

ANÁLISE PARA DEFINIÇÃO DO PROPULSOR INDUTOR DE REETRADA DA PLATAFORMA ORBITAL RECUPERÁVEL SARA

52044

Resumo: A Plataforma Orbital Recuperável SARA, em desenvolvimento no Instituto de Aeronáutica e Espaço do Centro Técnico Aeroespacial, destina-se a realização de experimentos de média duração, em um ambiente de microgravidade. Após sua inserção e permanência em órbita para realização dos experimentos, a plataforma deve ser reconduzida à Terra com uma manobra e redução da sua velocidade orbital. Isto deve ser feito com uso de um propulsor de pequeno porte e de máxima precisão para que o seu resgate em solo ou no mar ocorra com um mínimo de esforço logístico. No presente trabalho são feitas considerações de meios propulsivos adequados à execução de manobras em altitude e de impulsão de reentrada. Os aspectos abordados no estudo estendem-se desde aqueles relativos a escolha dos propelentes, passando pela concepção da câmara de combustão, dos meios de resfriamento da tubeira, até aqueles relacionados com os materiais e as dimensões geométricas e gravimétricas do propulsor. Uma detalhada análise é ainda feita comparando-se as vantagens de uso de propulsores mono- e bi-propelentes, enfatizando as questões relativas a impulsão específica, massa seca, agressividade ambiental, manuseio, etc. A análise desses aspectos e configurações permitirão a escolha do propulsor mais adequado para cumprimento da missão de retorno do SARA.

Palavras chave: SARA, Reentrada atmosférica, Propulsor de Indução de Reentrada, Plataforma orbital, Propelente líquido.

1. INTRODUÇÃO

O SARA sendo um satélite de dimensões reduzidas que opera em órbitas equatoriais baixas e de curta duração, necessita para sua reentrada atmosférica de um decremento de velocidade de modo a provocar o decaimento de sua órbita original e posterior retorno à superfície da Terra (Moraes, 1998). Esta ação será fornecida por um propulsor que deverá ser acionado num instante previamente estabelecido. Este sistema, daqui a diante denominado de *SPIRA* (Sistema Propulsivo de Indução de Reentrada), terá a responsabilidade de promover a realização desta tarefa (Villas Bôas, Moraes e Sikharulidze, 2000).

O presente trabalho apresenta resultados de um estudo de configurações do motor (propulsor) para indução de reentrada para o veículo orbital *SARA*. São feitas considerações de meios propulsivos adequados à execução de manobras em altitude e de impulsão de reentrada. Os aspectos abordados no estudo estendem-se desde aqueles relativos à escolha dos propelentes, passando pela concepção da câmara de combustão, dos meios de resfriamento da tubeira, até aqueles relacionados com os materiais e as dimensões geométricas e gravimétricas do propulsor. Uma detalhada análise é ainda feita comparando-se as vantagens de uso de propulsores mono- e bi-propelentes, enfatizando as questões relativas a impulsão específica, massa seca, agressividade ambiental, manuseio, etc. O objetivo deste estudo é analisar configurações de motores a propelente sólido e líquido, verificando sua viabilidade técnica e econômica para completa realização da missão descrita acima.

2. CONFIGURAÇÕES ANALISADAS

O estudo foi conduzido levando-se em consideração as especificações gerais do veículo, a massa do sistema e os aspectos gerais das tecnologias envolvidas - projeto, fabricação e ensaios para qualificação do propulsor.

Na presente análise foram consideradas as possibilidades do motor ser desenvolvido a partir de tecnologias envolvendo propelente sólido e propelente líquido. Em relação a este último, foram realizados estudos para motores operando a mono-propelente e a bi-propelente.

No final do relatório, se faz uma análise comparativa dos sistemas analisados e as vantagens e desvantagens de cada sistema proposto são discutidas. Também são acrescentadas algumas considerações, conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

Para o nível de empuxo especificado para o motor de reentrada (750 N), o tipo de alimentação da câmara de combustão, caso se utilize um motor a propelente líquido, o tipo indicado na literatura (Oliveira, 2000), é aquele que utiliza pressurização direta dos tanques, como mostrado na Fig. (1).

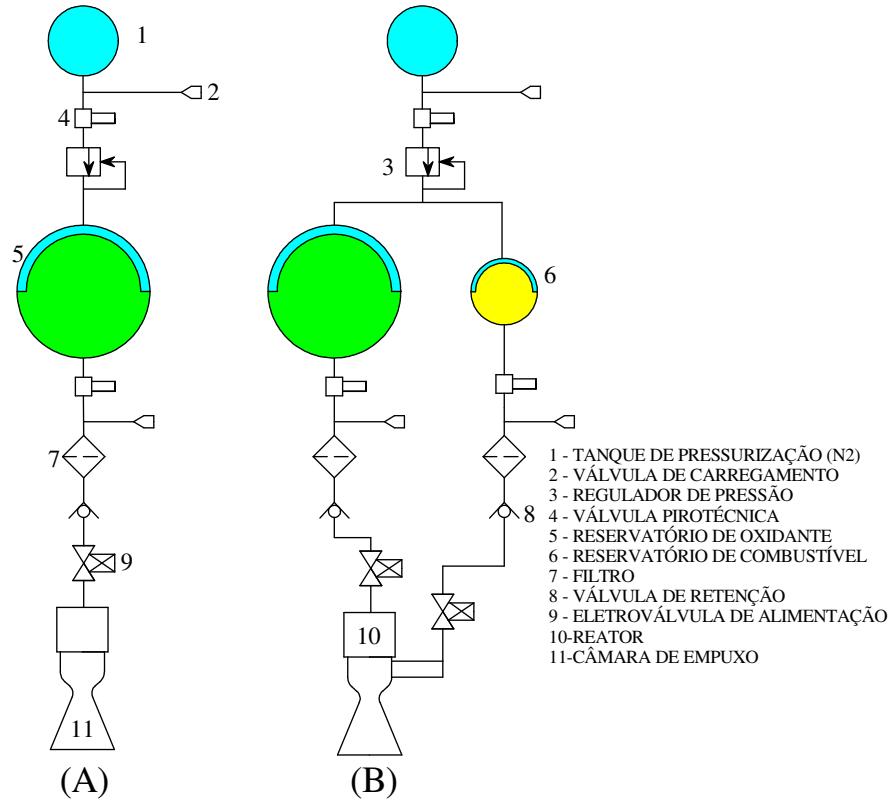


Figura 1. Configurações de Motor Foguete a propelente líquido com pressurização direta dos tanques. Em (A) motor a monopropelente, em (B) motor a bipropelente.

Devido às limitações impostas pela missão, como será visto adiante, o propelente escolhido foi o Peróxido de Hidrogênio numa concentração de 85% em peso (utilizado como oxidante), e o Etanol numa concentração em peso de 92,5% (utilizado como combustível).

No caso da utilização de motor foguete a propelente sólido, optou-se por uma configuração de grão propelente do tipo queima em cigarro, pois nessa configuração pode-se conseguir corte no empuxo num momento determinado, como será analisado a seguir.

3. REQUISITOS PARA PROJETO DO PROPULSOR

3.1. Requisitos Funcionais

3.1.1. Propulsor Principal

O sistema principal deverá ser constituído por um sistema propulsivo que seja capaz de fornecer uma impulsão total ao satélite recuperável da ordem de 33.600 N.s, de modo a provocar um decremento de velocidade $\Delta V = 230$ a 250 m/s para órbita inicial de 300 km. De acordo com estudos realizados anteriormente, o nível de empuxo ótimo para tal configuração seria na ordem de 750 N (Villas Bôas, 1999).

Caso se utilize motor foguete a propelente sólido, a configuração deverá oferecer a possibilidade de se obter uma curva de empuxo constante em relação ao tempo de operação e possuir baixa dispersão (pequena cauda de empuxo).

No caso da utilização de propelente líquido, é desejável que os componentes do propelente sejam hipergólicos, de modo a garantir auto-ignição dos componentes do propelente. Esta ação além de diminuir a complexidade e a massa do sistema, aumenta sua confiabilidade.

O propulsor, em qualquer configuração, deverá permitir o corte e controle de empuxo, em qualquer momento que se torne necessário.

3.1.2. Propulsores Secundários

O satélite recuperável deverá ser equipado com propulsores adicionais, que promovam a realização do controle de atitude do veículo quando em órbita. Para tanto, deverão ser utilizados 08 (oito) propulsores para controle/correção dos momentos de *pitch* (02 propulsores), *yaw* (2 propulsores) e *roll* (04 propulsores). Este sistema deverá operar utilizando gás frio (N_2) como fluido de trabalho, que é típico para este tipo de aplicação (Oliveira, 2000a). O sistema de pressurização a gás frio deverá ser autônomo (não deverá utilizar o mesmo gás que é utilizado para pressurização dos tanques de propelente). Este sistema deverá ser idêntico tanto para o motor a propelente líquido como para o motor a propelente sólido.

Também será analisada uma configuração, onde o sistema de controle de atitude possa vir a operar utilizando-se do fluido de trabalho do propulsor principal (decomposição de HTP).

3.2. Requisitos de Operação e Meio Ambiente

3.2.1 Motor Foguete a Propelente Líquido

Caso se utilize motor a propelente líquido, este deverá operar com propelentes que não exalem gases e vapores tóxicos, tanto na fase de carregamento dos componentes do propelente, como após o período de operação do propulsor (a carga útil deve ser recuperada sem que haja perigo de contaminação e intoxicação das pessoas envolvidas no resgate do satélite). Além disto, os componentes do propelente não deverão ser nocivos ao meio ambiente.

O sistema também deverá ser capaz de controlar e cortar o vetor empuxo dentro de uma faixa pré-estabelecida.

3.2.2. Motor Foguete a Propelente sólido

Nesta configuração, o propelente não oferece risco ao operador nem ao meio ambiente, porém, o controle e corte do vetor empuxo fica limitado a uma faixa bem restrita.

O sistema propulsivo (propulsor principal e secundários), seja ele a propelente sólido ou líquido, deve ser capaz de entrar em operação através de comando numa estação em terra, por meio de telemetria, em qualquer instante que se torne necessário.

3.3. Requisitos de Manufatura e Itens Padronizados

As partes do sistema propulsivo, sempre que possível, deverão ser manufaturadas através de processos de fabricação disponíveis no país. Os itens padronizados, tais como válvulas de alimentação e carregamento, tanques de propelente, tubulações, etc. deverão ser itens facilmente obtidos no mercado, de modo a minimizar os custos em desenvolvimento e qualificação.

3.4. Requisitos de Ensaios de Modelos de Desenvolvimento

Deve ser providenciado um banco de ensaios, para os modelos de desenvolvimento do sistema propulsivo seja ele a propelente sólido ou líquido. Esses ensaios têm por objetivo a qualificação do sistema bem a aquisição de dados relevantes (empuxo, pressão, velocidade de queima, vazão em massa, etc.). Bancos de ensaio típicos para motor a propelente sólido ou líquido são mostrados nas Fig. (2) e (3), respectivamente.

Esse banco de ensaio deve ser implementado de modo a permitir a obtenção de dados de forma confiável, porém deve ser construído tendo-se em mente baixo custos de fabricação e de

operação e ser construído da forma mais simples possível, sem, contudo deixar de ser funcional do ponto de vista da qualificação dos modelos em desenvolvimento.



Figura 2. Banco de Ensaios para Motor Foguete a Propelente Sólido.

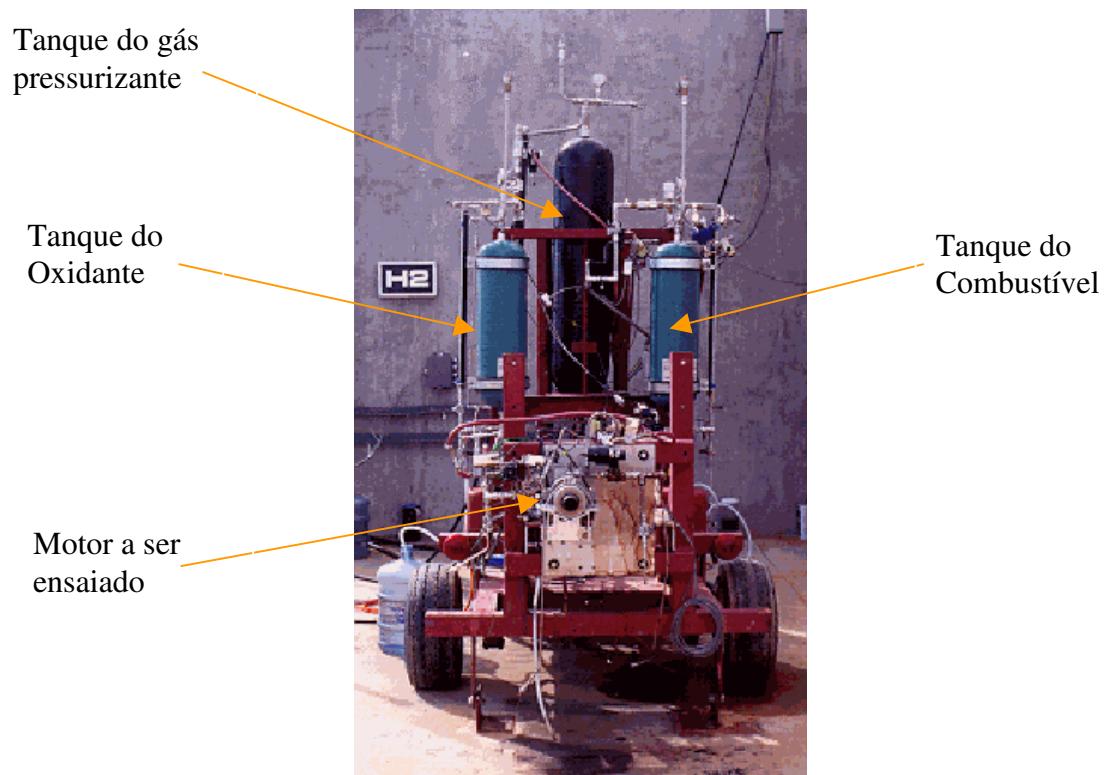


Figura 3. Banco de Ensaios (móvel), para Motor Foguete a Propelente Líquido.

3.5. Requisitos Físicos

O motor, seja ele a propelente sólido ou líquido, deverá apresentar a menor massa inerte (*dry mass*) possível, de modo que se possa maximizar a carga útil do sistema.

Deverá ser acoplado à parte traseira do satélite, fazendo interface com o fechamento inferior do satélite.

É recomendável que a massa de todo sistema propulsivo não seja superior a 45 kg.

O envelope no qual o motor deverá estar contido deverá ter no máximo as seguintes dimensões: comprimento de 450 mm e diâmetro de 200 mm.

O sistema propulsivo para controle de atitude não poderá ter massa maior que 19 kg.

4. ANÁLISE DE MOTOR A PROPELENTE LÍQUIDO

Baseado nas restrições acima e analisando-se os vários pares de propelente possíveis, chegou-se a conclusão que a melhor escolha para esta configuração é o par Peróxido de Hidrogênio como oxidante e Etanol para combustível. O par oxigênio líquido e querosene também foram cogitados, porém, caso se opte por essa configuração, deve-se lembrar que o oxigênio líquido é criogênico e o sistema necessita de um ignitor para iniciar a combustão. Essa configuração, embora possua impulso específico maior do que o par peróxido/etanol apresenta as dificuldades acima descritas, que além de diminuir a confiabilidade do sistema, também dificultam a operação e manipulação do sistema.

O par MMH/NTO, também possui impulso específico maior que o par peróxido/etanol, sendo, entretanto, uma mistura hiperbólica, de difícil manipulação por serem extremamente tóxicos e agressivos ao meio ambiente.

A escolha do propelente deve ser feita na fase inicial do projeto. Deste modo, tendo-se como objetivo a minimização dos custos de operação, uma combinação de propelente que seja facilmente estocável, não tóxica e não agressiva ao meio ambiente deve ser considerada.

Algumas das vantagens do Peróxido de Hidrogênio (HTP – High Test Peroxide) são as seguintes:

- Pode ser armazenado em condições ambientes normais, simplificando deste modo sua operação e reduzindo custos relativos ao seu manuseio;
- Pode ser transportado em veículos comuns sem nenhum procedimento especial;
- Os especializados e caros componentes exigidos em sistemas criogênicos, não o quando se opta pelo HTP;
- Não necessita de materiais especiais para operação, sendo que alumínio e aço inoxidável comerciais possam ser utilizados. Isto também diminui custo e tempo para desenvolvimento;
- Não é tóxico, os produtos resultantes de sua decomposição são o vapor d'água e o oxigênio gasoso. Sendo assim, há facilidade de manipulação e não oferece riscos ao meio ambiente e aos operadores;
- Possui alta densidade de impulso. A densidade de impulso é a medida do impulso total fornecido por unidade de volume do propelente. É definido como sendo o produto do impulso específico e da massa específica da combinação do propelente:

$$\rho = (Km + 1) / \left(\frac{Km}{\rho_{ox}} + \frac{1}{\rho_f} \right), \text{ onde } Km \text{ é a razão da mistura e } \rho_{ox} \text{ e } \rho_f \text{ são}$$

respectivamente as massas específicas do oxidante e do combustível.

- Não há necessidade da construção de um sistema separado para promover sua ignição;

- Possui grande faixa de variação de empuxo e possibilita partidas e corte de empuxo de maneira suave;
- Possui alta eficiência de combustão e seu sistema de injeção é simples, sendo constituído por injetores gás / líquido;
- Não há necessidade de grande custo para desenvolvimento;
- Pode ser utilizado como gerador de gás e monopropelnete;
- Quando em combinação com combustíveis a base de hidrocarbonetos, apresenta alto valor de impulso específico.

Algumas das características do HTP são mostradas na Tab. (1).

A decomposição catalítica do HTP é função da concentração da solução e do material do leito catalítico que está sendo utilizado. Os catalisadores utilizados com maior freqüência atualmente e que produzem os melhores resultados são malhas finas de fios entrelaçados de prata pura (99%). Essa malha é cortada de tal maneira que possam ser empilhadas e posteriormente prensadas uma sobre outras, de modo a formar um cilindro, como mostrado na Fig. (4).

Tabela 1. Propriedades do HTP em função da concentração e da temperatura inicial .

PROPRIADEADES TERMODINÂMICAS DO HTP EM FUNÇÃO DA CONCENTRAÇÃO E DA TEMPERATURA INICIAL DA SOLUÇÃO							
Concentração em Pêso	Temperatura Adiabática (°C)	Massa Molecular (kg/kg.mole)	γ	R (J/kg.K)	Cstar (m/s)	Isp _{vac} (s)	Temp. Inicial (°C)
0.70	246	21.48	1.321	387	601	118	27
0.75	372	21.77	1.302	382	669	134	
0.80	498	22.07	1.286	377	730	148	
0.85	624	22.38	1.273	371	784	162	
0.90	750	22.70	1.263	366	843	174	
0.95	876	23.02	1.255	361	880	185	
1.00	1003	23.35	1.253	356	928	196	
0.70	293	21.48	1.313	387	629	124	60
0.75	419	21.77	1.295	382	694	140	
0.80	545	22.07	1.281	377	753	154	
0.85	672	22.38	1.269	371	806	167	
0.90	798	22.70	1.264	366	859	179	
0.95	924	23.02	1.261	361	909	190	
1.00	1050	23.35	1.246	356	960	205	
0.70	207	21.48	1.327	387	557	113	0
0.75	333	21.77	1.308	382	648	129	
0.80	460	22.07	1.291	377	710	144	
0.85	586	22.38	1.277	371	767	157	
0.90	712	22.70	1.266	366	818	170	
0.95	838	23.02	1.258	361	865	182	
1.00	964	23.35	1.251	356	908	192	

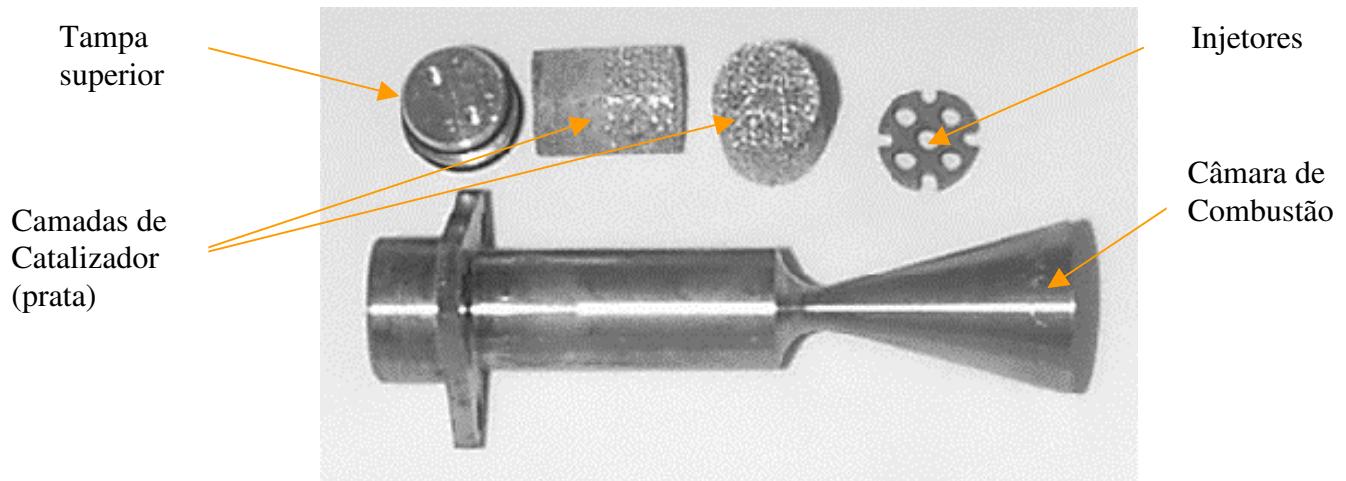


Figura 4. Motor Foguete a HTP monopropelente típico.

Os objetivos específicos a serem alcançados durante as fases de desenvolvimento e ensaios deste propulsor são os seguintes:

- Determinar a escalabilidade do leito catalítico;
- Demonstrar a eficiência do empuxo;
- Determinar o comprimento ótimo da câmara de combustão;
- Demonstrar combustão estável;
- Verificar espessura de queima ablativa (caso se utilize compósito para câmara de combustão);
- Determinar as características erosivas da câmara e da garganta;
- Demonstrar se a partida e apagamento do motor são confiáveis e estáveis;
- Verificar se injetores suportam a carga térmica;
- Determinar os requisitos necessários ao *film cooling*.

4.1. ANÁLISE DE MOTOR LÍQUIDO MONOPROPELENTE

De posse dos requisitos e limitações impostas anteriormente, foi calculado um motor para operação em modo monopropelente (Oliveira, 2000a), sendo que os resultados são mostrados na Tab. (2). Os resultados de cálculo para esta configuração são mostrados na Fig.(5).

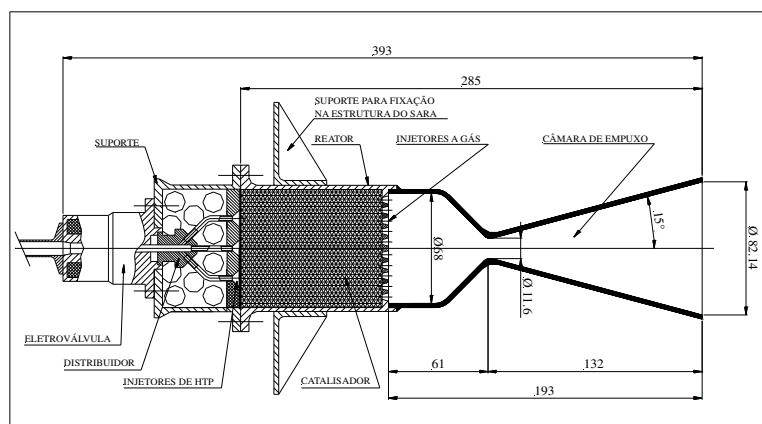


Figura 5. Configuração de motor líquido (HTP) a monopropelente.

Tabela 2. Dados para motor a monopropelente.

PARÂMETROS FÍSICOS	
Parâmetro	Valor
Concentração em Peso de htp	85%
Temperatura de decomposição	897,3 K (624 °C)
Massa Molecular	22,38 kg/kg.mole
Constante dos gases da decomposição	371,5 J/kg.K
Razão dos calores específicos	1,273
C_{star} (considerando $\eta_c = 90\%$)	784 m/s
Empuxo no vácuo	750 N
Impulsão Total	33600 N.s
Tempo de Operação	44,8 s
Impulso específico no vácuo (teórico)	161,7 s
Impulso específico no vácuo ($\epsilon = 50$)	154,5 s
Vazão em massa no regime nominal	0,486 kg/s
Massa total de Oxidante	21,8 kg
DADOS GEOMÉTRICOS	
Diâmetro da parte cilíndrica da câmara de combustão	68 mm
Diâmetro da garganta	11,6 mm
Diâmetro de saída da tubeira (para $\epsilon = 50$)	82,14 mm
Comprimento da câm. de combustão, incluindo reator	153 mm
Comprimento total	285 mm

4.1.1. Características do Motor

Motor foguete a propelente líquido, que funciona através da decomposição de Peróxido de Hidrogênio (HTP) em leito catalítico a base de prata.

O controle do empuxo é realizado através da abertura/fechamento da eletro-válvula de admissão do propelente, deste modo, o motor poderá operar tanto de forma contínua como pulsada, permitindo grande flexibilidade no controle de ΔV .

A tubeira é do tipo cônica (15°) o que facilita sua fabricação, de modo a minimizar custos com manufatura.

O leito catalítico, que se encontra no interior do reator, é constituído por malhas finas de fios de prata de alta pureza (99%), cortadas, empilhadas e prensadas uma sobre as outras, conforme mostrado na Fig. (4). O alto teor de pureza do catalisador é necessário para minimizar os efeitos dos contaminantes do catalisador sobre o peróxido.

A eletroválvula e o distribuidor promovem a alimentação do propelente, primeiramente para o leito catalítico e a seguir, para a câmara de combustão.

4.1.2. Princípio de Operação

O HTP que é mantido pressurizado em seu tanque de armazenamento, é enviado para o reator após abertura da eletro-válvula, onde quando entra em contato com o catalisador ocorre uma reação exotérmica de decomposição. A seguir esses produtos resultantes da decomposição (vapor de água superaquecido e oxigênio gasoso) encaminham-se em direção a câmara de empuxo, onde são acelerados a altas velocidades, gerando desta forma os níveis de empuxo necessário.

O sistema é mantido a uma pressão constante por meio de um regulador de pressão instalado na linha de alimentação, o qual garante uma alimentação constante de propelente. Deste modo, em regime nominal, é possível se obter uma curva de empuxo constante em relação ao tempo. O sistema pode operar de forma contínua e pulsada, bastando para isto comandar a abertura e fechamento da eletroválvula.

O catalisador sendo prata de alta pureza pode ser aproveitado em múltiplos ensaios, sem que haja necessidade de substituição. Porém, após cada ensaio em banco, recomenda-se fazer limpeza do catalisador através de banho de imersão em soluções apropriadas, de maneira que os contaminantes sejam completamente eliminados.

5. CONCLUSÕES

Foram abordados aspectos relativos a escolha dos propelentes, passando pela concepção da câmara de combustão, dos meios de resfriamento da tubeira, até aqueles relacionados com os materiais e as dimensões geométricas e gravimétricas de um propulsor de pequeno porte para uso como propulsor indutor de reentrada do satélite retornável SARA. Uma detalhada análise foi ainda feita comparando-se as vantagens de uso de propulsores mono- e bi-propelentes, enfatizando as questões relativas a impulsão específica, massa seca, agressividade ambiental, manuseio, etc. A análise aprofundada desses aspectos deverão permitir a escolha do propulsor mais adequado para cumprimento da missão de retorno do SARA.

6. REFERÊNCIAS

Moraes Jr., P., 1998, "Design Aspects of the Recoverable Orbital Platform SARA", Anales do 8º Congreso Chileno de Ingenieria Mecánica, Octubre 26-30, Concepción, Chile, vol. 1, pp. 39-44

Oliveira, U. C., 2000, "Conceptual Study of Small Pressure-Fed Engines", Anais do IX Congresso Brasileiro de Engenharia e Ciências Térmicas – ENCIT 2000, S24P03, Porto Alegre, RS -Brasil.

Oliveira, U.C., 2000a, "Gas Parameters of a Hydrogen Peroxide Monopropellant Gás Generator", Anais do Congresso Nacional de Engenharia Mecânica – CONEM 2000, MC9424, Natal-RN-Brasil.

Villas Boas, D.J.F., Moraes Jr., P., Sikkharulidze, Y.G., 2000, "Studies on the Characteristics of De-boost Motors for a Small Recoverable Orbital Platform", Anais do Congresso Nacional de Engenharia Mecânica – CONEM 2000, Natal-RN-Brasil.

Villas Bôas, D. J. F., 1999, "Estudo Preliminar do Propulsor de Indução de Reentrada para o Sistema SARA", CTA/IAE/ASE, São José dos Campos, SP, Brasil, doc. nº NT-176/ASE-N/99, (Internal Report).

ANALYSIS FOR DEFINITION OF THE DE-BOOST MOTORS FOR SARA RECOVERABLE ORBITAL PLATFORM

52044

Abstract: The Recoverable Orbital Platform SARA, under development at the Instituto de Aeronáutica e Espaço of the Centro Técnico Aeroespacial, is specified to perform experiments in a micro-gravity environment of medium duration. After its insertion and stay in orbit to carry out the on board experiments, the platform should be conducted to Earth with a manoeuvre and reduction of its orbital velocity. This should be done with the use of a small motor of high precision with the aim to reduce the ground or land recovery logistic efforts. In the present article some considerations have been made with respect to the propulsive means considering the execution of the necessary attitude and re-entry manoeuvres. Those aspects consider the choice of the propellants, concept of the combustion chamber, nozzle cooling system, materials, and geometric and gravimetric dimensions of the motor. A detailed analysis was performed comparing the advantages and respectively disadvantages of using motors with mono- and bi-propellants, taking in account aspects like specific thrust, dry mass, environmental pollution, handling. The analysis of all those aspects and several configurations should allow the choice of the most adequate motor to be used for the recovery of SARA.

Keywords: SARA, atmospheric re-entry, de-boost motor, orbital platform, liquid propellant