

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

**ANÁLISE DE PARES PROPELENTES PARA MOTOR-
FOGUETE LÍQUIDO POR MEIO DA COMPARAÇÃO
ENERGÉTICA E DE MASSA**

FÁBIO REZENDE PRADO DOS SANTOS

ORIENTADOR: CARLOS ALBERTO GURGEL VERAS

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM CIÊNCIAS MECÂNICAS

PUBLICAÇÃO: ENM.DM-194A/2013

BRASÍLIA/DF: JUNHO – 2013

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

ANÁLISE DE PARES PROPELENTES PARA MOTOR-FOGUETE
LÍQUIDO POR MEIO DA COMPARAÇÃO ENERGÉTICA E DE
MASSA

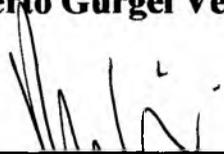
FÁBIO REZENDE PRADO DOS SANTOS

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



Prof. Paolo Gessini, PhD. (UnB-GAMA)
(Examinador Externo)



Prof. Mário Benjamin Baptista de Siqueira, PhD. (ENM-UnB)
(Examinador Interno)

BRASÍLIA/DF, 18 DE JULHO DE 2013

FICHA CATALOGRÁFICA

SANTOS, FÁBIO REZENDE PRADO DOS

Análise de Pares Propelentes Para Motor-foguete Líquido por Meio da Comparação Energética e de Massa [Distrito Federal] 2013.

Xvi, 155p. , 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.Propelentes
3.Motor-foguete à Propelente Líquido	4.Cálculos Termogás-dinâmicos
5.Projeto Básico do Sistema de Refrigeração	6. Projeto Básico da Turbobomba
7.Resultados e Conclusões.....	8. Bibliografia
I.ENM/FT/UnB	II. Mestre (Ciências Mecânicas)

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

SANTOS, F. R. P. (2013). Análise de Pares Propelentes Para Motor-foguete Líquido por Meio da Comparação Energética e de Massa. Dissertação de Mestrado em Ciências Mecânicas, Publicação UnB, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 155p.

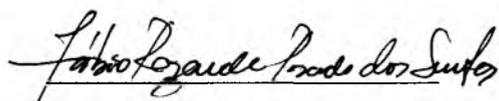
CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Fábio Rezende Prado dos Santos.

TÍTULO: Análise de Pares Propelentes Para Motor-foguete Líquido por Meio da Comparação Energética e de Massa.

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.



Fábio Rezende Prado dos Santos

QBR 8 Bloco I Apartamento 11, Residencial Santos Dumont.

72594-029 Santa Maria – DF – Brasil.

DEDICATÓRIA

*Aos três “L’s” da minha vida: Lorena,
Lina e Lívia. Sem vocês, nada em minha
vida seria possível.*

AGRADECIMENTOS

Agradeço à Deus pelo dom da vida. Pelas graças alcançadas e por nunca me negar um pedido em uma oração.

Agradeço aos meus pais: Job, Lina (mamãe querida, obrigado por tudo...). Minha irmã Livia (irmãzinha que muito me ajudou...) e agora minha sobrinha espertíssima Maria Eduarda! Meus irmãos, Harry, Onã e Amanda: sempre conto com vocês. Aos meus tios e tias, primos e primas. Um agradecimento especial à minha tia Diva e à minha segunda mãe Fabiane... grande parte desse mestrado é devido à vocês. Ao meu primo Euler, que no início da minha graduação me forneceu livros para que eu pudesse chegar até aqui. Obrigado irmão.

O agradecimento mais importante... ao meu amor, Lorena Nery...Devo muito desse trabalho à você... muitas soluções foram encontradas após conversas que tivemos, momentos que vivemos... basta apenas sua presença para me dar luz aos pensamentos. Você me inspirou e me inspira de muitas formas... Dedico esse trabalho à você, meu amor...Muito obrigado por deixar compartilhar um pouco da sua vida e por fazer a minha muito, muito mais feliz! Te amo hoje e sempre! Aproveito para agradecer ao Dr.Saulo e Dona Socorro por sempre me tratarem como um filho. Sogros mais perfeitos não há.

Aos meus amigos e companheiros de mestrado : Gama, Figueiró, Boden, Drica, Cris, Kaled, Jeff, Rod e Fabão.

À AEB e ao CNPq pelo financiamento da minha pesquisa. À Universidade de Brasília pela oportunidade.

Ao meu orientador , professor Carlos Alberto Gurgel Veras por me oferecer a possibilidade de estudar uma pesquisa de extrema importância para o país.

À minha coorientadora professora Galina Gorbenko, por me ensinar tudo sobre motor-foguete líquido e ser sempre atenciosa. Você deu o melhor presente de todos: o conhecimento. Um agradecimento aos meus amigos ucranianos Maxim Smoliar e Nastya Salnikova.

Agradeço imensamente aos membros da banca, Prof.Dr Mário Siqueira, Prof. Paolo Gessini, que gentilmente aceitaram o convite para avaliar este trabalho.

RESUMO

ANÁLISE DE PARES PROPELENTES PARA MOTOR-FOGUETE LÍQUIDO POR MEIO DA COMPARAÇÃO ENERGÉTICA E DE MASSA

Os motores-foguetes líquidos modernos trabalham com diferentes tipos de combustíveis líquidos que fornecem simultaneamente energia e trabalho. Neste último caso, o fluido de trabalho passa através de um bocal com o objetivo de gerar empuxo. A maioria dos motores modernos utilizam como combustível dois propelentes para criar o empuxo. Porém, um único par propelente não satisfaz todas as missões oferecidas por um foguete: algumas missões necessitam da possibilidade de mais carga útil ou um alcance maior. Assim, o melhor combustível é escolhido para cada situação, com base nas exigências específicas do foguete. Quando há exigências diferentes e contraditórias, que não podem ser tratadas ao mesmo tempo, a escolha do par propelente é conduzida com base em decisões de conciliem as missões primordiais do foguete. Os dois índices básicos que determinam a qualidade do combustível são: a densidade específica e o impulso específico. Esses parâmetros influenciam na geração de energia e na massa do conjunto em todo o foguete. Hoje em dia, é necessário considerar também o aspecto ambiental e, por isso, entra como requisito o quanto o combustível pode causar danos não só ao meio ambiente como também aos seres humanos durante o manuseio. Nesse estudo, diferentes pares propelentes são testados para um mesmo modelo de motor, ou seja, com configuração predefinida, de modo que possam ser comparados. Os propelentes mais comuns foram examinados: oxidantes – tetróxido dinitrogênio, oxigênio líquido e AK27 (mistura que contém ácido nítrico) e combustíveis – dimetil-hidrazina assimétrica (UDMH) e querosene. Cinco pares propulsores foram formados pela combinação dos componentes citados. Cálculos termogás-dinâmicos e perfis de câmara de combustão e do bocal expansor foram realizados para cada par propulsor. Com base na comparação das características de massa-energia dos pares propelentes formados, é possível avaliar qual é o combustível mais adequado de acordo com a missão.

ABSTRACT

PAIR PROPELLANTS ANALYSIS FOR LIQUID ROCKET ENGINE USING THE ENERGETIC AND MASS COMPARISON

Modern liquid rocket engines operating with different kinds of fuel, which constitutes simultaneously an energy source and source of work. In this last case, the fluid working passes through the cut of a nozzle, producing thrust. Most modern engines use a two-component fuel. A single propellant pair does not satisfy all possible missions offered by a rocket. Thus, the best fuel for each situation is chosen based on its specific demands. When there are different and contradictory demands that cannot be addressed simultaneously, the choice of the fuel is conducted on the basis of compromise decisions. The two basic indexes which determine the quality of fuel are: the specific density and the specific impulse. These parameters largely influence the power and the mass descriptions of engine, as well as the whole rocket. Nowadays, environmental concerns are also so important aspects to be considered when it comes to the choice of the best fuel. In this study, different propellant pairs are applied to the same preset engine configuration, so that they can be compared. The most common propellants were examined: oxidants – nitrogen tetroxide, liquid oxygen and AK-27. The fuels analyzed were: the asymmetric dimethyl hydrazine and kerosene. Five propellants pairs were formed by combining the cited components. Thermogasdynamic calculations and combustion chamber's profiles were made for each propellant pair. Based on the comparison of mass-energy characteristics of the propellant pairs formed, it is possible to evaluate which is the most appropriate fuel according to the mission.

SUMÁRIO

DEDICATÓRIA	iv
AGRADECIMENTOS	v
RESUMO	vi
ABSTRACT	vii
SUMÁRIO	viii
LISTA DE FIGURAS	xi
LISTA DE TABELAS	xiii
SÍMBOLOS	xiv
1. INTRODUÇÃO	0
1.1 MOTIVAÇÃO	3
1.2 OBJETIVO	3
2. PROPELENTES	5
2.1 OXIDANTES	5
TETRÓXIDO DINITROGÊNIO (N_2O_4).....	5
OXIGÊNIO LÍQUIDO (LOX)	6
AK27	7
2.2 COMBUSTÍVEIS	8
QUEROSENE	8
DIMETIL-HIDRAZINA ASSIMÉTRICA (UDMH).....	9
2.3 PARES PROPELENTES	9
OXIGÊNIO LÍQUIDO E DIMETIL-HIDRAZINA ASSIMÉTRICA (LOX/UDMH).....	9
OXIGÊNIO LÍQUIDO E QUEROSENE (LOX/Querosene).....	10
TETRÓXIDO DINITROGÊNIO E QUEROSENE (N_2O_4 /Querosene)	11
TETRÓXIDO DINITROGÊNIO E DIMETIL-HIDRAZINA ASSIMÉTRICA (N_2O_4 /UDMH).	12
AK27 E DIMETIL-HIDRAZINA ASSIMÉTRICA (AK27/UDMH).....	12
3. MOTOR-FOGUETE A PROPELENTE LÍQUIDO – ASPECTOS TEÓRICOS FUNDAMENTAIS	14
3.1 TEORIA DO EMPUXO	14

INFORMAÇÕES GERAIS	14
DETERMINAÇÃO DO EMPUXO COMO RESULTANTE DAS FORÇAS DE PRESSÃO...	15
ANÁLISE DA EQUAÇÃO DO EMPUXO	20
3.2 IMPULSO ESPECÍFICO	25
3.3 TAXA DE FLUXO MÁSSICO	26
3.4 DENSIDADE ESPECÍFICA	27
3.5 CONSTITUINTES BÁSICOS DO EMPUXO - COEFICIENTE DO EMPUXO.....	28
3.6 INFLUÊNCIA DAS ONDAS DE CHOQUE NA EXPANSÃO, NO EMPUXO E NO IMPULSO ESPECÍFICO.....	31
4. CÁLCULOS TERMOGÁS-DINÂMICOS DA CÂMARA DE COMBUSTÃO	36
METODOLOGIA PARA A COMPARAÇÃO DOS PARES PROPELENTES	36
4.1 CÁLCULO DOS PARÂMETROS BÁSICOS DA CÂMARA DE COMBUSTÃO	37
DIAGRAMA ENTALPIA – ENTROPIA	37
CÁLCULOS TERMOGÁS-DINÂMICOS DA CÂMARA DE COMBUSTÃO.....	40
PROCEDIMENTO DE CÁLCULO:.....	41
4.2 PROJETO BÁSICO DA PLACA INJETORA	51
4.3 ESQUEMA DO PROCESSO DE TRANSFORMAÇÃO DO COMBUSTÍVEL.....	52
4.4 CÂMARA DE MISTURA	54
4.5 CÁLCULO DOS INJETORES.....	58
METODOLOGIA DE CÁLCULO DO INJETOR TANGENCIAL	59
4.6 PROJETO BÁSICO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO E DO EXPANSOR	63
CÁLCULO E CONSTRUÇÃO DO PERFIL DA CÂMARA.....	63
CONSTRUÇÃO DO PERFIL DO BOCAL CONVERGENTE- DIVERGENTE.....	65
CONSTRUÇÃO DO BOCAL E CARACTERÍSTICAS DA ACELERAÇÃO DO MOTOR	69
5. PROJETO BÁSICO DO SISTEMA DE REFRIGERAÇÃO DO MOTOR- FOGUETE	79
5.1 FLUXO DE CALOR POR RADIAÇÃO	80
5.2 FLUXO DE CALOR POR CONVECÇÃO	85
5.3 REFRIGERAÇÃO DO BOCAL.....	87
SELEÇÃO DO ESQUEMA DE REFRIGERAÇÃO	87
CANAIS DE REFRIGERAÇÃO	88
CÁLCULO DA REFRIGERAÇÃO	91
CÁLCULO DA PERDA DE PRESSÃO NA REFRIGERAÇÃO	94
PERDA DE PRESSÃO POR ATRITO.....	94
PERDA DE PRESSÃO POR RESISTÊNCIA LOCAL.....	96

PERDA PELA MUDANÇA DA PRESSÃO DINÂMICA	97
6. PROJETO BÁSICO DA TURBOBOMBA.....	98
CÁLCULO DO BALANÇO DE POTÊNCIA DAS BOMBAS E TURBINA	98
7. RESULTADOS E CONCLUSÕES.....	125
COMPARAÇÃO ENTRE OS PROPELENTES E MÉTODO DE GLUSHKO	125
8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	137

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 - Densidade específica (Encyclopedia Astronautics).....	13
Figura 2.3 - Impulso específico (Encyclopedia Astronautics)	13
Figura 3.1- Forças atuantes na parede da câmara de combustão.	15
Figura 3.2- Superfície de controle para determinação da força P_I	16
Figura 3.3- Esquema para calcular o elemento circular em dx : a) Parte da câmara que diverge. b) parte da câmara que converge.....	18
Figura 3.4 - Esquema da atuação da pressão no bocal em diferentes modos de expansão: a) subexpansão, b) expansão ótima e c) superexpansão.....	24
Figura 3.5 - Local de aplicação dos constituintes do empuxo	28
Figura 3.6 - Dependência do coeficiente do empuxo na câmara de combustão em função do grau de expansão com pressão na câmara e atmosférica constantes.....	30
Figura 4.1 - Esquema de um diagrama entalpia x entropia.....	38
Figura 4.2 - Esquema de cálculo termodinâmico a partir de um diagrama de entalpia x entropia.....	39
Figura 4.3 – Dependência entre $F'_a=f(n,p_k/p_a)$	43
Figura 4.4 - Dependência de $\omega_a = f(n)$	45
Figura 4.5 - Esquema dos processos na CC. 1) Zona de injetores - 2) Evaporação - 3) Mistura e Combustão - 4) Combustão cinética - 5) Combustão difusa - 6) Combustão incompleta	53
Figura 4.6 - Dependência da Temperatura na parede do gás em função da razão de mistura (Ak27 + UDMH).....	56
Figura 4.7 – Placa Injetora(Oxigênio líquido e UDMH)	57
Figura 4.8 - Esquema de um injetor tangencial com dois componentes.	59
Figura 4.9 - Características geométricas do injetor tangencial	60
Figura 4.10 - Injetor com dois componentes.....	62
Figura 4.11 - Esquema para construção da câmara de combustão e do bocal expansor (Figura da esquerda representa a parte subcrítica; a da direita, supercrítica)	65
Figura 4.12 - Esquema de construção do bocal com "ângulo" na entrada	66
Figura 4.13 - Oxigênio líquido e Dimetil-hidrazina assimétrica.....	75
Figura 4.14 - Oxigênio Líquido e Querosene.....	75
Figura 4.15 - AK-27 e UDMH.....	75
Figura 4.16 - N2O4 e Querosene	76
Figura 4.17 - N2O4 e UDMH	76

Figura 4.18 - Dependência do empuxo e do impulso específico no vácuo em função da pressão no motor	77
Figura 4.19 - Dependência do empuxo e do impulso específico em função da pressão no motor em condições terrestres.....	77
Figura 5.1 - Pressão parcial do dióxido de carbono e do vapor d'água em função de k	83
Figura 5.2 – a)Emissividade do vapor d'água e b)Coeficiente de pressão	83
Figura 5.3 - Emissividade do dióxido de carbono.....	83
Figura 5.4 - Distribuição do fluxo de calor por radiação ao longo do comprimento no motor	84
Figura 5.5 - Esquema de refrigeração. Pequena parte do combustível vai para o fim do bocal devido ao baixo fluxo térmico.....	88
Figura 5.6 - Canal de refrigeração.....	89
Figura 5.7 - Características geométricas do canal de refrigeração.....	89
Figura 5.8 - Geometrias recomendadas para os canais de refrigeração.	91
Figura 5.9 - Esquema de cortes perpendiculares ao contorno do bocal	92
Figura 7.1 - Características geométricas. a) comparação por comprimento. b) comparação por diâmetro na CC. c) comparação por diâmetro na saída do bocal.	132
Figura 7.2 - Fluxo de calor (LOX+Querosene).....	133
Figura 7.3 - Fluxo de calor (LOX+UDMH).....	134
Figura 7.4 - Variação de temperatura ao longo do bocal (LOX+UDMH).....	135
Figura 7.5 - Variação de temperatura ao longo da câmara do motor (LOX+Querosene).....	135

LISTA DE TABELAS

Tabela 4.1- $\omega_a = f(n)$	44
Tabela 4.2 - Cálculos termogás-dinâmicos	47
Tabela 4.3 - Comparação entre os combustíveis.....	50
Tabela 4.4 - Comparação relativas entre os combustíveis	50
Tabela 4.5 - Comparação entre massas	50
Tabela 4.6 - Cálculo dos injetores tangenciais para o combustível (LOX e UDMH).....	61
Tabela 4.7 - Parâmetros retirados da Tabela 10.3 (Vaciliev, 1983) para $n=1,15$	66
Tabela 4.8 - Coordenadas do perfil do bocal do par propelente N2O4 e UDMH.....	68
Tabela 4.9 - Parâmetros geométricos do bocal (Oxigênio Líquido e UDMH)	72
Tabela 4.10 - Características da aceleração da câmara: dependência do empuxo e do impulso específico em função da pressão no motor, LO2 e UDMH).....	74
Tabela 5.1 - Comprimento do percurso do feixe térmico em várias formas de CC.....	80
Tabela 5.2 - Emissividade para diferentes materiais.....	82
Tabela 5.3 - Dependência $\chi=f(a/\delta_{ox})$	95
Tabela 5.4 - Dependência de $\zeta=f(F_1/F_2)$ em constrição súbita	96
Tabela 5.5 - Dependência de ζ em seções curvas.....	97
Tabela 6.1 - Cálculo do balanço de potência da turbobomba (LOX+UDMH).....	102
Tabela 6.2 - Cálculo das bombas	105
Tabela 6.3 - Cálculo da turbina	115
Tabela 7.1 - Cálculo Termo Gás-dinâmico	128
Tabela 7.2 - A eficiência relativa do combustível.....	129
Tabela 7.3 - Características geométricas.....	131
Tabela 7.4 - Estimativa da quantidade de massa em uma câmara de motor	132

SÍMBOLOS

Unidades no SI

A	coeficiente de velocidade, capacidade de absorção	M	número de Mach
a	velocidade do som, largura do canal	\dot{m}	taxa de fluxo mássico
A_e	coeficiente geométrico	n	normal em relação à superfície, coeficiente isentrópico, número de injetores
b	largura dos <i>ribs</i>	N	potência
C_0	constante de Stefan-Boltzmann	P	empuxo
D	diâmetro	p	pressão
d	diâmetro	Pr	número de Prandtl
dS	elemento infinitesimal da superfície cônica	q_k	fluxo de calor por convecção
dx	elemento infinitesimal	q_r	fluxo de calor por radiação
f	área de corte	q_T	fluxo de calor total
F	área transversal	R	constante do gás, raio
H	distância entre o centro dos injetores, trabalho de sucção	r	raio
h	entalpia	Re	número de Reynolds
I_S	impulso específico	s	entropia
k	razão de calor específico, expoente isentrópico	T	temperatura
K_m	razão O/F	t	tempo
K_T	coeficiente do empuxo	v	velocidade
L	comprimento do motor	V	volume
l	comprimento, comprimento do feixe térmico	x	posição em relação ao eixo axial da câmara
$La\delta$	trabalho adiabático	Z_T	correlação de energia
m	massa	μ	altura do injetor
		X	fator de forma

Letras Gregas

Unidades no SI

α	coeficiente de excesso de oxidante, ângulo formado entre a direção positiva do eixo x com a normal, ângulo de abertura do spray, coeficiente de transferência de calor	η_p	fator <i>ribs</i>
β	complexo, ângulo de abertura	λ	coeficiente de fricção, coeficiente de velocidade, condutividade térmica do material
δ	distância entre dois injetores, espessura	μ	massa molecular
Δ	região, variação	ξ	parâmetro geométrico
Δp	perda de pressão	ω	velocidade do fluido
ε	grau de expansão no bocal, emissividade	ρ	densidade específica
ζ	coeficiente de resistência local	τ	tempo
η	eficiência	v	volume específico
		φ	fator de perda
		ψ_T	coeficiente de energia
		ω	velocidade
		<i>fuel</i>	combustível

Subscritos

Unidades no SI

0	inicial	g,w	gás-parede
1	antes	h	placa injetora
2	depois	H_2O	água (vapor)
a	saída do bocal	i	centro do injetor, incremento da seção, quantidade de furos
aft,t	depois	in	interna
bet,t	antes	k	câmara de combustão
c	centro do injetor	k_1,k_2	componentes axiais
CO_2	dióxido de carbono	kp	crítico
cut	corte	l	local
d	dinâmica	l,w	líquido-parede
e	equivalente	m	média, desvio máximo da velocidade
f	combustível, atrito		
fgg	combustível no gerador de gás		

<i>max</i>	máxima	<i>T</i>	temperatura, turbina
<i>oo</i>	estagnação	<i>t</i>	teórico, tubos
<i>orp</i>	orifícios reguladores de pressão	<i>tank</i>	tanque
<i>out</i>	externa	<i>v</i>	válvulas
<i>ox</i>	oxidante	<i>w</i>	fricção
<i>oxgg</i>	oxidante no gerador de gás	<i>ax</i>	entrada, entrada do furo, distância entre o cilindro e a garganta
<i>p</i>	propelente, periferia	<i>agg</i>	gerador de gás
<i>PC</i>	produtos da combustão	<i>κ,ε</i>	giro
<i>q</i>	queima	<i>n</i>	externa, dissociado
<i>red</i>	reduzida	<i>cm</i>	parede
<i>s</i>	injetor, motor	<i>γ</i>	cilindro
<i>st</i>	estrutural		
<i>sw</i>	onda de choque		

Sobrescritos

<i>z</i>	nível do mar
<i>V</i>	vácuo
<i>'</i>	relativo

Barra sobreposta

-	relativo
---	----------

Siglas

CC – câmara de combustão	OTRAG - Orbital Transport und Raketen AktienGesellschaft
EPI – Equipamento de proteção individual	PC – produtos da combustão
ICBM – míssil balístico intercontinental	RP-1 – Rocket propellant-1 or Refined Pretroleum-1
MIL – military	UDMH – dimetil-hidrazina assimétrica
NASA – National Aeronautics and Space Administration	

1. INTRODUÇÃO

Foguetes de propulsão química são um tipo de classe de sistemas de propulsão de foguete que utilizam uma alta pressão de combustão para reagir os propelentes químicos (geralmente um combustível e um oxidante), permitindo que o calor dos produtos da combustão atinja temperaturas elevadas. Os gases produzidos são expandidos em um bocal e acelerados a altas velocidades, produzindo empuxo (Sutton, 2001).

Os motores-foguetes líquidos são motores com propulsão química, os quais usam propelentes no estado líquido, e sua câmara de empuxo é alimentada pela pressão oriunda dos tanques de armazenamento (ou também por bombas) (Sutton, 2001). Esses foguetes são amplamente utilizados em todo o mundo graças à sua alta performance, caracterizada pela baixa razão resultante do peso pelo empuxo produzido.

Em 1898, o professor russo Kostantin Tsiolkovsky propôs uma ideia: exploração do espaço por um foguete. Em 1903, Tsiolkovsky publicou um artigo sugerindo o uso de propelentes líquidos para foguetes com o objetivo de ampliar a variabilidade de opções na escolha do par propelente (Caisso *et al*, 2009).

O primeiro homem a utilizar líquidos como propelente em um motor-foguete foi Robert H. Godard (Sutton, 2011). Já em 1909, Godard, estudando foguetes líquidos, chegou à mesma conclusão que Tsiolkovsky (anos antes, Tsiolkovsky descreveu uma viagem espacial de um foguete impulsionado por hidrogênio e oxigênio líquidos) de que o par propelente hidrogênio líquido e oxigênio líquido constituiria uma combinação quase ideal (Clark, 1972).

Em 1922, quando Godard era professor de física pela Universidade de Clark, ele começou o trabalho experimental em foguetes líquidos e seus componentes. Hidrogênio líquido, naquela época, era praticamente impossível de se obter, então, ele trabalhou com gasolina e oxigênio líquido, de modo que foi esta a combinação de pares propelentes que Godard utilizou em toda a sua obra experimental posterior. Em novembro de 1923, ele ignitou um motor-foguete em sua bancada experimental, mas, somente em 16 de março de 1926, o foguete de Godard

alcançou o primeiro voo de um foguete à propulsão líquida. Em 2,5 segundos, este alcançou 184 pés de altura (aproximadamente 56,08 m).

Um aspecto curioso do trabalho inicial de Godard com gasolina e oxigênio líquido é a baixa razão O/F empregada. Para cada libra (~0,45 kg) de gasolina queimada, cerca de 1,3 a 1,4 libras de oxigênio líquido foram consumidas, sendo que a razão adequada era de 3 libras (~1,36 kg) de oxigênio líquido. Como resultado, seus motores apresentaram desempenhos medíocres e raramente alcançaram um impulso específico com mais de 170 segundos (aproximadamente 1666 m/s) (Clark, 1972). Essa análise demonstra o quanto a razão ideal O/F dos propelentes deve que ser respeitada para que se aproveite ao máximo a energia gerada.

Os propelentes são de fundamental importância para um motor-foguete líquido, tanto que Sutton (2001) considera-os como sendo o coração de todo o projeto. A escolha do par propelente a ser utilizado em um motor-foguete é definida a partir de decisões difíceis, que envolvem o tipo de missão do foguete, já que, infelizmente, na prática, os propelentes atualmente existentes não possuem todas as propriedades desejáveis.

É relevante distinguir as características e propriedades dos propelentes líquidos isoladamente das características que surgem a partir das misturas de gás quente resultantes da reação desses propelentes na câmara de combustão. A natureza química dos propelentes líquidos determina as propriedades e as características de ambos os tipos (Sutton, 2001). Segundo Sutton, a seleção do par propelente é uma decisão que envolve diferentes aspectos, tais como fatores econômicos (disponibilidade, baixo custo, armazenamento, necessidade de pessoal treinado), performance dos propelentes (comparados com base no impulso específico, na velocidade efetiva de exaustão, na velocidade característica, dentre outros) e riscos físicos comuns (corrosão, riscos de explosão e de incêndio, vazamentos, riscos à saúde, dentre outros).

As propriedades físicas e químicas desejáveis segundo Sutton (2001), são: o baixo ponto de congelamento (permite a operação do foguete em condições em que a temperatura seja bem baixa), alta densidade específica (permite a construção de um veículo menor e, conseqüentemente, com uma menor massa estrutural, além do baixo arrasto aerodinâmico), estabilidade (é ideal que não tenha deterioração e não haja decomposição com a longa vida de

armazenamento e a mínima reação com a atmosfera). Em relação às propriedades de transferência de calor, é necessário um alto calor específico, uma alta condutividade térmica e altos pontos de ebulição. As propriedades interessantes para a bomba do foguete são: baixa pressão de vapor, a qual permite reduzir o potencial de cavitação, e baixa viscosidade. E, por fim, a variação de temperatura dos propelentes deve ser pequena, a fim de não dificultar a precisão do sistema de calibração de escoamento do motor-foguete.

Para Huzel (1992), os critérios para a seleção dos propelentes devem se basear, primeiro, no impulso específico (mais comum critério e, quanto maior o impulso, maior será a capacidade de carga útil no foguete), depois, na temperatura de operação, na densidade (nesse caso, quanto maior a densidade específica, menores são os tanques de propelente), nas características de ignição (preferência pelos hipergólicos) e, por fim, na refrigeração, considerando-se sempre as demais características dos propelentes.

Todos os propelentes utilizados em foguetes são perigosos, necessitando de um estudo detalhado do seu comportamento em diferentes situações de uso, além de treinamento de segurança adequado para os técnicos, os quais devem sempre utilizar EPIs (Equipamentos de Proteção Individual). Ademais, devem existir manuais de conduta com o objetivo de advertir os técnicos e engenheiros para o uso correto dos propelentes na operação, montagem, manutenção mecânica, supervisão e plano de contenção em caso de vazamento, explosões ou qualquer acidente que possa ser causado por propelentes.

Alguns estudos demonstram a periculosidade de cada combustível quando estes entram em contato com o ser humano. Para exemplificar, o estudo de Smith e Clark (1970) mostrou que a aplicação de dimetil-hidrazina assimétrica (UDMH) na pele de cães resultou em um ou mais dos seguintes sintomas de toxicidade: convulsão, salivação, vômitos ou morte.

Os planos de contenção devem compreender o potencial de riscos para a saúde dos funcionários e abranger instruções sobre como proceder os primeiros socorros, assim como os tipos de medicamentos recomendados em caso de contato com a pele, ingestão ou inalação e, ainda, o uso adequado dos equipamentos de segurança (Sutton, 2001). Os equipamentos de segurança incluem luvas protetoras, detectores de vapores tóxicos, sinalizadores de perigo e *sprinklers*.

Além disso, é importante ressaltar que a cada massa economizada de motor, estrutura, propelentes e etc., corresponde a um ganho significativo de carga útil. Por exemplo, se um foguete de um estágio possui impulso específico de 4,5km/s e uma variação de velocidade de 9,7km/s (da Terra até uma órbita baixa terrestre – OBT), 88,4% da massa total inicial será de propelente e os restantes 11,6% são para os motores, tanques e carga útil. Se fosse possível reduzir o tamanho do motor e/ou dos tanques, devido à uma escolha certa de propelentes, a carga útil aumentaria.

1.1 MOTIVAÇÃO

Em 2003, o tratado entre a República Federativa do Brasil e a Ucrânia sobre Cooperação de Longo Prazo na Utilização do Veículo de Lançamentos Cyclone-4 no Centro de Lançamento de Alcântara fez com que empresas do setor aeroespacial do Brasil se desenvolvessem, assim como outros setores de altas tecnologias. Com esse tratado, é possível a capacitação tecnológica de especialistas e de empresas brasileiras. Assim, empreendimento viabilizado pela parceria Brasil-Ucrânica visa a explorar o valioso mercado internacional de lançamento de satélites.

Como o Cyclone 4 utiliza motor-foguete líquido e será lançado num futuro próximo, é imprescindível um estudo sobre motor-foguete líquido e seus propelentes.

1.2 OBJETIVO

Este trabalho objetiva, em linhas gerais, avaliar pares propelentes para um motor-foguete líquido com parâmetros constantes por meio da comparação energética e de massa, no que concerne ao desempenho para determinada missão. Especificamente, foram comparados os seguintes pares propelentes: oxigênio líquido e querosene (LOX+Querosene), oxigênio líquido e dimetil-hidrazina assimétrica (LOX+UDMH), tetróxido dinitrogênio e querosene (N_2O_4 +Querosene), tetróxido dinitrogênio e dimetil hidrazina assimétrica (N_2O_4 +UDMH) e, por fim, AK27 (73% de HNO_3 e 27% de N_2O_4) e dimetil-hidrazina assimétrica (AK27+UDMH). Os critérios escolhidos para a seleção destes pares propelentes basearam-se na influência que o par propelente possui no impulso específico, na densidade específica, nas

propriedades termodinâmicas desejáveis para um motor-foguete, no tamanho do motor, no alcance do foguete, na refrigeração e na turbobomba. Como referência foi empregado os parâmetros do primeiro estágio do veículo lançador Cyclone 4 (ACS, 2010) e, para o dimensionamento básico dos motores foram empregados os métodos desenvolvidos pela empresa estatal ucraniana Yuzhnoye SDO.

2. PROPELENTES

2.1 OXIDANTES

O oxidante é o comburente que se associa quimicamente com o combustível, tornando-o capaz de entrar em combustão na presença de uma fonte inicial de calor. Se o par propelente for hipergólico, a presença de uma fonte inicial de calor é desnecessária. A seguir, serão apresentados dos oxidantes empregados:

TETRÓXIDO DINITROGÊNIO (N_2O_4)

O oxidante tetróxido dinitrogênio (N_2O_4) consiste principalmente de um tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogênio (NO_2). Em grau purificado, contém menos de 0.1 % de água. Possui a cor marrom-avermelhada nas fases líquida e gasosa, e, na fase sólida, é incolor. Apresenta o odor característico e a toxicidade dos ácidos, além de ser muito reativo. Na presença de materiais combustíveis, o tetróxido dinitrogênio (N_2O_4) reage, produzindo explosão, embora não seja inflamável em contato com o ar e nem sensível ao choque mecânico, térmico e a prováveis detonações (Encyclopedia Astronautica Navigation, 2012).

O tetróxido dinitrogênio é produzido a partir da redução do ácido nítrico. Nesse processo de redução do ácido nítrico, é formado o dióxido de nitrogênio a partir da oxidação catalítica do amoníaco. O vapor de dióxido de nitrogênio é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. A maior parte da água utilizada no processo é liberada por condensação e os gases são resfriados. Então, o óxido nítrico que é formado durante a reação, é oxidado e se torna dióxido de nitrogênio. O restante da água que não foi liberada na condensação, é removido como ácido nítrico. O gás formado nessa redução é essencialmente tetróxido dinitrogênio puro do qual é condensado num liquidificador salmoura resfriado. O tetróxido dinitrogênio usado com Hidrazina, formam uma mistura hipergólica.

Em 1959, a produção de tetróxido dinitrogênio (N_2O_4) foi de 60 mil toneladas por um preço em torno de US\$ 0,15 por kg. Já em 1990, a NASA pagou em torno de US\$ 6,00 por kg, devido

às recomendações de legislações ambientais, uma vez que este composto envolve risco de explosão (Encyclopedia Astronautica Navigation, 2012).

OXIGÊNIO LÍQUIDO (LOX)

O oxigênio líquido é considerado o oxidante mais seguro, mais barato e foi o primeiro a ser utilizado em lançadores espaciais de grande porte. Com isso, tornou-se o comburente preferido para a indústria aeroespacial, apesar da grande desvantagem em sua armazenagem por apresentar características criogênicas. O armazenamento do oxidante requer cuidados mais sofisticados e, na produção de mísseis balísticos, a armazenagem e o lançamento necessitam de meios mais rápidos de operação.

O oxigênio líquido de alta pureza tem uma cor azul clara e transparente. Ademais, é inodoro e estável, mas, na presença de outros comburentes, pode reagir. É sensível ao choque e, no estado gasoso, pode formar misturas com vapores de outros combustíveis, havendo possibilidade de explosão em caso de chama, faísca ou eletricidade estática.

A produção de oxigênio líquido é realizada a partir da destilação fracionada do ar atmosférico. Remove-se o dióxido de carbono e o vapor de água do ar, comprimindo-se o ar purificado em um compressor de re-ciclo e dividindo-se o ar comprimido em dois fluxos. O primeiro fluxo é expandido, e a refrigeração produzida é utilizada para resfriar o primeiro e o segundo fluxo de um trocador de calor. Quando o primeiro fluxo sai do trocador de calor, o segundo fluxo é expandido em uma segunda expansão, e a refrigeração produzida é usada para liquefazer pelo menos uma parte do resíduo do primeiro fluxo. O fluxo de líquido é expandido e introduzido numa coluna, onde ocorre o fracionamento de nitrogênio a partir do qual o líquido e/ou oxigênio líquido possa ser retirado. O ar expandido a partir do primeiro e do segundo processo de expansão retorna ao compressor de re-ciclo, embora parte do ar expandido a partir do segundo processo de expansão seja quase sempre introduzida na coluna de fracionamento. Utiliza-se esse tipo de fabricação de oxigênio líquido quando a produção é de mais de 100 toneladas por dia (United States Patent 4152130). Esse processo obedece à especificação militar norte-americana MIL-P-25508, de forma que o oxigênio líquido tenha 99.5% de pureza.

Em 1959, os Estados Unidos produziram aproximadamente 2 milhões de toneladas de oxigênio de alta pureza a um custo de U\$ 0,04 por kg. Na década de 80, a NASA estava pagando U\$ 0,08 por kg (Encyclopedia Astronautica Navigation).

AK27

O composto AK27 é um oxidante formado por aproximadamente 73% de ácido nítrico (HNO_3), 27% de tetróxido dinitrogênio (N_2O_4) e um aditivo à base de iodo. Sua composição por muito tempo foi considerada extremamente secreta. O ácido nítrico se tornou um dos primeiros oxidantes a serem estocados para mísseis e para estágios superiores na década de 50 (Encyclopedia Astronautica Navigation, 2012). Este teve que ser combinado com o tetróxido dinitrogênio e outros componentes passivos devido à sua natureza agressiva e aos seus diversos problemas de utilização. Contudo, descobriu-se que o tetróxido dinitrogênio era melhor oxidante do que o próprio ácido nítrico. Sendo assim, a partir da década de 60, praticamente todos os combustíveis líquidos de motores de foguete armazenáveis que utilizavam HNO_3 passaram a ser substituídos por N_2O_4 .

A especificação militar MIL-N-7254 dita a composição dos ácidos nítricos utilizados como propulsores. Estes são feitos para não explodir. O composto possui cor que varia de incolor a castanho, dependendo da quantidade de tetróxido dinitrogênio dissolvido. Na literatura, é descrito como fumegante, picante com odor sufocante, e seus vapores geralmente são marrom avermelhados. Além disso, são corrosivos, tóxicos, oxidantes e agredem a maioria dos metais. Reagem com materiais orgânicos, podendo ocasionar incêndios. São solúveis em água em todas as proporções, de acordo com aumento da temperatura.

A fabricação do composto é feita de forma que 90% do ácido nítrico é produzido por meio da oxidação catalítica do amoníaco com ar ou oxigênio, com o objetivo de obter o óxido nítrico (NO). Depois, ocorre uma nova oxidação na presença do tetróxido dinitrogênio. Esse composto, quando tratado com água, forma o ácido nítrico, e este pode ser concentrado por destilação do ácido sulfúrico (H_2SO_4).

A produção de ácido nítrico foi estimada em 3 milhões de toneladas em 1959, custando em torno de U\$ 0,20 por kg (Encyclopedia Astronautica Navigation, 2012).

2.2 COMBUSTÍVEIS

Os combustíveis, também chamados propelentes, são materiais capazes de efetuar propulsão de um corpo sólido (fogete, projétil). Os combustíveis empregados nos cálculos deste trabalho são:

QUEROSENE

Em geral, o querosene, assim como os demais combustíveis à base de petróleo, são amarelos claros, irradiam chamas brilhantes e possuem uma boa performance. São relativamente fáceis de manusear e há uma ampla oferta disponível desses produtos a um baixo custo. O querosene é obtido a partir do refino do petróleo por meio de destilação fracionada, numa fração intermediária entre a gasolina e o óleo diesel. Apresenta a queima isenta de odor e de fumaça. Uma curiosidade é que o querosene possui diversos tratamentos durante sua fabricação, por exemplo, o uso de Merox que reduz a corrosividade e assim melhora a qualidade do querosene.

Um exemplo de querosene refinado para uso aeroespacial é o RP-1, o qual consiste basicamente em uma mistura do querosene com hidrocarbonetos de cadeia saturada e insaturada com uma faixa delimitada de densidade e pressão de vapor. Muitos hidrocarbonetos combustíveis podem formar depósitos de carbono nas passagens de refrigeração, dificultando assim a transferência de calor e aumentando a temperatura de parede. O RP-1 possui poucas cadeias aromáticas e olefinas, com o objetivo de minimizar os depósitos carbonáceos que obstruem a refrigeração. Os russos utilizam querosene a uma densidade típica de 0.82 a 0.85 g/cc. Podem-se encontrar densidades maiores nos foguetes Soyuz e N1.

A estimativa de produção de querosene em 1956 nos Estados Unidos foi de 7700 toneladas a um custo de U\$ 0.05 por kg. Em 1980, podia se encontrar a um valor de U\$ 0.20 por kg (Encyclopedia Astronautica Navigation).

DIMITIL-HIDRAZINA ASSIMÉTRICA (UDMH)

A dimetil-hidrazina assimétrica (UDMH) é um líquido incolor (possui o tom amarelado quando em exposição ao ar), tóxico, volátil, higroscópico (propriedade que certos materiais possuem de absorver água), possui odor de amônia e é miscível em água.

Sua produção é descrita pela especificação militar MIL-D-25604. De acordo com essa especificação, apresenta 98 a 99% de volume de UDMH e no máximo 0,3% de água. A temperatura de destilação é de no mínimo 143°F e no máximo 150°F. A porcentagem de evaporação de destilação é no mínimo 10% e no máximo 90%.

O preço em 1959 era de menos de US\$ 1,00 por kg. Devido à sua natureza tóxica, os custos com produção e com transporte subiram em resposta às normas ambientais, chegando a US\$ 24,00 por kg em 1980 (Encyclopedia Astronautica Navigation, 2012).

2.3 PARES PROPELENTES

Os pares propelentes analisados neste trabalho possuem grande aplicação na indústria aeroespacial: são usados em veículos espaciais, lançadores de satélites, mísseis balísticos e satélites. A escolha dos pares propelentes foi motivada pela existência de exemplos de motores reais que os utilizam, bem como pelos dados termodinâmicos da literatura americana e russa. São eles: oxigênio líquido e dimetil-hidrazina assimétrica, oxigênio líquido e querosene, tetróxido dinitrogênio e dimetil-hidrazina assimétrica, tetróxido dinitrogênio e querosene e, por fim, AK27 e dimetil-hidrazina assimétrica, totalizando cinco pares propelentes.

A seguir, alguns exemplos de motores e aplicações reais dos pares propelentes formados a partir desses três oxidantes e desses dois combustíveis.

OXIGÊNIO LÍQUIDO E DIMETIL-HIDRAZINA ASSIMÉTRICA (LOX/UDMH)

Esse par propelente é usado nos motores de foguete RD-109, RD-119, RD-113, RD 112, RD 114, RD-115 e também no estágio S1. Os motores-foguetes que utilizam oxigênio líquido e

dimetil-hidrazina assimétrica são produzidos pela Glushko Design Bureau, empresa russa produtora de foguetes e de motores em sua área de atuação.

O motor-foguete RD-119 teve como base o motor RD-109. Este motor era utilizado para ser aplicado no segundo estágio do 8K73 (míssel balístico russo), porém, o projeto foi abandonado pelos pesquisadores por se negarem a trabalhar com um combustível tóxico. Já o motor RD-119 foi utilizado no segundo estágio do Kosmos 1 (lançador espacial russo) e hoje está fora de produção. Algumas características técnicas:

- Empuxo: 65600 kN;
- Peso do motor: 168 kg;
- Pressão na câmara de combustão: 78.94 bar;
- Razão de área: 102;
- Razão de Empuxo e Peso: 63.75;
- Razão Oxidante/Combustível: 1.5;

Em 1960, foram desenvolvidos os motores-foguetess RD-112 e RD-113 para serem usados nos ICBMs (sigla em inglês para “míssel balístico intercontinental”) em seus primeiros e segundos estágios, respectivamente. De 1961 a 1965, o IBCM passou a utilizar os motores RD-114 e RD-115 para o seu primeiro e segundo estágio, respectivamente.

OXIGÊNIO LÍQUIDO E QUEROSENE (LOX/Querosene)

A Rocketdyne, em janeiro de 1953, começou a desenvolver uma série de melhorias para os motores que integrariam os mísseis Atlas e Navaho. Durante a fase de testes, foi desenvolvida uma grade especial de querosene adequada aos motores-foguetes. Anteriormente, derivados de petróleo já haviam sido utilizados (Robert H. Goddard, físico experimental estadunidense, usou gasolina e oxigênio em 1925), porém, não havia motores alimentados por querosene, óleo diesel, thinner ou os tipos de querosene usados em jatos.

O par propelente oxigênio líquido e querosene é utilizado em diversos motores, muitos dos quais são aplicados em satélites e em estágios de foguetes. É um dos principais pares propelentes e um dos mais usados na indústria aeroespacial.

Podem-se listar pelos menos vinte aeronaves associadas ao referido par propelente. Os exemplos vão desde o antigo MPK, primeiro estudo com o objetivo de ser uma aeronave tripulada que iria a Marte, realizado pela Rússia em 1956; até o futuro projeto norte-americano Rocketplane XP, que será estudado em 2015 com o propósito de ser uma nave espacial suborbital com acomodação para quatro tripulantes.

Os motores construídos com esse par propelente catalogado somam dezenas e estão relacionados aos foguetes que os utilizam como parte integrante de um estágio ou mais de um. Podem-se citar as variações do motor RD 108, utilizadas nos foguetes da família Soyuz, e RD-180, usadas na família Atlas.

Vários estágios de foguetes estão associados ao par propelente oxigênio líquido e querosene. Alguns exemplos: o primeiro estágio do Angara 1 e Angara-2; em alguns estágios da família Atlas: - Atlas E/F, Atlas MA-5A, Atlas MA-5, Atlas IIIA, Atlas MA-2, Atlas IIAS, Atlas IIA, Atlas II, Atlas G/H/I, Atlas MA-5AS, Atlas A, Atlas Centaur SLV-3C/D, Atlas Centaur LV-3C, Atlas CCB, Atlas B, Atlas MA-3, Atlas Agena SLV-3A, Atlas Able e Atlas D; Família Delta: - Delta Thor XLT-C, Delta 3 – 1, Delta Thor ELT, Delta Thor LT, Delta Thor RS27, Delta Thor TA e Delta Thor XLT; família Falcon: - Falcon 1-1, Falcon 1-2 e Falcon 1e-1; dentre outras famílias, como a família Saturn, Proton, Molniya, Soyuz, Titan, Vostok e Zenit.

TETRÓXIDO DINITROGÊNIO E QUEROSENE (N₂O₄/Querosene)

Para este par propelente tem-se apenas um exemplo de motor e um exemplo de um estágio de foguete. Trata-se do OTRAG (*Orbital Transport und Raketen AktienGesellschaft*), uma família de foguetes projetada por uma empresa alemã de mesmo nome, cujo objetivo era desenvolver um sistema de propulsão alternativo. O motor-foguete Otrag foi utilizado no primeiro e no último estágios e hoje se encontra fora de produção. Algumas informações técnicas do foguete OTRAG:

- Altura: 16 m;
- Diâmetro: 0.27 m;

- Empuxo: 26.96 kN;
- Massa total: 1500 kg;
- Massa vazia: 150 kg.
- Impulso específico: 297s

TETRÓXIDO DINITROGÊNIO E DIMETIL-HIDRAZINA ASSIMÉTRICA (N₂O₄/UDMH)

Esse par propelente está associado geralmente aos estágios superiores que necessitam de uma quantidade menor de carga relativa aos combustíveis. Possuem uma alta densidade específica e, conseqüentemente, um volume do tanque menor que os demais propelentes.

Os motores construídos com esse par propelente catalogado também somam dezenas e também estão relacionados aos foguetes que os utilizam como parte integrante de um estágio ou mais de um. Podem-se citar as variações do motor YF chinês da Beijing Wan Yan e o motores do Viking da SEP (*solar-electric propulsion*).

Vários estágios de foguetes estão associados ao par propelente tetróxido dinitrogênio e dimetil-hidrazina assimétrica. Alguns exemplos: estágios da família Ariane, Proton e Cyclone.

AK27 E DIMETIL-HIDRAZINA ASSIMÉTRICA (AK27/UDMH)

Os motores construídos com esse par propelente catalogado possuem dezenas de motores e satélites e estão relacionados aos foguetes que os utilizam como parte integrante de um estágio ou mais de um. Podem-se citar as variações do motor AJ10, utilizadas nos foguetes da família Delta, e RD-861, usadas na família Cyclone.

Vários estágios de foguetes estão associados ao par propelente AK27 e dimetil-hidrazina assimétrica. Alguns exemplos: estágios da família Delta, Kosmos, R-16R-26, Taepodong e Von Braun 1956.

A seguir, são apresentadas tabelas que comparam os pares propelentes descritos em relação à densidade específica e ao impulso específico, de acordo com os dados apontados pela literatura.

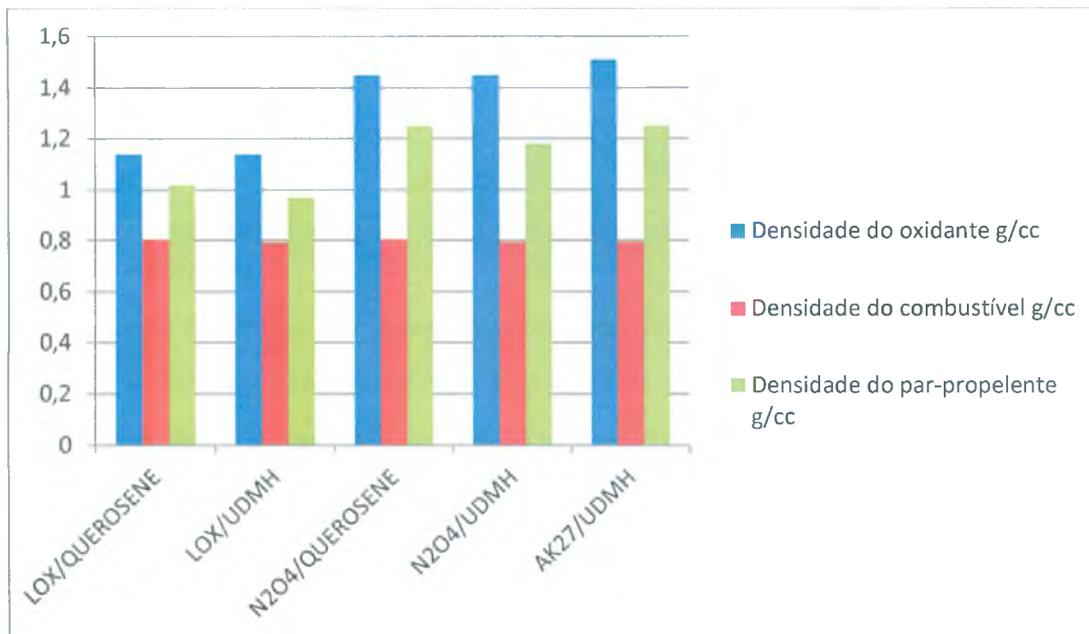


Figura 2.1 - Densidade específica (Encyclopedia Astronautics)

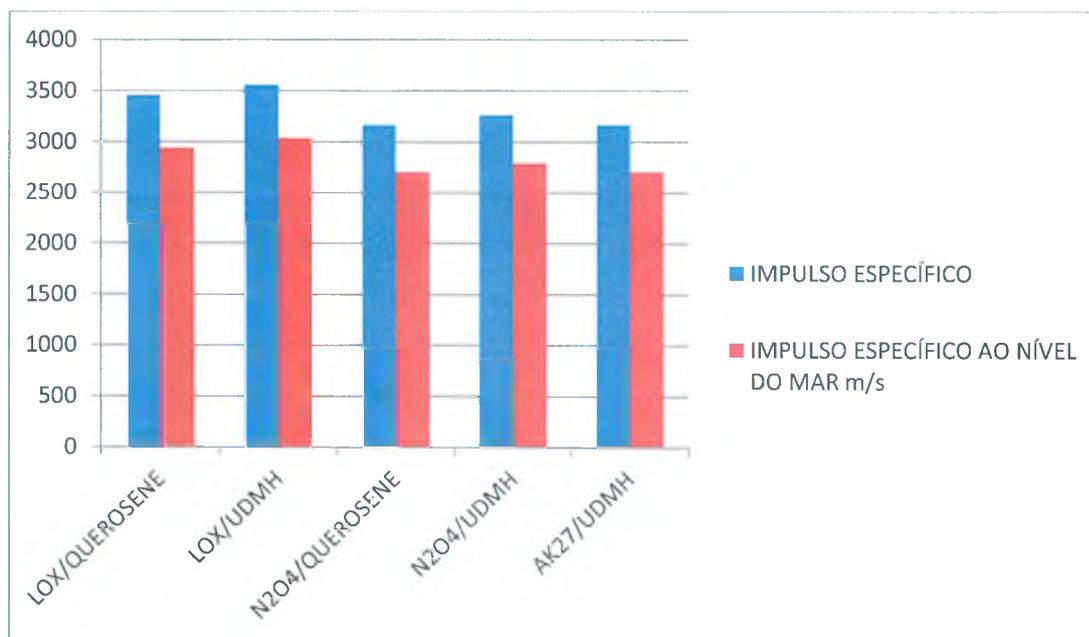


Figura 2.2 - Impulso específico (Encyclopedia Astronautics)

3. MOTOR-FOGUETE A PROPELENTE LÍQUIDO – ASPECTOS TEÓRICOS FUNDAMENTAIS

3.1 TEORIA DO EMPUXO

INFORMAÇÕES GERAIS

A principal função do motor-foguete líquido é gerar empuxo durante um tempo definido. Sem o conhecimento de seu valor é impossível projetar um foguete de maneira otimizada.

O empuxo da câmara de combustão e o empuxo do motor nem sempre apresentam o mesmo valor. A diferença existe quando parte do combustível é expelido para geração de trabalho na turbina e os gases da exaustão são jogados para o meio ambiente.

O empuxo gerado pela câmara de combustão é resultado das forças dinâmicas da pressão dos gases exercidas dentro da própria câmara (que são provenientes dos produtos da combustão) e das forças devidas à pressão do ambiente (que operam na superfície externa). Desconsideram-se as forças externas devidas à resistência aerodinâmica.

O valor do empuxo da câmara de combustão pode ser encontrado em duas partes. A primeira parte é a análise da resultante das forças devidas à pressão, que atuam em toda a câmara de combustão e no bocal. Essa parte necessita de uma profunda compreensão do processo que ocorre dentro da câmara de combustão e do bocal. A segunda parte é obtida pela equalização da quantidade de movimento. Nessa segunda parte, como consequência direta da primeira, chega-se à equalização e a uma rápida conclusão satisfatória.

Para determinar a equação do empuxo, devem-se considerar algumas suposições:

- O movimento dos gases produzidos na combustão são unidimensionais;
- Regime permanente;
- Os gases provenientes do produto da combustão são considerados ideais;
- A troca de calor entre a parede e o gases pode ser ignorada;

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

No próximo tópico será apresentada a determinação do empuxo como resultante das forças de pressão.

DETERMINAÇÃO DO EMPUXO COMO RESULTANTE DAS FORÇAS DE PRESSÃO

A determinação do empuxo como resultante das forças de pressão será apresentada de forma análoga à proposta por Vaciliev (1983). Seja uma câmara de combustão e um bocal convergente-divergente com formas arbitrárias e com forças atuando conforme a Figura (3.1) abaixo:

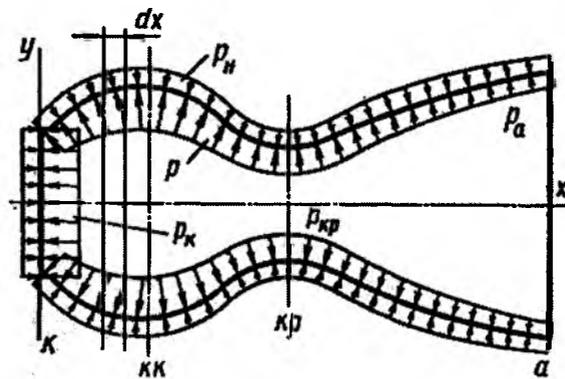


Figura 3.1- Forças atuantes na parede da câmara de combustão (Vaciliev,1983).

Em obediência a equação do empuxo P :

$$P = \int_S p \cos(\widehat{n\bar{x}}) dS \quad (3.1)$$

Onde n é a normal em relação à superfície, x é a posição em relação ao eixo axial da câmara e p é a pressão que atua nas paredes da câmara (interna e externa, dependendo do índice). Com a finalidade de encontrar o resultado da integral (3.1), pode-se dividir a câmara de combustão e o bocal num total de quatro regiões distintas 1, 2, 3 e 4, que compreendem respectivamente

as distâncias: do início da câmara de combustão até o ponto κ ; do ponto κ até o ponto $\kappa\kappa$; do ponto $\kappa\kappa$ até o ponto κp e, por fim, do ponto κp até o ponto a .

A resolução da integral (3.1) vai resultar em uma soma de quatro constituintes. Adota-se o sinal positivo para os constituintes que estiverem no mesmo sentido que a velocidade do projétil (pela Figura 3.1, neste caso, direita para esquerda). Então, tem-se:

$$P = -P_1 - P_2 + P_3 - P_4 \quad (3.2)$$

Onde P_1 , P_2 , P_3 e P_4 são as forças resultantes devidas à pressão. Na Figura (3.1), a pressão está representada por setas no topo e no corpo da câmara de combustão e no bocal. A explicação do sinal adotado para cada força resultante será comentada à medida que elas forem apresentadas no texto.

Para determinar P_1 , deve-se considerar que todo o combustível está no início da câmara de combustão, e a taxa de movimento do líquido pode ser ignorada. Estipula-se uma superfície de controle, e à ela se anexam as forças que operam externamente. A Figura (3.2) mostra as forças que atuam no primeiro intervalo 0 a κ :

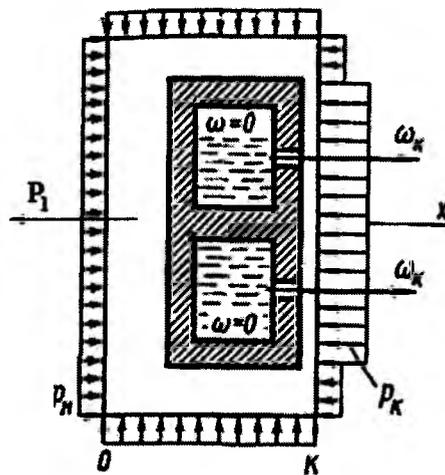


Figura 3.2- Superfície de controle para determinação da força P_1 (Vaciliev,1983).

A força P_1 é uma reação à força P_k dos gases produzidos na câmara de combustão e das forças devidas à pressão externa p_n . Segundo a equação da quantidade de movimento na forma de

Euler, todas as forças projetadas sobre o eixo x , de 0 até κ , são iguais à quantidade de movimento do combustível que entra e que sai da superfície de controle:

$$P_x = \dot{m}(\omega_{\kappa 2} - \omega_{\kappa 1}) \quad (3.3)$$

Onde \dot{m} é a taxa mássica de combustível gasto e $\omega_{\kappa 1}$, $\omega_{\kappa 2}$ são 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 $\omega_{\kappa 2} = \omega_{\kappa}$. Então:

$$P_x = \dot{m}(\omega_{\kappa}) \quad (3.4)$$

As forças projetadas sobre o eixo x podem ser escritas na forma de uma soma com dois termos:

$$P_x = -P_1 - F_{\kappa}(p_{\kappa} - p_H) \quad (3.5)$$

Onde 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, as forças são contrabalanceadas, e a resultante é igual a zero. Nota-se que o sinal de P_1 é negativo porque a força resultante da pressão na câmara de combustão e da pressão externa aponta da direita para esquerda e, como P_1 é uma força de reação, seu sentido é da esquerda para direita, lembrando que foi adotado sinal positivo para os vetores que possuem a mesma direção e o mesmo sentido da velocidade. Resolvendo para P_1 :

$$-P_1 = \dot{m}\omega_{\kappa} + F_{\kappa}(p_{\kappa} - p_H) \quad (3.6)$$

Para determinar a força P_2 , deve-se distinguir o elemento circular da superfície dx , determinada pelos cortes κ e $\kappa\kappa$. Essa distinção é necessária porque, à medida que se caminha de κ para $\kappa\kappa$, o ângulo entre a superfície e a normal muda.

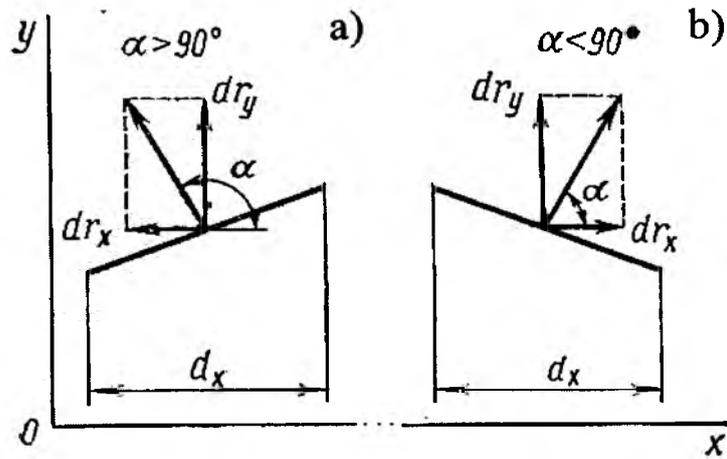


Figura 3.3- Esquema para calcular o elemento circular em dx : a) Parte da câmara que diverge. b) parte da câmara que converge (Vaciliev,1983)

A força axial infinitesimal constituinte no intervalo $\kappa, \kappa + d\kappa$:

$$-dP_2 = (p - p_H)dS \cos \alpha \quad (3.7)$$

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

$$-P_2 = \int_{F_K}^{F_{\kappa\kappa}} (p - p_H) dF = \int_{F_K}^{F_{\kappa\kappa}} p dF - p_H (F_{\kappa\kappa} - F_K) \quad (3.8)$$

Resolvendo separadamente a integral $\int_{F_K}^{F_{\kappa\kappa}} p dF$ por partes:

$$\int_{F_K}^{F_{\kappa\kappa}} p dF = P_{\kappa\kappa} F_{\kappa\kappa} - P_K F_{\kappa\kappa} - \int_{F_K}^{F_{\kappa\kappa}} F dp \quad (3.9)$$

Utilizando a equação diferencial de Bernoulli $\omega d\omega = -dp/\rho$, a equação da continuidade $F = \dot{m}/(\rho\omega)$ e assumindo regime permanente ($\dot{m} = \text{constante}$):

$$\int_{F_K}^{F_{KK}} p dF = P_{KK} F_{KK} - P_K F_{KK} - \int_{F_K}^{F_{KK}} F dp$$

$$= p_{KK} F_{KK} - p_K F_K + \int_{\omega_K}^{\omega_{KK}} \dot{m} d\omega = p_{KK} F_{KK} - p_K F_K + \dot{m}(\omega_{KK} - \omega_K) \quad (3.10)$$

Por fim, colocando o valor da integral $\int_{F_K}^{F_{KK}} p dF$ na Equação (3.8):

$$-P_2 = p_{KK} F_{KK} - p_K F_K + \dot{m}(\omega_{KK} - \omega_K) - p_H(F_{KK} - F_K) \quad (3.11)$$

O sinal negativo de P_2 segue o mesmo raciocínio do sinal negativo de P_1 : a resultante das forças nesse intervalo tem sentido da direita para esquerda. Por ser uma força de reação, o sentido é contrário. Pode-se encontrar P_3 e P_4 de maneira análoga, obtendo-se as seguintes expressões:

$$P_3 = \int_{F_{KK}}^{F_{KP}} (p - p_H) dF = p_{KP} F_{KP} - p_{KK} F_{KK} + \dot{m}(\omega_{KP} - \omega_{KK}) - p_H(F_{KP} - F_{KK}) \quad (3.12)$$

$$-P_4 = \int_{F_{KP}}^{F_a} (p - p_H) dF = p_a F_a - p_{KP} F_{KP} + \dot{m}(\omega_a - \omega_{KP}) - p_H(F_a - F_{KP}) \quad (3.13)$$

O sinal positivo de P_3 vem da observação de que a pressão dos gases na garganta é menor do que a pressão dos gases na câmara de combustão (intervalo que corresponde até o ponto de menor área transversal). Sendo assim, o sentido da resultante das forças é da esquerda para a direita. A reação P_3 possui sentido contrário, adotando então o padrão pré estabelecido para o sinal positivo. O sinal negativo de P_4 segue o mesmo raciocínio de P_2 e P_1 , de forma que a pressão dentro do bocal é maior que a pressão em sua saída, gerando uma força resultante com sentido da esquerda para a direita. A reação de P_4 terá sentido da direita para a esquerda, ou seja, sinal negativo. Colocando os resultados encontrados (3.6), (3.11), (3.12) e (3.13) em (3.2), a equação do empuxo na câmara é assim apresentada:

$$P = \dot{m}\omega_a + F_a(p_a - p_H) \quad (3.14)$$

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

ANÁLISE DA EQUAÇÃO DO EMPUXO

A equação do empuxo (3.1) pode ser reescrita como a soma do empuxo das forças de pressão internas e das forças de pressão externas na seguinte forma:

$$P = \int_S p \cos(\widehat{nx}) dS = \int_{S_{in}} p \cos(\widehat{nx}) dS - \int_{S_{out}} p \cos(\widehat{nx}) dS \quad (3.15)$$

Ou, em obediência à equação (3.14):

$$P = \dot{m}\omega_a + F_a(p_a - p_H) = \dot{m}\omega_a + F_a p_a - F_a p_H \quad (3.16)$$

Onde as forças geradas pela pressão na superfície interna da câmara de combustão P_{in} é:

$$P_{in} = \dot{m}\omega_a + F_a p_a = \int_{S_{in}} p \cos(\widehat{nx}) dS \quad (3.17)$$

E as forças geradas pela pressão na superfície externa da câmara de combustão P_{out} :

$$P_{out} = F_a p_H = \int_{S_{out}} p \cos(\widehat{nx}) dS \quad (3.18)$$

Para aumentar o valor do empuxo na câmara, basta analisar a Equação (3.16). Evidentemente, há duas possibilidades: modificar a taxa de vazão mássica ou a velocidade de saída dos gases. O valor máximo do empuxo na câmara de combustão é obtido quando o termo negativo da Eq.(3.16) é igual a zero, ou seja, a pressão atmosférica p_H é igual a zero. Pode-se dizer, então, que o valor máximo do empuxo se dá no espaço, no vácuo.

Matematicamente, o empuxo no vácuo P^V :

$$P^V = P_{in} = \dot{m}\omega_a + F_a p_a \quad (3.19)$$

É muito importante salientar o quanto a pressão atmosférica interfere no funcionamento do motor-foguete. É fácil observar que o empuxo da câmara de combustão muda de acordo com a mudança da pressão atmosférica (embora haja apenas pequenas variações). A influência da

pressão atmosférica no bocal expansor impõe três modos de operação, que resultam em diferentes níveis de expansão:

- Quando $p_a > p_H$ – é denominado modo de subexpansão;
- Quando $p_a = p_H$ – expansão ótima;
- Quando $p_a < p_H$ – modo de superexpansão.

Projetistas de bocal normalmente devem selecionar uma altitude que seja possível de minimizar as perdas que ocorrem a altitudes maiores ou menores. Estas perdas resultam do fato de que, a baixas altitudes, a pressão atmosférica será mais elevada que a pressão de saída dos gases de escape. Ao contrário, a altas altitudes, a pressão atmosférica será mais baixa do que a pressão de saída.

Quando a pressão atmosférica é menor que a pressão de saída, tem-se o denominado modo de subexpansão. Neste caso, o fluxo continua a se expandir mesmo depois de sair do bocal. Esse comportamento reduz a eficiência, pois a expansão externa não exerce qualquer força na parede do bocal. Portanto, essa energia pode não ser convertida em impulso e, com isso, ela é perdida. Dessa forma, o ideal é que o bocal seja mais longo para capturar essa expansão e convertê-la em impulso.

Na situação oposta, quando a pressão externa é maior do que a pressão de saída, tem-se o modo de superexpansão ou expansão excessiva. Quando um fluxo superexpandido passa através de um bocal, a pressão atmosférica faz com que ele empurre o fluxo para o interior do bocal e, com isso, o fluxo é separado por um choque oblíquo. Esse “empurrão” do fluxo também reduz a eficiência porque parte do bocal extra é desperdiçado e não contribui para gerar qualquer pressão adicional. Idealmente, o comprimento do bocal deve ser reduzido para eliminar esta parte desnecessária.

Em uma primeira observação, é impossível definir, a partir da equação do empuxo, um valor de pressão atmosférica ou um modo de expansão no qual o empuxo seja máximo. Por exemplo, começando pela análise da velocidade de exaustão dos gases da câmara de combustão:

$$\omega_a = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R_k T_k \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (3.20)$$

Onde k é a razão entre os calores específicos, R_k e T_k são a constante do gás e sua temperatura na câmara de combustão, respectivamente.

Nota-se que o valor da velocidade de exaustão aumenta quando o grau de expansão do bocal também aumenta (grau de expansão é a razão entre a pressão na câmara de combustão p_k e a pressão na saída do bocal p_a ; ou seja, a razão da Eq. 3.20 entre os termos de pressão, diminui). Porém, o segundo termo da equação do empuxo (Eq. 3.14) diminui com o decréscimo da pressão na saída do bocal, e em uma situação onde $p_a = p_H$, esse termo é igual a zero. Analisando a situação em que $p_a < p_H$, o segundo termo da Eq. 3.14 se torna negativo. Outra modificação possível seria diminuir o grau de expansão. Contudo, nesse caso, a velocidade de exaustão dos gases iria também diminuir e a relação $F_a(p_a - p_H)$ aumentaria. Com isso, torna-se impossível estimar, a partir da equação do empuxo, um valor máximo por meio dos modos de expansão ou por um valor da pressão na saída do bocal.

Porém, é necessário definir qual modo de expansão dará o máximo valor para empuxo na câmara de combustão. Reescrevendo a equação do empuxo de forma que fique apenas em função da velocidade plena reduzida ω_{red} :

$$P = \dot{m}\omega_a + F_a(p_a - p_H) = \dot{m} \left[\omega_a + \frac{F_a}{\dot{m}} (p_a - p_H) \right] = \dot{m}\omega_{red} \quad (3.21)$$

Onde :

$$\omega_{red} = \omega_a + \frac{F_a}{\dot{m}} (p_a - p_H) \quad (3.22)$$

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 (3.22), deve-se derivar ω_{red} e igualar a zero, a fim de encontrar o ponto crítico da função e, depois, calcular uma segunda derivada para saber se o ponto é de máximo

ou de mínimo. Ainda na Eq. (3.22), é importante verificar que a única variável é a pressão na saída do bocal p_a . Calculando a primeira derivada de ω_{red} :

$$\frac{d\omega_{red}}{dp_a} = \frac{d[\omega_a + \frac{F_a}{\dot{m}}(p_a - p_H)]}{dp_a} \quad (3.23)$$

$$\frac{F_a}{\dot{m}} = \frac{1}{\rho_a \omega_a} \quad (3.24)$$

$$\frac{d\omega_{red}}{dp_a} = \frac{d\omega_a}{dp_a} + \frac{1}{\rho_a \omega_a} - \frac{[(p_a - p_H)]}{[(\rho_a \omega_a)^2]} \frac{d(\rho_a \omega_a)}{dp_a} = 0 \quad (3.25)$$

Levando em conta a equação de Bernoulli, tem-se:

$$\frac{d\omega_a}{dp_a} + \frac{1}{\rho_a \omega_a} = 0 \quad (3.26)$$

$$\frac{d\omega_{red}}{dp_a} = - \frac{[(p_a - p_H)]}{[(\rho_a \omega_a)^2]} \frac{d(\rho_a \omega_a)}{dp_a} = 0 \quad (3.27)$$

Obviamente, se a pressão na saída do bocal 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, tem-se um valor de p_a que está no extremo. Fazendo a derivada segunda:

$$\frac{d^2\omega_{red}}{dp_a^2} = - \frac{1}{\rho_a \omega_a} \frac{d(\rho_a \omega_a)}{dp_a} \quad (3.28)$$

Como $1/\rho_a \omega_a$ é maior que zero e $d(\rho_a \omega_a)/dp_a$ também, $d^2(\rho_a \omega_a)/d^2 p_a$ é menor do que zero, ou seja, $p_a = p_H$ é ponto de máximo. Conclui-se que o empuxo atinge seu valor máximo quando opera o modo de expansão ótimo:

$$P_{max} = \dot{m} \omega_a \quad (3.29)$$

Ao observar a Figura (3.4), quando a pressão na saída do bocal é igual à pressão atmosférica (b), o empuxo da câmara de combustão será acrescido de alguma variação ΔP devido às forças de pressão que reagem sobre os lugares em que existam as forças geradas pela pressão atmosférica na parte prolongada do bocal. O fluxo, neste caso, está perfeitamente dentro do bocal expandido e maximiza a pressão.

O trabalho de superexpansão (Figura 4.3c), quando a pressão na saída do bocal é menor que a pressão atmosférica, vai gerar empuxo negativo após o corte do bocal ($p_a = p_H$). Já o modo de subexpansão, em situações de voo em que a pressão atmosférica varia constantemente, apresenta uma perda de empuxo maior do que o modo de superexpansão. Por apresentar menor comprimento de bocal, o modo de subexpansão é atrapalhado durante o voo por ondas de choque. Para minimizar o efeito dessas ondas, é necessária um bocal mais comprido e, por isso, a perda de empuxo é mais significativa no modo de subexpansão.

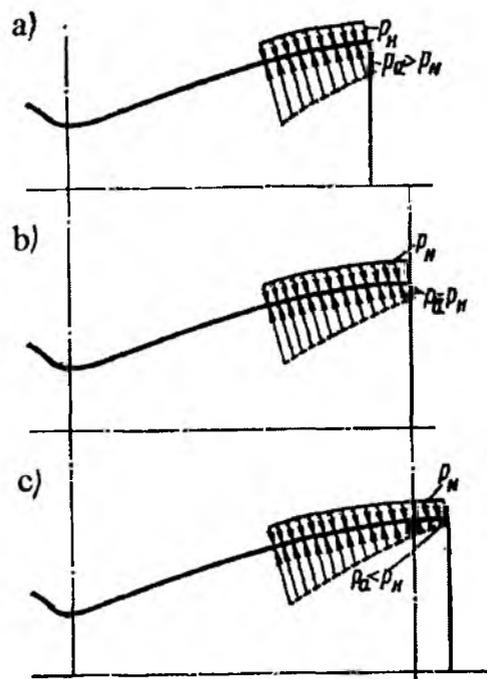


Figura 3.4 - Esquema da atuação da pressão no bocal em diferentes modos de expansão: a) subexpansão, b) expansão ótima e c) superexpansão (Gorbenko, 2001)

Um dos meios para diminuir as perdas devido ao tamanho do bocal 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 ponto importante é: para um motor que trabalha no modo de expansão ótima, um excelente método de aumentar o empuxo é aumentar a área de saída do bocal durante o voo. Complementando, para um motor que trabalha com a pressão atmosférica maior que zero, é possível criar uma câmara de combustão que atinja esse princípio. Contudo, o planejamento

de um motor que trabalha com a pressão atmosférica igual a zero, utilizando-se o modo de expansão ótima, é considerado impossível, uma vez que o bocal deve estar com a área de corte tendendo ao infinito.

3.2 IMPULSO ESPECÍFICO

O impulso específico é uma medida da eficiência de um foguete. Um alto impulso específico é diretamente relacionado a um maior alcance de voo, fator determinante para a escolha de um par propelente. Basicamente, pode-se dizer que quanto maior o impulso específico, menor é a massa de combustível para qualquer nível de força propulsora.

Matematicamente, o impulso específico I_s é a razão entre o empuxo da câmara sobre a taxa de fluxo mássico de combustível:

$$I_s = \frac{P}{\dot{m}} \quad (3.30)$$

O principal meio para melhorar um motor-foguete líquido é aumentando o seu impulso específico. A pergunta que deve ser feita é como melhorar esse parâmetro? – Nessa parte do trabalho serão apresentadas algumas possibilidades de melhorar o impulso específico.

Escrevendo a equação do empuxo (3.14) de forma que seja uma diferença entre as forças que são a favor do movimento e as forças opostas a ele e aplicando na Equação (3.15), tem-se:

$$I_s = \frac{P_{in}}{\dot{m}} - \frac{P_{out}}{\dot{m}} = \left(\omega_a + \frac{F_a p_a}{\dot{m}} \right) - \frac{F_a p_n}{\dot{m}} \quad (3.31)$$

Desta forma, fica mais fácil observar que o máximo impulso específico se dá quando a pressão na superfície externa é igual a zero ($p_n = 0$) e que o impulso específico depende quase exclusivamente das propriedades termodinâmicas dos gases da combustão, devido à presença do termo ω_a . Esse é um ponto importante a ser analisado, pois a velocidade de saída dos gases do bocal depende apenas da temperatura e da constante dos gases, da relação dos calores específicos e do grau de expansão do motor.

A partir da equação (3.20) e visto que apenas o grau de expansão do motor pode ser modificado em um primeiro momento, sabe-se que, ao aumentar a relação p_k/p_a , a velocidade ω_a irá aumentar e, com isso, o impulso específico também. Para aumentar a relação p_k/p_a , existem algumas soluções:

- Aumentar p_k e manter p_a constante;
- Diminuir p_a e manter p_k constante;
- Simultaneamente diminuir p_a e aumentar p_k .

Para motores modernos, o impulso específico varia entre 3500 a 4000 m/s. Sabendo que o impulso específico é máximo quando o empuxo é máximo, tem-se que:

$$I_S = \omega_a \quad (3.32)$$

3.3 TAXA DE FLUXO MÁSSICO

O modo em que se opera o motor-foguete líquido depende da taxa de fluxo mássico \dot{m} do combustível e da pressão da câmara de combustão p_k . Esses parâmetros estão correlacionados entre si e dependem dos dados termodinâmicos dos gases R_k , T_k (constante dos gases e temperatura) e da área crítica F_{kp} .

$$\dot{m} = A_k \frac{p_k F_{kp}}{\sqrt{R_k T_k}} \quad (3.33)$$

Onde $A_k = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$ e $k = \frac{c_p}{c_v}$ é a relação entre os calores específicos. Sabendo que, para um motor real, a área crítica e os valores de R_k , 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 . Matematicamente:

$$\dot{m} = c p_k \quad (3.34)$$

$$c = \frac{A_k F_{kp}}{\sqrt{R_k T_k}} \quad (3.35)$$

Na teoria do motor-foguete líquido existe um importante parâmetro denominado “complexo β ” pela literatura russa, o qual une alguns dos principais parâmetros do motor:

$$\beta = \frac{p_k F_{kp}}{\dot{m}} \quad (3.36)$$

Este parâmetro possui informações da qualidade energética do combustível e da qualidade dos processos da câmara de combustão. Possui a mesma unidade do impulso específico I_s e pode ser encontrado tanto na teoria quanto experimentalmente, após o conhecimento do valor de F_{kp} e da medição de p_k e de \dot{m} . Reorganizando a Equação (3.16) para β , têm-se que:

$$\beta = \frac{\sqrt{R_k T_k}}{A_k} \quad (3.37)$$

Os valores de β são estipulados a partir de um coeficiente denominado fator de perda na câmara de combustão φ_β . Esse fator de perda é estimado pelo projeto inicial e se baseia em valores experimentais do complexo β (β_t). Matematicamente:

$$\varphi_\beta = \frac{\beta}{\beta_t} \quad (3.38)$$

3.4 DENSIDADE ESPECÍFICA

A densidade específica do par propelente ρ_p é importante. A simples relação entre a densidade específica, o volume do tanque e a massa do combustível mostra o quão pesado é um sistema de alimentação. Por exemplo, se a densidade específica tem um alto valor, o volume do tanque é menor do que o de um tanque cujo par propelente tenha uma densidade específica menor e, nesse caso, a massa do sistema de alimentação também é menor.

Demonstrando matematicamente:

$$\rho_p = \frac{m_p}{V_p} = \frac{m_{ox} + m_f}{V_{ox} + V_f} = \frac{(m_{ox} + m_f)/m_f}{(V_{ox} + V_f)/m_f} = \frac{1 + K_m}{\frac{V_{ox}}{m_f} + \frac{V_f}{m_f}} =$$

$$\rho_p = \frac{1+K_m}{\frac{K_m+1}{\rho_{ox}} + \rho_f} \quad (3.39)$$

Onde K_m é a razão O/F, e m_{ox} e m_f são a massa de oxidante e de combustível, respectivamente. A dependência do sistema de alimentação pode ser vista também pela equação de Tsiolkovsky:

$$v = \omega_a \ln \left(1 + \frac{V_{tank} \rho_p}{M_{st}} \right) \quad (3.40)$$

Onde v – máxima velocidade do foguete; ω_a – velocidade na saída do bocal; M_{st} – massa do estágio; V_{tank} – volume do tanque e; ρ_p – densidade específica.

3.5 CONSTITUINTES BÁSICOS DO EMPUXO - COEFICIENTE DO EMPUXO

No projeto de um câmara de combustão, é necessário saber, dentro de uma lista de possibilidades, em que parte da câmara se obtém o maior empuxo para, com isso, proporcionar um aumento do impulso específico.

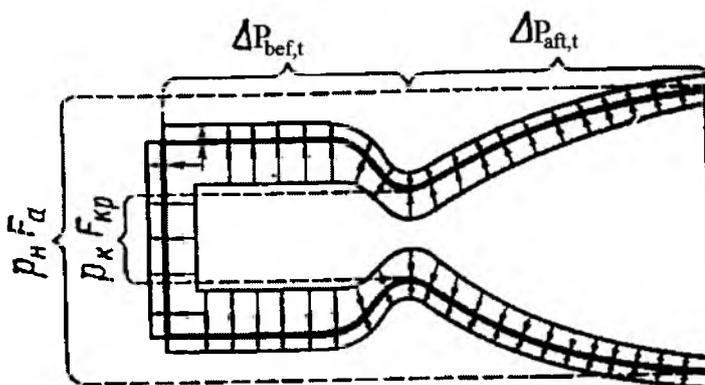


Figura 3.5 - Local de aplicação dos constituintes do empuxo (Gorbenko, 2001).

Como primeiro passo, a análise dos constituintes internos do empuxo pode ser feita a partir de uma soma de três termos:

$$P_{in} = p_K F_{Kp} + \Delta P_{bef,t} + \Delta P_{aft,t} \quad (3.41)$$

Onde $p_k F_{kp}$ é a força interna instável que atua sobre o topo da câmara de combustão, $\Delta P_{bef,t}$ é a força interna que atua na região antes da garganta e $\Delta P_{aft,t}$ é a força interna que atua depois da garganta. Se um motor trabalha em condições ambientais com a pressão atmosférica p_n , então, existe um quarto constituinte $p_n F_a$, que é a resultante da força devido à pressão atmosférica, na direção contrária ao movimento.

Deve-se introduzir um conceito denominado coeficiente do empuxo na câmara de combustão, o qual determina quantas vezes o empuxo interno é maior do que a força que atua no início da câmara de combustão em uma área igual à área da garganta F_{kp} .

$$K_{Tin} = K_T^V = \frac{P_{in}}{p_k F_{kp}} = \frac{P^V}{p_k F_{kp}} \quad (3.42)$$

O coeficiente do empuxo na câmara de combustão K_{Tin} desempenha um papel notável na teoria do motor-foguete líquido. Depende do grau de expansão do gás e da razão dos calores específicos.

De acordo com as Equações (3.41) e (3.42), o coeficiente do empuxo na câmara de combustão pode ser reescrito como uma soma de três coeficientes:

$$K_{Tin} = K_{Tin1} + K_{Tin2} + K_{Tin3} \quad (3.43)$$

Onde:

$$K_{Tin1} = \frac{p_k F_{kp}}{p_k F_{kp}} = 1, K_{Tin2} = \frac{\Delta P_{bef,t}}{p_k F_{kp}}, K_{Tin3} = \frac{\Delta P_{aft,t}}{p_k F_{kp}}$$

A Figura (3.6) apresenta os resultados calculados a partir de motores-foguetes líquidos que possuem razão de calor específico variando de $k = 1,1$ a $1,3$ e mostra que o componente do empuxo que atua antes da garganta $\Delta P_{bef,t}$ possui entre 20 e 26% em relação ao componente $p_k F_{kp}$, ou seja, $K_{Tin2} = 0,2 \dots 0,26$. O componente do empuxo que atua depois da garganta $\Delta P_{aft,t}$ depende ativamente do grau de expansão dos gases, e a mudança da relação p_k/p_a de 10 para 100 resulta num K_{Tin3} variando de 0,25 a 0,55.

Antigamente, o componente do empuxo $p_k F_{kp}$ era denominado componente principal do empuxo porque os primeiros motores-foguetes líquidos tinham um pequeno grau de expansão. Nos motores modernos, eles possuem o grau de expansão muito maior ($p_k/p_a = 500$ a 4000) e, com isso, a parte que corresponde ao componente de empuxo depois da garganta ($\Delta P_{aft,t}$) chega a 80% do componente $p_k F_{kp}$. Dessa forma, o papel do bocal na criação do impulso é excepcionalmente grande, visando sempre a aumentar e exceder o valor do componente principal.

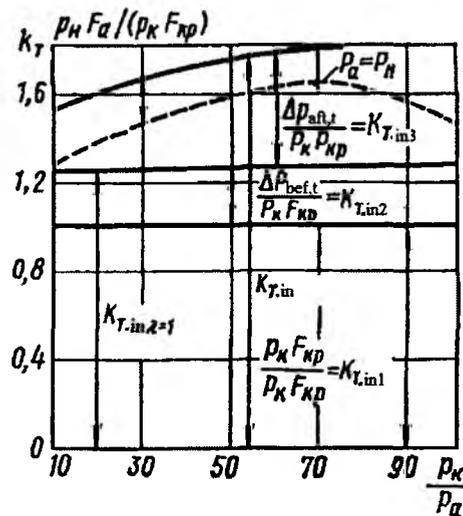


Figura 3.6 - Dependência do coeficiente do empuxo na câmara de combustão em função do grau de expansão com pressão na câmara e atmosférica constantes (Gorbenko, 2001).

Por exemplo, considerando-se a razão dos calores específicos igual a 1,5 e a relação entre $p_k/p_a \rightarrow \infty$, o valor de $\Delta P_{aft,t}$ excede $p_k F_{kp}$ em 1,5 vezes. Se dividir a Equação (3.14) por $p_k F_{kp}$, a equação do empuxo pode ser transformada em função do coeficiente do empuxo na câmara de combustão na seguinte forma:

$$K_T = K_{T_{in}} - K_{T_{out}} \quad (3.44)$$

Onde $K_{T_{out}}$ é a razão entre $p_u F_a / p_k F_{kp}$.

O impulso específico no vácuo I_S^V pode ser expressado em função do coeficiente do empuxo na câmara de combustão K_T^V e pelo complexo β :

$$I_S^V = \frac{p^V}{\dot{m}} = \frac{p^V}{p_{kFkp}} \frac{p_{kFkp}}{\dot{m}} = K_T^V \beta \quad (3.45)$$

A expressão (3.45) mostra que, para aumentar o valor do impulso específico, é necessário aumentar também o coeficiente do empuxo, assim como o complexo β .

3.6 INFLUÊNCIA DAS ONDAS DE CHOQUE NA EXPANSÃO, NO EMPUXO E NO IMPULSO ESPECÍFICO

As ondas de choque são um fenômeno que acontece sempre quando um fluxo sai de um bocal com velocidades supersônicas a uma pressão diferente da pressão da atmosfera externa. A pressão do fluxo de saída nesse caso é inferior à pressão atmosférica (superexpandido), ou seja, uma ocorrência comum em baixas altitudes.

O fenômeno ocorre quando a pressão de saída é aproximadamente menor do que um terço da pressão atmosférica ($p_a \leq 0,33 p_n$) (Gorbenko, 2001). Neste caso, as ondas de choque estão dentro do bocal ou na saída dele e, quando $p_a > 0,33 p_n$, elas se situam fora. Por ter a pressão menor, o gás de escape, ao sair do interior do bocal, sofre uma compressão ou compactação pela pressão atmosférica. Essa compressão faz com que aumente a pressão dos gases de escape. No entanto, ao comprimir, a pressão se torna grande o suficiente para ultrapassar a pressão atmosférica exercida e, como resultado, o fluxo agora se expande para fora, de forma que a pressão reduz de novo. Esse processo de compressão e expansão pode se repetir inúmeras vezes, até que a pressão de escape se torne igual à pressão atmosférica ambiente. Em um gás ideal, estes processos de expansão e compressão continuarão sempre criando um número infinito de discos de Mach (ou diamantes de choque, que correspondem às ondas estacionárias geradas). Gases reais não são ideais, então, o atrito criado ao longo das ondas de choque cria uma camada de cisalhamento turbulento. Esta camada gera um amortecimento viscoso que dissipa gradualmente a onda de choque. Esse atrito viscoso eventualmente equaliza as diferenças de pressão e, com isso, os diamantes de choque não podem ser mais formados.

Os cálculos do empuxo e do impulso específico sofrem alterações na presença de ondas de choque. É necessário localizar onde se manifestam e como os parâmetros mudam depois da onda de choque. A determinação analítica do local onde ocorre o fenômeno é hoje considerada impossível diante da complexidade dos processos de escoamento no bocal. Para estimar o local onde ocorrem as ondas de choque no bocal, o uso de correlações semi-empíricas é necessário. Geralmente, as ondas de choque operam na abertura final do bocal.

Pesquisadores mostraram que, para um bocal com abertura maior que 30° ($2\beta \geq 30^\circ$), a pressão antes da onda de choque é próxima da pressão atmosférica para diferentes números de Mach e diferentes profundidades de penetrações no bocal (Vaciliev, 1983). Sendo assim, o valor da pressão atmosférica independe do valor do número de Mach, e o local onde o “salto” da onda choque acontece praticamente não se altera.

Definindo p_1 como a pressão no bocal (ou fora dele) antes da onda de choque, p_2 como a pressão depois da onda de choque (dentro ou fora do bocal) e M_{sw} como o número de Mach onde acontece a onda de choque, a dependência crítica das pressões p_2/p_1 é dada pela correlação empírica:

$$p_2/p_1 = 0.39 + 0.73M_{sw} \quad (3.46)$$

Para a situação em que o ângulo de abertura do bocal seja maior ou igual a 30° ($2\beta \geq 30^\circ$), define-se a correlação:

$$\frac{p_k}{p_H} = \frac{p_k p_1}{p_1 p_H} = \frac{p_k p_1}{p_1 p_2} \quad (3.47)$$

Como o escoamento do gás é isentrópico, pode-se dizer que a razão entre a pressão da câmara de combustão e a pressão antes da onda de choque é:

$$\frac{p_k}{p_H} = \left(1 + \frac{n-1}{2} M_{sw}^2\right)^{\frac{n}{n-1}} \quad (3.48)$$

A pressão depois da onda de choque deve ser igual à pressão atmosférica:

$$\frac{p_k}{p_H} = \frac{p_k p_1}{p_1 p_2} = \frac{\left[\left(1 + \frac{n-1}{2} M_{sw}^2 \right)^{\frac{n}{n-1}} \right]}{0.39 + 0.73 M_{sw}} \quad (3.49)$$

A Equação (3.49) dá a oportunidade de definir o local da onda de choque desde que se tenha um gráfico que demonstra a dependência de $p_k/p_H = f(M_{sw}, n)$.

Experimentalmente, os bocais que possuem ângulo de abertura maior que 30° ($2\beta > 30^\circ$) possuem algumas características:

- A pressão depois da onda de choque é diferente da pressão do ambiente externo e essa diferença cresce quanto maior for o número de Mach na saída do bocal (M_a) e mais profunda for a penetração do “salto” da onda de choque no bocal;
- O tamanho do ângulo de abertura final do bocal $2\beta_a$ influencia a localização da onda de choque e;
- O cálculo para determinar a pressão de um bocal real é simplesmente determinado pela relação entre M_a/M_{sw} e não depende do valor de M_a e do local onde acontece a onda de choque.

Geralmente, a dependência analítica de p_2/p_H em função do ângulo de abertura do bocal e da razão entre os números de Mach M_a/M_{sw} é:

$$\frac{p_k}{p_H} = \frac{1}{1 + \left(\frac{0.192}{\sin \alpha - 0.7} \right) \left(1 - \frac{M_{sw}}{M_a} \right)} \quad (3.50)$$

Para um bocal com $2\beta < 30^\circ$, o local da onda de choque é determinado pela relação crítica entre p_2/p_1 e pela razão de pressão depois da onda de choque p_2/p_H , que pode ser escrita da seguinte forma:

$$\frac{p_k}{p_H} = \frac{p_k p_2 p_1}{p_1 p_H p_2} = \frac{\left(1 + \frac{n-1}{2} M_{sw}^2 \right)^{\frac{n}{n-1}}}{(0.39 + 0.73 M_{sw}) \left[1 + \left(\frac{0.192}{\sin \beta - 0.7} \right) \left(1 - \frac{M_{sw}}{M_a} \right) \right]} \quad (3.51)$$

A Equação (3.51) demonstra que a definição o local onde a onda de choque está em um bocal com $2\beta < 30^\circ$ depende apenas de M_{sw} e p_2 e, assim, é possível definir o empuxo e o impulso específico quando há onda de choque.

O constituinte interno do empuxo pode ser reescrito como a soma do empuxo antes da onda de choque (primeiro termo da Eq.(3.52)) e depois da onda de choque (segundo termo da Eq. (3.52)) da seguinte forma:

$$P_{in} = \int_{F_k}^{F_{sw}} p \cos(\hat{n}\hat{x}) dS + \int_{F_{sw}}^{F_a} p dF \quad (3.52)$$

$$\int_{F_k}^{F_{sw}} p \cos(\hat{n}\hat{x}) ds = p_{sw} F_{sw} (1 + k M_{sw}^2) \quad (3.53)$$

Onde p_{sw} é a pressão no bocal onde está a onda de choque e F_{sw} é a área transversal do bocal onde se localiza a onda de choque. Quando $p_2 = p_H$:

$$\int_{F_{sw}}^{F_a} p dF = p_H (F_a - F_{sw}) \quad (3.54)$$

Quando $p_2 \neq p_H$, a integral da Equação (3.54) fica complexa de resolver, uma vez que a pressão após a onda de choque é extremamente complicada de se encontrar. Mas, como a pressão na saída do bocal é igual a pressão atmosférica, é razoável estimar que a pressão que opera no bocal depois do “salto” é uma pressão média entre p_2 e p_H :

$$p_m = \frac{(p_2 - p_H)}{2} \quad (3.55)$$

Então:

$$\int_{F_{sw}}^{F_a} p dF = \int_{F_{sw}}^{F_a} \frac{(p_2 - p_H)}{2} dF = p_m (F_a - F_{sw}) \quad (3.56)$$

O empuxo externo P_{out} :

$$P_{out} = p_H F_a \quad (3.57)$$

Para finalizar, podem-se definir matematicamente as equações do empuxo e do impulso específico em função da influência das ondas de choque.

Para $p_2 = p_n$ e $(2\beta \geq 30^\circ)$:

$$P = p_{sw}F_{sw}(1 + kM_{sw}^2) + p_n(F_a - F_{sw}) - p_n F_a = p_{sw}F_{sw}(1 + kM_s^2) - p_n F_{sw} \quad (3.58)$$

$$I_s = \frac{p_{sw}F_{sw}(1+kM_{sw}^2)}{\dot{m}} - \frac{p_n F_{sw}}{\dot{m}} \quad (3.59)$$

Para $p_2 \neq p_n$ e $(2\beta < 30^\circ)$:

$$P = p_{sw}F_{sw}(1 + kM_{sw}^2) + p_m(F_a - F_{sw}) - p_n F_a \quad (3.60)$$

$$I_s = \frac{p_{sw}F_{sw}(1+kM_{sw}^2)}{\dot{m}} + \frac{p_m(F_a-F_{sw})}{\dot{m}} - \frac{p_n F_{sw}}{\dot{m}} \quad (3.61)$$

Obviamente na presença de onda de choque, $P_{in} \neq P^V$, o que será discutido posteriormente neste trabalho, no tópico “Construção do Perfil do bocal”.

4. CÁLCULOS TERMOGÁS-DINÂMICOS DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

METODOLOGIA PARA A COMPARAÇÃO DOS PARES PROPELENTES

Os pares propelentes foram comparados a partir dos mesmos parâmetros iniciais necessários para um projeto de motor-foguete, enumerados a seguir. A ideia de utilizar os mesmos valores (parâmetros) para todos os propelentes garante que apenas a influência das características de cada par propelente seja responsável pelas possíveis mudanças de geometria de cada motor a ser estimado.

Seguindo o raciocínio do tópico “motivação”, os parâmetros escolhidos foram análogos aos do primeiro estágio do foguete Cyclone 4:

- Coeficiente do excesso de oxidante: $\alpha = 0,8$;
- Empuxo do motor (em duas câmaras) : $P = 840 \text{ kN}$;
- Empuxo absoluto ao nível do mar: $P^s = 1000 \text{ kN}$;
- Pressão na câmara de combustão: $p_k = 88 \cdot 10^5 \text{ Pa}$;
- Pressão na saída do bocal: $p_a = 0,6 \cdot 10^5 \text{ Pa}$;
- A qualidade dos processos de combustão é constante;
- Tempo de queima: $t_q = 119 \text{ s}$;
- O ângulo de abertura na saída do bocal: $2\beta_a = 20^\circ$;
- Fatores de perda:
 - Na câmara de combustão: $\varphi_\beta = 0,96$;
 - No bocal: $\varphi_C = 0,96$;
 - Temperatura: $\xi_T = 0,9$;
 - Por fricção: $\varphi_w = 0,97$.

Esses parâmetros são suficientes para calcular a geometria inicial da câmara do motor (câmara de combustão e bocal expansor), além de fornecer valores como o impulso específico e a velocidade de saída dos gases. Sendo assim, é possível uma comparação direta do tamanho e da energia que cada motor-foguete proporciona pelo método de Glushko. O método de

Glushko é usado para avaliar diferentes componentes sob as mesmas condições de operação, com base em cálculos balísticos, em outras palavras, o melhor par propelente é aquele que vai dar ao foguete o maior alcance e a maior velocidade durante o voo. O método de Glushko é discutido no capítulo 7 do presente trabalho.

A primeira etapa deste trabalho compreende o cálculo termogás-dinâmico, responsável por determinar as condições geométricas e os dados termodinâmicos. Após essa primeira etapa, os cálculos seguintes, como o da refrigeração de cada par (capítulo 5), das turbobombas (capítulo 6) e das placas injetoras (capítulo 4) não envolveram mais parâmetros constantes, já que cada par propelente produz diferentes valores para o fluxo mássico de oxidante e de combustível. Dessa maneira, os diferentes valores de fluxo mássico produzidos pelos pares propelentes resultaram em diferentes arranjos de turbobombas, canais de refrigeração e tamanhos de injetores. Então, a comparação foi mais qualitativa nas etapas seguintes.

4.1 CÁLCULO DOS PARÂMETROS BÁSICOS DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

Para determinar os parâmetros básicos da câmara de combustão (temperatura, pressão e etc.), é necessário o conhecimento dos cálculos termogás-dinâmicos. Estes cálculos são baseados no diagrama entalpia-entropia.

DIAGRAMA ENTALPIA – ENTROPIA

Os cálculos dos processos termodinâmicos frequentemente usam o diagrama de entalpia h versus entropia s para determinar parâmetros como pressão, temperatura e volume de certos componentes com o coeficiente de excesso de oxidante estabelecido. Esses parâmetros são determinados por meio de curvas isotérmicas, isobáricas e isovolumétricas. Há também informações adicionais que podem ser calculadas a partir dos parâmetros principais.

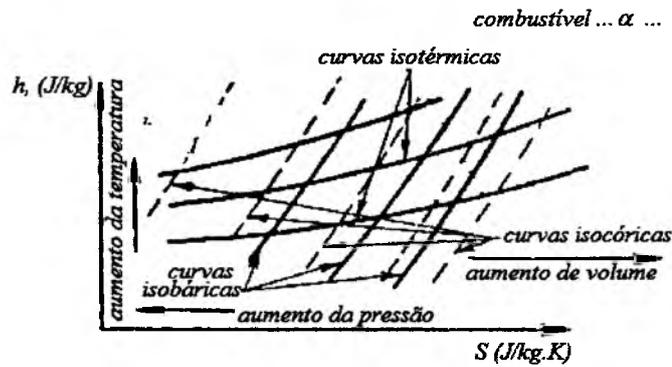


Figura 4.1 - Esquema de um diagrama entalpia x entropia (Gorbenko, 2001).

Deve-se seguir um procedimento padrão para estimar quais são os parâmetros necessários da câmara do motor a partir do diagrama entalpia x entropia:

- Primeiramente, a escolha do diagrama $h \times s$ deve ser baseada no diagrama correspondente ao par propelente em análise e no coeficiente do excesso de oxidante α estabelecido;
- Os parâmetros iniciais são a pressão na câmara de combustão p_k e a pressão de saída p_a ;
- Calcular a entalpia completa do combustível, conforme mostrado na Figura (4.2). Uma vez que a queima do combustível e os produtos da câmara de combustão (PC) formam um processo com a mesma entalpia (isoentálpico) na câmara de combustão (CC), os parâmetros que compõem os produtos da combustão serão determinados no ponto 1, que está na intersecção direta $h_{fuel} = h_{PC} = constante$ com a linha isobárica de p_k (pressão na câmara de combustão). A curva isotérmica que passa através do ponto 1 corresponde à temperatura na CC, e o valor das abscissas no mesmo ponto 1 é a entropia s_k da CC.
- Ao determinar a entropia s_k , calculam-se a massa molecular μ_k , a constante do gás R_k , a densidade específica $\rho_k = p_k / (R_k T_k)$, os calores específicos c_p e c_v , a razão $k = c_p / c_v$, e, por fim, a velocidade do som $a_k = (k R_k T_k)^{1/2}$.
- A partir do ponto 1, deve-se prolongar uma reta perpendicular ao eixo das abscissas, pois o processo é isentrópico ($s_k = constante$). O ponto de intersecção das curvas isobáricas de p_a com a linha isentrópica dará o ponto 3, que determina os parâmetros

resultantes dos produtos da combustão na saída do bocal. A curva isotérmica que passa através do ponto 3 corresponde à temperatura de saída do bocal.

- Em seguida, para uma determinada temperatura T_a , determinam-se a entalpia de saída h_a , a massa molecular μ_a , a constante do gás R_a , a densidade específica ρ_a , os calores específicos c_p e c_v , a razão k e, por fim, a velocidade do som a_a .

O próximo passo é realizar o cálculo dos parâmetros do fluxo dos gases que serão descritos ao longo do trabalho.

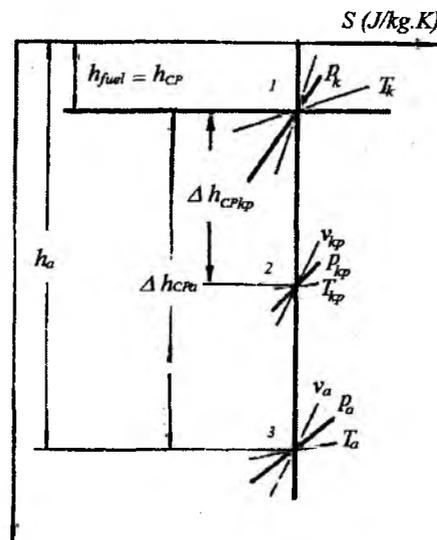


Figura 4.2 - Esquema de cálculo termodinâmico a partir de um diagrama de entalpia x entropia (Gorbenko, 2001).

Para determinar os parâmetros do ponto crítico do bocal (ponto 2 da Figura 4.2), deve-se encontrar a intersecção entre a linha isentrópica com as curvas isobáricas. A pressão do ponto crítico (garganta) é determinada pela seguinte equação:

$$p_{kp} = p_k \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n}{n-1}} \quad (4.1)$$

É importante notar que a área de corte do bocal depende do valor do volume específico que pode ser encontrado no diagrama de entropia ($f_{cut} = v/\omega$).

CÁLCULOS TERMOGÁS-DINÂMICOS DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

Os cálculos termogás-dinâmicos da câmara de combustão são usados para determinar a composição e a temperatura dos produtos da combustão (PC), do impulso específico, da taxa de vazão mássica por segundo do combustível, da área da seção crítica do bocal e o seu corte otimizado.

É necessário escolher um modelo base para o cálculo do motor dentre os diferentes métodos existentes. Um método padrão é feito a partir de um mesmo combustível e de um mesmo coeficiente de excesso de oxidante α . A pressão na câmara de combustão (CC) é considerada constante, assim como o grau de expansão dos produtos da combustão nas proximidades do bocal. O coeficiente de excesso de oxidante α é o quociente entre a razão O/F (K_m) do par propelente e a razão O/F teórica do par propelente.

Conforme mencionado anteriormente, para este trabalho utilizam-se os parâmetros do primeiro estágio do foguete Cyclone 4, visto que esse foguete vai ser lançado futuramente na base de Alcântara.

O método de cálculo é feito para todos os cinco pares propelentes, mudando apenas os parâmetros físicos e químicos de cada substância. Para demonstrar como os cálculos são conduzidos, escolheu-se o par propelente tetróxido dinitrogênio e dimetil-hidrazina assimétrica como modelo. A sequência dos cálculos é apresentada nessa seção. O modelo base de cálculo para esse trabalho foi proposto de acordo com as notas de aula (Halina Gorbenko, Comunicação pessoal, 2012) e das referências de Gorbenko (2001) e Maxim (1961).

Como primeiro passo, usa-se o valor do coeficiente de excesso de oxidante ($\alpha = 0,8$) e da pressão da câmara de combustão (8,8MPa) para colher todos os dados termodinâmicos iniciais do par propelente analisado. A coleta de dados é feita a partir de uma tabela que contém dados experimentais do par propelente. Muitas vezes, essas tabelas não contém o valor preciso da pressão da câmara de combustão. Sendo assim, é necessário escolher a tabela que possui o valor mais próximo da pressão utilizada. Para esse par propelente, o valor referência encontrado para a pressão na câmara de combustão foi de 10MPa ($p_k^{(0)} = 10\text{MPa}$).

Determinando o grau de expansão do bocal ε :

$$\varepsilon = \frac{p_k}{p_a} = \frac{88.10^5}{0,6.10^5} = 146,67 \quad (4.2)$$

Deve-se encontrar na literatura o grau de expansão do bocal mais próximo de 146,6 que esteja dentro dos parâmetros iniciais definidos ($p_k^{(0)}=10\text{MPa}$ e $\alpha = 0,8$). Para este propelente, tem-se $\varepsilon^{(0)} = 100$ como valor mais próximo.

A tabela que contém os parâmetros iniciais e estipulados oferece os valores de referência do par propelente para a temperatura de combustão, a velocidade de saída dos gases, o impulso específico, dentre outras correlações, como a razão O/F, além de valores para a seção crítica e do corte do bocal:

$$T_k^{(0)} = 3116K, \mu_k^{(0)} = 20.65, \beta_k^{(0)} = 1726, I_{num}^{(0)} = 2983, F_a^{(0)} = 10.84$$

$$c_p^{(0)} = 2.807, \chi^{(0)} = 1.201, \alpha_p T^{(0)} = 1.083, \beta_T p^{(0)} = 1.004$$

E os coeficientes $A_1=11.84, B_1=1.388, C_1=0.3735, C_3=45.85, D_1=-3.569, D_3=731.3$ e a razão O/F $k_m=1.844$.

PROCEDIMENTO DE CÁLCULO:

Valor teórico do complexo β :

$$\lg \beta'_k = \lg \beta_k^{(0)} + B_1 10^{-3} \cdot (\lg p_k - \lg p_k^{(0)}) =$$

$$= \lg 1726 + 1,388.10^{-3} \cdot (\lg 8800000 - \lg 10000000) = 3,236964$$

$$\beta' = 10^{\lg \beta'_k} = 1725,694$$

Valor real para do complexo β :

$$\beta = \beta' \cdot \varphi_\beta = 1725,694 \cdot 0,96 = 1657 \text{ m/s}$$

Valor teórico para o impulso específico no vácuo:

$$\begin{aligned} \lg I_s^{V'} &= \lg I_s^{V(0)} + C_1 \cdot 10^{-3} (\lg p_k - \lg p_k^{(0)}) + C_3 \cdot 10^{-3} (\lg \varepsilon - \lg \varepsilon^{(0)}) = \\ &= \lg 2983 + 0,3735 \cdot 10^{-3} (\lg 8800000 - \lg 10000000) + 45,8510^{-3} (\lg 146,67 - \lg 100) \\ &= 3,48 \\ I_s^{V'} &= 3035,703 \text{ m/s} \end{aligned}$$

Valor real para o impulso específico no vácuo:

$$I_s^V = I_s^{V'} \varphi_\beta \varphi_c = 3035,703 \cdot 0,96 \cdot 0,97 = 2827 \text{ m/s}$$

Valor teórico da temperatura na câmara de combustão (CC):

$$\begin{aligned} \lg T_k' &= \lg T_k^{(0)} + A_1 \cdot 10^{-3} (\lg p_k - \lg p_k^{(0)}) = \\ &= \lg 3116 + 11,84 \cdot 10^{-3} (\lg 8800000 - \lg 10000000) = 3,4929 \\ T_k' &= 3111 \text{ K} \end{aligned}$$

Valor real da temperatura na câmara de combustão (CC):

$$T_k = T_k' \cdot \xi_T = 3111 \cdot 0,9 = 2800 \text{ K}$$

Área específica da seção crítica:

$$f_{kp} = \frac{F_{kp}}{\dot{m}} = \frac{\beta}{p_k} = \frac{1657}{8800000} = 1,88 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2 \text{ s/kg}$$

Razão teórica relativa entre as áreas seccionadas do bocal:

$$\begin{aligned} \lg \bar{F}_a' &= \lg \bar{F}_a^{(0)} + D_1 \cdot 10^{-3} (\lg p_x - \lg p_k^{(0)}) + D_3 \cdot 10^{-3} (\lg \varepsilon - \lg \varepsilon^{(0)}) = \\ &= \lg 10,84 - \lg 3,569 \cdot 10^{-3} \cdot (\lg 8800000 - \lg 10000000) + (\lg 146,67 - \lg 100) = 1,157 \\ \bar{F}_a' &= 14,351 \end{aligned}$$

De acordo com o gráfico $\bar{F}_a = f\left(n, \frac{p_k}{p_a}\right)$ (Figura 4.3) pode-se encontrar a média téorica da taxa do processo de alargamento da câmara (CP) $n' = 1,20$:

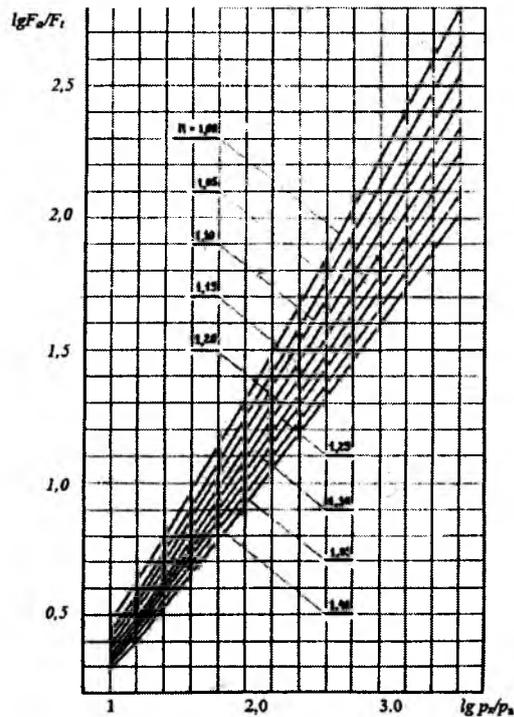


Figura 4.3 – Dependência entre $F'_a = f(n, p_k/p_a)$.

A massa molar média da câmara de combustão (CC):

$$\begin{aligned} \lg \mu_k &= \lg \mu_k^{(0)} + \left[\frac{R_\mu}{c_p \mu_k^{(0)}} (\alpha_p T - 1) + \frac{\alpha_p T \cdot R_\mu}{c_p \mu_k^{(0)}} + \frac{\beta_T p}{\chi} - 1 \right] \cdot (\lg p_k - \lg p_k^{(0)}) = \\ &= \lg 20,65 \\ &+ \left[\frac{8,134 \cdot 0,001}{2,807 \cdot 20,65} (1,083 - 1) + \frac{1,083 \cdot 8,134 \cdot 0,001}{2,807 \cdot 20,65} + \frac{1,804}{1,201} - 1 \right] \cdot (\lg 8800000 \\ &- \lg 10000000) = 1,315 \end{aligned}$$

$$\mu_k = 20,642$$

Constante do gás que está na CC:

$$R_k = \frac{R_\mu}{\mu_k} = \frac{8,314 \cdot 10^{-3}}{20,642} = \frac{8,314 \cdot 10^{-3}}{20,642} = 402,780 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$$

Valor teórico da velocidade de escape no bocal:

$$\omega'_a = \sqrt{\frac{2n'}{n'-1} R_k T_k \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{n'-1}{n'}} \right]} =$$

$$= \sqrt{\frac{2 \cdot 1,2}{1,2-1} 402,780 \cdot 2800 \left[1 - \left(\frac{0,6}{88} \right)^{\frac{1,2-1}{1,2}} \right]} = 2764,17 \text{ m/s}$$

Valor real da velocidade na saída no bocal:

$$\omega_a = \omega'_a \varphi_w = 2764,17 \cdot 0,97 = 2681 \text{ m/s}$$

O valor real do indicador do grau de expansão isentrópica n é encontrado graficamente. A partir de inúmeros valores de n , determina-se ω_a :

Tabela 4.1- $\omega_a = f(n)$

n	ω_a (m/s)
1,23	2705
1,24	2686
1,25	2668
1,26	2651
1,27	2634
1,28	2617
1,29	2601
1,30	2585
1,31	2570

E o gráfico $\omega_a = f(n)$:

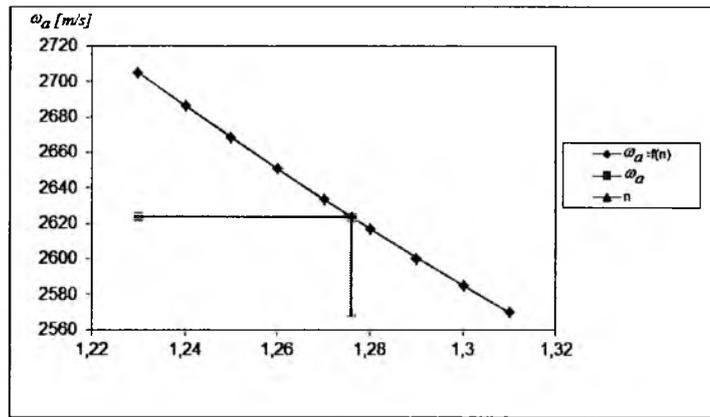


Figura 4.4 - Dependência de $\omega_a = f(n)$

Para o valor correto de ω_a , estima-se o valor exato de $n=1,2760$.

A relação entre as áreas:

$$\bar{F}_a = \frac{F_a}{F_{kp}} = \frac{\sqrt{\frac{n-1}{2}} \cdot \left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}}}{\left(\frac{p_a}{p_k}\right)^{\frac{1}{n}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{p_a}{p_k}\right)^{\frac{n-1}{n}}}} = \frac{\sqrt{\frac{1,276-1}{2}} \cdot \left(\frac{2}{1,276+1}\right)^{\frac{1,276+1}{2(1,276-1)}}}{\left(\frac{0,6}{88}\right)^{\frac{1}{1,276}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{0,6}{88}\right)^{\frac{1,276-1}{1,276}}} = 13,379$$

A área específica do corte do bocal:

$$f_a = \frac{F_a}{\dot{m}} = \bar{F}_a \cdot f_{kp} = 13,379 \cdot 1,88 \cdot 10^{-4} = 2,5 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2 \text{ s/kg}$$

O valor real para o impulso específico nas condições terrestres:

$$I_s = I_s^V - f_a \cdot p_H = 2827 - 0,0025 \cdot 100000 = 2575 \text{ m/s}$$

O total consumo dos propelentes (em uma câmara de combustão):

$$\dot{m} = \frac{P}{I_s} = \frac{840000}{2575 \cdot 2} = 163,11 \text{ kg/s}$$

A área da seção crítica:

$$F_{kp} = f_{kp} \cdot \dot{m} = 0,000188.163,11 = 0,0307m^2$$

E o diâmetro da seção crítica $d_{kp} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{kp}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,0307}{\pi}} = 0,197m$.

Área da saída do bocal

$$F_a = f_a \cdot \dot{m} = 0,0027.164,32 = 0,4108m^2$$

E o diâmetro da saída do bocal $d_a = \sqrt{\frac{4 \cdot F_a}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,4452}{\pi}} = 0,723m$.

Fluxo mássico dos componentes:

$$\dot{m}_{ox} = \frac{k_m \cdot \dot{m}}{1 + k_m} = \frac{1,844.164,32}{1 + 1,844} = 105,76 \text{ kg/s}$$

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}}{1 + k_m} = \frac{164,32}{1 + 1,844} = 57,35 \text{ kg/s}$$

Valores reais dos parâmetros de escoamento na seção crítica:

$$p_{kp} = p_k \cdot \left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n}{n-1}} = 8800 \left(\frac{2}{1,276+1}\right)^{\frac{1,276}{1,276-1}} = 4840,9 \text{ kPa};$$

$$T_{kp} = T_k \cdot \frac{2}{n+1} = 2800 \frac{2}{1,276+1} = 2461 \text{ K};$$

$$\omega_{kp} = \sqrt{\frac{2n}{n+1} R_k T_k} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,276}{1,276+1} \cdot 402,780 \cdot 2800} = 1125 \text{ m/s}.$$

Todos os propelentes foram calculados de maneira análoga. A Tabela (4.2) mostra detalhadamente a comparação das características energéticas e geométricas de cada par propelente.

Tabela 4.2 - Cálculos termogás-dinâmicos

Parâmetros	Símbolo	Unidade	N ₂ O ₄ +UDMH	LOX+UDMH	AK-27+UDMH	N ₂ O ₄ +Querosene	LOX+Querosene
Dados Iniciais	$T_k^{(0)}$	K	3116	3565	3117	3108	3739
	$\mu_k^{(0)}$		20,65	21,52	22,89	24,98	24,07
	$\beta_k^{(0)}$		1726	1847	1665	1595	1789
	$I_{num}^{(0)}$	m/s	2983	3373	3032	2827	3282
	$\bar{F}_a^{(0)}$		10,84	13,14	19,74	11,96	13,76
	$c_p^{(0)}$		2,807	6,806	3,956	3,826	6,354
	$\chi^{(0)}$		1,201	1,177	1,461	1,157	1,185
	$\alpha_p T^{(0)}$		1,083	1,659	1,237	1,257	1,731
	$\beta_{TP}^{(0)}$		1,804	1,037	1,011	1,012	1,043
	A_1		11,84	37,44	21,76	22,34	39,06
	B_1		1,388	10,71	4,68	4,909	11,76
	C_1		0,3735	4,621	0,8554	1,101	5,723
	C_3		45,85	55,74	40,9	50,58	58,25
	D_1		-3,569	-26,26	-9,811	-10,33	-24,74
	D_3		731,3	761	754,5	749,6	776,6
k_m		1,844	1,71	2,677	4,268	2,726	
Valor teórico do complexo β	$\lg \beta'_k$		3,236964	3,265872	3,222563	3,203966	3,255498
	β'	m/s	1725,694	1844,473	1669,411	1599,432	1800,933
Valor Real do complexo β	β	m/s	1657	1771	1603	1535	1729

Valor teórico do impulso específico no vácuo	$lgI_s^{V'}$		3,48	3,54	3,49	3,46	3,53
	$I_s^{V'}$	m/s	3035,703	3443,75	3081,361	2884,096	3366,922
Impulso específico	I_s^V	m/s	2827	3207	2869	2686	3135
Temperatura teórica na CC.	lgT_k'		3,4929	3,55	3,4991	3,4980	3,5823
	T_k'	K	3111	3548	3156	3148	3822
Temperatura (CC)	T_k	K	2800	3193	2840	2833	3440
Área específica da seção crítica	f_{kp}	m ² s/kg	1,88.10 ⁻⁴	2,01.10 ⁻⁴	1,82.10 ⁻⁴	1,74.10 ⁻⁴	1,96.10 ⁻⁴
Area seccionada teórica relativa do bocal	$lg\bar{F}_a'$		1,157	1,247	1,317	1,200	1,262
	\bar{F}_a'		14,351	17,646	26,209	15,845	18,269
Coeficiente isentrópico teórico	n		1,2	1,15	1,05	1,2	1,15
Massa molar média	$lg\mu_k$		1,315	1,332	1,317	1,399	1,385
	μ_k		20,642	21,485	20,761	25,070	24,261
Constante do Gás	R_{CO}	kJ/(kg.K)	402,780	386,963	400,459	331,628	342,685
Velocidade de exaustão	ω_a'	m/s	2764,17	3010,28	3177,94	2522,72	2940,37
	ω_a	m/s	2681	2920	3083	2447	2852
Coef. Isentrópico real	n		1,2430	1,1880	1,0789	1,2430	1,1880

Razão da área de corte do bocal	\bar{F}_a		14,391	16,386	21,976	14,391	16,386
Área específica de corte do bocal	f_a	m ² /kg	2,7.10 ⁻³	3,3.10 ⁻³	4,0.10 ⁻³	2,5.10 ⁻³	3,2.10 ⁻³
Valor do Impulso específico na Terra	I_s	m/s	2555,9	2877,1	2469,1	2434,6	2813,3
Fluxo mássico total	\dot{m}	kg/s	164,32	145,98	170,1	172,51	149,29
Área da garganta	F_{kp}	m ²	0,0309	0,0294	0,031	0,0301	0,0293
Diâmetro critic	d_{kp}	m	0,1985	0,1934	0,1987	0,1958	0,1933
Área de saída	F_a	m ²	0,4452	0,4813	0,6808	0,4332	0,4806
Diâmetro de saída	d_a	m	0,753	0,783	0,931	0,743	0,782
F. Mássico de ox.	\dot{m}_{ox}	kg/s	106,54	92,113	123,84	139,77	109,22
F. M. combustível	\dot{m}_f	kg/s	57,78	53,87	46,26	32,75	40,07
Pressão na garganta	p_{kp}	kPa	4894,9	4988	5184,5	4894,9	4988
Temperatura Crít.	T_{kp}	K	2497	2919	2732	2526	3145
Velocidade crítica	ω_{kp}	m/s	1118	1158	1086	1020	1131

Tabela 4.3 - Comparação entre os combustíveis

	Propelentes		I_s m/s	I_s^v m/s	L mm	D_a mm	D_{kr} mm	D_k mm
1	LOX	Querosene	2813.3	3135	1451	782	193.3	378
2		UDMH	2877.1	3207	1452	783	193.4	379
3	N ₂ O ₄	Querosene	2434.6	2686	1399	743	195.8	382
4		UDMH	2575	2827	1388	723	107.8	385
5	AK27	UDMH	2469.1	2869	1610	931	198.7	386

Tabela 4.4 - Comparação relativa entre os combustíveis

	Propelentes		I_s/I_s^v max	L/Lmax	D_a/D_a^v max
1	LOX	Querosene	0.977	0.901	0.839
2		UDMH	1	0.901	0.839
3	N ₂ O ₄	Querosene	0.846	0.868	0.798
4		UDMH	0.895	0.862	0.776
5	AK27	UDMH	0.858	1	1

Tabela 4.5 - Comparação entre massas

	Propelentes		m_{ox} (kg/s)	m_f (kg/s)	ρ_p (kg/m ³)	O/F
1	LOX	Querosene	109.22	40.07	1.000	2.73
2		UDMH	92.113	53.87	980.3	1.71
3	N ₂ O ₄	Querosene	139.77	32.75	1231.3	4.27
4		UDMH	105.76	57.35	1121.5	1.84
5	AK27	UDMH	123.84	46.26	1210.7	2.68

Os resultados da Tabelas 4.3,4.4 e 4.5 serão cuidadosamente analisados no capítulo “Resultados e Conclusões”.

4.2 PROJETO BÁSICO DA PLACA INJETORA

A câmara de combustão constitui um agregado de informações cujas características determinam em grande parte os principais parâmetros de um motor-foguete líquido: empuxo e impulso específico (Gorbenko, 2001). Os valores para esses parâmetros podem variar com o tipo de estado físico em que o combustível entra na câmara de combustão. Por exemplo, o uso de geradores de gás, de dispositivos pré e pós-queima forma arranjos para determinar se o sistema de alimentação será líquido-líquido, gás-líquido ou gás-gás.

Em todos os casos, a câmara de combustão tem um certo conjunto de processos físicos e químicos que levam à geração de calor e transformação dos componentes iniciais nos produtos finais da combustão (PC). Esses processos geralmente incluem a preparação da mistura para a câmara de combustão, modificando os seus componentes líquidos em gotas, devido ao aquecimento, à evaporação e à mistura, como todo processo de queima de combustível. É de fato difícil criar uma câmara de combustão com alta especificação relacionada às peculiaridades dos processos que ocorrem.

A primeira peculiaridade é o calor intenso por unidade de volume na CC. Combustíveis modernos possuem poder calorífico muito acima de qualquer motor de calor, e a quantidade de calor liberado por unidade de volume atinge por volta de $4(10^9-10^{10}) \text{ W/m}^3$. A temperatura de combustão atinge 3000-4000K e há, ainda, pares propelentes que atingem 5000K. Com isso, torna-se muito difícil proteger a parede da CC de erosão, calor e corrosão devido ao fluxo de gás, sem que se reduzam o empuxo e o impulso específico e aumente a massa do motor-foguete.

A segunda peculiaridade consiste no processo de combustão, o qual é caracterizado pelas pressões elevadas da ordem de 10-25 MPa, de modo que os materiais dos quais são feitas as CC necessitam ter alta resistência.

A terceira peculiaridade é o tempo de permanência do combustível dentro da CC. O tempo que o combustível permanece na CC é de apenas alguns milésimos de segundo. Dessa forma, uma combustão mais completa requer uma organização específica do processo.

4.3 ESQUEMA DO PROCESSO DE TRANSFORMAÇÃO DO COMBUSTÍVEL

A transformação do par propelente que ocorre na CC consiste em processos de mistura e de combustão. A mistura envolve a pulverização do combustível, o aquecimento, a evaporação e a mistura dos componentes na fase líquida ou gasosa ou em fase heterogênea. Já a combustão é uma reação química em que o combustível é convertido em gás à alta temperatura como produto da combustão (PC). O processo de transformação dentro da CC depende do tipo de combustível (autoinflamável ou não autoinflamável) e de suas características (Gorbenko, 2001).

Os pares propelentes são inseridos na CC a partir de dispositivos especiais – injetores (atomizadores centrífugos, bombas de jato, *sprayers*). Eles são responsáveis pela pulverização do combustível. A partir deles, formam-se jatos pulverizadores ou uma película fina de combustível que decompõem os propelentes em gotas. A posição relativa e diferentes tipos de injetores devem proporcionar uma distribuição uniforme na câmara de mistura da CC com o objetivo de manter a correlação k_m (razão O/F). O aquecimento, a evaporação e a mistura das gotículas de calor são produzidos pela transferência de calor por convecção e radiação.

Então, o processo de transformação do combustível consiste nos seguintes processos elementares: fabricação de gotículas de combustível e distribuição em todo o volume da CC, aquecimento e evaporação das gotículas e o processo de combustão propriamente dito.

As características dos processos de transformação que ocorrem na CC podem ser divididas em três zonas: zona I, zona II e zona III, conforme pode ser observado na Figura (4.5).

- A zona I é onde o combustível é pulverizado. Seu comprimento é determinado pelo tipo de injetores (centrífugo, tangencial e etc.) e pela espessura da câmara de mistura.
- A zona II é a área onde há a mistura e o aquecimento do combustível. Parte do processo de queima (combustão) começa nessa área.
- A zona III é a área de queima (combustão). Nessa área ocorre literalmente o processo de combustão. A zona final, onde os produtos da combustão já estão formados, é

considerada a área de equilíbrio termodinâmico. Na primeira parte da zona III (até a seção *m-m*), a velocidade das reações químicas é pequena, de forma que ela gera o processo de *burnout*. Esta zona é de combustão cinética: o aumento da temperatura leva a um aumento acentuado na taxa de reações químicas e, assim, queima os combustíveis quase que instantaneamente. Depois da seção *m-m*, a velocidade de combustão depende da taxa de mistura dos componentes definidos pela difusão da velocidade turbulenta. Essa zona a partir da seção *m-m* é chamada de combustão de difusão.

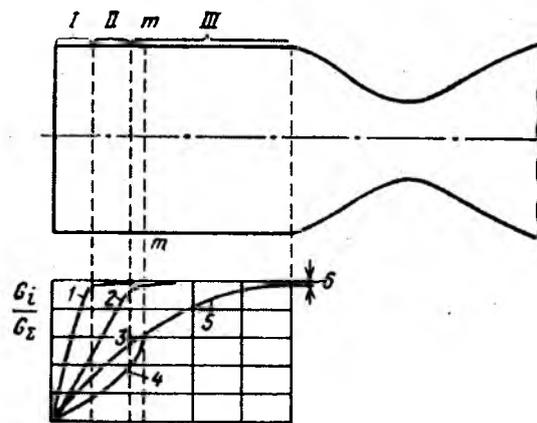


Figura 4.5 - Esquema dos processos na CC. 1) Zona de injetores - 2) Evaporação - 3) Mistura e Combustão - 4) Combustão cinética - 5) Combustão difusa - 6) Combustão incompleta. (Gorbenko, 2001)

Deve-se notar que a distribuição da câmara de combustão em zonas separadas é relativa, pois os processos de pulverização, aquecimento, mistura e combustão não ocorrem em uma sequência rigorosa e não se pode dizer que somente após o início da pulverização que começa a evaporação, a mistura e etc. Em cada zona podem ocorrer simultaneamente ou parcialmente dois ou três processos. Então, cada zona define apenas o processo que acontece com maior frequência.

Para uma combustão rápida e completa do combustível, é necessário que os dispositivos (injetores) levem o par propelente para entrar em combustão o mais rápido possível. A câmara de mistura é responsável por acelerar o processo de combustão e também por ajudar a controlar o fluxo de cada componente, além de contribuir para manter a parede da câmara de

combustão resfriada. No próximo tópico será apresentada a metodologia para o projeto de uma câmara de mistura.

4.4 CÂMARA DE MISTURA

A metodologia para projetar uma câmara de mistura será apresentada de maneira bem sucinta, já que é feita a partir de parâmetros pré-estabelecidos de construção e depende da arbitrariedade e do conhecimento prévio do projetista (notas de aula, comunicação pessoal, Gorbenko, 2012). A princípio, apenas o diâmetro da câmara de combustão deve ser conhecido. Como exemplo, os cálculos serão feitos para o par propelente oxigênio líquido e dimetil-hidrazina assimétrica.

Assumindo que cada injetor tenha os dois componentes (o oxidante passando pelo centro do injetor e o combustível na periferia do injetor) e que tenha formato cilíndrico, assim como a placa injetora (câmara de combustão com formato cilíndrico), a metodologia apresenta-se dessa forma:

- A distância entre os centros de dois injetores adjacentes deve ser entre $H = 12 \dots 18$ mm ($H = 15$ mm);
- Considerando um injetor concêntrico à placa injetora como referência, deve-se escolher um diâmetro cujo raio represente a distância entre os centros dos injetores adjacentes que passam pelo centro do injetor de referência $D_i = 2.H$, e $i = 1, 2, 3 \dots$ ($D_i = 30$ mm);
- O diâmetro do injetor é: $d_i = H - \delta$, onde δ é a menor diferença entre as extremidades de dois injetores adjacentes. O valor parâmetro δ é escolhido entre $2 \dots 2,5$ mm ($\delta = 2,3$ mm).
- Então, de acordo com este exemplo, a cada 15 mm, deve ser colocado um injetor em todas as direções: no centro da placa injetora existe um único injetor, 15 mm depois existem 6 injetores ao redor (30 mm entre injetores opostos passando pelo centro), 15 mm depois tem-se 12 injetores (45 mm do centro dos injetores até o injetor central de referência), e assim por diante até que a última fileira de injetores tenha uma distância de, no mínimo, 3 mm da placa injetora;

- De acordo com os parâmetros adotados, seja n_p a quantidade de injetores na última fileira e n_c a quantidade de injetores no centro da placa injetora, tem-se $n_p = 72$ (injetores da periferia da placa injetora) e $n_c = 397$ (demais injetores, exceto periferia);

Adotando os parâmetros de construção:

- Diâmetro da placa injetora: $D_h = D_k$ (diâmetro da câmara de combustão) = 379 mm;
- Fluxo mássico dos propelentes $m_{ox} = 92,113$ kg/s and $m_f = 53,87$ kg/s;
- A soma da quantidade de injetores da periferia da placa com a quantidade dos injetores do centro $n_p + n_c = n_{\Sigma} = 463$ injetores;

Para o combustível, pode-se equacionar da seguinte forma:

- Taxa de fluxo mássico dos injetores de combustível = taxa de fluxo mássico dos injetores de combustível do centro da placa injetora = taxa de fluxo mássico dos injetores de combustível da periferia. Então, a taxa de fluxo mássico em um único injetor de combustível é:

$$\dot{m}_{fs} = \frac{\dot{m}_f}{n_{\Sigma}} = \frac{53,87}{463} = 114,86 \text{ g/s}$$

- Para o oxidante: deve-se considerar que a parte do fluxo mássico de oxidante que vai para a periferia deve ser reduzida para refrigerar a parede da câmara de combustão. Quando há o decréscimo da taxa de fluxo mássico do oxidante na periferia da placa injetora, a correlação da razão de mistura dos componentes e da temperatura perto a parede decai também (Figura 4.6) e, da mesma forma, o fluxo de calor por convecção na parede decresce. A consequência é que a taxa de fluxo mássico de oxidante dos injetores do centro cresce. Adota-se como parâmetro de projeto que 60% da taxa de fluxo mássico de oxidante vai para a periferia. Então:

$$\begin{aligned}\dot{m}_{ox} &= \dot{m}_{oxp}n_p + \dot{m}_{oxc}n_c \\ \dot{m}_{oxp} &= 0,6\dot{m}_{oxc} \text{ (parâmetro)} \\ \dot{m}_{ox} &= 0,6\dot{m}_{oxc}n_p + \dot{m}_{oxc}n_c\end{aligned}$$

$$\dot{m}_{oxc} = \frac{\dot{m}_{ox}}{n_c + 0,6n_p} = 209,25 \frac{g}{s}$$

$$\dot{m}_{ox} = \dot{m}_{oxc}(n_c + 0,6n_p) \quad (4.3)$$

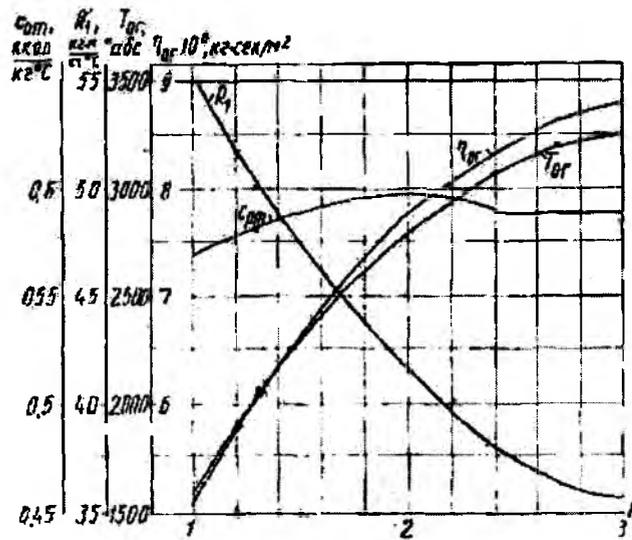


Figura 4.6 - Dependência da Temperatura na parede do gás em função da razão de mistura (Ak27 + UDMH)

A Figura (4.7) mostra o esquema de uma placa injetora.

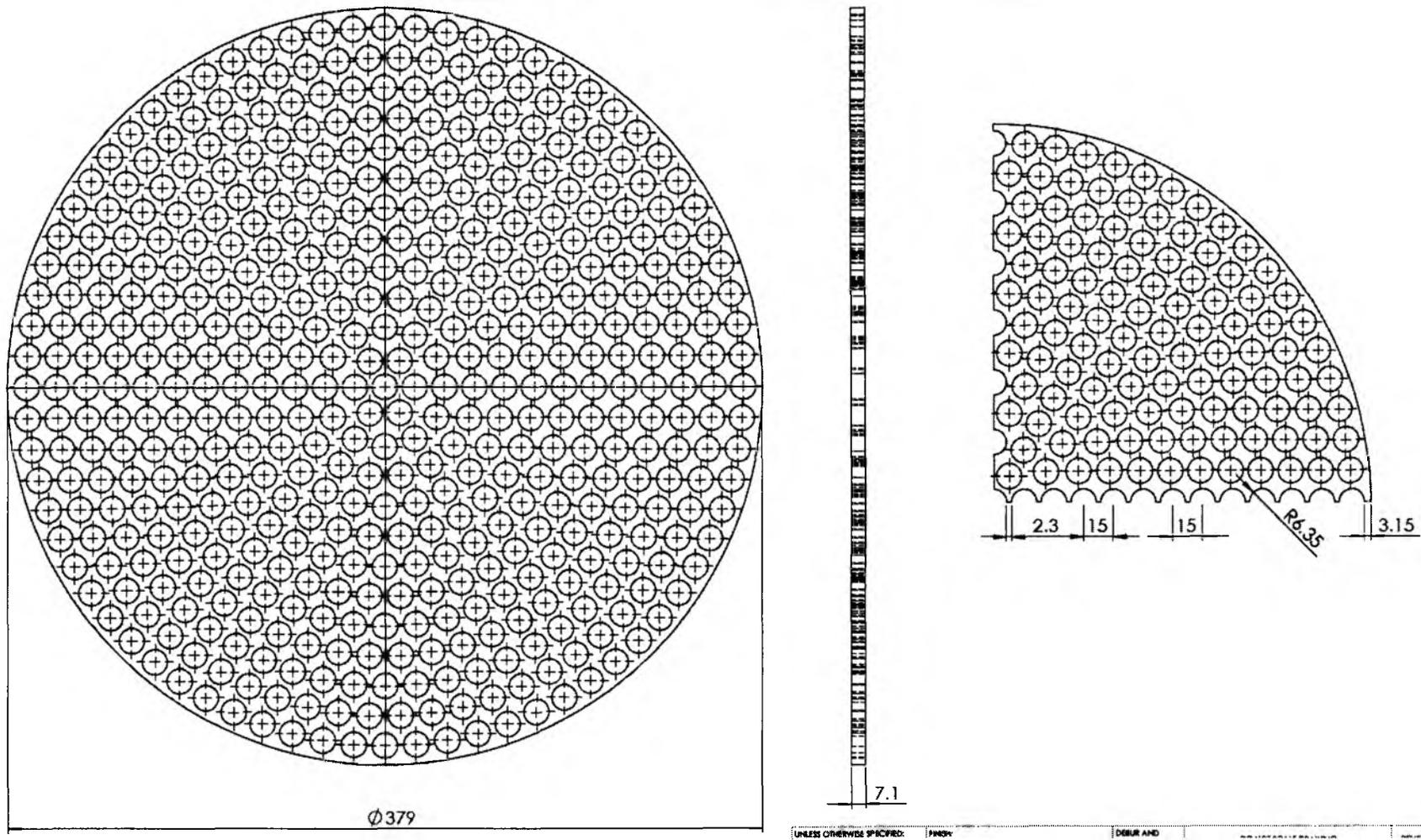


Figura 4.7 – Placa Injetora(Oxigênio líquido e UDMH)

4.5 CÁLCULO DOS INJETORES

O objetivo de um injetor é prover para a câmara de combustão uma forma mais rápida de mistura entre os propelentes, nebulizando-os para facilitar a reação química. A principal vantagem do uso de injetores é a grande variedade de tipos de *sprayers* e sua simplicidade na execução. Basicamente basta determinar a quantidade de fluxo mássico que passa no início do injetor e a queda de pressão do circuito para projetá-lo. Em contrapartida, existem desvantagens significativas, tais como: comprimento relativamente grande do jato líquido de pulverização, ângulo pequeno de pulverização e falta de granularidade de pulverização. Portanto, utilizando injetores, é difícil fornecer uma boa mistura que resulte em uma combustão completa do combustível em um pequeno volume da CC. É possível melhorar a qualidade da mistura utilizando dois jatos juntos ou uma superfície especial.

Existem diversos tipos de injetores. Para o presente trabalho, serão apresentados a metodologia e os parâmetros de construção para injetores tangenciais que utilizam ambos os componentes em um só injetor. O oxidante vai pelo cilindro e bocal interno. O combustível escoar pelo cilindro e bocal externo. Basicamente só é necessário calcular o injetor externo referente ao injetor-combustível, pois o injetor do oxidante é estimado a partir do injetor-combustível. Os parâmetros de construção são assim estipulados:

- A altura do injetor h influencia diretamente no valor da perda de pressão de um injetor. Então, é necessário diminuir essa perda de pressão estimando uma altura h até o raio de entrada R_{ex} , onde os furos de entrada de combustível estão localizados, embora, na prática, a altura do injetor seja consideravelmente maior.
- A relação entre R_{ex}/r_c deve variar de 1 a 2,5, onde r_c é o raio do injetor e R_{ex} é o raio do injetor onde é calculada a velocidade tangencial.
- O aumento da razão entre l_c/d_c , onde l_c é o comprimento do cilindro e d_c o diâmetro do bocal, não influencia substancialmente na viscosidade μ_s e diminui a abertura da pulverização. A escolha de l_c/d_c deve variar de 0,25...1.
- A espessura da parede do injetor deve estar entre $l_{ax}/d_{ax} = 1,5...3$, onde l_{ax} e d_{ax} são a profundidade do furo e o diâmetro do furo por onde entra o componente, respectivamente.

- O raio de giro $R_{k,3}$ dos componentes é dado pela soma: $R_{k,3}=R_{ax}+r_{ax}$, onde r_{ax} é o raio do furo por onde entra o componente.
- O número de furos i por onde entra o componente (oxidante ou combustível) varia de dois a quatro furos. Quanto maior o número, melhor é a distribuição da intensidade do fluxo.

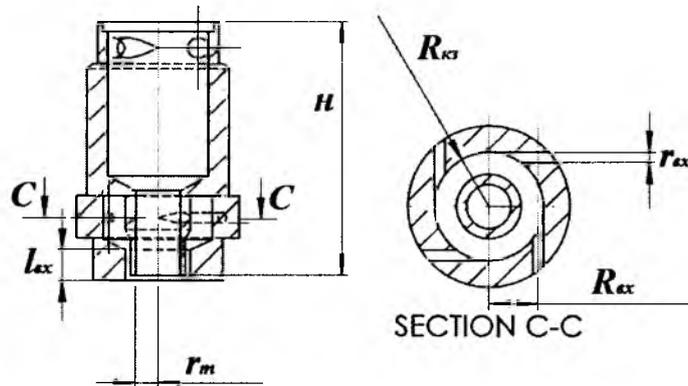


Figura 4.8 - Esquema de um injetor tangencial com dois componentes.

METODOLOGIA DE CÁLCULO DO INJETOR TANGENCIAL.

Para o cálculo do injetor tangencial, basta se ater ao injetor externo, que é o injetor do combustível. O injetor do oxidante (interno) é estimado a partir de condições de projeto, como a distância mínima entre a parede do cilindro interno do combustível e a parede externa do cilindro do injetor do oxidante. Os parâmetros necessários para calcular as dimensões do injetor são a taxa de fluxo mássico do combustível em um injetor \dot{m}_{fs} , a temperatura do combustível T_f , a densidade específica do combustível ρ_f e a viscosidade cinemática ν .
Metodologia:

- Escolhe-se um ângulo de abertura 2α que varia entre 90° a 120° e deve-se determinar a diferença de pressão ΔP_ϕ entre $(3 - 15) \cdot 10^5$ Pa;
- De acordo com o gráfico da Figura (4.9), a partir da escolha do ângulo de abertura 2α , determinam-se os coeficientes geométricos do injetor tangencial (A, μ_ϕ, φ) ;

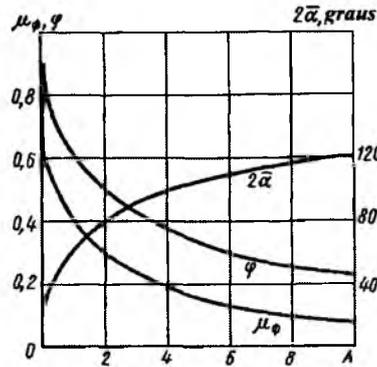


Figura 4.9 - Características geométricas do injetor tangencial (Vaciliev, 1983).

- A área e o diâmetro do bocal do injetor tangencial são assim definidos:

$$f_c = \frac{\dot{m}_{fi}}{\mu \sqrt{2\rho_f \Delta p_\phi}} \quad (4.4)$$

$$d_c = \sqrt{\frac{4f_c}{\pi}} \quad (4.5)$$

- A relação entre R_{ox}/r_c é escolhida a partir de motores padrões existentes, considerando a quantidade de furos i para a entrada de combustível.
- O raio dos furos para a entrada de combustível no injetor:

$$r_{BX} = \sqrt{\frac{R_{BX} T_C}{iA}} \quad (4.6)$$

- O coeficiente de fricção λ e a segunda aproximação do coeficiente geométrico A_e são determinados a partir de relações com os parâmetros já calculados. Se A_e difere de A não mais que 5%, o cálculo dos injetores está concluído. Caso contrário, é necessário fazer processo iterativo até a convergência.

A Tabela 4.6 apresenta os valores do cálculo e os parâmetros de construção de um injetor tangencial interno para o par propelente oxigênio líquido e dimetil-hidrazina assimétrica.

Tabela 4.6 - Cálculo dos injetores tangenciais para o combustível (LOX e UDMH)

Cálculo do Injetor tangencial (interno)				
№.	Parâmetro	Equação	Resultado	Unidade
Dados				
1	T. F.Mássico no injetor	\dot{m}_f	1,15E-01	kg/s
2	Densidade esp. (20°C)	ρ_f	7,97E+02	kg/m ³
3	Viscosidade Cinemática	$g\mu$	5,60E-04	kg/(m*s)
4	Diâmetro de saída do inj.	d_{cn}	2,65E+00	Mm
5	Espessura da parede	δ_{cw}	7,00E-01	Mm
Cálculo				
6	Âng. de Abr. (60...120°)	2α	120	°
7	Figura (4.9): características geométricas, coeficiente de escoamento e o coeficiente da seção de saída	A	4	-
		μ_ϕ	0,12	-
		ϕ	0,23	-
8	O raio da saída do injetor	$r_m = \frac{d_{cn}}{2} + \delta_{cm} + 0,5$	2,53E+00	Mm
9	Diâmetro do injetor	$d_c = 2 \sqrt{\frac{r_m^2}{1 - \phi_c}}$	5,76E+00	Mm
10	Area transversal do injetor	$f_c = \frac{\pi d_c^2}{4}$	2,60E+01	mm ²
11	Perda de pressão	$\Delta p_\phi = \left(\frac{\dot{m}}{\mu f_c}\right)^2 \frac{1}{2g\rho}$	8,49E-04	Pa
12	Número de furos	i	4,00E+00	
13	Raio do injetor (distância entre o centro do injetor até o centro do eixo central do furo)	$R_{BX} = 1,2r_c$	3,45E+00	Mm
14	Fluxo mássico que passa em cada furo	$\dot{m}_{BX} = \frac{\dot{m}_{fi}}{i}$	2,87E-02	kg/s
15	Raio do furo	$r_{BX} = \sqrt{\frac{R_{BX} r_c}{iA}}$	8,00E-01	Mm

16	Número de Reynolds	$Re_{BX} = \frac{4\dot{m}_{fi}}{2g\mu\pi\sqrt{ir_{BX}}}$	8,16E+04	-
17	Coeficiente de fricção	$\log\lambda$	-	-
		$= \frac{25,8}{(\log Re_{BX})^{2,58}} - 2$	1,58E+00	-
		$\lambda = 10^{\log\lambda}$	2,66E-02	-
18	Segunda aproximação para A (Se for maior que 5%, refazer)	$A_e = \frac{R_{BX}r_c}{\dot{m}_{BX}^2 + \frac{\lambda}{2}R_{BX}(R_{BX} - r_c)}$	3,84E+00	-
19	O Comprimento de entra.	$l_{BX} = 0,5d_{BX}$	2,40E+00	mm
20	O Comprimento do bocal	$l_c = 0,5d_{BX}$	8,00E-01	mm
21	A altura do bocal	$h = R_{BX}$	3,45E+00	mm
22	Raio de giro	$R_{K3} = R_{BX} + r_{BX}$	4,25E+00	mm

A Figura 4.10 apresenta o projeto de um injetor tangencial calculado a partir dos parâmetros da Tabela 4.6.

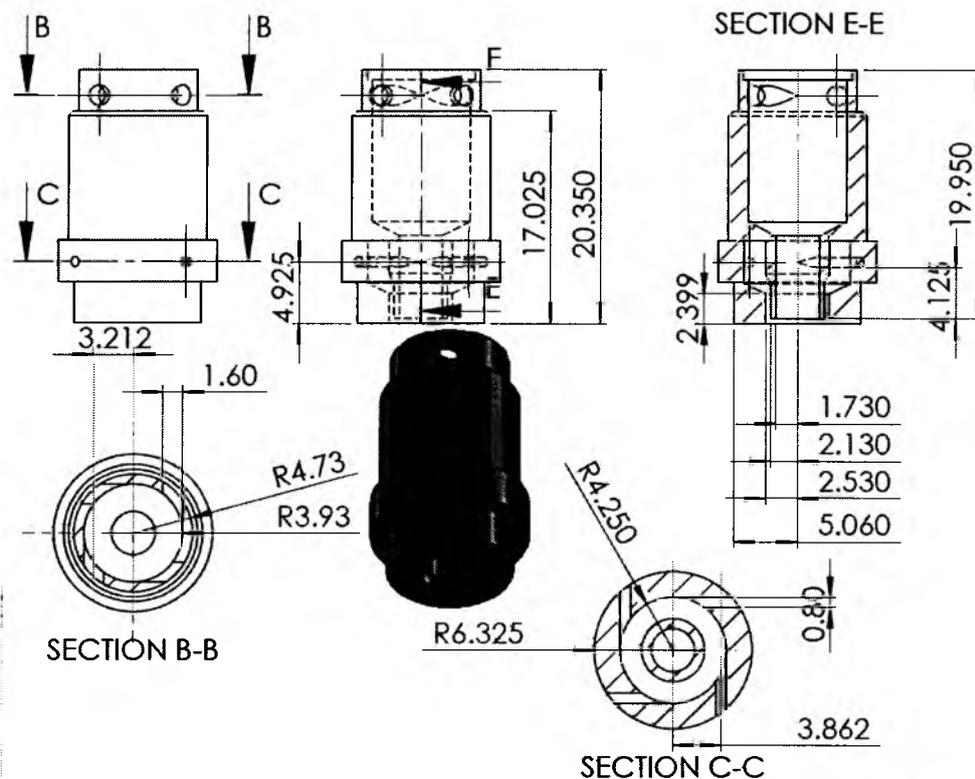


Figura 4.10 - Injetor com dois componentes

4.6 PROJETO BÁSICO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO E DO EXPANSOR

CÁLCULO E CONSTRUÇÃO DO PERFIL DA CÂMARA

O cálculo gás-dinâmico da câmara de combustão segue uma ordem, conforme é descrito nessa seção (Vaciliev, 1983). Partindo dos dados obtidos pelos cálculos termogás-dinâmicos, deve-se atentar para três parâmetros primordiais: pressão na câmara de combustão, área crítica (garganta) e diâmetro crítico. Para efeito de cálculo, é utilizado o par propelente líquido oxigênio e dimetil-hidrazina assimétrica (UDMH) como exemplo. Os outros propelentes também foram calculados de forma análoga.

A metologia apresentada nessa seção adota o formato cilíndrico da câmara de combustão, sendo que umas das extremidades possui a placa injetora, onde há a mistura dos combustíveis, e a outra o bocal convergente. Adotando os dados de LOX+UDMH:

- $p_k=88.10^5\text{Pa}$;
- $F_{kp}=2,94.10^{-3}\text{m}^2$;
- $D_{kp}=0,1934\text{m}$.

O volume da câmara de combustão V_c que corresponde desde o volume do cilindro até a seção crítica é determinado a partir do comprimento total estimado do motor, $L_t = \frac{V_c}{F_{kp}}$, Então:

$$V_c = L_t F_{kp} = 1,599.2,94.10^{-3} = 0,0470\text{m}^3 \quad (4.7)$$

Onde L_t é obtido empiricamente pela equação $L_t = \frac{15.10^3}{\sqrt{10p_k}} = 1,599\text{m}$.

A área transversal da câmara de combustão F_k é encontrada a partir do seu comprimento l_k que também é obtido de forma empírica:

$$l_c = 0,03. \sqrt{1000D_{kp}} \quad (4.8)$$

$$F_k = F_{kp} \frac{L_t}{l_k} = 0,0294. \frac{1,599}{0,417} = 0,1126\text{m}^2 \quad (4.9)$$

E o diâmetro da câmara de combustão D_k :

$$D_k = \sqrt{\frac{4F_k}{\pi}} = 0,379m \quad (4.10)$$

A parte da câmara que está entre o cilindro e a garganta é calculada a partir de dois pares de raios: $R_1=D_{kp}=0,1934m$, referente à seção do cilindro, e $R_2=D_k \cdot 0,25 \cdot 10^{-6} \cdot p_k=0,417m$, referente à parte crítica da câmara.

O comprimento l_{ax} , que corresponde à parte entre o cilindro e a garganta, pode ser encontrado a partir de algumas correlações:

$$\rho = \frac{R_2}{R_k} = 2,2 \quad (4.11)$$

$$\bar{F}_k = \frac{F_k}{F_{kp}} = 3,832 \quad (4.12)$$

$$l_{bx} = 0,5d_{kt} \sqrt{(2 + \rho \sqrt{\bar{F}_k})^2 - [(\rho - 1)\sqrt{\bar{F}_k} + 3]^2} = 0,323m \quad (4.13)$$

Coordenadas do ponto de intersecção dos arcos formados pelo traçado dos raios R_1 e R_2 :

$$h/l_{bx} = \frac{2}{2 + \rho \sqrt{\bar{F}_k}} = 0,317 \quad (4.14)$$

$$H/l_{bx} = 1 - h/l_{bx} = 0,683 \quad (4.15)$$

$$\bar{y} = y/y_{kt} = y/R_{kt} = (h/l_{bx})\sqrt{\bar{F}_k} + H/l_{bx} = 1,304 \quad (4.16)$$

O volume ΔV_{in} corresponde à parte entre o cilindro e a garganta:

$$\Delta V_{in} = F_{kt} l_{bx} \left\{ \left[(2\bar{F}_k + \bar{y}^2) \frac{H}{3l_{bx}} \right] + \left[(\bar{y}^2 + \bar{y} + 4) \frac{h}{6l_{bx}} \right] \right\} = 0,0237m^3 \quad (4.17)$$

O comprimento da câmara de combustão correspondente ao cilindro é:

$$l_u = \frac{V_c - \Delta V_{in}}{F_k} = 0,206m \quad (4.18)$$

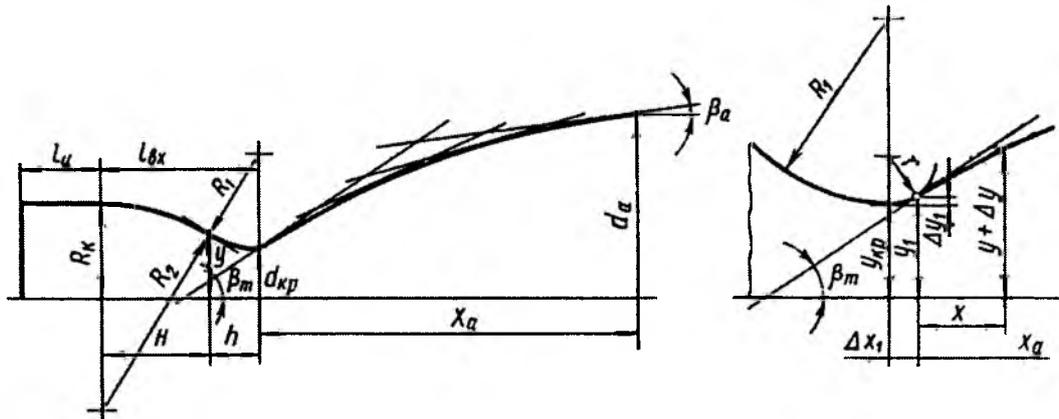


Figura 4.11 - Esquema para construção da câmara de combustão e do bocal expansor (Figura da esquerda representa a parte subcrítica; a da direita, supercrítica) – (Vaciliev, 1983)

CONSTRUÇÃO DO PERFIL DO BOCAL CONVERGENTE-DIVERGENTE

Para entender de onde vieram as equações e os parâmetros necessários para calcular e construir o perfil do bocal, é recomendada uma leitura completa sobre os efeitos do gradiente de pressão e de velocidade no bocal para uma melhor compreensão de todos os processos e da causa desse formato peculiar. Entretanto, esses processos envolvem uma grande complexidade e, no presente trabalho, não serão demonstradas todas essas informações, visto que o objetivo é apenas demonstrar a metodologia de construção do perfil do bocal expansor (convergente-divergente).

O cálculo e a construção do perfil do bocal se iniciam com três parâmetros iniciais, de acordo com Vaciliev (1983):

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

Metodologia de cálculo:

Estimando o ângulo de máximo desvio do vetor velocidade, β_m , e da relação adimensional x_a dos comprimentos relativos ao ponto A (referentes ao raio da garganta) da Tabela 4.7:

$$\bar{x}_a = \bar{x}_{a1} + \frac{(\bar{D}_a - \bar{D}_{a1}) \cdot (\bar{x}_{a2} - \bar{x}_{a1})}{\bar{D}_{a2} - \bar{D}_{a1}} \quad (4.19)$$

$$8,2665 + \frac{(4,0480 - 3,5851) \cdot (9,6892 - 8,2665)}{4,1009 - 3,5851} = 9,54$$

$$\bar{\beta}_m = \bar{\beta}_{m1} + \frac{(\bar{D}_a - \bar{D}_{a2}) \cdot (\bar{\beta}_{m2} - \bar{\beta}_{m1})}{\bar{D}_{a2} - \bar{D}_{a1}} \quad (4.20)$$

$$0,4887 + \frac{(4,3406 - 4,1009) \cdot (0,5143 - 0,4887)}{4,1009 - 4,1722} = 0,512$$

$$\beta_m = 29^\circ 32'$$

Para $\beta_m = 29^\circ 32'$, e assumindo que o ângulo de saída do bocal seja igual a zero ($2\beta_a = 0$, o ângulo de saída é paralelo ao escoamento); $\bar{y}_a = \bar{y}_A$ (onde \bar{y}_A é coordenada adimensional cujo valor é a razão entre y_A e D_A); $\bar{x}_a = \bar{x}_0$ (onde \bar{x}_0 é a relação adimensional do comprimentos (x_2) e $\alpha(x_1 - x_2)$, Fig. (20)) e da relação $\left[\frac{\bar{x}_0 \tan \beta_m}{\bar{y}_A - 1} - 1 \right]$, devem-se estimar α e b :

$$\alpha = 1 + \left(\frac{\bar{x}_a}{\bar{y}_a - 1} - \frac{1}{\tan \beta_m} \right) / \left(\frac{\bar{x}_a}{\bar{y}_a - 1} - \frac{1}{\tan \beta_a} \right) \quad (4.21)$$

$$\alpha = 0,468$$

$$b = \alpha \frac{\tan \beta_m - \tan \beta_a}{\tan \beta_m} \quad (4.22)$$

$$b = 0,321$$

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 .

$$\bar{y}_A = 1 + \frac{(\bar{y}_a - \bar{x}_a \tan \beta_a - 1)}{b} \quad (4.23)$$

$$\bar{y}_A = 5,248$$

$$\left[\frac{\bar{x}_0 \tan \beta_m}{\bar{y}_A - 1} - 1 \right] = 2,479 \quad (4.24)$$

A partir do primeiro ponto, os valores $\bar{x}_{\beta i}, \bar{y}_{\beta i}, \alpha_{\beta i}, b_{\beta i}$ devem ser incrementados ($i = 1, 2, 3...$) para cada comprimento da parte divergente do bocal e, assim, para cada valor de comprimento x , haverá uma altura y correspondente. O procedimento se repete até onde há o corte do bocal, que, muitas vezes, é estimado em $\beta_a = 10^\circ$. O contorno do bocal se dá quando se ligam os pontos de coordenada $(x_{\beta i}, y_{\beta i})$, e essas coordenadas são obtidas a partir das equações seguintes:

$$\bar{x}_{\beta i} = \bar{x}_{2i} + (\bar{x}_{1i} - \bar{x}_{2i}) \cdot \alpha_{\beta i} \quad (4.25)$$

$$\bar{y}_{\beta i} = \bar{y}_{Aa} - (1 - \alpha_{\beta i})(\bar{x}_{1i} - \bar{x}_{2i}) \tan \beta_i \quad (4.26)$$

$$\alpha_{\beta i} = 1 / \left(1 + \frac{\tan \beta_i}{\tan \beta_m - \tan \beta_i} \left[\frac{\bar{x}_0 \tan \beta_m}{\bar{y}_A - 1} - 1 \right] \right) \quad (4.27)$$

$$b_{\beta i} = \alpha_{\beta i} \frac{\tan \beta_m - \tan \beta_i}{\tan \beta_m} \quad (4.28)$$

$$\bar{x}_{1i} = (\bar{y}_A - 1) \frac{(1 - b_{\beta i})}{\tan \beta_i} \quad (4.29)$$

$$\bar{x}_2 = \frac{\alpha_{\beta i} (\bar{y}_A - 1)}{\tan \beta_m} \quad (4.30)$$

Com todas as coordenadas, o contorno do bocal pode ser traçado.

A Tabela 4.8 representa as coordenadas do perfil do bocal para o par propelente tetróxido dinitrogênio e dimetil-hidrazina assimétrica. Foram utilizados 30 pontos para que a curva do perfil fosse mostrada de forma mais acentuada. Todos os parâmetros são estimados de maneira análoga para os combustíveis.

Tabela 4.8 - Coordenadas do perfil do bocal do par propelente N2O4 e UDMH

Seção	$y'_{\beta} = D'$	x'_{β}	α	b	x'_1	x'_2	β_m	$x = y_{\text{cp}} x', M$	$y = y_{\text{cp}} y', M$
Crítica	1	0					27,59	0	0,099
Seção Intermediária (da garganta até o final)									
1	1,080	0,155	0,011	0,0003	7,459	0,077	27,00	0,015	0,107
2	1,160	0,314	0,021	0,0011	7,646	0,155	26,42	0,031	0,115
3	1,241	0,479	0,032	0,0024	7,836	0,234	25,83	0,047	0,123
4	1,323	0,650	0,043	0,0042	8,030	0,316	25,24	0,064	0,131
5	1,405	0,827	0,055	0,0067	8,227	0,399	24,66	0,082	0,139
6	1,488	1,011	0,066	0,0096	8,429	0,483	24,07	0,100	0,147

7	1,572	1,201	0,078	0,0132	8,635	0,569	23,49	0,119	0,155
8	1,656	1,397	0,090	0,0173	8,845	0,658	22,90	0,138	0,164
9	1,741	1,602	0,103	0,0221	9,060	0,748	22,31	0,158	0,172
10	1,827	1,814	0,115	0,0274	9,280	0,840	21,73	0,179	0,181
11	1,913	2,034	0,128	0,0334	9,505	0,934	21,14	0,201	0,189
12	2,000	2,262	0,142	0,0400	9,735	1,030	20,55	0,224	0,198
13	2,088	2,500	0,155	0,0473	9,970	1,129	19,97	0,247	0,206
14	2,177	2,748	0,169	0,0552	10,211	1,230	19,38	0,272	0,215
15	2,388	3,372	0,203	0,0768	10,803	1,478	18,00	0,333	0,236
16	2,478	3,655	0,218	0,0872	11,065	1,588	17,41	0,361	0,245
17	2,569	3,952	0,234	0,0984	11,334	1,700	16,83	0,391	0,254
18	2,661	4,261	0,250	0,1105	11,611	1,816	16,24	0,421	0,263
19	2,753	4,584	0,266	0,1233	11,895	1,935	15,65	0,453	0,272
20	2,846	4,922	0,283	0,1371	12,187	2,057	15,07	0,487	0,281
Seção	$y'_\beta=D'$	x'_β	α	b	x'_1	x'_2	β_m	$x=y_{\text{cp}}x',M$	$y=y_{\text{cp}}y',M$
Seção Intermediária (da garganta até o final)									
21	2,939	5,275	0,300	0,1518	12,487	2,183	14,48	0,522	0,291
22	3,033	5,645	0,318	0,1674	12,797	2,313	13,90	0,558	0,300
23	3,127	6,033	0,336	0,1840	13,115	2,446	13,31	0,597	0,309
24	3,221	6,441	0,355	0,2017	13,444	2,584	12,72	0,637	0,319
25	3,315	6,868	0,375	0,2205	13,783	2,726	12,14	0,679	0,328
26	3,410	7,318	0,395	0,2404	14,132	2,872	11,55	0,724	0,337
27	3,504	7,791	0,416	0,2615	14,494	3,024	10,96	0,770	0,346
28	3,598	8,289	0,437	0,2839	14,867	3,180	10,38	0,820	0,356
29	3,691	8,814	0,459	0,3077	15,254	3,342	9,79	0,872	0,365
Saída	3,658	8,624	0,451	0,2991	15,115	3,284	10,00	0,853	0,362

CONSTRUÇÃO DO BOCAL E CARACTERÍSTICAS DA ACELERAÇÃO DO MOTOR

Antes de construir o bocal, é necessário observar atentamente como o seu perfil é calculado e os problemas acarretados por esse perfil ao longo da construção do bocal na prática. Note que, a cada seção (Tabela 4.8), a diferença entre os valores de x são da ordem de 40 – 50 mm, ou seja, seria necessário que, em torno de 28 troncos de cone com alturas que variam de 40 – 50 mm, fossem unidos com o objetivo de formar o produto final. Os muitos pontos fazem com

que seja inviável a construção de um bocal real, devido à complicação de união dos vários troncos de cone.

Uma solução é a redução desses pontos. A pergunta que fica é: quais pontos são importantes para definir o contorno do bocal que satisfaçam as condições de projeto? – Para responder a essa questão, uma possível explicação é utilizar as características da aceleração do motor.

“Características da aceleração do motor” é o nome dado à dependência do empuxo e do impulso específico, a partir da variação da taxa de fluxo mássico e da diminuição da pressão da câmara no decorrer do motor, para uma mistura O/F e pressão ambiente constantes (Gorbenko,2012).

Conforme varia a pressão, um novo número de Mach é determinado e, assim, é conhecido o local onde acontecem as ondas de choque. Dessa forma, o bocal a ser construído passa a ser determinado pela influência das ondas de choque e não apenas dos pontos determinados anteriormente.

A metodologia para a construção do bocal envolve alguns parâmetros básicos já calculados anteriormente. Primeiramente, estima-se o comportamento do empuxo e do impulso específico em função da pressão no motor na medida em que a pressão atmosférica varia em relação à altitude. Utilizando os dados do par propelente oxigênio líquido e dimetil-hidrazina assimétrica :

- Empuxo no vácuo (nas duas câmaras): $T=840kN$;
- Pressão na câmara de combustão: $p_k=88.10^5 Pa$;
- Pressão na saída do bocal: $p_a=0,6.10^5 Pa$;
- Impulso específico na Terra: $I_S=2877,1m/s$
- Impulso específico no vácuo: $I_S^V=3207m/s$;
- Área transversal da seção crítica: $F_{kp}=0,0294m^2$;
- Área transversal da saída do bocal: $F_a=0,4813m^2$;
- Coeficiente isentrópico: $n=1,188$;
- Taxa de fluxo mássico: $\dot{m}=145,98 kg/s$
- Número de Mach na saída do bocal: $M_a=3,576$

$$M_a = \sqrt{2/(n-1) [(p_k/p_a)^{(n-1)/n} - 1]} = 3,576 \quad (4.31)$$

- Pressão externa: $p_H = 10^5 \text{ N/m}^2$.

Procedimento de cálculo e construção dos gráficos do empuxo e do impulso em função da pressão no motor (esse procedimento é também chamado de “características da aceleração do motor”):

- Para construir as características do empuxo no vácuo em função da pressão no motor $P^V = f(p)$ – Sabe-se que a equação do empuxo é uma reta crescente com origem em (0,0) e com ponto final de coordenadas $p_k = 88.10^5 \text{ Pa}$, $P^V = 84 \text{ kN}$;
- Para construir o gráfico do impulso específico no vácuo em função da pressão no motor $I_s^V = f(p)$ – Sabendo que o impulso no vácuo é constante, traça-se uma linha paralela ao eixo das abscissas com o valor igual $I_s^V = 3207 \text{ m/s}$.
- Para construir as características do empuxo e do impulso específico em condições terrestres – Assumir a presença das ondas de choque devido às influências da pressão atmosférica.

Para determinar as características da aceleração do motor na presença de ondas de choque, o primeiro passo é determinar a localização de onde acontece o fenômeno no bocal. Escolhem-se 10 pontos ou mais, onde os valores do número de Mach M possam estar no intervalo entre 1 e 3,576 (número de Mach que corresponde a velocidade na garganta e na saída do bocal, respectivamente).

Com a variação do número de Mach, a profundidade que a onda atinge dentro do bocal também varia. Para cada valor de Mach, são definidas as áreas transversais onde ocorrem as ondas de choque. Sendo assim, essas áreas transversais podem ser indicadas como pontos que devem ser usados como referência para a construção do bocal, bastando apenas observar quais pontos em x correspondem aos valores dos raios calculados.

Estimando as áreas relativas transversais do bocal (onde $i = 1, 2, 3, \dots$):

$$\bar{F}_i = \frac{F_i}{F_{kt}} = \frac{1}{M_i} \sqrt{\left(\frac{2}{n+1} \left(1 + \frac{n-1}{2} M_i^2\right)\right)^{\frac{n+1}{n-1}}} \quad (4.32)$$

Áreas transversais do bocal:

$$F_i = \bar{F}_i F_{kt} \quad (4.33)$$

Raios das secções transversais, onde ocorrem as ondas de choque:

$$R_i = \sqrt{\frac{F_i}{\pi}} \quad (4.34)$$

O ângulo de saída 2β é calculado de acordo com o raio R_i , que, pela Tabela 4.8, está representado pela coluna de β_m . Os cálculos para os 11 pontos estão representados na Tabela 4.9.

Tabela 4.9 - Parâmetros geométricos do bocal (Oxigênio Líquido e UDMH)

	M	F' _i	F _i	R _i	2β
Crítica	1,000	1	0,0294	0,097	58,63
1	1,810	1,563	0,0459	0,121	57,35
2	2,157	2,269	0,0666	0,146	56,06
3	2,416	3,130	0,0919	0,171	54,77
4	2,630	4,159	0,1222	0,197	53,48
5	2,814	5,370	0,1577	0,224	52,19
6	2,978	6,777	0,1991	0,252	50,91
7	3,125	8,398	0,2467	0,280	49,62
8	3,261	10,252	0,3012	0,310	48,33
9	3,387	12,361	0,3631	0,340	47,04
10	3,505	14,747	0,4332	0,371	45,76
11	3,617	17,436	0,5122	0,404	44,47
Seção	3,621	17,530	0,5149	0,405	20,00

Determinando a pressão no motor em função do ângulo 2β :

- Para $2\beta \geq 30^\circ$

$$\frac{p_{ki}}{p_H} = \frac{\left(1 + \frac{n-1}{2}M_i^2\right)^{\frac{n}{n-1}}}{0,39 + 0,73M_i} \quad (4.35)$$

- Para $2\beta < 30^\circ$

$$\frac{p_{ki}}{p_H} = \frac{\left(1 + \frac{n-1}{2}M_i^2\right)^{\frac{n}{n-1}}}{(0,39 + 0,73M_i) \left[1 + \left(\frac{0,192}{\sin\beta} - 0,7\right) \left(1 - \frac{M_i}{M_a}\right)\right]} \quad (4.36)$$

A pressão $(p_1)_i$ antes da onda de choque:

$$(p_1)_i = \frac{p_{ki}}{\left(1 + \frac{n-1}{2}M_i^2\right)^{\frac{n}{n-1}}} \quad (4.37)$$

A pressão $(p_2)_i$ na onda de choque:

$$(p_2)_i = (p_1)_i(0,39 + 0,73M_i) \quad (4.38)$$

E, para determinar o empuxo em condições terrestres, de acordo com a área de escoamento do gás:

- Para $2\beta \geq 30^\circ$

$$P_i = (p_1)_i F_i (1 + nM_i^2) - p_H F_i \quad (4.39)$$

- Para $2\beta < 30^\circ$

$$P_i = (p_1)_i F_i (1 + nM_i^2) + \frac{(p_2)_i - p_H}{2} (F_a - F_i) - p_H F_a \quad (4.40)$$

O fluxo mássico de cada ponto do bocal:

$$\dot{m}_i = \frac{\dot{m}}{p_k} p_{k_i} \quad (4.41)$$

E, por fim, o impulso específico em cada ponto do bocal:

$$I_{s_i} = \frac{P_i}{\dot{m}_i} \quad (4.42)$$

Os valores estimados para o par propelente oxigênio líquido e dimetil-hidrazina assimétrica são apresentados na Tabela 4.10. As Figuras (4.18) e (4.19) representam as características da aceleração no motor (dependência do empuxo e do impulso específico em relação à pressão no motor) para o par propelente oxigênio líquido e querosene. A metodologia é repetida para todos os pares propelentes, e os contornos do perfil do bocal e da câmara de combustão de todos os pares propelentes são apresentados nas figuras que se seguem.

Tabela 4.10 - Características da aceleração da câmara: dependência do empuxo e do impulso específico em função da pressão no motor, LO2 e UDMH)

	P_k	P_i	I_{s_i}
Crítica	1,575	2801	1071,91
1	3,189	8533	1613,26
2	5,036	15472	1851,92
3	7,371	24684	2018,67
4	10,261	36535	2146,41
5	13,773	51393	2249,43
6	17,977	69644	2335,37
7	22,952	91714	2408,87
8	28,783	118076	2472,94
9	35,568	149254	2529,64
10	43,406	185802	2580,41
11	52,422	228394	2626,39
Seção	53,011	231341	2630,74

Os contornos da câmara de combustão e do bocal de todos os pares propelentes analisados:

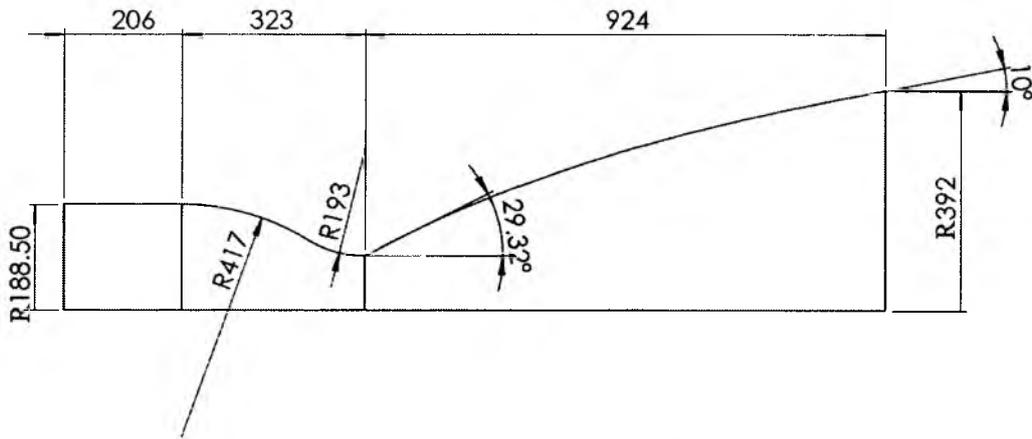


Figura 4.13 - Oxigênio líquido e Dimetil-hidrazina assimétrica

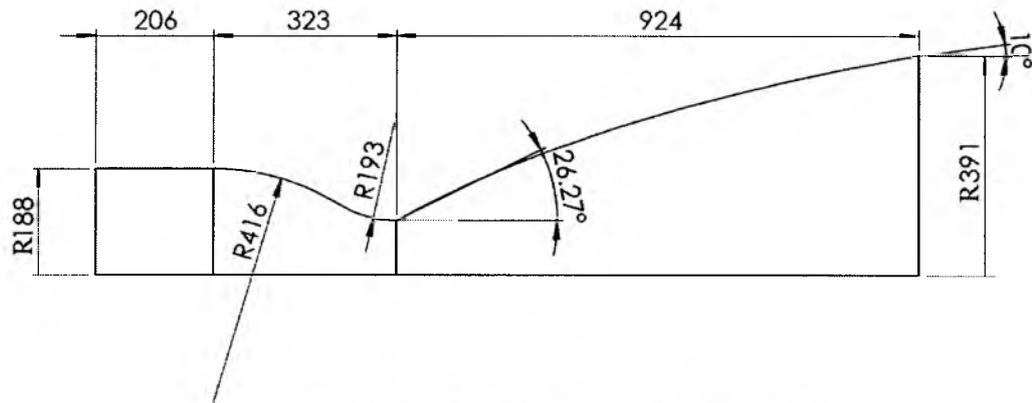


Figura 4.14 - Oxigênio Líquido e Querosene

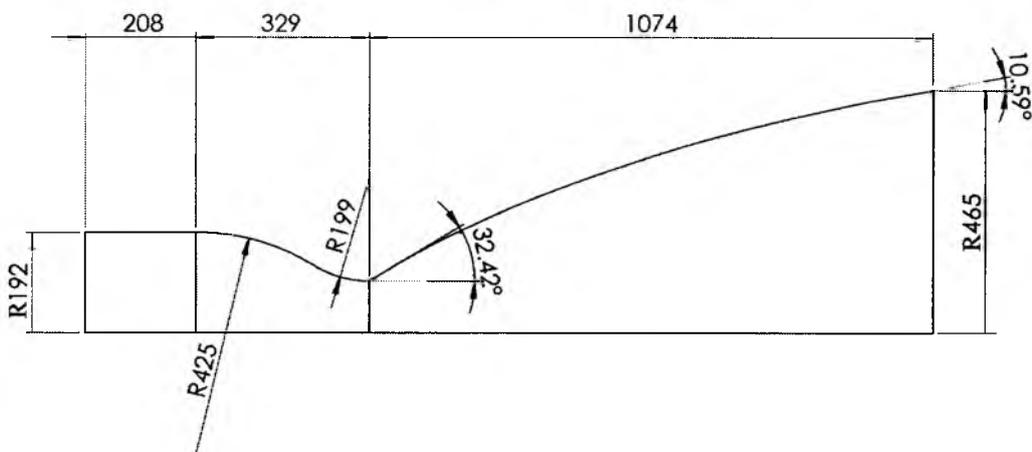


Figura 4.15 - AK-27 e UDMH

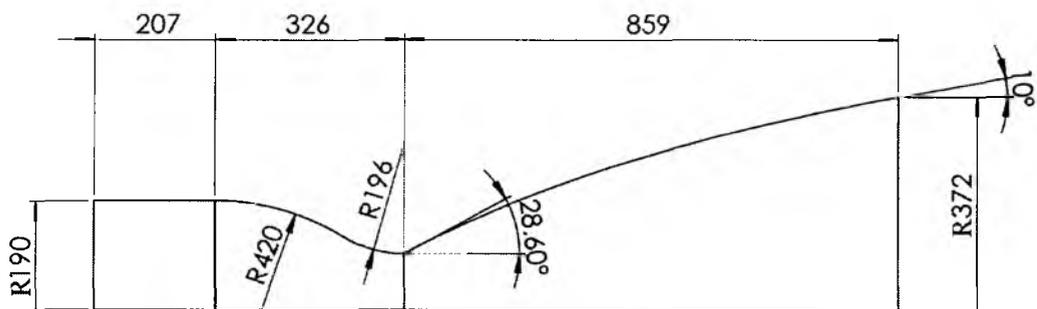


Figura 4.16 - N₂O₄ e Querosene

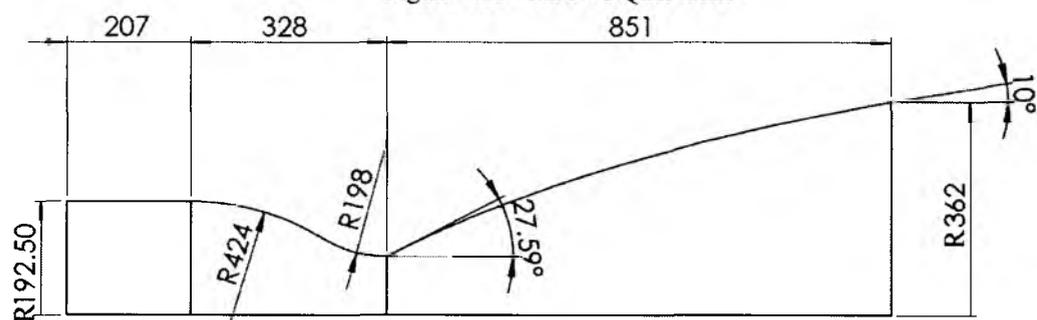


Figura 4.17 - N₂O₄ e UDMH

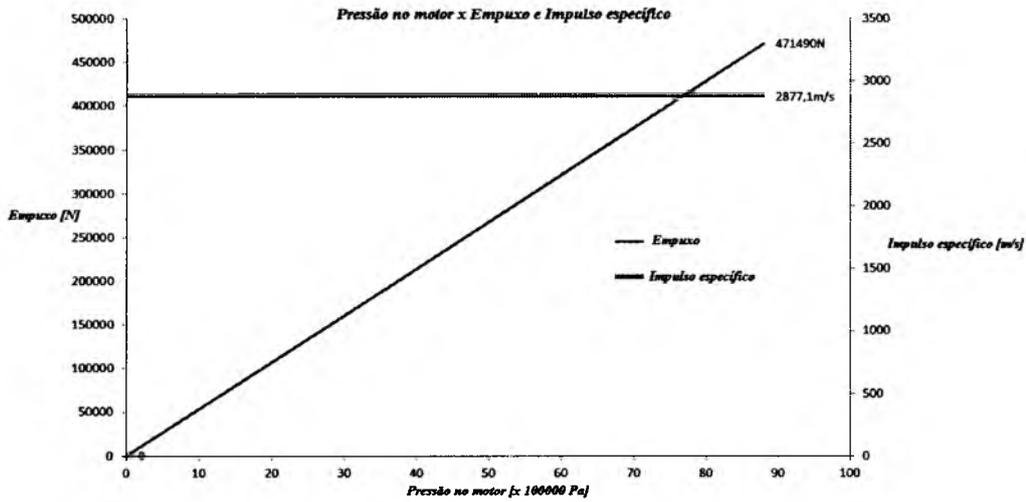


Figura 4.18 - Dependência do empuxo e do impulso específico no vácuo em função da pressão no motor

A Figura (4.18) mostra que o empuxo no vácuo tem uma relação proporcional ao valor da pressão na câmara de combustão. Já o impulso específico no vácuo não depende da pressão na câmara de combustão, mantendo fixos os processos pós-queima na câmara de combustão e na região da garganta.

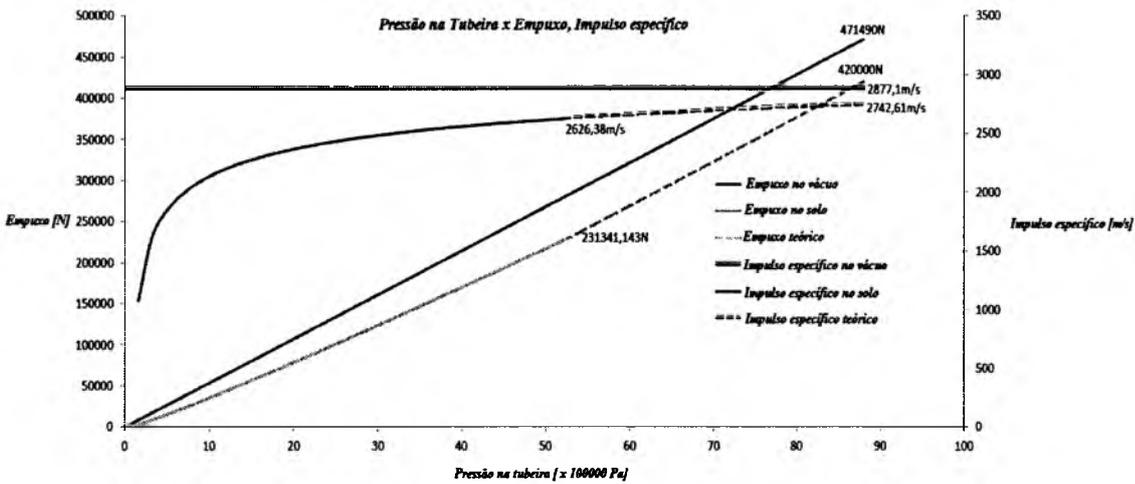


Figura 4.19 - Dependência do empuxo e do impulso específico em função da pressão no motor em condições terrestres.

A Figura (4.19) mostra que o empuxo, assim como o impulso específico, na presença da pressão atmosférica, sofre decréscimos em seus valores. O início das linhas pontilhadas mostra os valores que se obtêm com a pressão da saída do bocal e, na sequência dessas linhas,

em teoria, observa-se o máximo que poder-se-ia obter de empuxo e de impulso específico do motor-foguete.

5. PROJETO BÁSICO DO SISTEMA DE REFRIGERAÇÃO DO MOTOR-FOGUETE

A refrigeração do motor-foguete constitui uma das questões mais importantes e difíceis no projeto. É fundamental a presença da refrigeração na câmara porque o material que a constitui sofre consideráveis acréscimos de temperatura e calor, podendo ser danificado. O principal objetivo da refrigeração é fornecer à parede do motor uma temperatura aceitável com a mínima perda de impulso específico (Gorbenko, 2000). A dificuldade de arrefecimento se deve às peculiaridades do processo na câmara de combustão (CC), tais como:

- Fluxo de trabalho de alta intensidade, devido às altas pressões (variam entre 60-350.10⁵Pa) e às altas temperaturas (3000-5000K), além da alta velocidade dos gases da combustão (50-300m/s na câmara de combustão e de 2500-4000m/s na saída do bocal);
- Níveis elevados de radiação levam a um fluxo de calor radial elevado: a alta temperatura e a velocidade do fluxo de calor causam à CC um significativo calor convectivo;
- Devido à enorme diferença de temperatura do fluxo de calor, a espessura da parede interna, que costuma ter 1 mm, possui temperaturas da ordem de 500-700°C. A temperatura da parede pode atingir valores inaceitáveis, que podem ocasionar a fusão do material;
- A refrigeração da câmara é prejudicada devido à quantidade limitada de componentes capazes de fazer o arrefecimento.

Existem diferentes métodos de arrefecimento para ajustar a temperatura dentro dos limites aceitáveis, tais como refrigeração instantânea, refrigeração abrasiva, parede com revestimento resistente ao calor, entre outros.

Nos motores modernos, a refrigeração mais comum é a que usa combinação do arrefecimento de radiação na parte externa e, na parte interna, utiliza revestimentos de barreira térmica. A seguir é apresentado o cálculo que caracteriza esses métodos de refrigeração.

Para compreender melhor o cálculo de refrigeração, a distribuição de temperatura resultante é determinada pela parede ao longo do circuito por onde o líquido combustível passa, desde o bocal até o fim da câmara de combustão, onde está a câmara de mistura. A partir da análise dessas temperaturas, pode-se concluir sobre a confiabilidade do arrefecimento do motor.

Na prática, geralmente os parâmetros construtivos são conhecidos. Diante da possibilidade de que os cálculos efetuados exijam uma alteração no projeto, escolhe-se uma nova espessura de parede, altera-se a espessura do revestimento de barreira térmica e etc.

5.1 FLUXO DE CALOR POR RADIAÇÃO

Os produtos da combustão na câmara possuem uma temperatura elevada e levam a uma intensa radiação na parede da câmara. Como é conhecido, a maior capacidade de radiação é feita pelas moléculas de água e de dióxido de carbono, que estão na CC e radiam para a parede. As pressões parciais dos pares propelentes para efeito de cálculo são obtidas a partir de gráficos ou de tabelas.

A capacidade de emitir e absorver o calor por radiação depende da pressão parcial e do volume de gás que é caracterizado pelo comprimento do percurso do feixe térmico l . O valor l depende de como o volume do gás preenche a câmara de combustão, ou seja, do formato da câmara de combustão e pode ser estimado de acordo com a Tabela 5.1.

Tabela 5.1 - Comprimento do percurso do feixe térmico em várias formas de CC

Forma do volume de gás	l/D_k
Câmara esférica de diâmetro D_k	0,6
Câmara cilíndrica, com relação de comprimento e diâmetro $L_k/D_k = 1$	0,6
1,5	0,75
2,3	0,85
>4	0,9

A base do cálculo do fluxo de calor por radiação na câmara de combustão q_r é determinada pela lei Stefan-Boltzmann, aplicada às condições da câmara, da seguinte forma:

$$q_r = \varepsilon_{w,f} \varepsilon_g C_0 \left(\frac{T_g}{100} \right)^4 - \varepsilon_{w,f} A_g C_0 \left(\frac{T_{g,w}}{100} \right)^4 \quad (5.1)$$

Onde $\varepsilon_{w,f}$ e ε_g são as emissividades da parede e do gás respectivamente; C_0 é a constante de Stefan-Boltzmann, T_g e $T_{g,w}$ são as temperaturas do gás na CC e da interface da parede com o gás, e A_g é a capacidade de absorção do gás.

A emissividade é uma propriedade radiante da superfície e é definida como a razão entre a radiação emitida pela superfície e a radiação emitida por um corpo negro a uma mesma temperatura (Incropera, 2008).

Quando $T_g \geq 3000K$ e $T_{g,w} \leq 1000K$, a segunda parte da equação (5.1) pode ser desprezada. Então, o fluxo de calor por radiação pode ser expresso por:

$$q_r = \varepsilon_{w,f} \varepsilon_g C_0 \left(\frac{T_g}{100} \right)^4 \quad (5.2)$$

A emissividade dos gases depende da emissividade do vapor d'água e do dióxido de carbono na forma:

$$\varepsilon_g = \varepsilon_{H_2O} + \varepsilon_{CO_2} - \varepsilon_{H_2O} \varepsilon_{CO_2} \quad (5.3)$$

A emissividade do vapor d'água depende da pressão do gás na CC (p_k) e sua temperatura (T_k) e é determinada pela equação a seguir:

$$\varepsilon_{H_2O} = 1 - (1 - \varepsilon_{OH_2O})^{1+k_{H_2O} \cdot p_{H_2O} \cdot l} \quad (5.4)$$

Onde p_{H_2O} é a pressão parcial do vapor d'água e que depende do coeficiente k (Figura 5.1), $\varepsilon_{OH_2O} = f[(p_{H_2O} \cdot l), T]$ – A emissividade do vapor d'água pode ser determinada pelo gráfico da Figura (5.2a), que mostra valores de p_{H_2O} tendendo pra zero e com pressão na câmara igual a 1 atm e, $k_{H_2O} = f[p_{H_2O}, (p_{H_2O} \cdot l)]$ – Coeficiente tendo em conta o efeito da pressão, é também determinado graficamente (Figura 5.2b).

A emissividade do dióxido de carbono depende da temperatura da câmara de combustão e de $(p_{CO_2} \cdot l)$ e também é determinada graficamente (Figura 5.3). O efeito da pressão da câmara de combustão pode ser desprezado.

Sendo assim, a emissividade eficaz da parede é determinada pela expressão abaixo:

$$\varepsilon_{w,f} = \varepsilon_w [1 + (1 - \varepsilon_g)(1 - \varepsilon_w)] \quad (5.5)$$

A emissividade da parede depende de seu material e da sua temperatura superficial. Os valores para os metais normalmente utilizados para a fabricação de câmaras são apresentados na Tabela (5.2).

Tabela 5.2 - Emissividade para diferentes materiais

Material	T_w , °C	ε_w
Bronze	50-150	0.55
Tungstênio	600-1000	0.1-0.16
Molibdênio	600-1000	0.08-0.13
Nióbio	1000-1600	0.2
Liga de Aço	500	0.35
Titânio	300-1400	0.3-0.44
Cromo-Níquel	125-1034	0.64-0.76

Se a parede da câmara de combustão estiver coberta com fuligem, a emissividade da parede deve ser considerada igual a 0,8.

A capacidade de absorção de gás A_g pode ser calculada da mesma forma que a emissividade do gás (Equação (5.3)), considerando a temperatura igual à temperatura da interface da parede com o gás.

Sendo assim, o fluxo de calor por radiação é determinado pelas equações (5.1) ou (5.2).

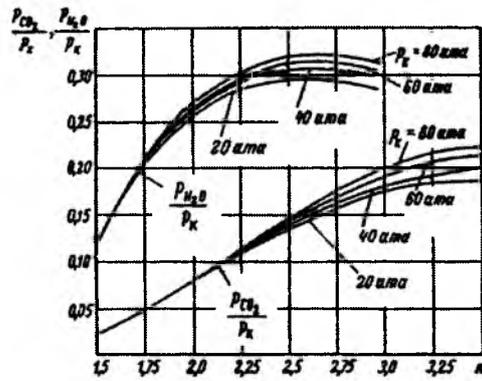


Figura 5.1 - Pressão parcial do CO₂ e do H₂O_(v) em função de k, razão O/F. (Gorbenko,2000)

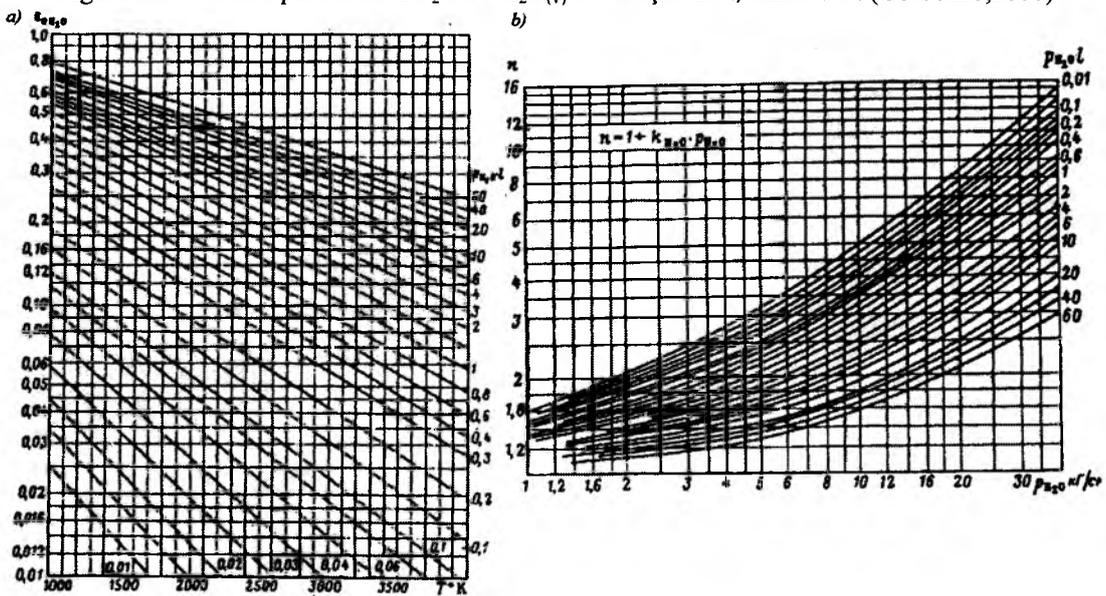


Figura 5.2 – a)Emissividade do vapor d’água e b)Coeficiente de pressão – (Gorbenko, 2000)

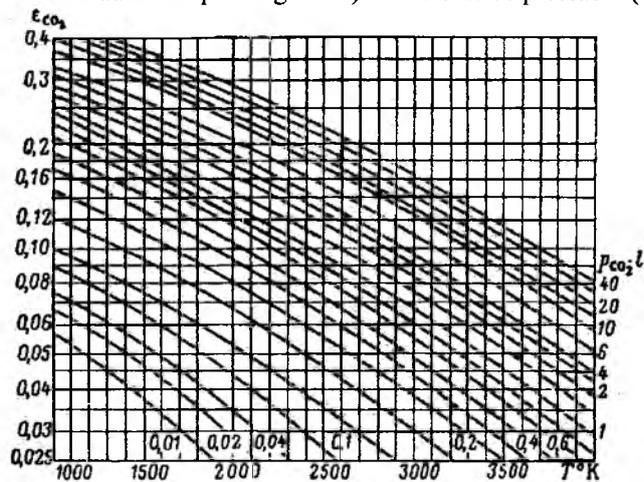


Figura 5.3 - Emissividade do dióxido de carbono – (Gorbenko, 2000)

Uma vez que o tamanho, a forma, a temperatura e a pressão na CC, as pressões parciais e a temperatura na parede em contato com o gás sejam conhecidos, o procedimento para o cálculo do fluxo de radiação q_r é determinado da seguinte forma:

1. Com o auxílio da Tabela 5.1, determina-se o comprimento efetivo do feixe térmico;
2. A emissividade do vapor d'água ε_{H_2O} e do dióxido de carbono ε_{CO_2} são determinadas a partir de gráficos como os das Figuras 5.2 e 5.3 ou de tabelas termodinâmicas;
3. A emissividade do gás ε_g é encontrada pela Equação (5.3);
4. Na presença de fuligem, é usual utilizar $\varepsilon_w = 0,8$ ou determiná-lo por meio da Tabela (5.2), de acordo com o material da parede e encontrar um nível eficaz de emissividade na parede pela Equação (5.5);
5. A capacidade de absorção do gás A_g deve ser calculada quando $T_g \leq 3000$ K e $T_{g,w} \geq 1000$ K;
6. A presença de um revestimento resistente ao calor (barreira térmica) eleva a temperatura na parede (no revestimento), e o fluxo de calor por radiação na CC deve ser, então, calculado pela Eq.(5.1). Na ausência de revestimento, o fluxo deve ser calculado pela Eq.(5.2), se estiver dentro dos intervalos de temperatura estabelecidos;
7. A distribuição do fluxo do calor por radiação na câmara de combustão e no bocal descreve o comportamento apresentado na Figura (5.4).

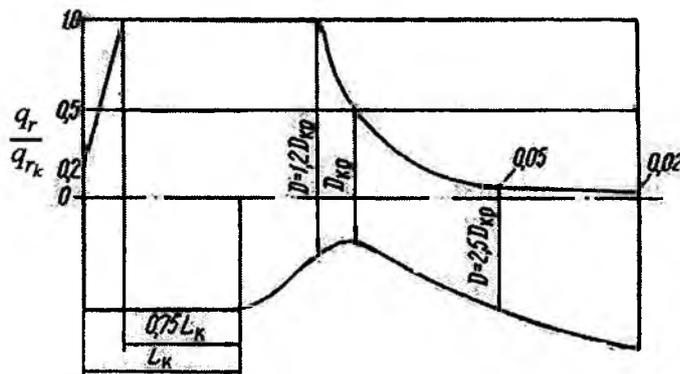


Figura 5.4 - Distribuição do fluxo de calor por radiação ao longo do comprimento no motor (Gorbenko, 2000)

A Figura (5.4) mostra como se comporta o fluxo de calor por radiação nas diferentes partes do motor, e é possível notar que os valores são considerados padrões, já que trata-se de um resultado comum observados em testes.

5.2 FLUXO DE CALOR POR CONVECÇÃO

A transferência de calor por convecção na câmara de combustão é o processo mais intenso de transmissão do calor do gás para a parede. A transferência de calor convectiva consiste nos processos de troca de calor por condução entre a parede e o sistema de refrigeração e na troca de calor convectiva entre a parede e o gás na CC. A condução de calor é função do coeficiente de condutividade do material e do gradiente de temperatura. A convecção é relacionada à transferência de massa e de energia.

É difícil caracterizar o processo de transferência de calor por existirem muitos fatores a serem considerados, como o modo de movimento, o tamanho e a forma das superfícies por onde escoo o fluido, dentre outros. A análise mais difícil é observar o movimento junto à parede: na camada limite, existem dois gradientes, um de temperatura e um de velocidade, que predeterminam uma transferência de calor intensa entre o ambiente e a parede.

A transferência de calor por convecção q_k na parede pode ser expressada por meio da metodologia de Vitaly Ievlev, cuja equação integra a correlação da energia em função dos termos da câmara de combustão:

$$q_k = 3,98 \frac{\beta(1-\beta^2)^6 p'_{00} c_{sp} T'_{00} (1-T'_{gw})}{b_T^2 \psi_T^2 \sqrt{R_H T'_{00}}} \quad (5.6)$$

Onde p'_{00} é a pressão de estagnação do escoamento (para uma câmara de combustão isobárica, p'_{00} é igual a p_k), T'_{00} é a temperatura efetiva de estagnação do gás em Kelvin, c_{sp} é o valor médio efetivo da capacidade térmica em J/kg.K, R_H é a constante do gás dissociado com a mesma composição e T'_{gw} é a temperatura relativa da interface entre a parede e o gás.

$$b_T = 1 + 1,5 T'_{gw}{}^{0,728} \quad (5.7)$$

$\beta = \omega / \omega_{max}$ é a velocidade relativa, $\psi_T = f(\log Z_T)$ é um coeficiente determinado pela dependência:

$$\psi_T^2 = 15,8 Z_T^{0,13} \quad (5.8)$$

A velocidade relativa β é relacionada com o coeficiente de velocidade $\lambda = \omega / \omega_{kp}$ e o coeficiente do diâmetro relativo da câmara:

$$\beta = \lambda \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \quad (5.9)$$

$$D' = \frac{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}}{\sqrt{\frac{k+1}{k-1} \beta (1-\beta^2)^{\frac{1}{k-1}}}} \quad (5.10)$$

Onde k é a razão dos calores específicos.

A partir das equações (5.11) e (5.12), é possível determinar analiticamente a dependência entre $\beta = f(D')$ para $k=1,2$. Para a zona subcrítica:

$$\beta = f(D') = 0.29405 - 0.14206D' + 0.02399D'^2 \quad (5.11)$$

Para a zona supercrítica:

$$\beta = f(D') = 0.14929 - 0.05649D' + 0.00776D'^2 - 0.0003456D'^3 \quad (5.12)$$

A função Z_T é originada a partir da integral da correlação de energia e de outros termos da câmara de combustão:

$$Z_T = \frac{Re_{00}}{a_T b_T^2 D^{1,2}} \int_0^{x_i'} \frac{f(D')}{\cos \gamma} dx_i' \quad (5.13)$$

Para uma câmara de combustão cilíndrica:

$$Z_T = \frac{Re_{00}}{a_T b_T^2 D'^{1,2}} + \frac{0,142 L'_k}{D'_k{}^{0,8}} + \int_{x'_k}^{x'_i} \frac{f(D')}{\cos \gamma} dx'_i \quad (5.14)$$

Onde $L'_k = L_k/D_{kp}$ é o comprimento relativo da parte cilíndrica do motor, $D'_k = D_k/D_{kp}$ é o diâmetro relativo da parte cilíndrica do motor, γ é o ângulo de contorno do bocal em graus. A função a_T :

$$a_T = \frac{1}{4,14} \left(1 + \frac{\beta^2}{b_T}\right)^{4,4} (T'_{gw} + 0,04)^{2,616} \quad (5.15)$$

E o número de Reynolds:

$$Re_{00} = 3,46 \frac{D_{kp} p'_{00}}{\mu_{00} \sqrt{R_H T'_{00}}} \quad (5.16)$$

Onde μ_{00} é o coeficiente de viscosidade dinâmica em N.s/m².

5.3 REFRIGERAÇÃO DO BOCAL

SELEÇÃO DO ESQUEMA DE REFRIGERAÇÃO

Motores-foguetes modernos usam apenas um ou ambos os componentes de um par propelente para fazer a refrigeração externa. Há uma variedade de meios e caminhos para que o propelente usado como fluido refrigerante passe em torno do motor.

É importante que o fluido percorra um trajeto que tenha uma fácil configuração, que não possua um caminho longo (diminuição da perda por atrito) e que também diminua a resistência hidráulica local, lembrando que o principal objetivo é atender à condição inicial do projeto: resfriar as paredes internas do motor.

O esquema mais comum de refrigeração é quando o fluido entra no fim do bocal e vai até a câmara injetora. Em alguns esquemas mais sofisticados, o fluido entra em zonas mais críticas

de temperatura (garganta) e depois segue em direção à câmara injetora ou para o fim do bocal. Ao chegar ao fim do bocal, este retorna em direção à câmara injetora.

O esquema de refrigeração adotado no presente trabalho é aquele cuja pequena parte do fluido segue em direção ao fim do bocal porque o fluxo térmico nessa região é considerado baixo.

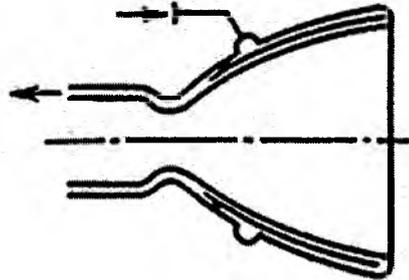


Figura 5.5 - Esquema de refrigeração. Pequena parte do combustível vai para o fim do bocal devido ao baixo fluxo térmico (Gorbenko, 2000).

CANAIS DE REFRIGERAÇÃO

Existem diferentes geometrias que podem ser utilizadas para os canais de refrigeração. A geometria mais simples utiliza uma altura constante de canal δ_{ox} para um diâmetro equivalente d_e :

$$d_e = 2\delta_{ox} \quad (5.17)$$

De forma que δ_{ox} deve estar no intervalo de 0,8 a 1,5 mm. A construção de canais menores que 0,8 mm é complicada, devido a restrições tecnológicas. Os canais mais comuns possuem nervuras longitudinais, em espiral ou em ondulações para distribuir o fluido.

Para canais que possuem *ribs* (paredes entre um canal e outro) longitudinais ou espiralados, o diâmetro equivalente é:

$$d_e = \frac{2a\delta_{ox}}{a+\delta_{ox}} \quad (5.18)$$

Onde a é a largura do canal e agora δ_{ox} é a altura do *rib*. A largura do canal a para *ribs* longitudinais é calculada da seguinte forma:

$$a = \frac{\pi D_m}{z} - b \quad (5.19)$$

Onde z é o número de canais, b é a largura dos *ribs* e D_m é o diâmetro médio do trajeto de refrigeração em função do diâmetro da seção do motor D_s :

$$D_m = D_s + 2\delta_{cm} + \delta_{ox} \quad (5.20)$$

Onde δ_{cm} é a espessura da parede entre o gás e o fluido refrigerante.

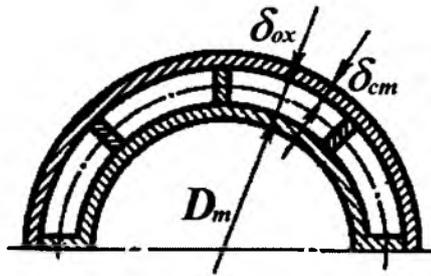


Figura 5.6 - Canal de refrigeração (Gorbenko, 2000).

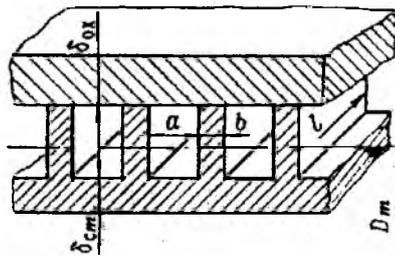


Figura 5.7 - Características geométricas do canal de refrigeração (Gorbenko, 2000).

A área de refrigeração F_r :

$$F_r = z \cdot a \cdot \delta_{ox} \quad (5.21)$$

E a velocidade do fluido em cada seção:

$$\omega = \frac{\dot{m}_f}{F_r \rho_f} \quad (5.22)$$

É possível notar que a velocidade do fluido depende da quantidade de *ribs* em cada seção e do fluxo de massa do fluido. Visto que apenas uma pequena parte de fluido é destinada a ir ao fim do bocal onde o fluxo térmico é baixo, as velocidades de escoamento do fluido não precisam ser altas.

A transferência de calor entre a parede do motor em contato com o gás para o líquido de arrefecimento aumenta devido à presença dos *ribs*. Então, é necessário introduzir o conceito do *fator ribs* η_p e de um coeficiente de transferência de calor α_p^* , que representa o ganho de calor:

$$\alpha_p^* = \eta_p \alpha_p \quad (5.23)$$

Onde α_p é o coeficiente de calor emitido pelo fluido, η_p é o *fator ribs*, ou seja, o coeficiente de calor devido à presença de *ribs*.

$$\alpha_p = \frac{87,9 \cdot 0,06}{\left[\left(\frac{\dot{m}_f}{F_r}\right)^{0,8} (D_e)^{0,2}\right]} \quad (5.24)$$

$$\eta_p = \frac{a}{a+b} + \frac{2\delta_{ox}}{(a+b)} f(\xi) \quad (5.25)$$

$$f(\xi) = \frac{\tanh(\xi)}{\xi} \quad (5.26)$$

$$\xi = \sqrt{\frac{2\alpha_p b}{\lambda} \frac{\delta_{ox}}{b}} \quad (5.27)$$

Onde λ é a condutividade térmica do material, e ξ é um parâmetro geométrico. Se $\eta_p > 1$, os parâmetros geométricos escolhidos para o resfriamento é ideal.

A escolha da geometria segue recomendações, que podem ser vistas na Figura (5.8). É desejável um número de *ribs* múltiplo de 360 e a espessura da parede δ_{cm} variando entre 0,9 e 1mm.

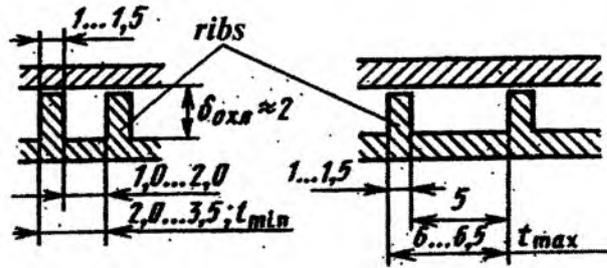


Figura 5.8 - Geometrias recomendadas para os canais de refrigeração (Gorbenko, 2000).

As velocidades recomendadas para cada seção se distribuem dessa forma: - $w = 20$ a 30 m/s na parte cilíndrica da câmara de combustão; de $w = 40$ a 60 m/s na área crítica e no bocal, $w = 8$ a 15 m/s. A velocidade máxima em cada seção determina o cálculo de perdas de pressão admissível durante o caminho de arrefecimento.

CÁLCULO DA REFRIGERAÇÃO

Neste tópico é apresentada a metodologia de cálculo para determinar a refrigeração externa do motor. Os parâmetros principais são: o fluido de arrefecimento (combustível); a taxa de fluxo mássico do combustível; o desenho geométrico do motor e as principais dimensões dos canais de refrigeração, bem como as suas propriedades térmicas; a proporção de componentes; a composição dos produtos da combustão; a pressão no circuito e as pressões parciais dos gases produtos da combustão. Os cálculos são realizados na seguinte ordem:

1. Traça-se o contorno interno da câmara e do bocal em tamanho real ou em escala. Divide-se a câmara de combustão em 3 a 4 seções perpendiculares. A primeira seção é marcada no início da câmara de combustão, onde fica a placa injetora. A segunda, deve ser colocada a uma distância de $0,25 L_k$ (comprimento da parte cilíndrica L_k) da primeira seção. A terceira seção coincide com o final da parte cilíndrica da câmara de combustão. Dependendo do grau de expansão, o bocal deve ser dividido de 12 a 20 seções. As seções transversais a partir do quarto ponto são colocadas de forma aleatória, de modo que devem existir seções perto da zona crítica e de onde há fornecimento do fluido de arrefecimento. As seções são numeradas a partir da câmara de combustão. Para cada seção, define-se o diâmetro relativo interno D' , que é a razão do diâmetro interno do motor D sobre o diâmetro da garganta D_{kp} ($D' = D/D_{kp}$); a

distância x entre a secção transversal até o primeiro ponto, a distância entre seções Δx , e o comprimento relativo $\Delta x'$ (onde $\Delta x' = \Delta x/D_{kp}$); e, por fim, o ângulo de contorno do bocal γ ;

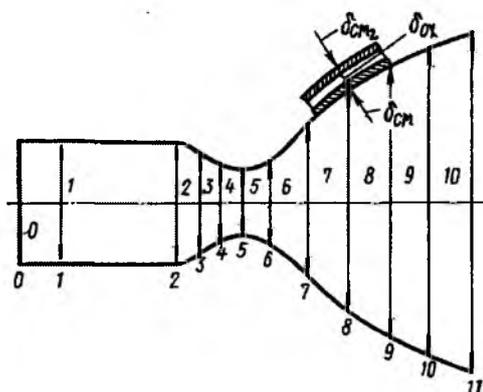


Figura 5.9 - Esquema de cortes perpendiculares ao contorno do bocal (Vaciliev, 1983)

2. Determina-se o fluxo de calor por radiação q_r ;
3. Estimam-se as temperaturas na interface entre a parede e o gás T_{gw} por todo o bocal em cada secção, com base em motores reais e na literatura. Na falta dessas informações, a primeira aproximação é estimar o valor da temperatura na garganta entre 1000 a 1300K, se o material da parede for um aço com alta resistência térmica; 500 a 900K para aço sem tratamento, e 500 a 700K para paredes de cobre e suas ligas. No fim do bocal (dependendo do grau de expansão do bocal), a temperatura T_{gw} deve ser estimada em 400 a 700K, para paredes de aço, e 300 a 600K, para paredes de cobre. Na câmara de combustão, a temperatura T_{gw} é em torno de 20 a 40% abaixo das temperaturas encontradas na zona crítica;
4. Determina-se o valor do fluxo de calor convectivo q_k para cada corte;
5. Determina-se o valor do fluxo de calor total q_{Ti} de cada corte:

$$q_{Ti} = q_{ri} + q_{ki} \quad (5.28)$$

6. A partir da equalização do balanço de calor, determina-se o calor que é transferido para o fluido em unidade de área (c_{fi} é o calor específico):

$$q_{Ti} \Delta F_i = \dot{m}_{fi} c_{fi} (T_{li_e} - T_{li_s}) = \dot{m}_{fi} c_{fi} \Delta T_i$$

$$\Delta T_l = \frac{q_{T_i} \Delta F_i}{\dot{m}_f c_{f_i}} \quad (5.29)$$

7. A temperatura de refrigeração na saída T_{lis} :

$$T_{lis} = T_{li_e} + \Delta T_l \quad (5.30)$$

8. Determina-se o coeficiente de calor emitido pelo fluido α_p (Equação 5.24);

9. Determina-se o *fator ribs* η_p , o coeficiente de calor devido à presença de *ribs* (Equação 5.25);

10. Determina-se a temperatura da interface do fluido com a parede T_{lw} em cada corte:

$$T_{lw} = T_{l_i} + \frac{q_{T_i}}{\alpha_p^*} \quad (5.31)$$

$$\alpha_p^* = \eta_p \alpha_p \quad (5.32)$$

11. Determina-se a temperatura da interface da parede com o gás T_{gw} .

Utilizando a equação do fluxo de calor por condução q_c :

$$q_c = q_T = \frac{\lambda_{cm}}{\delta_{cm}} (T_{gw} - T_{lw}) \quad (5.33)$$

Isolando para T_{gw} :

$$T_{gw} = T_{lw} + \frac{q_T \delta_{cm}}{\lambda_{cm}} \quad (4.34)$$

Onde λ_{cm} e δ_{cm} são a condutividade térmica do material da parede e sua espessura, respectivamente.

Os valores encontrados para a temperatura da interface da parede com o gás T_{gw} devem ser comparados com as estimativas iniciais (tópico 3 deste capítulo). Se houver divergência que exceda mais de 5% do valor estimado, deve-se fazer processo iterativo até que o valor de T_{gw} esteja dentro dos 5% estabelecidos, de modo que a temperatura encontrada T_{gw} seja utilizada agora como a nova estimativa.

CÁLCULO DA PERDA DE PRESSÃO NA REFRIGERAÇÃO

A perda de pressão no trajeto de refrigeração é causada pela fricção e pela presença de resistência local. O comprimento do caminho que o fluido percorre é a variável em tamanho, que, por sua vez, leva a alterações de velocidade e, de acordo com a equação de Bernoulli, à mudança na pressão dinâmica.

A perda total de pressão no trajeto de refrigeração Δp_r pode ser determinada por:

$$\Delta p_r = \sum_i (\Delta p_f + \Delta p_l + \Delta p_d)_i \quad (5.35)$$

Onde Δp_f é a perda de pressão por atrito, Δp_l é a perda de pressão por resistência local, e Δp_d é a mudança de pressão associada à mudança da pressão dinâmica.

PERDA DE PRESSÃO POR ATRITO

A perda de pressão por atrito pode ser determinada a partir da expressão:

$$\Delta p_f = \int_0^{\Delta L} \frac{\lambda}{d_e} \frac{\rho \varpi^2}{2} dL \quad (5.36)$$

Ou, pelo cálculo da média das áreas a partir da integral:

$$\Delta p_i = A_s \Delta L = \frac{A_i + A_{i+1}}{2} \Delta L \quad (5.37)$$

$$A_i = \frac{\lambda_i}{d_{ei}} \frac{\rho_i \varpi_i^2}{2} \quad (5.38)$$

Onde ΔL é a variação do comprimento entre os intervalos, λ_i é o coeficiente de perda por atrito, d_{ei} é o diâmetro equivalente da secção, ρ_i é a densidade específica do fluido na secção e ϖ_i é a velocidade do fluido na secção.

O coeficiente de perda por atrito λ_i depende da natureza do fluido, dos números de Reynolds e de Prandtl, do coeficiente de fator de forma χ e da superfície rugosa.

$$\lambda = f\left(Re, Pr, \chi, \frac{r_e}{\Delta}\right) \quad (5.39)$$

Onde Δ é a rugosidade absoluta.

O coeficiente de perda de atrito pode ser determinado pela seguinte equação:

$$\lambda = \lambda_0 \chi \left(\frac{Pr_f}{Pr_w}\right)^{0,25} \quad (5.40)$$

Onde Pr_f e Pr_w são os números de Prandtl para o fluido e para a parede, respectivamente, χ é o fator de forma do canal de refrigeração, e λ_0 é determinado em função do número de Reynolds:

- Se $2320 \leq Re \leq 10^5$:

$$\lambda_0 = \frac{0.3164}{Re^{0.25}} \quad (5.41)$$

- Se $Re > 10^5$:

$$\lambda_0 = 0.0032 + 0.221 Re^{-0.237} \quad (5.42)$$

Geralmente, o valor da razão dos números de Prandtl elevado a 0,25 para esses elementos é aproximadamente igual a 0,06. Nos cálculos, é adotado esse valor.

O fator de forma χ depende do formato do canal por onde passa o fluido. Se o canal for retangular, o valor de χ depende da razão entre a largura a e a altura δ_{ox} do canal.

Tabela 5.3 - Dependência $\chi=f(a/\delta_{ox})$

e/h	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.7	1
χ	1.5	1.32	1.25	1.1	1.03	0.97	0.91	0.9

PERDA DE PRESSÃO POR RESISTÊNCIA LOCAL

A perda de pressão por resistência local é determinada por:

$$\Delta p_l = \zeta \rho \frac{\varpi^2}{2} \quad (5.43)$$

Onde ϖ é a velocidade do fluido no canal, ζ é o coeficiente de resistência local.

A velocidade do fluido ϖ é determinada pela razão do fluxo mássico do fluido e da área do canal:

$$\varpi = \frac{\dot{m}_f}{F_f} \quad (5.44)$$

O valor de ζ é determinado por cada intervalo que apresenta restrições hidráulicas, como curvas nos canais, por exemplo. Em casos em que as perdas apresentam uma expansão súbita:

$$\zeta = \left(\frac{F_2}{F_1} - 1 \right)^2 \quad (5.45)$$

Onde F_1 e F_2 são as áreas onde há a constrição e expansão, respectivamente.

Com a constrição súbita, ζ é determinado a partir da relação entre F_2/F_1 , onde F_1 é a área da secção da constrição, e F_2 é a área depois da constrição.

Tabela 5.4 - Dependência de $\zeta=f(F_1/F_2)$ em constrição súbita

F_1/F_2	0.01	0.1	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
ζ	0.50	0.50	0.42	0.34	0.25	0.15	0.00

Para secções que funcionam como difusor ou bocal, ζ é definido pela Tabela 5.5 (perdas determinadas pela velocidade na secção constrita). Por exemplo, ao entrar no canal, $\zeta = 0,5$ – e, ao sair, $\zeta=1$. Quando há ramificação (mudança na quantidade de *ribs* ou de corrugação), $\zeta \approx 1$ e, quando há uma curva acentuada de 90° , $\zeta=1,26$.

Tabela 5.5 - Dependência de ζ em seções curvas

Ângulo (°)		10	20	30	40	50	60	70	80	90
ζ	Confusor	0.16	0.20	0.24	0.28	0.30	0.32	0.34	0.35	0.36
	Difusor	0.46	0.60	0.73	0.84	0.88	0.91	0.91	0.91	0.91

PERDA PELA MUDANÇA DA PRESSÃO DINÂMICA

A perda de pressão associada à mudança da pressão estática Δp_d em cada seção é assim definida:

$$\Delta p_d = \left(\frac{\rho_i \omega_i^2}{2} - \frac{\rho_{i+1} \omega_{i+1}^2}{2} \right) \quad (5.46)$$

Por fim, a pressão necessária para o combustível fluir p_{fuel} em todo o trajeto do motor é determinada pela soma da pressão na câmara de combustão p_k com a perda de pressão nos injetores Δp_φ , com a perda de pressão devido ao trajeto de refrigeração Δp_r , com a perda de pressão em tubos Δp_t e em válvulas Δp_v e, por fim, com os orifícios reguladores de pressão Δp_{orp} . Então:

$$p_{fuel} = p_k + \Delta p_\varphi + \Delta p_r + \Delta p_t + \Delta p_v + \Delta p_{orp} \quad (5.47)$$

As perdas de pressão em tubos, válvulas e orifícios não são apresentadas nesse projeto, pois consistem em cálculos convencionais de hidráulica.

6. PROJETO BÁSICO DA TURBOBOMBA

A metodologia para o cálculo da turbobomba é apresentada neste trabalho de forma direta, sem se atentar aos inúmeros detalhes que compõem essa magnífica máquina. Como o intuito é avaliar a influência dos pares propelentes na turbobomba, o objetivo dessa metodologia é focar nos pontos em que os propelentes oferecem interferências na construção da turbobomba.

Turbobomba em um foguete é um dispositivo com dois componentes básicos: bomba e turbina. O objetivo é aumentar a pressão do fluido (que é rotacionado) para alimentar a câmara de combustão.

Segundo Sutton (2001), a bomba que possui o propelente cuja a densidade específica é maior oferece uma menor potência. Para a turbina, aquele par propelente que oferece o menor fluxo mássico, oferece uma maior eficiência. Desta forma, o foco é verificar pontos na construção da bomba que apresentam as diferenças que resultam numa menor potência e observar qual é o fluxo mássico que atravessa a turbina.

Existem vários esquemas de turbobomba e todas podem ser classificadas de acordo com: o tipo de conexão cinemática de bombas e turbinas, o tipo de rotor (eixo único ou multi-eixos) e a posição da turbina (extremidade ou central) (Gorbenko, 2009).

O esquema adotado no presente trabalho foi um eixo único com a turbina na extremidade. Esse esquema é preferível quando não há pré-queima depois que o gás passa na turbina. No caso de motores com empuxo pequeno, é aconselhável que a turbina fique ao centro.

CÁLCULO DO BALANÇO DE POTÊNCIA DAS BOMBAS E TURBINA

A metodologia para o cálculo da turbobomba segue as recomendações de Gorbenko (2009).

A primeira estimativa que deve ser feita é o cálculo da máxima velocidade que a bomba pode ter sem que haja cavitação. Cavitação ocorre quando há quedas repentinas de pressão que resultam na liberação de ondas de choque altamente energéticas, provocando danos à superfície que foi atingida. Os danos são causados devido ao aparecimento de tensões

mecânicas e à elevação de temperatura. O aparecimento da cavitação depende das pressões que entram e que saem da bomba (a pressão pode cair a um valor menor que a pressão mínima de vapor, conseqüentemente, gerando as bolhas de vapor que causam as ondas de choque) e do gráfico da eficiência da bomba em função do número de rotações. A eficiência da bomba é estimada a partir de turbobombas reais. Foi utilizada para este trabalho a eficiência da turbobomba do motor RD-260.

A potência das bombas N_{ox} (bomba de oxidante) e N_f (bomba de combustível) e a potência da turbina N_T são calculadas resolvendo a equação de balanço de energia ou balanço de potências. A pressão no gerador de gás e a pressão na saída da bomba são calculadas resolvendo esta equação:

$$N_T = N_{ox} + N_f \quad (6.1)$$

A potência da bomba de oxidante, assim como a de combustível, depende da eficiência η_{ox} e η_f , da taxa de fluxo mássico \dot{m}_{ox} e \dot{m}_f e do trabalho de sucção por unidade de massa, H_{ox} e H_f :

$$N_{ox} = \frac{H_{ox}\dot{m}_{ox}}{\eta_{ox}} \quad (6.2)$$

$$N_f = \frac{H_f\dot{m}_f}{\eta_f} \quad (6.3)$$

A turbina depende da taxa de fluxo mássico que passa na turbina \dot{m}_T , da eficiência da turbina η_T e do trabalho adiabático L_{ad} :

$$N_T = \dot{m}_T \eta_T L_{ad} \quad (6.4)$$

Onde:

$$L_{ad} = \frac{k}{k-1} RT \left[1 - \delta^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (6.5)$$

$$\dot{m}_T = \dot{m}_{f_{gg}} + \dot{m}_{ox_{gg}} = \dot{m}_{f_{gg}} + k_{\Gamma_{gg}} \dot{m}_{f_{gg}} \quad (6.6)$$

$$\dot{m}_{f_{gg}} = \frac{\dot{m}_T}{1+k_{r_{gg}}} \quad (6.7)$$

$$\dot{m}_{ox_{gg}} = \frac{k_{r_{gg}} \dot{m}_T}{1+k_{r_{gg}}} \quad (6.8)$$

$$\dot{m}_T = \frac{\frac{H_{ox} \dot{m}_{ox_{gg}}}{\eta_{ox}} + \frac{H_f \dot{m}_{f_{gg}}}{\eta_f}}{\eta_T L_{ad} \frac{k_{r_{gg}} H_{ox}}{1+k_{r_{gg}} \eta_{ox}} \frac{1}{1+k_{r_{gg}} \eta_f} H_f} \quad (6.9)$$

$$\dot{m}_T \eta_T L_{ad} = \frac{H_{ox} (\dot{m}_{ox_{gg}} + \frac{k_{r_{gg}} \dot{m}_T}{1+k_{r_{gg}}})}{\eta_{ox}} + \frac{H_f (\dot{m}_{f_{gg}} + \frac{\dot{m}_T}{1+k_{r_{gg}}})}{\eta_f} \quad (6.10)$$

Onde $\dot{m}_{ox_{gg}}$, $\dot{m}_{f_{gg}}$ são os fluxos mássicos de oxidante e de combustível que passam pelo gerador de gás e $k_{r_{gg}}$ é a razão de mistura no gerador de gás, parâmetro de projeto.

É possível perceber que, pela Equação (6.10), para que se aumentem a eficiência e o trabalho adiabático, é necessário que a taxa de fluxo mássico que passa pela turbina seja diminuída. Isso se deve ao fato de que, como não há pré-queima, todo o fluxo mássico não é aproveitado e é jogado para fora do foguete.

A solução para o balanço da potência não é fácil de ser determinada, pois exige um método de estimativas por meio de uma taxa de fluxo mássico relativo ζ (razão entre a taxa de fluxo da turbina sobre a soma da taxa do fluxo mássico do par propelente). Inúmeros valores de ζ são testados até que se encontre um valor que satisfaça a Equação (6.1), lembrando que a taxa de fluxo mássico da turbina depende do coeficiente $k_{r_{gg}}$.

Utilizando o par LOX+UDMH, temos:

- Pressão na câmara de combustão: $p_k=8,8 \text{ MPa}$;
- Razão estequiométrica dos componentes: $k_{m0}=2,1375$;
- Taxa de fluxo mássico de oxidante (para duas câmaras): $\dot{m}_{ox}=184,226 \text{ kg/s}$;
- Taxa de fluxo mássico de combustível (para duas câmaras): $\dot{m}_f=107,745 \text{ kg/s}$;
- Temperatura dos componentes na entrada da bomba: $T_{in}=293 \text{ K}$;
- Densidade do combustível: $\rho_f=796 \text{ kg/m}^3$;

- Densidade do oxidante: $\rho_{ox}=1117,8 \text{ kg/m}^3$;

Gerador de gás:

- Temperatura dos produtos da combustão: $T_{z_{gg}} = 1200 \text{ K}$;
- Coeficiente do excesso de oxidante no gerador de gás: $\alpha_{z_{gg}} = 0,018$;
- Constante dos gases dos produtos da combustão no gerador: $R_{z_{gg}} = 560 \text{ J/kg.K}$;
- Expoente isentrópico no gerador de gás $k_{gg} = 1,287$;

Coeffientes de performance (Eficiência, com base no motor RD-260):

- Bomba de oxidante: $\eta_{ox}=0,71$;
- Bomba de combustível: $\eta_f=0,72$;
- Turbina: $\eta_T=0,41$.

Pressão na entrada da bomba:

- Bomba de combustível: $p_{in,f}=220000 \text{ Pa}$
- Bomba de oxidante: $p_{in,ox}=525000 \text{ Pa}$

A seguir, os cálculos para a turbobomba.

Tabela 6.1 - Cálculo do balanço de potência da turbobomba (LOX+UDMH)

Balanço de potência na turbobomba					
Dados iniciais					
Nº	Parâmetro	Símbolos e equações	Valor	Unidade	Comentários
1	Temperatura máxima absoluta na entrada da bomba de oxidante	$T_{m.o}$	95	K	-
2	Pressão mínima absoluta na entrada da bomba de oxidante	$P_{ax.OX}$	3,10E+05	Pa	-
3	Pressão na saída da bomba de oxidante	$P_{aux.OX}$	1,03E+07	Pa	Valor com base ao motor RD-216
4	Temperatura máxima absoluta na entrada da bomba de combustível	$T_{in.f}$	2,93E+02	K	Deve ser alto para evitar a cavitação
5	Pressão mínima na entrada na bomba de combustível	$P_{ax.\Pi}$	1,50E+05	Pa	-
6	Pressão na saída da bomba de combustível	$P_{aux.\Pi}$	1,11E+07	Pa	-
7	Pressão na entrada da turbina	$P_{ax.m}$	6,00E+06	Pa	Valor com base ao motor RD-216
8	Pressão na saída da turbina	$P_{aux.m}$	1,20E+05	Pa	-
9	Eficiência da bomba de oxidante	η_o	0,7	-	Valor do RD-216
10	Eficiência da bomba de combustível	η_n	0,68	-	Valor com base ao motor RD-216

11	Eficiência da turbina	η_m	0,44	-	Valor com base ao motor RD-216
12	Taxa do fluxo mássico de oxidante	\dot{m}_{ox}	53,9	kg/s	-
13	Taxa do fluxo mássico de combus.	\dot{m}_f	21,4	kg/s	-
14	Densidade do oxidante	ρ_o	1117,8	kg/m ³	-
15	Densidade do combustível	ρ_f	796	kg/m ³	-
16	Constante do gás	R	560	J/(kg*°C)	-
17	Coefficiente isentrópico	k_{gg}	1,287	-	-
18	Temperatura na entrada da turbina	T_{oo}	1200	K	Valor com base ao motor RD-216
19	Razão de excesso de oxidante	α_{ox}	0,0183832	-	-
20	Razão da mistura estequiométrica	$K_{m.o}$	2,1375	-	km = 1,71 e $\alpha=0,8$ então Km.o = 1,71/0,8
Cálculo					
21	Sucção da bomba de oxidante	$H_o = \frac{P_{\text{bex.o}} - P_{\text{ex.o}}}{\rho_o}$	8937	J/kg	-
22	Sucção estática da bomba de combustível	$H_n = \frac{P_{\text{bex.n}} - P_{\text{ex.n}}}{\rho_n}$	13756	J/kg	-
23	Razão de mistura no gerador de gás	$K_{\Gamma} = \alpha \cdot K_{m.o}$	0,0392942	-	-

24	Diferencial de pressão na turbina	$\delta = \frac{P_{\text{max. T}}}{P_{\text{bx. T}}}$	0,0200	-	-
25	Trabalho adiabático na turbina	$L_{\text{ad}}^* = \frac{k}{k-1} RT \left[1 - \delta^{\frac{k-1}{k}} \right]$	1753967	J/kg	-
Taxa de fluxo mássico relativo ξ , parâmetros calculados pela equação abaixo e resultados encontrados em um gráfico					-
$\xi = \frac{\dot{m}_T}{\dot{m}}$					
Determinando os parâmetros reais do gráfico					-
26	Taxa de fluxo mássico relativo		0,0327	-	-
27	Taxa de fluxo mássico através da turbina	$\dot{m}_T = \xi \dot{m}$	2,461	kg/s	-
28	Taxa de fluxo mássico de oxidante através da turbina	$\dot{m}_{\text{O.IT}} = \frac{K_{\text{IT}} \cdot \dot{m}_T}{K_{\text{IT}} + 1}$	0,093	kg/s	-
29	Taxa de fluxo mássico de combustível através da turbina	$\dot{m}_{\text{P.IT}} = \frac{\dot{m}_T}{K_{\text{IT}} + 1}$	2,368	kg/s	-
30	Potência da bomba de oxidante	$N_o = \frac{(\dot{m}_o + \dot{m}_{\text{O.IT}}) \cdot H_o}{\eta_o}$	689352	W	-
31	Potência da bomba de combustível	$N_{\text{P}} = \frac{(\dot{m}_{\text{P}} + \dot{m}_{\text{P.IT}}) \cdot H_{\text{P}}}{\eta_{\text{P}}}$	480813	W	-
32	Soma das potências	$N_{\Sigma} = N_o + N_{\text{P}}$	1170165	W	-
33	Potência da turbina	$N_T = \dot{m}_T \cdot \eta_T \cdot L_{\text{ad}}^*$	1898941	W	-

Tabela 6.2 - Cálculo das bombas

Nº	Parâmetros	Símbolo	Equação	Unidade	Valores calculados	
Data						
1	Fluido de trabalho		Pares propelentes	[-]	Oxigênio Líquido	UDMH
2	Máxima taxa de fluxo mássico	\dot{m}	Baseada em calculos anteriores	[kg/s]	92,206	56,238
3	Pressão total na saída da bomba	p_{aux}^*	$p_{aux}^* = p_{\kappa} + \Delta p$	[Pa]	10300000	11100000
4	Pressão mín. abs. na entrada da bomba	p_{ex}^*	Baseada em calculos anteriores	[Pa]	350000	150000
5	Máxima temperatura na entrada da bomba	$T_{ex,max}$	Baseada em calculos anteriores	[K]	95	293
6	Densidade do component	ρ	Dados termodinâmicos	[kg/m ³]	1440	792
7	Pressão de vapor saturado f(T)	p_s	Dados termodinâmicos	[Pa]	167000	14500
8	Viscosidade cinemática	ν	Dados termodinâmicos	[m ² /s]	$1,54 \cdot 10^{-7}$	$7,78 \cdot 10^{-7}$
Valores calculados						
9	Taxa de fluxo volumétrico	Q	$Q = \frac{\dot{m}}{\rho}$	[m ³ /s]	0,041	0,035
10	Carga estática da bomba	H	$H = \frac{(p_{aux}^* - p_{ex}^*)}{\rho}$	[J/kg]	8901,41	13756,28
11	O diâmetro relativo da bucha	D'_{om}	$\bar{d}_{om} = \frac{d_{om}}{D_{um}}$ - critérios de projeto	[-]	0,522	0,43

12	Valor máximo do coeficiente de cavitação	$C_{zps,max}$	Critérios de projeto	[-]	3000	3200
13	Perda por cavitação	Δh_{zan}	Entre 10 – 30 Дж/кг	[J/kg]	30	30
14	Queda de pressão total admissível por cavitação na entrada da bomba	Δh_{zps}	$\Delta h_{zps}^* = \frac{p_{ex}^* - p_s}{\rho} - \Delta h_{zan}$	[J/kg]	48,756	49,773
15	Frequência de rotação do eixo	ω	$\omega = \frac{C_{zps,max} \cdot (\Delta h_{zps}^*)^{3/4}}{298 \cdot Q^{1/2}}$	[1/s]	914,20	1070,63
			Deve-se escolher o de menor frequência			
16	Velocidade de rotação do eixo	n	$n = \frac{30 \cdot \omega}{\pi}$	[rpm]	8734,41	
Cálculo da bomba centrífuga						
17	Coeficiente de velocidade da bomba	n_s	$n_s = \frac{193,3 \cdot \omega \cdot \sqrt{Q}}{H^{3/4}}$	[-]	39,16	26,15
18	Diâmetro do eixo	d_a	A partir de um protótipo	[m]	0,055	0,04
19	Diâmetro da bucha	d_{am}	$d_{am} = (1,1 \dots 1,3) \cdot d_a$	[m]	0,0715	0,052
20	Diâmetro externo do parafuso	$D_{un.}$	$D_{un.} = \frac{d_{am}}{d_{am}}$	[m]	0,137	0,121
21	Fator do diâmetro externo do parafuso	$K_{Dun.onm}$	$K_{Dun.onm} = \frac{\sqrt{D_{un.}^2 - d_{am}^2}}{\sqrt[3]{Q/n}}$	[-]	6,96	6,85

22	Diâmetro médio do eixo helicoidal	$D_{cep.}$	$D_{cep.} = \frac{(D_{uni.} + d_{em})}{2}$	[m]	0,104	0,086
23	O componente axial médio da velocidade absoluta na entrada do parafuso	C_{1z}	$C_{1z} = \frac{4 \cdot Q}{(\pi \cdot (D_{uni.}^2 - d_{em}^2))}$	[m/s]	3,849	3,775
24	Velocidade tangencial $D_{cep.}$	$U_{cep.}$	$U_{cep.} = \frac{\omega \cdot D_{cep.}}{2}$	[m/s]	47,65	39,52
25	Razão de velocidade	\bar{C}_{1z}	$\bar{C}_{1z} = \frac{C_{1z}}{U_{cep.}}$	[-]	0,08	0,095
26	Quadrado da velocidade relativa na entrada do parafuso em função $D_{cep.}$	w_1^2	$w_1^2 = C_{1z}^2 + U_{cep.}^2$	[m/s]	2285,03	1576,35
27	O comprimento relativo da pá de diâmetro $D_{cep.}$	$\bar{L}_{l.cep.}$	$\bar{L}_{l.cep.} = \frac{L_{l.cep.}}{D_{cep.}} = 2,3 \dots 4,0$	[-]	2,3	2,3
28	A espessura relativa da lamina de diâmetro $D_{cep.}$	$\bar{\delta}_{l.l.cep.}$	$\bar{\delta}_{l.l.cep.} = \delta_{l.l.cep.} / D_{cep.} = 0,006 \dots 0,015$	[-]	0,007	0,007
29	Número de pás	Z_u	$Z_u = 2 \dots 3 \text{ (pelo protótipo)}$	[-]	3	3
30	Coefficiente de cavitação no segundo regime crítico	λ_u	$\lambda_u = 0,115 \cdot \bar{C}_{1z} + \left(\frac{0,11}{\sqrt[6]{\bar{L}_{l.cep.}}} \right) + 0,21 \cdot \sqrt{\bar{\delta}_{l.l.cep.}} + 0,0027(Z - 2) - 0,095$	[-]	0,110	0,112
31	Margem de cavitação máxima no segundo regime crítico	Δh_u	$\Delta h_u = \frac{C_{1z}^2}{2} + \frac{\lambda_u \cdot w_1^2}{2}$	[J/kg]	133,54	95,47

32	Parâmetro complexo	q_1	Assumindo $q_1 = 0.5$	[-]	0,5	0,5
33	Ângulo de entrada da pá do parafuso de diâmetro $D_{cep.}$	$\beta_{1,cep.}$	$\beta_{1,cep.} = \arctg(\bar{C}_{1z} / q_1)$	[graus]	9,178	10,81
34	Ângulo de ataque do escoamento na entrada do parafuso de diâmetro $D_{cep.}$	$\alpha_{am,cep.}$	$\alpha_{am,cep.} = \beta_{1,cep.} - \arctg(\bar{C}_{1z})$ - valores aceitáveis $\alpha_{am,cep.} = 4^\circ - 10^\circ$	[graus]	4,56	5,35
35	Passo médio do parafuso na entrada	S_1	$S_1 = \pi \cdot D_{cep.} \cdot tg\beta_{1,cep.}$	[m]	0,052	0,051
36	Espessura da pá na entrada do parafuso de diâmetro $D_{cep.}$	$\bar{\delta}_{1,cep.}$	$\bar{\delta}_{1,cep.} = \delta_{11,cep.} \cdot D_{cep.}$	[m]	0,0007	0,0006
37	Passo circular $D_{cep.}$	$t_{cep.}$	$t_{cep.} = \frac{\pi \cdot D_{cep.}}{Z_u}$	[m]	0,109	0,090
38	Passo médio na saída	S_2	Passo do parafuso constante $S_1 = S_2$	[-]	0,052	0,051
39	Diâmetro do parafuso	D_p	$D_p = \sqrt{\frac{D_{int.}^2 + d_{em.}^2}{2}}$	[m]	0,109	0,093
40	Ângulo de afunilamento do parafuso na entrada	θ_1	$\theta_1 = 90^\circ \dots 160^\circ$ Escolha arbitrária	[graus]	160	160
41	Ângulo de afunilamento do parafuso na saída	θ_2	$\theta_2 = 140^\circ \dots 180^\circ$ Escolha arbitrária	[graus]	180	180
42	Comprimento das laminas em função do diâmetro médio	$b_{1,cep.}$	$b_{1,cep.} = \bar{b}_{1,cep.} \cdot D_{cep.}$	[m]	0,239	0,193

43	Frequência de pás	$\tau_{cep.}$	$\tau_{cep.} = \frac{b_{n,cep.}}{l_{cep.}}$	[-]	2,197	2,197
44	Comprimento axial do parafuso	$l_{zu.}$	$l_{zu.} = \frac{D_{cep.}}{2} \cdot \left[\frac{2 \cdot \pi \cdot \tau_{cep.} \cdot \sin \arctg \frac{S}{\pi \cdot D_{cep.}}}{Z_{zu.}} + \left(1 - \frac{d_{sm.}}{D_{cep.}} \right) \cdot \left(\text{ctg} \frac{\theta_1}{2} + \text{ctg} \frac{\theta_2}{2} \right) \right]$	[m]	0,074	0,075
45	Área entre os canais da pá na direção axial	F_z	$F_z = \frac{\pi \cdot (D_{zu.}^2 - d_{sm.}^2)}{4} \cdot \left(1 - \frac{Z_{zu.} \cdot \delta_{i,cep.}}{S} \right)$	[m ²]	0,01	0,009
46	Parâmetro de custo	$q_{exs.}$	$q_{exs.} = \frac{60 \cdot \frac{Q}{n}}{S \cdot F_z} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \frac{Q}{\omega}}{S \cdot F_z}$	[-]	0,52	0,518
47	Velocidade tangencial do parafuso	$U_{p.u.}$	$U_{p.u.} = \frac{\omega \cdot D_p}{2}$	[m/s]	49,94	42,52
48	Pressão teórica no parafuso	$H_{m.u.}$	$H_{m.u.} = U_{p.u.}^2 \cdot (1 - q_{exs.})$	[J/kg]	1193,22	872,30
49	Folga radial entre o parafuso e a carcaça	$\Delta_{pa\delta}$	$\frac{2\Delta_{pa\delta}}{(D_{zu.} - d_{sm.})} < 0,09$	[m]	0,06	0,058
Conexão de entrada						
50	Diâmetro de saída	D_0	$D_0 = D_{zu.} + 2\Delta_{pa\delta}$	[m]	0,140	0,125
51	Diâmetro de entrada	$D_{ex.}$	$D_{ex.} = \sqrt{1,15} \cdot D_0$	[m]	0,402	0,379
Roda centrífuga						

52	Eficiência volumétrica	η_0	$\eta_0 = \frac{1}{1 + \frac{0,8}{n_s^{2/3}}}$	[-]	0,944	0,928
53	Fluxo através da roda centrífuga	Q'	$Q' = \frac{Q}{\eta_0}$	[m ³ /s]	0,043	0,038
54	Diâmetro médio das entradas das pás	D_1	$D_1 = (0,8...1) \cdot D_0$	[m]	0,112	0,0877
55	Diâmetro da bucha	$d_{am.u.}$	$d_{am.u.} = d_{am.um.}$	[m]	0,0715	0,052
56	Largura da pá de entrada	b_1	$b_1 = \frac{D_0^2 - d_{am.}^2}{4 \cdot D_1 \cdot \chi}, \chi_{ok} = 0,874, \chi_n = 0,850$	[m]	0,04	0,04
57	Velocidade tangencial em função de D_1	U_1	$U_1 = \frac{\omega \cdot D_1}{2}$	[m/s]	51,55	39,97
58	Velocidade absoluta na entrada	C_{1u}	$C_{1u} = \frac{H_{m.um.} \cdot \eta_r}{U_1}$	[m/s]	15,04	14,18
59	Relativo giro na entrada	φ	$\varphi = \frac{C_{1u}}{U_1} \text{ Dados aceitáveis } \varphi = 0,35...0,45$	[graus]	0,29	0,35
60	Coefficiente de área da desordem do fluxo em uma primeira aproximação	K_1	$K_1 = 1,1...1,15$	[-]	1,15	1,15
61	Velocidade Meridional na entrada da roda	C_{1m}	$C_{1m} = \frac{K_1 \cdot Q'}{\pi \cdot D_1 \cdot b_1}$	[m/s]	3,467	3,888

62	Ângulo de entrada do escoamento	β_{1n}	$\beta_{1n} = \arctg \frac{C_{1m}}{U_1 - C_{1u}}$	[graus]	5,42	8,57
63	Espessura da borda de entrada das pás	δ_{1n}	Critérios de construção	[m]	0,0025	0,0025
64	Ângulo de entrada da pá	β_{1r}	$\beta_{1r} = \beta_{1n} + i, (7^0 \dots 22^0)$	[graus]	20,42	23,57
65	Número de pás	Z	Escolhido pelo protótipo	[-]	10	10
66	Quadrado da velocidade relativa na entrada	w_1^2	$w_1^2 = C_{1m}^2 + (U_1 - C_{1u})^2$	[(m/s) ²]	1344,73	680,24
67	Coefficiente de cavitação na da roda centrífuga	λ_{1u}	$\lambda_{1u} = \frac{0,65}{1 - \varphi} \cdot \frac{C_{1m}}{U_1} \cdot \left(1 + 4,87 \cdot \frac{\delta_{1r} \cdot Z}{D_1} \right)$	[-]	0,128	0,234
68	Quadrado da velocidade absoluta na entrada	C_1^2	$C_1^2 = C_{1m}^2 + C_{1u}^2$	[(m/s) ²]	238,38	216,31
69	Condição de operação contínua da roda centrífuga		$\frac{H_{m,u} \cdot \eta_{r,u} + \Delta h_{\eta} - \frac{C_1^2}{2} - \lambda_{1u} \cdot \frac{W_1^2}{2}}{U_{p,u}^2} \geq 0,1$	[-]	0,282	0,262
70	Razão entre o diâmetro externo	K_{D2}	$K_{D2} = 0,00175 \cdot n_s^2 - 0,335 \cdot n_s + 25,84$ $K_{D2} = f(n_s) \text{ Determinado pelo gráfico}$	[-]	15,404	18,27
71	Diâmetro externo da roda centrífuga em primeira aproximação	D_2	$D_2 = K_{D2} \cdot \sqrt[3]{\frac{Q}{n}}$	[m]	0,263	0,298
72	Espessura da pá de saída	δ_{2r}	Parâmetro de construção	[m]	0,0035	0,0035

73	Diâmetro relativo da entrada	\bar{D}_1	$\bar{D}_1 = \frac{D_1}{D_2}$	[-]	0,428	0,292
74	Complexo	$k_z \cdot \eta_e$	If $\bar{D}_1 \leq 0,55$; $k_z \cdot \eta_e = 0,6 \dots 0,68$; se $\bar{D}_1 > 0,55$; $k_z \cdot \eta_e = (1,35 \dots 1,5) \cdot (1 - \bar{D}_1)$, onde η_e - coeficiente hidráulico; k_z - coeficiente que entra em conta um número finito de pás	[-]	0,64	0,68
75	Velocidade tangencial em função de D_2	U_2	$U_2 = \frac{\omega \cdot D_2}{2}$	[m/s]	120,41	136,44
76	Pressão teórica quando $Z = \infty$	$H_{T\infty}$	$H_{T\infty} = \frac{H}{k_z \cdot \eta_e}$	[J/kg]	13908,46	20229,83
77	Velocidade de saída absoluta	$C_{2u\infty}$	$C_{2u\infty} = \frac{(H_{T\infty} + C_{1u} \cdot U_1)}{U_2}$	[m/s]	239,6	275,7
78	Velocidade Meridional de saída	C_{2m}	$C_{2m} = (0,5 \dots 1,2) \cdot C_{1m}$,	[m/s]	3,467	3,888
79	Ângulo de saída da pá	$\beta_{2,n}$	Deve ser $30^\circ \dots 75^\circ$	[graus]	40	40
80	Velocidade tangencial em função D_2 na segunda aproximação	U'_2	$U'_2 = \frac{C_{2m}}{2 \operatorname{tg} \beta_{2,1}} + \sqrt{\left(\frac{C_{2m}}{2 \operatorname{tg} \beta_{2,1}}\right)^2 + H_{T\infty}}$	[m/s]	116,4	140,5
81	O diâmetro de saída na segunda aproximação	D'_2	$D'_2 = \frac{2U'_2}{\omega}$, Se D'_2 é diferente de D_2 mais que 5%, repita o cálculo do item 71	[m]	0,254	0,307

82	Relação de desordem na entrada	K_2	$K_2 = \frac{1}{1 - \frac{\delta_{2n} \cdot Z}{\pi \cdot D_2 \cdot \sin \beta_{2n}}}$	[-]	1,06	1,05
83	A largura da roda na saída	b_2	$b_2 = \frac{K_2 \cdot Q'}{\pi \cdot D_2 \cdot C_{2m}}$ Condição necessária $b_2 > 2 \cdot 10^{-3} \text{ m}$	[m]	0,025	0,025
84	Densidade de pás	τ_k	$\tau_k = \frac{(D_2 - D_1) \cdot Z}{\pi \cdot (D_2 + D_1) \cdot \sin \frac{\beta_{1n} + \beta_{2n}}{2}}$ Condição necessária $\tau_k \leq 1,4$	[-]	2,869	3,675
85	Relação de desordem na entrada	K_1	$K_1 = \frac{1}{\left(1 - \frac{\delta_{2k} \cdot Z}{\pi \cdot D_1 \cdot \sin \beta_{1k}}\right)}$	[-]	1,39	1,46
Determinação da Eficiência						
86	Perdas na saída	$L_{saída}$	$L_{saída} = \frac{\xi_{saída} \cdot C_{2u}^2}{2} \quad \xi = 0,2$	[J/kg]	1487,14	2323,10
87	Perdas na roda	L_k	$L_k = \xi_k \cdot \frac{\omega_1^2}{2}, \text{ de } \xi_k = 0,3 \dots 0,5$		201,709	102,035
88	Eficiência hidráulica	η_p	$\eta_p = \frac{H}{H + L_{saída} + L_k}$	[-]	0,84	0,85

89	Perdas no processo	H_{y1}	$H_{y1} = H_{cm} - \frac{U_2^2}{8} \cdot \left(1 - \left(\frac{D_{y1}}{D_2} \right)^2 \right)$	[J/kg]	4362,603	7093,56
		H_{y2}	$H_{y2} = H_{cm} - \frac{U_2^2}{8} \cdot \left(1 - \left(\frac{D_{y2}}{D_2} \right)^2 \right)$	[J/kg]	4362,603	7093,603
90	Coeficiente de perdas (anéis flutuantes)	μ_1	$\mu_1 = \frac{1}{\sqrt{\frac{\lambda_1 \cdot l_{y1}}{2 \cdot \delta_1}}}$	[-]	0,324	0,324
		μ_2	$\mu_2 = \frac{1}{\sqrt{\frac{\lambda_2 \cdot l_{y2}}{2 \cdot \delta_2}}}$	[-]	0,324	0,324
91	Pressão estática na roda	H_{cm}	$H_{cm} = \frac{U_2^2 - U_1^2}{2}$	[J/kg]	5444,82	9071,46
92	Fluxo através do anel flutuante	Q_{y1}	$Q_{y1} = \mu_1 \cdot \pi \cdot D_{y1} \cdot \delta_1 \cdot \sqrt{2 \cdot H_{y1}}$	[m ³ /s]	0,0021	0,0024
		Q_{y2}	$Q_{y2} = \mu_2 \cdot \pi \cdot D_{y2} \cdot \delta_2 \cdot \sqrt{2 \cdot H_{y2}}$	[m ³ /s]	0,0021	0,0024
93	Eficiência	η_0	$\eta_0 = \frac{Q}{Q'}$	[-]	0,909	0,884
94	Número de Reynolds	Re	$Re = \frac{R_2^2 \cdot \omega}{\nu}$	[-]	96224348,14	27755101
95	Coeficiente de fricção do disco	C_{mep}	$C_{mep} = \frac{0,039}{\sqrt[5]{Re}}$	[-]	0,00098	0,001259
96	Potência do disco de fricção	$N_{mep.d.}$	$N_{mep.d.} = 2 \cdot C_{mep} \cdot \rho \cdot R_2^5 \cdot \omega^5$	[W]	14101,90	33007,063

97	Potência interna da bomba	N_{int}	$N_{int} = \rho \cdot H_T \cdot Q'$	[W]	582831,30	587337,64
98	Eficiência do disco	η_o	$\eta_o = 1 - \frac{N_{mep.o.}}{N_{ex}}$	[-]	0,975	0,943
99	Eficiência mecânica	η_{mec}	$\eta_{mec} = 0,95...0,99$	[-]	0,97	0,97
100	Eficiência da bomba	η_{μ}	$\eta_{\mu} = \eta_p \cdot \eta_o \cdot \eta_{mec}$	[-]	0,72	0,68

Tabela 6.3 - Cálculo da turbina
Cálculo da turbina – Oxigênio Líquido e UDMH

	Parâmetros	Símbolo	Equações	Unidade	Valores
1	Fluxo mássico que entra na turbina	m_t	A partir do balanço de potência	kg/s	9,540
2	Potência da turbina	N_T	A partir do balanço de potência	Bt	7541431,083
3	Velocidade	ω	A partir do cálculo da bomba	1/s	937,502
4	Pressão de saída na turbina	P_2	$P_2 = P_{IT} \cdot \delta$	Pa	150000
5	Pressão de entrada na turbina	P_0	$P_0 = P_{IT} = \frac{P_k + \Delta P_s}{\delta}$	Pa	7040000
6	Temperatura do gás na entrada	T_g	Temperatura do gerador de gás	K	1200
7	Constante do gás	R	A partir do balanço de potência	J/kg.K	560
8	Índice adiabático	k_{gg}	A partir do balanço de potência		1,287
9	Razão de velocidade	U/C	A partir do gráfico de eficiência		0,14
10	Velocidade periférica em função do diâmetro médio	U	$U = \left(\frac{U}{C_{a0}} \right) \cdot C_{a0}$	m/s	260,871

11	Diâmetro médio do rotor	D_{cep}	$D_{cep} = 2U/\omega$	m	0,557
12	Razão das pressões	δ_1	$\delta_1 = \frac{P_2}{P_0^*}$		0,021
13	Funções gás-dinâmicas	π_{ao}	$\pi_{ao} = \frac{P_0}{P_2^*}$		46,933
		λ_{ao}	$\lambda_{ao} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \cdot \left(1 - \pi_{ao}^{\frac{k-1}{k}}\right)}$		2,143
		q_{ao}	$q_{ao} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$		0,172
		τ_{ar}	$\tau_{ao} = 1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2$		0,424
14	Trabalho adiabático	L_{ao}	$L_{ao} = k/k-1 \cdot R \cdot T_0^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\delta^{\frac{k-1}{k}}}\right)$	J/kg	1736063,538
15	Taxa adiabática na saída do bocal	C_{ao}	$C_{ao} = \sqrt{2 \cdot L_{ao}^*}$	m/s	1863,364
16	Potência específica da turbina	N_{num}	$\overline{N_{num}} = \frac{N_T}{m_T}$	J/kg	790471,925
17	Folga axial mínima	Δr		m	0,003
18	Relação de distância mínima	Δ	$\overline{\Delta} = \Delta r / D_{cep}$		0,0054
19	Volume do fluxo	Q_{1ao}	$n_s = 193.3 \omega \sqrt{Q_{1ao}} / L_{ao}^{\frac{3}{4}}$	m³/s	0,911

20	Razão de velocidades	n_s	$n_s = 193.3 \frac{\omega \sqrt{Q_{1a0}}}{L_{a0}^{3/4}}$		3,616
Parâmetros de escoamento na seção do bocal – o rotor (primeiro estágio)					
21	Ângulo do bocal	α_1		graus	17
22	Razão de velocidade	φ	0,92...0,97		0,96
23	Velocidade de saída do bloco dos bocais	C_1	$C_1 = \varphi \cdot C_{a0}$	m/s	1788,830
24	Velocidade do som do fluxo crítico na CA	a_{kp1}	$a_{kp1} = \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k+1} \cdot RT_0^*}$	m/s	869,673
25	Redução de velocidade. Funções dinâmicas dos gases	λ_1	$\lambda_1 = C_1 / a_{kp1}$		2,057
		q_1	$q_1 = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \lambda_1 \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_1^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$		0,235
		τ_1	$\tau_1 = 1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_1^2$		1,198
26	Razão da pressão total	σ_1	$\sigma_1 = \left(\frac{1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \left(\frac{\lambda_1}{\varphi}\right)^2}{1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_1^2} \right)^{\frac{k}{k-1}}$		0,635
27	Pressão total	P_{1c}	$P_{1c}^* = \sigma_1 \cdot P_0$	Pa	4470867,758
29	Pressão estática na abertura	T_{1a0}	$T_{1a0} = T_0^* \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_1^2\right)$	K	562,877
30	A pressão na abertura	P_{1a0}	$P_{1a0} = P_0 \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_1^2\right)$	Pa	3302210,687

31	Densidade do gás	ρ_{1a0}	$\rho_{1a0} = \frac{P_{1a0}}{R \cdot T_{1a0}}$	kg/m ³	10,476
32	Velocidade do som na abertura	a_1	$a_1 = \sqrt{k \cdot R \cdot T_0^*}$	m/s	929,981
33	Número de Mach	M_1	$M_1 = \frac{C_1}{a_1}$		1,924
34	Velocidade relativa na entrada do rotor	w_1	$W_1 = \sqrt{C_1^2 + U^2 - 2 \cdot C_1 \cdot U \cdot \cos \alpha_1}$	m/s	1541,246
35	Razão da velocidade circunferencial	λ_u	$\lambda_{u1} = \frac{U}{a_{sp1}}$		0,146
36	Temperatura de estagnação	T_w	$T_w^* = T_0^* \left[1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot (2 \cdot \lambda_{u1} \cdot \lambda_1 \cdot \cos \alpha_1 - \lambda_{u1}^2) \right]$	K	1116,807
37	Velocidade crítica	a_{kpw}	$a_{kpW} = \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k+1} RT_w^*}$	m/s	838,985
38	Velocidade relativa reduzida	λ_{w1}	$\lambda_{w1} = \frac{W_1}{a_{kpW}}$		1,837
Bocal					
39	Taxa de escoamento no bocal	μ	0,95...0,97		0,96
40	Área total da garganta do bocal	A_k	$A_k = \sqrt{k} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$		0,665
		β	$\beta = \frac{\sqrt{RT_0^*}}{A_k}$		1232,897
		F_{kp}	$F_{kp} = \frac{\dot{m}_T \cdot \beta}{\mu \cdot p_0^*}$	m ²	0,0261
41	Diâmetro da garganta do bocal	d_{kpc}	$d_{kpc} \geq 0.003$	m	0,0122

42	Número de bocais	Z_c	$Z_c = \frac{4 \cdot F_{kp}}{\pi \cdot d_{kp,c}^2}$		15
43	Área total dos bocais no final da parte cônica	F'_c	$F'_c = \frac{F_{kp}}{q_{ad}}$	m	0,010
44	Diâmetro do bocal na saída	d_c	$d_c = \sqrt{\frac{4 \cdot F'_c}{\pi \cdot Z_c}}$	m	0,029
45	Área de saída do bocal	F_c	$F_c = \frac{F'_c}{\sin \alpha_1}$		0,035
46	Grau da turbina parcial	ε	$\varepsilon = \frac{F_c}{\pi \cdot D_{ep} \cdot d_c}$		0,676
47	Eixo principal das seções elípticas transversais	a_c	$a_c = \frac{d_c}{\sin \alpha_1}$		0,1003
Rotor					
48	Largura da pá	b	$b = (8...15) \cdot 10^{-3} M$	m	0,015
49	Altura da pá na entrada	h_1		m	0,032
50	Ângulo de entrada do escoamento para as pás do rotor	β_1	$\beta_1 = \arctg \frac{C_1 \sin \alpha_1}{C_1 \cos \alpha_1 - U}$	graus	19,84
51	Ângulo da aresta frontada da pá	β_{1l}	$\beta_{1l} = \beta_1 - i$	graus	22,16
52	Ângulo da borda de fora da espátula	β_{2l}		graus	20,16
53	Razão de velocidade (primeira aproximação)	ψ			0,89
54	Taxa de fluxo relativo ao momento na saída	w_2	$W_2 = \psi \cdot W_1$	m/s	1371,709
55	Velocidade reduzida	λ_{w2}	$\lambda_{w2} = \frac{W_2}{a_{kp,W}}$		1,635

56	Espaçamento entre as pás	t'	$\bar{t} = \frac{t}{b}$		0,856
57	Passo entre as pás	t	$t = \bar{t} \cdot b$	m	0,013
58	Número de pás	Z	$Z = \frac{\pi \cdot D_{cep}}{t}$		136,097
59	Altura das pás na saída	h_{21}		m	0,039
60	Ângulo do escoamento na saída da pá	β_2		graus	19,837
61	Coefficiente de perdas na pá	ξ_2			0,2
62	Razão de velocidade (segunda aproximação)	ψ	$\psi = \sqrt{1 - \xi_2}$		0,894
Valores					
63	Taxa adiabática	C_{ca}	$C_{ca} = W_2$		1371,709
64	Razão de velocidade	U/C_{a6}			0,14
65	Velocidade circunferencial em função do diâmetro médio	U	$U = \left(\frac{U}{C_{a6}} \right) \cdot C_{a6}$	m/s	192,039
66	Diâmetro médio	D_{cep}	$D_{cep} = 2U/\omega$	m	0,410
67	Razão das pressões	δ_1	$\delta_1 = \frac{P_2}{P_0^*}$		0,021
68	Funções gás-dinâmicas	π_{a6}	$\pi_{a6} = \frac{P_0}{P_2^*}$		50
		λ_{a6}	$\lambda_{a6} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \cdot \left(1 - \pi_{a6}^{\frac{k-1}{k}} \right)}$		2,154

		q_{a6}	$q_{a6} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}$		0,164
		τ_{a6}	$\tau_{a6} = 1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2$		0,418
69	Folga axial mínima	Δr		m	0,003
70	Relativa folga axial	$\bar{\Delta}$	$\bar{\Delta} = \Delta r / D_{cep}$		0,0012
71	Taxa de escoamento	Q_{1a6}	$Q_{1a6} = \dot{m}_T \cdot R \cdot T_0^* / P_{TT}$		0,911
72	Razão de velocidades	n_s	$n_s = 193,3 \cdot \omega \sqrt{Q_{1a6}} / L_{a6}^{3/4}$		3,616
Parâmetros de escoamento na seção do bocal – o rotor (segundo estágio)					
73	Ângulo do bocal	α_3	Reduction leads to increased efficiency	graus	17
74	Razão de velocidade	ϕ	0,92...0,97		0,96
75	Velocidade de saída do bloco dos bocais	C_3	Análogo aos cálculos anteriores	m/s	1316,841
76	Velocidade do som do fluxo crítico na CA	a_{k13}	Análogo aos cálculos anteriores	m/s	838,985
77	Redução de velocidade. Funções dinâmicas dos gases	λ_3	Análogo aos cálculos anteriores		1,570
		q_3	Análogo aos cálculos anteriores		0,690
		τ_3	Análogo aos cálculos anteriores		0,691
78	Razão da pressão total	σ_3	Análogo aos cálculos anteriores		0,840
79	Pressão total	p_{3t}	Análogo aos cálculos anteriores	Pa	57405,942
80	Pressão estática na abertura	T_{3ar}	Análogo aos cálculos anteriores	K	771,542

81	A pressão na abertura	p_{3ar}	Análogo aos cálculos anteriores	Pa	2281321,715
82	Densidade do gás	ρ_{3ar}	Análogo aos cálculos anteriores	kg/m ³	5,280
83	Velocidade do som na abertura	a_3	Análogo aos cálculos anteriores	m/s	897,165
84	Número de Mach	M_3	Análogo aos cálculos anteriores		1,468
85	Velocidade relative na entrada do rotor	w_3	Análogo aos cálculos anteriores	m/s	1134,583
86	Razão da velocidade circunferencial	λ_u	Análogo aos cálculos anteriores		0,229
87	Temperatura de estagnação	T_w	Análogo aos cálculos anteriores	K	1027,848
88	Velocidade crítica	a_{krit}	Análogo aos cálculos anteriores	m/s	804,877
89	Velocidade relativa reduzida	λ_{w3}	Análogo aos cálculos anteriores		1,410
Guia da pá					
90	Ângulo de entrada da pá	α_{2l}	Escolhido a partir do protótipo	graus	27
91	Ângulo de saída da pá	α_{3l}	Escolhido a partir do protótipo	graus	23
92	Espessura da pá na saída	δ_3	Escolhido a partir do protótipo	m	0,00053
93	Número de pás	Z	Escolhido a partir do protótipo		116
94	Altura da pá na saída	h_{3l}		m	0,042
Rotor					
95	Largura da pá	b	$b = (8...15) \cdot 10^{-3} M$	m	0,012
96	Altura da pá na entrada	$h_{1,l}$	$h_{1,l} = d_c + \Delta h_{nep} + \Delta h_{em}$	m	0,044
97	Ângulo de entrada do escoamento para as pás do rotor	β_3	Análogo aos cálculos anteriores	graus	26,766
98	Ângulo da aresta frontada da pá	β_{3l}	Análogo aos cálculos anteriores	graus	34,206
99	Ângulo da borda de fora da espátula	β_{4l}	Análogo aos cálculos anteriores	graus	30,206
100	Razão de velocidade (primeira aproximação)	Ψ	Análogo aos cálculos anteriores		0,87

101	Taxa de fluxo relativo ao momento na saída	w_4	Análogo aos cálculos anteriores	m/s	987,087
102	Velocidade reduzida	λ_{w4}	Análogo aos cálculos anteriores		1,2264
103	Espaçamento entre as pás	t'	Análogo aos cálculos anteriores		0,945
104	Passo entre as pás	T	Análogo aos cálculos anteriores	m	0,0113
105	Número de pás	Z	Análogo aos cálculos anteriores		113,440
106	Altura das pás na saída	h_{d1}	Análogo aos cálculos anteriores	m	0,049
107	Ângulo do escoamento na saída da pá	β_4	Análogo aos cálculos anteriores	graus	26,766
108	Coefficiente de perdas na pá	ξ_4	Características do perfil		0,2
109	Razão de velocidade (segunda aproximação)	Ψ	$\Psi = \sqrt{1 - \xi_4}$		0,894
Trabalho, Potência e Eficiência					
110	Razão de velocidades	U/C_3			0,1458
111	Eficiência de giro	η_u	$\eta_u = 2 \cdot \varphi^2 \cdot \frac{U}{C_1} \cdot \left(\cos \alpha_1 - \frac{U}{C_1} \right) \cdot \left(1 + \psi \cdot \frac{\cos \beta_2}{\cos \beta_1} \right)$		0,4270
112	Trabalho específico	L_u	$L_u = \eta_u \cdot L_{a0}$	J/kg	741290,881
113	Fluxo através da vedação	\dot{m}_y	$\dot{m}_y = \mu \cdot \dot{m}_T \cdot \left(1 + \frac{h_{1,2}}{D_{cep}} \right) \cdot \frac{\Delta z}{h_{1,2}}$	kg/s	0,419
114	Coefficiente de custo	η_U	$\eta_U = \frac{\dot{m}_T - \dot{m}_y}{\dot{m}_T}$		0,956
115	Potência de giro	N_u	$N_u = L_u \cdot (\dot{m}_T - \dot{m}_y)$	W	6761963,42
116	Potência devido ao atrito	$N_{mep,\delta}$	$N_{mep,\delta} = C_\delta \cdot \rho_1 \cdot \omega^3 \cdot b_\delta \cdot D_\delta^4$	W	14,192
117	Potência do disco de fricção	$N_{mep,d}$	$N_{mep,d} = 2 \cdot C_{mep,d} \cdot \rho_1 \cdot R_\delta^3 \cdot \omega^3$	W	29,812
118	Potência devido as perdas parciais	N_e		W	29041,587
119	Potência efetiva da turbina	N_T	$N_T = N_u - N_{mep,d} - N_{mep,\delta}$	W	6732877,828

101	Taxa de fluxo relativo ao momento na saída	w_4	Análogo aos cálculos anteriores	m/s	987,087
102	Velocidade reduzida	λ_{w4}	Análogo aos cálculos anteriores		1,2264
103	Espaçamento entre as pás	t'	Análogo aos cálculos anteriores		0,945
104	Passo entre as pás	T	Análogo aos cálculos anteriores	m	0,0113
105	Número de pás	Z	Análogo aos cálculos anteriores		113,440
106	Altura das pás na saída	h_{4l}	Análogo aos cálculos anteriores	m	0,049
107	Ângulo do escoamento na saída da pá	β_4	Análogo aos cálculos anteriores	graus	26,766
108	Coefficiente de perdas na pá	ξ_4	Características do perfil		0,2
109	Razão de velocidade (segunda aproximação)	Ψ	$\Psi = \sqrt{1 - \xi_4}$		0,894
Trabalho, Potência e Eficiência					
110	Razão de velocidades	U/C_3			0,1458
111	Eficiência de giro	η_u	$\eta_u = 2 \cdot \varphi^2 \cdot \frac{U}{C_1} \cdot \left(\cos \alpha_1 - \frac{U}{C_1} \right) \cdot \left(1 + \Psi \cdot \frac{\cos \beta_2}{\cos \beta_1} \right)$		0,4270
112	Trabalho específico	L_u	$L_u = \eta_u \cdot L_{ao}$	J/kg	741290,881
113	Fluxo através da vedação	\dot{m}_y	$\dot{m}_y = \mu \cdot \dot{m}_T \cdot \left(1 + \frac{h_{1,z}}{D_{cep}} \right) \cdot \frac{\Delta z}{h_{1,z}}$	kg/s	0,419
114	Coefficiente de custo	η_U	$\eta_U = \frac{\dot{m}_T - \dot{m}_y}{\dot{m}_T}$		0,956
115	Potência de giro	N_u	$N_u = L_u \cdot (\dot{m}_T - \dot{m}_y)$	W	6761963,42
116	Potência devido ao atrito	$N_{mep,\delta}$	$N_{mep,\delta} = C_\delta \cdot \rho_1 \cdot \omega^3 \cdot b_\delta \cdot D_\delta^4$	W	14,192
117	Potência do disco de fricção	$N_{mep,o}$	$N_{mep,o} = 2 \cdot C_{mep,o} \cdot \rho_1 \cdot R_o^3 \cdot \omega^3$	W	29,812
118	Potência devido as perdas parciais	N_ε		W	29041,587
119	Potência efetiva da turbina	N_T	$N_T = N_u - N_{mep,o} - N_{mep,\delta}$	W	6732877,828

120	Trabalho específico efetivo	L_T	$L_T = \frac{N_T}{\dot{m}}$	J/kg	705721,612
121	Coeficiente de trabalho	L'_T	$\bar{L}_T = \frac{L_T}{U^2}$		10,370
122	Eficiência efetiva do bocal	η_T	$\eta_T = \frac{N_T}{\dot{m}_T \cdot L_{ao}}$		0,407

7. RESULTADOS E CONCLUSÕES

COMPARAÇÃO ENTRE OS PROPELENTES E MÉTODO DE GLUSHKO

Qual propelente é o melhor? – Aquele que possui o melhor impulso específico ou que possui uma alta densidade específica? – Se a densidade específica de um propelente possui um valor alto, o volume do tanque de combustível é menor do que o de um propelente que possua uma densidade específica menor e, nesse caso, a massa do sistema de alimentação é menor. Por sua vez, quanto maior o impulso específico, mais energia é liberada e menos massa de combustível é necessária para tirar o projétil do solo, o que possibilita incrementar mais carga útil ao foguete.

Para responder a essas questões, é necessário também analisar os diferentes pares propelentes em situações de voo, com as mesmas condições de operação. Portanto, o método de Glushko é adotado para avaliar a eficácia do combustível.

Valentin Glushko foi um dos principais engenheiros aeroespaciais da União Soviética durante a Corrida Espacial, projetando vários motores de foguete, como o RD-107 usado no R-7 Semyorka.

O método de Glushko é usado para avaliar diferentes componentes sobre as mesmas condições de operações com base em cálculos balísticos, em outras palavras, o melhor par propelente é aquele que vai dar ao foguete o maior alcance e a maior velocidade durante o voo.

Quatros casos são considerados no método de Glushko:

- Os mísseis são comparados em uma mesma missão e uma mesma aceleração;
- Durante o voo, a pressão no motor é constante, e os mísseis têm a mesma aceleração inicial;
- Durante o voo, os mísseis têm um empuxo constante, e a taxa de vazão mássica também é constante;

- Os mísseis possuem a mesma massa durante o lançamento, a mesma aceleração inicial e o mesmo empuxo.

Este trabalho propõe um exame detalhado do terceiro caso, que é o mais comum quando se comparam foguetes com motores similares utilizando diferentes combustíveis. Ademais, este caso corresponde exatamente às condições reais do motor. Durante o voo, o empuxo do motor é constante ou pode ter pequenas variações do seu valor. O empuxo muda durante o voo somente quando há mudança na pressão atmosférica, de acordo com a altitude ou devido ao controle regulador da velocidade aparente. Para grandes distâncias, o efeito da atmosfera sobre o foguete é pequena e pode ser desprezada, especialmente quando se estão comparando foguetes.

Por exemplo: dois foguetes, 1 e 2, que possuam a mesma massa estrutural M_{str} (sem combustível) e com mesma capacidade de volume V (volume do tanque), mas com diferentes massas de combustível M_{p1} e M_{p2} e diferentes densidades específicas ρ_{p1} e ρ_{p2} .

A velocidade máxima v_{max} adquirida por um foguete se movendo em um campo gravitacional na ausência de resistência de ar e com todo o tanque completamente cheio de combustível pode ser descrita de acordo com a equação de Tsiolkovsk:

- Para o foguete 1:

$$v_{max1} = \omega_1 \ln \left(1 + \frac{M_{p1}}{M_{str}} \right) - g\tau_1 \sin \varphi \quad (7.1)$$

- Para o foguete 2:

$$v_{max2} = \omega_2 \ln \left(1 + \frac{M_{p2}}{M_{str}} \right) - g\tau_2 \sin \varphi \quad (7.2)$$

Onde φ é o ângulo de decolagem dos foguetes, τ_1 e τ_2 são o tempo de voo para consumir todo o combustível.

Relacionando as equações de tempo em função do empuxo, do impulso específico e da massa do combustível:

$$\tau = \frac{M_p}{\dot{m}}; \dot{m} = \frac{P}{I_s}; \tau = \frac{M_p}{P} I_s; \omega = I_s$$

Considerando o volume dos tanques de combustível como sendo igual a 1 metro cúbico ($V = 1 \text{ m}^3$), e $\rho_p = M_p \cdot V$, tem-se que $p_p = M_p$. Se, na ignição, a massa de combustível é M_p , a massa total do foguete é a soma da massa estrutural com a massa de combustível ($M_p + M_{str}$), e a aceleração inicial é j_0 . Então, obviamente o empuxo é:

$$P = j_0(M_p + M_{str}) = j_0(\rho_p + M_{str}) \quad (7.3)$$

Agora, usando (7.3) em (7.2) e em (7.1):

$$v_{max1} = I_{s1} \left[\ln \left(1 + \frac{\rho_{p1}}{M_{str}} \right) - \frac{g}{j_{01}} \frac{1}{1 + \frac{M_{str}}{\rho_{p1}}} \sin \varphi \right] \quad (7.4)$$

$$v_{max2} = I_{s2} \left[\ln \left(1 + \frac{\rho_{p2}}{M_{str}} \right) - \frac{g}{j_{02}} \frac{1}{1 + \frac{M_{str}}{\rho_{p2}}} \sin \varphi \right] \quad (7.5)$$

Se P_1 e P_2 são iguais, então, a equação (7.3) implica que a aceleração inicial j_0 é inversamente proporcional à soma das massas iniciais:

$$\frac{j_{02}}{j_{01}} = \frac{\rho_{p1} + M_{str}}{\rho_{p2} + M_{str}} = \frac{1 + \frac{\rho_{p1}}{M_{str}}}{1 + \frac{\rho_{p2}}{M_{str}}} \quad (7.6)$$

Agora, usando (7.6) em (7.5):

$$v_{max2} = I_{sp2} \left[\ln \left(1 + \frac{\rho_{p2}}{M_{str}} \right) - \frac{g}{j_{01}} \frac{\frac{\rho_{p2}}{M_{str}}}{1 + \frac{\rho_{p1}}{M_{str}}} \sin \varphi \right] \quad (7.7)$$

A eficiência relativa do segundo par propelente em comparação ao primeiro é:

$$\frac{v_{max}}{v_{max1}} = \frac{v_{max2}}{v_{max1}} = \frac{I_{sp2} \left[\ln \left(1 + \frac{\rho_{p2}}{M_{str}} \right) - \frac{g}{j_{01}} \frac{\rho_{p2}}{M_{str}} \sin \varphi \right]}{I_{sp1} \left[\ln \left(1 + \frac{\rho_{p1}}{M_{str}} \right) - \frac{g}{j_{01}} \frac{1}{\rho_{p1}} \sin \varphi \right]} \quad (7.8)$$

Adotando o ângulo de decolagem φ igual 45° e a razão entre a aceleração da gravidade e a aceleração inicial igual a 0.5 m/s^2 , a equação (7.8) se torna:

$$\frac{v_{max}}{v_{max1}} = \frac{v_{max2}}{v_{max1}} = \frac{I_{sp2} \left[\ln \left(1 + \frac{\rho_{p2}}{M_{str}} \right) - 0,353 \frac{\rho_{p2}}{M_{str}} \right]}{I_{sp1} \left[\ln \left(1 + \frac{\rho_{p1}}{M_{str}} \right) - \frac{0,353}{\rho_{p1}} \right]} \quad (7.9)$$

É necessário assumir um valor para a quantidade relativa de combustível em um foguete para resolver a equação (7.9). Para foguetes convencionais, o valor da razão $\frac{M_p}{M_p + M_{str}}$ deve estar entre 75 – 90%. Usando como base o par propelente LOX+UDMH:

$$\frac{M_p}{M_p + M_{str}} = 0,75 = \frac{\rho_p}{\rho_p + M_{str}} = 0,75 \rightarrow M_{str} = \frac{0,25 \rho_p}{0,75} = \frac{0,25 \cdot 980,3}{0,75} = 333,33 \text{ kg} \quad (7.10)$$

Tabela 7.1 - Cálculo Termo Gás-dinâmico

Código	Propelentes	Impulso Específico (m/s)	Densidade Específica (kg/m ³)	Massa da Estrutura (kg)
1	Lox+Querosene	2813.3	1000	333.33
2	Lox+UDMH	2877.1	980.3	333.33
3	N ₂ O ₄ +Querosene	2434.6	1231.3	333.33
4	N ₂ O ₄ +UDMH	2575	1121.5	333.33
5	AK27+UDMH	2469.1	1210.7	333.33

Tabela 7.2 - A eficiência relativa do combustível

A eficiência relativa do combustível			
A	$\overline{v_{max}}(a) = \frac{v_{max1}}{v_{max2}}$	$\frac{Lox + Querosene}{Lox + UDMH}$	0,986
B	$\overline{v_{max}}(b) = \frac{v_{max1}}{v_{max3}}$	$\frac{Lox + Querosene}{N_2O_4 + Querosene}$	1,057
C	$\overline{v_{max}}(c) = \frac{v_{max1}}{v_{max4}}$	$\frac{Lox + Querosene}{N_2O_4 + UDMH}$	1,040
D	$\overline{v_{max}}(d) = \frac{v_{max1}}{v_{max5}}$	$\frac{Lox + Querosene}{AK27 + UDMH}$	1,050
E	$\overline{v_{max}}(e) = \frac{v_{max2}}{v_{max3}}$	$\frac{Lox + UDMH}{N_2O_4 + Querosene}$	1,072
F	$\overline{v_{max}}(f) = \frac{v_{max2}}{v_{max4}}$	$\frac{Lox + UDMH}{N_2O_4 + UDMH}$	1,054
G	$\overline{v_{max}}(g) = \frac{v_{max2}}{v_{max5}}$	$\frac{Lox + UDMH}{AK27 + UDMH}$	1,064
H	$\overline{v_{max}}(h) = \frac{v_{max3}}{v_{max4}}$	$\frac{N_2O_4 + Querosene}{N_2O_4 + UDMH}$	0,982
I	$\overline{v_{max}}(i) = \frac{v_{max3}}{v_{max5}}$	$\frac{N_2O_4 + Querosene}{AK27 + UDMH}$	0,993
J	$\overline{v_{max}}(j) = \frac{v_{max4}}{v_{max5}}$	$\frac{N_2O_4 + UDMH}{AK27 + UDMH}$	1,010

É importante notar alguns detalhes nas Tabelas (7.1) e (7.2): o maior impulso específico é o do motor que possui oxigênio líquido e dimetil-hidrazina assimétrica como par propelente; a maior densidade específica é a do motor que possui tetróxido dinitrogênio e querosene como par. Para o propósito do trabalho, a comparação entre esses dois propelentes é extremamente relevante. É relevante frisar que os dados da Tabela (7.1) são uma seleção dos valores encontrados nas das Tabelas (4.3),(4.4) e (4.5) do capítulo 4.

Observando a razão “E” da Tabela (7.2), nota-se que eficiência relativa do par propelente oxigênio líquido e dimetil-hidrazina assimétrica (LOX+UDMH) sobre o par tetróxido dinitrogênio e querosene (N₂O₄+Querosene) é maior do que 1. Assim, sugere-se que o par propelente que possui maior impulso específico (LOX+UDMH) é mais eficiente em uma situação de voo do que um par propelente que possui maior densidade específica (N₂O₄+Querosene). Observando os valores do impulso específico e da densidade específica isoladamente, o par propelente N₂O₄+Querosene possui o valor de densidade específica 25 % maior do que de LOX+UDMH. Em compensação, o impulso específico do

par LOX+UDMH é aproximadamente 15% maior do que o do par propelente N_2O_4 +Querosene. Dessa maneira, uma hipótese, até o presente momento, é que o impulso específico tem uma contribuição maior para o cálculo da eficiência relativa de um combustível do que a densidade específica.

Outro ponto importante para este trabalho é a comparação entre LOX+UDMH e LOX+Querosene, uma vez que estes pares propelentes apresentaram valores bem próximos para todos os parâmetros. O impulso específico do par oxigênio líquido e dimetil-hidrazina assimétrica é aproximadamente 2% maior do que o do par oxigênio líquido e querosene. Em contrapartida, o par LOX+Querosene possui o valor da densidade específica aproximadamente 2% maior do que o do par LOX+UDMH.

Analisando a razão “A” da Tabela (7.2), observa-se que, definitivamente, o impulso específico tem uma contribuição maior para o cálculo da eficiência relativa do combustível, visto que uma pequena diferença de I_s entre os pares propelentes, LOX+UDMH com aproximadamente 2% a mais de I_s que o par LOX+Querosene, foi suficiente para que o primeiro par apresentasse uma eficiência maior em relação ao segundo.

Uma pergunta que deve ser feita é: quando escolher combustível com densidade específica maior – Quando se projetam os estágios superiores dos foguetes. Nesse caso, é aconselhável um volume de tanque menor, uma vez que o intuito é diminuir o tamanho e a massa do foguete. Além disso, nos estágios superiores, não é tão necessário um impulso específico grande, como é o caso do veículo Europa, que possui o primeiro estágio abastecido de LOX+Querosene e o terceiro estágio de N_2O_4 +UDMH (possui maior densidade específica e, portanto, menos massa).

No que se refere ao aspecto massa estrutural, considerando a hipótese de que a massa estrutural de 333,33 kg, adotada na Equação 7.10, fosse diminuída, a eficiência relativa a favor dos pares propelentes que possuem mais alto impulso específico aumentaria ainda mais. As eficiências relativas dos pares propelentes foram calculadas para diversos valores de massa estrutural que variassem dentro do espectro estabelecido (razão da massa estrutural sobre a massa total, ou seja, a massa estrutural somada à massa de combustível) entre 75 e 90% para cada propelente. Por exemplo, a diferença de eficiência relativa entre

os pares propelentes LOX+Querosene e N_2O_4 +Querosene, que era de 1,057 com 333,33 kg de massa estrutural, passou para 1,076 quando a massa estrutural decresceu para 176,47 kg.

No critério de geometria, de acordo com a Tabela (7.3), o par propelente tetróxido dinitrogênio e dimetil-hidrazina assimétrica (N_2O_4 +UDMH, o mesmo combustível usado no Cyclone-4) obtém o menor tamanho estrutural. Isso é de suma importância para estágios superiores, os quais necessitam de menor massa estrutural para um ganho de carga útil.

Tabela 7.3 - Características geométricas

Nº	Propelentes	L (mm)	D_a (mm)	D_{kr} (mm)	D_k (mm)
1	LOX+Querosene	1451	782	193.3	378
2	LOX+UDMH	1452	783	193.4	379
3	N_2O_4 +Querosene	1399	743	195.8	382
4	N_2O_4 +UDMH	1388	723	107.8	385
5	AK27+UDMH	1610	931	198.7	386

L – comprimento da câmara do motor
 D_a – diâmetro na saída do bocal
 D_{kr} – diâmetro crítico
 D_k – diâmetro da câmara de combustão

Os pares propelentes LOX+Querosene e LOX+UDMH praticamente tiveram os mesmos valores geométricos. Embora ficassem atrás do par propelente N_2O_4 +UDMH no quesito geometria, a diferença entre os valores de comprimento (1452-1388=64mm), por exemplo, não se tornou um fator decisivo para a escolha do N_2O_4 +UDMH no lugar de LOX+Querosene e LOX+UDMH para o primeiro estágio, visto que ambos os pares propelentes possuem impulso específico muito maior.

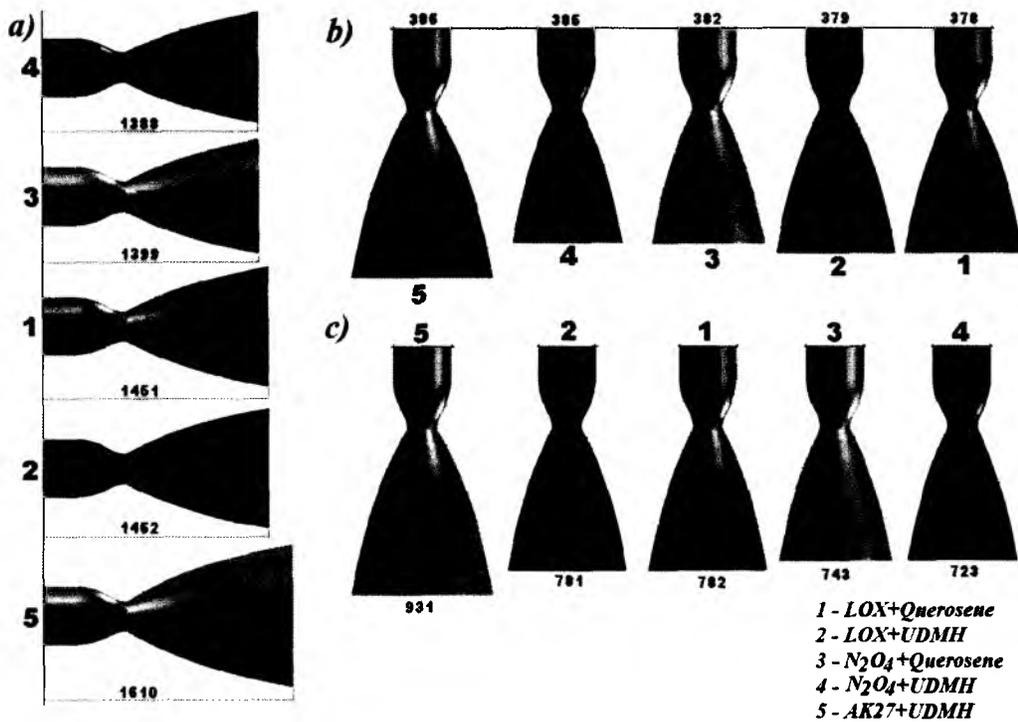


Figura 7.1 - Características geométricas. a) comparação por comprimento. b) comparação por diâmetro na CC. c) comparação por diâmetro na saída do bocal.

Na análise comparativa de massa, é necessário estimar quanto de propelente foi consumido durante o tempo de queima no primeiro estágio. Tendo posse da taxa de fluxo mássico de oxidante e de combustível de cada par propelente, em uma simples operação, multiplica-se a taxa de fluxo mássico pelo o tempo de queima ($t_q = 119s$) e, então, tem-se a quantidade de massa em uma primeira aproximação. São mostrados resultados na Tabela (7.4) relativos à quantidade de massa necessária para cada par propelente realizar o empuxo necessário para concluir a missão em uma câmara de motor.

Tabela 7.4 - Estimativa da quantidade de massa em uma câmara de motor

Nº	Propelentes	t_q (s)	\dot{m}_{ox} (kg/s)	m_{ox} (kg)	\dot{m}_f (kg/s)	m_f (kg)	m_{total} (kg)
1	LOX+Querosene	119	109,22	12997,2	40,07	4768,33	17765,5
2	LOX+UDMH	119	92,113	10961,4	53,87	6410,53	17372
3	N ₂ O ₄ +Querosene	119	139,77	16632,6	32,75	3897,25	20529,9
4	N ₂ O ₄ +UDMH	119	105,76	12585,4	57,35	6824,65	19410,1
5	AK27+UDMH	119	123,84	14737	46,26	5504,94	20241,9

A Tabela (7.4) mostra que os pares propelentes LOX+Querosene e LOX+UDMH apresentaram uma menor massa de propelentes, ou seja, são melhores que os demais, pois

carregam menos massa estrutural de tanques, o que, conseqüentemente, aumenta a possibilidade do foguete de colocar mais carga útil. Essa estimativa não está longe da realidade, visto que o Cyclone-4, que opera com tetróxido dinitrogênio e dimetil-hidrazina assimétrica (N_2O_4+UDMH), tem ao todo 123197 kg de par propelente. Multiplicando-se o valor 19410,1 kg pelas seis câmaras de motor existentes no Cyclone-4, tem-se 116460,6 kg, numa margem de 5% de erro, aproximadamente.

Os pares propelentes oxigênio líquido e dimetil-hidrazina assimétrica e oxigênio líquido e querosene foram os que apresentaram resultados mais satisfatórios, comparados aos demais propelentes. Seguindo o objetivo proposto pelo trabalho, apenas para esse dois pares propelentes serão comparados os cálculos de refrigeração e de turbobomba.

O fluxo de calor para os pares propelentes LOX+Querosene e LOX+UDMH apresentou-se de forma bem similar, conforme pode ser visto pelas Figuras (7.2) e (7.3). O pico do fluxo de calor total (convecção+radiação) para o LOX+Querosene foi da ordem de $1,1 \cdot 10^7 W/m^2$ contra $1,2 \cdot 10^7 W/m^2$ do LOX+UDMH, na garganta. Porém, o fluxo de calor por radiação foi da ordem de $7,16 \cdot 10^5 W/m^2$ (LOX+Querosene) contra $5,31 \cdot 10^5 W/m^2$ do LOX+UDMH. Isso resultou em uma temperatura crítica na parede de $1141,8^\circ C$ (LOX+Querosene) contra $1120,8^\circ C$ do par (LOX+UDMH), ou seja, $21^\circ C$ de diferença. Sabendo que o aço estrutural funde no intervalo de 1350 a $1400^\circ C$, ambos os pares propelentes não apresentaram riscos para a parede.

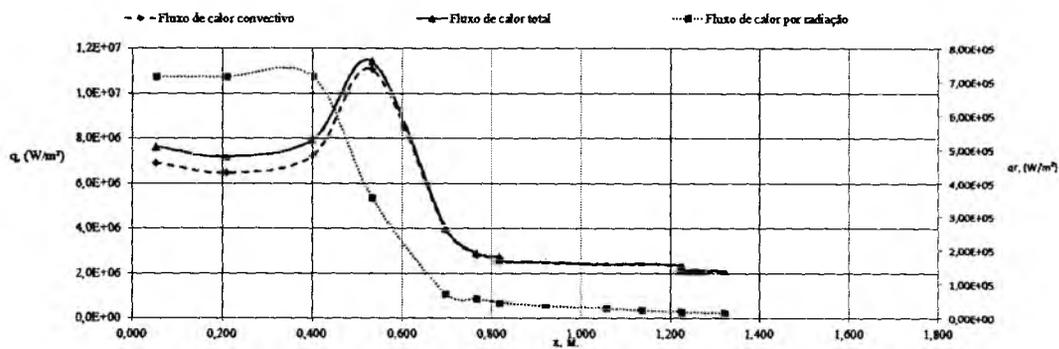


Figura 7.2 - Fluxo de calor (LOX+Querosene)

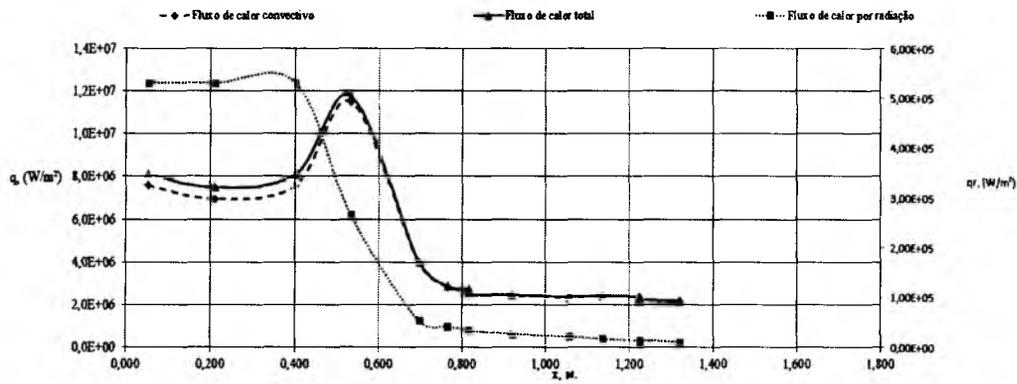


Figura 7.3 - Fluxo de calor (LOX+UDMH)

Na refrigeração, se a temperatura do componente estiver abaixo de sua temperatura de saturação na pressão de trabalho, o líquido não vaporiza (condição necessária). Caso contrário, o líquido vaporiza. O líquido, ao entrar em ebulição, isola o fluxo de líquido da parede, a partir de um filme de vapor. Por causa da grande resistência térmica do filme de vapor, a emissão de calor da parede para o fluxo de líquido diminui drasticamente e, com isso, a temperatura da parede aumenta, podendo resultar na destruição da parede da câmara de combustão.

A preocupação maior é com o querosene (hidrocarboneto). Ao evaporar, este deixa resíduos de carbono que obstruem a passagem do fluido (próprio querosene), podendo destruir a parede da câmara do motor por completo (Gorbenko, 2000).

A maior temperatura da dimetil-hidrazina assimétrica (UDMH, responsável por refrigerar a câmara do motor) no canal de refrigeração é 95°C, a uma pressão de 1,4 atm. Sabendo que, a uma pressão de saturação de 0,9 atm, a UDMH evapora a 140°C e que, à medida que a pressão aumenta, a temperatura aumenta também, pode-se concluir que a UDMH, ao passar nos canais de refrigeração, está em sua forma líquida durante todo o percurso.

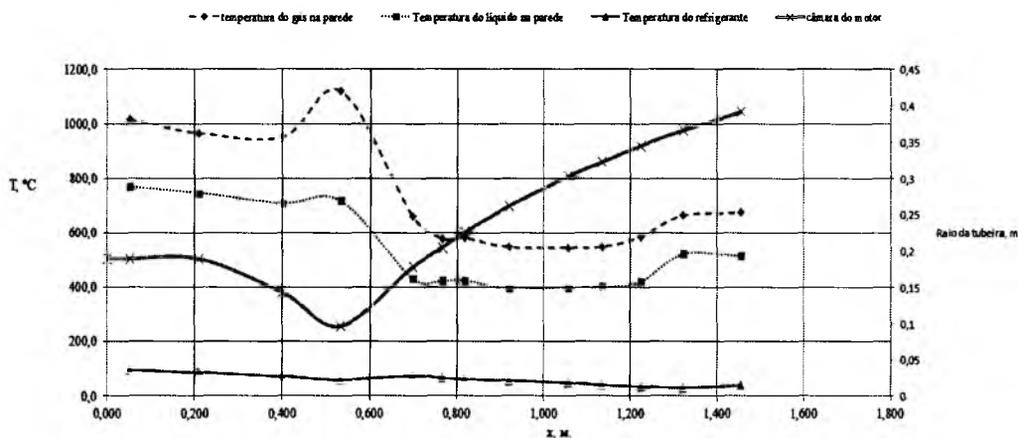


Figura 7.4 - Variação de temperatura ao longo do bocal (LOX+UDMH).

De maneira análoga, o querosene está também a 95°C com uma pressão de 0,78 atm. Sabendo que a 0,4 atm o querosene entra em ebulição a 148°C (CameoChemicals), pode-se dizer que o querosene também, ao passar pelos canais de refrigeração, permanece em seu estado líquido durante todo o percurso.

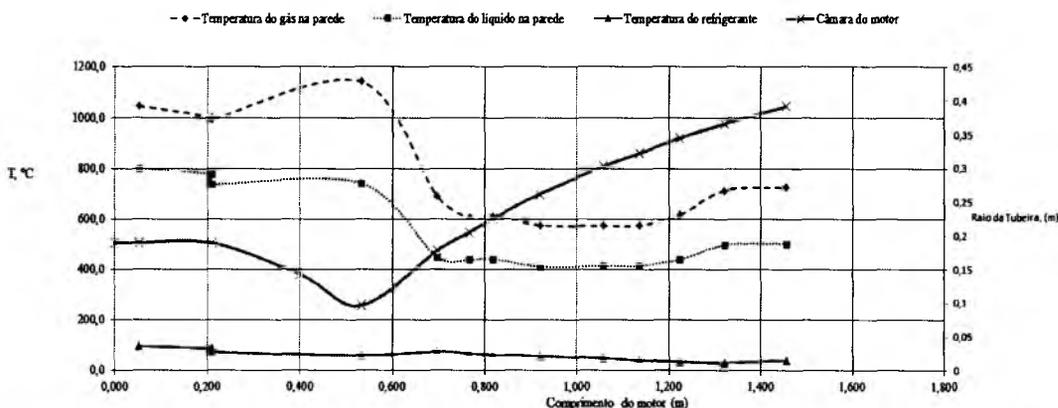


Figura 7.5 - Variação de temperatura ao longo da câmara do motor (LOX+Querosene).

Ambos os propelentes, durante o percurso da refrigeração, apresentam temperaturas semelhantes, conforme pode ser observado nas Figuras (7.4) e (7.5). Então, para a refrigeração, não há claramente um par propelente melhor.

No que se refere à influência dos propelentes na bomba, deve-se considerar que, para a mesma potência e o mesmo fluxo mássico, a sucção da bomba é inversamente proporcional à densidade específica (Sutton, 2001). As bombas são máquinas que operam basicamente com o fluxo volumétrico constante, então, uma maior densidade específica requer menos

sucção, ou seja, menos potência e, conseqüentemente, menor conjunto de bomba. Nessas circunstâncias, em uma comparação entre as bombas de combustível dos pares propelentes LOX+ Querosene e LOX+UDMH, o segundo par propelente aparentemente é melhor, visto que o fluxo mássico na bomba é maior (87 kg/s contra 114 kg/s respectivamente) e sua potência é também é maior (2,2 MW contra 2,7 MW, respectivamente).

A potência da turbina depende de sua eficiência, do fluxo de massa que entra e da variação de entalpia. Sabe-se que, quanto menor o fluxo mássico que entra na turbina, maior é o valor da eficiência da turbina e maior é o trabalho adiabático. Mais uma vez, comparando os pares LOX+Querosene e LOX+UDMH, tem-se que o fluxo mássico é 8,9 kg/s e 7,2 kg/s, respectivamente. Conseqüentemente, a potência gerada pela turbina é maior para LOX+UDMH (5 MW contra 4,7 MW de LOX+Querosene).

Pode-se, assim, concluir que o melhor par propelente pelo método de Glushko e pelas demais condições de projeto é o par oxigênio líquido e dimetil-hidrazina assimétrica (LOX+UDMH).

PROPOSTAS

Embora o par propelente oxigênio líquido e dimetil-hidrazina seja a melhor combinação quando se trata de uma análise energética e de massa, nota-se que no mercado aeroespacial esse par propelente não é utilizado em larga escala, ao contrário do par propelente oxigênio líquido e querosene.

Alguns fatores podem ser citados para exemplificar essa preferência do par propelente oxigênio líquido e querosene: o custo menor de produção, o menor risco de armazenamento, o menor risco de toxicidade, dentre outros. Então, a comparação de pares propelentes devem envolver estudos econômicos, técnicos, ambientais e os fatores de riscos.

O autor sugere também para este trabalho um projeto mais detalhado de todos os componentes que formam o primeiro estágio e a possibilidade de utilizar mais métodos de comparação entre propelentes.

8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Alcantara Cyclone Space (2010). "Cyclone -4 Launch Vehicle User's Guide." Issue 1 – The data concerning the area of LS location, Cyclone-4 LV, typical schedule of preparation of the spacecraft for launch was specified.
- Caisso, P., Souchier, A., Rothmund, C., Alliot, P., Bonhomme, C., Zinner, W., Parsley, R., Neill, T., Forde, S., Starke, R., Wang, W., Takahashi, M., Atsumi, M., Valentian, D. - "A liquid propulsion panorama", retirado no dia 12/10/2012 do site www.sciencedirect.com.
- Clark, John D. (1972), "Ignition: An Informal History of Liquid Rocket Propellants". By Rutgers University, The State University of New Jersey Library of Congress Catalog Card Number: 72-185390.
- Encyclopedia Astronautica – Dados dos propelentes retirados em junho de 2012 no site www.astronautix.com.
- Huzel D.K., Huang D.H. (1992). "Modern Engineering For Design Of Liquid-Propellant Rocket Engines". American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Incropera, F. P. *et al.* (2008). "Fundamentos de transferência de calor e massa". 6th ed. Rio de Janeiro, LTC.
- Smith, E. B., and Clark, D. A. (1971). "Absorption of Unsymmetrical Dimethylhydrazine (UDMH) through Canine Skin", *Toxicol. Appl. Pharmacol*, 18, 649-659.
- Sutton, George Paul. (2000). "Rocket Propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets" – 7th ed.
- Temperatura de saturação do querosene. Extraído do site <http://cameochemicals.noaa.gov/chris/KRS.pdf> em 22/3/2013.
- von Braun, W., Ordway, F. (1974). "History of Rocketry and Space Travel", 3rd ed., Thomas Y. Crowell, New York.
- В.М. Кудрявцева (1993). "Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей" (под ред. В.М. Кудрявцева). (V. M. Kudryavcheva (1993) Fundamentos da teoria e projeto de motores-foguetes líquidos, tradução livre).
- Васильев А.П., Кудрявцев В.М., (1983) – "Основы теория и расчета жидкостных ракетных двигателей" -3-е изд., испр. И доп. Высш. Школа – 703 с., ил. (Vaciliev A. P. , Kudryavche V. M., (1983) - Fundamentos da teoria e cálculo de motores-foguetes líquidos, tradução livre).

- Г.Г. Гахуна (1989). “Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей” (под общ. ред. Г.Г. Гахуна). (G. G. Gahuna (1989) - Construção e concepção de motores de foguete líquidos, tradução livre).
- Геймбергер Ю.О., Горбенко Г.А., Шементов А. М. (2009). “Конструкція та розрахунок агрегатів системи живлення рідинних ракетних двигунів, (Geimberger J.O., Gorbenko H. A., Shementov A. M. (2009) - Design e cálculo dos sistemas de alimentação de motores-foguetes líquidos, tradução livre).
- Горбенко Г.А. (2001). “Основи теорії та розрахунку рідинних ракетних двигунів.(Gorbenko H. A. (2001) - Teoria básica e cálculo de motores-foguetes líquidos, tradução livre).
- Горбенко Г.А.(2000). “Охлаждения камеры теплового двигателя”. (Gorbenko H. A (2000) - Troca de calor no motor e refrigeração na câmara, tradução livre).
- Добровольский, М.В. (1968). “Жидкостные ракетные двигатели”,. (Dobrowolski, M. V. (1968) - Motor-foguete líquido, tradução livre).
- Махи, В.А.(1961). “Жидкостные ракетные двигатели ”. (Mahim, V. A. (1961) - Motor-foguete líquido, tradução livre).
- Овсянников Б.В. (1986). “Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей”. (Avsyannikov B. V. (1986) - Teoria e cálculo dos sistemas de alimentação dos motores-foguetes líquidos, tradução livre).
- Справочник, (1971). “Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания”.. (Handbook, (1971)- Termodinâmica e propriedades físicas de transporte dos produtos da combustão, tradução livre).