora alemã V-1 usada na Segunda Guerra Mundial era um avião não pilotado equipado com um motor de propulsão a jato intermitente chamado pulso jato.

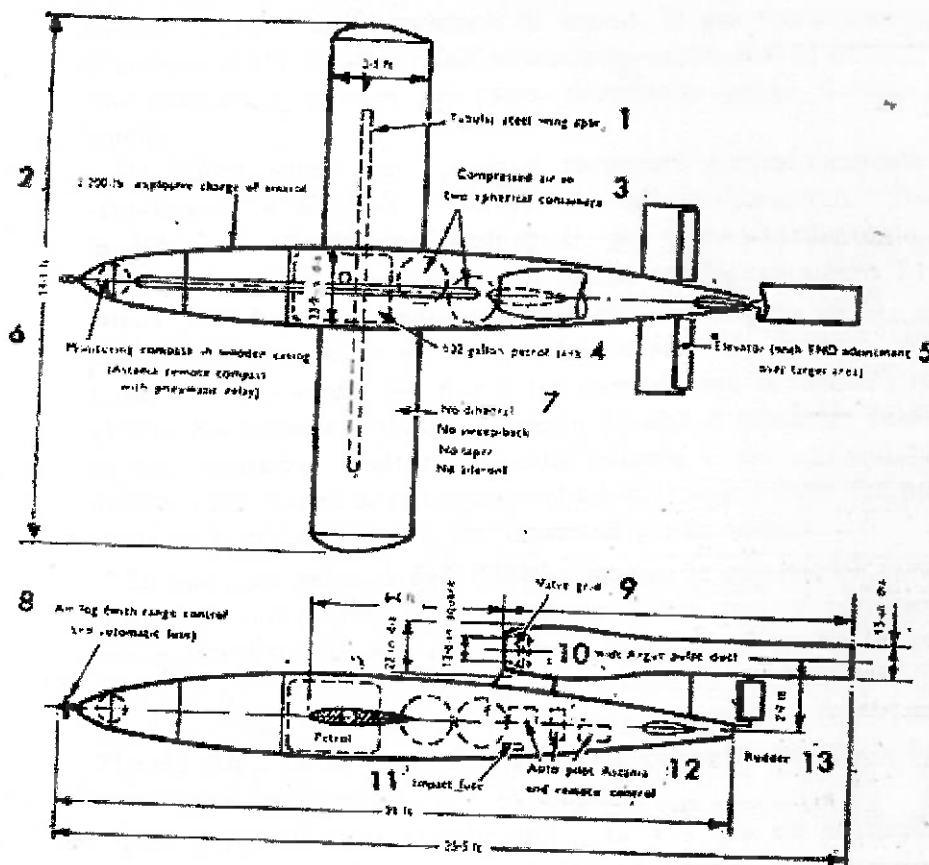


Fig. 19. La bomba volante « FZG-76 » Fieseler di Lusser e Schmidt, nota come V-1 la prima bomba volante impiegata nelle operazioni militari: (apertura d'ala piedi 19,1; larghezza d'ala piedi 3,5; diametro pollici 33,9).

1. Longherone tubolare in acciaio dell'ala. - 2. Carica esplosiva di 2200 libbre di amatol. - 3. Aria compressa in due recipienti sferici. - 4. Cisterna contenente 132 galloni di petrolio. - 5. Timone di profondità con registrazione TND sull'area-bersaglio (TND adjustment). - 6. Bussola di controllo in involucro di legno (bussola Askania a distanza con relays ad aria compressa). - 7. Ala senza angolo diedro, senza alettoni, a larghezza uguale non rivolta all'indietro. - 8. Libro di bordo (con controllo di distanza e spoletta automatica). - 9. Griglia di valvole. - 10. Condotta ad induzione Schmidt-Argus. - 11. Spoletta a percussione. - 12. Pilota automatico Askania con controllo a distanza.

Neste equipamento ar entra pela frente através de uma válvula que não permite o seu retorno e passa para uma câmara de combustão onde é misturado à uma quantidade adequada de gasolina e esta mistura sofre ignição. Como o retorno do ar é impedido pela válvula, a combustão resultante aumenta a pressão na câmara e força os produtos da combustão a fluir por um bocal para a descarga. A inércia dos gases que fluem pelo bocal fazem com que esses gases continuem a fluir até que a pressão na câmara de combustão se reduza abaixo da pressão atmosférica, quando então a válvula se abre e permite uma nova carga de ar entrar na câmara de combustão. A chama residual de uma explosão inicia a ignição da próxima e um dispositivo de ignição é necessário somente para a primeira explosão. Este motor é simples, barato e eficiente para o fim que se destinava. Ele nunca se tornou uma alternativa viável para aviões tripulados devido ao alto consumo de combustível e ao som intolerável que produz.

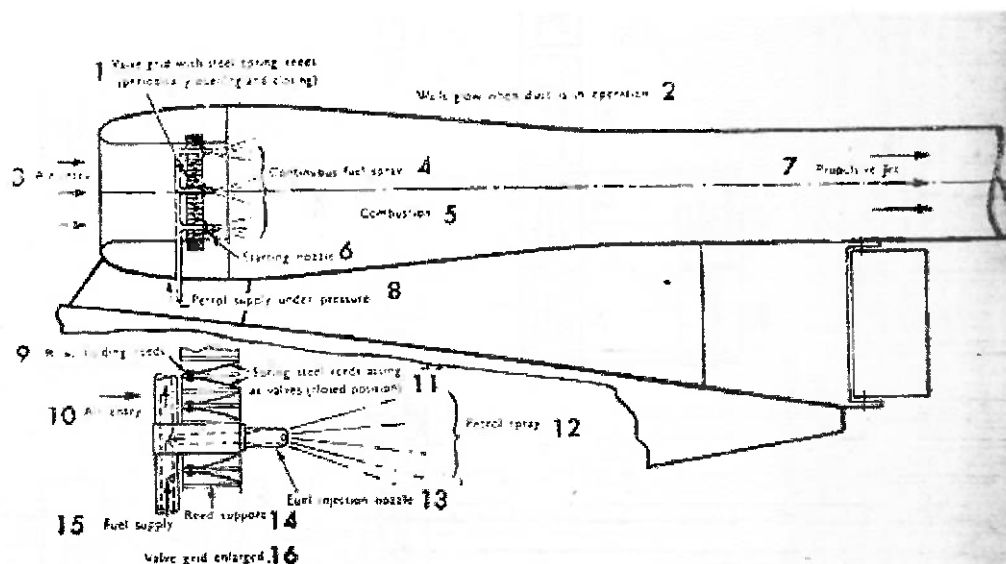


Fig. 8. Condotto a induzione (pulse duct) Schubroehe della ditta Schmidt-Argus, applicato alla bomba volante V-1 (F2G-76). E questo un condotto di propulsione che funziona a intermittenza (circa 50 cicli al secondo), brevetto 1930 di P. Schmidt.

- 1. Griglia di valvole (valve grid) con linguetta a molla di acciaio (with steel spring reeds). - 2. Le pareti sono incandescenti quando il condotto funziona. - 3. Entrata dell'aria. - 4. Spruzzo continuo di carburante. - 5. Combustione. - 6. Ugello di avviamento. - 7. Getto di propulsione. - 8. Alimentazione del petrolio a pressione. - 9. Ribadito che ferma le linguette. - 10. Entrata dell'aria. - 11. Linguette a molla di acciaio in funzione di valvole (posizione chiusa). - 12. Spruzzo di petrolio. - 13. Ugello d'iniezione del carburante. - 14. Supporto delle linguette. - 15. Alimentazione del carburante. - 16. Griglia di valvole ingrandita.

- Motores Ram Jet :

Talvez o motor de propulsão aeronáutica mais simples seja o motor ram jet. Ele é essencialmente um turbojato no qual as máquinas rotativas são eliminadas. Funciona apenas em altíssimas velocidades. O ar que entra pela sua frente à mesma velocidade do avião é desacelerado para uma velocidade mais baixa (com relação à velocidade do avião) por um dispositivo de canais de entrada dotado de placas. Se esse processo é feito eficientemente, então a pressão aumentará. Combustível é adicionado e a combustão faz aumentar a pressão. Os produtos quentes da combustão são reexpandidos para a pressão atmosférica e fluem para fora à alta velocidade por um bocal de escape. Devido à alta temperatura estes gases estão na saída do bocal à uma velocidade maior que a velocidade de vôo do avião e portanto um empuxo é produzido. O ram jet é eficiente apenas a velocidades extremamente altas e não produz empuxo à baixas velocidades; por isso um outro tipo de motor é necessário para a decolagem. A decolagem é providenciada por motores foguete em alguns mísseis guiados.

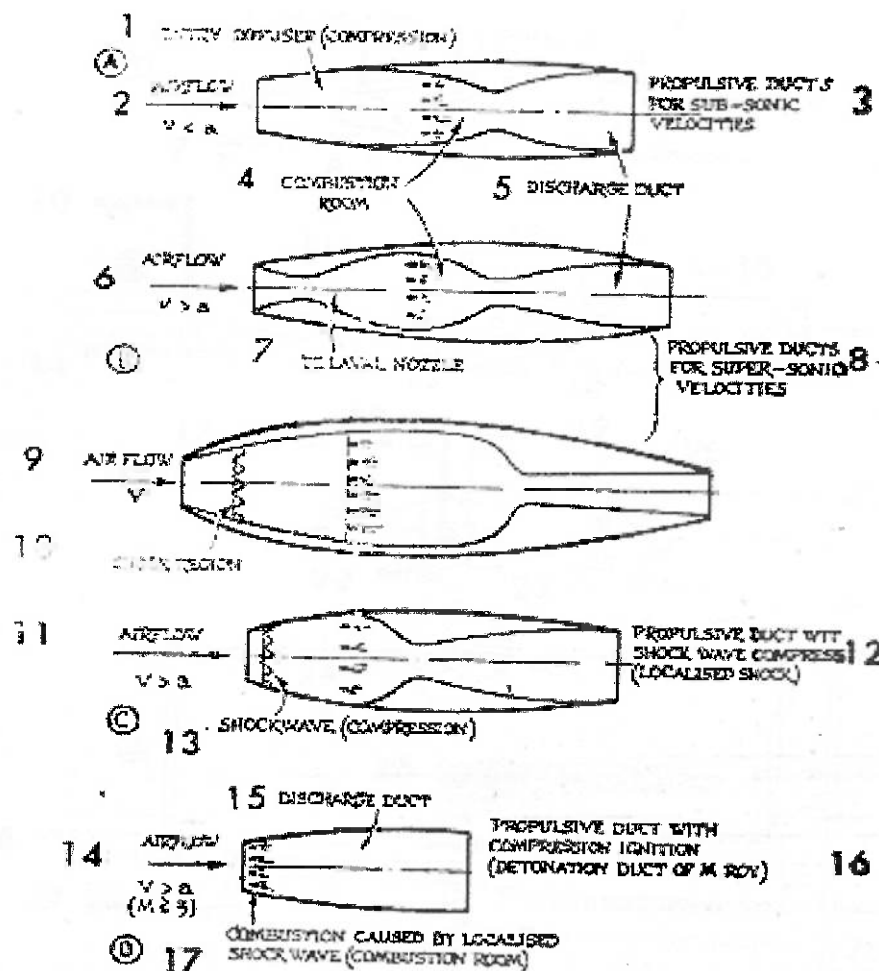
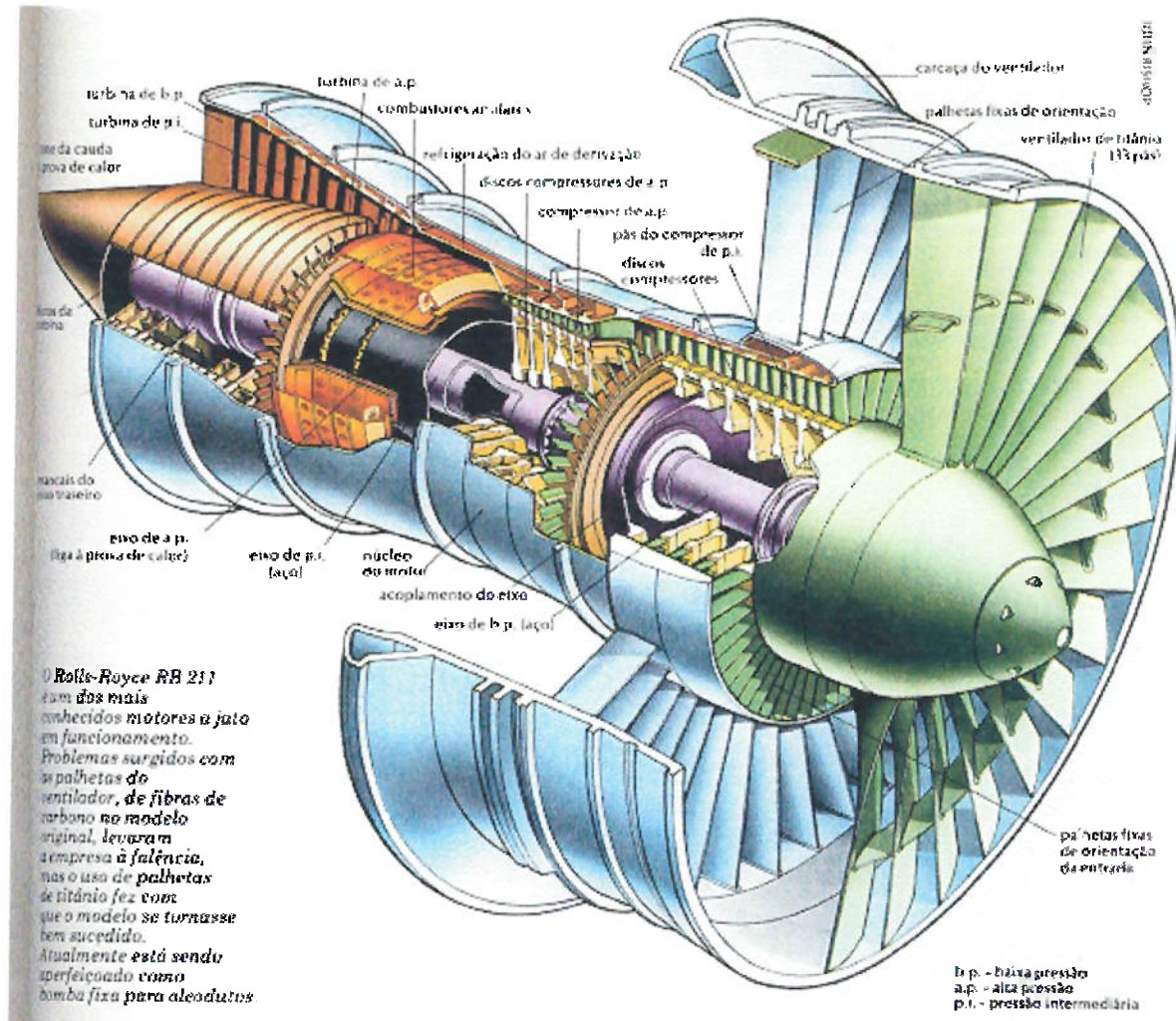


Fig. 6. Vari tipi di condotti di propulsione a flusso costante (continuous-flow) (ram jets).

1. Diffusore dell'ingresso (entry diffuser). - 2. Filetto fluido (airflow). - 3. Condotto di propulsione per le velocità subsoniche. - 4. Camera di combustione. - 5. Tubo di scarico. - 6. Filetto fluido. - 7. Ugello De Laval. - 8. Condotto di propulsione per le velocità supersoniche. - 9. Filetto fluido. - 10. Regione di urto (shock region). - 11. Filetto fluido. - 12. Condotto di propulsione con compressione d'onda d'urto (shock wave compression). - 13. Onda d'urto (compressione). - 14. Filetto fluido. - 15. Tubo di scarico. - 16. Condotto di propulsione con accensione a compressione. - 17. Combustione causata da onda d'urto localizzata (camera di combustione).

- Motores Turbofan :

Consiste em uma forma intermediária entre o turbojato e o turbo-hélice. Os motores turbofan podem ser descritos como motores turbojato em que uma porção da energia que é normalmente usada no bocal de propulsão é empregada por uma turbina que por sua vez aciona um compressor adicional. Esse compressor adicional funciona exatamente como um hélice, porém somente uma fração da potência disponível é utilizada por esse compressor em forma de hélice; a maior parte do empuxo ainda é fornecido pelo bocal de propulsão do jato. Problemas causados pelas velocidades de operação próximas à sônica são solucionados pela diminuição da velocidade do ar por um difusor à frente do hélice. Este hélice, que é chamado de “fan”, é muito menor e mais leve que um hélice normal e roda na mesma velocidade que a turbina, eliminando portanto a necessidade de redutores. O turbofan é um pouco mais eficiente que o turbojato à velocidades mais baixas, e é mais silencioso. Comparado ao turbo-hélice é mais leve, menos econômico à velocidades baixas e mais econômico à velocidades mais altas.



- Motores Foguete :

Propulsão à foguete também é usada para impulsionar aviões. Um uso dos foguetes é prover empuxo adicional para diminuir distâncias de decolagem. Muitos tipos foram usados na Segunda Guerra Mundial, os foguetes alemães usavam peróxido de hidrogênio como combustível; os americanos usavam propelentes sólidos. Foguetes também foram usados como motores principais em aviões de interceptação como o Messerschmitt Me-163 usado pela Alemanha na Segunda Guerra. Aviões experimentais de alta velocidade como os americanos X-1 e X-15 usaram foguetes para atingir altas velocidades e altitudes.

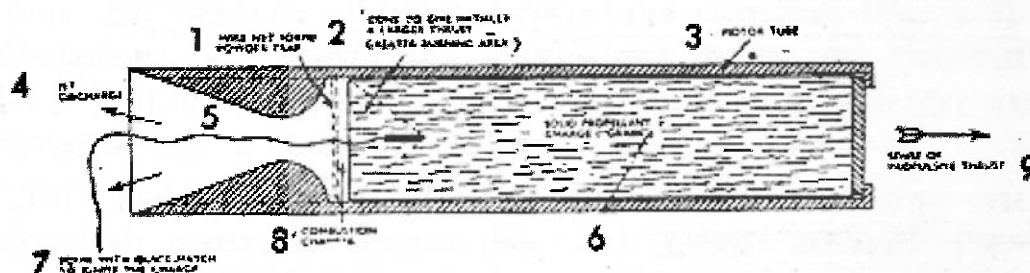


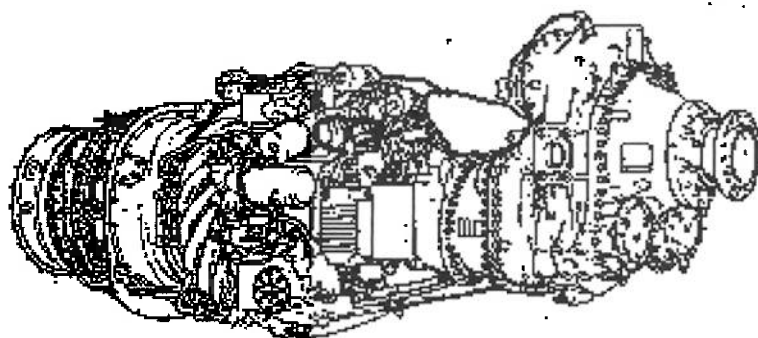
Fig. 10. Razzo semplice a polvere pirica per fuochi d'artificio di basso prezzo.

1. Rete metallica per impedire l'uscita della polvere pirica. -
2. Cono per imprimere una maggiore spinta iniziale maggiore area di combustione: (greater burning area). -
3. Tubo motore. -
4. Scarica del getto. -
5. Ugello (nozzle). -
6. Carica di combustibile solido (grain). -
7. Razzo con miccia per accendere la carica). -
8. Camera di combustione. -
9. Direzione della spinta di propulsione.

A vantagem do foguete é que ele proporciona um empuxo altíssimo para o seu peso. Por outro lado, foguetes consomem combustível à elevadas taxas (aproximadamente 16 vezes mais rápido que um turbojato para o mesmo empuxo resultante). Por esta razão, a propulsão à foguete só pode ser usada por um período de tempo muito curto. O motor foguete usado como motor principal de uma aeronave difere do usado em outros propósitos pela necessidade de ser desligado e religado continuamente e pela necessidade de se regular o seu empuxo. Devido à isso, o uso de propelentes líquidos são necessários.

- Motores Turbo-Hélice

O motor turbo-hélice, foi um importante desenvolvimento dos anos 40. De certa maneira ele é um desenvolvimento do motor à jato, pois apresentava os mesmos problemas iniciais (Alta eficiência do compressor e altas temperaturas na turbina). Apesar do conceito do motor turbo-hélice ser muito mais antigo que o do turbojato, os problemas básicos de funcionamento foram resolvidos primeiramente para o turbojato. Assim como o turbojato, o turbo-hélice consiste de um compressor, uma câmara de combustão e uma turbina, mas no turbo-hélice, quase toda a pressão que provém da câmara é utilizada para girar a turbina, que assim gera potência maior que a necessária para o acionamento do compressor. O excesso de potência gerado é então usado para acionar o hélice por meio de uma caixa de redução. O turbo-hélice é mais leve que um motor à pistão de mesma potência e é mais fácil de se construir para potências elevadas (maiores que 4000 hp). Comparado ao turbojato, o turbo-hélice possui uma eficiência propulsora melhor à velocidades abaixo de 500 mph. É particularmente eficiente como motor para helicópteros, onde o seu baixo peso constitui uma grande vantagem e onde o consumo de combustível não é tão importante pois os vôos são geralmente de curta duração.



3.6.2 - Descrição dos Combustíveis

Ao propelente subentende-se o fluido que sofre as variações químicas e termodinâmicas. É constituído pelo combustível e pelo agente oxidante. Ainda não foi possível descobrir uma combinação ideal de combustível e oxidante, que tenha todas as características desejáveis para obter uma performance ideal.

Um monopropelente contém um agente oxidante e um tipo de combustível. Ele é estável em condições atmosféricas normais, mas decompõe-se e transforma-se em gases de reação quando aquecido e pressurizado.

Um bipropelente consiste na mistura de dois combustíveis diferentes, inicialmente separados. A reação ocorre através da mistura de ambos na câmara de combustão.

Além de algumas propriedades físicas desejáveis, os combustíveis precisam satisfazer, também, mais dois fatores de grande importância. O fator econômico é o primeiro deles. O combustível deve ser de baixo custo e disponível em qualquer posto de venda no mercado, facilitando, assim, a sua aquisição quando necessário, sem grandes investimentos.

O fator performance é o segundo. Ele é avaliado pelo empuxo que o combustível consegue proporcionar ao motor por unidade de tempo. O principal termo que avalia a performance do combustível é o Impulso Específico. O impulso específico é o parâmetro de performance mais importante utilizado no projeto de motores de foguete. Ele é definido como o empuxo que pode ser obtido por um foguete que tenha uma taxa de fluxo de peso de propelente igual a uma unidade.

Um alto índice de energia química por unidade de mistura de propelente é desejável, porque isso permite uma alta temperatura na câmara.

Um baixo peso molecular dos gases produzidos pela combinação do propelente também é desejável. Isso pode ser obtido utilizando-se um combustível hidrocarboneto em excesso, ou seja, uma grande porção de hidrogênio gasoso não irá combinar com o oxigênio.

Existem, também, muitos fatores indesejáveis, ou melhor, aqueles que oferecem riscos físicos à integridade tanto do motor, quanto do operador. Os riscos físicos mais comuns proporcionados pelo manuseio de combustível são:

- *Corrosão*: vários propelentes devem ser armazenados e manuseados com equipamentos feitos de materiais especiais. Alguns, quando em contato com a pele causam queimaduras sérias.

- *Explosão*: alguns combustíveis são instáveis e tendem a detonar-se sob certas condições de temperatura, choque, etc. .

- *Incêndio*: muitos dos combustíveis entram rapidamente em ignição quando em contato com o ar ou calor.

- *Toxicidade*: muitos são tóxicos e precauções especiais devem ser tomadas para proteger o operador.

Assim, os parâmetros desejados são dados por:

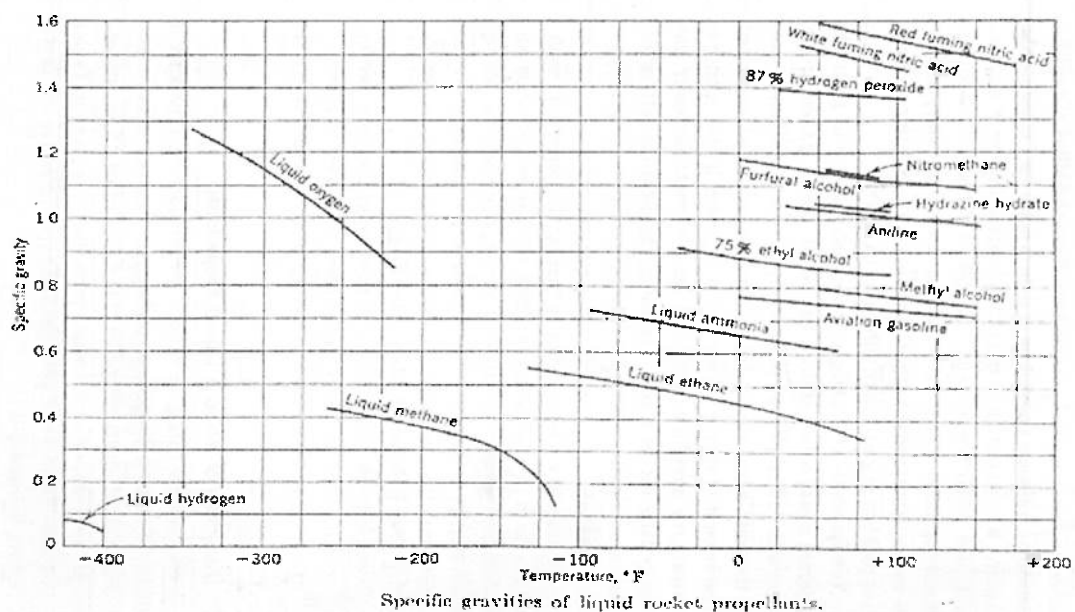
- *Baixo ponto de congelamento*: permite operações em climas frios.

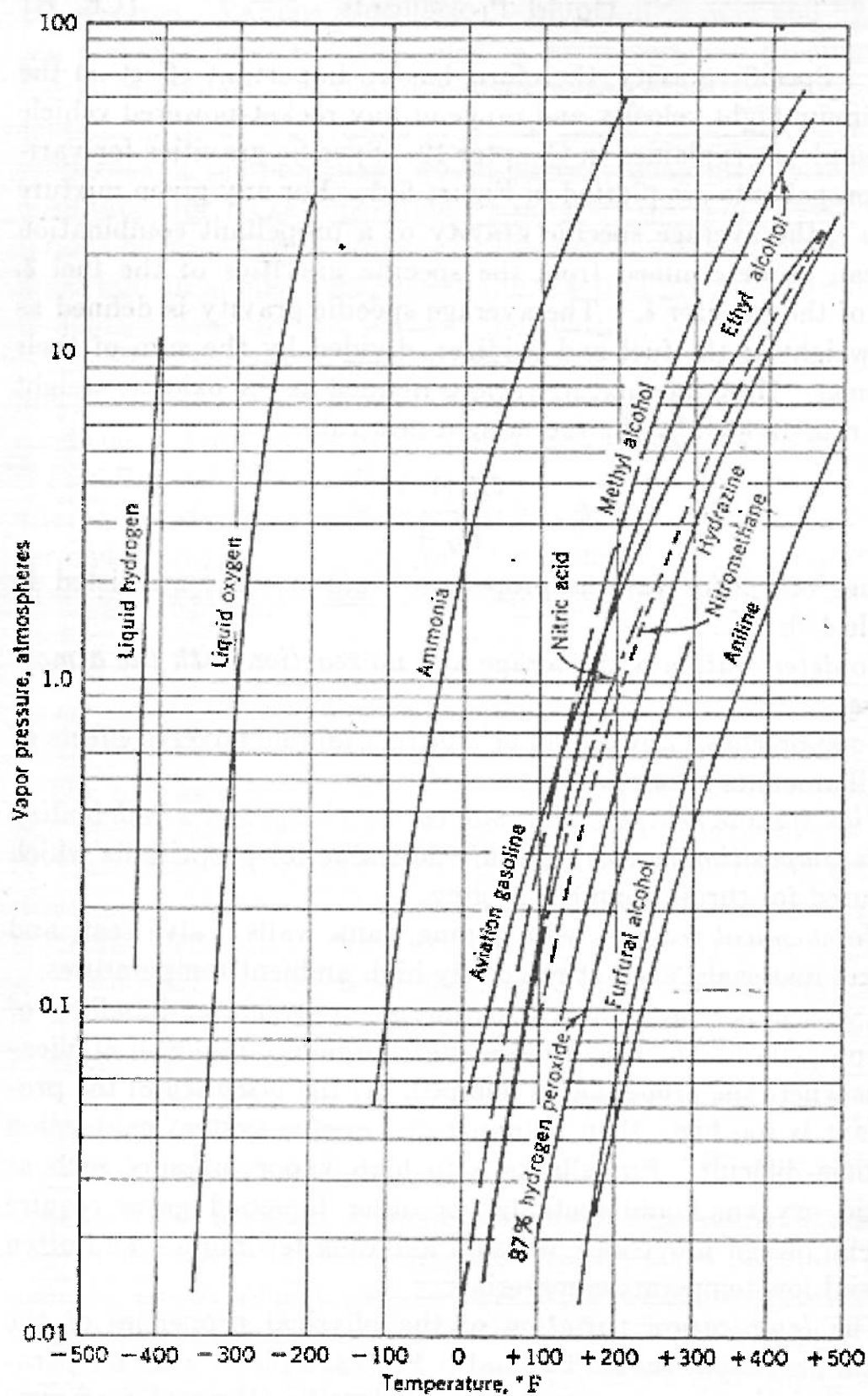
- *Inerte em contato com a atmosfera*.

- *Baixa deterioração quando armazenado*.

- *Baixo poder de reação química* com paredes de dutos, bombas, válvulas, etc. a altas temperaturas.

- *Pequenas variações nas propriedades físicas* devido à variação de temperatura.





Vapor pressures of propellants.

SOME PHYSICAL PROPERTIES

Propellant	Ammonia	Aniline	Ethyl Alcohol 95%	Purified Alcohol	Aviation Gasoline	Hydrazine	Hydrazine Hydrate
Chemical formula	NH ₃	C ₆ H ₅ NH ₂	C ₂ H ₅ OH	C ₂ H ₅ OCH ₂ OH	C ₈ H ₁₈ average	N ₂ H ₄	N ₂ H ₄ ·H ₂ O
Molecular weight, lb/mole	17.03	93.06	46.06	98.10	120 average	32.05	50.06
Melting point, °F	-108	20	-179	-25	Under -70	34.5	-40
Boiling point, °F	-28	364	173	340	150 to 300	236	245
Heat of vaporization at 1 atm, Btu/lb	587	187	387		100 to 130		
Heat of formation, Btu/lb-mole	+28,900 (65°F)	-13,200 (77°F)	+121,800 (65°F)				
Specific heat, Btu/lb °F	1.05 (-76°F)	0.43 (50°F)	0.62 (68°F)	0.53 (70°F)	0.49 (50°F)	0.75 (80°F)	
	1.13 (68°F)	0.542 (200°F)	0.65 (100°F)		0.56 (200°F)		
	1.43 (212°F)	0.63 (300°F)					
Viscosity, centipoises	0.27 (-76°F)	6.6 (50°F)	1.4 (68°F)	6.1 (50°F)	0.8 (0°F)	1.0 (80°F)	
	0.14 (68°F)	0.88 (200°F)	0.93 (100°F)	3.1 (100°F)	0.28 (200°F)		
Color	Colorless	Colorless to dark yellow	Colorless	Yellow to dark amber	Colorless	Colorless	Colorless
Effect on metals	Corrodes copper and brass	None	None	None	None	Slightly corrosive	Slightly corrosive
Effect on most organic material (grease, oil, skin, etc.)	Solidifies many liquids and gases	Good solvent	Solvent	Solvent	Fair solvent		
Fire hazard	Slight	Slight	High	High	High	Dangerous	Dangerous
Toxicity	Toxic	Skin poisoning	Mild	Mild	Mild	Mild	Toxic vapors

* For specific gravity and vapor pressure see Figures 6-1 and 6-2.

OF LIQUID ROCKET PROPELLANTS *

Liquid Hydrogen	Hydrogen Peroxide 87%	Methyl Alcohol	Nitric Acid, White Fuming	Nitric Acid, Red Fuming	Nitromethane	Octane	Liquid Oxygen	Water
H ₂	H ₂ O ₂	CH ₃ OH	HNO ₃	2% H ₂ O 6-15% NO ₂ Rest HNO ₃	CH ₃ NO ₂	C ₈ H ₁₈	O ₂	H ₂ O
2.016	34.02	30.5	63.02	60 average	61.04	114.23	32.00	18.02
-434.5	14	-144	-60	-57	-20	-60	-363	32
-423	288	148	181	NO ₂ vapor given off first	214	257	-297	212
196	623	474	207		242	128	91.6	560
Zero (55°F)		+103,000 (55°F)	+75,000 (55°F)			121,000 (58°F)	Zero (55°F)	123,070 liquid (55°F)
1.75 (-434°F)		0.59 (50°F)	Approx. same as red fuming acid	0.418 (50°F)	0.41 (53°F)	0.50 (77°F)	0.4 (-343°F)	1.608 (32°F)
2.33 (-423°F)	0.61 (50°F)	0.62 (125°F)		0.424 (100°F)		0.58 (150°F)		1.002 (212°F)
			0.47 (200°F)					1.018 (400°F)
0.024 (-434°F)	1.87 (32°F)	0.56 (50°F)	0.418 (50°F)			0.54 (58°F)	0.87 (-363°F)	1.00 (58.4°F)
0.013 (-423°F)	1.29 (65°F)	0.39 (125°F)	0.424 (100°F)			0.26 (100°F)	0.19 (-297°F)	0.284 (212°F)
Colorless	Colorless	Colorless	Colorless to yellow	Orange to dark red	Colorless	Colorless	Very pale blue	Colorless
Severe embrittlement	Very corrosive	None	Very corrosive	Very corrosive	Corrosive	None	Embrittlement	None if pure
Solidifies liquids and gases	Reaction, often spontaneous	Fair solvent	Reaction	Reaction	Good solvent	Fair solvent	Will accelerate combustion	None
High when gaseous	Dangerous explosive when impure	High	Dangerous	Dangerous	Explosive when hot	High	High	None
Not known	Poison, causes burns	Toxic	Very toxic	Very toxic fumes	Mild	Mild	None	None

Uma discussão sobre os combustíveis é dada abaixo, assim como algumas propriedades físicas importantes. (Vide tabelas abaixo)

- *Nitrometano* (CH_3NO_2): é parecido com um óleo líquido, sem cor quando puro. Usado comercialmente como solvente químico. Evapora a 214°F e funde-se a -19,5°F.

O nitrometano é um monopropelente com pressão na câmara superior a 500 libras por polegada quadrada. Comparado com outros propelentes, possui uma temperatura de chama relativamente baixa, 3950°F. Para pressões baixas na câmara é necessário adicionar uma pequena quantidade de oxidante para estabilizar a combustão.

Não é corrosivo, nem tóxico, e portanto é de fácil manuseio. Porém, sob certas condições de temperatura e pressão e na presença de impurezas, o nitrometano é capaz de propagar detonações generalizadas.

- *Hidrazina hidratada* ($N_2H_4 \cdot H_2O$):

propelente líquido sem cor. É inflamável e seu vapor forma misturas explosivas com o ar. Tem ignição espontâneo quando em contato com peróxido de hidrogênio. É tóxico.

- *Hidrazina* (N_2H_4):

este propelente é tóxico, sem cor, líquido e com alto ponto de fusão (+ 34°F). é solúvel em água, álcool e outros compostos orgânicos polares. Tem ignição espontânea quando em contato co ácido nítrico e peróxido de hidrogênio concentrado. É muito inflamável, seu vapor pode formar misturas explosivas com o ar. Hidrazina é caracterizada por um calor de formação positivo e geralmente proporciona boa performance quando comparada com combustíveis comuns. Maior eficiência para pressão de câmara de 300 psi.

- *Álcool Etílico* (C_2H_5OH):

também conhecido como etanol, tem um amplo uso comercial e é produzido em grande escala. A adição de água ao álcool melhora as características regenerativas de resfriamento do combustível e reduz a

temperatura de combustão, mas isso diminui o peso molecular dos gases de exaustão sensivelmente.

- *Álcool Metílico (CH₃OH)*:

conhecido como metanol, não apresenta coloração. Suas propriedades se assemelham à do álcool etílico. É tóxico e, quando ingerido, provoca lesões internas.

- *Amônia Líquida (NH₃)*:

embora a amônia seja tóxica, os gases de exaustão gerados pela combustão da amônia com oxigênio não são tóxicos, pois eles não contêm óxidos de carbono. Sua performance com oxigênio é alta, com um impulso específico de 255 segundos a uma pressão de 300 psi, e a uma temperatura de 4950°F. Devido a sua alta pressão de vapor, é de difícil armazenagem.

- *Hidrogênio Líquido (H₂)*:

quando queimado com oxigênio líquido, tem como resultado uma performance muito alta. De todos combustíveis conhecidos, ele é o mais leve e o mais 'frio', tendo seu ponto de evaporação a -424°F. Devido à baixa densidade do combustível, o volume necessário do tanque de combustível é muito grande. Devido à sua baixa temperatura, tanques e linhas de hidrogênio têm de ser bem isoladas a fim de prevenir a evaporação do hidrogênio. Misturas de hidrogênio líquido e oxigênio sólido ou ar solidificado são extremamente explosivas.

- *Hidrocarbonetos*:

os derivados de petróleo envolvem uma grande variedade de diferentes tipos de hidrocarbonetos químicos, muitos dos quais podem ser usados como propelente em aviões e foguetes. Os mais comuns são aqueles usados em motores convencionais e outras aplicações, como a gasolina, querosene, óleo diesel, thinner, etc. . Suas propriedades físicas e composição química variam amplamente de acordo com o grau de refino do óleo de origem, com o processo químico empregado na sua produção e com os cuidados com controle

exercidos na manufatura. Em geral, estes combustíveis derivados de petróleo formam chamas brilhante, branco-amarelado, e dão uma boa performance. Eles são fáceis de manusear e estão disponíveis a preços relativamente baixos.

SOME PHYSICAL PROPERTIES OF LIQUID ROCKET PROPELLANTS

Propellant	Aluminum Borohydride	Chlorine Trifluoride	Diethylene Triamine	Ethyl Nitrate	Ethylene Oxide	Fluorine	Hydrazine Hydrate	Isopropyl Alcohol
Chemical formula	$\text{Al}(\text{BH}_3)_3$	ClF_3	$\text{NH}_2\text{CH}_2\text{CH}_2\text{NH}_2$ $-\text{NHCH}_2\text{CH}_2\text{NH}_2$	$\text{C}_2\text{H}_5\text{NO}_2$	$\text{C}_2\text{H}_4\text{O}$	F_2	$\text{N}_2\text{H}_4 \cdot \text{H}_2\text{O}$	$\text{CH}_3\text{CHOHCH}_3$
Molecular weight, lb/mole	71.526	92.457	103.1	81.07	44.05	38.0	80.09	60.094
Melting point, °F	-84.1	-117.4	< -38	-151.4	-170.5	-361	-40	-129
Boiling point, °F	113	52.54	404	191.83	51.3	-398.7	235.3 (739 mm Hg)	180.2
Heat of vaporization at 1 atm, Btu/lb	181.2				250 (77° F)	73.89 (-398.3° F)		280.2 (180.2° F)
Heat of formation, Btu/lb-mole		-76,912 (liquid, 77° F)		-82,440 (77° F)	-32,020 (liquid, 77° F)	0	-104,310 (77° F)	-135,050 (77° F)
Specific heat, Btu/lb °F				0.467 (77° F)	0.471 (50° F)	0.36 (-320° F)		0.599 (65° F)
Density, lb/ft³	36 (32° F)	112 (32° F)	50.18 (77° F)	69.58 (69° F) 83.90 (65° F)	58.0 (32° F) 55.1 (60° F)	07 (-320° F)	65.5 (32° F) 64.4 (63° F)	50.01 (32° F) 49.01 (65° F)
Viscosity centipoises			0.6 (70° F) 0.2 (185° F)		0.58 (-58° F) 0.32 (32° F)		3.5 (32° F) 2.6 (65° F)	2.1 (32° F) 1.765 (180° F)
Shock sensitivity	Insensitive		Insensitive	Explosively sensitive	Liquid stable	Insensitive	Insensitive	Insensitive
Color	Colorless		Slightly brown	Colorless	Colorless	Yellow-green	Colorless	Colorless
Effect on metals	Inert to glass, stainless steel, and iron	Pale green Very corrosive; inert to mild steel, if clean	Keep away from copper and alloys	Slightly corrosive	Non-corrosive	Must passivate most metals; nickel and monel are good	Slightly corrosive	Non-corrosive
Effect on most organic material (grease, oil, skin, etc.)	Burns skin, will react with organic material containing moisture in traces	Burns eyes and skin; reacts violently with most materials	Solvent action on many	Solvent	Solvent action on some; many unaffected	Violently reactive		Solvent
Fire hazard	Ignites spontaneously in air containing moisture	Reacts violently with water and many other compounds	Low	Flammable, dangerous	High	Very high	Dangerous	High
Toxicity	Inhalation causes chills and fever	Very high	Low		Medium	Very high	Toxic vapors	Mild
Stability, thermal	Decomposes slowly at room temperature	Begins to decompose at 570° F	Stable	Explosively sensitive	Sensitive; good below 80° F	Stable if clean	Explosive at 62° F	Stable to 1112° F

Propellants	Methane	Methyl Amine	Nitrogen	Nitrogen Tetroxide	Nitro-glycerine	Ozone	Propane	n-Propyl Nitrate	Turpentine
Chemical formula	CH_4	CH_3NH_2	N_2	N_2O_4	$\text{C}_3\text{H}_5(\text{NO}_2)_3$	O_3	C_3H_8	$\text{C}_3\text{H}_7\text{NO}_2$	$\sim \text{C}_{10}\text{H}_{16}$
Molecular weight, lb/mole	16.04	31.055	28	92.02	227.094	48	44.094	105.094	~ 132
Melting point, °F	-249.3	-138.2	-346	12 (139.79 mm Hg)	55.76	-315.4	-308.8	< -150	-148
Boiling point, °F	-259	30.6	-321	70	600 (extrapolated)	-192.6	-43.7	720 (initial)	318
Heat of vaporization at 1 atm, Btu/lb	243.4 (-251.2° F)	379.9	86.04 (-320° F)	189.1 (61.4° F)		176.03 (-169.5° F)	183	104 (63° F)	123.5 (112.8° F)
Heat of formation, Btu/lb-mole	-32,200 (gas, 77° F)	-13,140	0	-12,240 (liquid, 77° F)	-159,940 (64° F)	-61,620 (gas, 77° F)	-51,535 (liquid, 77° F)	-88,280	
Specific heat, Btu/lb °F							0.576 (32° F) 0.57 (-45° F)	0.410 (77° F) 0.617 (-65° F)	
Density, lb/ft³	23.16 (-181° F) 17.92 (-139° F) 0.185 (-292° F) 0.149 (-274° F) 0.115 (-256° F)	43.7 (0° F)	20.44 (-321° F)	80.52 (65° F)	59.51 (63° F)				
Viscosity centipoises				0.44 (50.64° F)	76.0 (63° F) 31.0 (66° F)	~ 1.55 (-197.4° F) 4.2 (-19° F)	8.78 (-301° F) 0.216 (-49° F)	0.69 (68° F)	~ 0.42 (68° F) 0.568 (32° F) 0.556 (68° F) ~ 1.78 (50° F) ~ 1.40 (68° F)
Shock sensitivity	Insensitive	Insensitive	Insensitive	Insensitive	Very sensitive to percussion		Insensitive	Low sensitivity	Insensitive
Color	Colorless		Colorless	Yellow to red		Colorless to blue	Colorless	Colorless to light straw	Colorless when pure
Effect on metals	Non-corrosive	Use stainless steel; avoid copper	Non-corrosive	Corrodes steel when wet			Non-corrosive	Relatively non-corrosive; avoid copper and nickel	Non-corrosive
Effect on most organic material (grease, oil, skin, etc.)	Solvent	Reactive	None	Reacts with many		Explosive with many	Solvent	Solvent	Solvent
Fire hazard	High	High	None	Low	High	Very high	High	Low	Fairly high
Toxicity	Asphyxiant	Mild	Non-toxic	Very toxic	High	Very Toxic	Mild anesthetic	Low	Non-toxic
Stability, thermal	Stable	Stable	Stable	Stable at room temp.	Stable	Explosively unstable	Stable	Stable	Stable

3.6.3 - Descrição dos Oxidantes

- *Oxigênio Atmosférico (O_2):*

é o mais barato, pois está disponível no ar que respiramos e em qualquer quantidade. A porcentagem de oxigênio no ar é de cerca de 21%, onde o restante é composto por nitrogênio (78%) e outros gases (1%). É incolor e não é tóxico. Um dos maiores inconvenientes da utilização do ar atmosférico é a grande concentração de gases inertes e umidade na reação de combustão, que acabam roubando calor da mesma. Outro inconveniente é a redução da densidade e da pressão do ar com o aumento da altitude. Isso limita o seu emprego a um teto máximo de utilização.

- *Oxigênio Líquido (O_2):*

não é corrosivo, nem tóxico na sua forma líquida, porém, quando em contato prolongado com a pele humana, provoca queimaduras. Evapora-se a -- 298°F à pressão atmosférica. É amplamente empregado como oxidante e queima com um brilho de chama branco-amarelado com a maioria do combustíveis hidrocarbonetos. Tem sido combinado com álcool e gasolina, a uma pressão na câmara superior a 5200°F.

Embora usualmente não ocorra queima espontânea com materiais orgânicos à pressão ambiente, a combustão, ou até mesmo explosões podem ocorrer quando misturas de oxigênio e matéria orgânica são pressurizados rapidamente.

É necessário isolar todas as linhas, tanques e acessórios que são percorridos pelo oxigênio, a fim de evitar perdas por evaporação.

- *Ácido Nítrico (HNO_3):*

existem vários tipos de misturas de ácido nítrico que são empregados como oxidantes.

O ácido nítrico com fumo branco é o próprio ácido acrescido de 2% de água e impurezas. É invisível e seu vapor causa irritações na mucosa do nariz.

O ácido misturado consiste em ácido nítrico concentrado (HNO_3) com uma pequena porcentagem de ácido sulfúrico (H_2SO_4). É menos corrosivo quando em contato com o aço.

O ácido nítrico com fumo vermelho é composto por ácido nítrico concentrado com dióxido de nitrogênio (NO_2) dissolvido. A cor deste ácido varia em torno do laranja e do vermelho escuro. Seus gases de exaustão são tóxicos e venenosos.

Todos os tipos de ácido nítrico são corrosivos. Somente certos tipos de aço inoxidável, ouro e outros metais especiais são capazes de suportar seu ataque químico.

3.6.4 - Descrição dos Materiais

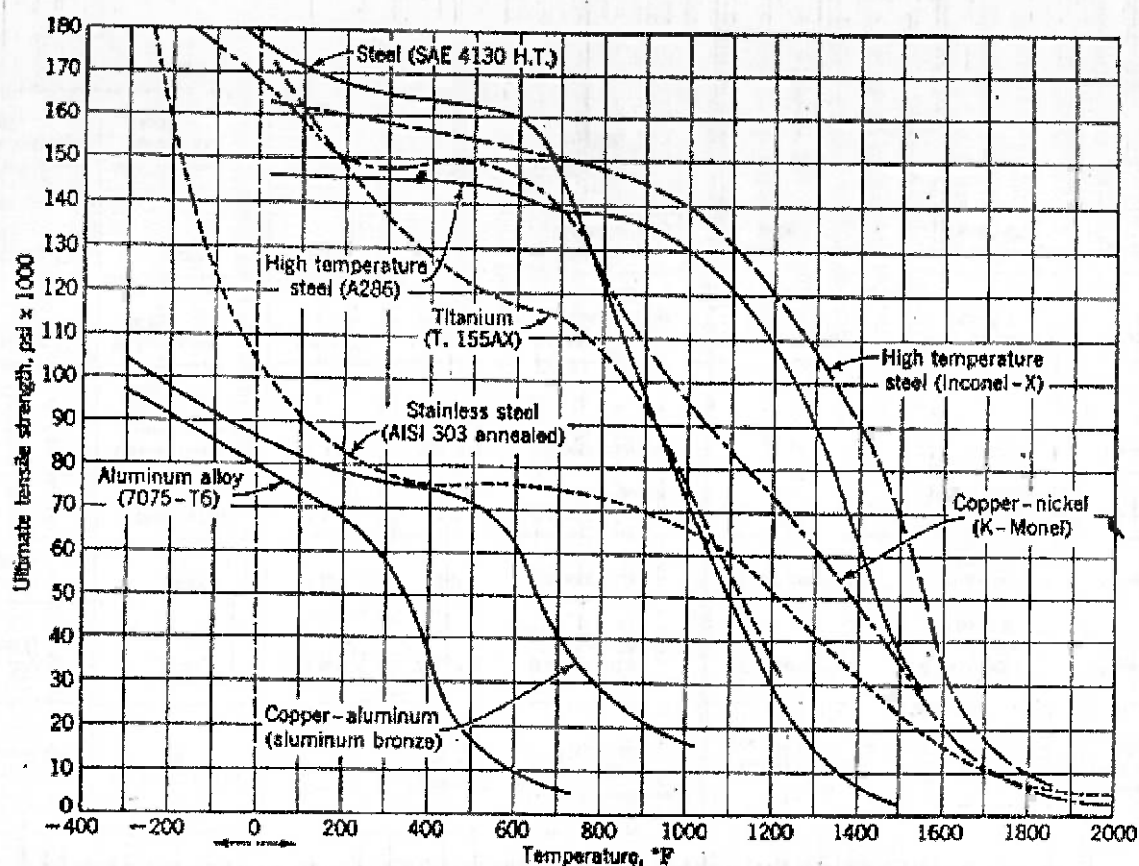
A seguir, exibimos uma série de tabelas e gráficos que nos mostram as propriedades físicas de alguns materiais que são os mais utilizados na indústria aeroespacial, como o cobre, ligas de alumínio, aço carbono, aço liga, aço inoxidável e ligas de níquel.

PHYSICAL PROPERTIES OF TYPICAL REFRACTORY MATERIALS FOR ROCKET APPLICATIONS

Material	Typical Composition	Melting Point, °F	True Specific Gravity	Apparent Specific Gravity	Linear Coefficient of Thermal Expansion, $10^{-6}/^{\circ}\text{F}$	Thermal Conductivity, Btu/hr ft^2 $^{\circ}\text{F}/\text{in.}$	Specific Heat, Btu/lb $^{\circ}\text{F}$	Resistance to Thermal Shock
Alumina	99.2% Al_2O_3 0.8% SiO_2	3720	3.97	2.9-3.2	0.000040 at 60° to 1850° F	17 at 2000° F	0.28-0.30 at ambient to 3100° F	Good
Magnesia	97% MgO 1.2% SiO_2	4000	3.58	3.0	0.000045 at 60° to 2700° F	16 at 2000° F	0.29 at 60° to 3270° F	Good
Zirconia	94.5% ZrO_2	4090-4260	5.6	4.4	0.000045 at 30° to 2000° F	6.0 at 2000° F	0.175 at 60° to 2550° F	Excellent
Silicon nitride	Si_3N_4	Decomposes in inert atmosphere at 3450	3.44	2.0-2.4	0.000015 at 1650° F	—	—	Excellent
Carbon	Essentially C	Sublimates 6462	1.8-2.1	1.01-1.77	0.000040 to 0.000062 at 60° to 224° F	12 to 101 at 2000° F	0.29 at 60° to 1800° F	Excellent
Graphite	Essentially C	3660	2.25	1.03-1.04	0.000010 to 0.000024 at 60° to 223° F	240 to 1112 at 2000° F	0.29 at 60° to 1850° F	Excellent
Silicon carbide	SiC with complex nitride bond	SiC decomposes at 4000	—	2.77	0.000017 at 60° to 2750° F	47.0	—	Excellent

Na escolha do material a ser empregado, devemos analisar, principalmente, seu ponto de fusão, sua condutividade térmica, módulo de elasticidade e tensão de escoamento.

O ponto de fusão do material é muito importante, pois deve ser maior que a temperatura na câmara de combustão a fim de evitar um colapso estrutural causado pelo aquecimento provocado pela reação do propelente. Portanto, a temperatura na câmara de combustão é um parâmetro limitante na escolha do material.



Typical comparative tensile strength of some alloys for different temperatures.

A condutividade térmica nos dá uma noção da capacidade do material em conduzir calor através do corpo. Uma baixa condução seria desejada, a fim de diminuir a troca de calor por condução com outras peças que sejam, porventura, constituídas por outro tipo de material menos resistente à temperaturas elevadas.

O módulo de elasticidade, assim como a tensão de escoamento, estão diretamente ligados à pressão na câmara de combustão. Portanto, devemos ter estas propriedades características do material com ordem de valor bem acima da pressão mencionada, a fim de evitar riscos desnecessários de explosão ou deformação do equipamento.

ELEVATED TEMPERATURE PROPERTIES OF VARIOUS MATERIALS

	Copper, Com. Pure	Aluminum Alloy, 24S-T	Low Carbon Steel, SAE 1020	Alloy Steel, SAE X4130	Stainless Steel, AISI Type 302	Nickel Alloy, Inconel
Ultimate tensile strength, psi	75°F 33,000	75°F 68,000 212 62,000 300 58,000 400 53,000 500 20,000 600 15,000 700 7,500	85°F 82,400 900 45,600 1000 30,500 1200 20,000 1300 13,500 1400 9,025	75°F 98,300 400 94,200 600 97,000 800 81,000 900 72,800 1000 65,000	75°F 93,000 200 83,000 400 75,400 600 70,200 800 73,000 1000 65,000 1200 52,000 1400 31,800 1500 15,700 2000 4,700 2200 2,600 2300 2,300	75°F 85,000 200 81,000 400 78,000 600 79,000 800 83,000 1000 79,000 1200 71,000 1400 47,000 1600 23,000 1800 15,000 2000 11,000
	(1) Annealed	(2) Short time test	(3)	(4) Normalized	(5) Annealed	(6) Short time test
Yield strength, psi	75°F 10,000	75°F 45,000 212 41,500 300 39,000 400 35,000 500 23,000 600 13,000 700 6,500	85°F 48,000 900 23,500 1000 20,100 1200 10,200 1300 7,375 1400 3,750	75°F 74,000 400 73,600 600 70,300 800 68,000 900 59,300 1000 53,400	75°F 37,000 200 24,200 400 23,400 600 22,000 800 19,800 1000 17,100 1200 15,500 1400 14,000	75°F 36,000 200 32,000 400 28,000 600 27,000 800 24,000 1000 22,000 1200 22,000 1400 19,000
	(1) Annealed	(2) 0.02% offset Short time test	(3)	(4) Normalized	(5) Annealed	(6) 0.2% offset Short time test
Modulus of elasticity, psi $\times 10^4$	75°F 16.0	75°F 10.2 212 10.0 300 9.78 400 9.27 500 8.24	70°F 29.5 400 24.5 600 21.5 800 18.5 1000 15.5 1200 12.5	70°F 29.5 400 24.5 600 21.5 800 18.5 1000 15.5 1200 12.5	85°F 27.5 600 23.4 1000 22.2 1200 21.6 1300 20.7 1400 19.5 1500 18.3 1600 13.3	75°F 31.0 500 28.7 1000 26.0 1200 23.0 1350 21.0 1500 18.5
	(7)	(8)	(9)	(9)	(9)	(9) Inconel X

ELEVATED TEMPERATURE PROPERTIES OF VARIOUS MATERIALS (Continued)

	Copper, Com. Pure	Aluminum Alloy, 24S-T	Low Carbon Steel, SAE 1020	Alloy Steel, SAE X4130	Stainless Steel, AISI Type 302	Nickel Alloy, Inconel
Thermal conductivity, Btu/hr ft ² °F/in	32°F 2,648.0 68 2,641.7 212 2,614.0 302 2,579.3 572 2,551.6 752 2,516.9 932 2,482.2 1112 2,392.1	64°F 1,507.0	32°F 360.5 302 330.7 752 308.1 932 270.4 1472 179.6 1652 182.3 1832 167.2 2012 194.1 2192 208.0	32°F 298.1 212 298.1 302 291.2 572 284.3 752 270.4 932 249.6 1112 235.7 1292 214.9 1472 180.3 1652 187.2 1832 191.1 2012 201.1 2192 208.0	32°F 110 212 113 302 110 572 125 752 136 932 145 1112 159 1292 168 1472 180 1652 186 1832 194 2012 200 2192 206	86°F 124.8 302 134.7 1472 194.1 2192 249.6
	(7)	(9)	(10)	(10)	(10)	(11)
Coefficient of thermal expansion, in./in. °F $\times 10^{-6}$	32°F 8.83 68 8.93 77 8.95 122 9.00 212 9.30 302 10.09 572 10.91 752 11.86 932 12.94 1112 14.15	68-212°F 12.9 68-302 13.3 68-572 13.7	68-212°F 6.5 68-302 6.7 68-572 7.1 68-752 7.4 68-932 7.7 68-1112 8.0 68-1292 8.2	32-212°F 7.01 32-302 7.28 32-572 7.48 32-752 7.68 32-932 7.88 32-1112 8.08 32-1292 8.24 32-1472 8.62 32-1652 7.23 32-1832 7.70	32-212°F 8.23 32-302 9.15 32-572 9.50 32-752 9.78 32-932 10.02 32-1112 10.24 32-1292 10.43 32-1472 10.57 32-1652 10.67 32-1832 10.75	50°F 5.6 194 6.0 294 6.8 390 7.5 490 8.0 590 8.4 690 8.7 790 9.0 890 9.3 990 9.8

	1292 1472	15.49 16.07				32-2012 4.04			1000 1100 1200 1300 1400	10.1 10.2 10.2 10.2 10.2
	(7)		(8)	(12)		(10)	(10)	(6)		
Specific heat, Btu/°F lb	75°F 0.0918 392 0.098 752 0.100 1112 0.104 1472 0.109 1832 0.114	64-212°F 0.212	85°F 0.115 212 0.120 392 0.125 572 0.133 752 0.140 932 0.150 1112 0.151 1292 0.152 1472 0.153 1652 0.154 1832 0.155 2012 0.156 2192 0.160 2372 0.166	212°F 0.111 392 0.123 572 0.130 752 0.142 932 0.157 1112 0.176 1292 0.197 1472 0.211 1652 0.228 1832 0.245 2012 0.262 2192 0.282 2372 0.304	212°F 0.122 392 0.127 572 0.131 752 0.136 932 0.142 1112 0.155 1292 0.169 1472 0.183 1652 0.196 1832 0.210 2012 0.224 2192 0.238 2372 0.252	78-212°F 0.109				
	(7)	(9)	(10)	(10)	(10)	(10)	(10)			
Melting point	1981.4°F	Approx. 1200°F	Approx. 2780°F	Approx. 2750°F	2550°F	2540°F				

References: (1) *Copper and Copper Alloys*, Anaconda Copper Co., Waterbury, Connecticut. (2) L. L. Wynan, *High Temperature Properties of Light Alloys*, (NA-437), Part I, Aluminum; OSRD Report 8607, April 15, 1944. (3) B. L. Hoyt, *Metals and Alloys Data Book*, Reinhold Publishing Corp., New York, 1943, pp. 100, 101, 101. (4) C. M. Campbell, *Short Time Tensile Properties of Low Alloy Steels at Elevated Temperatures*, North American Aviation, Inc., Report NA-47-825, October 15, 1947. (5) *Elevated Temperature Properties of Stainless Steel*, Allegheny Ludlum Steel Corp., Backersville, Pennsylvania. (6) *Nickel and Nickel Alloys*, International Nickel Co., New York, 1946. (7) C. S. Smith, "Physical Constants of Copper," *Metals Handbook*, 1930 edition, American Society for Metals, pp. 1380-1388. (8) R. J. Templin, *Some Mechanical Properties of Selected Currently Available Aluminum and Magnesium Alloy Products at Various Temperatures*, Bulletin of Aluminum Corporation of America, New Kensington, Pennsylvania, October 7, 1947. (9) "Aluminum and Aluminum Alloys," *Alexa Handbook*, 1947, Aluminum Corporation of America, Pittsburgh, Pennsylvania. (10) *The Physical Properties of a Series of Steels*, The Iron and Steel Institute, London, September 1946. (11) *Mechanical Properties of Metals and Alloys*, National Bureau of Standards, Washington, D.C., Circular C447, p. 372. (12) P. Hildner, "Coefficients of Linear Expansion of SAE Steels," *Metals Handbook*, 1930 edition, American Society for Metals, Cleveland, Ohio, pp. 480, 487.

3.6.5 - Matriz de Soluções

O quadro abaixo nos mostra uma simplificação de todas as possibilidades encontradas que podem nos levar ao mesmo objetivo final. Algumas possíveis soluções comentadas anteriormente foram descartadas aqui com a intenção de facilitar o estudo final, mas todas foram estudadas individualmente antes de sua exclusão.

Com essa matriz, teremos um grande número de soluções para nosso projeto. Portanto, iremos estudar as possibilidades a nível de custo, disponibilidade e construção antes de efetuarmos uma escolha final e definitiva.

MATRIZ DE SOLUÇÕES								
	A	B	C	D	E	F	G	H
Tipos de Propulsão	Motor à Pistão	À pistão Turbo Comprimido	Turbo Jato	Turbo Hélice	Pulso Jato	Ram Jet	Turbo Fan	Foguete
Combustível	Álcool Etílico	Álcool Metílico	Querosene	Gasolina	Hidrogênio Líquido	Hidrazina	Pólvora	
Oxidante	O ₂ Líquido	O ₂ Atmosférico	Solução Hipergólica					
Teto de Operação (m)	1000	5000	10000	> 10000				
Materiais	Aço	Aço Inoxidável	Alumínio	Titânio	Inconel	Harconel		

3.6.6 - Estudo das Soluções

As melhores soluções encontradas foram as seguintes:

- a) 1E - 2A - 3B - 4B - 5B
- b) 1E - 2C - 3B - 4B - 5B
- c) 1E - 2D - 3B - 4B - 5B
- d) 1F - 2A - 3B - 4B - 5B
- e) 1F - 2C - 3B - 4B - 5B
- f) 1F - 2D - 3B - 4B - 5B
- g) 1H - 2G - 4B - 1B

Dentre estas escolhidas, temos que as soluções *a, b, c, d, e* e *f* são todas com tipo de propulsão à jato, enquanto a *g* é tipo foguete. Os outros tipos, como turbo jato, turbo hélice, turbo fan e pistão turbo-comprimido, não foram escolhidos devido à alta complexidade de projeto e usinagem de seus componentes, que aumentariam muito o custo de produção. O tipo à pistão não

foi escolhido pois existem vários modelos no mercado, e nossa idéia é projetar um produto inexistente no mercado nacional.

Analizando a solução *g*, temos que é composta por propulsão a foguete, com combustível sólido tipo pólvora, teto de operação de 5000m e estrutura de aço carbono comum. A grande vantagem desse tipo de propulsão é que o projétil pode atingir grandes altitudes em muito pouco tempo, porém o veículo só se torna seguramente controlável após o término da combustão do combustível, quando deve ser projetado para começar sua fase de planagem. É uma boa solução e já se encontra em uso nos países da Europa, Ásia e América do Norte.

As soluções *d*, *e* e *f* empregam propulsor tipo Ramjet. É um sistema bastante simples de funcionamento que não contém partes móveis. Porém, seu projeto é bastante complicado e necessita muito tempo a ser dispendido com ele. Assim, descartamos estas soluções devido à sua complexidade de projeto.

Finalmente, as soluções *a*, *b* e *c* empregam propulsor tipo Pulsojato. Seu sistema de funcionamento também é bastante simples com apenas uma peça móvel. Seus cálculos nos parecem mais simples, apesar de ser um sistema pulsativo, que possui vários transientes de funcionamento. Os combustíveis que podem ser utilizados são de fácil aquisição e de baixo custo, o oxidante é o próprio ar atmosférico e o material utilizado pode ser encontrado no mercado comum. O pulsojato também é uma boa solução.

3.7- Exequibilidade Física

Vamos chamar de solução n°. 1 as soluções que empregam pulso jato como propulsão, e solução n°.2 a solução que utiliza motor foguete. Dentro da solução n°.1 temos, ainda, mais 3 soluções, que chamaremos *1a*, *1b* e *1c*.

A **solução n°.1** possui as seguintes características:

- Propulsão

Tipo Pulso Jato, cuja descrição já foi feita anteriormente. É constituído por 4 elementos básicos: coletor de admissão, válvulas, câmara e tubo de combustão.

- Combustível

É empregado combustível líquido, podendo ser gasolina, querosene ou álcool.

- Oxidante

O oxigênio presente no ar atmosférico é o oxidante empregado neste caso.

- Câmara e tubo de combustão

Construção em aço inoxidável costurado. Pode ser construído através da conformação de uma chapa ou por meio de solda de vários tubos de diâmetros diferentes.

- Coletor de admissão

Pode ser construído através de usinagem de um tarugo de aço carbono ou alumínio.

- Válvulas

Devem ser construídas de aço mola, a fim de simplificar projeto e diminuir número de peças móveis.

Já **solução nº.2** possui as seguintes características:

- Propulsão

Tipo Foguete. É de simples construção e é constituído apenas por uma câmara de combustão e uma tubeira (bocal).

- Combustível

É empregado combustível sólido, podendo ser pólvora ou outro semelhante como o *Micrograin*.

- Câmara de combustão

Pode ser o próprio corpo do foguete. É um tubo feito de aço sem costura e que resista a altas pressões. Uma das extremidades do tubo deve ser fechada.

- Bocal ou tubeira

É por onde os gases de combustão são acelerados na saída do motor. Pode ser construído através de usinagem de um tarugo de aço carbono ou aço liga, dependendo das condições de funcionamento.

3.8 - Conclusão

Diante de duas possíveis soluções finais, apresentamos algumas vantagens do pulsojato em relação ao motor foguete. A primeira vantagem está relacionada com o controle do veículo. O pulsojato pode ser controlado desde sua decolagem até seu pouso, enquanto que no caso do motor foguete, ele só é controlável após o término do combustível.

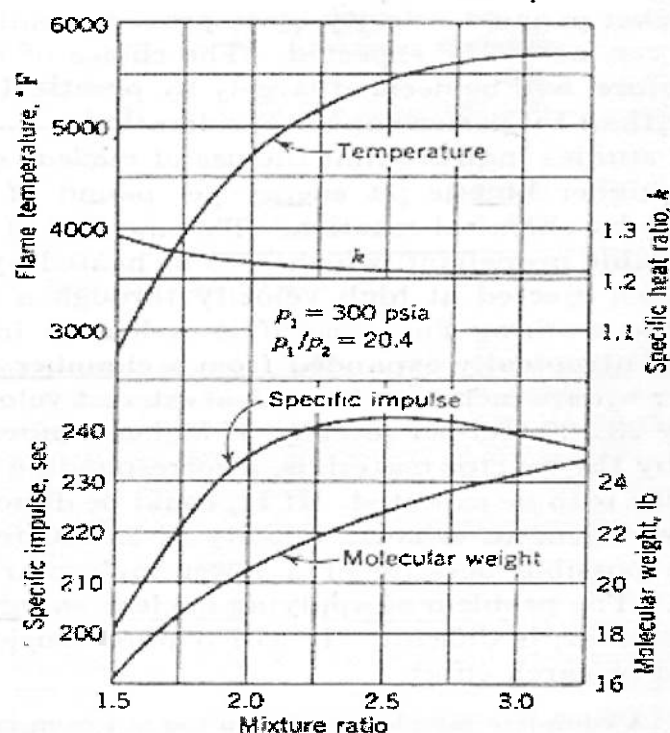
A segunda vantagem é com relação ao combustível. É muito mais fácil comprar gasolina, álcool ou querosene, a comprar pólvora especial para o foguete. Outra vantagem seria quanto à segurança, pois o combustível líquido é apenas derramado no interior de um reservatório preparado para isso, enquanto a pólvora deve ser manipulada de forma a ficar bem compactada e sem trincas. Essa manipulação exige cuidados especiais devido ao risco de explosão e riscos à saúde, sendo portanto, um procedimento de grande periculosidade.

Portanto, optamos pelo projeto de um Pulso Jato. Além de seu uso ser mais seguro, ele atinge nossos objetivos estipulados no início do estudo das necessidades. Precisamos, agora, escolher apenas o tipo de combustível que será empregado.

Dentre os três combustíveis concorrentes, vamos dispensar o emprego do álcool devido ao seu alto poder de corrosão nos materiais metálicos. Assim, nos restam gasolina e o querosene. Suas propriedades são bastantes semelhantes, porém optamos pela gasolina devido à facilidade e custo no momento da compra.

PROPERTIES OF SOME TYPICAL HYDROCARBON FUELS

	Jet Fuel	Jet Fuel	Kerosene	Aviation Gasoline 100-130	Diesel Fuel
Specific gravity at 60° F	0.78	0.76	0.81	0.73	0.85
Density at 60° F, lb/ft ³	48.7	47.5	50.6	45.6	53.1
Freezing point, °F	-76 (max)	-76 (max)	-45	-76	-10
Viscosity at 60° F, centipoise	1.4	1.3	1.6	0.5	2.1
Flash point, °F (TCC)	21	-17	137	-26	140
ASTM distillation, °F					
10% evaporated	165	163	—	147	440
50% evaporated	340	313	—	205	—
90% evaporated	460	435	—	245	650
Reid vapor pressure, psia	2 to 3	5 to 7	below 1	7	0.1
Specific heat, Btu/lb °F	0.50	0.51	0.49	0.53	0.47
Average molecular weight, lb/mole	130	125	175	90	—



Portanto, nossa solução final é a 'c', ou seja, propulsão tipo pulso jato, movido à gasolina, utilizando oxigênio atmosférico como oxidante, estrutura de aço inoxidável para evitar ataque químico dos gases de combustão e umidade do ar, e com capacidade para atingir uma altitude de até 5000m.

4. ESTUDO DA SOLUÇÃO ESCOLHIDA : PULSO-JATO

4.1 Histórico

Em 13 de junho de 1944, exatamente uma semana depois do “Dia D”, o motor pulso-jato teve a sua súbita e devastadora aparição. De bases de lançamento ao longo da costa da França ocupada, os alemães lançavam as V-1 contra Londres : pequenos monoplanos com carga explosiva não pilotados, com envergadura de asa não muito maior que a de um aeromodelo, com navegação por giroscópio e propulsionados por um motor fantasticamente simples e eficiente : o pulso-jato.

O motor da V-1 foi a primeira aplicação prática de uma idéia concebida muitos anos antes: em 1908, quando Karavodine construiu um motor de duto pulsante. Vinte anos mais tarde, a idéia foi desenvolvida por um engenheiro alemão, Paul Schmidt. Para Schmidt deve-se a maior parte dos créditos para a aplicação prática deste conceito.

Schmidt começou seu trabalho no final dos anos 20 e, em abril de 1931, obteve uma patente alemã para a sua idéia. Porém, o protótipo da V-1 finalmente apareceu apenas em 1942.

Pouco antes deste emprego por Schmidt no motor da V-1, um motor pulso-jato foi construído com sucesso nos Estados Unidos. Este motor, o Schubert Valveless Resojet foi construído no U.S. Naval Engineering Experimental Station (Estação de Engenharia Experimental da Marinha dos Estados Unidos), em Anápolis. Outro trabalho em pulso-jatos também foi realizado durante o período de 1943-44 pela Aerojet Corp. .

Depois que exemplares da V-1 foram capturados, no final de 1944, foi dedicado um desenvolvimento para este tipo de motor pelas forças armadas americanas. Os motores da V-1 eram, obviamente, descartáveis e tinham vida útil de não mais que meia hora. Não é surpresa, portanto, que o seu sistema de válvulas possuíam uma vida útil apenas adequada ao alcance da V-1. A eficiência aerodinâmica do conjunto de válvulas era também característica secundária com relação à facilidade de fabricação em tempo de guerra.

O desenvolvimento americano do motor da V-1, designação americana JB-2, resultou em uma melhora no desempenho. Em dois anos, a vida útil das válvulas foi aumentada para sete horas, o empuxo aumentou 128% enquanto que o consumo de combustível caiu 35%.

Logo após, os primeiros modelos em miniatura de pulso-jatos apareceram no mercado americano, na forma dos Minijet e Dynajet e foram largamente copiados após 1948.

Nos Estados Unidos, a maior parte do desenvolvimento dos pulso-jatos foi feito pela Marquadt Aircraft Company em Van Nuys, Califórnia.

As experiências de Marquardt com pulso-jatos culminaram no pulso-jato Marquardt MA-16 que foi usado pelo avião-alvo Globe XKD-5G. Projetado para operar ao nível do mar à velocidades de 350 mph, o MA-16 possuía um diâmetro máximo de 10 1/2 polegadas (26,67 cm) e pesava 59 lbs (26,76 kgs). O empuxo máximo obtido ao nível do mar foi de 180 lbf (81,65 kgf), caindo para 140 lbf (63,5 kgf) a Mach 0,5. O motor foi equipado com uma unidade de controle do empuxo especial que regulava o fluxo de combustível para obter o empuxo de cruzeiro (80% do total) ou o empuxo máximo, quando necessário. Ao contrário da maioria dos pulso-jatos, o MA-16 era equipado com um sistema de ignição por vela que funcionava continuamente, para permitir o religamento durante o voo.

Na Inglaterra, o desenvolvimento de pulso-jatos para o acionamento de rotores de helicópteros, foi feito pela companhia Saunders-Roe, que começou o trabalho com pulso-jatos em 1952 e a primeira unidade produzida era um pequeno motor com aproximadamente o dobro do tamanho do Dynajet. O diâmetro máximo era 5 1/2 polegadas (14 cm), comprimento de 47 1/2 polegadas (120,65 cm) e peso de 15 1/2 lbs (7,03 kgs). A frequência de operação era de 130 Hz, com um empuxo estático máximo de 45 lbfs (kgf). A ignição era feita por uma vela de aeromodelo e o empuxo era controlado por variação na quantidade de combustível admitida.

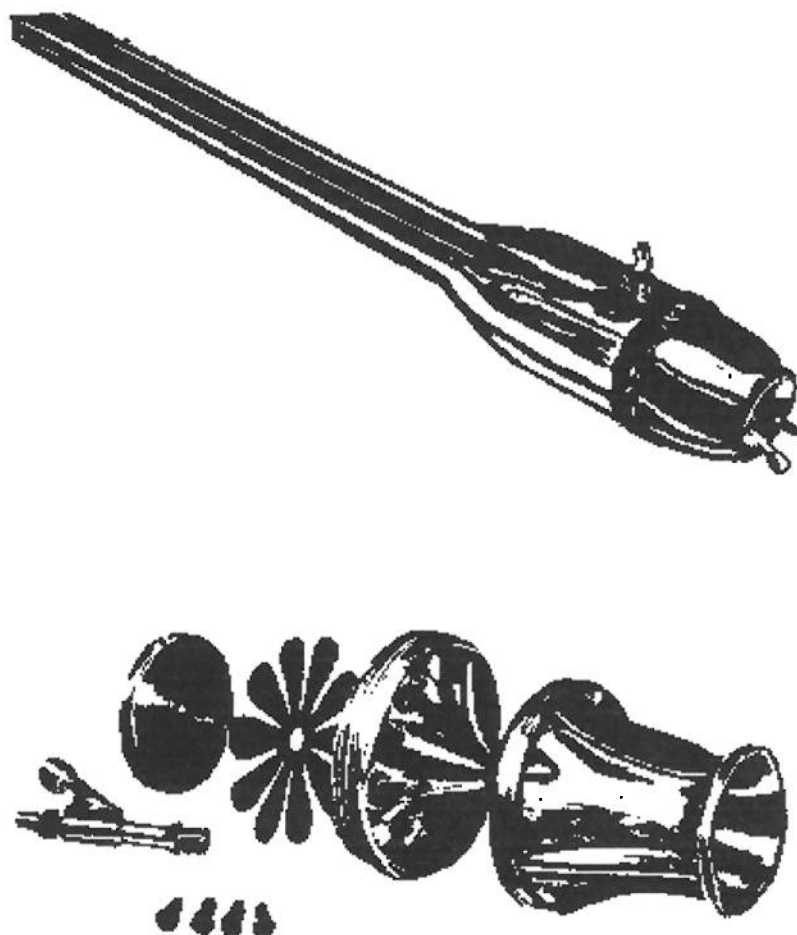
Os pulso-jatos Marquardt e Saunders-Roe, assim como os Minijet, Dynajet e todos os outros seguiam a concepção original alemã no uso de válvulas mecânicas unidirecionais. Na França, porém, vários desenvolvimentos do Resojet sem válvula foram produzidos pela importante fabricante de jatos SNECMA.

O primeiro deles (1950) foi uma pequena unidade pesando 10 1/2 lbs e com um empuxo de 22 lbs e chamado de Escoppete (escopeta). Centenas de testes de voo foram executados por planadores equipados com 4 ou 6 desses pequenos motores. Uma característica desse tipo de pulso-jato “acústico” é o seu grande comprimento. Um desenvolvimento desse conceito pela SNECMA

foi o Ecrevisse em que toda a unidade é dobrada em forma de “U” estreito, com a tomada de ar posicionando-se acima do escape. A frequência de pulso é de 60 Hz com empuxo de 44 lbs e peso de 13.2 lbs.

Obviamente, o aeromodelismo possui uma estreita ligação com o projeto de aviões em escala real, com o pulso-jato sendo utilizado pela SAAB no projeto do caça de asa delta supersônico SAAB J35 Draken (Dragão) para a Força Aérea Real da Suécia. O teste de vôo preliminar foi feito com cinco modelos em escala 1:7 rádio-controlados cada um propulsionado por um motor pulso-jato de 5 1/2 lbs de empuxo estático. Este fato mostra a importância do uso prático do pulso-jato, além do seu uso como forma de lazer no aeromodelismo.

A figura a seguir mostra um pulso-jato típico para aeromodelismo, com as suas peças básicas.



4.2 Componentes Básicos de um Sistema de Propulsão à Jato

Os componentes básicos de um sistema de propulsão à jato são a câmara de combustão e o bocal de exaustão.

4.2.1 Câmaras de Combustão

Uma câmara de combustão é o recipiente onde ocorre a transformação da energia de potencial para cinética. Formas geométricas simples como o cilindro e a esfera são as mais comuns no projeto e fabricação de câmaras. O comprimento e o diâmetro devem ser os necessários para prover um volume de câmara apropriado para uma combustão completa e estável. O comprimento da câmara e diâmetro do bocal de escape são determinados pelo combustível que se utiliza. A câmara e o bocal devem ser projetados para produzir uma velocidade apropriada dos gases e uma pressão apropriada no bocal de escape, para um dado combustível. Dependendo do tipo de combustível utilizado, a câmara de combustão pode também possuir sistemas de injeção e ignição de combustível. Tais sistemas são discutidos a seguir :

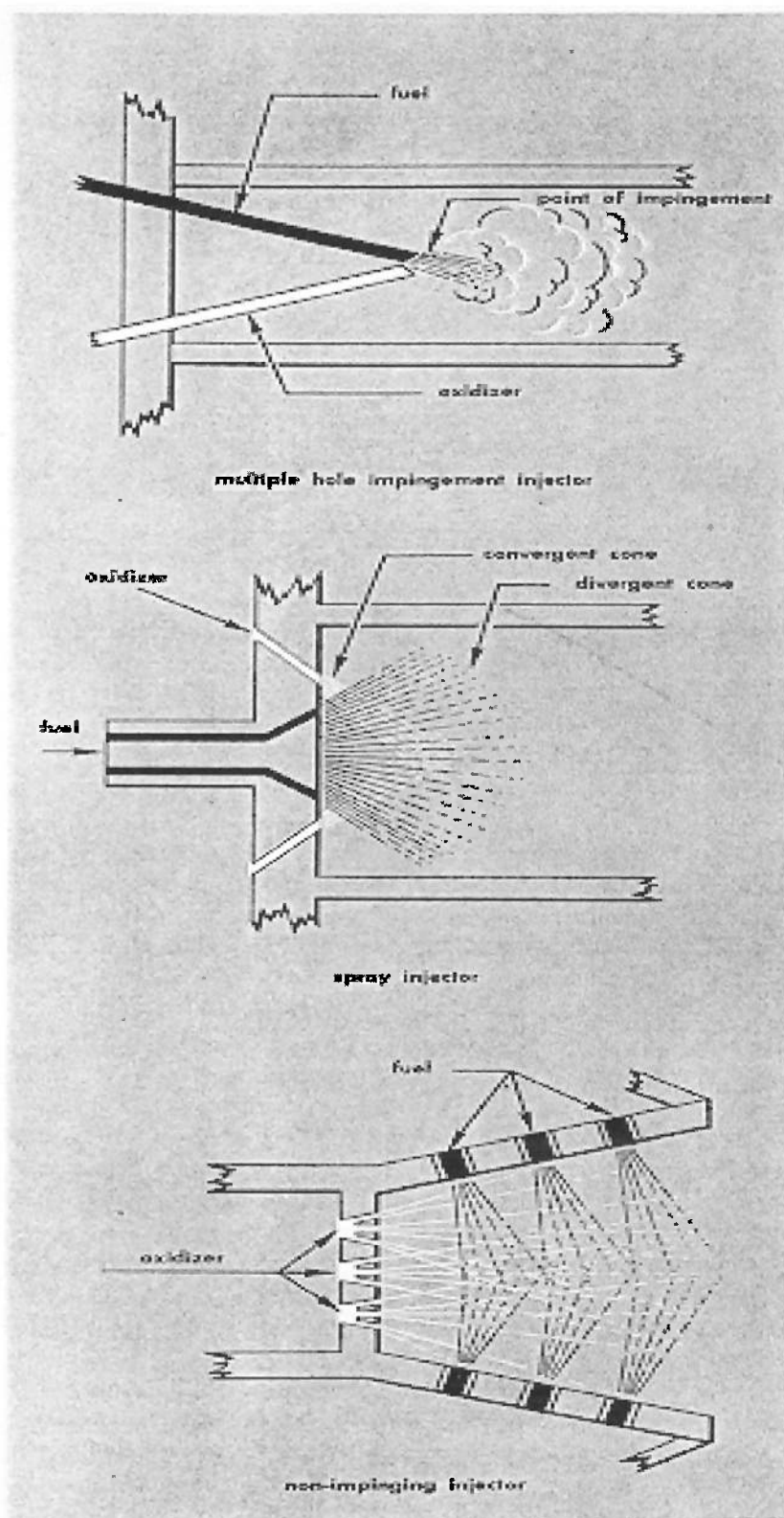
Injetores: a função de um injetor é semelhante ao de um carburador em um motor de combustão interna. Ele pulveriza e mistura os propelentes de maneira que resulte em uma mistura adequada combustível-oxidante.

No *injetor de múltiplos furos impingentes*, ilustrado na figura a seguir, o oxidante e o combustível são injetados por um variado arranjo de furos separados de maneira que os fluxos impingem (se interceptam em um determinado ponto), quebrando-os em finas gotículas.

Um *injetor spray*, segunda ilustração da figura, tem os furos do oxidante e combustível arrançados em círculos de forma a produzir um spray cônico ou cilíndrico que se interceptam, tornando-se então vaporizados e bem misturados.

Um *injetor de tipo não impingente* a última ilustração da figura, o combustível e o oxidante não se impingem em um ponto específico, a mistura

se dá principalmente devido à turbulência e à formação de vapor de combustível. A V-2 usava um injetor deste tipo, onde finas gotas de álcool se misturavam com oxigênio gasoso.



Sistemas de Ignição: A fim de se iniciar a combustão, propelentes de ignição não espontânea devem ser ativados por uma absorção de energia acima daquela que eles contém. Esta energia de ativação é fornecida por um sistema de ignição. Um ignitor precisa ser localizado próximo ao injetor de maneira que ele receba uma mistura que detone facilmente. Uma mistura muito grande de oxidante e combustível na câmara de combustão antes da ignição pode levar a uma explosão descontrolada.

Um *sistema de ignição por vela* têm sido usado com sucesso localizando a vela numa região onde os vapores iniciais de combustível e oxidante formam uma mistura detonável. Este tipo de ignição foi usada na V-1.

Um *sistema de ignição por carga de pólvora* é usado principalmente em propelentes sólidos.

A *ignição catalítica* emprega um agente catalítico sólido ou líquido que ativa a quebra química do propelente, produzindo os gases de exaustão à alta pressão.

4.2.2 Bocais de Exaustão

Um bocal de exaustão é uma câmara não uniforme por onde os gases gerados na câmara de combustão fluem para o meio. No bocal, as áreas mais importantes a serem consideradas são as áreas da seção transversal da entrada, da garganta e da saída do bocal. Estas áreas são mostradas na figura seguinte.

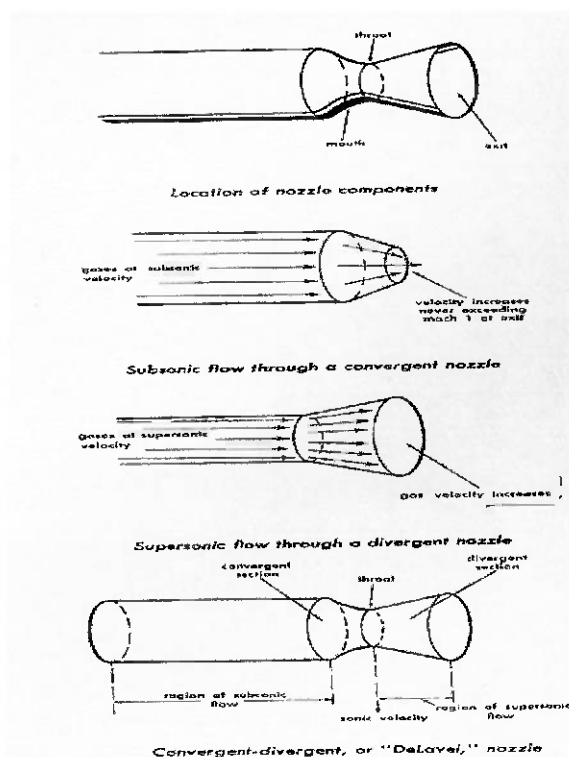
A função de um bocal é *aumentar* a velocidade dos gases. Sob condições de regime permanente, a massa de gases que passam por uma seção transversal qualquer é constante (Teorema de Bernoulli). Então, no caso de escoamento subsônico, as velocidades dos gases precisam aumentar se a seção transversal diminui, para a vazão mássica continuar constante. Se a seção transversal aumentar, a velocidade dos gases diminui. Esta relação da seção transversal com a velocidade para escoamento subsônico não se aplica ao escoamento supersônico.

A velocidade dos gases subsônicos passando através de um bocal convergente mostrado na figura poderia se tornar cada vez maior até atingir Mach 1 na saída, assumindo que o bocal seja longo o suficiente.

Gases fluindo à velocidades supersônicas são desacelerados quando passam por um bocal convergente.

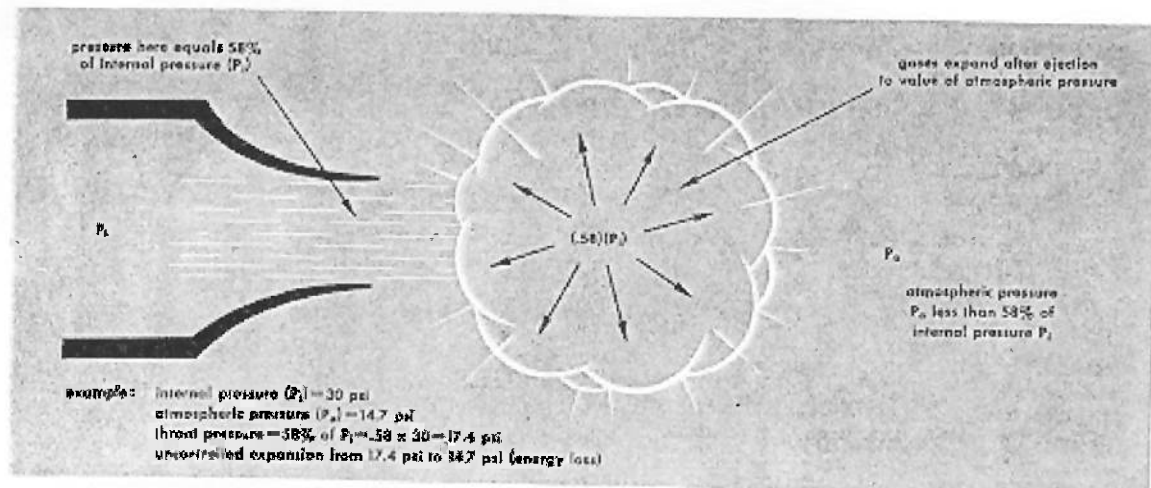
Como mostra a figura, o fluxo supersônico tem sua velocidade aumentada quando passa por um bocal divergente. Neste caso, os gases estão em um estado de compressão. Quando o bocal diverge ele permite que o gás se expanda; a energia de pressão é então convertida em energia cinética, aumentando a velocidade dos gases.

Para obter velocidade de escape supersônica é necessário a combinação de bocais convergentes e divergentes, como mostra a figura. O bocal de exaustão primeiramente converge para trazer a velocidade do fluxo subsônico para a velocidade do som para, então, no instante correto, divergir, permitindo a expansão dos gases. Esta expansão resulta em fluxo supersônico, como mostra a figura.



O bocal convergente e o convergente-divergente, ou DeLaval, são os dois tipos mais usados na propulsão à jato.

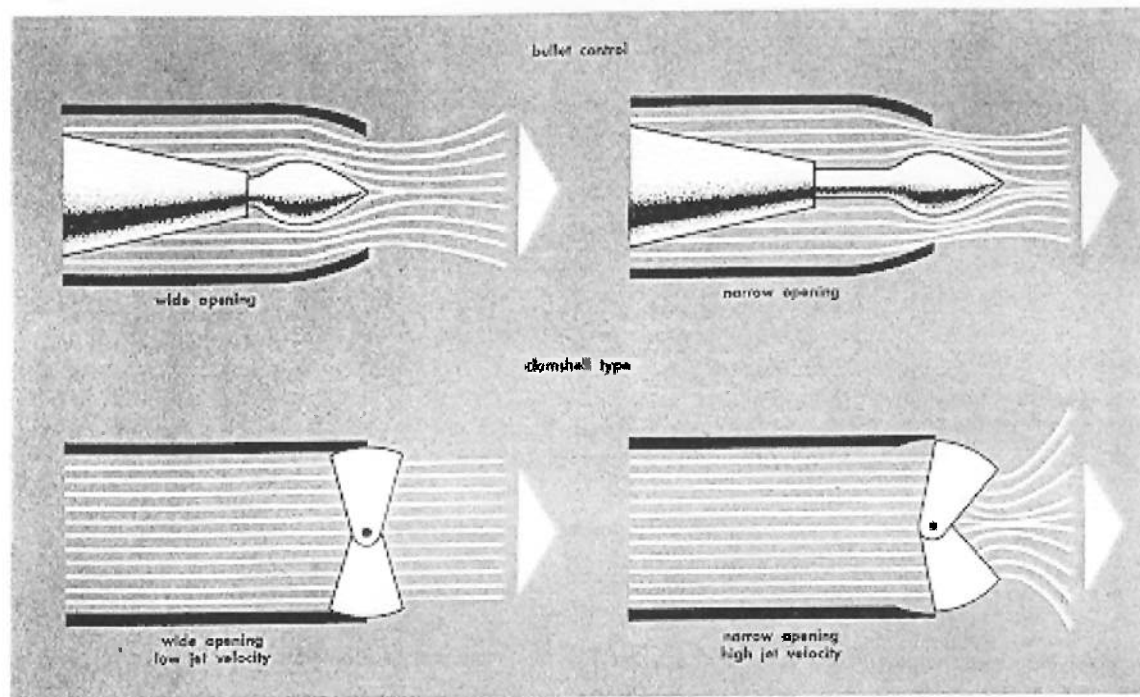
Um bocal convergente consiste basicamente de uma seção convergente com a garganta localizada na extremidade de escape do bocal. Testes com fluxos de gases com este tipo de bocal mostram que quando 58% da pressão interna é um valor maior que a pressão atmosférica, há um excesso de pressão nos gases de escape. O excesso de pressão e a expansão descontrolada dos gases fora do bocal representam uma perda de energia disponível. A figura mostra esse fenômeno :



O bocal convergente é portanto, construído para características de combustível e combustão específicas, a fim de obter a maior velocidade de escape possível.

Um bocal convergente-divergente pode ser usado para controlar a expansão dos gases após eles passarem pela garganta e portanto obtendo maiores velocidades e um aumento de empuxo. Novamente, a área da garganta é determinada pela vazão mássica do fluxo desejado. A área na saída do divergente é determinada pela taxa de expansão desejada para os gases entre a garganta e a saída.

Outras configurações de bocais importantes são os de área da seção transversal variável, como mostra a figura. Neste tipo, a área do bocal é variada para se acomodar às condições de combustão.



Tendo-se abordado os componentes básicos de um sistema de propulsão à jato pode-se proceder ao estudo específico de um tipo pulso-jato.

4.3 O motor Pulso-Jato

Esse nome é devido à forma pulsativa com que se dá o processo de combustão. Este tipo de propulsão ganhou atenção internacional devido à bomba voadora alemã V-1, também conhecida como “Buzz Bomb”.

A versão americana desse míssil, foi denominada JB-2. Pesquisa e desenvolvimento da propulsão pulso-jato desde o fim da Segunda Guerra Mundial, aperfeiçoaram consideravelmente as características operacionais desses motores, mas o projeto básico continua o mesmo. A seguir é analisado em detalhes o motor da JB-2.

4.3.1 Componentes do motor

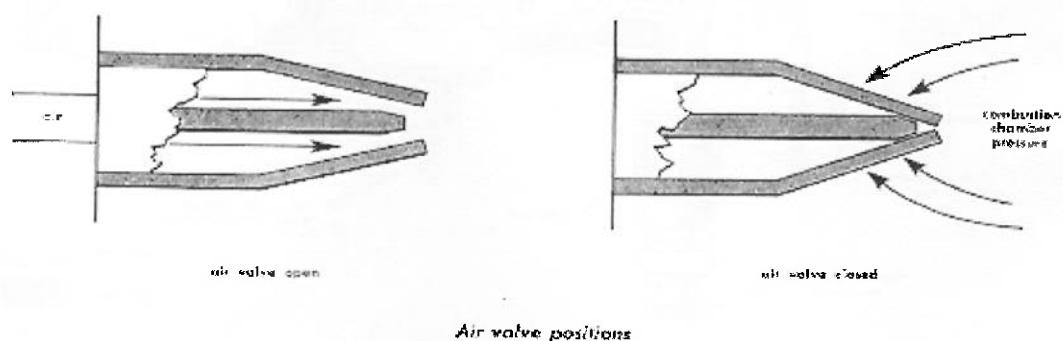
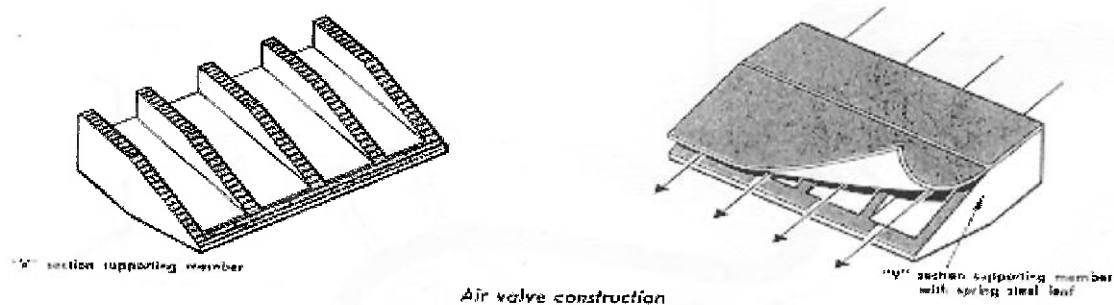
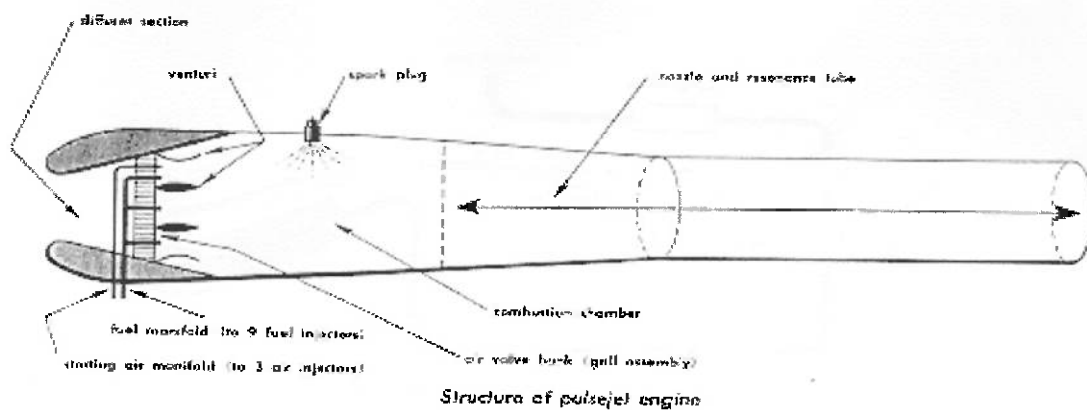
Os quatro componentes principais de um motor pulso-jato são o difusor, o sistema de grelha (válvulas de ar, injetores de ar, injetores de combustível), câmara de combustão e duto de exaustão.

Um *difusor* é definido como um duto de seção transversal variável, projetado para converter um fluxo de gás à alta velocidade para um fluxo à velocidade menor mas com pressão maior. A tomada de ar de um pulso-jato aumenta sua seção transversal da entrada até o sistema de grelha. À medida que o ar flui por essa seção, ele tem uma diminuição em velocidade e um aumento em sua pressão. Esta alta pressão permite uma rápida expansão quando o ar atinge a câmara de combustão.

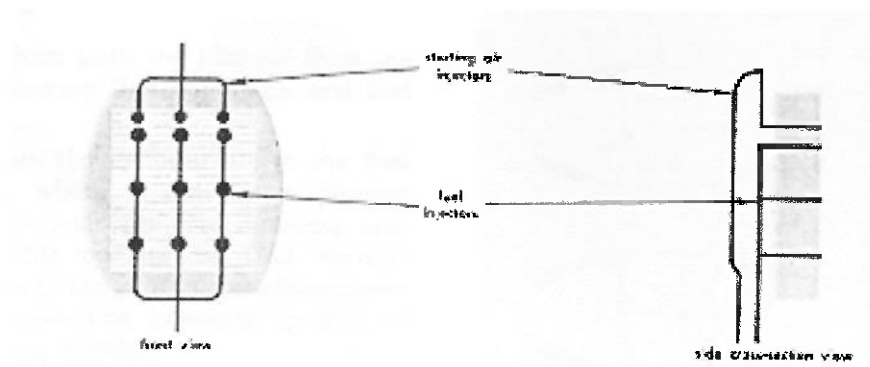
O *sistema de grelha* consiste de um arranjo em forma de favo de colméia das válvulas de admissão de ar, três injetores de ar de partida, e nove injetores de combustível.

O projeto das válvulas de admissão de ar são a característica mais importante do sistema de grelha.

Estas válvulas consistem de seções em V que são fechadas por chapas de aço mola. A extremidade aberta dos V's está na direção do difusor e as extremidades fechadas apontam para a câmara de combustão. As chapas de aço mola estão em posição normalmente fechada. Quando a pressão atmosférica no difusor é maior que a pressão na câmara de combustão, as válvulas são forçadas a se abrirem. Quando a pressão na câmara de combustão é igual ou maior que a pressão atmosférica, as válvulas se fecham. A figura mostra a construção e operação dessas válvulas, que são denominadas flapper.



Os três injetores de ar de partida mostrados na próxima figura, são conectados a um fornecimento externo de ar sob pressão, que fornece o oxigênio para a combustão inicial. Eles operam somente na partida, não funcionando durante o voo.



Os nove injetores de combustível, também mostrados na figura, são alimentados por um tubo conectado a um tanque pressurizado, dentro do míssil.

Seções Venturi, imediatamente após o sistema de grelha, assegura uma vaporização apropriada para o combustível e aumenta a mistura de combustível vaporizado e ar que entra através das válvulas flapper.

A câmara de combustão possui uma vela de ignição que possibilita a detonação inicial. Uma vez ligado, a combustão ocorre periodicamente sem a necessidade da centelha da vela.

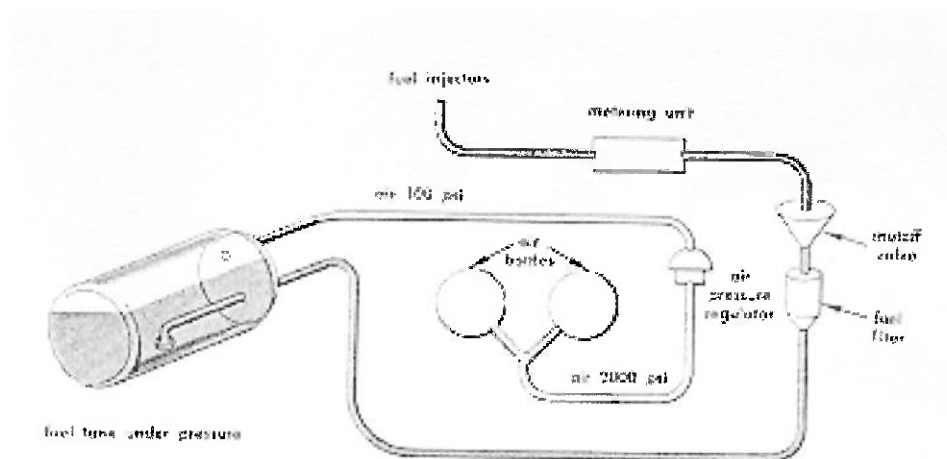
O duto de descarga de um pulso-jato aumenta a velocidade de descarga dos gases e determina a frequência do ciclo de combustão. A frequência de operação é dada pela seguinte expressão :

$$Frequência = \frac{Velocidade_do_som}{4 \cdot Comprimento_do_Duto}$$

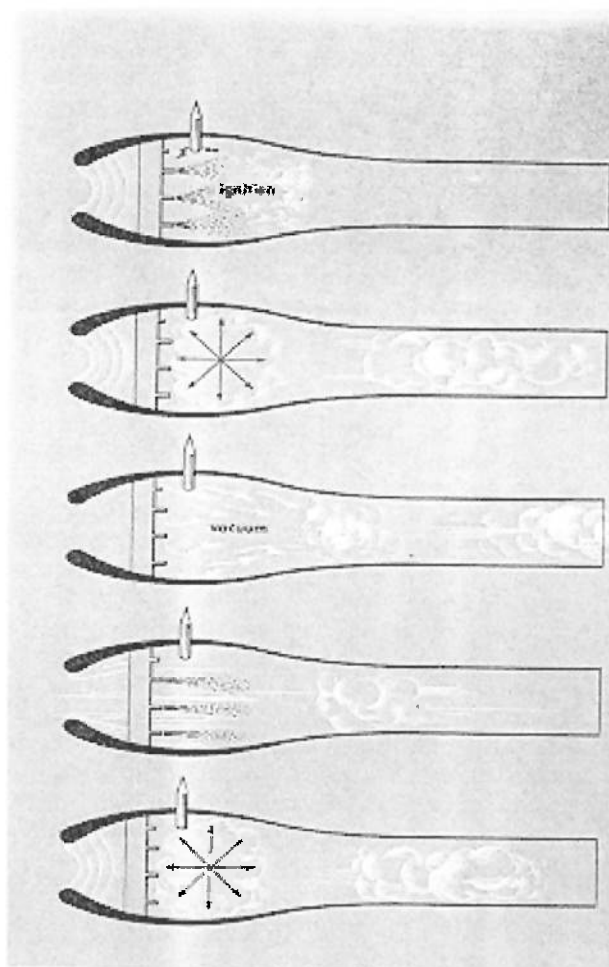
A frequência de operação do motor da JB-2 era de 50 Hz. Em motores pequenos com dutos de descarga curtos, a frequência do ciclo de combustão pode chegar a mais de 200 Hz.

4.3.2 Operação do Motor e do Sistema de Combustível

Na JB-2, o combustível era carregado em um tanque de aço de 180 galões. O combustível era enviado sob pressão para um coletor. A próxima figura mostra que as duas garrafas de ar dão uma pressão inicial de 2000 psi a qual é regulada para 100 psi por uma válvula reguladora. Esta válvula reguladora mantém a pressão do ar que age no combustível dentro do tanque a 100 psi. O combustível no tanque é forçado a passar pelo filtro, uma válvula shutoff e por uma unidade de medição até chegar aos injetores.



Os seguintes diagramas mostram os vários estágios do ciclo de operação de um pulso-jato :



No primeiro desenho, as válvulas estão fechadas. A pressão em ambos os lados da grelha é a mesma. Ar de partida de uma fonte externa pressurizada entra pelos 3 injetores de ar de partida; combustível sob pressão entra pelos injetores de combustível e então a vela detona a mistura ar-combustível.

A mistura ar-combustível queima rapidamente; a pressão na câmara de combustão aumenta e impede a entrada de combustível, pelo fechamento das válvulas flapper. Os gases então começam a se expandir.

Os gases se deslocam em alta velocidade pelo duto de descarga e criam um vácuo parcial (uma zona de baixa pressão) dentro da câmara de combustão.

As válvulas flapper se abrem como mostra o quarto desenho, permitindo a entrada de uma nova carga de ar (a pressão da câmara de combustão é menor que a pressão no difusor); uma nova carga de combustível entra pelos injetores de combustível (a pressão na câmara de combustão é menor que a pressão do combustível). Parte dos gases de escape retornam à câmara de combustão, detonando a nova mistura.

A mistura combustível-ar queima rapidamente; a pressão na câmara de combustão aumenta; as válvulas flapper se fecham; o fluxo de combustível pára; e os gases tornam a se expandirem. O ciclo se reinicia, porém não há a necessidade da ignição pela vela.

O pulso-jato é um motor barato, fácil de construir, de operar e pode ser usado em veículos de teste, aviões-alvo e no aeromodelismo.

O cálculo mais apurado e projeto do nosso motor são escopo da disciplina PMC-581 do segundo semestre.

Segunda Parte

1. INTRODUÇÃO

A segunda etapa do nosso projeto de um propulsor do tipo *Pulso-Jato* consiste em determinar seus parâmetros físicos, como dimensões, materiais e funcionamento, e, em seguida, fazer a implementação do mesmo. Para isso, iniciamos nosso trabalho através de uma longa e exaustiva pesquisa de estudos previamente realizados sobre o assunto, assim como procuramos conhecer os tipos de propulsores que se encontram no mercado atualmente.

Os propulsores tipo *Pulso-Jato* existentes hoje no mercado internacional para aeromodelismo possuem dimensões muito semelhantes, porém com rendimentos bastante diferentes. Essas diferenças influenciam diretamente sobre o empuxo do motor, que é nossa principal variável. Isso pode ser acarretado por diversos fatores, como a forma de alimentação de combustível, as dimensões de bocal de entrada, as dimensões da câmara e do tubo de combustão, o sistema de válvulas, o tipo de mola usado nas válvulas, etc. .

A literatura a respeito do assunto é demasiadamente escassa. Existem algumas páginas em poucos livros falando sobre o assunto. Como pudemos constatar, o estudo deste tipo de motor foi encerrado por volta do início da década de 60 devido ao grande ruído e enormes vibrações geradas durante seu funcionamento. Seria inviável possuir um veículo tão barulhento como este sobrevoando as cidades.

Por essas razões, tivemos uma grande dificuldade em desenvolver as equações que descrevem alguns parâmetros importantes no projeto. Muitas simplificações tiveram de ser adotadas a fim de permitir um equacionamento rápido, porém não somos capazes de avaliar o quão longe da realidade chegamos.

Assim, chegamos num modelo final, cujos cálculos e as teorias envolvidas estão descritas a seguir. O modelo final foi implementado em várias oficinas especializadas com material comumente usado nas indústrias e as outras peças de difícil construção foram comprados no exterior. Portanto, seguem aqui nossas idéias e nosso conhecimento técnico adquirido ao longo desses anos de convivência na universidade, onde estão sendo aplicados diretamente neste projeto.

2. PRÓLOGO

Para tornar possível os cálculos necessários, tivemos de fazer muitas hipóteses e de aproximar muitos valores que tínhamos em mãos. Outros fatores que aparecem aqui no trabalho cuja origem não é mencionada, refere-se certamente à primeira parte do projeto, como por exemplo a escolha do material, do combustível, etc. .

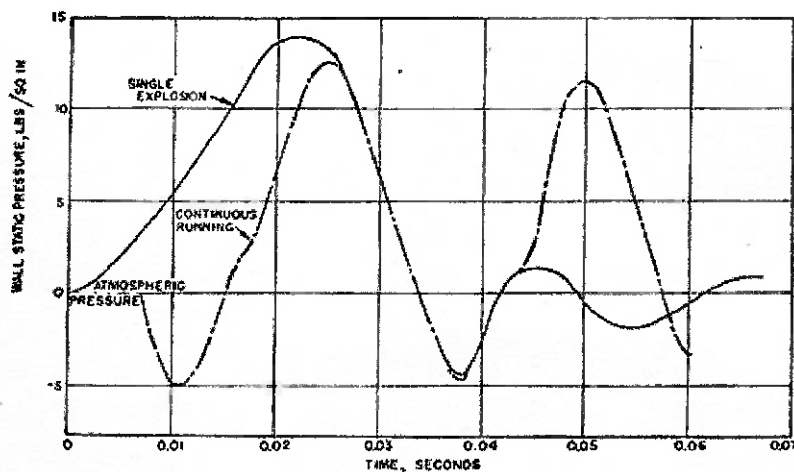


Figura 1: Gráfico de um ciclo de combustão em função do tempo de um pulso-jato PJ-31.

Nas nossas bibliografias podem ser encontradas todas as hipóteses que tornaram possível o equacionamento matemático das características do *pulso-jato*. A seguir estão listadas algumas delas, que são, na opinião de muitos especialistas, as mais importantes e imprescindíveis:

1. Desprezar trocas de calor com o meio;
2. Considerar o funcionamento em regime permanente;
3. Adotar propriedades da mistura como sendo as do ar;
4. Considerar a pressão na câmara constante;
5. Desprezar perdas por atrito no bocal convergente-divergente;
6. Bocal adiabático;
7. escoamento unidimensional;
8. Considerar a mistura como sendo gás perfeito;
9. Sem trabalho externo.

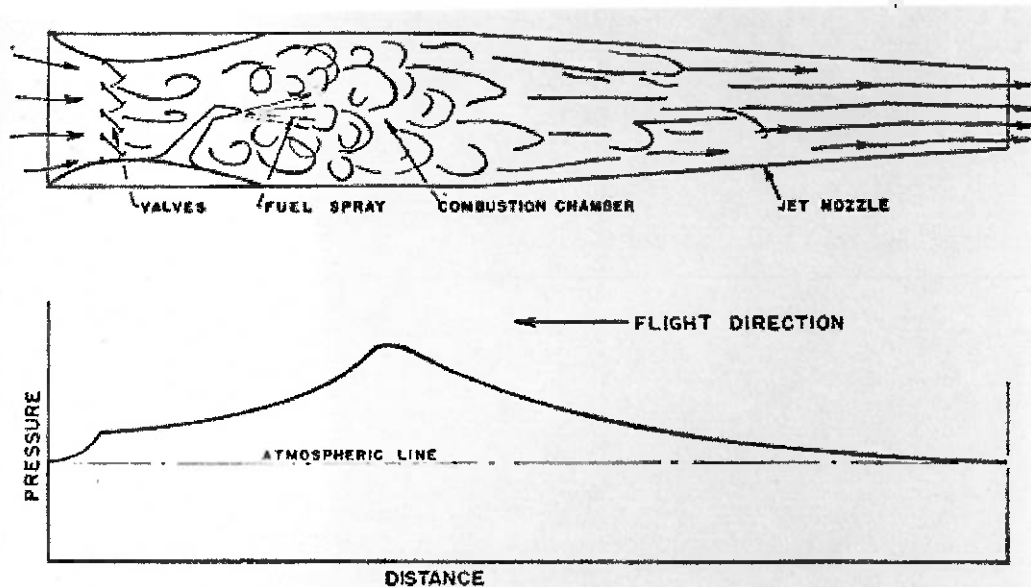


Figura 2: Pulso-Jato, ilustrando o típico gradiente de pressão provocado pela passagem do ar pelo motor.

Outros fatores que adotamos foram retirados da bibliografia consultada. Durante as pesquisas vimos que não existe uma teoria específica para o projeto e desenvolvimento de um propulsor deste tipo. O que vimos foram os autores de diversos livros afirmarem que os cálculos devem ser efetuados assumindo uma série de hipóteses e condições de temperatura, pressão, velocidade, etc.. Eles afirmam que o projeto de um *pulso-jato* consiste em projeto-testes-modificações, ou seja, muitos dos parâmetros de performance e dimensionamento são avaliados através da tentativa e erro. Por isso, elaboraram uma pequena tabela com alguns valores necessários para projeto e que foram obtidos, em média, por muitos protótipos. Utilizamos extensamente alguns valores desta tabela a fim de permitir dimensionar o corpo do motor e a válvula de admissão, assim como para fazer o estudo da resistência dos materiais e do escoamento do propulsor. Valores como a pressão média de 2 atm, por exemplo, foram obtidos de tal tabela. Foi isso que fez acelerar nosso trabalho e iniciar a construção do protótipo.

<i>Performance de Motor Pulso-Jato</i>	Valores médios
Ar/ combustível	25-35:1
Relação de pressão	2-2.5
Empuxo por maior área de seção transversal, psf	570
Consumo específico de combustível, lb/hr/lbf empuxo	2.6

Tabela 1: Valores médios de performance

3. MEMORIAL DE CÁLCULO

3.1 Volume da câmara e do tubo de combustão

O primeiro cálculo efetuado foi a determinação do volume da câmara e do tubo de combustão, que são os fatores que determinarão as dimensões do motor, que devem ser compatíveis com as do avião ao qual será empregado. Como partida, precisávamos de um valor inicial para determinarmos o volume do corpo por completo. Assim, comparando as dimensões dos motores existentes no mercado e as aproximadas do veículo em questão, escolhemos um valor para o diâmetro do tubo de combustão, que atendesse as dimensões comerciais. Escolhemos um tubo de aço inoxidável, tipo ASME 304, de 1 1/4" de diâmetro. O fato do tubo ser de aço inoxidável 304 deve-se às suas propriedades quanto a resistência ao calor, resistência à corrosão, assim como quanto à sua disponibilidade no mercado e preço. As tabelas com as propriedades dos aços inoxidáveis estão dispostas adiante e lá podemos encontrar alguns tipos com características muito melhores que as do tipo 304, que estamos usando, porém o alto custo dos outros materiais inviabilizaria o projeto. Assim, efetuamos alguns cálculos de resistência dos materiais para o tipo mais comum, 304, e vimos que ele atende bem nossos requisitos de projeto, e por isso optamos por ele. Os cálculos mencionados poderão ser vistos mais adiante.

Para a determinação do volume da câmara de combustão precisaremos introduzir o conceito de *comprimento característico da câmara* (L^*). Ele é definido como sendo o comprimento que um motor com o mesmo volume deveria ter, se ele fosse um tubo longo, com o mesmo volume e sem seções convergentes. Sua equação é dada por:

$$L^* = V_c / A_t$$

onde L^* é o comprimento característico da câmara, A_t é a área do bocal e V_c é o volume da câmara. Aqui, o volume da câmara inclui toda câmara, mais o tubo de combustão. Essa é a maneira mais rápida de se determinar o volume de uma câmara de combustão, pois os outros métodos exigem muitas variáveis que não estavam disponíveis para nós no momento do projeto. Na tabela seguinte estão mostrados alguns valores típicos de L^* .

<u>propelente</u>	<u>L^* (feet)</u>
Ácido nítrico	3,75 a 6,5
Álcool e LOx	3 a 10
Nitrometano	acima de 16

Tabela 2: Comprimento Característico de Câmara

Portanto, tendo o valor de A_t , que no nosso caso é o próprio diâmetro do tubo de combustão, e o comprimento característico L^* , podemos determinar o volume da câmara. Da literatura vimos que o L^* desejável para a combustão de gasolina é menor, da ordem de 2,5 pés, ou seja, 30 in.

A área da seção do tubo é dada por:

$$A_t = \pi \cdot D^2/4 = \pi \cdot (1,25)^2/4 = 1,227 \text{ in}^2.$$

O volume da câmara é, portanto:

$$V_c = L^* \cdot A_t = 30 \cdot 1,227 = 36,81 \text{ in}^3.$$

3.2 Frequência de funcionamento do motor

A frequência de funcionamento do motor depende do comprimento do tubo, e é dada pela equação:

$$f = v_o / (4 \cdot L_{\text{tubo}}),$$

onde v_o é a velocidade do som no meio, e L é o comprimento do tubo. Como exposto na primeira etapa deste projeto, a frequência de vibração para motores dessa escala é muito alta, da ordem de 200 Hz.

3.3 Dimensões do motor

Partindo do valor de 200 Hz para a frequência e adotando $v_o = 340$ m/s para a velocidade do som, temos o comprimento do tubo:

$$L_{\text{tubo}} = v_o / 4.f = 340 / (4 \cdot 200) = 0,425 \text{ m} = 425 \text{ mm} = 16,73 \text{ in.}$$

Com um tubo de combustão de 425mm, temos que o seu volume é de:

$$V_{\text{tubo}} = L_{\text{tubo}} \times A_t = 16,73 \times 1,227 = 20,53 \text{ in}^3.$$

A subtração do volume do tubo do volume total, nos dará o volume da câmara propriamente dita. Pelas mesmas razões que escolhemos o diâmetro do tubo, escolhemos também o diâmetro da câmara, que é de 2,5". Assim, a área de seção transversal da câmara é dada por: $A_c = \pi \cdot (D_c)^2 / 4 = 4,909 \text{ in}^2$. O volume é dado por:

$$V_{\text{câmara}} = V_{\text{total}} - V_{\text{tubo}} = 36,81 - 20,53 = 16,28 \text{ in}^3.$$

O comprimento da câmara de combustão propriamente dita é de:

$$L_{\text{câmara}} = V_{\text{câmara}} / A_{tc} = 16,28 / 4,909 = 3,316 \text{ in} \sim 84 \text{ mm}.$$

Portanto, temos as dimensões completas do motor propulsor, que são:

- câmara de combustão: diâmetro nominal: 2,5 in = 63,5 mm
comprimento: 3,3 in = 84 mm.
- tubo de combustão: diâmetro nominal: 1,25 in = 31,75 mm
comprimento: 16,73 in = 425 mm.

Mais adiante iremos fazer os cálculos de solicitações de tensões na câmara e no tubo de combustão, e avaliaremos o material empregado para sua construção. No entanto, podemos adiantar que os tubos comprados são um de 2,5” e outro de 1,25” para se fazer a câmara e o tubo, respectivamente. Ambos são de aço inoxidável tipo 304, sem costura.

3.4 Válvula de admissão

A válvula de admissão da mistura tem um papel especial no funcionamento do *pulso-jato*, visto que é a única parte móvel do propulsor, e é ela quem vibra com a mesma frequência de funcionamento e de ressonância do tubo. O seu princípio de funcionamento é simples e baseia-se no uso da diferença de pressão entre o interior da câmara de combustão e a pressão na saída do difusor de entrada de ar. Quando a pressão externa é maior que a pressão no interior da câmara, a válvula é fletida pela diferença de forças atuantes sobre a sua área, permitindo, assim, a entrada da mistura para dentro do motor. Quando a mistura entra em combustão e eleva a pressão no interior da câmara, a válvula é pressionada de maneira a fechar os orifícios de admissão. Os gases saem da câmara de combustão por conservação da quantidade de movimento, diminuindo a pressão no seu interior, reiniciando, assim, o ciclo de funcionamento do propulsor.

A válvula de admissão poderia ter sido projetada e feita por nós, mas a dificuldade de encontrar alguém que efetuasse o trabalho por um preço razoável e acessível, nos forçou a adquirir uma encontrada no mercado americano. É uma válvula na forma de uma flor, cujas pétalas controlam a vazão através dos orifícios de admissão (vide figura abaixo).



Figura 3: Válvula de admissão.

A sua forma tem uma razão muito especial de ser. Ela é fixada ao bocal divergente por um parafuso central, permitindo a livre flexão das pétalas, assim como uma flor. Como o sincronismo da admissão é muito importante para a homogeneização da mistura durante a fase de injeção de combustível, as pétalas são curvadas todas ao mesmo tempo no instante em que a pressão no interior da câmara for menor que a externa.

A única desvantagem da compra dessa peça foi o fato de nosso projeto do bocal difusor de admissão depender do número de pétalas da válvula, ou seja, a geometria dos orifícios de injeção da mistura dependerão da geometria da válvula. Outro problema encontrado foi que a válvula era maior que o nosso espaço disponível no tubo, por isso tivemos que mandar cortar as pontas das pétalas.

Nossa válvula é feita de uma chapa finíssima de aço carbono 1045, cortada em prensa e temperada depois. Os dados exatos das propriedades da mola (válvula) não nos foi fornecido, e, portanto, tivemos de efetuar alguns cálculos com valores aproximados de algumas propriedades tiradas de várias tabelas de materiais disponíveis.

Vamos calcular agora a força máxima que a mola pode receber sem adulterar suas propriedades e forma física, ou seja, vamos calcular a força máxima admissível pelo material. Em seguida calcularemos a força atuante sobre a mola no ciclo e o fator de segurança da mesma. Para finalizar, determinaremos a deflexão máxima da mola nas condições de funcionamento.

Para simplificar os cálculos, vamos aproximar a válvula por um conjunto de válvulas trapezoidais engastadas em uma das extremidades (vide figura).

Mola trapezoidal

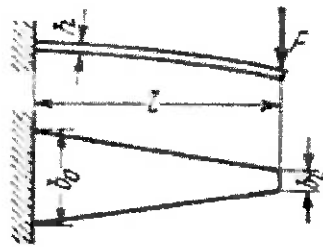


Figura 4: Mola trapezoidal.

Para o nosso caso, as dimensões aproximadas adotadas são as seguintes:

- $L = 15 \text{ mm}$;
- $b_0 = 11 \text{ mm}$;
- $b_1 = 4 \text{ mm}$;
- $h = 0,15 \text{ mm}$.

A força máxima suportada pela mola é dada pela seguinte equação:

$$F = \frac{b_0 \cdot h^2}{6 \cdot L} \cdot \sigma_{adm}$$

e a deflexão por:

$$f = \psi \frac{F \cdot L^3}{E \cdot I} = 4 \cdot \frac{\psi L^3}{b_0 \cdot h^3} \cdot \frac{F}{E} = \frac{2\psi L^2 \sigma_{adm}}{3 \cdot h \cdot E}$$

A variável ψ é função de β , que é dado por $\beta = b_1 / b_0$, cujos valores tabelados plotamos num gráfico. Assim, para $\beta = 11/4 = 2,75$ obtivemos $\psi = 0,1368$.

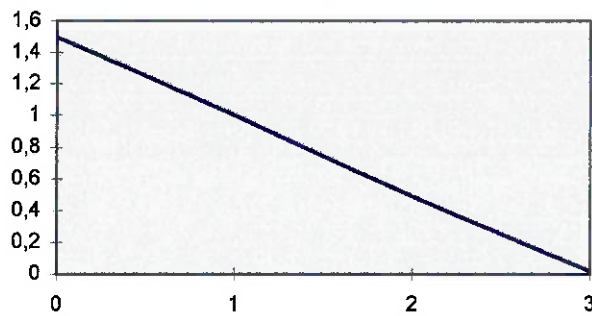


Gráfico 1: $\psi \times \beta$

Para o aço mola encontramos as seguintes propriedades: $E = 190$ Gpa e $\sigma_y = 11$ Mpsi a 1000°C . Portanto, a força máxima sobre a mola pode ser de:

$$F = \frac{b_0 \cdot h^2}{6 \cdot L} \cdot \sigma_{adm}$$

$$F = \frac{0,004 \cdot (0,00015)^2}{6 \cdot 0,015} \cdot 7,58 \cdot 10^{10}$$

$$F = \sim 75,8 \text{ N.}$$

Sabendo que a área de atuação da força sobre a pétala será uma circunferência de aproximadamente 8 mm de diâmetro, a máxima diferença de pressão suportada pela mola será de:

$$p = F/A = 75,8 / 0,00005 = \sim 1,5 \text{ Mpa.}$$

Visto que nosso projeto visa trabalhar com diferenças de pressão menores que 0,4 Mpa (~ 4 atm), podemos afirmar que a mola atende muito bem nossas necessidades. Porém, precisamos saber se sua deflexão será grande o suficiente para permitir uma boa vazão, mas antes precisamos calcular a força média que será exercida sobre a mola nas condições de regime.

Como discutido, admitimos que a pressão média dentro da câmara de combustão será de aproximadamente 2 atm (~ 0,2 Mpa). Portanto, nosso coeficiente de segurança é da ordem de 7,5 (1,5 / 0,2 = 7,5).

Com uma pressão de 0,2 Mpa média, a força média exercida sobre a mola será de:

$$F = p \cdot A_{\text{furo}} = 0,2 \cdot 10^6 \cdot 0,00005 = 10 \text{ N.}$$

A deflexão da mola provocada por uma força desta magnitude será, então:

$$f = \frac{4 \cdot \psi L^3}{b \cdot h^3} \cdot \frac{F}{E}$$

$$f = 4 \cdot 0,1368 \cdot \frac{(0,015)^3}{0,004 \cdot (0,00015)^3} \cdot \frac{10}{190 \cdot 10^9}$$

$$f = 0,0072 \text{ m} = 7,2 \text{ mm.}$$

Esse valor para a deflexão permite uma grande vazão da mistura propelente, portanto confirma mais uma vez a nossa escolha, aprovando a válvula escolhida.

Portanto, como pudemos acompanhar nos cálculos, a válvula adquirida proporciona uma boa abertura nas condições de funcionamento do propulsor, visto que utilizamos a pressão média para calcular a força exercida sobre ela. Outro fator importante foi o coeficiente de segurança que obteve um valor alto, 7,5, garantindo que ela suporta as pressões até mesmo para alguns picos de pressão, que dificilmente teremos.

4. PRINCÍPIOS DE PULSO-JATO

A energia liberada durante a combustão de algum propelente é utilizada para acelerar o ar transiente; a força de reação, que é proporcional à massa de ar acelerada por unidade de tempo e ao valor da aceleração, efetua a propulsão do motor. O crescimento da pressão, como consequência do impacto molecular contra todas as superfícies do espaço reservado para combustão (de

acordo com o princípio de Pascal), empurra o ar para fora numa trajetória linear. O efeito disso é a obtenção de propulsão através da aceleração do ar na direção oposta à do movimento.

Com base nisso, os processos necessários para operação de qualquer motor de combustão interna são:

1. Indução de uma mistura de combustível;
2. Combustão em um espaço restrito;
3. Expansão do fluido de trabalho;
4. Rejeição dos produtos de combustão.

4.1 O Ciclo Lenoir

A compressão de uma mistura antes da combustão não é, ao todo, necessária, mas é absolutamente desejável do ponto de vista da eficiência térmica. Esta linha de pensamento é particularmente significativa no refinamento e no desenvolvimento de sistema do tipo *pulso-jato*, que pode ser considerado como operando num ciclo de Lenoir ou num processo de Lenoir modificado porém contínuo, que não envolve a compressão da carga induzida.

O princípio de Lenoir (1860) evoluiu muito a com a prática com motores à vapor e foi originalmente adaptada para um motor a vapor com válvulas de lâminas.

4.2 Análise do Ciclo Lenoir

Com referência à figura abaixo, o ciclo Lenoir teórico deve ser analisado com base no processamento de uma unidade de peso do fluido de trabalho, como segue:

1. Condições iniciais no ponto 1 definidas por P_1 , T_1 e V_1 ;
2. Condições anteriores à combustão no ponto 2:

$$P_1 = P_2 \quad T_1 = T_2 \quad V_2 = RT_2/P_2 \quad W_{1-2} = P_2 V_2;$$

3. Condições no final da combustão, ponto 3:

$$V_3 = V_2 \quad \Delta E_{2-3} = eb \text{ HHV } F/A \quad \Delta T_{2-3} = \Delta E_{2-3}/cv,$$

onde eb é a eficiência de combustão, HHV é o maior valor de aquecimento do combustível em BTU/lb, e F/A é a razão da mistura combustível/ar.

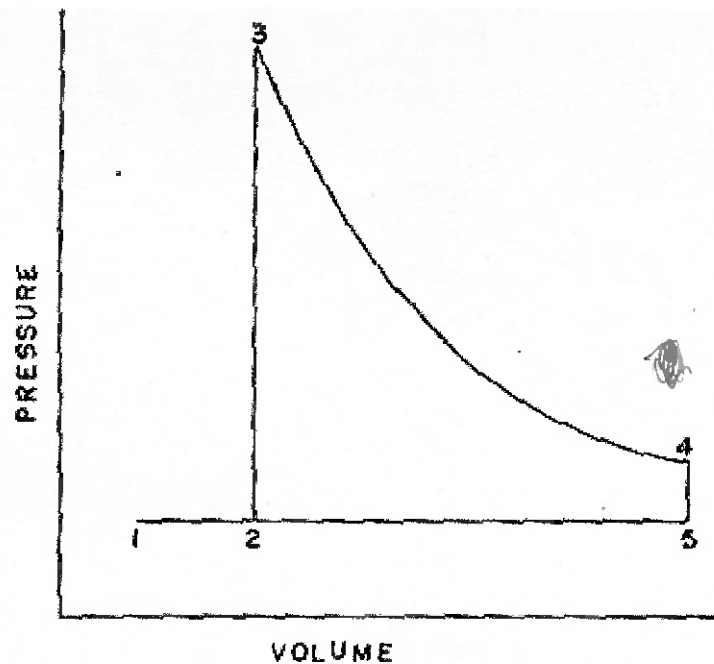


Figura 5: Diagrama P-V teórico para o Ciclo de Lenoir.

4. Condições no final da expansão, ponto 4:

$$P_4 = P_3 \left(V_3/V_4 \right)^n \quad \Delta W_{3-4} = \frac{P_3 V_3 - P_4 V_4}{n - 1}$$

onde V4 é definida pelas dimensões físicas do motor;

5. Condições do processo de rejeição, ponto 5:

$$V_5 = V_4 \quad P_5 = P_1 \quad T_5 = P_5 T_4 / P_4 \quad \Delta W_{5-1} = P_5 V_5 \quad Q = cv \cdot \Delta T_{4-5};$$

6. Relações de energia:

$$W = W_{3-4} + W_{1-2} + W_{5-1}$$

$$\eta = W / (J \cdot \Delta E_{2-3}).$$

4.3 Análise do Ciclo Pulso-Jato

Uma análise simplificada do ciclo do *pulso-jato* pode ser usada para ilustrar a aplicação do princípio de Lenoir. Desde que o ar seja o principal componente do fluido de trabalho escoando através do motor (relação combustível/ar entre 0,040 e 0,017), a presença de combustível no ar induzido e os efeitos de variações químicas que ocorrem durante a combustão são altamente negligenciáveis. A seguinte análise é feita com base no processamento de uma unidade de peso de ar, e com referência à figura abaixo.

1. Condições iniciais do fluido de trabalho definidas por P_1 , T_1 e V_1 . Ar entra no motor com uma velocidade de ram substancialmente igual à velocidade de vôo U .

2. Condições no final da compressão ram, ponto 2:

$$P_2 = P_1 + \eta_r \rho_1 U^2 / 2g ,$$

onde η_r é definida como eficiência de ram $\Delta(PV) / (\rho_1 U^2 / 2g)$, enquanto $\rho_1 = 1/V_1$.

$$V_2 = V_1 (P_1/P_2)^{1/k} \quad T_2 = \frac{P_2 V_2}{n-1}$$

$$\text{ram Work} = W_r = k/(k-1) \cdot (P_2 V_2 - P_1 V_1)$$

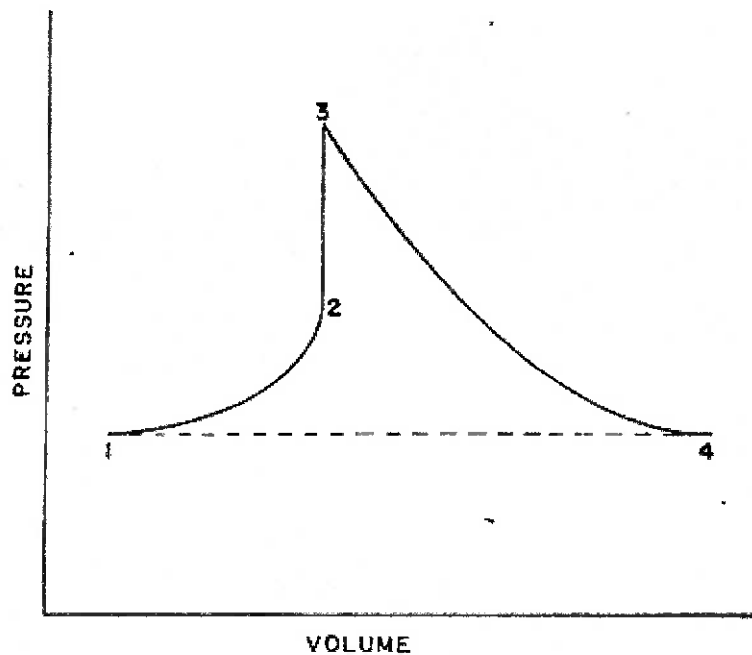


Figura 6: Diagrama P-V teórico para ciclo Pulso-Jato.

3. Condições ao final da combustão a volume constante, ponto 3:

$$V_3 = V_2 \quad \Delta E_{2-3} = e_b \text{ HHV } F/A \quad \Delta T_{2-3} = \Delta E_{2-3}/c_v \quad P_3 = P_2 T_3/T_2.$$

4. Condições no fim da expansão, ponto 4:

P4 ocorre na saída do tubo e é igual à pressão atmosférica. No entanto, o peso do ar descarregado é principalmente determinado pela natureza do fluxo entre o bocal de saída. Fenômenos, como onda de choque encontrada durante a expansão dos gases, aparecem aqui. Quando a velocidade do fluxo excede a velocidade do som no meio em questão em uma seção particular do bocal, a vazão volumétrica através da seção torna-se limitada. Desde que o fluxo de massa através do bocal seja constante, a restrição da vazão volumétrica através de qualquer seção, limita a descarga de massa do bocal.

Experimentos indicam que para o ar, o volume de descarga por unidade de tempo através de qualquer seção de um bocal é proporcional à raiz quadrada da velocidade na seção, desde que a pressão estática na seção seja maior ou igual a 0,53 da pressão estática de entrada. Quando $P_{out} \geq 0,53 P_{in}$.

$$\text{vazão volumétrica} = c_d \cdot \pi \cdot D_e^2 \cdot 2g \cdot (P_{in} - P_{out})^{1/2} / 4 \rho_{out} ,$$

onde D_e é o diâmetro de saída do bocal e c_d é o coeficiente de descarga.

No entanto, se P_{out} for menor que $0,53 P_{in}$, o fluxo é limitado pela seção onde a pressão estática é igual a $0,53 P_{in}$. Esta seção é chamada de garganta, enquanto a pressão que ocorre é denominada pressão crítica. Assim:

$$\text{vazão volum. garganta} = c_d \cdot \pi \cdot D_t^2 \cdot 2g \cdot (P_{in} - 0,53 \cdot P_{in})^{1/2} / 4 \rho_{garganta} ,$$

onde D_t é o diâmetro da garganta. Então, a vazão mássica é dada por:

$$w_a = \rho_{garganta} \times \text{vazão vol. garganta},$$

e o trabalho do bocal:

$$W_n = k/(k-1) \cdot (P_3 V_3 - P_4 V_4).$$

5. Relações de energia:

$$\Delta KE = W_n - W_r,$$

$$\text{Potência} = w_a \cdot (W_n - W_r) / 550,$$

$$\text{Empuxo} = \text{Pot} \times 550 / U.$$

5. CÁLCULOS DOS PARÂMETROS DO PULSO-JATO

5.1 Cálculos

Após a apresentação da teoria que envolve o funcionamento de um pulso-jato, através da demonstração do ciclo de Lenoir, vamos agora tentar determinar os parâmetros de funcionamento de nosso propulsor. Para poder efetuar os cálculos, deveremos adotar algumas condições iniciais, todas baseadas nas literaturas disponíveis. A pressão ambiente é de 0,1 Mpa, ou 14,7 psia, e a temperatura é de 20°C. O combustível (gasolina) tem um poder calorífico de 9450 kcal/kg (17000 Btu/lb). A relação combustível/ar é de 2,6

lb/hr/lbf de empuxo (vide tabela 1). Então, para um empuxo de aproximadamente 2 lbf, temos $F/A = 0,0014$. A eficiência da combustão é baixa, da ordem de 20%. Vamos adotar $k = 1,4$ para a mistura e o calor específico a volume constante como 0,170. A velocidade de vôo é de 200 km/h (~124 mph). A vazão de ar é de ~0,044 kg/s (0,1 lb/s). Vamos, então, calcular a potência e o empuxo do motor.

$$V1 = 53,3527/(144.14,7) = 13,27 \text{ cf/lb};$$

$$U = 124 \text{ mph} = 181,8 \text{ cfs};$$

$$P2 = 14,7 + (181,8^2/(144.2g))/13,27 = 14,97 \text{ psia};$$

portanto:

$$V2 = 13,1 \text{ cf/lb};$$

$$T2 = 78,6 \text{ }^\circ\text{F};$$

$$W_r = \frac{1,4 \times 144}{1,4 - 1} \cdot (14,97 \cdot 13,1 - 14,7 \cdot 13,27) = 523,152 \text{ ft-lb};$$

Handwritten notes: P_2 , V_2 , P_1 , V_1 , $0,1 \text{ MPa}$, $709,3 \text{ N/m}^2$

$$\Delta E_{2-3} = 0,20 \cdot 17000 \cdot 0,001 = 3,4 \text{ Btu};$$

$$\Delta T_{2-3} = 20^\circ\text{F};$$

$$P3 = 18,78 \text{ psia};$$

$$V4 = 15,6 \text{ cf/lb};$$

$$W_n = \frac{1,4 \times 144}{1,4 - 1} \cdot (18,78 \cdot 13,1 - 14,7 \cdot 15,6) = 8415,792 \text{ ft-lb};$$

$$\Delta KE = 8415,792 - 523,152 = \sim 7892,64 \text{ ft-lb};$$

$$\text{Potência do jato} = 0,1 \cdot 7892,64 / 550 = 1,435 \text{ hp}; \quad \underline{1070 \text{ W}}$$

$$\text{Empuxo do jato} = 1,435 \cdot 550 / 181,8 = 4,34 \text{ lbf} = 19,3 \text{ N} \sim 1,9 \text{ kgf}.$$

5.2 Comentários

O empuxo atingiu um valor um pouco abaixo do que esperávamos, porém alcançou o mesmo valor de alguns propulsores disponíveis no mercado. Mas para um motor com dimensões semelhantes, seu valor saiu baixo.

Esta discrepância pode ser resultado de muitas das hipóteses assumidas, e principalmente pelos dados com o qual alimentamos os cálculos, pois alguns valores recolhemos da nossa bibliografia, e podem muito bem não serem compatíveis com nosso problema. No entanto, vale frisar que o valor

calculado não está muito longe do esperado, pois quando iniciamos o projeto, desejávamos um empuxo que estivesse perto dos 2 kgf, que era o suficiente para propelir o avião.

Como o processo é de funcionamento é cíclico, e certas vezes a pressão relativa na câmara é negativa, calculamos a pressão média para um período de 1/200 segundos e encontramos o empuxo médio do propulsor. Este valor é de aproximadamente 1,4 kgf, o que é razoável para nosso caso.

6. Estudo do Escoamento - Termodinâmica dos Fluidos Compressíveis

Para uma análise das propriedades e condições do escoamento, utilizamos o corte transversal esquemático do motor :

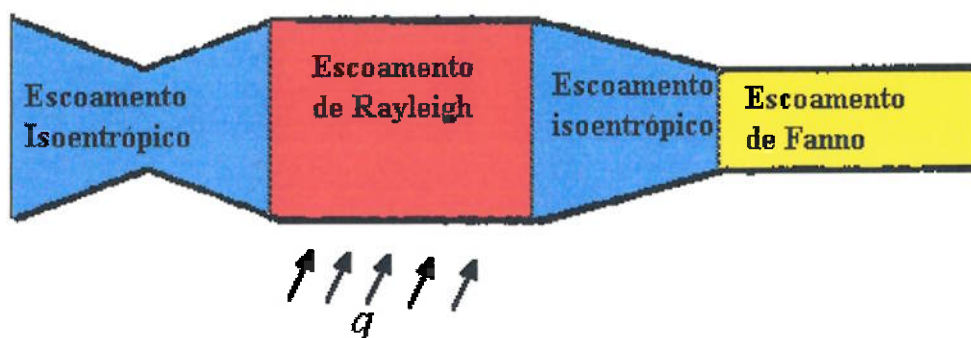


Figura 7: Tipos de escoamento dentro do propulsor.

A fim de simplificar o modelo, adotamos que, através de todo o duto, há a passagem apenas de ar, ou seja, aproximamos as propriedades da mistura ar/produtos de combustão pelas propriedades do ar.

Dentro da câmara de combustão, adotamos uma temperatura média de 1000°C, pois, apesar dos produtos de combustão atingirem temperaturas de até 2227°C, o motor trabalha em ciclo intermitente, sendo que internamente, suas partes são expostas aos gases de combustão por um curto período de tempo, e a seguir “lavadas” pela descarga relativamente fria do próximo ciclo.

Para a análise do escoamento, serão analisadas parte a parte, cada uma das seções do duto.

6.1 Bocal Convergente - Divergente

Esquema :

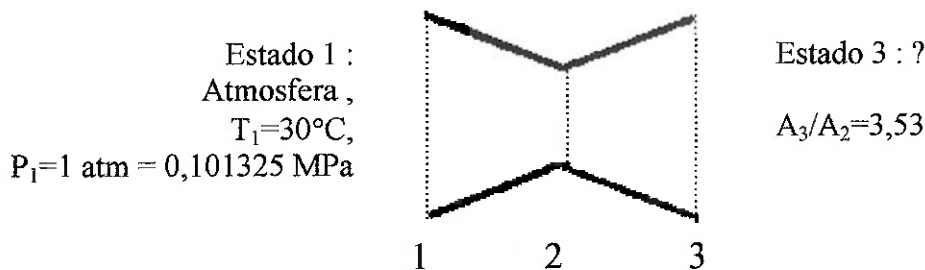


Figura 8 - Bocal Convergente-Divergente

$$a_3 = \sqrt{k \cdot R \cdot T} = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 301,30} = 347,94 \text{ m/s}$$

$$V_3 = M_3 \cdot a_3 = 0,1672 \cdot 347,94 = 58,18 \text{ m/s} = 209,43 \text{ km/h}$$

Para sabermos a condição existente na saída, (sob operação de projeto), procuramos a razão A_3/A_3^* , onde A_3^* é a área hipotética de uma seção 3 no estado crítico (Mach=1).

$$\frac{A_3}{A_3^*} = \frac{A_3}{A_2} \cdot \frac{A_2}{A_2^*} \cdot \frac{A_2^*}{A_3^*} = 3,53 \cdot 1 \cdot 1 = 3,53$$

$A_2/A_2^* = 1$, pois $A_2 = A_2^*$, uma vez que $M_2 = 1$.

$A_2^*/A_3^* = 1$ pela relação:

$$\frac{A_3^*}{A_2^*} = e^{\frac{\Delta s}{R}}, \text{ uma vez que estamos desconsiderando as perdas, } (\Delta s = 0,$$

escoamento isoentrópico), temos :

$$\frac{A_3^*}{A_2^*} = e^0 = 1 \rightarrow \frac{A_2^*}{A_3^*} = 1$$

Operando na “Terceira Crítica” :

Da Tabela de Escoamento Isoentrópico, temos :

$$M_3 = 2,8142$$

$$\frac{P_{03}}{P_3} = 27,6803;$$

$$\frac{P_3}{P_{03}} = 3,6127 \cdot 10^{-2}$$

$$\frac{T_{03}}{T_3} = 2,59786$$

$$\frac{T_3}{T_{03}} = 0,3849$$

Assim :

$$P_3 = \frac{P_3}{P_{03}} \cdot \frac{P_{03}}{P_{01}} \cdot P_{01} \quad P_1 = P_{01}$$

$$P_3 = 3,6127 \cdot 10^{-2} \cdot 1 \cdot 0,101325$$

$$P_3 = 3,660546 \cdot 10^{-3} MPa$$

$$P_3 = 3660,55 Pa$$

$P_{03}/P_{01}=1$, pois desprezamos o atrito.

$P_{01}=P_1$, pois as condições de entrada são as condições de estagnação.

$$T_3 = \frac{T_3}{T_{03}} \cdot T_{03} = 0,3849 \cdot 303 = 116,6247 K = -156,53^\circ C$$

onde $T_{03}=T_{01}=303K$.

$$a_3 = \sqrt{k \cdot R \cdot T} = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 116,62} = 216,4669 \text{ m/s}$$

$$V_3 = M_3 \cdot a_3 = 2,8142 \cdot 216,4669 = 609,18 \text{ m/s} = 2193,048 \text{ km/h}$$

Operando na “Primeira Crítica”:

$$\frac{A_3}{A_3^*} = 3,53 ; \text{ da tabela de escoamento isoentrópico do ar, seção}$$

subsônica :

$$M_3 = 0,1672$$

$$\frac{P_{03}}{P_3} = 1,01981$$

$$\frac{P_3}{P_{03}} = 0,980575$$

$$\frac{T_{03}}{T_3} = 1,00565$$

$$\frac{T_3}{T_{03}} = 0,994382$$

$$P_3 = \frac{P_3}{P_{03}} \cdot \frac{P_{03}}{P_{01}} \cdot P_{01} \quad P_1 = P_{01}$$

$$P_3 = 0,980575 \cdot 1 \cdot 0,101325$$

$$P_3 = 9,9356743 \cdot 10^{-2} \text{ MPa}$$

$$P_3 = 99356,74 \text{ Pa}$$

$P_{03}/P_{01}=1$, pois desprezamos o atrito.

$P_{01}=P_1$, pois as condições de entrada são as condições de estagnação.

$$T_3 = \frac{T_3}{T_{03}} \cdot T_{03} = 0,994382 \cdot 303 = 301,30 \text{ K} = 28,15^\circ \text{ C}$$

onde $T_{03}=T_{01}=303\text{K}$.

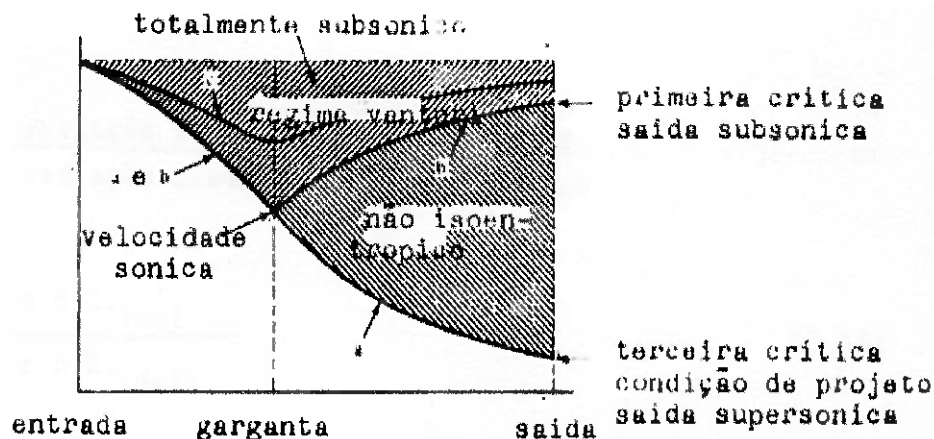


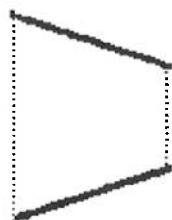
Figura 9 - Gráfico dos tipos de escoamento em bocal DeLaval

Na figura anterior temos o comportamento dos diferentes tipos de escoamento em um bocal convergente-divergente.

Vamos admitir que o bocal convergente-divergente de DeLaval opere como um tubo de Venturi, ou seja, opere tendo em todas as suas seções uma velocidade de escoamento subsônico, uma vez que a velocidade do escoamento em sua saída operando na “terceira crítica” é elevada ($V_3=609\text{m/s}=2193,048\text{km/h}$), e fora da realidade observada em motores pulso-jato para aeromodelos. Para o bocal operando na “primeira crítica”, apesar da saída subsônica, temos Mach 1 na garganta, o que também está fora da realidade. Portanto, o bocal convergente-divergente de DeLaval foi separado em um bocal convergente e um difusor divergente :

6.2 Bocal Convergente

Estado 1 :
 $T_1=30^\circ\text{C}$
 $P_1=1\text{ atm}=0,101325\text{ Mpa}$
 $V_1=200\text{ km/h}=55,56\text{ m/s}$



1 2

Estado 2 : ?

$$\frac{A_2}{A_1} = \left(\frac{D_2}{D_1}\right)^2 = \left(\frac{38,1}{31,75}\right)^2 = 0,6944$$

Figura 10: Bocal convergente.

$$a_1 = \sqrt{k \cdot R \cdot T_1}$$

$$a_1 = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 303}$$

$$a_1 = 348,92 \text{ m/s}$$

$$M_1 = \frac{V_1}{a_1} = \frac{55,56}{348,92} = 0,1592 \text{ , a partir deste valor de } M_1, \text{ da tabela de}$$

escoamento isoentrópico do ar, temos :

$$M_1 = 0,1592$$

$$\frac{P_{01}}{P_1} = 1,01790$$

$$\frac{T_{01}}{T_1} = 1,0051165$$

$$\frac{A_1}{A_1^*} = 3,69177$$

$$P_{01} = \frac{P_{01}}{P_1} \cdot P_1 = 1,01790 \cdot 0,101325 = 0,1031387175 \text{ MPa} = 103138,72 \text{ Pa}$$

$$T_{01} = \frac{T_{01}}{T_1} \cdot T_1 = 1,0051165 \cdot 303,15 = 304,7 \text{ K}$$

$$\frac{A_2}{A_2^*} = \frac{A_2}{A_1} \cdot \frac{A_1}{A_1^*} \cdot \frac{A_1^*}{A_2^*} = 0,6944 \cdot 3,69177 = 2,5637$$

Onde $(A_1^*/A_2^*)=1$, pela relação:

$$\frac{A_2^*}{A_1^*} = e^{\frac{\Delta s}{R}}, \text{ uma vez que estamos desconsiderando as perdas, } (\Delta s=0,$$

escoamento isoentrópico), temos :

$$\frac{A_2^*}{A_1^*} = e^0 = 1 \rightarrow \frac{A_1^*}{A_2^*} = 1$$

Entrando com $A_2/A_2^*=2,5637$ na tabela de escoamento isoentrópico do ar, região subsônica, temos :

$$M_2 = 0,2217$$

$$\frac{P_{02}}{P_2} = 1,03494$$

$$\frac{T_{02}}{T_2} = 1,009923$$

Assim :

$$P_2 = \frac{P_2}{P_{02}} \cdot \frac{P_{02}}{P_{01}} \cdot \frac{P_{01}}{P_1} \cdot P_1 = \frac{1}{1,03494} \cdot 1 \cdot 1,01790 \cdot 101325 = 99656,71 \text{ Pa}$$

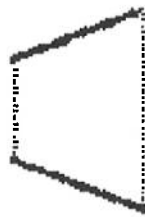
$P_{02}/P_{01}=1$, pois desprezamos o atrito (escoamento isoentrópico).

$$T_2 = \frac{T_2}{T_{02}} \cdot \frac{T_{02}}{T_{01}} \cdot \frac{T_{01}}{T_1} \cdot T_1 = \frac{1}{1,009923} \cdot 1 \cdot 1,0051165 \cdot 303,15 = 301,71 \text{ K}$$

onde $T_{02}/T_{01}=1$, pois desprezamos o atrito (escoamento isoentrópico).

6.3 Difusor Divergente

Estado 1 :
 $T_1 = 301,71 \text{ K}$
 $P_1 = 99656,71 \text{ Pa}$
 $M_1 = 0,2217$



Estado 2 : ?
 $A_2/A_1 = (D_2/D_1)^2 =$
 $= (63,5/31,75)^2 \approx 4$

1 2

Figura 11: Difusor Divergente.

$M_1 = 0,2217$, a partir deste valor de M_1 , da tabela de escoamento isoentrópico do ar, temos :

$$M_1 = 0,2217$$

$$\frac{P_{01}}{P_1} = 1,03494$$

$$\frac{T_{01}}{T_1} = 1,009923$$

$$\frac{A_1}{A_1^*} = 2,5637$$

$$P_{01} = \frac{P_{01}}{P_1} \cdot P_1 = 1,03494 \cdot 99656,71 = 103138,72 Pa$$

$$T_{01} = \frac{T_{01}}{T_1} \cdot T_1 = 1,009923 \cdot 301,71 = 304,7 K$$

$$\frac{A_2}{A_2^*} = \frac{A_2}{A_1} \cdot \frac{A_1}{A_1^*} \cdot \frac{A_1^*}{A_2^*} = 4 \cdot 2,5637 = 10,2548$$

Onde $(A_1^*/A_2^*)=1$, pela relação:

$\frac{A_2^*}{A_1^*} = e^{\frac{\Delta s}{R}}$, uma vez que estamos desconsiderando as perdas, ($\Delta s=0$, escoamento isoentrópico), temos :

$$\frac{A_2^*}{A_1^*} = e^0 = 1 \rightarrow \frac{A_1^*}{A_2^*} = 1$$

Entrando com $A_2/A_2^*=10,2548$ na tabela de escoamento isoentrópico do ar, região subsônica, temos :

$$M_2 = 5,75378 \cdot 10^{-2}$$

$$\frac{P_{02}}{P_2} = 1,00236$$

$$\frac{T_{02}}{T_2} = 1,0006766$$

Assim :

$$P_2 = \frac{P_2}{P_{02}} \cdot \frac{P_{02}}{P_{01}} \cdot \frac{P_{01}}{P_1} \cdot P_1 = \frac{1}{1,00236} \cdot 1 \cdot 1,03494 \cdot 99656,71 = 102895,88 Pa$$

$P_{02}/P_{01}=1$, pois desprezamos o atrito (escoamento isoentrópico).

$$T_2 = \frac{T_2}{T_{02}} \cdot \frac{T_{02}}{T_{01}} \cdot \frac{T_{01}}{T_1} \cdot T_1 = \frac{1}{1,0006766} \cdot 1 \cdot 1,009923 \cdot 301,71 = 304,4978 K$$

onde $T_{02} / T_{01}=1$, pois desprezamos o atrito (escoamento isoentrópico).

6.4 Câmara de Combustão

Para a análise do escoamento pela câmara de combustão, o modelo adotado será a de um duto de seção constante, que na sua seção inicial, o ar apresenta as condições calculadas na seção de saída do difusor divergente , ou seja :

$$\begin{aligned} T_1 &= 304,4978 \text{ K} ; \\ P_1 &= 102895,88 \text{ Pa} ; \\ M_1 &= 5,75378 \times 10^{-2}. \end{aligned}$$

Para isolar os efeitos da transferência de calor de outros efeitos, assumimos o escoamento em duto de seção constante sem atrito. Esse processo é simples e razoável para uma câmara de combustão de seção constante. Em sistemas onde ocorrem altas taxas de transferência de calor, a variação de entropia causada por essa transferência de calor é muito maior que a causada por atrito :

$$ds_{\text{calor}} \gg ds_{\text{atrito}}$$

portanto, $ds \approx ds_{\text{calor}}$ e os efeitos de atrito podem ser desprezados.

Esse tipo de abordagem do problema é dito “Escoamento de Rayleigh”.

Esquema :

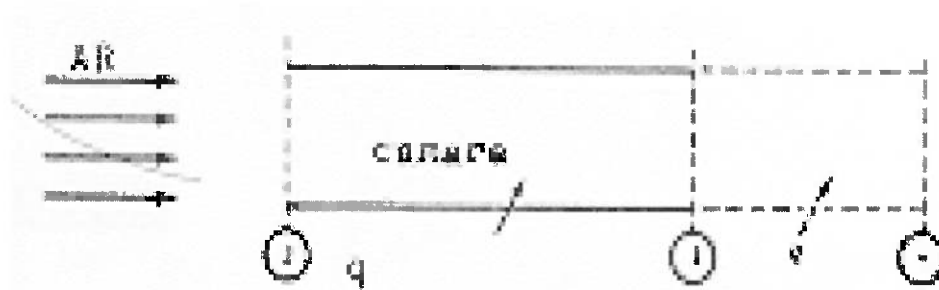


Figura 12 - Esquema da Câmara de Combustão

$$T_2 = T_1 = 304,4978K$$

$$P_2 = P_1 = 102895,88Pa$$

$$M_2 = M_1 = 5,75378 \cdot 10^{-2}$$

Entrando com $M_2=5,75378 \times 10^{-2}$ na tabela de escoamento isoentrópico :

$$\frac{T_{02}}{T_2} = 1,0006766$$

$$T_{02} = \frac{T_{02}}{T_2} \cdot T_2 = 1,0006766 \cdot 304,4978 =$$

$$T_{02} = 304,7039K$$

Das tabelas de Rayleigh com $M_2=5,75378 \times 10^{-2}$, achamos :

$$\frac{T_{02}}{T_0^*} = 0,015954$$

$$\frac{T_2}{T^*} = 0,0191321$$

$$\frac{P_2}{P^*} = 2,38886$$

Para determinarmos as condições no final da câmara de combustão, precisamos trabalhar com a transferência de calor que fixa a temperatura de estagnação na saída.

Antes precisamos determinar q_{ar_recebe} (quantidade de calor recebido pelo ar na câmara) :

$$Q_{ar} = V_{ar} \cdot A = \frac{58,18 \cdot \pi \cdot (63,4 \cdot 10^{-3})^2}{4} = 0,18425 m^3 / s$$

$$\rho_{ar} = \frac{m}{V} \rightarrow m = \rho_{ar} \cdot V \rightarrow m = 1,1614 \cdot 0,18425 = 0,21399 kg$$

$$\dot{m}_{ar} = 0,21399 kg / s$$

$$\dot{m}_{gasolina} = 0,00132 kg / s$$

$$P.C. gasolina = 9450 kcal / kg$$

$$\dot{q}_{gasolina} = 0,00132 \cdot 9450 = 12,474 kcal / s = 52226,14 J / s$$

$$q_{ar_recebe} = \frac{\dot{q}_{gasolina}}{\dot{m}_{ar}} = \frac{52226,14}{0,21399} = 244058,8 J / kg$$

Da tabela de propriedades do ar :

$$c_{p\ ar} \approx 1007 J/kg.K \text{ a } 300 K \text{ e } 1 atm$$

$$\Delta T_0 = \frac{q}{c_p} = \frac{244058,8}{1007} = 242,36 K$$

Assim :

$$T_{03} = T_{02} + \Delta T_0$$

$$T_{03} = 304,7039 + 242,36$$

$$T_{03} = 547,06 K$$

e

$$\frac{T_{03}}{T_0^*} = \frac{T_{03}}{T_{02}} \cdot \frac{T_{02}}{T_0^*} = \frac{547,06}{304,7039} \cdot 0,015954$$

$$\frac{T_{03}}{T_0^*} = 2,864373 \cdot 10^{-2}$$

Entramos com este valor nas tabelas de Rayleigh e achamos que :

$$M_3 = 0,078122$$

$$\frac{P_3}{P^*} = 2,380036$$

$$\frac{T_3}{T^*} = 3,432496 \cdot 10^{-2}$$

Assim :

$$P_3 = \frac{P_3}{P^*} \cdot \frac{P^*}{P_2} \cdot P_2 = 2,380036 \cdot \frac{1}{2,38886} \cdot 102895,88 = 102515,8 Pa$$

$$T_3 = \frac{T_3}{T^*} \cdot \frac{T^*}{T_2} \cdot T_2 = 3,432496 \cdot 10^{-2} \cdot \frac{1}{0,0191321} = 304,5 K$$

6.5 Bocal Convergente

Logo após a câmara de combustão, temos um bocal convergente :

Estado 1 :
 $T_1 = 546,3044 K$
 $P_1 = 102515,8 Pa$
 $M_1 = 0,078122$



Estado 2 : ?

$$A_2/A_1 = (D_2/D_1)^2 = (63,5/31,75)^2 = 4$$

Figura 13: Bocal convergente.

$M_1=0,078122$, da tabela de escoamento isoentrópico para o ar
temos :

$$\frac{P_{01}}{P_1} = 1,004315$$

$$\frac{T_{01}}{T_1} = 1,001238$$

$$\frac{A_1}{A_1^*} = 7,48451$$

$$P_{01} = \frac{P_{01}}{P_1} \cdot P_1 = 1,004315 \cdot 102515,8 = 102958,16 Pa$$

$$T_{01} = \frac{T_{01}}{T_1} \cdot T_1 = 1,001238 \cdot 546,3044 = 546,9807 K$$

$$\frac{A_2}{A_2^*} = \frac{A_2}{A_1} \cdot \frac{A_1}{A_1^*} \cdot \frac{A_1^*}{A_2^*} = 0,25 \cdot 7,48451 = 1,8711$$

Onde $(A_1^*/A_2^*)=1$, pela relação:

$\frac{A_2^*}{A_1^*} = e^{\frac{\Delta s}{R}}$, uma vez que estamos desconsiderando as perdas, ($\Delta s=0$,
escoamento isoentrópico), temos :

$$\frac{A_2^*}{A_1^*} = e^0 = 1 \rightarrow \frac{A_1^*}{A_2^*} = 1$$

Entrando com $A_2/A_2^*=1,8711$ na tabela de escoamento
isoentrópico do ar, região subsônica, temos :

$$M_2 = 0,3317$$

$$\frac{P_{02}}{P_2} = 1,021135$$

$$\frac{T_{02}}{T_2} = 1,07573$$

Assim :

$$P_2 = \frac{P_2}{P_{02}} \cdot \frac{P_{02}}{P_{01}} \cdot \frac{P_{01}}{P_1} \cdot P_1 = \frac{1}{1,07573} \cdot 1 \cdot 1,004315 \cdot 102515,8 = 95710,035 Pa$$

$P_{02}/P_{01}=1$, pois desprezamos o atrito (escoamento isoentrópico).

$$T_2 = \frac{T_2}{T_{02}} \cdot \frac{T_{02}}{T_{01}} \cdot \frac{T_{01}}{T_1} \cdot T_1 = \frac{1}{1,021135} \cdot 1 \cdot 1,001238 \cdot 546,3044 = 535,6596 K$$

onde $T_{02} / T_{01}=1$, pois desprezamos o atrito (escoamento isoentrópico).

6.6 Duto de Exaustão

Para estudarmos somente os efeitos de atrito, nós analizaremos o escoamento com as hipóteses de duto de área constante, e sem transferência de calor, de uma maneira análoga ao escoamento de Rayleigh, porém para o atrito.

Esse tipo de abordagem, onde consideramos apenas o atrito é dito escoamento de Fanno.

Esquema :

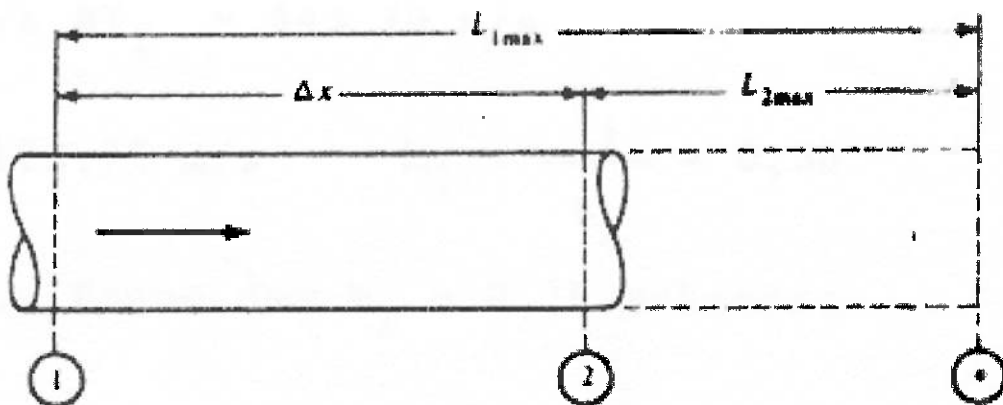


Figura 14 - Duto de Exaustão

O duto é circular, portanto não é necessário determinar o diâmetro hidráulico.

Temos que a rugosidade absoluta do aço inox vale : $\varepsilon = 0,1524$ mm.

Assim, a rugosidade relativa vale :

$$\frac{\varepsilon}{D} = \frac{0,1524}{31,75} = 0,0048 \cong 0,005$$

Achando o número de Reynolds na seção 1 :

$$\rho_1 = \frac{P_1}{R \cdot T_1} = \frac{95710,035}{287 \cdot 535,6596} = 0,6226 \text{ kg} / \text{m}^3$$

$$\mu_1 = 2,868974 \cdot 10^{-6} \text{ kg} \cdot \text{s} / \text{m}^2$$

$$\text{Re}_1 = \frac{\rho_1 \cdot V_1 \cdot D_1}{\mu_1} = \frac{0,6226 \cdot 153,88}{2,868974 \cdot 10^{-6}} = 3,3394 \cdot 10^7$$

Calculando f (coeficiente de atrito) pela Fórmula de Colebrook :

$$\frac{1}{\sqrt{f}} = -2 \cdot \log_{10} \left(0,27 \cdot \frac{\varepsilon}{D} + \frac{2,51}{\text{Re} \cdot \sqrt{f}} \right)$$

$$\frac{1}{\sqrt{f}} = -2 \cdot \log_{10} \left(0,27 \cdot 0,005 + \frac{2,51}{3,3394 \cdot 10^7 \cdot \sqrt{f}} \right)$$

$$f = 3,036 \cdot 10^{-2}$$

$M_1=0,3317$, e com este valor na tabela de escoamento de Fanno, temos :

$$\frac{T_1}{T^*} = 1,174245$$

$$\frac{P_1}{P^*} = 3,26966$$

$$\frac{f \cdot L_{1\text{máx}}}{D} = 4,040425$$

Calculando o comprimento de atrito :

$$f \cdot \frac{\Delta x}{D} = 3,036 \cdot 10^{-2} \cdot \frac{400}{31,75} = 0,38249$$

Uma vez que f e D são constantes, do esquema podemos afirmar :

$$f \cdot \frac{L_{2máx}}{D} = f \cdot \frac{L_{1máx}}{D} - f \cdot \frac{\Delta x}{D}$$

$$f \cdot \frac{L_{2máx}}{D} = 4,040425 - 0,38249 = 3,6579$$

Entrando na tabela de escoamento de Fanno com este valor de comprimento de atrito, temos :

$$M_2 = 0,344251$$

$$\frac{T_2}{T^*} = 1,17236$$

$$\frac{P_2}{P^*} = 3,15166$$

Temos, finalmente :

$$P_2 = \frac{P_2}{P^*} \cdot \frac{P^*}{P_1} \cdot P_1 = 3,15166 \cdot \frac{1}{3,26966} \cdot 95710,04 = 92255,92 Pa$$

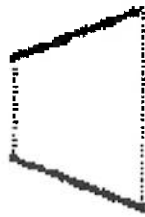
$$T_2 = \frac{T_2}{T^*} \cdot \frac{T^*}{T_1} \cdot T_1 = 1,17236 \cdot \frac{1}{1,174245} \cdot 535,6596 = 534,8 K = 261,65^\circ C$$

$$a_2 = \sqrt{k \cdot R \cdot T_2} = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 534,8} = 463,55 m/s$$

$$V_2 = a_2 \cdot M_2 = 159,58 m/s = 574,48 km/h$$

6.7 Difusor Divergente

Estado 1 :
 $T_1 = 301,71 \text{ K}$
 $P_1 = 99656,71 \text{ Pa}$
 $M_1 = 0,2217$



1 2

Estado 2 : ?
 $A_2/A_1 = (D_2/D_1)^2 =$
 $= (63,5/31,75)^2 = 4$

Figura 15: Difusor Divergente.

$M_1 = 0,344251$, a partir deste valor de M_1 , da tabela de escoamento isentrópico do ar, temos :

$$M_1 = 0,344251$$

$$\frac{P_{01}}{P_1} = 1,08349$$

$$\frac{T_{01}}{T_1} = 1,02332282$$

$$\frac{A_1}{A_1^*} = 1,822340$$

$$P_{01} = \frac{P_{01}}{P_1} \cdot P_1 = 1,08349 \cdot 92255,92 = 99958,37 \text{ Pa}$$

$$T_{01} = \frac{T_{01}}{T_1} \cdot T_1 = 1,02332282 \cdot 534,8 = 547,27 \text{ K}$$

$$\frac{A_2}{A_2^*} = \frac{A_2}{A_1} \cdot \frac{A_1}{A_1^*} \cdot \frac{A_1^*}{A_2^*} = 1,44 \cdot 1,822340 = 2,6242$$

Onde $(A_1^*/A_2^*)=1$, pela relação:

$$\frac{A_2^*}{A_1^*} = e^{\frac{\Delta s}{R}}, \text{ uma vez que estamos desconsiderando as perdas, } (\Delta s=0,$$

escoamento isentrópico), temos :

$$\frac{A_2^*}{A_1^*} = e^0 = 1 \rightarrow \frac{A_1^*}{A_2^*} = 1$$

Entrando com $A_2/A_2^*=2,6242$ na tabela de escoamento isoentrópico do ar, região subsônica, temos :

$$M_2 = 0,22$$

$$\frac{P_{02}}{P_2} = 1,03132$$

$$\frac{T_{02}}{T_2} = 1,0093642$$

Assim :

$$P_2 = \frac{P_2}{P_{02}} \cdot \frac{P_{02}}{P_{01}} \cdot \frac{P_{01}}{P_1} \cdot P_1 = \frac{1}{1,03132} \cdot 1 \cdot 1,08349 \cdot 92255,92 = 96922,75 Pa$$

$P_{02}/P_{01}=1$, pois desprezamos o atrito (escoamento isoentrópico).

$$T_2 = \frac{T_2}{T_{02}} \cdot \frac{T_{02}}{T_{01}} \cdot \frac{T_{01}}{T_1} \cdot T_1 = \frac{1}{1,0093642} \cdot 1 \cdot 1,02332282 \cdot 534,8 = 542,2 K$$

onde $T_{02}/T_{01}=1$, pois desprezamos o atrito (escoamento isoentrópico).

$$a_2 = \sqrt{k \cdot R \cdot T_2} = \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 542,2} = 466,75 m / s$$

$$V_2 = a_2 \cdot M_2 = 102,68 m / s = 369,66 km / h$$

De posse desses valores, podemos calcular o empuxo :

$$Empuxo = \dot{m} \cdot V = V \cdot A \cdot \rho \cdot V = V^2 \cdot A \cdot \rho$$

$$Q = V \cdot A$$

$$\dot{m} = Q \cdot \rho$$

$$Empuxo = (102,68)^2 \cdot \frac{\pi \cdot (31,75 \cdot 10^{-3})^2}{4} \cdot \rho$$

$$\rho = \frac{P}{R \cdot T} = \frac{96922,75}{287 \cdot 542,2} = 0,6229 \text{ kg} / \text{m}^3$$

$$Empuxo = (102,68)^2 \cdot \frac{\pi \cdot (31,75 \cdot 10^{-3})^2}{4} \cdot 0,6229 =$$

$$Empuxo = 5,2 \text{ N} = 0,53 \text{ kgf}$$

Esse valor é um quarto do valor calculado anteriormente por balanço de energia, que era de ~1,9 kgf. Essa diferença se dá devido às hipóteses que adotamos. Isso mostra que o bocal convergente-divergente deve operar com choques estacionários internos.

7. ANÁLISE DE RESISTÊNCIA DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

Consideremos um vaso cilíndrico de raio r e parede de espessura t mantido sob pressão interna. Nenhuma tensão de cisalhamento se exerce num elemento de área de parede, por causa da assimetria do cilindro e de seu conteúdo. Assim, as tensões normais σ_1 e σ_2 , indicadas na figura abaixo, são as tensões principais. A tensão σ_1 é chamada de tensão tangencial e a tensão σ_2 é chamada de tensão longitudinal.

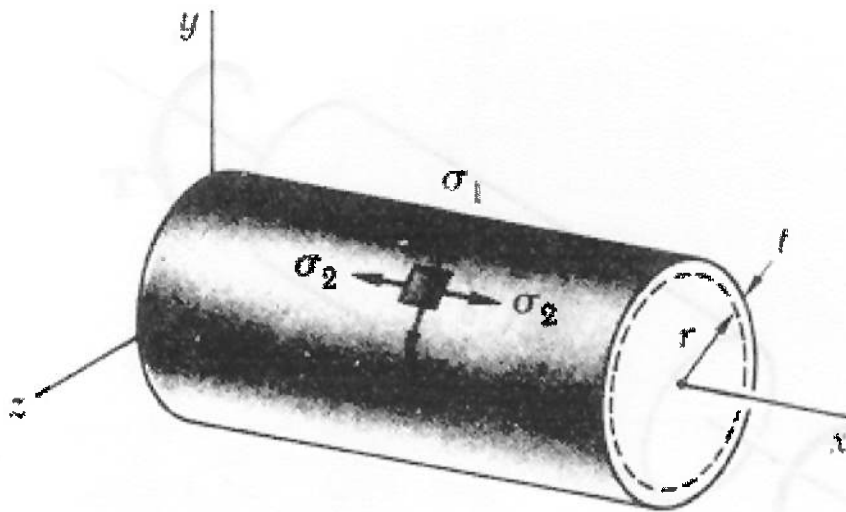


Figura 16 : Elementos de tensão num vaso de pressão.

Para a determinação da tensão tangencial σ_1 , vamos separar uma porção da parede do vaso limitada pelo plano xy e por dois planos paralelos ao plano yz , separados de uma distância Δx (veja figura abaixo). O corpo livre definido dessa maneira está submetido a forças que agem na direção do eixo z que são constituídas pelas forças elementares $\sigma_1.dA$ nas seções transversais da parede, e pelas forças elementares de pressão $p . dA$ que se exercem no fluido contido dentro do corpo livre. A resultante dos esforços internos $\sigma_1.dA$ é igual ao produto de σ_1 pela área $2t\Delta x$ da seção da parede, enquanto a resultante das forças elementares de pressão $p.dA$ é igual ao produto de p pela área $2r\Delta x$. A equação de equilíbrio $\Sigma F_z = 0$ leva a

$$\Sigma F = 0: \quad \sigma_1 (2t\Delta x) - p(2r\Delta x) = 0 .$$

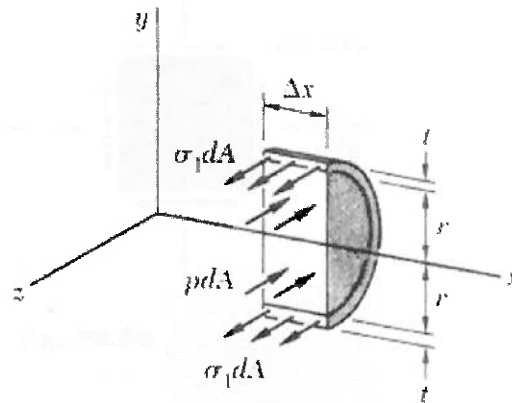


Figura 17 : Plano de atuação da tensão tangencial.

Explicitando a tensão tangencial σ_1

$$\sigma_1 = p.r / t$$

Para a determinação da tensão longitudinal σ_2 , vamos passar uma seção perpendicular ao eixo x e considerar o corpo livre que consiste da porção do vaso e seu conteúdo situados à esquerda da seção (vide figura abaixo). As forças que atuam sobre o corpo livre são as forças internas elementares $\sigma_2 dA$ na seção transversal da parede e as forças elementares devidas à pressão, $p.dA$, que se exercem no fluido contido no corpo livre. A área da seção do fluido é πr^2 e a área da secção transversal da parede se obtém ao multiplicar-se o comprimento da circunferência do cilindro, $2\pi r$, pela espessura da parede, t . Podemos, então, escrever a equação de equilíbrio:

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

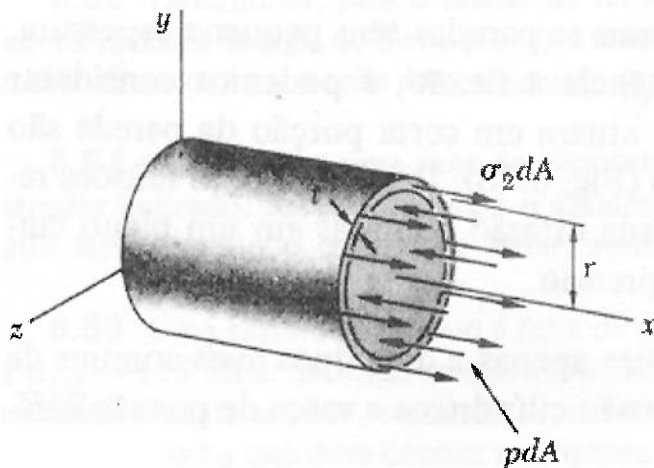


Figura 18 : Plano de atuação da tensão longitudinal.

e, explicitando a tensão longitudinal σ_2 ,

$$\sigma_2 = p \cdot r / 2t.$$

Pelas equações vemos que a tensão tangencial, σ_1 , é o dobro da tensão longitudinal σ_2 :

$$\sigma_1 = 2 \cdot \sigma_2$$

Desenhando o círculo de Mohr por intermédio dos pontos A e B que correspondem às tensões principais σ_1 e σ_2 , respectivamente, e lembrando que a máxima tensão de cisalhamento no plano das tensões é igual ao raio do círculo, temos

$$\tau \text{ (no plano das tensões)} = 1/2 \sigma_2 = p \cdot r / 4t$$

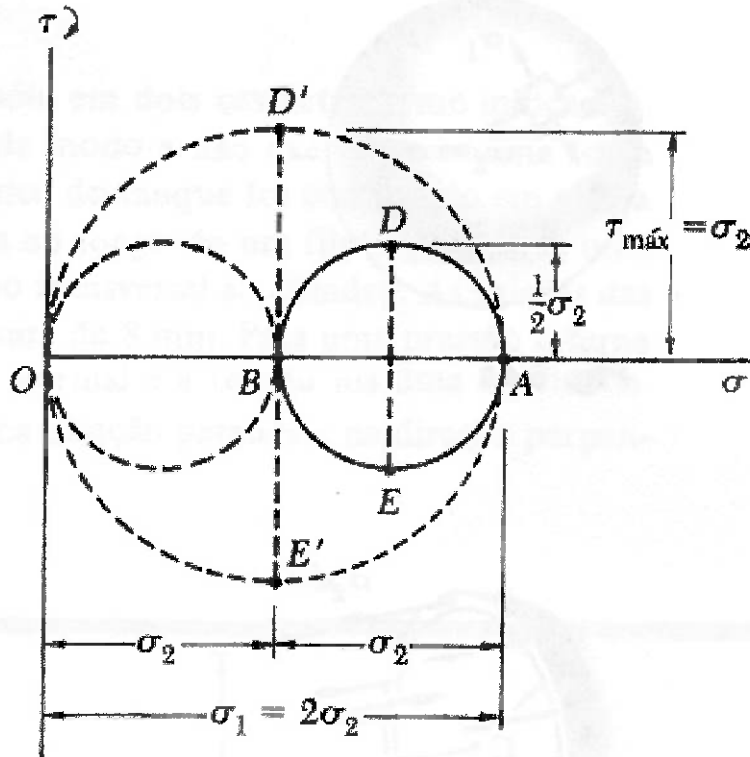


Figura 19 : Círculo de Mohr .

Essa tensão corresponde aos pontos D e E do círculo de Mohr, e é obtida quando se gira o elemento inicial de um Ângulo de 45° dentro do plano tangente à superfície do vaso de pressão. No entanto, a tensão de cisalhamento máxima na parede do vaso é maior. Ela é igual ao raio do círculo de diâmetro OA e corresponde a uma rotação de 45° em torno do eixo longitudinal fora do plano de tensões. Temos

$$\tau_{\text{máx}} = \sigma_2 = p.r / 2t.$$

Para o nosso caso, temos a pressão oscilando dentro da câmara com uma frequência de 200 Hz. Como dito anteriormente, a pressão média na câmara deve ser de 2 atm, no entanto ela pode subir a valores tão altos quanto 5 atm no momento da combustão. Assim, vamos calcular as tensões na parede da câmara para os picos de pressão. Teremos, então:

$$\sigma_1 = p.r / t \text{ onde } p = 5 \text{ atm} \sim 73,48 \text{ psi, } r = 1,25 \text{ in e } t = 0,5 \text{ mm} \sim 0,03937 \text{ in.}$$

$$\sigma_1 = p.r / t = \sim 2333,0 \text{ psi.}$$

$$\sigma_2 = \sigma_1 / 2 = 1166,5 \text{ psi.}$$

A tensão de ruptura do material, σ_r , é igual a 8,5 Mpsi a 1000°C. Utilizando um fator de segurança igual a 4, teremos a tensão admissível por volta de 9332 psi, que é muitíssimo menor que a tensão exigida pelo ciclo.

A tensão de cisalhamento, τ , no plano das tensões é determinada através do círculo de Mohr, e é definida nesse caso como sendo:

$$\tau = 1/2 \cdot \sigma_2 = p.r / 4t .$$

Já a tensão máxima de cisalhamento é definida como:

$$\tau_{\text{máx}} = \sigma_2 = p.r / 2t = 1166,5 \text{ psi} \ll 8,5 \text{ Mpsi.}$$

8. COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES

Como pudemos observar, ao longo de toda a exposição de nosso trabalho, foram necessários conceitos de quase todas as disciplinas do nosso curso de engenharia, ou seja, aplicamos a resistência dos materiais, a termodinâmica clássica, a termodinâmica dos fluidos compressíveis, e outras. Isso foi muito importante para aprendermos a unir os conhecimentos e ver os seus níveis de dependência.

Para complementar a falta de conhecimento específico sobre o assunto, fizemos uma extensiva pesquisa nas bibliotecas de outros institutos, como a do ITA e a do CTA. Foram elas que agregaram um maior conhecimento técnico ao nosso trabalho. Porém, a quantidade de artigos técnicos sobre o assunto é muito escassa, como dito anteriormente, devido à falta de pesquisas nessa área atualmente.

O nosso projeto partiu da idéia de se construir um propulsor para aeromodelos com um alto empuxo, permitindo vôos a altas velocidades e a grandes altitudes. A escolha do *pulso-jato* se deu devido a sua simplicidade construtiva, pois ele é constituído de poucas peças, onde apenas uma é móvel. Na primeira etapa deste projeto, apresentamos um panorama do mercado, onde mostramos que são poucos os fabricantes desse tipo de propulsor, fora o fato

de todos serem estrangeiros. Portanto, não há nada similar no mercado nacional. Nessa fase, escolhemos os materiais de cada componente, assim como definimos as peças que seriam compradas.

Na segunda fase, efetuamos os cálculos necessários e a sua implementação física. Aplicamos as teorias de escoamento e de conservação de energia para tentar descrever o funcionamento do motor, pois não há uma teoria específica para um ciclo do tipo do pulso-jato.

Quanto à parte construtiva, vale salientar, que para as soldas nos tubos do propulsor, foi usado gás argônio, a fim de impedir que o oxigênio atmosférico se solidificasse no interior da estrutura do aço, evitando futuras corrosões. O alumínio do bocal de admissão foi usinado, em torno e furadeira, a partir de um tarugo comercial de 3".

As equações do funcionamento do pulso-jato pelo ciclo de Lenoir não foram transformadas para o sistema internacional, pois decidimos que qualquer dúvida gerada durante a solução de nosso problema, poderia ser entendida através da literatura. Quanto aos valores de potência e empuxo, estes podem estar longe da realidade devido às hipóteses assumidas a fim de poder solucionar o problema. Isso foi feito para que pudéssemos fazer uma avaliação quantitativa do projeto. Porém, agora, cabe a nós por em funcionamento o nosso protótipo e tomar os dados necessários a fim de avaliar o quanto nossos cálculos se desviaram da realidade.

Por tudo o que apresentamos aqui, podemos afirmar que atingimos os nossos objetivos, visto que conseguimos montar um verdadeiro manual para construção de um propulsor do tipo pulso-jato. Nosso trabalho mostra desde a escolha do tipo de motor, passando pela escolha do material, estudo da forma e do escoamento, até determinar seus parâmetros de funcionamento ao final do projeto.

Nossos cálculos culminaram em valores próximos para o empuxo do motor, tanto pela análise do ciclo de Lenoir, quanto pela análise do escoamento do ar pelo tubo. Isso prova que seguimos os caminhos certos para calcular o funcionamento do equipamento, portanto falta apenas comparar os valores medidos em teste estático com os calculados para podermos avaliar os conceitos utilizados neste trabalho.

9. BIBLIOGRAFIA

"Apostila de PMC480 - Termodinâmica do Escoamento Compressível", 1981.

Burges, Eric, *"Rocket Propulsion"*, Ed. Chapman & Hall Ltd, 1954.

Beer, F.P. & Johnston, Jr; E.R., *"Resistência dos Materiais"*, McGraw-Hill, 1981.

"Como Funciona", vol. 3, Ed. Abril Cultural, 1984.

"Jet & Models Guide", Ed. Winston Publishers, 1962.

Juvinall, R.C. & Marshek, K.M., *"Fundamentals of Machine Component Design"*, John Wiley & Sons, Inc., 1983.

Katz, Israel, *"Principles of Aircraft Propulsion Machinery"*, Pitman Publishing Corp. , New York 1952.

Liston, Joseph, *"Power Plants for Aircraft"*, Ed. Mc Graw Hill, New York, 1953.

Miles, R.C., *"Supersonic Aerodynamics / A Theoretical Introduction"*, Ed. Mc Graw-Hill, New York 1950.

Mises, R. von, *'Theory of Flight'*, Ed. Doner Publications, New York 1959.

Nielsen, J.N., *"Missile Aerodynamics"*, Ed. Mc Graw-Hill, 1960.

Petrovich, G., *"Cosmonáutica - Enciclopédia Soviética"*, Editorial Mir, Moscou 1969.

Richardson, Doug, *"Aviões de Combate - Tornado"*, Ed. Nova Cultural, 1987.

Seifert, Howard S., *"Space Technology"*, Ed. John Wiley & Sons, Inc., New York 1959.

Society of Gentleman in Scotland, "*Encyclopaedia Britannica*", Vol. 1, William Benton Publisher. págs. 427 - 435.

Sternfeld, A., "*O Vôo no Espaço Cósmico*", Editora Europa-América, Lisboa.

Sutton, George P., "*Rocket Propulsion Elements*", Ed. John Wiley & Sons, Inc., New York 1948.

Taylor, John W.R., "*Foguetes e Mísseis*", Melhoramentos - EDUSP, 1970.

Ward, G.N., "*Linearized Theory of Steady High-Speed Flow*", Ed. Cambridge University Press, 1955.

Weyl, A.R., "*Missile Guidati*", Ed. Sperling & Kupfer Editori, Milão.

Wiech, Raymond E. & Strauss, Robert F., "*Fundamentals of Rocket Propulsion*", Ed. Reinhold Publishing, 1960.

Zucher, R.D., "*Fundamentals of Gas Dynamics*", Matrix Publishers, 1977.

Zucrow, M.J., "*Aircraft and Missile Propulsion*", Vols. 1 e 2, 1955.

ANEXOS

STEEL - STAINLESS, WROUGHT 304

Technological Properties

Forging temp	2300-1700 F
Annealing temp	1850-2050 F. Cool rapidly
Hardening temp	Hardens by cold work only
Melting range	Solidus 2600 F or 1425 C
	Liquidus 2750 F or 1508 C
Machinability	Poor
Weldability	Good
Scaling temp, oxidizing	1600 F continuous
	1450 F intermittent
Drawability	Very good
Stress relieving	400-750 F

Chemical Composition (AISI)

C	Mo	S ₂	P	S
%	%	%	%	%
.08 max ¹	2.00 max	1.00 max	.040 max	.030 max
Cr	Ni	Mn	Se	Zr
%	%	%	%	%
18.0/20.0	8.00/11.00	—	—	—
Ti	Cb	Al		
%	%	%		
—	—	—		

¹ 304L, .03% max.

Characteristics. This is the popular low carbon grade of 18:8 for welding. It can be worked hot and cold.

Physical Properties

Density, at 70 F	0.29 lb/cu in. (7.9 S.G.)
Specific heat, cal/gm at 212 F	0.12
Specific resistivity, microhm/cm ²	72 or 28.3/in. ²
Magnetism, annealed	Nonmagnetic

Thermal Conductivity

Btu/ft ² /hr/ft/°F at 212 F	
392 F	10.3
572 F	11.0
752 F	11.8
932 F	12.5

Coeff. of Thermal Expansion

Temp Range	Coefficient x 10 ⁻⁶	
	per deg F	per deg C
32-312 F	0-100 C	9.6
-600 F	-316 C	9.9
-1000 F	-538 C	10.2
-1200 F	-649 C	10.4
-1800 F	-982 C	11.2

Mechanical Properties

Form or Condition	Test Temp	Tensile Strength M psi	Yield Strength M psi 0.2% offset	% elong 2 in.	Red Area %	Hard BHN	Rock Hard	Impact Resist. Ft Lbs Inch
Sheet, strip, } annealed	—	85	30-35	50-60	70	150	B-90	110
plate, bars }	—	110-125	75-95	25-60	—	240-277	—	90
Bars, cold drawn, high tensile	—	110-125	75-95	25-60	—	240-277	—	90
Effect of Temp	70 F	87	—	—	—	—	—	—
	200	78.5	—	—	—	—	—	—
	300	75.5	—	—	—	—	—	—
	400	74	—	—	—	—	—	—
	500	73.5	—	—	—	—	—	—
	600	71	—	—	—	—	—	—
	700	71.5	—	—	—	—	—	—
	800	69	—	—	—	—	—	—
	900	65	—	—	—	—	—	—
	1000	58	—	—	—	—	—	—
	1100	51.5	—	—	—	—	—	—
	1200	44.5	—	—	—	—	—	—
	1300	37.5	—	—	—	—	—	—
	1400	29.5	—	—	—	—	—	—
	1500	22	—	—	—	—	—	—
	1600	16	—	—	—	—	—	—
	1700	12	—	—	—	—	—	—
	1800	8.5	—	—	—	—	—	—
	1900	6.5	—	—	—	—	—	—
	2000	5.5	—	—	—	—	—	—
Modulus of elasticity, E in psi	28.0 x 10 ⁶	in tension						
	12.5	in tension						

Fatigue Strength

Condition	Temp	M psi
Quench annealed	70 F	40
	800	32
	1000	32
	1200	30

Creep Strength (M psi)

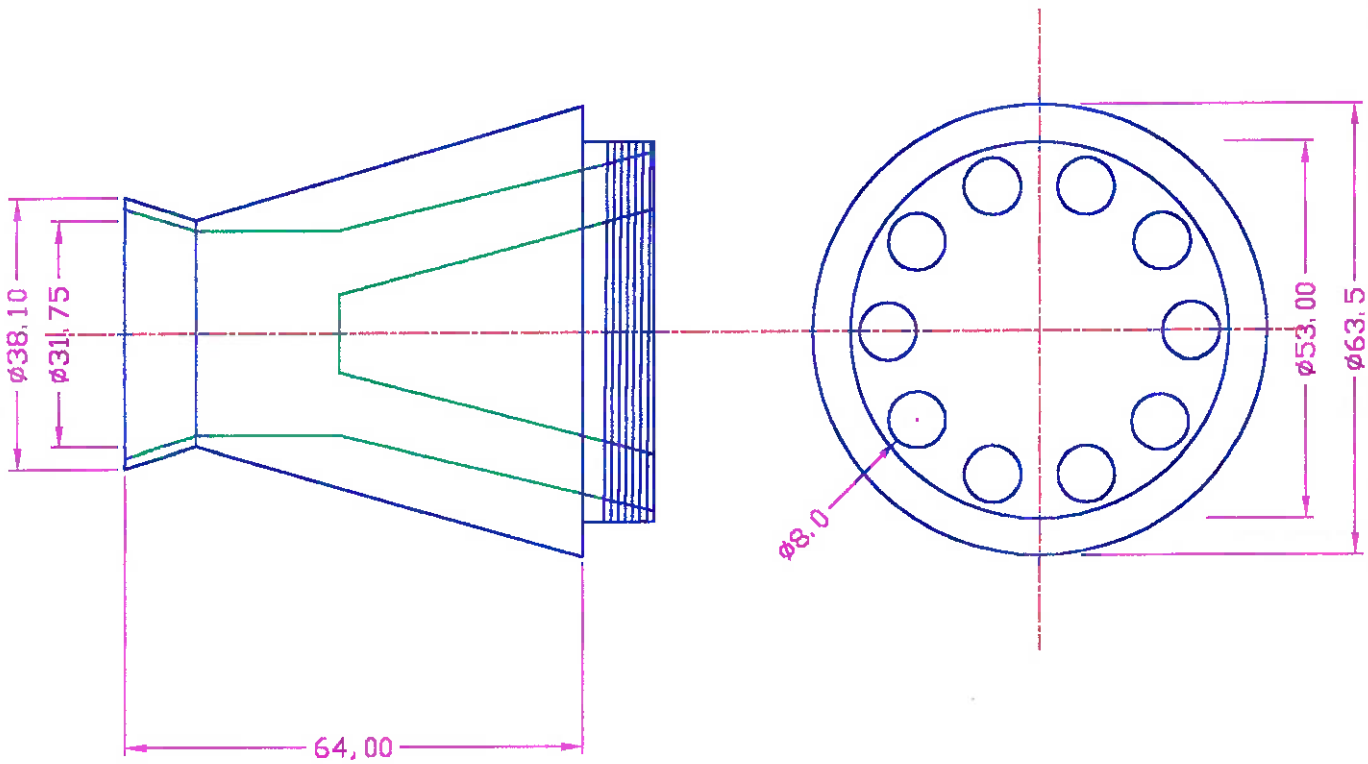
Temp	10,000 hr	1% creep in 100,000 hr
1000 F	17.5, 17 ¹	11.3
1100	12	7.5
1200	7	4.1
1300	4	2.2
1350	—	—
1400	2.5	1.2
1500	1, 1.2 ²	.7
1600	—	—

¹ ASM Metals Handbook

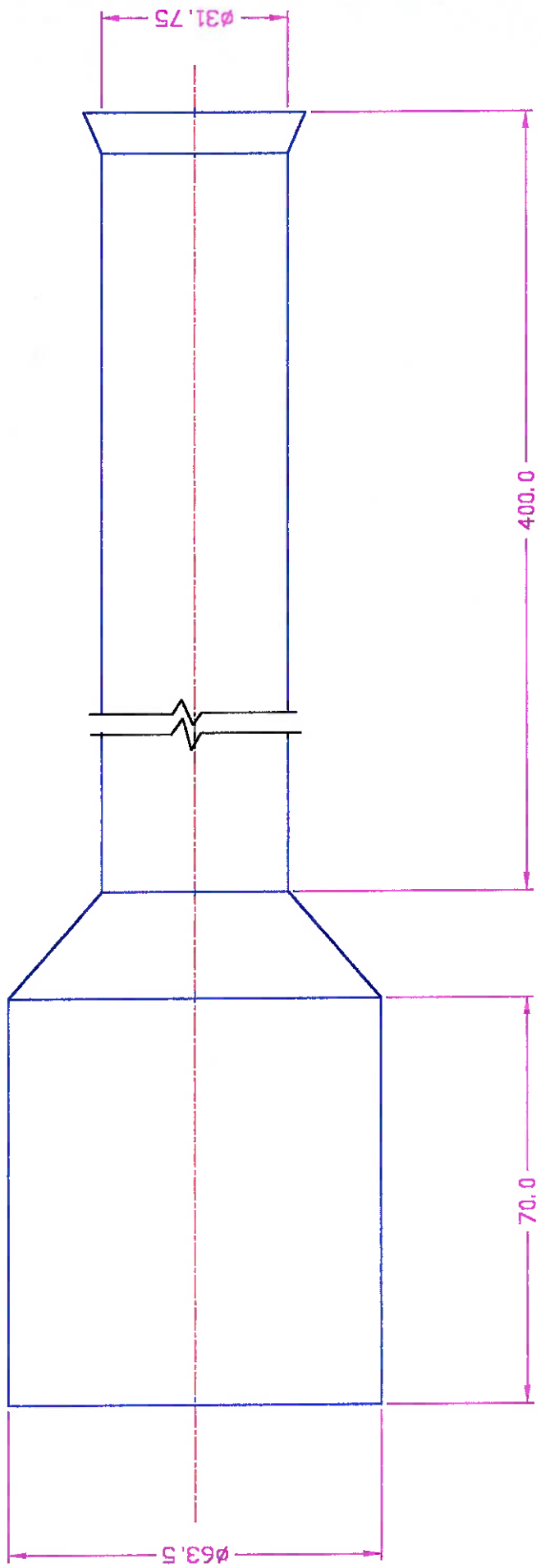
Stress-Rupture Strength (M psi)

Temp	1,000 hr	100,000 hr
1000 F	—	—
1100	38	—
1200	15	8.5
1300	9	4
1350	—	—
1400	6	3
1500	3.7	1.5
1600	—	—
1700	—	—
1800	—	—

Tabela de Propriedades do Aço Inoxidável utilizado na confecção do duto.



DIFUSER	ALUMINUM
DESCRIPTION	MATERIAL
DIFUSER	
DRAW.: CLEBER E. LORENZI	13/08/96
PROJECT PULSE-JET PROPULSION	



COMBUSTION CHAMBER/TUBE	STAINLESS STEEL
DESCRIPTION	MATERIAL

COMBUSTION TUBE

DRAW.: CLEBER E. LORENZI 07/09/96

PROJECT

PULSE-JET PROPULSION

Table A.1 Isentropic flow properties

M	$\frac{P_0}{P}$	$\frac{P_0}{P}$	$\frac{T_0}{T}$	$\frac{A}{A^*}$
0.2000 -01	0.1000 +01	0.1000 +01	0.1000 +01	0.2894 +02
0.4000 -01	0.1001 +01	0.1001 +01	0.1000 +01	0.1448 +02
0.6000 -01	0.1003 +01	0.1002 +01	0.1001 +01	0.9666 +01
0.8000 -01	0.1004 +01	0.1003 +01	0.1001 +01	0.7262 +01
0.1000 +00	0.1007 +01	0.1005 +01	0.1002 +01	0.5822 +01
0.1200 +00	0.1010 +01	0.1007 +01	0.1003 +01	0.4864 +01
0.1400 +00	0.1014 +01	0.1010 +01	0.1003 +01	0.4182 +01
0.1600 +00	0.1018 +01	0.1013 +01	0.1005 +01	0.3673 +01
0.1800 +00	0.1023 +01	0.1016 +01	0.1006 +01	0.3278 +01
0.2000 +00	0.1028 +01	0.1020 +01	0.1008 +01	0.2964 +01
0.2200 +00	0.1034 +01	0.1024 +01	0.1010 +01	0.2708 +01
0.2400 +00	0.1041 +01	0.1029 +01	0.1012 +01	0.2496 +01
0.2600 +00	0.1048 +01	0.1034 +01	0.1014 +01	0.2317 +01
0.2800 +00	0.1056 +01	0.1040 +01	0.1016 +01	0.2166 +01
0.3000 +00	0.1064 +01	0.1046 +01	0.1018 +01	0.2035 +01
0.3200 +00	0.1074 +01	0.1053 +01	0.1020 +01	0.1922 +01
0.3400 +00	0.1083 +01	0.1059 +01	0.1023 +01	0.1823 +01
0.3600 +00	0.1094 +01	0.1066 +01	0.1026 +01	0.1736 +01
0.3800 +00	0.1105 +01	0.1074 +01	0.1029 +01	0.1659 +01
0.4000 +00	0.1117 +01	0.1082 +01	0.1032 +01	0.1590 +01
0.4200 +00	0.1129 +01	0.1091 +01	0.1035 +01	0.1529 +01
0.4400 +00	0.1142 +01	0.1100 +01	0.1039 +01	0.1474 +01
0.4600 +00	0.1156 +01	0.1109 +01	0.1042 +01	0.1425 +01
0.4800 +00	0.1171 +01	0.1119 +01	0.1046 +01	0.1380 +01
0.5000 +00	0.1186 +01	0.1130 +01	0.1050 +01	0.1340 +01
0.5200 +00	0.1202 +01	0.1141 +01	0.1054 +01	0.1303 +01
0.5400 +00	0.1219 +01	0.1152 +01	0.1058 +01	0.1270 +01
0.5600 +00	0.1237 +01	0.1164 +01	0.1063 +01	0.1240 +01
0.5800 +00	0.1256 +01	0.1177 +01	0.1067 +01	0.1213 +01
0.6000 +00	0.1276 +01	0.1190 +01	0.1072 +01	0.1188 +01

M	$\frac{P_1}{P}$	$\frac{P_2}{P}$	$\frac{T_2}{T}$	$\frac{A}{A^*}$
0.7100+01	0.4531+04	0.4088+03	0.1108+02	0.1109+03
0.7200+01	0.4953+04	0.4357+03	0.1137+02	0.1181+03
0.7300+01	0.5410+04	0.4640+03	0.1166+02	0.1256+03
0.7400+01	0.5903+04	0.4939+03	0.1195+02	0.1335+03
0.7500+01	0.6434+04	0.5252+03	0.1225+02	0.1418+03
0.7600+01	0.7006+04	0.5582+03	0.1255+02	0.1506+03
0.7700+01	0.7623+04	0.5928+03	0.1286+02	0.1598+03
0.7800+01	0.8285+04	0.6292+03	0.1317+02	0.1694+03
0.7900+01	0.8998+04	0.6674+03	0.1348+02	0.1795+03
0.8000+01	0.9763+04	0.7075+03	0.1380+02	0.1901+03
0.9000+01	0.2110+05	0.1227+04	0.1720+02	0.3272+03
0.1000+02	0.4234+05	0.2021+04	0.2100+02	0.5359+03
0.1100+02	0.8033+05	0.3188+04	0.2520+02	0.8419+03
0.1200+02	0.1415+06	0.4848+04	0.2980+02	0.1276+04
0.1300+02	0.2486+06	0.7144+04	0.3480+02	0.1876+04
0.1400+02	0.4119+06	0.1025+05	0.4020+02	0.2685+04
0.1500+02	0.6602+06	0.1435+05	0.4600+02	0.3755+04
0.1600+02	0.1028+07	0.1969+05	0.5220+02	0.5145+04
0.1700+02	0.1559+07	0.2651+05	0.5880+02	0.6921+04
0.1800+02	0.2311+07	0.3512+05	0.6580+02	0.9159+04
0.1900+02	0.3356+07	0.4584+05	0.7320+02	0.1195+05
0.2000+02	0.4783+07	0.5905+05	0.8100+02	0.1538+05
0.2200+02	0.9251+07	0.9459+05	0.9780+02	0.2461+05
0.2400+02	0.1691+08	0.1456+06	0.1162+03	0.3783+05
0.2600+02	0.2949+08	0.2165+06	0.1362+03	0.5624+05
0.2800+02	0.4936+08	0.3128+06	0.1578+03	0.8121+05
0.3000+02	0.7978+08	0.4408+06	0.1810+03	0.1144+06
0.3200+02	0.1250+09	0.6076+06	0.2058+03	0.1576+06
0.3400+02	0.1908+09	0.8216+06	0.2322+03	0.2131+06
0.3600+02	0.2842+09	0.1092+07	0.2602+03	0.2832+06
0.3800+02	0.4143+09	0.1430+07	0.2898+03	0.3707+06
0.4000+02	0.5926+09	0.1846+07	0.3210+03	0.4785+06
0.4200+02	0.8330+09	0.2354+07	0.3538+03	0.6102+06
0.4400+02	0.1153+10	0.2969+07	0.3882+03	0.7694+06
0.4600+02	0.1572+10	0.3706+07	0.4242+03	0.9603+06
0.4800+02	0.2116+10	0.4583+07	0.4618+03	0.1187+07
0.5000+02	0.2815+10	0.5618+07	0.5010+03	0.1455+07

M	$\frac{P_1}{P}$	$\frac{P_2}{P}$	$\frac{T_2}{T}$	$\frac{A}{A^*}$
0.3500+01	0.8187+02	0.2325+02	0.3520+01	0.7113+01
0.3600+01	0.8784+02	0.2445+02	0.3592+01	0.7450+01
0.3800+01	0.9420+02	0.2571+02	0.3664+01	0.7802+01
0.3700+01	0.1010+03	0.2701+02	0.3738+01	0.8169+01
0.3750+01	0.1082+03	0.2838+02	0.3812+01	0.8552+01
0.3800+01	0.1159+03	0.2981+02	0.3888+01	0.8951+01
0.3850+01	0.1241+03	0.3129+02	0.3964+01	0.9366+01
0.3900+01	0.1328+03	0.3285+02	0.4042+01	0.9799+01
0.3950+01	0.1420+03	0.3446+02	0.4120+01	0.1025+02
0.4000+01	0.1518+03	0.3615+02	0.4200+01	0.1072+02
0.4050+01	0.1623+03	0.3791+02	0.4280+01	0.1121+02
0.4100+01	0.1733+03	0.3974+02	0.4362+01	0.1171+02
0.4150+01	0.1851+03	0.4164+02	0.4444+01	0.1224+02
0.4200+01	0.1975+03	0.4363+02	0.4528+01	0.1279+02
0.4250+01	0.2108+03	0.4569+02	0.4612+01	0.1336+02
0.4300+01	0.2247+03	0.4784+02	0.4698+01	0.1395+02
0.4350+01	0.2396+03	0.5007+02	0.4784+01	0.1457+02
0.4400+01	0.2553+03	0.5239+02	0.4872+01	0.1521+02
0.4450+01	0.2719+03	0.5480+02	0.4960+01	0.1587+02
0.4500+01	0.2894+03	0.5731+02	0.5050+01	0.1656+02
0.4550+01	0.3080+03	0.5991+02	0.5140+01	0.1728+02
0.4600+01	0.3276+03	0.6261+02	0.5232+01	0.1802+02
0.4650+01	0.3483+03	0.6542+02	0.5324+01	0.1879+02
0.4700+01	0.3702+03	0.6833+02	0.5418+01	0.1958+02
0.4750+01	0.3933+03	0.7135+02	0.5512+01	0.2041+02
0.4800+01	0.4177+03	0.7448+02	0.5608+01	0.2126+02
0.4850+01	0.4434+03	0.7772+02	0.5704+01	0.2215+02
0.4900+01	0.4705+03	0.8109+02	0.5802+01	0.2307+02
0.4950+01	0.4990+03	0.8457+02	0.5900+01	0.2402+02
0.5000+01	0.5291+03	0.8818+02	0.6000+01	0.2500+02
0.5100+01	0.5941+03	0.9579+02	0.6202+01	0.2707+02
0.5200+01	0.6661+03	0.1039+03	0.6408+01	0.2928+02
0.5300+01	0.7457+03	0.1127+03	0.6618+01	0.3165+02
0.5400+01	0.8335+03	0.1220+03	0.6832+01	0.3417+02
0.5500+01	0.9304+03	0.1320+03	0.7050+01	0.3687+02
0.5600+01	0.1037+04	0.1426+03	0.7272+01	0.3974+02
0.5700+01	0.1154+04	0.1539+03	0.7498+01	0.4280+02
0.5800+01	0.1283+04	0.1660+03	0.7728+01	0.4605+02
0.5900+01	0.1424+04	0.1789+03	0.7962+01	0.4951+02
0.6000+01	0.1579+04	0.1925+03	0.8200+01	0.5318+02
0.6100+01	0.1748+04	0.2071+03	0.8442+01	0.5708+02
0.6200+01	0.1933+04	0.2225+03	0.8688+01	0.6121+02
0.6300+01	0.2135+04	0.2384+03	0.8938+01	0.6559+02
0.6400+01	0.2355+04	0.2562+03	0.9192+01	0.7023+02
0.6500+01	0.2594+04	0.2745+03	0.9450+01	0.7513+02
0.6600+01	0.2855+04	0.2939+03	0.9712+01	0.8032+02
0.6700+01	0.3138+04	0.3145+03	0.9978+01	0.8580+02
0.6800+01	0.3445+04	0.3362+03	0.1025+02	0.9159+02
0.6900+01	0.3779+04	0.3591+03	0.1052+02	0.9770+02
0.7000+01	0.4140+04	0.3833+03	0.1080+02	0.1041+03

M	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{T}{T^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{P_c}{P_c^*}$	$\frac{T_c}{T_c^*}$
0.2050+01	0.3487+00	0.5109+00	0.6825+00	0.1558+01	0.7835+00
0.2100+01	0.3345+00	0.4936+00	0.6778+00	0.1616+01	0.7741+00
0.2150+01	0.3212+00	0.4770+00	0.6735+00	0.1678+01	0.7649+00
0.2200+01	0.3086+00	0.4611+00	0.6694+00	0.1743+01	0.7561+00
0.2250+01	0.2968+00	0.4458+00	0.6656+00	0.1813+01	0.7477+00
0.2300+01	0.2855+00	0.4312+00	0.6621+00	0.1886+01	0.7395+00
0.2350+01	0.2749+00	0.4172+00	0.6588+00	0.1963+01	0.7317+00
0.2400+01	0.2648+00	0.4038+00	0.6557+00	0.2045+01	0.7242+00
0.2450+01	0.2552+00	0.3910+00	0.6527+00	0.2131+01	0.7170+00
0.2500+01	0.2462+00	0.3787+00	0.6500+00	0.2222+01	0.7101+00
0.2550+01	0.2375+00	0.3669+00	0.6474+00	0.2317+01	0.7034+00
0.2600+01	0.2294+00	0.3556+00	0.6450+00	0.2418+01	0.6970+00
0.2650+01	0.2216+00	0.3448+00	0.6427+00	0.2523+01	0.6908+00
0.2700+01	0.2142+00	0.3344+00	0.6405+00	0.2634+01	0.6849+00
0.2750+01	0.2071+00	0.3244+00	0.6384+00	0.2751+01	0.6793+00
0.2800+01	0.2004+00	0.3149+00	0.6365+00	0.2873+01	0.6738+00
0.2850+01	0.1940+00	0.3057+00	0.6346+00	0.3001+01	0.6685+00
0.2900+01	0.1879+00	0.2969+00	0.6329+00	0.3136+01	0.6635+00
0.2950+01	0.1820+00	0.2884+00	0.6312+00	0.3277+01	0.6586+00
0.3000+01	0.1765+00	0.2803+00	0.6296+00	0.3424+01	0.6540+00
0.3050+01	0.1711+00	0.2725+00	0.6281+00	0.3579+01	0.6495+00
0.3100+01	0.1660+00	0.2650+00	0.6267+00	0.3741+01	0.6452+00
0.3150+01	0.1612+00	0.2577+00	0.6253+00	0.3910+01	0.6410+00
0.3200+01	0.1565+00	0.2508+00	0.6240+00	0.4087+01	0.6370+00
0.3250+01	0.1520+00	0.2441+00	0.6228+00	0.4272+01	0.6331+00
0.3300+01	0.1477+00	0.2377+00	0.6216+00	0.4465+01	0.6294+00
0.3350+01	0.1436+00	0.2315+00	0.6205+00	0.4667+01	0.6258+00
0.3400+01	0.1397+00	0.2255+00	0.6194+00	0.4878+01	0.6224+00
0.3450+01	0.1359+00	0.2197+00	0.6183+00	0.5098+01	0.6190+00
0.3500+01	0.1322+00	0.2142+00	0.6173+00	0.5328+01	0.6158+00
0.3550+01	0.1287+00	0.2088+00	0.6164+00	0.5568+01	0.6127+00
0.3600+01	0.1254+00	0.2037+00	0.6155+00	0.5817+01	0.6097+00
0.3650+01	0.1221+00	0.1987+00	0.6146+00	0.6078+01	0.6068+00
0.3700+01	0.1190+00	0.1939+00	0.6138+00	0.6349+01	0.6040+00
0.3750+01	0.1160+00	0.1893+00	0.6130+00	0.6631+01	0.6013+00
0.3800+01	0.1131+00	0.1848+00	0.6122+00	0.6926+01	0.5987+00
0.3850+01	0.1103+00	0.1805+00	0.6114+00	0.7232+01	0.5962+00
0.3900+01	0.1077+00	0.1763+00	0.6107+00	0.7550+01	0.5937+00
0.3950+01	0.1051+00	0.1722+00	0.6100+00	0.7882+01	0.5914+00
0.4000+01	0.1026+00	0.1683+00	0.6094+00	0.8227+01	0.5891+00
0.4050+01	0.1002+00	0.1645+00	0.6087+00	0.8585+01	0.5869+00
0.4100+01	0.9782-01	0.1609+00	0.6081+00	0.8958+01	0.5847+00
0.4150+01	0.9557-01	0.1573+00	0.6075+00	0.9345+01	0.5827+00
0.4200+01	0.9340-01	0.1539+00	0.6070+00	0.9747+01	0.5807+00
0.4250+01	0.9130-01	0.1506+00	0.6064+00	0.1016+02	0.5787+00
0.4300+01	0.8927-01	0.1473+00	0.6059+00	0.1060+02	0.5768+00
0.4350+01	0.8730-01	0.1442+00	0.6054+00	0.1105+02	0.5750+00
0.4400+01	0.8540-01	0.1412+00	0.6049+00	0.1152+02	0.5732+00
0.4450+01	0.8356-01	0.1383+00	0.6044+00	0.1200+02	0.5715+00
0.4500+01	0.8177-01	0.1354+00	0.6039+00	0.1250+02	0.5698+00

M	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{T}{T^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{P_c}{P_c^*}$	$\frac{T_c}{T_c^*}$
0.4550+01	0.8004-01	0.1326+00	0.6035+00	0.1302+02	0.5682+00
0.4600+01	0.7837-01	0.1300+00	0.6030+00	0.1356+02	0.5666+00
0.4650+01	0.7675-01	0.1274+00	0.6026+00	0.1412+02	0.5651+00
0.4700+01	0.7517-01	0.1248+00	0.6022+00	0.1470+02	0.5636+00
0.4750+01	0.7365-01	0.1224+00	0.6018+00	0.1530+02	0.5622+00
0.4800+01	0.7217-01	0.1200+00	0.6014+00	0.1592+02	0.5608+00
0.4850+01	0.7073-01	0.1177+00	0.6010+00	0.1657+02	0.5594+00
0.4900+01	0.6934-01	0.1154+00	0.6007+00	0.1723+02	0.5581+00
0.4950+01	0.6798-01	0.1132+00	0.6003+00	0.1792+02	0.5568+00
0.5000+01	0.6667-01	0.1111+00	0.6000+00	0.1863+02	0.5556+00
0.5100+01	0.6415-01	0.1070+00	0.5994+00	0.2013+02	0.5533+00
0.5200+01	0.6177-01	0.1032+00	0.5987+00	0.2173+02	0.5509+00
0.5300+01	0.5951-01	0.9950-01	0.5982+00	0.2344+02	0.5487+00
0.5400+01	0.5738-01	0.9602-01	0.5976+00	0.2527+02	0.5467+00
0.5500+01	0.5536-01	0.9272-01	0.5971+00	0.2721+02	0.5447+00
0.5600+01	0.5345-01	0.8958-01	0.5966+00	0.2928+02	0.5429+00
0.5700+01	0.5163-01	0.8660-01	0.5962+00	0.3148+02	0.5411+00
0.5800+01	0.4990-01	0.8376-01	0.5957+00	0.3382+02	0.5394+00
0.5900+01	0.4826-01	0.8106-01	0.5953+00	0.3631+02	0.5378+00
0.6000+01	0.4669-01	0.7849-01	0.5949+00	0.3895+02	0.5363+00
0.6100+01	0.4520-01	0.7603-01	0.5945+00	0.4174+02	0.5349+00
0.6200+01	0.4378-01	0.7369-01	0.5942+00	0.4471+02	0.5335+00
0.6300+01	0.4243-01	0.7145-01	0.5938+00	0.4785+02	0.5322+00
0.6400+01	0.4114-01	0.6931-01	0.5935+00	0.5117+02	0.5309+00
0.6500+01	0.3990-01	0.6726-01	0.5932+00	0.5468+02	0.5297+00
0.6600+01	0.3872-01	0.6531-01	0.5929+00	0.5840+02	0.5285+00
0.6700+01	0.3759-01	0.6343-01	0.5926+00	0.6232+02	0.5274+00
0.6800+01	0.3651-01	0.6164-01	0.5923+00	0.6645+02	0.5264+00
0.6900+01	0.3547-01	0.5991-01	0.5921+00	0.7082+02	0.5254+00
0.7000+01	0.3448-01	0.5826-01	0.5918+00	0.7541+02	0.5244+00
0.7100+01	0.3353-01	0.5668-01	0.5916+00	0.8026+02	0.5234+00
0.7200+01	0.3262-01	0.5516-01	0.5914+00	0.8536+02	0.5225+00
0.7300+01	0.3174-01	0.5370-01	0.5912+00	0.9072+02	0.5217+00
0.7400+01	0.3090-01	0.5228-01	0.5909+00	0.9636+02	0.5208+00
0.7500+01	0.3009-01	0.5094-01	0.5907+00	1.0233+03	0.5200+00
0.7600+01	0.2932-01	0.4964-01	0.5905+00	1.0853+03	0.5193+00
0.7700+01	0.2857-01	0.4839-01	0.5904+00	1.1503+03	0.5185+00
0.7800+01	0.2785-01	0.4719-01	0.5902+00	1.2193+03	0.5178+00
0.7900+01	0.2716-01	0.4603-01	0.5900+00	1.2913+03	0.5171+00
0.8000+01	0.2649-01	0.4491-01	0.5898+00	1.3663+03	0.5165+00
0.8100+01	0.2598-01	0.4385-01	0.5895+00	1.4439+03	0.5160+00
0.8200+01	0.2547-01	0.4287-01	0.5892+00	1.5241+03	0.5157+00
0.8300+01	0.2498-01	0.4194-01	0.5889+00	1.6069+03	0.5154+00
0.8400+01	0.2450-01	0.4108-01	0.5886+00	1.6923+03	0.5151+00
0.8500+01	0.2403-01	0.4028-01	0.5883+00	1.7803+03	0.5148+00
0.8600+01	0.2358-01	0.3953-01	0.5880+00	1.8709+03	0.5145+00
0.8700+01	0.2314-01	0.3883-01	0.5877+00	1.9641+03	0.5142+00
0.8800+01	0.2271-01	0.3817-01	0.5874+00	2.0599+03	0.5139+00
0.8900+01	0.2229-01	0.3755-01	0.5871+00	2.1583+03	0.5136+00
0.9000+01	0.2188-01	0.3697-01	0.5868+00	2.2593+03	0.5133+00
0.9100+01	0.2148-01	0.3643-01	0.5865+00	2.3628+03	0.5130+00
0.9200+01	0.2109-01	0.3592-01	0.5862+00	2.4688+03	0.5127+00
0.9300+01	0.2071-01	0.3544-01	0.5859+00	2.5772+03	0.5124+00
0.9400+01	0.2034-01	0.3498-01	0.5856+00	2.6880+03	0.5121+00
0.9500+01	0.1998-01	0.3454-01	0.5853+00	2.8012+03	0.5118+00
0.9600+01	0.1963-01	0.3412-01	0.5850+00	2.9168+03	0.5115+00
0.9700+01	0.1929-01	0.3372-01	0.5847+00	3.0348+03	0.5112+00
0.9800+01	0.1895-01	0.3333-01	0.5844+00	3.1552+03	0.5109+00
0.9900+01	0.1862-01	0.3295-01	0.5841+00	3.2780+03	0.5106+00
1.0000+01	0.1830-01	0.3258-01	0.5838+00	3.4032+03	0.5103+00

M	$\frac{T}{T^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{T}{T^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{P}{P^*}$	$\frac{4/L^2}{D}$
0.1030+01	0.9933+00	0.9771+00	0.9837+00	0.1000+01	0.4587-03	0.1000+01	0.9837+00	0.1000+01	0.4587-03	0.1030+01
0.1040+01	0.9946+00	0.9551+00	0.9681+00	0.1001+01	0.1768-02	0.1001+01	0.9681+00	0.1001+01	0.1768-02	0.1040+01
0.1060+01	0.9978+00	0.9318+00	0.9531+00	0.1003+01	0.3838-02	0.1003+01	0.9531+00	0.1003+01	0.3838-02	0.1060+01
0.1080+01	0.9970+00	0.9133+00	0.9387+00	0.1005+01	0.6585-02	0.1005+01	0.9387+00	0.1005+01	0.6585-02	0.1080+01
0.1100+01	0.9962+00	0.8936+00	0.9249+00	0.1008+01	0.9933-02	0.1008+01	0.9249+00	0.1008+01	0.9933-02	0.1100+01
0.1120+01	0.9953+00	0.8745+00	0.9116+00	0.1011+01	0.1382-01	0.1011+01	0.9116+00	0.1011+01	0.1382-01	0.1120+01
0.1140+01	0.9953+00	0.8561+00	0.8988+00	0.1015+01	0.1819-01	0.1015+01	0.8988+00	0.1015+01	0.1819-01	0.1140+01
0.1160+01	0.9955+00	0.8383+00	0.8865+00	0.1020+01	0.2298-01	0.1020+01	0.8865+00	0.1020+01	0.2298-01	0.1160+01
0.1180+01	0.9936+00	0.8210+00	0.8747+00	0.1025+01	0.2814-01	0.1025+01	0.8747+00	0.1025+01	0.2814-01	0.1180+01
0.1200+01	0.9917+00	0.8044+00	0.8633+00	0.1030+01	0.3364-01	0.1030+01	0.8633+00	0.1030+01	0.3364-01	0.1200+01
0.1220+01	0.9937+00	0.7882+00	0.8524+00	0.1037+01	0.3943-01	0.1037+01	0.8524+00	0.1037+01	0.3943-01	0.1220+01
0.1240+01	0.9918+00	0.7726+00	0.8418+00	0.1043+01	0.4547-01	0.1043+01	0.8418+00	0.1043+01	0.4547-01	0.1240+01
0.1260+01	0.9910+00	0.7574+00	0.8316+00	0.1050+01	0.5174-01	0.1050+01	0.8316+00	0.1050+01	0.5174-01	0.1260+01
0.1280+01	0.9903+00	0.7427+00	0.8218+00	0.1058+01	0.5820-01	0.1058+01	0.8218+00	0.1058+01	0.5820-01	0.1280+01
0.1300+01	0.9899+00	0.7285+00	0.8123+00	0.1066+01	0.6483-01	0.1066+01	0.8123+00	0.1066+01	0.6483-01	0.1300+01
0.1320+01	0.9899+00	0.7147+00	0.8031+00	0.1075+01	0.7161-01	0.1075+01	0.8031+00	0.1075+01	0.7161-01	0.1320+01
0.1340+01	0.9899+00	0.7012+00	0.7942+00	0.1084+01	0.7850-01	0.1084+01	0.7942+00	0.1084+01	0.7850-01	0.1340+01
0.1360+01	0.9899+00	0.6882+00	0.7856+00	0.1094+01	0.8550-01	0.1094+01	0.7856+00	0.1094+01	0.8550-01	0.1360+01
0.1380+01	0.9899+00	0.6755+00	0.7773+00	0.1104+01	0.9259-01	0.1104+01	0.7773+00	0.1104+01	0.9259-01	0.1380+01
0.1400+01	0.9899+00	0.6632+00	0.7693+00	0.1115+01	0.9974-01	0.1115+01	0.7693+00	0.1115+01	0.9974-01	0.1400+01
0.1420+01	0.9899+00	0.6512+00	0.7615+00	0.1126+01	0.1069+00	0.1126+01	0.7615+00	0.1126+01	0.1069+00	0.1420+01
0.1440+01	0.9899+00	0.6396+00	0.7540+00	0.1138+01	0.1142+00	0.1138+01	0.7540+00	0.1138+01	0.1142+00	0.1440+01
0.1460+01	0.9899+00	0.6282+00	0.7467+00	0.1150+01	0.1213+00	0.1150+01	0.7467+00	0.1150+01	0.1213+00	0.1460+01
0.1480+01	0.9899+00	0.6172+00	0.7397+00	0.1163+01	0.1288+00	0.1163+01	0.7397+00	0.1163+01	0.1288+00	0.1480+01
0.1500+01	0.9899+00	0.6065+00	0.7328+00	0.1176+01	0.1361+00	0.1176+01	0.7328+00	0.1176+01	0.1361+00	0.1500+01
0.1520+01	0.9899+00	0.5960+00	0.7262+00	0.1190+01	0.1433+00	0.1190+01	0.7262+00	0.1190+01	0.1433+00	0.1520+01
0.1540+01	0.9899+00	0.5858+00	0.7198+00	0.1204+01	0.1506+00	0.1204+01	0.7198+00	0.1204+01	0.1506+00	0.1540+01
0.1560+01	0.9899+00	0.5759+00	0.7135+00	0.1219+01	0.1579+00	0.1219+01	0.7135+00	0.1219+01	0.1579+00	0.1560+01
0.1580+01	0.9899+00	0.5662+00	0.7074+00	0.1234+01	0.1651+00	0.1234+01	0.7074+00	0.1234+01	0.1651+00	0.1580+01
0.1600+01	0.9899+00	0.5568+00	0.7016+00	0.1250+01	0.1724+00	0.1250+01	0.7016+00	0.1250+01	0.1724+00	0.1600+01
0.1620+01	0.9899+00	0.5476+00	0.6958+00	0.1267+01	0.1795+00	0.1267+01	0.6958+00	0.1267+01	0.1795+00	0.1620+01
0.1640+01	0.9899+00	0.5386+00	0.6903+00	0.1284+01	0.1867+00	0.1284+01	0.6903+00	0.1284+01	0.1867+00	0.1640+01
0.1660+01	0.9899+00	0.5299+00	0.6849+00	0.1301+01	0.1938+00	0.1301+01	0.6849+00	0.1301+01	0.1938+00	0.1660+01
0.1680+01	0.9899+00	0.5213+00	0.6796+00	0.1319+01	0.2008+00	0.1319+01	0.6796+00	0.1319+01	0.2008+00	0.1680+01
0.1700+01	0.9899+00	0.5130+00	0.6745+00	0.1338+01	0.2078+00	0.1338+01	0.6745+00	0.1338+01	0.2078+00	0.1700+01
0.1720+01	0.9899+00	0.5048+00	0.6696+00	0.1357+01	0.2147+00	0.1357+01	0.6696+00	0.1357+01	0.2147+00	0.1720+01
0.1740+01	0.9899+00	0.4969+00	0.6648+00	0.1376+01	0.2216+00	0.1376+01	0.6648+00	0.1376+01	0.2216+00	0.1740+01
0.1760+01	0.9899+00	0.4891+00	0.6601+00	0.1397+01	0.2284+00	0.1397+01	0.6601+00	0.1397+01	0.2284+00	0.1760+01
0.1780+01	0.9899+00	0.4815+00	0.6555+00	0.1418+01	0.2352+00	0.1418+01	0.6555+00	0.1418+01	0.2352+00	0.1780+01
0.1800+01	0.9899+00	0.4741+00	0.6511+00	0.1439+01	0.2419+00	0.1439+01	0.6511+00	0.1439+01	0.2419+00	0.1800+01
0.1820+01	0.9899+00	0.4668+00	0.6467+00	0.1461+01	0.2485+00	0.1461+01	0.6467+00	0.1461+01	0.2485+00	0.1820+01
0.1840+01	0.9899+00	0.4597+00	0.6425+00	0.1484+01	0.2551+00	0.1484+01	0.6425+00	0.1484+01	0.2551+00	0.1840+01
0.1860+01	0.9899+00	0.4528+00	0.6384+00	0.1507+01	0.2616+00	0.1507+01	0.6384+00	0.1507+01	0.2616+00	0.1860+01
0.1880+01	0.9899+00	0.4460+00	0.6344+00	0.1531+01	0.2680+00	0.1531+01	0.6344+00	0.1531+01	0.2680+00	0.1880+01
0.1900+01	0.9899+00	0.4394+00	0.6303+00	0.1555+01	0.2743+00	0.1555+01	0.6303+00	0.1555+01	0.2743+00	0.1900+01
0.1920+01	0.9899+00	0.4329+00	0.6267+00	0.1580+01	0.2806+00	0.1580+01	0.6267+00	0.1580+01	0.2806+00	0.1920+01
0.1940+01	0.9899+00	0.4265+00	0.6230+00	0.1606+01	0.2868+00	0.1606+01	0.6230+00	0.1606+01	0.2868+00	0.1940+01
0.1960+01	0.9899+00	0.4203+00	0.6193+00	0.1633+01	0.2929+00	0.1633+01	0.6193+00	0.1633+01	0.2929+00	0.1960+01
0.1980+01	0.9899+00	0.4142+00	0.6158+00	0.1660+01	0.2990+00	0.1660+01	0.6158+00	0.1660+01	0.2990+00	0.1980+01
0.2000+01	0.9899+00	0.4082+00	0.6124+00	0.1687+01	0.3050+00	0.1687+01	0.6124+00	0.1687+01	0.3050+00	0.2000+01

Continued

Table A.5 Prandtl-Meyer function and Mach angle

M	ν	μ	M	ν	μ	M	ν	μ	M	ν	μ
0.1000	0.0000	0.9000 +02	0.3000	0.2616 +02	0.3000 +02	0.4500	0.7183 +02	0.1284 +02	0.7400	0.9297 +02	0.7766 +01
0.1020	0.1257 -00	0.7864 +02	0.3050	0.2775 +02	0.2930 +02	0.4550	0.7238 +02	0.1270 +02	0.7500	0.9344 +02	0.7665 +01
0.1040	0.3510 -00	0.7406 +02	0.3100	0.2910 +02	0.2844 +02	0.4600	0.7292 +02	0.1256 +02	0.7600	0.9390 +02	0.7561 +01
0.1060	0.6367 -00	0.7063 +02	0.3150	0.3043 +02	0.2772 +02	0.4650	0.7345 +02	0.1242 +02	0.7700	0.9434 +02	0.7462 +01
0.1080	0.9680 -00	0.6781 +02	0.3200	0.3173 +02	0.2704 +02	0.4700	0.7397 +02	0.1228 +02	0.7800	0.9478 +02	0.7366 +01
0.1100	0.1336 -01	0.6538 +02	0.3250	0.3302 +02	0.2639 +02	0.4750	0.7448 +02	0.1215 +02	0.7900	0.9521 +02	0.7272 +01
0.1120	0.1735 -01	0.6323 +02	0.3300	0.3428 +02	0.2577 +02	0.4800	0.7499 +02	0.1201 +02	0.8000	0.9562 +02	0.7181 +01
0.1140	0.2160 -01	0.6131 +02	0.3350	0.3551 +02	0.2518 +02	0.4850	0.7548 +02	0.1190 +02	0.9000	0.9932 +02	0.6379 +01
0.1160	0.2607 -01	0.5955 +02	0.3400	0.3675 +02	0.2462 +02	0.4900	0.7597 +02	0.1178 +02	0.1000	0.1023 +03	0.5739 +01
0.1180	0.3074 -01	0.5794 +02	0.3450	0.3795 +02	0.2409 +02	0.4950	0.7645 +02	0.1166 +02	0.1100	0.1048 +03	0.5216 +01
0.1200	0.3558 -01	0.5644 +02	0.3500	0.3912 +02	0.2358 +02	0.5000	0.7692 +02	0.1154 +02	0.1200	0.1069 +03	0.4780 +01
0.1220	0.4057 -01	0.5503 +02	0.3550	0.4028 +02	0.2309 +02	0.5100	0.7744 +02	0.1131 +02	0.1300	0.1087 +03	0.4412 +01
0.1240	0.4569 -01	0.5375 +02	0.3600	0.4141 +02	0.2262 +02	0.5200	0.7793 +02	0.1109 +02	0.1400	0.1102 +03	0.4096 +01
0.1260	0.5093 -01	0.5253 +02	0.3650	0.4253 +02	0.2217 +02	0.5300	0.7840 +02	0.1088 +02	0.1500	0.1115 +03	0.3823 +01
0.1280	0.5637 -01	0.5138 +02	0.3700	0.4362 +02	0.2174 +02	0.5400	0.8043 +02	0.1067 +02	0.1600	0.1127 +03	0.3583 +01
0.1300	0.6170 -01	0.5028 +02	0.3750	0.4469 +02	0.2132 +02	0.5500	0.8124 +02	0.1048 +02	0.1700	0.1137 +03	0.3372 +01
0.1320	0.6721 -01	0.4925 +02	0.3800	0.4575 +02	0.2092 +02	0.5600	0.8203 +02	0.1029 +02	0.1800	0.1146 +03	0.3185 +01
0.1340	0.7279 -01	0.4827 +02	0.3850	0.4678 +02	0.2054 +02	0.5700	0.8280 +02	0.1010 +02	0.1900	0.1155 +03	0.3017 +01
0.1360	0.7844 -01	0.4733 +02	0.3900	0.4779 +02	0.2017 +02	0.5800	0.8354 +02	0.9928 +01	0.2000	0.1162 +03	0.2866 +01
0.1380	0.8413 -01	0.4644 +02	0.3950	0.4878 +02	0.1981 +02	0.5900	0.8426 +02	0.9758 +01	0.2100	0.1175 +03	0.2685 +01
0.1400	0.8987 -01	0.4558 +02	0.4000	0.4976 +02	0.1947 +02	0.6000	0.8496 +02	0.9594 +01	0.2200	0.1186 +03	0.2538 +01
0.1420	0.9565 -01	0.4477 +02	0.4050	0.5071 +02	0.1914 +02	0.6100	0.8563 +02	0.9435 +01	0.2300	0.1195 +03	0.2394 +01
0.1440	0.1015 -02	0.4398 +02	0.4100	0.5165 +02	0.1882 +02	0.6200	0.8629 +02	0.9282 +01	0.2400	0.1202 +03	0.2247 +01
0.1460	0.1073 -02	0.4323 +02	0.4150	0.5257 +02	0.1851 +02	0.6300	0.8694 +02	0.9133 +01	0.2500	0.1215 +03	0.2191 +01
0.1480	0.1132 -02	0.4251 +02	0.4200	0.5347 +02	0.1821 +02	0.6400	0.8756 +02	0.8989 +01	0.2600	0.1220 +03	0.2165 +01
0.1500	0.1191 -02	0.4181 +02	0.4250	0.5435 +02	0.1792 +02	0.6500	0.8817 +02	0.8850 +01	0.2700	0.1225 +03	0.2192 +01
0.1520	0.1249 -02	0.4114 +02	0.4300	0.5522 +02	0.1764 +02	0.6600	0.8876 +02	0.8715 +01	0.2800	0.1229 +03	0.2188 +01
0.1540	0.1309 -02	0.4049 +02	0.4350	0.5607 +02	0.1737 +02	0.6700	0.8933 +02	0.8584 +01	0.2900	0.1233 +03	0.2143 +01
0.1560	0.1368 -02	0.3987 +02	0.4400	0.5691 +02	0.1710 +02	0.6800	0.8989 +02	0.8457 +01	0.3000	0.1236 +03	0.2164 +01
0.1580	0.1427 -02	0.3927 +02	0.4450	0.5773 +02	0.1685 +02	0.6900	0.9044 +02	0.8333 +01	0.3100	0.1239 +03	0.2130 +01
0.1600	0.1486 -02	0.3868 +02	0.4500	0.5853 +02	0.1660 +02	0.7000	0.9097 +02	0.8213 +01	0.3200	0.1242 +03	0.2146 +01
0.1620	0.1545 -02	0.3812 +02	0.4550	0.5932 +02	0.1636 +02	0.7100	0.9149 +02	0.8097 +01	0.3300	0.1245 +03	0.2194 +01
0.1640	0.1604 -02	0.3757 +02	0.4600	0.6009 +02	0.1613 +02	0.7200	0.9200 +02	0.7984 +01	0.3400	0.1247 +03	0.2146 +01
0.1660	0.1663 -02	0.3704 +02	0.4650	0.6085 +02	0.1590 +02	0.7300	0.9249 +02	0.7873 +01			
0.1680	0.1722 -02	0.3653 +02	0.4700	0.6160 +02	0.1568 +02						
0.1700	0.1781 -02	0.3603 +02	0.4750	0.6233 +02	0.1547 +02						
0.1720	0.1840 -02	0.3555 +02	0.4800	0.6304 +02	0.1526 +02						
0.1740	0.1899 -02	0.3508 +02	0.4850	0.6375 +02	0.1505 +02						
0.1760	0.1956 -02	0.3462 +02	0.4900	0.6444 +02	0.1486 +02						
0.1780	0.2015 -02	0.3418 +02	0.4950	0.6512 +02	0.1466 +02						
0.1800	0.2073 -02	0.3375 +02	0.5000	0.6578 +02	0.1448 +02						
0.1820	0.2130 -02	0.3333 +02	0.5050	0.6644 +02	0.1429 +02						
0.1840	0.2188 -02	0.3292 +02	0.5100	0.6708 +02	0.1412 +02						
0.1860	0.2245 -02	0.3252 +02	0.5150	0.6771 +02	0.1394 +02						
0.1880	0.2302 -02	0.3213 +02	0.5200	0.6833 +02	0.1377 +02						
0.1900	0.2359 -02	0.3176 +02	0.5250	0.6894 +02	0.1361 +02						
0.1920	0.2415 -02	0.3139 +02	0.5300	0.6954 +02	0.1345 +02						
0.1940	0.2471 -02	0.3103 +02	0.5350	0.7013 +02	0.1329 +02						
0.1960	0.2527 -02	0.3068 +02	0.5400	0.7071 +02	0.1314 +02						
0.1980	0.2583 +02	0.3033 +02	0.5450	0.7127 +02	0.1299 +02						