



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA  
**INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS**

**INPE-15172-TDI/1289**

**ANÁLISE TEÓRICA E EXPERIMENTAL DO DESEMPENHO DE  
UM ESTADO-REATOR A COMBUSTÍVEL SÓLIDO UTILIZANDO  
POLIBUTADIENO HIDROXILADO**

Gabriela Silva Moura

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia  
Espaciais/Combustão e Propulsão, orientada pelo Dr. José Gobbo Ferreira, aprovada em  
1º de março de 2007.

INPE  
São José dos Campos  
2008

621.313.53

Moura, G. S.

Análise teórica e experimental do desempenho de um estado-reator a combustível sólido utilizando polibutadieno hidroxilado / Gabriela Silva Moura. - São José dos Campos: INPE, 2007.

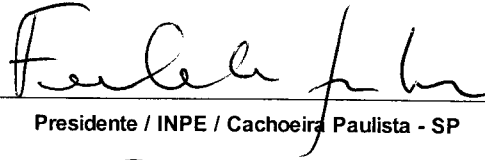
156 p. ; (INPE-15172-TDI/1289)

1. Estado-reator. 2. Polibutadieno hidroxilado.  
3. Gerador de ar viciado. 4. Teoria de regressão. 5.  
Impulsão específica. I. Título.

Aprovado (a) pela Banca Examinadora  
em cumprimento ao requisito exigido para  
obtenção do Título de Mestre em

Engenharia e Tecnologia  
Espaciais/Combustão e Propulsão

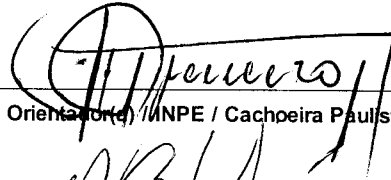
Dr. Fernando de Souza Costa



---

Presidente / INPE / Cachoeira Paulista - SP

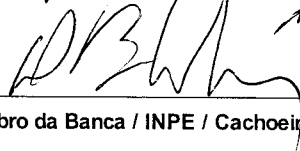
Dr. José Gobbo Ferreira



---

Orientador(a) / INPE / Cachoeira Paulista - SP


Dr. Demétrio Bastos Netto



---

Membro da Banca / INPE / Cachoeira Paulista - SP

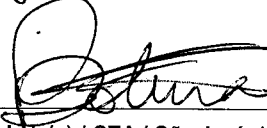
Dr. João Andrade de Carvalho Jr.



---

Membro da Banca / FEG / Guaratinguetá - SP

Dr. César Augusto Botura



---

Convidado(a) / CTA / São José dos Campos - SP

Aluno (a): Gabriela Silva Moura

São José dos Campos, 01 de Março de 2007



*“Viver não é necessário: o que é necessário é criar.  
Não conto gozar a minha vida; nem em gozá-la penso.  
Só quero torná-la grande, ainda que para isso tenha de ser  
o meu corpo (e a minha alma) a lenha desse fogo.”*

*Fernando Pessoa*



*A meus pais,*  
**ANTÔNIO LUÍS MOURA e**  
**MARIA TEREZA SILVA MOURA.**





## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço a todos que me ajudaram a vencer mais esta etapa da vida.

À Fundação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - CAPES, pelo auxílio financeiro de dois anos de bolsa de mestrado e pelas viagens a congressos nacionais.

Ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, pela oportunidade de estudos.

Ao Banco de Testes em Condições Atmosféricas – BTCA, pela utilização de suas instalações e grande apoio.

Aos professores do INPE pelo conhecimento compartilhado.

Ao meu orientador Prof. Dr. José Gobbo Ferreira, pelo conhecimento passado e pela orientação na realização deste trabalho.

À Oficina Mecânica, pela orientação e apoio nas instalações da parte experimental.

Aos meus amigos do curso pelo estímulo.



## RESUMO

Os estato-reatores, também conhecidos como estato-jatos, constituem um meio atraente de propulsão e seu estudo merece considerável interesse, tanto no campo experimental quanto no teórico. A grande utilização dos polibutadienos em foguetes, principalmente do polibutadieno hidroxilado, conhecido na literatura como hydroxyl terminated polybutadiene (HTPB), estimula a realização deste trabalho que visa à análise teórica e experimental do desempenho de um estato-reator subsônico, quando esse tipo de polímero é utilizado como combustível sólido. Os experimentos foram realizados utilizando-se um gerador de ar viciado do tipo tubo conectado, capaz de simular as condições do ar encontradas durante vôos supersônicos. O trabalho foi dividido em 3 etapas: avaliação teórica do polibutadieno hidroxilado utilizando-se modelagens matemáticas e códigos computacionais, recuperação e dimensionamento do equipamento, utilizando-se um modelo teórico para a queima do combustível e definição / instalação da instrumentação mais adequada para os testes experimentais de forma a adquirir e armazenar os parâmetros relevantes obtidos nos ensaios. Os seguintes passos foram seguidos na realização dos estudos: levantamento das características físicas e químicas do polibutadieno hidroxilado; avaliação teórica da combustão do polibutadieno hidroxilado utilizando-se modelagens matemáticas e códigos computacionais; recuperação e aperfeiçoamento do conjunto sistema gerador de ar viciado / estato-reator; análise teórica do desempenho do estato-reator utilizando o polibutadieno hidroxilado como combustível; dimensionamento de partes do sistema (dimensões do estojo do grão, das tubeiras, das câmaras de mistura) para os ensaios com o novo combustível; determinação da formulação do aglutinante (pré-polímero + agente de cura) com as melhores propriedades mecânicas para o emprego no estato-reator; estudo dos efeitos da câmara de mistura intermediária no desempenho do sistema; avaliação do modelo teórico obtido, através da comparação com os resultados experimentais.



# **THEORETICAL AND EXPERIMENTAL ANALYSIS OF THE RAMJET PERFORMANCE USING POLYBUTADIENE AS SOLID FUEL**

## **ABSTRACT**

Solid fuel ramjets (SFR's) constitute an important subject in the current stage of propulsion research. These systems can incorporate the high performance achieved by conventional liquid fuel ramjets to the simplicity of solid fuel motors, leading to significant advantages related to fabrication and operation costs. A ramjet is an air-breathing propulsion device. As it flies at a certain speed and altitude, the air captured from the atmosphere is heated and compressed as it passes through the shock wave established in the air intake entrance section. Air pressure is additionally increased as it traverses the diffusion zone of the engine and, in the combustion section, this hot, high-pressure air stream is put in contact with some fuel, that can be liquid or solid. The resulting combustion gases are then expanded in a nozzle to produce thrust. The operational conditions during supersonic flights were emulated by the use of a vitiated air generator, connected-pipe type. Hydroxyl terminated polybutadiene is the fuel used in this research. It is the most commonly used binder for composite propellants. Its combustion properties are a matter of great interest in propulsion field. The ramjet combustion conditions allow the study of these properties, providing a means to evaluate its linear regression rate, a procedure which is otherwise hard to perform. The following steps were followed: review of HTPB physical and chemical characteristics; theoretical analysis of HTPB combustion using mathematical models and computational codes; theoretical analysis of the ramjet performance when using HTPB as fuel; definition of the system dimensions (grain case, nozzles throats and area ratios, and chambers) for use with HTPB; rebuild and updating of the existing vitiated air generator / ramjet engine set; determination of the best formula for the fuel (polymer + cure agent) as far as mechanical and propulsive properties are concerned; analysis of an intermediate mixture chamber and an extended recirculation zone influences on the system performance, and, comparison between theoretical and experimental results.



## SUMÁRIO

Pág.

### LISTA DE FIGURAS

### LISTA DE TABELAS

### LISTA DE SÍMBOLOS

### LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

|  |     |
|--|-----|
| <b>CAPÍTULO 1 - O ESTADO-REATOR</b> .....  | 27  |
| <b>CAPÍTULO 2 - O POLIBUTADIENO HIDROXILADO</b> .....  | 35  |
| <b>CAPÍTULO 3 - FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b> .....  | 41  |
| 3.1 Taxa de Regressão Teórica do HTPB .....  | 41  |
| 3.2 Configuração do Grão .....   | 44  |
| 3.3 Processo Termodinâmico .....   | 46  |
| 3.4 Parâmetros do Desempenho .....   | 51  |
| 3.5 Sistema de Ignição do Estado-Reator .....  | 59  |
| <b>CAPÍTULO 4 - FUNCIONAMENTO DO SISTEMA EXPERIMENTAL E DETERMINAÇÃO DE SEUS PARÂMETROS RELEVANTES</b> ..... | 65  |
| 4.1 Análise do Sistema Gerador de ar Viciado .....   | 68  |
| 4.1.1 Saída do Módulo Gerador de Ar Viciado .....  | 69  |
| 4.1.2 Vazões do Ar, O <sub>2</sub> e H <sub>2</sub> no Módulo Gerador de Ar Viciado .....                    | 73  |
| 4.1.3 Tuberias de H <sub>2</sub> e O <sub>2</sub> .....  | 75  |
| 4.1.4 Entrada do Módulo Gerador de Ar Viciado .....  | 77  |
| 4.1.5 Módulo Expansor .....  | 80  |
| 4.2 Taxa de Regressão Teórica – $\dot{r}$ .....  | 83  |
| 4.2.1 Cálculo do Fluxo de Calor para a Superfície do Grão ( $\dot{q}_s$ ) .....                              | 84  |
| 4.2.2 Cálculo do Diâmetro Interno do Grão, $d_i$ .....   | 84  |
| 4.2.3 Cálculo da Condutividade Térmica do Ar, $k_{ar}$ .....   | 85  |
| 4.2.4 Cálculo do Fluxo de Massa do Ar através do Grão, $G_{ar}$ .....  | 86  |
| 4.2.5 Cálculo da Viscosidade do Ar, $\mu_{ar}$ .....   | 87  |
| 4.3 Módulo Combustor .....   | 89  |
| 4.3.1 Simulação do Desempenho .....  | 89  |
| 4.3.2 Comprimento da Câmara de Mistura Posterior .....   | 92  |
| 4.3.3 Localização do Ponto de Reatamento .....   | 97  |
| 4.4 Parâmetros do Desempenho Teóricos .....  | 98  |
| <b>CAPÍTULO 5 - TRABALHO EXPERIMENTAL</b> .....  | 99  |
| 5.1 Arranjo do sistema .....   | 99  |
| <b>CAPÍTULO 6 - CONCLUSÕES</b> .....   | 111 |
| <b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS</b> .....  | 113 |
| <b>APÊNDICE A</b> .....  | 115 |

|                         |     |
|-------------------------|-----|
| <b>APÊNDICE B</b> ..... | 137 |
| <b>APÊNDICE C</b> ..... | 139 |
| <b>APÊNDICE D</b> ..... | 153 |
| <b>APÊNDICE E</b> ..... | 155 |



## LISTA DE FIGURAS

|   |     |
|---|-----|
| 1.1 - Diagrama esquemático de um estato-reator sólido.....  | 29  |
| 1.2 - Aspectos da queima de um combustível sólido em um estato-reator .....   | 30  |
| 2.1 - Comparação do desempenho de um estato-reator utilizando diferentes<br>combustíveis sólidos .....  | 36  |
| 2.2 - Fórmula molecular básica do polibutadieno hidroxilado .....   | 36  |
| 2.3 - Estrutura molecular (a)isômero 2,4 e (b) isômero 2,6 .....  | 37  |
| 2.4 - Estrutura molecular do IPDI .....   | 38  |
| 2.5 - Esquema da formação de poliuretano a partir de PBLH e diisocianato. ....  | 38  |
| 3.1 - Desenho esquemático da câmara de combustão.....   | 44  |
| 3.2 - Desenho esquemático de um estato-reator.....  | 47  |
| 3.3 - Volume de controle de um estato-reator. ....  | 52  |
| 3.4 - Empuxo e consumo de combustível de um estato-reator ideal.....  | 58  |
| 3.5 - Empuxo e eficiências de um estato-reator ideal.....   | 58  |
| 4.1 - Desenho esquemático do sistema operacional.....   | 65  |
| 4.2 - Diagrama do comportamento da temperatura e entropia no equipamento<br>.....   | 67  |
| 4.3 - Esquema das condições a serem simuladas na saída do módulo gerador<br>de ar viciado (resultados dos cálculos já adicionados na figura)..... | 69  |
| 4.4 - Esquema das condições a serem simuladas na entrada do módulo<br>gerador de ar viciado (resultados dos cálculos já adicionados).....         | 77  |
| 4.5 - Esquema das condições a serem simuladas no módulo expansor<br>(resultados dos cálculos já adicionados) .....                                | 81  |
| 4.6 - Esquema do combustor.....   | 83  |
| 4.7 - Esquema das condições a serem simuladas no módulo combustor<br>(resultados dos cálculos já adicionados) .....                               | 89  |
| 4.8 - Gráficos de simulação dos parâmetros $I_{sp}$ , $c^*$ e $T_c$ em função da razão de<br>equivalência.....                                    | 91  |
| 5.1 - Estato-reator recuperado, posicionamento horizontal.....  | 99  |
| 5.2 - Estato-reator recuperado, posicionamento vertical.....  | 100 |
| 5.3 - Desenho esquemático do sistema de fornecimento de ar.....   | 101 |
| 5.4 - Pontos de medição ao longo do equipamento. (P = pressão, T =<br>temperatura, E = empuxo).....   | 102 |
| 5.5 - Desenho esquemático da câmara de combustão com zona de<br>recirculação anterior.....  | 103 |
| 5.6 - Posicionamento dos cilindros $H_2$ e $N_2$ .....  | 104 |
| 5.7 - Posicionamento dos cilindros ar e $O_2$ (a seta indica a válvula manual) .  | 104 |
| 5.8 - Desenho esquemático do sistema de fornecimento de ar.....   | 105 |
| 5.9 - Comportamento da pressão, temperatura e empuxo durante ensaios sem<br>câmara de mistura intermediária.....                                  | 107 |
| 5.10 - Superfície interna do grão após queima.....  | 108 |
| B.1- Curva característica da válvula reguladora de pressão do ar.....   | 137 |
| C.1 - Esquema do sistema gerador de ar viciado / estato-reator .....  | 139 |

|  |     |
|--|-----|
| C.2 - Módulo combustor.....                | 140 |
| C.3 - Módulo combustor.....                | 141 |
| C.4 - Placa adaptadora.....                | 142 |
| C.5 - Placa adaptadora.....                | 143 |
| C.6 - Estojo do grão.....                  | 144 |
| C.7 - Câmara de mistura intermediária..... | 145 |
| C.9 - Estojo do grão.....                  | 146 |
| C.10 - Câmara de mistura posterior.....    | 147 |
| C.11 - Câmara de mistura posterior.....    | 148 |
| C.12- Tubeira de ar frio.....              | 149 |
| C.13 - Tubeira de ar quente.....           | 150 |

## LISTA DE TABELAS

|  |     |
|--|-----|
| 5.1 – Resultados dos ensaios sem câmara de mistura intermediária.....                                      | 106 |
| 5.2 – Resultados dos ensaios com câmara de mistura intermediária após ponto de reatamento .....            | 109 |
| 5.3– Resultados dos ensaios com câmara de mistura intermediária na metade do comprimento do polímero ..... | 109 |
| 5.4 – Comparação dos resultados dos ensaios com diferentes tipos de polímero .....                         | 110 |
| D.1– Lista de materiais .....  | 153 |
| E.1– Procedimentos para a execução dos ensaios .....   | 155 |



## LISTA DE SÍMBOLOS

- $A^*$  - menor área da tomada de ar [ $m^2$ ]
- $a$  - velocidade sônica na região [ $m/s$ ]
- $A_\infty$  - área real de captação do ar [ $m^2$ ]
- $C_p$  - calor específico à pressão constante [ $cal\ kg^{-1}K^{-1}$ ]
- $C_v$  - calor específico à volume constante [ $cal\ kg^{-1}K^{-1}$ ]
- $D$  - arrasto de compressão [ $N$ ]
- $d_e$  - diâmetro externo do grão [ $m$ ]
- $d_i$  - diâmetro interno do grão [ $m$ ]
- $F$  - empuxo bruto do motor [ $N$ ]
- $F_{ER}$  - empuxo do estato-reator [ $N$ ]
- $FD$  - fator de depolimerização
- $f$  - razão mássica combustível / ar
- $f_{est}$  - razão mássica combustível / ar estequiométrica
- $f_{real}$  - razão mássica combustível / ar real
- $G_{ar}$  - fluxo de massa do ar através orifício do grão [ $kg\ m^{-2}s^{-1}$ ]
- $h$  - coeficiente de transferência de calor por convecção [ $cal\ m^{-2}\ s^{-1}\ K^{-1}$ ]
- $h$  - degrau de recirculação [ $m$ ]
- $h_0$  - entalpia de estagnação [ $kcal / mol$ ]
- $\Delta H^{\circ}_f$  - entalpia de formação padrão [ $kcal / mol$ ]
- $H_d$  - calor de depolimerização [ $J/g$ ]

- $H_v$  - calor efetivo de vaporização [J/g]
- $I_{sp}$  - impulsão específica [m/s]
- $I_{sp,c}$  - impulsão específica por unidade de massa de combustível do estado reator [m/s]
- $I_{sp,f}$  - impulsão específica para motores foguete obtido do código computacional [m/s]
- $K_{ar}$  - condutividade térmica do ar [ $\text{cal m}^{-1}\text{s}^{-1}\text{K}^{-1}$ ]
- $L_c$  - comprimento do grão combustível [m]
- $L_{CM}$  - comprimento da câmara de mistura [m]
- $M$  - massa molecular [g/mol]
- $\dot{m}$  - vazão total (ar + combustível) [kg/s]
- $\dot{m}_{ar}$  - vazão mássica do ar [kg/s]
- $\dot{m}_c$  - vazão mássica do combustível [kg/s]
- $Me$  - número de Mach na região “e”
- $M_n$  - massa molar média do HTPB [g/mol]
- $M_\infty$  - número de Mach na entrada do ar
- $Nu$  - número de Nusselt =  $hd/\lambda$
- $P_{0,\infty}$  - pressão de estagnação na entrada do ar [atm]
- $P_{ar}$  - pressão do ar
- $Pr$  - número de Prandtl =  $\mu C_p/\lambda$
- $P_\infty$  - pressão na entrada do ar [atm]
- $Q_r$  - entalpia de reação do combustível [kcal / mol]
- $\dot{q}_s$  - fluxo de calor para a superfície do grão [ $\text{cal m}^{-2} \text{s}^{-1}$ ]
- $\dot{x}$  - taxa de regressão [mm/s]

- R - constante do gás [Nm/kg/K]
- Re - número de Reynolds  $=\rho v d/\mu$
- S<sub>c</sub> - superfície de queima do grão combustível [m]
- T<sub>i</sub> - valor inicial da temperatura do polímero [K]
- T<sub>0</sub> - temperatura de estagnação [K]
- T<sub>0,∞</sub> - temperatura de estagnação na entrada do ar [K]
- T<sub>am</sub> - temperatura de amolecimento [K]
- T<sub>ar</sub> - temperatura do ar [K]
- T<sub>c</sub> - temperatura adiabática da chama [K]
- t<sub>res</sub> - tempo de residência [s]
- T<sub>s</sub> - temperatura da superfície do combustível [K]
- T<sub>v</sub> - temperatura de vaporização
- T<sub>∞</sub> - temperatura na entrada do ar [K]
- v<sub>ar</sub> - velocidade do ar [m/s]
- v<sub>∞</sub> - velocidade de captação do ar [m/s]
- W<sub>n</sub> - Peso molecular médio
- μ<sub>s</sub> - viscosidade do ar à temperatura da superfície do polímero [kg m<sup>-1</sup>s<sup>-1</sup>]
- μ<sub>ar</sub> - viscosidade do ar a uma temperatura média [kg m<sup>-1</sup>s<sup>-1</sup>]
- ρ<sub>ar</sub> - massa específica do ar [kg m<sup>-3</sup>]
- ρ<sub>c</sub> - massa específica do combustível condensado [kg m<sup>-3</sup>]
- γ - C<sub>p</sub>/C<sub>v</sub>
- σ - diâmetro efetivo de colisão entre duas moléculas [Å]

$\Omega_u$  - integral de colisão para a viscosidade

$\Omega_k$  - integral de colisão para a condutividade térmica



## **LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS**

DBO - dibutil ftalato  
TDI - diisocianato de tolueno  
PBLH - polibutadieno líquido hidroxilado  
IPDI - diisocianato de isoforona  
HTPB - polibutadieno hidroxilado



## **CAPÍTULO 1**

### **O ESTADO-REATOR**

O estado-reator é um dispositivo de propulsão aeróbica feito para atuar quando a aeronave já possui uma velocidade inicial. Consiste basicamente de um duto, dotado de uma tomada de ar com uma seção em forma de difusor onde o ar capturado é comprimido e aquecido até níveis dependentes do regime de trabalho do engenho. Na seção que funciona como câmara de combustão o oxigênio do ar reage com um combustível, que pode ser líquido ou sólido. Conforme o estado físico do combustível os artefatos são chamados estado-reatores líquidos ou sólidos.

No primeiro caso, o combustível líquido é armazenado a bordo em tanques adequados e introduzido na câmara de combustão através de injetores. São engenhos de funcionamento mais flexível, permitindo uma manutenção da razão de mistura ótima em diferentes regimes de vôo, através da adaptação do escoamento de combustível líquido à quantidade de ar capturada, que é função principalmente da velocidade de vôo. Obviamente, permite ainda múltiplas interrupções e retomadas do funcionamento do propulsor. Por outro lado, introduz uma complexidade crescente no conjunto, necessitando de tanque, válvulas, sensores, comandos e controle, normalmente computacional, em circuito fechado.

No estado-reator sólido, o duto é preenchido quase totalmente por um combustível cilíndrico, mono ou multiperfurado. A reação entre o oxigênio e o combustível ocorre no interior dessas perfurações. Entre os sistemas propulsivos que utilizam o ar atmosférico como agente oxidante, o estado-reator sólido é considerado o mais simples de todos. Essa simplicidade advém da ausência total de partes móveis e de acessórios suplementares. Em compensação, seu funcionamento não permite ajustes, pois a vazão mássica

de combustível é controlada pela área de queima instantânea disponível nas perfurações e é aproximadamente constante. Essa aproximação é tanto mais adequada quanto maior for o número de perfurações. Além disso, uma vez disparado, funcionará ininterruptamente até a consumação completa do grão combustível.

O estato-reator enquadra-se em uma das categorias dos sistemas de propulsão por reação. O esforço propulsivo (empuxo) é obtido pela diferença entre a quantidade de movimento linear do ar de entrada e aquela dos gases de combustão na saída da tubeira. Tais sistemas dependem diretamente dos processos termodinâmicos que ocorrem em seu interior.

Neste trabalho somente será estudado o estato-reator a combustível sólido. O adjetivo “sólido” está, portanto, implícito, sempre que houver referência àquele engenho.

O estato-reator pode ser dividido em três partes, como apresentado na Figura 1.1 :

- difusor;
- câmara de combustão;
- tubeira.

O estato-reator é classificado como supersônico ou subsônico devido ao tipo de combustão que se estabelece em sua câmara de combustão. Ele é denominado subsônico, em inglês *ramjet*, se a combustão em sua câmara for subsônica, e supersônico ou *scramjet* (acrônimo para *supersonic combustion ramjet*), caso seja supersônica.

A Figura 1.1 esquematiza o funcionamento de um estato-reator subsônico sólido. O ar atmosférico penetra no sistema através de uma tomada de ar e o difusor que se segue estabelece um trem de ondas de choque onde o ar

incidente com velocidade  $v_\infty$  é desacelerado até  $v_1$ , convertendo energia cinética em energia térmica de modo que  $T_1 > T_\infty$  enquanto a pressão aumenta de  $P_\infty$  a  $P_1$ . Na câmara de combustão o ar reage com o combustível sólido em uma reação exotérmica praticamente à pressão constante já que a velocidade  $v_1$  é pequena comparada com a velocidade do som. O resultado líquido do processo é o aumento da energia térmica do fluido e o decréscimo da massa específica. Ao final da combustão, grande parte das energias de pressão e térmica é convertida em energia cinética por meio da tubeira, na qual o escoamento é acelerado e expandido com a conseqüente queda na temperatura de  $T_f$  até  $T_s$ . No caso ideal essa expansão chega até a pressão ambiente. A diferença entre as energias de pressão e térmica das seções f e s é maior do que aquela obtida entre as seções 1 e 2, portanto a variação na energia cinética é maior na tubeira do que no difusor e  $v_s$  é maior que  $v_\infty$ . Essa mudança na quantidade de movimento da massa ( $\rho_s v_s - \rho_\infty v_\infty$ ) fornece o empuxo.

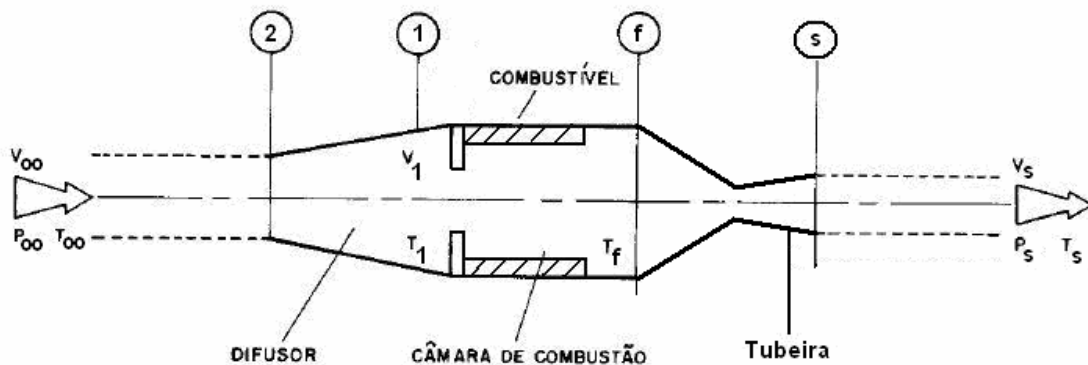


FIGURA 1.1 - Diagrama esquemático de um estato-reator sólido.

Como o estato-reator não dispõe de meios próprios para a partida, deve ser lançado do solo por catapultas ou foguetes, ou lançado ao ar por um avião viajando em velocidades de vôo na faixa de números de Mach entre 2 e 5. Portanto, embora possam operar em velocidades de vôo subsônicas, a razão do aumento de pressão relacionada a altas velocidades de vôo torna o estato-reator mais adequado para vôos supersônicos.

Em regimes de vôo hipersônico, a desaceleração até velocidades subsônicas não é conveniente, pois implica em um incremento excessivo na pressão, acarretando problemas estruturais no combustor, e em um grande incremento da temperatura. A temperatura após o trem de ondas de choque pode se tornar muito próxima à temperatura de chama adiabática, o que resultaria na dissociação do combustível sem que uma força propulsiva fosse produzida. Daí a necessidade de manter o regime em escoamento supersônico no interior da câmara de combustão (*scramjets*).

A combustão do polímero em estado-reatores a combustível sólido processa-se no interior da câmara do modo sugerido na Figura 1.2:

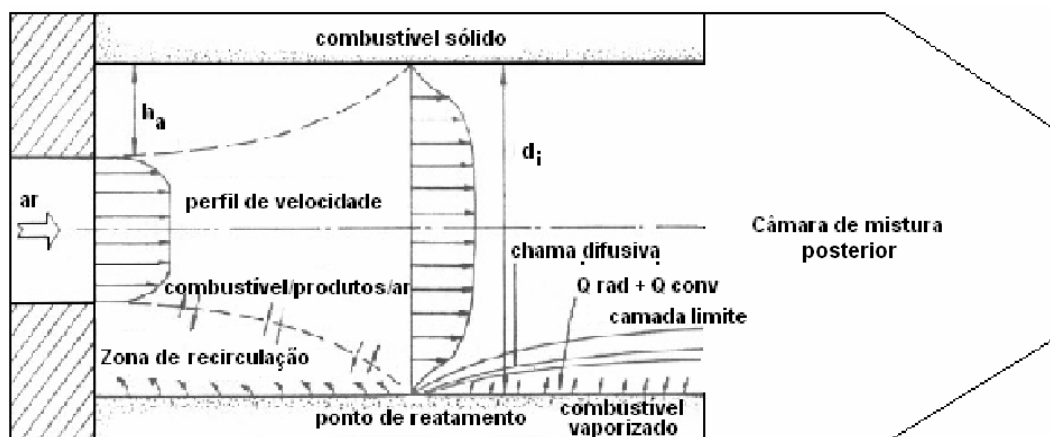


FIGURA 1.2 - Aspectos da queima de um combustível sólido em um estato-reator

Segundo Migueis (1986), na primeira zona de combustão, anterior ao ponto de reatamento, o suporte de chama é criado pela diferença entre os diâmetros da entrada de ar e interno do grão. Essa zona é caracterizada pela grande turbulência, elevada taxa de transferência de calor e uma mistura bastante efetiva entre o ar, os produtos quentes da combustão e os vapores provenientes da pirólise do combustível. A queima dentro dessa região rica em combustível é responsável pela difusão da combustão ao longo da câmara e a energia liberada, dentro ou ao longo da fronteira dessa zona, tem que ser suficiente para sustentar a combustão no restante da câmara. Existe uma

altura “ $h_a$ ” mínima do suporte de chama para que ela seja estável e se auto-sustente que é essencialmente dependente do fluxo e da temperatura do ar. Cada tipo de combustível sólido em particular exige uma altura mínima para que a estabilização da chama ocorra.

A segunda importante zona de combustão ocorre após o reatamento do escoamento de ar à parede do combustível. Nessa região existe uma chama difusiva turbulenta dentro da camada limite, que é sustentada pelos produtos quentes oriundos da região recirculante. Na camada limite, os vapores da pirólise do combustível vindos da superfície são misturados com os produtos ricos em oxigênio do escoamento central. A quantidade do vapor de combustível depende do mecanismo de transferência de calor por radiação e convecção existente entre a chama e a superfície. A pirólise do polímero é assegurada pela transferência de calor por convecção e radiação através da chama.

Segundo Veras (1991), após a segunda zona de combustão, encontra-se a região da câmara de mistura, onde a expansão súbita dos produtos oriundos da câmara de reação promoverá a mistura e queima de uma parcela de gases combustíveis remanescentes com o oxigênio ainda disponível no escoamento central. Esse processo aumenta a eficiência da combustão.

Comparando-se os estado-reatores com os sistemas normalmente utilizados na propulsão de foguetes e mísseis, o tempo de queima e o alcance obtido durante a fase propulsada podem ser maiores, pois o primeiro método não necessita levar consigo a quantidade elevada de oxidante empregada nos propelentes.

O primeiro modelo de estado-reator foi apresentado pelo engenheiro francês René Leduc no salão parisiense de aviação em 1938. A partir da Segunda Guerra Mundial foram propostos modelos de mísseis utilizando o estado-reator, contudo o seu desenvolvimento foi adiado por limitações dos materiais da câmara de combustão e devido ao inconveniente de o estado-

reator ter que operar a uma determinada velocidade inicial. No início da década de 90, os estudos concernentes a esse sistema de propulsão foram reiniciados e atualmente há mísseis com avançados mecanismos de propulsão mista foguete e estato-reator. Outras tecnologias, como o controle inteligente do escoamento na tomada de ar do estato-reator, contribuíram para aumentar o rendimento e principalmente a confiabilidade nos foguetes propelidos por esse sistema. Há projetos de aeronaves propelidas com combinações de turbo-jatos, foguetes e estato-reatores subsônicos e supersônicos, capazes de operar do nível do mar até a órbita. De acordo com Romero (2004), compostos cerâmicos avançados estão sendo pesquisados para permitir que estato-reatores operem em temperaturas externas bastante elevadas, em velocidades hipersônicas acima de Mach 6.

No Brasil, dentre os principais estudos realizados, citam-se os de Migueis (1986), Ronzani (1989), Veras (1991) e Silva (1995), onde constam análises teóricas e experimentais de estato-reatores utilizando-se diferentes combustíveis sólidos: poliéster, poliéster + perclorato de amônio e polietileno de alta densidade (PEAD). Migueis projetou, construiu e testou um gerador de ar viciado para simular as condições de voo do estato-reator utilizando como combustível sólido o poliéster, às vezes enriquecido com até 25% de perclorato de amônio. Ronzani estabeleceu modelos simplificados dos processos característicos de um estato-reator, principalmente para a região da câmara de combustão, determinando uma solução analítica para a taxa de regressão do propelente sólido. Veras realizou pesquisa experimental de um estato-reator utilizando o polietileno e a modelagem teórica de Ronzani como base de trabalho. Silva forneceu um melhor entendimento do processo de queima do polietileno frente à variação dos parâmetros termodinâmicos relacionados com o veículo em voo.

Esse trabalho tem como objetivo a análise experimental e teórica de um estato-reator utilizando o polibutadieno hidroxilado como combustível sólido, a



partir de um gerador de ar viciado recuperado e redimensionalizado anteriormente projetado por Migueis (1986).



## **CAPÍTULO 2**

### **O POLIBUTADIENO HIDROXILADO**

De acordo com Cordeiro (2000), uma grande variedade de combustíveis sólidos já foi testada até hoje. A sua seleção deve levar em conta os requisitos de cada missão em particular, o que determina a quantidade de calor liberado por volume ou massa do combustível durante o processo de combustão. O combustível sólido deve ter boas qualidades físicas e mecânicas, necessárias para manter a integridade física do grão e o desempenho do sistema quando sujeito a grandes variações nas condições do meio.

Segundo Manjari (1993), o polibutadieno hidroxilado ou HTPB (hydroxyl terminated polybutadiene) é um poliuretano formado a partir de polibutadieno líquido hidroxilado (PBLH) e isocianatos orgânicos que funcionam como agente de cura promovendo a solidificação da mistura.

A Figura 2.1 apresenta a comparação do desempenho teórico de um estato-reator utilizando um propelente sólido - 75% poliéster (PS) + 25% perclorato de amônio (AP) - e os polímeros polietileno (PE) e polibutadieno hidroxilado (HTPB) como combustíveis, mostrando que a impulsão específica por unidade de massa de combustível do HTPB é próximo do PE.

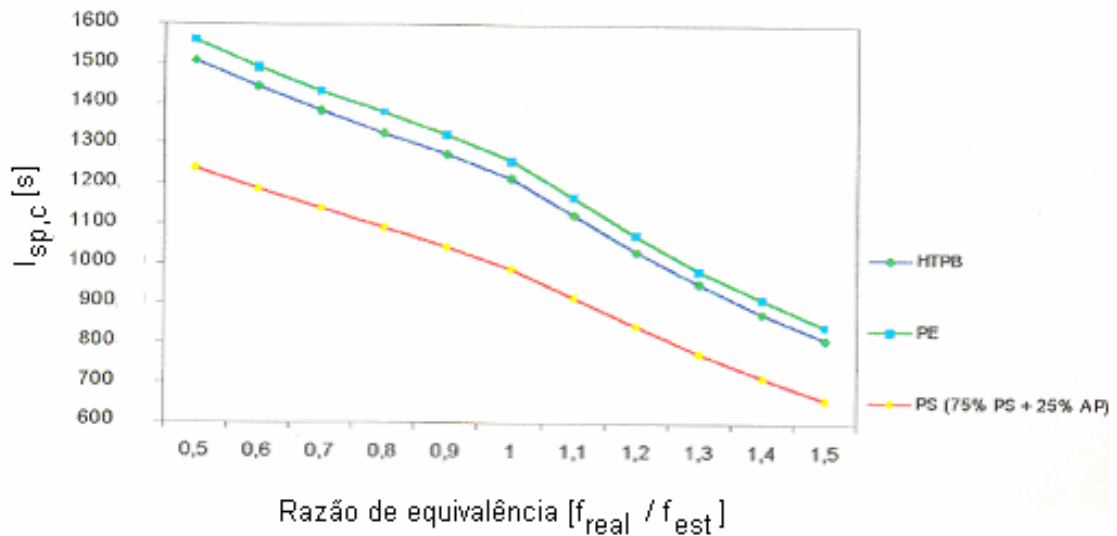


FIGURA 2.1 - Comparação do desempenho de um estato-reator utilizando diferentes combustíveis sólidos

Segundo Paterlini et al. (2002), o PBLH, cuja fórmula estrutural básica é apresentada na Figura 2.2, é considerado um pré-polímero líquido de massa molar média da ordem de 2.800 g/mol, contendo grupos hidroxilas terminais e reativos.

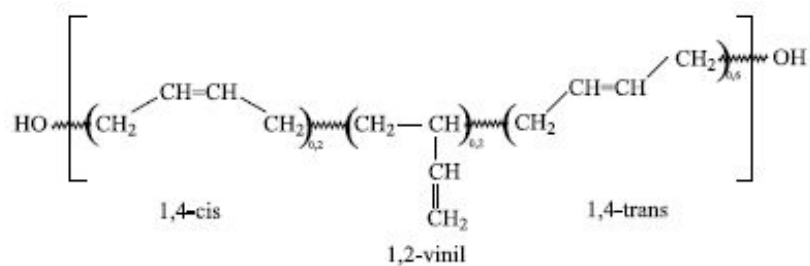


FIGURA 2.2 - Fórmula molecular básica do polibutadieno hidroxilado

Os isocianatos orgânicos utilizados na síntese dos poliuretanos podem ser representados pela fórmula química geral R(-NCO)<sub>n</sub> onde:

- R é principalmente um composto orgânico aromático ou alifático;

- n é a funcionalidade, que normalmente é igual (diisocianatos) ou superior a 2 (poliisocianatos).

De acordo com Wakim (1985), a seleção dos isocianatos baseia-se nos seguintes fatores: funcionalidade, estrutura química, peso molecular e reatividade. Como exemplo dos isocianatos mais utilizados na síntese de poliuretanos, podem ser citados:

- Diisocianato de tolueno (TDI) –  $C_9H_6O_2N_2$ : isocianato aromático, comercializado como uma mistura de isômeros 2,4 e 2,6 (representados na Figura 2.3 ) nas proporções 80:20, 65:35 ou puro. Apresenta maior reatividade no grupamento NCO localizado na posição 4 do anel aromático em relação aos grupamentos 2 e 6.

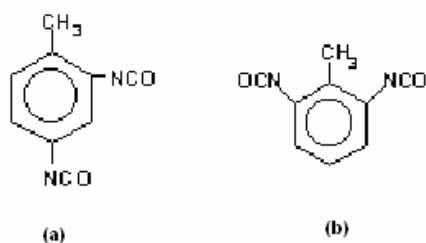


FIGURA 2.3 - Estrutura molecular (a)isômero 2,4 e (b) isômero 2,6

- Diisocianato de isoforona (IPDI) –  $C_{12}H_{18}O_2N_2$ : isocianato alifático, representado na Figura 2.4. Como não possui o efeito ativador do anel aromático ligado ao grupo NCO, é menos reativo do que o TDI. Substituintes volumosos próximos ao sítio de reação diminuem a velocidade de reação. Assim, os grupos NCO do IPDI que são ligados a átomos de carbono primário e secundário, possuem reatividades diferentes.



FIGURA 2.4 - Estrutura molecular do IPDI

Durante o processamento da formulação do poliuretano à base de PBLH, o mesmo apresenta-se líquido até a adição do agente de cura. Inicia-se então a reação de cura, aumentando a viscosidade da mistura até transformá-la em um produto sólido. O processo consiste na reação entre as hidroxilas do PBLH e os grupos isocianatos do agente de cura, levando à formação do poliuretano, como esquematizado na Figura 2.5.

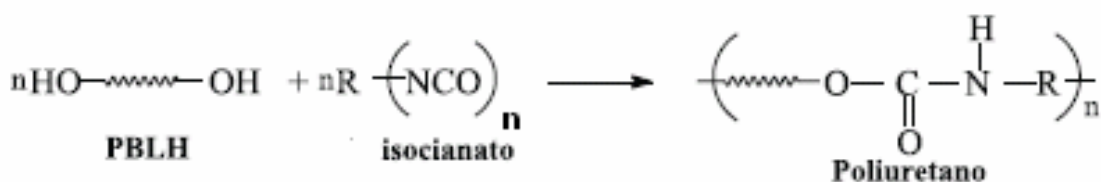


FIGURA 2.5 - Esquema da formação de poliuretano a partir de PBLH e diisocianato.

Logo após a adição do agente de cura, é desejável que a velocidade da reação seja lenta o suficiente para manter a viscosidade da mistura em valores adequados durante o tempo necessário para o carregamento da câmara de combustão. Esse tempo é classicamente denominado *Pot life*. Por outro lado, após o carregamento é desejável que a reação de cura não seja tão lenta, a ponto de acarretar um tempo de cura prolongado. O ajuste da velocidade de cura para satisfazer essas duas condições tem sido realizado pelo uso de catalisadores, sendo que os mais utilizados são complexos de metais de transição como dibutil dilaurato de estanho, octoato de chumbo, acetilacetonato de cobre e acetilacetonato férrico, sendo esse último o mais empregado.

Além do bom desempenho do HTPB, a sua grande utilização em foguetes, facilidade de manipulação/processamento e disponibilidade justificam o seu uso no presente trabalho.

### **Propriedades Físicas e Termodinâmicas dos Reagentes**

De acordo com dados de Cordeiro (2000):

#### **HTPB (Polibutadieno hidroxilado)**

$$\Delta H_f^\circ = 4,11 \text{ Kcal/mol}$$

$$\rho_c = 0,92 \text{ g/cm}^3$$

$$M_n = 2248 \text{ g/mol}$$

$$T_{am} = 418 \text{ K}$$

$$H_{v,ef} = 1563 \text{ J/g} = 373,923 \text{ cal/g}$$

$$T_v \geq 773,15 \text{ K}$$

#### **IPDI (Diisocianato de isoforona)**

$$\Delta H_f^\circ = -104,89 \text{ Kcal/mol}$$

$$M = 222 \text{ g/mol}$$

#### **DBO (Dibutil Ftalato) – plastificante utilizado em seu processamento**

$$\Delta H_f^\circ = -200,99 \text{ Kcal/mol}$$

$$M = 278 \text{ g/mol}$$





## CAPÍTULO 3

### FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

#### 3.1 Taxa de Regressão Teórica do HTPB

Alguns aspectos fundamentais da câmara de combustão de um estato-reator a combustível sólido podem ser esclarecidos por uma análise simplificada que resulta em uma correlação para a taxa de regressão teórica. Essa taxa de regressão foi encontrada utilizando-se o modelo sugerido por Hadar e Gany (1992) que consiste da inspeção dos diferentes fenômenos da combustão (cinética química e transferência de calor, por exemplo) que interferem na pirólise do combustível.

Várias hipóteses são utilizadas para a simplificação do modelo. Primeiro, o escoamento sobre o combustível é caracterizado por uma camada limite completamente desenvolvida. Segundo, a força atuante no mecanismo de transferência de calor é a diferença de temperatura entre a chama e a superfície do polímero, sendo que a transferência de calor radiativa da chama para a superfície é a única fonte de energia na superfície do combustível e é totalmente aplicada ao processo exotérmico da pirólise do combustível. Terceiro, a temperatura da chama pode ser aproximada ao seu valor adiabático à razão estequiométrica combustível / ar. Quarto, a temperatura da superfície do polímero é praticamente constante e igual a 700K segundo dados experimentais da literatura. Portanto, basicamente, em regime permanente a taxa de regressão pode ser calculada pela seguinte equação:

$$\dot{r} = \dot{q} / (\rho_c H_{v,ef}) \quad (3.1)$$

Sendo:

$\dot{q}_s$  = fluxo de calor para a superfície do grão,

$\rho_c$  = massa específica do combustível condensado,

$H_{v,ef}$  = calor efetivo de vaporização do combustível.

A taxa de regressão resulta, então, em um processo de quase-equilíbrio controlado pela transferência de calor para a superfície do grão, com um valor praticamente constante do calor efetivo de vaporização do combustível.

Da primeira hipótese, a correlação de Sieder e Tate do número de Nusselt, Nu, para escoamento altamente turbulento, pode ser utilizada:

$$Nu = 0,026 Re^{0,8} Pr^{1/3} \left( \frac{\mu_{ar}}{\mu_s} \right)^{0,14} \quad (3.2)$$

Sendo:

Re = número de Reynolds,

Pr = número de Prandtl,

$\mu_{ar}$  = viscosidade do ar à uma temperatura média,

$\mu_s$  = viscosidade do ar à temperatura da superfície do polímero.

Da segunda hipótese, o fluxo do calor convectivo para a superfície do combustível pode ser representado pela equação a seguir:

$$\dot{q}_s = h(T_c - T_s) \quad (3.3)$$

Sendo:

$h$  é o coeficiente de transferência de calor,

$T_c$  é a temperatura da chama adiabática,

$T_s$  é a temperatura da superfície do polímero.

A chama difusiva é estabelecida numa localização onde os combustíveis vaporizados que emergem da superfície e o ar encontram-se em proporção estequiométrica. Conseqüentemente, é esperada temperatura de chama constante. Embora existam algumas perdas de calor, a temperatura de chama adiabática é usada como boa aproximação.

O calor efetivo de vaporização do combustível polimérico,  $H_{v, ef}$ , é composto de duas contribuições. Primeiro, o calor sensível associado à elevação da temperatura do polímero do seu valor inicial  $T_0$  até o valor da temperatura da superfície  $T_s$ . Segundo, o calor da decomposição do polímero em monômeros ou pequenos fragmentos de cadeia, incluindo o calor necessário para vaporizar esses ingredientes da decomposição.

As seguintes hipóteses são usadas para definir e calcular o calor de decomposição dos polímeros,  $H_{d,m}$ :

- O calor exigido para decompor uma unidade de massa de polímero sólido (à temperatura da parede  $T_s$ ) em monômeros gasosos (calor de depolimerização  $H_d$ ) é igual ao calor necessário para polimerizar os monômeros em seus polímeros nas mesmas condições;
- A integral do calor específico  $C_p$  com a temperatura em faixas onde não haja dados disponíveis pode ser calculada por extrapolação.

Assim, o calor de decomposição dos polímeros em monômeros pode ser calculado como:

$$H_{d,m} = \int_{T_0}^{T_s} C_p dT + H_d \quad (3.4)$$

De acordo com Cordeiro (2000), a comparação entre os valores de  $H_{d,m}$  obtidos utilizando-se a equação acima e dos valores de  $H_{e,v}$  obtidos termogravimetricamente, leva a um fator de correção denominado FD (fator de depolimerização). Portanto:

$$H_{v,ef} = \int_{T_0}^{T_s} C_p dT + \frac{H_d}{FD} \quad (3.5)$$

### 3.2 Configuração do Grão

A partir do valor do diâmetro externo do grão,  $d_e$ , o diâmetro interno,  $d_i$ , é calculado observando-se a sua razão mínima com a altura do degrau de recirculação,  $h_a$ , que permita uma combustão auto-sustentada:  $(h_a/d_i)$ . Essa razão pode ser encontrada em literatura, ou obtida por tentativas, a partir das condições do processo.

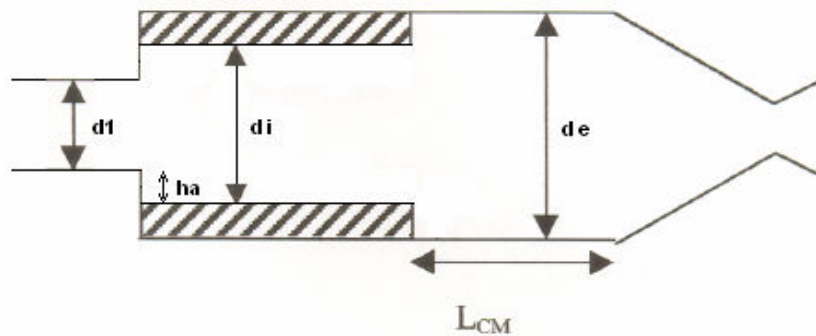


FIGURA 3.1 - Desenho esquemático da câmara de combustão.

Pela análise da Figura 3.1, o degrau de recirculação " $h_a$ " formado é:

$$h_a = 0,5(d_i - d_1) \quad (3.6)$$

Sendo:

$d_i$  = diâmetro interno do grão,

$d_1$  = diâmetro de entrada do ar.

O comprimento do grão é calculado posteriormente objetivando uma razão de equivalência que proporcione o melhor desempenho teórico do motor. Pode ser obtido da seguinte relação:

$$f_{\text{real}} = \left( \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_{\text{ar}}} \right)_{\text{real}} = \frac{\rho_c S_c \dot{r}}{\dot{m}_{\text{ar}}} = \frac{\rho_c \pi d_i L_c \dot{r}}{G_{\text{ar}} A_i} \quad (3.7)$$

Sendo:

$f_{\text{real}}$  = razão combustível/ar real,

$S_c$  = área da superfície do grão,

$\rho_c$  = massa específica,

$d_c$  = diâmetro,

$\dot{r}$  = taxa de regressão,

$L_c$  = comprimento do grão combustível,

$G_{\text{ar}}$  = fluxo de massa do ar,

$A_i$  = área de passagem do ar no grão.

Durante a queima radial, de dentro para fora, de grãos cilíndricos monoperfurados,  $A_i$  aumenta com o tempo. Em conseqüência o fluxo mássico  $G_{\text{ar}}$  diminui e a superfície de queima aumenta. Ainda, conforme observado nos experimentos deste trabalho e em concordância com os resultados de Silva (1995), a taxa de regressão  $\dot{r}$  diminui com o tempo de queima. Esse fenômeno

é bem similar à conhecida combustão erosiva dos propelentes sólidos. No início do ensaio, o fluxo mássico é máximo, fazendo com que a espessura da camada limite seja mínima e transmissão de calor para a superfície máxima. À medida que  $A_i$  aumenta, a ação do fluxo sobre a camada limite vai diminuindo, sua espessura aumenta e a transmissão de calor diminui, diminuindo em consequência a taxa de regressão. Portanto, a expressão 3.7 demonstra que a razão combustível/ar mantém-se aproximadamente constante.

Segundo Jensen e Netzer (1986), o comprimento da câmara de mistura posterior,  $L_{CM}$ , necessário para um tempo de residência mínimo,  $t_{res}$ , pode ser calculado através de uma estimativa do número de Mach na região:

$$L_{CM} = M_e \cdot a_e \cdot t_{res} \quad (3.8)$$

Sendo:

$M_e$  = número de Mach na região “e”,

$a_e$  = velocidade sônica na região “e”.

### 3.3 Processo Termodinâmico

De acordo com Sutton (1992), as relações termodinâmicas dos processos que ocorrem na tubeira ou na câmara de um estado-reator fornecem as ferramentas matemáticas necessárias para calcular o desempenho e determinar os parâmetros para o projeto de seu sistema de propulsão.

O meio mais simples de se estudar o processo termodinâmico que envolve o funcionamento de um estado-reator é admitir que este seja isento de irreversibilidades. Apesar do afastamento da realidade quando se escolhe essa hipótese, obtém-se o limite superior de desempenho que este sistema pode alcançar. Assim é possível estabelecer um critério inicial de projeto, conhecendo-se os principais parâmetros que afetam sua operação.

Simplificando então o processo real de funcionamento, adotam-se as seguintes hipóteses para o que se denomina de estato-reator ideal:

- 1) O escoamento de ar está em regime permanente;
- 2) O ar comporta-se como gás ideal;
- 3) Os processos de compressão e expansão são isentrópicos;
- 4) O estato-reator funciona em operação crítica, ou seja, a área de captação é igual à área da tomada de ar;
- 5) O escoamento é expandido na tubeira até a pressão ambiente;
- 6) O processo de combustão ocorre à pressão constante.

A Figura 3.2 representa o esquema do escoamento de ar em um estato-reator subsônico. No difusor representado, o ar é desacelerado e comprimido da pressão ambiente até próximo da pressão de estagnação, sem formação de onda de choque, passando de regime supersônico a subsônico por difusão isentrópica através de área convergente-divergente. Na câmara de combustão, calor e massa são transferidos em processo à pressão constante, sendo que o aumento da entropia deve-se à elevação da temperatura de  $T_1$  a  $T_f$ , e na tubeira os produtos da combustão são expandidos até a pressão ambiente sem que ocorram perdas.

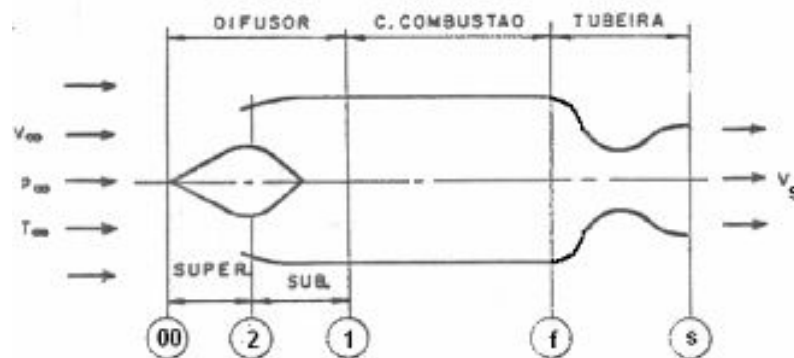


FIGURA 3.2 - Desenho esquemático de um estato-reator.

No difusor, a vazão admitida pelo veículo pode ser determinada pela equação abaixo:

$$\dot{m}_{\text{ar}} = \frac{P_{0,\infty} A_2^*}{\sqrt{T_{0,\infty}}} \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (3.9)$$

Sendo:

$P_{0,\infty}$  = pressão de estagnação na entrada do ar,

$A_2^*$  = a menor área da tomada de ar,

$T_{0,\infty}$  = temperatura de estagnação na entrada do ar,

$\gamma = C_p/C_v$ ,

R é a constante específica do gás.

Segundo Hill e Peterson (1992), sendo a área  $A_2^*$  a menor área da tomada de ar, seu escoamento é dito saturado sonicamente e o número de Mach na região é igual a 1, sendo então determinada pela relação abaixo:

$$\frac{A_\infty}{A_2^*} = \frac{1}{M_\infty} \sqrt{\left[ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2}} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (3.10)$$

Sendo:

$A_\infty$  = área real de captação do ar,

$M_\infty$  = número de Mach de entrada do ar.

As condições de estagnação do escoamento uniforme são dadas pelas equações em função do número de Mach de vôo a seguir:



$$\frac{P_{0,\infty}}{P_\infty} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.11)$$

$$\frac{T_{0,\infty}}{T_\infty} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 \quad (3.12)$$

Sendo:

$P_\infty$  = pressão na entrada do ar,

$T_\infty$  = temperatura na entrada do ar.

Após a passagem pelo difusor, a pressão e a temperatura na região 1,  $P_1$  e  $T_1$ , são calculadas aplicando-se as equações 3.11 e 3.12 a essa seção. Como não são consideradas as irreversibilidades neste processo, as condições de estagnação ao longo do motor são as mesmas do escoamento à frente do veículo e o número de Mach  $M_1$  é obtido resolvendo-se a relação 3.10 para a razão  $A_1/A_2^*$ .

Utiliza-se a equação de conservação de energia em regime permanente entre as regiões 1 e f, considerando-se a adição de massa:

$$\dot{m}_{ar} h_{01} + \dot{m}_c h_{0c} + Q_r \dot{m}_c = (\dot{m}_{ar} + \dot{m}_c) h_{0f} \quad (3.13)$$

Sendo:

$\dot{m}_{ar}$  = vazão mássica do ar,

$h_{0,1}$  = entalpia de estagnação por unidade de massa na região 1,

$\dot{m}_c$  = vazão mássica de combustível,

$h_{0,c}$  = entalpia de estagnação por unidade de massa do combustível,

$Q_r$  = entalpia de reação do combustível,

$h_{0,f}$  = entalpia de estagnação por unidade de massa na região f.

O termo  $\dot{m}_c h_{0c}$  pode ser desprezado, pois sua ordem de grandeza é muito inferior. Dividindo-se a expressão acima por  $\dot{m}_{ar}$  e sabendo que  $f = \dot{m}_c / \dot{m}_{ar}$ , encontra-se a temperatura de estagnação na região f,  $T_{0f}$ :

$$T_{0f} = \frac{1}{1+f} \left[ T_{01} + \frac{fQ_r}{C_p} \right] \quad (3.14)$$

Sendo:

f a razão combustível / ar,

$C_p$  o calor específico do ar,

$Q_r$  a entalpia de reação do combustível.

Com a hipótese de isentropia e de expansão perfeita na tubeira, tem-se:

$$\frac{P_{0\infty}}{P_\infty} = \frac{P_{0s}}{P_s} \quad (3.15)$$

Sendo:

$P_{0,s}$  = pressão de estagnação na região s,

$P_s$  = pressão na região s.

Como consequência, o número de Mach do jato de saída, região s, é igual ao valor do escoamento uniforme, ou seja:

$$M_\infty = M_s \quad (3.16)$$

Portanto, como resultado da equação acima e utilizando a definição do número de Mach =  $v / a$  (velocidade do projétil / velocidade do som), encontra-se a velocidade de saída:

$$v_s = v_\infty \sqrt{\frac{T_{0f}}{T_{0\infty}}} \quad (3.17)$$

Das equações 3.14 e 3.17, é obtida uma nova expressão da velocidade “ $v_s$ ” em função do combustível usado:

$$v_s = \frac{v_\infty}{1+f} \left[ 1 + \frac{fQ_R}{C_p T_{0\infty}} \right]^{1/2} \quad (3.18)$$

Os valores obtidos através das equações descritas devem ser interpretados como resultados ótimos que não são encontrados na prática. A hipótese de que a pressão de estagnação mantém-se constante ao longo de todo processo apenas simplifica os cálculos, produzindo um afastamento da realidade. O grau de desvio do processo ideal pode ser estimado, em parte, por meios analíticos ou, com base em ensaios experimentais, é possível determinar as quedas reais na pressão de estagnação nas três principais regiões do estado-reator.

### 3.4 Parâmetros do Desempenho

A Figura 3.3 representa o volume de controle de um estado-reator, desprezando-se o modo como o calor é transferido ao escoamento. O ar entra na região “ $\infty$ ” e os produtos da combustão saem pela estação “s”.

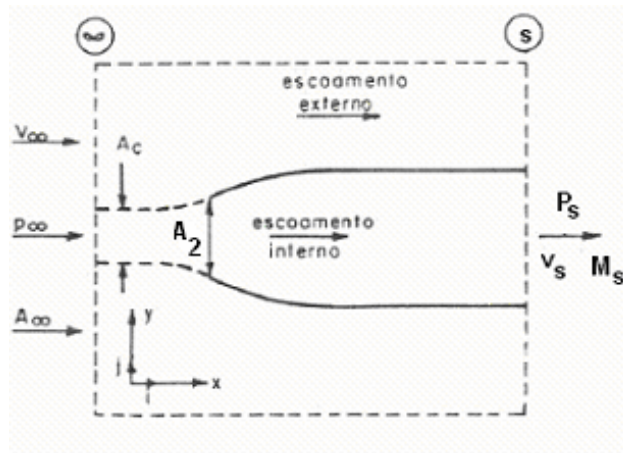


FIGURA 3.3 - Volume de controle de um estado-reator.

A área de captação do ar  $A_c$  geralmente é igual à área de entrada do estado-reator,  $A_2$ , mas como pode haver condições subcríticas de operação, admite-se  $A_c < A_2$ . Portanto, a vazão mássica na região  $A_c$  é dada por:

$$\dot{m}_{ar} = \rho_{\infty} v_{\infty} A_c \quad (3.19)$$

Admitindo-se movimento retilíneo uniforme, utiliza-se a equação integral da conservação da quantidade de movimento para o escoamento em regime permanente:

$$\Sigma \mathbf{F} = \int \rho \mathbf{v} (\mathbf{v} \cdot d\mathbf{S}) \quad (3.20)$$

O vetor  $d\mathbf{S}$  pode ser escrito como  $\mathbf{N} \cdot dS$ , sendo  $dS$  um elemento diferencial de área e cujo vetor unitário normal é  $\mathbf{N}$ . Considerando que a direção do escoamento e o eixo axial do corpo estão alinhados com a abscissa do sistema de coordenadas, o empuxo bruto é colinear a essa direção, cujo vetor unitário é  $\mathbf{i}$ . Portanto, desprezando as forças de corpo e viscosidade, tem-se:

$$\Sigma \mathbf{F} = - \int P \mathbf{i} \cdot dS_x \quad (3.21)$$

Integrando-se a equação 3.21 entre as áreas  $A_c$  e  $A_s$ , tem-se:

$$- \int_{A_c}^{A_s} P dA_{i_x} - (P_s + \rho_s v_s^2) A_s + (P_\infty + \rho_\infty v_\infty^2) A_c = 0 \quad (3.22)$$

A integral está relacionada às forças de pressão que atuam sobre as paredes internas do volume de controle, com exceção das áreas  $A_c$  e  $A_s$ . O termo  $dA_{i,x}$  corresponde ao elemento de área dentro desse volume de controle, perpendicular à direção “x”.

O empuxo do estado-reator,  $F_{ER}$ , é a diferença entre as forças devido à pressão interna e externa entre as áreas  $A_c$  e  $A_s$ :

$$F_{ER} = \int_{A_c}^{A_s} P dA_{i_x} - \int_{A_c}^{A_s} P_\infty dA \quad (3.23)$$

$$F_{ER} = \int_{A_c}^{A_s} P dA_{i_x} - P_\infty (A_s - A_c) \quad (3.24)$$

Substituindo 3.24 em 3.22 :

$$F_{ER} = \rho_s v_s^2 A_s - \rho_\infty v_\infty^2 A_c + A_s (P_s - P_\infty) \quad (3.25)$$

A partir da equação da continuidade:

$$\dot{m}_{ar} + \dot{m}_c = \dot{m}_s = \rho_s v_s A_s \quad (3.26)$$

Tem-se:

$$F_{ER} = -\dot{m}_{ar} v_\infty + (\dot{m}_{ar} + \dot{m}_s) v_s + (P_s - P_\infty) A_s \quad (3.27)$$

Escrevendo a equação 3.27 em função da razão combustível/ar:

$$F_{ER} = [(-v_{\infty} + (1 + f)v_s] \dot{m}_{ar} + (P_s - P_{\infty})A_s \quad (3.28)$$

Devirando-se a equação 3.28 em relação a  $A_s$ , tem-se:

$$\left( \frac{dF_{ER}}{dA_s} \right) = P_s - P_{\infty} \quad (3.29)$$

A equação 3.29 comprova que o empuxo máximo é obtido quando o escoamento é perfeitamente expandido na tubeira,  $P_s = P_{\infty}$ .

Portanto, para um estado-reator ideal o empuxo é calculado por:

$$F_{ER} = [(-v_{\infty} + (1 + f)v_s] \dot{m}_{ar} \quad (3.30)$$

A equação 3.30 combinada com a equação 3.17 reescrita abaixo, fornece o empuxo por unidade mássica do escoamento do ar:

$$v_s = v_{\infty} \sqrt{\frac{T_{0,4}}{T_{0,\infty}}} \quad (3.17)$$

$$\frac{F_{ER}}{\dot{m}_{ar}} = M_{\infty} \sqrt{\gamma R T_{\infty}} \left[ (1 + f) \sqrt{\frac{T_{0,4}}{T_{\infty}}} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{\infty}^2 \right)^{-1/2} - 1 \right] \quad (3.31)$$

Como apresentado na equação 3.27, por serem alimentados pelo ar, os estado-reatores incorporam ao seu empuxo,  $F_{ER}$ , um termo de arrasto de compressão,  $D$ , correspondente à taxa de quantidade de movimento do ar incidente.

$$F_{ER} = -D + F \quad (3.32)$$

Ou seja:

$$F_{ER} = -\dot{m}_{ar} \cdot v_{\infty} + F \quad (3.33)$$

Geralmente, os sistemas propulsivos são comparados entre si com base em um ou mais parâmetros que são função do desempenho obtido. Um dos parâmetros mais comuns é a impulsão específica,  $I_{sp}$ . A impulsão específica pode ser obtida diretamente por códigos computacionais. Porém, o valor calculado refere-se à impulsão específica de motores foguete que não se alimentam do ar atmosférico.

De acordo com Migueis (1986), relaciona-se a impulsão específica obtida por um código computacional, ou seja, para motores foguetes,  $I_{sp,f}$ , com a impulsão específica por unidade de combustível para os estado-reatores,  $I_{sp,c}$ , utilizando-se as seguintes expressões:

$$I_{sp,f} = F / \dot{m} \quad (3.34)$$

Definindo:

$$I_{sp,c} = F_{ER} / \dot{m}_c \quad (3.35)$$

Substituindo-se a equação 3.33 em 3.35 e rearranjando, obtém-se:

$$F = I_{sp,c} \dot{m}_c + \dot{m}_{ar} v_{\infty} \quad (3.36)$$

Fazendo  $\dot{m} = \dot{m}_{ar} + \dot{m}_c$ , substituindo a equação 3.34 em 3.36 e rearranjando:

$$I_{sp,c} = \frac{\dot{m}_{ar} \left[ I_{sp,f} \left( 1 + \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_{ar}} \right) - v_{\infty} \right]}{\dot{m}_c} \quad (3.37)$$

Usando-se a definição combustível / ar, obtém-se a seguinte relação:

$$I_{sp,c} = \frac{I_{sp,f}(1 + f_{real}) - v_{\infty}}{f_{real}} \quad (3.38)$$

Sendo:

$\dot{m}$  = vazão total (ar + combustível),

$\dot{m}_{ar}$  = vazão de ar,

$\dot{m}_c$  = vazão de combustível,

$F_{ER}$  = empuxo do estado-reator,

$F$  = empuxo bruto do motor,

$D$  = arrasto de compressão,

$I_{sp,f}$  = impulsão específica para motor foguete obtido do código computacional,

$I_{sp,c}$  = impulsão específica por unidade de massa de combustível do estado reator,

$f_{real}$  = razão de mistura utilizada,

$v_{\infty}$  = velocidade de captação do ar.

O empuxo desenvolvido pelo estado-reator pode ser determinado aplicando-se a definição de  $f$  na equação 3.35:

$$F_{ER} = I_{sp,c} \cdot \dot{m}_{ar} \cdot f \quad (3.39)$$



A Figura 3.4 representa qualitativamente o mesmo comportamento de um estado-reator real, que requer velocidade supersônica de vôo para obtenção de um valor de impulsão específica satisfatória e consumo específico de combustível, SPC, razoavelmente baixo.

Na Figura 3.5 nota-se que embora o valor mais alto de impulsão específica está associado a Mach 2,6, números de Mach acima de 3 fornecem um conjunto melhor de resultados. Os valores de eficiência total, propulsiva e térmica ( $\eta_0$ ,  $\eta_p$  e  $\eta_t$  respectivamente) aumentam bruscamente, enquanto os valores de impulsão específica diminuem com o aumento do número de Mach.

Segundo Hill e Peterson (1992):

$$SPC = \frac{\dot{m}}{F_{ER}}$$

$$\eta_p = \frac{2v_\infty / v_s}{1 + v_\infty / v_s}$$

$$\eta_t = \frac{[(1+f)(v_s^2 / 2) - v_\infty^2 / 2]}{fQ_r}$$

$$\eta_0 = \eta_p \cdot \eta_t$$

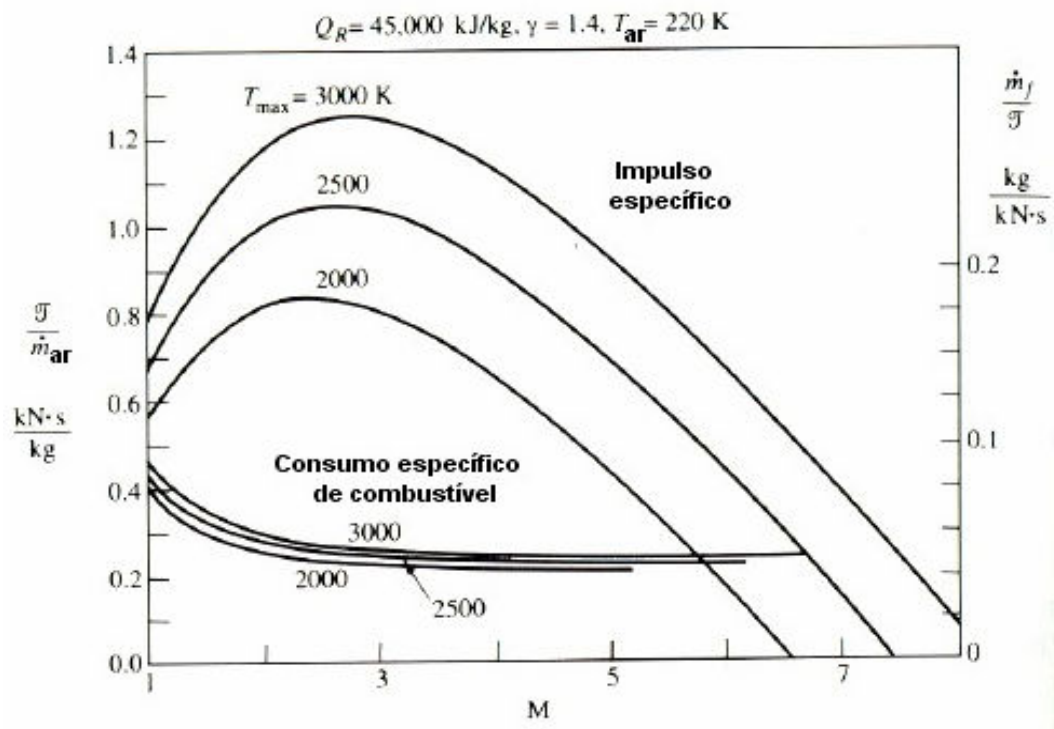


FIGURA 3.4 - Empuxo e consumo de combustível de um estado-reator ideal

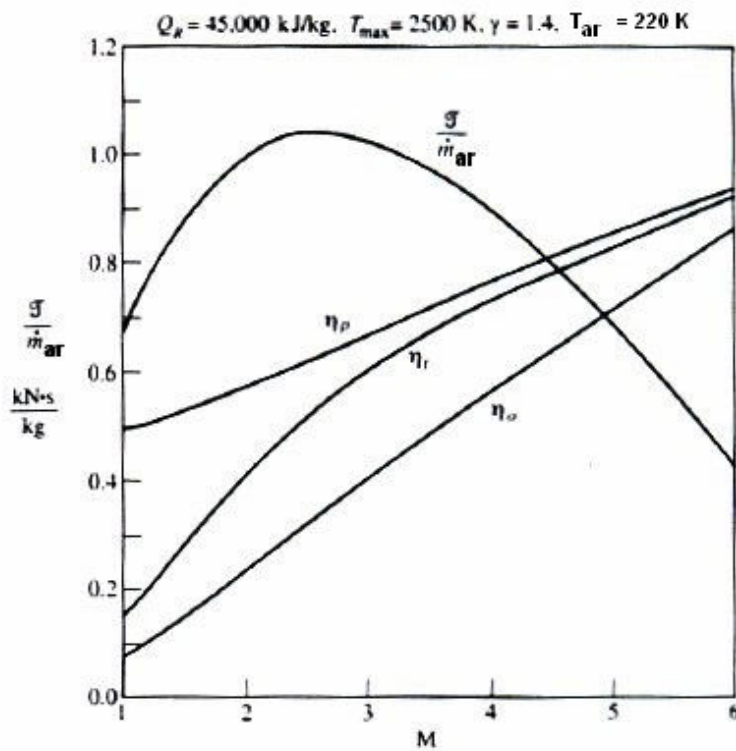


FIGURA 3.5 - Empuxo e eficiências de um estado-reator ideal

Uma vez que o oxigênio do ar é utilizado na combustão, o limite de operação do estado-reator está próximo dos 30 Km de altitude, onde a massa específica do ar cai para valores 70 vezes menores em comparação com os valores ao nível do mar. Conseqüentemente, há a redução do oxigênio disponível para a combustão e da pressão recuperada a patamares onde a queima é instável e/ou a razão empuxo/peso inviabiliza a operação do motor. O regime de vôo (altitude e número de Mach) estabelece a pressão de estagnação disponível cuja recuperação pelo difusor é função de sua eficiência.

### **3.5 Sistema de Ignição do Estado-Reator**

De acordo com Veras (1991), uma fase crítica na operação de estado-reatores a combustível sólido é a ignição, principalmente quando o grão não possui um oxidante auxiliar na matriz.

Segundo Lips et al. (1978), a reação entre o combustível sólido e o ar pode necessitar eventualmente de um sistema de ignição auxiliar. A superfície do grão do combustível em contato com o ar escoando deve ser aquecida até sua temperatura de ignição para que a pirólise resultante produza reagentes suficientes para reagir com o ar disponível e sustentar a combustão.

Uma visão simplificada do fenômeno de ignição consiste dos seguintes passos:

- a) inicialmente um fluxo de gases quentes, constituído pelo ar capturado da atmosfera ou proveniente, seja do gerador de ar viciado ou de um sistema de ignição, varrendo a superfície do propelente, transfere parte de sua energia térmica por convecção;
- b) devido à alta temperatura em que se encontra o fluxo gasoso, energia também é transferida para a superfície do propelente por radiação;

c) caso seja utilizado um ignitor e dependendo de sua natureza, partículas sólidas incandescentes, que constituem uma fase condensada, transferem energia para o propelente por simples contato, ou seja, por condução de calor.

Segundo Kuo (1986), o fenômeno da ignição, na forma mais geral, está subordinado a três fatores fundamentais:

- Temperatura: deve ser alta o suficiente para causar reações químicas e / ou pirólise em taxas significativas;
- Turbulência: deve ser de grande intensidade para promover uma mistura eficiente entre os gases oriundos do combustível e o oxidante e transferir energia do meio reagente para o combustível ainda não decomposto;
- Tempo de residência: deve ser tal que permita ao calor introduzido ser absorvido pelos reagentes, estabelecendo os processos termoquímicos inerentes ao fenômeno.

Para casos específicos, existem alguns parâmetros que afetam de maneira significativa a ignição. Em se tratando de estado-reatores, devem-se considerar a influência da pressão, da taxa de pressurização e da concentração de oxigênio no ambiente. Acrescentam-se a isso a geometria, o tipo de material reagente e as condições operacionais em que se realizará o fenômeno.

Existem dois mecanismos físicos que estão envolvidos no processo de ignição de superfícies combustíveis no estado sólido submetidas a um escoamento paralelo de gás oxidante em altas temperaturas: (a) uma reação exotérmica na fase gasosa no interior de uma camada limite, e (b) uma reação heterogênea na superfície sólida (fase condensada). Analisando uma amostra de PBAA (polybutadiene acrylic acid) ignitada por escoamento de oxigênio-nitrogênio altamente aquecido ( $T = 1620$  K), o fenômeno caracterizou-se

predominantemente pelo mecanismo (a). Partindo para uma formulação teórica, chegam-se a algumas conclusões importantes:

1) tempo de ignição é bastante reduzido quando a energia disponível é utilizada, na maior parte, para decompor o combustível sólido em detrimento da utilizada na ativação das reações da fase gasosa;

2) energia disponível deve ser concentrada, inicialmente, para a pirólise do combustível, fornecendo moléculas em estado gasoso;

3) O tempo de ignição diminui quando se aumenta a pressão do escoamento dos gases. Sendo evidente que a mais provável explicação para o fato é o aumento da taxa de transferência de calor para a superfície do combustível sólido.

Um estado-reator naturalmente não opera em condições que permitam ao ar, na entrada da câmara de combustão, atingir temperaturas da ordem de grandeza de 1620 K. Portanto, os resultados obtidos a partir do PBAA não podem ser aplicados diretamente ao processo de ignição de estado-reatores. Entretanto, podem-se utilizar essas informações como subsídios no eventual dimensionamento de um meio de ignição auxiliar eficaz.

Dessa forma, caso seja necessário utilizar um sistema auxiliar de ignição em aplicações reais de um estado-reator que utilize matriz sem oxidante auxiliar, recomenda-se uma estimativa adequada do calor a ser fornecido e principalmente, que ele propicie um suprimento extra de oxidante, a fim de que o ar oriundo do módulo gerador seja introduzido na câmara somente depois que as primeiras reações químicas estabeleceram-se. De outra forma, corre-se o risco do próprio ar resfriar a superfície interna do grão antes que ocorra algum tipo de reação. Finalmente, o calor fornecido pelo ignitor deve estar concentrado na região próxima da entrada do ar, pois ela é a responsável pela propagação da queima ao longo do combustível sólido, após a fase de ignição.

Para contornar a dificuldade de ignição no estado-reator, Migueis (1986) utilizou uma película constituída de uma pasta de mistura inflamável aplicada sobre a superfície interna do polímero. O ar quente ao passar pelo grão inicia a queima dessa pasta liberando a energia de ativação necessária para o rápido acendimento do combustível. No caso específico da referência, a pasta inflamável era uma mistura de pólvora de base dupla dissolvida em acetona pura, contendo sulfeto de magnésio e perclorato de amônio para a melhoria do desempenho. O grão utilizado nesse caso foi o poliéster.

A ignição do grão de polietileno no trabalho de Veras (1991) foi conseguida diretamente através da passagem pela câmara de combustão do estado-reator dos gases altamente aquecidos provenientes do gerador de ar viciado dimensionado para o regime de vôo previsto. O oxigênio presente naqueles gases combinava-se com os gases combustíveis oriundos da pirólise do polímero, provocando o início da queima, ainda que com maior ou menor retardo.

Silva (1995) desenvolveu um sistema de ignição a gás baseando-se na temperatura de ignição do polietileno. Foi utilizada chama iniciadora de oxigênio e hidrogênio, originada de um ignitor na entrada da câmara de combustão.

Todos os trabalhos anteriores consultados reportam dificuldades para a ignição do grão combustível. Assumiu-se no presente trabalho que isso ocorre, porque o grão ainda se encontra à temperatura ambiente quando o ar aquecido é admitido em seu orifício, ali escoando durante algum tempo, até que a temperatura na superfície atinja o valor suficiente para o início da pirólise do material. Uma quantidade ponderável de ar tem que ser consumida até que as condições de ignição sejam atingidas.

Para evitar esse problema, o esquema de aquecimento do grão foi modificado. Em um primeiro passo, o hidrogênio e o oxigênio foram admitidos no gerador de ar viciado em proporções estequiométricas, já com a vela de

ignição centelhando. A reação tem início imediatamente e o vapor d'água superaquecido resultante escoar durante cerca de 15 s através do grão combustível, elevando a temperatura de sua superfície até valores adequados à sua ignição. Somente então o ar é introduzido no aquecedor, provocando a ignição imediata do polímero, sem necessidade do emprego de qualquer recurso adicional (adição de perclorato de amônio à massa e emprego de uma película de propelente na superfície do grão, no caso de Migueis, utilização de um dispositivo aquecedor na entrada da seção estado-reator no caso de Silva, etc).

Essa modificação em nada prejudica a simulação desejada, uma vez que um pequeno retardo de iniciação é perfeitamente aceitável nas condições de vôo real. Além disso, sendo a reação hidrogênio-oxigênio estequiométrica, nenhuma parcela do oxigênio contido no ar é consumida no aquecedor, e o ar viciado resultante mantém constante a relação entre aqueles dois componentes, dispensando a adição complementar de oxigênio.





## CAPÍTULO 4

### FUNCIONAMENTO DO SISTEMA EXPERIMENTAL E DETERMINAÇÃO DE SEUS PARÂMETROS RELEVANTES

A fim de se estudar o funcionamento do sistema de Migueis (1986), pode-se dividi-lo, de maneira esquemática conforme Figura 4.1:

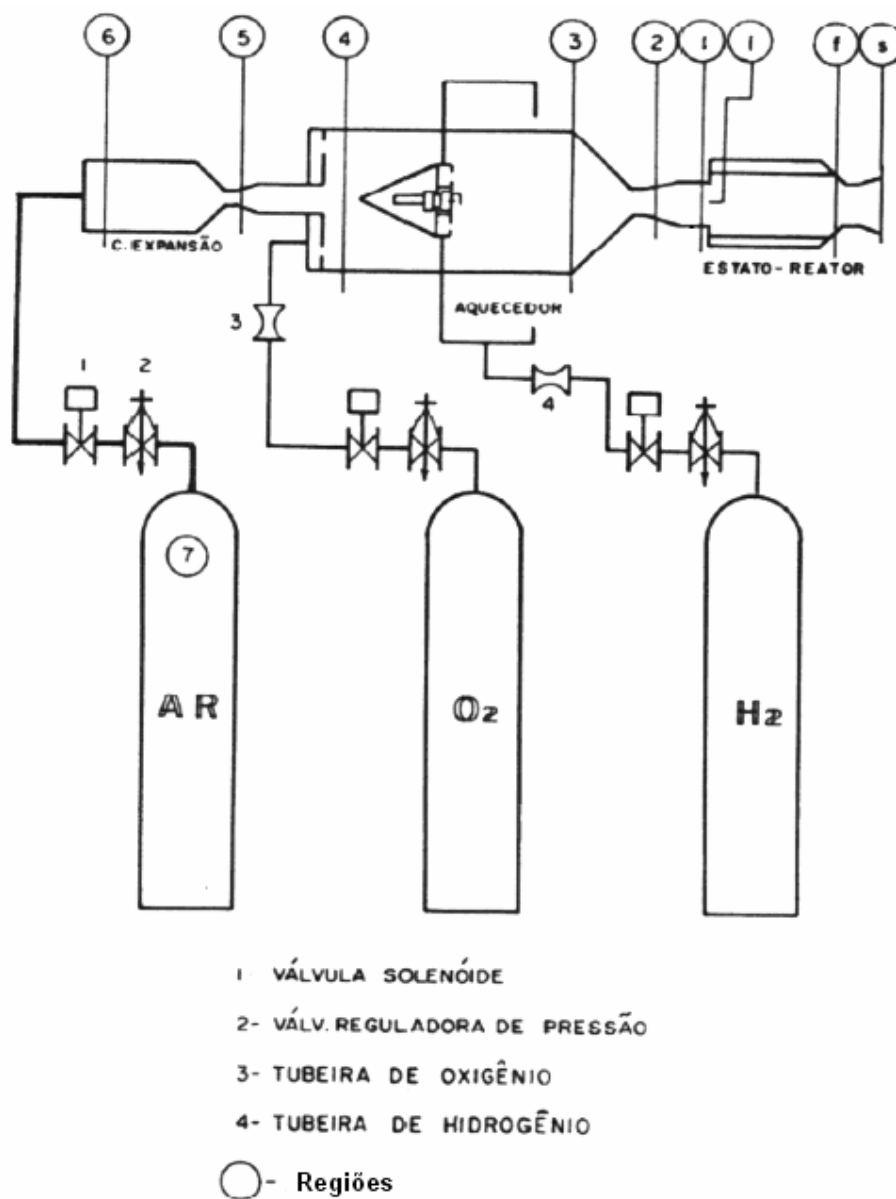


FIGURA 4.1 - Desenho esquemático do sistema operacional

1) Módulo expensor (entre as regiões 7 e 4): o ar é fornecido por um cilindro de alta pressão. Na saída do cilindro uma válvula reguladora mantém a pressão no valor pré-determinado. Uma mangueira de borracha sintética conduz o ar dos cilindros até a entrada do expensor. As dimensões do expensor foram calculadas de maneira a haver uma diminuição da velocidade do ar e o realinhamento das linhas de corrente à parede interna, tornando o fluxo virtualmente axial antes da entrada no módulo gerador de ar viciado. A liberação do escoamento de ar comprimido é feita por uma válvula solenóide, instalada na saída de sua válvula reguladora de pressão.

2) Módulo gerador de ar viciado (entre as regiões 4 e 1): tem a finalidade de simular as condições de estagnação observadas em regime de vôo real. Nesse módulo, são introduzidos ar vindo do módulo expensor e os gases hidrogênio e oxigênio. O esquema de escoamento desses últimos é semelhante ao do ar comprimido, ou seja, são armazenados em cilindros de alta pressão, e suas pressões de saída são controladas por válvulas reguladoras adequadamente ajustadas. O escoamento é liberado por válvulas solenóides, e os gases são conduzidos ao módulo por mangueiras de borracha sintética. Uma vela de ignição de motocicletas alimentada por um centelhador, provoca a ignição da mistura ar e hidrogênio, que reagem à pressão constante. O oxigênio é adicionado ao ar antes da combustão para assegurar que sua composição padrão seja restabelecida após a reação com o hidrogênio. O produto final é uma mistura gasosa a 586K e sua composição química é bem semelhante àquela do ar atmosférico, a menos da presença do vapor d'água formado pela reação.

3) Módulo combustor (entre as regiões 1 e s): compreende a câmara de combustão, a câmara de mistura intermediária e a câmara de mistura posterior. É este módulo que constitui o estado-reator propriamente dito.

O processo termodinâmico que o ar sofre ao longo do equipamento é apresentado na Figura 4.2, adotando-se as seguintes hipóteses:

- o ar comporta-se como gás ideal;
- escoamento invíscido e unidimensional;
- a adição de  $O_2$  e  $H_2$  é desprezível;
- aquecimento isobárico;
- compressão e expansão isentrópicas;
- válvulas solenóides e conexões não produzem cargas.

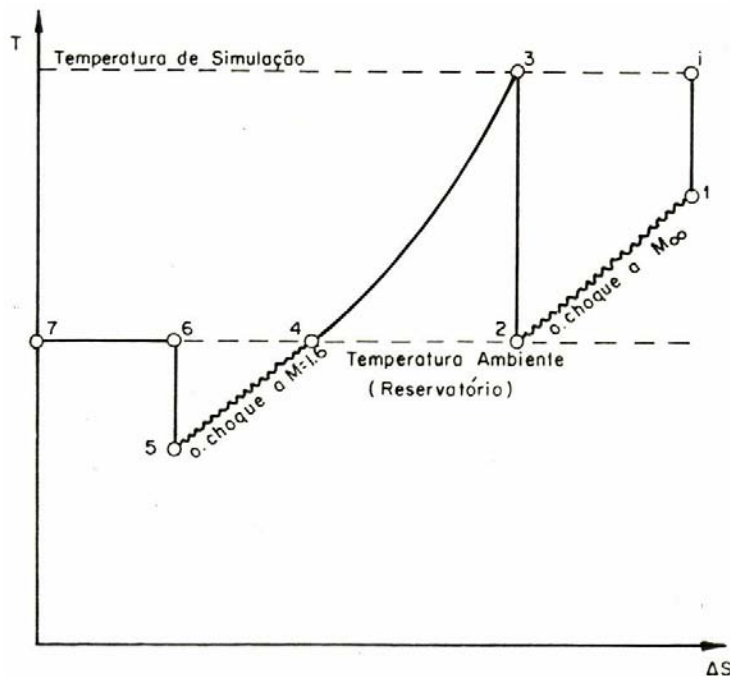


FIGURA 4.2 - Diagrama do comportamento da temperatura e entropia no equipamento

Região 7 a 6: o escoamento de ar passa por processo isoentálpico de redução de pressão.

Região 6 a 5: aceleração isentrópica do escoamento.

Região 5 a 4: a onda de choque que ocorre na tubeira provoca aumento da entropia devido à queda de pressão de estagnação. O número de Mach a

montante do choque igual a 1,6 é especificado de acordo com Migueis (1986), com objetivo de minimizar a queda da pressão de estagnação em apenas 11,5%.

Região 4 a 3: aumento de entropia devido ao aquecimento isobárico do ar até a temperatura de estagnação desejada.

Região 3 a 2: o ar é novamente acelerado isentropicamente e as condições na região 2 são as do vôo real de um estado-reator que se deseja simular.

Região 2 a i: : as condições relativas ao ponto 2 são justamente as encontradas durante vôo real, na velocidade requerida. A onda de choque que se segue à jusante da garganta da tubeira causada pela diferença de pressão entre as seções 2 e 1, é função do número de Mach  $M_\infty$ . Através dela ocorre a compressão do ar até a entrada da câmara de combustão, representa pela região "i".

#### **4.1 Análise do Sistema Gerador de ar Viciado**

Considerando-se o vôo ideal de um estado-reator utilizando o polibutadieno hidroxilado como combustível sólido e adotando-se o diâmetro da entrada do ar igual a 9,0 mm, conforme sugerido por Migueis (1986), tem-se como condições na região 2 do novo esquema ilustrado na Figura 5.3:

-  $M_2 = 2,2$  (ao nível do mar)

-  $T_2 = 298,15$  K

-  $P_2 = 1$  atm

-  $d_2 = 9,0$  mm

Dadas as condições especificadas acima, calculam-se os valores que os diferentes parâmetros devem assumir ao longo do sistema.

#### 4.1.1 Saída do Módulo Gerador de Ar Viciado

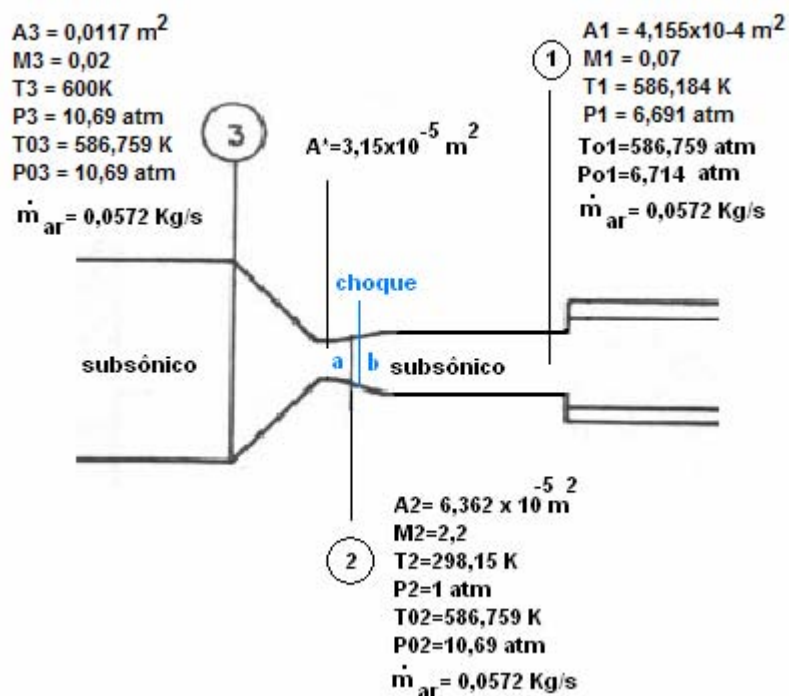


FIGURA 4.3 - Esquema das condições a serem simuladas na saída do módulo gerador de ar viciado (resultados dos cálculos já adicionados na figura).

Portanto, seguem-se os seguintes cálculos:

#### Região 2

Utilizando tabelas de Saad (1993) para escoamento isentrópico:

$$M_2 = 2,2, P_2 = 1 \text{ atm} \rightarrow P_{02}/P_2 = 10,69 \quad T_{02}/T_2 = 1,698 \quad A_2/A^* = 2,005$$

Portanto:  **$P_{02} = 10,69 \text{ atm}$ ,  $T_{02} = 586,759 \text{ K}$**

Da equação para gases ideais pode-se encontrar a massa específica do ar na região:

$$P_2 = \rho_2 R_{ar} T_2$$

$$P_2 = 1 \text{ atm} = 101325 \text{ Pa}$$

$$R_{\text{ar}} = 287 \text{ Nm/kg/K}$$

$$T_2 = 298,15 \text{ K}$$

$$\text{Portanto: } \rho_2 = 1,18 \text{ Kg/m}^3$$

A velocidade na região foi calculada da seguinte maneira:

$$v_2 = a_2 M_2$$

$$a_2 = (\gamma_{\text{ar}} R_{\text{ar}} T_2)^{1/2}$$

$$\gamma_{\text{ar}} = 1,4$$

$$R_{\text{ar}} = 287 \text{ Nm/kg/K}$$

$$T_2 = 298,15 \text{ K}$$

$$M_2 = 2,2$$

$$\text{Portanto: } v_2 = 761,456 \text{ m/s}$$

Cálculo da vazão mássica:

$$\dot{m}_{\text{ar}} = \rho_2 v_2 A_2$$

$$\rho_2 = 1,18 \text{ kg/m}^3$$

$$v_2 = 761,456 \text{ m/s}$$

$$A_2 = \pi d_2^2 / 4 = 6,362 \times 10^{-5} \text{ m}^2$$

$$d_2 = 9 \text{ mm}$$

$$\text{Portanto: } \dot{m}_{\text{ar}} = 0,0572 \text{ kg/s} = 57,2 \text{ g/s}$$

### Região da tubeira

Para uma vazão mássica de 57,2 g/s de ar nas condições de estagnação na região 2 já calculadas, encontra-se a área da garganta da tubeira a partir da equação abaixo:

$$\dot{m}_{\text{ar}} = \frac{A^* P_{02}}{\sqrt{T_{02}}} \sqrt{\frac{\gamma_{\text{ar}}}{R_{\text{ar}}}} \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma_{\text{ar}} + 1}\right)^{\frac{\gamma_{\text{ar}} + 1}{\gamma_{\text{ar}} - 1}}}$$

$$\dot{m}_{\text{ar}} = 0,0572 \text{ kg/s}$$

$$P_{02} = 10,69 \text{ atm}$$

$$T_{02} = 586,759 \text{ K}$$

$$\gamma_{\text{ar}} = 1,4$$

$$R_{\text{ar}} = 287 \text{ Nm/kg/K}$$

$$\text{Portanto: } \mathbf{A^* = 3,17 \times 10^{-5} \text{ m}^2}$$

Portanto, calculando-se o diâmetro da garganta da tubeira:

$$A^* = \pi d^{*2} / 4$$

$$A^* = 3,17 \times 10^{-5} \text{ m}^2$$

$$\mathbf{d^* = 0,00625 \text{ m}}$$

### Região 3

A partir do diâmetro do projeto da região 3 fornecido por Migueis (1986),  $d_{3,\text{projeto}} = 0,122 \text{ m}$ , calcula-se a área:

$$A_3 = \pi d_{3,\text{projeto}}^2 / 4$$

Portanto:  **$A_3 = 0,0117\text{m}^2$**

Sendo a temperatura fornecida pela reação  $\text{H}_2/\text{O}_2$  na região 3 igual a  $T_3 \approx 600\text{ K}$ , tem-se:

$$T_{03} = T_{02} = 586,759\text{ K (escoamento isentrópico)}$$

$$T_{03}/T_3 \approx 1$$

Portanto:  **$M_3 = 0,02$**

E finalmente, a pressão na região 3:

$$P_{03} = P_{02} = 10,69\text{ atm (escoamento isentrópico)}$$

$$P_{03}/P_3 = 1$$

Portanto:  **$P_3 = 10,69\text{ atm}$**

### Região 1

A partir do diâmetro do projeto da região 1,  $d_{1, \text{projeto}} = 0,023\text{ m}$ , calcula-se a área:

$$A_1 = \pi d_1^2 / 4 \quad \mathbf{A_1 = 4,155 \times 10^{-4} \text{ m}^2}$$

Utilizando tabelas de Saad (1993) para escoamento com onda de choque normal, encontra-se:

$$M_2 = 2,2 \rightarrow M_b = 0,547 \quad P_{ob}/P_{02} = 0,6281 = P_{01}/P_{03}$$

Portanto:  **$P_{ob} = 6,714\text{ atm}$**

$M_1$  é calculado pela seguinte equação, segundo Hill e Peterson (1992):

$$\frac{A_b}{A_1} = \frac{M_1}{M_b} \frac{[1 + (\gamma - 1) / 2M_b^2]^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)}}{[1 + (\gamma - 1) / 2M_1^2]^{(\gamma+1)/2(\gamma-1)}}$$



$$A_b=A_2= 6,362 \times 10^{-5} \text{ m}^2$$

$$A_1= 4,155 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$M_b = 0,547$$

$$\gamma = 1,4$$

**Portanto:  $M_1 = 0,07$**

Cálculo de  $T_1$ :

$$\frac{T_{01}}{T_1} = 1 + \frac{\gamma_{ar} - 1}{2} M_1^2$$

$$T_{01} = T_{02} = 586,759 \text{ K (condições para onda de choque normal)}$$

**$T_1 = 586,184 \text{ K}$**

Tornando-se agora possível o cálculo da pressão na região 1:

$$\frac{P_{0b}}{P_1} = \left(1 + \frac{\gamma_{ar} - 1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma_{ar}}{\gamma_{ar} - 1}}$$

$$P_{0b}=6,714 \text{ atm}$$

$$\gamma_{ar} = 1,4$$

$$M_1=0,07$$

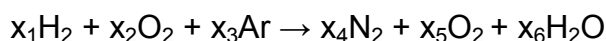
**Portanto:  $P_1=6,691 \text{ atm}$**

#### **4.1.2 Vazões do Ar, O<sub>2</sub> e H<sub>2</sub> no Módulo Gerador de Ar Viciado**

A combustão dentro do módulo gerador de ar viciado é praticamente isobárica, já que as perdas de pressão devido ao aquecimento são

desprezíveis, pois a velocidade de escoamento no módulo é muito pequena. Portanto, a quantidade de ar, H<sub>2</sub> e O<sub>2</sub> a serem introduzidas no módulo foram calculadas de maneira a reproduzir um escoamento de produtos da combustão com características expressas na região 3 calculadas anteriormente, com um mínimo de produção de vapor d'água e a fração molar do oxigênio na mistura próxima dos 21% (fração molar do ar puro).

Considerando-se que a composição de equilíbrio do ar viciado é composta de O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub> e H<sub>2</sub>O, admite-se a reação com mecanismo de etapa única:



Admitindo-se a fração molar desejada de oxigênio nos produtos, a primeira lei da Termodinâmica, a lei de conservação das massas e que a composição do ar seja de 79% N<sub>2</sub> e 21% O<sub>2</sub>, tem-se:

$$x_1 = x_6 \quad (4.1)$$

$$2x_2 + 0,42x_3 = 2x_5 + x_6 \quad (4.2)$$

$$0,79x_3 = x_4 \quad (4.3)$$

$$x_5 = 0,21x_T \quad (4.4)$$

$$\sum_{J=1}^3 x_J [\bar{h}_f^0 + \Delta\bar{h}]_J = \sum_{K=4}^6 x_K [\bar{h}_f^0 + \Delta\bar{h}]_K \quad (4.5)$$

$$\sum_J m_J x_J = \dot{m} = 57,2 \text{ g/s} \quad (4.6)$$

$$x_T = x_4 + x_5 + x_6 \quad (4.7)$$

Utilizando dados de Van Wiley (1994),  $T_{\text{produtos}} = 586,759\text{K}$ , e substituindo em 4.5:

$$0=0,79x_3[0+8513,98] +x_5[0+8830,942]+x_1[-241826+10057,811] \quad (4.8)$$

Substituindo 4.1 em 4.2:

$$2x_2+0,42x_3-x_1 = 2x_5 \quad (4.9)$$

Substituindo 4.7, 4.3 e 4.1 em 4.5:

$$x_5=0,21(0,79x_3+x_5+x_1) \quad (4.10)$$

Da equação 4.6:

$$2x_1+32x_2+28,97x_3=57,2 \quad (4.11)$$

Resolvendo o sistema de equações 4.8, 4.9, 4.10, 4.11, tem-se:

$$\mathbf{x_1 = 0,0722 \text{ mol/s}}$$

$$\mathbf{x_2 = 0,034 \text{ mol/s}}$$

$$\mathbf{x_3 = 1,93 \text{ mol/s}}$$

Portanto, devem ser introduzidas no módulo gerador de ar viciado as seguintes vazões:

$$\dot{m}_{H_2} = 2.x_1 = 0,144 \text{ g/s}$$

$$\dot{m}_{O_2} = 32.x_2 = 1,088 \text{ g/s}$$

$$\dot{m}_{ar} = 28,97.x_3 = 55,912 \text{ g/s}$$

#### **4.1.3 Tuberias de H<sub>2</sub> e O<sub>2</sub>**

Foram calculadas as dimensões das tuberias que garantam as vazões mássicas dos gases na entrada do módulo:

Tubeira do H<sub>2</sub> - a seguinte expressão foi utilizada para o cálculo da garganta da tubeira:

$$\dot{m}_{H_2} = \frac{A^* P_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma_{H_2}}{R_{H_2}}} \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma_{H_2} + 1}\right)^{\frac{\gamma_{H_2} + 1}{\gamma_{H_2} - 1}}}$$

Sendo:

$$\dot{m}_{H_2} = 0,144 \text{ g/s} = 1,44 \times 10^{-4} \text{ kg/s}$$

$$P_0 = 18 \text{ atm} = 18 \times 10^5 \text{ Pa}$$

$$T_0 = 298,15 \text{ K}$$

$$\gamma_{H_2} = 1,409$$

$$R_{H_2} = 41244,18 \text{ J/kg-K}$$

$$\text{Portanto: } \mathbf{A^* = 1,291 \times 10^{-7} \text{ m}^2}$$

Cálculo do diâmetro da garganta da tubeira:

$$A^* = \pi d^{*2} / 4 \quad \mathbf{d^* = 4,55 \times 10^{-4} \text{ m} \approx 0,4 \text{ mm}}$$

Tubeira do O<sub>2</sub> - a seguinte expressão foi utilizada para o cálculo da garganta da tubeira:

$$\dot{m}_{O_2} = \frac{A^* P_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma_{O_2}}{R_{O_2}}} \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma_{O_2} + 1}\right)^{\frac{\gamma_{O_2} + 1}{\gamma_{O_2} - 1}}}$$

$$\dot{m}_{O_2} = 1,088 \text{ g/s} = 1,088 \times 10^{-3} \text{ kg/s}$$

$$P_0 = 14 \text{ atm} = 14 \times 10^5 \text{ Pa}$$

$$T_0 = 298,15 \text{ K}$$

$$\gamma_{O_2} = 1,393$$

$$R_{O_2} = 259,83 \text{ J/kg-K}$$

$$\text{Portanto: } A^* = 1,291 \times 10^{-7} \text{ m}^2$$

Cálculo do diâmetro da garganta da tubeira:

$$A^* = \pi d^{*2} / 4 \quad d^* = 6,345 \times 10^{-4} \text{ m} \approx 0,6 \text{ mm}$$

#### 4.1.4 Entrada do Módulo Gerador de Ar Viciado

De acordo com cálculos apresentados a seguir, as condições encontradas no aquecedor são as seguintes:

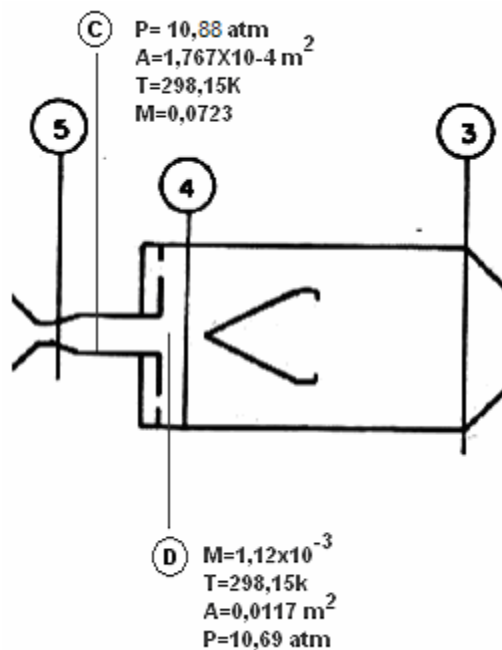


FIGURA 4.4 - Esquema das condições a serem simuladas na entrada do módulo gerador de ar viciado (resultados dos cálculos já adicionados)

Utilizando equação da continuidade, admitindo gás ideal e propriedades constantes do escoamento:

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_D$$

$$\rho_3 A_3 v_3 = \rho_D A_D v_D \quad (4.12)$$

$$\rho_3 = P_3 / RT_3; \rho_D = P_D / RT_D \quad (4.13)$$

$$v = M(\gamma_{ar} R_{ar} T)^{1/2} \quad (4.14)$$

Dados (anteriormente calculados):

$$P_D = P_3 = 10,69 \text{ atm}$$

$$T_D = 298,15 \text{ K}$$

$$T_3 = 600 \text{ K}$$

$$A_D = A_3 = 0,0117 \text{ m}^2$$

$$M_3 = 0,02$$

$$\gamma_{ar} = 1,4$$

$$R_{ar} = 287 \text{ Nm/kg/K}$$

$$d_{C, \text{projeto}} = 15 \text{ mm}$$

Substituindo 4.14, 4.13 em 4.12:

$$P_3 / R_{ar} T_3 \cdot A_3 \cdot M_3 (\gamma_{ar} R_{ar} T_3)^{1/2} = P_D / R_{ar} T_D \cdot A_D \cdot M_D (\gamma_{ar} R_{ar} T_D)^{1/2}$$

$$\text{Portanto: } M_D = 0,0141$$

Balanço de massa e de momento entre as seções C e D, considerando escoamento incompressível, pois número de Mach é muito pequeno:

$$\dot{m}_C = \dot{m}_D$$

$$\rho_C A_C v_C = \rho_D A_D v_D$$

$$A_C / A_D = v_D / v_C = \beta \quad (4.15)$$

$$-P_C(A_D - A_C) - \rho_C(-v_C A_C) v_C + \rho_D(v_D A_D) v_D = -(-P_C A_C + P_D A_D)$$

$$-P_C A_D - \rho v_D A_D (v_D - v_C) = -P_D A_D \quad (4.16)$$

Rearranjando 4.16 e substituindo 4.15 em 4.14 :

$$\rho v_D^2 [(\beta - 1)/\beta] = P_D - P_C \quad (4.17)$$

Calculando-se a área na região C:

$$A_C = \pi d_{C, \text{projeto}}^2 / 4$$

Portanto:  $A_C = 1,767 \times 10^{-4} \text{ m}^2$

Portanto, calcula-se a partir dos dados obtidos:

- da equação 4.15:

$$\beta = 0,0151$$

- da equação 4.14:

$$v_D = 4,88 \text{ m/s}$$

- da equação 4.17:

$$P_C = 10,88 \text{ atm}$$

Cálculo do número de Mach na região C a partir dos dados já obtidos:

$$\dot{m}_{ar} = \rho_{ar} v_{ar} A_{ar} = \frac{P_C}{R_{ar} T_C} M_C \sqrt{\gamma_{ar} R_{ar} T_C} A_C$$

Sendo:

$$\dot{m}_{ar} = 55,912 \text{ g/s (obtido no item 4.1.2)}$$

$$P_C = 10,88 \text{ atm}$$

$$R_{ar} = 1,4$$

$$T_C = 298,15 \text{ K}$$

$$\gamma_{ar} = 1,4$$

$$A_C = 1,767 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$\text{Portanto: } M_C = 0,0723$$

#### **4.1.5 Módulo Expansor**

De acordo com cálculos apresentados a seguir, as condições encontradas no expansor são as seguintes:



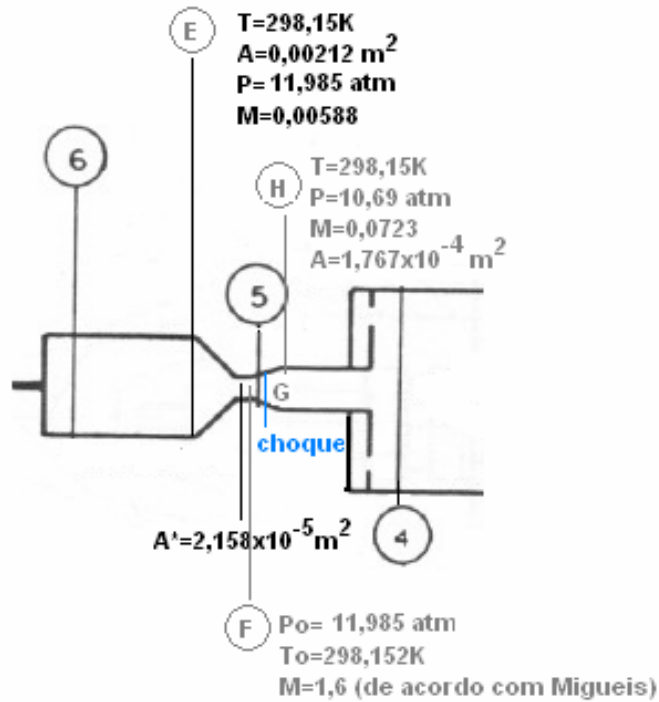


FIGURA 4.5 - Esquema das condições a serem simuladas no módulo expansor (resultados dos cálculos já adicionados)

A partir do diâmetro do projeto, calcula-se a área na região E:

$$d_E \text{ projeto} = 52 \text{ mm} \rightarrow A_E = \pi d^2 / 4 = 0,00212 m^2$$

Utilizando tabelas de Saad (1993) para escoamento com onda de choque normal entre as regiões F e G, sendo  $M_F$  especificado por Migueis (1986) - número de Mach adotado de maneira a diminuir o aumento da entropia causada pela queda da pressão de estagnação:

$$M_F = 1,6 \rightarrow M_G = 0,668 - P_G/P_F = 2,82 - T_G/T_F = 1,388 - P_{0G}/P_{0F} = 0,8952 - P_{0G}/P_F = 3,805$$

Utilizando tabelas de Saad (1993) para escoamento isentrópico entre as regiões G e H, encontram-se as pressões de estagnação e diâmetro da tubeira na região:

$$M_G = 0,668 \rightarrow P_0/P_G = 1,363 \quad T_0/T_G = 1,092$$

$$M_H = 0,0723 \rightarrow P_{0H} / P_H = 1,004$$

$$P_H = P_C$$

Portanto :  **$P_{0H} = 10,729 \text{ atm}$**

$$P_{0H} = P_{0G} \rightarrow P_{0G} / P_{0F} = 0,8952 \quad P_{0F} = 11,985 \text{ atm} = P_{0E}$$

$$A_H / A^* = 8,188$$

$$A_H = A_c$$

$$\text{Portanto: } \mathbf{A^* = 2,158 \times 10^{-5} \text{ m}^2}$$

$$A^* = \pi d^{*2} / 4 \rightarrow \mathbf{d^* = 5 \text{ mm}}$$

Portanto, pode-se calcular o número de Mach, temperatura de estagnação e pressão na região “E” pelas seguintes expressões:

$$\frac{A_E}{A^*} = \frac{1}{M_E} \left[ \left( \frac{2}{\gamma_{ar} + 1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma_{ar} - 1}{2} M_E^2 \right) \right]^{\frac{\gamma_{ar} + 1}{2(\gamma_{ar} - 1)}}$$

Sendo:

$$A_E = \pi d^2 / 4 = 0,00212 \text{ m}^2$$

$$A^* = 2,158 \times 10^{-5} \text{ m}^2$$

$$\gamma_{ar} = 1,4$$

Portanto:  **$M_E = 0,00588$**

$$\frac{T_0}{T_E} = 1 + \frac{\gamma_{ar} - 1}{2} M_E^2$$

Sendo:

$T_E = 298,15 \text{ K}$  (nesta região a temperatura é ambiente)

$\gamma_{ar} = 1,4$

$M_E = 0,00588$

Portanto:  $T_0 = T_{0F} = 298,152\text{K}$

$$\frac{P_{0E}}{P_E} = \left(1 + \frac{\gamma_{ar} - 1}{2} M_E^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Sendo:

$P_{0E} = 11,985 \text{ atm}$

$\gamma_{ar} = 1,4$

$M_E = 0,00588$

Portanto:  $P_E = 11,985 \text{ atm}$

#### 4.2 Taxa de Regressão Teórica – $\dot{r}$

Em uma combustão em regime permanente em um combustor esquematizado pela Figura 4.6, a taxa de regressão do combustível pode ser calculada pela equação a seguir:

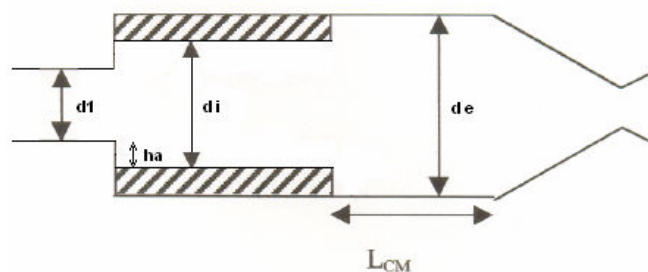


FIGURA 4.6 - Esquema do combustor

$$\dot{q}_s = \frac{\dot{Q}_s}{\rho_c H_{g,ef}} \quad (4.18)$$

#### 4.2.1 Cálculo do Fluxo de Calor para a Superfície do Grão ( $\dot{Q}_s$ )

O primeiro passo é o cálculo  $\dot{Q}_s$  utilizando-se a equação a seguir:

$$\dot{Q}_s = h(T_c - T_s) \quad (4.19)$$

O coeficiente de transferência de calor por convecção,  $h$ , pode ser extraído da expressão para o número de Nusselt e, a partir dela, por substituições,  $\dot{Q}_s$  pode ser encontrado facilmente como demonstrado a seguir:

$$Nu = 0,026 \cdot Re^{0,8} \cdot Pr^{0,4} \left( \frac{\mu_{ar}}{\mu_0} \right)^{0,14} \quad (4.20)$$

$$\frac{h \cdot d_i}{\kappa_{ar}} = Nu = 0,026 \left( \frac{d_i v_{ar} \rho_{ar}}{\mu_{ar}} \right)^{0,8} \left( \frac{\mu_{ar} C_{p,ar}}{\kappa_{ar}} \right)^{0,4} \left( \frac{\mu_{ar}}{\mu_s} \right)^{0,14} \quad (4.21)$$

Substituindo 4.19 em 4.21 e sabendo-se que  $G_{ar} = v_{ar} \rho_{ar}$

$$\frac{d_i \dot{q}_s}{\kappa_{ar} (T_c - T_s)} = 0,026 \left( \frac{G_{ar} d_i}{\mu_{ar}} \right)^{0,8} \left( \frac{\mu_{ar} C_{p,ar}}{\kappa_{ar}} \right)^{0,4} \left( \frac{\mu_{ar}}{\mu_0} \right)^{0,14} \quad (4.22)$$

#### 4.2.2 Cálculo do Diâmetro Interno do Grão, $d_i$

Da equação abaixo, tem-se para a altura do degrau de recirculação:

$$h_a = 0,5(d_i - d_{1,projeto}) \quad (4.23)$$

A partir das condições de vôo a serem simuladas, estimou-se  $h_a/d_i = 0,17$  para o polibutadieno hidroxilado, segundo dados de Zvuloni (1989). O valor de  $d_1$  é dado pelas dimensões do projeto de Migueis (1986). Portanto substituindo em 4.23:

$$0,17 \cdot d_i = 0,5(d_i - d_{1, \text{projeto}})$$

$$0,17 \cdot d_i = 0,5(d_i - 0,023)$$

$$d_i = 0,0348 \text{ m} \sim 35 \text{ mm}$$

#### 4.2.3 Cálculo da Condutividade Térmica do Ar, $k_{\text{ar}}$

De acordo com Bird (1960), a condutividade do ar,  $k$ , pode ser calculada pela seguinte expressão:

$$k = 1,9891 \times 10^{-4} [(T/M)^{1/2} / \sigma^2 \Omega_k] \quad (4.24)$$

$M$  = massa molecular do ar,

$T$  = temperatura do ar,

$\sigma$  = diâmetro efetivo de colisão entre duas moléculas,

$\Omega_k$  = integral de colisão para a condutividade térmica =  $\Omega_u = f(T/T_\epsilon)$ ,

$T_\epsilon$  = temperatura característica obtida a partir do potencial intermolecular especificado.

Para  $P=6,705 \text{ atm}$ ,  $T=586,529\text{K}$ ,  $M_{\text{ar}} = 28,97 \text{ g/mol}$ :

$$\sigma_{\text{ar}} = 3,418 \text{ \AA}$$

$$T_\epsilon = 124 \text{ K}$$

$$T/T_\epsilon = 4,73 \sim 4,7 \rightarrow \Omega_u = 0,9343$$

$$k_{\text{ar}} = 0,82 \times 10^{-4} \text{ cal cm}^{-1}\text{s}^{-1} \text{ K} = 0,0082 \text{ cal m}^{-1}\text{s}^{-1}\text{K}^{-1}$$

#### 4.2.4 Cálculo do Fluxo de Massa do Ar através do Grão, $G_{ar}$

Encontra-se  $G_{ar}$  através da seguinte equação:

$$G_{ar} = \rho_{ar} v_{ar} \quad (4.25)$$

Sendo:

$\rho_{ar}$  = massa específica do ar,

$v_{ar}$  = velocidade do ar.

A massa específica do ar ( $\rho_{ar}$ ) é encontrada a partir da equação de gás ideal:

$$P_{ar} = \rho_{ar} R_0 T_{ar}$$

Sendo:

$$P_{ar} = 6,691 \text{ atm}$$

$$R = 287 \text{ Nm/kg/K}$$

$$T_{ar} = 586,184 \text{ K}$$

$$\text{Temos: } \rho_{ar} = 4,034 \text{ kg m}^{-3}$$

A velocidade do ar é encontrada pela seguinte equação:

$$M_{ar} = v_{ar} / a_{ar} = M_1 = v_1 / a_1$$

Sendo:

$$M_1 = \text{número de Mach na região 1} = M_1 = 0,07$$

$$a_1 = \text{velocidade do som} = \gamma_{ar} R_{ar} T_1 = (1,4 \cdot 287 \cdot 586,184)^{1/2} = 485,551 \text{ m/s}$$

$$\text{Portanto: } v_{ar} = v_1 = 33,988 \text{ m/s}$$

Substituindo-se os valores em 4.25 , tem-se:

$$G_{ar} = 137,109 \text{ kg m}^{-2}\text{s}^{-1}$$

#### 4.2.5 Cálculo da Viscosidade do Ar, $\mu_{ar}$

De acordo com Bird (1960), a viscosidade do ar,  $\mu$ , pode ser calculada pela seguinte expressão:

$$\mu = 2,6693 \times 10^{-5} [(TM)^{1/2} / \sigma^2 \Omega_u] \quad (4.26)$$

Sendo:

$M$  = massa molecular do ar,

$T$  = temperatura do ar,

$\sigma$  = diâmetro efetivo de colisão entre duas moléculas,

$\Omega_u$  = integral de colisão para a viscosidade =  $f(T/T_\epsilon)$ ,

$T_\epsilon$  = temperatura característica obtida a partir do potencial intermolecular especificado.

Para  $P = 6,691 \text{ atm}$ ,  $T = 586,184\text{K}$ ,  $M_{ar} = 28,97 \text{ g/mol}$  e de acordo com tabelas de Bird (1960):

$$\sigma_{ar} = 3,418\text{\AA}$$

$$T_\epsilon = 124 \text{ K}$$

$$T / T_\epsilon = 586,529 / 124 = 4,73 \sim 4,7 \rightarrow \Omega_u = 0,9343$$

Substituindo em 4.26:

$$\mu_{ar} = 31,884 \times 10^{-5} \text{ g cm}^{-1} \text{ s}^{-1} = 3,188 \times 10^{-5} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1}$$

Para  $P = 6,691 \text{ atm}$ ,  $T = 700 \text{ K}$ ,  $M_{ar} = 28,97 \text{ g/mol}$ :

$$\sigma_{ar} = 3,418 \text{ \AA}$$

$$T_{\varepsilon} = 124 \text{ K}$$

$$T/T_{\varepsilon} = 5,645 \rightarrow \Omega_u = 0,8963$$

Substituindo em 4.26:

$$\mu_{ar} = \mu_0 = 36,301 \times 10^{-5} \text{ g cm}^{-1} \text{ s}^{-1} = 3,63 \times 10^{-5} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1}$$

Portanto, temos como dados e condições na entrada do combustor:

$$d_i = 35 \text{ mm} = 0,035 \text{ m}$$

$$\mu_{ar} (T=586,529 \text{ K}; P=6,705 \text{ atm}) = 3,188 \times 10^{-5} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1}$$

$$G_{ar} = 137,109 \text{ kg m}^{-2} \text{ s}^{-1}$$

$$C_{par} = 240,4 \text{ cal kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$$

$$k_{ar} = 0,0082 \text{ cal m}^{-1} \text{ s}^{-1} \text{ K}^{-1}$$

$$\mu_0 (T = 700 \text{ K}; P = 6,705 \text{ atm}) = 3,63 \times 10^{-5} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1}$$

$T_c (\Phi=1) = 2494,80 \text{ K}$  (valor encontrado com auxílio do CEA, rotina *ROCKET*, Anexo A)

$T_s = 700 \text{ K}$  - segundo Hadar e Gany (1992)

Substituindo os valores na equação 4.22, tem-se:

$$\dot{q}_s = 101000,846 \text{ cal m}^{-2} \text{ s}^{-1}$$



De acordo com Hadar e Gany (1992),  $H_{v,ef} = 373,923 \text{ Cal g}^{-1}$  para o polibutadieno hidroxilado,  $\rho_c = 0,92 \text{ g/cm}^3$ . Portanto, substituindo em 4.18, tem-se:

$$\dot{r} = 101000,846 / (920000 \cdot 373,923) = 2,94 \times 10^{-4} \text{ m/s} = 0,294 \text{ mm/s}$$

Pode-se agora calcular tempo de queima do combustível:

$$t_q = 0,5(d_{e, \text{projeto}} - d_i) / r = 0,5(66 - 35) / 0,294 = 52,7 \text{ s}$$

### 4.3 Módulo Combustor

De acordo com cálculos apresentados a seguir, as condições encontradas no combustor são as seguintes:

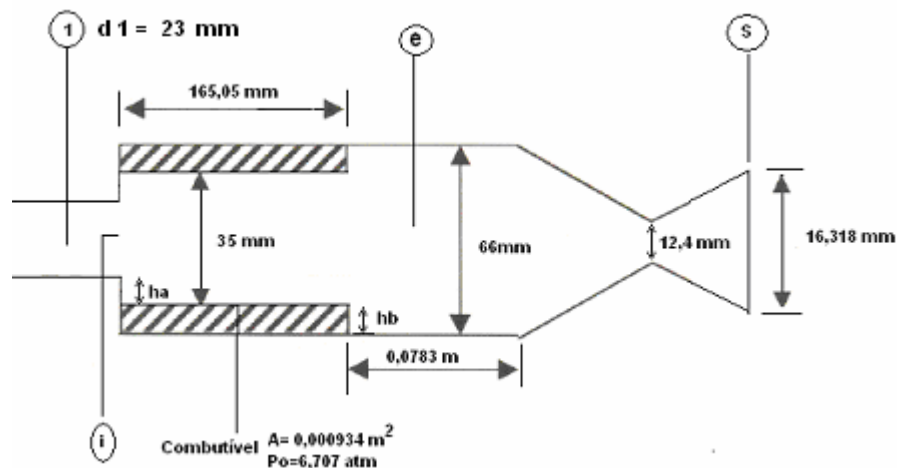


FIGURA 4.7 - Esquema das condições a serem simuladas no módulo combustor (resultados dos cálculos já adicionados)

#### 4.3.1 Simulação do Desempenho

Através do programa CEA rotina *ROCKET, Frozen Composition*, anexo A, estimaram-se os parâmetros do desempenho para motor-foguete: impulsão específica ( $I_{sp}$ ), velocidade característica de exaustão ( $c^*$ ) e temperatura da

câmara ( $T_c$ ) em relação à razão de equivalência. Os resultados são apresentados nos gráficos a seguir:

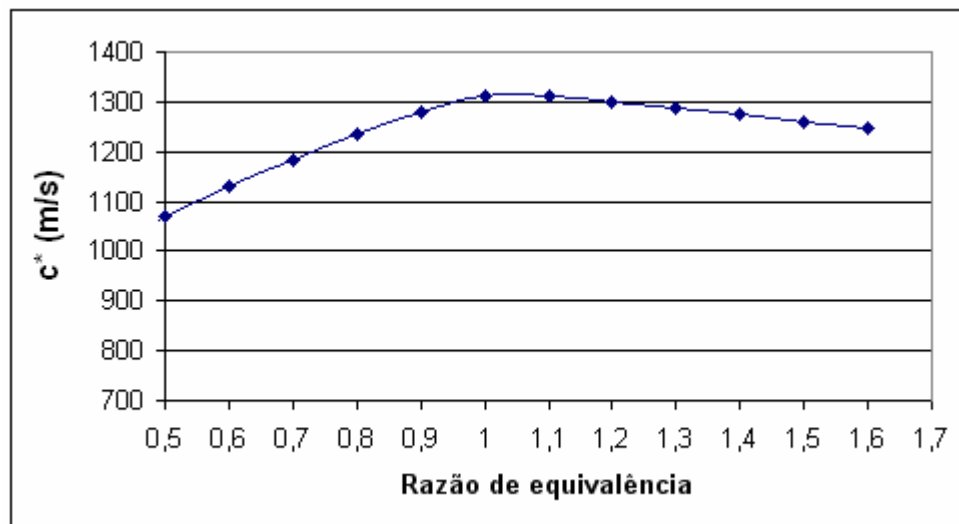
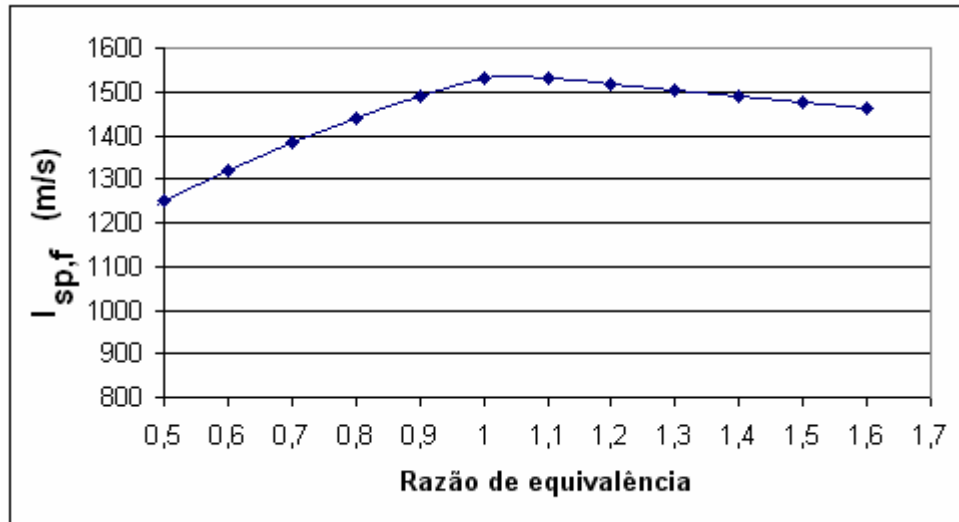


FIGURA 4.8 - Gráficos de simulação dos parâmetros  $I_{sp}$ ,  $c^*$  e  $T_c$  em função da razão de equivalência (continua).

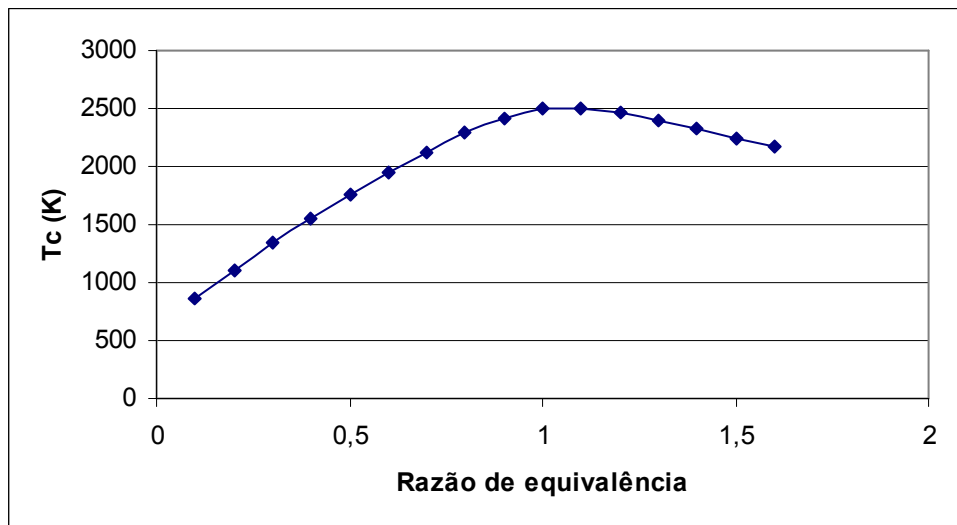


FIGURA 4.9 - Conclusão.

Com base no programa CEA, avalia-se que a razão de equivalência com melhor desempenho teórico é de  $\Phi = 1,1$  (mistura ligeiramente rica em combustível) e que a razão de combustível/ar estequiométrica é  $f_{est} = 0,077$ . Assim, obtém-se a razão combustível/ar real:

$$\Phi = f_{real} / f_{esteq}$$

$$1,1 = f / 0,077$$

Portanto:  $f_{real} = 0,085$

O comprimento do grão foi calculado pela equação a seguir:

$$f_{real} = \dot{m}_c / \dot{m}_{ar} = \frac{\rho_c \cdot S_c \cdot \dot{r}}{57,2} = \frac{\rho_c \cdot 2\pi \cdot r_1 \cdot L \cdot \dot{r}}{57,2}$$

Sendo:

$$\dot{r} = 0,294 \text{ mm/s}$$

$$\rho_c = 0,92 \text{ g/cm}^3$$

$$r_i = d_i / 2 = 35 / 2 = 17,5 \text{ mm}$$

Portanto:  $L_c = 164 \text{ mm}$

#### 4.3.2 Comprimento da Câmara de Mistura Posterior

O comprimento da câmara de mistura posterior,  $L_{CM}$ , foi calculado de acordo com a equação abaixo:

$$L_{CM} = M_e \cdot a_e \cdot t_r \quad (4.27)$$

Sendo:

$M_e$  = número de Mach na região “e”,

$a_e$  = velocidade sônica na região “e”,

$t_r$  = tempo de residência.

Os valores de tempo de residência são tipicamente 2-4 ms. Estimou-se  $t_r = 4 \text{ ms}$ . A velocidade sônica na região “e” é fornecida pelo CEA,  $\Phi = 1,1$ .

Portanto:

$$a_e = 930,1 \text{ m/s}$$

$$t_r = 4 \text{ ms}$$

Para o cálculo do número de Mach na região “e”, região da câmara de mistura posterior, foi utilizada a seguinte equação:

$$\frac{A_e}{A_G^*} = \frac{1}{M_e} \left[ \left( \frac{2}{\gamma_c + 1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma_c + 1}{2(\gamma_c - 1)}} \quad (4.28)$$

Sendo:

$A_e$  = área da região “e”,

$A_G^*$  = área da garganta da tubeira do estado-reator,

$M_e$  = número de Mach na região “e”,

$\gamma_c$  = razão dos calores específicos na câmara.

- Cálculo da área na região e:

$$A_e = \pi d_e^2 / 4$$

$$d_e = d_e = 66 \text{ mm}$$

Portanto:  **$A_e = 0,00342 \text{ m}^2$**

- Cálculo da área da garganta da tubeira da câmara:

Utilizou-se a seguinte equação:

$$\frac{P_{0i}}{P_{02}} = \left[ \frac{A_2^*}{A_G^*} \cdot \frac{c_2^*}{c_i^*} \sqrt{\frac{T_{0i}}{T_{02}}} \right] + (1 + f_{\text{real}}) \quad (4.29)$$

Sendo:

$P_{0i}$  = pressão de estagnação na região “i”,

$P_{02}$  = pressão de estagnação na região “2”,

$A_2^*$  = área da tubeira na região 2,

$A_G^*$  = área da garganta da tubeira do estado-reator,

$c_2^*$  = velocidade característica de exaustão na região 2,

$c_i^*$  = velocidade característica de exaustão na região “i”,

$T_{0i}$  = temperatura de estagnação na região “1”,

$T_{02}$  = temperatura de estagnação na região “2”,

$f_{\text{real}}$  = razão combustível-ar real.

Segundo Jensen e Netzer (1986), o valor da pressão de estagnação na região i,  $P_{0i}$ , pode ser calculado da expressão:

$$\frac{P_{0i}}{P_{01}} = \exp\left(\frac{-PLC.M_1^2 \gamma_{\text{ar}}}{2}\right) \quad (4.30)$$

Sendo:

$P_{01}$  = pressão de estagnação na região 1,

PLC = fator empírico que descreve o efeito das perdas associadas à geometria utilizada,

$M_1$  = número de Mach na região 1,

$\gamma_{\text{ar}}$  = razão dos calores específicos.

Sabe-se que:

$$PLC = \left(1 - \frac{A_1}{A_i}\right)^2 + \left(1 - \frac{A_1}{A_i}\right)^6 \quad (4.31)$$

$$A_1 = 4,155 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$A_i = \pi d_i^2 / 4 \quad \rightarrow \quad \mathbf{A_i = 962,115 \text{ mm}^2 = 0,000962 \text{ m}^2}$$

Portanto: **PLC = 0,357**

Substituindo em 4.30:

$$P_{01} = 6,691 \text{ atm}$$

$$PLC = 0,357$$

$$M_1 = 0,07$$

$$\gamma_{ar} = 1,4$$

$$\text{Tem-se: } P_{0i} = \mathbf{6,707 \text{ atm}}$$

Uma vez que  $M_i$  é muito pequeno, o cálculo da queda de pressão devido ao degrau de circulação,  $h_b$ , pode ser desprezado, portanto:

$$P_{0i} = \mathbf{6,707 \text{ atm}} = P_{0e}$$

Cálculo da velocidade característica na região 2,  $c_2^*$ , e da garganta da tubeira da câmara,  $c_G^*$ :

$$c_2^* = \sqrt{\frac{\gamma_{ar}}{R_{ar}} \left( \frac{2}{\gamma_{ar} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{ar} + 1}{\gamma_{ar} - 1}}} \quad (4.32)$$

Sendo:

$$\gamma_{ar} = 1,4$$

$$R_{ar} = 287 \text{ Nm/kg/K}$$

$$\text{Portanto: } c_2^* = \mathbf{0,0404 \text{ m/s}}$$

$$c_G^* = \sqrt{\frac{\gamma_c}{R_c} \left( \frac{2}{\gamma_c + 1} \right)^{\frac{\gamma_c + 1}{\gamma_c - 1}}} \quad (4.33)$$

Sendo os dados abaixo obtidos pelo CEA,  $\Phi = 1,1$ :

$$\gamma_c = \text{razão dos calores específicos na câmara} = 1,252$$

$$P_c = \rho_c R_c T_c$$

$P_c$  = pressão do gás na câmara = 6,793 atm

$\rho_c$  = massa específica do gás na câmara = 0,934 kg/cu M

$T_c$  = temperatura do gás na câmara = 2508,20 K

$$R_c = 290,382 \text{ Nm/kg/K}$$

Portanto:  $c_G = 0,0375$

Com esses dados foi possível calcular a área da garganta do estado-retor utilizando-se a equação 4.30:

Sendo:

$$P_{0i} = 6,707 \text{ atm}$$

$$P_{02} = 10,69 \text{ atm}$$

$$A_2^* = 3,15 \times 10^{-5} \text{ m}^2$$

$$c_2 = 0,0404$$

$$c_i = 0,0375$$

$$T_{0i} = 2508,20 \text{ K (dado obtido por CEA)}$$

$$T_{02} = 586,759 \text{ K}$$

$$f_{\text{real}} = 0,085$$

Portanto:  $A_G^* = 1,211 \times 10^4 \text{ m}^2$

Assim, pode-se também calcular o diâmetro da garganta da tubeira do estado-reator:



$$A_G^* = \pi d_G^*/4 \quad \rightarrow \quad \mathbf{d_G^* = 0,0124 \text{ m} = 12,4 \text{ mm}}$$

Para o cálculo do diâmetro de saída da tubeira,  $d_s$ , temos:

$$A_s/A^* = 1,6923 \text{ (dado obtido do CEA)} \quad \mathbf{A_s = 0,000205 \text{ m}^2 = 205 \text{ mm}^2}$$

$$A_s = \pi d_s^2/4 \quad \text{Portanto: } \mathbf{d_s = 16,155 \text{ mm}}$$

Calcula-se agora,  $M_e$  substituindo-se os dados obtidos em 4.28:

Sendo:

$$A_e = 0,00342 \text{ m}^2$$

$$A_g^* = 1,211 \times 10^4 \text{ m}^2$$

$$\gamma_c = 1,252$$

$$\text{Portanto: } \mathbf{M_e = 0,0209}$$

Finalmente, substituindo os dados em 4.27:

$$\mathbf{L_{CM} = 0,0783 \text{ m} = 7,83 \text{ cm}}$$

### 4.3.3 Localização do Ponto de Reatamento

De acordo com Figura 4.7, tem-se:

$$h_b = (d_e - d_i)/2$$

$$d_e = 66 \text{ mm}$$

$$d_i = 35 \text{ mm}$$

$$\text{Portanto: } \mathbf{h_b = 15,5 \text{ mm}}$$

De acordo com Jensen e Netzer (1986), o ponto de reatamento está entre 6 e 9 vezes a altura de  $h_b$ . Admitindo fator 7, tem-se:

$$L_{PR} \approx 7 \cdot 15,5 = 108,5 \text{ mm}$$

#### 4.4 Parâmetros do Desempenho Teóricos

A impulsão específica por unidade de massa de combustível do estado-reator foi obtida pela equação a seguir:

$$I_{sp,c} = \frac{I_{sp,f}(1 + f_{real}) - v_{\infty}}{f_{real}}$$

Dados:

$I_{sp,f}$  = impulsão específica para motores foguete = 1530,5 m/s (dado obtido do CEA)

$$f_{real} = 0,085$$

$$v_{00} = v_2 = 761,456 \text{ m/s}$$

$$\text{Portanto: } I_{sp,c} = 10578,076 \text{ m/s}$$

O empuxo desenvolvido pelo estado-reator foi determinado aplicando-se a equação abaixo:

$$F_{ER} = I_{sp,c} \cdot \dot{m}_{ar} \cdot f_{real}$$

$$I_{sp,c} = 10678,076 \text{ m/s}$$

$$\dot{m}_{ar} = 0,0572 \text{ kg/s}$$

$$f_{real} = 0,085$$

$$F_{ER} = 51,431 \text{ N}$$

## CAPÍTULO 5

### TRABALHO EXPERIMENTAL

#### 5.1 Arranjo do sistema

O sistema já existente foi recuperado e adaptado para o atual combustível utilizando os resultados do capítulo anterior, conforme figuras a seguir. Para eliminar as variações de massa fornecidas a cada ensaio pelas mangueiras, transdutores, termopares e grãos de polibutadieno hidroxilado, o sistema foi colocado na posição horizontal, possibilitando a zeragem da célula de carga em novos ensaios.

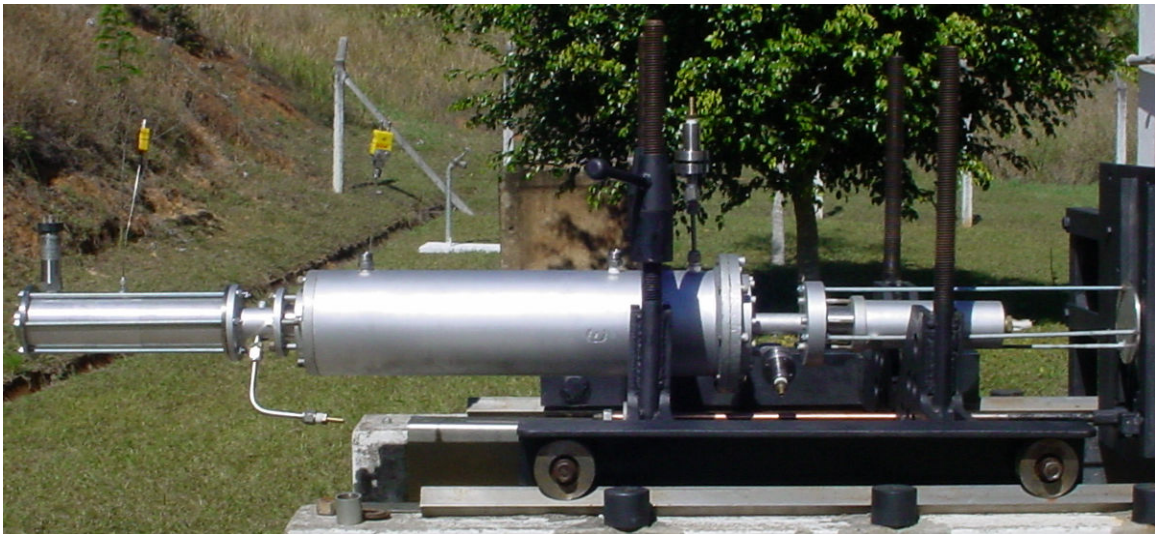


FIGURA 5.1 – Estato-reator recuperado, posicionamento horizontal



FIGURA 5.2 – Estato-reator recuperado, posicionamento vertical

Uma mangueira foi conectada à entrada do módulo combustor para conduzir nitrogênio à temperatura ambiente diretamente de um cilindro pressurizado. O gás é liberado por uma válvula solenóide exatamente ao final do tempo estabelecido para o teste, a fim de congelar instantaneamente a combustão do polímero, permitindo assim uma medida precisa de sua taxa de regressão.

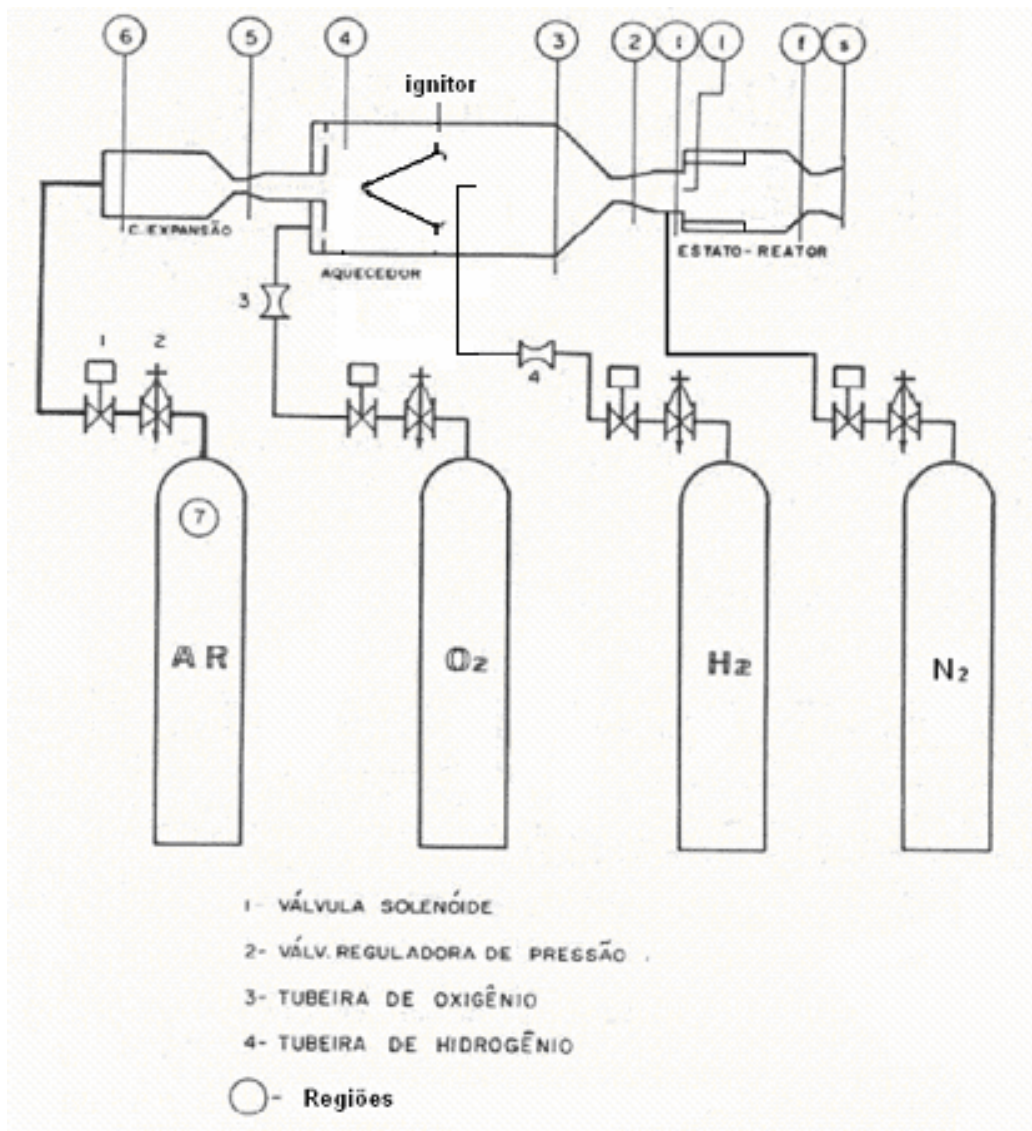


FIGURA 5.3 - Desenho esquemático do sistema de fornecimento de ar.

Os parâmetros medidos foram temperaturas, pressões e empuxo conforme Figura 5.4. Os valores de pressão estática medidos são muito próximos à pressão de estagnação já que a velocidade do escoamento é muito baixa.

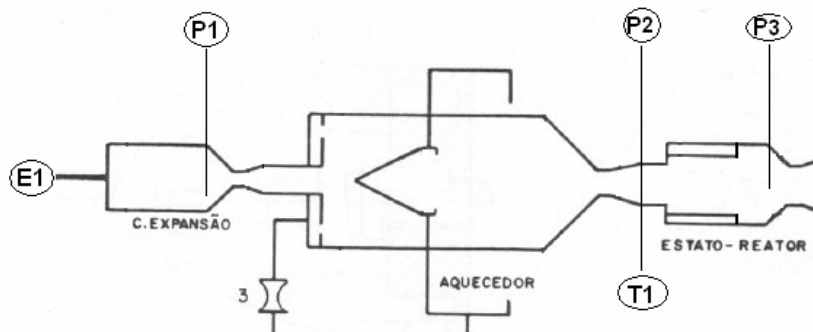


FIGURA 5.4 – Pontos de medição ao longo do equipamento. (P = pressão, T = temperatura, E = empuxo)

A região de maior consumo de combustível na câmara de combustão é a região de recirculação, pois apresenta um escoamento bastante turbulento, rico em gases combustíveis e com variações violentas de temperatura. Portanto, com o objetivo de se obter um escoamento com maior temperatura e de se investigar o efeito sobre o desempenho, também foram feitos ensaios com uma câmara de mistura intermediária após o ponto de reatamento, anexo C, e na metade do comprimento do grão.

Uma vez que é necessário que exista um degrau de recirculação para provocar turbulência suficiente para promover a mistura eficaz dos reagentes dentro do grão, parece interessante estudar a influência do aumento desse degrau. Ele é máximo quando ocupa todo o diâmetro interno da câmara de combustão, criando na realidade não um degrau, mas uma zona de recirculação, conforme figura a seguir. Foram realizados então ensaios criando-se essa zona após a entrada do ar, com o objetivo de comparar a queima do grão na entrada do polímero com o degrau original e com a zona.

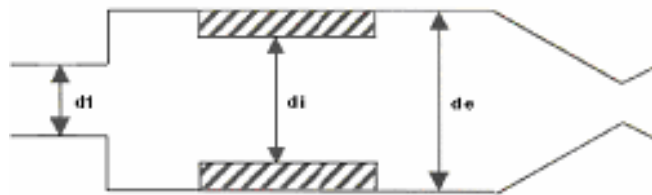


FIGURA 5.5 - Desenho esquemático da câmara de combustão com zona de recirculação anterior.

Os testes requerem uma grande vazão, portanto a válvula reguladora de pressão utilizada deve ser a adequada para fornecer as condições desejadas no módulo expensor, anexo B, assegurando o correto andamento do processo nos outros módulos do sistema. Outro ponto importante foi a utilização de mangueira apropriada para o ar, de superfície interna lisa e diâmetro interno maior que 6 mm, impedindo assim grandes perdas de carga. A entrada do ar no sistema foi feita manualmente devido à falta de válvula solenóide que apresentasse baixa perda de carga, como apresentado na Figura 5.7, sendo necessário regular o manômetro do ar em 15 atm para a obtenção da pressão correta de 12 atm no expensor. A pressão interna mínima no cilindro de ar para o alcance das vazões e pressões desejadas no sistema deve ser de 75 kgf/cm<sup>2</sup>.





FIGURA 5.6 – Posicionamento dos cilindros  $H_2$  e  $N_2$



FIGURA 5.7 – Posicionamento dos cilindros ar e  $O_2$  (a seta indica a válvula manual)

### Execução dos Testes

Os grãos combustíveis são inicialmente trazidos às dimensões determinadas pelos cálculos anteriores, pesados com precisão e em seguida alojados no módulo combustor. A vela de ignição é colocada em funcionamento



e o O<sub>2</sub> e o H<sub>2</sub> são introduzidos no módulo aquecedor obtendo-se uma ignição instantânea. O gás oriundo da reação escoa pelo interior do orifício central do grão durante 20 s a fim de elevar suficientemente a temperatura em sua superfície. Em seguida, o ar é admitido. A ignição do grão dá-se imediatamente, conforme figura a seguir, e a combustão é mantida durante tempo pré-estabelecido, após o qual o módulo combustor é desmontado e o remanescente do grão é pesado e medido novamente.



FIGURA 5.8 - Desenho esquemático do sistema de fornecimento de ar.

Para a determinação da taxa de regressão, foi utilizada a seguinte equação citada por Veras (1991):

$$\dot{r}_m = \frac{d_{fm} - d_{im}}{2t_q}$$

Sendo:

$$d_{fm} = \sqrt{\frac{4\Delta w}{\pi L \rho} + d_{im}^2}$$

$\Delta w$  = variação de massa [g]

$L$  = comprimento do grão [cm]

$\rho$  = massa específica do grão [ $\text{g/cm}^3$ ]

$d_{im}$  = diâmetro inicial médio [cm]

$d_{fm}$  = diâmetro final médio [cm]

$t_q$  = tempo de queima [s]

Foram obtidos os seguintes resultados experimentais para 10 ensaios sem a câmara de mistura intermediária. Valores esperados (teóricos):  $\dot{d}_m = 0,294$  mm/s,  $F = 51,431$  N,  $I_{sp,c} = 10578,076$  m/s.

TABELA 5.1 – Resultados dos ensaios sem câmara de mistura intermediária

| Ensaio | $\dot{d}_m$ (mm/s) | $\Delta \dot{d}_m$ % | F (N)      | $\Delta F$ % |
|--------|--------------------|----------------------|------------|--------------|
| 1      | 0,614              | + 108,8              | não medido | -            |
| 2      | 0,434              | + 47,6               | não medido | -            |
| 3      | 0,325              | + 10,5               | 53,955     | + 4,9        |
| 4      | 0,324              | + 10,2               | 49,05      | - 4,6        |
| 5      | 0,321              | + 9,1                | 89,271     | + 73,6       |
| 6      | 0,322              | + 9,5                | 56,86      | + 10,5       |
| 7      | 0,0374             | -87,2                | 16,677     | - 67,5       |
| 8      | 0,311              | 5,8                  | 49,05      | - 4,6        |
| 9      | 0,321              | + 9,2                | 53,955     | + 4,9        |
| 10     | 0,452              | + 53,7               | -          | -            |

Consideraram-se os ensaios 3, 4, 6, 8 e 9 como válidos, encontrando-se como valor médio  $I_{sp} = 10813,245$  m/s ,  $\Delta I_{sp} = 2,22\%$ . O comportamento da pressão e temperatura típico desses ensaios é apresentado na Figura 5.9.

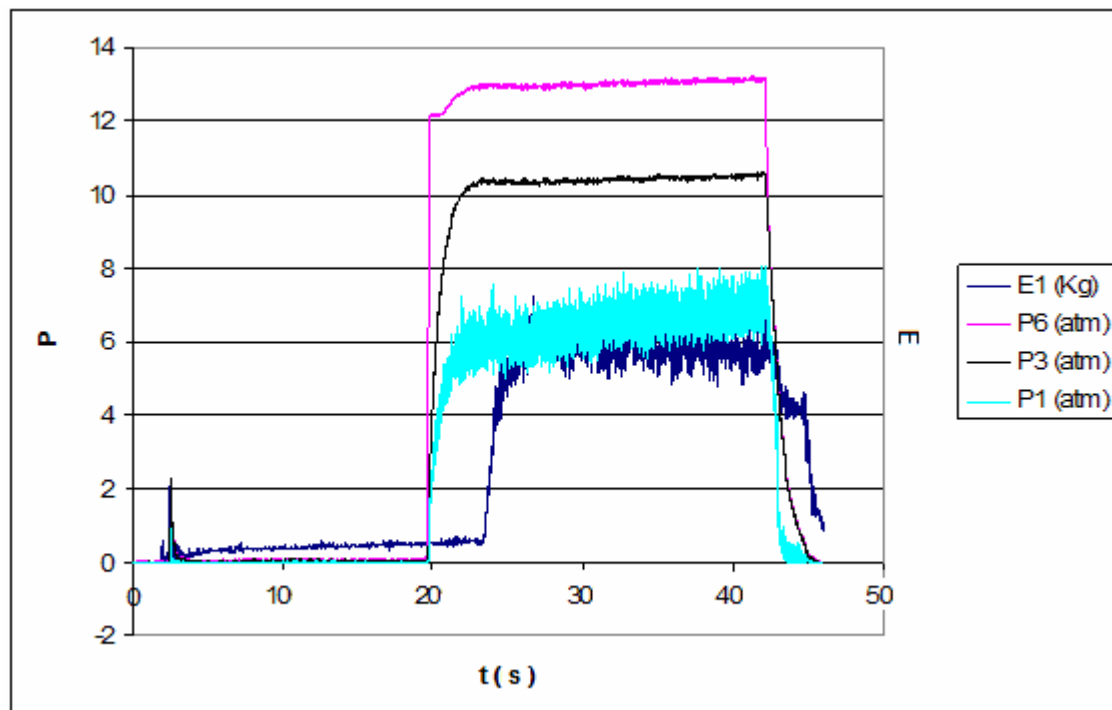
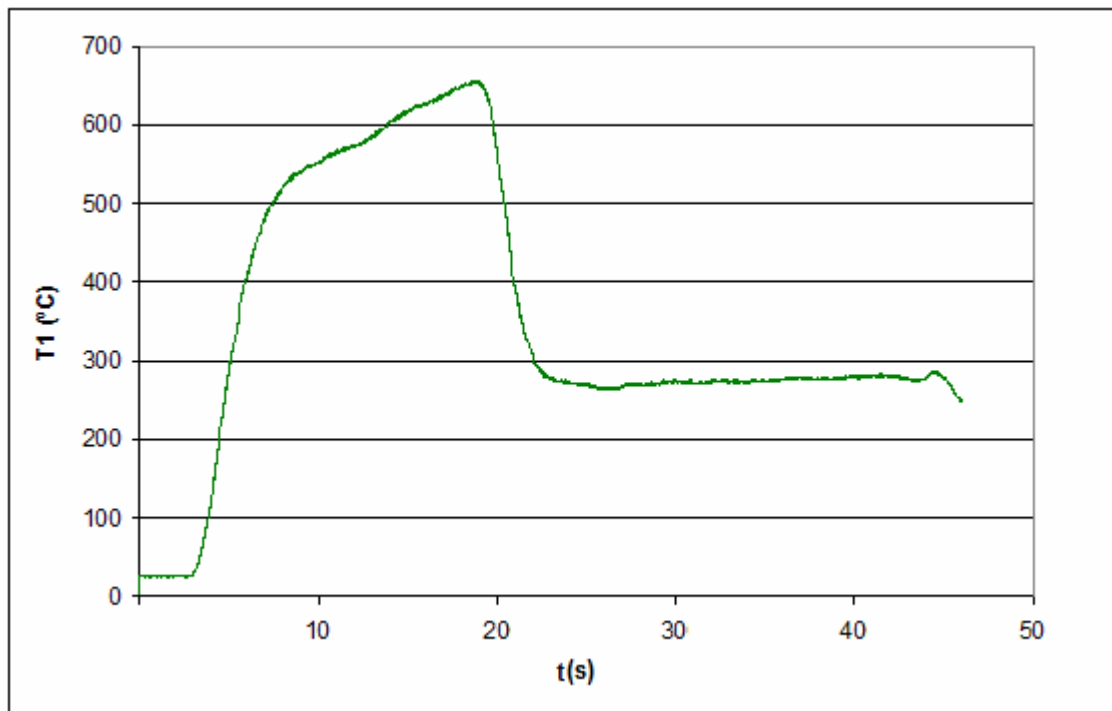


FIGURA 5.9 – Comportamento da pressão, temperatura e empuxo durante ensaios sem câmara de mistura intermediária

As diferenças entre os resultados teóricos e experimentais podem ser explicadas pela combustão incompleta, comprovada pela característica radiante da chama e depósito de carbono negro na câmara de mistura, e pela expansão imperfeita dos gases na tubeira. A Figura 5.10 representa o perfil da superfície interna do grão após a queima.

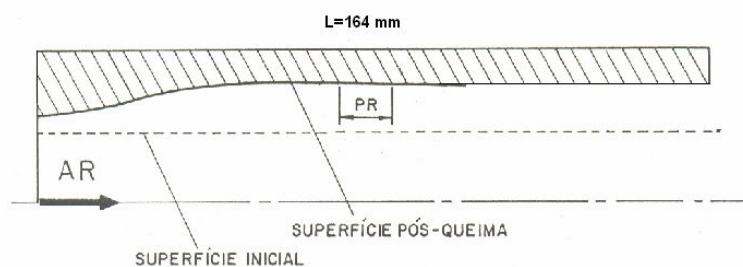


FIGURA 5.10 – Superfície interna do grão após queima

Observaram-se os seguintes problemas na realização dos ensaios 1, 2, 5, 7 e 10:

- Ensaio 1: entrada tardia do ar, permitindo parte da evaporação do polímero sem ocorrência da combustão.
- Ensaio 2: foram encontrados valores baixos de temperatura e pressão na entrada do estado-reator, não permitindo que as condições de voo sejam de Mach 2,2.
- Ensaio 5: a pressão no cilindro em uso caiu abaixo do necessário. Constatou-se que sua substituição por um novo cilindro com pressão de estagnação bem maior, associada à baixa confiabilidade da válvula reguladora, provoca o aumento da vazão de ar no sistema, ocorrendo , portanto, o aumento do empuxo obtido.
- Ensaio 7: apesar de todas as demais condições favoráveis, a quantidade de água formada durante os ensaios anteriores impediu a ignição do grão. Foram necessárias uma manutenção do sistema para retirada da água formada e uma inspeção nas tubeiras, para assegurar a ausência de entupimentos.

- Ensaio 10: Nesse ensaio o grão foi queimado quase completamente. Verificou-se que essa queima torna-se cada vez mais irregular, implicando em uma diminuição progressiva do comprimento. Uma das conseqüências é a diminuição da pressão de câmara. Esses desvios da idealidade fazem com que os resultados do teste não devam ser levados em consideração.

Foram obtidos os seguintes resultados experimentais para 6 ensaios com câmara de mistura intermediária. Valores esperados:  $\dot{m}_m = 0,294$  mm/s,  $F = 51,431$  N,  $I_{sp,c} = 10578,076$  m/s.

TABELA 5.2 – Resultados dos ensaios com câmara de mistura intermediária após ponto de reatamento

| Ensaio | $\dot{m}_m$ (mm/s) | F (N) |
|--------|--------------------|-------|
| 1      | 0,503              | 81    |
| 2      | 0,488              | 79    |
| 3      | 0,510              | 81    |

TABELA 5.3– Resultados dos ensaios com câmara de mistura intermediária na metade do comprimento do polímero

| Ensaio | $\dot{m}_m$ (mm/s) | F (N) |
|--------|--------------------|-------|
| 1      | 0,516              | 81    |
| 2      | 0,560              | 83    |
| 3      | 0,538              | 81    |

Os ensaios realizados comprovaram a melhora de desempenho utilizando-se a câmara de mistura intermediária, sendo que sua localização teve pouca influência nos valores de taxa de regressão e empuxo obtidos.

Observou-se nos grãos maior consumo de combustível após a câmara de mistura intermediária, confirmando que a segunda região de recirculação apresenta temperaturas mais elevadas e escoamento mais turbulento que a primeira. Obteve-se, a partir dos ensaios,  $I_{sp} = 16141,505$  m/s.

Para tornar coerente a comparação dos resultados dos ensaios com uma zona de recirculação anterior à entrada do grão(sistema com a mesma massa) foi utilizada a mesma configuração câmara de combustão + câmara de mistura posterior dos primeiros ensaios, sendo que o polímero ficou a uma distância de

33 mm da entrada do ar (20 % do seu comprimento), diminuindo-se assim 33 mm do comprimento da câmara de mistura posterior. Além da superfície do grão apresentar uma queima mais uniforme, houve também aumento da taxa de regressão,  $\dot{x} = 0,466$  mm/s, e do empuxo,  $F = 61$  N.

A inclusão da câmara intermediária aumenta a massa do sistema. Esse aumento porém é bem menor que o aumento no empuxo. Portanto conclui-se que o sistema com câmara de mistura intermediária é mais vantajoso.

Foi possível a comparação do desempenho do polibutadieno com outros polímeros a partir de trabalhos anteriores realizados por Migueis (1986) e Silva (1995):

TABELA 5.4 – Comparação dos resultados dos ensaios com diferentes tipos de polímero

| Valores Médios   | Polibutadieno hidroxilado | Polietileno | Poliéster + 25% de perclorato de amônio |
|------------------|---------------------------|-------------|---|
| $H_{v,ef}$ [J/g] | 1563                      | 2322        | 1580                                    |
| F (N)            | 53,95                     | 80          | 45                                      |
| $\dot{x}$ (mm/s) | 0,35                      | 0,25        | 0,3                                     |

Os valores de empuxo obtidos estão de acordo com os valores teóricos para os diferentes polímeros conforme figura 2.1, sendo importante lembrar que o trabalho de Silva (1995) é mostrado apenas como ilustração, já que as condições dos ensaios utilizadas neste são diferentes.

## CAPÍTULO 6

### CONCLUSÕES

O modelo escolhido para o cálculo dos valores teóricos apresentou valores bastante satisfatórios tanto do dimensionamento do projeto quanto do desempenho do sistema. Pode-se relacionar o aumento da energia radiante, devido à formação de fuligem observada, ao aumento da taxa de regressão experimental em relação à teórica.

Observou-se acerto na estimativa da relação  $h_a/d_i$ , devido à boa estabilização da chama após a ignição. Houve a formação da região de recirculação, permitindo que as reações ocorressem e fornecessem calor para a propagação da queima ao longo da câmara.

Para o caso do polibutadieno hidroxilado, há a possibilidade do uso de uma zona de recirculação antes da entrada do grão em sistemas câmara de combustão + câmara de mistura posterior, uniformizando a combustão do grão e aumentando o desempenho.

Foi comprovada a vantagem da utilização de uma câmara de mistura intermediária pelo aumento do desempenho do sistema, devido ao aumento da turbulência do escoamento promovida pela segunda região de recirculação e, como conseqüência, uma mistura mais eficiente dos vapores provenientes da pirólise e aumento da temperatura da câmara, promovendo maior transferência de calor na superfície do grão.

Dos resultados de desempenhos obtidos em trabalhos anteriores para os diferentes polímeros, pode-se concluir que quanto menor a temperatura de decomposição do polímero, maior a sua taxa de regressão.

Verificou-se nos ensaios que não há diferença entre os desempenhos do HTPB utilizando IPDI ou TDI como agentes de cura, comprovando-se que a escolha de um ou outro desses isocianatos não tem influência perceptível na combustão.



## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Bird, R. B.; Stewart, W. E.; Lighfoot, E. N. **Transport phenomena**. Singapura: John Wiley & Sons, 1960.
- Cordeiro, H. M. **Análise teórica de um estado-reator usando HTPB como combustível sólido**. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Cachoeira Paulista, 2000. **Comunicação Pessoal**.
- Hadar, I.; Gany, A. Fuel regression mechanism in a solid fuel ramjet. **Prop., Expl., Pyrotech.**, v. 17, n. 2, p.98-101, 1992.
- Hill, Philip G.; Peterson, C. R. **Mechanics and thermodynamics of propulsion**, 2. ed. Reading, MA: Addison-Wesley Publishing Company, 1992.
- Jensen, G. E.; Netzer, D. W. Tactical missile propulsion. **Progress in Astronautics and Aeronautics**, v. 170, p. 68-75, 1986.
- Kuo, K. K. **Principles of combustion**. New York: John Wiley & Sons Inc., 1986.
- Lips, H. R. et al. Experimental investigation of a solid fuel ramjet. **DFVLR-FB78-27**, 1978
- Manjari, R.; Joseph, V. C.; Pandureng, L. P.; Sriram, T. Structure property relationship of HTPB-based propellants. **J. Appl. Polym. Sci**, v. 48, p. 271, 1993.
- Migueis, C. E. **Bancada de testes para estados-reatores empregados na propulsão secundária de granadas de artilharia**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) - Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro, 1986.
- Paterlini, W. C. et al. Efeito da concentração do catalisador acetilacetato férrico na cura de poliuretano à base de polibutadieno líquido hidroxilado (PBLH) e diisocianato de isoforona (IPDI). **Química Nova**, v. 25, n. 2, p. 221-225, 2002.
- Ronzani, E. R. **Análise teórica de um sistema de propulsão estado-reator a combustível sólido – Aplicação em mísseis e granadas**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) - Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro, 1989.
- Saad, M. A. **Compressible Fluid Flow**, 2. ed, Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 1993.
- Silva, M. G. **Análise experimental da ignição de um estado-reator a propelente sólido**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 1995.
- Sutton, G. P. **Rocket propulsion elements-** An introduction to the engineering of rockets, 6. ed. New York: John Wiley & Sons, 1992.
- Van Wylen, G.; Sonntag, R; Borgnakke, C. **Fundamentals of classical thermodynamics**, 4th edition. New York: John Wiley & Sons. 1994.

Veras, C. A. G. **Análise experimental da câmara de combustão de um estado-reator a propelente sólido**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) - Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro, 1991.

Wakim, R. B. Estudo da utilização de poliuretanos obtidos a partir de polibutadieno hidroxilado em propelentes sólidos tipo "composite". Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Cachoeira Paulista, 1985. **Comunicação pessoal**.

Zvuloni, R.; Gany, A.; Levy, Y. Geometric effects on the combustion in solid fuel ramjets. **Jornal on Propulsion and Power**, v. 5, n.1, p.58-62 1989.

## APÊNDICE A

### Resultados obtidos pelo CEA

\*\*\*\*\*

NASA-GLENN CHEMICAL EQUILIBRIUM PROGRAM CEA2, MAY 21, 2004  
BY BONNIE MCBRIDE AND SANFORD GORDON  
REFS: NASA RP-1311, PART I, 1994 AND NASA RP-1311, PART II, 1996

\*\*\*\*\*

problem case=HTPBcea phi,eq.ratio=0.1,0.2,0.3,0.4,0.5,0.6,0.7,0.8,0.9,1,1.1,1.  
2,1.3,1.4,1.5,1.6,

rocket equilibrium frozen nfz=1 t,k=

p,atm=6.705,

pi/p=6.705,

WARNING!! DID NOT RECOGNIZE t,k (INPUT)

react

oxid=Air wt=1 t,k=586.759

fuel=HTPB wt=0.906

h,kj/mol=17.18 C 164 H 248 O 2

fuel=IPDI wt=0.082

h,kj/mol=-438.44 C 12 H 18 O 2 N 2

fuel=DBP wt=0.012

h,kj/mol=-840.138 C 16 H 22 O 1

output massf

plot p t rho h s cp gam son pip mach aeat cf ivac isp cond condzf %f o/f phi

,eq.ratio

end

OPTIONS: TP=F HP=F SP=F TV=F UV=F SV=F DETN=F SHOCK=F REFL=F INCD=F

RKT=T FROZ=T EQL=T IONS=F SIUNIT=T DEBUGF=F SHKDBG=F DETDBG=F TRNSPT=F

TRACE= 0.00E+00 S/R= 0.000000E+00 H/R= 0.000000E+00 U/R= 0.000000E+00

Pc,BAR = 6.793841

Pc/P = 6.7050

SUBSONIC AREA RATIOS =

SUPERSONIC AREA RATIOS =

NFZ= 1 Mdot/Ac= 0.000000E+00 Ac/At= 0.000000E+00

REACTANT WT.FRAC (ENERGY/R),K TEMP,K DENSITY

EXPLODED FORMULA

O: Air 1.000000 0.101224E+04 586.76 0.0000

N 1.56168 O 0.41959 AR 0.00937 C 0.00032  
 F: HTPB 0.906000 0.206627E+04 0.00 0.0000  
 C \*\*\*\*\* H \*\*\*\*\* O 2.00000  
 F: IPDI 0.082000 -0.527319E+05 0.00 0.0000  
 C 12.00000 H 18.00000 O 2.00000 N 2.00000  
 F: DBP 0.012000 -0.101045E+06 0.00 0.0000  
 C 16.00000 H 22.00000 O 1.00000  
 THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 98.5 PSIA  
 CASE = HTPBcea

| REACTANT    | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|-------------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT Air | 1.0000000                 | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL HTPB   | 0.9060000                 | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL IPDI   | 0.0820000                 | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL DBP    | 0.0120000                 | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 26.91994 %FUEL= 3.581670 R,EQ.RATIO= 0.502793 PHI,EQ.RATIO= 0.500000

|                    | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|--------------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P             | 1.0000   | 1.8208   | 6.7050   |
| P, BAR             | 6.7938   | 3.7312   | 1.0132   |
| T, K               | 1761.59  | 1548.29  | 1154.53  |
| RHO, KG/CU M       | 1.3525 0 | 8.4518-1 | 3.0780-1 |
| H, KJ/KG           | 273.05   | -9.4524  | -508.87  |
| U, KJ/KG           | -229.26  | -450.92  | -838.06  |
| G, KJ/KG           | -14503.1 | -12996.5 | -10193.1 |
| S, KJ/(KG)(K)      | 8.3880   | 8.3880   | 8.3880   |
| M, (1/n)           | 29.159   | 29.160   | 29.161   |
| (dLV/dLP)t         | -1.00002 | -1.00001 | -1.00000 |
| (dLV/dLT)p         | 1.0009   | 1.0002   | 1.0000   |
| Cp, KJ/(KG)(K)     | 1.3464   | 1.3046   | 1.2311   |
| GAMMA <sub>s</sub> | 1.2692   | 1.2798   | 1.3014   |
| SON VEL, M/SEC     | 798.5    | 751.7    | 654.5    |
| MACH NUMBER        | 0.000    | 1.000    | 1.911    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6505 |
| CSTAR, M/SEC | 1069.4 | 1069.4 |
| CF           | 0.7029 | 1.1694 |
| Ivac, M/SEC  | 1339.0 | 1513.8 |

Isp, M/SEC 751.7 1250.5

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT    | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|-------------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT Air | 1.000000                  | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL HTPB   | 0.906000                  | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL IPDI   | 0.082000                  | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL DBP    | 0.012000                  | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 26.91994 %FUEL= 3.581670 R,EQ.RATIO= 0.502793 PHI,EQ.RATIO= 0.500000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8237   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7254   | 1.0132   |
| T, K           | 1761.59  | 1543.67  | 1149.08  |
| RHO, KG/CU M   | 1.3525 0 | 8.4635-1 | 3.0924-1 |
| H, KJ/KG       | 273.05   | -9.7385  | -506.56  |
| U, KJ/KG       | -229.26  | -449.91  | -834.22  |
| G, KJ/KG       | -14503.1 | -12958.0 | -10145.0 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 8.3880   | 8.3880   | 8.3880   |
| M, (1/n)       | 29.159   | 29.159   | 29.159   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.3085   | 1.2859   | 1.2276   |
| GAMMAS         | 1.2787   | 1.2849   | 1.3025   |
| SON VEL, M/SEC | 801.4    | 752.1    | 653.3    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.911    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6483 |
| CSTAR, M/SEC | 1067.4 | 1067.4 |
| CF           | 0.7046 | 1.1699 |
| Ivac, M/SEC  | 1337.3 | 1511.1 |
| Isp, M/SEC   | 752.0  | 1248.7 |

MASS FRACTIONS

|     |         |     |         |      |         |
|-----|---------|-----|---------|------|---------|
| *Ar | 0.01245 | *CO | 0.00001 | *CO2 | 0.11275 |
| H2O | 0.03463 | *NO | 0.00254 | NO2  | 0.00002 |
| *N2 | 0.72732 | *O  | 0.00001 | *OH  | 0.00014 |
| *O2 | 0.11013 |     |         |      |         |

\* THERMODYNAMIC PROPERTIES FITTED TO 20000.K

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 98.5 PSIA

CASE = HTPBcea

| REACTANT |      | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|----------|------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT  | Air  | 1.0000000                 | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL     | HTPB | 0.9060000                 | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL     | IPDI | 0.0820000                 | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL     | DBP  | 0.0120000                 | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 22.43328 %FUEL= 4.267435 R,EQ.RATIO= 0.602558 PHI,EQ.RATIO= 0.600000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8133   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7467   | 1.0132   |
| T, K           | 1952.28  | 1726.01  | 1298.52  |
| RHO, KG/CU M   | 1.2218 0 | 7.6225-1 | 2.7403-1 |
| H, KJ/KG       | 269.69   | -41.768  | -601.95  |
| U, KJ/KG       | -286.38  | -533.30  | -971.72  |
| G, KJ/KG       | -16406.5 | -14785.2 | -11693.8 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 8.5419   | 8.5419   | 8.5419   |
| M, (1/n)       | 29.191   | 29.196   | 29.198   |
| (dLV/dLP)t     | -1.00009 | -1.00002 | -1.00000 |
| (dLV/dLT)p     | 1.0032   | 1.0009   | 1.0000   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.4088   | 1.3524   | 1.2708   |
| GAMMAS         | 1.2553   | 1.2673   | 1.2888   |
| SON VEL, M/SEC | 835.5    | 789.3    | 690.3    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.913    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6628 |
| CSTAR, M/SEC | 1129.3 | 1129.3 |
| CF           | 0.6989 | 1.1692 |
| Ivac, M/SEC  | 1412.0 | 1600.4 |
| Isp, M/SEC   | 789.3  | 1320.3 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT    | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|-------------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT Air | 1.0000000                 | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL HTPB   | 0.9060000                 | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL IPDI   | 0.0820000                 | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL DBP    | 0.0120000                 | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 22.43328 %FUEL= 4.267435 R,EQ.RATIO= 0.602558 PHI,EQ.RATIO= 0.600000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8179   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7371   | 1.0132   |
| T, K           | 1952.28  | 1717.54  | 1288.10  |
| RHO, KG/CU M   | 1.2218 0 | 7.6391-1 | 2.7617-1 |
| H, KJ/KG       | 269.69   | -42.316  | -597.73  |
| U, KJ/KG       | -286.38  | -531.53  | -964.63  |
| G, KJ/KG       | -16406.5 | -14713.4 | -11600.6 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 8.5419   | 8.5419   | 8.5419   |
| M, (1/n)       | 29.191   | 29.191   | 29.191   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.3391   | 1.3184   | 1.2638   |
| GAMMAS         | 1.2702   | 1.2756   | 1.2910   |
| SON VEL, M/SEC | 840.4    | 790.0    | 688.2    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.914    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6589 |
| CSTAR, M/SEC | 1125.8 | 1125.8 |
| CF           | 0.7016 | 1.1699 |
| Ivac, M/SEC  | 1409.2 | 1595.7 |
| Isp, M/SEC   | 789.9  | 1317.1 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT    | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|-------------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT Air | 1.0000000                 | 8416.263            | 586.759   |

|      |      |           |             |       |
|------|------|-----------|-------------|-------|
| FUEL | HTPB | 0.9060000 | 17180.000   | 0.000 |
| FUEL | IPDI | 0.0820000 | -438440.000 | 0.000 |
| FUEL | DBP  | 0.0120000 | -840138.000 | 0.000 |

O/F= 19.22853 %FUEL= 4.943514 R,EQ.RATIO= 0.702161 PHI,EQ.RATIO= 0.700000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8058   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7622   | 1.0132   |
| T, K           | 2129.04  | 1894.70  | 1437.50  |
| RHO, KG/CU M   | 1.1211 0 | 6.9803-1 | 2.4785-1 |
| H, KJ/KG       | 266.38   | -71.742  | -690.45  |
| U, KJ/KG       | -339.61  | -610.72  | -1099.27 |
| G, KJ/KG       | -18210.3 | -16514.7 | -13165.7 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 8.6784   | 8.6784   | 8.6784   |
| M, (1/n)       | 29.211   | 29.229   | 29.236   |
| (dLV/dLP)t     | -1.00032 | -1.00008 | -1.00000 |
| (dLV/dLT)p     | 1.0103   | 1.0031   | 1.0001   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.5022   | 1.4093   | 1.3085   |
| GAMMAS         | 1.2392   | 1.2547   | 1.2778   |
| SON VEL, M/SEC | 866.6    | 822.3    | 722.8    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.914    |

#### PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6742 |
| CSTAR, M/SEC | 1183.6 | 1183.6 |
| CF           | 0.6948 | 1.1688 |
| Ivac, M/SEC  | 1477.8 | 1678.9 |
| Isp, M/SEC   | 822.3  | 1383.4 |

#### THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT    | WT FRACTION | ENERGY      | TEMP    |
|-------------|-------------|-------------|---------|
|             | (SEE NOTE)  | KJ/KG-MOL   | K       |
| OXIDANT Air | 1.0000000   | 8416.263    | 586.759 |
| FUEL HTPB   | 0.9060000   | 17180.000   | 0.000   |
| FUEL IPDI   | 0.0820000   | -438440.000 | 0.000   |
| FUEL DBP    | 0.0120000   | -840138.000 | 0.000   |

O/F= 19.22853 %FUEL= 4.943514 R,EQ.RATIO= 0.702161 PHI,EQ.RATIO= 0.700000



|                | CHAMBER  | THROAT    | EXIT     |
|----------------|----------|-----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8132    | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7469    | 1.0132   |
| T, K           | 2129.04  | 1879.25   | 1418.31  |
| RHO, KG/CU M   | 1.1211   | 0.70050-1 | 2.5099-1 |
| H, KJ/KG       | 266.38   | -72.687   | -682.96  |
| U, KJ/KG       | -339.61  | -607.58   | -1086.65 |
| G, KJ/KG       | -18210.3 | -16381.6  | -12991.6 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 8.6784   | 8.6784    | 8.6784   |
| M, (1/n)       | 29.211   | 29.211    | 29.211   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.3666   | 1.3475    | 1.2961   |
| GAMMAS         | 1.2631   | 1.2678    | 1.2814   |
| SON VEL, M/SEC | 874.9    | 823.5     | 719.2    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000     | 1.916    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6679 |
| CSTAR, M/SEC | 1177.7 | 1177.7 |
| CF           | 0.6992 | 1.1700 |
| Ivac, M/SEC  | 1473.0 | 1670.9 |
| Isp, M/SEC   | 823.5  | 1377.9 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT    | WT FRACTION | ENERGY      | TEMP    |
|-------------|-------------|-------------|---------|
|             | (SEE NOTE)  | KJ/KG-MOL   | K       |
| OXIDANT Air | 1.0000000   | 8416.263    | 586.759 |
| FUEL HTPB   | 0.9060000   | 17180.000   | 0.000   |
| FUEL IPDI   | 0.0820000   | -438440.000 | 0.000   |
| FUEL DBP    | 0.0120000   | -840138.000 | 0.000   |

O/F= 16.82496 %FUEL= 5.610111 R, EQ. RATIO= 0.801602 PHI, EQ. RATIO= 0.800000

|              | CHAMBER | THROAT    | EXIT     |
|--------------|---------|-----------|----------|
| Pinf/P       | 1.0000  | 1.7968    | 6.7050   |
| P, BAR       | 6.7938  | 3.7810    | 1.0132   |
| T, K         | 2286.94 | 2053.57   | 1572.18  |
| RHO, KG/CU M | 1.0435  | 0.64773-1 | 2.2690-1 |
| H, KJ/KG     | 263.12  | -98.587   | -774.24  |

U, KJ/KG -387.96 -682.31 -1220.81  
 G, KJ/KG -19863.3 -18171.3 -14610.3  
 S, KJ/(KG)(K) 8.8006 8.8006 8.8006

M, (1/n) 29.205 29.251 29.272  
 (dLV/dLP)t -1.00098 -1.00029 -1.00001  
 (dLV/dLT)p 1.0287 1.0098 1.0004  
 Cp, KJ/(KG)(K) 1.6738 1.4987 1.3455  
 GAMMAS 1.2181 1.2393 1.2679  
 SON VEL,M/SEC 890.5 850.5 752.5  
 MACH NUMBER 0.000 1.000 1.914

PERFORMANCE PARAMETERS

Ae/At 1.0000 1.6857  
 CSTAR, M/SEC 1233.2 1233.2  
 CF 0.6897 1.1680  
 Ivac, M/SEC 1536.8 1750.4  
 Isp, M/SEC 850.5 1440.4

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 98.5 PSIA  
 CASE = HTPBcea

| REACTANT    | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|-------------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT Air | 1.0000000                 | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL HTPB   | 0.9060000                 | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL IPDI   | 0.0820000                 | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL DBP    | 0.0120000                 | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 16.82496 %FUEL= 5.610111 R,EQ.RATIO= 0.801602 PHI,EQ.RATIO= 0.800000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8093   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7549   | 1.0132   |
| T, K           | 2286.94  | 2024.05  | 1535.48  |
| RHO, KG/CU M   | 1.0435 0 | 6.5162-1 | 2.3179-1 |
| H, KJ/KG       | 263.12   | -100.35  | -760.42  |
| U, KJ/KG       | -387.96  | -676.59  | -1197.57 |
| G, KJ/KG       | -19863.3 | -17913.2 | -14273.6 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 8.8006   | 8.8006   | 8.8006   |
| M, (1/n)       | 29.205   | 29.205   | 29.205   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.3911   | 1.3733   | 1.3246   |

GAMMAs        1.2573  1.2615  1.2738  
SON VEL,M/SEC    904.8  852.6  746.2  
MACH NUMBER     0.000  1.000  1.917  
PERFORMANCE PARAMETERS

Ae/At            1.0000  1.6753  
CSTAR, M/SEC        1222.8  1222.8  
CF                0.6972  1.1700  
Ivac, M/SEC        1528.5  1736.3  
Isp, M/SEC         852.6  1430.8

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT |      | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|----------|------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT  | Air  | 1.0000000                 | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL     | HTPB | 0.9060000                 | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL     | IPDI | 0.0820000                 | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL     | DBP  | 0.0120000                 | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 14.95552 %FUEL= 6.267424 R,EQ.RATIO= 0.900882 PHI,EQ.RATIO= 0.900000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.7829   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.8105   | 1.0132   |
| T, K           | 2414.79  | 2197.23  | 1703.84  |
| RHO, KG/CU M   | 9.8603-1 | 6.0993-1 | 2.0961-1 |
| H, KJ/KG       | 259.91   | -119.93  | -852.09  |
| U, KJ/KG       | -429.10  | -744.67  | -1335.49 |
| G, KJ/KG       | -21257.4 | -19698.7 | -16034.4 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 8.9107   | 8.9107   | 8.9107   |
| M, (1/n)       | 29.140   | 29.242   | 29.306   |
| (dLV/dLP)t     | -1.00243 | -1.00098 | -1.00004 |
| (dLV/dLT)p     | 1.0675   | 1.0301   | 1.0015   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.9833   | 1.6892   | 1.3863   |
| GAMMAs         | 1.1927   | 1.2160   | 1.2582   |
| SON VEL,M/SEC  | 906.5    | 871.6    | 779.9    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.912    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.7007 |
| CSTAR, M/SEC | 1278.0 | 1278.0 |
| CF           | 0.6820 | 1.1669 |
| Ivac, M/SEC  | 1588.4 | 1815.5 |
| Isp, M/SEC   | 871.6  | 1491.3 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT |      | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|----------|------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT  | Air  | 1.0000000                 | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL     | HTPB | 0.9060000                 | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL     | IPDI | 0.0820000                 | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL     | DBP  | 0.0120000                 | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 14.95552 %FUEL= 6.267424 R,EQ.RATIO= 0.900882 PHI,EQ.RATIO= 0.900000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8066   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7606   | 1.0132   |
| T, K           | 2414.79  | 2141.31  | 1630.50  |
| RHO, KG/CU M   | 9.8603-1 | 6.1551-1 | 2.1780-1 |
| H, KJ/KG       | 259.91   | -124.11  | -825.99  |
| U, KJ/KG       | -429.10  | -735.08  | -1291.22 |
| G, KJ/KG       | -21257.4 | -19204.6 | -15354.8 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 8.9107   | 8.9107   | 8.9107   |
| M, (1/n)       | 29.140   | 29.140   | 29.140   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.4123   | 1.3954   | 1.3487   |
| GAMMAS         | 1.2532   | 1.2570   | 1.2683   |
| SON VEL, M/SEC | 929.2    | 876.4    | 768.2    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.918    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6806 |
| CSTAR, M/SEC | 1259.5 | 1259.5 |
| CF           | 0.6958 | 1.1701 |
| Ivac, M/SEC  | 1573.5 | 1789.4 |
| Isp, M/SEC   | 876.4  | 1473.7 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT |      | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|----------|------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT  | Air  | 1.000000                  | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL     | HTPB | 0.906000                  | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL     | IPDI | 0.082000                  | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL     | DBP  | 0.012000                  | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 12.98797 %FUEL= 6.915645 R,EQ.RATIO= 1.000000 PHI,EQ.RATIO= 1.000000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.7662   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.8465   | 1.0132   |
| T, K           | 2494.80  | 2298.00  | 1830.03  |
| RHO, KG/CU M   | 9.4896-1 | 5.8649-1 | 1.9523-1 |
| H, KJ/KG       | 256.74   | -133.36  | -916.34  |
| U, KJ/KG       | -459.19  | -789.23  | -1435.35 |
| G, KJ/KG       | -22221.4 | -20838.4 | -17405.0 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 9.0100   | 9.0100   | 9.0100   |
| M, (1/n)       | 28.974   | 29.132   | 29.317   |
| (dLV/dLP)t     | -1.00401 | -1.00234 | -1.00031 |
| (dLV/dLT)p     | 1.1088   | 1.0690   | 1.0117   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 2.3003   | 2.0171   | 1.5104   |
| GAMMAS         | 1.1756   | 1.1896   | 1.2374   |
| SON VEL, M/SEC | 917.4    | 883.3    | 801.4    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.911    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.7324 |
| CSTAR, M/SEC | 1311.5 | 1311.5 |
| CF           | 0.6735 | 1.1679 |
| Ivac, M/SEC  | 1625.8 | 1870.6 |
| Isp, M/SEC   | 883.3  | 1531.7 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT |      | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|----------|------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT  | Air  | 1.0000000                 | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL     | HTPB | 0.9060000                 | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL     | IPDI | 0.0820000                 | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL     | DBP  | 0.0120000                 | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 12.98797 %FUEL= 6.915645 R,EQ.RATIO= 1.000000 PHI,EQ.RATIO= 1.000000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8053   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7633   | 1.0132   |
| T, K           | 2494.80  | 2214.28  | 1689.07  |
| RHO, KG/CU M   | 9.4896-1 | 5.9225-1 | 2.0904-1 |
| H, KJ/KG       | 256.74   | -141.97  | -872.94  |
| U, KJ/KG       | -459.19  | -777.39  | -1357.65 |
| G, KJ/KG       | -22221.4 | -20092.7 | -16091.5 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 9.0100   | 9.0100   | 9.0100   |
| M, (1/n)       | 28.974   | 28.974   | 28.974   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.4293   | 1.4127   | 1.3668   |
| GAMMAS         | 1.2512   | 1.2549   | 1.2658   |
| SON VEL, M/SEC | 946.5    | 893.0    | 783.3    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.919    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6831 |
| CSTAR, M/SEC | 1284.6 | 1284.6 |
| CF           | 0.6951 | 1.1701 |
| Ivac, M/SEC  | 1604.6 | 1825.6 |
| Isp, M/SEC   | 893.0  | 1503.1 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT |  | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|----------|--|---------------------------|---------------------|-----------|
|----------|--|---------------------------|---------------------|-----------|

|         |      |           |             |         |
|---------|------|-----------|-------------|---------|
| OXIDANT | Air  | 1.0000000 | 8416.263    | 586.759 |
| FUEL    | HTPB | 0.9060000 | 17180.000   | 0.000   |
| FUEL    | IPDI | 0.0820000 | -438440.000 | 0.000   |
| FUEL    | DBP  | 0.0120000 | -840138.000 | 0.000   |

O/F= 12.23633 %FUEL= 7.554962 R,EQ.RATIO= 1.098958 PHI,EQ.RATIO= 1.100000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.7875   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.8007   | 1.0132   |
| T, K           | 2508.20  | 2280.89  | 1757.21  |
| RHO, KG/CU M   | 9.3390-1 | 5.7666-1 | 1.9983-1 |
| H, KJ/KG       | 253.61   | -149.20  | -917.62  |
| U, KJ/KG       | -473.86  | -808.28  | -1424.68 |
| G, KJ/KG       | -22569.8 | -20904.2 | -16907.4 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 9.0995   | 9.0995   | 9.0995   |
| M, (1/n)       | 28.667   | 28.774   | 28.814   |
| (dLV/dLP)t     | -1.00292 | -1.00086 | -1.00001 |
| (dLV/dLT)p     | 1.0798   | 1.0260   | 1.0004   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 2.0881   | 1.6645   | 1.3963   |
| GAMMAS         | 1.1891   | 1.2223   | 1.2607   |
| SON VEL, M/SEC | 930.1    | 897.6    | 799.5    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.914    |

#### PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6923 |
| CSTAR, M/SEC | 1312.6 | 1312.6 |
| CF           | 0.6838 | 1.1660 |
| Ivac, M/SEC  | 1631.9 | 1861.8 |
| Isp, M/SEC   | 897.6  | 1530.5 |

#### THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT | WT FRACTION | ENERGY    | TEMP              |
|----------|-------------|-----------|-------------------|
|          | (SEE NOTE)  | KJ/KG-MOL | K                 |
| OXIDANT  | Air         | 1.0000000 | 8416.263 586.759  |
| FUEL     | HTPB        | 0.9060000 | 17180.000 0.000   |
| FUEL     | IPDI        | 0.0820000 | -438440.000 0.000 |
| FUEL     | DBP         | 0.0120000 | -840138.000 0.000 |

O/F= 12.23633 %FUEL= 7.554962 R,EQ.RATIO= 1.098958 PHI,EQ.RATIO= 1.100000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8058   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7623   | 1.0132   |
| T, K           | 2508.20  | 2225.39  | 1696.39  |
| RHO, KG/CU M   | 9.3390-1 | 5.8290-1 | 2.0594-1 |
| H, KJ/KG       | 253.61   | -151.64  | -893.75  |
| U, KJ/KG       | -473.86  | -797.09  | -1385.77 |
| G, KJ/KG       | -22569.8 | -20401.6 | -16330.1 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 9.0995   | 9.0995   | 9.0995   |
| M, (1/n)       | 28.667   | 28.667   | 28.667   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.4410   | 1.4242   | 1.3774   |
| GAMMAS         | 1.2520   | 1.2557   | 1.2667   |
| SON VEL, M/SEC | 954.4    | 900.3    | 789.5    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.919    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6822 |
| CSTAR, M/SEC | 1294.6 | 1294.6 |
| CF           | 0.6954 | 1.1701 |
| Ivac, M/SEC  | 1617.2 | 1839.6 |
| Isp, M/SEC   | 900.3  | 1514.8 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT    | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|-------------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT Air | 1.0000000                 | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL HTPB   | 0.9060000                 | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL IPDI   | 0.0820000                 | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL DBP    | 0.0120000                 | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 11.21664 %FUEL= 8.185557 R,EQ.RATIO= 1.197755 PHI,EQ.RATIO= 1.200000

|              | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|--------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P       | 1.0000   | 1.8008   | 6.7050   |
| P, BAR       | 6.7938   | 3.7727   | 1.0132   |
| T, K         | 2463.34  | 2207.21  | 1687.05  |
| RHO, KG/CU M | 9.3704-1 | 5.8169-1 | 2.0450-1 |
| H, KJ/KG     | 250.52   | -153.39  | -901.85  |



|                |          |          |          |
|----------------|----------|----------|----------|
| U, KJ/KG       | -474.51  | -801.97  | -1397.33 |
| G, KJ/KG       | -22362.5 | -20415.2 | -16388.6 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 9.1798   | 9.1798   | 9.1798   |
| M, (1/n)       | 28.249   | 28.296   | 28.310   |
| (dLV/dLP)t     | -1.00124 | -1.00027 | -1.00001 |
| (dLV/dLT)p     | 1.0343   | 1.0083   | 1.0002   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.7375   | 1.5132   | 1.4020   |
| GAMMAS         | 1.2195   | 1.2455   | 1.2651   |
| SON VEL, M/SEC | 940.3    | 898.8    | 791.7    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.917    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6840 |
| CSTAR, M/SEC | 1299.5 | 1299.5 |
| CF           | 0.6917 | 1.1683 |
| Ivac, M/SEC  | 1620.4 | 1844.5 |
| Isp, M/SEC   | 898.8  | 1518.1 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 98.5 PSIA

CASE = HTPBcea

| REACTANT |      | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|----------|------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT  | Air  | 1.0000000                 | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL     | HTPB | 0.9060000                 | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL     | IPDI | 0.0820000                 | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL     | DBP  | 0.0120000                 | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 11.21664 %FUEL= 8.185557 R,EQ.RATIO= 1.197755 PHI,EQ.RATIO= 1.200000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8078   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7581   | 1.0132   |
| T, K           | 2463.34  | 2182.49  | 1659.18  |
| RHO, KG/CU M   | 9.3704-1 | 5.8504-1 | 2.0749-1 |
| H, KJ/KG       | 250.52   | -153.85  | -890.87  |
| U, KJ/KG       | -474.51  | -796.22  | -1379.21 |
| G, KJ/KG       | -22362.5 | -20188.7 | -16121.8 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 9.1798   | 9.1798   | 9.1798   |
| M, (1/n)       | 28.249   | 28.249   | 28.249   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.4483   | 1.4306   | 1.3818   |
| GAMMAS         | 1.2551   | 1.2590   | 1.2707   |

SON VEL,M/SEC 953.9 899.3 787.7  
MACH NUMBER 0.000 1.000 1.918

PERFORMANCE PARAMETERS

Ae/At 1.0000 1.6783  
CSTAR, M/SEC 1291.3 1291.3  
CF 0.6964 1.1701  
Ivac, M/SEC 1613.6 1834.1  
Isp, M/SEC 899.3 1510.9

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT    | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|-------------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT Air | 1.000000                  | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL HTPB   | 0.906000                  | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL IPDI   | 0.082000                  | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL DBP    | 0.012000                  | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 10.35382 %FUEL= 8.807607 R, EQ. RATIO= 1.296393 PHI, EQ. RATIO= 1.300000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8060   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7618   | 1.0132   |
| T, K           | 2394.48  | 2130.85  | 1621.83  |
| RHO, KG/CU M   | 9.4861-1 | 5.9073-1 | 2.0911-1 |
| H, KJ/KG       | 247.48   | -152.15  | -883.73  |
| U, KJ/KG       | -468.71  | -788.95  | -1368.29 |
| G, KJ/KG       | -21906.7 | -19867.2 | -15889.2 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 9.2522   | 9.2522   | 9.2522   |
| M, (1/n)       | 27.798   | 27.822   | 27.829   |
| (dLV/dLP)t     | -1.00059 | -1.00014 | -1.00000 |
| (dLV/dLT)p     | 1.0162   | 1.0040   | 1.0001   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.5958   | 1.4812   | 1.4102   |
| GAMMAS         | 1.2391   | 1.2551   | 1.2689   |
| SON VEL,M/SEC  | 942.0    | 894.0    | 784.1    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.918    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6791 |
| CSTAR, M/SEC | 1286.4 | 1286.4 |
| CF           | 0.6950 | 1.1693 |
| Ivac, M/SEC  | 1606.3 | 1826.3 |
| Isp, M/SEC   | 894.0  | 1504.1 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT    | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|-------------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT Air | 1.0000000                 | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL HTPB   | 0.9060000                 | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL IPDI   | 0.0820000                 | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL DBP    | 0.0120000                 | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 10.35382 %FUEL= 8.807607 R, EQ. RATIO= 1.296393 PHI, EQ. RATIO= 1.300000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8104   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7526   | 1.0132   |
| T, K           | 2394.48  | 2117.57  | 1604.15  |
| RHO, KG/CU M   | 9.4861-1 | 5.9249-1 | 2.1118-1 |
| H, KJ/KG       | 247.48   | -152.59  | -877.29  |
| U, KJ/KG       | -468.71  | -785.96  | -1357.09 |
| G, KJ/KG       | -21906.7 | -19744.7 | -15719.2 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 9.2522   | 9.2522   | 9.2522   |
| M, (1/n)       | 27.798   | 27.798   | 27.798   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.4538   | 1.4350   | 1.3835   |
| GAMMAS         | 1.2590   | 1.2633   | 1.2758   |
| SON VEL, M/SEC | 949.6    | 894.5    | 782.4    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.917    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6733 |
| CSTAR, M/SEC | 1281.9 | 1281.9 |
| CF           | 0.6978 | 1.1700 |
| Ivac, M/SEC  | 1602.6 | 1819.7 |
| Isp, M/SEC   | 894.5  | 1499.8 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 98.5 PSIA

CASE = HTPBcea

| REACTANT |      | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|----------|------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT  | Air  | 1.000000                  | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL     | HTPB | 0.906000                  | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL     | IPDI | 0.082000                  | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL     | DBP  | 0.012000                  | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 9.61426 %FUEL= 9.421286 R,EQ.RATIO= 1.394871 PHI,EQ.RATIO= 1.400000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8095   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7546   | 1.0132   |
| T, K           | 2320.06  | 2056.58  | 1560.03  |
| RHO, KG/CU M   | 9.6334-1 | 6.0088-1 | 2.1381-1 |
| H, KJ/KG       | 244.48   | -149.57  | -865.12  |
| U, KJ/KG       | -460.76  | -774.41  | -1339.01 |
| G, KJ/KG       | -21373.5 | -19312.5 | -15401.2 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 9.3179   | 9.3179   | 9.3179   |
| M, (1/n)       | 27.353   | 27.366   | 27.371   |
| (dLV/dLP)t     | -1.00034 | -1.00008 | -1.00000 |
| (dLV/dLT)p     | 1.0091   | 1.0024   | 1.0001   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.5432   | 1.4728   | 1.4189   |
| GAMMAS         | 1.2504   | 1.2613   | 1.2725   |
| SON VEL, M/SEC | 939.1    | 887.8    | 776.5    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.918    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6748 |
| CSTAR, M/SEC | 1273.6 | 1273.6 |
| CF           | 0.6970 | 1.1697 |
| Ivac, M/SEC  | 1591.6 | 1807.8 |
| Isp, M/SEC   | 887.8  | 1489.7 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT |      | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|----------|------|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT  | Air  | 1.000000                  | 8416.263            | 586.759   |
| FUEL     | HTPB | 0.906000                  | 17180.000           | 0.000     |
| FUEL     | IPDI | 0.082000                  | -438440.000         | 0.000     |
| FUEL     | DBP  | 0.012000                  | -840138.000         | 0.000     |

O/F= 9.61426 %FUEL= 9.421286 R,EQ.RATIO= 1.394871 PHI,EQ.RATIO= 1.400000

|                    | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|--------------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P             | 1.0000   | 1.8132   | 6.7050   |
| P, BAR             | 6.7938   | 3.7469   | 1.0132   |
| T, K               | 2320.06  | 2047.75  | 1545.51  |
| RHO, KG/CU M       | 9.6334-1 | 6.0194-1 | 2.1568-1 |
| H, KJ/KG           | 244.48   | -150.12  | -860.29  |
| U, KJ/KG           | -460.76  | -772.59  | -1330.08 |
| G, KJ/KG           | -21373.5 | -19230.8 | -15261.1 |
| S, KJ/(KG)(K)      | 9.3179   | 9.3179   | 9.3179   |
| M, (1/n)           | 27.353   | 27.353   | 27.353   |
| Cp, KJ/(KG)(K)     | 1.4586   | 1.4387   | 1.3846   |
| GAMMA <sub>s</sub> | 1.2633   | 1.2679   | 1.2813   |
| SON VEL, M/SEC     | 943.9    | 888.4    | 775.9    |
| MACH NUMBER        | 0.000    | 1.000    | 1.916    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6680 |
| CSTAR, M/SEC | 1270.5 | 1270.5 |
| CF           | 0.6992 | 1.1700 |
| Ivac, M/SEC  | 1589.1 | 1802.5 |
| Isp, M/SEC   | 888.4  | 1486.5 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING EQUILIBRIUM

COMPOSITION DURING EXPANSION FROM INFINITE AREA COMBUSTOR

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT |     | WT FRACTION<br>(SEE NOTE) | ENERGY<br>KJ/KG-MOL | TEMP<br>K |
|----------|-----|---------------------------|---------------------|-----------|
| OXIDANT  | Air | 1.000000                  | 8416.263            | 586.759   |

|      |      |           |             |       |
|------|------|-----------|-------------|-------|
| FUEL | HTPB | 0.9060000 | 17180.000   | 0.000 |
| FUEL | IPDI | 0.0820000 | -438440.000 | 0.000 |
| FUEL | DBP  | 0.0120000 | -840138.000 | 0.000 |

O/F= 8.97331 %FUEL= 10.026760 R,EQ.RATIO= 1.493190 PHI,EQ.RATIO= 1.500000

CHAMBER THROAT EXIT

|               |          |          |          |
|---------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P        | 1.0000   | 1.8125   | 6.7050   |
| P, BAR        | 6.7938   | 3.7484   | 1.0132   |
| T, K          | 2245.54  | 1984.92  | 1501.04  |
| RHO, KG/CU M  | 9.7961-1 | 6.1165-1 | 2.1866-1 |
| H, KJ/KG      | 241.52   | -146.52  | -846.36  |
| U, KJ/KG      | -452.00  | -759.36  | -1309.76 |
| G, KJ/KG      | -20816.7 | -18760.6 | -14922.8 |
| S, KJ/(KG)(K) | 9.3778   | 9.3778   | 9.3778   |

|                |          |          |          |
|----------------|----------|----------|----------|
| M, (1/n)       | 26.921   | 26.930   | 26.933   |
| (dLV/dLP)t     | -1.00022 | -1.00005 | -1.00000 |
| (dLV/dLT)p     | 1.0057   | 1.0015   | 1.0000   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.5213   | 1.4717   | 1.4274   |
| GAMMAS         | 1.2581   | 1.2664   | 1.2760   |
| SON VEL, M/SEC | 934.1    | 881.0    | 768.9    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.918    |

PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6706 |
| CSTAR, M/SEC | 1260.8 | 1260.8 |
| CF           | 0.6987 | 1.1699 |
| Ivac, M/SEC  | 1576.6 | 1789.2 |
| Isp, M/SEC   | 881.0  | 1475.0 |

THEORETICAL ROCKET PERFORMANCE ASSUMING FROZEN COMPOSITION

Pin = 98.5 PSIA  
CASE = HTPBcea

| REACTANT |      | WT FRACTION | ENERGY      | TEMP    |
|----------|------|-------------|-------------|---------|
|          |      | (SEE NOTE)  | KJ/KG-MOL   | K       |
| OXIDANT  | Air  | 1.0000000   | 8416.263    | 586.759 |
| FUEL     | HTPB | 0.9060000   | 17180.000   | 0.000   |
| FUEL     | IPDI | 0.0820000   | -438440.000 | 0.000   |
| FUEL     | DBP  | 0.0120000   | -840138.000 | 0.000   |

O/F= 8.97331 %FUEL= 10.026760 R,EQ.RATIO= 1.493190 PHI,EQ.RATIO= 1.500000

|                | CHAMBER  | THROAT   | EXIT     |
|----------------|----------|----------|----------|
| Pinf/P         | 1.0000   | 1.8160   | 6.7050   |
| P, BAR         | 6.7938   | 3.7411   | 1.0132   |
| T, K           | 2245.54  | 1978.09  | 1487.41  |
| RHO, KG/CU M   | 9.7961-1 | 6.1236-1 | 2.2057-1 |
| H, KJ/KG       | 241.52   | -147.17  | -842.15  |
| U, KJ/KG       | -452.00  | -758.09  | -1301.52 |
| G, KJ/KG       | -20816.7 | -18697.3 | -14790.7 |
| S, KJ/(KG)(K)  | 9.3778   | 9.3778   | 9.3778   |
| M, (1/n)       | 26.921   | 26.921   | 26.921   |
| Cp, KJ/(KG)(K) | 1.4634   | 1.4423   | 1.3855   |
| GAMMAS         | 1.2675   | 1.2725   | 1.2868   |
| SON VEL, M/SEC | 937.6    | 881.7    | 768.9    |
| MACH NUMBER    | 0.000    | 1.000    | 1.915    |

#### PERFORMANCE PARAMETERS

|              |        |        |
|--------------|--------|--------|
| Ae/At        | 1.0000 | 1.6627 |
| CSTAR, M/SEC | 1258.3 | 1258.3 |
| CF           | 0.7007 | 1.1700 |
| Ivac, M/SEC  | 1574.6 | 1784.2 |
| Isp, M/SEC   | 881.7  | 1472.2 |





## APÊNDICE B

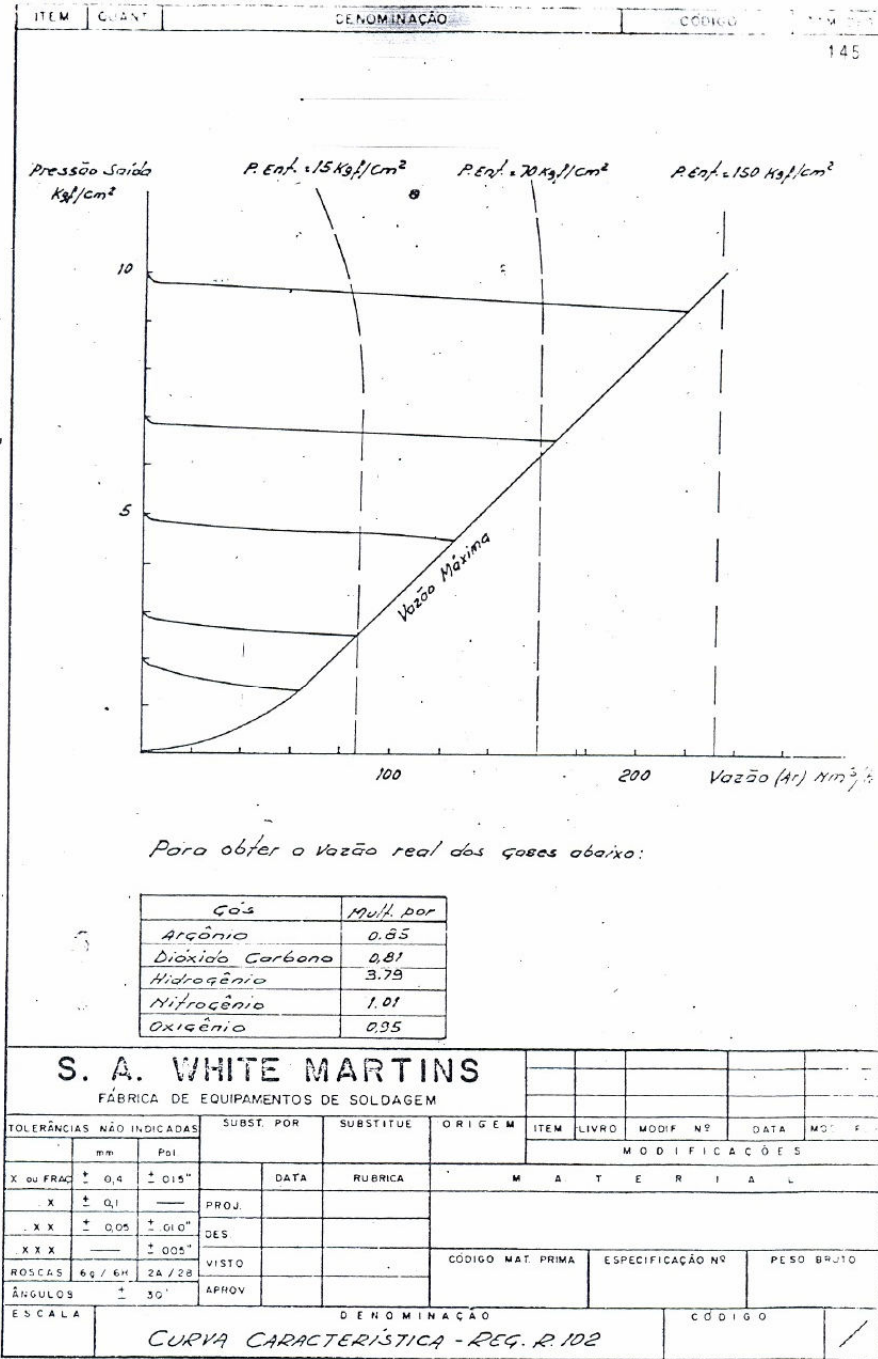


FIGURA B.1- Curva característica da válvula reguladora de pressão do ar



## APÊNDICE C

### Desenhos das partes aperfeiçoadas do sistema

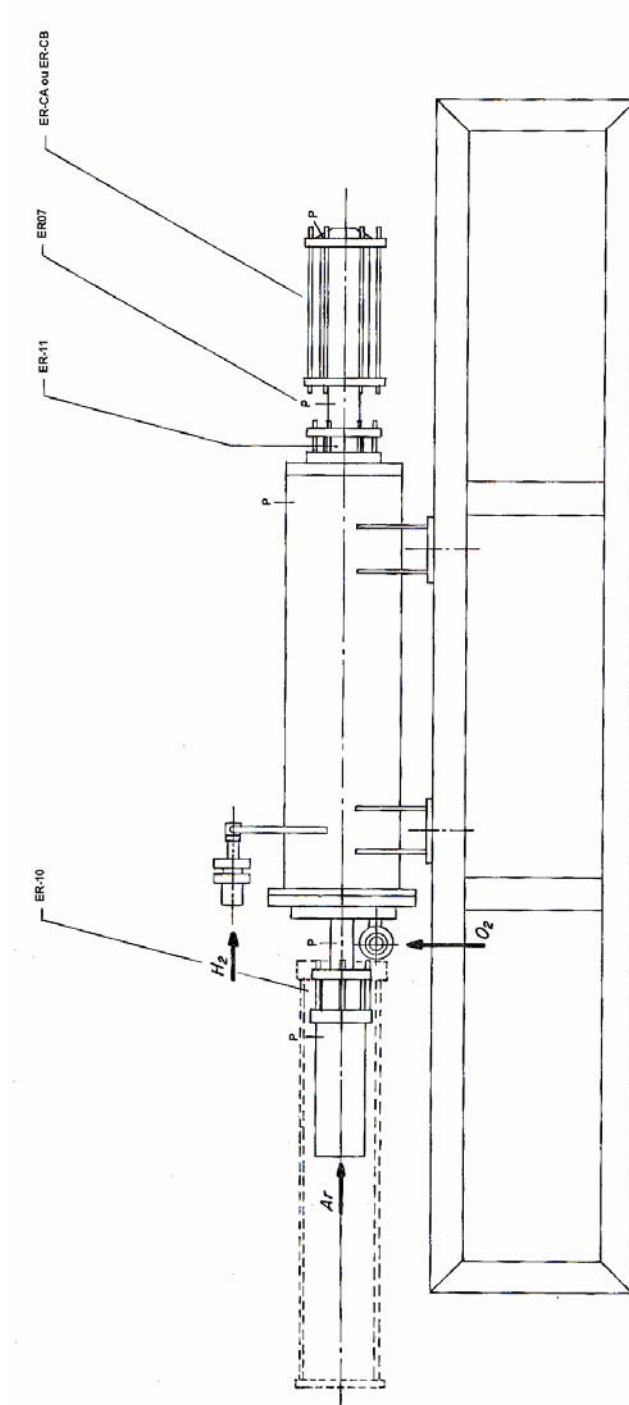


FIGURA C.1 - Esquema do sistema gerador de ar viciado / estato-reator

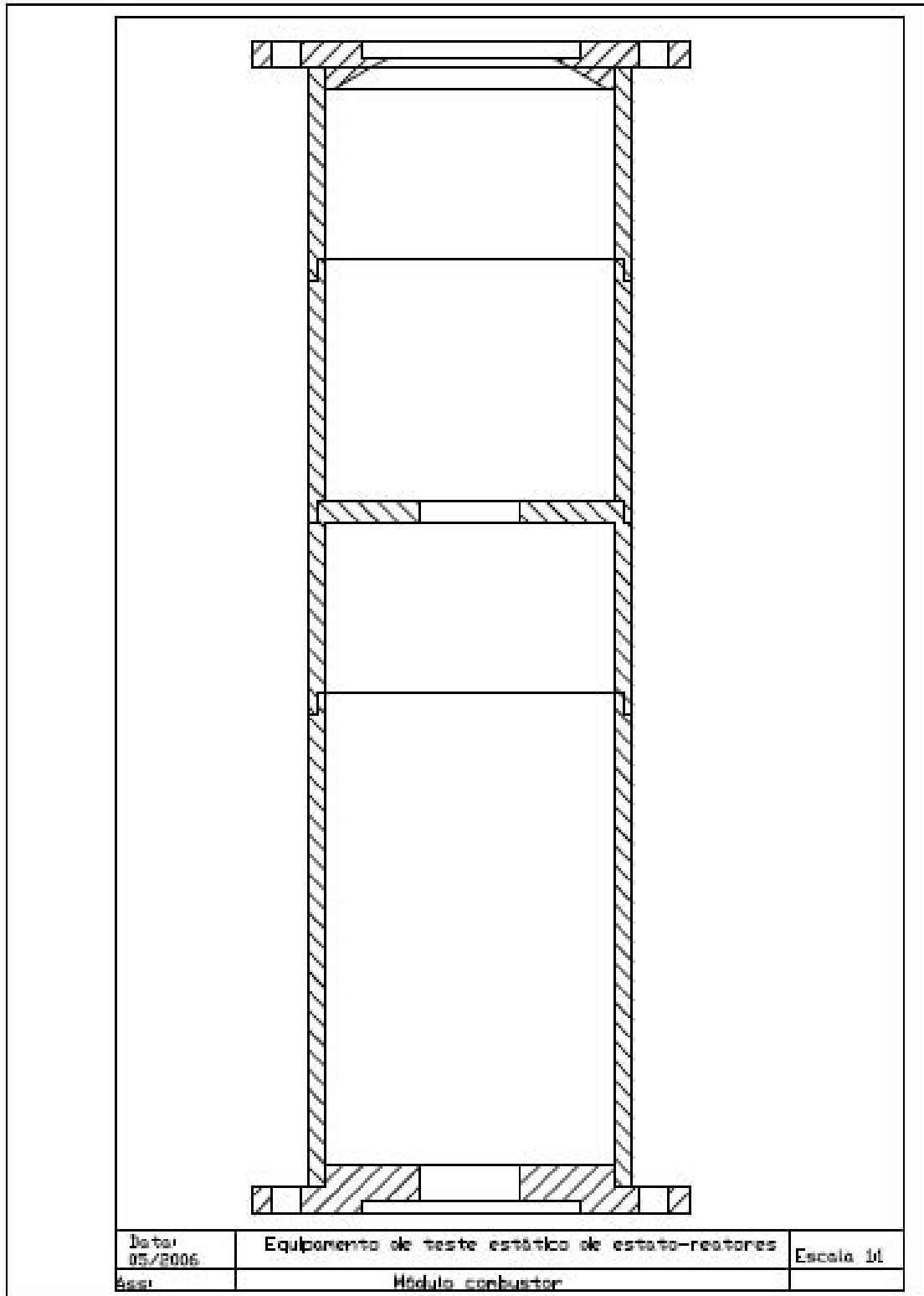


FIGURA C.2 – Módulo combustor

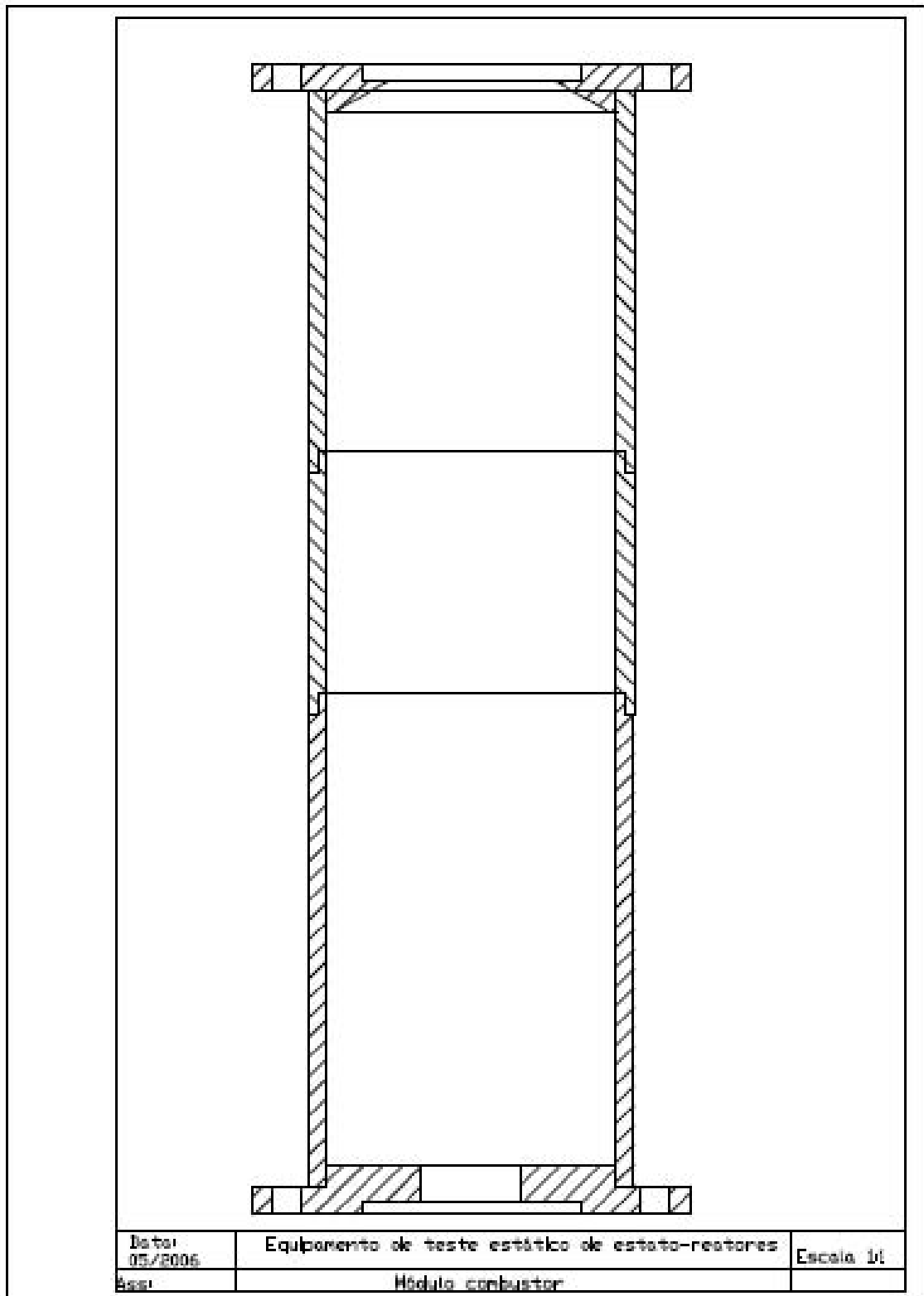


FIGURA C.3 – Módulo combustor

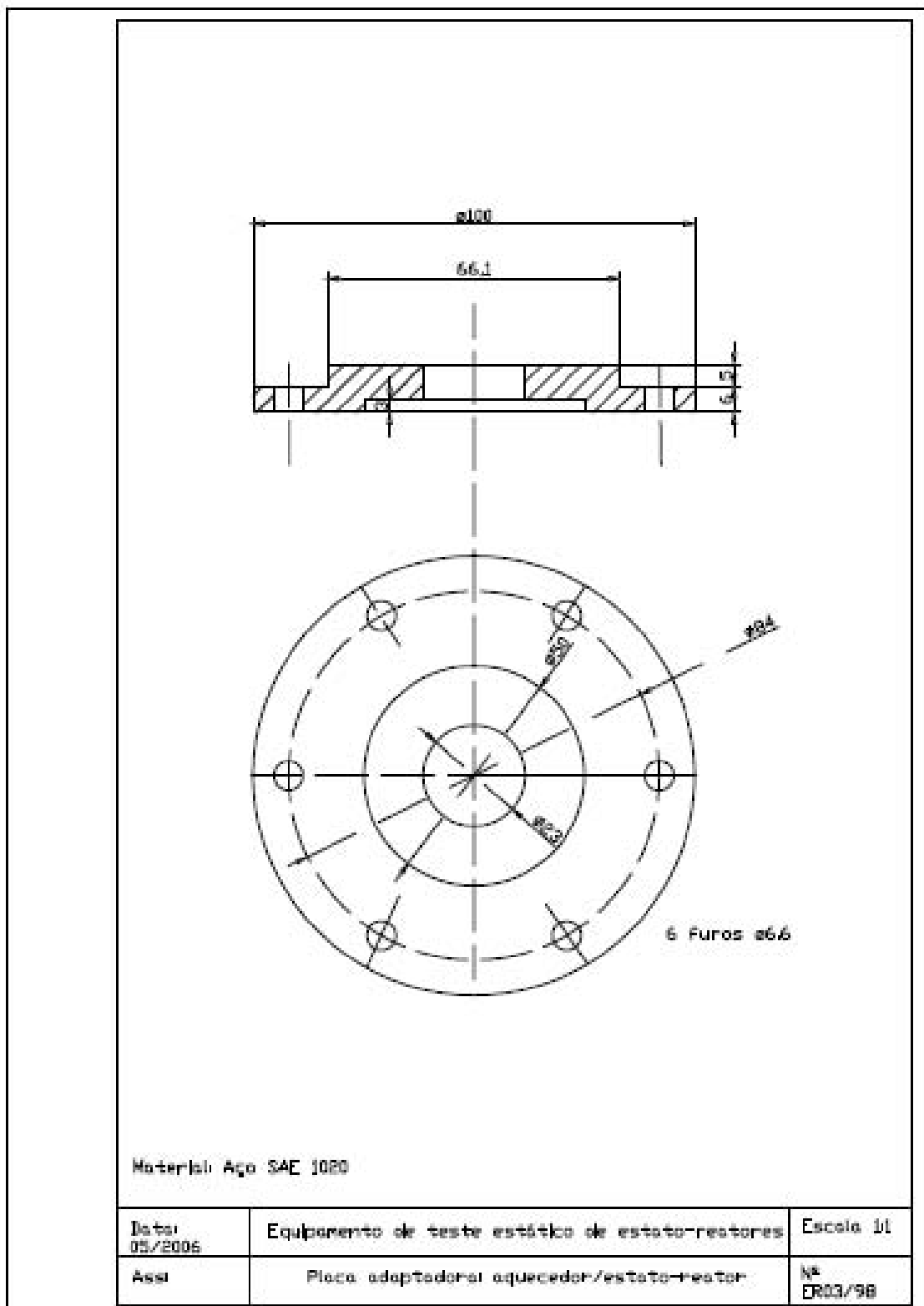


FIGURA C.4 – Placa adaptadora

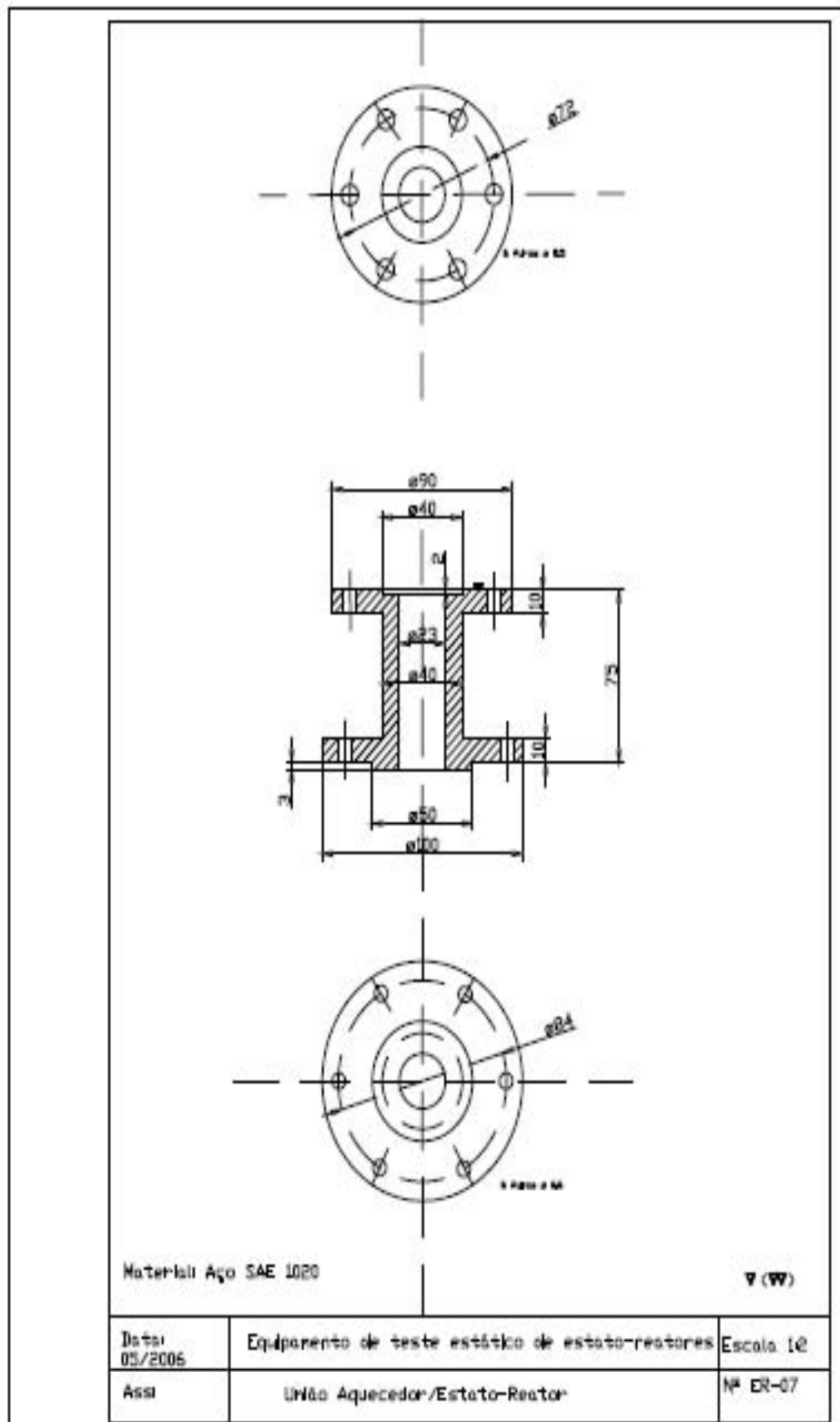


FIGURA C.5 – União Aquecedor/Estato-reactor

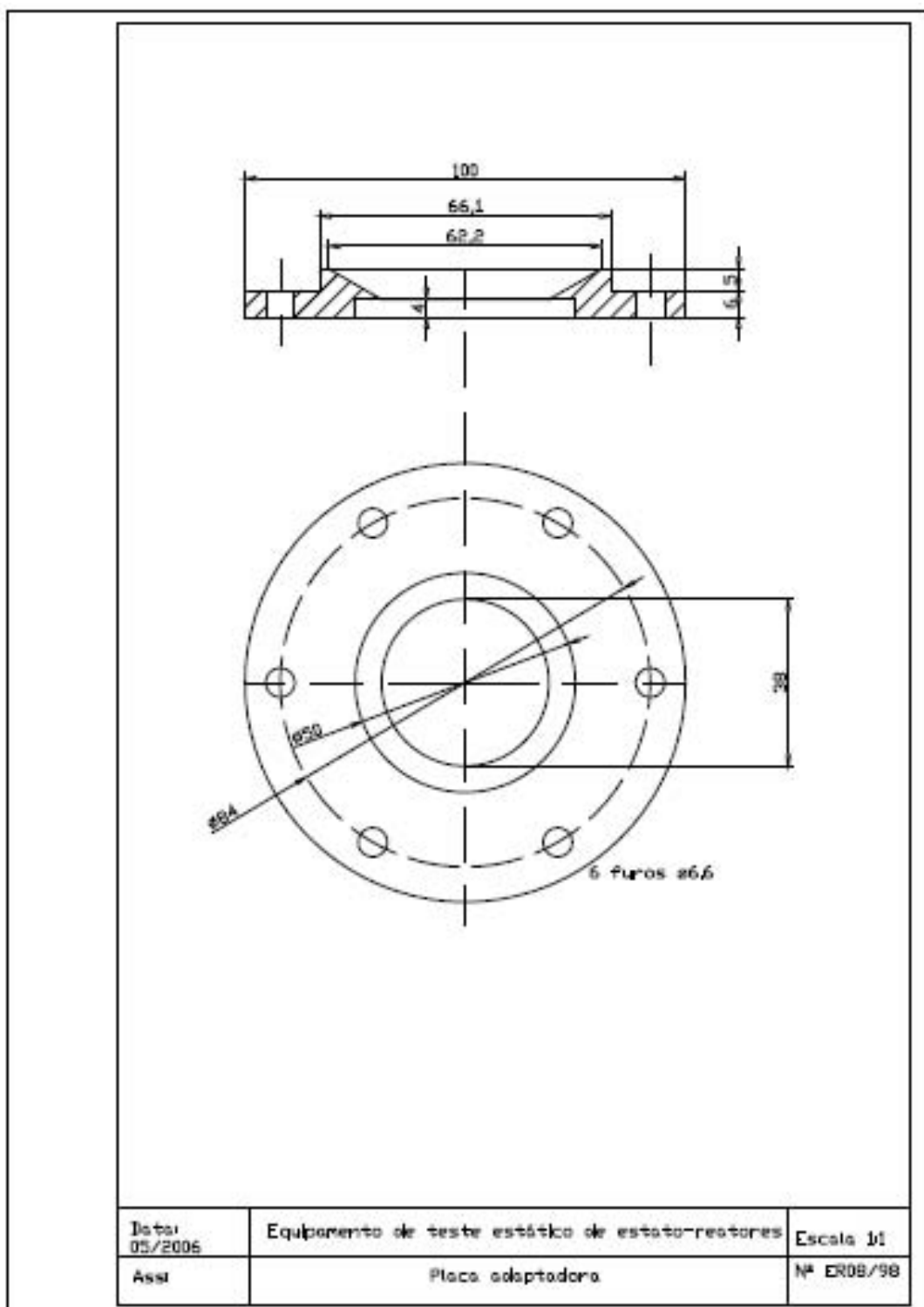


FIGURA C.6 – Placa adaptadora



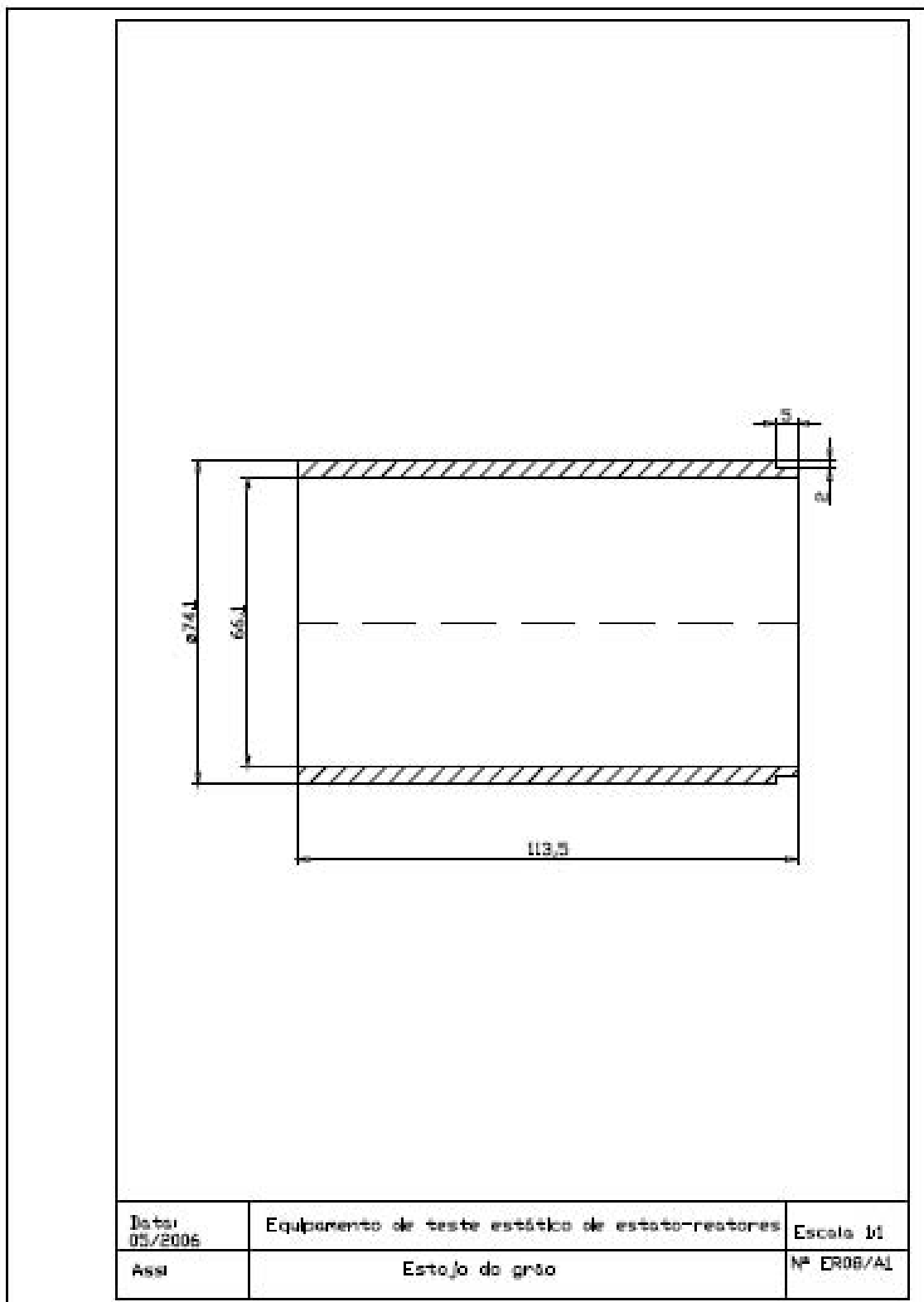


FIGURA C.7 – Estojo do grão

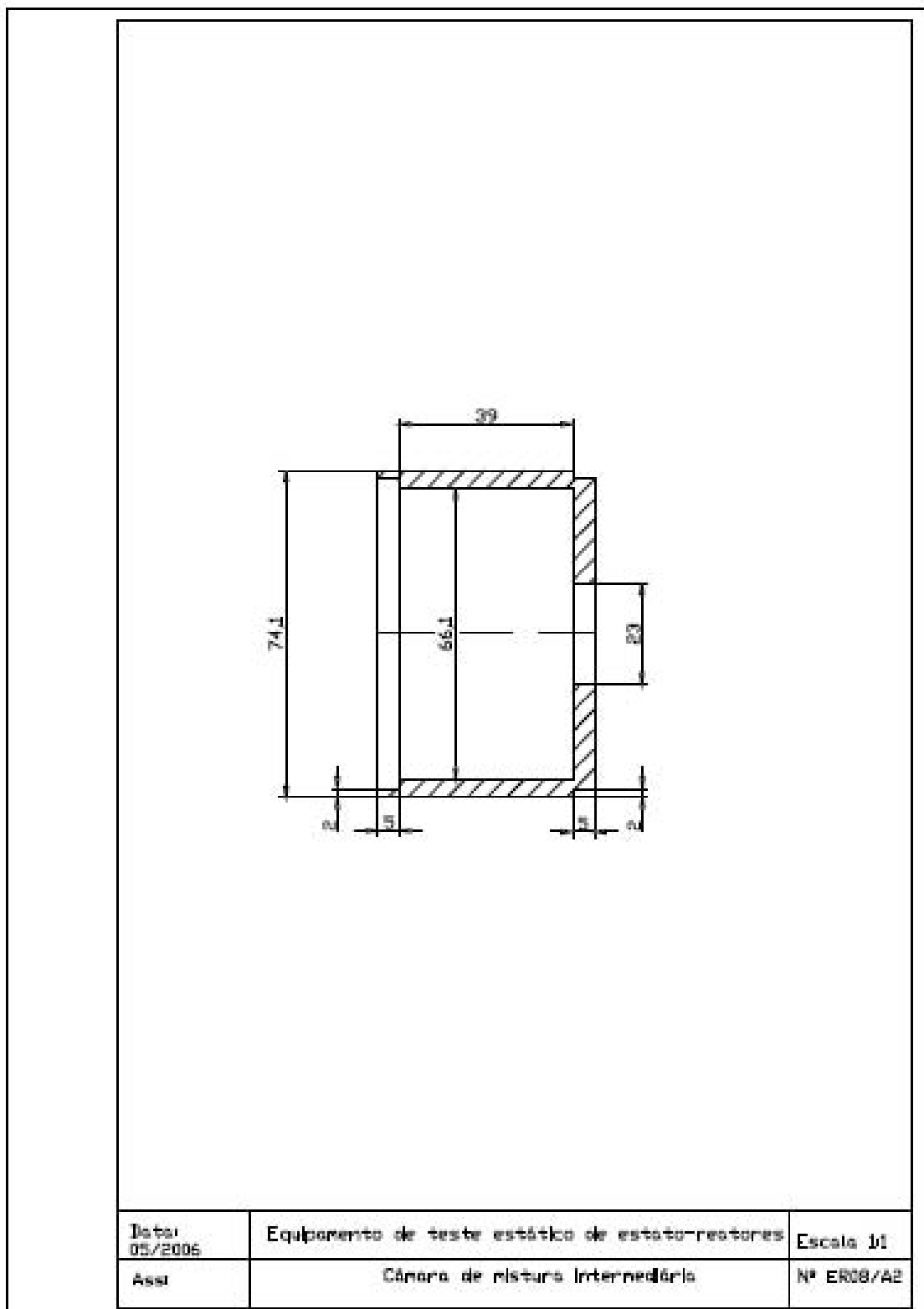


FIGURA C.8 – Câmara de mistura intermediária

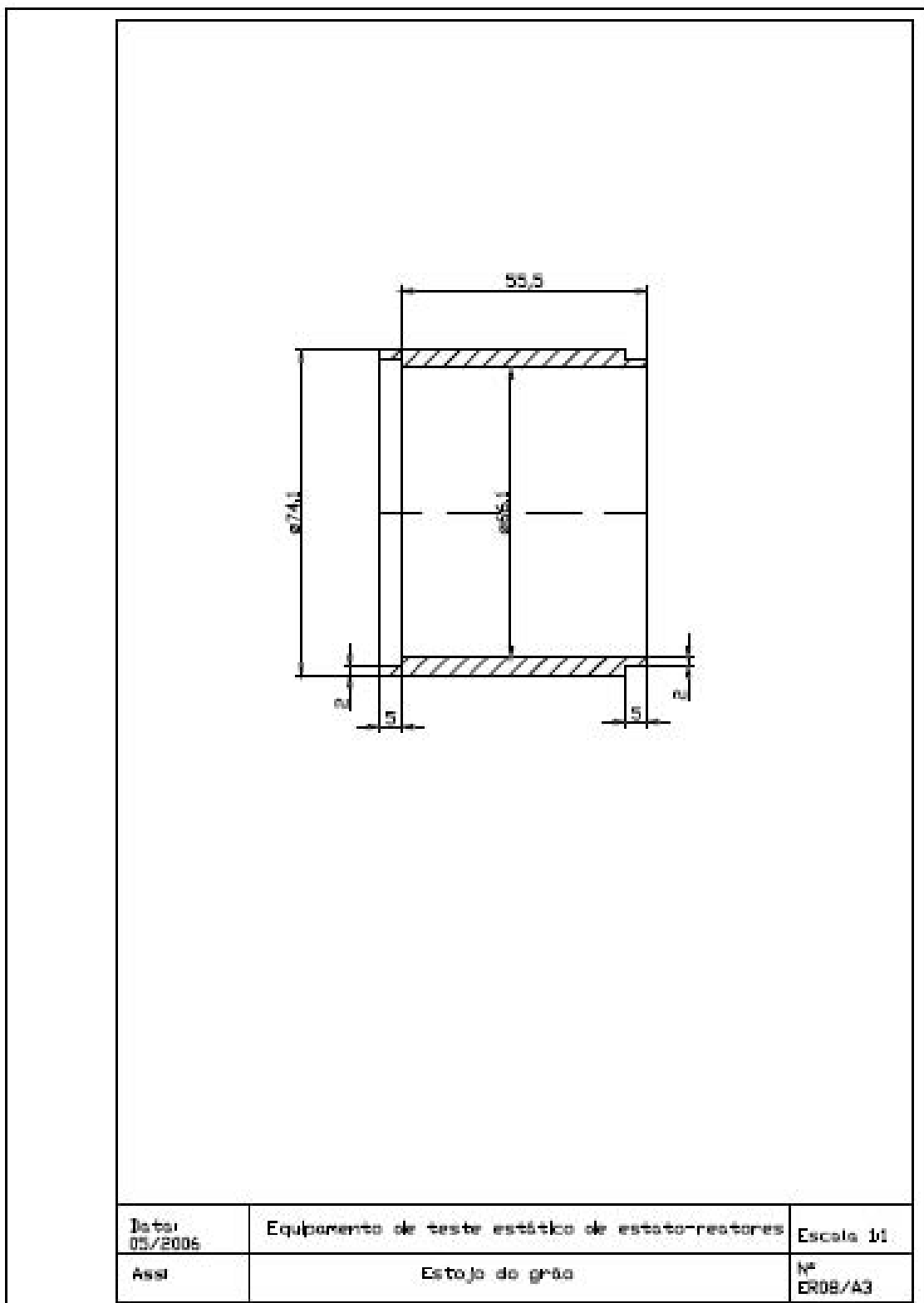


FIGURA C.9 – Estojo do grão

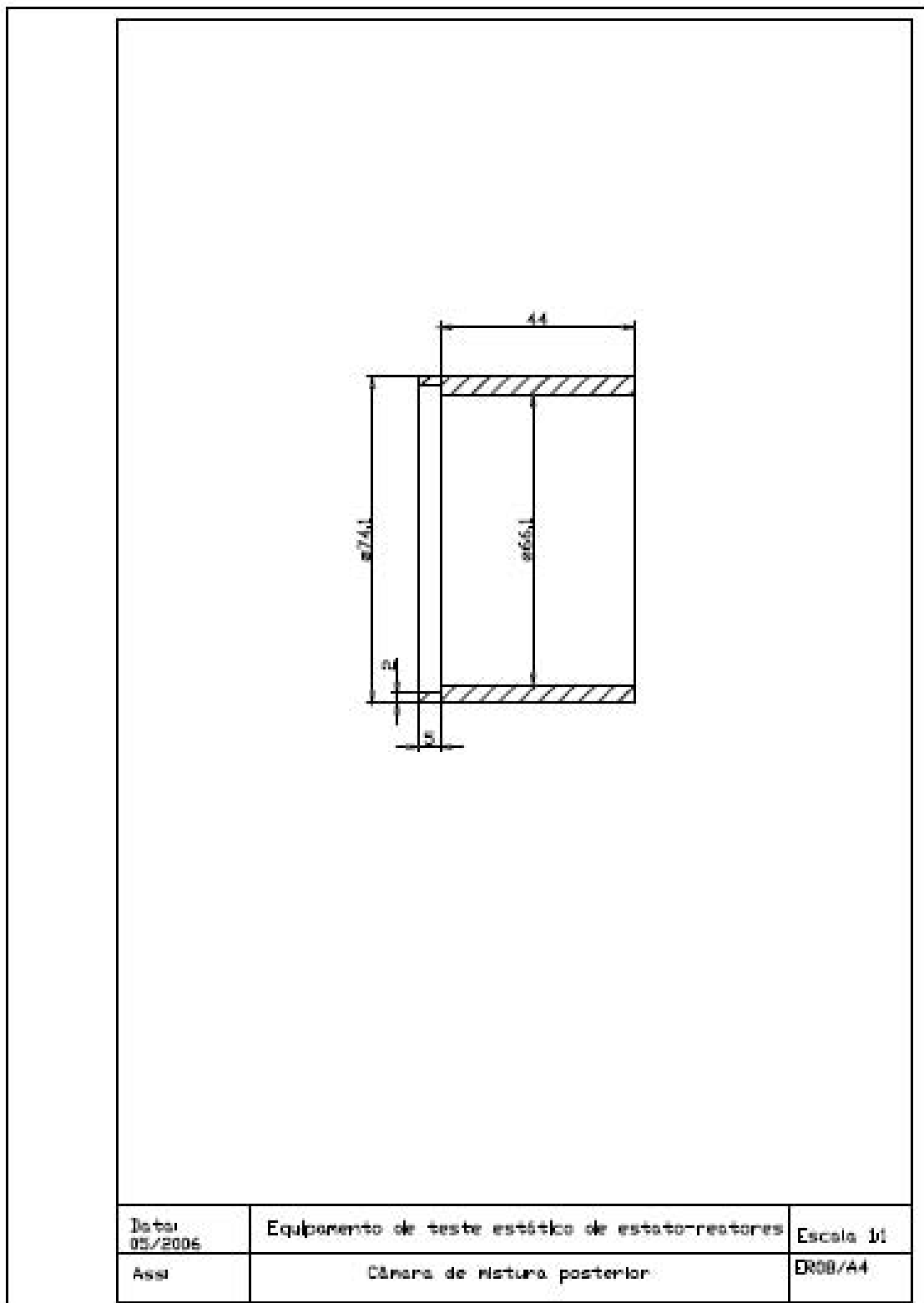


FIGURA C.10 – Câmara de mistura posterior

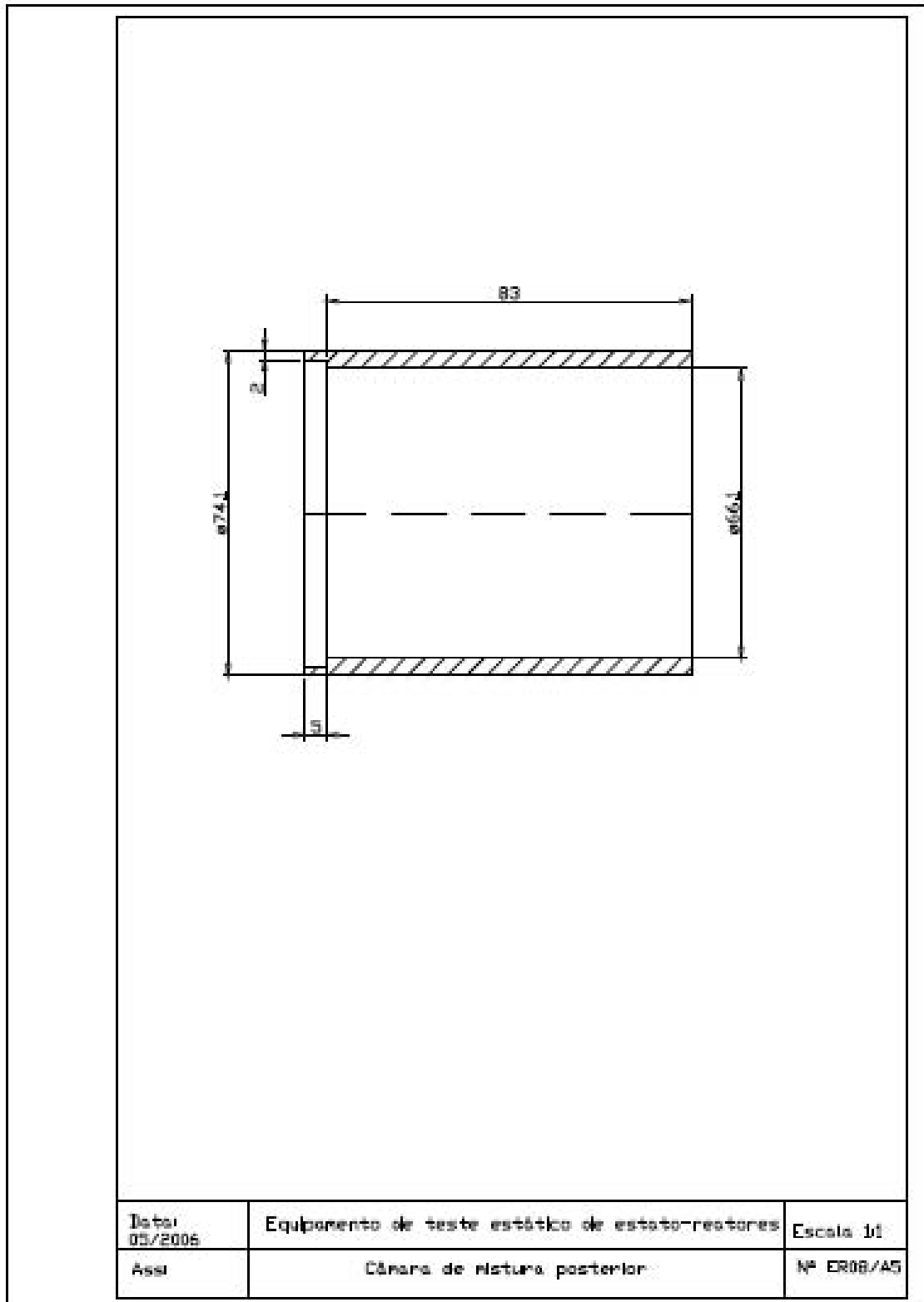
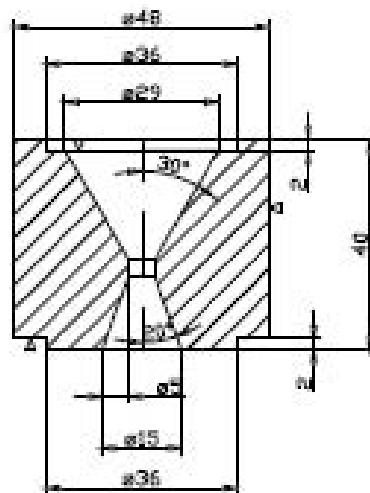


FIGURA C.11 – Câmara de mistura posterior



MATERIAL: AÇO SAE 304 INOX.

☞ ( 9 )

|                  |   |            |
|------------------|---|------------|
| Data:<br>05/2005 | Equipamento de teste estático de estado-estacionários | Escala 1:1 |
| Ass:             | Tubeira de ar Frio                                    | nº ER-10   |

FIGURA C.12 – Tubeira de ar frio

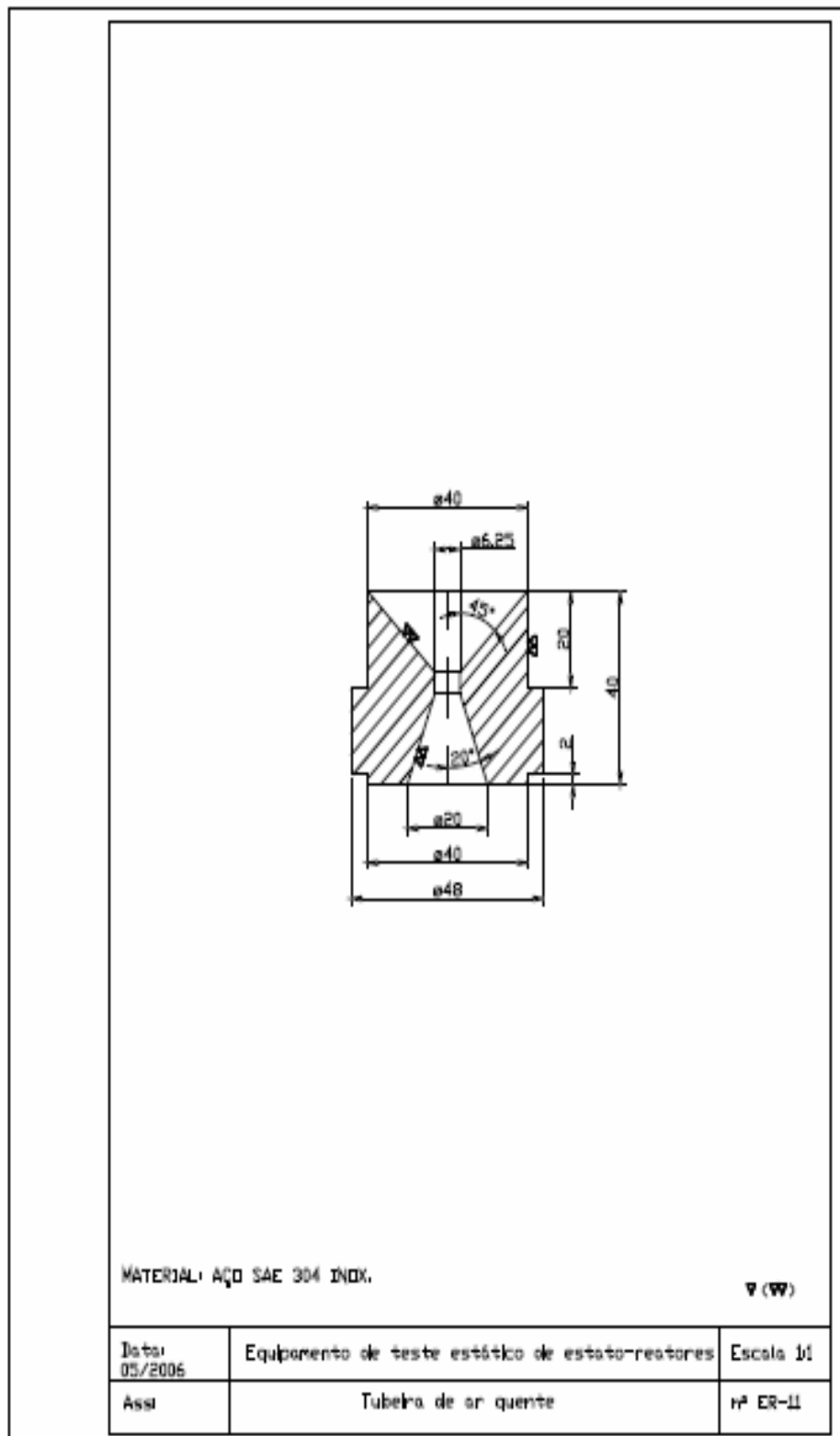


FIGURA C.13 – Tubeira de ar quente





## APÊNDICE D

TABELA D.1– Lista de materiais

| <b>Equipamento de teste estático de estato-reatores</b> |                               |   |   |   |
|---|-------------------------------|---|---|---|
| Ref.  | Localização                   | Descrição                                       | Qtd   | Material                                |
| 01  | Ignição do Aquecedor          | Vela de ignição para moto                       | 01  |   |
| 02  |                               | Sistema eletrônico de centelhamento             | 01  |   |
| 03  | União aquecedor estato-reator | União aquecedor estato-reator                   | 01  | Desenho nº ER-07                        |
| 04  | Câmara de combustão           | Placa adaptadora aquecedor/câmara de combustão  | 01  | Desenho nº ER03-98                      |
| 05  |                               | Envelope do grão                                | 01  | Desenho nº ER08-A1 e ER08-A3            |
| 06  |                               | Câmara de mistura intermediária                 | 01  | Desenho nº ER08-A2                      |
| 07  |                               | Câmara de mistura posterior                     | 01  | Desenho nº ER08-A4 e ER08-A5            |
| 08  |                               | Tubeira do ar quente                            | 01  | Desenho nº ER-11                        |
| 09  |                               | Válvula reguladora de pressão (ar)              | 01  | S.A. White Martins R-102                |
| 10  |                               | Válvula reguladora de pressão (O <sub>2</sub> ) | 01  | Air Liquide 46434                       |
| 11  |                               | Válvula reguladora de pressão (H <sub>2</sub> ) | 01  | Air Liquide 46434                       |
| 12  |                               | Válvula reguladora de pressão (N <sub>2</sub> ) | 01  | Air Liquide 46434                       |
| 13  |                               | Válvula solenóide (O <sub>2</sub> )             | 01  | Parker<br>cód.20BF05DNYTE8-<br>Função F |
| 14  |                               | Válvula solenóide (H <sub>2</sub> )             | 01  | Parker<br>cód.20BF05DNYTE8-<br>Função F |
| 15  |                               | Válvula solenóide (N <sub>2</sub> )             | 01  | Parker<br>cód.20BF05DNYTE8-<br>Função F |
| 16  |                               | Mangueira (ar)                                  | 01  | Togawa MF 12<br>8030300037              |
| 17  |                               | Mangueira (O <sub>2</sub> )                     | 01  | Afa Pneumático 6,4 mm<br>PT 500 Psi     |
| 18  |                               | Mangueira (H <sub>2</sub> )                     | 01  | Afa Pneumático 6,4 mm<br>PT 500 Psi     |
| 19  |                               | Mangueira (N <sub>2</sub> )                     | 01  | Afa Pneumático 6,4 mm<br>PT 500 Psi     |
| 20  |                               | Cilindro de O <sub>2</sub>                      | 01  | V = 10 m <sup>3</sup>                   |
| 21  |                               | Cilindro de H <sub>2</sub>                      | 01  | V = 10 m <sup>3</sup>                   |
| 22  |                               | Cilindro de N <sub>2</sub>                      | 01  | V = 10 m <sup>3</sup>                   |
| 23  |                               | Cilindro de ar                                  | 01  | V = 10 m <sup>3</sup>                   |
| 24  |                               |   | Transdutor de pressão do tipo “Strain-gage” | 03                                      |
| 25  |                               | Termopar do tipo K                              | 01  |   |



## APÊNDICE E

TABELA E.1– Procedimentos para a execução dos ensaios

| <b>Procedimentos de execução de testes de estato-reatores</b> |  |  |
|---|--|--|
| <b>Operação</b>   | <b>Detalhes de operação</b>  | <b>Fatores de segurança</b>  |
| 1-Medições prévias  | A - Medir a temperatura de parede dos cilindros de ar, O <sub>2</sub> , H <sub>2</sub> .<br>B - Medir a temperatura ambiente.<br>C - Medir a pressão atmosférica local.  |  |
| 2- Verificação do equipamento                                 | A - Acionar O <sub>2</sub> , verificando através de ruído provocado o seu funcionamento.<br>A.1- Repetir o processo acima para o ar, H <sub>2</sub> , N <sub>2</sub> .<br>B - Acionar a ignição do aquecedor, verificando através de ruído o seu funcionamento.  | Abrir os registros dos cilindros.<br><br>Somente o auxiliar fica na frente dos cilindros.                                    |
| 3- Procedimentos pré-teste                                    | A - Liberar COMPLETAMENTE o registro do cilindro de ar.<br>A.1- Verificar a regulagem da válvula reguladora de pressão até a obtenção do valor desejado, indicado no manômetro (P <sub>0H2</sub> = 18 bar).<br>B - Repetir os itens A e A.1 para o O <sub>2</sub> (P <sub>0O2</sub> = 14 bar).<br>C - Repetir os itens A e A.1 para o Ar (P <sub>0ar</sub> = 15 bar).<br>D – Repetir os itens A e A.1 para o N <sub>2</sub> (P <sub>0N2</sub> = 20 bar). | Certificar se há algum vazamento, em caso positivo, fechar todos os registros e providenciar o reparo da válvula danificada. |
| 4- Teste  | A - Acionar o O <sub>2</sub> .<br>B – Acionar a ignição eletrônica do aquecedor.<br>C - Acionar o H <sub>2</sub> .<br>D – Quando a temperatura do aquecedor for maior que 500°C, acionar o ar, cronometrando o tempo de teste a partir desse ponto.<br>E - Após 15 s, interromper H <sub>2</sub> , ignição, O <sub>2</sub> , ar e acionar imediatamente o N <sub>2</sub> por 10 s aproximadamente.   | Não permitir aproximação do equipamento.<br><br>Acionar sirene de aviso do teste.  |
| 5- Pós-teste  | A - Fechar o registro do H <sub>2</sub> e zerar calibração da válvula reguladora.<br>B - Repetir o item A para o O <sub>2</sub> , ar, N <sub>2</sub> .<br>C - Permitir a aproximação do pessoal.   | Somente o auxiliar deve proceder as instruções ao lado.  |
| 6- Inspeção   | A- Limpar a câmara de combustão.<br>B - Após 4 testes o aquecedor deve ser aberto para inspeção dos furos de injeções de H <sub>2</sub> .<br>C- Escoar água formada.   |  |

