



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

PROJETO DE MOTOR FOGUETE BIPROPELENTE LÍQUIDO

RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA (PIBIC/CNPq/INPE)

Brunno Barreto Vasques (UNESP, Bolsista PIBIC/CNPq)
E-mail: mec04017@feg.unesp.br

Luís Carlos Gadelha de Souza (INPE/DMC, Orientador)
E-mail: gadelha@dem.inpe.br

JULHO DE 2008

SUMÁRIO

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

3

1.1 Objetivos do trabalho

3

1.2 Noções básicas sobre motores foguete químicos

4

1.2.1 Motores foguete sólidos

4

1.2.2 Motores foguete líquidos

5

1.3 Desenvolvimento do trabalho

6

CAPÍTULO 2

PROPELENTES LÍQUIDOS

7

2.1 Classes de propelentes líquidos

7

2.2 Seleção de propelentes líquidos

8

2.3 Combustíveis candidatos: etanol, metano e propano

9

2.4 Oxidante selecionado: oxigênio líquido – LOX

11

2.5 Propriedades físico-químicas do álcool etílico – C₂H₅OH e oxigênio líquido – LOX

12

2.6 Dados característicos do par LOX/ Etanol

12

CAPÍTULO 3

DIMENSIONAMENTO DA CÂMARA DE EMPUXO

17

3.1 Parâmetros geométricos

17

3.2 Cálculo do sistema de injeção

18

3.3 Cálculo térmico: projeto do sistema de arrefecimento da câmara de empuxo

22

CAPÍTULO 4

PROJETO CONCEITUAL DO SISTEMA DE CONTROLE

27

CAPÍTULO 5

CONCLUSÃO

29

APÊNDICE A - CÓDIGO COMPUTACIONAL

30

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

33



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

PROJETO DE MOTOR FOGUETE BIPROPELENTE LÍQUIDO

RELATÓRIO FINAL

RESUMO

Este trabalho descreve o projeto de um motor foguete líquido como alternativa de baixo custo para futuros sistemas de transporte espacial. Embora o projeto incorpore ingredientes aplicáveis a motores foguete de qualquer porte, o programa foi direcionado para o nível de empuxo representativo daquele usualmente empregado em sistemas de controle de baixa órbita. Estes sistemas devem atender a uma série de requisitos, que variam de aplicação para aplicação, mas que, no entanto, normalmente incluem: capacidade de partidas rápidas e sucessivas, uniformidade do impulso total/controlado de pulso, habilidade para operar nos modos pulsado e contínuo, habilidade para operar em ambiente de gravidade nula e compatibilidade com o ambiente espacial. As funções que tal sistema pode desempenhar são inúmeras, entre elas: correção de atitude de satélites, mudanças de velocidade orbital, manobras de reentrada e rendez-vous, além de auxílio no pouso de espaçonaves. Os objetivos primários do projeto foram o de identificar o par de propelentes mais atraente e o de desenvolver um motor de teste que servirá como ferramenta de validação dos vários subsistemas, levando-se em conta o nível de confiabilidade exigido. O projeto consiste de uma Fase I – Seleção de Propelentes e Projeto da Câmara de Empuxo, Fase II – Projeto do Sistema de Controle. Oxigênio líquido foi escolhido como oxidante. Os candidatos a combustível foram etanol, metano e propano. Com base na Fase I, etanol foi escolhido como o melhor candidato. Este combustível é líquido a pressão ambiente e tem pressão de vapor ligeiramente superior à monometil hidrazina - MMH. A combinação LOX/Etanol tem queima limpa e, graças ao elevado valor de densidade vezes impulso específico, este par bipropelente possibilita a obtenção de um sistema compacto e o maior impulso total dentre os combustíveis considerados. O arrefecimento da câmara é aquele freqüentemente chamado de “regenerativo”. Para a Fase II, um sistema controle da razão de mistura e empuxo foi concebido, tendo em vista a necessidade de operação segura durante os ensaios do motor-teste.

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

Quando a massa do satélite ou veículo espacial aumenta, ou quando são necessárias manobras especiais de transferência de órbita, os propulsores do sistema de controle do movimento devem desenvolver nível mais elevado de empuxo e impulso específico e, nesses casos, os sistemas bipropelentes líquidos aparecem como a melhor opção. O Brasil busca não somente a tecnologia dos motores de controle, mas também a tecnologia completa de sistemas propulsivos a propelente líquido. A compra desta tecnologia ou do sistema propulsivo no exterior sofre restrições governamentais, é de custo elevado e pode contribuir para inviabilizar comercialmente um projeto. Assim o desenvolvimento e a produção dos motores bipropelentes no Brasil são altamente estratégicos.

Durante as últimas décadas, a propulsão de satélites e veículos espaciais tripulados tem utilizado sistemas propulsores compostos em sua maioria de alimentação por gás pressurizante e propelentes que são líquidos à pressão e temperatura ambiente – *earth storable*, tais como tetróxido de dinitrogênio (N_2O_4) e monometil hidrazina (MMH). Estes sistemas são de certa forma bastante confiáveis e têm baixo custo de desenvolvimento. No entanto, estes propelentes são altamente tóxicos e corrosivos, elevando substancialmente os custos operacionais, tendo como exemplo mais comum o do Ônibus Espacial. Além disso, MMH tem potencial cancerígeno e alto custo de produção.

Ao longo dos anos numerosos estudos têm colocado a combinação LOX/ H_2 como possível alternativa aos sistemas auxiliares de propulsão. Contudo, duas características inerentes do hidrogênio líquido – baixa massa específica e baixíssima temperatura de armazenamento – impõem severos requisitos de projeto ao sistema como um todo, o que no caso do Ônibus Espacial implica em peso e volume adicionais.

O par Oxigênio líquido (LOX) /Hidrocarboneto (HC) possui muitas das características desejáveis do par LOX/ H_2 , evitando muitas das desvantagens desta combinação. Essa “nova” alternativa tem baixa toxicidade, é não-corrosiva e de baixo custo operacional. Os combustíveis hidrocarbonetos têm também alta massa específica comparada ao hidrogênio líquido, o que previne o uso de tanques volumosos. Durante o desenvolvimento do Ônibus Espacial na década de 70, a combinação LOX/HC foi considerada, embora a escolha final tenha sido a favor do par N_2O_4 /MMH porque o estágio de desenvolvimento deste tipo de propelente era mais avançado. Todavia, para atingir os requisitos econômicos e de reutilização, será necessário substituir o antigo par por uma combinação menos agressiva, tal como LOX/HC.

1.1 Objetivos do trabalho

Analisando os requisitos do projeto, observa-se que o empuxo do motor deve residir na faixa de 50 N a 150 N. Este motor, embora de pequena dimensão, incorpora aspectos de dimensionamento aplicáveis a motores foguete de qualquer porte, reduz os custos associados à fabricação e permite que testes de desempenho sejam efetuados de maneira mais ágil e dinâmica, porque a alteração ou substituição de um componente do motor fica simplificada. Assim, os objetivos deste trabalho são:

- ❖ Definir uma configuração de motor de controle de atitude, que deverá servir de plataforma de ensaios - *Workhorse Engine* - para validação dos subsistemas do motor e que utilize propelentes de baixa toxicidade e custo;
- ❖ Definição das fórmulas matemáticas e da metodologia de cálculo para dimensionar o motor e avaliar o seu desempenho.

1.2 Noções básicas sobre motores foguete químicos

Foguetes são sistemas de propulsão que armazenam seu próprio propelente e expõem uma massa para fornecer uma força de empuxo que os movem ou os rotacionam ao redor de seu centro de massa.

Os motores foguete químicos são dispositivos de conversão de energia na qual a combustão do combustível e oxidante no interior de uma câmara produz gases a elevadas temperaturas e pressões. Estes gases são acelerados em um bocal supersônico a altas velocidades e assim produzem uma força denominada empuxo. Atualmente são utilizados propelentes sólidos e líquidos, o que leva a motores de concepções diferentes com suas vantagens e desvantagens.

1.2.1 Motores foguete a propelente sólido

O motor foguete a propelente sólido é de constituição simples, confiável e de baixo custo, com os seguintes elementos:

- ❖ Câmara de combustão: o propelente é armazenado na câmara em forma de bloco. Uma superfície de queima é gerada durante a combustão, produzindo gases a altas temperaturas e pressões;
- ❖ Tubeira: a tubeira converte a alta energia dos gases na forma de pressão e temperatura em energia cinética, isto é, expande os gases de combustão a velocidades supersônicas;
- ❖ Ignitor: dispositivo para iniciar a queima do bloco de propelente.

As vantagens do motor a propelente sólido são:

- Projeto e construção simples;
- Infra-estrutura de fabricação, carregamento e ensaios mais simples que as do motor a propelente líquido;
- Poucos subsistemas;
- Desenvolvimento rápido;
- Prontidão de lançamento;
- Menor custo que os motores a propelente líquido;
- Instalações de lançamento simples e baratas.

As desvantagens principais são:

- Menor impulso específico;
- Não é viável controlar o empuxo;
- Não é possível a re-ignição.

Em razão do menor impulso específico e dificuldade de controle do vetor empuxo, estes motores são empregados em veículos lançadores de pequeno porte ou como propulsores principais ou auxiliares no primeiro estágio de lançadores.

1.2.2 Motores foguete a propelente líquido

Os motores foguete a propelente líquido (MFPL) armazenam seu propelente na forma líquida em tanques e enviam este propelente para uma câmara de combustão, na qual a energia é liberada através de uma reação química. São classificados como motores foguete termoquímicos porque a energia que causa a elevação da temperatura dos gases está contida no próprio propelente.

Os motores foguete a propelente líquido são versáteis, apresentando elevado desempenho e podem trabalhar com controle de empuxo numa gama de 50 a 130% do empuxo nominal. Esta simples capacidade de variar o empuxo permite aumentar a segurança do veículo espacial e permite uma excelente precisão de trajetória e órbita final.

Podemos dividir os motores conforme sua aplicação:

- Baixo empuxo (< 100 N): controle de satélites;
- Pequeno porte (< 600 N): usados em controle de atitude, transferência de órbitas;
- Médio porte (< 100000 N): usados em estágios superiores;
- Grande porte (> 100000 N): usados em estágios iniciais ou como *booster*.

Os MFPL podem ser monopropelente ou bipropelente. Os motores monopropelente usualmente utilizam como propelente a hidrazina anidra ou o peróxido de hidrogênio. Estes motores necessitam de um leito catalítico para produzir a decomposição do propelente. Os motores bipropelente são usados quando se deseja alto desempenho e alto empuxo. Os motores bipropelente usualmente utilizam substâncias hipergólicas, isto é, a combustão se dá quando as substâncias combustível e oxidante entram em contato. Assim os motores são auto ignitáveis. Exemplos de pares hipergólicos são: MMH e NTO ou UDMH e NTO. Estas combinações são extremamente tóxicas, requerem rigorosos cuidados de manuseio e operação. Além disso, o acúmulo de um dos propelentes hipergólicos na câmara de combustão pode levar ao colapso de todo o sistema. Este trabalho se restringe a apresentar o projeto de um motor bipropelente cujo par seja não tóxico e não hipergólico, necessitando neste caso, de um meio que propicie a ignição.

O motor-foguete bipropelente de pequeno porte apresenta as seguintes vantagens em relação ao motor sólido de mesmo porte:

- Alto empuxo específico;
- Controle do empuxo ou da impulsão total;
- Possibilidade de ligar e desligar;
- São usados em missões de longa duração.

As desvantagens são:

- São mais caros que os com combustíveis sólidos;
- Os propelentes usualmente utilizados são tóxicos;
- Exigem equipamentos especiais de manipulação dos propelentes;
- O combustível líquido é altamente inflamável;

- Complexidade do sistema propulsivo;
- Disponibilidade dos componentes.

1.3 Desenvolvimento do trabalho

Este trabalho está dividido em dez capítulos. O primeiro capítulo busca uma revisão sobre os tipos de motores, suas classificações e aplicações.

O segundo capítulo busca explicar os propelentes empregados e suas propriedades, as quais são mostradas em formas de tabelas e equações matemáticas necessárias ao cálculo completo do motor.

O terceiro capítulo traz o dimensionamento da câmara de empuxo, que inclui a obtenção de parâmetros geométricos, o cálculo do sistema de injeção e arrefecimento.

O quarto capítulo envolve a definição conceitual do sistema de controle, que engloba o sistema de controle de razão de mistura e pressão de câmara do motor-teste.

O quinto capítulo é a conclusão do trabalho.

CAPÍTULO 2

PROPELENTES LÍQUIDOS

A escolha do esquema de um motor e seus componentes é governada primordialmente pela sua aplicação, valor do empuxo, dimensões, tempo de funcionamento, simplicidade, confiabilidade, facilidade de manufatura e propelentes. A escolha de propelentes dentre as diversas substâncias químicas deve atender os seguintes critérios:

- Ecológicos;
- Custo;
- Desempenho na forma de impulso específico;
- Toxicidade;
- Risco de explosão ou conseqüências no caso de vazamentos;
- Compatibilidade com os materiais;
- Estocabilidade;
- Peso específico;
- Infra-estrutura necessária.

2.1 Classes de propelentes líquidos

O termo propelente líquido abrange todos os oxidantes líquidos, os combustíveis líquidos, as misturas entre estes e também os compostos simples cujos agentes oxidantes e combustíveis pertencem à mesma molécula. Todavia, outros termos são utilizados para definir algumas classes de propelentes denotando algumas de suas características especiais. Neste contexto, pode-se distinguir:

- ❖ Monopropelentes: mistura homogênea ou heterogênea de substâncias puras combustíveis e oxidantes ou substância pura que contém agentes combustíveis e oxidantes. São normalmente estáveis em condições atmosféricas normais e se decompõe exotermicamente quando aquecidos ou por meio de catálise. A maior parte dos monopropelentes estáveis possui baixo desempenho, razão pela qual são normalmente utilizados como fonte secundária de energia em motores foguete, como, por exemplo, em geradores de gases para turbobombas e em sistemas de controle de atitude e rolamento. Motores monopropelente têm impulso específico menor que os bipropelentes, e fazem uso geralmente da hidrazina ou peróxido de hidrogênio. Têm ainda menor perda quando operado em modo pulsado e o tempo de operação é maior.
- ❖ Bipropelentes: combinação de dois propelentes distintos, um oxidante e um combustível armazenados separadamente e misturados apenas na câmara de combustão. Os motores foguete atuais utilizam quase que exclusivamente os bipropelentes devido ao melhor desempenho em relação aos monopropelentes estáveis. Muitos bipropelentes, chamados hipergólicos, entram em combustão espontânea quando colocados em contato mútuo, o que simplifica o sistema de partida, embora o risco de explosões neste caso seja maior. Os demais bipropelentes, conhecidos por não hipergólicos, necessitam de dispositivos adicionais para dar início à combustão, tais como ignitores pirotécnicos, velas de centelha elétrica, injeção de uma substância que juntamente com o par bipropelente resulta em mistura hipergólica e pequenos geradores de gases

quentes para serem injetados dentro da câmara de combustão juntamente com os propelentes principais.

- ❖ Criogênicos: são fluidos com baixo ponto de ebulição a pressão ambiente, liquefeitos graças ao abaixamento da temperatura. Possuem problemas de armazenamento, exigindo reservatórios com bom isolamento térmico e sistema de ventilação para exaustão dos gases formados. Adicionalmente, apresentam dificuldades de manuseio, pois os equipamentos necessários a este fim são sensíveis à umidade do ar, bastando pequenas quantidades para comprometer o funcionamento de alguns componentes, como válvulas, por exemplo.
- ❖ Estocáveis: ao contrário dos criogênicos, estes propelentes são líquidos em condições ambientes e estáveis em uma larga faixa de temperatura e pressão; são usualmente pouco reativos com os materiais comuns empregados na construção de reservatórios, o que permite que sejam armazenados por longos períodos, uma situação desejável em missões espaciais de longa duração.

Entende-se por razão de mistura, como a proporção entre a massa de oxidante e de combustível verificada em um motor foguete que utiliza bipropelentes, constituindo um parâmetro essencial para o projeto do motor como um todo. Esta quantidade é definida como a razão entre a taxa de massa de oxidante e a taxa de massa de combustível que é injetada na câmara de combustão. A razão de mistura define a temperatura de chama e a composição dos produtos de combustão. Cada bipropelente possui certa razão de mistura que faz com que o motor foguete atinja um máximo desempenho. A esta proporção chamamos de *razão de mistura ótima* e, normalmente, tende a ser ligeiramente mais rica em combustível que a razão de mistura estequiométrica. A razão de mistura ótima não é constante, assumindo valores diferentes de acordo com o parâmetro de desempenho de interesse (temperatura da câmara, impulso específico, velocidade característica, etc.), aproximando-se, em todos os casos, da razão de mistura estequiométrica à medida que a pressão de câmara aumenta. O foguete Saturno II cujo estágio empregava LOX/H₂ variava sua razão de mistura durante o vôo para obter o melhor desempenho. Algumas vezes, em função da necessidade, é mais vantajoso trabalhar com razões de mistura bem distintas da ótima, podendo-se citar como exemplo os casos em que se exigem temperaturas de operação condizentes com os materiais de construção das câmaras de combustão e palhetas de turbinas ou para melhoria da estabilidade da combustão.

2.2 Seleção de propelentes líquidos

É desejável que os propelentes possuam certas características que obviamente, não podem ser encontradas numa única substância. As características mais importantes e desejáveis de um propelente estão listadas abaixo:

- ❖ Alta energia liberada por unidade de massa que permita reduzir a dimensão do motor.

Quanto maior este valor, menor o volume de propelente requerido para completar uma dada missão.

- ❖ Aspectos de ignição e combustão incluem:
 - Facilidade de ignição: simplifica o sistema de partida do motor foguete, especialmente no caso de motores hipergólicos, eliminando completamente a necessidade de dispositivos para iniciar a ignição. No caso dos não hipergólicos, a combinação deve necessitar de baixa

quantidade de energia para iniciar o processo de combustão, de forma que sistemas de baixa potência possam ser usados. Esta característica também engloba o tempo de atraso de ignição, que deve ser pequeno a fim de reduzir o risco de explosões;

- Combustão estável: significa que certos propelentes possuem a capacidade de reagir sem causar grandes flutuações de pressão no interior da câmara de combustão, possibilitando partidas repetidas e imediatas;
 - Para propelentes: i) hipergólicos: baixo atraso de ignição (tempo entre o contato dos componentes e a combustão uniforme que previne a formação de misturas explosivas e facilita a re-partida do motor foguete); ii) não hipergólicos: menor atraso de ignição possível (tempo entre a ignição e a combustão uniforme) e baixa temperatura de ignição.
- ❖ As características de projeto do sistema de alimentação e a injeção de propelentes na câmara exigem as seguintes características:
- Alta massa específica que minimiza o volume e a massa estrutural de tanques;
 - Baixa pressão de vapor: significa que em temperatura ambiente, a pressão necessária para vaporizar o propelente é baixa. Esta característica é especialmente desejável em sistemas alimentados por bomba porque diminui o *NPSH* (coluna líquida de sucção) requerido pelo sistema de bombeamento;
 - Baixo ponto de congelamento: isto permite a operação do motor foguete em condições de baixa temperatura, sem necessidade de sistemas de aquecimento, facilitando o processo de combustão;
 - Baixo coeficiente de tensão superficial: isto permite uma mistura mais efetiva dos propelentes dentro da câmara de combustão;
 - Baixa viscosidade: isto garante boa qualidade de bombeamento e reduz a perda de carga nos dutos e na cabeça de injeção.
- ❖ O arrefecimento da câmara de empuxo exige que um propelente tenha ao menos uma das seguintes características de transferência de calor:
- Alto calor específico;
 - Alta condutibilidade térmica;
 - Alta temperatura crítica ou de decomposição;
 - Alta estabilidade química e térmica: não deterioração e mínima reação dos propelentes com a atmosfera durante longos períodos de armazenamento. Também denota a não formação de resíduos nos canais de arrefecimento da câmara de combustão (*coking*) e compatibilidade com os materiais usados nos dutos, vedações, válvulas e nos tanques do sistema de alimentação, mesmo em altas temperaturas.

Há também uma série de requisitos operacionais e econômicos pertinentes a todos os propelentes líquidos.

- ❖ Requisitos operacionais:
- Alta temperatura de auto-ignição;
 - Alta estabilidade diante de impactos mecânicos;
 - Os propelentes devem apresentar baixa toxicidade ou baixa ameaça à saúde humana.
- ❖ Aspectos econômicos:
- O propelente deve ser de baixo custo de fabricação e obtenção;
 - Disponibilidade.

Considerando a lista de requisitos citada, a seleção de propelentes quase sempre envolve algum tipo de compromisso, pois como fica evidente, nenhuma substância pode apresentar todas as características desejadas.

2.3 Combustíveis candidatos: etanol, metano e propano

Como mostrado na tabela I, os combustíveis candidatos representam cada uma das classes de propelentes. Etanol (álcool etílico) representa a classe de propelente do tipo líquido à temperatura e pressão ambientes (ponto de ebulição superior à temperatura ambiente). Este combustível não deixa depósitos de carbono na parede da câmara, tem boa base tecnológica para desenvolvimento (foi usado nos mísseis V-2 e Redstone e empregado no avião hipersônico X-15), pressão de vapor ligeiramente superior à da MMH, além é claro, de ser um combustível com extensa produção no Brasil. RP-1 (sigla para *Rocket Propellant 1* e usado no primeiro estágio dos foguetes Saturno) não foi considerado por produzir excessivo depósito de carbono livre no processo de combustão além de não possuir boa capacidade de ignição, uma característica importante em sistemas de controle. Propano representa a classe de propelente que é líquida nas condições de pressão e temperatura encontradas no espaço (ponto de ebulição ligeiramente inferior à temperatura ambiente). O candidato final a combustível é o metano, que representa a classe de propelentes do tipo criogênica (ponto de ebulição inferior a -100 °F).

Tabela I – Matriz de combustíveis

<i>Earth storable</i>	<i>Space storable</i>	Criogênicos
RP-1	Propano	Etano
Etanol	Butano	Metano
Heptano	Isobutano	Etileno
Benzeno	Propileno	Ciclopentano

Há essencialmente duas características criticamente importantes e decisivas quando na escolha do combustível e que afetam diretamente o desempenho do veículo espacial. Uma delas é o impulso específico (velocidade de exaustão dos gases dividida pela aceleração da gravidade, dada em segundos), e a massa específica, que determina quanto é possível armazenar nos tanques. Como foi visto anteriormente, outros fatores precisam ser levados em conta, dependendo da aplicação: custo, toxicidade, facilidade de manuseio e utilização como fluido de arrefecimento da câmara. Todavia, impulso específico e massa específica lideram a lista de prioridades.

Metano líquido é barato, disponível em grandes quantidades e possui grande estabilidade térmica – um fator importante no arrefecimento da câmara de combustão. Além disso, tem baixa massa molecular e um impulso específico razoável quando combinado com oxigênio líquido. Metano líquido também pode ser útil em missões planetárias futuras, especialmente em viagens tripuladas ao planeta Marte, onde foi detectada a presença de tal substância. Ele é seis vezes mais denso que hidrogênio líquido e não apresenta as mesmas dificuldades de armazenamento, podendo permanecer longos períodos no espaço.

Propano tem massa molecular superior à do metano e apresenta boas características de manuseio e estocagem. Outro ponto relevante é sua baixa ação corrosiva e grande disponibilidade.

Álcool etílico ou etanol é virtualmente não tóxico e tem ótimas propriedades de transferência de calor, já que a adição de água aumenta substancialmente sua capacidade de arrefecimento, penalizando ligeiramente o impulso específico.

A tabela II mostra uma matriz de decisão. Nesta tem-se graus de 1 a 5, sendo 1 para nível péssimo, 2 para ruim, 3 para regular, 4 para bom e 5 para nível muito bom.

Tabela II – Matriz de decisão

<i>Fator de decisão</i>	Metano (CH₄)	Propano (C₃H₈)	Álcool Etílico (C₂H₅OH)
Estocagem & manuseio	2	3	5
Custo	4	4	5
Toxicidade	4	4	4
Desempenho	5	3	3

Por todas as vantagens que o etanol oferece, este foi escolhido dentre os três outros candidatos, a ser o combustível empregado neste projeto.

2.4 Oxidante selecionado: oxigênio líquido – LOX

Desde os primórdios do desenvolvimento de propelentes líquidos, o oxigênio líquido (LOX) tem sido empregado largamente como o agente oxidante. Embora seu baixíssimo ponto de ebulição imponha dificuldades de manuseio e estocagem, sua alta massa específica o torna atraente em aplicações onde o espaço seja limitado.

O oxigênio foi primeiramente obtido por Scheele em 1771, e, de maneira independente, por Priestley em 1774. O oxigênio é um gás incolor, inodoro, insípido e não inflamável; no entanto, este suporta fortemente a combustão. Em seu estado líquido apresenta um aspecto levemente azulado. Impurezas, como nitrogênio, dióxido de carbono, água, amônia, argônio e hélio, estão presentes no oxigênio líquido. A maneira mais comum e barata de se obter oxigênio é por liquefação do ar. Há essencialmente três etapas envolvidas: (1) purificação do ar usado no processo; (2) liquefação do ar por refrigeração; e (3) destilação fracionada para remoção do nitrogênio e argônio.

Oxigênio líquido não é uma substância tóxica; no entanto, pode provocar queimaduras severas sobre a pele. Não somente o líquido, mas também superfícies metálicas de armazenamento desprovidas de proteção oferecem riscos potenciais. Equipamentos de proteção incluem óculos e luvas de couro.

É impossível manter indefinidamente oxigênio em sua forma líquida à temperatura ambiente, graças à sua baixa temperatura crítica (-182 °C). Acima desta temperatura, mesmo um aumento de pressão não fará o oxigênio liquefazer.

Para reduzir as perdas por evaporação, recipientes isolados termicamente devem ser empregados. Na escolha do material de isolamento, a condutividade térmica, o calor específico e a flamabilidade devem ser considerados. Materiais de isolamento comuns são: lã de rocha, lã de vidro e materiais a base de magnésia. Jaquetas a vácuo são utilizadas para armazenamento de LOX quando se deseja perdas menores por evaporação, ou ainda quando o volume de líquido é grande. Perdas também ocorrem através de dutos, bombas e válvulas do motor foguete. Esta perda pode ser reduzida se o

oxigênio for trazido para temperaturas inferiores ao seu ponto de ebulição, na pressão atmosférica.

O manuseio de LOX oferece alguns problemas e possíveis riscos. Estes são advindos de três fontes: (1) a atividade química do oxigênio líquido; (2) as baixas temperaturas envolvidas; e (3) a mudança de volume resultante da introdução de calor ao líquido. Um dos perigos vem da alta afinidade do oxigênio com certos materiais. Oxigênio líquido é uma substância estável desde que não haja presença de material orgânico contaminante. Desta forma, é imperativo que todos os equipamentos em contato direto com oxigênio estejam limpos. Uma lista de diretrizes para limpeza e manuseio de LOX está disponível nas referências [1] e [2].

Os materiais não-metálicos compatíveis com oxigênio incluem polímeros (inclusive elastômeros), plásticos, compósitos e lubrificantes (principalmente aqueles a base de flúor). Materiais metálicos incluem ligas de cobre e de níquel (Monel), aços inoxidáveis e ligas de alumínio. Cuidado deve ser tomado na seleção de materiais metálicos quanto à possibilidade de fratura frágil e auto-ignição.

2.5 Propriedades físico-químicas do álcool etílico – C₂H₅OH e oxigênio líquido – LOX

As propriedades físico-químicas dos propelentes são importantes para os cálculos termodinâmicos e hidráulicos do motor. Como este trabalho se restringe somente à utilização do par LOX/ Etanol, as propriedades mais relevantes são descritas na tabela III (outras propriedades podem ser encontradas na referência [3]):

Tabela III – Propriedades do par LOX/ Etanol

Fórmula	O ₂	C ₂ H ₅ OH
Massa molecular [kg/kmol]	32	46,068
Ponto de fusão [°C]	-218,9	-114,1
Ponto de ebulição [°C]	-183	78,27
Calor de evaporação [kJ/kg]	213,11	925,52
Capacidade térmica [kJ/kgK]	1,70 (a -183,0 °C)	2,36 (a 15,8 °C)
Massa específica [kg/m ³]	1140,0 (a -183,0 °C)	787,8 (a 22°C)
Viscosidade [cP]	0,190 (a -183,0 °C)	1,332 (a 15 °C)
Calor de formação [kJ/kgK]	295,17 (a -183,0 °C)	-6071,1 (a 25 °C)

2.6 Dados característicos do par LOX/ Etanol

Após se determinar o par de propelentes a ser usado no projeto, uma série de parâmetros importantes deve ser investigada. Com o auxílio do programa computacional CETPC [Gordon, 1976], para o par LOX/ Etanol com pressões de câmara entre 10 e 20 [atm] e razões de mistura (oxidante/combustível) entre 1,56 e 1,04 (0 e 50 % de mistura rica, respectivamente), as seguintes equações se aplicam:

❖ **Temperatura dos gases na câmara, [K]:**

$$I_{sp} = a + \frac{b}{P_c} + c \cdot \ln(\chi) + d \cdot \ln(\chi^2)$$

Sendo:

Variável	Valor
a	2,72E+03
b	-9,82E+02
c	2,18E+03
d	-2,75E+03

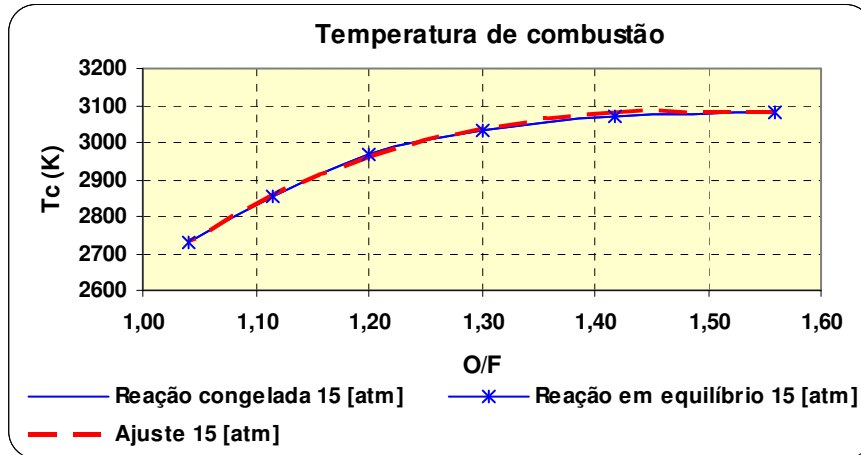


Figura 1: Temperatura de combustão como função da razão de mistura.

- ❖ **Velocidade característica, [m/s]:** A velocidade característica (c^*) é uma medida da qualidade da combustão, ou seja, ela é função das propriedades termodinâmicas do gás.

$$c^* = a + b \cdot \ln(P_c) + c \cdot \chi + d \cdot \chi^2$$

Sendo:

Variável	Valor
a	7,42E+02
b	1,01E+01
c	1,33E+03
d	-5,00E+02

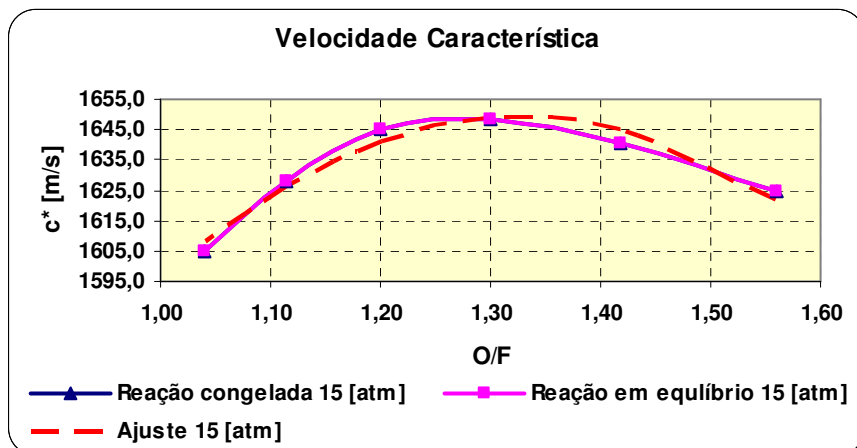


Figura 2: Velocidade característica em função da razão de mistura.

- ❖ **Coefficiente de empuxo, C_f :** O coeficiente de empuxo é uma função gasdinâmica que reflete a contribuição da tubeira no valor do empuxo. Ele é dado por:

$$C_F = \eta \left[\sqrt{2 \frac{\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_c}{P_e} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \right]} + \left(\frac{P_e}{P_c} - \frac{P_a}{P_c} \right) \epsilon_{\text{exp}} \right]$$

Onde $\eta = 0,92$ é o fator de correção para o coeficiente de empuxo, para uma expansão cônica imperfeita de 15° . A razão P_c/P_e de pressões de câmara é calculada com base em uma expansão ótima do bocal para a altitude de operação do motor. Neste trabalho, P_c/P_e vale 16,2.

$$C_f = a + b \cdot \ln(P_c) + \frac{c}{\chi}$$

Onde:

Variável	Valor
a	8,41E-01
b	2,04E-01
c	-3,21E-02

- ❖ **Razão de expansão, ϵ :**

$$\epsilon = (a \cdot P_c^b) \cdot c^\chi$$

Onde:

Variável	Valor
a	4,09E-01
b	6,94E-01
c	1,16E+00

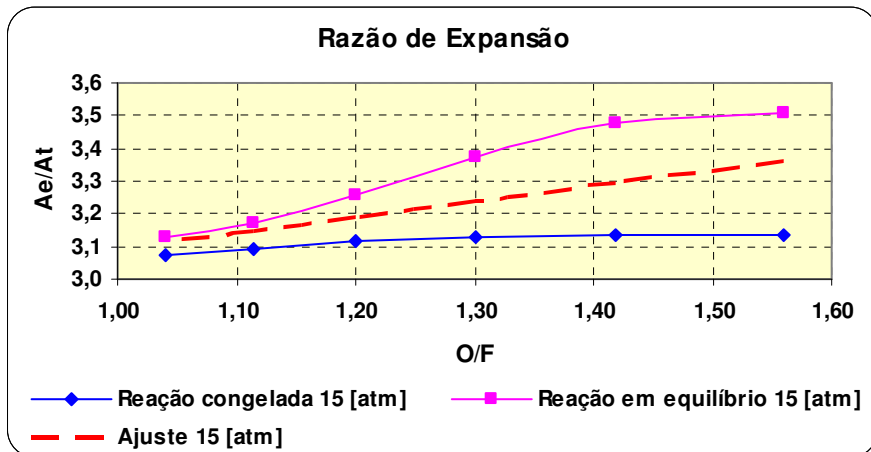


Figura 3: Rãzo de expansão em função da razão de mistura.

- ❖ **Impulso específico, I_{sp} [m/s]:** O impulso específico caracteriza a efetividade do motor foguete. Ele é dado pela razão entre o empuxo e a vazão de propelente. Sua unidade é dada em [m/s], porém, para passar sua unidade para segundos, divide-se o impulso específico pela aceleração da gravidade.

$$I_{sp} = a + b \cdot \ln(P_c) + c \cdot \ln(\chi) + d \cdot \ln(\chi^2)$$

Sendo:

Variável	Valor
a	1,23E+03
b	3,46E+02
c	6,47E+02
d	-1,14E+03

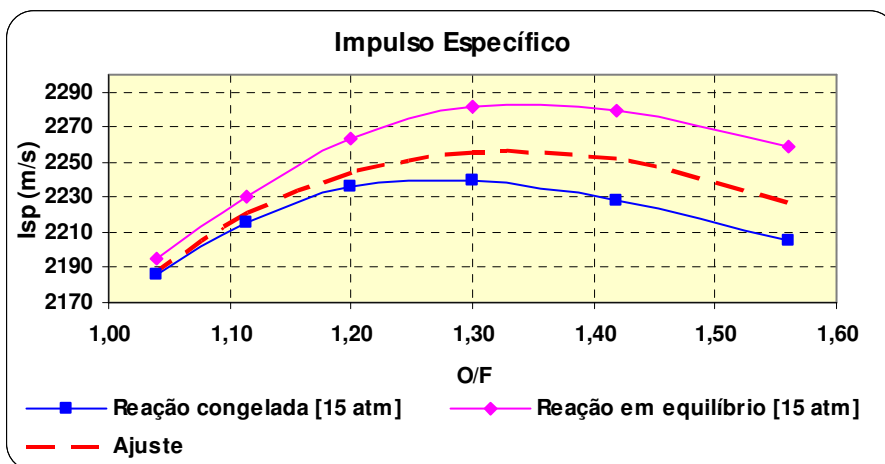


Figura 4: Impulso específico e razão de mistura.

- ❖ **Relação de calores específicos, γ :**

$$\gamma = a + \frac{b}{P_c} + c \cdot \ln(\chi)$$

Sendo:

Variável	Valor
a	1,24E+00
b	-1,71E-01
c	-1,62E-01

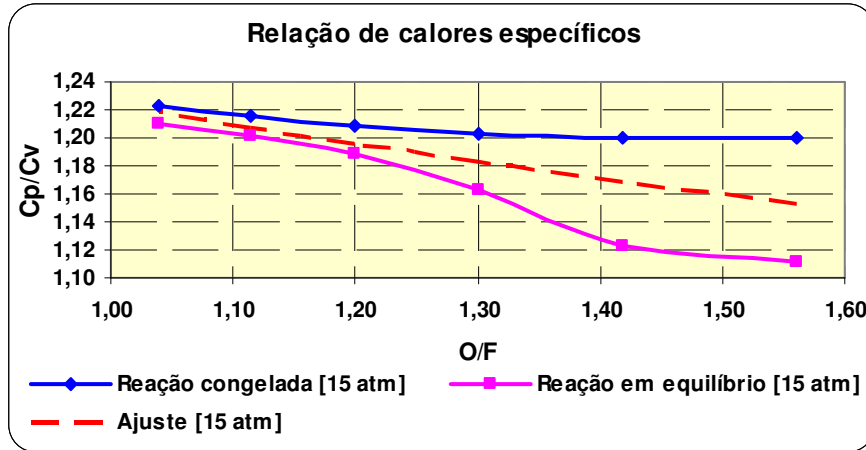


Figura 5: Relação de calores específicos e razão de mistura.

❖ Massa molecular dos gases na saída da tubeira, M:

$$M = a + \frac{b}{P_c} + c \cdot \ln(\chi)$$

Onde:

Variável	Valor
a	2,12E+01
b	-1,67E+00
c	9,30E+00

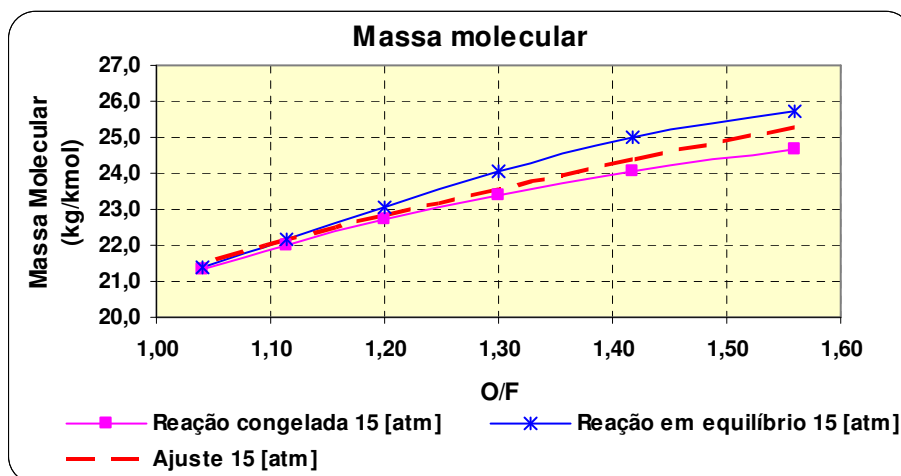


Figura 6: Massa molecular em função da razão de mistura.

CAPÍTULO 3

DIMENSIONAMENTO DA CÂMARA DE EMPUXO

Este capítulo aborda o dimensionamento da câmara de empuxo. Este componente representa o “coração do sistema” e, naturalmente, maior tempo é direcionado à sua concepção. Inicialmente, são obtidos os parâmetros geométricos do motor (área da garganta, comprimento e volume da câmara, área de expansão, etc.). A seguir é feito o cálculo do injetor. A análise térmica e estrutural é realizada levando-se em conta que a câmara de empuxo é arrefecida por água.

3.1 Parâmetros geométricos

A tabela IV mostra as características de operação do motor.

Tabela IV – características primárias do motor.

Oxidante	Oxigênio Líquido
Combustível	Etanol 75%
Empuxo [N]	150
Pressão de combustão [atm]	15
Razão de mistura (em massa)	1,3
Razão de pressões	16,2

Na tabela V são encontrados os parâmetros termoquímicos e de desempenho, obtidos com o programa computacional CEA/ NASA (“Chemical Equilibrium with Applications” originados de NASA RP-1311).

Tabela V – Parâmetros do programa NASA RP 1311*

Razão de expansão ϵ	3,23
Coefficiente de empuxo, C_f	1,37
c^* [m/s]	1649,05
I_{sp} [m/s]	2255,96
Razão de calores específicos	1,18
Massa molecular dos gases [1/n]	23,57
Temperatura de combustão [K]	3037,94

* média entre as reações de equilíbrio e “congelada”.

Outros parâmetros de interesse para cálculo do motor, são dados na tabela VI a seguir:

Tabela VI – Outros parâmetros.

Ângulo de convergência, α_1 [°]	45
Ângulo de expansão, α_2 [°]	15
Comprimento característico, L^*, [m]	1,27

Definidos os dados de entrada, calcula-se inicialmente a área da garganta:

$$A_t = \frac{F}{C_f \cdot P_c \cdot \eta_{c_f}} = \frac{(150[N])}{(0.92) \cdot (1.371) \cdot (15[atm]) \cdot \left(\frac{101325[Pa]}{1[atm]} \right)} = 7.83 \cdot 10^{-5} [m^2] \quad \langle 1 \rangle$$

Onde o fator de correção do coeficiente de empuxo, $\eta_{c_f} = 0.92$.

O diâmetro da garganta é:

$$D_t = \sqrt{4 \cdot \frac{A_t}{\pi}} = \sqrt{4 \cdot \frac{7.83 \cdot 10^{-5} [m^2]}{\pi}} = 9.98 \cdot 10^{-3} [m] \quad \langle 2 \rangle$$

O diâmetro da expansão é obtido conhecendo-se a razão de expansão dada, segundo a equação 3:

$$D_e = \sqrt{\varepsilon} \cdot D_t = \sqrt{3.25} \cdot (9.98 \cdot 10^{-3}) = 17.99 \cdot 10^{-3} [m] \quad \langle 3 \rangle$$

Tendo o comprimento característico do par LOX/ Etanol, pode-se obter o volume da câmara:

$$V_{câmara} = A_t \cdot L^* = (7.83 \cdot 10^{-5} [m^2]) \cdot (1.27 [m]) = 9.94 \cdot 10^{-5} [m^3] \quad \langle 4 \rangle$$

O diâmetro da câmara é calculado através da razão de contração. Este parâmetro foi baseado em dados históricos, segundo a equação 5 (ver figura X):

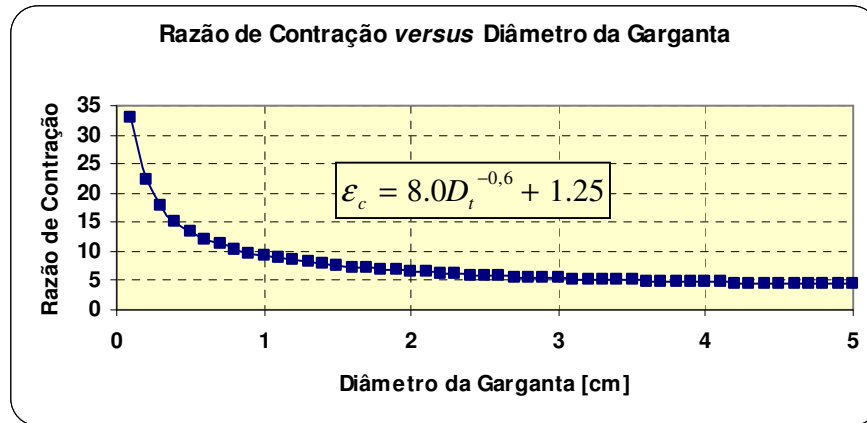


Figura 7: Relação entre a razão de expansão e o diâmetro da garganta.

$$\varepsilon_c = 8.0 \cdot D_t^{-0.6} + 1.25 = 8.0 \cdot (0.998 [cm])^{-0.6} + 1.25 = 9.26 \quad \langle 5 \rangle$$

Onde o diâmetro da garganta deve estar em centímetros. O diâmetro da câmara será:

$$D_c = \sqrt{\varepsilon_c} \cdot D_t = \sqrt{9.26} \cdot (9.98 \cdot 10^{-3} [m]) = 0.0304 [m] \quad \langle 6 \rangle$$

O comprimento da região de contração é definido por:

$$L_{contração} = \frac{R_t \cdot (\sqrt{\varepsilon_c - 1}) + R_1 \cdot [\sec(\alpha_1) - 1]}{\text{tg}(\alpha_1)} \quad \langle 7 \rangle$$

Com $R_1 = 1.5 \cdot R_t = 1.5 \cdot \frac{9.98 \cdot 10^{-3} [m]}{2} = 7.49 \cdot 10^{-3} [m]$, como usualmente é feito, tem-se:

$$L_{contração} = \frac{\left(\frac{9.98 \cdot 10^{-3}}{2} [m] \right) \cdot (\sqrt{9.26-1}) + (7.49 \cdot 10^{-3} [m]) \cdot [\sec(45^\circ) - 1]}{\operatorname{tg}(45^\circ)} = 1.33 \cdot 10^{-2} [m]$$

O volume da região de convergência (contração) é dado por:

$$V_{contração} = \frac{\pi}{3} \cdot L_{contração} \cdot \left[\left(\frac{D_c}{2} \right)^2 + \frac{D_c}{2} \cdot R_t + R_t^2 \right] \Rightarrow$$

$$\Rightarrow V_{contração} = \frac{\pi}{3} \cdot (1.33 \cdot 10^{-2} [m]) \cdot \left[\left(\frac{0.0304 [m]}{2} \right)^2 + \frac{0.0304 [m]}{2} + \left(\frac{0.0304 [m]}{2} \right)^2 \right] = 4.62 \cdot 10^{-6} [m^3] \quad \langle 8 \rangle$$

O volume da parte cilíndrica será, portanto:

$$V_{cilindro} = V_{câmara} - V_{contração} = 9.94 \cdot 10^{-5} [m^3] - 4.62 \cdot 10^{-6} [m^3] = 9.48 \cdot 10^{-5} [m^3] \quad \langle 9 \rangle$$

Desta forma, o comprimento da região cilíndrica da câmara de empuxo será:

$$L_{cilindro} = \frac{V_{cilindro}}{\varepsilon_c \cdot A_t} = \frac{9.48 \cdot 10^{-5} [m^3]}{(9.26) \cdot (7.83 \cdot 10^{-5} [m^2])} = 0.131 [m] \quad \langle 10 \rangle$$

Muitas vezes é interessante conhecer a distância da face do injetor à câmara:

$$L_{it} = L_{cilindro} + L_{contração} = 0.131 [m] + 0.0133 [m] = 0.144 [m] \quad \langle 11 \rangle$$

O comprimento da região divergente da tubeira é definido por:

$$L_{expansão} = \frac{R_t \cdot (\sqrt{\varepsilon - 1}) + R_2 \cdot [\sec(\alpha_2) - 1]}{\operatorname{tg}(\alpha_2)} \quad \langle 12 \rangle$$

Novamente $R_2 = 1.5 \cdot R_t = 1.5 \cdot \frac{9.98 \cdot 10^{-3} [m]}{2} = 7.49 \cdot 10^{-3} [m]$ e então, com $\alpha_2 = 15^\circ$, e analogamente ao cálculo do comprimento da contração (equação 7), resulta:

$$L_{expansão} = 0.0159 [m]$$

A tabela VII a seguir sumariza os dados obtidos no dimensionamento e a figura 8 mostra o desenho preliminar da câmara.

Tabela VII – Sumário do dimensionamento.

Razão de contração	9,26
Diâmetro da garganta [mm]	9,98
Diâmetro da câmara [mm]	30,4
Ângulo de convergência [°]	45
Ângulo de expansão [°]	15
Diâmetro da expansão [mm]	17,99
Volume da câmara [mm³]	99441,0
Comprimento da região cilíndrica [mm]	130,8
Comprimento da contração [mm]	13,3
Comprimento da expansão [mm]	15,94

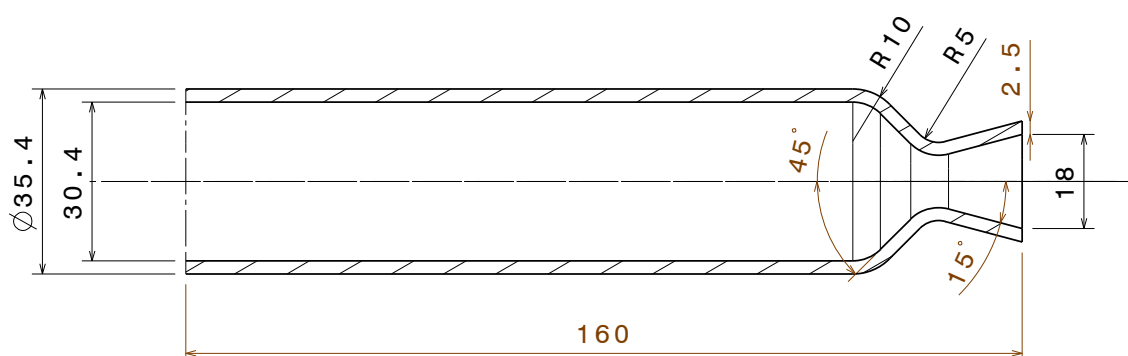


Figura 8: Desenho preliminar da câmara de empuxo.

3.2 Cálculo do sistema de injeção

O injetor em um motor foguete líquido, tem papel semelhante ao de um carburador em um motor de combustão interna. O injetor escolhido é o do tipo “jato colidente triplo” com oxigênio sendo injetado pelos orifícios laterais ou externos, e etanol sendo injetado pelo orifício central. Este injetor possui bom desempenho e facilidade de fabricação. O ângulo de colisão dos jatos é de 60°. O dimensionamento deste componente se inicia pelo cálculo da vazão total de propelentes (quantidade de matéria) que resulta no empuxo especificado:

$$\dot{m}_{total} = \frac{P_c \cdot A_t}{c^* \cdot \eta_{c^*}} = \frac{\left(15[atm] \cdot \frac{101325[Pa]}{1[atm]}\right) \cdot (7.83 \cdot 10^{-5} [m^2])}{(0.87) \cdot (1648.70[m/s])} = 0.083 [kg/s] \quad \langle 13 \rangle$$

Sendo o fator de correção da velocidade característica, $\eta_{c^*} = 0.87$. A razão de mistura nominal do projeto possibilita encontrar as vazões individuais de oxigênio líquido e etanol:

$$m_{LOX} = \frac{\dot{m}_{total}}{(1 + \Phi)} = \frac{0.083 [kg/s]}{\left(1 + 0.769 \left[\frac{kg_{combustível}}{kg_{oxidante}}\right]\right)} = 0.047 [kg/s]$$

Levando-se em conta que $\Phi = \frac{1}{\chi} = \frac{1}{1.30} = 0.769$. A vazão de etanol será, portanto,

$$m_{C_2H_5OH} = \frac{\Phi \cdot (\dot{m}_{total})}{(1 + \Phi)} = \frac{\left(0.769 \left[\frac{kg_{combustível}}{kg_{oxidante}} \right] \right) \cdot (0.083 [kg/s])}{\left(1 + 0.769 \left[\frac{kg_{combustível}}{kg_{oxidante}} \right] \right)} = 0.036 [kg/s]$$

Neste ponto, algumas considerações devem ser feitas. O coeficiente de descarga e a perda de carga na cabeça de injeção são determinados efetivamente através de ensaio hidráulico do injetor. Como primeira estimativa, a perda de carga nos orifícios será tomada como 20% da pressão de combustão. Os coeficientes de descarga terão valores iguais a 0.8 para oxigênio líquido e etanol. As áreas totais dos orifícios de injeção são determinadas como segue:

$$\sum A_{oxidante} = \frac{m_{oxidante}}{g} \cdot \frac{1}{Cd_{oxidante} \sqrt{2 \cdot \rho_{oxidante} \cdot \Delta p_{oxidante}}} \quad \langle 14 \rangle$$

$$\sum A_{combustível} = \frac{m_{combustível}}{g} \cdot \frac{1}{Cd_{combustível} \sqrt{2 \cdot \rho_{combustível} \cdot \Delta p_{combustível}}} \quad \langle 15 \rangle$$

Com as massas específicas obtidas da tabela III. Logo,

$$\begin{aligned} \sum A_{oxidante} &= \frac{m_{oxidante}}{g} \cdot \frac{1}{Cd_{oxidante} \sqrt{2 \cdot \rho_{oxidante} \cdot \Delta p_{oxidante}}} \Rightarrow \\ &\Rightarrow \frac{(0.047 [kg/s])}{9.81 [m/s^2]} \cdot \frac{1}{(0.8) \cdot \sqrt{2 \cdot (1140 [kg/m^3]) \cdot (3.02 \cdot 10^5 [Pa])}} = 2.27 \cdot 10^{-7} [m^2] \end{aligned}$$

Analogamente para o etanol, agora com $\rho_{C_2H_5OH} (22^\circ C) = 787.8 [kg/m^3]$, tem-se:

$$\sum A_{combustível} = 2.10 \cdot 10^{-7} [m^2]$$

Serão utilizados dois orifícios para a injeção de LOX:

$$A_{LOX}^1 = \frac{0.227 [mm^2]}{2} = 0.114 [mm^2]$$

O diâmetro de um orifício de LOX será, portanto,

$$d_{LOX}^1 = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot A_{LOX}^1} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot 0.114 [mm^2]} = 0.38 [mm]$$

Da mesma forma, usando apenas um orifício para a injeção de etanol,

$$A_{e_{tan\,ol}}^1 = 0.210[mm^2]$$

$$\therefore d_{e_{tan\,ol}}^1 = 0.52[mm]$$

A tabela VIII mostra o sumário do dimensionamento da cabeça de injeção.

Tabela VIII – Dados gerais do injetor.

	Oxigênio líquido, LOX	Etanol, C ₂ H ₅ OH
Vazão [kg/s]	0,047	0,036
Perda de carga [atm]	3	3
Número de orifícios	2	1
Área total de injeção [mm ²]	0,227	0,210
Diâmetro dos orifícios [mm]	0,38	0,52

3.3 Cálculo térmico: projeto do sistema de arrefecimento da câmara de empuxo

O problema de arrefecimento da câmara de empuxo se resume em determinar a velocidade do fluido que circula pela jaqueta e que é suficiente para manter a temperatura da parede interna da câmara em uma faixa aceitável. Esta temperatura é função do material de construção da câmara, porém neste projeto ela deve ser de 350°C. As propriedades do fluido que arrefece a câmara (massa específica, viscosidade, calor específico, etc.) mudam constantemente em função da pressão e temperatura, que por sua vez varia com a adição de calor. Graças a esta condição, o projeto tem caráter iterativo, devendo satisfazer o critério de projeto no primeiro incremento da câmara, e assim, com novas propriedades obtidas, atender o critério em incrementos subsequentes. A tabela IX mostra as hipóteses de projeto:

Tabela IX – Características do sistema de arrefecimento.

Propelentes	oxigênio líquido e etanol
Razão de mistura	1,30
Pressão de combustão, [atm]	15
Fluido de arrefecimento	água
Pressão da água, [bar]	45
Vazão de água, [kg/s]	0,036
Espessura da parede, [mm]	2,5
Número de canais	20

O procedimento de cálculo inicia ao se estabelecer o fluxo de calor gerado na combustão, como função do comprimento da câmara. O fluxo de calor local para as paredes da câmara pode ser calculado por:

$$\ddot{q}_{gás} = \ddot{q}_{convecção} + \ddot{q}_{radiação} \quad (16)$$

Onde $\ddot{q}_{convecção}$ é o fluxo de calor convectivo e $\ddot{q}_{radiação}$ é o fluxo de calor radiativo. O fluxo de calor convectivo pode ser calculado pela expressão:

$$\dot{q}_{convecção} = h_g \cdot (T_{aw} - T_{wg}) \quad \langle 17 \rangle$$

Para um motor foguete utilizando etanol e oxigênio líquido, com pressão de câmara de 20 [kgf/cm²] e empuxo de 500 [kgf], Greenfield desenvolveu a seguinte correlação:

$$Nu = 0.024 \cdot Re^{0.8} \cdot Pr \quad \langle 18 \rangle$$

Expandindo a equação 18, tem-se:

$$h_g = 0.029 \cdot \frac{K_{gás}}{D^{1.8}} \cdot \left(\frac{\dot{m}_{total}}{\mu_{gás}} \right)^{0.8} \cdot Pr \quad \langle 19 \rangle$$

A temperatura de parede adiabática T_{aw} foi tomada como 0.91 da temperatura do gás de combustão. A temperatura de parede T_{wg} foi estipulada *a priori* em 350°C. A figura X ilustra o contorno da câmara. A figura X mostra a variação do fluxo de calor ao longo do comprimento. Fica evidente que a região crítica se situa na garganta.

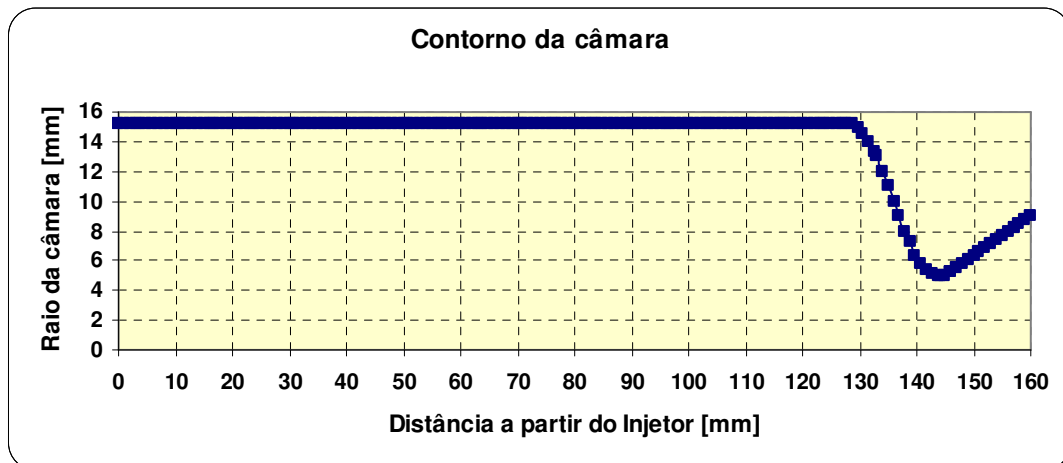


Figura 9: Contorno da câmara.

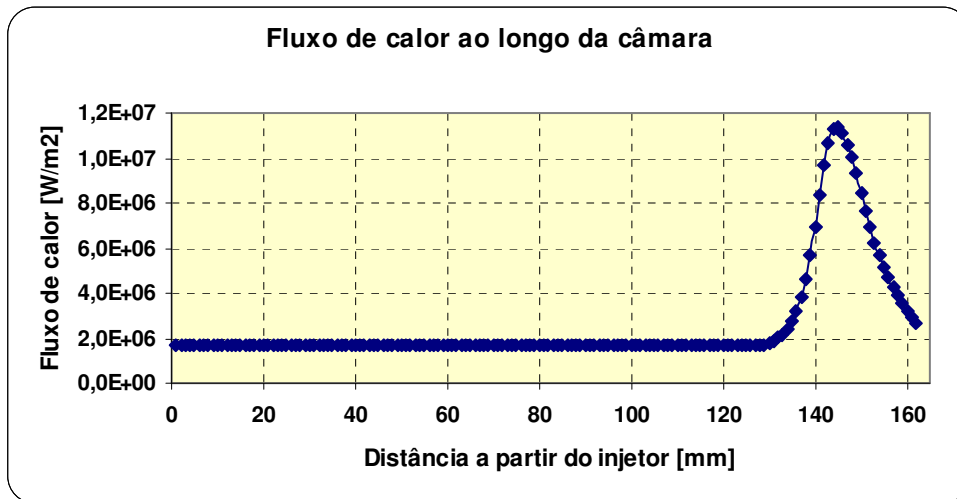


Figura 10: Fluxo de calor ao longo da câmara.

O fluxo radiante pode ser calculado, considerando-se apenas as contribuições das partículas de H_2O e CO_2 , segundo as expressões abaixo:

$$\ddot{q}_{CO_2} = 3.5 \cdot \sqrt[3]{P_{CO_2} \cdot L_e} \cdot \left[\left(\frac{T_{gás}}{100} \right)^{3.5} - \left(\frac{T_{wg}}{100} \right)^{3.5} \right] \quad [kcal/m^2 \cdot h] \quad \langle 20 \rangle$$

$$\ddot{q}_{H_2O} = 3.5 \cdot P_{H_2O}^{0.8} \cdot L_e^{0.6} \cdot \left[\left(\frac{T_{gás}}{100} \right)^3 - \left(\frac{T_{gás}}{100} \right)^3 \right] \quad [kcal/m^2 \cdot h] \quad \langle 21 \rangle$$

O fluxo total será dado por:

$$\ddot{q}_{radiação} = \ddot{q}_{CO_2} + \ddot{q}_{H_2O} \quad \langle 22 \rangle$$

A figura 10 mostra a variação do fluxo radiante ao longo da câmara. O efeito é mais acentuado na região cilíndrica e decresce a partir da zona convergente.

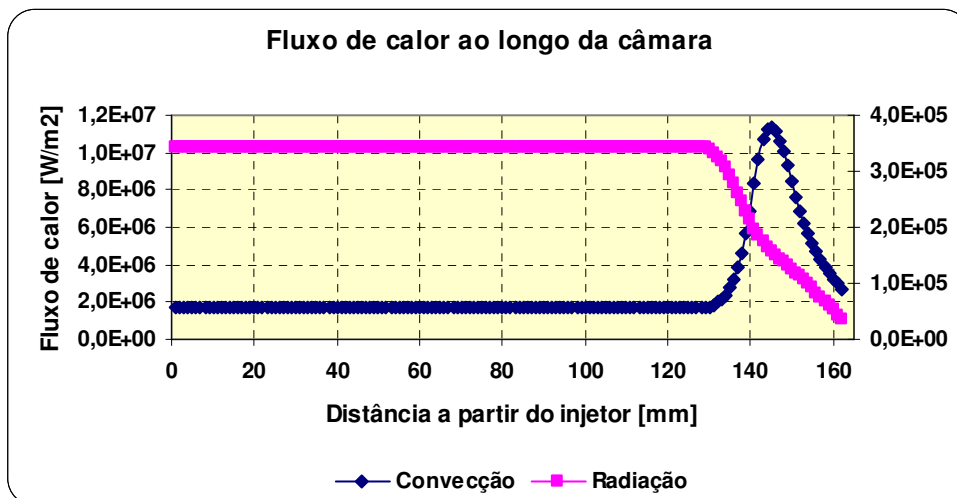


Figura 11: Fluxos de convecção e radiação.

A transferência de calor através das paredes da câmara ocorre por condução. Considerando-se regime unidimensional, a taxa de transferência de calor através de uma parede cilíndrica pode ser dada por:

$$q_{\text{condução}} = \frac{\ln(r_{e,\text{câmara}}/r_{i,\text{câmara}})}{2 \cdot \pi \cdot \Delta x \cdot K_{\text{material}}} \quad \langle 23 \rangle$$

O material escolhido para construção da câmara é uma liga de cobre de alta condutividade, chamada OHFC (sigla em inglês para “oxidizer free high-conductivity copper”). Este material tem para as condições de operação, uma condutibilidade térmica de 370 [W/mK].

A transferência de calor do lado do líquido é um fenômeno de convecção forçada em dutos. A equação, em regime unidimensional, que descreve o fluxo de calor é semelhante à equação 17. No entanto, para escoamento de água em tubos, outra correlação será usada para determinação do coeficiente de película. Esta correlação é:

$$Nu = 0.027 \cdot Re^{0.8} \cdot Pr^{0.33} \cdot \frac{\mu}{\mu_{\text{parede}}} \quad \langle 24 \rangle$$

Para cálculo do diâmetro hidráulico local dos canais, é necessário dividir a câmara em pequenos trechos (estações). O código computacional utilizado no processo iterativo, está presente no apêndice A. A figura 11 a seguir mostra a distribuição dos parâmetros dos canais, quais sejam: a altura do canal, sua largura e o diâmetro hidráulico.

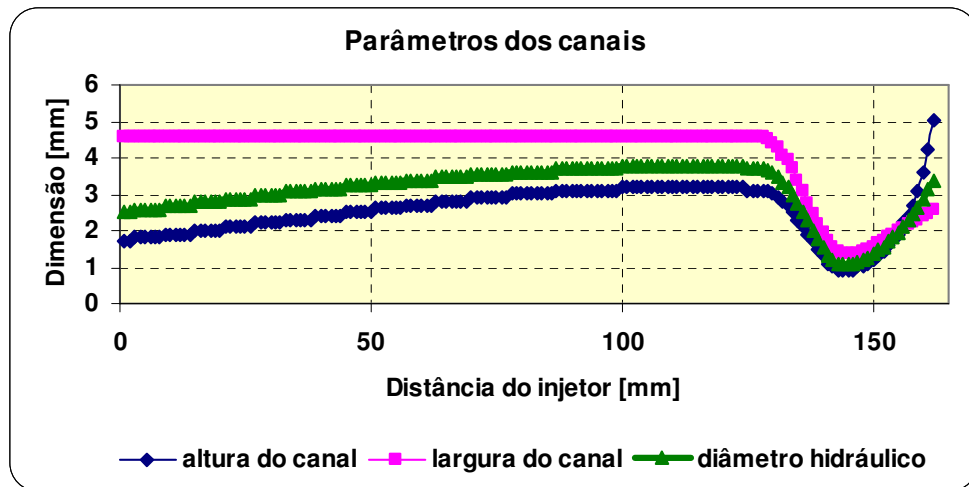


Figura 12: Parâmetros dos canais.

A velocidade do escoamento aumenta na região de maior carga térmica, de modo a manter a temperatura especificada. Ver figura 12:

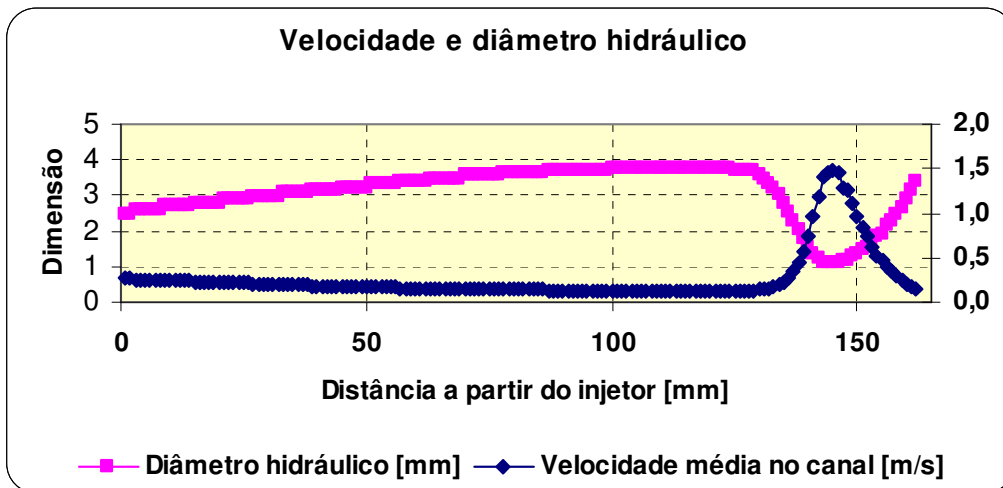


Figura 13: Velocidade e diâmetro hidráulico ao longo da câmara.

No apêndice A está contido o código computacional utilizado realizar o processo iterativo de cálculo dos canais.

CAPÍTULO 4

PROJETO CONCEITUAL DO SISTEMA DE CONTROLE

Com o intuito de aumentar a segurança e confiabilidade dos testes do motor foguete, um sistema de controle da pressão de câmara e da razão de mistura se torna imperativo. Além disso, um sistema de controle bem definido permite avaliar de maneira mais adequada a controlabilidade do motor e do par bipropelente. Válvulas de fechamento rápido e medidores de vazão contribuem ainda mais para a operação bem sucedida do motor e seus componentes. O controle da pressão de combustão e da razão de mistura foram os requisitos neste trabalho, embora o controle do empuxo se realize de maneira semelhante.

O sistema de controle básico proposto está representado na figura 14.

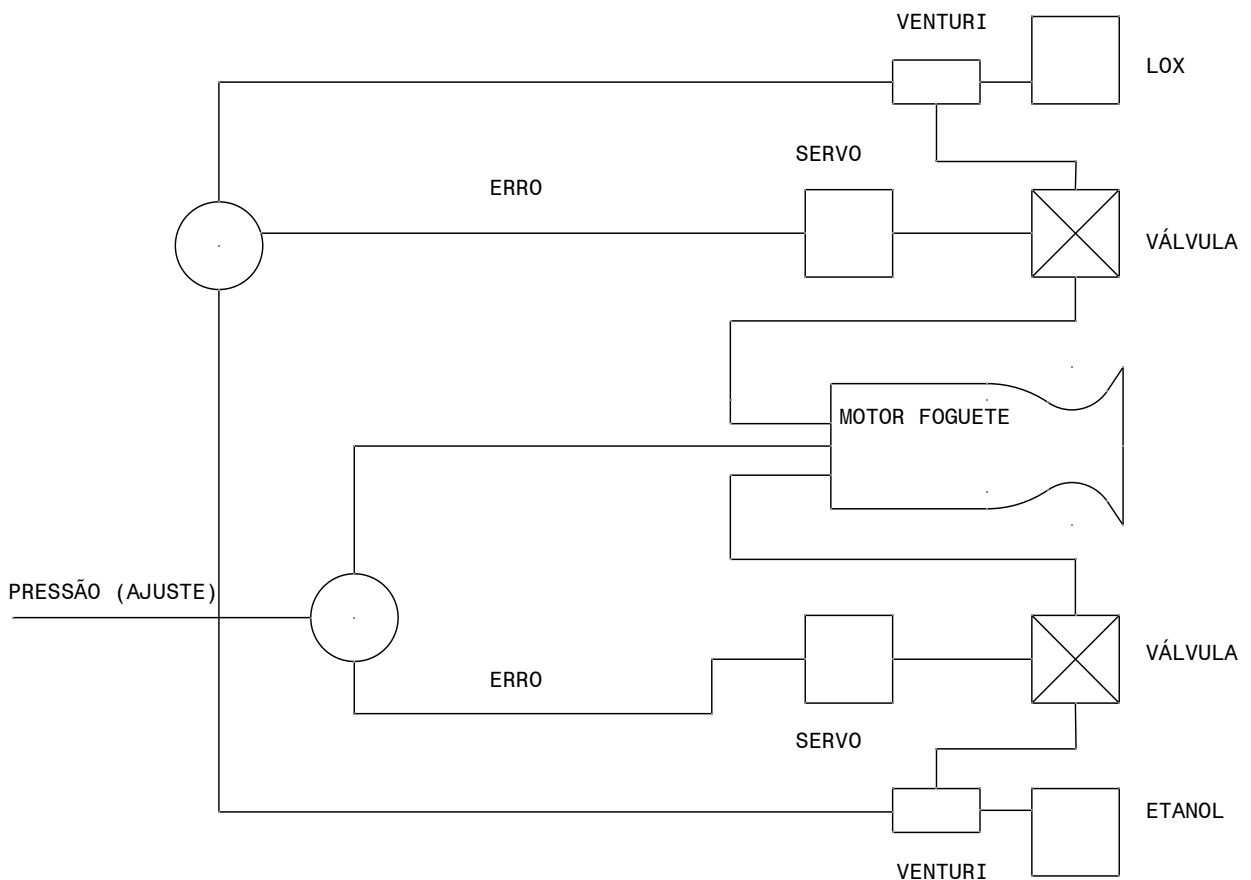


Figura 14: Esquema básico do sistema de controle.

Controle da razão de mistura pode ser obtido alimentando-se ambos os externos do potenciômetro a desviando o erro resultante para a válvula de controle. O movimento da válvula de controle permite variar a vazão de oxidante até que o erro seja nulo. O valor desejado da razão de mistura pode ser ajustado no ramo direito, correspondente a válvula de controle.

O controle da pressão de combustão pode ser obtido comparando-se o sinal instantâneo com o valor desejado. Desta forma, um erro é introduzido e a válvula de controle de vazão de combustível entra em ação. O movimento resultante altera também a vazão de oxidante, e, até que o erro obtido seja nulo, a ação de controle deve persistir.

Também é possível obter controle da pressão variando-se a vazão de oxidante e a razão de mistura pela variação da vazão de combustível. No entanto, o método mostrado foi escolhido porque permite atender alguns requisitos de segurança. Especificamente, este método garante que não haja vazão de oxidante a menos que haja combustível na linha e em direção a câmara. Para manter a temperatura da câmara em níveis aceitáveis, a razão de mistura deve permanecer abaixo da razão estequiométrica (ver capítulo 2, figura 1), ou melhor, em condição de mistura “rica”. O método escolhido, exige, portanto, que o tempo de resposta da malha do lado do combustível seja inferior ao máximo tempo de resposta da malha de oxidante. Esta técnica assegura que as variações de estado transiente nunca ultrapassem a razão de mistura estequiométrica.

CAPÍTULO 5

CONCLUSÃO

O projeto de um motor foguete líquido empregando propelentes não-tóxicos é apresentado como alternativa para os futuros sistemas de transporte espacial. Dada a complexidade inerente deste tipo de proposta, o trabalho foi dividido em Fase I – Seleção de Propelentes e Projeto da Câmara de Empuxo e Fase II – Projeto do Sistema de Controle. O projeto foi voltado para aplicações/ missões de ajuste de órbita, auxílio no pouso de espaçonaves, rendez-vous, manobras de reentrada, entre outras. A seleção de propelentes levou em conta fatores como custo, toxicidade e facilidade de obtenção. Grande parte do projeto foi direcionada para o dimensionamento da câmara de empuxo, já que este é certamente o componente mais importante do sistema. Dificuldades em obter o diâmetro hidráulico necessário para o escoamento do fluido de arrefecimento surgiram como consequência do pequeno tamanho da câmara. Este problema foi contornado empregando-se um revestimento cerâmico (óxido de zircônio) do lado da chama, reduzindo, assim, o fluxo de transferência de calor para a água. Um sistema de controle preliminar foi concebido, tendo em vista a operação segura do motor durante os ensaios em bancada. O desenvolvimento qualitativo e quantitativo deste sistema deve ser o objeto de trabalhos futuros.

APÊNDICE A

CÓDIGO COMPUTACIONAL PARA CÁLCULO DO DIÂMETRO HIDRÁULICO DOS CANAIS

'Dimensionamento dos canais *** Brunno Barreto Vasques Jan. 2008 ***

Sub Canais()

Dim i, n As Integer

Dim Nu, Re, Pr, K, c, mi, mir, h, m, Convecl, Convecbo, Twbo, qbo, p, slope As Single

Dim Pi, e, A, AR, B, dh, d, Dwl, U, effa, Fator, tfin, Y, S, f, g As Single

Pi = 3.1415926535898

e = 2.718281828

n = 162 ' Número de estações

For i = 1 To 162

g = 9.81 ' Aceleração da gravidade

p = Cells(10, 2) * 14.5 ' Pressão da água

Pr = Cells(13 + i, 19) ' Número de Prandtl

K = Cells(13 + i, 20) ' Condutividade do fluido

mi = Cells(13 + i, 21) ' Viscosidade dinâmica

mir = Cells(13 + i, 23) ' Razão de viscosidades

Dwl = Cells(13 + i, 3) ' Diâmetro externo (lado do líquido)

tfin = Cells(5, 2) / 1000 ' Espessura da aleta

Y = Cells(6, 2) ' Número de Canais

d = Cells(13 + i, 34) / 1000 ' Largura do Canal

h = 0.00001 ' Altura inicial

Do

A = d * h ' Área da secção do canal

AR = h / d ' Razão de aspecto

U = 2 * d + 2 * h ' Perímetro hidráulico

dh = 4 * A / U ' Diâmetro hidráulico

m = Cells(9, 2) / Y ' Vazão em cada canal

c = m / (A * Cells(13 + i, 18)) ' Velocidade média nos canais

Re = c * dh * Cells(13 + i, 18) / mi ' Número de Reynolds

Nu = 0.027 * Re ^ 0.8 * Pr ^ 0.33 * (mir) ^ 0.14 ' Número de Nusselt

Convecl = Nu * K / dh ' Coeficiente de película (lado do líquido)

B = Cells(14, 32) * (Convecl) ^ 0.5 ' Termo para cálculo da eficiência da aleta

effa = (((e ^ (B * h) - e ^ (-B * h)) / (e ^ (B * h) + e ^ (-B * h)))) / (B * h) ' Aleta

Fator = (Pi * Cells(13 + i, 3) - Y * tfin + 2 * Y * h * effa) / (Pi * Cells(13 + i, 2))

h = h - 0.000001

Loop Until Convecl * (Cells(13 + i, 16) - Cells(13 + i, 15)) * Fator >= Cells(13 + i, 29)

```

Do
A = d * h
AR = h / d
U = 2 * d + 2 * h
dh = 4 * A / U
m = Cells(9, 2) / Y
c = m / (A * Cells(13 + i, 18))
Re = c * dh * Cells(13 + i, 18) / mi
Nu = 0.027 * Re ^ 0.8 * Pr ^ 0.33 * (mir) ^ 0.14
Convecl = Nu * K / dh
B = Cells(14, 32) * (Convecl) ^ 0.5
effa = (((e ^ (B * h) - e ^ (-B * h)) / (e ^ (B * h) + e ^ (-B * h)))) / (B * h)
Fator = (Pi * Cells(13 + i, 3) - Y * tfin + 2 * Y * h * effa) / (Pi * Cells(13 + i, 2))
h = h + 0.0001

```

Loop Until Convecl * (Cells(13 + i, 16) - Cells(13 + i, 15)) * Fator <= Cells(13 + i, 29)

*** Cálculo do fluxo de calor crítico para a água ***

```

Twbo = 57 * Cells(178, 2) - 54 * (p / (p + 15)) - 0.25 * c / 0.3048
If dh < 0.03048 Then
    slope = 86.4 / ((dh / 0.3048) ^ 0.6)
ElseIf dh >= 0.03048 Then
    slope = 162 + (18 / (dh / 0.3048))
End If
Convecho = 19.602 * (dh / (dh + Dwl)) + slope * c / 0.3048
qbo = Convecho * (Twbo - (Cells(13 + i, 15) - 273.15)) ' Fluxo de calor crítico

```

*** Cálculo da perda de carga nos canais ***

```

S = 0.0000015 ' Rugosidade média da superfície
f = 0.0055 * (1 + (2 * 10 ^ 4 * (S / dh) + 10 ^ 6 / Re) ^ (1 / 3)) ' Fator de atrito
DP = 0.5 * f * Cells(13 + i, 4) * Cells(13 + i, 18) * c ^ 2 / (dh * g) ' Perda de carga
por estação

```

```

A = d * h
AR = h / d
U = 2 * d + 2 * h
dh = 4 * A / U
c = m / (A * Cells(13 + i, 18))
Re = c * dh * Cells(13 + i, 18) / mi
Nu = 0.027 * Re ^ 0.8 * Pr ^ 0.33 * (mir) ^ 0.14
Convecl = Nu * K / dh
B = Cells(14, 32) * (Convecl) ^ 0.5
effa = (((e ^ (B * h) - e ^ (-B * h)) / (e ^ (B * h) + e ^ (-B * h)))) / (B * h)
Fator = (Pi * Cells(13 + i, 3) - Y * tfin + 2 * Y * h * effa) / (Pi * Cells(13 + i, 2))

```

Cells(13 + i, 7) = h * 1000

Cells(13 + i, 24) = Re


```
Cells(13 + i, 25) = A * 10 ^ 6
Cells(13 + i, 26) = dh * 1000
Cells(13 + i, 27) = c
Cells(13 + i, 28) = Convecl
Cells(13 + i, 8) = B
Cells(13 + i, 11) = effa * 100
Cells(13 + i, 31) = Fator
Cells(13 + i, 35) = AR
Cells(13 + i, 36) = qbo * 3.154
Cells(13 + i, 38) = DP
```

```
Next i
End Sub
```

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] HUMBLE, R., “Space Propulsion Analysis and Design”, McGraw-Hill, 1995;
- [2] BARRÈRE, M., “Rocket Propulsion”, Elsevier, 1960;
- [3] KIT, E., “Rocket Propellant Handbook”, Mcmillan, 1963;
- [4] OTTO, E., “Control of Combustion Chamber Pressure and Oxidant-Fuel Ratio for a Regeneratively cooled Hydrogen-Fluorine Rocket Engine”, Lewis Research Center, 1959.