



AUTORES AUTHORS	PALAVRAS CHAVES/KEY WORDS VARIACÃO DE EMPUXO EFEITO DO GÁS HÉLIO NA ESTRUTURA DA CHAMA		AUTORIZADA POR/AUTHORIZED BY <i>Marco Antonio Raupp</i> Diretor Geral
	AUTOR RESPONSÁVEL RESPONSIBLE AUTHOR <i>Fachini</i> Fernando Fachini Filho	DISTRIBUIÇÃO/DISTRIBUTION <input type="checkbox"/> INTERNA / INTERNAL <input checked="" type="checkbox"/> EXTERNA / EXTERNAL <input type="checkbox"/> RESTRITA / RESTRICTED	REVISADA POR / REVISED BY <i>Walter Giti</i> Walter Giti

CDU/UDC 541.126	DATA / DATE Abril/87
--------------------	-------------------------

TÍTULO/TITLE	PUBLICAÇÃO Nº PUBLICATION NO INPE-4158-TDL/270		ORIGEM ORIGIN DCP
	MODULAÇÃO DO EMPUXO DE MOTOR FOGUETE A PROPELENTE SÓLIDO.		PROJETO PROJECT ATDEN
Nº DE PAG. NO OF PAGES 97			ULTIMA PAG. LAST PAGE G.4
AUTORES/AUTHORSHIP	FERNANDO FACHINI FILHO		VERSÃO VERSION
			Nº DE MAPAS NO OF MAPS

RESUMO - NOTAS / ABSTRACT - NOTES

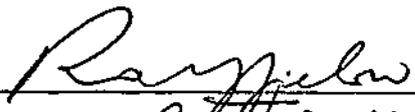
Este trabalho descreve um método de modulação de empuxo de motor foguete a propelente sólido. O método consiste na injeção de gases monatômicos, hélio e argônio, na câmara de combustão, o qual modifica a estrutura da chama que está na face do grão e, conseqüente mente, altera a taxa de queima do grão. Este método modifica o empuxo.

OBSERVAÇÕES/REMARKS

Dissertação de Mestrado em Ciência Espacial aprovada em agosto de 1986.

Aprovada pela Banca Examinadora
em cumprimento a requisito exigido
para a obtenção do Título de Mestre
em Ciência Espacial

Dr. Ralf Gielow



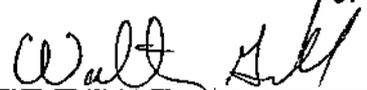
Presidente

Dr. Demétrio Bastos Netto



Orientador

Dr. Walter Gill



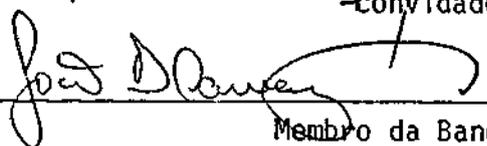
Co-Orientador

Ten Cel Doc. Ing. José Gobbo Ferrreira



Membro da Banca
-Convidado-

Dr. João Andrade de Carvalho Júnior



Membro da Banca

Candidato: Fernando Fachini Filho

São José dos Campos, 07 de julho de 1986



Bendito o varão que confia no Senhor,
e cuja esperança é o Senhor.

Porque será como a árvore plantada
junto as águas, que estende as suas raízes
para o ribeiro, e não receia quando vem o
calor, mas a sua folha fica verde; e no ano
de sequeidão não se afadiga, nem deixa
de dar frutos.

Jeremias 17-7 e 8

Porque Deus amou o mundo, de tal manei
ra que deu o seu Filho unigênito, para que
todo aquele que nele crê não pereça, mas
tenha a vida eterna.

João 3-16

Aos meus pais, Fernando e Maria
Lygia, e a minha namorada Mara.

AGRADECIMENTOS

Ao General de Divisão Argus Ourique Moreira e aos Ten. Cel. José Góbbio Ferreira do CTE_x e ao Ten. Cel. Roberto de Andrade Roux da IMBEL pela prestimosa colaboração e paciência.

Ao meu orientador Dr. Demétrio Bastos Netto e co-orientadores Dr. Walter Gill e Dr. João Andrade de Carvalho Júnior pela intensa ajuda na realização deste trabalho.

Em especial ao Físico Heraldo da Silva Couto (MS) pela contribuição nas conclusões finais.

Aos colegas Eng^o João Geraldo da Silva e aos técnicos Roberto Fernandes Bastos, Fernando Antonio Rosa de Siqueira, José Roberto Soderó Victório e Catherine Laporte pela dedicação na instrumentação dos testes.

Ao Eng^o Jorge Luiz Gomes Ferreira da oficina mecânica, aos técnicos Célio Marques Carneiro e Francisco Carlos Nogueira dos Santos e ao auxiliar técnico Paulo Celso Palmeira pela construção do motor foguete.

ABSTRACT

This work describes a method of thrust modulation of a solid propellant rocket motor. The method deals with the injection of monatomic gases - helium and argon - in the combustion chamber, which modifies the flame structure over the grain surface and, consequently, changes the grain burning rate. Thus, accordingly, modifying the thrust.



SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
LISTA DE FIGURAS	
LISTA DE SÍMBOLOS	
<u>CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO</u>	1
<u>CAPÍTULO 2 - MECANISMOS DE MODULAÇÃO DE EMPUXO</u>	3
2.1 - Adição de Massa	3
2.2 - Reação Química	6
2.3 - Modificação da estrutura da chama	7
2.4 - Simulação teórica	11
<u>CAPÍTULO 3 - PARTE EXPERIMENTAL</u>	21
3.1 - Introdução	21
3.2 - Descrição da bancada de teste	21
3.3 - Curva de velocidade de queima do propelente	24
3.4 - Resultados	26
<u>CAPÍTULO 4 - CONCLUSÃO</u>	37
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	39
BIBLIOGRAFIA	41
APÊNDICE A - CONSERVAÇÃO DE MASSA APLICADA EM MOTOR FOGUETE	
APÊNDICE B - EQUAÇÃO DA PROPAGAÇÃO DA FRENTE DE CHAMA	
APÊNDICE C - DADOS TEÓRICOS DE "ADORMECIMENTO" E "ACELERAÇÃO" DE MOTOR FOGUETE COM INJEÇÃO DE LÍQUIDOS E GASES	
APÊNDICE D - CALIBRAÇÃO DO MEDIDOR DE VAZÃO	
APÊNDICE E - TRATAMENTO ESTATÍSTICO DOS DADOS	
APÊNDICE F - ENTRADA E SAÍDA DOS PROGRAMAS INJEÇÃO E NASA SP-273	
APÊNDICE G - PROGRAMA INJEÇÃO	



LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
2.1 - Princípio da modulação do empuxo por adição de massa	4
2.2 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura, ϕ , com C^* e C_f constantes	6
2.3 - Princípio da modulação por adição de massa e interação química	7
2.4 - Perfil de temperatura na chama versus distância	9
2.5 - Velocidade da chama do metano com várias composições de ar .	10
2.6 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de hélio (simulação em computador)	12
2.7 - Velocidade característica versus razão instantânea, ϕ , de mistura com injeção de hélio (simulação em computador)	13
2.8 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de hélio (simulação em computador)	13
2.9 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de argônio (simulação em computador)	14
2.10 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de argônio (simulação em computador) ...	15
2.11 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de argônio (simulação em computador)	16
2.12 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de nitrogênio (simulação em computador)	17
2.13 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de nitrogênio (simulação em computador) ..	18
2.14 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de nitrogênio (simulação em computador)	19
3.1 - Motor foguete em ponto fixo	22
3.2 - Esquema da bancada de teste	22
3.3 - Os vários grãos usados nos testes	23
3.4 - Inibição final do grão propelente	23
3.5 - Velocidade de regressão versus pressão na câmara	25
3.6 - Teste do motor foguete sem injeção, pressão na câmara e empuxo, versus tempo	26
3.7 - Teste do motor foguete com injeção de hélio	27
3.8 - Teste do motor foguete com injeção de hélio	28
3.9 - Teste do motor foguete com injeção de hélio	30
3.10 - Teste do motor foguete com injeção de hélio	31

	<u>Pág.</u>
3.11 - Teste do motor foguete com injeção de hélio	31
3.12 - Teste do motor foguete com injeção de hélio	32
3.13 - Teste do motor foguete com injeção de argônio	33
3.14 - Teste do motor foguete com injeção de argônio	34
3.15 - Teste do motor foguete com injeção de argônio	34
3.16 - Teste do motor foguete com injeção de argônio	35
3.17 - Teste do motor foguete com injeção de nitrogênio	35
3.18 - Teste do motor foguete com injeção de nitrogênio	36
3.19 - Teste do motor foguete com injeção de nitrogênio	36
C.1 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura com injeção de gás bromo (simulação em computador)	C.2
C.2 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura com injeção de gás bromo (simulação em computador)	C.2
C.3 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura com injeção de gás bromo (simulação em computador)	C.3
C.4 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura com injeção de amônia (simulação em computador)	C.3
C.5 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura com injeção de amônia (simulação em computador)	C.4
C.6 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura com injeção de amônia (simulação em computador)	C.4
C.7 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura com injeção de água oxigenada (simulação em computador)	C.6
C.8 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura com injeção de água oxigenada (simulação em computador)	C.7
C.9 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura com injeção de água oxigenada (simulação em computador)	C.8
C.10 - Modulação do empuxo versus razão de mistura instantânea com injeção de hidrazina (simulação em computador)	C.9
C.11 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura com injeção de hidrazina (simulação em computador)	C.10
C.12 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura com injeção de hidrazina (simulação em computador)	C.11
D.1 - Coeficiente de descarga versus número de Reynolds	D.2
D.2 - Curva de calibração da placa de orifício para o hélio	D.4
D.3 - Curva de calibração da placa de orifício para argônio	D.5
D.4 - Curva de calibração da placa de orifício com nitrogênio	D.6

LISTA DE SÍMBOLOS

- a - Parâmetro definido por $\dot{r} = a.P_c^n$
- a* - Parâmetro de ajuste definido pela expressão D.4
- A - Área, m²
- b₀ - Estimativa da constante da reta de regressão
- b₁ - Estimativa da inclinação da reta de regressão
- B₀ - Constante da equação da reta de regressão
- B₁ - Inclinação da equação da reta de regressão
- C_i - Erro entre o valor dado pela regressão e o real
- C_d - Coeficiente de descarga
- C_f - Coeficiente de empuxo. $C_f = F/P_c.A_g$
- C_p - Calor específico à pressão constante, Joule/kg.K
- C* - Velocidade característica, m/s
- e - Porcentagem dos dados fora do limite de confiança
- E - Energia de ativação, Joule/mol
- F - Empuxo, N
- G - Termo de geração de calor, Joule/m².s
- I_{sp} - Impulso específico, s
- k - Condutividade térmica, Joule/m².s.K
- \dot{m} - Fluxo de massa por unidade de área, kg/s
- M_w - Peso molecular, kg/mol
- n - Índice de combustão definido por $\dot{r} = a.P_c^n$
- p - Peso específico, N/m³
- P - Pressão, N/m²
- Q - Calor liberado, Joule/kg

- \dot{r} - Velocidade de queima do propelente, m/s
- R - Constante universal dos gases, 8314 Joule/mol.K
- S - Estimativa da variância
- t - Tempo, s
- T - Temperatura, K
- u - Velocidade da propagação da frente de chama, m/s
- U - Velocidade adimensional definida da Expressão 2.7
- v - Volume, m³
- V - Volume específico, m³/kg
- x - Distância, m
- X_i - Variável independente de um conjunto de dados
- \bar{X} - Valor médio da variável independente
- Y_i - Variável dependente de um conjunto de dados
- \bar{Y}_i - Estimativa da variável dependente
- \bar{Y} - Valor médio da variável dependente
- Z - Fator de frequência, 1/s
- α - Difusividade térmica, m²/s
- γ - Razão dos calores específicos
- Δx - Incremento de distância, m
- ϵ - Distância adimensional definida na Expressão 2.8
- θ - Temperatura adimensional definida na Expressão 2.9
- $\underline{\underline{\sigma}}$ - Tensor tensão

Índices Inferiores

- c - Denota propriedade na câmara de combustão
- cal - Denota condição de calibração
- g - Denota propriedade na garganta da tubeira

- o - Denota o estado sem injeção
- op - Denota condição de operação
- orif - Denota propriedade do orifício
- p - Denota propriedade do propelente
- q - Denota propriedade de queima do propelente
- tubo - Denota propriedade do tubo
- 1 - Denota condição a montante
- 2 - Denota condição a jusante

Índices Especiais

- $(\bar{\quad})$ - Representa o valor médio de ()
- $(\hat{\quad})$ - Representa a estimativa do valor ()
- $(\quad)^*$ - Denota condição após injeção
- D/Dt - Operador derivada substantiva, $d/dt + v \cdot \nabla$
- $\nabla \cdot$ - Operador nabla, $\underline{i} d/dx + \underline{j} d/dy + \underline{k} d/dz$



CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

A simplicidade relativa, o custo e a elevada confiabilidade dão ao motor foguete a propulente sólido a preferência numa larga faixa de emprego. Entretanto, tais motores admitem normalmente variação no módulo do vetor empuxo apenas em situações pré-programadas ou através da variação da área da garganta da tubeira, técnica cara e complicada. Sob o ponto de vista da simplicidade e versatilidade, uma opção bastante interessante é a modulação do módulo vetor empuxo através de injeção de fluido na câmara de combustão do motor foguete, buscando-se assim alteração da pressão de operação, e, por sua vez, do empuxo.

Postula-se que tal modificação da pressão com a injeção do fluido ocorra através de um ou mais dos seguintes mecanismos: a) adição de massa; b) reação química na câmara de combustão entre o fluido injetado e os produtos de combustão do propulente e c) alteração de estrutura da chama na superfície do propulente. Os dois primeiros mecanismos e sua aplicação na modulação do empuxo foram discutidos por Reichard (1974) e o último, aqui proposto, aproveita teoria básica em propagação de chama (Gill et alii, 1984).

Embora este trabalho descreva também os mecanismos de adição de massa e a reação química, além de apresentar simulações em computador para alguns fluidos injetados, o principal interesse está no mecanismo de alteração da estrutura da chama conseguido pela injeção de gases monatômicos. Tal mecanismo é descrito pela equação térmica da propagação da frente de chama. Por ser deduzida através de grande número de simplificações, o mecanismo é discutido qualitativamente.

Por este razão, o procedimento adotado será simular a queima do bloco propulente com a injeção do fluido, através do programa de computador de Gordon e McBride (1971), e comparar os resultados obtidos com os experimentais. Como o programa prevê os dois primeiros mecanismos, os efeitos causados além dos previstos serão devido ao mecanismo de modificação da estrutura da chama.

Para tal, montou-se uma bancada de teste a fim de verifi
car o efeito da modificação da estrutura da chama sobre a velocidade de
queima do bloco propelente e, portanto, no empuxo.

CAPÍTULO 2

MECANISMOS DE MODULAÇÃO DE EMPUXO

2.1 - ADIÇÃO DE MASSA

Sabe-se que a pressão na câmara de combustão pode ser determinada a partir das equações de conservação e da equação de estado dos produtos da reação (Barrere, 1960). A equação de conservação de massa (Apêndice A) aplicada num motor foguete a propelente sólido com injeção de massa (em condições de escoamento permanente), pode ser escrita:

$$\dot{m}_g = \dot{m}_q + \dot{m}_i, \quad (2.1)$$

onde \dot{m}_g é a taxa de massa que passa pela garganta da tubeira, \dot{m}_q é a taxa de massa gerada pela queima do grão propelente e \dot{m}_i é a taxa de massa injetada na câmara de combustão.

Considerando que, para o propelente em questão, é válida a relação de Vieille entre a pressão na câmara, P_c , e a taxa de queima do grão propelente, \dot{r} , pode ser escrito:

$$\dot{r} = a \cdot P_c^n, \quad (2.2)$$

onde a é um parâmetro, função principalmente da temperatura do propelente antes da queima e n , o índice de combustão. Substituindo as expressões 2.2 e da velocidade característica, $C^* = P_c \cdot A_q / \dot{m}_g$, na expressão 2.1, tem-se:

$$\frac{A_g \cdot P_c'}{C^*} = \rho_p \cdot A_q \cdot a \cdot P_c'^n + \dot{m}_i, \quad (2.3)$$

onde A_g e A_q são respectivamente as áreas da garganta da tubeira e de queima do bloco propelente, ρ_p a densidade do propelente e P_c' a pressão na câmara após a injeção.

A Equação 2.3 pode ser resolvida graficamente como mostra a Figura 2.1, onde a pressão de operação sem injeção é dada pela intersecção (ponto M_0) das curvas de taxa de geração de massa devido à queima do bloco propelente e à taxa de massa que passa pela garganta da tuberia. A nova pressão de operação devido à adição de massa injetada está representada pelo ponto M , o qual mover-se-á com a variação de m_i .

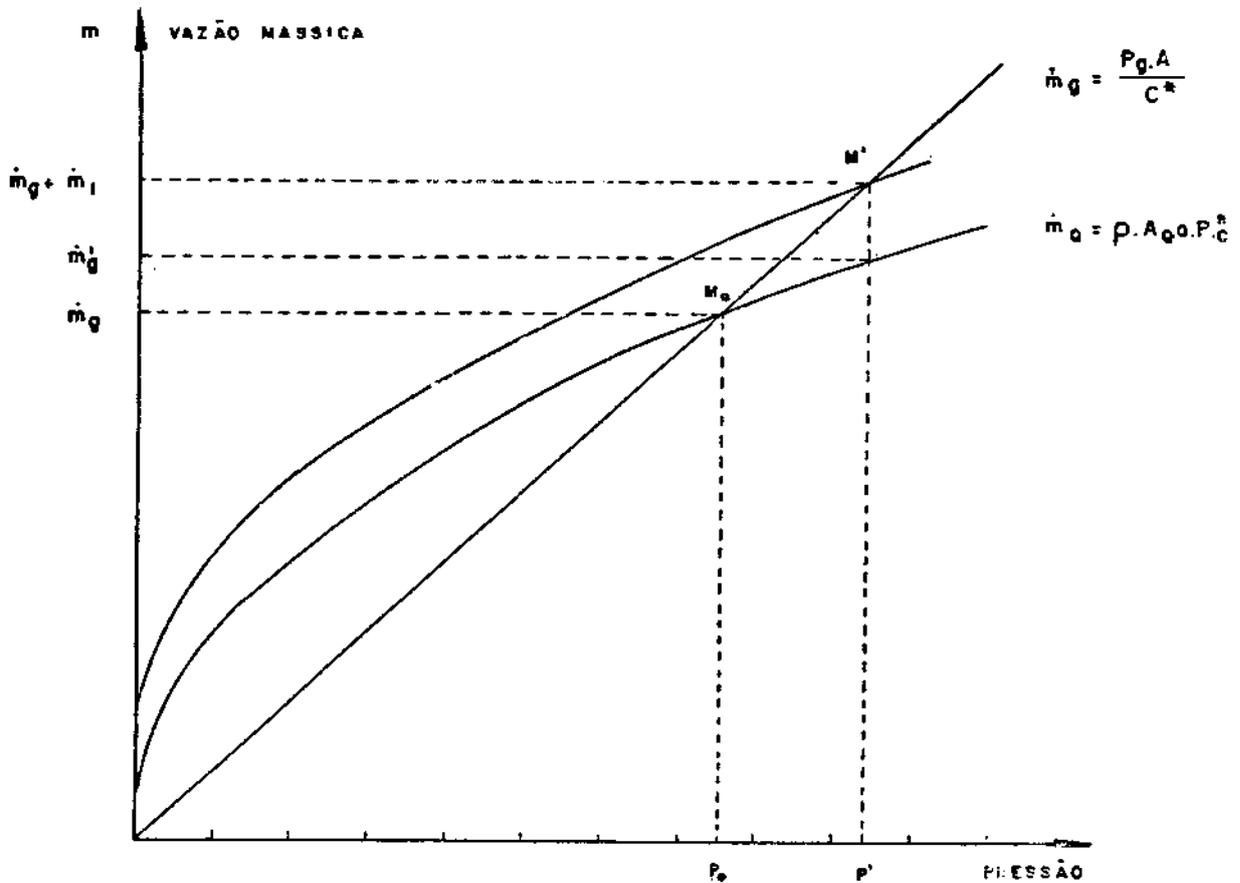


Fig. 2.1 - Princípio da modulação por adição de massa.

Fazendo $\phi = \dot{m}_i / \dot{m}_g$ e dividindo por \dot{m}_{g0} tem-se uma expressão para a razão das pressões ($P_{c'}/P_{c0}$) com e sem injeção dada por:

$$\frac{P_{c'}}{P_{c0}} = \left[(1 + \phi) \frac{C^{*'}}{C^*_0} \right]^{1/(1-n)}, \quad (2.4)$$

onde ()' denota a condição com injeção e ()_o, sem injeção.

Da definição de coeficiente de empuxo, $C_F = F/Pc.Aq$, a expressão 2.4 fica:

$$\frac{F}{F_o} = \frac{C_F'}{C_{F_o}} \left[(1 - \phi) \frac{C^{*'}}{C^{*}_o} \right]^{1/(1-n)} \quad (2.5)$$

Da Equação 2.5 vê-se que, para propelentes com índices de combustão, n , próximos de um, é possível obter variações sensíveis no empuxo, com pequenas mudanças na razão instantânea de mistura, ϕ . No caso simples de adição de massa (sem admissão de reação química nem modificação da estrutura da chama), a velocidade característica (C^*) e o índice de combustão (n) permanecem a princípio constantes, e o coeficiente de empuxo (C_F) varia um pouco. Para essas condições a variação da razão de empuxo (F'/F_o) com e sem injeção, em relação ao parâmetro ϕ , para diferentes valores de n , é mostrada na Figura 2.2

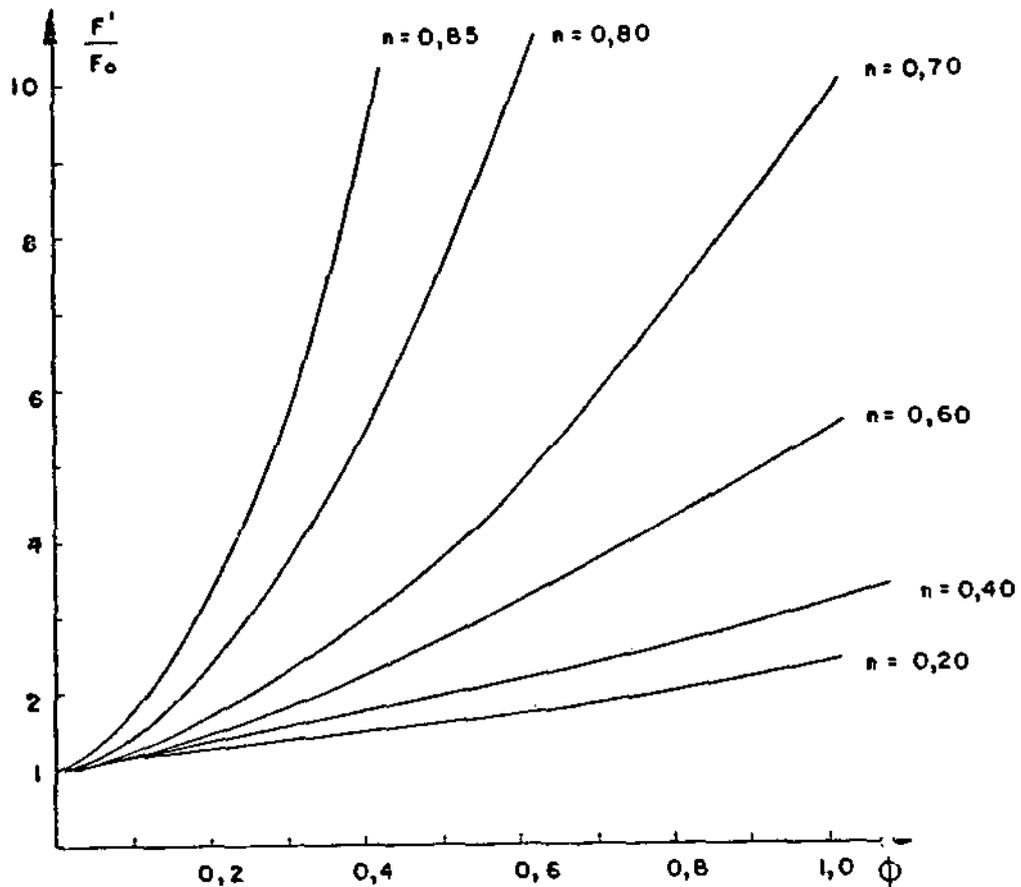


Fig. 2.2 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura ϕ , com C^* e C_f constantes.

FONTE:

2.2 - REAÇÃO QUÍMICA

O efeito intrínseco da adição de massa na injeção de fluido reativo, como no caso já visto da simples adição de massa, é determinada pelo parâmetro razão de mistura instantânea ϕ . A reação química entre o fluido e os produtos de combustão servirá para modificar as propriedades físico-químicas dos produtos da combustão que se escoarão pela tubeira, causando assim mudanças sensíveis na velocidade característica (C^*). O princípio da modulação do empuxo para este mecanismo pode ser visto na Figura 2.3, onde o novo ponto de operação (M') pode ser calculado graficamente, bastando conhecer a nova inclinação da curva da taxa de massa que passa pela garganta da tubeira.

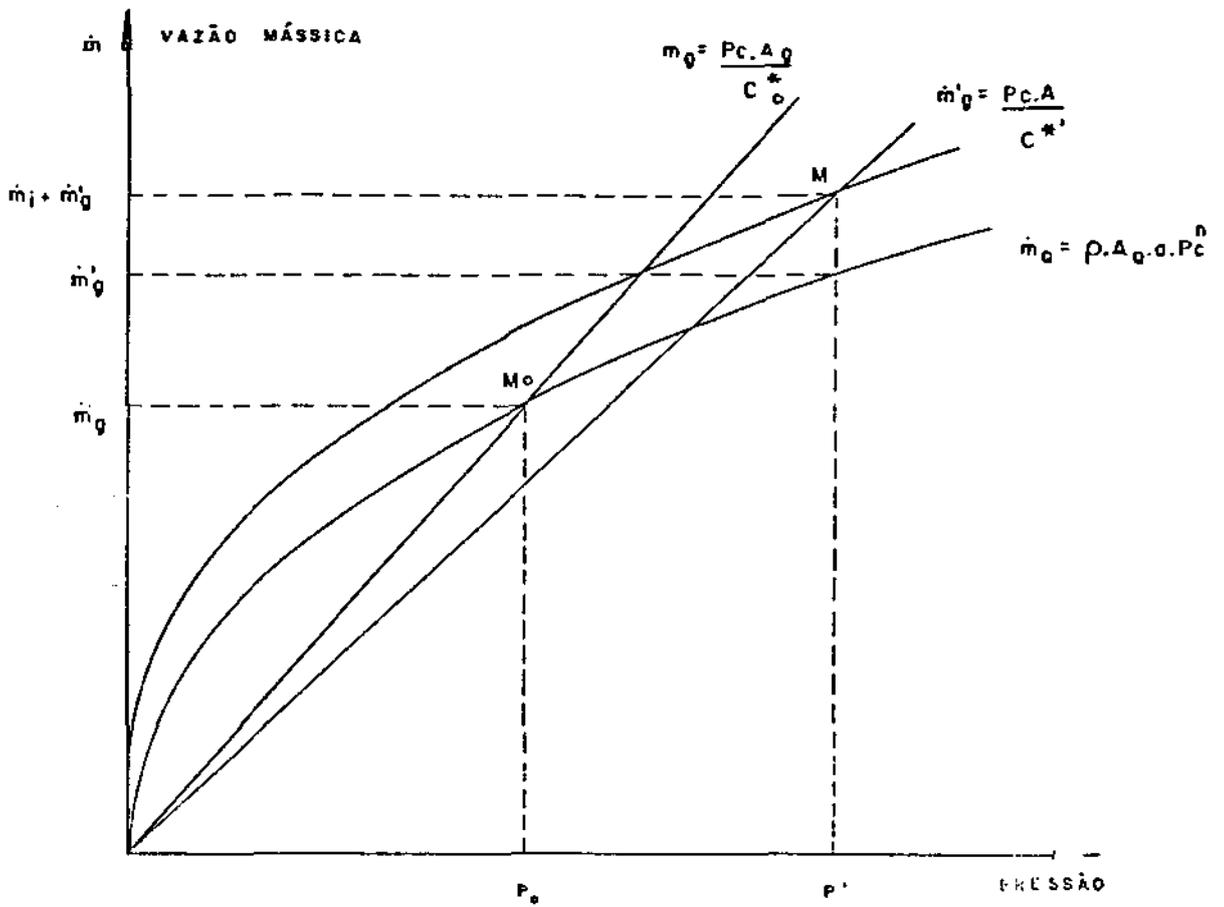


Fig. 2.3 - Princípio da modulação por adição de massa e interação química.

FONTE: Reichard (1974)

2.3 - MODIFICAÇÃO DA ESTRUTURA DA CHAMA

A relação $\dot{r} = a \cdot P_c^n$, usada na discussão dos mecanismos de modulação do empuxo, dada anteriormente, é como se sabe baseada em observações experimentais. Não havendo ainda um modelo matemático totalmente satisfatório para explicá-lo, conforme Parr e Crawford (1950), Rice e Ginell (1950), Beckstead (1980) etc. Entretanto, não há dúvida que os parâmetros a e n são funções da estrutura da chama na superfície do propelente, e qualquer modificação nessa estrutura vai manifestar-se nesses parâmetros.

Considere-se um modelo térmico simplificado da frente de chama (Gill et alii, 1984), que trata da propagação da reação química de ordem zero com velocidade constante dentro de um meio reativo unidimensional, cujo perfil de temperatura seja dado na Figura 2.4. Assim pode-se escrever (Apêndice B):

$$\frac{d^2\theta}{d\epsilon^2} + U \cdot \frac{d\theta}{d\epsilon} + e^{-1/\theta} = 0, \quad (2.6)$$

$$U = \frac{u}{\alpha} \cdot \sqrt{\frac{K.E.}{\rho.Q.R.Z.}}, \quad (2.7)$$

$$\epsilon = x \cdot \sqrt{\frac{\rho.Q.R.Z.}{K.E.}} \quad (2.8)$$

$$\theta = \frac{RT}{E}, \quad (2.9)$$

onde R, é a constante universal dos gases; T, a temperatura absoluta; E, energia de ativação; Q o calor liberado devido à reação; Z, o fator de frequência; k, a condutividade térmica; ρ , a densidade do meio; u, a velocidade da frente de chama; α , a difusividade térmica ($k/C_p \cdot \rho$) e x, a distância.

A velocidade adimensional U é um valor característico de terminado com a solução da Expressão 2.6 para dadas condições de contorno. Este termo possibilita relacionar a velocidade da frente de chama com os parâmetros k, E, Q, Z, ρ e α que são os parâmetros que caracterizam a estrutura da chama.

Portanto, vê-se que com a injeção de gases é possível variar os parâmetros da estrutura da chama. Em particular os gases monatômicos fornecem uma forte variação nos parâmetros especialmente na difusividade térmica, α . Assim, como a velocidade de propagação da chama, u, é proporcional à difusividade térmica, é possível obter uma significativa alteração. Por outro lado, os outros termos não produzem efeitos tão

fortes quanto à difusividade térmica visto que entram na Expressão 2.7 atenuados pela raiz quadrada de seus valores. A consequência da variação da difusividade térmica do meio é a maior transferência de calor da chama para a superfície do bloco propelente exposta à chama, com a consequente alteração da temperatura da superfície, alterando-se assim a taxa de transformação do propelente da fase sólida para a gasosa. Fase esta onde ocorre a maioria das reações, implicando a variação da velocidade da frente de chama para que se tenha um processo estável.

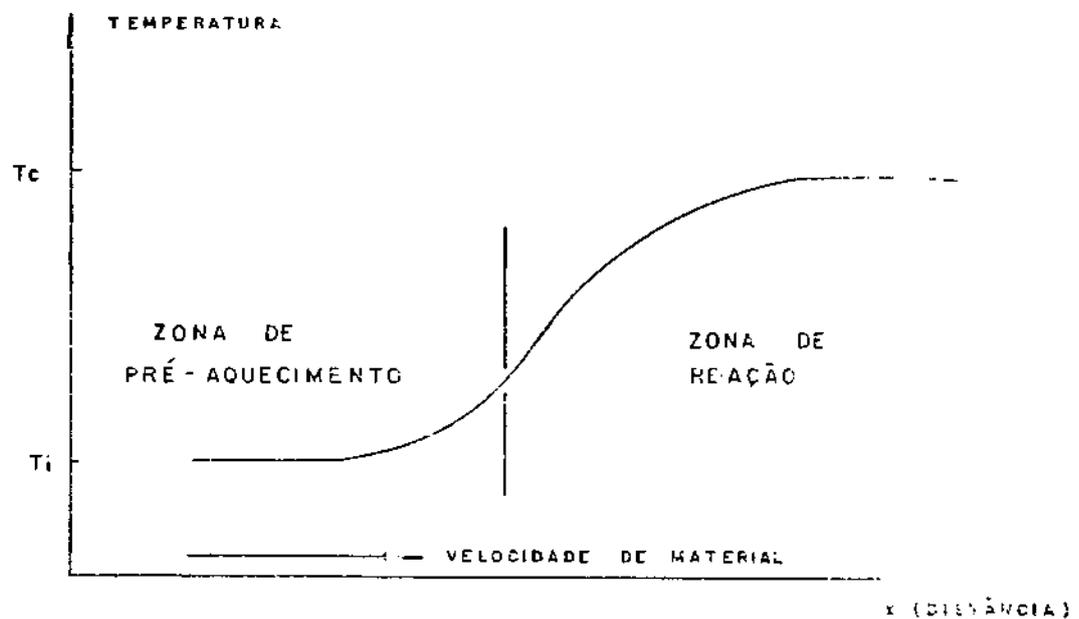


Fig. 2.4 - Perfil de temperatura na chama versus distância.

Os efeitos da injeção de gases sobre a velocidade da frente de chama foram observados em chamas de gases pré-misturadas (Figura 2.5). Os gases injetados foram hélio, argônio e nitrogênio (como a difusividade térmica do argônio e nitrogênio são iguais, mas o calor específico do argônio é menor do que a do nitrogênio, e o calor liberado pela reação é o mesmo, a temperatura da chama é maior com a presença do argônio). O resultado é a velocidade da frente de chama maior com a presença de argônio na mistura do que com nitrogênio. A difusividade térmica do hélio é da ordem de cem vezes a do argônio, e o efeito na velocidade da frente de chama consequentemente é maior.

	N ₂	Ar	He
10 ⁶ *K	5,00	4,44	40,31
ρ	6,82	9,72	0,97
C _p	36,01	20,76	2,076
10 ⁶ *α	2,035	2,20	200,1

T=2000 K

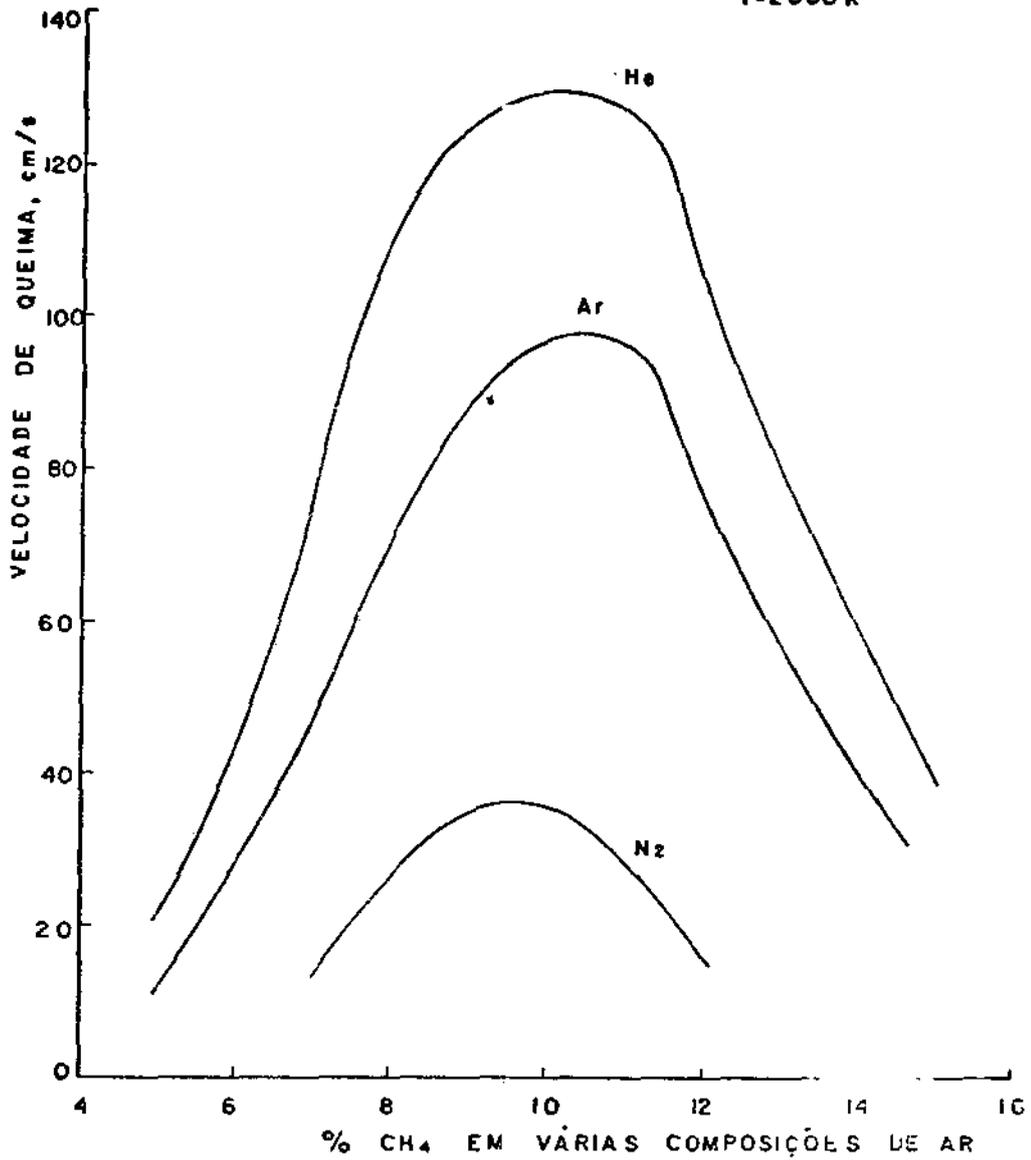


Fig. 2.5 - Velocidade da chama do metano com várias composições de ar.

FONTE: Clingman et alii (1953).

2.4 - SIMULAÇÃO TEÓRICA

O efeito da injeção de massa na câmara de combustão de um motor foguete pode ser determinado teoricamente com a ajuda de um computador que executa dois programas sequencialmente, a saber: o primeiro que calcula as novas condições de operação do motor foguete com injeção, chamado programa Injeção (Apêndice G), e o segundo que determina no equilíbrio químico as composições dos gases e os parâmetros de performance de motor foguete (Gordon and McBride, 1971), o qual será chamado simplesmente pelo código NASA SP-273.

O programa Injeção obtém o novo ponto de operação do motor foguete, resolvendo a equação de conservação de massa (Expressão 2.3). O programa NASA SP-273 determina a composição de equilíbrio para o novo ponto de operação através da minimização da energia livre de Gibbs, respeitando os vínculos da conservação de átomos e da conservação de energia. Conhecendo a composição dos produtos da combustão no equilíbrio, ele então determina os parâmetros de performance para o motor foguete.

A técnica usada para simular a queima do bloco propelente com injeção de fluidos é classificar todos os compostos da pólvora como combustíveis e o composto injetado como oxidante. Este procedimento não traz nenhum problema, visto que o programa faz a combinação de todos os átomos, mantendo a proporção dos compostos combustíveis e dos compostos oxidantes (razão oxidante e combustível). Portanto, a razão oxidante e combustível, que é um dos dados de entrada do programa NASA SP-273, será o parâmetro ϕ (razão instantânea da mistura) e o outro é a pressão na câmara, que são alguns dos dados de saída do programa Injeção. Os dados de saída do NASA SP-273 são os dados de entrada do Injeção. Assim, fixada a taxa de massa a ser injetada e com uma aproximação inicial da velocidade característica (C^*) e o coeficiente de empuxo (C_f), procede-se interativamente entre os dois programas até que os resultados dos dois não se alterem. No final, tem-se a pressão na câmara, o empuxo, os parâmetros de performance com injeção e a razão instantânea de mistura.

Para o acompanhamento dos testes que visam inferir os efeitos da injeção de gases inertes monatômicos, simulou-se a queima

do bloco propelente na presença de hêlio, argônio e nitrogênio. Inje-
tou-se nitrogênio para ter um padrão de comparação para a injeção de hê-
lio e argônio. Os resultados das simulações não mostram os efeitos obser-
vados, pois o programa NASA SP-273 faz somente a combinação de todos os
átomos de todos os compostos e apresenta uma combinação dos produtos que
satisfazem às condições de mínima energia livre de Gibbs, conservação
de átomos e energia. Portanto, qualquer efeito adicional da injeção de
qualquer fluido ao previsto no programa será devido à variação na estru-
tura da chama. As simulações com a injeção dos gases hêlio e nitrogênio
são vistas nas Figuras 2.6 até 2.14.

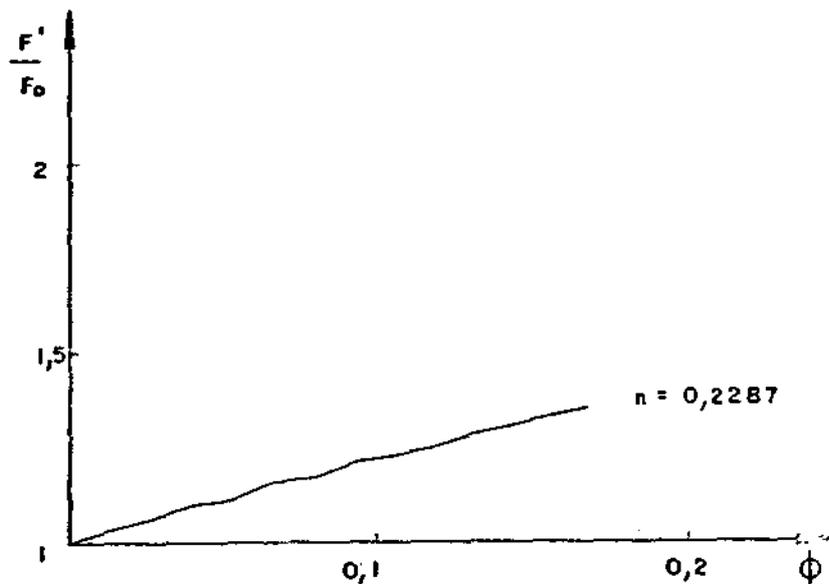


Fig. 2.6 - Modulação do empuxo versus razão instan-
tânea de mistura, ϕ , com injeção de hê-
lio (simulação em computador).

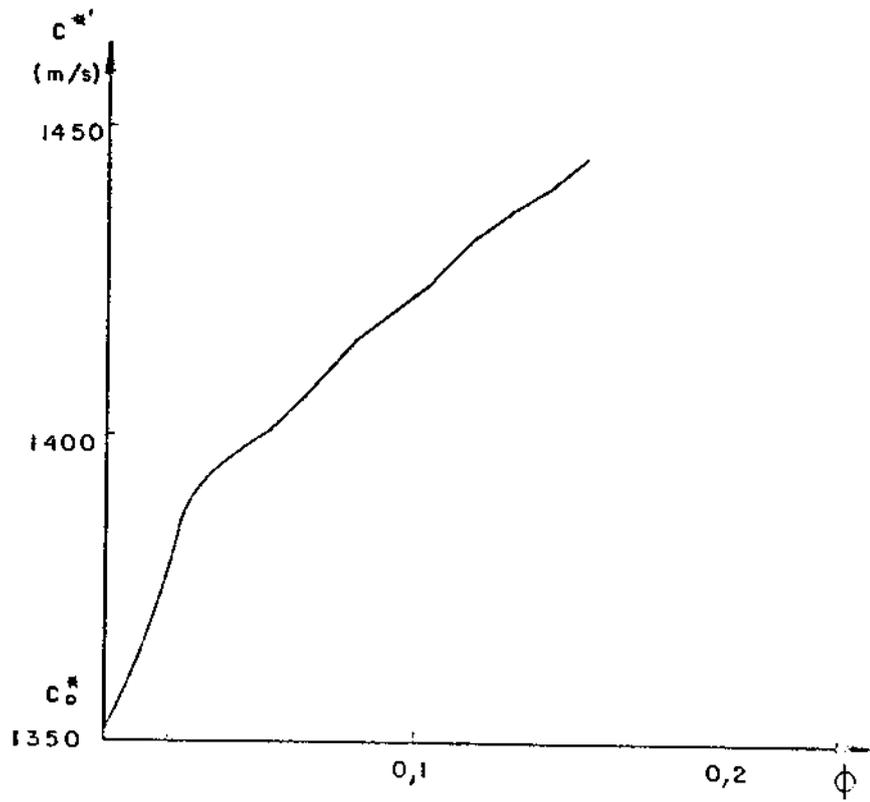


Fig. 2.7 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de hélio (simulação em computador).

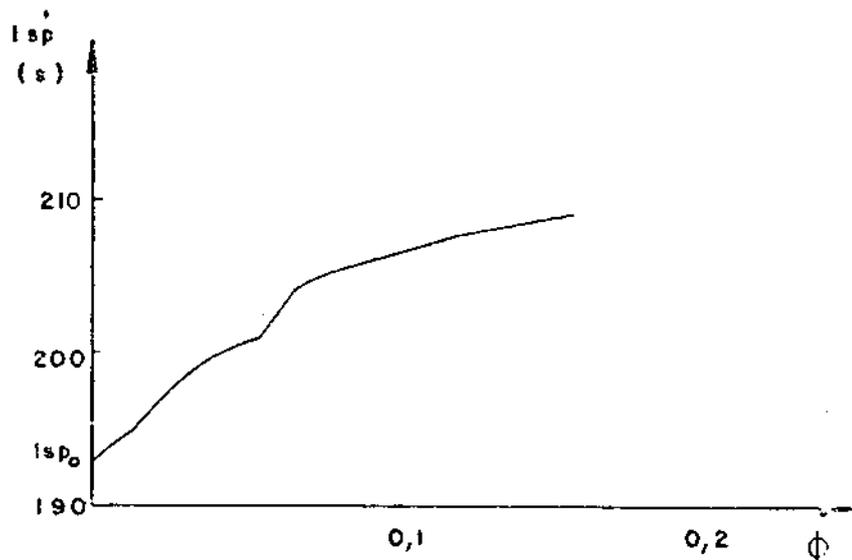


Fig. 2.8 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de hélio (simulação em computador).

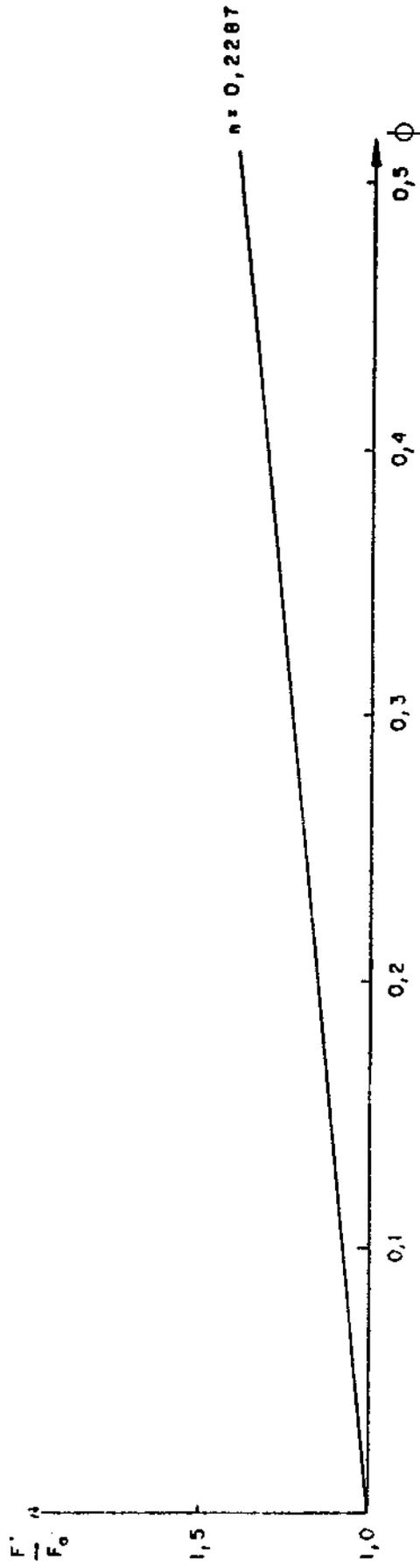


Fig. 2.9 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de argônio (simulação em computador).

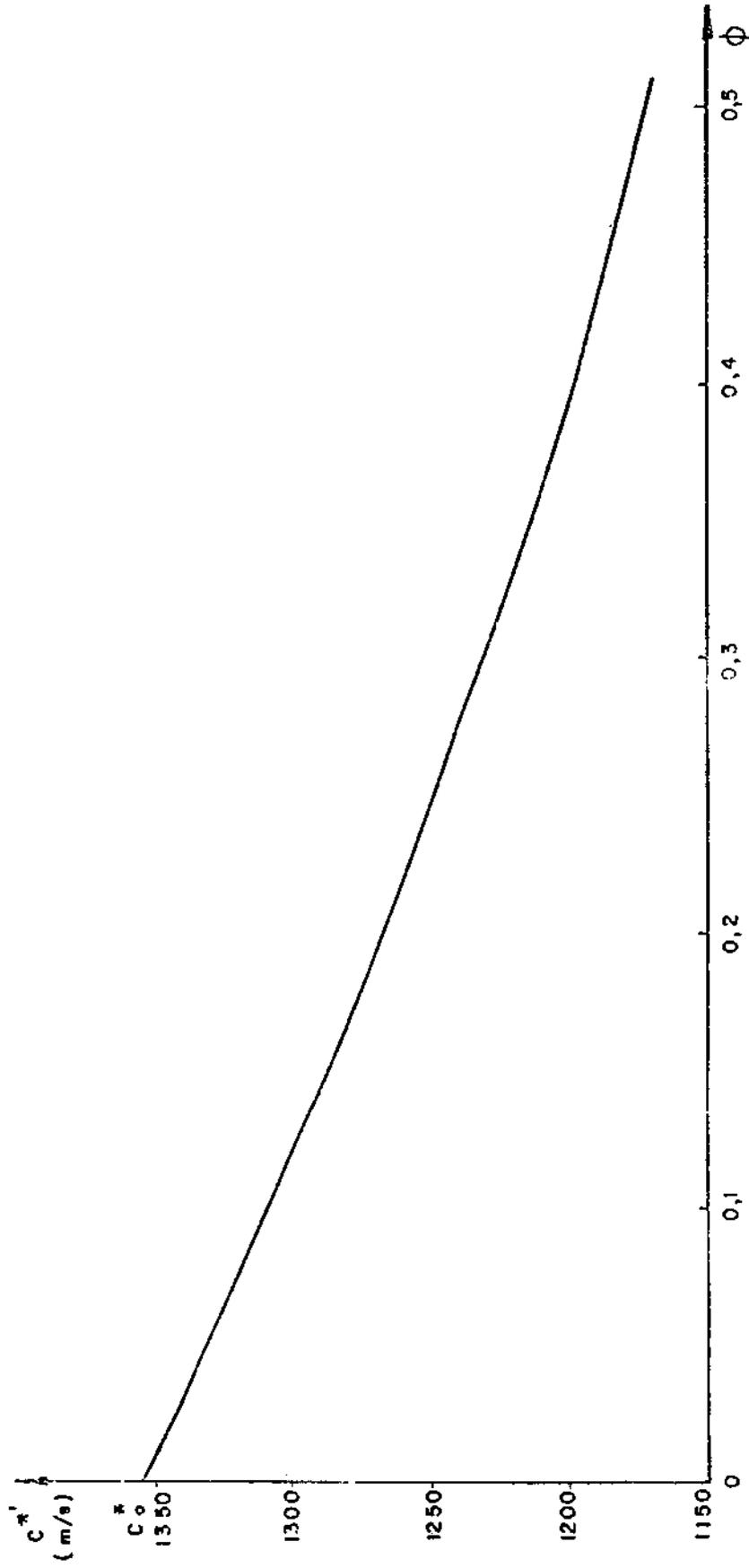


Fig. 2.10 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de argônio (simulação em computador).

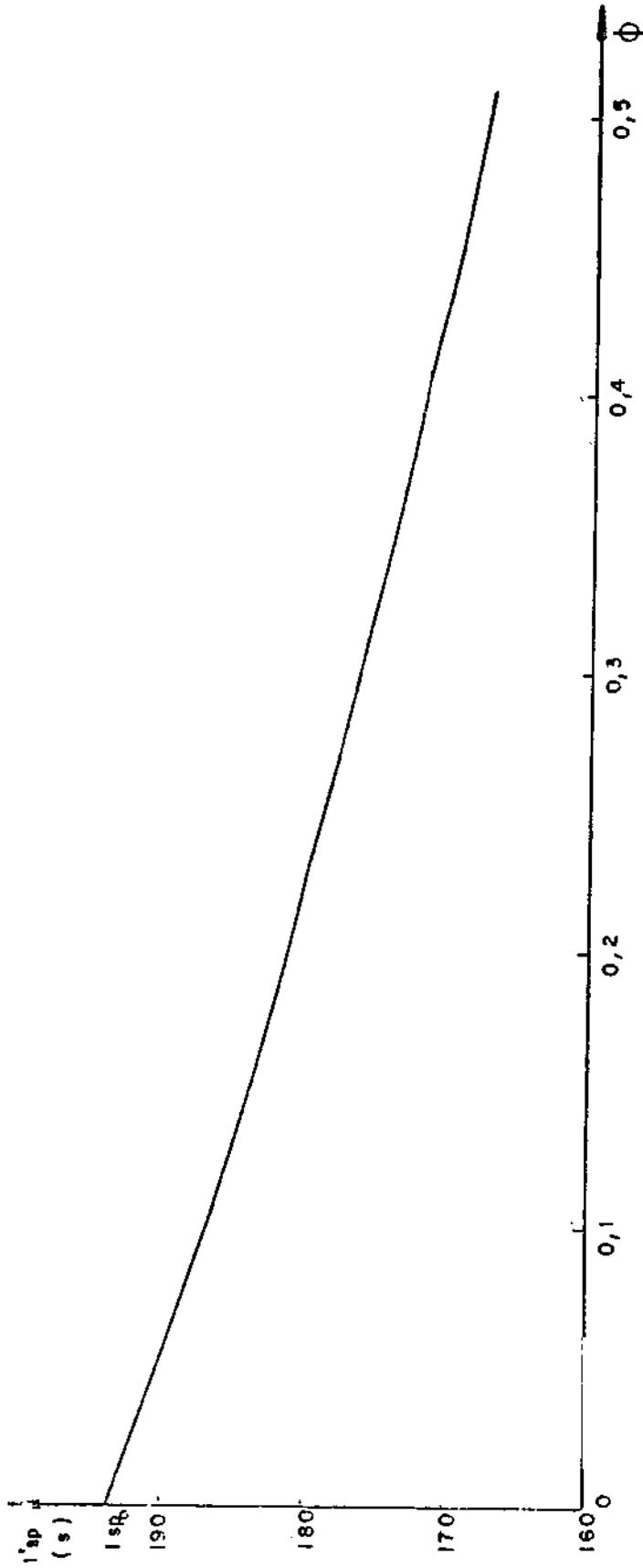


Fig. 2.11 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de argônio (simulação em computador).

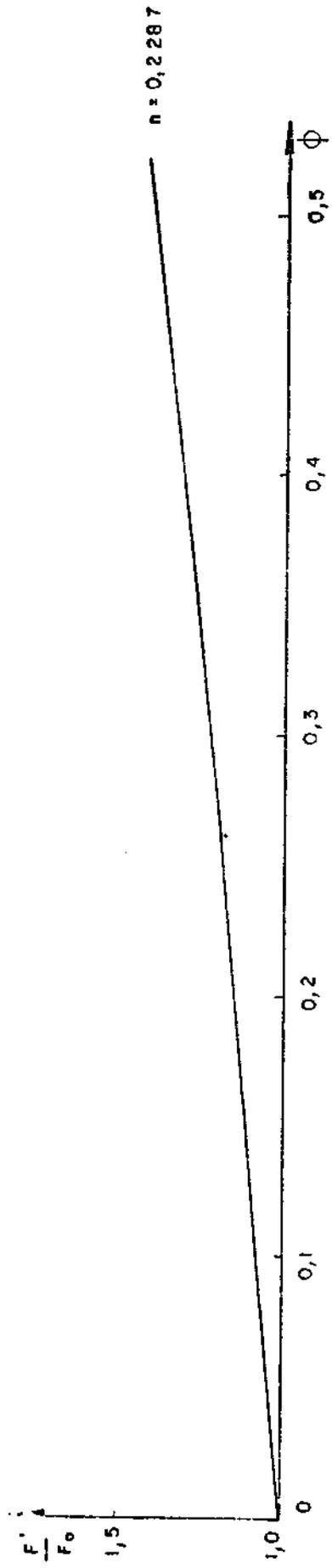


Fig. 2.12 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de nitrogênio (simulação em computador).

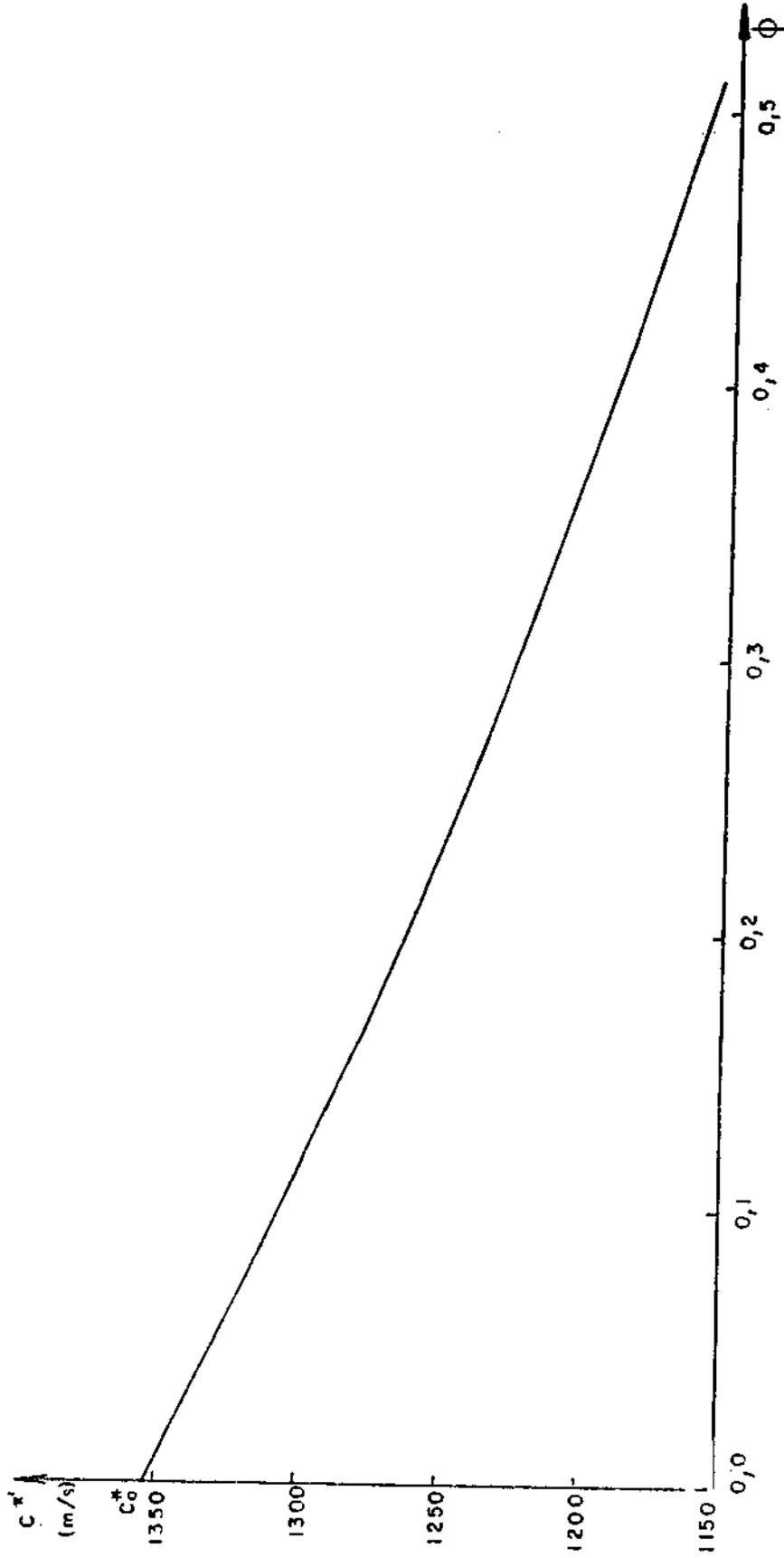


Fig. 2.13 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de nitrogênio (simulação em computador).

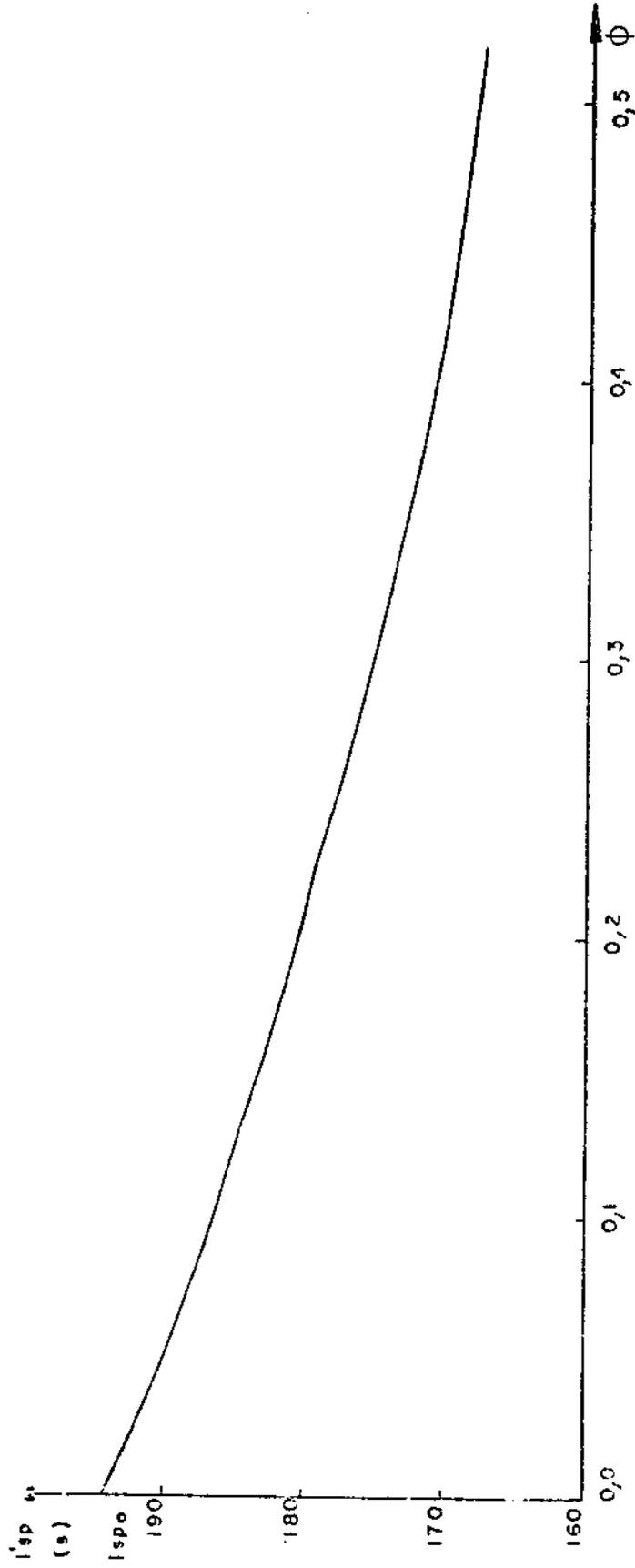


Fig. 2.14 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura, ϕ , com injeção de nitrogênio (simulação em computador).



CAPÍTULO 3

PARTE EXPERIMENTAL

3.1 - INTRODUÇÃO

Com o objetivo de verificar o mecanismo da modificação de estrutura da chama na modulação do empuxo de motor foguete a propelente sólido, montou-se uma bancada de teste que consiste em um motor foguete (o grão propelente queima como cigarro) em ponto fixo e em um sistema de injeção de fluido que conta, principalmente, com um medidor de vazão.

O passo seguinte foi a calibração do medidor para diferentes gases (Apêndice D): hélio, argônio e nitrogênio. Comparou-se também a curva de velocidade de queima do propelente versus a pressão na câmara de combustão com a curva já existente.

Foram então realizados os testes, queimando seis grãos de propelente com injeção de hélio, quatro com argônio e dois com nitrogênio.

3.2 - DESCRIÇÃO DA BANCADA DE TESTE

Como mencionado anteriormente, a bancada de teste (Figura 3.1) consiste em um motor foguete a propelente sólido em ponto fixo (Figura 3.2) e em uma linha de injeção.

O motor foguete tem uma câmara de combustão de 100mm de diâmetro interno e 300mm de comprimento. As extremidades da câmara são fechadas por tampas; na tampa anterior encontra-se a tubeira. Parte do convergente, garganta e parte do divergente são usinados em uma peça de grafite. Esta peça de grafite foi trocada a cada teste, garantindo-se a mesma dimensão da garganta em todos os testes.



Fig. 3.1 - Motor foguete em ponto fixo.

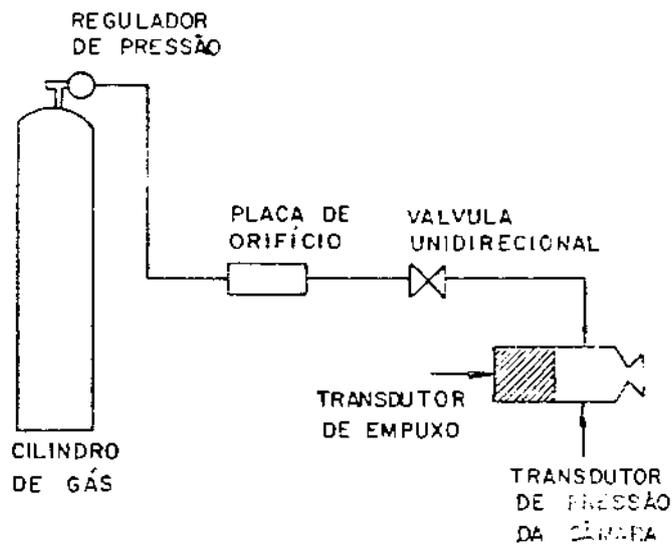


Fig. 3.2 - Esquema da bancada de teste.

A câmara de combustão foi projetada para queimar grãos de no máximo 100mm de diâmetro e 220mm de comprimento com injeção de fluidos. É possível queimar grãos até 300mm de comprimento sem injeção, visto que os injetores estão colocados a 220mm da parte posterior da câmara.

Os grãos propelentes utilizados nos testes tinham as seguintes dimensões: 62mm de diâmetro (52mm de propelente), e comprimento de 90,130,170 e 210mm (Figura 3.3). Como o diâmetro dos grãos era menor do que o da câmara, completou-se este espaço com resina. Então, os grãos apresentaram, além da inibição, uma camada de resina que provê uma inibição total de 24mm de espessura (Figura 3.4).

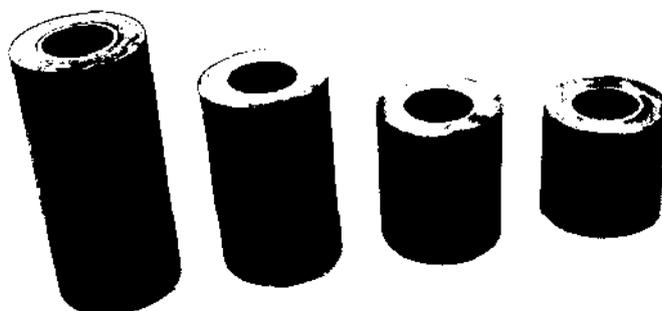


Fig. 3.3 - Os vários grãos usados nos testes.

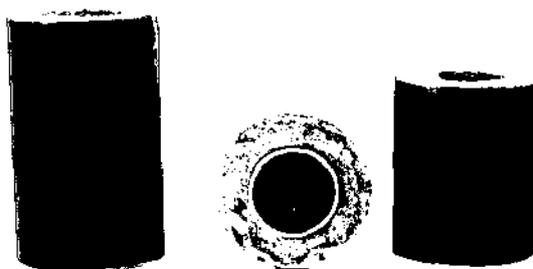


Fig. 3.4 - Inibição final do grão propelente.

A linha de injeção é constituída de uma garrafa de gás com uma válvula reguladora de pressão de saída. O fluido é levado até o motor por tubos de aço inoxidável 304 com 6mm de diâmetro interno. Na linha há uma válvula unidirecional para impedir refluxo e um medidor de vazão do tipo placa de orifício. A escolha do material do tubo (aço inoxidável 304) foi feita prevendo a injeção de hidrazina (N_2H_4) pois este aço não apresenta em sua composição metais que possam decompor catalicamente a hidrazina.

Durante os testes registraram-se o empuxo, a pressão na câmara de combustão e as pressões a montante e a jusante da placa de orifício. Os sensores usados para medir o empuxo e a pressão são do tipo piezoelétrico (Kistler, modelos 701A e 6193, respectivamente). Os registros dos dados foram feitos com osciloscópio (Tektronix, modelo 7633) e com um sistema de coleta de dados computadorizados (um microcomputador Euro micro para a recepção dos dados e um Unitron ap II para o processamento).

Finalmente, o banco de testes ocupa dois compartimentos: num deles fica a garrafa do gás a ser injetado e no outro, o motor foguete. Isto foi feito por razões de segurança, pois o controle de gás durante o teste era manual.

3.3 - CURVA DA VELOCIDADE DE QUEIMA DO PROPELENTE

Um dos parâmetros mais importantes no desenvolvimento deste trabalho, conforme pode ser visto na Figura 2.2, é o índice de combustão, n , da relação entre a velocidade de regressão da pólvora e a pressão na câmara de combustão. Com o valor de n determinado pode-se prever, para o caso do mecanismo de ~~ad~~ção de massa, o empuxo e a pressão na câmara para uma dada taxa de injeção. Injetando hélio e argônio, espera-se um efeito adicional à ~~simples~~ simples adição de massa, devido ao mecanismo de modificação da ~~est~~utura da chama.

Daí a necessidade de testar um lote de propelentes (seis grãos) para confirmar os dados já existentes (Gobbo, 1986). Os resulta

dos obtidos caíram dentro do espalhamento dos dados da pólvora, conforme pode ser visto na Figura 3.5.

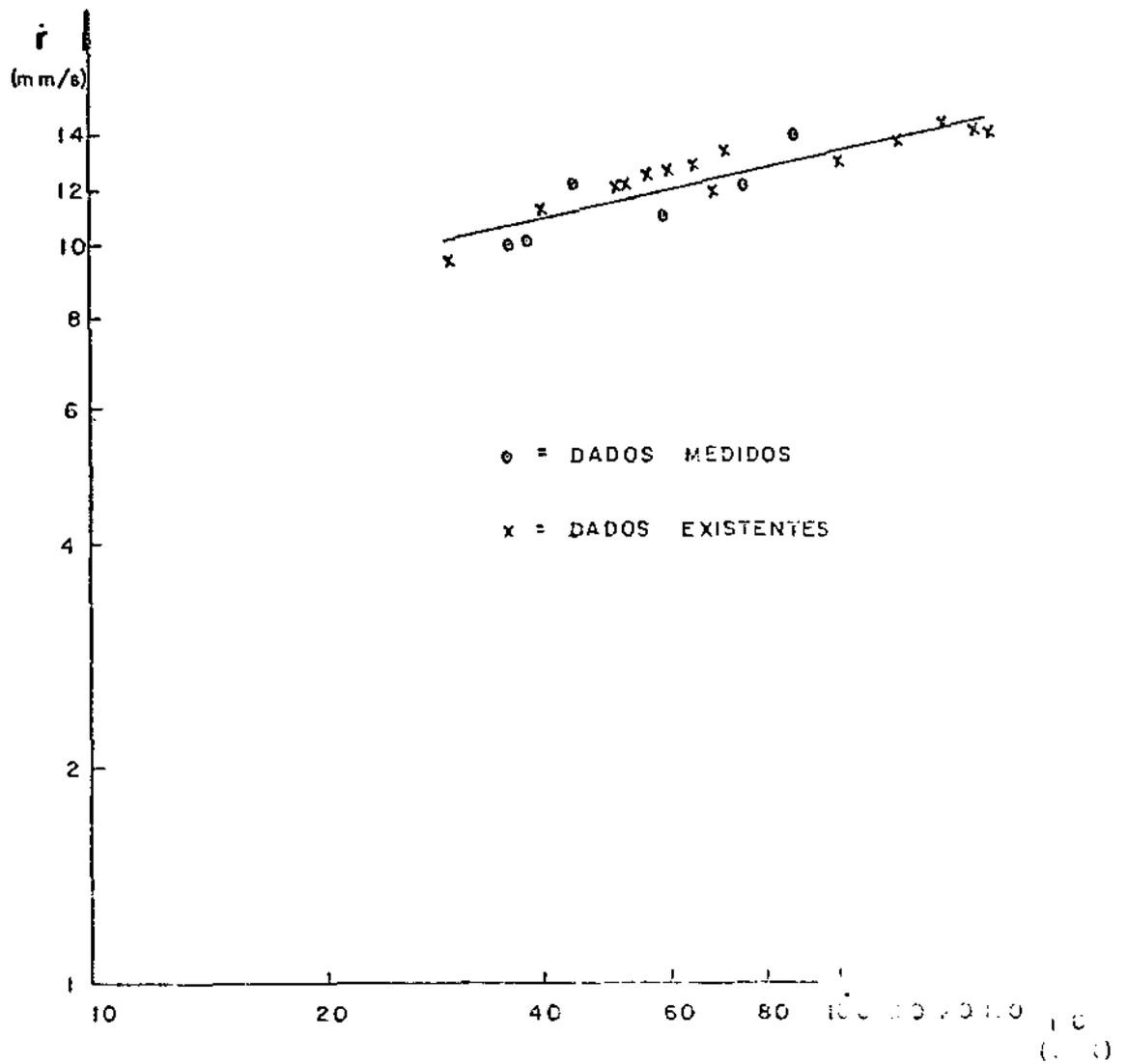


Fig. 3.5 - Velocidade de regressão versus pressão na câmara
 $r = 4,6694P_c^{0,2287}$

FONTE: Gobbo (1986).

3.4 - RESULTADOS

A escolha do propelente (pólvora de base-dupla) foi de grande importância para o trabalho por apresentar baixa sensibilidade à variação da pressão, isto é, o índice de combustão, n , tem valor baixo ($n = 0,2287$). Esta propriedade faz com que o efeito do mecanismo de adição de massa produza pequena variação no empuxo (e na pressão), mesmo com grande variação da razão instantânea de mistura, ϕ , conforme visto na Figura 2.2, para $n = 0,2$.

Dos resultados realizados com injeção de hélio e argônio, observou-se que em três dos seis testes com hélio ocorreu o mecanismo da modificação da estrutura da chama (Figuras 3.6, 3.7 e 3.8). Já em quatro testes com argônio, somente um mostrou o efeito do mecanismo (Figura 3.12).

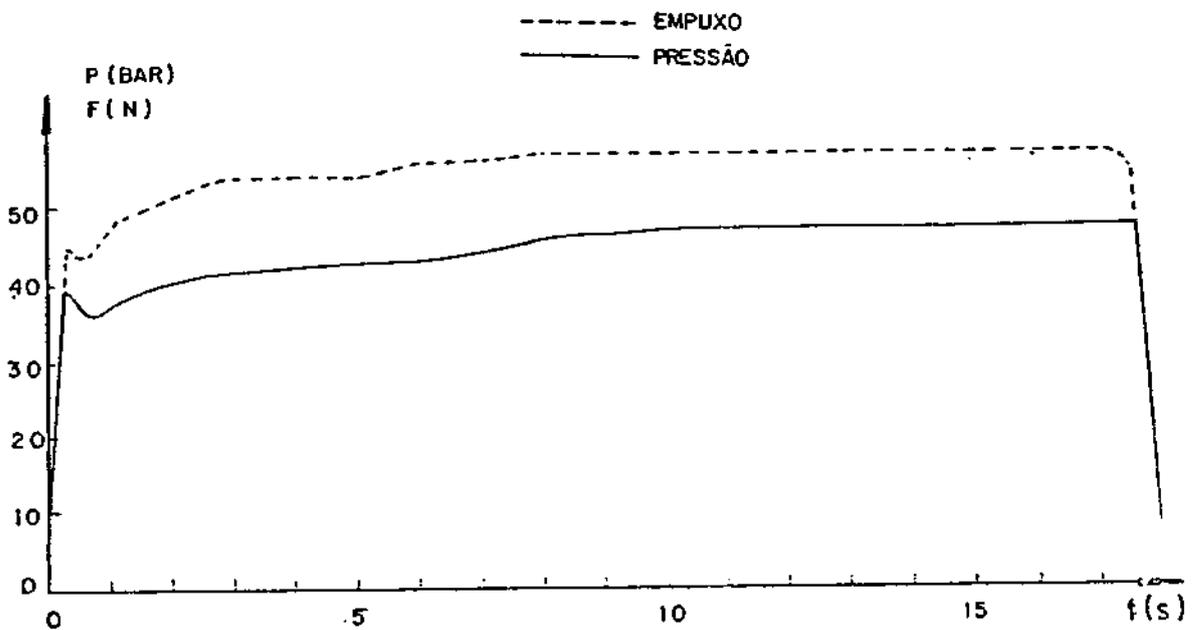


Fig. 3.6 - Teste do motor foguete sem injeção, pressão na câmara e empuxo, versus tempo.

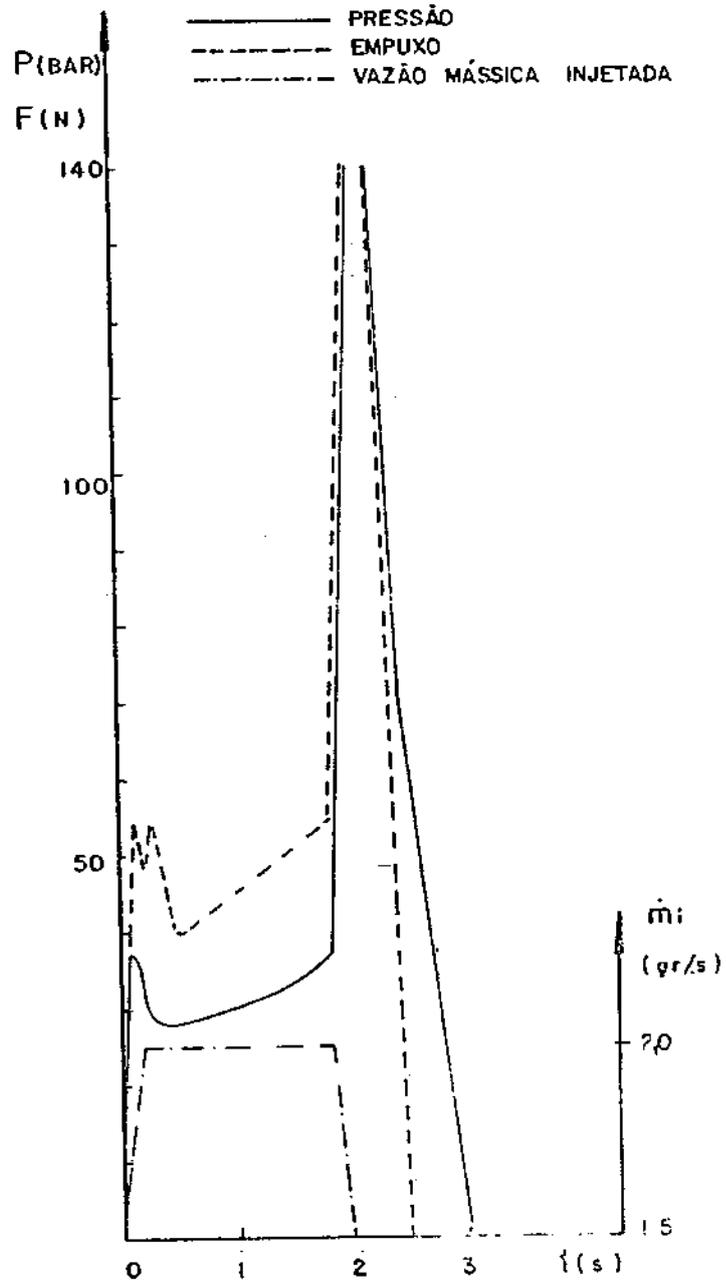


Fig. 3.7 - Teste do motor foguete com injeção de hélio.

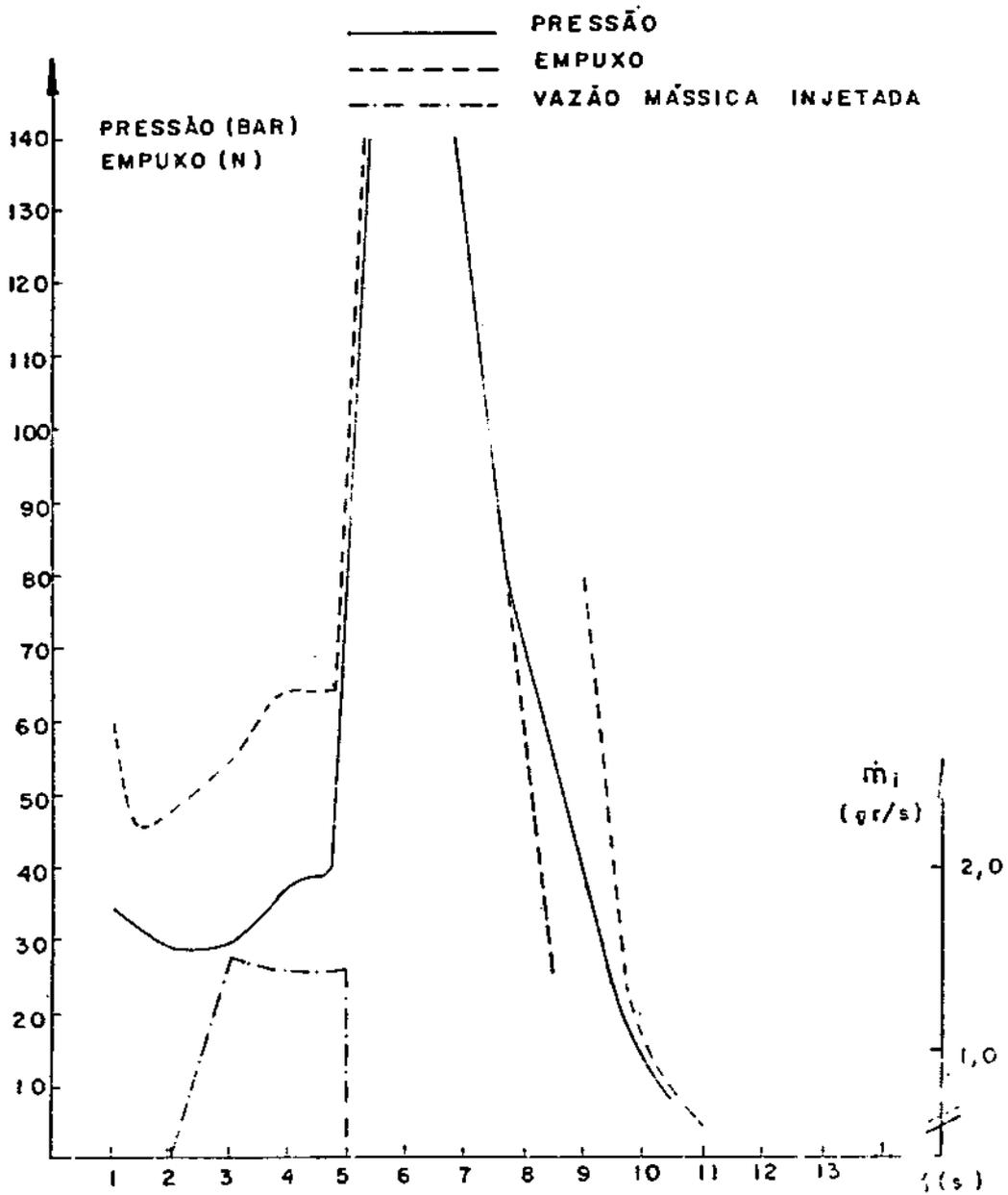


Fig. 3.8 - Teste do motor foguete com injeção de hélio.

Uma consequência importante da ocorrência do mecanismo de modificação da estrutura da chama é a queima acelerada do bloco propelente, mesmo após o corte na injeção de gás. Por esta razão, para um mesmo gás injetado, os níveis de pressão e empuxo dependerão de quanto propelente resta a ser queimado sob a ação do mecanismo.

Como esperado, a injeção de hélio fez com que os níveis de pressão e empuxo fossem maiores do que com a injeção de argônio, conforme pode ser visto nas Figuras 3.9 a 3.12. Nos dois testes, o efeito da modificação da estrutura da chama ocorreu quase no mesmo instante, em torno de nove segundos após a ignição e sete segundos após o início da injeção. Comparativamente, a injeção do hélio atingiu um nível de pressão (98 bar) cerca de 40% a mais do que o nível da pressão (70 bar) com argônio, com uma taxa de massa injetada para o hélio cerca de quatro vezes menor do que o argônio.

O resultado do teste mostrado na Figura 3.11 permite quantificar experimentalmente o efeito do mecanismo de adição de massa na modulação do empuxo. Os resultados teóricos para $\phi = 0,06$ dão $F'/F_0 = 1,12$, enquanto o experimental é $F'/F_0 = 1,06$.

Os testes com injeção de hélio, conforme já citado acima, atingiram níveis de pressão e de empuxo tais que saturaram os aparelhos, e em um dos casos danificou o transdutor de empuxo. Explicar-se-ã, caso por caso, os defeitos apresentados nos testes. No teste mostrado pela Figura 3.7, nota-se que o sinal do empuxo não acompanhou o da pressão no final do teste, isto porque o transdutor foi danificado devido ao alto empuxo atingido. Em alguns testes os registradores saturaram-se, isto é caracterizado pela descontinuidade no ponto máximo, conforme pode-se ver nas Figuras 3.7 e 3.8. Já as descontinuidades observadas nas Figuras 3.8 e 3.9, abaixo do nível máximo, são devido ao sistema de pré-tensão do transdutor de empuxo, conseguido com uma pequena inclinação das chapas onde o motor está apoiado. Com a excessiva vibração do motor em operação, as chapas voltam à posição original aliviando, quase instantaneamente, o transdutor da pré-tensão, o qual aparece como uma descontinuidade, pois, o registrador não estava calibrado para variações rápidas.

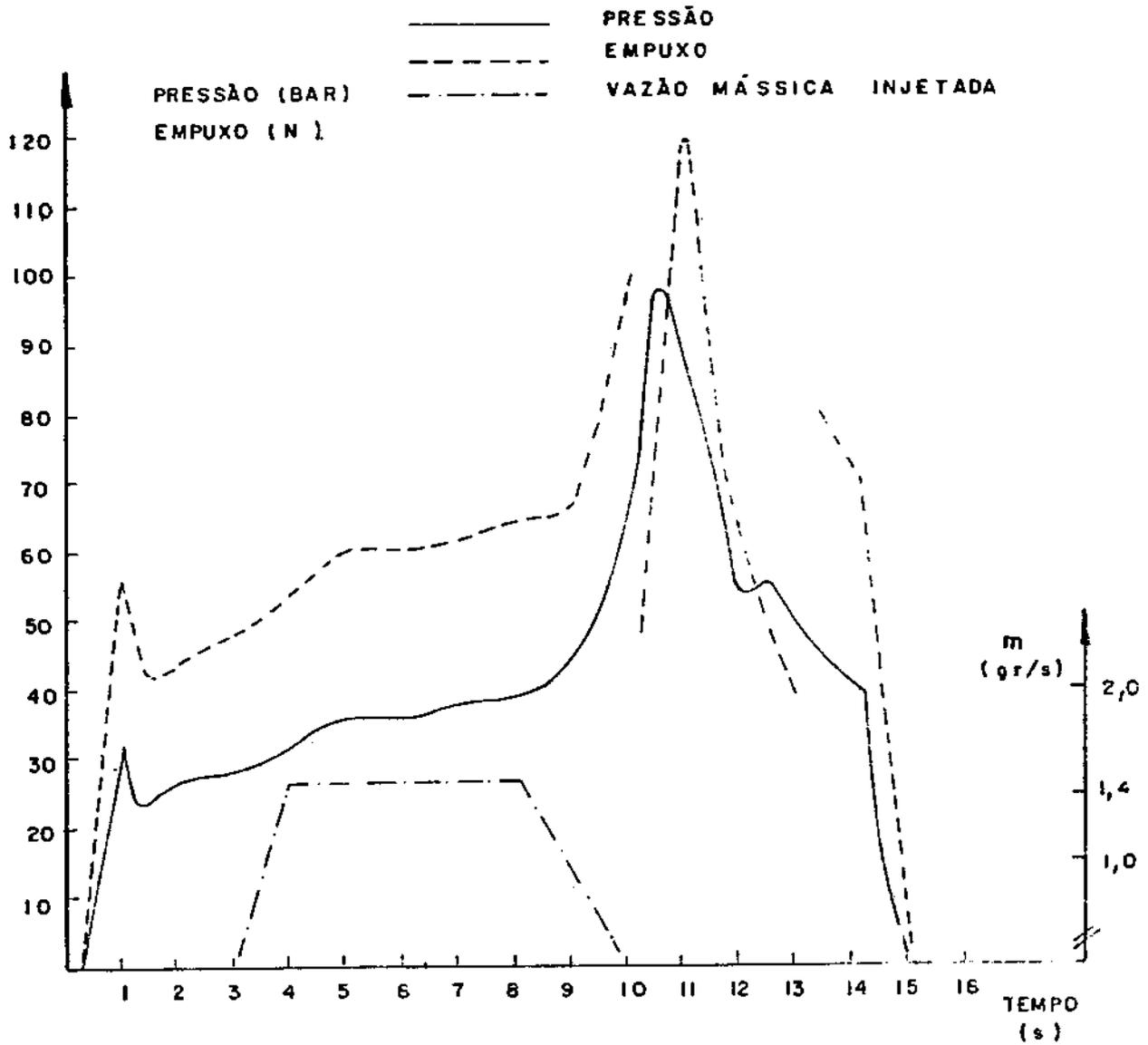


Fig. 3.9 - Teste do motor foguete com injeção de hêlio.

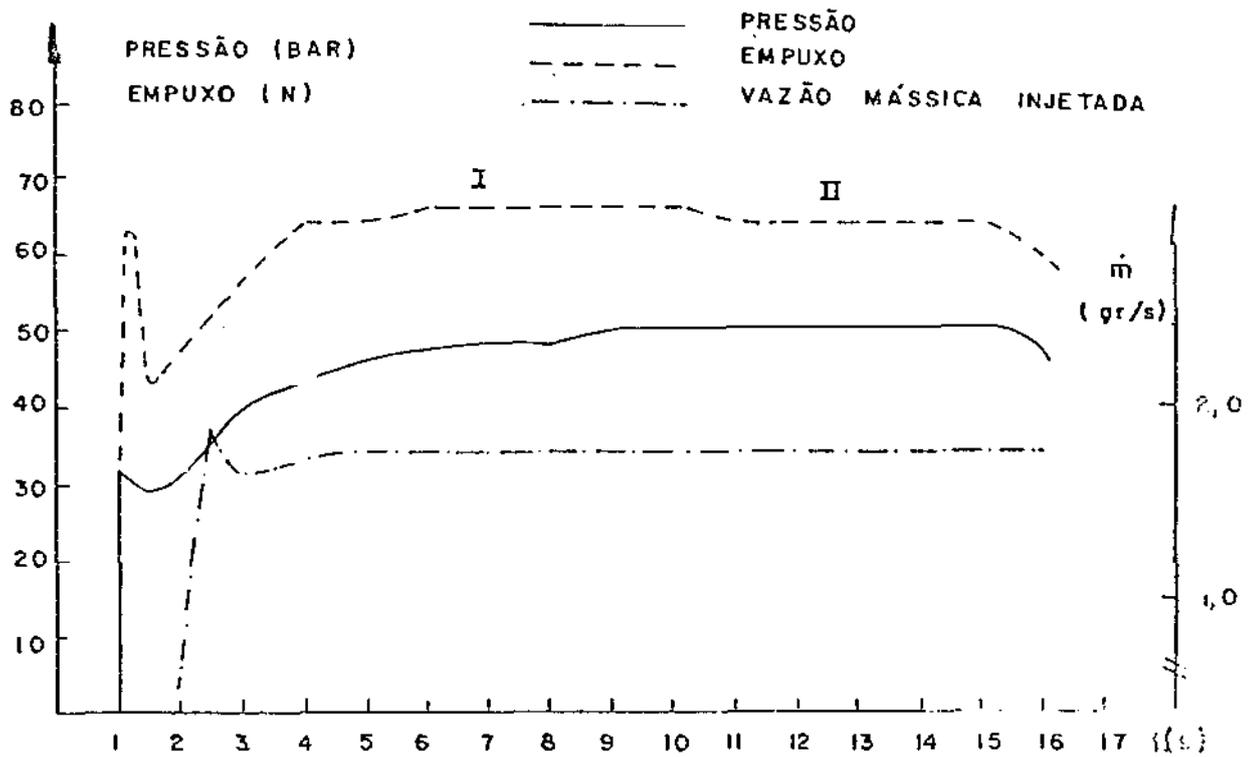


Fig. 3.10 - Teste do motor foguete com injeção de hélio.

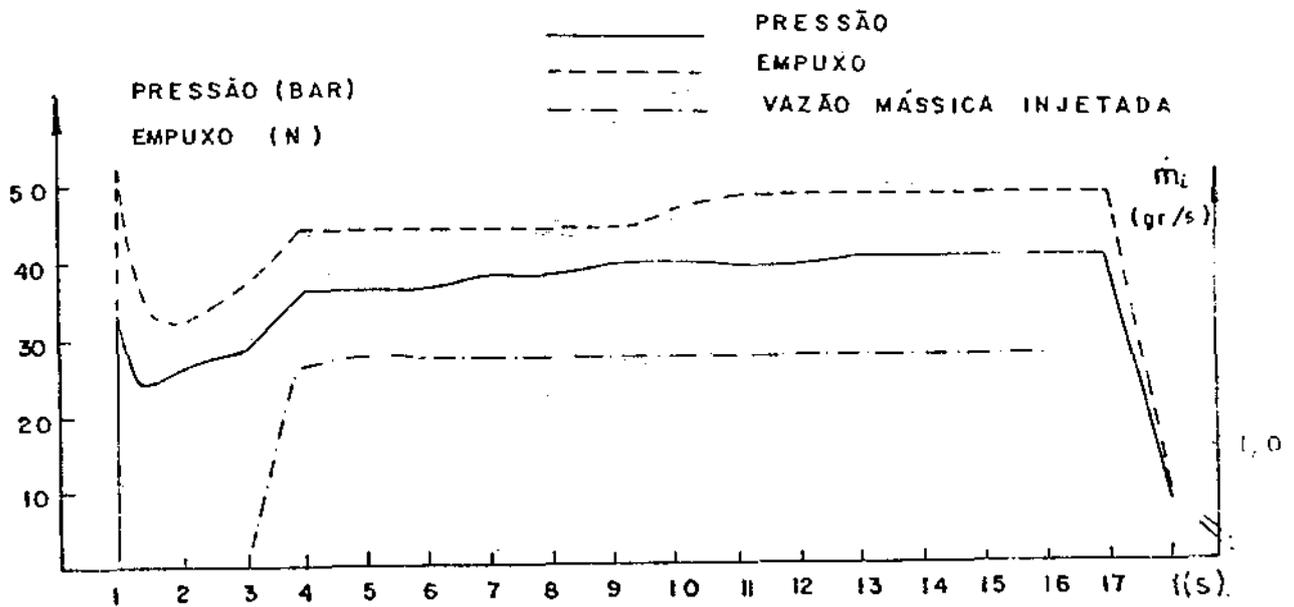


Fig. 3.11 - Teste do motor foguete com injeção de hélio.

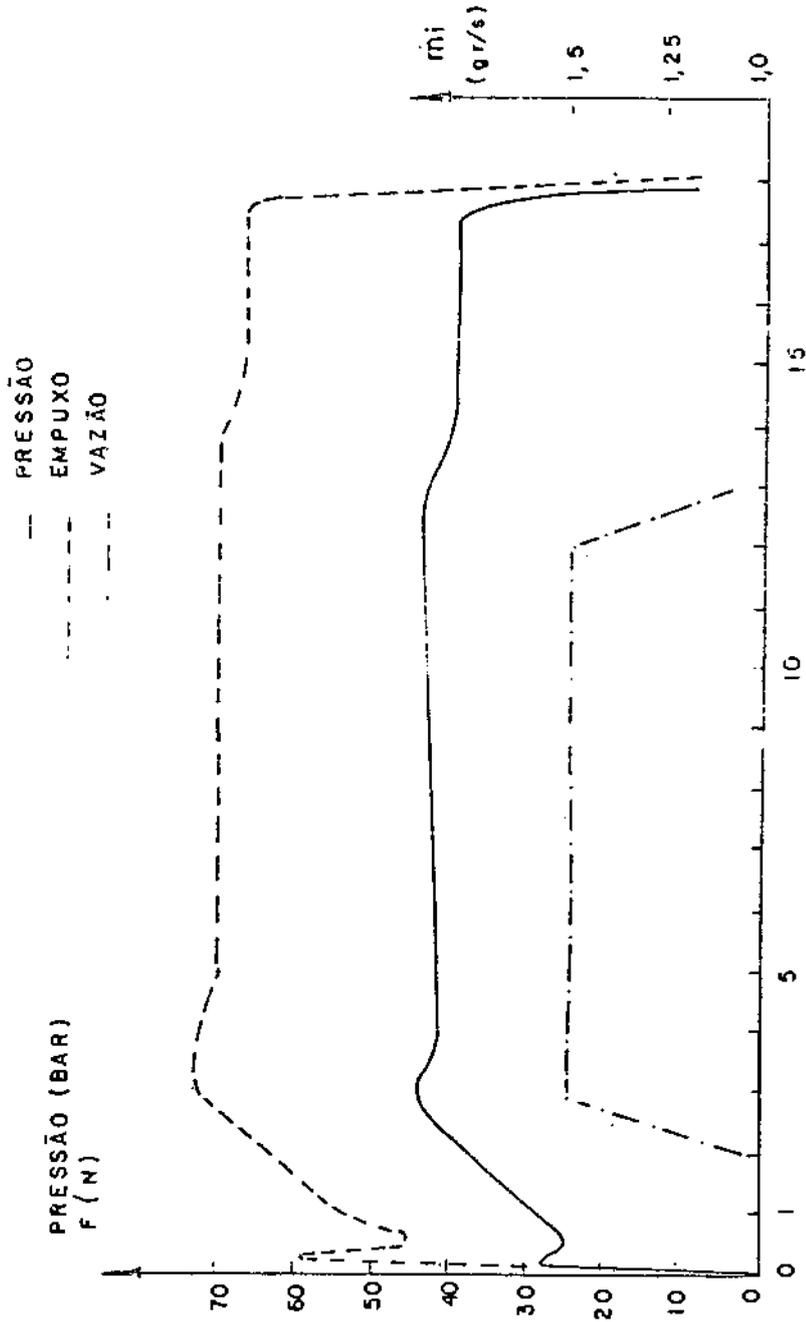


Fig. 3.12 - Teste do motor foguete com injeção de hélio.

Nota-se que nas Figuras 3.13 a 3.19 não foi observado qual quer efeito da injeção de gás.

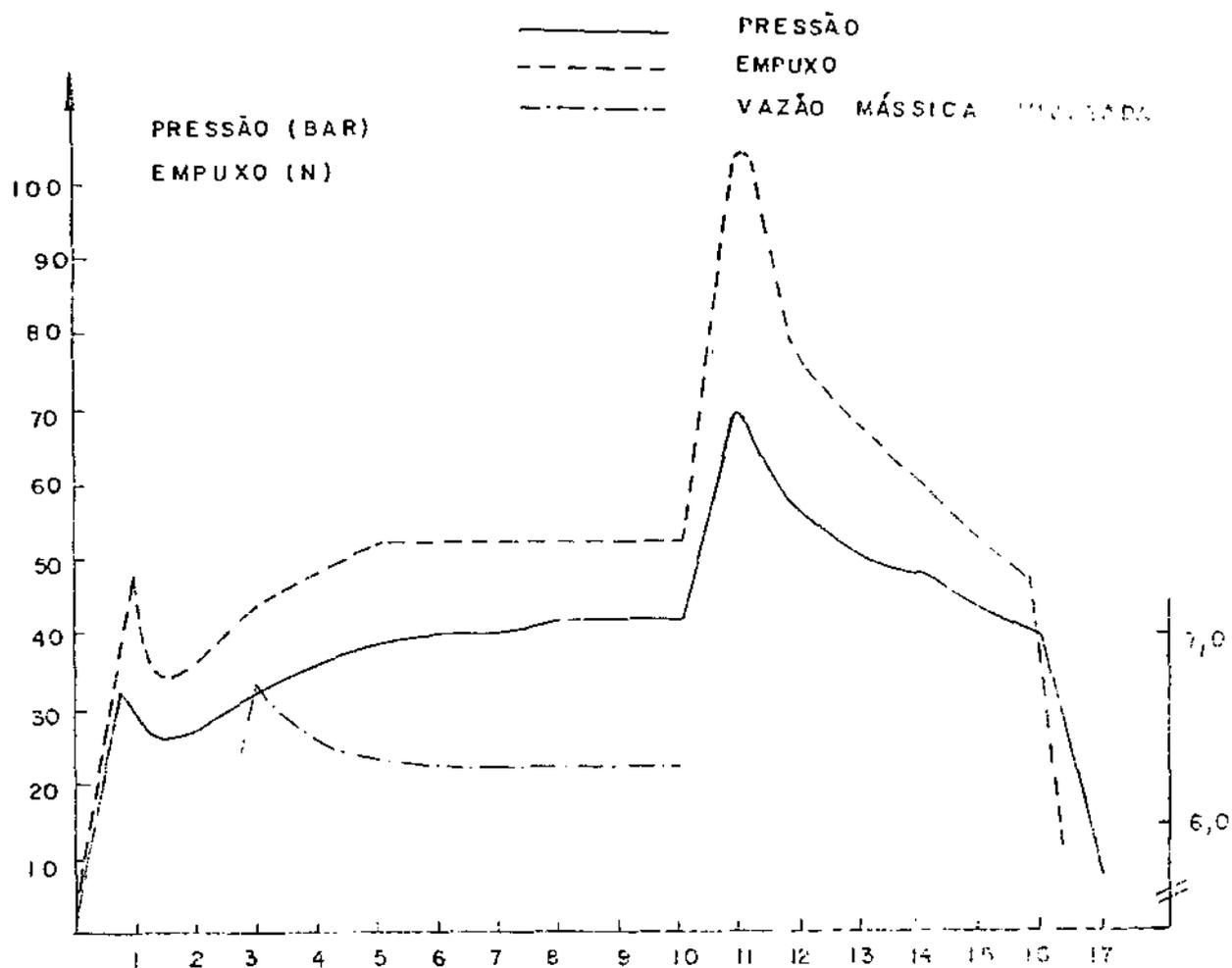


Fig. 3.13 - Teste do motor foguete com injeção de argônio.

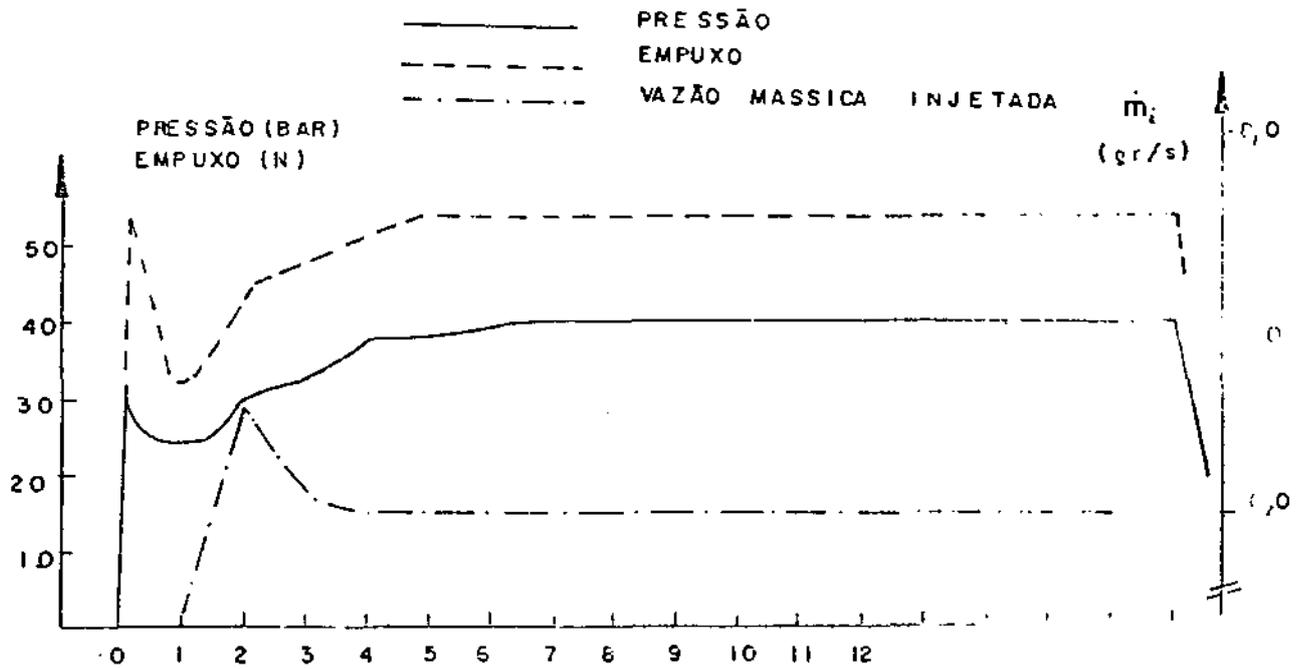


Fig. 3.14 - Teste do motor foguete com injeção de argônio.

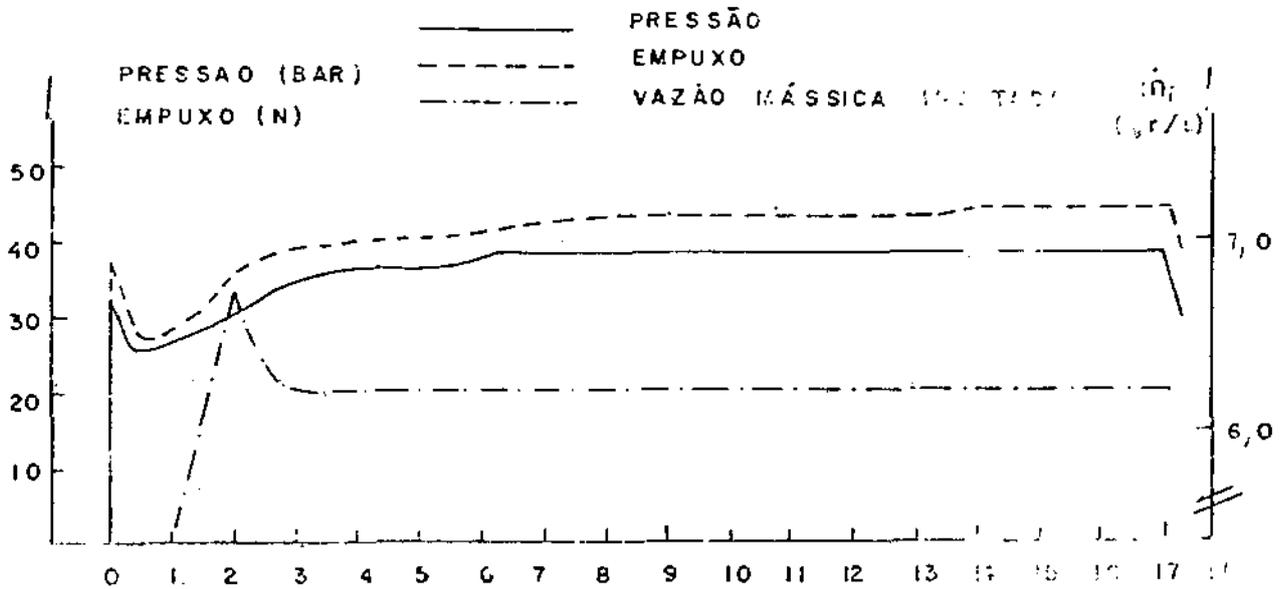


Fig. 3.15 - Teste do motor foguete com injeção de argônio.

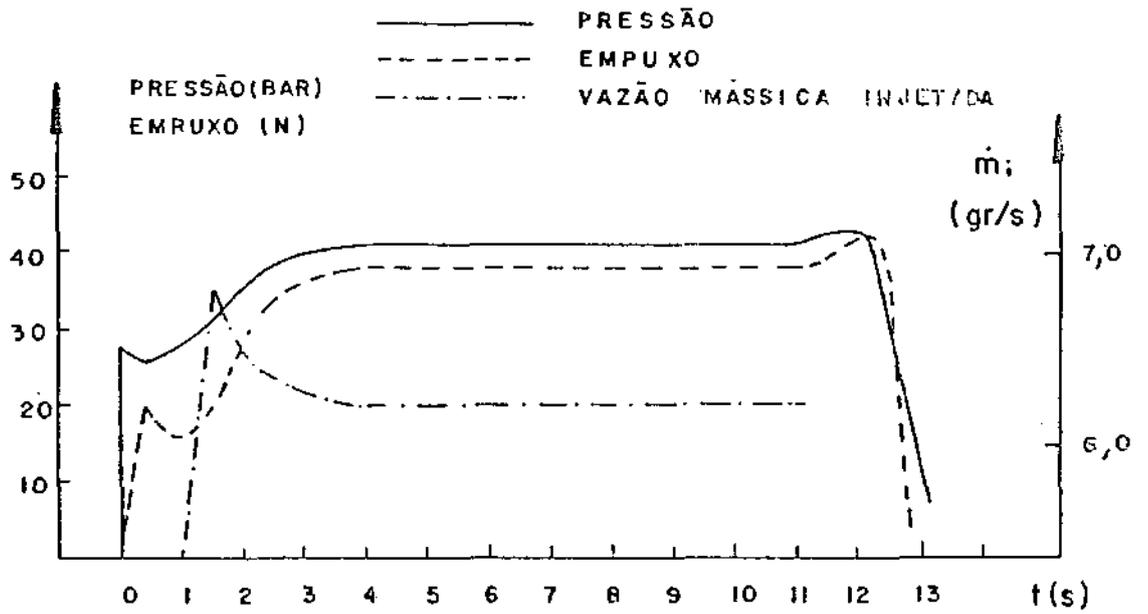


Fig. 3.16 - Teste do motor foguete com injeção de argônio.

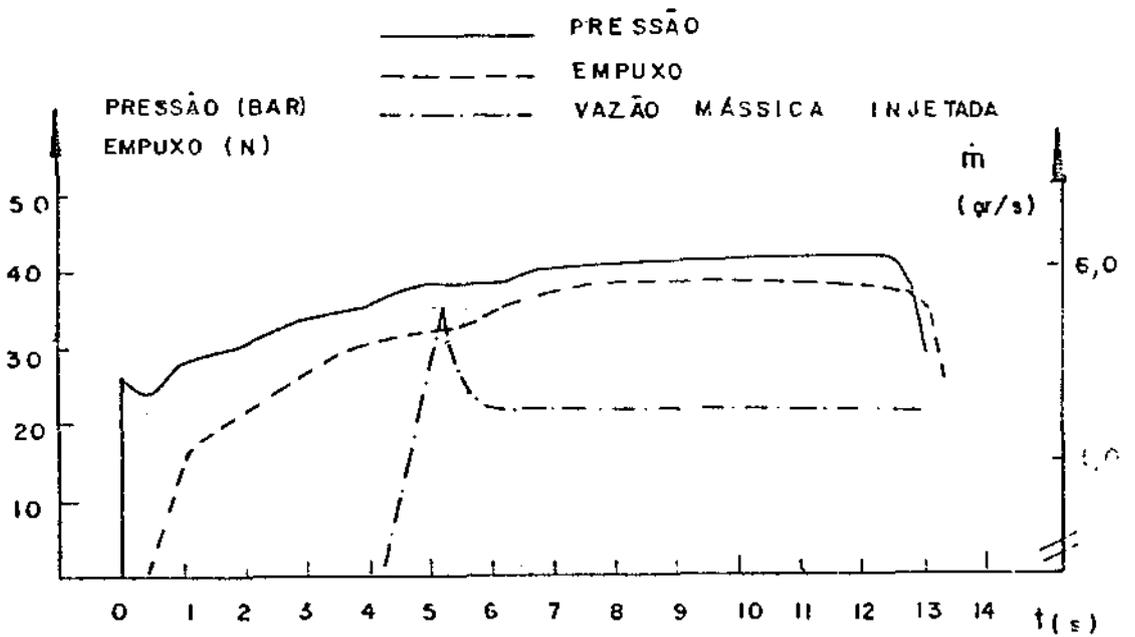


Fig. 3.17 - Teste do motor foguete com injeção de nitrogênio.

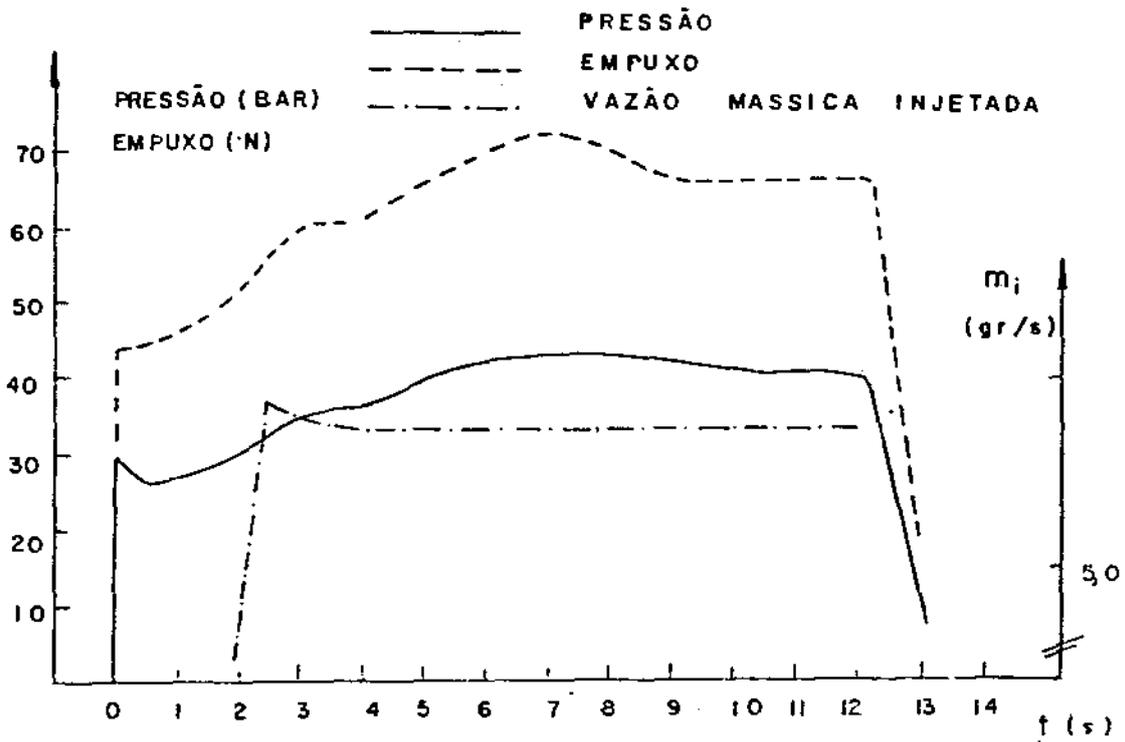


Fig. 3.18 - Teste do motor foguete com injeção de nitrogênio.

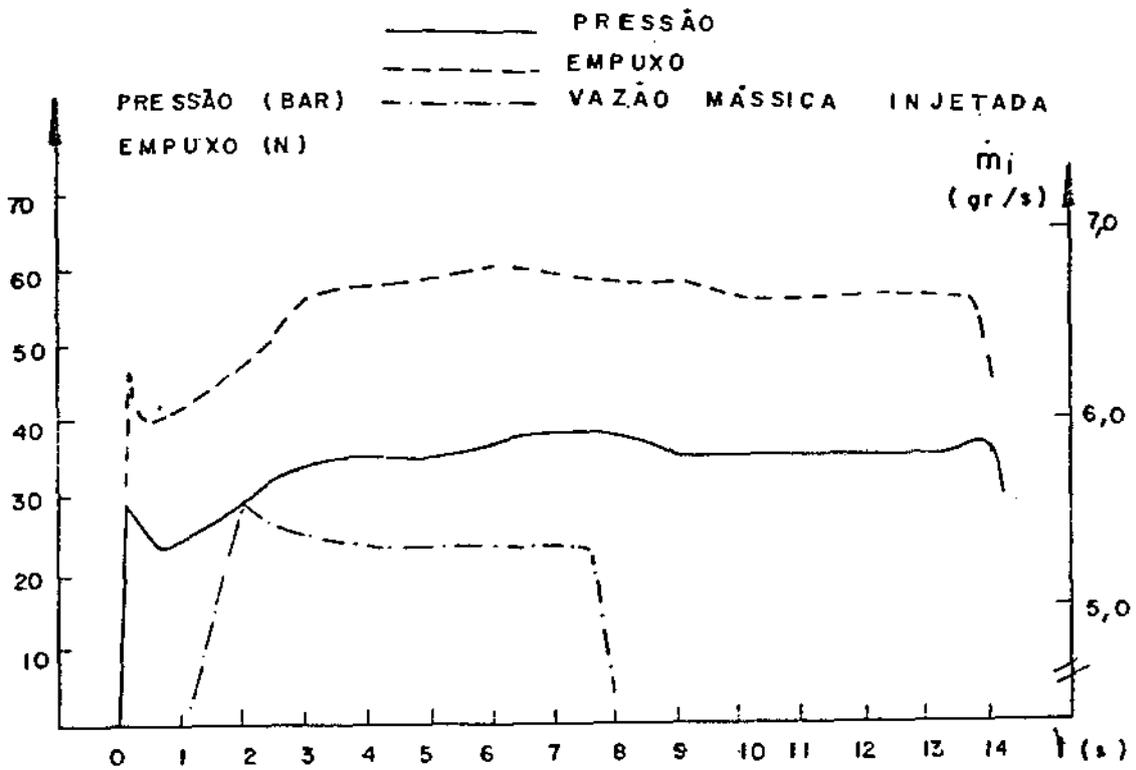


Fig. 3.19 - Teste do motor foguete com injeção de nitrogênio.

CAPÍTULO 4

CONCLUSÃO

Como se vê pela Equação 2.7, a velocidade de propagação da frente da chama é mais fortemente dependente da difusividade térmica do que do calor específico à pressão constante (o hélio comparado com o argônio tem alta difusividade térmica e calor específico à pressão constante semelhante). Observou-se que nos testes onde houve injeção de hélio a pressão e o empuxo no mínimo dobraram, enquanto com injeção de argônio os níveis de pressão e de empuxo não chegaram a dobrar seus valores. Vale ainda ressaltar que a taxa de massa injetada do hélio foi cerca de quatro vezes menor que a do argônio.

Quando o hélio faz parte de uma mistura gasosa, ele tem a característica de migrar para a fonte quente. Esta propriedade é quantificada pela razão de difusão térmica (Hirshfelder et alii, 1963). Somente em mistura com hidrogênio o hélio não apresenta tal propriedade. Por esta razão é possível afirmar que o hélio fez-se presente na chama, mesmo sendo injetado paralelamente à face do propelente.

Foram realizados seis testes com injeção de hélio e quatro com argônio. Entretanto, o fenômeno da modificação da estrutura da chama só foi observado em três casos para o hélio e um para o argônio. A aparente falta de repetibilidade sugere que tal mecanismo ainda não é bem compreendido, ocorrendo situações onde outras propriedades também se tornam importantes.

Depreende-se dos resultados obtidos que tal assunto ainda deve ser alvo de esforços tanto na área teórica como na área experimental. Novos modelos matemáticos devem ser investigados e experimentados, tais como, por exemplo, a visualização do mecanismo através da queima de propelente a céu aberto com interrupções para inspeção da superfície e a injeção de hélio na queima de propelente "composite", devem ser realizados.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- BARRERE, M.; JOUMOTTE, A.; VEUBEKE, B.F. de, VANDENKERCKHOVE, J. *Rocket propulsion*. Amsterdam, Elsevier, 1960.
- BECKSTEAD, M.W. Model for double-base propellant combustion. *AIAA Journal*, 18(8): 980-85, Aug., 1980.
- BIRO, R.B., STEWART, W.E.; LIGHTFOOT, E.N. *Fenômeno de transporte*. Barcelona, Editorial Reverté, 1980.
- CLINGMAN, W.H.; BROKAW, R.S., PEASE, R.N. Burning velocities of methane with nitrogen-oxygen, argon-oxygen and helium-oxygen mixtures. INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON COMBUSTION, 4, Cambridge, Combustion Institute, 1953. p. 310-13.
- COULSON, J.M.; RICHARDSON, J.F. Medição de caudais. In: *Tecnologia química*. Lisboa, Fundação Calouste Gulbenkian, 1975.
- DRAPER, N.R.; SMITH, H. *Applied regression analysis*. New York, N.Y., Wiley, 1966. p.7.
- GILL, W.; SHOUMAN, A.R.; DONALDSON, A.B. The Frank-Kamenetskii problem revisited. Part III-The moving flame front. *Combustion and Flame*, 55(1): 105-115, Jan., 1984.
- GOBBO, J.F. *Notas pessoais*. Rio de Janeiro, Instituto de Pesquisas e Desenvolvimento, 1986.
- GORDON, S.; MCBRIDE, B.J. *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions rocket performance, incident and reflected shocks and Chapman-Jouguet detonations*. Washington, D.C., NASA, 1971.
- HIRSHFELDER, J.O.; CURTISS, C.F.; BYRONBIRD, R. *Transport phenomena of dilute gases molecular theory of gases and liquids*. New York, N.Y., Wiley, 1963.
- HOLMAN, J.P.; GADJA Jr., W.J. Flow measurements. In: *Experimental methods for engineers*. 3 ed. Tokio. McGraw-Hill, 1978.
- PARR, R.G.; CRAWFORD, B.L. A physical theory of burning of double-base rocket propellants. *Journal of Physical and Colloid Chemistry* 54(6): 929-54, Aug., 1950.

REICHARD, M.J.P. Thrust Modulation in solid propellant rockets.
AIAA/SAE Propulsion Conference, 10, San Diego, Oct. 21-23,
1974. *Proceedings*. San Diego, AIAA/SAE, 1974.

BIBLIOGRAFIA

- GLASSMAM, I. Flame phenomena in premixed combustible gases. In: *Combustion*, New York, Academic, 1977, p. 64-125.
- HELLER, C.A.; GORDON, A.S. Structure of gas phase combustion region of a solid double-base propellant. *Journal of physical and Colloid Chemistry*, 59(8): 773-77, Aug., 1955.
- KUNKLE, J.S.,; WILSON, S.D.; COTA, R.A. *Compressed gas handbook*. Washington, D.C., NASA, 1969, (NASA SP-3045).
- OMEL. *Nota Técnica*. São Paulo, 1985.
- RICE, O.K.; GINELL, R. Theory of burning of double-base rockets powders. *Journal of Physical and Colloid Chemistry*, 54(6): 885-917, Apr., 1950.
- UNITED STATES. P.I. nº 3.345.822. *Burning rate control of solid propellants*. POVINELLI, L.A., 10 Oct., 1967.



APÊNDICE A

CONSERVAÇÃO DE MASSA APLICADA EM MOTOR FOGUETE

O princípio da modulação do empuxo pelos mecanismos apresentados por Reichard (1974) (adição de massa e reação química) baseia-se na equação de conservação de massa do sistema motor foguete e linha de injeção.

Na determinação da expressão da conservação de massa através da tubeira de um motor foguete a propelente sólido supõe-se que: a) a composição dos gases na câmara está em equilíbrio; b) os gases da combustão obedecem à equação de estado de gás perfeito; c) escoamento unidimensional, isentrópico e permanente. Assim, a taxa de massa que escoar pela garganta da tubeira é dada por:

$$\dot{m}_g = \frac{P_c \cdot A_g}{C^*}, \quad (\text{A.1})$$

onde P_c é a pressão na câmara de combustão, A_g é a área da garganta e C^* é a velocidade característica dada por:

$$C^* = \left[\frac{1}{\gamma} \cdot \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \cdot \frac{R \cdot T_c}{M_w} \right], \quad (\text{A.2})$$

onde R é a constante universal dos gases; M_w , o peso molecular dos produtos de combustão; T_c , a temperatura dos produtos de combustão e γ , a razão dos calores específicos.

A taxa de massa gerada devido à queima de bloco propelente é:

$$\dot{m}_q = \rho_p \cdot A_q \cdot \dot{r}, \quad (\text{A.3})$$

onde ρ é a densidade do propelente; A_q , a área exposta à chama (área de queima) e \dot{r} , a velocidade de queima do propelente.

Para este propelente (base-dupla), a velocidade de queima, \dot{r} , segue a relação:

$$\dot{r} = a \cdot P_c^n, \quad (A.4)$$

onde o parâmetro a é função da temperatura inicial do propelente e n é o índice de combustão.

Levando em consideração as Expressões A.3 e A.4 e a taxa de massa injetada (regime permanente), a equação de conservação de massa para o sistema é:

$$\frac{P_c' \cdot A_g}{c^*} = \rho_p \cdot A_q \cdot a \cdot P_c' + \dot{m}_i, \quad (A.5)$$

onde $'$ denota a propriedade após a injeção.

APÊNDICE B

EQUAÇÃO DA PROPAGAÇÃO DA FRENTE DE CHAMA

A equação da energia interna em termos da temperatura de um fluido newtoniano em escoamento laminar, obtida do balanço respectivo (Bird et alii, 1980), é:

$$\rho \bar{c}_v \frac{DT}{Dt} = k \nabla^2 T - T \left(\frac{\partial P}{\partial v} \right) \nabla \cdot \underline{u} - \underline{\underline{\sigma}}^* : \nabla \underline{u} + G, \quad (8.1)$$

onde ρ é a massa específica; C_v , o calor específico a volume constante; T , a temperatura; t , o tempo; V , o volume específico; $\underline{\underline{\sigma}}^*$, o deviatante do tensor; k , a condutividade térmica e G , o tempo de geração de calor devido à reação química.

Para um fluido incompressível, em regime permanente e com condutividade térmica constante, sem dissipação viscosa e reação química de ordem zero, a equação reduz-se a:

$$\rho \bar{c}_p \underline{u} \cdot \nabla T = k \nabla^2 T + \rho Q z e^{-E/RT}, \quad (B.2)$$

pois:

$$C_v = C_p \text{ (}\rho \text{ constante),}$$

$$\nabla \cdot \underline{u} = 0 \text{ (incompressível).}$$

$$\underline{\underline{\sigma}}^* : \nabla \underline{u} = 0 \text{ (dissipação viscosa),}$$

$$G = \rho \cdot Q \cdot z \cdot e^{-E/RT} \text{ (reação química de ordem zero),}$$

once Q é o calor liberado por unidade de massa de reagente; Z , o fator de frequência; E , a energia de ativação e R , a constante universal dos gases.

Considerando a chama plana e infinita, onde não há variação da temperatura na direção y , a equação torna-se:

$$\rho \cdot C_p \cdot u \cdot \frac{dT}{dx} = \frac{d^2T}{dx^2} + \rho Q z e^{-\frac{E}{RT}} \quad (B.3)$$

Introduzindo as seguintes variáveis adimensionais:

$$U = \sqrt{K_0 E / \rho \cdot Q \cdot R \cdot Z} \cdot u / \alpha, \quad \alpha = k / \rho \cdot C_p, \quad (B.4)$$

$$\theta = R \cdot T / E, \quad (B.5)$$

$$\epsilon = \sqrt{\frac{\rho \cdot Q \cdot R \cdot Z}{RT}} \cdot x, \quad (B.6)$$

a equação B.3, adimensionalizada, torna-se:

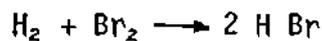
$$\frac{d^2\theta}{d\epsilon^2} - U \frac{d\theta}{d\epsilon} + e^{-1/\theta} = 0, \quad (B.7)$$

que é a equação de Frank-Kemenetskii (Gill et alii, 1984).

APÊNDICE C

DADOS TEÓRICOS DE "ADORMECIMENTO" E "ACELERAÇÃO" DE MOTOR FOGUETE COM INJEÇÃO DE LÍQUIDOS E GASES

Foram feitas simulações com o bromo gasoso e amônia líquida, visando a obtenção de dados teóricos para análise do processo de "adormecimento" de motor foguete através da queima mais lenta do propelente, procurando com a injeção do fluido a manutenção do nível de empuxo. Espera-se com a injeção de gás bromo, obter o "adormecimento", pois ele roubaria hidrogênio do meio, reduzindo a temperatura adiabática da chama, e com isto diminuiria a transferência de calor da chama para a superfície do grão, ocasionando uma diminuição na velocidade de queima. Mas, como o propelente usado apresenta deficiência de oxigênio sob o ponto de vista da estequiometria, com a injeção de bromo ocorrerá a reação



que ajudarã a consumir o hidrogênio, liberando mais calor. Observou-se que o efeito da elevação da temperatura não foi suficiente para anular o aumento de densidade do meio. Com isto, os parâmetros de performance abaixaram, como pode ser visto nas Figuras C.1, C.2 e C.3. Deve-se lembrar que o programa NASA SP-273 somente determina a combinação de todos os átomos, não prevendo o possível ataque do bromo no mecanismo de reação de queima. A comprovação desta idéia deverá ser alvo de trabalho futuro.

Jã para o caso da injeção de amônia líquida, o "adormecimento" foi observado na simulação, pois na sua decomposição ela rouba energia do meio, abaixando assim a temperatura adiabática da chama, e consequentemente os parâmetros de performance. A taxa de massa injetada de amônia faz com que o empuxo permaneça aproximadamente o mesmo (Figuras C.4, C.5 e C.6), conseguindo assim "adormecer" o propelente, conservando o nível de empuxo devido à injeção de massa.

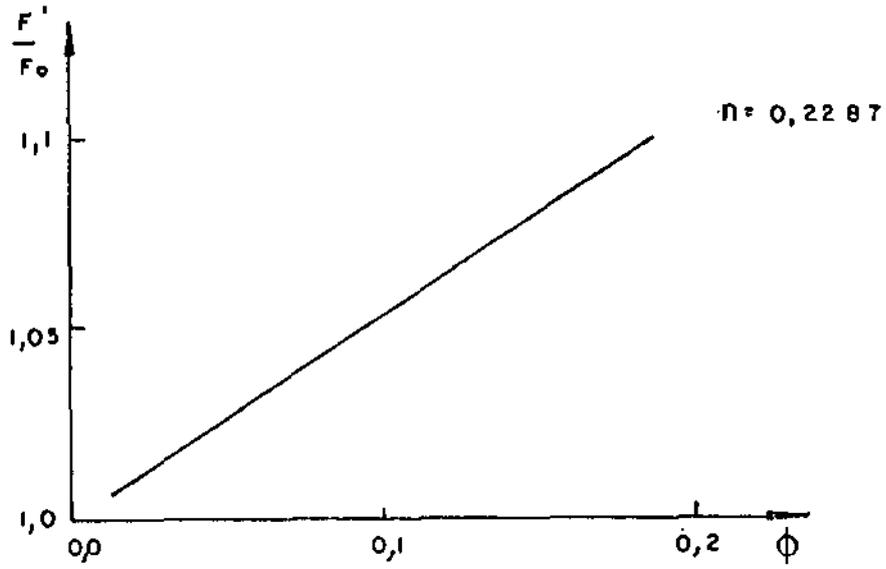


Fig. C.1 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura com injeção de gás bromo (simulação em computador).

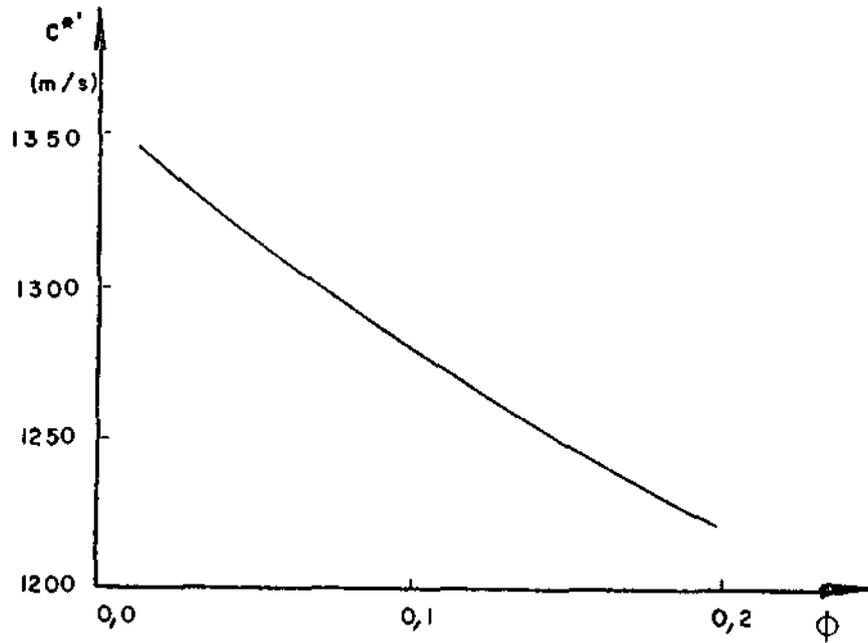


Fig. C.2 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura com injeção de gás bromo (simulação em computador).

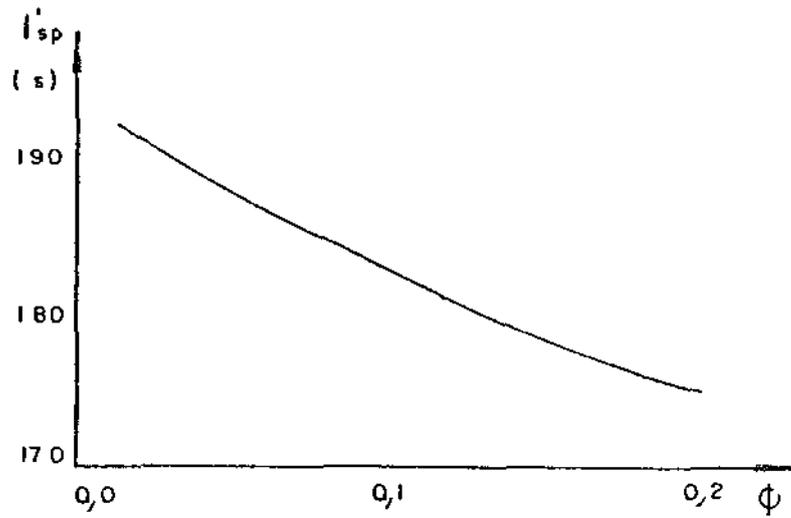


Fig. C.3 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura com injeção de gás bromo (simulação em computador).

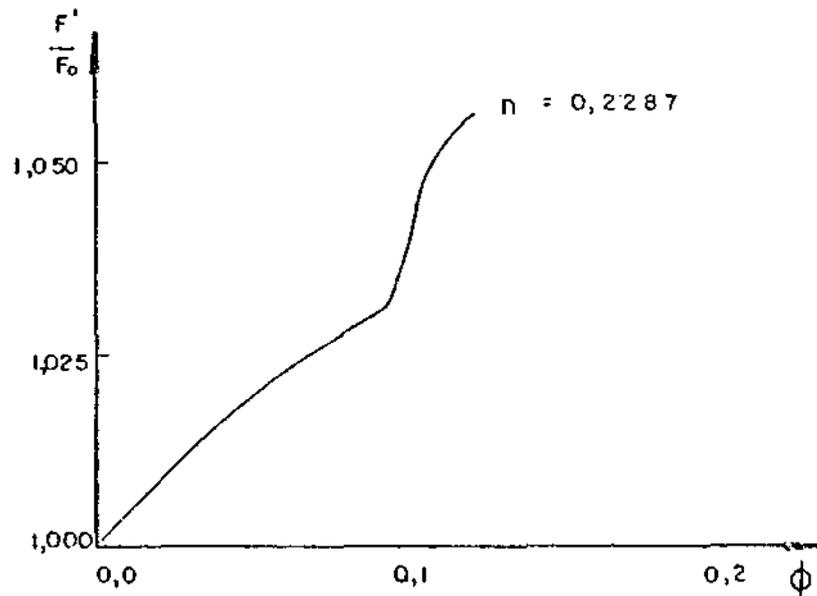


Fig. C.4 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura com injeção de amônia (simulação em computador).

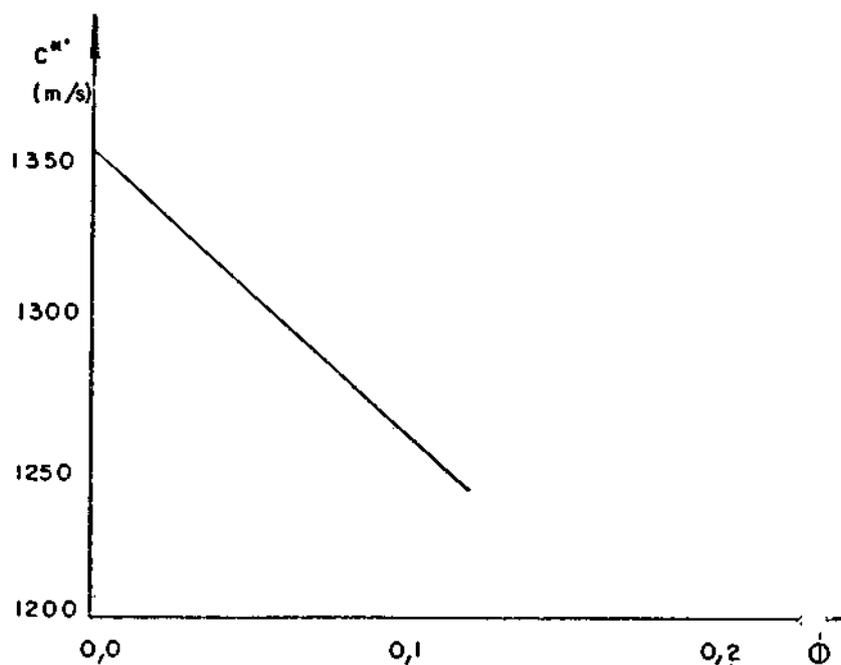


Fig. C.5 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura com injeção de amônia (simulação em computador).

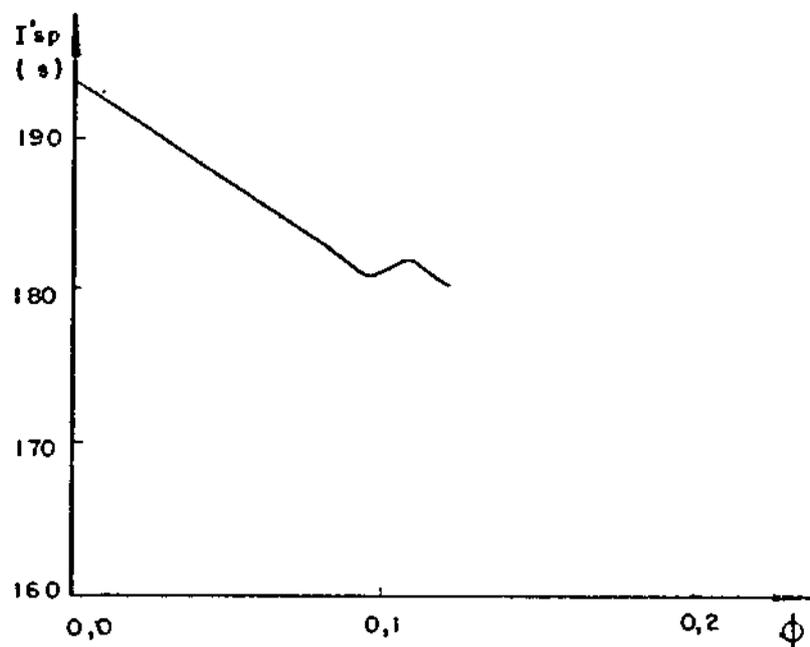


Fig. C.6 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura com injeção de amônia (simulação em computador).

Foram feitas ainda simulações teóricas com água oxigenada e hidrazina. Escolheram-se estes dois compostos para análise visando a determinação dos efeitos de adição de oxigênio, através da decomposição térmica da água oxigenada, e da adição de energia, devido à decomposição térmica da hidrazina nos produtos de combustão. A base de comparação foi o parâmetro ϕ . A água oxigenada produziu melhores resultados, pois o propelente escolhido tinha deficiência de oxigênio (Figuras C.7, C.8 e C.9 para a água oxigenada de C.10, C.11 e C.12 para a hidrazina). Um resultado interessante foi o da simulação da injeção da hidrazina. Para este propelente a velocidade característica (C^*) ficou aproximadamente constante. Como o propelente apresenta baixo valor para n , o resultado no empuxo deve ser parecido ao mostrado na Figura 2.1.

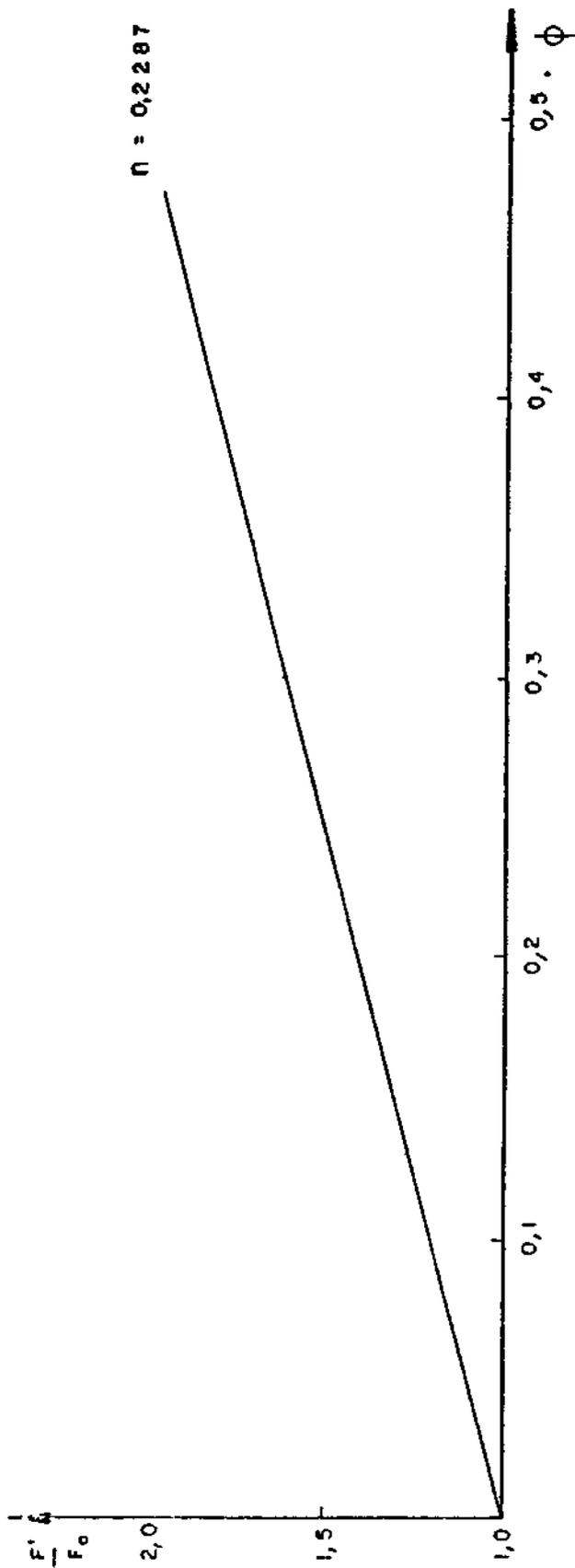


Fig. C.7 - Modulação do empuxo versus razão instantânea de mistura com injeção de água oxigénada (simulação em computador).

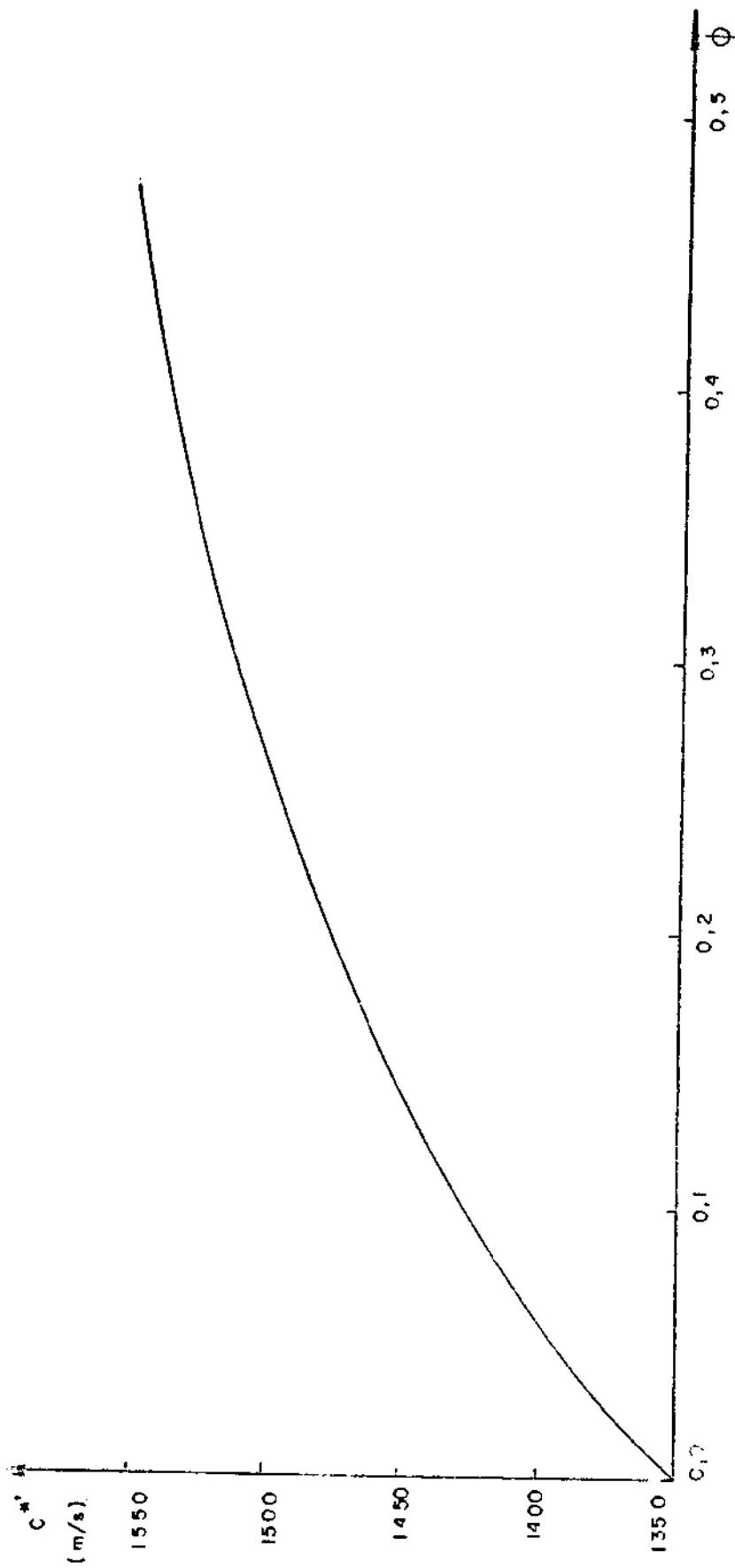


Fig. C.8 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura com injeção de água oxigenada (simulação em computador).

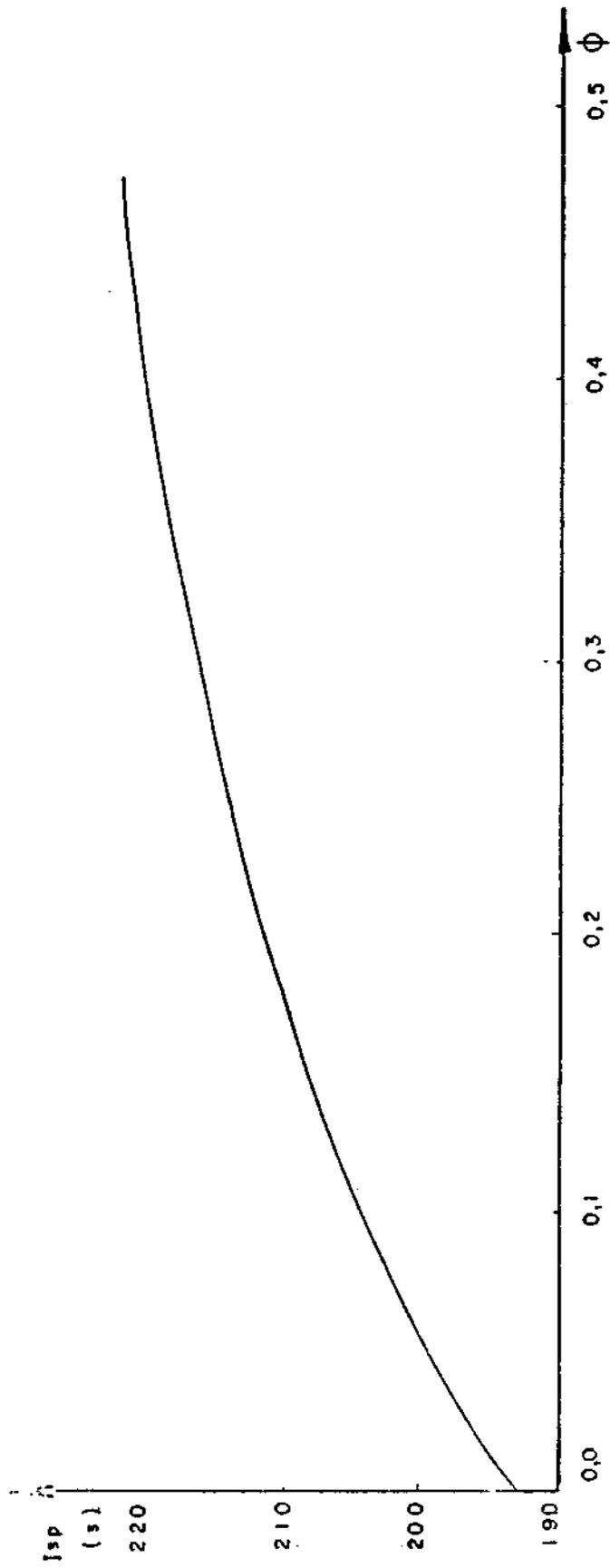


Fig. C.9 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura com injeção de água oxigênada (simulação em computador).

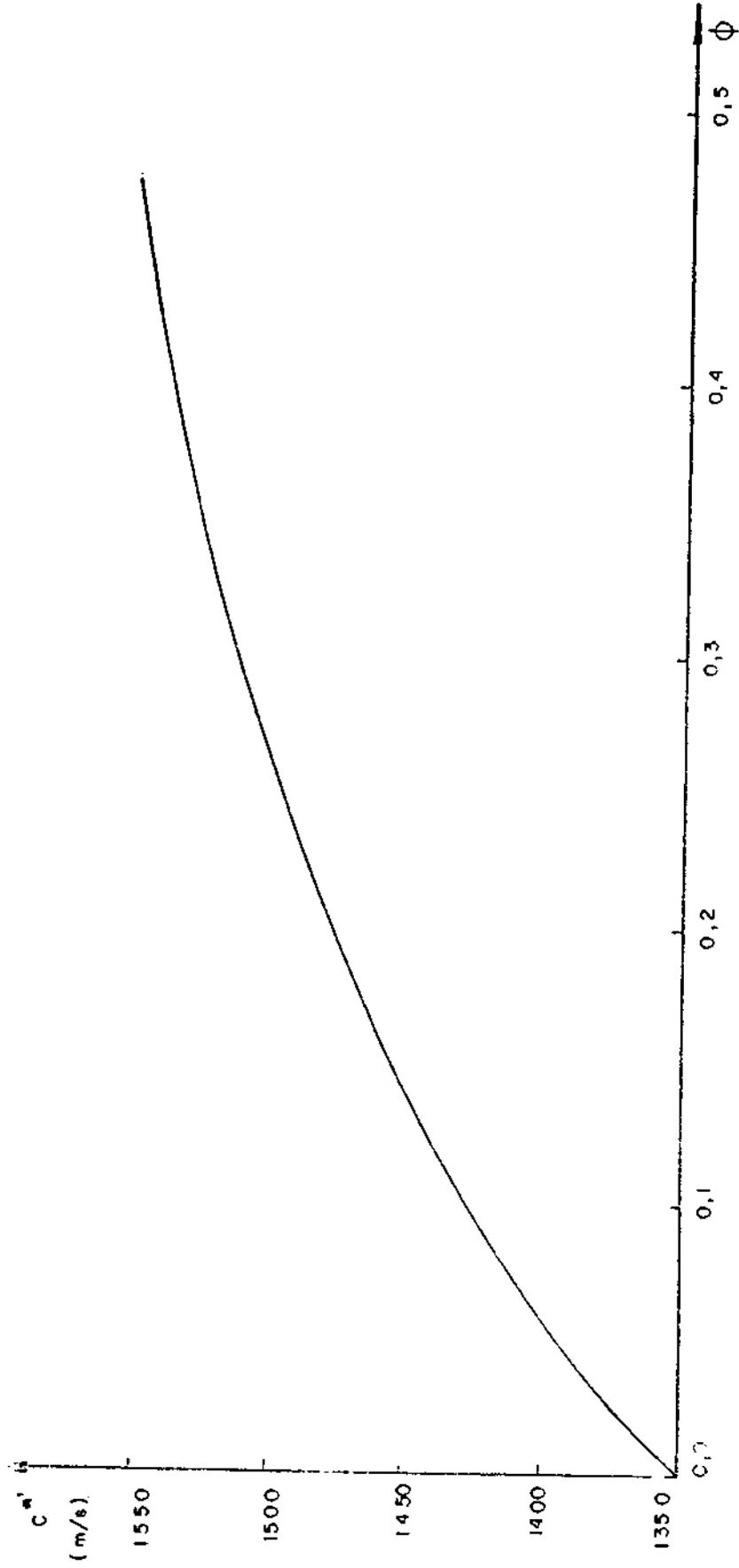


Fig. C.8 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura com injeção de água oxigenada (simulação em computador).

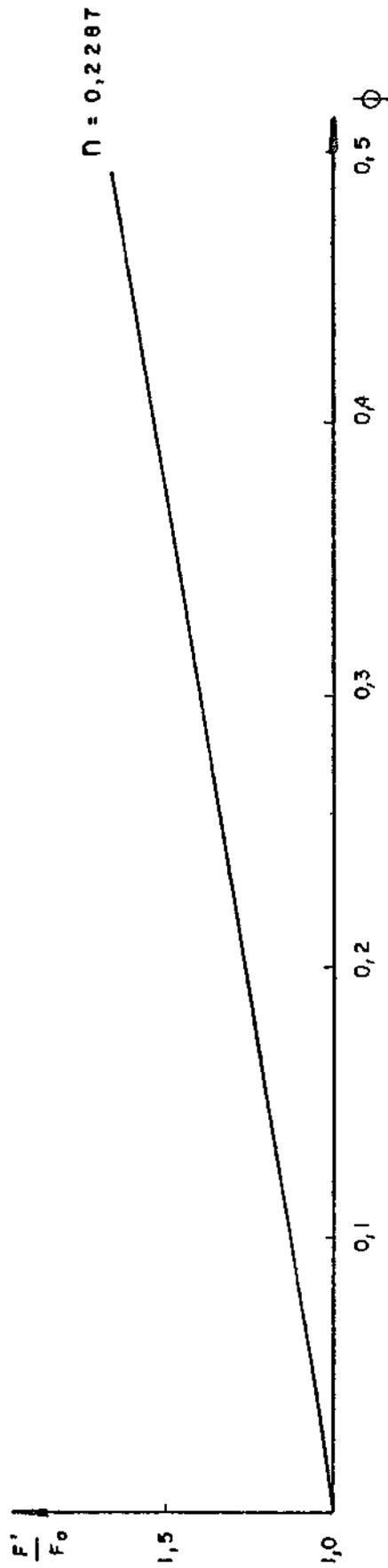


Fig. C.10 - Modulação do empuxo versus razão de mistura instantânea com injeção de hidrazina (simulação em computador).

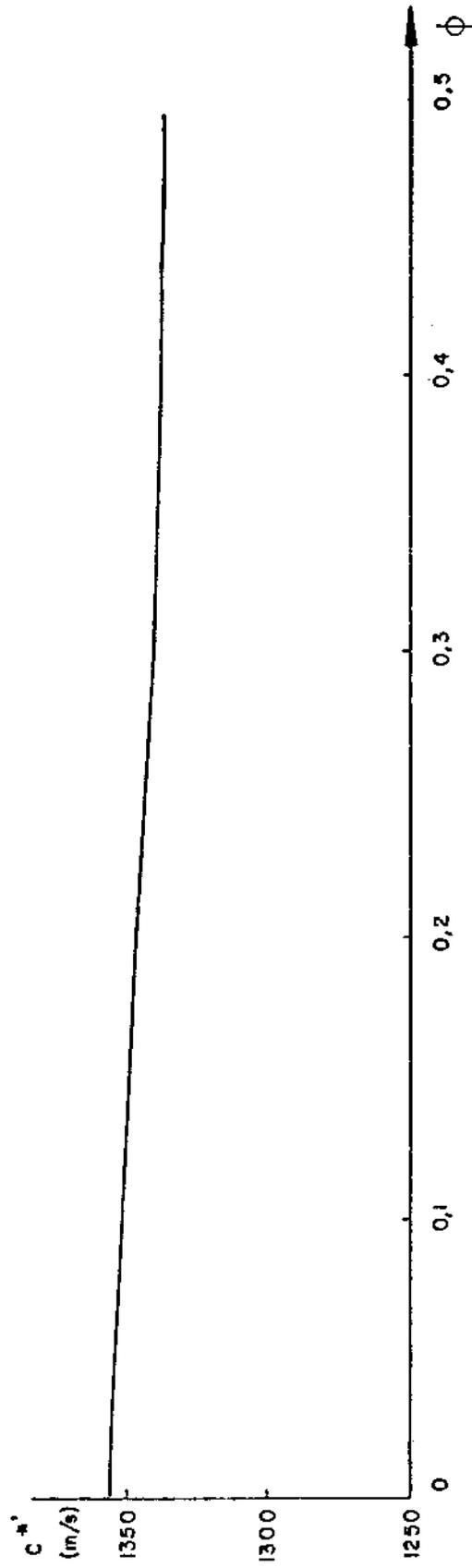


Fig. C.11 - Velocidade característica versus razão instantânea de mistura com injeção de h_i drazina (simulação em computador).

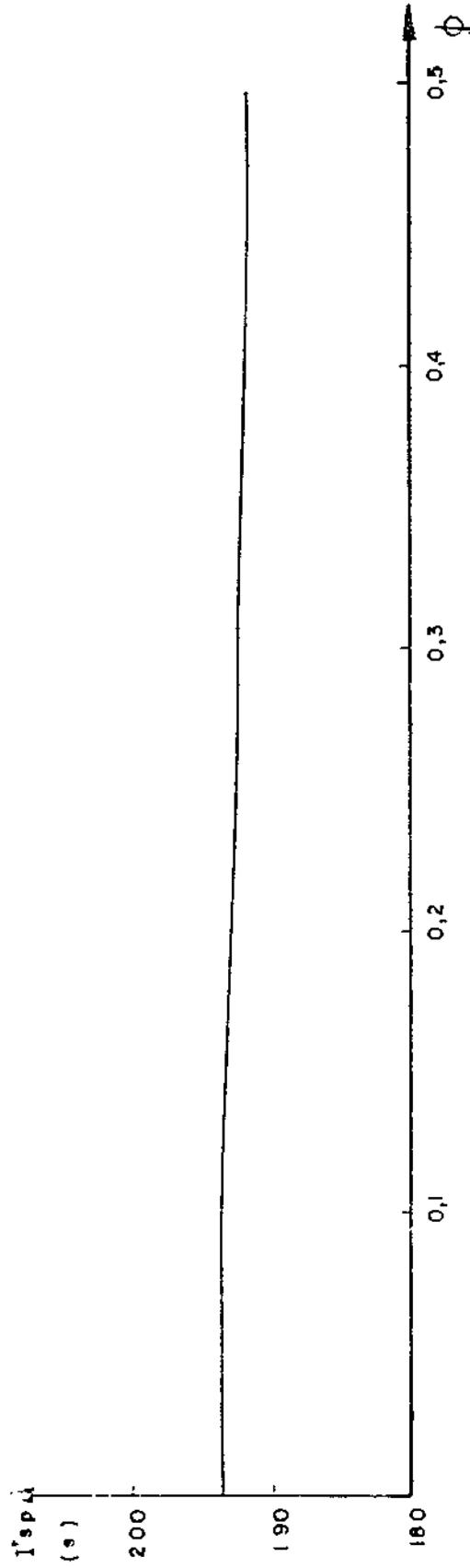


Fig. C.12 - Impulso específico versus razão instantânea de mistura com injeção de hidrazina (simulação em computador).

APENDICE D

CALIBRAÇÃO DO MEDIDOR DE VAZÃO

Optou-se pelo medidor de vazão do tipo placa de orifício devido a sua simplicidade e facilidade de construção.

Foi necessário calibrar o medidor para as condições de entupimento e de não-entupimento, pois nos testes previstos ambas condições puderam ocorrer (como realmente ocorreu).

A calibração da placa de orifício para a condição de não-entupimento foi necessária porque a literatura não apresenta dados padronizados para razões de área (tubo/orifício) menores do que 10 (a razão de área deste caso é 36).

Na condição de não-entupimento, um dos parâmetros a determinar é o coeficiente de descarga (C_d), em função do número de Reynolds. Para tal, fez-se escoar água com vazões (\dot{m}) controladas e mediram-se as respectivas quedas de pressão no orifício, determinando-se então o coeficiente de descarga (Figura D.1) pela equação:

$$\dot{m} = C_d \cdot A_{\text{orif}} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_1 \cdot (P_1 - P_2)}, \quad (\text{D.1})$$

onde ρ é a densidade de água; A_{orif} , a área do orifício; P_1 , a pressão a montante e P_2 , a pressão a jusante a placa.

Os resultados apresentados na Figura D.1 mostram um espalhamento muito grande em torno do valor 0,62. Entretanto, nos dados padronizados para orifícios maiores, observa-se que quanto menor a razão entre as áreas do orifício e do tubo mais rápido o valor de C_d tende para o valor de 0,62 (Coulson e Richardson, 1975).

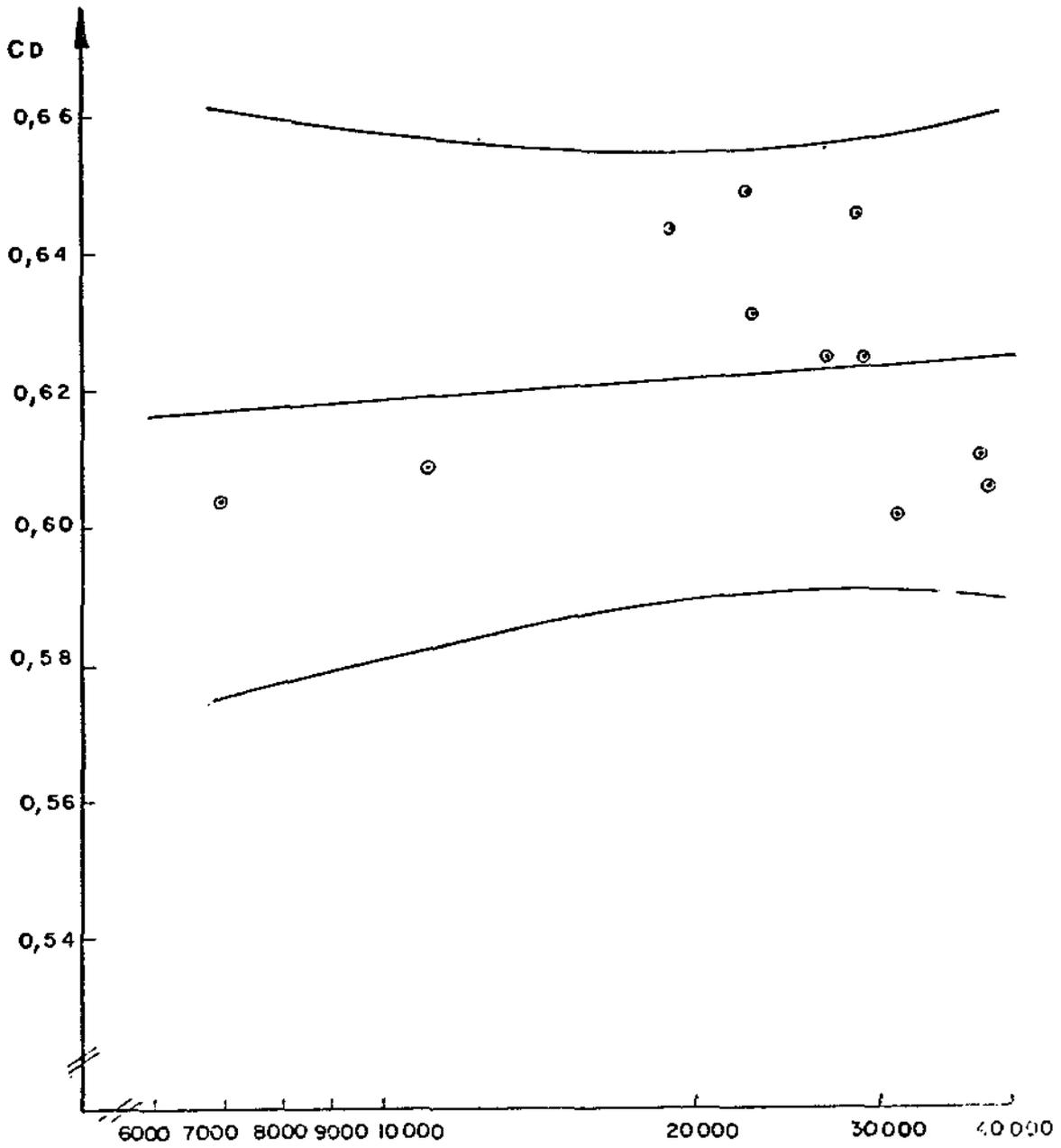


Fig. D.1 - Coeficiente de descarga versus número de Reynolds.

Para escoamento de gás na placa de orifício na condição de não-entupimento, considerou-se a equação de estado de gás perfeito e a expressão empírica do fator de expansão dos gases dada por Holman e Gajda (1978):

$$y = 1 - \left(0,41 + 0,35 \frac{A_{orif}^2}{A_{tubo}^2} \right) \cdot \frac{(P_1 - P_2)}{\gamma \cdot P_1}, \quad (D.2)$$

onde γ é a razão dos calores específicos e A_{tubo} a área interna do tubo.

Assim a expressão da vazão de gás para a condição de não-entupimento é dada por:

$$\dot{m} = Cd \cdot y \cdot A_{orif} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_2 (P_1 - P_2)}. \quad (D.3)$$

Na calibração do medidor para a condição de entupimento, utilizou-se a seguinte expressão:

$$\dot{m} = \frac{P_1 \cdot A_{orif} \cdot a^*}{\sqrt{T}}, \quad (D.4)$$

onde T é a temperatura do gás a montante da placa (temperatura ambiente); \dot{m} , a vazão de gás e a^* , o parâmetro de ajuste da Expressão D.4. Os valores de a^* em função da pressão estão dados nas Figuras D.2, D.3 e D.4, respectivamente, para o hélio, argônio e nitrogênio.

A vazão de gás foi determinada através de um rotâmetro (Omel), cuja faixa de trabalho varia de 15.000 até 150.000 l/h, padronizado para uma temperatura de 298K e para uma pressão de 6,5 bar. A vazão para as condições de operação é dada pela multiplicação da vazão lida no rotâmetro e os fatores de correção para a temperatura, pressão e peso específico. Assim, o valor para a vazão é dado pela expressão:

$$\dot{m} = \dot{m}_{lido} \cdot \sqrt{P_{op}/P_{cal}} \cdot \sqrt{T_{cal}/T_{op}} \cdot \sqrt{P_{cal}/P_{op}} \quad (D.5)$$

onde P é a pressão, T , a temperatura e p , o peso específico. Os índices $()_{op}$ denotam o valor de operação e $()_{cal}$ de calibração.

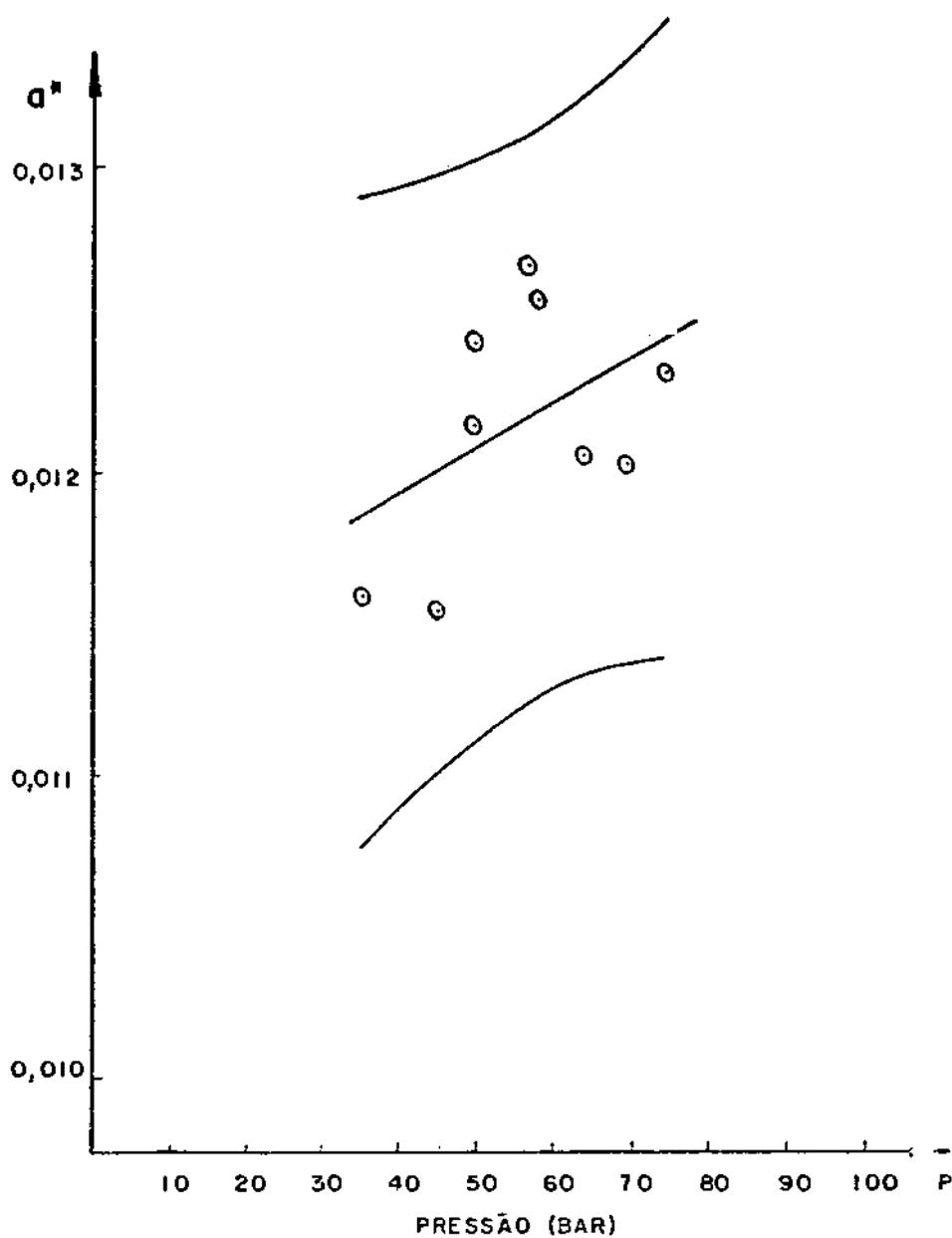


Fig. D.2 - Curva de calibração da placa de orifício para o hélio.

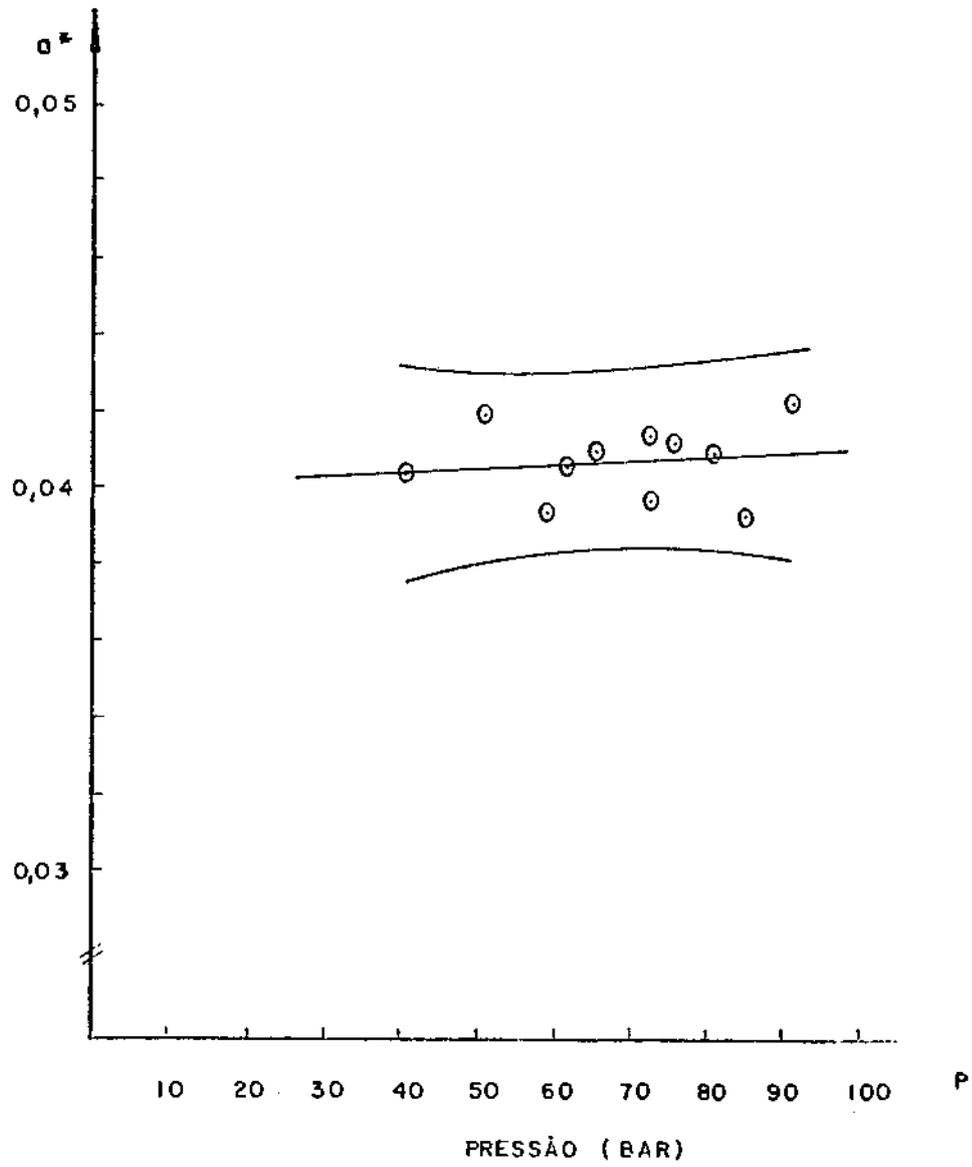


Fig. D.3 - Curva de calibração da placa de orifício para argônio.

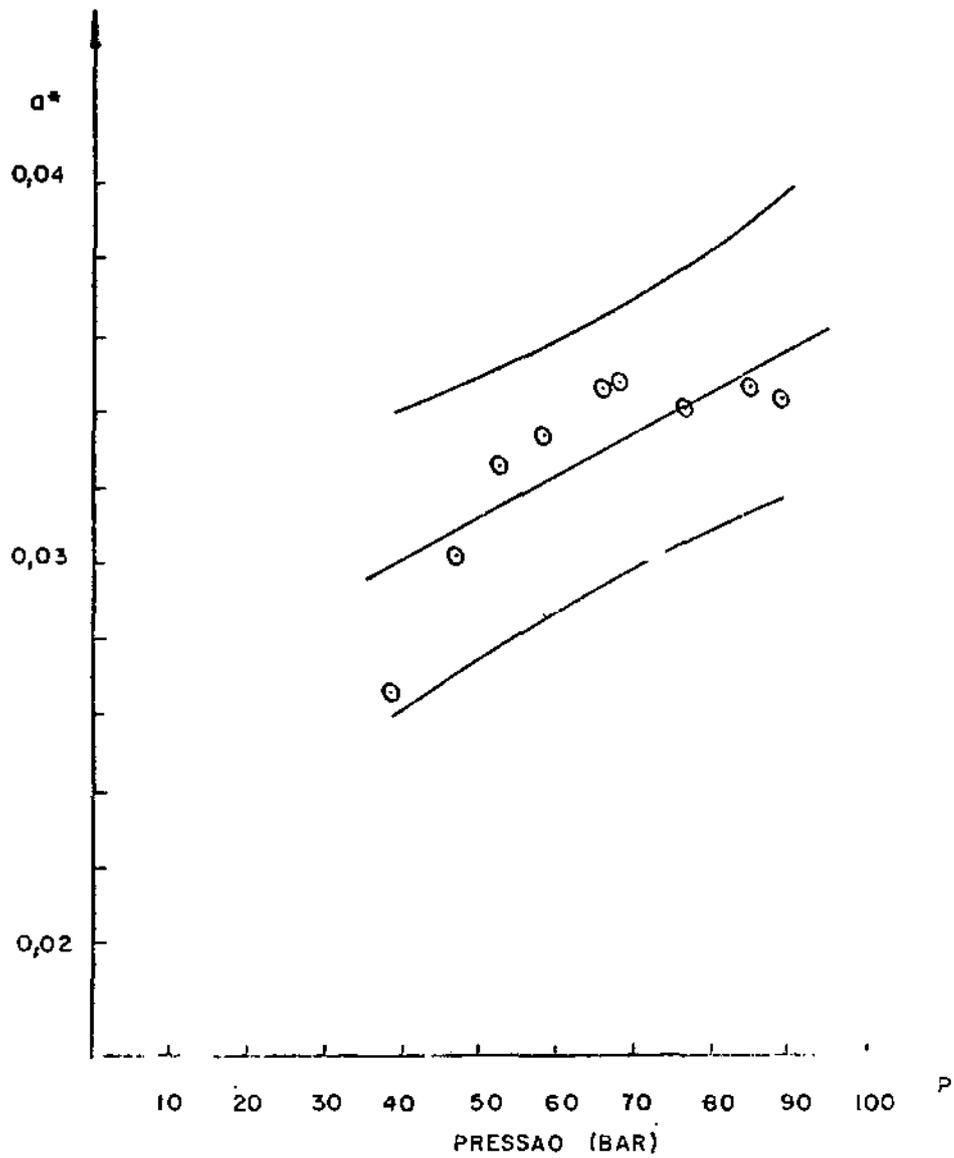


Fig. D.4 - Curva de calibração da placa de orifício com nitrogênio.

APÊNDICE E

TRATAMENTO ESTATÍSTICO DOS DADOS

E.1 - REGRESSÃO LINEAR

Segundo Draper et alii (1966), alguns conjuntos de dados podem ser representados por uma reta. Usar-se-á o método dos mínimos quadrados para determinar os parâmetros que caracterizam a reta, chamada regressão. Os dados observados (Y_i) podem ser representados por:

$$Y_i = B_0 + B_1 \cdot X_i + C_i , \quad (E.1)$$

onde X_i é a variável independente e C_i , o erro entre o dado observado e o previsto pela regressão. Os parâmetros B_0 , B_1 e C_i são desconhecidos. A partir de B_0 e B_1 fixados podem-se determinar os erros (C_i), examinando dado por dado. Tomando uma estimativa de B_0 e B_1 (b_0 e b_1) tem-se:

$$\hat{Y}_i = b_0 + b_1 X_i , \quad (E.2)$$

onde \hat{Y}_i é a regressão para Y_i .

A estimativa de B_0 e B_1 é determinada pela minimização da soma dos quadrados dos erros (C_i). A soma dos quadrados dos erros fica:

$$U = \sum C_i^2 = \sum (Y_i - B_0 - B_1 X_i)^2. \quad (E.3)$$

Derivando a Expressão E.3 em termos de B_0 e B_1 e igualando a zero tem-se:

$$\frac{\partial U}{\partial B_1} = - 2 \left[\sum X_i \cdot (Y_i - B_0 - B_1 X_i) \right] = 0 , \quad (E.4)$$

$$\frac{\partial U}{\partial B_0} = - 2 \left[\sum (Y_i - B_0 - B_1 X_i) \right] = 0. \quad (E.5)$$

Resolvendo o sistema de equações dadas acima, obtêm-se:

$$b_1 = \frac{\sum X_i \cdot Y_i}{N \cdot \sum X_i^2} - \frac{(\sum X_i) (\sum Y_i)}{N^2} = \frac{(\sum X_i Y_i) - \frac{(\sum X_i)^2 (\sum Y_i)}{N}}{N \sum X_i^2 - \frac{(\sum X_i)^2}{N}} \quad (E.6)$$

(b_1 é a estimativa de B_1) ou

$$b_1 = \frac{\sum (X_i - \bar{X}) \cdot (Y_i - \bar{Y})}{\sum (X_i - \bar{X})^2}, \quad (E.7)$$

onde

$$\bar{X} = \frac{\sum X_i}{N} \quad \text{e} \quad \bar{Y} = \frac{\sum Y_i}{N}$$

Da Expressão E.4 tem-se:

$$b_0 = \bar{Y} - b_1 \cdot \bar{X}_i \quad (E.8)$$

Substituindo a Expressão E.8 em E.2 tem-se:

$$\hat{Y}_i = \bar{Y} + b_1 (X_i - \bar{X}). \quad (E.9)$$

E.2 - PRECISÃO DA REGRESSÃO

Considere-se a seguinte identidade:

$$(Y_i - \hat{Y}_i)^2 = (Y_i - \bar{Y})^2 - 2(Y_i - \bar{Y})(\hat{Y}_i - \bar{Y}) + (\hat{Y}_i - \bar{Y})^2 \quad (E.10)$$

quadrando a Expressão E.10 e tomando o somatório de $i = 1$ até N tem-se:

$$\sum (Y_i - \hat{Y}_i)^2 = \sum (Y_i - \bar{Y})^2 - 2 \sum (Y_i - \bar{Y})(\hat{Y}_i - \bar{Y}) + \sum (\hat{Y}_i - \bar{Y})^2 \quad (E.11)$$

Substituindo a Expressão E.9 em E.11 obtêm-se:

$$\Sigma (Y_i - \hat{Y}_i)^2 = \Sigma (Y_i - \bar{Y})^2 + \Sigma (\hat{Y}_i - \bar{Y})^2 - 2 \cdot \Sigma (Y_i - \bar{Y}) \cdot b_1 (X_i - \bar{X}) \quad (E.12)$$

Substituindo a Expressão E.7 em E.12 tem-se:

$$\Sigma (Y_i - \hat{Y}_i)^2 = \Sigma (Y_i - \bar{Y})^2 + \Sigma (\hat{Y}_i - \bar{Y})^2 - 2 \Sigma (Y_i - \bar{Y})^2, \quad (E.13)$$

ou

$$\Sigma (\hat{Y}_i - \bar{Y})^2 = \Sigma (Y_i - \hat{Y}_i)^2 + \Sigma (Y_i - \bar{Y})^2, \quad (E.14)$$

onde $\Sigma (Y_i - \bar{Y})^2$ é a soma dos quadrados em torno da média; $\Sigma (Y_i - \hat{Y}_i)^2$, a soma em torno da regressão e $\Sigma (\hat{Y}_i - \bar{Y})^2$, a soma dos quadrados devido à regressão.

Um quantificador de precisão é a soma dos quadrados em torno da regressão, pois quanto mais próximo de zero, melhor é a regressão. Assim,

$$R^2 = \Sigma (Y_i - \bar{Y})^2 / \Sigma (\hat{Y}_i - \bar{Y})^2 \quad (E.15)$$

Chama-se grau de liberdade o número de informações necessárias para determinar cada soma dos quadrados. A soma dos quadrados em torno da média tem N-1 graus de liberdade, pois a soma das diferenças dos dados observados com a média $\Sigma (Y_i - \bar{Y})$ é zero. Para a soma dos quadrados devido à regressão basta conhecer b_1 [$\Sigma (\hat{Y}_i - \bar{Y}) = b_1 \Sigma (X_i - \bar{X})$], logo o grau de liberdade é um. Através da subtração dos graus de liberdade das duas somas dos quadrados dadas acima, determina-se o grau de liberdade da soma dos quadrados em torno da regressão, que é N-2.

Uma estimativa da variância dos dados observados é dada por:

$$S^2 = \frac{\Sigma (Y_i - \hat{Y}_i)^2}{N - 2} \quad (E.16)$$

E.3 - EXAME DE EQUAÇÃO DA REGRESSÃO

Para analisar a regressão devem-se considerar, algumas condições para o modelo dada pela Expressão E.1, isto é:

a)- C_i é uma variável aleatória com média zero e variância σ , definida por:

$$E(C_i) = 0 \text{ e } V(C_i) = \sigma^2, \quad (\text{E.17})$$

onde $E(C_i)$ é a média e $V(C_i)$ a variância;

b)- os erros C_i e C_j ($i \neq j$) não são correlacionados $\text{cov}(C_i, C_j) = 0$, o erro Y_i é:

$$E(Y_i) = b_0 + b_1 \cdot X_i \text{ e } V(Y_i) = V(C_i) = \sigma^2; \quad (\text{E.18})$$

c)- os erros (C_i) seguem uma distribuição normal com média zero e variância de $N(0, \sigma^2)$:

$$C_i \approx N(0, \sigma^2). \quad (\text{E.19})$$

Da expressão E.7 ^{X_i} tem-se:

$$b_1 = \frac{\sum (X_i - \bar{X}) Y_i}{\sum (X_i - \bar{X})^2}. \quad (\text{E.20})$$

logo, a variância de b_1 , $V(b_1)$, é:

$$V(b_1) = \frac{\sum (X_i - \bar{X})^2}{\sum (X_i - \bar{X})^4} \cdot V(Y_i), \quad (\text{E.21})$$

ou

$$V(b_1) = \sigma^2 / \sum (X_i - \bar{X})^2. \quad (\text{E.22})$$

Assim, o limite de confiança de $100(1 - e)\%$ para B_1 é dado por:

$$b_1 \pm t(N-2, 1-e/2) \cdot s / \left[\sum (X_i - \bar{X})^2 \right]^{1/2}, \quad (E.23)$$

onde $t(N-2, 1-e/2)$ é a distribuição t com $N-2$ graus de liberdade e um intervalo de confiança de $100(1 - e)\%$. A variância é dada pela sua estimativa s (E.16).

A variância (estimativa) dos dados obtidos pela regressão é:

$$V(\hat{Y}_i) = V(\bar{Y}) + (X_i - \bar{X})^2 \cdot V(\hat{b}_1), \quad (E.24)$$

mas $V(\bar{Y}) = \sum V(Y_i) / N^2 = \sigma^2 / N$, substituindo esta Expressão e a Expressão E.22 em E.24, tem-se:

$$V(\hat{Y}_i) = \sigma^2 / N + (X_i - \bar{X})^2 \cdot \sigma^2 / \sum (X_i - \bar{X})^2. \quad (E.25)$$

A estimativa do erro (com $\sigma = s$) de y_i é dada por:

$$E(\hat{Y}_i) = s \cdot \left[1/N + (X_i - \bar{X})^2 / \sum (X_i - \bar{X})^2 \right]^{1/2}. \quad (E.26)$$

Portanto, o limite de confiança em torno da regressão é limitado por duas hipérboles, uma superior e uma inferior, determinadas por:

$$\hat{Y}_i \pm t(N, 1-e/2) \left[1 + 1/N + (X_i - \bar{X})^2 / \sum (X_i - \bar{X})^2 \right]^{1/2} \cdot s. \quad (E.27)$$

Assim, quando se deseja um limite de confiança de 95% para uma amostra de 25 dados, a função distribuição é $t(23, 0,975)$. Para este intervalo de confiança as hipérboles capturam com 95% de chance a regressão verdadeira.

APENDICE F

ENTRADA E SAÍDA DOS PROGRAMAS INJEÇÃO E NASA SP-273

Programa NASA SP-273 (Gordon and McBride, 1971):

ENTRADA

REACTANTS

	PORCEN...	H FORM...	EST...	TEM	
C 6,0..H 7,8..O 9,8..N 2,2...	0,4919...	-156424,0..	S..	298,15	F
C 3,0..H 5,0..O 9,0..N 3,0...	0,8,3510...	-82434,0..	S..	298,15	F
C 9,0..H 14,0..O 6,0.....	0,0474...	-310948,0..	L..	298,15	F
C 16,0..H 22,0..O 4,0.....	0,0322...	-210247,0..	L..	298,15	F
C 17,0..H 20,0..O 1,0..N 2,0...	0,0308...	-25091,0..	S..	298,15	F
C 36,0..H 70,0..O 4,0..Pb1,0...	0,0228...	-3530,0..	S..	298,15	F
K 2,0..S 1,0..O 4,0.....	0,0236...	-342660,0..	S..	298,15	F
He1,0.....	1,0000.....	0,0..	G..	298,15	O

\$INPT2 KASE=1, RKT=T, OF=T, MIX=0,1432, P=52,3 \$END

\$RKTINP SUPAR=3,467 \$END

SAÍDA

	CHAMBER.....	THROAT.....	EXIT
P ^c /P _{co}	1,000	1,844	20,358
P, ATM.....	52,297	28,356	2,5680
T, DEG K.....	1643	1417	930

RHO, G/CC.....	5,584E-3	3,519E-3	5,106E-3	
H, CAL/G.....	-493,0	-621,7	-1001,2	
S, CAL/G.K	3,0771	3,0771	3,0771
M, MOL WT.....	14,394	14,431	15,172	
(DLV/DLP)T	-1,0018	-1,0015	-1,0463
(DLV/DLP)T	1,0016	1,0259	1,8689
GAMMA.....	1,3517	1,3187	1,1376	
SON VEL, M/S.....	1132,5	1037,6	761,6	
MACH NUMBER.....	0,0000	1,0000	2,708	
AE/AT.....	1,0000	3,467		
CSATR, M/S.....	4761	4761		
CF.....	0,715	1,421		
IVAC, LB-SEC/LB.....	186,0	235,5		
ISP, LB-SEC/LB.....	105,8	210,3		

PROGRAMA INJEÇÃO

ENTRADA

CF(EQ), CF(CONG), CSTAR(EQ), CSTAR(CONG), M(INJ), APROX. INIC.
1,421 .. 1,414 .. 4761 .. 4700 (PES/S) .. 5,5 (G/S) .. 40 (BAR)

SAÍDA

$P^*c/P_{co} = 1,2895$

$F^*/F_0 = 1,3048$

$FI(OF) = 0,1432$

$CSTAR(MEDIO) = 1441,86 \text{ M/S}$

CF(MEDIO) = 1,41775

P(ATM) = 52,3

• •
•

APÊNDICE G

PROGRAMA "INJEÇÃO"

