

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

**MOTOR DE ACELERAÇÃO UTILIZANDO
PROPELENTE PASTOSO PARA VEÍCULOS
LANÇADORES, SATÉLITES E APARATOS ESPACIAIS.**

RODRIGO CAMARGO GOMES

ORIENTADOR: CARLOS ALBERTO GURGEL VERAS

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM CIÊNCIAS MECÂNICAS

PUBLICAÇÃO: ENM.DM-193A/2013

BRASÍLIA/DF: JUNHO – 2013

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**MOTOR DE ACELERAÇÃO UTILIZANDO PROPELENTE
PASTOSO PARA VEÍCULOS LANÇADORES, SATÉLITES E
APARATOS ESPACIAIS.**

RODRIGO CAMARGO GOMES

**DISSERTAÇÃO SUBMETIDA AO DEPARTAMENTO DE
ENGENHARIA MECÂNICA DA FACULDADE DE TECNOLOGIA
DA UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA COMO PARTE DOS
REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU
DE MESTRE EM CIÊNCIAS MECÂNICAS.**

APROVADA POR:

**Prof. Dr. Carlos Alberto Gurgel Veras (ENM-UnB)
(Orientador)**

**Prof. Dr Mário Benjamim Siqueira (ENM-UnB)
(Examinador Interno)**

**Dr. Renato Félix Nunes (IAE)
(Examinador Externo)**

BRASÍLIA/DF, 07 DE JUNHO DE 2013

FICHA CATALOGRÁFICA

GOMES, RODRIGO CAMARGO

Motor de Aceleração Utilizando Propelente Pastoso para Veículos Lançadores, Satélites e Aparatos Espaciais. [Distrito Federal] 2013.

xiv, 101p., 210 x 297 mm (ENM/FT/UnB, Mestre, Ciências Mecânicas, 2013).

Dissertação de Mestrado – Universidade de Brasília. Faculdade de Tecnologia.

Departamento de Engenharia Mecânica.

1.Introdução

2.Estado da Arte

3.Metodologia

4.Conclusões e Sugestões

I.Apêndices

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

GOMES., R. C. (2013). Motor de Aceleração Utilizando Propelente Pastoso para Veículos Lançadores, Satélites e Aparatos Espaciais. Dissertação de Mestrado em Ciências Mecânicas, Publicação ENM.DM-193A/2013, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 115p.

CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Rodrigo Camargo Gomes

TÍTULO: Motor de Aceleração Utilizando Propelente Pastoso para Veículos Lançadores, Satélites e Aparatos Espaciais.

GRAU: Mestre

ANO: 2013

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias desta dissertação de mestrado e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte dessa dissertação de mestrado pode ser reproduzida sem autorização por escrito do autor.

Rodrigo Camargo Gomes

SMPW Quadra 12 Conjunto 01 Lote 07 Casa G.

71.741-201 Brasília – DF – Brasil.

AGRADECIMENTOS

São muitos os agradecimentos aos que tornaram possível a conclusão desta dissertação. Em primeiro lugar agradeço a Deus, por me dar saúde e por colocar tantas pessoas boas em meu caminho.

Agradeço a minha família por ter me apoiado sempre em minhas escolhas, inclusive nesta empreitada que me levou à Ucrânia por 9 meses. Agradeço também a minha querida Ligia, por ter superado junto comigo todas as dificuldades que a distância impõe a um relacionamento, e que apesar disso não deixou um minuto de estar ao meu lado.

Agradeço aos colegas de mestrado, que compartilharam desse investimento em conhecimento que fizemos, sempre encarando qualquer obstáculo com bom humor. Um obrigado especial aos colegas e amigos Fabão, Ganância, Boden, Figueiró e Gama.

Aos amigos Maxim e Sandro, o meu obrigado por toda a ajuda que deram durante nossa estadia na Ucrânia, seja com gestos simples como a compra de uma passagem de trem quando ainda não dominávamos a língua, até a ajuda em conseguir alugar o apartamento que nos abrigou durante os 9 meses de estudo.

À Yuzhnoye e à Universidade de Dnepropetrovsk pela grande hospitalidade e por todo o conhecimento passado através das consultorias e cursos de formação. Ao apoio financeiro imprescindível do Cnpq e da Agência Espacial Brasileira que custearam esta oportunidade.

Ao orientador Carlos Alberto Gurgel pela oportunidade e pela possibilidade de continuar este trabalho, agora através da AEB.

E um agradecimento especial (большое спасибо) ao meu co-orientador, Sergey Grigorevich Bondarenko pela oportunidade única de receber todo o conhecimento sobre uma tecnologia inovadora que ainda poderá ajudar muito o Brasil em seu desenvolvimento aeroespacial.

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho àqueles que acreditaram em minha capacidade desde sempre, me apoiando em todos os momentos profissionais e pessoais. Família e Ligia, amo vocês.

RESUMO

O surgimento de novas demandas, decorrentes da modernização dos setores tecnológicos e do desenvolvimento aeroespacial no mundo, proporcionou a divisão dos foguetes em diversas classes, de acordo com sua aplicabilidade. Para os grandes foguetes e até mesmo os pequenos lançadores, satélites ou módulos espaciais, a necessidade de precisão de lançamento e a segurança dos sistemas têm sido os grandes desafios a serem vencidos. Para motores de baixo empuxo e alto impulso específico, a principal característica necessária é a capacidade de regular o empuxo em uma ampla gama de valores. Visando atender a este requisito o presente trabalho tem como objetivos gerais descrever um novo sistema propulsivo e apresentar os aspectos metodológicos necessários ao seu dimensionamento para uma dada missão espacial. Este sistema propulsivo tem como base o emprego de monopropelente pastoso. A missão pré-determinada necessita de: motor de 400 N de empuxo com a possibilidade de cinco ignições, empuxo do motor até 10 (dez) vezes o empuxo da câmara de combustão, 7,5 minutos de trabalho de queima e 50 minutos de operação do sistema propulsivo no ambiente espacial. O motor se mostrou qualificado para esta missão, além de poder ser utilizado em diversas outras missões sem necessitar de grandes modificações na sua configuração básica. Seus componentes são de fácil fabricação e têm a possibilidade de serem feitos no parque industrial brasileiro. As características do propelente mostraram-se muito vantajosas com relação os propelentes sólidos e líquidos, podendo ser facilmente utilizado como substituto dos mesmos em estágios superiores.

ABSTRACT

The rise of new demands resulting from the modernization of technological sectors and aerospace development in the world provided the division of rockets into several classes according to their applicability. For large rockets and even small launchers, satellites or space modules, the need for launch accuracy and safety systems have been the major challenges to be overcome. For low thrust and high specific impulse engines, the main feature required is the capacity to regulate thrust in a wide range of values. In order to satisfy this requirement, this work aims to describe a new propulsion system and present the methodological aspects necessary for their design for a particular space mission. This propulsion system is based on the use of paste-like monopropellant. The predetermined mission requires: 400 N engine thrust with the possibility of five ignitions, engine thrust up to ten (10) times the thrust of the combustion chamber, 7.5 minutes of burn time and 50 minutes of operation the propulsive system in space environment. The engine proved to be skilled for this mission, and can be used in several other missions without require extensive changes in its basic configuration. Components are easy to manufacture and have the possibility of being made in the Brazilian industry. The characteristics of the propellant showed great advantageous regarding solid and liquid propellants, thus being able to be easily used as a substitute of this propellants in upper stages.

SUMÁRIO

1 - INTRODUÇÃO	1
2 - ESTADO DA ARTE.....	4
2.1. PROPELENTE NO RPUPF	9
2.2. TANQUE DE ARMAZENAMENTO DO PROPELENTE	12
2.3. SISTEMA DE EXTRUSÃO E FLUXO DE PROPELENTE	14
2.3.1. Sistema de controle de empuxo	16
2.4. SISTEMA DE IGNIÇÃO	18
2.5. CÂMARA DE COMBUSTÃO	23
2.6. BOCAL DE EXPANSÃO.....	26
2.7. SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE UTILIZANDO GÁS	29
2.8. SISTEMA DE PRESSURIZAÇÃO.....	34
3 - METODOLOGIA.....	43
3.1. TANQUE DE ARMAZENAMENTO DO PROPELENTE	45
3.2. SISTEMA DE EXTRUSÃO E FLUXO DE PROPELENTE	47
3.3. SISTEMA DE IGNIÇÃO	50
3.4. CÂMARA DE COMBUSTÃO E BOCAL DE EXPANSÃO	52
3.4.1. Cálculo do Empuxo	53
3.4.2. Influência da Pressão atmosférica no bocal de expansão	59
3.4.3. Cálculo do Impulso específico	63
3.4.4. Metodologia de cálculo do fluxo mássico em motores a propelente pastoso	64
3.4.5. Construção e dimensionamento da câmara de combustão.....	65
3.4.6. Construção e dimensionamento do bocal de expansão	69
3.5. SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE UTILIZANDO GÁS	74

3.6. SISTEMA DE PRESSURIZAÇÃO.....	77
4 - CONCLUSÕES E SUGESTÕES	80
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	83
APÊNDICES	84
APÊNDICE A – ARTIGO CIENTÍFICO PUBLICADO EM CONFERÊNCIA NA UCRANIA	85
APÊNDICE B – TABELA DE VALORES CARACTERÍSTICOS PARA DETERMINAÇÃO DO PERFIL DO BOCAL DE EXPANSÃO (VACILIEV 1978).....	97
APÊNDICE C – REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS OBTIDAS NA UNIVERSIDADE NACIONAL DE DNEPROPETROVSK - DNU	99

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1: Motor foguete a propelente pastoso – configuração básica.	2
Figura 2.1 Comparação esquemática simplificada entre os três tipos de motores com relação à complexidade de cada sistema. (Sólido, Líquido e Pastoso).....	5
Figura 2.2 Propelente pastoso dentro do tanque de armazenamento.....	11
Figura 2.3 Tanque de propelente de geometria esférica e o diafragma (cinza claro) responsável pelo sistema de pressurização	13
Figura 2.4 Pasta ao ser extrudada sem queimar. (No momento da combustão os cilindros são substituídos pela forma de um cone).....	15
Figura 2.5 Bloco de extrusão formando um anel externo com a válvula de regulação (componente vermelho com formato semelhante a um tronco de cone).....	17
Figura 2.6 Gerador de gás utilizando propelente sólido (livro de В.И. Петренко e М.И. Соколовский)	19
Figura 2.7 Placa de tungstênio que pode ser alimentada por baterias, ligadas às duas extremidades da placa.....	21
Figura 2.8 Representação do sistema de ignição utilizando fio de tungstênio.	22
Figura 2.9 Câmara de combustão com geometria cilíndrica para propelentes líquidos. (imagem retirada de www.pwrengineering.com)	24
Figura 2.10 Geometria do bocal de expansão de La Val, com as pressões e velocidades na câmara de combustão, área da seção crítica, saída do bocal de expansão e atmosfera.	27
Figura 2.11 Sistema que utiliza o <i>gimbal</i> para direcionar o bocal de expansão e proporcionar o controle de atitude.....	31
Figura 2.12 Sistema de controle de atitude desenvolvido pela ATK e Lockheed Martin para a NASA	32
Figura 2.13 Esboço simplificado do sistema de controle de atitude utilizando uma tubulação externa e válvulas.....	33

Figura 2.14 Sistema de controle de atitude utilizando câmara de combustão extendida. (Desenho esquemático retirado de patente ucraniana)	34
Figura 2.15 Diagrama simplificado do complexo sistema de pressurização do Space Shuttle. (Motor principal e motores auxiliares).....	38
Figura 2.16 Sistema de pressurização com o hidreto AlH_3 e o gás H_2	41
Figura 3.1 Comparação entre a pressão na câmara de combustão e o número de furos na placa extrusora, variando o raio do furo.	48
Figura 3.2 Forças atuantes na parede da câmara de combustão	54
Figura 3.3 Diagrama da superfície de controle para determinação da força PI	55
Figura 3.4 Esboço esquemático para se calcular o elemento circular em dx . a) Área onde o raio da câmara aumenta. b) Área onde o raio da câmara diminui.	57
Figura 3.5 Esquema da atuação da pressão no bocal de expansão em diferentes modos de expansão: a) subexpansão, b) expansão ótima e c) superexpansão.....	62
Figura 3.6 Esquema representando os parâmetros de construção da câmara de combustão e bocal de expansão (representado pelas regiões pré-crítica e pós-crítica respectivamente).	69
Figura 3.7 - Esquema de construção do bocal de expansão utilizando o ângulo de máximo desvio na entrada	71
Figura 3.8 Sistema de controle de atitude. Canais de comunicação entre câmara de combustão e bocal de expansão.....	77

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 Porcentagem de componentes que formam o propelente pastoso	10
Tabela 3.1 Características gerais do monopropelente pastoso (valores médios)	43
Tabela 3.2 Características gerais do elemento Tungstênio.....	50
Tabela 3.3 Parâmetros de cálculo de vazão mássica para motor a propelente pastoso	65

Tabela 3.4 Parâmetros encontrados através da interpolação de dados retirados da Tabela 10.3 do livro para $n = 1,20$ (Vaciliev 1978) 70

Tabela 3.5 Valores encontrados para os 20 pontos que compõem o perfil do bocal de expansão 73

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolos Latinos

A	área	$[m^2]$
A_k	coeficiente de escoamento	
c	calor específico	$[cal/g^{\circ}C]$
c^*	velocidade característica de exaustão	$[m/s]$
d	diâmetro	$[mm]$
d_t	diâmetro do tanque	$[mm]$
d_v	diâmetro da válvula concha	$[mm]$
G_{hole}	fluxo de massa através de um furo	$[kg/s]$
I_{sp}	impulso específico	$[m/s]$
k	relação entre calores específicos	
l_0	comprimento do extrusor	$[mm]$
L_t	comprimento característico	$[m]$
\dot{m}	fluxo mássico	$[kg/s]$
m	massa	$[kg]$
n	número de furos	
O/F	razão de mistura entre oxidante combustível	
P	empuxo	$[N]$
P_c	pressão na câmara de combustão	$[Pa]$
P_T	pressão no tanque	$[Pa]$

Q	calor transferido para a superfície do combustível	[cal]
R	constante dos gases	[J/kg.K]
r	raio do orifício do extrusor	[mm]
S_h	área ocupada por furos	[mm ²]
T	temperatura	[°C - K]
t_f	tempo de queima	[s]
V_n	volume líquido	[m ³]
V_t	volume total	[m ³]

Símbolos Gregos

α	balanço de oxigênio	[%]
β	ângulo de abertura do bocal	[rad]
γ	densidade	[kg/m ³]
δ	altura	[mm]
η	viscosidade dinâmica do propelente	[Poise]
v	velocidade de passagem de propelente	[cm/s]
ω	componente da velocidade	[m/s]
Δ	variação entre duas grandezas similares	
ρ	massa específica	[kg/m ³]
ρ	resistividade elétrica	[Ω.m]

Subscritos

a	saída da tubeira
ex	extensão
$extr$	referente ao extrusor
h	externa
in	entrada
k	câmara de combustão

kp seção crítica
out saída
pl referente a *paste-like*

Sobrescritos

- variação temporal
- valor médio

Siglas

RPUPF Rocket Propulsion Using Paste-like Fuel

PMMA Polimetilmetacrilato

CFRP Carbon Fiber Reinforced Polymer

GPA-UnB Grupo de Pesquisa Aeroespacial da Universidade de Brasília

LOX Oxigênio no estado líquido

1 - INTRODUÇÃO

Como consequência imediata da modernidade no meio aeroespacial, a necessidade de foguetes com maiores capacidades de carga tornou-se o principal desafio para a engenharia. Essa necessidade é fruto do surgimento de satélites de grande porte, estações espaciais e os lançamentos simultâneos de vários satélites em uma mesma carga. O aumento do empuxo nos foguetes foi a solução encontrada para este desafio.

Os motores foguete a propelente líquido cumpriram muito bem essa tarefa, e complementarmente, a inserção de boosters de propelente sólido aumentaram ainda mais o empuxo de foguetes de grande porte. No entanto, ambos os tipos de motor, sólido e líquido, apresentam vantagens e desvantagens que serão citadas posteriormente.

Em estágios superiores, onde o empuxo não é o principal fator, um leque de possibilidades torna-se viável, e uma gama de diferentes tipos de motor pode ser utilizada. Como principal função os motores deste estágio devem auxiliar no direcionamento da carga útil e na inserção em órbita correta. Erros de inserção do aparato espacial na órbita determinada podem ocasionar falha da missão ou diminuição no tempo operacional planejado para o artefato. Para realizar esta tarefa com êxito e precisão, é indispensável que o motor possua controle de empuxo refinado. Devido a menor complexidade, os motores híbridos ganham espaço para esta aplicação, assim como o motor pastoso, alvo de estudo deste trabalho.

O presente trabalho tem como objetivos gerais descrever um novo sistema propulsivo e apresentar os aspectos metodológicos necessários ao seu dimensionamento para uma dada missão espacial. Este sistema propulsivo tem como base o emprego de monopropelente pastoso.

A Figura 1.1 apresenta esquematicamente um motor foguete a propelente pastoso (*Rocket Propulsion Using Paste-like Fuel - RPUPF*) cujas aplicações principais são:

- Estágios superiores de foguetes;
- Sistemas de orientação de satélites;
- Sistemas de manobra para os primeiros estágios, tais como rolagem;
- Utilização em módulos lunares e para Marte, devido ao seu excelente desempenho em baixa gravidade.

Este sistema propulsivo (*RPUPF*), conforme destacado na Figura 1.1, consiste basicamente de um tanque que contém o monopropelente (na forma de líquido de alta viscosidade), uma placa injetora, um sistema de ignição e um bocal convergente-divergente. O fluxo de monopropelente para a câmara de combustão é estabelecido por um sistema de gás pressurizado. O monopropelente reage termoquimicamente (combustão) após atingir a sua temperatura de auto-ignição.

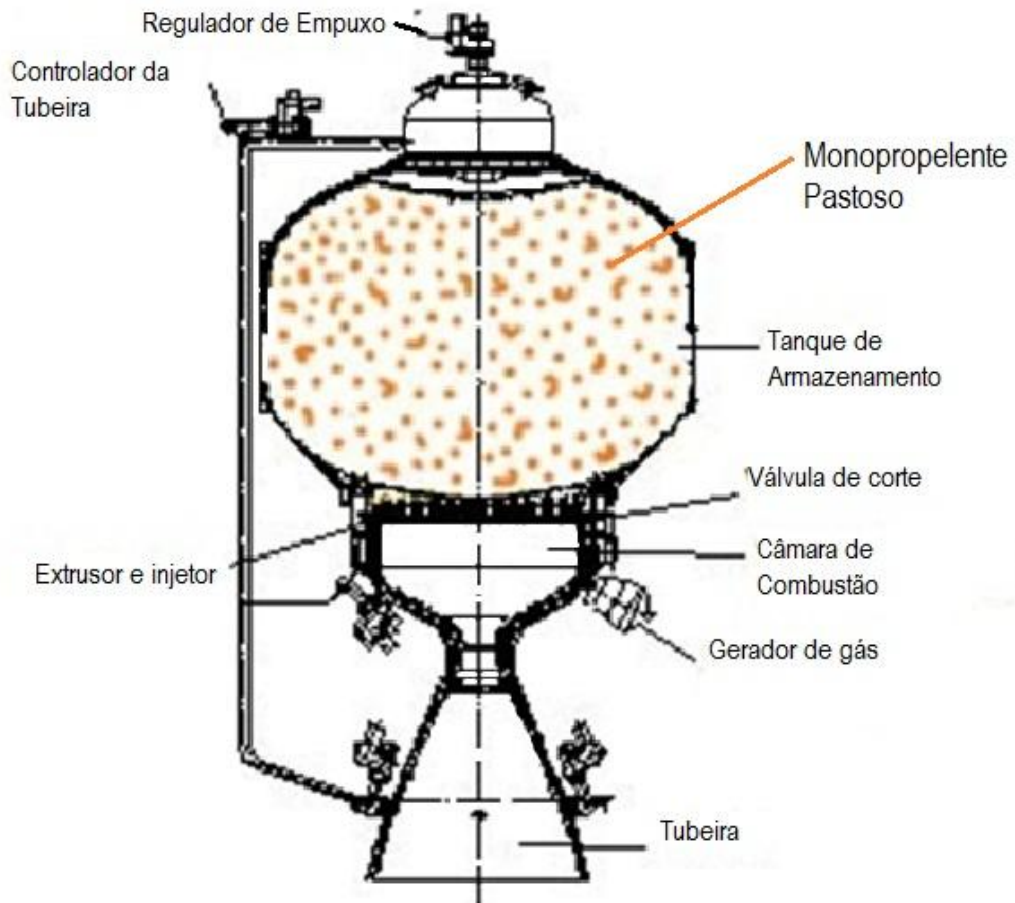


Figura 1.1: Motor foguete a propelente pastoso – configuração básica.

Em termos de desempenho o *RPUPF* pode produzir impulso específico no vácuo da ordem de 2700 a 3000 m/s.

Em motores a propelente líquido, impulso específico da ordem de 3000 m/s, com níveis de pressão do motor entre 70 e 100 bar, somente são possíveis com temperatura dos produtos da combustão na faixa 3000 a 3500 K. No entanto, para níveis de pressão da ordem de 40

bar, o *RPUPF* produz os mesmos 3000 m/s com temperaturas relativamente inferiores (2500 K).

Neste trabalho, apresenta-se a metodologia para dimensionamento de um sistema propulsivo utilizando propelente pastoso (*RPUPF*), para um dado veículo espacial, com as seguintes características:

- Empuxo de 400 N;
- Cinco ignições do motor;
- Empuxo do motor até 10 (dez) vezes o empuxo da câmara de combustão;
- 7, 5 minutos de trabalho de queima;
- 50 minutos de operação do sistema propulsivo, no ambiente espacial.

Dada a simplicidade deste sistema propulsivo, sua configuração básica (Fig. 1.1) pode ser alterada objetivando atender às diversas aplicações listadas anteriormente.

Este sistema propulsivo tem sido estudado, baseado numa revisão bibliográfica, por um número muito restrito de grupos de pesquisa no mundo, como por exemplo, o *Rocket Lab Ltd.* Localizado em Auckland na Nova Zelândia. Com o modelo da patente americana US 2012/0234196 A1, este laboratório lançou em Novembro de 2012 seu primeiro *VLM*, sigla utilizada para representar o Motor a propelente líquido de alta viscosidade. O princípio de composição do monopropelente utilizado pelo *Rocket Lab* é semelhante ao estudado na Ucrânia.

Na Ucrânia, tal sistema propulsivo tem sido investigado principalmente pelo grupo *LAPJ* (*Laboratory of Advanced Jet Propulsion*), localizado na cidade de Dnepropetrovsk, sob a supervisão dos professores Ivanchenko e Bondarenko. Este grupo está atualmente focado no desenvolvimento de um motor a propelente pastoso para realizar o pouso e decolagem de um módulo espacial de pesquisas em Marte. Como a literatura está na linguagem russa, o Anexo C apresenta uma lista de trabalhos publicados pelo referido grupo de pesquisa. Os professores coordenadores deste grupo possuem cerca de 10 patentes ucranianas, relativas aos componentes e possíveis modificações do motor a propelente pastoso em questão.

2 - ESTADO DA ARTE

Na literatura definem-se, basicamente, três sistemas propulsivos químicos, aqueles que empregam propelentes líquidos, sólidos e híbridos. No presente trabalho apresenta-se uma nova tecnologia onde o propelente é um líquido altamente viscoso. Portanto, pode-se classificar tal sistema propulsivo como um subconjunto dos propelentes líquidos. A Figura 2.1 apresenta, esquematicamente três destes sistemas propulsivos (líquido bi-propelente, sólido e pastoso).

Por definição, motores a propelente líquido são todos aqueles que utilizam substâncias de trabalho no estado líquido, e que realizam modificações químicas e termodinâmicas nestes fluidos (Sutton 1992). Todo tipo de fluido pode ser considerado um propelente líquido, desde que esteja enquadrado em uma das quatro categorias seguintes:

- Oxidante;
- Combustível;
- Composto químico ou mistura de oxidante e ingredientes de combustível, capaz de auto-decomposição;
- Qualquer um dos componentes acima adicionado de um agente de geleificação.

Propelentes líquidos geralmente são armazenados como pares bipropelentes, e realizam sua combustão através da mistura dos mesmos na câmara de combustão. Os considerados monopropelentes já foram previamente misturados, e realizam sua combustão através de reação catalítica ou aquecimento.

Motores a propelentes sólidos são sistemas nos quais oxidante e combustível estão misturados na forma sólida e podem ser homogêneos e não homogêneos. Um propelente sólido é dito homogêneo quando o oxidante e o combustível fazem parte da mesma molécula.

Nos propelentes não homogêneos o oxidante e o combustível apenas encontram-se misturados. Como exemplo têm-se propelentes do tipo composite, onde o oxidante é um sal disperso em combustível. Suas maiores aplicações são a utilização em mísseis ou como “booster” de veículos lançadores de satélites. (Sutton 1992)

Motores a propelentes híbridos típicos possuem oxidante na fase líquida e o combustível na fase sólida. Em outras referências, pode-se dizer que foguetes híbridos reversos são

compostos por oxidante sólido e combustível líquido. Com a separação do oxidante e do combustível em dois estados distintos, a combustão dos foguetes híbridos apresenta diferenças relacionadas a foguetes sólidos e aos foguetes líquidos. Em geral, os foguetes híbridos queimam com uma chama de difusão macroscópica, e a razão oxidante-combustível varia ao longo do comprimento da porta de combustão. Diferentemente dos híbridos, foguetes sólidos e líquidos contêm uma mistura uniforme de oxidante e combustível na câmara de combustão. (dos Santos e Gomes 2010)

No Brasil o estudo de foguetes híbridos tem sido realizado pelo Grupo de Pesquisas Aeroespaciais – GPA-UnB. Como algumas características principais, a viabilidade econômica e simplicidade estrutural são consideradas aspectos vantajosos para o uso em estágios superiores.

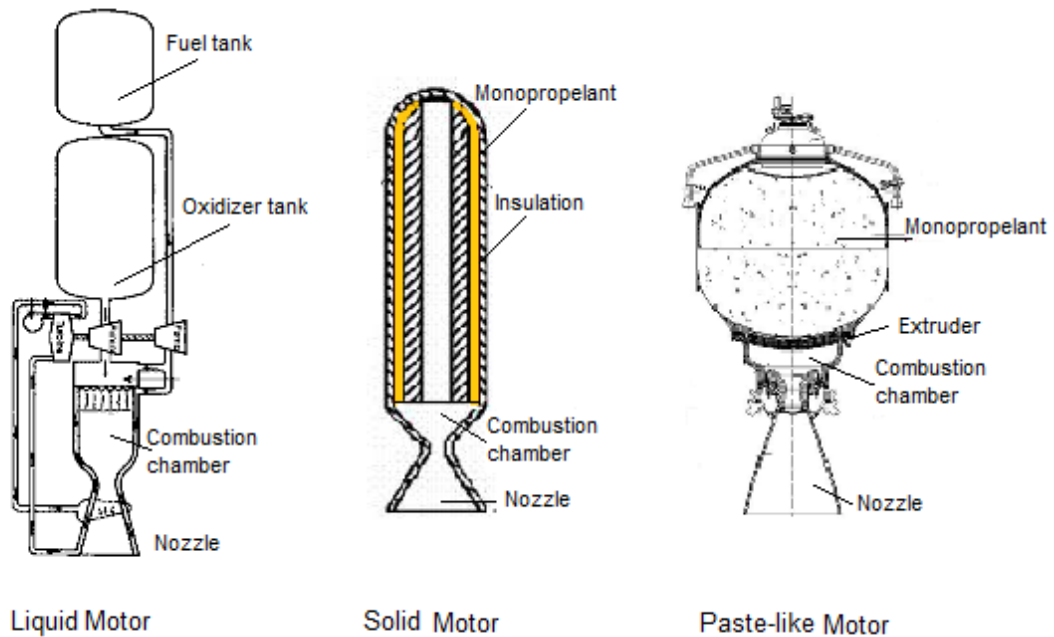


Figura 2.1 Comparação esquemática simplificada entre os três tipos de motores com relação à complexidade de cada sistema. (Sólido, Líquido e Pastoso)

Face à demanda de companhias aeroespaciais por motores foguetes capazes de produzir elevados valores de empuxo, os motores a propelente líquido são soluções tecnológicas preferíveis. Em contrapartida, tais motores requerem atenção especial no que diz respeito à:

- Complexidade no armazenamento;
- Complexidade na alimentação dos propelentes, devido à instabilidade dos mesmos;
- Possibilidade de auto-combustão;
- Baixa densidade;
- Natureza corrosiva, em alguns casos;
- Possibilidade de vazamentos, mesmo em repouso;
- Sistema com maior número de componentes, causando aumento significativo na massa total do sistema propulsivo.

No que diz respeito a motores foguete a propelentes sólidos, algumas de suas vantagens com relação aos propelentes líquidos são:

- Simplicidade estrutural e operacional (estabilidade);
- Disponibilidade de espera depois da armazenagem (não necessitam transferência de propelentes instantes antes do lançamento, tornando lançamento de emergência possível).
- Alta densidade;
- Não corre risco de vazamentos;
- Quantidade menor de componentes em seu sistema.

Entretanto o propelente sólido também requer atenção especial nos seguintes requisitos:

- Tempo e os custos de fabricação elevados, proveniente do tempo de cura no processo de solidificação;
- Necessidade de forno de alta temperatura e pressão para o processo de cura;
- Possibilidade de surgimento ou propagação de trincas no grão com o aumento do comprimento ou diâmetro do mesmo;
- Necessidade de inspeção interna com dispositivos de raios-X, tornando o processo de fabricação ainda mais dispendioso e demorado;
- Após o processo de cura, o grão de propelente só poderá ser utilizado para aquela configuração de motor.

Dados os requisitos observados sobre os propelentes sólidos, apresentam-se as vantagens dos propelentes líquidos sobre os motores sólidos:

- Não necessita de processo de cura, estando o propelente pronto para uso assim que é quimicamente formado;
- Toma a forma do recipiente que o contém, aumentando sua flexibilidade de uso em diferentes motores;
- Possui um sistema menos complexo quando se deseja realizar partidas múltiplas;
- Não necessita preocupação com surgimento de trincas ou descontinuidades no propelente;
- Possui capacidade de controle de empuxo.

Destacam-se dentre todas as características citadas na análise comparativa dois principais requisitos, no que tange a utilização em estágios superiores. O primeiro requisito é a capacidade de múltiplas partidas, essencial no processo de inserção de órbita. O segundo requisito serve também para a mesma finalidade, e trata-se da capacidade de controlar o empuxo. Atualmente são atribuídos a esta função os motores foguete a propelentes líquidos, devido à sua alta confiabilidade e ao amplo conhecimento desta tecnologia. Além de possuir os dois parâmetros considerados principais, sua utilização nos estágios inferiores aumenta sua preferência. No entanto, a solução de alguns problemas encontrados neste tipo de propulsão ainda está sendo pesquisada e desenvolvida. Como mais relevantes problemas têm-se a baixa frequência de oscilação na câmara de combustão, as dificuldades de arrefecimento do bocal de expansão no modo de aceleração, dentre outros.

Outra questão levantada sobre os propelentes líquidos é o uso de componentes tóxicos e nocivos, tais como tetróxido de nitrogênio (N_2O_4) e a Dimetil hidrazina assimétrica ($C_2H_8N_2$).

Buscando o controle fino de orientação do aparato espacial, pesquisas têm focado no controle de empuxo suave e amplo. Este tipo de controle permite pequenas variações de empuxo em uma ampla gama de valores. Visando este tipo de controle, os estudos que utilizam motores foguete a propelente pastoso, *RPUPF*, têm mostrado e qualificado este motor como um bom substituto para o motor a propelentes líquidos. Como justificativa, o *RPUPF* realiza o mesmo tipo de controle de empuxo com vantagens em sua manipulação e armazenamento de seu propelente.

Os motores foguetes a propelente pastoso consistem de uma mistura de conceitos dos sistemas propulsivos sólidos e líquidos. Dessa mistura, o *RPUPF* herdou praticamente

todas as vantagens dos motores sólidos e líquidos, e pouquíssimas desvantagens dos mesmos. Dentre as vantagens herdadas algumas delas são:

- Facilidade e simplicidade de fabricação;
- Monopropelente, necessitando apenas de um tanque de armazenamento;
- Múltiplas partidas, assim como os motores líquidos;
- Amplitude de operação e regulagem do empuxo, podendo produzir acelerações de cerca de 10 a 80 vezes a da garganta, valor superior a esta mesma configuração utilizando propelentes líquidos;
- Simplicidade do seu sistema como um todo, proporcionando uma redução considerável na massa do sistema propulsivo.

Além das características herdadas um motor de foguete a propelente pastoso tem várias características únicas, no que se refere ao aspecto construtivo e os componentes do monopropelente. Tais características serão citadas ao longo deste trabalho.

Para facilitar o entendimento e o estudo do motor em questão, decidiu-se dividi-lo em subsistemas, tais como:

- Propelente no *RPUPF*;
- Sistema de Armazenamento do Propelente;
- Sistema de extrusão e fluxo de combustível;
- Sistema de Ignição;
- Câmara de Combustão;
- bocal de expansão;
- Sistema de Controle de Atitude utilizando gás;
- Sistema de Pressurização.

Cada um desses sistemas será tratado separadamente durante o processo de especificação e dimensionamento.

2.1. PROPELENTE NO RPUPF

A necessidade de se reduzir complexidade e ao mesmo tempo aumentar a segurança operacional de foguetes a propelentes líquidos tem como solução candidata o emprego de monopropelentes em sistemas propulsivos não catalíticos. Em linhas gerais, tal solução antecipa o emprego de propelentes com características próximas aos atuais propelentes líquidos e sólidos (propulsão química).

Os constituintes empregados como propelentes no *RPUPF* estão previamente misturados, caracterizando um monopropelente. Sua composição é quimicamente semelhante à dos propelentes líquidos e sólidos, mas a sua combinação e as propriedades físicas o tornam um monopropelente com características especiais. Alguns aspectos físicos e químicos deste monopropelente são peculiares. Fisicamente o propelente pastoso apresenta comportamento não-newtoniano, ou seja, trata-se de um fluido tixotrópico na medida em que colóides são adicionados a sua composição.

Por definição, um fluido tixotrópico é aquele que leva um tempo finito para atingir a viscosidade de equilíbrio quando há uma mudança instantânea da taxa de cisalhamento. Isto é, a viscosidade do fluido varia como uma função do tempo quando uma força de cisalhamento constante está sendo aplicada. Ao atingir a viscosidade de equilíbrio, ela mantém-se constante, enquanto houver cisalhamento sobre o fluido.

Como característica principal, um fluido tixotrópico se comporta como sólido quando em repouso e torna-se um fluido de relativo fácil escoamento quando exposto à forças de cisalhamento. Devido a estas qualidades o propelente pastoso leva muito mais tempo para decantar os aditivos metálicos e outros componentes mais densos da sua composição. Isto permite armazenamento por longo período de tempo sem afetar sua homogeneidade. Da mesma forma, quando transportado ou submetido a elevadas forças de aceleração no cumprimento da missão, a eficiência de queima do propelente é pouco afetada. Entretanto, quando em processo de injeção o mesmo comporta-se como um líquido. Isto é possível utilizando-se um tipo particular de placa injetora cujos furos possuem geometria cilíndrica com um chanfro na borda superior. Como consequência, o propelente toma forma de um cone ao passar por estas estruturas. Tal geometria será melhor detalhada em item específico.

No que tange a composição do propelente foram testadas diversas misturas de variados tipos de combustíveis, oxidantes, aditivos metálicos, catalisadores e plastificantes ou emulsificantes (Бондаренко 2008). Neste trabalho, o monopropelente pastoso é constituído basicamente de:

- Polimetilmetacrilato (PMMA) $(C_5H_8O_2)_n$ – combustível amplamente utilizado em motores sólidos;
- Ácido Nitroleínico $(C_{18}H_{33}N)$ – responsável pela plasticidade do propelente;
- Dietileno Glicoldinitrato $(C_4H_8N_2O_7)$ – combustível, que também auxilia na plasticidade;
- Ciclotrimetileno Trinitroamina $((CH_2)_3 N_3 (NO_2)_3)$ – utilizado como oxidante e bastante ativo na combustão devido à sua alta energia de queima;
- Hidreto de Alumínio (AlH_3) – tem a função de aumentar a temperatura da combustão devido à sua parte metálica e também atua como parte do combustível;
- Perclorato de Amônia (NH_4ClO_4) - oxidante, responsável por representar a maior parte do propelente pastoso.

Os intervalos de porcentagem de cada componente que constituem o propelente pastoso são apresentados na Tabela 2.1:

Tabela 2.1 Porcentagem de componentes que formam o propelente pastoso

Componente	Fórmula Química	Função	Porcentagem
Polimetilmetacrilato (PMMA)	$(C_5H_8O_2)_n$	Polímero espessante	(4 – 8) %
Ácido Nitroleínico	$C_{18}H_{33}N$	Plastificante líquido	(6 – 10) %
Dietileno Glicoldinitrato	$C_4H_8N_2O_7$	Plastificante líquido	(8 – 12) %
Ciclotrimetileno Trinitroamina (Hexagênio)	$(CH_2)_3 N_3 (NO_2)_3$	Oxidante	(8 – 12) %
Hidreto de Alumínio	AlH_3	Combustível e metal de adição	(14 – 18) %
Perclorato de Amônia	NH_4ClO_4	Oxidante	(48 – 52) %

Estudos anteriores, com cerca de 15 diferentes composições baseadas nas porcentagens da Tabela 2.1, apresentaram como características principais médias:

- Calor de formação da ordem 1838 kJ/kg;
- Balanço de oxigênio (α) de 47,2% (formação de gases inflamáveis);
- Massa molecular dos produtos da combustão de 46,72 g/mol;
- Temperatura do gás na câmara de combustão de 2977,5 K;
- Temperatura do gás na saída do bocal de expansão de 838,4K;
- Coeficiente isentrópico de 1,204;
- Impulso específico de 326,7 segundos para uma taxa de 40/0,02 atm;
- Impulso específico na Terra (40/1 atm) de 257,8 segundos;
- Número de Mach na saída do bocal de expansão 2,85;
- Densidade do propelente de 1,66 g/cm³;
- Taxa de queima de 8,8 mm/seg;
- Viscosidade dinâmica de 6850 poise.

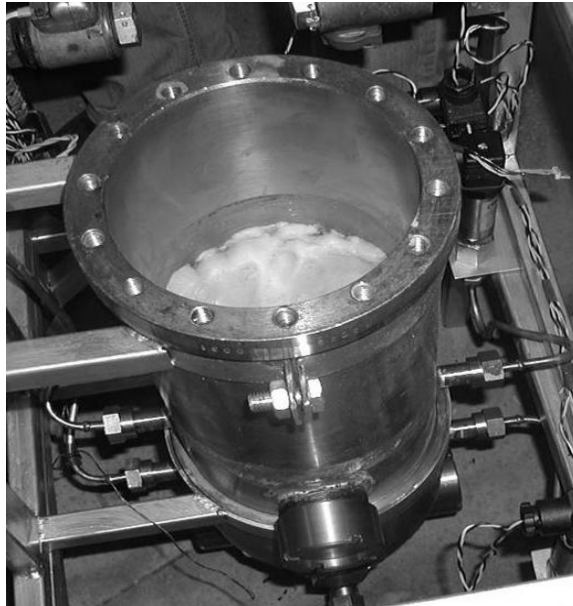


Figura 2.2 Propelente pastoso dentro do tanque de armazenamento.

Uma das 15 composições avaliadas pode ser vista na Figura 2.2. Observa-se que o monopropelente apresenta o aspecto de uma espuma com coloração predominantemente branca.

Buscando um desempenho mais elevado de impulso específico, a adição de hidreto de alumínio pode ser uma boa alternativa. No entanto, a alta temperatura na câmara de combustão e na seção crítica da bocal de expansão decorrentes dessa adição podem ser desvantajosas. Esse processo exige materiais mais resistentes ao calor e conseqüentemente, mais pesados ou mais dispendiosos.

A Tabela 2.1 com valores percentuais de cada componente do propulsor ilustra de forma eficiente os melhores intervalos para resultados otimizados, combinando bons impulsos específicos com temperaturas de combustão razoáveis.

2.2. TANQUE DE ARMAZENAMENTO DO PROPELENTE

No sistema de armazenamento de propelente dois fatores mais importantes devem ser considerados: a resistência à alta pressão e resistência à temperatura. No que diz respeito à alta pressão, a geometria ideal e espessura são parâmetros de concepção que devem ser abrangidos nos cálculos, além do tipo de material a ser utilizado.

A geometria mais comumente encontradas para os tanques é a composição de um cilindro com duas semi-esferas nas suas extremidades. Esta é a geometria mais utilizada em motores líquidos. No entanto, a geometria esférica é a mais recomendada para utilização no RPUPF, por facilitar o movimento da membrana utilizada pelo sistema de pressurização.

A membrana é denominada diafragma, e é composta por uma resina flexível e resistente ao calor, reforçada com Kevlar-49, proporcionando a função de um êmbolo. O diafragma impulsiona o propelente contra a placa injetora causando a extrusão da pasta.

A utilização de Kevlar permite conferir resistência mecânica e térmica ao diafragma, que recebe o sistema de gás sob pressão com temperatura de 150 °C a 200 °C e 65 atm de pressão. A resina de epóxi do tipo ED-20 confere à membrana a sua capacidade elástica, permitindo assim todo o movimento necessário. Este movimento consiste na variação de

posição da membrana entre dois momentos: quando o tanque está cheio e quando todo o combustível já foi consumido.



Figura 2.3 Tanque de propelente de geometria esférica e o diafragma (cinza claro) responsável pelo sistema de pressurização

Na Figura 2.3 observa-se a membrana no momento em que o tanque de armazenamento está cheio de propelente.

Visando auxiliar termicamente e evitar problemas advindos do contato entre o propelente e diafragma, uma camada de 3 mm de Teflon é adicionada. Internamente, uma folha de alumínio de 0,25 mm confere mais resistência à membrana. A espessura de Kevlar + epóxi deve ser determinada de acordo com a diferença de pressão entre a câmara de combustão e o tanque de armazenamento.

A composição do material do tanque de armazenamento de propelente é conhecido comercialmente como *organoplastic*, e consiste basicamente de um material utilizado pelos russos e ucranianos denominado *SVM*. Este material apresenta características semelhantes às do Kevlar revestido com resina epóxi ED-20. Sua aplicação é vantajosa por possuir uma baixa condutividade térmica, evitando que o calor externo prejudique a composição e viscosidade do propelente, além de evitar sua auto ignição. O *SVM* apresenta também uma elevada capacidade térmica, variando a sua temperatura muito pouco quando sujeito a ambientes mais quentes. Outra característica muito importante é a sua resistência

mecânica à tração e à compressão, que permite ao tanque resistir à grandes variações de pressão entre o ambiente externo e propelente.

A construção do tanque é realizada por enrolamento das fibras de *SVM* sobre uma matriz com o formato desejado. O sentido das fibras também tem a função de reforçar a estrutura contra altas pressões em pontos pré-determinados. Os *organoplastics* têm grande resistência à fadiga e tensão, mesmo quando submetidos a temperaturas elevadas. Com densidade de cerca de 1,34 g/cm³, o material é consideravelmente menos denso do que a maioria dos metais utilizados como tanques de propelente, proporcionando assim, o máximo benefício na redução de peso do sistema de armazenamento.

A espessura do tanque varia de acordo com a pressão de projeto do propelente. Ambas as suas extremidades estão ligadas a flanges. O flange superior é responsável por receber o sistema de pressurização, e o flange inferior está ligado ao sistema de extrusão e à câmara de combustão. Os flanges são feitos de titânio por ser este metal de boa resistência mecânica, ao calor e a corrosão a temperaturas elevadas. Apesar de possuir um processo de usinagem mais difícil, o que torna seu valor de mercado alto, seu custo-benefício referente à relação peso-resistência viabiliza e torna vantajosa essa escolha.

2.3. SISTEMA DE EXTRUSÃO E FLUXO DE PROPELENTE

Ao deixar o tanque de armazenamento o propelente deve passar através de uma placa denominada extrusora. Sua função principal é modificar a geometria do fluxo de propelente com o objetivo de aumentar a sua área de contato e facilitar a sua combustão.

O número de furos, a sua geometria e dimensões são determinadas em função do fluxo de massa de propelente, o qual é dependente do empuxo desejado. Pesquisas e patentes americanas e ucranianas desenvolvidas na área permitem a possibilidade de numerosas geometrias e configurações dos furos do extrusor. Estas geometrias vão desde as mais simples como círculos e hexágonos, até geometrias complexas com furos e ranhuras de diferentes tamanhos na mesma configuração.

A configuração que obteve os melhores resultados no ajuste de empuxo foi a de furos circulares. Eles conferem uma maior área de contato ao propelente durante a extrusão e possuem a facilidade de usinagem desta geometria. Os furos são chanfrados na sua extremidade superior, a qual está voltada para o tanque de armazenamento. Estes chanfros servem como um meio proporcionar cisalhamento no propelente, o que torna a sua viscosidade mais baixa (tixotropia) e facilita seu fluxo através dos orifícios. A Figura 2.4 mostra o resultado da extrusão em furos circulares.

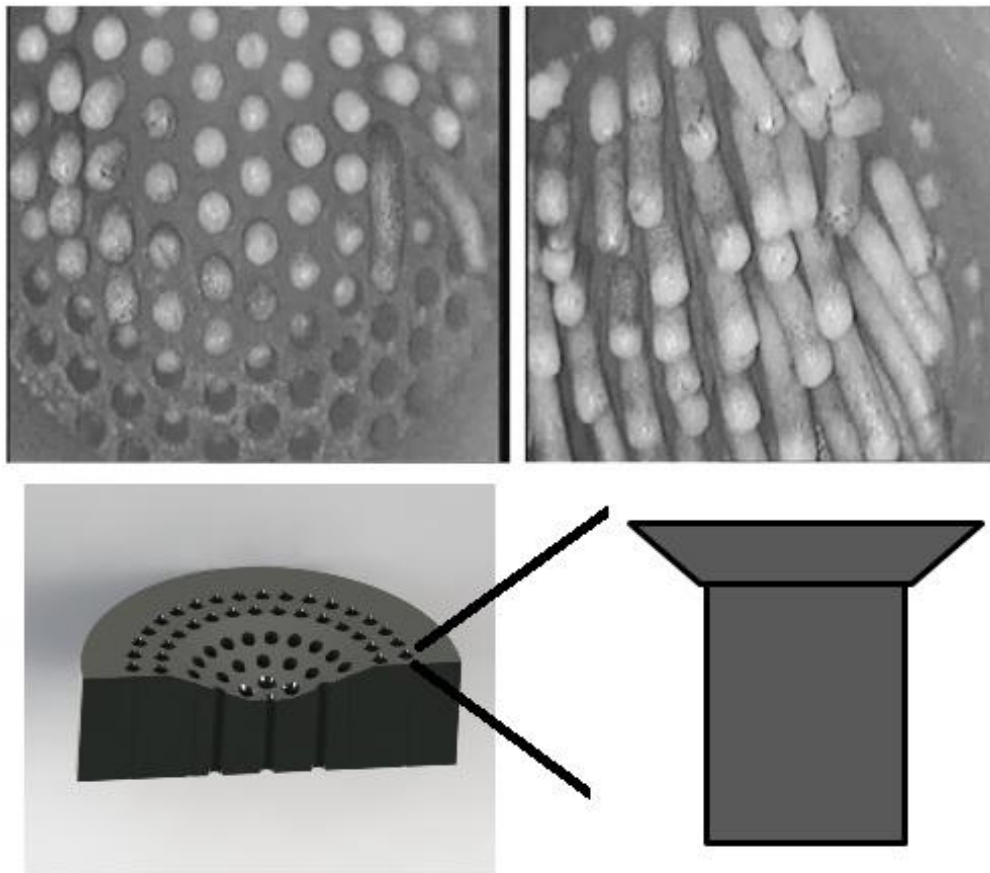


Figura 2.4 Pasta ao ser extrudada sem queimar. (No momento da combustão os cilindros são substituídos pela forma de um cone)

Decorrente deste cisalhamento, a formação de cones ocorre na pasta extrudada, o que ajuda na velocidade de combustão e permite uma otimização da área de contato.

A medida do diâmetro dos furos circulares definida como ótima pode variar de 3 a 5 mm. Para tal parâmetro, deve-se levar em consideração os fatores mais relevantes, que são o fluxo e a usinagem da placa extrusora. O material do extrusor funciona como isolante e

tem a função de impedir a passagem de calor da câmara de combustão para o tanque de armazenamento. Este isolamento evita a ocorrência de auto-ignição ou explosão indesejada. Visando evitar este tipo de incidente deve-se proporcionar uma taxa de alimentação da câmara de combustão um pouco maior do que a velocidade de combustão. Esta medida evita refluxo do fogo da combustão para o tanque.

Na região do dispositivo de extrusão em contato com a câmara de combustão podem ser utilizados dois tipos de revestimento, os sublimáveis, e os não-sublimáveis.

Os revestimentos não-sublimáveis são também bons isolantes térmicos e não se deterioram quando expostos às chamas da combustão. Normalmente são feitos de quartzo, sílica, Alundum, cilimanita, magnesita e refratários em geral. Neste tipo de revestimento, a espessura da placa de extrusão é reduzida em relação a sua outra estruturação.

Os revestimentos sublimáveis tem como função principal ajudar a manter uma ignição estável e iniciar a combustão. Diferentemente do revestimento não-sublimável, a placa de extrusão tem de ser mais espessa, devido a redução de espessura na medida em que o material vai sublimando. A espessura do isolamento deve ser tal que não comprometa a proteção do propelente no tanque de armazenamento após a camada sublimável ser totalmente consumida. Para este tipo de revestimento, uma grande variedade de materiais podem ser utilizados. Destacam-se polímeros orgânicos em geral como: PMMA, as ligas de epóxi, vinil, poliuretano e até mesmo silicone. Esse revestimento recebe tal nome porque a temperatura na câmara de combustão é tão elevada que a maioria deles imediatamente passa para o estado gasoso.

2.3.1. Sistema de controle de empuxo

Uma variação alternativa para o controle do empuxo está diretamente associada com o extrusor. Sua aplicação é ideal nos casos em que a pressão no sistema de pressurização é mantida constante.

O sistema que mantém a pressão constante tornou-se preferível, pois variar a pressão do sistema de pressurização necessita de mais energia, além de submeter o sistema a respostas de gradientes significativos. Esses gradientes resultam da movimentação da membrana contra o propelente, que dificulta o processo devido ao comportamento de fluido não-

Newtoniano. Este atraso de resposta pode comprometer operações mais rápidas e precisas. Buscando resolver esse problema, pesquisas foram realizadas visando uma solução simples e eficiente.

O sistema atua com a pressão constante do propelente no tanque de armazenamento, e uma válvula com forma de tronco de cone, como na Figura 2.5, executa um movimento vertical. Esta movimentação aumenta ou diminui a passagem de propelente para os furos da placa extrusora e conseqüentemente, regula o fluxo de massa e o empuxo do motor.

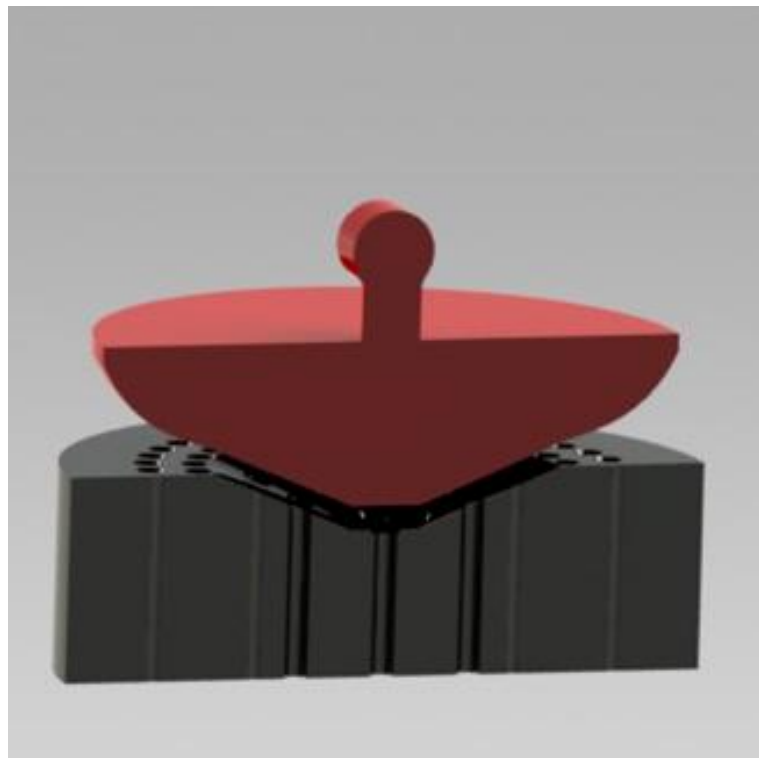


Figura 2.5 Bloco de extrusão formando um anel externo com a válvula de regulação (componente vermelho com formato semelhante a um tronco de cone)

A placa extrusora recebe um rebaixo no molde negativo do tronco de cone, permitindo que a posição final da válvula cubra completamente todos os furos da placa. Nesta posição a operação de queima na câmara de combustão pode ser completamente encerrada. Erguendo novamente a válvula de fluxo, mais uma operação de queima pode ser iniciada. A geometria da passagem que foi criada entre a válvula e o bloco extrusor é semelhante a um anel, e a altura padrão entre o extrusor e a válvula é de aproximadamente 4 mm.

A placa extrusora consiste em duas regiões, sendo a região central correspondente à localização dos furos, considerada a área útil do extrusor. A segunda região é um anel externo, sem qualquer perfuração, responsável apenas para o apoio e fixação da placa extrusora na câmara de combustão. A espessura da placa vai depender apenas do número de orifícios e a diferença de pressão entre o tanque e a câmara de combustão.

2.4. SISTEMA DE IGNIÇÃO

O sistema de ignição tem como função principal fornecer a energia necessária para iniciar a queima do propelente e assegurar a estabilidade no tempo de queima que se inicia. Em propelentes denominados pares hipergólicos, o sistema de ignição não é necessário porque somente o contato entre os reagentes já inicia sua combustão. No propelente pastoso o fato de que o oxidante e o combustível já estão juntos em um tanque facilita a combustão, requerendo uma energia de ativação reduzida.

Os sistemas de ignição utilizados nos foguetes são os mais variados. Eles podem ser determinados por critérios tais como:

- Tipo de propelente utilizado;
- Número de ignições necessárias para a missão;
- Proporção de (peso)/(benefício do sistema) a ser escolhido.

Os quatro principais tipos de ignição são: pirotécnica, por gerador de gás, por sistema gás-dinâmico e por resistência elétrica.

Os ignitores pirotécnicos são ativados por uma corrente elétrica. Funcionam pelo aquecimento de uma resistência pequena coberta com material pirotécnico. O material da resistência tem de suportar temperaturas elevadas, o suficiente para iniciar o processo de combustão sem fundir. O calor gerado por um resistor elétrico libera energia suficiente para causar a ignição do material pirotécnico.

Os ignitores utilizados em motores de foguete são denominados “de alta corrente”. Estes servem primordialmente para evitar a perda do propelente que é consumido de forma prematura durante a pressurização do dispositivo de ignição. Este gasto é substituído pela combustão de uma carga pirotécnica que gera os gases quentes por tempo suficiente para

completar a ignição. Este processo ainda fornece ao motor a pressão constante definida em projeto, sem a perda de mais propelente. A resistência do ignitor, também chamada fusível, consiste em segmento de material com ponto de fusão elevado, sendo o material mais comum a liga de cromo-níquel. Estes fios são utilizados na indústria como resistências elétricas para aquecimento. Por este motivo, os dados sobre a relação entre a corrente elétrica aplicada e a temperatura na superfície do fio são facilmente encontrados. A desvantagem deste sistema é a possibilidade de apenas uma carga de ignição. Como solução pode-se criar múltiplos compartimentos desencadeados em momentos diferentes, no entanto o sistema torna-se mais complexo e dispendioso.

O segundo sistema é o gerador de gás, que atua como um motor foguete auxiliar, em menor grau. Usando propelente sólido ou líquido, o gerador de gás trabalha a uma pressão muito elevada, cerca de 250 a 300 atm. Sua função é injetar gás quente a alta pressão para iniciar a combustão do propelente que passa pela placa injetora. O gerador de gás utiliza, em geral, propelente sólido e uma vela de ignição, como pode-se observar na Figura 2.6. Este componente está acoplado externamente ao motor e possui um canal conectado à placa do injetor. Em motores a propelente pastoso o gás entra em contato direto com a massa extrudada iniciando a ignição do propelente. Porém, em extrusores mais elaborados, o gás flui através de canais no interior do extrusor, pré-aquecendo a pasta e finalmente saindo através de orifícios adjacentes. Este pré-aquecimento confere à queima maior eficiência.

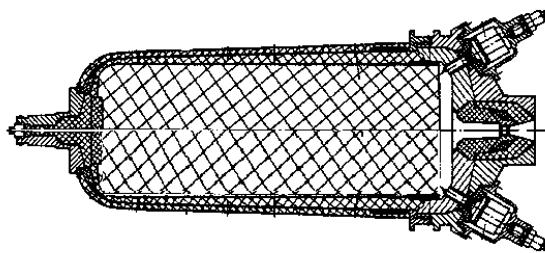


Figura 2.6 Gerador de gás utilizando propelente sólido (livro de В.И. Петренко e М.И. Соколовский)

A desvantagem do sistema gerador de gás é o aumento de peso devido ao reservatório externo no qual o gerador de gás é armazenado. Além deste problema, surge a necessidade de adicionar um gerador de gás para cada nova ignição necessária, pois cada aparato desempenha apenas uma operação de queima.

O terceiro sistema de ignição é chamado sistema gás-dinâmico. Neste sistema os gases GO_2 e GH_2 são canalizados para o misturador. Nesta região, a mistura de propelentes é dirigida através do bocal sônico para a cavidade ressonante, onde o gás é excitado, proporcionando o surgimento de ondas de choque. Como resultado destas oscilações provenientes das ondas de choque, parte do propelente se mistura no interior do ressonador e, como consequência do seu aquecimento o gás ignita. As chamas abandonam o ressonador e inflamam a mistura total que chega através do bocal sônico. Este tipo de dispositivo de ignição, que utiliza um oxidante e um combustível pré-misturados, não pode ser usado para a combinação gás-líquido, tal como GO_2 /querosene, pois o líquido introduzido no ressonador através do bocal poderia obstruir ou entupir a cavidade, afetando a qualidade da ignição. Outra dificuldade apresentada por este par propelente é a possibilidade de uma auto-ignição precoce dos gases, podendo causar a destruição do aparato ou problemas de segurança.

O quarto sistema de ignição consiste em uma placa de tungstênio (W), com o mesmo número de furos e diâmetro externo do extrusor. Seu diferencial é a perfuração concêntrica, mas com maior diâmetro cerca de 1 ou 2 milímetros. A placa é montada abaixo do extrusor e tem uma espessura significativamente menor. Durante a ignição, o componente recebe uma corrente elétrica constante que aquece a placa inteira por efeito Joule. A energia necessária para aquecer a placa de tungstênio é fornecida por baterias, que produzem diferença de potencial suficiente para alcançar o calor de formação do propelente e iniciar sua combustão. Após ser extrudada, a pasta entra em contato com a placa de ignição e recebe o calor necessário, sem a necessidade de vaporização do propelente ou da adição de qualquer composto catalítico. Este modelo pode ter geometria semelhante à Figura 2.7, na qual se apresenta o sistema sem a bateria. Este sistema pode ser considerado o mais vantajoso devido ao menor peso comparado aos outros sistemas. A menor complexidade e a capacidade de realizar tantas ignições quanto forem necessárias, sem precisar recarregar o componente, também são pontos positivos. Tendo somente a bateria como componente externo, o espaço ocupado pelo sistema é ínfimo.

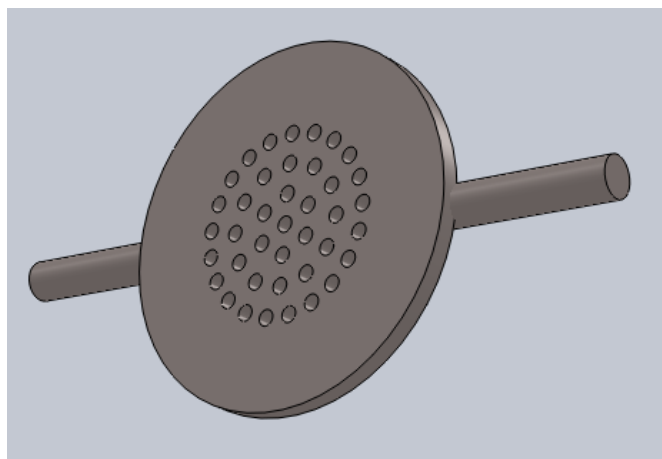


Figura 2.7 Placa de tungstênio que pode ser alimentada por baterias, ligadas às duas extremidades da placa

O tungstênio, chamado ainda de volfrâmio, é um elemento químico de símbolo W, número atômico 74, com massa atômica 184 u situado no grupo 6 da classificação periódica dos elementos. É um metal de transição que, à temperatura ambiente, encontra-se no estado sólido. Metal escasso na crosta terrestre, encontrado em forma de óxido e de sais em certos minérios tais como wolframita e scheelita, dentre outros. De cor branca acinzentada, brilhante, muito duro e denso, tem o ponto de fusão mais alto de todos os elementos. É utilizado em filamentos de lâmpadas incandescentes, em resistências elétricas, em ligas de aço e na fabricação de ferramentas.

O tungstênio puro é um metal duro de aspecto branco a cinza. Quando muito puro pode ser cortado com uma serra de metais, forjado e trefilado. Quando impuro, costuma ser frágil e difícil de ser trabalhado. O elemento apresenta o mais elevado ponto de ebulição (5657°C), a menor pressão de vapor e a mais elevada resistência à tensão em temperaturas acima de 1650°C , entre todos os metais. Sua resistência à corrosão é excelente e só é atacado ligeiramente pela maioria dos ácidos minerais diluídos.

O tungstênio, quando exposto ao ar, forma na sua superfície um óxido protetor, porém pode ser oxidado em alta temperatura. Quando adicionado em pequenas quantidades ao aço eleva consideravelmente a sua dureza. Este metal possui uma enorme gama de usos, largamente utilizado na forma de carbonetos (W_2C , WC). Os carbonetos, devido à elevada dureza, são usados para revestir brocas de perfuração de solos utilizados em mineração, indústria petrolífera e indústrias de construção. É extensivamente usado em filamentos de lâmpadas incandescentes e válvulas eletrônicas como eletrodos.

O ponto de fusão elevado do tungstênio é apropriado para aplicações aeroespaciais, em válvulas de propulsores de mísseis e aeronaves. Por ser resistente a altas temperaturas, é usado também em calefação, indústrias de fundição e nuclear.

As propriedades dureza e densidade tornam este metal ideal para a fabricação de ligas de metais pesados. Tais ligas podem ser utilizadas em armamentos, dissipadores de calor e em aplicações de alta densidade tais como pesos e contrapesos.

Visando uma melhor distribuição da corrente elétrica pelo sistema de ignição foi proposta uma simplificação do modelo. No modelo anterior o prato possui diferentes áreas transversais no sentido em que a corrente elétrica o percorre, dificultando a passagem homogênea de calor. A simplificação trata-se da confecção de fio trançado de tungstênio formando uma teia quadriculada como disposto na Figura 2.8.

O número de linhas e colunas dessa teia vai depender do número de furos contidos no extrusor. Essa dependência surge porque o fio deve ter espaçamento menor ou igual ao diâmetro dos furos, garantindo assim que o propelente, após extrudado, tenha contato direto com o fio aquecido.

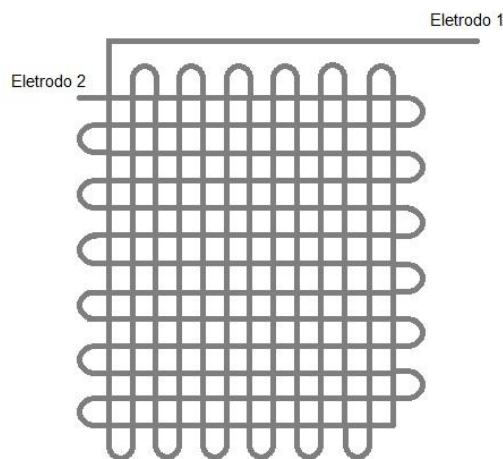


Figura 2.8 Representação do sistema de ignição utilizando fio de tungstênio.

O segundo modelo proposto reduz ainda mais o peso do sistema, e possibilita a obtenção de uma bateria mais simples. Deve-se observar que a resistência de um fio contínuo trançado é maior do que vários fios ligados em paralelo, justificando assim a possibilidade do uso de bateria mais simples.

2.5. CÂMARA DE COMBUSTÃO

Por definição a câmara de combustão é geralmente de geometria cilíndrica consiste na região onde o propelente é convertido para a fase gasosa para reagir quimicamente. No interior da câmara, parâmetros ideais como a pressão interna e a temperatura são fatores fundamentais para o funcionamento efetivo do motor. Outra geometria recentemente desenvolvida para a câmara resulta da forma de um cilindro que se estende, cobrindo uma grande porção do bocal de expansão. Este cilindro circunda o bocal de expansão e permite a comunicação entre estes dois componentes através de um canal. A função deste canal e o controle desse tipo de comunicação serão descritos nos próximos dois sistemas.

A pressão interna e a temperatura, juntamente com a taxa de oxidante e combustível, conhecida como a taxa O/F proporcionam ao motor uma queima estequiométrica. Como consequência praticamente toda a energia da reação química pode ser transformada em energia mecânica pelo bocal de expansão do motor.

O processo químico envolvido nesta câmara ocorre a temperaturas extremamente altas, atingindo valores próximos de 3700 K ou até mesmo mais elevados. A temperatura e a pressão da câmara influenciam diretamente o empuxo e o impulso específico gerado pelo foguete. Os parâmetros da câmara de combustão são igualmente afetados.

No motor a propelente pastoso em questão, a temperatura não deve exceder 2500K e a pressão na câmara é pré-determinada em aproximadamente 40 atm. Considerando-se que este componente do motor é submetido a estes fatores extremos, definir a composição dos seus materiais é de grande importância.

O interior da câmara de combustão, por estar em contato direto com a chama de até 2500K, é composto por uma camada de grafite pirolítico. O grafite é muito eficiente quando utilizado como condutor térmico e altamente resistente ao fogo. O tipo pirolítico é uma forma relativamente pura de carbono que tem a superfície lisa e de comportamento microscópico completamente apolar

O exterior da câmara de combustão é feito de polímero reforçado com fibra de carbono, conhecido como (*Carbon fiber reinforced polymer*) ou *CFRP*. Trata-se de um forte e leve polímero reforçado com fibras, que contém fibras de carbono. O polímero epóxi é o mais utilizado na maioria dos casos, mas outros polímeros, tais como poliéster, éster de vinil, ou nylon, podem cumprir o mesmo propósito. O composto pode conter outras fibras, tais

como o Kevlar, fibras de alumínio, ou as fibras de vidro, bem como fibras de carbono. É excelente para ser usado quando uma elevada relação de resistência/peso e uma boa rigidez forem necessárias. Embora não esteja em contato direto com a chama, este componente também dispõe de uma alta resistência ao calor, por possuir a maior parte de sua composição de carbono. Este material tem uma resistência à tração elevada e portanto, suporta as altas pressões encontradas na câmara de combustão.

A espessura projetada para tal material é suficiente para evitar fissuras ou até mesmo explosões devido à flutuações de pressão no interior da câmara. Deve-se considerar como parâmetro preventivo o caso de uma chama consumir o revestimento, visando evitar uma diminuição perigosa na espessura, e falha no motor. Além desses fatores, a extrema vibração e o comportamento acústico dentro do motor foguete geralmente resultam em picos de tensão bem acima dos valores médios, especialmente na presença das ressonâncias e turbulências do gás.

A combustão pode apresentar instabilidades indesejáveis, de natureza súbita ou periódica.

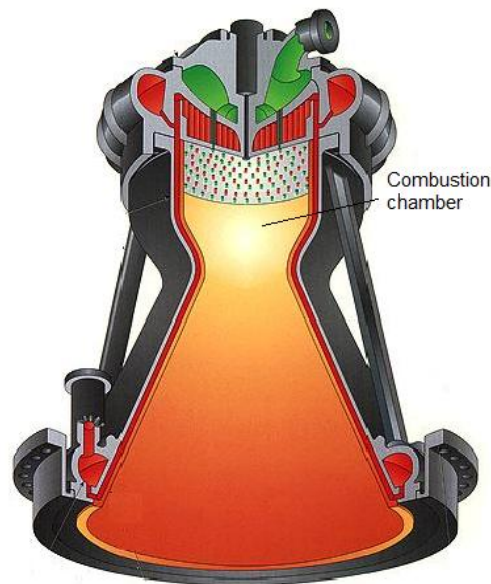


Figura 2.9 Câmara de combustão com geometria cilíndrica para propelentes líquidos.

(imagem retirada de www.pwengineering.com)

A pressão na câmara de injeção pode aumentar até que o fluxo propelente que foi extrudado através da placa diminua. Em momento posterior a pressão cai e o fluxo

aumenta, injetando mais propelente na câmara de combustão que se consegue queimar. Em um instante depois, novamente aumenta a pressão na câmara, repetindo o ciclo sem realizar uma combustão estável. Isto pode conduzir a oscilações de grande amplitude de pressão que podem danificar o motor.

Outro modo de falha é a deflagração da transição de detonação, quando a onda de pressão supersônica formada na câmara de combustão pode destruir o motor. Tais fenômenos ocorrem na região apontada na Figura 2.9, podendo se estender por todo o sistema propulsivo.

As instabilidades de combustão podem ser causadas por:

- Restos de solventes de limpeza do motor;
- Ondas de choque refletidas;
- Instabilidade inicial após a ignição;
- Explosão próxima à bocal de expansão, que reflete na câmara de combustão, dentre outros fatores.

Em projetos de motores estáveis as oscilações são rapidamente suprimidas, em projetos instáveis persistem por longos períodos. Supressores de oscilação são comumente usados.

Existem três instabilidades de combustão principais: a de funcionamento ruidoso denominada *chugging*; a instabilidade que proporciona zumbidos no motor, conhecida como *buzzing*; e instabilidade que ocasiona rangidos no motor, com paradas abruptas denominadas *screeching*. Cada uma delas pode provocar diferentes problemas operacionais em motores de empuxo.

O efeito *chugging* é uma oscilação de baixa frequência de alguns Hertz na câmara de pressão. O efeito é geralmente causado por variações de pressão nas linhas de alimentação, devido a variações na aceleração do foguete. O *chugging* pode ser minimizado através da utilização tubos de amortecimento cheios de gás nas linhas de alimentação com gases propelentes de alta densidade.

No motor pastoso *RPUPF* este problema não ocorre, pois a alimentação da câmara de combustão não é feita através de tubos, mas sim por um sistema de injeção direta.

O efeito *buzzing* pode ser causado devido a queda ou insuficiência de pressão através dos injetores. Isto é mais inconveniente do que nocivo para o motor, porém, em casos extremos,

a combustão pode acabar sendo forçada para trás através dos injetores. O refluxo pode provocar a explosão do monopropelente.

Para evitar este problema, motores pastosos utilizam a injeção de quantidade de combustível pouco maior do que o fluxo de queima na câmara de combustão, evitando assim o refluxo da chama.

O efeito *screeching* é o mais imediato em causar danos e o mais difícil de se controlar. Ocorre devido à acústica no interior da câmara de combustão, que muitas vezes se origina de pares de processos químicos de combustão. Estes processos são causadores de liberação de grande energia, podendo ocasionar uma instabilidade ressonante "abrupta". Denominada *screeching*, geralmente leva à falha catastrófica devido ao afinamento da camada limite de isolamento térmico.

Tais efeitos são muito difíceis de prever analiticamente durante o processo de projeto. São geralmente considerados como caros, demorados e necessitam ser testados extensivamente, além de combinados por tentativa e erro para se tomar medidas de correção e ajustes.

O teste para a possibilidade de *screeching* às vezes é feito explodindo pequenas cargas no exterior da câmara de combustão com um tubo configurado tangencialmente à câmara de combustão. Próxima aos injetores a explosão visa determinar a resposta de impulso do motor, e em seguida, a avaliação do tempo de resposta da câmara de pressão, que ao se recuperar rapidamente, indica um sistema estável.

Este problema pode existir no motor *RPUPF*, no entanto, com uma câmara de combustão bem concebida e um sistema de ignição funcionando corretamente, estabilizar a câmara torna-se um processo simples e livre de preocupações.

2.6. BOCAL DE EXPANSÃO

Os bocais de expansão têm como função guiar e acelerar os produtos da combustão, sendo utilizados tanto em foguetes quanto em motores a jato. Visando maximizar a velocidade de escape na área de saída, valores supersônicos podem ser atingidos. O bocal de expansão é capaz de realizar esta função apenas devido a sua geometria. O clássico bocal de expansão convergente-divergente também é conhecido como Bocal de La Val (Figura 2.10) ou Bocal Supersônico. O objetivo de acelerar os gases da combustão até atingir altas velocidades

pode ser alcançado pelo projeto de uma geometria que se aproxime teoricamente de ser isentrópica.

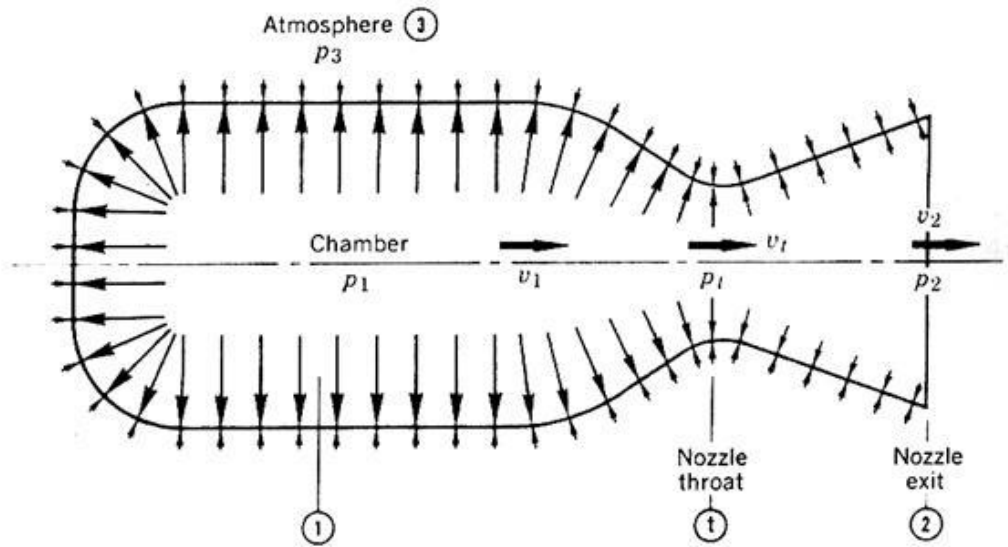


Figura 2.10 Geometria do bocal de expansão de La Val, com as pressões e velocidades na câmara de combustão, área da seção crítica, saída do bocal de expansão e atmosfera.

A máxima aceleração de um foguete pode ser definida como um dos fatores limitantes de projeto, e em geral é definida pelos parâmetros e necessidades da missão em questão. Pela relação direta entre massa, aceleração e força, pode-se afirmar que o empuxo é definido como um fator de projeto preliminar, sendo um dos valores chave para o projeto de um foguete.

Com o propelente pastoso e sua viscosidade característica, altas acelerações não são problema, fazendo com que o único fator limitante para a aceleração seja a resistência dos materiais que constituem o foguete. A força de empuxo é produzida pelo motor foguete através da combinação da aceleração dos gases provenientes do bocal de expansão. Estes produzem o chamado momento de empuxo, e o balanço resultante das pressões que atuam dentro do motor.

O empuxo está diretamente relacionado com a pressão na câmara de combustão e a área da seção crítica. Conseqüentemente, para se aumentar o empuxo basta aumentar a área da seção crítica, mantendo a pressão na câmara constante, ou aumentar a pressão na câmara, mantendo a área da seção crítica. Pode ser limitado por uma série de fatores de projeto,

como os limites de dimensão e custos de material. Adicionalmente, o empuxo não sofre grandes mudanças a partir de certa relação entre a pressão da câmara de combustão e a saída do bocal de expansão.

Dois motores com o mesmo empuxo não necessariamente possuem o mesmo desempenho e capacidade. O *booster*, nome dado aos motores complementares da fase de voo de aceleração, possui um elevado empuxo, porém um pequeno tempo de operação. Já os *sustainers*, motores utilizados nos estágios seguintes, apresentam valores de empuxo muito menores e operam por longos períodos de tempo.

O *RPUPF* tem a funcionalidade de um *sustainer*, uma vez que as suas missões são longas e é seu papel ser usado como motor de manobra e de inserção de órbita. Tais tarefas levam vários segundos de operação, e não necessitam de empuxo tão elevado.

O bocal de expansão tem três tipos principais de materiais na sua composição, sendo que dois deles estarão em plena exposição ao calor e ao fogo provenientes da combustão. A área do bocal que receberá mais calor e maior atrito proveniente dos produtos de combustão é a denominada seção crítica. Nela os gases de combustão passam com grande aceleração e, conseqüentemente, liberam grande quantidade de calor, devido à diminuição da área da seção pela qual estão fluindo.

Nesta região a necessidade de material muito resistente ao calor, com ponto de fusão elevado, faz com que a melhor alternativa para revestir a área seja a utilização de tungstênio. Outro metal mais leve com características semelhantes recebe a preferência para esta aplicação: o molibdênio.

O revestimento de molibdênio é recomendado para os motores de temperatura na região crítica de até 2800 K. Esta temperatura é compatível com os motores de baixo empuxo como o motor em estudo. Para os motores com temperaturas mais elevadas, de até 3500 K, ligas de suporte tais como o níquel-tungstênio ou de cobre-tungstênio são apresentadas como boas soluções, apesar de serem mais densas do que o revestimento de molibdênio.

Depois da seção crítica a temperatura do gás sofre uma queda drástica, mas permanece ainda muito elevada. Por este motivo o uso de materiais resistentes ao calor também é necessário, em especial no interior do bocal de expansão. A área interior do revestimento é composta por uma camada espessa de *CFRP*, por se tratar de um material muito resistente e leve, reforçado com fibra de um polímero especial que contém fibras de carbono. Este

material também é encontrado no exterior da câmara de combustão e na saída do bocal. Seu uso é indicado pela peculiaridade de resistir às vibrações resultantes do deslocamento do ar causado pela chama.

No revestimento exterior do bocal de expansão está o *SVM* ou Kevlar-49, eventualmente revestido por uma camada de fibra de vidro. Este material provê elasticidade ao bocal de expansão e resistência à tração suficiente para resistir aos esforços mais extremos aos quais a mesma pode ser submetida. Em motores de baixo empuxo a espessura aproximada do bocal é de 10 a 20 mm, dos quais 50% consistem em revestimento interno e 50% compõem o revestimento externo. A espessura da seção crítica é geralmente um pouco maior, e, em alguns casos, é conjugada com o material da extremidade da câmara de combustão.

2.7. SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE UTILIZANDO GÁS

Durante a realização de um voo, girar ou rolar pode ser realizado em torno de um ou mais dos três eixos de coordenadas. Estes movimentos são chamados dentro da aeronáutica de rolagem, arfagem e guinagem. O ponto em que todos esses três eixos se interceptam é considerado o centro de massa do corpo. Para o voo de um foguete, os eixos arfagem e guinagem são os mais importantes, pois qualquer movimento nestas duas direções pode causar ao foguete o direcionamento para fora do curso estipulado.

O eixo de rolagem é o menos importante, pois o movimento ao longo deste eixo não irá afetar diretamente a trajetória de vôo. No entanto, o movimento de rolagem vai ajudar a estabilizar o foguete, proporcionando a conservação do momento angular da estrutura. Buscando evitar movimentos indesejados um sistema de controle é necessário para impedir, ou pelo menos minimizar, os movimentos instáveis.

Os sistemas de controle de atitude do foguete podem ser os mais variados. Os dois grupos principais destes sistemas são os sistemas mecânicos e os sistemas gás-dinâmicos. Os tipos de controle em foguetes podem ser ativos ou passivos. Controles passivos são dispositivos fixos que mantêm foguetes estabilizados por sua própria presença no exterior do foguete. Controles ativos podem ser movidos enquanto o foguete está em voo para estabilizar e orientar o veículo.

Com a chegada da modernidade aeroespacial no século 20, novas formas foram procuradas para melhorar a estabilidade e ao mesmo tempo reduzir o peso total do foguete. A resposta encontrada foi o desenvolvimento de controles ativos. Sistemas de controle ativos incluem:

- Palhetas;
- Aletas basculantes;
- *Canards*;
- bocais de expansões utilizando atuadores e braços articulados denominados cardans ou *gimbals*;
- Foguetes vernier;
- Injeção de combustível direcionada;
- Controle de atitude de foguetes.

As aletas basculantes e *canards* são muito semelhantes um ao outro em sua aparência. A única diferença real entre eles é a sua localização nos foguetes. *Canards* são montados na extremidade frontal do foguete enquanto as aletas basculantes estão na parte traseira. Em voo, as aletas basculantes e *canards* são movimentadas como lemes para desviar o fluxo de ar e fazer com que o foguete mude seu curso.

Sensores de movimento localizados no corpo do foguete detectam mudanças de direção não planejadas, e as correções podem ser feitas pela inclinação leve das aletas e *canards*. O que torna estes dois dispositivos vantajosos é o seu tamanho e seu peso. Eles são menores e mais leves e produzem menos arrasto do que aletas grandes.

Outros sistemas de controle ativo podem eliminar aletas e *canards* totalmente. Através da mudança da inclinação do ângulo em que o gás de exaustão deixa o motor foguete. Modificações intencionais no curso do foguete podem ser feitas durante o voo também se utilizando deste conceito. Várias técnicas podem ser utilizadas para mudar a direção de exaustão.

Palhetas são pequenos dispositivos que se assemelham a aletas que são colocados dentro do escape do motor foguete. A inclinação das palhetas desvia a exaustão, e por ação e reação o foguete responde apontando para o lado oposto.

Outro método para alterar o sentido de exaustão é a utilização do bocal com junta de cardan, também conhecida como *gimbal* e mostrado na Figura 2.11. Um bocal articulado como este é capaz de influenciar o movimento do foguete enquanto os gases de escape passam através do mesmo. Pela inclinação do bocal do motor na direção correta, o foguete responde mudando seu curso.

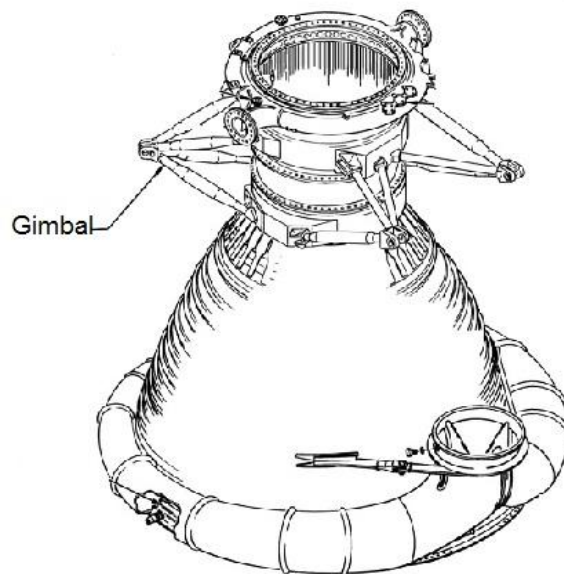


Figura 2.11 Sistema que utiliza o *gimbal* para direcionar o bocal de expansão e proporcionar o controle de atitude

Foguetes Vernier podem também ser utilizados na tarefa de mudança de direção. Consistem em pequenos foguetes montados na parte externa do motor principal, e quando necessário, são ligados para se produzir a mudança de curso desejada.

No espaço, apenas rotacionando o foguete ao longo do eixo de rolagem ou utilizando controles ativos envolvendo a exaustão do motor, o foguete pode ser estabilizado ou mudar sua direção. Por inexistir condições atmosféricas no espaço, aletas e canards não têm função alguma nesta região.

Os tipos mais comuns de controle ativo utilizados no espaço são de controle de atitude de foguetes. Pequenos grupos de motores são montados em todo o veículo, como na Figura 2.12. Ao disparar a combinação certa destes pequenos foguetes, o veículo pode ser voltado em qualquer direção. Assim que eles são destinados corretamente, reinicia-se o motor principal, enviando o foguete na nova direção.



Figura 2.12 Sistema de controle de atitude desenvolvido pela ATK e Lockheed Martin para a NASA

Os dois sistemas que serão descritos neste trabalho são sistemas ativos, e ambos do tipo gás-dinâmico. O primeiro sistema consiste em quatro canais na saída da câmara de combustão conectados a quatro pontos igualmente espaçados na saída do bocal de expansão, como na Figura 2.13. Esta conexão é feita através de um tubo externo e cada tubo tem sua respectiva válvula que controla a abertura da passagem dos gases de combustão. Através delas pode-se permitir grandes fluxos para manobras bruscas e rápidas ou fluxos menores para manobras mais sutis e que necessitem maior precisão. Estes gases são injetados na saída do bocal de expansão, movendo o fluxo que vem da garganta e a partir deste deslocamento o foguete passa a tomar uma nova direção. Este sistema é vantajoso em relação aos sistemas mecânicos, pois não tem partes móveis. Sistemas mecânicos que movem todo o conjunto do bocal de expansão, como por exemplo os *gimbals*, requerem materiais de baixa fricção, além de cuidado especial com a possível fuga dos gases de combustão através das articulações.

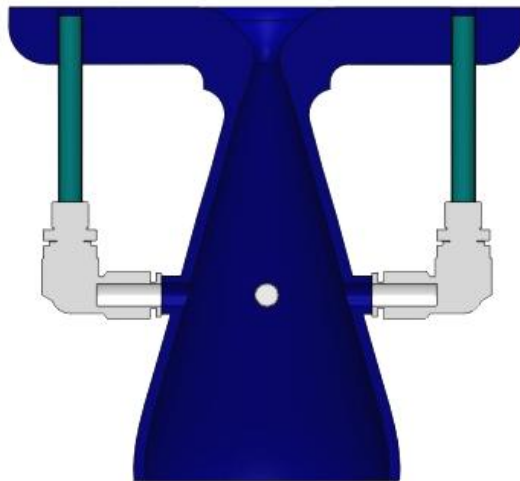


Figura 2.13 Esboço simplificado do sistema de controle de atitude utilizando uma tubulação externa e válvulas

A simplicidade e redução de peso do sistema é vantajosa sobre os sistemas hidráulicos necessários para mover o bocal como o *gimbal*. Este deve ser robusto devido ao peso de todo o conjunto e os materiais geralmente utilizados neste sistema. A única desvantagem apresentada pelo sistema gás-dinâmico em questão é a possível queda de pressão através do pequeno tubo que liga a câmara à saída do bocal. Deve-se atentar também à perda de calor que pode ocorrer no processo de passagem do gás pelos tubos, sendo facilmente contornada com o uso de isolantes.

O segundo sistema é muito semelhante ao primeiro, pois também consiste na injeção do gás na saída do bocal de expansão através da câmara de combustão. No entanto, a maneira pela qual os gases são conduzidos à bocal de expansão é que diferenciam este modelo. Neste sistema, a câmara de combustão estende-se em torno do bocal tocando suas paredes. Através das duas paredes 4 aberturas estão situadas igualmente espaçadas, sendo cada uma selada por atuadores. Estes atuadores movimentam-se abrindo e fechando a passagem de gás da câmara, como pode ser visto na Figura 2.14. Este sistema possui todas as vantagens do sistema anterior, somado ao fato de que não existe perda de carga, decorrente do uso de tubos como no sistema anterior, porque a ligação é direta entre os componentes. Não há perda de calor, pois nem o gás, nem o sistema estão diretamente expostos ao ambiente,

reduzindo a chance de perda de empuxo no sistema de controle de atitude (Бондаренко 2010).

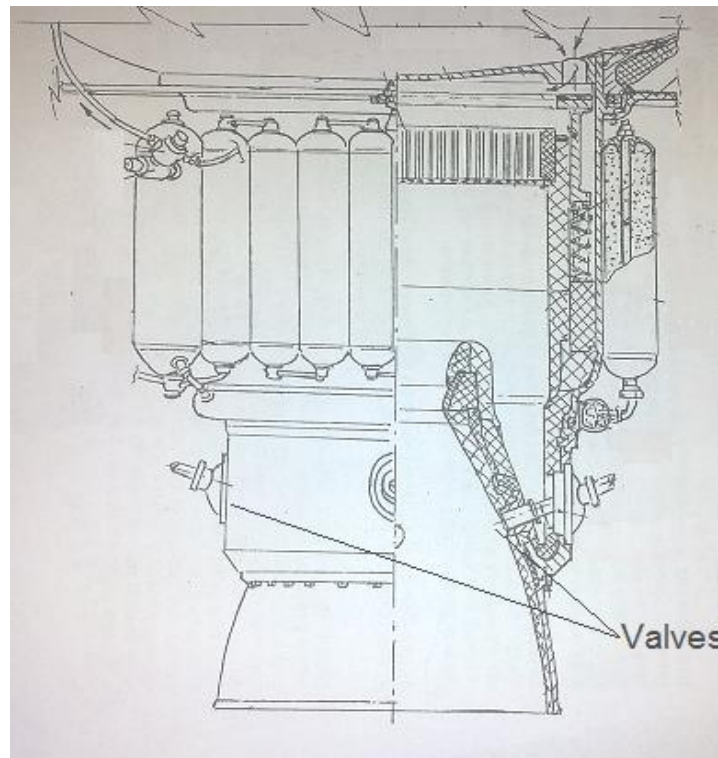


Figura 2.14 Sistema de controle de atitude utilizando câmara de combustão estendida. (Desenho esquemático retirado de patente ucraniana)

2.8. SISTEMA DE PRESSURIZAÇÃO

Os sistemas de pressurização presentes em motores foguetes são determinados principalmente pelo tamanho do motor e o tipo de missão, além da relação custo-benefício da razão peso/eficiência. Motores robustos e com fluxo de massa elevado, como sistemas propulsivos de primeiro e segundo estágios, normalmente utilizam como elemento pressurizador a turbo-bomba. Estas proporcionam alta pressão e conseqüentemente, grande fluxo de propelente durante a queima.

Motores menores, que trabalham com pressões mais baixas, permitem o uso de sistemas menores, menos complexos e igualmente eficazes. Soluções como tanques de hélio, pressurização por aquecimento, entre outros sistemas que utilizam gás quente para ajudar a pressurização podem ser escolhidos para tal tarefa.

O meio mais simples e mais comum de pressurização dos propelentes é forçá-los para fora de seus respectivos tanques, deslocando-os com o uso de gás de alta pressão. Este gás é injetado para dentro dos tanques de propelente sob pressão controlada, possibilitando assim uma descarga controlada de propelente. Devido à sua relativa simplicidade, motores foguete de sistemas de alimentação pressurizados podem ser muito confiáveis.

Em geral, o sistema de alimentação pressurizado tem desempenho superior ao veículo com sistema de turbo-bomba quando o impulso total ou a massa do propelente é relativamente baixa. No motor do trabalho em questão a pressão da câmara é baixa, a relação de empuxo por peso é baixa, e ainda há o mecanismo de repetidos pulsos de empuxos de curta duração.

Tanques espessos, de paredes pesadas para conter o propelente e o gás de pressurização, geralmente constituem a principal massa inerte do motor. Em alguns sistemas de alimentação por turbo-bomba as pressões do tanque de propelente e as massas de tanque são muito pequenas não justificando seu uso. Sistemas de turbo-bomba geralmente proporcionam um desempenho superior quando o impulso total do veículo é grande e a pressão na câmara é mais elevada.

O sistema de alimentação pressurizado pode ser relativamente simples, capaz de realizar apenas uma única operação de partida, todo pré-fabricado. Pode ser também bastante complexo, como ocorre em vários propulsores reinicializáveis ou sistemas reutilizáveis.

Se o sistema de propulsão tem a função de ser reutilizável ou faz parte de um veículo tripulado, os requisitos de confiabilidade são muito elevados. Nestes casos a tripulação do veículo pode monitorar e substituir comandos automáticos, tornando o sistema de alimentação mais complexo, com mais características de segurança e redundâncias, e conseqüentemente, mais caro.

Os fluxos pneumáticos (pressurização de gás) e hidráulicos (de propelente) no motor líquido são importantes para determinar e analisar certos parâmetros a respeito do sistema. Para proporcionar um fluxo ideal e balanço de pressão entre o fluxo de oxidante e de combustível é necessário conhecer todos os trajetos que percorrem e constituem o sistema. Algumas destas análises podem fornecer informações sobre condições transientes (resultantes do preenchimento de passagens) durante a partida, decaimento do fluxo após corte da alimentação ou instabilidades de fluxo.

Uma vez que o *RPUPF* é um motor de estágio superior e conseqüentemente, pequeno, o uso de turbo-bombas não é necessário, nem vantajoso. Portanto, o sistema mais adequado seria o de alimentação pressurizada.

Sendo parte muito importante do conjunto do motor, e vital na geração da propulsão, sistemas de pressurização requerem uma série de cuidados e o controle através de muitos dispositivos com vários sensores e até mesmo cuidados na fabricação.

Entre eles, pode ser levado em consideração:

- Aumentar a segurança, usando válvulas de retenção para prevenir o refluxo de propelente para o tanque de combustível causando uma mistura acidental de propelentes dentro das regiões de passagens de fluxo;
- Diafragmas ou válvulas de isolamento para isolar os propelentes em seus tanques e positivamente evitar vazamento dentro da câmara de empuxo;
- Proporcionar controle, utilizando válvulas para comandar e controlar a pressurização e fluxo para as câmaras de empuxo (iniciar / parar / acelerar);
- Sensores para medir as temperaturas, pressões, posições de válvulas, empuxo, etc;
- Controle de empuxo (válvula de aceleração) para atender ao perfil desejado de empuxo/tempo;
- Implementar a confiabilidade, usando o menor número possível prático de componentes por subconjuntos;
- Filtros para reter impurezas nas linhas de propelente, o que poderia impedir o fechamento da válvula ou de pequenos orifícios injetores conectados a mancais sofrerem desgaste devido ao atrito com as impurezas; aquecedores para evitar o congelamento da umidade presente no sistema ou de propelentes com baixo ponto de fusão;
- Possibilitar a reutilização, com provisões para drenar os propelentes restantes ou gases pressurizantes; Provisões para limpeza, expurgo, lavagem e secagem do sistema de alimentação e a recarga de propelentes e de gás de pressurização; Criação de recursos para acesso de dispositivos de inspeção, permitindo a inspeção visual em superfícies internas ou componentes;
- Permitir a utilização eficaz do propelente, proporcionando alta eficiência de expulsão do tanque com o mínimo residual possível, que corresponde ao propelente indisponível para utilização;

- Alternativamente, o uso de medidores de propelentes restantes em tanques, utilizando um medidor especial, e ajustando automaticamente a razão de mistura (estrangulamento) para minimizar o propelente residual.

A maioria dos sistemas de alimentação pressurizada utilizam um regulador de pressão para manter a pressão do tanque de propelente. Portanto o empuxo também pode ser mantido em valores constantes. A massa necessária de gás de pressurização pode ser significativamente reduzida por um sistema de descarga com queda de pressão gradativa. Os propelentes são expelidos pela expansão do gás já nos tanques maiores de propelente. A pressão no tanque e a pressão da câmara reduzem ou progressivamente decaem durante o período de expansão adiabática.

Alguns sistemas de alimentação pressurizada podem ser previamente preenchidos com o propelente e o agente de pressurização na fábrica e armazenado de prontidão para o funcionamento. Comparado a uma unidade propulsora de foguete sólido, esses pré-embalados armazenáveis com propelente líquido e sistemas de alimentação pressurizada oferecem vantagens a longo prazo. Isto ocorre devido à capacidade de armazenamento e a resistência à vibração durante o transporte e resistência ao choque, fator que é bastante relevante quando propelente sólido é utilizado. Na Figura 2.15, o esquema pode demonstrar o quanto um sistema de gás pressurizado pode ser complexo.

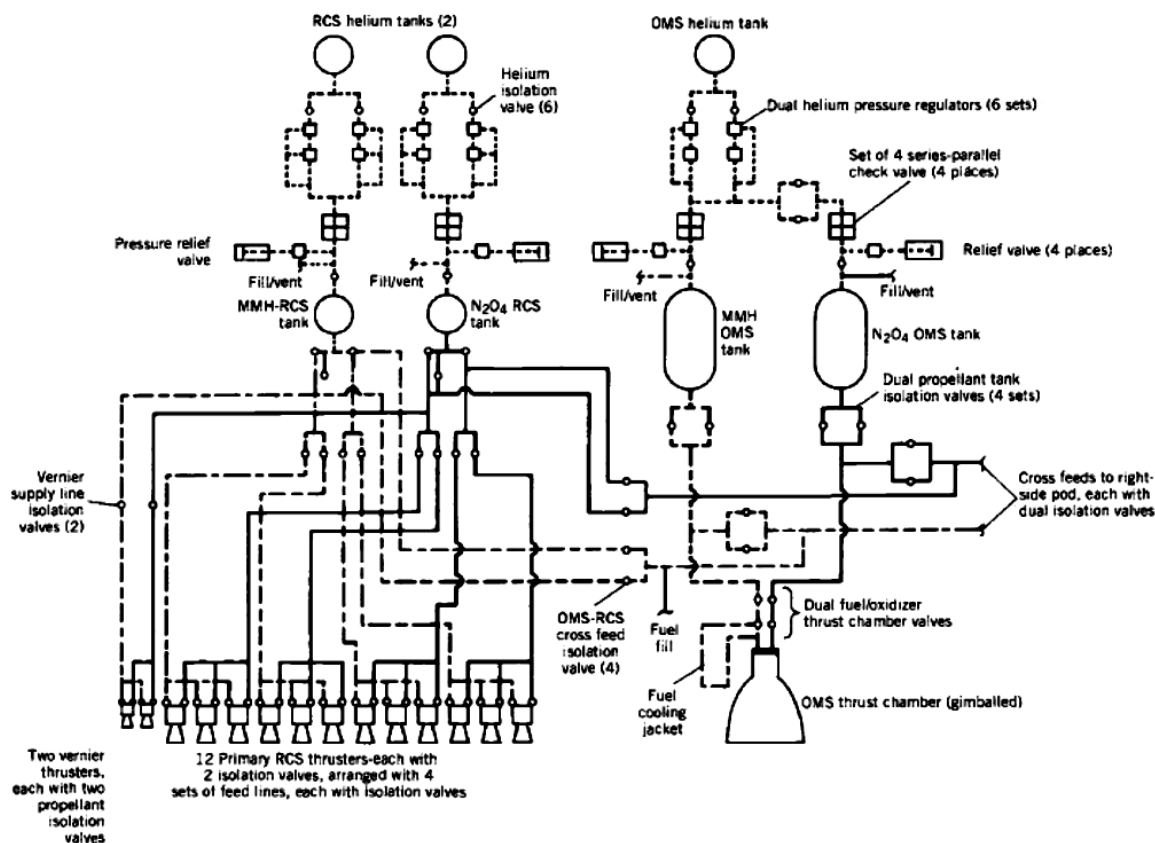


Figura 2.15 Diagrama simplificado do complexo sistema de pressurização do Space Shuttle. (Motor principal e motores auxiliares)

O nível de empuxo do foguete com sistema de gás de alimentação pressurizado é determinada pela magnitude do fluxo de propelente, que, por sua vez, é determinada pela configuração do regulador de pressão do gás. A razão de mistura de propelente neste tipo de sistema de alimentação é controlada pela resistência hidráulica das linhas de combustível líquido, o revestimento de arrefecimento, e o injetor. Geralmente, essa razão pode ser ajustada por meio de limitadores variáveis ou permutáveis.

Baseado em todos estes sistemas de pressurização, foi desenvolvida uma nova possibilidade que é a fusão de dois ou mais sistemas utilizados em motores líquidos e adaptado para aplicação em motores pastosos.

Ao contrário da maioria dos sistemas de pressurização, os quais utilizam o gás inerte hélio (He) como o gás de trabalho, o sistema proposto neste projeto utiliza o gás hidrogênio (H₂). Este gás obteve a preferência para o sistema devido a uma série de parâmetros

vantajosos, incluindo o fato de que o hidrogênio tem a metade da massa molar do hélio. Baseado nesta característica, uma redução considerável do peso do sistema é ocasionada, mais o fato de que o gás hidrogênio recebe e troca calor com mais facilidade.

Como principal característica apresentada pelo hidrogênio, de interesse neste trabalho, é o fato de que este poder ser armazenado sob a forma gasosa ou depositado em cilindros, sob pressão, à temperatura ambiente e cerca de 300 bar. Outra alternativa é ser armazenado e transportado praticamente sem pressão, sob a forma de líquido criogênico em tanques termicamente isolados.

Ao contrário de outros gases, a descompressão de hidrogênio à temperatura ambiente fornece ligeiro aumento da temperatura. A temperatura aumenta de 20 a 25°C quando a pressão diminui de 175 para 1 bar. Este aumento de temperatura não é suficiente para a auto-ignição do componente, pois esta ocorre por volta de 600 °C, e portanto, não proporciona nenhum tipo de risco.

O hidrogênio líquido (LOX) é um líquido de densidade muito baixa com cerca de 70 g/L, a -253 ° C de temperatura. O LOX pode evaporar muito rapidamente à temperatura ambiente e atingir 845 litros de gás de hidrogênio a partir de 1 litro de LOX.

O gás hidrogênio é muito versátil. Suas moléculas pequenas, encontram o caminho através de fendas ou materiais finos que seriam impermeáveis para outros gases. Devido à sua porosidade os materiais fundidos não devem ser utilizados para o armazenamento de hidrogênio, pois podem facilmente passar por situações de vazamento.

Com a capacidade de alcançar grandes pressões e receber grande quantidade de calor este gás tem excelente aplicabilidade para o sistema de pressurização e alta viabilidade, uma vez que este gás está disponível no mercado e satisfaz os requisitos do sistema.

Após selecionar o gás de pressurização, surge a necessidade de selecionar o sistema que vai aquecê-lo. Seu aquecimento irá causar sua expansão e conseqüentemente, impulsionar o propelente pastoso para a câmara de combustão.

A solução pesquisada e encontrada para o aquecimento do gás é a troca de calor com um hidreto pré-aquecido por sistema elétrico resistivo. Os hidretos também possuem a vantagem de conter hidrogênio em sua composição. Juntamente com um elemento

metálico podem também apresentar características ótimas no que diz respeito à transferência de calor.

Como etapa seguinte, a determinação do hidreto ideal para os parâmetros de projeto é um processo importante e portanto, a seleção do grupo de hidretos ideais foi utilizada de estudos anteriores (Иванченко 2008). Nos estudos os principais tipos encontrados foram MgH_2 , TiH_2 , ZrH_2 , $B_{10}H_{14}$ e AlH_3 .

Sobre eles, analisaram-se alguns parâmetros importantes, tais como:

- Massa molar do composto, a fim de reduzir o peso do sistema;
- Temperatura de dissociação;
- Estabilidade do composto;
- Dissociação de energia, dentre outros.

O composto que apresentou os melhores resultados mostrou valores médios, em situações extremas, e apresentou os melhores valores na maioria dos parâmetros considerados importantes. O hidreto de alumínio (AlH_3) foi determinado como sendo o composto que serve como melhor facilitador de transferência de calor para o gás de pressurização.

Com a temperatura de dissociação baixa, cerca de 105 °C, e a menor energia de dissociação, cerca de 0,476 kJ/mol, este composto apresenta uma característica interessante: baixa afinidade eletrônica e apesar disso um potencial de ionização elevado, fazendo com que suas moléculas sejam muito estáveis.

Para uso no sistema propulsivo *RPUPF* foram desenvolvidas partículas de AlH_3 que variam seu tamanho de 50 a 150 micrômetros. Estas partículas apresentam uma aparência cinzenta.

O sistema consiste em pequenos acumuladores ou baterias que fornecem energia suficiente para que o hidreto de alumínio atinja uma temperatura de aproximadamente 100 °C. O hidreto é armazenado em cilindros especiais de titânio, com um tubo central através do qual o gás de pressurização, neste caso o hidrogênio, percorre trocando calor com o hidreto já aquecido pela parte elétrica. Os cilindros são representados na Figura 2.16 em amarelo e demonstram a simplicidade do sistema. Após a troca de calor, o gás atinge a pressão e temperatura requeridos e é conduzido através de tubos para o topo do tanque de monopropelente. Inicia-se o processo de deslocamento do propelente para dentro da

câmara de combustão. Este processo empurra o diafragma como um êmbolo e troca calor com o propelente, reduzindo ligeiramente a sua viscosidade sem causar qualquer tipo de auto-ignição.

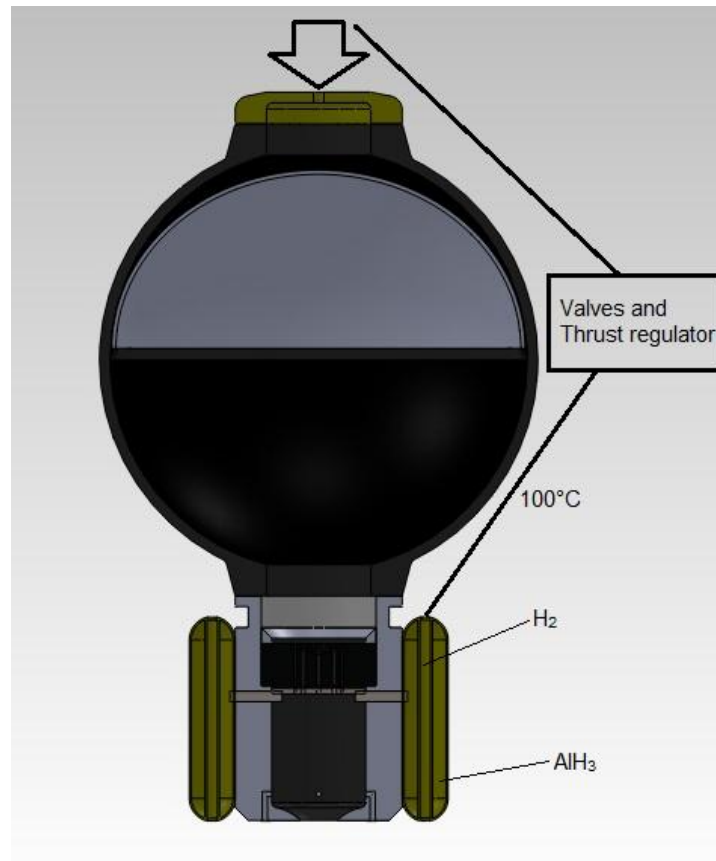


Figura 2.16 Sistema de pressurização com o hidreto AlH₃ e o gás H₂

O hidreto de alumínio é confinado nos cilindros de titânio durante todo o tempo, ou seja, não entra em contato com o propelente e não é descartado para a atmosfera. Essa determinação evita a contaminação do ambiente externo e do próprio composto, além de permitir a reutilização do sistema.

Após o período de pressurização, as baterias interrompem a passagem de energia e de gás concluindo um ciclo. Nos processos de múltiplas partidas, devido às características do hidreto e do gás, o tempo de reativação do sistema de pressurização é muito curto, sendo quase que imediato. Instantaneamente o sistema volta a injetar o propelente pastoso para

dentro da câmara e o motor é reacionado, evitando os problemas relacionados com a defasagem de resposta do mesmo. Este conjunto complementa a válvula de controle de empuxo situada dentro do tanque de propelente.

Com relação aos sistemas utilizados nos motores líquidos, tem-se a vantagem do número reduzido de componentes e o peso do sistema como um todo, que corresponde a cerca de 2 a 4% da massa do sistema de propulsão. Esta faixa percentual é muito inferior a maioria dos outros sistemas, que abrangem de 7 a 10% da massa dos sistemas propulsivos.

Uma infinidade de configurações são possíveis para o armazenamento do gás e do hidreto, sendo viável sua aplicação em satélites, em veículos de lançamento e espaciais, sem comprometer o desempenho do sistema e ocupando menos espaço por ser menos complexo.

3 - METODOLOGIA

Depois de breve descrição de cada componente do sistema do motor pastoso, como próximo passo tem-se o cálculo dos parâmetros ideais para a concepção e construção de cada um destes componentes.

O conteúdo abaixo trata da descrição da metodologia que contém todos os cálculos e algumas análises comparativas para um projeto básico. As comparações objetivam identificar o sistema propulsivo de melhor desempenho para a missão estabelecida.

Alguns dos dados utilizados foram extraídos de documentos (Anexo C) que estão em processo de patente ou são confidenciais, e portanto, algumas fontes não podem ser citadas.

Primeiramente, os parâmetros iniciais a serem determinados dependem da missão escolhida, o que irá determinar o tempo de funcionamento do motor e o número de ignições necessárias, visto que este é um motor utilizado para inserção de órbita.

O tempo total para a missão deste estudo em particular é semelhante ao de uma missão caracterizada como uma inserção de satélite. Este tipo de missão requer um tempo de operação do motor de aproximadamente 450 segundos, sendo a primeira operação com duração de 200 segundos, a segunda operação durando 100 segundos e as outras três últimas 50 segundos cada, totalizando cinco ignições.

A partir destes dados, pode-se calcular, juntamente com as características tabeladas dos propelentes, informações tais como o volume total de propelente a ser utilizado na operação assim como o fluxo necessário de propelente para atingir o empuxo de projeto, definido em 400 Newton.

A seguir tem-se a Tabela 3.1 com algumas informações importantes sobre o propelente. Nela estão contidos somente valores médios, para fins de cálculo, pelo fato de o propelente ainda estar sob processo de classificação.

Tabela 3.1 Características gerais do monopropelente pastoso (valores médios)

Característica	Valor	Unidade
Calor de formação	1840,8	kJ/kg
Balanço de oxigênio	48,3	%

Peso molecular dos produtos da combustão	47,7	g/mol
Temperatura do gás na câmara de combustão	2935	K
Temperatura do gás na saída do bocal de expansão	788	K
Coeficiente Isentrópico	1,204	$n = c_p / c_v$
Impulso específico no vácuo a uma taxa de 40/ 0,02 atm	3005	m/s
Impulso específico na superfície da Terra a uma taxa de 40/1 atm	2565	m/s
Número de Mach	2,78	
Densidade	1660	kg/m ³
Temperatura de ignição	213	°C
Velocidade de queima do propelente a 40 atm	8,2	mm/s
Coeficiente de viscosidade dinâmica de 20°C a 25°C	6500	Poise

O valor do impulso específico no vácuo dado na tabela, em m/s, já é considerado como valor prático, onde uma perda de 8% é levada em consideração em relação ao valor teórico.

Assim, uma vez que o empuxo necessário para este motor é 400 N, o fluxo de massa necessário para o seu funcionamento adequado é dado pela seguinte equação:

$$\dot{m} = \frac{P}{I_{sp}} \quad (3.1)$$

Onde \dot{m} é o fluxo mássico, P é o empuxo desejado e o I_{sp} corresponde ao impulso específico em m/s. O valor encontrado para o fluxo mássico foi de aproximadamente 0,135kg/s, Valor este que será utilizado para os cálculos de alguns componentes citados adiante.

3.1. TANQUE DE ARMAZENAMENTO DO PROPELENTE

Após a determinação do fluxo de massa, bem como o tempo de funcionamento do motor, é possível estimar a massa de propelente, que será utilizada durante o lançamento. Deve-se levar consideração um pequeno excesso, como a parte do propelente que não pode ser conduzido até a câmara de combustão por limitações de deslocamento do diafragma. Esta massa é facilmente calculada multiplicando-se o fluxo de massa pelo tempo de funcionamento do motor. No entanto, o valor que é de interesse neste projeto é o volume ocupado pelo propelente visando encontrar o volume líquido do tanque de armazenamento. Este volume líquido é dado pela seguinte equação:

$$V_n = \frac{\dot{m} \times t_f}{\rho} \quad (3.1.1)$$

Onde V_n corresponde ao volume líquido do tanque de armazenamento, \dot{m} é o fluxo mássico mais uma vez, t_f (*time of fire*) é considerado o tempo de operação do motor, isto é, a soma dos cinco tempos de operação resultantes das cinco partidas executadas, e ρ é a densidade do propelente em questão.

O resultado encontrado, utilizando os valores da tabela e calculados previamente, é um volume líquido de 0,038 m³, isto é, 38 litros de propelente são armazenados. Este valor já considera um excesso de 5% de propelente, garantindo com segurança a operação completa do motor.

Após calculado o volume do tanque é necessário definir a sua geometria e as suas dimensões. A geometria cilíndrica dos tanques de armazenamento é amplamente utilizada em motores líquidos, principalmente devido à facilidade de inseri-los no corpo do foguete, que por sua vez também é um cilindro. Esta geometria é menos favorável que a esférica, no caso do motor a propelente pastoso, uma vez que a geometria cilíndrica ocasiona maior dificuldade de movimentação do diafragma. Esta dificuldade tem como consequência um maior espaço residual de propelente. Por se tratar de pequeno volume de combustível, em comparação com outros estágios, a forma esférica não fornece problemas de espaço e pode ser utilizada sem prejudicar qualquer fator de projeto.

Adotada a geometria esférica, o único valor a ser determinado é o diâmetro do tanque, bem como os diâmetros dos flanges superior e inferior. O flange superior é utilizado para o

acoplamento do sistema de pressurização e o flange oposto é a passagem do propelente para o extrusor, que injeta e direciona o mesmo para a câmara de combustão.

Essas dimensões devem considerar um pequeno espaço para os gases de pressurização que comprimem o diafragma contra o propelente, mais o volume útil do tanque. O diâmetro do tanque é encontrado através da seguinte equação:

$$V_t = \frac{\pi \times d_t^3}{6} \quad (3.1.2)$$

Onde V_t é o volume total do tanque de armazenamento, e d_t é o seu diâmetro. Considera-se que o volume total do tanque corresponde a um aumento de 5% do volume líquido, valor adotado para comportar os gases utilizados na pressurização do propelente e do volume ocupado pelo diafragma. O diâmetro de 425 milímetros foi encontrado, e este é o volume interno do reservatório.

No que diz respeito à espessura do reservatório, para suportar a diferença de pressão, valores distintos são atribuídos à geometria esférica do tanque. As extremidades que estão ligadas aos flanges devem ter uma espessura de no máximo 13 mm, para a seção seguinte a espessura varia entre 6mm a 8mm. Na seção central, que costuma ser ligeiramente cilíndrica, por receber menos tensão, tem a menor espessura, compreendida entre 3mm a 5mm.

É importante lembrar que os flanges metálicos são colocados juntamente com o molde. O processo de enrolamento da fibra de Kevlar + epóxi, que compõe a estrutura do tanque, é feito sobre os flanges, assegurando assim uma melhor aderência dos mesmos e evitando a necessidade de perfurar o tanque para sua fixação. A perfuração poderia levar a um enfraquecimento da região perfurada, chance de vazamentos e gerar uma possível causa de falha estrutural.

Considerando as características físicas da composição do material e as dimensões do tanque, o peso aproximado sem os flanges de metal é de aproximadamente 6 kg. Tal valor torna o uso deste tipo de tanque uma opção viável, e consideravelmente mais leve do que os tanques metálicos usuais.

3.2. SISTEMA DE EXTRUSÃO E FLUXO DE PROPELENTE

O sistema de extrusão é usado no motor foguete em questão como um substituto da placa de injeção comumente utilizada em motores líquidos.

Devido ao fato de o comportamento do propelente ser de fluido não-Newtoniano, os orifícios de extrusão possuem sua aresta superior chanfrada, formando assim um cone de propelente durante o processo de extrusão. Durante a passagem pelo bloco de extrusão, a formação do cone tem como função aumentar a superfície de contato e proporcionar uma combustão mais estequiométrica, evitando o desperdício de propelente.

Através do cálculo do fluxo de propelente necessário em cada orifício do bloco de extrusão é possível a determinar do número de furos que a placa deve possuir.

O fluxo de massa através de um furo pode ser determinado pela fórmula:

$$G_{hole} = \frac{\pi \cdot r^4 \cdot (P_T - P_C) \cdot \gamma_p}{8 \cdot l_0 \cdot \eta} \quad (3.2.1)$$

Onde G_{hole} é o fluxo mássico necessário que deve atravessar um furo da placa extrusora, r é o raio de cada furo. P_T e P_C são respectivamente, pressão no tanque de armazenamento e pressão na câmara de combustão, γ_p é a densidade do propelente, l_0 é o comprimento dos furos e conseqüentemente, da placa extrusora, e η é a viscosidade dinâmica do monopropelente.

Uma breve análise foi executada com relação aos parâmetros variáveis nesta fórmula. Na análise foi avaliado o número ideal de furos, em função de diferentes pressões da câmara de combustão. Foram utilizados como pontos de referência 4 valores de raio para os furos do extrusor. O gráfico da Figura 3.1 mostra a relação entre a pressão da câmara e o número de furos que a placa extrusora deve ter.

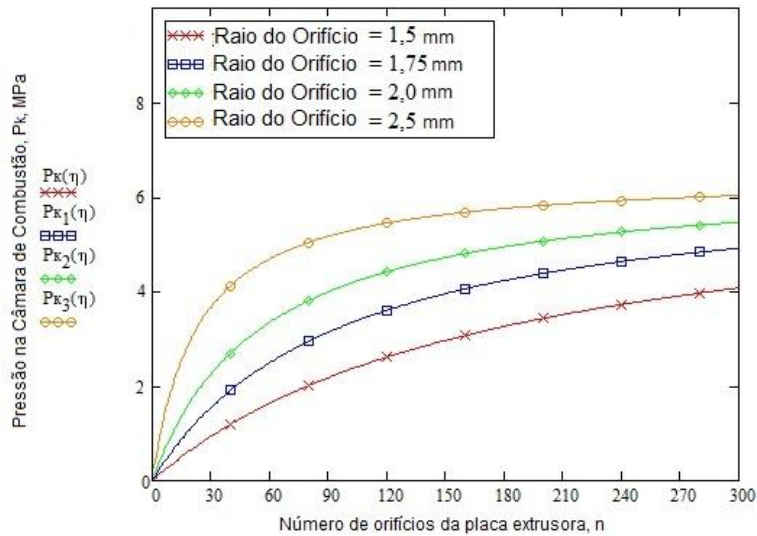


Figura 3.1 Comparação entre a pressão na câmara de combustão e o número de furos na placa extrusora, variando o raio do furo.

Para a pressão de 40 bar, pressão de projeto para a câmara de combustão em questão, e um raio do furo de cerca de 2 mm, o número de furos necessários está contido entre 90 e 120 furos. Aplicando os parâmetros acima mencionados juntamente com os contidos na Tabela 3.1, o número de furos aproxima-se de 118, podendo ser extrapolado para 120 furos.

O comprimento dos furos foi determinado como sendo de 35 mm, e a pressão no tanque de armazenamento é de 65 bar. A escolha destes parâmetros também foi determinada por análise prévia, o que identificou estes parâmetros como ideais. A análise será discutida mais adiante em cálculos relativos à câmara de combustão e ao bocal de expansão.

O controlador de fluxo de propelente do sistema, que confere ao motor a capacidade de empuxo variável localiza-se entre o tanque de armazenamento e o bloco extrusor. Sendo uma espécie de concha em forma de um tronco de cone, ele varia sua distância com relação ao bloco extrusor, permitindo a passagem de mais ou menos propelente. Este propelente passa a atravessar uma superfície limitada apenas a um anel formado entre a aresta da superfície da concha e a superfície do bloco extrusor. Esta diminuição da área de passagem do propelente proporciona modificações de velocidade de alimentação.

Considerando estas características, a determinação da velocidade de passagem do propelente é dada pela fórmula:

$$v = \frac{\dot{m}}{\pi \cdot d_v \cdot \delta \cdot \gamma_p} \quad (3.2.2)$$

Na qual os parâmetros ainda não citados são, d correspondente ao diâmetro da concha reguladora de fluxo, e δ correspondente à altura da válvula de concha com relação ao bloco extrusor.

O fluxo de propelente através da válvula v é de aproximadamente 6,2 cm/s, enquanto o diâmetro da válvula é de 105 mm. A altura entre a válvula e o bloco extrusor é de 4 mm, valor este considerado como a altura ideal para a viscosidade do propelente utilizado.

Por fim, é necessário calcular o diâmetro do bloco extrusor, considerando que ele deve conter todos os 120 orifícios. Adicionalmente, o bloco deve possuir espaço extra para ser acoplado no interior da câmara de combustão e ainda permitir uma combustão sem perturbações. Para isto deve-se proporcionar uma pequena distância entre os furos e a parede da câmara de combustão, para evitar que as condições de fronteira interfiram no fluxo do propelente e no comportamento da chama resultante da queima.

A primeira consideração é que, experimentalmente, o número máximo de orifícios por centímetro quadrado deve ser de dois orifícios (Bondarenko 2008). Portanto, os 120 furos exigem uma área de superfície de 60 cm².

Tendo em vista que a área é correspondente a de um círculo, somada a um anel em torno de toda a circunferência para a estabilidade da combustão, pode-se calcular o diâmetro da placa extrusora através da fórmula:

$$d_{extr} = \sqrt{\frac{4 \cdot S_h}{\pi}} + 2 \cdot r_{gap} \quad (3.2.3)$$

Onde S_h é a área ocupada pelos furos e r_{gap} é o raio do espaço extra, necessário para resolver os problemas citados anteriormente. Para um espaçamento de 20 mm, o diâmetro do dispositivo de extrusão é cerca de 130mm. Considerando que em cada espaço 15 mm serão utilizados como suporte para o dispositivo de extrusão na cavidade da câmara de combustão. Os restantes cinco milímetros farão parte do diâmetro interno da câmara de combustão, num total de 100 mm de diâmetro para a câmara.

3.3. SISTEMA DE IGNIÇÃO

Inicialmente é necessário determinar a área que o sistema de ignição deverá cobrir, visto que todo o propelente extrudado deve entrar em contato com o fio de tungstênio. Considerando que a área correspondente aos furos do extrusor é circular e possui 90 mm de diâmetro, a melhor geometria para realizar a cobertura dessa área é uma estrutura quadrada com 80 mm de lado.

Considerando ainda que o número de furos calculados é de 120 furos aproximadamente, seriam necessárias treze fileiras na vertical e treze na horizontal para que 121 quadrados pudessem ser formados pela malha quadriculada.

Apenas um fio é utilizado para compor essa malha, percorrendo em ziguezague horizontalmente e, após completar as treze fileiras, compondo verticalmente a malha, completando o quadriculado.

Cada linha dessa malha demonstrada na Figura 2.8 deverá ter cerca de 80 mm de comprimento formando assim o quadrado de 80 mm de lado proposto para o sistema de ignição. Evidentemente, as seções dos fios correspondentes às extremidades do quadrado devem sofrer uma leve curvatura, buscando não ultrapassar as dimensões da área útil da câmara de combustão. A nova figura que se forma é um quadrado com as extremidades arredondadas.

Utilizando algumas das características citadas na Tabela 3.2, a configuração elétrica do sistema pode ser calculada:

Tabela 3.2 Características gerais do elemento Tungstênio

Propriedade	Valor	Unidade
Calor de vaporização	824	kJ/mol
Calor de fusão	35,4	kJ/mol
Pressão de vapor a 3680 K	4,27	Pa
Velocidade do som a 293,15 K	5174	m/s
Calor específico	132	J/(kg·K)
Condutividade elétrica a 20°C	$18,9 \cdot 10^6$	$m^{-1} \cdot \Omega^{-1}$
Resistividade elétrica a 20°C	$5,29 \cdot 10^{-8}$	$m \cdot \Omega$

Resistividade elétrica a 650°C (valor calculado por interpolação através da curva de resistividade do tungstênio)	$22,582 \cdot 10^{-8}$	$m \cdot \Omega$
Condutividade térmica	174	W/(m·K)
Densidade	19250	kg/m ³
Ponto de fusão	(3695) / (3422)	K / °C
Ponto de ebulição	(5828) / (5555)	K / °C

Para efeito de cálculo, a potência fornecida ao sistema será considerada a energia necessária para que o fio de tungstênio seja aquecido de 25 °C a 650°C. Esta é a temperatura de operação pré-determinada para o sistema de ignição.

Outra característica a ser assumida é a de que toda a energia utilizada para o aquecimento do fio será transferida para o propelente. Por este motivo é necessário o fornecimento desta potência durante todo o tempo de ignição. Este fato pode ser considerado devido à espessura do fio ser muito pequena e por ele estar em constante contato com o propelente extrudado à temperatura ambiente, transferindo calor com facilidade.

Primeiramente, calcula-se a resistência equivalente do quadriculado formado pelo fio de tungstênio, ressaltando que se trata de um único fio compondo a geometria da Figura 2.8.

Para este cálculo utiliza-se a equação:

$$R_{eq} = \frac{\rho \cdot l}{A} \quad (3.3.1)$$

Em que ρ é a resistividade elétrica do fio a 650°C, valor fornecido na tabela acima, (l) é o comprimento do fio, que corresponde a 26 trechos de 80 mm cada, totalizando 2,08 metros, e A é a área da seção transversal do fio de tungstênio, com o valor de $7,85 \cdot 10^{-7} \text{ m}^2$. O valor encontrado para a resistência equivalente foi de 0,60 Ω , fato devido à baixa resistividade deste metal, que é um ótimo condutor elétrico.

A segunda etapa é o cálculo da quantidade de calor que deve ser fornecida ao fio para o seu aquecimento de 25°C para os 650°C propostos. A equação simplificada para este fenômeno é a seguinte:

$$Q = m \cdot c \cdot \Delta T \quad (3.3.2)$$

Na qual m corresponde à massa total do fio de tungstênio, c é o calor específico do metal em questão e ΔT é a variação de temperatura proposta.

A massa m pode ser calculada utilizando o volume do fio, resultante da multiplicação da área da seção transversal (A) pelo comprimento total (l) do fio, e a densidade do tungstênio fornecida na Tabela 3.2. Multiplicando-se um pelo outro se tem como resultado uma massa de 0,0314 kg.

O calor específico também é encontrado na Tabela 3.2, com o valor de 132 J/kg·K e a variação de temperatura é de 625K. Como resultado, a energia que deve ser fornecida ao fio do sistema de ignição, durante todo o tempo de realização deste processo, deve ser provida por 2590,5 W de potência, restando apenas determinar as características finais da bateria necessária para prover essa energia ao sistema.

Após determinado o valor da potência necessária, serão utilizadas as duas equações abaixo para calcular a voltagem e amperagem necessárias respectivamente:

$$P_{ot} = \frac{U^2}{R} \quad (3.3.3)$$

$$U = R \cdot i \quad (3.3.4)$$

Nas quais, U corresponde à voltagem do sistema, R é a resistência equivalente previamente calculada e (i) corresponde à amperagem necessária para suprir esse sistema.

O valor encontrado para a diferença de potencial foi de 40 Volts, considerando uma pequena perda devido à resistência interna da bateria. Para a corrente o valor encontrado foi de 65 Ampères, provando-se que este sistema pode ser facilmente fabricado de maneira comercial.

3.4. CÂMARA DE COMBUSTÃO E BOCAL DE EXPANSÃO

A metodologia de cálculo para estes dois componentes deve ser realizada de maneira conjunta, visto que a interação entre eles faz com que atuem praticamente como um só componente.

Com exceção do material utilizado, a metodologia de cálculo e construção da câmara de combustão e do bocal de expansão para o motor a propelente pastoso se assemelha muito aos motores sólidos e líquidos.

A modificação mais evidente é a geometria da câmara de combustão que é especial por englobar o sistema de controle de atitude. Devido a esta peculiaridade é necessário um pequeno acréscimo de informações na parte de cálculo dimensional da câmara. No entanto, por se tratar de um propelente semelhante ao dos motores líquidos e sólidos quimicamente, modificando apenas suas propriedades físicas, as metodologias de cálculo termogás-dinâmica e gás-dinâmica serão abordadas da mesma maneira que em um motor líquido.

As pequenas modificações serão citadas no decorrer da metodologia, apresentando os motivos e a nova forma de abordagem.

3.4.1. Cálculo do Empuxo

O empuxo gerado pela câmara de combustão é resultado das forças dinâmicas da pressão dos gases exercidas dentro da própria câmara de combustão, provenientes dos produtos da combustão. Somado a estas se têm as forças devido à pressão do ambiente, que operam na superfície externa. As forças externas devido à resistência aerodinâmica podem ser desconsideradas, devido ao fato de o maior período de operação ser no vácuo.

O valor do empuxo da câmara de combustão pode ser encontrado da composição de duas partes, representando duas frentes de cálculo. A primeira parte consiste na análise da resultante das forças devido à pressão que atuam em toda câmara de combustão e no bocal de expansão. A segunda parte é pela equalização da quantidade de movimento.

A primeira parte, mais complexa, necessita de uma vasta compreensão do processo que ocorre dentro da câmara de combustão e do bocal de expansão. Já a segunda parte, como consequência direta da primeira, é mais facilmente calculada por uma simples equalização da quantidade de movimento, tornando o processo mais rápido.

Primeiramente, algumas suposições devem ser realizadas para se determinar a equação do empuxo:

- Regime permanente;
- Os gases provenientes do produto da combustão são considerados ideais;
- O movimento dos gases produzidos na combustão é unidimensional;

- A troca de calor que ocorre entre a parede e os gases pode ser descartada;
- A geração de calor produzida por atrito entre a parede e os gases também deve ser descartada e;
- A pressão do ambiente é constante por toda superfície da câmara de combustão e do bocal de expansão.

Na primeira etapa do processo, deve-se determinar o empuxo como resultante das forças de pressão atuantes. Para tal, é necessário considerar uma câmara de combustão e um bocal de expansão com formas arbitrárias e com forças atuando sobre as mesmas conforme a Figura 3.2.

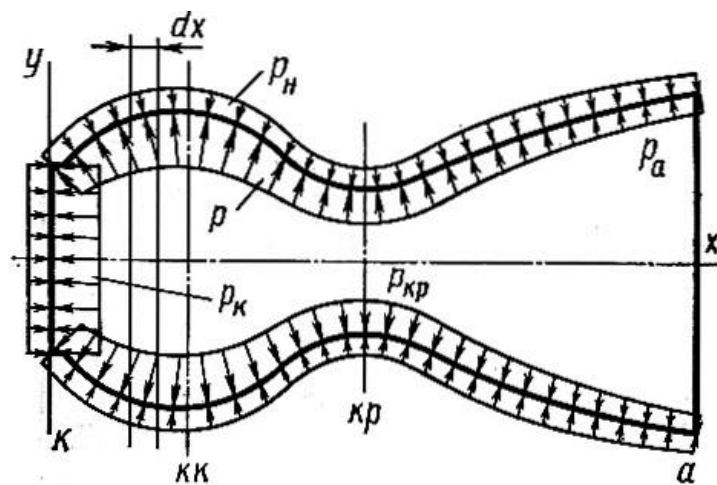


Figura 3.2 Forças atuantes na parede da câmara de combustão

A partir do entendimento de cada força atuante, tem-se a equação do empuxo P :

$$P = \int_S p \cos(\widehat{nx}) dS \quad (3.4.1)$$

Onde p é a pressão que atua nas paredes da câmara, podendo ser interna e externa, dependendo do índice, x é a posição em relação ao eixo axial da câmara, n é a normal em relação à superfície. Para facilitar o cálculo de resultado da integral, a câmara de combustão e o bocal de expansão são divididos num total de quatro regiões distintas, denominadas 1, 2, 3 e 4. Cada região compreende respectivamente: a distância da placa extrusora até o ponto κ ; do ponto κ até o ponto $\kappa\kappa$; do ponto $\kappa\kappa$ até o ponto κp que corresponde à seção crítica do bocal e por fim, do ponto κp até o ponto a .

A resolução da integral leva a soma de quatro constituintes, adotando assim o sinal positivo para os constituintes que estiverem na mesma direção que a velocidade do projétil, chegando à equação:

$$P = -P_1 - P_2 + P_3 - P_4 \quad (3.4.2)$$

Onde P_1 , P_2 , P_3 e P_4 são as forças resultantes devido à pressão, como se pode visualizar esquematicamente na Figura 3.2, localizadas no topo da câmara de combustão, no corpo da mesma e no bocal de expansão.

A determinação de P_1 resulta da consideração de que todo o combustível está na extremidade superior da câmara de combustão, ou seja, junto à placa extrusora. Por isso, a taxa de movimento do monopropelente pastoso pode ser desconsiderada. Após definida uma superfície de controle, devem ser anexadas a ela as forças que operam externamente, como na Figura 3.3 abaixo, onde são demonstradas todas as forças que atuam no intervalo de 0 (zero) a κ .

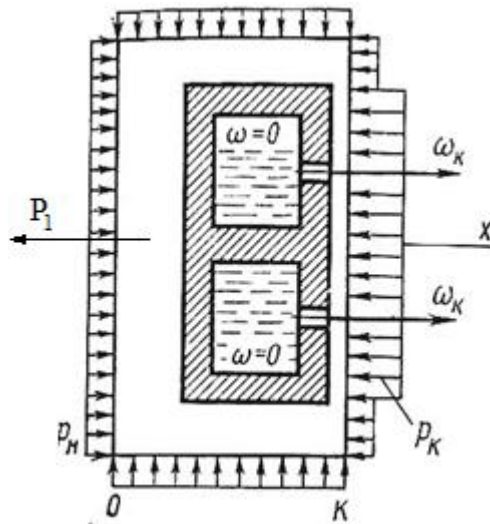


Figura 3.3 Diagrama da superfície de controle para determinação da força P_1

A força P_1 é a reação à força P_K gerada pelos gases produzidos na câmara de combustão e das forças devido à pressão externa P_H . Segundo a equação da quantidade de movimento definida por Euler, todas as forças projetadas sobre o eixo x , de 0 (zero) até κ , são iguais à

quantidade de movimento do combustível que entra e que sai da superfície de controle e portanto define-se que:

$$P_x = \dot{m}(\omega_{\kappa 2} - \omega_{\kappa 1}) \quad (3.4.3)$$

Onde \dot{m} corresponde ao fluxo mássico de combustível injetado na câmara e $\omega_{\kappa 1}$, $\omega_{\kappa 2}$ são respectivamente as componentes axiais da velocidade do combustível na entrada e na saída da superfície de controle. Como neste caso $\omega_{\kappa 1} = 0$, tem-se que $\omega_{\kappa 2} = \omega_{\kappa}$. Consequentemente, a equação simplificada passa a ser:

$$P_x = \dot{m}(\omega_{\kappa}) \quad (3.4.4)$$

Outra maneira de representar as forças projetadas sobre o eixo x é representando-as na forma de uma soma com dois termos como na equação abaixo:

$$P_x = -P_1 - F_{\kappa}(p_{\kappa} - p_H) \quad (3.4.5)$$

Em que F_{κ} é a área transversal da câmara de combustão e p_{κ} é a pressão da mesma. O sinal negativo de p_{κ} indica que o termo está no sentido contrário ao eixo x positivo. Na direção radial, a força resultante é igual a zero.

Nota-se que o sinal de P_1 é negativo devido à força resultante da pressão na câmara de combustão e a pressão externa serem representadas da direita para esquerda. Por P_1 ser uma força de reação, seu sentido é da esquerda para direita, sendo assim respeitada a convenção de sinais previamente determinada pode-se resolver P_1 como sendo:

$$-P_1 = \dot{m}\omega_{\kappa} + F_{\kappa}(p_{\kappa} - p_H) \quad (3.4.6)$$

Para determinar a força P_2 , é necessário distinguir o elemento circular da superfície dx determinada pelas regiões de corte κ e $\kappa\kappa$. É necessária essa distinção pelo fato de que, à medida que se caminha de κ para $\kappa\kappa$ o ângulo entre a superfície e a normal muda. Tal comportamento pode ser observado na Figura 3.4.

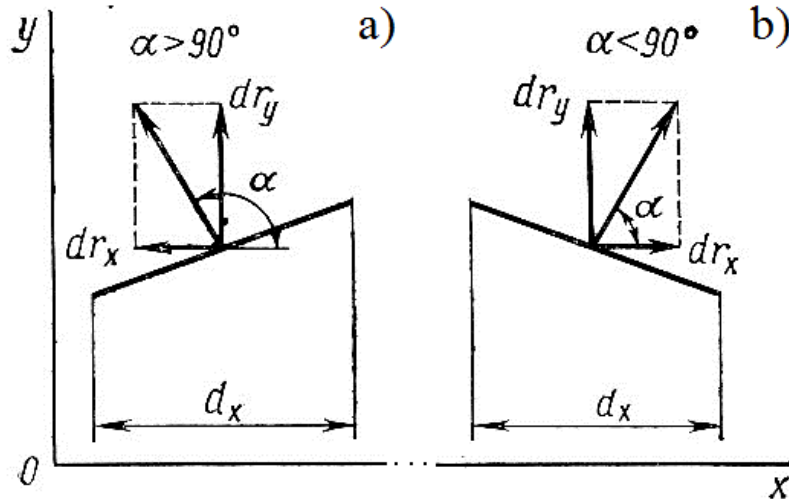


Figura 3.4 Esboço esquemático para se calcular o elemento circular em dx . a) Área onde o raio da câmara aumenta. b) Área onde o raio da câmara diminui.

Determinando a força axial infinitesimal constituinte no intervalo de κ a $\kappa\kappa$ tem-se:

$$-dP_2 = (p - p_h)dS\cos\alpha \quad (3.4.7)$$

Onde α é o ângulo formado entre a direção positiva do eixo x e a normal e dS é o elemento infinitesimal transversal da superfície cônica dx . Substituindo o elemento $dS\cos\alpha$ por dF e integrando, tem-se:

$$-P_2 = \int_{F_\kappa}^{F_{\kappa\kappa}} (p - p_h)dF = \int_{F_\kappa}^{F_{\kappa\kappa}} p dF - p_h(F_{\kappa\kappa} - F_\kappa) \quad (3.4.8)$$

Por fim, resolvendo a integral pelo método de integração por partes. Utiliza-se a equação diferencial de Bernoulli e da continuidade, além de assumir regime permanente, onde \dot{m} é considerado constante. O resultado para P_2 fica:

$$-P_2 = p_{\kappa\kappa}F_{\kappa\kappa} - p_\kappa F_\kappa + \dot{m}(\omega_{\kappa\kappa} - \omega_\kappa) - p_h(F_{\kappa\kappa} - F_\kappa) \quad (3.4.9)$$

O sinal negativo de P_2 segue a mesma regra do sinal negativo de P_1 . Por ser uma força de reação, o sentido de aplicação é oposto. Pode-se encontrar P_3 e P_4 de maneira análoga, obtendo as seguintes expressões:

$$P_3 = \int_{F_{\kappa\kappa}}^{F_{\kappa p}} (p - p_H) dF = p_{\kappa p} F_{\kappa p} - p_{\kappa\kappa} F_{\kappa\kappa} + \dot{m}(\omega_{\kappa p} - \omega_{\kappa\kappa}) - p_H (F_{\kappa p} - F_{\kappa\kappa}) \quad (3.4.10)$$

$$-P_4 = \int_{F_{\kappa p}}^{F_a} (p - p_H) dF = p_a F_a - p_{\kappa p} F_{\kappa p} + \dot{m}(\omega_a - \omega_{\kappa p}) - p_H (F_a - F_{\kappa p}) \quad (3.4.11)$$

O sinal positivo de P_3 vem da observação de que a pressão dos gases na seção crítica é menor do que a pressão dos gases na câmara de combustão, que corresponde ao intervalo até o ponto de menor área transversal. A reação P_3 possui sentido contrário às demais forças, e por este motivo foi adotado o sinal positivo.

O sinal negativo de P_4 segue a mesma lógica de P_2 e P_1 , de forma que a pressão dentro do bocal de expansão é maior que a pressão em sua saída, gerando uma força resultante com direção à saída do motor. A reação de P_4 terá sentido contrário e, portanto, sinal negativo. Colocando os resultados encontrados para os valores das forças de pressão, a equação do empuxo na câmara pode ser apresentada por:

$$P = \dot{m}\omega_a + F_a(p_a - p_H) \quad (3.4.12)$$

Onde F_a é a área transversal final do bocal de expansão, ω_a é a velocidade de saída dos gases do bocal de expansão e p_a é a pressão dos gases da combustão na saída do bocal de expansão.

Analisando essa equação sob a consideração das forças de pressão internas e externas e expandindo-a tem-se:

$$P = \dot{m}\omega_a + F_a(p_a - p_H) = \dot{m}\omega_a + F_a p_a - F_a p_H \quad (3.4.13)$$

Para aumentar o valor do empuxo na câmara, basta analisar a equação acima, que demonstra de maneira evidente que existem duas formas possíveis: modificar o fluxo mássico ou a velocidade de saída dos gases.

O valor máximo do empuxo na câmara de combustão é obtido quando o termo negativo da equação torna-se igual a zero, ou seja, a pressão atmosférica p_H é igual a zero. Sendo assim, pode-se afirmar que o valor máximo do empuxo se dá no espaço, no vácuo.

Matematicamente, pode-se obter o empuxo no vácuo P^V como sendo:

$$P^V = P_{in} = \dot{m}\omega_a + F_a p_a \quad (3.4.14)$$

Como o motor a propelente pastoso opera em estágios superiores, ou seja, praticamente na ausência de pressão atmosférica, o empuxo no vácuo tem maior relevância para este trabalho. No entanto, a compreensão dos elementos que influenciam o empuxo na atmosfera também deve ser considerada, pois este tipo de motor também pode ser usado como motor de manobra nos estágios inferiores, proporcionando a rolagem, guinagem e arfagem. Por esse motivo é muito importante salientar como a pressão atmosférica interfere no funcionamento do motor foguete. É de fácil observao que o empuxo da câmara de combustão muda de acordo com a variao da pressão atmosférica, mesmo que apenas sob pequenos gradientes.

3.4.2. Influência da Pressão atmosférica no bocal de expansão

A influência da pressão atmosférica no bocal de expansão impo três modos de operao, que resultam em diferentes níveis de expansão:

- Quando $p_a > p_n$ –  denominado como modo de subexpansão;
- Quando $p_a = p_n$ – expansão ótima;
- Quando $p_a < p_n$ – modo de superexpansão.

Para a execuo de um bom projeto do bocal de expansão normalmente deve-se selecionar uma altitude que seja possível de minimizar as perdas decorrentes de altitudes maiores ou menores que a determinada. Tais perdas são resultado de duas possibilidades: a pressão atmosférica será mais elevada que a pressão de saída dos gases de escape em altitudes menores que a ideal, ou será mais baixa do que a pressão de saída quando a altitude for maior que a ideal.

Quando a pressão atmosférica  menor que a pressão de saída ocorre o fenmeno denominado modo de subexpansão. Neste caso, o fluxo continua a se expandir mesmo depois de sair do bocal de expansão. Esse comportamento reduz a eficiência, devido ao fato de que a expansão externa não exerce qualquer força na parede do bocal de expansão e, portanto, essa energia não pode ser convertida em impulso, sendo perdida. A maneira ideal de corrigir este fenmeno é o alongamento do bocal de expansão, visando capturar essa expansão e convertê-la em impulso.

Já na situação oposta, quando a pressão externa é maior do que a pressão de saída, o fenômeno passa a ser referido como modo de superexpansão ou expansão excessiva. Neste fenômeno o fluxo superexpandido passa através do bocal e a pressão atmosférica faz com que ele empurre o fluxo para o interior do bocal de expansão. Este movimento separa o fluxo por um choque oblíquo. Esse solavanco do fluxo também reduz a eficiência, pois a parte do bocal de expansão que não está participando do processo é desperdiçada e não contribui para gerar qualquer pressão adicional. Para a sua correção deve-se reduzir seu comprimento, eliminando a parte desnecessária.

Por definições previamente consideradas, é impossível definir a partir da equação do empuxo o valor de pressão atmosférica ou o modo de expansão em que a eficiência seja máxima. Porém é necessário definir qual modo de expansão que dará o máximo valor para empuxo na câmara de combustão. Tendo esta afirmação como base e reescrevendo a equação do empuxo de modo que a mesma fique apenas em função da velocidade plena reduzida ω_{red} tem-se que:

$$P = \dot{m}\omega_a + F_a(p_a - p_H) = \dot{m} \left[\omega_a + \frac{F_a}{\dot{m}}(p_a - p_H) \right] = \dot{m}\omega_{red} \quad (3.4.15)$$

Ou seja, a velocidade plena reduzida é dada por:

$$\omega_{red} = \omega_a + \frac{F_a}{\dot{m}}(p_a - p_H) \quad (3.4.16)$$

Como a taxa de vazão mássica é constante, qualquer mudança do empuxo será causada pela velocidade plena reduzida, ou seja, para um valor máximo de empuxo é necessário estimar o valor máximo da velocidade plena reduzida.

Observando a equação anterior, deve-se derivar ω_{red} e igualar a zero a fim de encontrar o ponto crítico da função. Em seguida deve-se calcular sua segunda derivada para saber se o ponto é de máximo ou de mínimo, levando em consideração que a única variável da equação é a pressão de saída no bocal de expansão p_a . Calculando a primeira derivada de ω_{red} :

$$\frac{d\omega_{red}}{dp_a} = \frac{d\left[\omega_a + \frac{F_a}{\dot{m}}(p_a - p_H)\right]}{dp_a} \quad (3.4.17)$$

Considerando a equação de Bernoulli e fazendo as devidas simplificações tem-se que:

$$\frac{d\omega_{red}}{dp_a} = - \left[\frac{(p_a - p_h)}{(\rho_a \omega_a)^2} \right] \frac{d(\rho_a \omega_a)}{dp_a} = 0 \quad (3.4.18)$$

Analisando esta equação fica visível que, se a pressão na saída do bocal de expansão p_a for igual a pressão atmosférica p_h , a derivada da velocidade plena reduzida em relação a p_a é igual a zero. Ou seja, temos um valor de p_a que está no extremo.

Em seguida deve-se executar a derivada segunda:

$$\frac{d^2\omega_{red}}{dp_a^2} = - \frac{1}{\rho_a \omega_a} \frac{d(\rho_a \omega_a)}{dp_a} \quad (3.4.19)$$

Como $1/\rho_a \omega_a$ é maior que zero e $d(\rho_a \omega_a)/dp_a$ também, pode-se afirmar que $d^2(\rho_a \omega_a)/d^2 p_a$ é menor do que zero. Portanto conclui-se que $p_a = p_h$ é considerado como ponto de máximo. A partir desta breve análise do comportamento da velocidade plena reduzida, conclui-se que o modo de expansão ótima ocorre quando o empuxo atinge seu valor máximo, podendo ser representado pela equação:

$$P_{max} = \dot{m} \omega_a \quad (3.4.20)$$

Observando a Figura 3.5 a seguir, pode-se entender melhor que quando a pressão na saída do bocal de expansão é igual à pressão atmosférica, como ocorre em (b), o empuxo da câmara de combustão será acrescido de alguma variação ΔP . Tal fato ocorre devido às forças de pressão que reagem sobre a região onde atua a pressão atmosférica na parte prolongada do bocal de expansão. Neste caso em especial, o fluxo está perfeitamente dentro do bocal expandido e maximiza a pressão.

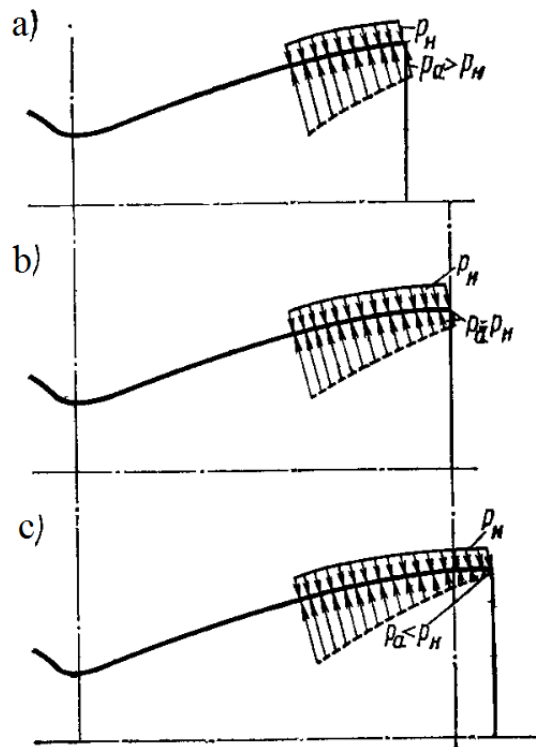


Figura 3.5 Esquema da atuação da pressão no bocal de expansão em diferentes modos de expansão: a) subexpansão, b) expansão ótima e c) superexpansão.

Durante o trabalho de superexpansão demonstrado em (c) e citado anteriormente, a pressão na saída do bocal de expansão é menor que a pressão atmosférica. Nesta situação surgirá após o corte um empuxo negativo. O corte é considerado como a região ideal onde $p_a = p_H$. O modo de subexpansão (a), em situações de voo onde a pressão atmosférica varia constantemente, apresenta perda de empuxo maior do que o modo de superexpansão. Por apresentar menor comprimento do bocal de expansão, o modo de subexpansão sofre maior interferência durante o voo através das ondas de choque. Um dos meios para diminuir as perdas devido ao tamanho do bocal de expansão é aumentar a pressão na câmara de combustão. Sabe-se que quando a pressão na câmara de combustão tende ao infinito, o valor do empuxo tende ao valor do empuxo no vácuo (Gorbenko, 2001).

Outro fator a ser considerado é que se o motor trabalha em modo de expansão ótima, um excelente método para se aumentar o empuxo é aumentando a área de saída do bocal durante o voo. No entanto, no motor a propelente pastoso, a variação do empuxo é controlada por outros métodos e outros componentes já citados anteriormente.

3.4.3. Cálculo do Impulso específico

O impulso específico é a medida de eficiência de um foguete mais aparente. Um alto impulso específico é diretamente relacionado a um maior alcance de voo, fator determinante para a escolha do tipo de missão que o motor pode executar. De maneira simples, pode-se afirmar que quanto maior o impulso específico, menor é a massa de propelente necessária para qualquer nível de força propulsora.

Matematicamente, o impulso específico I_{sp} é a razão entre o empuxo da câmara sobre a taxa de fluxo mássico de propelente:

$$I_{sp} = \frac{P}{\dot{m}} \quad (3.4.21)$$

Escrevendo a equação do empuxo de forma a representar a diferença entre as forças a favor do movimento e as opostas a ele, tem-se:

$$I_{sp} = \frac{P_{in}}{\dot{m}} - \frac{P_{out}}{\dot{m}} = \left(\omega_a + \frac{F_a p_a}{\dot{m}} \right) - \frac{F_a p_h}{\dot{m}} \quad (3.4.22)$$

Visualizando a equação acima é possível verificar que o máximo impulso específico se dá quando a pressão na superfície externa é igual a zero, ou seja, quando $p_h = 0$. Verifica-se também que a maior influência nesta equação é das propriedades termodinâmicas dos gases da combustão, devido à presença do termo ω_a . Este ponto deve ser levado em consideração, pois a velocidade de saída dos gases do bocal de expansão depende apenas da temperatura dos gases, da constante dos gases, da relação dos calores específicos e do grau de expansão do motor.

Como já citado anteriormente, foi visto que apenas o grau de expansão do motor pode ser modificado primeiramente, pois se sabe que ao aumentar a relação p_k/p_a , a velocidade ω_a irá aumentar e conseqüentemente, o impulso específico também aumenta.

Para os motores a propelentes pastosos, o impulso específico varia entre 2500 m/s, quando o funcionamento do motor ocorre à pressão atmosférica, até 3500 m/s, impulso atingido já na região fora da atmosfera, praticamente no vácuo. Sabendo que o impulso específico é máximo quando o empuxo é máximo, tem-se que:

$$I_{sp} = \omega_a \quad (3.4.23)$$

3.4.4. Metodologia de cálculo do fluxo mássico em motores a propelente pastoso

Anteriormente, o fluxo mássico em cada furo da placa extrusora foi calculado através das formulações específicas para este tipo de motor e sistema de injeção. No entanto, para o cálculo de câmara e do bocal de expansão é necessário obter o fluxo mássico total proveniente do sistema de injeção. Por conservação da massa, o fluxo do sistema é o somatório das massas que atravessam cada furo do extrusor.

A metodologia de cálculo por trás da formulação do fluxo mássico em cada furo é originada através da equação de fluxo mássico total, e calculada pelo método reverso. Segue abaixo a metodologia do fluxo mássico total.

O modo em que se opera o *RPUPF* depende da taxa de fluxo mássico \dot{m} de propelente e da pressão da câmara de combustão p_k , assim como nos motores a propelentes líquidos. Esses parâmetros estão correlacionados entre si e dependem dos dados termodinâmicos dos gases R_k , T_k (constante dos gases e temperatura). Além destes, a área crítica F_{kp} e um coeficiente de fluxo k_p , adotado especialmente para os motores a propelentes pastosos devido à viscosidade diferenciada dos seus propelentes:

$$\dot{m} = A_k \cdot p_k \cdot F_{kp} \cdot k_p \quad (3.4.24)$$

Onde o coeficiente de escoamento A_k é dado por:

$$A_k = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot \frac{1}{\sqrt{R_k T_k}} \quad (3.4.25)$$

E a relação entre os calores específicos é dada por:

$$k = \frac{c_p}{c_v} \quad (3.4.26)$$

Levando em consideração que em motores reais a área da seção crítica e os valores de R_k e T_k são constantes, pode-se relacionar a taxa de fluxo mássico \dot{m} como sendo proporcional à pressão na câmara de combustão p_k . A partir desta afirmação matematicamente a equação transforma-se em:

$$\dot{m} = c p_k \quad (3.4.27)$$

Onde c corresponde à constante compreendendo os seguintes valores:

$$c = A_k \cdot F_{kp} \cdot k_p \quad (3.4.28)$$

Para o motor em questão os valores necessários para o cálculo desta vazão mássica encontram-se na Tabela 3.3:

Tabela 3.3 Parâmetros de cálculo de vazão mássica para motor a propelente pastoso

Dados	Valor	Unidade
Pressão na câmara de combustão P_k	40×10^5	Pa
Constante dos gases R_k	43000	J/kg.K
Temperatura na câmara de combustão T_k	2400	K
Coeficiente de fluxo k_p	0,9	-
Coeficiente de escoamento A_k	$6,392 \times 10^{-5}$	s/m
Área da seção crítica F_{kp}	$5,977 \times 10^{-4}$	m ²

A partir desses dados a vazão mássica total encontrada foi de 0,135 kg/s, confirmando assim o valor pré-determinado anteriormente no cálculo dos furos da placa de extrusão e no cálculo do volume do tanque de armazenamento.

3.4.5. Construção e dimensionamento da câmara de combustão

Para o cálculo do dimensionamento da câmara de combustão através dos dados gás-dinâmicos deve-se seguir uma sequência de cálculos interdependentes (Vaciliev 1978). A partir dos dados obtidos pelos cálculos termogás-dinâmicos, deve-se atentar para três parâmetros principais: pressão na câmara de combustão, área da seção crítica ou garganta, e o diâmetro crítico.

O *RPUPF* possui o sistema de controle de atitude acoplado à câmara de combustão, utilizando o artifício inovador de estender a câmara até que a mesma toque a parede externa do bocal de expansão na região de mesmo diâmetro da câmara. Devido a essa característica a metodologia de cálculo para dimensionamento se assemelha à metodologia do motor líquido, acrescida de alguns fatores relativos à seção abaixo da cilíndrica.

Primeiramente, utiliza-se a metodologia para o formato cilíndrico da câmara de combustão sendo que a extremidade superior está acoplada à placa extrusora, onde há a queima do propelente. Na outra extremidade pode-se encontrar a seção convergente do bocal de expansão. A partir dessas considerações os parâmetros principais são:

- $p_k = 40.10^5$ Pa;
- $F_{kp} = 6,158.10^{-4}$ m²;
- $d_{kp} = 0,028$ m.

Para o cálculo do volume da câmara de combustão, é considerada a região correspondente ao volume do cilindro até a seção crítica, sendo determinada a partir do comprimento total estimado do motor:

$$L_t = \frac{V_k}{F_{kp}} \quad (3.4.29)$$

Onde L_t pode ser obtido empiricamente pela equação:

$$L_t = \frac{15.10^3}{\sqrt{10p_k}} = 2,37m \quad (3.4.30)$$

E, portanto, o volume da câmara calculado é:

$$V_k = L_t F_{kp} = 2,37 \cdot 6,158 \cdot 10^{-4} = 0,001146m^3$$

A área transversal da câmara de combustão F_c é encontrada a partir do seu comprimento l_c , que também é obtido de forma empírica. No entanto, no motor a propelente pastoso essa área transversal já é pré-determinada pelo diâmetro da placa extrusora. Visando apenas validar a teoria e a semelhança da metodologia dos motores a propelentes líquido e pastoso, o comprimento pode ser dado por:

$$l_k = 0,03 \cdot \sqrt{1000d_{kp} \cdot k_{pl}} \quad (3.4.31)$$

Onde k_{pl} é chamado fator de correção para motores a propelentes pastosos (*paste-like engines*) com o valor de 1,15 devido ao aumento de 15% no comprimento empírico decorrente das características físicas diferenciadas deste modelo de motor.

$$F_k = F_{kp} \frac{L_t}{l_k} = 6,158 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{2,37}{0,183} = 0,008m^2 \quad (3.4.32)$$

Conseqüentemente, o diâmetro da câmara de combustão d_k é:

$$d_k = \sqrt{\frac{4F_k}{\pi}} = 0,101m \quad (3.4.33)$$

O diâmetro adotado para a câmara pelo sistema de extrusão foi de 100 mm por questões de construção e aproximação nos cálculos, sendo praticamente o mesmo valor calculado acima, comprovando a analogia entre os dois métodos.

A seção da câmara que liga a parte cilíndrica à garganta é calculada a partir de dois parâmetros que são os raios:

- $R_1 = d_{kp} = 0,028m$ referente à seção cilíndrica;
- $R_2 = d_k \cdot 0,25 \cdot 10^{-6} \cdot P_k = 0,0504m$, referente à parte crítica da câmara.

O comprimento l_{BX} , correspondente à seção entre o cilindro e a garganta, pode ser encontrado a partir de algumas correlações:

$$\rho = \frac{R_2}{R_k} = 1 \quad (3.4.34)$$

$$\bar{F}_k = \frac{F_k}{F_{kp}} = 12,99 \quad (3.4.35)$$

$$l_{BX} = 0,5d_{kp} \sqrt{\left(2 + \rho \sqrt{\bar{F}_k}\right)^2 - \left[(\rho - 1) \sqrt{\bar{F}_k} + 3\right]^2} = 0,0663m \quad (3.4.36)$$

Após a definição da seção, encontram-se as coordenadas do ponto de intersecção dos arcos formados pelo traçado dos raios R_1 e R_2 :

$$h/l_{\text{BX}} = \frac{2}{2 + \rho\sqrt{\bar{F}_k}} = 0,357 \quad (3.4.37)$$

$$H/l_{\text{BX}} = 1 - h/l_{\text{BX}} = 0,643 \quad (3.4.38)$$

$$\bar{y} = y/y_{kp} = y/R_{kp} = (h/l_{\text{BX}})\sqrt{\bar{F}_k} + H/l_{\text{BX}} = 1,929 \quad (3.4.39)$$

Pode-se também calcular o volume ΔV_{in} , correspondente à seção entre o cilindro e a garganta:

$$\Delta V_{in} = F_{kp} l_{\text{BX}} \left\{ \left[(2\bar{F}_k + \bar{y}^2) \frac{H}{3l_{\text{BX}}} \right] + \left[(\bar{y}^2 + \bar{y} + 4) \frac{h}{6l_{\text{BX}}} \right] \right\} = 2,83 \cdot 10^{-4} m^3 \quad (3.4.40)$$

Abatendo a parte referente à seção acima citada, o comprimento da câmara de combustão correspondente ao cilindro é:

$$l_{\text{ц}} = \frac{V_k - \Delta V_{in}}{F_k} = 0,147m \quad (3.4.41)$$

Os valores encontrados correspondem à seção da câmara de combustão referente à parte convencional da câmara. A seção extra, utilizada para o controle de atitude, será calculada mais adiante, visto que ainda é necessário saber a região do bocal de expansão que possui o mesmo diâmetro de 100 mm da câmara de combustão. O valor é necessário pelo fato de ser este o local até onde a câmara irá se prolongar.

Na Figura 3.6 constam os esquemas que representam o posicionamento de cada parâmetro calculado para a câmara de combustão, e alguns que serão utilizados a seguir no cálculo dimensional do bocal de expansão.

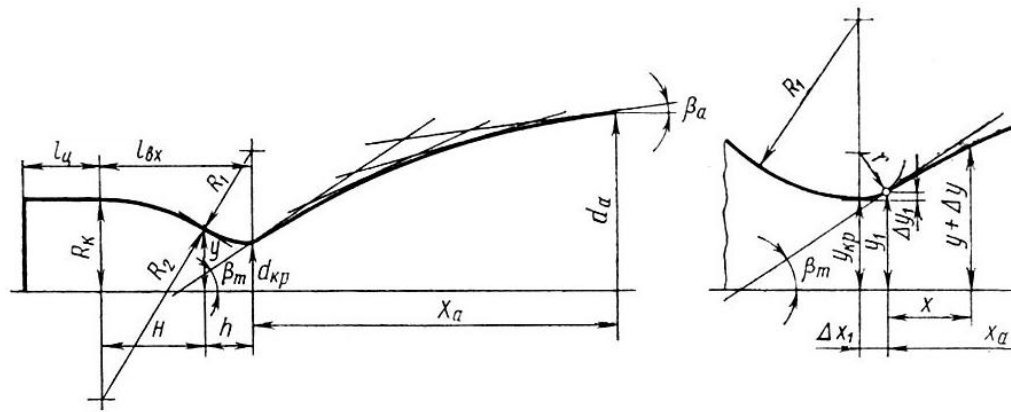


Figura 3.6 Esquema representando os parâmetros de construção da câmara de combustão e bocal de expansão (representado pelas regiões pré-crítica e pós-crítica respectivamente).

3.4.6. Construção e dimensionamento do bocal de expansão

As equações e os parâmetros necessários para calcular e construir o perfil do bocal de expansão são deduzidos a partir da literatura sobre os efeitos do gradiente de pressão e de velocidade no bocal de expansão. Desta maneira determina-se o motivo pelo qual o bocal de expansão possui sua geometria característica. Esses processos de grande complexidade não serão demonstrados, visto que o objetivo é apenas demonstrar a metodologia de construção do bocal de expansão, sem a necessidade de citar matematicamente suas origens.

O cálculo e a construção do perfil do bocal de expansão são dependentes de três parâmetros iniciais segundo Vaciliev (1978):

- O ângulo de abertura do bocal de expansão no corte ($2\beta_a$);
- O diâmetro final, relativo ao corte do bocal de expansão (D_a);
- O coeficiente de expansão isoentrópica (n).

Estes três parâmetros foram utilizados em uma tabela do Anexo B contida na literatura (Vaciliev 1978), onde o comprimento acumulativo e o seu referente ângulo de entrada, ângulos que compõem o contorno característico do bocal de expansão, podem ser calculados por interpolação. Sabe-se também, pela sua geometria característica, que cada comprimento ao longo do bocal de expansão possui um ângulo de abertura. Com auxílio de

equações que parametrizam o ângulo em altura com relação à x , o comprimento e altura formam pontos no espaço cartesiano no modelo (x,y) . A união desses pontos encontrados forma o perfil do bocal de expansão.

O parâmetro encontrado através do diâmetro D_a , é conhecido como \overline{D}_a , que consiste na razão entre o diâmetro de corte D_a e o diâmetro crítico d_{kp} . No caso do *RPUPF* essa razão pode ser determinada previamente, e experimentalmente o valor que melhor representa essa razão é quando o diâmetro de corte é 10 vezes o diâmetro crítico.

Utilizando esta metodologia e os dados referentes ao propelente pastoso, o perfil do bocal de expansão pode ser projetado da seguinte forma e com auxílio da Tabela 3.4:

- $\overline{D}_a = 10$;
- $2\beta_a = 20^\circ$;
- $n = 1,204$.

Tabela 3.4 Parâmetros encontrados através da interpolação de dados retirados da Tabela 10.3 do livro para $n = 1,20$ (Vaciliev 1978)

$\overline{D}_a = 10$					
\overline{D}_{a1}	\overline{D}_{a2}	β_{m1}	β_{m2}	\bar{x}_{a1}	\bar{x}_{a2}
8,8700	10,0190	0,6403	0,6575	22,7140	25,8450

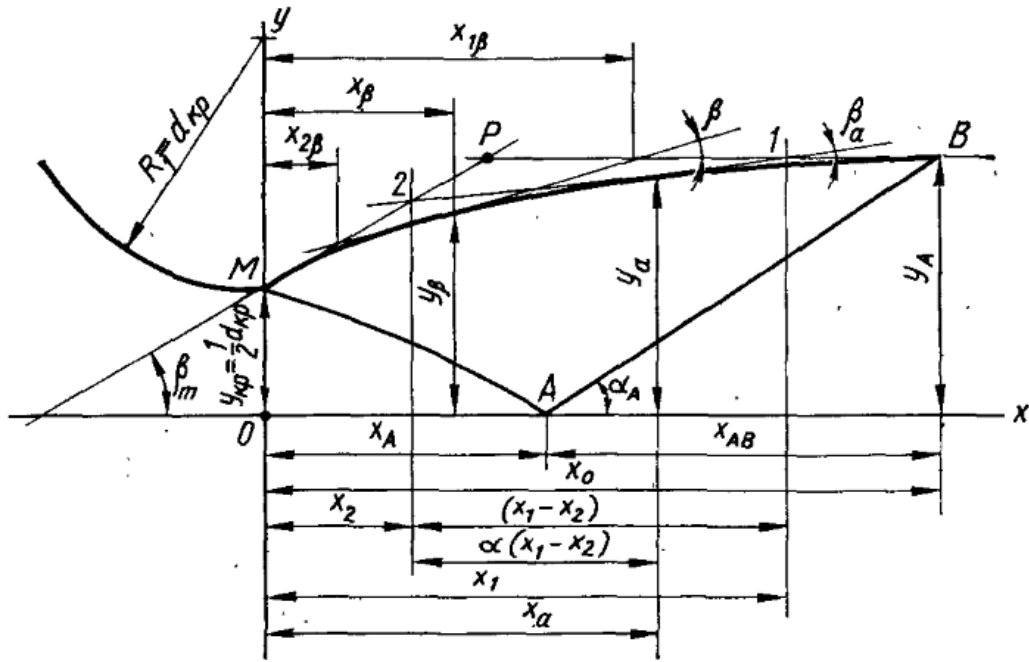


Figura 3.7 - Esquema de construção do bocal de expansão utilizando o ângulo de máximo desvio na entrada

Após a obtenção dos parâmetros, deve-se estimar o ângulo de máximo desvio do vetor velocidade β_m , representado na figura 3.7, e a relação adimensional dos comprimentos relativos a Tabela 3.4, tem-se que:

$$\bar{x}_a = \bar{x}_{a1} + \frac{(\bar{D}_a - \bar{D}_{a1}) \cdot (\bar{x}_{a2} - \bar{x}_{a1})}{\bar{D}_{a2} - \bar{D}_{a1}} \quad (3.4.42)$$

Aplicando os valores da tabela:

$$\bar{x}_a = 22,7140 + \frac{(10 - 8,8700) \cdot (25,8450 - 22,7140)}{10,0190 - 8,8700} = 25,793$$

O ângulo de máximo desvio é dado por:

$$\bar{\beta}_m = \bar{\beta}_{m1} + \frac{(\bar{D}_a - \bar{D}_{a2}) \cdot (\bar{\beta}_{m2} - \bar{\beta}_{m1})}{\bar{D}_{a2} - \bar{D}_{a1}} \quad (3.4.43)$$

Novamente, aplicando os valores da tabela:

$$\bar{\beta}_m = 0,6403 + \frac{(10 - 8,8700) \cdot (0,6575 - 0,6403)}{10,0190 - 8,8700} = 0,6572 \text{ rad}$$

Convertendo de radianos para graus:

$$\beta_m = 37^\circ 40'$$

Para o ângulo $\beta_m=37^\circ 40'$ e assumindo que o ângulo de saída do bocal de expansão seja igual a zero ($2\beta_a=0$, o ângulo de saída é paralelo ao escoamento); pode-se assumir também que $\bar{y}_a = \bar{y}_A$. Nesta situação \bar{y}_A é a coordenada adimensional cujo valor é a razão entre y_A e D_A . E $\bar{x}_a = \bar{x}_0$, onde \bar{x}_0 é a relação adimensional dos comprimentos (x_2) e $\alpha(x_1-x_2)$, retirado da Figura 3.7. Juntamente com a relação $\left[\frac{\bar{x}_0 \tan \beta_m}{\bar{y}_A - 1} - 1 \right]$, deve-se estimar α e b :

$$\alpha = 1 + \left(\frac{\bar{x}_a}{\bar{y}_a - 1} - \frac{1}{\tan \beta_m} \right) / \left(\frac{\bar{x}_a}{\bar{y}_a - 1} - \frac{1}{\tan \beta_a} \right) = 0,4403 \quad (3.4.44)$$

$$b = \alpha \frac{\tan \beta_m - \tan \beta_a}{\tan \beta_m} = 0,34 \quad (3.4.45)$$

Onde α e b são os coeficientes que definem os valores com base em β_m , x_0 , y_A e o ângulo de saída β_a .

Em seguida os parâmetros restantes são calculados:

$$\bar{y}_A = 1 + \frac{(\bar{y}_a - \bar{x}_a \tan \beta_a - 1)}{b} = 5,248 \quad (3.4.46)$$

$$\left[\frac{\bar{x}_0 \tan \beta_m}{\bar{y}_A - 1} - 1 \right] = 2,479 \quad (3.4.47)$$

Partindo do primeiro ponto, correspondente à seção crítica do bocal de expansão, os valores $\bar{x}_{\beta i}$, $\bar{y}_{\beta i}$, $\alpha_{\beta i}$, $b_{\beta i}$ devem ser incrementados ($i = 1, 2, 3 \dots$) para cada comprimento da parte divergente do bocal de expansão. Desse modo, para cada valor de comprimento x haverá uma altura y correspondente.

O procedimento se repete até a região de corte do bocal de expansão, que muitas vezes é estimada em $\beta_a = 10^\circ$. O contorno do bocal de expansão se forma na medida em que se ligam os pontos com coordenadas $(x_{\beta i}, y_{\beta i})$.

Essas coordenadas são obtidas a partir das equações seguintes:

$$\bar{x}_{\beta i} = \bar{x}_{2i} + (\bar{x}_{1i} - \bar{x}_{2i}) \cdot \alpha_{\beta i} \quad (3.4.48)$$

$$\bar{y}_{\beta i} = \bar{y}_{Aa} - (1 - \alpha_{\beta i})(\bar{x}_{1i} - \bar{x}_{2i}) \tan \beta_i \quad (3.4.49)$$

$$\alpha_{\beta i} = 1 / \left(1 + \frac{\tan \beta_i}{\tan \beta_m - \tan \beta_i} \left[\frac{\bar{x}_0 \tan \beta_m}{\bar{y}_A - 1} - 1 \right] \right) \quad (3.4.50)$$

$$b_{\beta i} = \alpha_{\beta i} \frac{\tan \beta_m - \tan \beta_i}{\tan \beta_m} \quad (3.4.51)$$

$$\bar{x}_{1i} = (\bar{y}_A - 1) \frac{(1 - b_{\beta i})}{\tan \beta_i} \quad (3.4.52)$$

$$\bar{x}_2 = \frac{\alpha_{\beta i}(\bar{y}_A - 1)}{\tan \beta_m} \quad (3.4.53)$$

Resolvendo estas equações a cada coordenada, optou-se pela divisão do bocal de expansão em 20 intervalos. Estes intervalos geram 20 pontos para a formação da geometria do bocal de expansão. Utilizando um programador matemático, a Tabela 3.5 com os valores foi encontrada:

Tabela 3.5 Valores encontrados para os 20 pontos que compõem o perfil do bocal de expansão

$\bar{x}_{\beta i}$	$\bar{y}_{\beta i}$	$x_{kp} \cdot \bar{x}_{\beta i}$	$y_{kp} \cdot \bar{y}_{\beta i}$	β_i
25.793226	10	0.361105	0.14	0.174533
22.344585	9.350086	0.312824	0.130901	0.198666
19.415697	8.724519	0.27182	0.122143	0.222798
16.905696	8.124694	0.23668	0.113746	0.246931
14.737181	7.550785	0.206321	0.105711	0.271064
12.849946	7.002230	0.179899	0.098031	0.295196
11.196577	6.478041	0.156752	0.090693	0.319329
9.739319	5.976998	0.136350	0.083678	0.343462
8.447797	5.497771	0.118269	0.076969	0.367594
7.297351	5.038998	0.102163	0.070546	0.391727
6.267783	4.599334	0.087749	0.064391	0.415860
5.342425	4.177477	0.074794	0.058485	0.439992
4.507417	3.772185	0.063104	0.052811	0.464125
3.751161	3.382286	0.052516	0.047352	0.488258
3.063886	3.006682	0.042894	0.042094	0.512390
2.437315	2.644344	0.034122	0.037021	0.536523
1.864401	2.294315	0.026102	0.032120	0.560656
1.339109	1.955702	0.018748	0.027380	0.584788
0.856248	1.627679	0.011987	0.022788	0.608921
0.411335	1.309474	0.005759	0.018333	0.633054

0,000480	1.000370	0.000007	0.014005	0.657186
----------	----------	----------	----------	----------

Onde a terceira e quarta colunas correspondem às medidas da distância do ponto à seção crítica e ao raio equivalente ao ponto respectivamente.

3.5. SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE UTILIZANDO GÁS

O sistema de controle de atitude está intimamente ligado à câmara de combustão e ao bocal de expansão, sendo parte integrante da câmara de combustão e estabelecendo uma comunicação com o bocal de expansão. O Bocal é o componente para onde o sistema irá enviar parte dos gases da combustão visando gerar um desvio no fluxo de gás e movimentar o foguete nos eixos auxiliares.

Boa parte da metodologia deste sistema já foi descrita anteriormente, pois o fluido de trabalho é o gás proveniente da queima do propelente na câmara de combustão. Por esse motivo, a parte restante da metodologia é uma breve descrição e apenas irá acrescentar o que não foi citado nos tópicos anteriores.

Por se tratar de sistema inovador, algumas considerações terão de ser apenas afirmadas sem a possibilidade de comprovação matemática ou estequiométrica, no que diz respeito à influência do propelente e as dimensões deste sistema. Tal justificativa se deve ao fato de este tipo de sistema ainda estar sob avaliação de patenteamento, e devido ao sigilo exigido pelos criadores do sistema na Universidade de Dnepropetrovsk na Ucrânia.

De maneira simplificada, a metodologia de cálculo necessária para o sistema consiste apenas em determinar o comprimento da extensão da câmara de combustão até o ponto de comunicação com o bocal de expansão. A partir deste ponto, calcular o novo volume da câmara de combustão após a extensão, sem prejudicar a estequiometria da queima. Além disso, deve-se calcular também a força que deve ser realizada pelos atuadores que executarão a abertura e fechamento do canal de comunicação entre a câmara e a saída do bocal de expansão.

Primeiramente, deve-se considerar que o comprimento da extensão da câmara será o necessário para tocar o bocal de expansão na região onde a mesma possua o mesmo

diâmetro da câmara. Esta consideração possibilita que a câmara mantenha a forma cilíndrica externamente.

Outra consideração imposta a essa dimensão, é que o comprimento total da câmara de combustão, incluindo esta extensão, deve ser de 2 a 3 vezes o diâmetro da câmara. Isto possibilita que não haja uma perda nem diminuição da estequiometria da queima, fato que foi comprovado ostensivamente de maneira experimental nos laboratórios da Universidade de Dnepropetrovsk. Portanto esta passou a ser uma consideração empírica para o cálculo deste sistema inovador.

Para se encontrar o comprimento da extensão, basta localizar na Tabela 3.5, o ponto que forma o perfil do bocal que possua a sua coordenada em y com valor correspondente ao raio da câmara de combustão. Em resumo, encontrar o ponto mais próximo de 50 mm:

$\bar{x}_{\beta i}$	$\bar{y}_{\beta i}$	$x_{kp} \cdot \bar{x}_{\beta i}$	$y_{kp} \cdot \bar{y}_{\beta i}$	β_i
4.507417	3.772185	0.063104	0.052811	0.464125

Nota-se que o ponto acima é o que mais se aproxima do raio da câmara de combustão. Para se determinar o comprimento da extensão basta obter o valor da coordenada em x do mesmo ponto, determinando assim que o comprimento é de aproximadamente 63 mm.

O volume da região de extensão pode ser facilmente calculado através da simplificação geométrica de um cilindro de altura 63 mm e de raio 50 mm, que é o raio da câmara. Deste valor, deve-se subtrair um cone de altura também 63 mm e raio 50 mm, que corresponde à região do bocal de expansão que está sendo envolvida pela extensão.

O cálculo pode ser representado por:

$$V_{ex} = \pi \cdot R_k^2 \cdot h_{ex} - \frac{\pi \cdot R_k^2 \cdot h_{ex}}{3} \quad (3.5.1)$$

Onde R_k corresponde ao raio da câmara de combustão, e h_{ex} corresponde à altura da região de extensão. Como resultado tem-se que:

$$V_{ex} = 3,3 \times 10^{-4} m^3$$

Segundo a metodologia empírica utilizada na Universidade de Dnepropetrovsk, o comprimento total da câmara incluindo sua extensão deve estar compreendido entre 2 a 3 vezes o diâmetro da câmara de combustão. Por possuir diâmetro de 100 mm, o valor da extensão tem de estar compreendido entre 200 mm e 300 mm.

Considerando o comprimento l_c calculado anteriormente, com o valor de 183 mm, e a medida h_{ex} , que é de 63 mm, o comprimento total da câmara será de 246 mm. O valor está dentro do intervalo sugerido como ideal e, portanto, o valor encontrado para a extensão está dentro dos parâmetros de projeto.

Outro fator a ser considerado é o novo volume total da câmara de combustão, que pode ser calculado da seguinte forma:

$$V_{final} = V_k + V_{ex} = 1,78 \times 10^{-3} \text{ m}^3 \quad (3.5.2)$$

Nota-se que o volume final sofre um acréscimo de 20% sobre o volume calculado anteriormente. No entanto, por este aumento ser decorrente da correlação entre o tamanho da câmara e seu raio, a eficiência estequiométrica da queima não sofre alterações.

Por fim, o cálculo da força necessária para que os atuadores mantenham e controlem a abertura e fechamento dos canais que ligam a câmara ao bocal de expansão é o mais simples possível. Isso se deve ao fato de que a força necessária dependerá apenas da área circular do canal e a diferença de pressão entre os dois ambientes, utilizando ainda um coeficiente de segurança para possíveis anomalias de pressão.

$$F_{atuador} = (p_k - p_a) \cdot A_{canal} \quad (3.5.3)$$

Onde p_k é a pressão na câmara de combustão, p_a é a pressão de saída dos gases no bocal de expansão, considerando que o gás foi praticamente expandido por completo. A_{canal} é a área circular do canal que possui raio de 10 mm.

Sendo assim, cada um dos 4 atuadores, que deverão trabalhar puxando a haste que ficará normalmente fechada, vedando a passagem do canal, exercerão uma força de:

$$F_{atuador} = (40 \times 10^5 - 0,02 \times 10^5) \cdot 3,14 \times 10^{-4} = 1255 \text{ N}$$

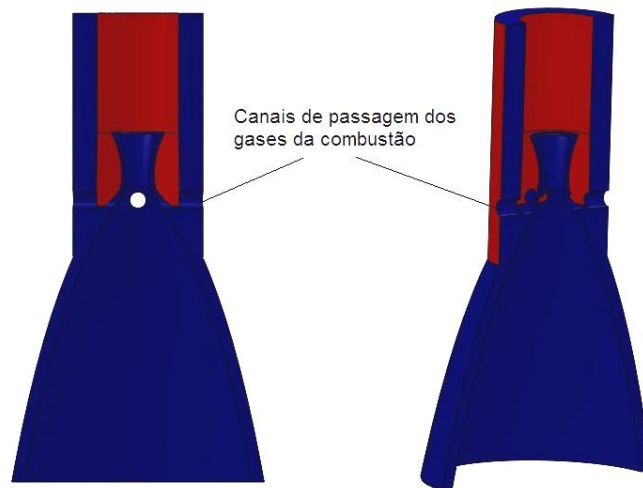


Figura 3.8 Sistema de controle de atitude. Canais de comunicação entre câmara de combustão e bocal de expansão

Os atuadores deverão trabalhar puxando a haste e não empurrando pelo fato de estarem localizados externamente à câmara e trabalharem contra a pressão maior, que se localiza dentro da câmara. Esta configuração evita a passagem dos gases da combustão para o bocal de expansão sem o acionamento do atuador. Na Figura 3.8 a região de extensão aparece em vermelho, juntamente com a região da câmara de combustão convencional.

3.6. SISTEMA DE PRESSURIZAÇÃO

O sistema de pressurização possui metodologia de cálculo simples. No entanto, algumas considerações devem ser levadas em conta a respeito das características do gás de pressurização e do hidreto que será utilizado para aquecer o gás até sua temperatura ideal.

O hidreto de alumínio a ser utilizado está na forma de partículas de 50 a 150 micrômetros aproximadamente. Estas dimensões facilitam a sua distribuição pelos cilindros que o armazenarão, local pelo qual o gás de pressurização irá passar para trocar calor.

Estudos previamente realizados na Ucrânia comprovaram que é necessário 1 kg de hidreto de alumínio, AlH_3 , para fornecer a energia necessária para o aquecimento de 0,099 kg de gás H_2 até a temperatura de 150 °C. Essa temperatura é definida como a necessária para que o gás exerça seu trabalho de pressurização.

Assumindo que o sistema de pressurização para o motor deste trabalho atuará sobre a abertura situada no topo do tanque de propelente, impulsionando o diafragma, o primeiro parâmetro a ser considerado é o volume de propelente que será impulsionado.

Previamente calculado, o volume de propelente encontrado foi de 38 dm³, que será utilizado no cálculo final do volume de AlH₃ necessário para o sistema.

O volume de gás H₂ utilizado no sistema é dado por:

$$V_{H_2} = \frac{q_{H_2} \cdot R_{H_2} \cdot (273 + T_p)}{P_t \cdot 10^4} \quad (3.6.1)$$

Onde q_{H_2} é a razão entre a massa necessária de H₂ para 1 kg de AlH₃, R_{H_2} é a constante dos gases de H₂, no valor de 415 atm.dm³/K, T_p é a temperatura de pressurização do gás, em °C, e P_t é a pressão do tanque de propelente em atm, no valor de 65 atm.

O valor encontrado para o volume de H₂ foi de aproximadamente 26 dm³. Nota-se que este valor não depende da quantidade de propelente que será utilizado e apenas da pressão do tanque de armazenamento, sendo mais vantajosa quanto maior for o tamanho do motor e a quantidade de propelente utilizada.

Nota-se também que este volume só será atingido após o aquecimento do gás de pressurização. Sendo assim, à temperatura ambiente, o gás ocupará um espaço ínfimo, podendo ficar armazenado nos dutos que ligarão o sistema de pressurização ao topo do tanque de armazenamento.

Após a determinação do volume de H₂, é necessário calcular a massa de AlH₃ para completar o sistema de pressurização. A relação para obter este valor é muito simples, e depende diretamente do volume de propelente armazenado.

$$m_{AlH_3} = \frac{V_t}{V_{H_2}} = 1,46 \text{ kg} \quad (3.6.2)$$

Essa relação, apesar de adimensional, é considerada um valor em kg, devido às correlações experimentais e empíricas desenvolvidas pelo laboratório da Universidade de Dnepropetrovsk. Estas correlações justificam que a proporção entre o volume de propelente e o de gás de pressurização corresponde à massa de hidreto necessária para fornecer o calor que alimenta o sistema.

Considerando a densidade do AlH_3 sendo 1200 kg/m^3 , o volume de hidreto utilizado será de:

$$V_{AlH_3} = \frac{m_{AlH_3}}{\rho_{AlH_3}} = 1,2 \text{ dm}^3 \quad (3.6.3)$$

Em seguida, deve-se calcular a quantidade de cilindros necessários para acomodar todo o hidreto em seu interior. Há, portanto a necessidade de se estimar as dimensões do cilindro, de modo que sua colocação junto ao motor seja feita ao redor da câmara de combustão.

Por já serem conhecidas as dimensões da câmara, foram estipuladas para os cilindros as dimensões de 20 mm de raio e 200 mm de comprimento. Isto mantém a simplicidade do sistema sem a necessidade de adaptações ou suportes especiais para a colocação dos cilindros junto à câmara de combustão.

O volume interno de cada cilindro será de:

$$V_{cil} = \pi \cdot (0,02^2) \cdot 0,2 = 2,51 \times 10^{-4} \text{ m}^3$$

Sendo assim, o número de cilindros necessários para comportar todo o hidreto de alumínio será de:

$$n_{cil} = \frac{V_{AlH_3}}{V_{cil}} = 4,77 \cong 5 \quad (3.6.4)$$

O peso relativo a cada cilindro pode ser considerado desprezível para o sistema, pois apesar do material que o compõe ser o titânio, a espessura do cilindro varia de 1 a 1,5 mm, fazendo com que a massa total dos 5 cilindros não atinja 100 g.

O peso total do sistema, considerando os dutos que ligarão o gás ao tanque, os cilindros e o sistema de aquecimento do hidreto não excede 4 a 5 kg. Sendo assim, corresponde a menos de 1% da massa de todo o sistema propulsivo.

4 - CONCLUSÕES E SUGESTÕES

Após a descrição mais detalhada do motor foguete a propelente pastoso *RPUPF*, pôde-se observar que seus componentes são simples e de fabricação não muito complexa. Por esse motivo, podem ser facilmente desenvolvidos no Brasil e utilizados como uma alternativa mais econômica em: estágios superiores, satélites, módulos espaciais, módulos de exploração em outros planetas e na Lua, ou até mesmo como motores auxiliares de manobra para os primeiros estágios.

O monopropelente é um composto extremamente novo, com composição estequiométrica ainda em segredo, devido ao processo de patente. No entanto o mesmo apresenta características químicas, físicas e de desempenho, tão boas quanto os propelentes líquidos e sólidos. Sua aplicação em motores com grande impulso específico e variação de empuxo apresenta ainda vantagens com relação aos dois outros tipos de motor, as quais foram citadas no decorrer deste trabalho.

A tecnologia de utilização do diafragma como auxiliar no sistema de pressurização é considerada uma opção segura e eficaz. Ela evita o contato entre propelente e gás de pressurização, e durante seu trabalho com o propelente, aproveita suas características não Newtonianas.

Os materiais utilizados nos componentes são tecnologicamente bastante avançados, visando sempre o menor peso possível para cada sistema, e ainda mantendo a viabilidade econômica.

O sistema de injeção utilizando a placa extrusora pode ser considerado uma grande inovação, pois é um sistema muito simples em sua construção e dimensionamento. Além disso, ele utiliza as características da viscosidade do propelente para executar uma combustão ideal e a injeção na proporção adequada.

Ainda no sistema de extrusão, a válvula em formato de tronco de cone, utilizada para regular o empuxo e variar o mesmo conforme a necessidade, evita a utilização de sistemas onde a pressurização deveria ser variável. Seu uso evita sistemas mais complexos que aumentariam drasticamente a massa do sistema propulsivo.

A metodologia de construção da câmara de combustão e do bocal de expansão é, de fato, muito semelhante ao método desenvolvido para motores a propelentes líquidos e sólidos.

No entanto, no que diz respeito aos materiais utilizados, o motor *RPUPF* possui a grande vantagem de não utilizar metais em grande parte dos componentes, utilizando fibras e polímeros de grande resistência ao calor e à tensão e com densidade muito menor que os materiais utilizados nos motores convencionais.

O sistema de controle de atitude pode ser considerado a forma mais simplificada de controlar um foguete sem utilizar muito volume. Este é o fator primordial em sistemas propulsivos de estágios superiores. Isso se dá pelo fato de que a extensão da câmara de combustão e as válvulas de abertura e fechamento do canal de comunicação entre câmara e bocal de expansão praticamente é incorporado ao corpo do motor. Sendo assim, não há a necessidade de grandes controles automatizados, geralmente utilizados em sistemas que utilizam aletas e foguetes auxiliares, além da vantagem de poder ser utilizado tanto em ambiente atmosférico quanto no vácuo.

Por fim, o sistema de pressurização também é inovador e possui uma massa total muito inferior a qualquer sistema utilizado nos dias de hoje, sendo muito menos complexo e realizando seu propósito com a mesma eficácia de qualquer outro sistema. O sistema também é economicamente mais viável, tanto pelo valor do gás utilizado quanto pelo valor do hidreto, que é uma forma estável encontrada na natureza, necessitando apenas do tratamento de transformação do material em micropartículas.

Concluindo, o motor foguete pastoso *RPUPF* pode ser de grande ajuda no desenvolvimento do Programa Espacial Brasileiro, por apresentar simplicidade em seu sistema. Essa simplicidade significa um menor custo e tempo de produção, além de ter vasta aplicação no âmbito espacial, podendo ser utilizado para inúmeras missões diferentes com propósitos científicos, econômicos, dentre outros.

Como sugestão para a continuidade deste trabalho, o autor sugere:

- No âmbito da Engenharia de Materiais, pesquisa mais aprofundada sobre os materiais utilizados nos componentes de grande troca de calor ou que sofrem pressões elevadas como: os tanques de propelente, a câmara de combustão e as válvulas de abertura e fechamento para o controle de atitude;
- No âmbito da Química, um estudo metuculoso sobre o comportamento e os produtos da combustão do monopropelente em questão, podendo ser facilmente realizado após o processo de patenteamento;

- No âmbito da Engenharia Aeroespacial, a determinação de missões possíveis de serem executadas pelo motor a propelente pastoso. Além disso, o projeto de estruturas em satélites que aproveitem seu espaço interno para a inserção do motor pastoso, sem prejudicar o volume do mesmo e apenas acrescentando à massa do satélite de maneira não muito significativa.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Bondarenko S.G. Rocket propulsion using unitary paste-like propellant. Experimental investigation of paste-like propellant and results of PRM fire tests / Eliseev V.I., Protsan Yu.V., Masliany N.V., Ustimenko E.B., Mayorskaya T.A., Babitskiy V.P., // *Proc. of 61-th International Astronautical Congress (IAC-10.C4.1.9)*, 27 September - 1 October 2010. Prague, Czech Republic. 27 p.
- Dos Santos, F. R. P., Gomes R.C. Estudo Experimental Da Taxa De Regressão De Parafina Alternativa Para Foguetes Híbridos. Projeto de Graduação – Universidade de Brasília – 2010 – 85p.
- Hardgrove J. High performance throttling and pulsing rocket engine / J. Hardgrove, H. Krieg // AIAA Paper 1984, N° 1254, hh.10.
- Ivanchenko, A. M., and Bondarenko, S. G., “The Status of Development of Throttling Rocket Propulsion Plant Using Unitary Slurry Propellant,” *Problems of High-Temperature Technique, Collection of Scientific Works*, Dnipropetrovsk National Univ., Dnepropetrovsk, Ukraine, 2008, pp. 40–50 (in Russian)
- Ivanchenko, A. M., Bondarenko, S. G., Protsan, Y. V. “Deep Regulation and Reusable Rocket Propulsion Using Premixed Slurry Propellant,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, N° 5, September to October 2012 - Dnepropetrovsk, Ukraine, 2012, 7 p.
- Kukushkin, V., and Ivanchenko, A., “The Paste Propellant Rocket Engine Development,” *The 29th Joint Propulsion Conference*, AIAA Paper 1993-1754, 1993.
- Mingde S. Study of a New Kind of Multipulse Rocket Motor / S. Mingde, Y. Dingyou // *Journal of propulsion and power*, USA. March–April 2001 Vol. 17, N° 2. P. 380-384.
- Niwa, M., Santana, A. Jr., Kessaev K., “Development of a Resonance Igniter for GO2/Kerosene Ignition.” *Journal of propulsion and power*, USA. September-October 2001 Vol. 17, N° 5.
- Patent USA N° 3105250, filed 26.02.1959. Monofuel propellant booster rocket/ Hans P. E. Patented 01.10.1963, Serial N° 795,751. 2 claims (Cl. 60 – 35.3)
- Patent USA N° 3218798, filed 30.01.1963. Spherical booster/ James R. M. Patented 23.11.1965, Serial N° 254,955. 9 claims (Cl. 60 – 35.3)
- Patent USA N° US2012/0234196 A1, filed 14.03.2012. Viscous liquid monopropellant/ Beck P.J. Patented 01.10.1963, Serial N° 419,810. 11 claims
- Shai R. Rheological Matching of Gel Propellants / R. Shai, N. Benveniste // *Journal of Propulsion and Power*. 2010. № 2. 26 p.
- Shai R. The Status of Gel Propellants / R. Shai, N. Benveniste // *Combustion of Energetic Materials*. 2000. 24 p.
- Solomon Y. Experimental Investigation of the Combustion of Organic-Gellant-Based Gel Fuel Droplets / Y. Solomon, N. Benveniste // *Proc. of 8th International Workshop on Combustion and Propulsion*, June 2002.
- Sutton, G. P., (1992) “Rocket Propulsion Elements”, John Wiley & Sons INC. 7TH edition.

APÊNDICES

APÊNDICE A – ARTIGO CIENTÍFICO PUBLICADO EM CONFERÊNCIA NA UCRANIA

УДК 629: 621.454.4

Rodrigo Camargo Gomes¹, С. Г. Бондаренко², А.И. Сердюк.²

¹University of Brasilia – Campus Darcy Ribeiro- Faculty of Technology

²Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ДРОССЕЛИРУЕМЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ПАСТООБРАЗНОГО ТОПЛИВА ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Рассматриваются результаты расчётно-проектной проработки ракетного двигателя пастообразного топлива (РДПТ) для космического аппарата (КА) тягой 400 Н с возможностью пятикратного запуска и более десятикратного уровня дросселирования тяги. На РДПТ планируется обеспечить пустотный удельный импульс тяги 2700...3000 м/с. При этом температура продуктов сгорания пастообразного топлива в камере двигателя ожидается не более 2500 К. Максимальное время эксплуатации РДПТ в космосе, включая 450 с его огневой работы, составит приблизительно 3000 с. Приведённые методика и результаты проработки могут быть использованы при проектировании различных РДПТ, которые могут найти широкое применение для многоцелевых КА.

Ключевые слова: ракетный двигатель пастообразного топлива, дросселирование тяги, неньютоновская жидкость, вытеснительная система подачи, диафрагменный топливный бак, фильтрный блок, камера сгорания, сопло, управление вектором тяги.

Розглядаються результати розрахунково-проектного опрацювання ракетного двигуна пастоподібного палива (РДПП) для космічного апарата (КА) тягою 400 Н з можливістю п'ятикратного запуску та більш ніж десятикратного рівня дроселювання тяги. На РДПП планується забезпечити пустотний питомий імпульс тяги 2700...3000 м/с. При цьому температура продуктів згоряння пастоподібного палива в камері двигуна очікується не більше 2500 К. Максимальний час експлуатації РДПП в космосі, включно з 450 с його вогневої роботи, складе приблизно 3000 с. Наведені методика та результати опрацювання можуть бути використані при проектуванні різних РДПП, які можуть знайти широке застосування для багатопільових КА.

Ключові слова: ракетний двигун пастоподібного палива, дроселювання тяги, неньютонівська рідина, витисна система подачі, діафрагмовий паливний бак, фільтрний блок, камера згоряння, сопло, управління вектором тяги.

Results of calculation-design working out of a rocket propulsion using paste-like fuel (RPUPF) for a space vehicle (SV) with thrust of 400 N with possibility of five-fold ignition and more than ten-fold throttling level of thrust are considered. At the RPUPF the vacuum specific thrust impulse of 2700...3000 m/s will be provided. At the same time the temperature of paste-like fuel combustion products in the propulsion chamber is expected to be a little bit more than 2500 K. The maximal operation time of RPUPF in space will make about 3000 s including 450 s of its fire work. Adduced methods and working out results can be used in designing different RPUPF's that can find wide application for multipurpose SV's.

Key words: rocket propulsion using paste-like fuel, thrust throttling, non-Newtonian liquid, expelling feed system, membrane fuel tank, draw-plate unit, combustion chamber, nozzle, thrust vector control.

Введение

На протяжении всего развития ракетно-космической техники постоянное внимание уделялось ракетному двигателестроению, которое и сейчас является одним из приоритетных направлений современной космонавтики. Сегодня повышаются требования к маршевым ракетным двигателям (РД) космических разгонных блоков (КРБ) и РД систем управления КА в части глубокого и оперативного регулирования тяговыми и расходными характеристиками, многократности запуска, упрощения конструкции, повышения надёжности, экономичности и улучшения эксплуатационных свойств. Для таких задач как оперативное регулирование тяговых, расходных характеристик и многократность запуска РД, в настоящее время применяются дросселируемые жидкостные ракетные двигатели (ДЖРД), как

правило, со ступенчатым регулированием указанных характеристик. Разработка, производство и стендовая отработка которых представляет сложную техническую задачу и сопровождается множеством проблем (низкочастотные колебания при горении, сложность охлаждения камеры и сопла двигателя на режиме дросселирования и другие). К тому же современные ДЖРД обычно используют высококипящие и токсичные штатные компоненты ракетного топлива (четырёхокись азота и несимметричный диметилгидразин) [9].

В Украине и за рубежом в последнее время интерес исследователей привлекает оригинальный способ получения плавного и глубокого регулирования тяги РД, который качественно отличается от такового в ДЖРД. Он заключается в переходе на использование в качестве компонентов топлива пастообразных либо гелеобразных жидкостей, которые являются неньютоновскими жидкостями. Из-за их значительно большей вязкости по сравнению с обычными ньютоновскими жидкостями их расходные характеристики подчиняются другим зависимостям, отличным от аналогичных характеристик штатных компонентов современных ДЖРД [1, 6, 7, 10-15, 21, 24-27].

Ракетные двигатели пастообразного топлива имеют преимущества от твёрдотопливных РД - простота, технологичность, унитарность топлива и от ДЖРД – многократность запуска, регулирование тяги. Возможность глубокого оперативного дросселирования тяги у РДПТ составляет от 10 до 80 крат, что превосходит этот параметр у ДЖРД. Применение РДПТ с возможностью многократного запуска в качестве исполнительных органов системы управления при решении ряда задач позволяет уменьшить габаритно-массовые характеристики КРБ или КА, а также позволит увеличить точность выведения КА на орбиту [6, 7, 10-15, 21].

Постановка задачи и цели работы

Задачей исследований, изложенных в настоящей статье, является проектная проработка ракетного двигателя пастообразного топлива тягой 400 Н с возможностью пятикратного запуска и более десятикратного уровня дросселирования тяги. На РДПТ планируется обеспечить пустотный удельный импульс тяги 2700...3000 м/с. При этом температура продуктов сгорания пастообразного топлива в камере двигателя ожидается не более 2500 К. Максимальное время эксплуатации РДПТ в космосе, включая 450 с его огневой работы, составит приблизительно 3000 с.

Конфигурация всей двигательной установки должна быть такова, что она имела возможность ориентироваться в пространстве и могла широко применяться для многоцелевых космических аппаратов.

Методы исследования.

Физическо-химические характеристики выбранных топливных рецептов

Пастообразные топлива (ПТ) занимает промежуточное положение между жидкими и твёрдыми ракетными топливами. В литературе они фигурируют под названием гелеобразных, загущённых, желатинизированных, сиропобразных, пластичных, неотверждённых, суспензионных, пастообразных и т.д. [17]. ПТ – это неотверждённые гетерогенные системы, состоящие из высокомолекулярного связующего, пластификатора и твёрдых дисперсных частиц. Они не текут в обычных условиях, но под воздействием внешней нагрузки (при перепаде давления) ПТ становятся текучими, а при снятии последней они вновь приобретают исходное состояние. ПТ относится к неньютоновским жидкостям, которые обладают малым

пределным напряжением сдвига, но как жидкости принимают форму того сосуда, где они находятся. ПТ представляют собой унитарные монотоплива, содержащие в одном объёме (баке) одновременно и горючие, и окислительные элементы. Сравнительно высокая вязкость, способность продавливаться по каналам сложной формы, седиментационная устойчивость ПТ при наличии твердых дисперсных частиц, возможность легко варьировать компонентным составом топливных композиций позволяет более простыми способами решать вопросы по повышению скорости горения, удельного импульса, плотности ПТ [4-7, 8, 16-22, 28-30].

Проводя детальный анализ проведенных ранее аналитических и экспериментальных работ [3, 4, 5, 8, 16, 18-22, 28-30] по разработке рецептур ПТ, исследованию их теплофизических, реологических и эксплуатационных свойств, учитывая проектные параметры РДПТ, изложенные в целях работы, нами предложена следующая пастообразная топливная композиция (Табл.1).

Таблица 1 - Компонентный состав пастообразной топливной композиции

Компонент ПТ	Химическая формула	Функция компонента	Процентное содержание, %
Полиметилметакрилат (ПММА)	$(C_5H_8O_2)_n$	Полимер-загуститель (горючее связующее)	4...8
Нитрилолеиновая кислота (НОК)	$C_{18}H_{33}N$	пластификатор жидкости	6...10
Диэтиленгликольди нитрат	$C_4H_8N_2O_7$	пластификатор жидкости (окислитель)	8...12
Циклотриметилентр инироамин (гексоген)	$(CH_2)_3 N_3 (NO_2)_3$	окислитель	9...11
Гидрид алюминия	$Al H_3$	горючее	14...18
Перхлорат аммония	NH_4ClO_4	окислитель	48...52

Проведенные исследования и термодинамические расчёты указанной в табл. 1 пастообразной топливной композиции позволили получить основные технические параметры и характеристики этой композиции. Ниже приведены некоторые из них: теплота образования - 1838 кДж/кг; кислородный баланс - 47,2%; молекулярная масса продуктов сгорания - 46,72 г/моль; температура газа в камере сгорания - 2977 К; температура газа на выходе из сопла - 838 К; показатель изоэнтропы - 1,204; пустотный удельный импульс - 3270 м/с (при соотношении давлений в камере сгорания и на срезе сопла $(40/0,02) \times 10^5$ Па); удельный импульс на земле - 2580 м/с (при соответствующем соотношении $(40/1) \times 10^5$ Па); число Маха - 2,85; плотность топлива 1660 кг/м³; скорость горения - 8,8 мм/с (при давлении в камере 40×10^5 Па); коэффициент динамической вязкости - 6850 Пуаз (при температуре 10...25°C).

Конфигурация РДПТ и его компонентов

Предложенная компоновочная схема РДПТ включает: вытеснительную систему подачи ПТ, диафрагменный топливный бак, регулируемый фильтренный блок, камеру сгорания, систему воспламенения ПТ, реактивное сопло, газодинамическую

систему управления вектором тяги (Рис.1). Рассмотрим кратко основные системы и компоненты.

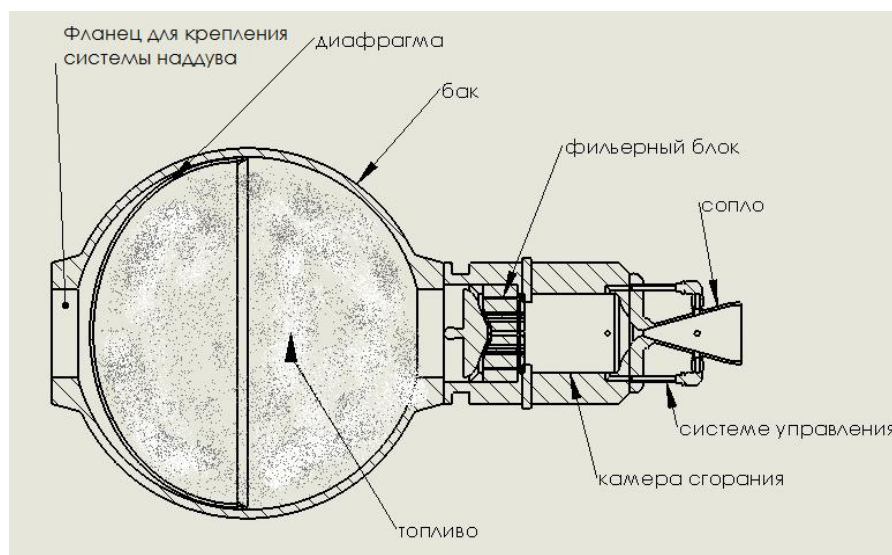


Рис. 1. Компонентная схема ракетного двигателя пастообразного топлива

Система наддува бака с топливом имеет важное значение для правильной работы двигателя и подачи ПТ в камеру сгорания (КС), учитывая, что пастообразная топливная композиция имеет достаточно высокую вязкость, а регулируемый фильтрный блок представляет определенное гидравлическое сопротивление на пути ПТ в камеру сгорания. В предложенной компонентной схеме РДПТ давление для вытеснения топлива не регулируется и поддерживается постоянным. Система наддува бака может использовать как холодный, так и горячий газ (на Рис. 1 вытеснительная система не показана) [6, 12-15].

Диафрагменный топливный бак сферической формы предназначен для хранения и подачи ПТ в КС. Он состоит из органопластиковой обечайки (корпуса) и двух разъёмно-соединительных фланцев (нижнего и верхнего) для заправки топлива, крепления КС с фильтрным блоком и системы наддува бака. Композиционный бак наматывается из нитей типа СВМ (кевлар-49), пропитанных эпоксидной смолой, например, марки ЭД-20. Указанный материал устойчив к высоким давлениям в широком диапазоне температур. Фланцы, например, из титана посредством закладных элементов крепятся к баку на этапе его намотки. Внутри бака находится выворачиваемая эластичная диафрагма, изготовленная из армированной резины. Диафрагма как мембрана разделяет внутренний объём бака на две полости: топливную и газовую. Она также имеет определённую устойчивость к давлению и теплу. Заправка двигателя топливом производится через нижний фланец при отстыкованной КС с фильтрным блоком и вывернутой кверху диафрагме [10-15, 26-27]

Поток пастообразного топлива должен пройти через круглую перфорированную пластину-экструдер, которая называется фильтрным блоком, а далее в камеру сгорания. Пластина-экструдер изготавливается из теплостойкого изоляционного материала. Каждое отверстие пластины-экструдера – фильтра имеет цилиндрическую форму, с проточенными фасками на верхнем конце для уменьшения сопротивления при прохождении топлива из бака. Из фильтрного блока топливо попадает в камеру сгорания отдельными цилиндрическими жгутами, которые после воспламенения и горения по их наружной поверхности превращаются в конусы с основанием на нижнем конце фильтры. Охлаждается

фильтра за счёт потока холодного ПТ, но огневое днище фильерного блока подвергнуто процессу абляции, что должно быть учтено при прочностном расчёте и определении толщины пластины-экструдера в процессе проектировании РДПТ. Сверху фильерного блока размещён регулирующий расход топлива клапан, который управляется специальным электроприводом. За счёт регулирования расхода топлива в камеру сгорания при постоянном давлении в баке можно регулировать давление в КС, а значит и тягу двигателя. При полностью закрытом положении клапана прекращается поток топлива в КС и обеспечивается останов двигателя. При повторном включении двигателя шток клапана поднимается в пусковой режим и топливо снова дозировано поступает в КС. Благодаря неньтоновской природе пастообразного топлива незначительным перемещением штока клапана можно обеспечить изменение расхода топлива, давления в КС, а значит и тяги двигателя в широком диапазоне [2, 6, 7, 21].

Цилиндрическая камера сгорания и докритической части сопла изготовлены из материала, способного выдержать высокие температуры и давление продуктов сгорания ПТ, например, из пиролитического графита. Хотя необходимо отметить, что во время работы двигателя на внутренней стенке КС и докритической части сопла также происходит процесс абляции с частичным уносом массы в виде газифицированных продуктов. Поэтому при прочностном расчёте КС должна быть учтена конечная толщина стенки КС [10-15].

Система воспламенения с блоком электроконденсаторов срабатывает при попадании пастообразного топлива на вольфрамовую сетку, размещённую в непосредственной близости к огневому днищу фильерного блока. Нагрев вольфрамовой сетки происходит за короткий период разряда электроконденсаторов. Уже после воспламенения теплота сгорания ПТ поддерживает устойчивое горение. При повторном включении двигателя с паузой менее 60 с в камере сгорания остаётся достаточно накопленного после предыдущего пуска тепла, что не требует работы системы электрического воспламенения. При более длительной паузе между пусками для повторного включения двигателя система воспламенения работает в обычном режиме [6, 15]. Стационарно закреплённое сопло Лавала предназначено для ускорения продуктов сгорания и создания реактивной тяги. Критическое сечение сопла имеет вкладыш из теплоустойчивого материала, например, вольфрама. Стенка сопла двухслойная: внутренняя её часть - более теплонапряжённая, может быть изготовлена из композиционного материала на основе углерода, а наружная часть – силовая обечайка – из органопластика или даже из обычного стеклопластика. Управление вектором тяги во время работы РДПТ по плоскостям тангажа и рысканья осуществляется за счёт вдува камерного газа в закритическую часть сопла. Для этого в стенке сопла в соответствующих плоскостях имеются четыре отверстия с клапанами, к которым через специальные каналы (трубопроводы) подаётся высокотемпературный газ из камеры сгорания. Как правило, для такого способа управления вектором тяги сопло делают максимально «утопленным» в камеру сгорания [2]. Управление пространственным положением РДПТ по всем трём плоскостям (тангаж, рысканье и крен) перед его включением осуществляется за счёт рабочего тела (газа) системы наддува топливного бака [10-15, 25-27].

Методика расчета основных параметров РДПТ

Ниже приводится методика расчёта давления в КС, массового секундного расхода топлива и геометрических размеров камеры с регулируемым фильерным

блоком за счёт изменения площади его проходного сечения при постоянном давлении вытеснения. Данная методика базируется на известных законах физики.

Массовый расход через каждое отверстие фильерного блока задается уравнением (1):

$$G_{\text{отв}} = \frac{\pi \cdot r^4 \cdot (P_B - P_K) \cdot \gamma_T}{8 \cdot l_0 \cdot \eta}, \quad (1)$$

где r - радиус каждого отверстия фильерного блока, соответствует P_B - давление вытеснения (давление в баке плюс гидростатическое давление топлива), P_K - давление в камере сгорания, γ_T - плотность топлива, l_0 - высота отверстия соответствует толщине фильерного блока и η - коэффициент динамической вязкости топлива. При этом массовый секундный расход топлива через все отверстия фильерного блока должен быть равен массовому расходу продуктов сгорания через критическое сечение сопла:

$$G_{\text{сопло}} = A \cdot S_{\text{кр}} \cdot P_K \cdot k_T, \quad (2)$$

где k_T - коэффициент расхода, который колеблется от 0,9 до 1; $S_{\text{кр}}$ - критическое сечение сопла; A - коэффициент истечения, который может быть рассчитан по формуле (3):

$$A = \sqrt{\frac{2k}{k+1}} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{1-k}} \cdot \frac{1}{\sqrt{R \cdot T_K}} \quad (3)$$

где k - показатель изоэнтропы, в нашем случае k равно 1,204; R - газовая постоянная продуктов сгорания равна 43 кДж/кг, а средняя температура в камере сгорания T_K определяется как 2400 К.

С учётом указанного выше баланса между массовыми секундными расходами топлива через фильерный блок $n \cdot G_{\text{отв}}$ и продуктов сгорания через критическое сечение сопла $G_{\text{сопло}}$ можно определить необходимое количество отверстий в пластине-экструдере (фильере) n :

$$n = \frac{G_{\text{сопло}}}{G_{\text{отв}}} \quad (4)$$

Подставив выражения (1) и (2) в равенство (4), получим базовое уравнение, связывающее основные параметры КС и фильерного блока, которые будут проанализированы ниже:

$$\frac{n \cdot \pi \cdot r^4 \cdot (P_B - P_K) \cdot \gamma_T}{8 \cdot l_0 \cdot \eta} = A \cdot S_{\text{кр}} \cdot P_K \cdot k_T \quad (5)$$

Из равенства (5) находим, что

$$P_K = \frac{P_B}{1 + \frac{A \cdot S_{\text{кр}} \cdot k_T \cdot 8 \cdot l_0 \cdot \eta}{n \cdot \pi \cdot r^4 \cdot \gamma_T}} \quad (6)$$

По зависимости (6) определяется давление в КС при изменении проходного сечения всех отверстий фильерного блока.

Высота конуса горения топлива определяет длину цилиндрической части КС, причём, последняя должна быть как минимум в два раза больше высоты конуса горения и определяется расходонапряжённостью КС. Как показывают опыты [3, 4 - Иванченко] надёжная работа РДПТ обеспечивается, когда скорость подачи топлива в КС всегда больше скорости горения топливных жгутиков, т.е массовый секундный приход топлива в КС должен быть больше массы сгораемого за секунду топлива. А объём камеры сгорания и размер критического сечения сопла выбираются из соображений обеспечения её необходимой расходонапряжённости.

Уравнение (7) определяет массу сгораемого за секунду топлива, с поверхности одного конуса (топливного жгута):

$$G_{\text{сгор}} = U_0 \cdot \left(\frac{P_k}{P_0}\right)^{\nu} \cdot \pi \cdot r \cdot \sqrt{r^2 + h^2} \cdot \gamma_T, \quad (7)$$

где U_0 - скорость горения пастообразного топлива при атмосферном давлении ($P_0 = 10^5$ Па), h - высота конуса горения, образующегося из одного отверстия фильерного блока на его огневом днище в КС; ν – показатель степени в законе горения ПТ. Как показывают опыты [6] высота конуса горения в РДПТ может составлять 20...50 мм. Показатель степени в законе горения ν для различных рецептур ПТ может изменяться в пределах 0,38..0,68 [3, 21, 23].

Результаты расчётов и их анализ

Используя приведенные выше зависимости (1) - (7) и результаты ранее проведенных исследований, были выполнены расчёты давления в камере сгорания в зависимости от вязкости ПТ, конструктивных параметров камеры сгорания и фильерного блока (площади критического сечения сопла, радиуса отверстий и их количество). Ниже проведен анализ результатов расчёта применительно к основным параметрам и конструктивным элементам проектируемого РДПТ.

На Рис. 2 и Рис. 3 приведена зависимость давления в камере сгорания от количества отверстий в фильерном блоке при различных их радиусах и площадях критического сечения сопла. На Рис.2 расчёты проведены при критическом сечении сопла $S_{кр} = 450$ мм², чтобы получить желаемое давление в камере сгорания $P_k = 40 \cdot 10^5$ Па. Количество отверстий в фильерном блоке (n) может варьироваться от 40 до 300 шт., и рассматриваются конструктивные варианты радиусом $r = 1,5; 1,75; 2,0; 2,5$ мм, но предпочтительнее становятся два последних.

На Рис. 4 показана зависимость давления в камере сгорания от радиусов отверстий в фильерном блоке при различных площадях критического сечения сопла. Очевидно, что при желаемом давлении в камере сгорания $P_k = 40 \cdot 10^5$ Па значение радиуса единичного отверстия фильерного блока $r = 2,0$ мм можно считать идеальным. Как видно из графиков (Рис. 2 - Рис. 4) с повышением количества отверстий в фильерном блоке и их радиусов, а также с уменьшением площади критического сечения сопла давления в камере сгорания возрастает.

В связи с особым поведением пастообразного топлива как неньютоновской жидкости в качестве последнего сравнения на Рис. 5 приведена зависимость давления в камере сгорания от коэффициента динамической вязкости ПТ при различном количества отверстий в фильерном блоке. Как видно из графика с

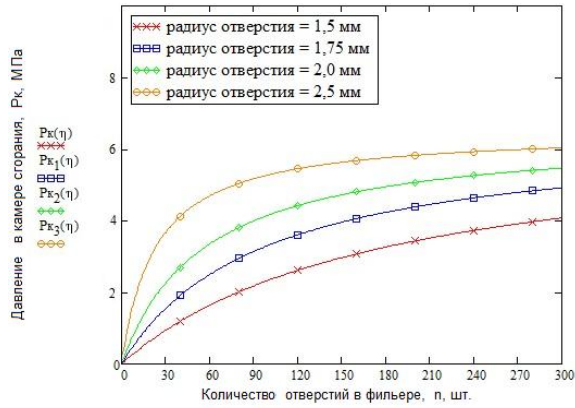


Рис. 2. Давление в камере сгорания в зависимости от количества отверстий, изменяя радиус отверстия: $P_B = 65 \cdot 10^5$ Па; $\gamma_T = 1660$ кг/м³; $l_0 = 35$ мм; $\eta = 6500$ Пуаз; $S_{кр} = 4,5 \cdot 10^{-4}$ м²

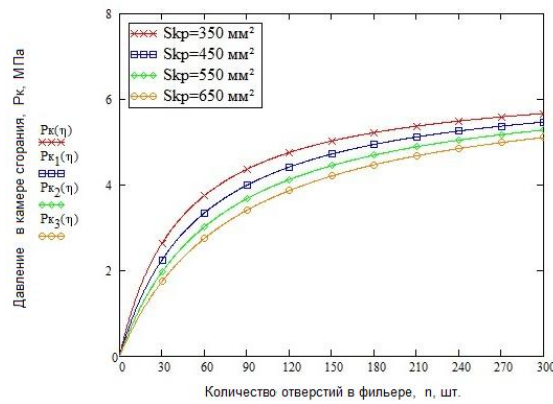


Рис. 3. Давление в камере сгорания в зависимости от количества отверстий для различной площади критического сечения: $P_B = 65 \cdot 10^5$ Па; $\gamma_T = 1660$ кг/м³; $l_0 = 35$ мм; $\eta = 6500$ Пуаз; $r = 2$ мм

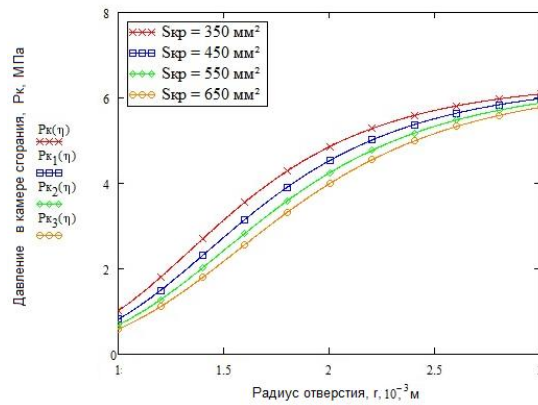


Рис. 4. Давление в камере сгорания в зависимости от радиуса отверстия при различной площади критического сечения: $P_B = 65 \cdot 10^5$ Па; $\gamma_T = 1660$ кг/м³; $l_0 = 35$ мм; $\eta = 6500$ Пуаз; $n = 130$ шт.

повышением вязкости ПТ и сокращением количества отверстий в фильтром блоке давления в камере сгорания падает.

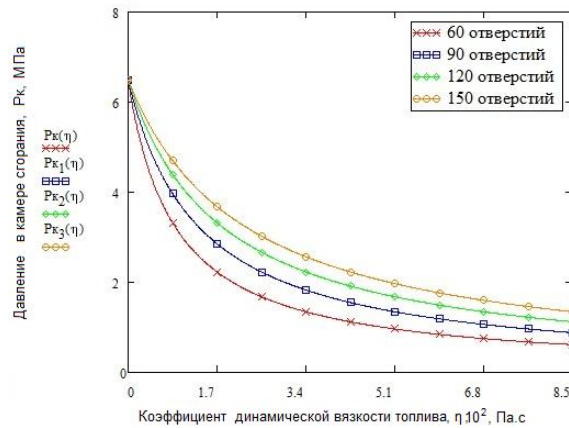


Рис. 5. Давление в камере сгорания в зависимости коэффициента динамической вязкости, изменяя количество отверстий: $P_B = 65 \cdot 10^5$ Па ; $\gamma_T = 1660$ кг/м³ ; $l_0 = 35$ мм ; $r = 2$ мм ; $S_{кр} = 4,5 \cdot 10^4$ м²

Оптимальный выбор основных параметров РДПТ

После анализа приведенных результатов расчетов и ранее проведенных исследований, было установлено, что оптимальная конфигурация конструктивных элементов камеры сгорания и фильерного блока (площади критического сечения сопла, радиуса отверстий и их количество) может быть определена по сходящимся значениям на каждом этапе фазы анализа при выбранных характеристиках ПТ и желаемых параметрах камеры сгорания (давление в камере сгорания $P_k = 40 \cdot 10^5$ Па и средняя температура в камере сгорания $T_k = 2400$ К). Ниже проведены проектные рекомендации по основным параметрам и конструктивным элементам разрабатываемого РДПТ.

Заданное время огневой работы РДПТ для пяти включений составляет 450 с, а общее время эксплуатации РДПТ в космосе вместе с паузами между его работой составляет приблизительно 3000 с. Эти параметры вместе с рабочими параметрами камеры сгорания необходимы для теплового и прочностного расчёта двигателя.

Учитывая проектные параметры разрабатываемого РДПТ, изложенные в целях работы и результаты термодинамических расчётов (тяга 400 Н, планируемый пустотный удельный импульс 3050 м/с), используя известные уравнения определён суммарный массовый секундный расход топлива через двигатель, который составляет 0,131 кг/с. При помощи приведенных выше графиков для обеспечения указанных суммарного массового секундного расхода топлива (0,131 кг/с) и данного давления в камере сгорания ($40 \cdot 10^5$ Па) было определено оптимальное значение отверстий в количестве 130 шт. диаметром 4 мм каждое.

Учитывая технологические возможности современного сверлильного оборудования при работе с композиционными теплоустойчивыми изоляционными материалами, например, прессматериал марки ДСВ-2, оптимальное количество отверстий в теле фильерного блока составляет 2 отверстия на 1 см². В результате чего площадь для сверления составляет 65 см², а наружный диаметр внутренней части круглой пластины-экструдера, на которой просверлены отверстия - 90 мм. С учётом периферийного пространства круглой пластины-экструдера (без отверстий) для силового крепления её в теле камеры сгорания, общий наружный её диаметр уже составит 110 мм. Толщина перфорированной пластины-экструдера, основы фильерного блока, была определена на основании прочностного расчёта с учетом перепада давления между баком и камерой сгорания на момент пуска ($65 \cdot 10^5$ Па), который нагружает непосредственно фильерный блок, составляет 35 мм.

Камера сгорания имеет внутренний диаметр, равный диаметру области пластины-экструдера с перфорацией, а именно, 90 мм. Толщина стенки КС, изготовленной из пиролитического графита, с учётом процесса абляции в течении 450 с при средней температуре $T_k = 2400$ К и внутрикамерном давлении $P_k = 40 \cdot 10^5$ Па, составляет 35 мм. Тогда наружный диаметр камеры сгорания составит 160 мм. Длина цилиндрической части КС - 160 мм.

Оптимальная площадь критического сечения сопла, полученная в результате расчётов составляет 450 мм^2 , а диаметр критики - 24 мм. Рекомендуемое отношение критического диаметра и диаметра среза сопла для РД с высокой степенью расширения (для эксплуатации в космосе) равно 10, тогда внутренний диаметр среза сопла составит 240 мм, а длина сверхзвуковой части сопла - 360 мм.

Заключение

Предложена оптимальная компоновочная схема ракетного двигателя пастообразного топлива, которая включает: вытеснительную систему подачи ПТ, диафрагменный топливный бак, регулируемый фильтрный блок, камеру сгорания, систему воспламенения ПТ, реактивное сопло, газодинамическую систему управления вектором тяги. Кратко рассмотрены основные системы и компоненты двигателя.

Предложена эффективная пастообразная топливная композиция, дающая возможность полностью использовать преимущества ПТ как неньютоновской жидкости для реализации глубокого и оперативного дросселирования тяги современных РД.

Предложена методика расчёта давления в КС, массового секундного расхода топлива и геометрических размеров камеры с регулируемым фильтрным блоком за счёт изменения суммарной площади его проходного сечения при постоянном давлении вытеснения. Данная методика позволяет находить оптимальные решения для основных параметров и конструктивных элементов РДПТ. Результаты расчётов удовлетворительно коррелируются с известными в литературе экспериментальными данными.

Приведена расчётно-проектная проработка РДПТ для КА тягой 400 Н с возможностью пятикратного запуска и более десятикратного уровня дросселирования тяги. На РДПТ планируется обеспечить пустотный удельный импульс тяги 2700...3000 м/с. При этом температура продуктов сгорания пастообразного топлива в камере двигателя ожидается не более 2500 К. Максимальное время эксплуатации РДПТ в космосе, включая 450 с его огневой работы, составит приблизительно 3000 с.

Предложенные компоновочная схема РДПТ и элементы расчётной методологии опробованы на нескольких опытных моделях и подтверждены многочисленными стендовыми огневыми испытаниями [6, 23].

Приведенные методика и результаты проработки могут быть использованы при проектировании РДПТ различного назначения, которые найдут применение для многоцелевых КА.

Библиографические ссылки

1. Бондаренко С.Г. К оценке энергетической эффективности ракетных двигателей на пастообразном топливе с глубоким дросселированием / С.Г. Бондаренко, П.Г. Хорольский, Л.В. Адамчик // Авиационно-космическая техника и технология. - 2008. - № 7(54). - С. 148-150.

2. Бондаренко С.Г. Особенности обработки высотных ракетных двигательных установок пастообразного топлива с регулируемым вектором тяги / С.Г.Бондаренко, Н.Д. Коваленко // Авиационно-космическая техника и технология. Харьков: НАУ «ХАИ», № 4/71, 2010. С. 84 – 90.
3. Вильямс В. А. Теория горения. – М.: Наука, 1971. – 298 с.
4. Елисеев В.И. Математическая модель течения пастообразных топливных композиций в ступенчатых каналах / В.И. Елисеев, С.Г. Бондаренко, Е.Б. Устименко, Л.И. Подкаменная // Техническая механика, № 3. 2011.- С.68-78.
5. Елисеев В.И. Экспериментальное и численное исследование реологических характеристик пастообразных топливных композиций / В.И. Елисеев С.Г. Бондаренко, А.Ф. Курочкин, Т.А. Майорская, Е.Б. Устименко, А.Б. Суровцев // Вестник двигателестроения. Запорожье: ОАО «Мотор Сич», № 1, 2012. С 26-31.
6. Иванченко А.Н. Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе / А.Н. Иванченко, С.Г. Бондаренко // Проблемы высокотемпературной техники. Днепропетровск: РИО ДНУ, 2008. С.40-50.
7. Иванченко А. М. Особливості ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі / А. М. Иванченко // Космічна наука і технологія. 1999. Т 5. № 4. С.3 –10.
8. Курочкин О.Ф. Вплив природи поверхнево-активних речовин на реологічні властивості пастоподібних високонаповнених композицій / О.Ф. Курочкин, Н.В. Долматова, О.Б. Суровцев // Вісник Дніпропетровського університету. Хімія. Вип. 16, 2010. ДНУ Дніпропетровськ: РВВ ДНУ, 2010. С. 167-170.
9. Михайлов В.В. Дросселируемые жидкостные ракетные двигатели / В.В. Михайлов, В.Г. Базаров - М.: Машиностроение, 1985.-168 с.
10. Патент України № 48295 від 15.08.2002. Ракетна рушійна установка на пастоподібному паливі / Иванченко А. М. ДКБ «Південне». МПК 7 F 02 K 9/26, 9/32, 9/70, 9/95. Заявлено 27.07.1999, № 99074320. Бюл. № 8. Опис винаходу 9 с.
11. Патент України № 69765 від 15.12.2006. Ракетна рушійна установка на пастоподібному паливі / Иванченко А. М, Кукушкін В. І. МПК F02K 9/26, /32, /70, /95 Заявл. 01.12.2003, № 20031210897. Бюл № 12. Опис винаходу 7 с.
12. Патент України на корисну модель № 21243 від 15.03.2007. Регульована маршова ракетна рушійна установка на унітарному пастоподібному паливі/ Иванченко А. М, Бондаренко С.Г., Кондратюк А. М. МПК F02K 9/26, /32, /70, /95. Заявл. 10.07.2006, № у 2006 07731. Бюл. № 3. Опис винаходу 10 с.
13. Патент України на корисну модель № 24169 від 25.06.2007. Маршова ракетна рушійна установка на унітарному пастоподібному паливі для верхніх ступенів ракет-носіїв / Иванченко А. М., Бондаренко С.Г., Кондратюк А. М. МПК F02K 9/26, /32, /70, /95 Заявл. 04.01.2007, № у 2007 00125. Бюл № 9. Опис винаходу 9 с.
14. Патент України на корисну модель № 57488 від 25.02.2011. Регульована ракетна двигунна установка на пастоподібному унітарному паливі / Коваленко М.Д., Стрельников Г.О., Сердюк А.І., Бондаренко С.Г., Хорольський П.Г. МПК F02K 9/26, /32. Заявл. 13.09.2010, № у 2010 11025. Бюл № 4. Опис винаходу 10 с.
15. Патент України на корисну модель № 57490 від 25.02.2011. Ракетна двигунна установка / Сердюк А.І., Бондаренко С.Г., Хорольський П.Г. МПК F02K 9/26, /32. Заявл. 13.09.2010, № у 2010 11049. Бюл № 4. Опис винаходу 10 с.
16. Рибалко О.Ю. Визначення реологічних характеристик високонаповнених полімерних пастоподібних систем / О.Ю. Рибалко, О.Б. Суровцев, Е.О. Спорягін // Вопросы химии и химтехнологии. 2010, №3. С. 107-110.

17. Смаль Ф.В. Составы и свойства гелеобразных топлив / Ф.В. Смаль, А.З. Чулков // Ракетные топлива. Под ред. Я.М. Паушкина, А.З. Чулкова. М.: Мир, 1975. С. 114 – 146.
18. Суровцев А.Б. Получение пастообразных высоконаполненных композиций и изучение их реологических свойств / А.Б. Суровцев // Все материалы. Энциклопедический справочник. Москва: научно-техн. журн. РАН. 2010. С. 6-9.
19. Третьяков К.О. Залежність реологічних характеристик пастоподібного ракетного палива від дисперсності наповнювача, концентрації наповнювача і ПАР/ К.О. Третьяков, О.В. Потупа, С.Г. Огинський, О.Ф. Курочкин, О.Б. Суровцев // Вопросы химии и химической технологии.-Д.: УДХТУ. - 2006. - № 3. - С.158-163.
20. Третьяков К.О. Поиск оптимального соотношения компонентов низкотемпературного пастообразного топлива на основе перхлората аммония и синтетического полибутадиенового каучука / К.О. Третьяков, Д.В. Львов, Е.Б. Устименко, А.Ф. Курочкин, В.Н. Шнякин // Космическая техника. Ракетное вооружение. Научно-технический сборник. – Д.: ГКБЮ.- 2005. Вып. 1. С. 54-64.
21. Устименко Е.Б. Высокоэнергетические композиции для ракетных двигателей и газогенераторов с регулируемым режимом работы / Устименко Е.Б.; Шиман Л.Н.; Подкаменная Л.И. // Системи озброєння і військова техніка.- Х., ХУПС.- 2010 -№2.-с.170-173
22. Чанг Д.Х. Реология в процессах переработки полимеров / Д.Х. Чанг; М.: Химия. 1979.- 368с.
23. Bondarenko S.G. Rocket propulsion using unitary paste-like propellant. Experimental investigation of paste-like propellant and results of PRM fire tests / Eliseev V.I., Protsan Yu.V., Masliany N.V., Ustimenko E.B., Mayorskaya T.A., Babitskiy V.P., Kurochkin A.F., Lyagushyn S. F., Podkamennaya L.I., Surovtsev A.B., Golenko A.A., Savytskaya N.K., Stepchenko A.I., Serdyuk A.I. // Proc. of 61-th International Astronautical Congress (IAC-10.C4.1.9), 27 September - 1 October 2010. Prague, Czech Republic. 27 p.
24. Hardgrove J. High performance throttling and pulsing rocket engine / J. Hardgrove, H. Krieg // AIAA Paper 1984, № 1254, hh.10.
25. Mingde S. Study of a New Kind of Multipulse Rocket Motor / S. Mingde, Y. Dingyou // Journal of propulsion and power, USA. March–April 2001 Vol. 17, № 2. P. 380-384.
26. Patent USA № 3105250, filed 26.02.1959. Monofuel propellant booster rocket/ Hans P. E. Patented 01.10.1963, Serial № 795,751. 2 claims (Cl. 60 – 35.3)
27. Patent USA № 3218798, filed 30.01.1963. Spherical booster/ James R. M. Patented 23.11.1965, Serial № 254,955. 9 claims (Cl. 60 – 35.3)
28. Shai R. Rheological Matching of Gel Propellants / R. Shai, N. Benveniste // Journal of Propulsion and Power. 2010. № 2. 26 p.
29. Shai R. The Status of Gel Propellants / R. Shai, N. Benveniste // Combustion of Energetic Materials. 2000. 24 p.
30. Solomon Y. Experimental Investigation of the Combustion of Organic-Gellant-Based Gel Fuel Droplets / Y. Solomon, N. Benveniste // Proc. of 8th International Workshop on Combustion and Propulsion, June 2002.

APÊNDICE B - TABELA DE VALORES CARACTERÍSTICOS PARA DETERMINAÇÃO DO PERFIL DO BOCAL DE EXPANSÃO (VACILIEV 1978)

Таблица 10.4

k = 1,20

$\beta_{m'}$ град	$2\beta_a$, град													
	0	4	6	8	10	12	14	0	4	6	8	10	12	14
	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a
0,0592	1,0638	1,7464	1,0496	1,0248	0,0202	0,3614	1,0817	0,9548	1,0401	0,4274	1,1183	0,9537	1,0681	0,9537
0,0996	1,1385	2,4442	1,1268	1,8007	1,1096	1,4080	1,7697	1,1586	1,1586	1,3720	1,1183	0,9537	1,0681	0,9537
0,1410	1,2409	3,1839	1,2289	2,5095	1,2131	2,1484	1,1899	1,1586	1,1586	1,3720	1,1183	0,9537	1,0681	0,9537
0,1830	1,3725	4,0022	1,3595	3,2576	1,3431	2,8829	1,3201	2,5063	1,2903	2,1275	1,2535	1,7463	1,2098	1,7463
0,2237	1,5360	4,9350	1,5213	4,0872	1,5034	3,6761	1,4785	3,2729	1,4476	2,8772	1,4102	2,4886	1,3667	2,4886
0,2629	1,7352	6,0210	1,7181	5,0325	1,6978	4,5656	1,6703	4,1155	1,6361	3,6811	1,5957	3,2614	1,5495	3,2614
0,3005	1,9744	7,3033	1,9543	6,1279	1,9306	5,5845	1,8990	5,0677	1,8603	4,5753	1,8151	4,1058	1,7640	4,1058
0,3363	2,2591	8,8306	2,2348	7,4105	2,2067	6,7662	2,1697	6,1604	2,1249	5,5899	2,0731	5,0517	2,0152	5,0517
0,3703	2,5953	10,658	2,5657	8,9208	2,5320	8,1460	2,4880	7,4254	2,4352	6,7537	2,3748	6,1263	2,3080	6,1263
0,4025	2,9900	12,849	2,9537	10,703	2,9127	9,7623	2,8598	8,8960	2,7970	8,0963	2,7258	7,3562	2,6476	7,3562
0,4329	3,4512	15,475	3,4061	12,808	3,3561	11,657	3,2920	10,608	3,2167	9,6486	3,1320	8,7686	3,0399	8,7686
0,4616	3,9874	18,618	3,9315	15,289	3,8700	13,876	3,7921	12,600	3,7013	11,444	3,6001	10,392	3,4909	10,392
0,4887	4,6085	22,370	4,5388	18,208	4,4631	16,469	4,3683	14,914	4,2585	13,517	4,1374	12,257	4,0075	12,257
0,5143	5,3250	26,836	5,2381	21,632	5,1451	19,492	5,0294	17,595	4,8968	15,906	4,7515	14,395	4,5969	14,395
0,5384	6,1486	32,135	6,0405	25,635	5,9262	23,003	5,7853	20,693	5,6251	18,653	5,4509	16,841	5,2670	16,841
0,5612	7,0921	38,400	6,9579	30,299	6,8176	27,070	6,6464	24,261	6,4532	21,800	6,2448	19,632	6,0262	19,632
0,5827	8,1693	45,780	8,0032	35,713	7,8316	31,763	7,6240	28,356	7,3916	25,396	7,1427	22,807	6,8835	22,807
0,6030	9,3953	54,444	9,1904	41,977	8,9812	37,160	8,7302	33,042	8,4515	29,491	8,1552	26,407	7,8485	26,407
0,6222	10,786	64,577	10,535	49,198	10,280	43,346	9,9781	38,384	9,6450	34,140	9,2933	30,479	8,9315	30,479
0,6403	12,360	76,388	12,052	57,492	11,744	50,410	11,382	44,456	10,985	39,400	10,569	35,068	10,143	35,068
0,6575	14,135	90,105	13,759	66,986	13,389	58,451	12,955	51,334	12,485	45,334	11,994	40,227	11,495	40,227
0,6738	16,131	105,98	15,676	77,820	15,231	67,576	14,715	59,101	14,159	52,008	13,582	46,009	13,000	46,009
0,6892	18,371	124,30	17,820	90,140	17,289	77,896	16,677	67,846	16,022	59,493	15,348	52,471	14,670	52,471
0,7039	20,878	145,37	20,215	104,11	19,583	89,534	18,860	77,663	18,091	67,863	17,305	59,673	16,519	59,673
0,7178	23,675	169,51	22,880	119,90	22,132	102,62	21,281	88,652	20,383	77,196	19,469	67,680	18,560	67,680
0,7311	26,789	197,12	25,841	137,69	24,957	117,29	23,961	100,92	22,915	87,578	21,857	76,557	20,810	76,557
0,7437	30,249	228,57	29,122	157,68	28,083	133,69	26,920	114,58	25,706	99,095	24,485	86,377	23,282	86,377
0,7557	34,083	264,31	32,749	180,09	31,532	151,98	30,179	129,74	28,776	111,84	27,371	97,212	25,994	97,212
0,7672	38,323	304,82	36,750	205,14	35,329	172,37	33,761	146,54	32,144	125,91	30,534	109,14	28,963	109,14
0,7781	43,003	350,61	41,154	233,07	39,502	194,90	37,690	165,11	35,833	141,41	33,993	122,25	32,205	122,25
0,7885	48,156	402,23	45,992	264,13	44,077	219,88	41,991	185,58	39,865	158,45	37,768	136,61	35,740	136,61

β _m , град	α, град														
	14		16		18		20		22		24		26		
	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	\bar{x}_a	\bar{D}_a	
0,0592															
0,0996															
0,1414															
0,1830															
0,2237															
0,2629															
0,3005															
0,3363															
0,3703															
0,4025															
0,4329															
0,4616															
0,4887															
0,5143															
0,5384															
0,5612															
0,5827															
0,6030															
0,6222															
0,6403															
0,6575															
0,6738															
0,6892															
0,7039															
0,7178															
0,7311															
0,7437															
0,7557															
0,7672															
0,7781															
0,7885															
0,5132	0,5132	1,0068	0,0483	1,1006	0,5857	1,0347	0,1923	1,2011	0,9973	1,3129	0,6386	1,0627	0,2849	1,1672	0,6694
1,3625	1,1589	1,3173	0,9757	1,2620	1,3614	1,2011	0,9973	1,3792	1,7133	1,3552	1,3552	1,2421	1,0074	1,3595	1,3358
2,1066	1,4978	2,4628	1,7310	1,4409	2,0823	1,3792	1,7133	1,5805	2,4245	1,5105	2,0470	1,4368	1,6844	1,5725	1,9953
2,8556	1,7076	3,2285	1,6463	1,6463	2,8180	1,5805	2,4245	1,8113	3,1724	1,7350	2,7607	1,6553	2,3688	1,8126	2,6807
4,5431	1,9519	4,0617	1,8837	1,8837	3,6055	2,0767	3,9837	2,3818	4,8800	1,9917	3,5245	1,9035	3,0908	2,0847	3,4141
5,5390	2,2355	4,9883	2,1582	2,1582	4,4708	2,3818	4,8800	2,7313	5,8803	2,2854	4,3598	2,1862	3,8722	2,3936	4,2129
6,5695	2,5636	6,0310	2,4747	2,4747	5,4358	2,7313	5,8803	3,1305	7,0031	2,6210	5,2850	2,5082	4,7305	2,7437	5,0924
7,9589	2,9416	7,2119	2,8384	2,8384	6,5210	3,1305	7,0031	3,5851	8,2665	3,4379	7,4722	2,8743	5,6817	3,1399	6,0669
9,4321	3,3753	8,5533	3,2548	3,2548	7,7463	3,5851	8,2665	4,1009	9,6892	3,9302	8,7676	3,2893	6,7413	3,5872	7,1501
11,115	3,8711	10,078	3,7298	3,7298	9,1321	4,1009	9,6892	4,6843	11,290	4,4861	10,220	3,7587	7,9242	4,0909	8,3561
13,037	4,4357	11,810	4,2698	4,2698	10,699	4,6843	11,290	5,3423	13,090	5,1122	11,848	4,2880	9,2459	4,6566	9,6990
15,224	5,0764	13,775	4,8816	4,8816	12,470	5,3423	13,090	6,0819	15,110	5,8150	13,669	4,8833	10,722	5,2903	11,193
17,710	5,8011	15,999	5,5724	5,5724	14,467	6,0819	15,110	7,110	17,371	6,6020	15,703	5,5509	12,369	5,9983	12,855
20,527	6,6182	18,510	6,3502	6,3502	16,715	7,110	17,371	8,4806	19,898	7,4806	17,969	6,2974	14,205	6,7873	14,698
23,711	7,5365	21,338	7,2231	7,2231	19,239	8,4806	19,898	9,8706	22,714	8,4589	20,490	7,1302	16,246	7,6643	16,741
27,297	8,5656	24,515	8,2000	8,2000	22,065	9,8706	22,714	10,019	25,845	9,5454	23,288	8,0565	18,511	8,6367	18,999
31,328	9,7155	28,073	9,2902	9,2902	25,224	10,019	25,845	11,292	29,319	10,749	26,386	9,0844	21,020	9,7123	21,492
35,843	10,997	32,049	10,503	10,503	28,744	11,292	29,319	12,700	33,163	12,079	29,808	10,222	23,794	10,899	24,238
40,888	12,421	36,480	11,850	11,850	32,657	12,700	33,163	14,254	37,408	13,546	33,581	11,479	26,854	12,206	27,256
46,510	13,999	41,404	13,341	13,341	36,996	14,254	37,408	15,965	42,085	15,159	37,730	12,863	30,221	13,641	30,567
52,758	15,744	45,864	14,988	14,988	41,797	15,965	42,085	17,844	47,226	16,929	42,285	14,384	33,920	15,215	34,192
59,685	17,669	52,902	16,802	16,802	47,096	17,844	47,226	19,903	52,866	18,868	47,274	16,053	37,975	16,936	38,153
67,346	19,787	59,565	18,797	18,797	52,931	19,903	52,866	22,155	59,040	20,987	52,728	17,879	42,411	18,815	42,474
75,797	22,113	66,899	20,985	20,985	59,342	22,155	59,040	24,613	65,785	23,298	58,679	19,874	47,294	20,863	48,178
85,100	24,661	74,995	23,380	23,380	65,371	24,613	65,785	27,291	73,139	25,814	65,160	22,049	52,532	23,089	52,290
95,317	27,447	83,785	25,997	25,997	74,062	27,291	73,139	30,203	81,143	28,548	72,204	24,415	58,274	25,506	57,836
106,52	30,488	93,444	28,849	28,849	82,460	30,203	81,143					26,984	64,509		
118,76	33,799	103,99	31,952	31,952	91,613										

APÊNDICE C – REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS OBTIDAS NA UNIVERSIDADE NACIONAL DE DNEPROPETROVSK - DNU

- Бондаренко С.Г. К оценке энергетической эффективности ракетных двигателей на пастообразном топливе с глубоким дросселированием / С.Г. Бондаренко, П.Г. Хорольский, Л.В. Адамчик // *Авиационно-космическая техника и технология*. - 2008. - № 7(54). - С. 148-150.
- Бондаренко С.Г. Особенности отработки высотных ракетных двигательных установок пастообразного топлива с регулируемым вектором тяги / С.Г.Бондаренко, Н.Д. Коваленко // *Авиационно-космическая техника и технология*. Харьков: НАУ «ХАИ», № 4/71, 2010. С. 84 – 90.
- Вильямс В. А. Теория горения. – М.: Наука, 1971. – 298 с.
- Елисеев В.И. Математическая модель течения пастообразных топливных композиций в ступенчатых каналах / В.И. Елисеев, С.Г. Бондаренко, Е.Б. Устименко, Л.И. Подкаменная // *Техническая механика*, № 3. 2011.- С.68-78.
- Елисеев В.И. Экспериментальное и численное исследование реологических характеристик пастообразных топливных композиций / В.И. Елисеев С.Г. Бондаренко, А.Ф. Курочкин, Т.А. Майорская, Е.Б. Устименко, А.Б. Суровцев // *Вестник двигателестроения*. Запорожье: ОАО «Мотор Сич», № 1, 2012. С 26-31.
- Иванченко А.Н. Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе / А.Н. Иванченко, С.Г. Бондаренко // *Проблемы высокотемпературной техники*. Днепропетровск: РИО ДНУ, 2008. С.40-50.
- Иванченко А. М. Особливості ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі / А. М. Иванченко // *Космічна наука і технологія*.1999. Т 5.№ 4. С.3 –10.
- Кудрявцев В. М., Куснецов В. Под ред. Кудрявцева В. М. - М.: Высшая школа, 1983. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей*. 703 с.
- Курочкін О.Ф. Вплив природи поверхнево-активних речовин на реологічні властивості пастоподібних високонаповнених композицій / О.Ф. Курочкін, Н.В. Долматова, О.Б. Суровцев // *Вісник Дніпропетровського університету. Хімія*. Вип. 16, 2010. ДНУ Дніпропетровськ: РВВ ДНУ, 2010. С. 167-170.
- Михайлов В.В. Дросселируемые жидкостные ракетные двигатели / В.В. Михайлов, В.Г. Базаров - М.: *Машиностроение*, 1985.-168 с.
- Патент України № 48295 від 15.08.2002. Ракетна рушійна установка на пастоподібному паливі / Иванченко А. М. ДКБ «Південне». МПК 7 F 02 K 9/26, 9/32, 9/70, 9/95. Заявлено 27.07.1999, № 99074320. Бюл. № 8. Опис винаходу 9 с.
- Патент України № 69765 від 15.12.2006. Ракетна рушійна установка на пастоподібному паливі / Иванченко А. М, Кукушкін В. І. МПК F02K 9/26, /32, /70, /95 Заявл. 01.12.2003, № 20031210897. Бюл № 12. Опис винаходу 7 с.

- Патент України на корисну модель № 21243 від 15.03.2007. Регульована маршова ракетна рушійна установка на унітарному пастоподібному паливі/ Іванченко А. М., Бондаренко С.Г., Кондратюк А. М. МПК F02K 9/26, /32, /70, /95. Заявл. 10.07.2006, № у 2006 07731. Бюл. № 3. Опис винаходу 10 с.
- Патент України на корисну модель № 24169 від 25.06.2007. Маршова ракетна рушійна установка на унітарному пастоподібному паливі для верхніх ступенів ракет-носіїв / Іванченко А. М., Бондаренко С.Г., Кондратюк А. М. МПК F02K 9/26, /32, /70, /95 Заявл. 04.01.2007, № у 2007 00125. Бюл № 9. Опис винаходу 9 с.
- Патент України на корисну модель № 57488 від 25.02.2011. Регульована ракетна двигунна установка на пастоподібному унітарному паливі / Коваленко М.Д., Стрельников Г.О., Сердюк А.І., Бондаренко С.Г., Хорольський П.Г. МПК F02K 9/26, /32. Заявл. 13.09.2010, № у 2010 11025. Бюл № 4. Опис винаходу 10 с.
- Патент України на корисну модель № 57490 від 25.02.2011. Ракетна двигунна установка / Сердюк А.І., Бондаренко С.Г., Хорольський П.Г. МПК F02K 9/26, /32. Заявл. 13.09.2010, № у 2010 11049. Бюл № 4. Опис винаходу 10 с.
- Рибалко О.Ю. Визначення реологічних характеристик високонаповнених полімерних пастоподібних систем / О.Ю. Рибалко, О.Б. Суровцев, Е.О. Спорягін // *Вопросы химии и химтехнологии*. 2010, №3. С. 107-110.
- Смаль Ф.В. Составы и свойства гелеобразных топлив / Ф.В. Смаль, А.З. Чулков // *Ракетные топлива*. Под ред. Я.М. Паушкина, А.З. Чулкова. М.: Мир, 1975. С. 114 – 146.
- Суровцев А.Б. Получение пастообразных высоконаполненных композиций и изучение их реологических свойств / А.Б. Суровцев // *Все материалы. Энциклопедический справочник*. Москва: научно-техн. журн. РАН. 2010. С. 6-9.
- Третьяков К.О. Залежність реологічних характеристик пастоподібного ракетного палива від дисперсності наповнювача, концентрації наповнювача і ПАР/ К.О. Третьяков, О.В. Потупа, С.Г. Огинський, О.Ф. Курочкин , О.Б Суровцев // *Вопросы химии и химической технологии*.-Д.: УДХТУ. - 2006. - № 3. - С.158-163.
- Третьяков К.О. Поиск оптимального соотношения компонентов низкотемпературного пастообразного топлива на основе перхлората аммония и синтетического полибутадиенового каучука / К.О. Третьяков, Д.В. Львов, Е.Б. Устименко, А.Ф. Курочкин, В.Н. Шнякин // *Космическая техника. Ракетное вооружение. Научно-технический сборник*. – Д.: ГКБЮ.- 2005. Вып. 1. С. 54-64.
- Устименко Е.Б. Высокоэнергетические композиции для ракетных двигателей и газогенераторов с регулируемым режимом работы / Устименко Е.Б.; Шиман Л.Н.; Подкаменная Л.И. // *Системи озброєння і військова техніка*.- Х., ХУПС.- 2010 -№2.-с.170-173
- Чанг Д.Х. Реология в процессах переработки полимеров / Д.Х. Чанг; М.: *Химия*. 1979.- 368с.