

P M C - 5 8 0

P M C - 5 8 1

Projeto Mecânico I e II

Professor : *Arlindo Tribess*

" Pré-projeto de um Grupo Motor-foguete Monopropelente "

Aluno:

Ronaldo Hamilton Sgarbi Jr.

USP - 6258828

DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

ESCOLA POLITÉCNICA - USP

Í N D I C E

I-) Introdução.....	1
II-) Objetivos.....	1
III-) Desenvolvimentos Existentes.....	3
IV-) Especificação de Materiais.....	5
V-) Propelente.....	6
VI-) Reator	
VI.I-) Tubeira de Escape.....	8
VI.II-) Injetor.....	12
VI.III-) Leito Catalítico.....	13
VI.IV-) Cálculo da Espessura do Reator.....	15
VII-) Reservatório	
VII.I-) Cálculo.....	15
VII.II-) Construção.....	17
VIII-) Sistema de Válvulas	
VIII.I-) Válvula bi-estável.....	18
VIII.II-) Válvula de carregamento.....	19
IX-) Determinação de Massa Total	
IX.I-) Massa Metálica.....	19
IX.II-) Massa de Compósito.....	20
X-) Bibliografia.....	20
Apêndice I - Preparo do Catalisador.....	23
Apêndice II - Lista de Símbolos.....	24
Apêndice III - Simulação Matemática.....	26
Apêndice IV - Figuras, Tabelas e Desenhos.....	38

Agradecimentos

Gostaria de registrar aqui, um pequeno tributo a algumas pessoas, que tornaram possível a mim estar hoje aqui, realizando este trabalho.

Serei injusto, com toda a certeza, posto que sou humano e falho, como qualquer um de minha espécie, mas espero que aqueles que foram aqui esquecidos me perdoem, pois se não agradeço a eles nesta efêmera página de papel, suas contribuições à confecção deste trabalho e ao engrandecimento da minha própria pessoa, de minha existência, estarão marcadas de maneira indelével em meu espírito.

Quero agradecer à interminável paciência e à orientação do professor Arlindo Tribess, que suportou minhas falhas (e limitações) sempre disposto e sereno; um referencial.

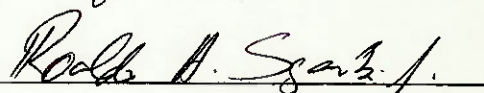
Preciso prestar agradecimentos à amiga e química Carmen Silvia Bentivoglio e à amiga e multi-engenheira Patrizia B. Tomasi, por sua inestimável ajuda quando me encontrava perdido e pelas inúmeras lições que a elas devo.

Também quero lembrar do colega engenheiro Humberto Mauro dos Santos Marchi e do mestre e engenheiro Franco Tomasi, por sempre terem me lembrado das razões pelas quais escolhi os caminhos que me trouxeram até aqui.

Lembro também de alguém a quem sempre tive como um irmão em que me espelhar e, acima de tudo, como um grande amigo, com quem sempre poderei contar, dr. Fernando Henrique Sgarbi Parro.

Agradeço, sobretudo, aos meus pais, Roaldo Hamilton Sgarbi e Celina Piane Sgarbi, que me permitiram chegar aqui, hoje, do modo como sou; que sempre mantiveram em mãos as lanternas que geraram a luz que me orientou nos caminhos que trilhei. Com certeza, é a eles que dedico este e todos os trabalhos da minha vida.

São Paulo, 22 de dezembro de 1994


Roaldo Hamilton Sgarbi Junior

I-) Introdução:

Tendo o aluno iniciado sua participação no Grupo Experimental de Foguetes da Escola Politécnica da Universidade de São Paulo no segundo semestre de 1990, desenvolveu-se nele o interesse em utilizar-se deste tema na confecção de seu Projeto de Formatura, aproveitando-se do fato de ser a área térmica a mais bem estruturada e conceituada dentro do Departamento de Engenharia Mecânica.

O assunto escolhido foi o pré-projeto de um grupo motor-foguete monopropelente. Esta escolha foi apresentada ao professor Arlindo Tribess, que a acolheu, aceitando ser o orientador do aluno nesta empreitada.

O presente relatório tem por finalidade estipular os objetivos do empreendimento, bem como esclarecer os meios pelos quais estes objetivos deverão ser alcançados e fornecer um panorama do que já foi feito no assunto.

II-) Objetivos:

O objetivo principal deste trabalho será obter o pré-projeto de um grupo motor-foguete monopropelente, isto é, uma unidade geradora de empuxo, cuja energia seja fornecida por um único composto, sendo este último necessariamente um líquido. Tal dispositivo deverá se prestar ao lançamento balístico de uma carga de trabalho, que poderá ser de natureza puramente experimental, para fins de pesquisa, ou de natureza prática, como saís de prata para a nucleação de nuvens.

O dispositivo deverá apresentar a capacidade de ser reutilizado em um número de lançamentos não inferior a dez. Esta especificação em particular tem por intenção tornar o equipamento a ser desenvolvido, inadequado a fins bélicos, posto ser insensato utilizar um dispositivo concebido para suportar múltiplos lançamentos em uma única missão, ao término da qual este será necessariamente destruído.

O pré-projeto deverá proporcionar os meios para a posterior confecção de um protótipo com capacidade de ser ensaiado, no mínimo, em solo. Alguns parâmetros serão particularmente importantes para o desempenho do sistema, e a sua obtenção final, desejável de conferência. São eles :

Impulso Total;

Tempo de Combustão;

Pressão de Combustão;

Empuxo Inicial.

O Impulso Total é definido como o resultado da integração no tempo, partindo do zero até o término da combustão, do empuxo. É deste parâmetro que depende primordialmente o apogeu de um foguete.

O Empuxo Inicial deve ser tal que, ao deixar a rampa de lançamento, o foguete deva ter atingido uma velocidade suficiente para que a estabilidade aerodinâmica possa garantir uma trajetória correta e segura.

A pressão de combustão é, em conjunto com o tempo de combustão e a temperatura em que esta ocorre, um fator limitador da câmara de combustão. A pressão de combustão também será fator determinante no projeto do reservatório e do sistema de válvulas.

A escolha do combustível será feita em função da obtenção dos parâmetros acima, e, uma vez feita, permitirá a

determinação dos restantes parâmetros do grupo motor-foguete.

Inicialmente, foi proposto que, para a confecção da câmara de combustão e reservatório de combustível, fosse usado material compósito, a saber, resina de poliéster ou epóxi como aglomerante e fibra de vidro como elemento estrutural de resistência, na configuração " *wire wound* ", ou seja, um "fio" sucessivamente enrolado por sobre o corpo que comporá o reservatório ou a câmara.

Como poderemos ver a seguir, entretanto, as condições na câmara de combustão são tais que, devido à longa exposição de sua estrutura à temperatura de operação, teríamos de dotar a câmara de uma isolamento térmica, a fim de impedir a deterioração do material compósito de sua estrutura.

Tal solução traria como consequência imediata uma elevação da massa deste subsistema, o que acabaria por suprimir sua principal vantagem sobre o emprego de materiais metálicos convencionais, bem como substancial elevação da complexidade do subsistema. Deste modo, a adoção de material metálico foi a solução adotada para a confecção da câmara de combustão.

Um esquema do grupo motor-foguete proposto pode ser visto na figura 1.

III-) Desenvolvimentos Existentes:

A quase totalidade dos projetos executados na área de mini-foguetes, utiliza como propelente um tipo de combustível sólido, exatamente como o atualmente em desenvolvimento por parte do Grupo Experimental de Foguetes da Poli. Referências a motores bipropelentes são encontradas em textos sobre equipamentos bélicos ou veículos lançadores orbitais.

Quando o combustível é líquido e monopropelente, as referências ficam bastante restritas, devido ao compromisso crítico entre a segurança de manuseio do combustível e o impulso específico do mesmo.

Podemos encontrar referências ao uso de impulsores monopropelentes em sistemas de controle de atitude para satélites, quando a simplicidade de operação e a baixa massa de sistemas deste tipo são requisitos fundamentais ao bom desempenho do sistema global, geralmente consumindo hidrazina (N_2H_4)

As condições na câmara de combustão, por outro lado, não variam grandemente ao se variar a natureza do propelente, sendo bem descritas na bibliografia citada, e nos casos particulares de escoamento através do bocal e da pressão na câmara de combustão, a modelagem feita para combustíveis sólidos efetuada pelo GEF pode ser quase integralmente utilizada.

O uso de materiais compósitos em mini-foguetes foi, ao que se pôde apurar, utilizado pela primeira vez no país no projeto Falcão [4], em mais um projeto que fez uso de combustíveis sólidos. Este tipo de tecnologia (o uso estrutural de "wire wound") simplesmente não tem antecedentes na aplicação em aeroespçonáutica (neologismo criado pela ABAEE - Associação Brasileira de Atividades Educativas Espaciais - para designar as atividades amadorísticas, de pesquisa e desenvolvimento de mini-foguetes) no país, embora possamos encontrar referências ao seu uso em desenvolvimentos de VLS (Veículos Lançadores de Satélites) e sistemas de uso bélico.

O catalisador utilizado para dissociar a hidrazina é um desenvolvimento considerado segredo industrial, pois a catálise heterogênea é uma área ainda em pesquisa na indústria química, o que torna difícil estabelecer com precisão os procedimentos em sua

fabricação.

IV-) Especificação de Materiais

Em princípio, o material metálico indicado para entrar em contacto com a hidrazina e com os gases de escape a altas temperaturas, foi uma liga comercial denominada INCONEL 600, que é uma liga de níquel, com composição :

Ni = 70% ; Cr = 20% ; Fe = 8%

Este metal havia sido especificado por sua elevada resistência à corrosão em altas temperaturas, bem como seu bom desempenho mecânico nestas temperaturas. Todavia, seu emprego não se faz imprescindível, pois as condições sob as quais as partes metálicas deste aparato irão operar não são tão severas quanto aquelas citadas na referência [14], de onde extraiu-se a especificação.

Tendo a economia e a simplificação por orientação básica, passou-se a procurar por metais alternativos. Desta maneira, chegamos aos aços inoxidáveis austeníticos AISI 310, 309, 302B e 316, bem como os aços inoxidáveis ferríticos AISI 420, 440, 443 e 446 por seu comportamento satisfatório nas condições de operação do presente sistema. Devemos notar, entretanto, que a hidrazina se mostra instável na presença de certos elementos, que causam sua dissociação ou são por ela corroídos. Assim sendo, por uma presença de Mo superior a 0,5% , o aço AISI 316 (2.00% a 3,00% de Mo) tem de ser descartado da lista de materiais alternativos, bem como o AISI 440 (0,75% de Mo). O aço AISI 446 também não se mostra adequado ao sistema em questão devido a sua baixa resistência mecânica em altas temperaturas.

Temos então os seguintes materiais alternativos para a

confeção do reator, válvulas, conexões e tubeira de escape:

AISI 309

AISI 310

AISI 302B

AISI 440

AISI 443

AISI 420

Dentre estes materiais citados, o aço que mais julgamos indicado é o AISI 310, por suas características mecânicas e químicas superarem, em conjunto, as condições de operação à que estarão submetidos no projeto em questão.

No tocante à resina a ser utilizada como aglomerante para a fibra de vidro, foi optado pela resina epóxi em detrimento do poliéster pelo fato de a primeira ser um produto mais nobre, mas mesmo assim, de custo muito próximo ao da segunda, além de esta apresentar certa instabilidade de comportamento físico, de acordo com o fornecedor e o lote.

V-) Propelente

Doravante neste projeto, o combustível será denominado propelente, pois tratar-se-á de um composto que sofrerá uma reação catalítica de decomposição, e não de uma reação típica de oxidação.

Em toda a literatura consultada sobre o assunto monopropelentes líquidos, encontramos dois problemas : a pouca profundidade com que o assunto é tratado e a pequena gama de opções de propelentes. No que tange à profundidade das análises encontradas, a única exceção foi o propelente efetivamente escolhido para ser empregado neste projeto : a HIDRAZINA (N_2H_4).

À seguir, listamos algumas características da hidrazina:

$$\rho = 1003,7 \text{ kg/m}^3$$

$$I_{sp} = 200 \text{ seg}$$

$$k = 1,291$$

$$T_{oc} = 1050^\circ \text{K}$$

f : $\text{H}_2=0,5$; $\text{N}_2=0,3$; $\text{NH}_3=0,2$ (para 63% de dissociação da amônia, valor típico em reatores catalíticos de hidrazina)

$$mm_{gc} = 12,76$$

A hidrazina está pressurizada em um tanque e, quando de abertura de uma válvula de controle, através de um injetor, é lançada em um leito catalítico, que promove a dissociação da hidrazina em amônia, nitrogênio e hidrogênio, em uma reação exotérmica, e a posterior dissociação endotérmica de parte da amônia em nitrogênio e hidrogênio. A mistura de gases escoar até uma câmara de expansão e é acelerada em um bocal convergente-divergente até uma velocidade adequada.

Na entrada do reator, existe uma região onde a temperatura é baixa o suficiente para permitir a existência de hidrazina no estado líquido. Este efeito, contudo, será desprezado neste trabalho.

O leito catalítico é composto de um suporte de grãos de alumina de alta densidade de poros e diâmetro de 0,125", impregnado a 0.05% de irídio, contido entre duas telas de 150-200mesh, cujas funções são manter o material do catalisador coeso, protegê-lo do jato direto de hidrazina, impedir o arrancamento e perda de catalisador para a tubeira de escape e promover uma pequena elevação do efeito catalítico, no caso de ser utilizada a liga Pt-Rd na sua confecção.

Para maior durabilidade do catalisador, o leito deve ser aquecido a uma temperatura superior a 95°C , pois partidas à

temperaturas inferiores costumam causar uma rápida deterioração do catalisador, com a consequente queda de eficiência do equipamento. Por este motivo, está prevista a adoção de uma fonte de calor (resistência elétrica), instalada no interior do leito catalítico (ver figura 2).

VI-) Reator

VI.I) Tubeira de Escape

Para que pudessemos iniciar o cálculo das variáveis referentes ao escoamento do propelente e dos gases de "combustão", fomos obrigados a estimar alguns valores iniciais para determinados parâmetros. Assim:

$$\left. \begin{array}{l} m_p = 0,8 \text{ kg} \\ m = 2,0 \text{ kg} \end{array} \right\} \Rightarrow M_o = 2,8 \text{ kg}$$
$$w = 2000 \text{ m/s}$$
$$g = 9,8 \text{ m/s}^2$$
$$\text{tempo total de queima} = 3\text{s}$$
$$\text{comprimento da rampa de lançamento} = 1.5\text{m}$$
$$\text{velocidade mínima de lançamento} = 20 \text{ m/s}$$
$$h_{\text{max}} = 15.000 \text{ m (valor mínimo aceitável)}$$
$$P_o = 20 \text{ bar}$$
$$\mu = 2 \times 10^{-5} \text{ lb.s/ft}^2 \cong 1,0 \text{ centipoise}$$

O tempo total de queima não poderia ser mais elevado, pois uma maior exposição da estrutura do reator e da tubeira de escape às elevadas temperaturas dos gases de reação, implicariam em uma provável deterioração dos mesmos, ainda que medidas protetoras, como isolamento térmico ou material de ablação, fossem adotadas. Por outro lado, um tempo de queima menor, ainda que permitisse o uso de material compósito na confecção do reator, tornaria inatingível o apogeu mínimo especificado, sem alterar de maneira radical o equipamento e as condições aqui utilizados.

A velocidade mínima de lançamento se justifica pelo fato de o sistema "foguetes" ser estaticamente instável, necessitando atingir uma certa velocidade ainda na rampa de lançamento, para que a ação aerodinâmica dos estabilizadores possa começar a surtir o efeito desejado.

O comprimento máximo da rampa de lançamento está limitado somente pela portabilidade do aparato, posto que um pequeno foguete, do tipo que utilizaria um motor como o apresentado neste trabalho, geralmente é lançado em campo aberto, com rampas móveis de pequenas dimensões.

Da referência [1], temos uma expressão para a altitude máxima alcançada por um foguete (apogeu), sem levar-se em consideração o arrasto aerodinâmico:

$$h_{\max} = \frac{w^2}{g} \left\{ \frac{\left[\ln\left(1 - \frac{m_p}{M_0}\right) \right]^2}{2} + \frac{\frac{m_p}{M_0} + \ln\left(1 - \frac{m_p}{M_0}\right)}{\left(\frac{a_0}{g}\right) + 1} \right\}$$

Da referência [12], obtemos uma aproximação inicial para o empuxo:

$$E_0 = I_{sp} \cdot \dot{m}_0 \cdot g, \text{ com } \dot{m}_0 = \frac{m_p}{t}$$

assim : $E_0 = 575 \text{ N}$.

Da equação de equilíbrio de forças $\Sigma F = m \cdot a$, tomada no instante $t = 0 \text{ s}$, podemos afirmar:

$$E_0 - M_0 \cdot g = M_0 \cdot a_0$$

$$a_0 = \frac{E_0}{M_0} - g$$

deste modo: $a_0 = 195,56 \text{ m/s}^2$, ou $a_0 = 19,95g$.

Destes resultados, com a expressão anterior e os valores iniciais, podemos obter o valor de $h_{\max} = 22.100 \text{ m}$.

A fim de verificarmos se a velocidade de escape dos gases de reação está de acordo com os valores pré-estabelecido,

tomamos da referência [1], a equação:

$$E = \dot{m} \cdot w, \text{ ou } w = \frac{E}{\dot{m}}$$

assim, $w = 2.156 \text{ m/s}$, satisfatoriamente próximo do valor inicialmente adotado.

Para a determinação de v_o , vamos fazer algumas considerações:

$$v = \frac{dx}{dt}; a = \frac{dv}{dt} = \text{constante} = a_o$$

$$\text{portanto, } v = a_o \cdot t + v_o \text{ e } x = \frac{1}{2} a_o \cdot t^2 + v_o \cdot t + x_o$$

e se $v_o = 0$ e $x_o = 0$, temos:

$$v = a_o \cdot t \text{ e } x - x_o = \Delta S = \frac{1}{2} a_o \cdot t^2$$

ou seja, quadrando a primeira equação:

$$v^2 = a_o^2 \cdot t^2 = 2 \cdot a_o \cdot \Delta S$$

assim, para $\Delta S = 1,5\text{m}$, teremos $v_o = \sqrt{3 \cdot a_o} = 24,22\text{m/s}$.

Assumindo que expandimos os gases de reação até a pressão ambiente no bocal convergente-divergente, temos:

$$\frac{P}{P_o} = \frac{1}{20} = 0,05.$$

Agora podemos entrar nos gráficos da referência [11] e, depois de sucessivas tentativas, conseguimos extrair valores satisfatórios e que nos mantenham bastante próximos dos parâmetros iniciais desejados:

$$\frac{A}{A^*} = 3 \Rightarrow w = 1.750 \text{ m/s}$$

$$E = \dot{m} \cdot w = 466,73 \text{ N}$$

$$a_o = 156,89 \text{ m/s}^2 \quad (a_o = 16,01\text{g})$$

$$v_o = 21,69 \text{ m/s}$$

$$h_{\text{max}} = 16.757 \text{ m}$$

Agora, com estes valores, que estão dentro de faixas aceitáveis e foram obtidos de forma aproximada, através do uso de gráficos, não sendo suficientemente precisos portanto, procederemos um cálculo propriamente dito.

Para tanto, assumiremos que o escoamento no bocal é

isoentrópico, podendo então fazer uso das seguintes equações, todas extraídas da referência [8] :

$$\frac{P_o}{P} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\frac{T_o}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2$$

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\left(\frac{2}{k+1} \right) \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

$$\frac{\dot{m}}{A^*} = \frac{P_o}{\sqrt{T_o}} \sqrt{\frac{k \cdot g_c}{R}} \frac{1}{\left(\frac{k-1}{2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}$$

onde g_c = fator de correção de unidades.

Com as equações acima, podemos determinar as condições da saída e da garganta que se seguem:

$$M_s = 2,57$$

$$T_s = 535,44^\circ K$$

$$A_s = 3,23 \cdot A^*$$

$$T^* = 917,03^\circ K$$

Da referência [1] tiramos um conjunto de equações, para a determinação da área de garganta, de forma que nela obtenhamos uma dada vazão $\dot{m}$:

$$A^* = \frac{\dot{m}}{C_g \cdot P_o} \text{ e, portanto : } d^{*2} = \frac{A^*}{0,7854}$$

$$C_g = \frac{0,1443 \cdot \Omega \cdot C_d}{\sqrt{\frac{T_o}{mm_{gc}}}}$$

$$\Omega = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

$$C_d = 0,95 \text{ (coeficiente de descarga)}$$

sendo que deve-se utilizar nestas equações, somente unidades inglesas.

Podemos então obter:

$$A^* = 1,7214 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$d^* = 14,805 \text{ mm}$$

$$D_{\text{saída}} = 26.6 \text{ mm}$$

De posse destes dados e sabendo que $R = 702,76 \text{ J/kg.K}$, podemos encontrar:

$$c_{\text{saída}} = 696,767 \text{ m/s}$$

$$w = 1790 \text{ m/s}$$

A discrepância de 2,2% entre este valor de w e o valor obtido anteriormente não justifica o recálculo de E , a_0 , etc.

VI.II-) Injetor

No injetor de propelente sobre a câmara catalítica, temos uma vazão mássica definida por $\dot{m} = \rho.v.S$.

Tomando um injetor consistindo de uma placa com quatro orifícios de diâmetro de 2,0 mm, teremos uma área total $S = 1,257 \times 10^{-5} \text{ m}^2$ e, portanto:

$$v = 21,145 \text{ m/s}$$

Esta velocidade é um tanto elevada, mas do ponto de vista da perda de carga no injetor, podemos aceitá-la, pois este último apresenta um comprimento muito pequeno. Há que se notar, entretanto, que um jato direto sobre o leito catalítico com tal velocidade iria danificá-lo fisicamente, pelo impacto resultante. Assim sendo, os quatro orifícios deverão apresentar uma configuração tal que seus jatos convirjam para um ponto anterior ao leito catalítico, que pertença ao eixo do reator (ver figura 2).

Para determinar a perda de carga entre o tanque e a placa injetora, ainda que de maneira estimada, posto não ser possível defini-la no trecho completo, utilizamo-nos das equações extraídas da referência [9]:

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot D}{\mu}$$

$$f = \frac{0,316}{Re^{0,25}}$$

$$h_f = \left[\frac{fL}{D} + \sum K \right] \frac{v^2}{2g}$$

Conseguimos deste modo os seguintes valores:

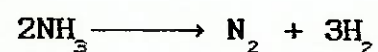
$$Re = 4,45 \times 10^4$$

$$f = 0,0216962$$

$$h_f \cong 50 \text{ m}_{H_2O} \cong 5 \text{ bar}$$

VI.III-) Leito Catalítico

O leito catalítico em questão é parte integrante de um reator, cuja tarefa é decompor hidrazina líquida em amônia, nitrogênio e hidrogênio gasosos, através de uma catálise heterogênea, conforme o mecanismo de reação abaixo:



As hipóteses feitas para esta determinação são:

- O escoamento é unidimensional em x ;
- Difusão axial de calor e massa, bem como perdas de calor para as paredes da câmara foram desprezadas;
- Como a decomposição catalítica da hidrazina é uma reação muito rápida e bastante exotérmica as seguintes considerações são cabíveis: $C_s^{NH_4}$, que corresponde à concentração de hidrazina nos sítios ativos do catalisador, é praticamente nulo; na entrada do reator existe uma pequena região onde ocorre a presença de hidrazina líquida, mas este efeito será desconsiderado neste trabalho;

- Regime permanente de escoamento;

Temos então, segundo as referências [16], [17], [19] e [20], o seguinte conjunto de equações a regerem a dissociação aqui

envolvida:

$$\frac{N_2H_4}{C(x)} + \frac{A \times K}{\varepsilon \times V} \times C(x) = - \frac{1}{V} \times r_{hom} \frac{N_2H_4}{C(x)}$$

$$r_{hom} = \frac{N_2H_4}{C(x)} \times \frac{k \times T}{h} \times \frac{f^*}{f} \times \exp \left(- \frac{E_{hom}^*}{R \times T} \right)$$

$$E_{hom}^* = \Delta F_g (T = 1050 K) - \Delta H_l (T = 1050 K)$$

$$K = 4,357 \times \frac{T^{3/2}}{P \times (V_{N_2H_4}^{1/3} + \bar{V}^{1/3})^2} \times \sqrt{\frac{1}{M_{N_2H_4}} + \frac{1}{\bar{M}}}$$

$$\bar{V} = \frac{0,3 \times V_{NH_3} + 0,15 \times V_{N_2} + 0,15 \times V_{H_2}}{0,6}$$

$$\bar{M} = \frac{0,3 \times M_{NH_3} + 0,15 \times M_{N_2} + 0,15 \times M_{H_2}}{0,6}$$

Das referências [17], [18], [19], [20] e [21], obtemos os seguintes valores, com as constantes e as equações acima, para um diâmetro do leito de 3 pol :

$$V = 13,099 \text{ m}^3/\text{s}_2$$

$$A = 1375,335 \text{ m}^3/\text{m}^3$$

$$\varepsilon = 34,6\%$$

$$K = 5,187 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s}$$

$$E_{hom}^* = 4990150,664 \text{ J/kg}$$

$$f \cong 1 \text{ (por definição)}$$

$$f^* \cong 1 \text{ (efeitos de alta frequência)}$$

$$k = 1,38 \times 10^{-23} \text{ J/K}$$

$$h = 6,63 \times 10^{-34} \text{ J} \times \text{s}$$

Assim, com a condição de contorno de $C(x) = 100\%$ de hidrazina para $x = 0$, temos:

$$\begin{array}{c} \text{N}_2\text{H}_4 \\ C(x) = 7,34 \times \exp (- 30418,93 \cdot x) \end{array}$$

Deste modo, para a concentração de hidrazina ser levada a zero, teremos $x = 0,0074\text{m}$, ou aproximadamente 1.0cm.

Como a decomposição da hidrazina ocorre a meio comprimento da câmara catalítica, conforme a referência [16], teremos um comprimento total de 2,0cm de leito catalítico.

Da referência [17], obtemos uma equação para determinar a queda de pressão que ocorre no leito, que não ultrapassa 1,0 bar.

Este dado é de grande importância para garantirmos a integridade dos grãos de alumina do catalisador, que poderiam ser esmagados caso a queda de pressão superasse a casa dos 5,0 bar.

VI.IV-) Cálculo da Espessura do Reator

Tomando-se uma pressão de combustão de 20bar e um σ de $10^{kgf/mm^2}$, para o aço a uma temperatura de 1000K, um ϕ de 3"; teremos uma espessura mínima de 1,1mm. Determinamos esta como espessura mínima, devido à irregularidade superficial do elemento em questão.

VII-) Reservatório

VII.I-) Cálculo

Para determinar o volume do tanque de propelente, vamos utilizar duas equações e uma hipótese:

$$V_{tq} = \frac{m_F}{\rho} + V_{N_2}$$

$$\frac{P \cdot V}{T} = \frac{P' \cdot V'}{T'}$$

P' = pressão ao término da combustão = $0,5 \times P_0$

Assim, teremos que, tomando uma expansão isotérmica:

$$V_{N_2} = 1,0 \cdot \frac{m_P}{\rho} = 9,970 \times 10^{-4} \text{ m}^3$$

$$V_{tq} = 1,59 \text{ l}$$

Já determinamos que o volume total do tanque de hidrazina é de 1,59 l. Tomando um diâmetro de 4 pol, teremos um comprimento total de 23cm. Em reservatórios cilíndricos, a relação entre as tensões circunferencial e longitudinal é sempre igual a 2. Como vemos na figura 3, para obtermos a máxima eficiência no aproveitamento da anisotropia da técnica utilizada (wire wound), devemos compor o ângulo de hélice de forma a fechar o triângulo de forças.

Com os dados listados na tabela 1 e as equações abaixo, retiradas da referência [24], podemos verificar que as condições de carregamento do nosso problema são muito pouco severas, de modo que o tanque será confeccionado em apenas duas camadas "reversas".

$$C = \frac{\pi \times d_c}{S_c}$$

$$t = \frac{1,5 \times P \times R}{M \times \sigma_f}$$

$$t_\alpha = \frac{t}{3 \times \cos^2 \alpha}$$

$$t = t_\alpha + t_h$$

$$\tan^2 \alpha = \frac{\sigma_c}{\sigma_1}$$

Das referências [24] e [25] obtemos as seguintes características para a fibra de vidro de tipo E, em matriz de resina de epóxi:

$$\sigma_f = 135 \text{ kgf/mm}^2$$

$$\sigma_m = 23 \text{ kpsi}$$

$$\rho = 2,54 \text{ g/cm}^3$$

relação entre volumes de fibra e laminado = 0,60

M = 0,75 (valor médio usual)

$$t_{\text{médio 1 camada}} = 0,012 \text{ pol} = 0,305 \text{ mm}$$

Para uma pressão interna de 30 bar e um diâmetro de 4 pol, usando um ângulo de hélice de 54.75° , obteremos $t = 0,226 \text{ mm}$, ou seja, menos de uma camada de laminado.

VII.II-) Construção

Para a confecção do reservatório, primeiramente precisamos de um mandril, ou um "molde" sobre o qual será aplicada a fibra de vidro. Este molde deverá poder ser retirado do interior do tanque após a cura da resina. Também será tarefa do mandril suportar as peças que irão compor as duas porções finais das extremidades do tanque.

Uma vez instalado o mandril no eixo que promoverá sua rotação, passamos a marcar o "caminho" que o feixe de fibra de vidro deverá percorrer em sua superfície. Passamos então a impregnar este feixe com a resina que comporá a matriz do compósito e a aplicá-lo sobre o mandril em rotação, segundo o ângulo de hélice especificado. Podemos observar todo o processo acima nas figuras 4 e 5.

Após 175 ciclos completos, utilizando um feixe de $1/8$ pol, teremos coberto toda a superfície do mandril com duas camadas reversas de laminado. Procede-se então uma nova aplicação de resina e aguarda-se a cura.

O último passo do processo é a remoção do mandril,

estando então o reservatório pronto para o uso, bastando conectá-lo ao resto do sistema.

Podemos ver o reservatório acabado na figura 6.

Cabe aqui salientar que as extremidades do reservatório apresentam a forma de uma geodésica, ou uma forma isotensóide. Esta configuração é utilizada com o objetivo de garantir um carregamento apenas de tração sobre as fibras do laminado, bem como para não permitir que haja um deslizamento acidental de algum dos feixes durante o processo de confecção do reservatório, pois estes percorrerão o menor caminho possível entre dois pontos da superfície curva. Podemos observar como deve ser o perfil desta geodésica na figura 7.

VIII-) Sistema de Válvulas

VIII.I-) Válvula bi-estável

Esta parte do sistema é responsável por todo o controle da combustão. Ela deve ter a capacidade de manter-se na condição em que se encontrar, sem qualquer necessidade de interferência externa. Isto quer dizer que a válvula deve se manter fechada até que haja uma ordem externa, afim de abri-la. Do mesmo modo, deve se manter aberta, após esta ordem, sem interferência externa.

Dentre as opções, destacam-se duas:

- Válvula de membrana de ruptura
- Válvula de contra-pressão

Optamos pela segunda, devido à sua operacionalidade; ou seja, em caso de necessidade, há a possibilidade de retorno à condição fechada.

Seu sistema de acionamento ocorrerá a juzante; pois

implica numa simplificação no sistema de vedação; conforme figura 8.

VIII.II-) Válvula de carregamento

Esta válvula consiste simplesmente de uma derivação no sistema, localizada entre o reservatório e a válvula de controle, à qual é associada uma válvula de retenção.

O objetivo deste subsistema é permitir que, após o reservatório ter sido carregado de hidrazina e acoplado ao resto do sistema, este possa ser pressurizado com nitrogênio.

Em caso de necessidade, pode-se também efetuar a despressurização do sistema através desta válvula.

IX-) Determinação da Massa Total

IX.I-) Massa Metálica

Tomando-se uma espessura média de 3mm e um ϕ de 3", teremos um volume de aço da ordem de 60cm^3 .

O volume estimado para a tubeira de escape, considerando-se um ângulo de saída de 10° , será de 50cm^3 .

Por fim, estimamos um volume de 70cm^3 , para o conjunto da placa injetora, válvula bi-estável e válvula de carga.

Sendo a densidade do aço de $8,0\frac{\text{g}}{\text{cm}^3}$, teremos uma massa metálica de 1,5kg.

IX.II-) Massa de Compósito

Sendo o tanque composto de duas camadas de laminado, com espessura média de 0,66mm e dois terminais (um estaque e um de entrada e saída) em aço; e sendo a densidade do laminado de $2,6 \frac{g}{cm^3}$, teremos uma massa de aprox. 200g.

A massa total do sistema, será de 1,7kg. Como foi limitada em 2,0kg, a margem de erro garante a segurança do projeto.

X-) Bibliografia:

[1] - *M. J. Zucrow* - " Principles of Jet Propulsion and Gas Turbines " Editora Wiley, New York, 1948.

[2] - *Loh, Wellington Hsiao-Tung* - " Jet, Rocket, Nuclear, Ion and Electric Propulsion : Theory and Design " Editora Springer-Verlag, Berlin, 1968.

[3] - *M. J. Zucrow* - " Aircraft and Missile Propulsion " Editora Wiley, New York, 1965.

[4] - *ABAEF* - " Boletim Aeroespacial " "

[5] - *Marchi, Carlos Henrique* - " Mini-foguete Netuno " Universidade Federal de Santa Catarina-Centro Tecnológico, Florianópolis, março/1985.

[6] - *Ramsden, Philip* - " A Simple Sounding Rocket for Educational Purposes "

[7] - *Escuela Universal de Astronautica de Buenos Aires* - " Construccion y Lanzamiento de Modelos Autopropulsados " Leccion n° 80

- [8]-*Van Wylen, G.J. e Sonntag, P.E.*- "Fundamentos da Termodinâmica Clássica" - Edgar Blucher Ltda. - S.P. - 1987
- [9]-*Streeter, V.L.*- "Mecânica dos Fluidos" - McGraw-Hill - São Paulo - 1982
- [10]-*Chin, S.S.*- "Missile Configuration Design" - McGraw-Hill - New York - 1961
- [11]-*Hinckel, J.N.* - "Cálculo do escoamento num bocal convergente-divergente, incluindo efeitos de relaxação vibracional"- 3^o WORKSHOP de Combustão e Propulsão - FTI Faculdade de Engenharia Química - Lorena - 28 a 30 de novembro de 1989
- [12]-*Souza Costa, F* - "Análise de Sistema de Micropropulsão" - 3^o Workshop de Combustão e Propulsão - FTI Faculdade de Engenharia Química - Lorena - 28 a 30 de novembro de 1989
- [13]-*Roma, M.N.S.C. ; Carvalho Jr., J.A. ; Marques da Cruz, G.* - "Catalisadores para Conversão de Monóxido de Carbono em Gases de Combustão de Etanol" - 3^o Workshop de Combustão e Propulsão - FTI Faculdade de Engenharia Química - Lorena - 28 a 30 de novembro de 1989
- [14]-*Hinkel, J.N. e outros* - "Desenvolvimento de Componentes para o Subsistema Propulsivo do SSR-1" - 3^o Workshop de Combustão e Propulsão - FTI Faculdade de Engenharia Química - Lorena - 28 a 30 de novembro de 1989
- [15]-*Gill, W. ; Salles, C.E.R.* - "Método para Seleção de Sistemas Propulsivos para Satélites" - X Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica - R.J. - 1989
- [16]-*Devloo, Philippe R.B. ; Villalobos, Sônia M.G.G.* - "Numerical Simulation Model of Hydrazine Attitude Control Thrusters" - X Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica - R.J. - 1989

- [17]-Perry, Robert H.; Green, Don W.; Maloney, James O.-
"Perry's Chemical Engineer's Handbook" - McGraw Hill - N.Y. - 1984
- [18]-Kirk & Othmer- "Encyclopedia of Chemical Technology" ,
3rd edition - vol. 12 - John Wiley & Sons - N.Y. - 1978
- [19]-Audrieth, L.F. and Ogg, B.A.-"The Chemistry of
Hydrazine" - John Wiley & Sons - N.Y. - 1951
- [20]-Droguett, S.E.-"Elementos de Catálisis Heterogênea" -
Secretaria Geral da OEA-Projeto Regional de Desenvolvimento
Científico e Tecnológico - Washington D.C. - 1983
- [21]-Holman, J.P.- "Transferência de Calor" - MacGraw Hill
- S.P. - 1983
- [22]-Jolly, William L.- "The Inorganic Chemistry of
Nitrogen" - W.A. Benjamin, INC. - N.Y. - 1964
- [23]-Hougen, O.A. and Watson, K.M.- "Chemical Process
Principles" - John Wiley & Sons Inc. - N.Y. - 1950
- [24]-Al-Qureshi, Hazim A.- "Composite Materials:
Fabrication and Analysis" - ITA - S. José dos Campos - 1984
- [25]-Kirk & Othmer- "Encyclopedia of Chemical Technology" -
John Wiley & Sons - N.Y. - 1978
- [26]-Margetfalvi, J.L. ; Talas, E. ; Göbels, S.-
"Preparation of alumina supported tin-platinum catalysts by
reaction of tin tetraethyl with hydrogen adsorbed on platinum.
Study of formation and decomposition of the primary surface
complex." - Catalysis Today vol.6 - pp 73 - 1989
- [27]-Bond, G.C. -"Heterogeneous Catalysis - Principles and
Applications" - Chapter II, Oxford Chemistry Series - 1974
- [28]-Delèpine, M.- "Emploi di Tétrachlorure de Carbone pour
la Chloruration de Quelques Métaux de la Famille du Platine" -
Bull. Soc. Chim. Fr. number 1, pp 282-283 - 1956

[29]-Apesteguiá, C.R. ; Garetto, T.F. ; Borgna, A. - "On the Sulfur-aided Metal-support Interaction in Pt/Al₂O₃-Cl Catalysts" - Journal of Catalysis vol 106, pp 73-84 - 1987

[30]-Stiles, Alvin B. - "Catalyst Manufacture - Laboratory and Commercial Preparations" - Marcel Dekker INC. - N.Y.

[31]-Chiaverini, Vicente - "Aços e Ferros Fundidos" - ABM - S.P. - 1987

Apêndice I - Preparo do Catalisador

Os suportes de alumina de diâmetro $\frac{1}{8}$ pol são lavados com água destilada para remover os finos, secos a 120°C por 16 horas e calcinados a 400°C por 6 horas.

O precursor utilizado para impregnar o suporte de alumina é o ácido hexacloroirídico (H₂IrCl₆).

O metal em pó é misturado com um excesso de NaCl e CCl₄, a uma razão entre 2:1 e 5:1, sendo a mistura colocada em um recipiente de quartzo dentro de um forno e mantido a 700°C por 12 horas, em uma atmosfera de cloro. A adição de H₂O₂ à mistura de irídio, NaCl e CCl₄ faz acelerar o processo de cloração. O produto da cloração (Na₂IrCl₆) deve ser dissolvido em água destilada para remover o metal não clorado, da ordem de 10% a 12% do material inicial, sendo então passado através da resina trocadora de íons em uma coluna, para substituir os átomos de sódio por átomos de hidrogênio, fornecidos por uma solução de HCl. A solução é então levada à concentração desejada para a impregnação por aquecimento, podendo então mistura H₂IrCl₆ + HCl ser gotejada no suporte de alumina. O precursor é então seco a 120°C por 16 horas e reduzido em atmosfera de hidrogênio a 400°C - 500°C por 6 horas, em presença de H₂SO₄. O consumo de hidrogênio nesta etapa é de 200 a 500 cm³

por minuto. O catalisador resultante é então resfriado, purgado em N_2 por 15 minutos e então conservado em recipiente fechado até seu uso.

No entanto, deve ser ressaltado que existem catalisadores comerciais com especificações adequadas ao uso em questão. São eles o Shell 405-Irídio em alumina e o catalisador KC-IR-12-GA, baseado em irídio também, porém mais eficiente que o anterior, quando em baixas temperaturas de partida e com melhores características de desempenho após múltiplas partidas.

Apêndice II - Lista de Símbolos

Leito Catalítico - cap. VI.III

$C_s^{N_2H_4}$ - Concentração de hidrazina nos sítios ativos do catalisador

$C^{N_2H_4}$ - Concentração de hidrazina

A - Relação área/volume do catalisador

K - Coeficiente de difusão gasosa

ϵ - Fração de espaço vazio na câmara catalítica

V - Velocidade do escoamento

$r_{hom}^{N_2H_4}$ - Taxa de reação da decomposição homogênea da hidrazina

k - Constante de Boltzman

T - Temperatura do escoamento

h - Constante de Planck

f^* - Fração dos sítios ativos ocupados pela hidrazina

f - Fração de moléculas gasosas

E_{hom}^* - Energia de ativação da reação homogênea

R - Constante do vapor de hidrazina

ΔF_g - Energia livre de formação da hidrazina gasosa

ΔH_l - Calor de formação da hidrazina líquida

V_i - Volume atômico de i

M_i - Massa molar de i

Reservatório - cap. VII

C - Número de ciclos completos
d - Diâmetro do reservatório
S_c - Largura circunferencial do feixe de fibras
P - Pressão
R - Raio do reservatório
M - Fator de fabricação
 σ_f - Tensão de ruptura da fibra na matriz
 σ_m - Tensão de ruptura da matriz
t - Espessura do laminado (total)
 t_α - Espessura do laminado helicoidal
 t_h - Espessura do laminado circunferencial
 α - Ângulo de hélice
 σ_c - Tensão de carregamento circunferencial
 σ_l - Tensão de carregamento longitudinal
 ρ - Densidade aparente do laminado
V_{lq} - volume do tanque
V_{N₂} - volume do gás de pressurização (N₂)

Tubeira de escape - cap. VI.I

Injetor - cap. VI.II

m_p - massa de propelente
m - massa do artefato
M₀ - massa total no lançamento
w - velocidade de exaustão dos gases de escape
g - aceleração da gravidade
E - empuxo
E₀ - empuxo inicial
 $\dot{m}$ - vazão mássica de propelente
 $\dot{m}_0$ - vazão mássica inicial de propelente
a₀ - aceleração inicial
I_{sp} - impulso específico de propelente
 ρ - densidade do propelente
k - razão de calores específicos
T_{0c} - temperatura adiabática de chama - ou análoga

T_0 - temperatura de estagnação
 f - frações molares
 P_0 - pressão de estagnação
 S - área de passagem do injetor
 A_1 - iésima área de seção transversal do bocal conv-div
 M - número de Mach
 c - velocidade do som
 C_d - coeficiente de descarga
 mm_{gc} - massa molar equivalente dos gases de reação
 μ - viscosidade absoluta (propelente)
 Re - número de Reynolds
 f - coeficiente de carga distribuída
 h_f - perda de carga
 K - coeficiente de perda de carga localizada
 h_{max} - Altitude máxima alcançada (apogeu)
 l - comprimento da rampa de lançamento
 v_0 - velocidade de lançamento
 t - tempo de consumo do propelente

Apêndice III - Simulação

Com o pré-projeto já esboçado, podemos agora simular computacionalmente a sua operação. Para tanto, utilizaremos as equações de movimento e de operação anteriormente descritas, além das seguintes hipóteses e equações:

-hipótese 1: A expansão do gas de pressurização se processa isotermicamente, pois ocorre em um intervalo de tempo razoavelmente curto.

-hipótese 2: O arrasto aerodinâmico é proporcional ao quadrado da velocidade, conforme a equação :

$$F_A = \frac{C_x \cdot \text{área}_{\text{transversal}} \cdot \rho \cdot V^2}{2}$$

com $C_x = 0,33$ (constante), ρ variando com a altitude e área transversal correspondente a seção de 4" de diâmetro.

-hipótese 3: A pressão decai à metade para cada 5.000m de ascensão, aproximadamente.

hipótese 4: A temperatura decai de 1°C para cada 215m de ascensão, até 3000m e de 1°C para cada 143m entre 3000m e 9000m.

-hipótese 5: A resultante das forças corresponde à composição da força peso com o arrasto aerodinâmico e o empuxo.

Deste modo podemos elaborar o algoritmo apresentado à seguir, com o qual simulamos o desempenho do sistema sob as seguintes condições:

- a) $P_0 = 20\text{bar}$ e atrito com o ar
- b) $P_0 = 20\text{bar}$ e sem atrito com o ar
- c) $P_0 = 5\text{bar}$ e atrito com o ar
- d) $P_0 = 10\text{bar}$ e atrito com o ar
- e) $P_0 = 15\text{bar}$ e atrito com o ar
- f) $P_0 = 25\text{bar}$ e atrito com o ar

Podemos notar que a diminuição de P_0 , ao invés de diminuir o apogeu alcançado, eleva este valor. Isto se dá pela diminuição da velocidade de ascensão, com a correspondente queda do termo de atrito aerodinâmico. Podemos observar também que este último atinge um nível bastante elevado, devido à também elevada velocidade desenvolvida pelo sistema.

Os gráficos dos parâmetros de desempenho do sistema, na condição a são apresentados no final deste apêndice.

```

10 CLS
15 INPUT "Entre com PO (em bar)";PO
20 DT=.05:MO=2.5:RO=1003.7:SE=0
25 LPRINT "Para PO=";PO;"bar"
26 LPRINT "Tempos:";LPRINT
30 J=0:P=1:VV=.0012:V=0:H=0
40 OPEN "O",#1,"A:DADOS1.DAT"
50 LPRINT "Tempo","Veloc.," "Altitude","Acel.," "Empuxo"
60 LPRINT "seg"," m/s"," m"," m/s^2"," N"
65 O=0
70 WHILE MO>1.7
75     TIME=J*DT
80     MM=1.2672*PO/100
90     MX=SQR(((PO/P^.2254)-1)*6.8729)
100    MY=SQR(((MX^2)+6.8729)/(((MX^2)+8.8729)-1))
110    PY=P*(1.291*(MX^2)+1)/(1.291*(MY^2)+1)
120    POY=PY*((1+.1455*(MY^2))^4.4365)
130    P1=P/PO:P2=PY/POY
140    IF P1>P2 THEN GOTO 1000
150    M=MX
160    T=1050/(1+.1455*(M^2))
170    W=M*SQR(907.267*T)
180    E=MM*W
190    TT=-(2.59*(H^2)/100000000#)-(3.89*H/1000)+298
200    A=(E/MO)-(9.8+.001548*(V^2)*P*298/(TT*MO))
205    IF J=0 THEN AO=A
210    PRINT USING "#####.##" ";TIME,V,H,A,E
220    IF O=10 THEN LPRINT USING "#####.##" ";TIME,V,H,A,E
230    WRITE #1,TIME,V,H,A,E,P1,P2
240    MO=MO-(MM*DT)
250    IVV=VV+(MM*DT/RO)
260    PO=PO*VV/IVV
270    VV=IVV
280    I=I+(E*DT)
290    V=V+(A*DT)
300    H=H+(V*DT)+(.5*A*(DT^2))
305    IF J=0 THEN VO=SQR(3*A)
310    X=H/5500
320    P=((X^4)-(14*(X^3))+(83*(X^2))-(262*X))/384)+1
330    TCOMB=TIME
340    HCOMB=H
345    IF O=10 THEN O=0
350    J=J+1:O=O+1
360 WEND
370 CLOSE #1
380 OPEN "O",#2,"A:DADOS2.DAT"
385 O=0
390 WHILE H>0
400    A=-(9.8+.0009108*(V^3)*P*298/(ABS(V)*TT))
410    TIME=J*DT
420    V=V+(A*DT)
430    IH=H+(V*DT)+(.5*A*(DT^2))
440    IF IH>H THEN HMAX=IH
450    IF IH>H THEN THMAX=TIME
455    H=IH
460    TT=-(2.59*(H^2)/100000000#)-(3.89*H/1000)+298
470    X=H/5500
480    P=((X^4)-(14*(X^3))+(83*(X^2))-(262*X))/384)+1
490    J=J+1
500    PRINT USING "#####.##" ";TIME,V,H,A
510    IF O=20 THEN LPRINT USING "#####.##" ";TIME,V,H,A
520    WRITE #2,TIME,V,H,A
525    IF O=20 THEN O=0
530    J=J+1:O=O+1

```

```

540 WEND
550 CLOSE #2
560 LPRINT:LPRINT
570 LPRINT"Apogeu=";HMAX;"m"
580 LPRINT'em t=";THMAX;"seg":LPRINT
590 LPRINT"Impulso total=";I;"N.s":LPRINT
600 LPRINT "Tempo de vôo impulsionado=";TCOMB;"seg":LPRINT
610 IF SE=1 THEN LPRINT"HOUVE CHOQUE NO DIFUSOR"
615 LPRINT "A0=";A0;"m/s'2":LPRINT:LPRINT "V0=";V0;"m/s"
680 END
1000 AM=1
1010 WHILE SE<>1
1020     AUX1=1+.1455*(AM^2)
1030     FM=((1/AUX1)^4.4365)*((AUX1/1.1455)^3.9364)/AM
1040     P1=P/PO
1050     FFM=FM-(3.23*P1)
1060     IF FFM>0 THEN GOTO1100
1070     T=1050/AUX1
1080     M=AM
1090     SE=1
1100     AM=AM-.001
1110 WEND
1120 GOTO 170

```

Para P0= 20 bar
Temas: a)

Tempo seg	Veloc. m/s	Altitude m	Acel. m/s ²	Empuxo N
0.50	117.32	35.62	222.06	572.77
1.00	221.46	126.18	189.70	527.28
1.50	307.76	263.59	151.22	490.98
2.00	374.66	438.33	113.07	461.15
2.50	423.47	641.00	79.95	436.06
3.00	457.28	863.42	53.86	414.59
3.50	479.64	1099.17	34.74	395.95
4.00	493.81	1343.52	21.48	379.56
6.20	347.04	1869.45	-101.91	
8.20	268.25	2170.01	-62.72	
10.20	216.70	2408.33	-43.33	
12.20	179.62	2603.73	-32.31	
14.20	151.16	2767.14	-25.44	
16.20	128.25	2905.33	-20.89	
18.20	109.12	3022.79	-17.72	
20.20	92.65	3122.67	-15.45	
22.20	78.11	3207.18	-13.79	
24.20	65.01	3277.98	-12.54	
26.20	52.97	3336.29	-11.62	
28.20	41.74	3383.02	-10.93	
30.20	31.09	3418.86	-10.43	
32.20	20.85	3444.29	-10.09	
34.20	10.88	3459.64	-9.88	
36.20	1.05	3465.11	-9.80	
38.20	-8.73	3460.78	-9.76	
40.20	-18.42	3446.70	-9.60	
42.20	-27.88	3423.06	-9.33	
44.20	-37.02	3390.11	-8.96	
46.20	-45.75	3348.25	-8.50	
48.20	-53.98	3297.93	-7.98	
50.20	-61.66	3239.67	-7.40	
52.20	-68.74	3174.07	-6.79	
54.20	-75.20	3101.73	-6.16	
56.20	-81.03	3023.27	-5.53	
58.20	-86.24	2939.32	-4.92	
60.20	-90.85	2850.50	-4.33	
62.20	-94.88	2757.39	-3.77	
64.20	-98.36	2660.55	-3.24	
66.20	-101.35	2560.50	-2.76	
68.20	-103.87	2457.73	-2.32	
70.20	-105.97	2352.67	-1.92	
72.20	-107.70	2245.71	-1.56	
74.20	-109.09	2137.22	-1.24	
76.20	-110.19	2027.50	-0.96	
78.20	-111.02	1916.83	-0.72	
80.20	-111.63	1805.46	-0.51	
82.20	-112.04	1693.59	-0.32	
84.20	-112.27	1581.41	-0.16	
86.20	-112.36	1469.07	-0.03	
88.20	-112.33	1356.72	0.09	
90.20	-112.19	1244.46	0.19	
92.20	-111.95	1132.40	0.27	
94.20	-111.65	1020.60	0.34	
96.20	-111.28	909.16	0.40	
98.20	-110.85	798.11	0.44	
100.20	-110.39	687.50	0.48	
102.20	-109.89	577.39	0.52	
104.20	-109.36	467.79	0.54	
106.20	-108.81	358.73	0.56	

108.20	-108.24	250.24	0.58
110.20	-107.65	142.32	0.59
112.20	-107.06	35.00	0.60

Apogeu= 3465.124 m
em t= 36.3 seg

Impulso total= 1981.884 N.s

Tempo de vôo impulsionado= 4.15 seg

A0= 243.0295 m/s²

V0= 25.81045 m/s

Para P0= 20 bar
Temos:b)

Tempo seg	Veloc. m/s	Altitude m	Acel. m/s ²	Empuxo N
0.50	118.61	35.84	230.98	572.77
1.00	232.12	129.37	222.71	527.29
1.50	342.10	278.54	217.00	490.99
2.00	449.66	481.94	213.15	461.17
2.50	555.64	738.62	210.74	436.11
3.00	660.69	1047.98	209.49	414.68
3.50	765.33	1409.72	209.21	396.09
4.00	870.03	1823.79	209.79	379.78
6.20	901.73	2955.80	-9.80	
8.20	891.93	3852.14	-9.80	
10.20	882.13	4738.69	-9.80	
12.20	872.33	5615.43	-9.80	
14.20	862.53	6482.38	-9.80	
16.20	852.73	7339.52	-9.80	
18.20	842.94	8186.87	-9.80	
20.20	833.14	9024.41	-9.80	
22.20	823.34	9852.14	-9.80	
24.20	813.54	10670.08	-9.80	
26.20	803.74	11478.22	-9.80	
28.20	793.94	12276.55	-9.80	
30.20	784.14	13065.09	-9.80	
32.20	774.34	13843.83	-9.80	
34.20	764.54	14612.77	-9.80	
36.20	754.74	15371.90	-9.80	
38.20	744.94	16121.24	-9.80	
40.20	735.14	16860.78	-9.80	
42.20	725.34	17590.52	-9.80	
44.20	715.54	18310.46	-9.80	
46.20	705.74	19020.59	-9.80	
48.20	695.94	19720.93	-9.80	
50.20	686.14	20411.47	-9.80	
52.20	676.34	21092.21	-9.80	
54.20	666.54	21763.15	-9.80	
56.20	656.74	22424.29	-9.80	
58.20	646.94	23075.63	-9.80	
60.20	637.14	23717.17	-9.80	
62.20	627.34	24348.91	-9.80	
64.20	617.54	24970.85	-9.80	
66.20	607.74	25582.99	-9.80	

68.20	597.94	26185.33	-9.80
70.20	588.14	26777.87	-9.80
72.20	578.34	27360.61	-9.80
74.20	568.54	27933.56	-9.80
76.20	558.74	28496.70	-9.80
78.20	548.94	29050.04	-9.80
80.20	539.14	29593.58	-9.80
82.20	529.34	30127.32	-9.80
84.20	519.54	30651.27	-9.80
86.20	509.74	31165.41	-9.80
88.20	499.94	31669.76	-9.80
90.20	490.14	32164.30	-9.80
92.20	480.34	32649.04	-9.80
94.20	470.54	33123.99	-9.80
96.20	460.74	33589.16	-9.80
98.20	450.94	34044.52	-9.80
100.20	441.14	34490.09	-9.80
102.20	431.34	34925.85	-9.80
104.20	421.54	35351.81	-9.80
106.20	411.74	35767.97	-9.80
108.20	401.94	36174.34	-9.80
110.20	392.14	36570.91	-9.80
112.20	382.34	36957.67	-9.80
114.20	372.54	37334.64	-9.80
116.20	362.74	37701.80	-9.80
118.20	352.94	38059.17	-9.80
120.20	343.14	38406.73	-9.80
122.20	333.35	38744.50	-9.80
124.20	323.55	39072.46	-9.80
126.20	313.75	39390.63	-9.80
128.20	303.95	39698.99	-9.80
130.20	294.15	39997.56	-9.80
132.20	284.35	40286.33	-9.80
134.20	274.55	40565.29	-9.80
136.20	264.75	40834.46	-9.80
138.20	254.95	41093.83	-9.80
140.20	245.15	41343.40	-9.80
142.20	235.35	41583.17	-9.80
144.20	225.55	41813.13	-9.80
146.20	215.75	42033.30	-9.80
148.20	205.95	42243.67	-9.80
150.20	196.15	42444.23	-9.80
152.20	186.35	42634.99	-9.80
154.20	176.55	42815.96	-9.80
156.20	166.75	42987.13	-9.80
158.20	156.95	43148.50	-9.80
160.20	147.15	43300.07	-9.80
162.20	137.35	43441.83	-9.80
164.20	127.55	43573.80	-9.80
166.20	117.75	43695.96	-9.80
168.20	107.95	43808.33	-9.80
170.20	98.14	43910.89	-9.80
172.20	88.34	44003.66	-9.80
174.20	78.54	44086.62	-9.80
176.20	68.74	44159.79	-9.80
178.20	58.94	44223.15	-9.80
180.20	49.14	44276.71	-9.80
182.20	39.34	44320.48	-9.80
184.20	29.54	44354.45	-9.80
186.20	19.74	44378.62	-9.80
188.20	9.94	44392.98	-9.80
190.20	0.14	44397.54	-9.80
192.20	-9.66	44392.30	-9.80
194.20	-19.46	44377.26	-9.80
194.40	-20.44	44375.22	-9.80
194.50	-20.93	44374.16	-9.80

Para $P_0 = 5$ bar
Temos: c)

Apogeu= 4453.44 m
em $t = 44.85$ seg

Impulso total= 1768.152 N.s

Tempo de voo impulsionado= 16.8 seg

$A_0 = 48.2031 \text{ m/s}^2$

$V_0 = 12.02536 \text{ m/s}$

Para $P_0 = 10$ bar
Temos: d)

Apogeu= 3953.398 m
em $t = 39.3$ seg

Impulso total= 1910.092 N.s

Tempo de voo impulsionado= 8.350001 seg

$A_0 = 113.2431 \text{ m/s}^2$

$V_0 = 18.43175 \text{ m/s}$

Para $P_0 = 15$ bar
Temos: e)

Apogeu= 3650.704 m
em $t = 37.3$ seg

Impulso total= 1957.699 N.s

Tempo de voo impulsionado= 5.55 seg

$A_0 = 178.1514 \text{ m/s}^2$

$V_0 = 23.11827 \text{ m/s}$

Para $P_0 = 25$ bar
Temos: f)

Apogeu= 3369.641 m
em $t = 35.8$ seg

Impulso total= 2015.675 N.s

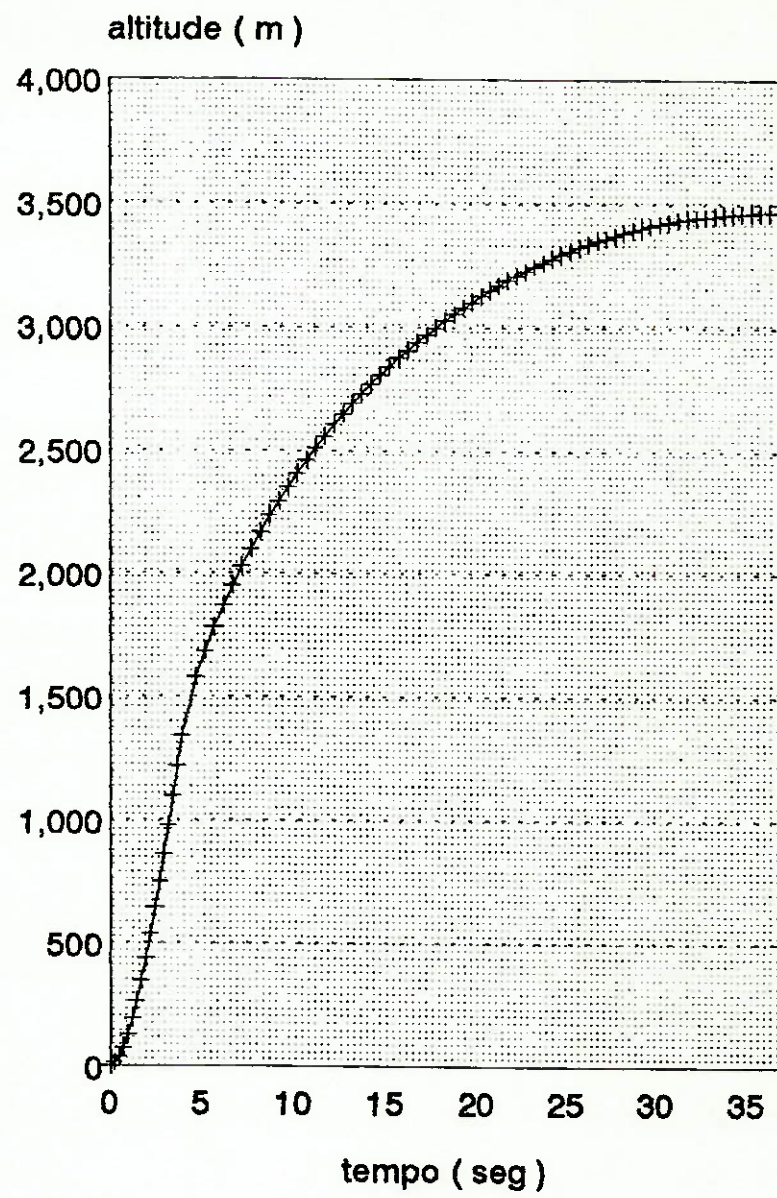
Tempo de voo impulsionado= 3.35 seg

$A_0 = 307.8959 \text{ m/s}^2$

$V_0 = 30.39223 \text{ m/s}$

PARÂMETROS DE DESEMPENHO

Motor Foguete Monopropelente

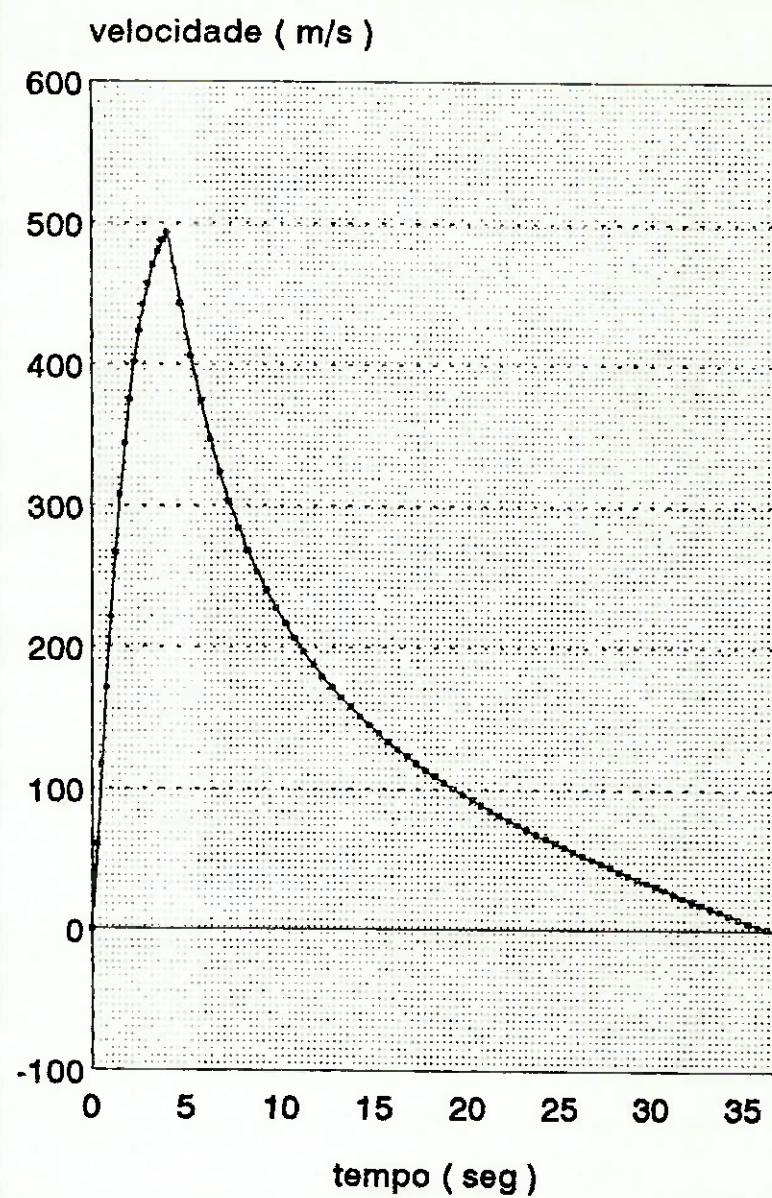


OBS. 1 : Lançamento Simulado para $P_0=20\text{bar}$

OBS. 2 : Simulação até o apogeu

PARÂMETROS DE DESEMPENHO

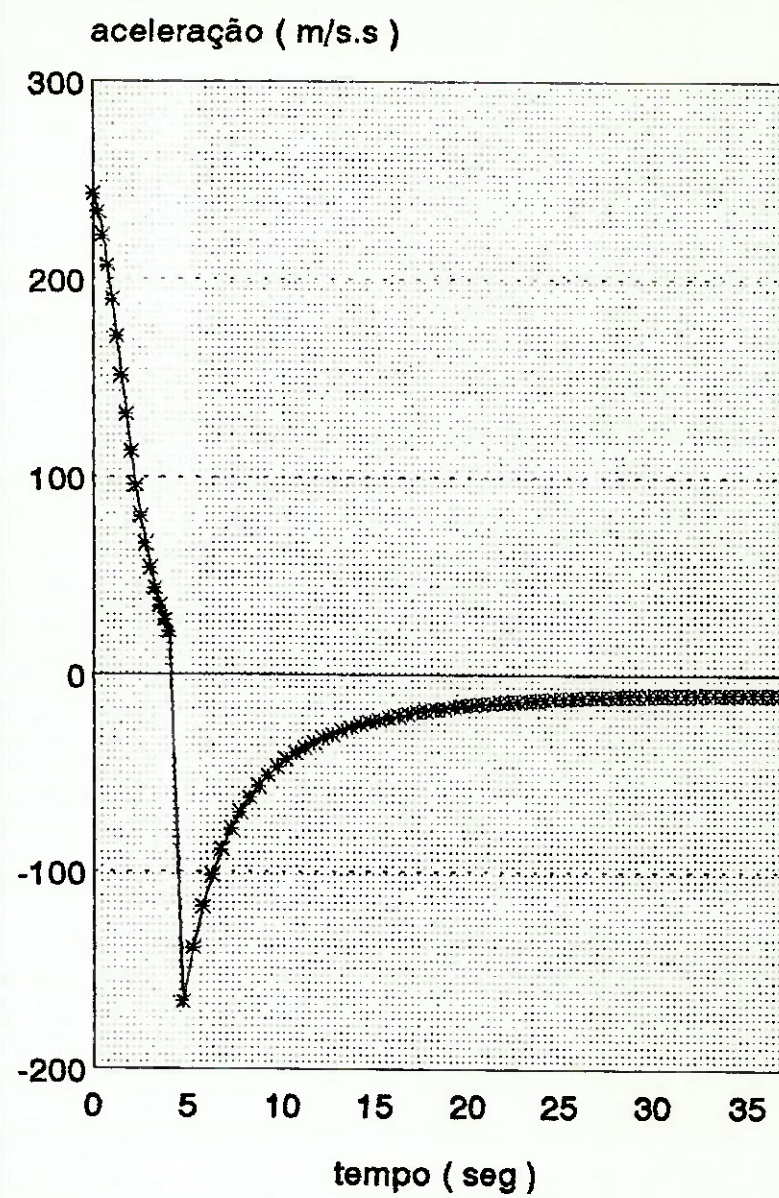
Motor Foguete Monopropelente



OBS. 1 : Lançamento Simulado para $P_0=20\text{bar}$
OBS. 2 : Simulação até o apogeu

PARÂMETROS DE DESEMPENHO

Motor Foguete Monopropelente

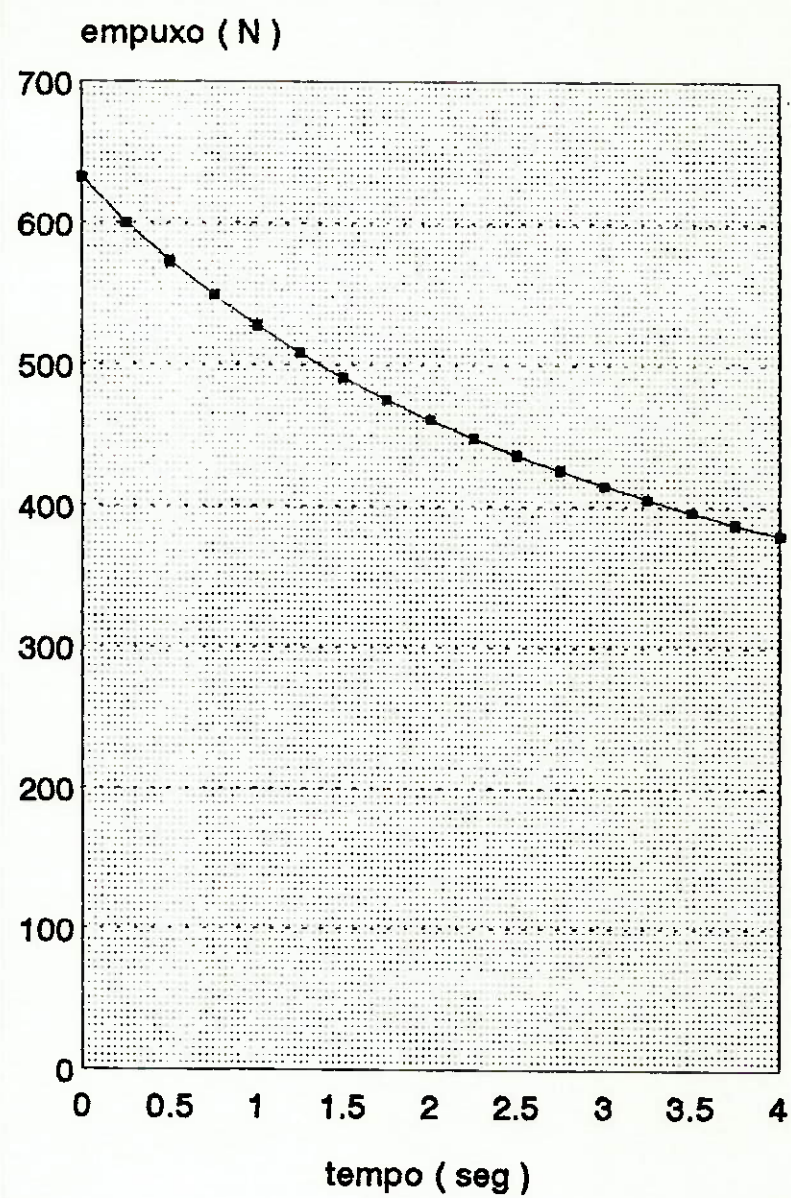


OBS. 1 : Lançamento Simulado para $P_0=20\text{bar}$

OBS. 2 : Simulação até o apogeu

PARÂMETROS DE DESEMPENHO

Motor Foguete Monopropelente



OBS. 1 : Lançamento Simulado para $P_0=20\text{bar}$

OBS. 2 : Simulação até o apogeu

Apêndice IV - Figuras, Tabelas e Desenhos

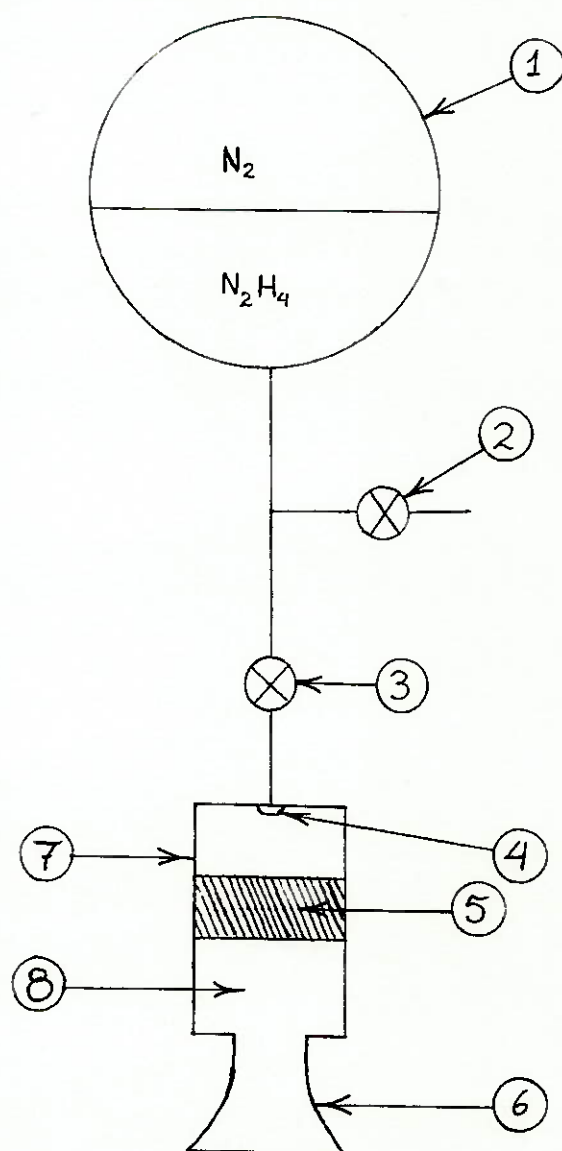


Figura 1 - Representação Esquemática do Sistema

- 1 - Reservatório**
- 2 - Válvula de Retenção**
- 3 - Válvula de Controle**
- 4 - Injetor**
- 5 - Leito Catalítico**
- 6 - Bocal Expansor dos Gases**
- 7 - Câmara de Injeção**
- 8 - Câmara de Expansão**

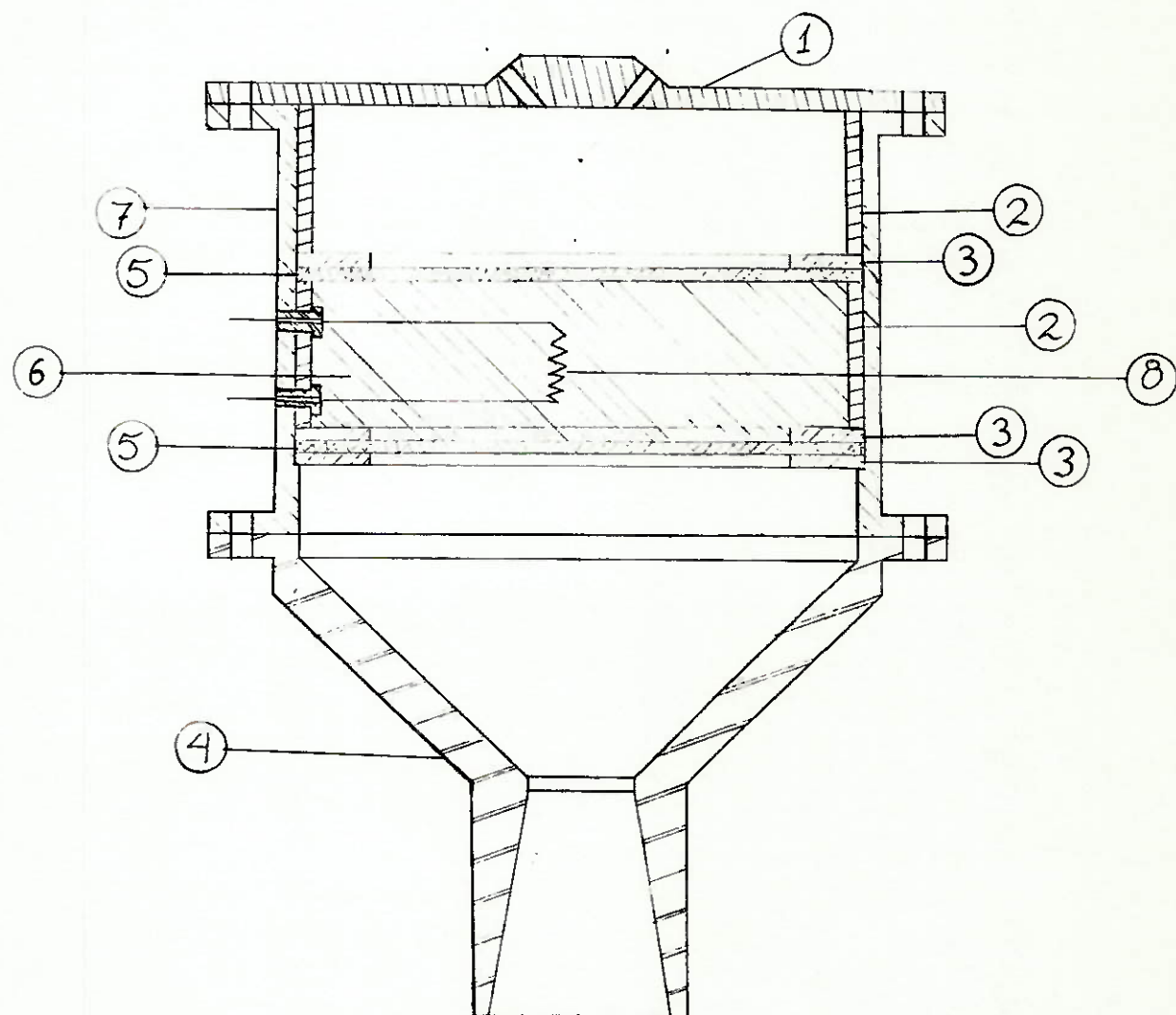


Figura 2 - Câmara de Reação

- 1 - Injetor
- 2 - Espaçador
- 3 - Retentor da Tela
- 4 - Tubeira de Escape
- 5 - Tela 150-200 MESH
- 6 - Leito Catalítico
- 7 - Corpo do Reator
- 8 - Resistência Elétrica

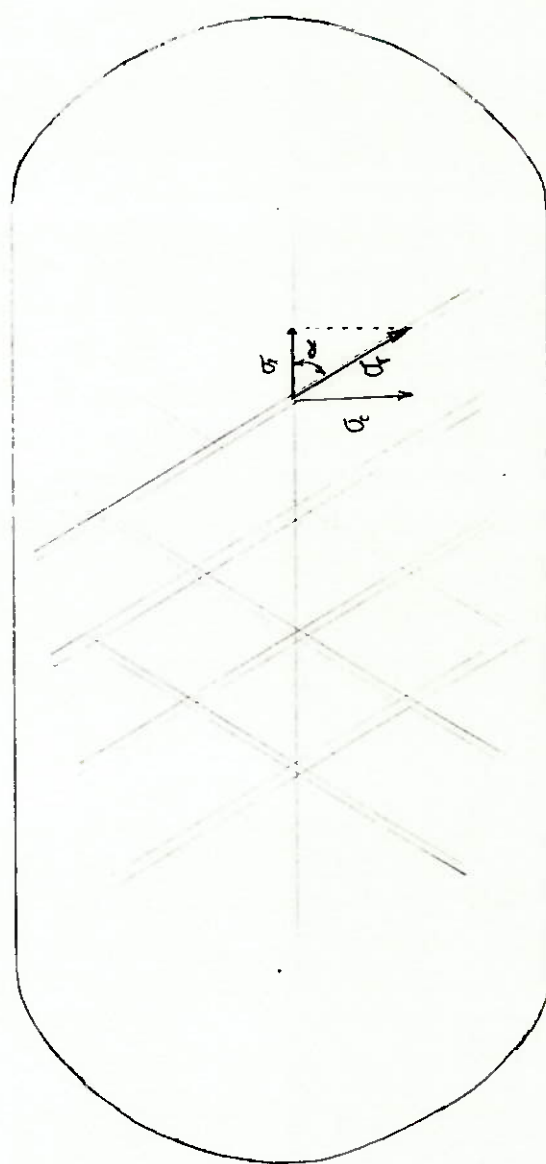


Figura 3 - Diagrama de Tensões no Reservatório

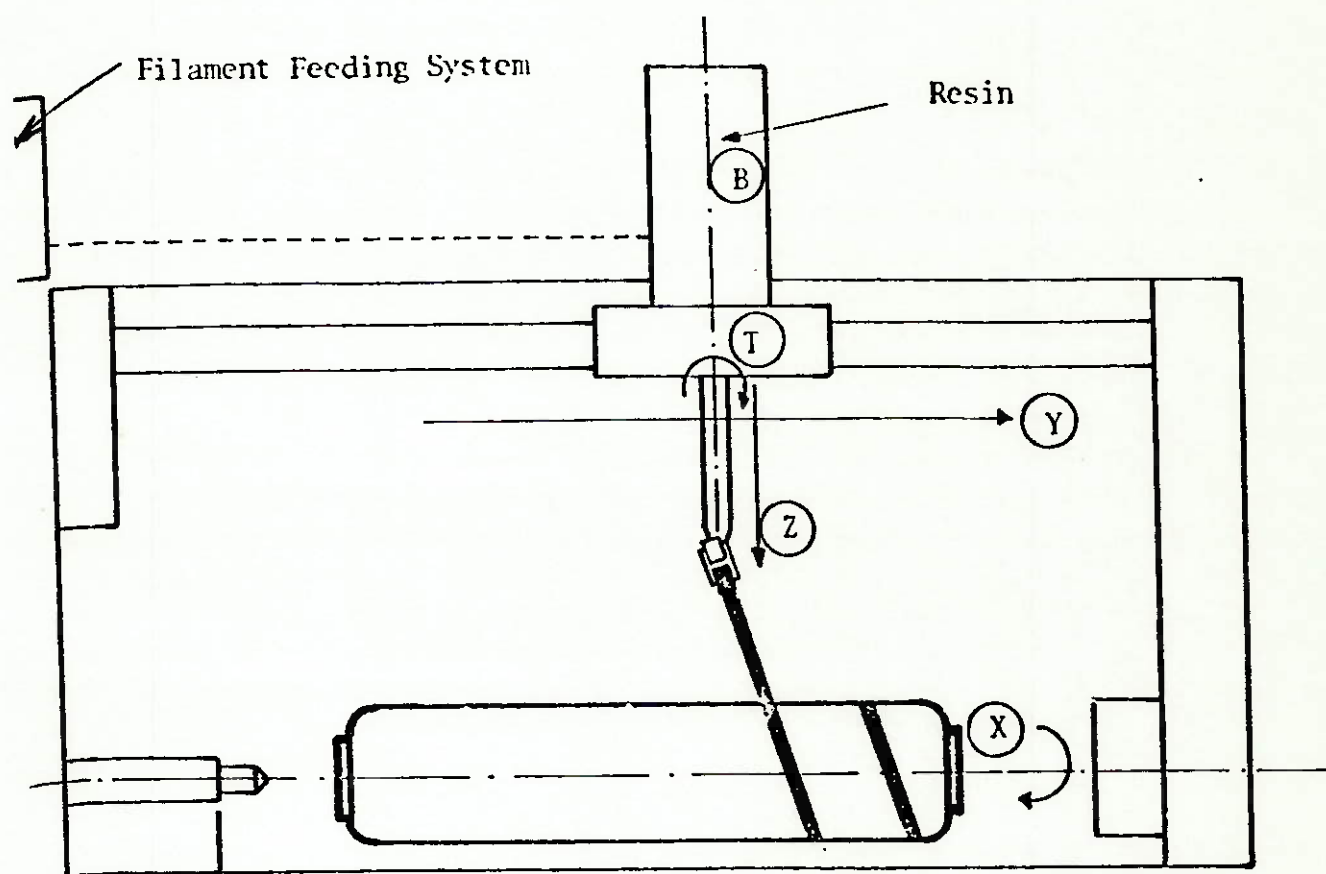


Figura 4 - Fabricação do Reservatório

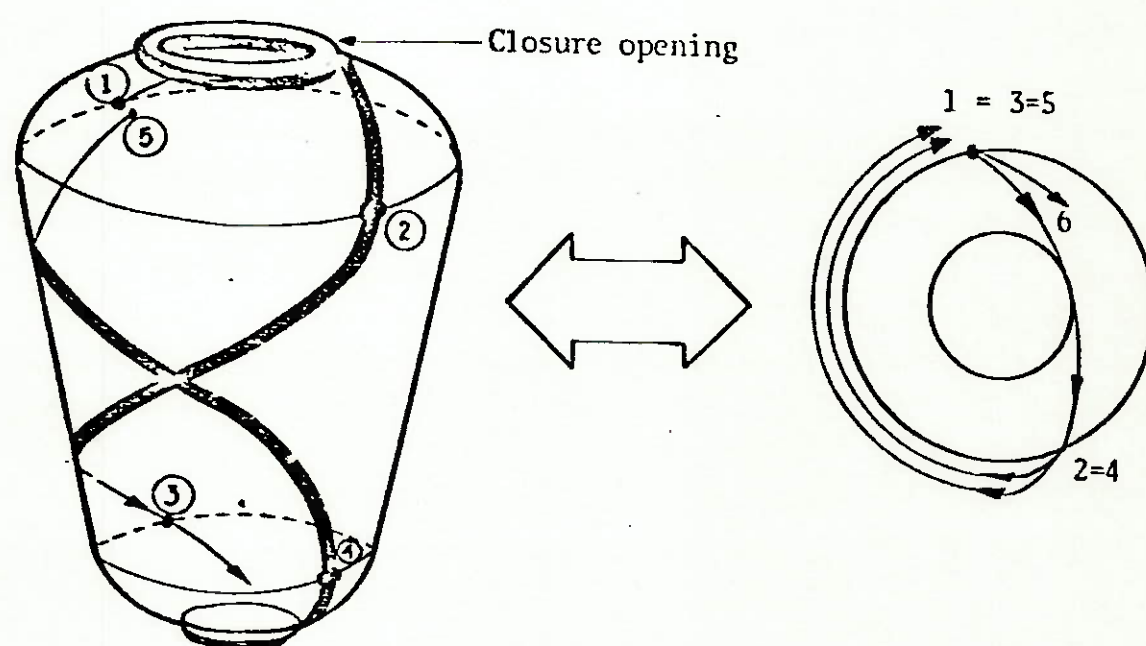


Figura 5 - Percurso do Feixe

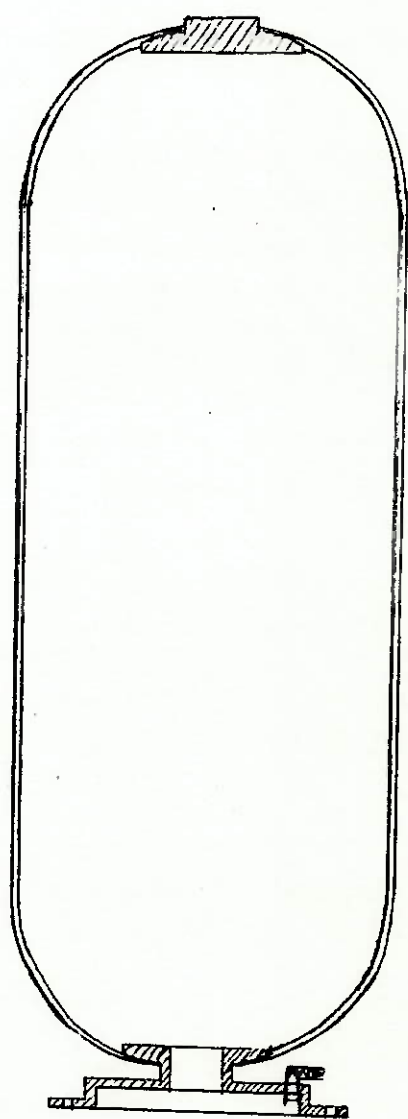


Figura 6 - Esquema do Reservatório

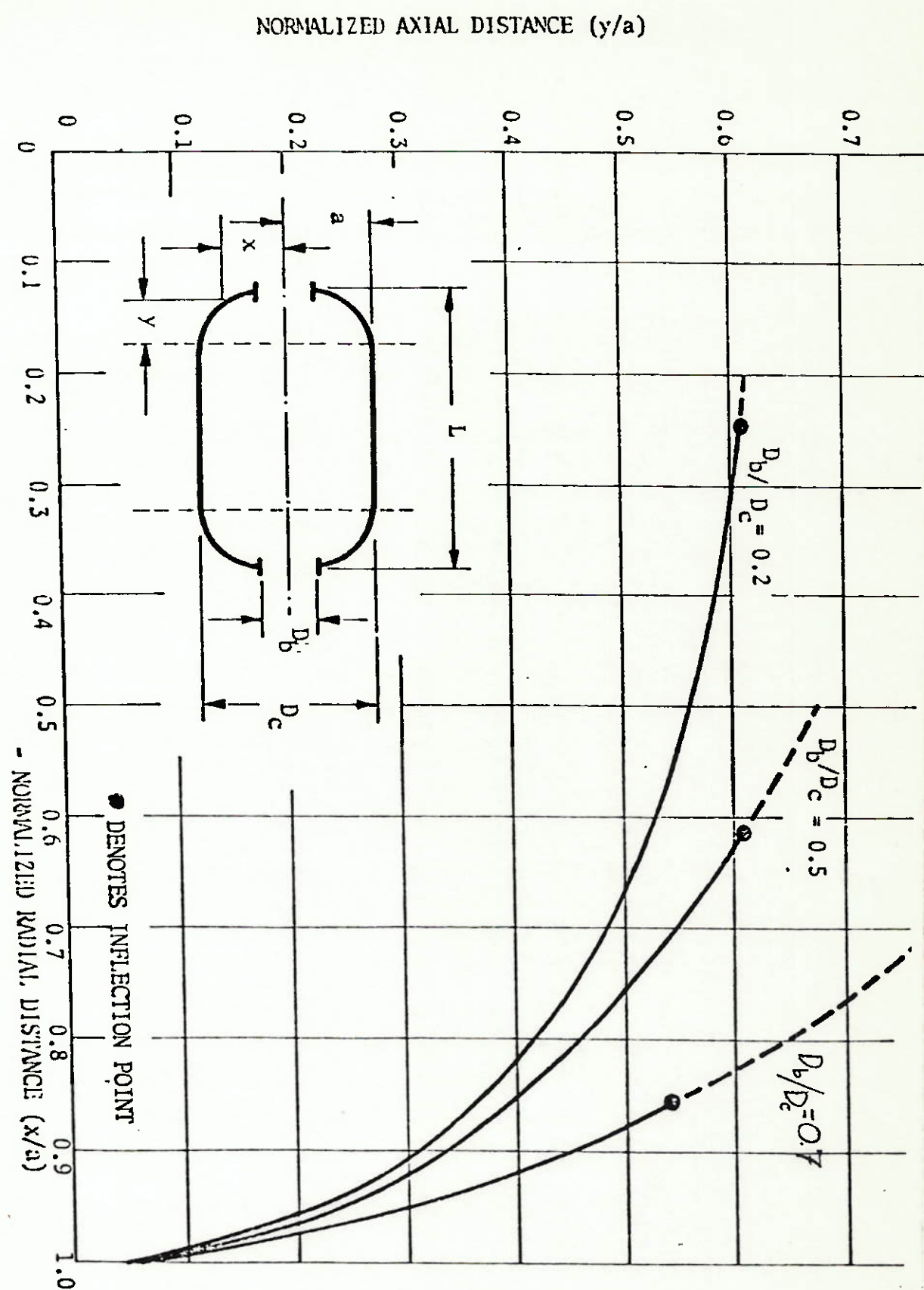


Figura 7.a - Relações Dimensionais do Perfil Isotensóide

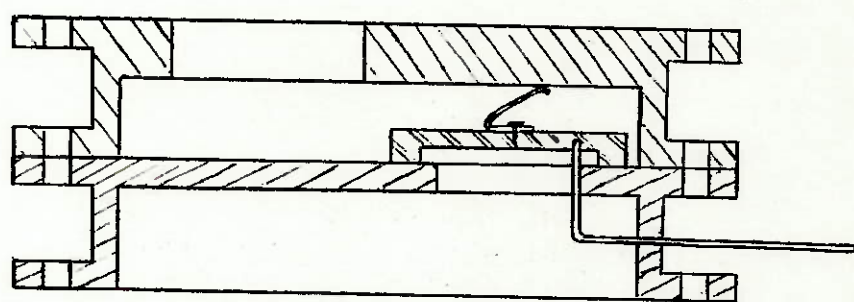


Figura 8 - Válvula de Controle Bi-Estável

MATERIAL	MODULUS X 10 ⁶ psi					STRENGTH, KSI					TYPICAL FIBER CONTENT % VOL	DENSITY lb/in ³	STRAIN TO FAILURE %	POISSON RATIO ν
	AXIAL E_{11}	TRANSVERSE E_{22}	SHEAR G_{12}	FLEXURE	COMPRESSION E_{11c}	AXIAL F_{11}	TRANSVERSE F_{22}	SHEAR F_{12}	FLEXURE	COMPRESSION E_{11c}				
CLASS														
E-GLASS	7.8	1.4	0.6	---	7.5	190	2.9	9.2	---	140	65	0.065		0.25
S-GLASS	10.5	1.4	0.55	---	12.4	235	6.6	11.8	---	165	65	0.063		0.25
BORON	30	---	---	280	33	210	---	14	280	490	50		4	
GRAPHITE														
HIGH STRENGTH (H.S.)	21	1.3	0.8	220	20.5	200	6.8	16	230	230	60	0.055	0.97	0.3
HIGH MODULUS (H.M.)	29	1.7	0.65	---	28.5	110	2.9	9	116	116	60	0.055	0.44	0.2
KEVLAR														
PRD-49	11	0.8	0.3	10.0	10.5	200	4.3	8.7	90	40	60	0.050	1.80	0.34
PRD-29	7.25	0.8	0.3	7.0	6.75	196	3.3	7.0	77.5	34.5	60	0.05	2.7	0.34
E-GLASS (Cloth)	3.6			1.96	3.6	63		2.87	31	62	60		55	0.22
KEVLAR-49	4.5				4.5	75				37	60		55	0.20
T300/5240 WOVEN	8.5	8.8	0.66	---	---	70	70	---	---	95	80			0.07
AS/GRAPHITE/ EPOXY TAPE	16.5	1.4	0.79			195	68			188 F _{1c} 28.6 F _{1c}	60			0.33

Tabela 1 - Propriedades do Compósito Unidirecional de Epóxi

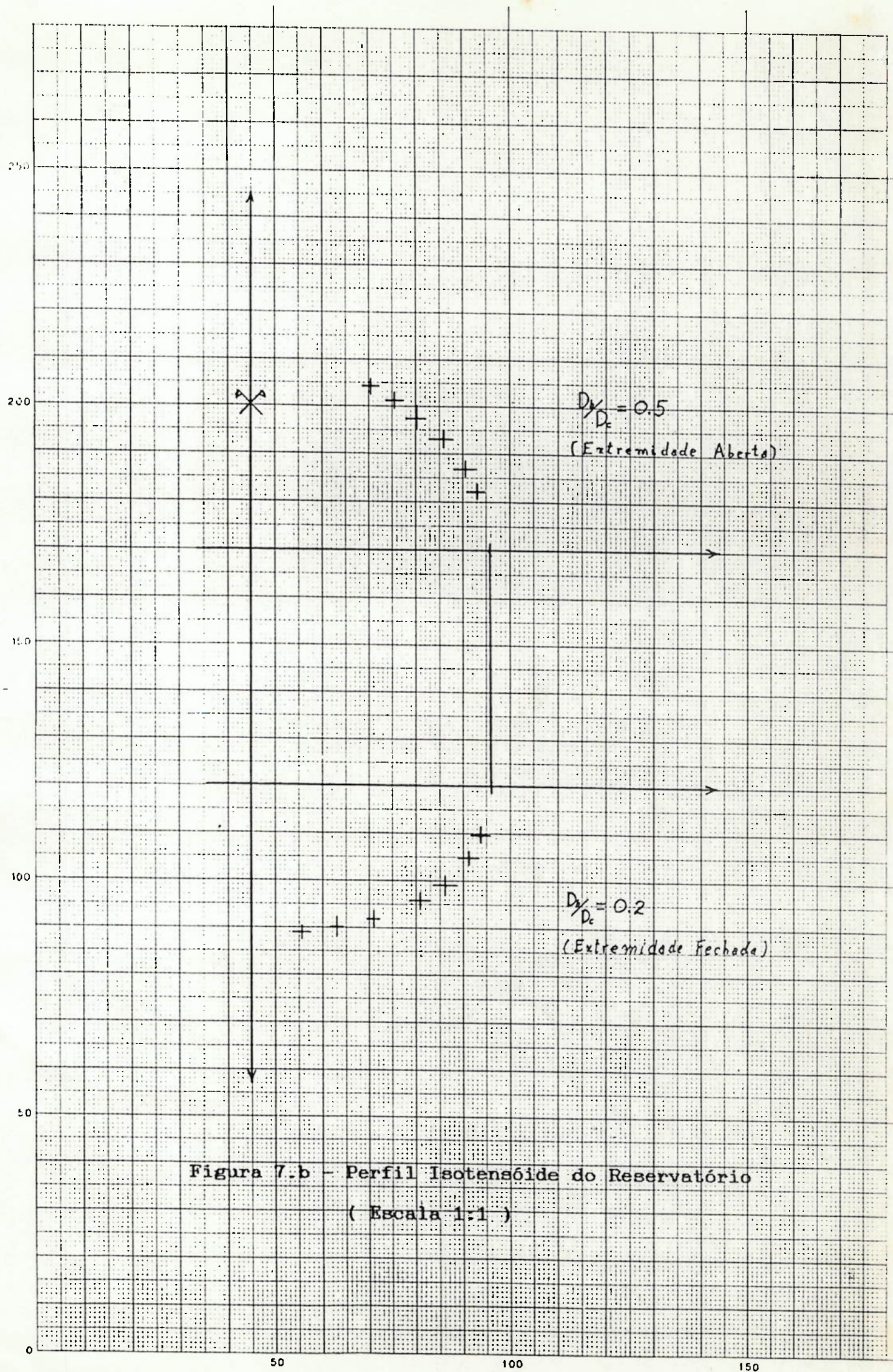


Figura 7.b - Perfil Isotensóide do Reservatório
(Escala 1:1)