

## *EXPERIÊNCIA Nº 3 – MOTOR A JATO - RAMJET*

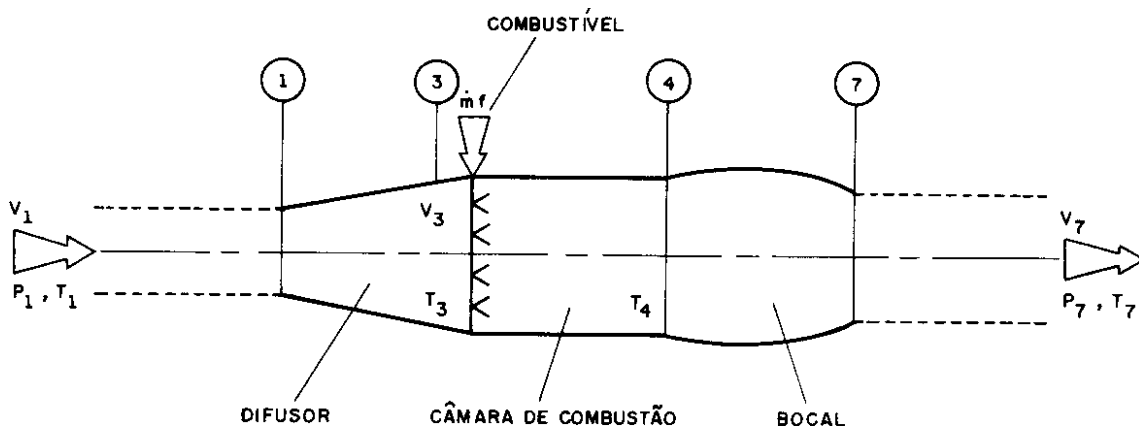
### 1. OBJETIVO

- Verificar os princípios de propulsão de uma máquina térmica;
- Utilizar as relações de escoamentos compressíveis em dinâmica de gases;
- Verificar os princípios de estabilidade de chama na região protegida atrás de um corpo.

### 2. TEORIA

Turbinas a gás são equipamentos nos quais a energia térmica proveniente da queima de um combustível com ar é convertida em trabalho útil.

O ramjet consiste de uma região de entrada (difusor), uma câmara de combustão e um bocal como esquematizado na Figura 2.1.



**Figura 2.1 - Diagrama Esquemático de um Ramjet.**

No difusor a velocidade do ar é diminuída de  $V_1$  até  $V_3$ . A diferença de energia cinética do ar por unidade de massa ( $V_1^2/2 - V_3^2/2$ ) é convertida em energia térmica de tal modo que  $T_3 > T_1$  enquanto a pressão aumenta de  $P_1$  até  $P_3$ . Se a velocidade  $V_3$  é pequena comparada com a velocidade do som ( $M_3 \ll 1$ ) a combustão ocorre aproximadamente à pressão constante e o resultado líquido do processo é o aumento da energia térmica do fluido e o decréscimo de sua densidade. No bocal o fluido é expandido idealmente até a pressão original com a conseqüente queda na temperatura de  $T_4$  até  $T_7$  e um aumento na energia cinética ( $V_7^2/2 - V_4^2/2$ ). Uma vez que  $T_4$  é maior que  $T_3$ . A diferença entre as energias térmicas das seções 4 e 7 é maior que aquela obtida entre as seções 3 e 1; portanto, a mudança na energia cinética que ocorre no bocal é maior do que a que ocorre no difusor e  $V_7$  é maior que  $V_1$ . A mudança na quantidade de movimento por unidade de massa ( $V_7 - V_1$ ) fornece o impulso.

### 3. EQUIPAMENTO

Este equipamento foi projetado para ser usado em pesquisas e demonstrações em várias áreas de termodinâmica, dinâmica dos gases, propulsão e jato, combustão e transferência de calor. Nele podem ser determinados: impulso, arrasto, coeficientes de impulso e arrasto, consumo específico de combustível e eficiência de combustão. Pressões, temperaturas, número de Mach e velocidades nos pontos de maior interesse no equipamento, podem ser também determinados.

### 4. PROCEDIMENTO DE START

#### a) Procedimento de partida com combustão.

- 1) Assegure que o sistema em balanço está corretamente balanceado e livre para se mover. Nenhuma Carga deve atuar nas balanças de mola e o braço da balança deve permanecer entre os pontos de equilíbrio sem nenhuma tendência para mover.
- 2) O sistema de ignição deve dar uma boa faísca.
- 3) Veja que o pitot está seguramente preso à catraca de operação e assegure que os ponteiros indicadores estão em linha com o ponto de medição.
- 4) Ligue a água de refrigeração do pitot e assegure-se de que a água está fluindo livremente.
- 5) Antes de abrir a válvula de controle do gás na entrada do aparelho, ligue o motor de suprimento de ar e quando o motor tiver alcançado sua velocidade correta de operação, abra o controlador de ar de modo a dar 15 cm de coluna d'água, no manômetro de controle de velocidade do ar.
- 6) Com o controlador (registro) principal do gás fechado, abra a válvula de corte rápido do gás na entrada do aparelho. A pressão deve indicar 40 psig. A pressão deve ser ajustada na válvula de redução de pressão.
- 7) Ligue o exaustor de ar da sala.
- 8) Acione o botão de ignição e ao mesmo tempo abra o controlador principal do gás (registro) até 30 kg/h, para começar a combustão.
- 9) Progressivamente ajuste o controlador do gás e o controlador de ar até que a condição de equilíbrio da combustão tenha sido alcançada.
- 10) Ajuste para várias condições de operação e em cada caso meça:
  - A pressão total e estática ao longo do eixo da máquina;

- O empuxo líquido;
- As pressões de gás;
- As vazões de ar e de gás;
- As temperaturas do ar e do gás.

11) Para desligar a máquina:

- Desligue o controlador de gás principal (registro);
- Desligue a água de resfriamento do tubo de pitot;
- Finalmente, desligue o suprimento de ar;
- Em nenhuma hipótese deverão as válvulas do gás serem abertas sem que o ar e a água de resfriamento do tubo de pitot estejam ligados.

#### b) Procedimento de partida sem combustão.

- 1) Ligue o ventilador de suprimento de ar com a válvula fechada;
- 2) Quando o ventilador atingir rotação, abra a válvula para a condição desejada;
- 3) Ajuste para várias condições de operação e em cada caso meça:
  - A pressão total e estática ao longo do eixo da máquina;
  - O arraste;
  - A vazão de ar.

## 5. PROCEDIMENTO DE CÁLCULO

### *Simbologia*

A	área da seção transversal do escoamento;
$C_p$	calor específico a pressão constante;
$C_v$	calor específico a volume constante;
D	arraste externo;
M	número de Mach (veloc.do gás/veloc.do som no gás);
P	pressão estática;
$P_t$	pressão total;
R	constante dos gases;
S.F.C.	consumo específico de combustíveis;
T	temperatura
$T_t$	temperatura de estagnação;
V	velocidade;
W	vazão mássica;
$X_i$	impulso interno;
$X_n$	impulso líquido;
$\alpha$	razão combustível/ar;
$\gamma$	relação dos calores específicos;
$\eta$	eficiência;
$\emptyset$	diâmetro.

**Índice**

F	combustível;
A	ar;
$\varepsilon$	efetivo;
Max	máxima
1,3,7	secções transversais consideradas.

**5.1 Testes de Máquina Térmica.**

Para este teste assume-se que:

1. As condições são constantes em qualquer secção transversal:
2. A influência da adição de combustível na entrada é desprezada na determinação das condições de entrada;

**Método**

Medir  $\phi_1$  e  $\phi_7$

Ler o barômetro para obter a pressão atmosférica. Medir  $P_{t1}$  e  $P_1$  e converter para valores absolutos.

Calcular:

$$M_1 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_1 - 1} \left( \left( \frac{P_{t1}}{P_1} \right)^{\frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1}} - 1 \right)}$$

e obtemos:  $M_1$

**Nota:-** Tomar  $\gamma = 1,4$  para o ar entre as secções 1 e 3.

Medir  $T_{t1}$

$$\frac{V_1}{\sqrt{T_{t1}}} = \frac{\sqrt{\gamma_1 R_1} M_1}{\left( \frac{P_{t1}}{P_1} \right)^{\frac{\gamma_1 - 1}{2\gamma_1}}}$$

e obtemos:  $V_1$

**Nota:-** Para  $V_1$  em [m/s],  $T_t$  em [ $^{\circ}$ K],  $R_1 = 287$  [J/Kg $^{\circ}$ K] para o ar.

Nós conhecemos agora todas as condições do ar que chega. A razão do fluxo de massa do ar pode ser calculada pelas condições numa secção transversal de área conhecida. A secção 1 é conveniente, uma vez que foi assumido que as condições do fluxo na mesma são uniformes.

$$\frac{W_1 \sqrt{T_{t1}}}{A_1 P_{t1}} = \frac{M_1 \sqrt{\frac{\gamma_1}{R_1}}}{\left(\frac{P_{t1}}{P_1}\right)^{\frac{\gamma_1+1}{2\gamma_1}}}$$

$T_{t1}$  em [° K]

$W_1$  em [Kg/s]

$A_1$  em [m<sup>2</sup>]

$P_{t1}$  em [N/m<sup>2</sup>]

$R_1$  em [J/kg°K]

Medir  $P_{t3}$  e  $P_3$  e converter para valores absolutos.

Então calcular:

$$M_3 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_3 - 1} \left( \left( \frac{P_{t3}}{P_3} \right)^{\frac{\gamma_3-1}{\gamma_3}} - 1 \right)}$$

$\gamma_3 = 1,4$  como antes,

e obtemos:  $M_3$

$$\frac{V_3}{\sqrt{T_{t3}}} = \frac{\sqrt{\gamma_3} R_3 M_3}{\left(\frac{P_{t3}}{P_3}\right)^{\frac{\gamma_3-1}{2\gamma_3}}}$$

e obtemos:  $V_3$

$T_{t3}$  pode ser tomado igual a  $T_{t1}$  uma vez que é desprezível a transferência de calor na entrada.

As condições na secção 7 serão obtidas por método iterativo, uma vez que  $\gamma_7$  depende de  $T_7$  que não pode ser medido diretamente.  $\gamma_7$  vai depender também da eficiência de combustão, mas para eficiências altas esta dependência pode ser desprezada e  $\gamma_7$  para  $T_7$  produzido por uma queima completa ser usada.

Medir  $P_{t7}$  e  $P_7$

Admitir um valor para  $\gamma_7$  (1,275 é um bom valor médio), e

$$M_7 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_7 - 1} \left( \left( \frac{P_{t7}}{P_7} \right)^{\frac{\gamma_7-1}{\gamma_7}} - 1 \right)}$$

e obtemos:  $M_7$

Medir  $W_F$

Então  $W_7 = W_1 + W_F$ , e

$$\sqrt{T_{t7}} = \frac{A_7 P_{T7} \sqrt{\frac{\gamma_7}{R_7}} M_7}{W_7 \left( \frac{P_{T7}}{P_7} \right)^{\frac{\gamma_7 + 1}{2\gamma_7}}}$$

$\gamma_7$  foi admitido e  $R_7$  pode ser tomado igual a  $R_1$  (exceto para temperaturas de saída muito altas) com erro desprezível.

Então obtemos:  $T_{t7}$ .

$\gamma_7$  é uma função de  $T_7$  mas pode ser tomada como função de  $T_{t7}$  com pequeno erro para os valores moderados de  $M_7$  usados neste equipamento.

Usando o valor de  $T_{t7}$  adota-se um novo valor de  $\gamma_7$  e repetem-se os cálculos para determinar novos e mais precisos valores para  $M_7$  e  $T_{t7}$ . É provável que se conclua que este novo valor de  $\gamma_7$  é suficientemente bom. Se não for, repetir os cálculos até que se encontre um valor razoavelmente bom.

$$\frac{V_7}{\sqrt{T_{t7}}} = \frac{\sqrt{\gamma_7 R_7} M_7}{\left( \frac{P_{t7}}{P_7} \right)^{\frac{\gamma_7 + 1}{2\gamma_7}}}$$

e obtemos  $V_7$

E temos, então, todas as condições na exaustão.

## 5.2 *Cálculo de Impulso Interno*

$$X_i = W_7 V_7 - W_1 V_1$$

$X_i$  em [N] se  $W$  está em [kg/s] e  $V$  em [m/s]

## 5.3 *Cálculo do Arraste Externo*

Medir  $X_n$

$$D = X_i - X_n$$

**Nota:-** Teoricamente o equipamento pode ser usado para um suprimento de ar infinitamente grande. Por razões práticas, no entanto, o suprimento de ar deve ser

limitado. Na prática em vôos ao ar livre «D» provavelmente iria diferir um pouco dos valores encontrados.

#### 5.4 *Cálculo dos Coeficientes de Impulso*

$$A_{\max} = \frac{\pi}{4} (D_3^2 - D_1^2)$$

$$C_{Ti} = \frac{X_i}{(1/2) \gamma_1 P_1 A_{\max} M_1^2} \quad (\text{baseado em } X_i)$$

$$C_{Tn} = \frac{X_n}{(1/2) \gamma_1 P_1 A_{\max} M_1^2} \quad (\text{baseado em } X_n)$$

#### 5.5 *Cálculo do Coeficiente de Arraste*

$$C_D = \frac{D}{(1/2) \gamma_1 P_1 A_{\max} M_1^2}$$

#### 5.6 *Razão Ar/Combustível Aplicada*

$$\alpha_A = \frac{W_F}{W_A}$$

#### 5.7 *Consumo Específico de Combustível*

$$\text{S.F.C.i.} = \frac{W_F}{X_i} \quad (\text{baseado em } X_i)$$

$$\text{S.F.C.u} = \frac{W_F}{X_n} \quad (\text{baseado em } X_n)$$

**Nota:-** É comum expressar esta grandeza em Kg/h/N.

Outros critérios de desempenho:

## 5.8 Desempenho dos Componentes

### 1. Entrada

a) **Recuperação de pressão**  $\frac{P_{t3}}{P_{t1}}$

Está próximo ao valor em entradas subsônicas de alta eficiência.

b) **Eficiência isoentrópica:**  $n = \frac{T_{t3} - T_1}{T_{t1} - T_1}$

Esta é a razão do aumento da temperatura na compressão livre para o aumento da temperatura na entrada.

$T_1$  é obtido da medida de  $T_{t1}$  e  $\frac{T_{t1}}{T_1} = \left(\frac{P_{t1}}{P_1}\right)^{\frac{\gamma_1-1}{\gamma_1}}$

$T_{t3}$  é obtido de  $T_1$  e:  $\frac{T_{t3}}{T_1} = \left(\frac{P_{t3}}{P_1}\right)^{\frac{\gamma_1-1}{\gamma_1}}$

### 2. Sistema de Combustão e Sistema de Exaustão

Em um «Ramjet» de comprimento relativamente pequeno não é possível distinguir os dois sistemas. Ainda há combustão durante a expansão na região de exaustão.

É portanto mais prático considerar o processo de estabilização de chama, combustão e expansão em uma base total.

a) **Eficiência de combustão.**

O aumento da temperatura de combustão ( $T_{t7} - T_{t1}$ ) depende de  $T_{t1}$  e da razão combustível/ar efetiva  $\alpha_\epsilon$ .

(Determinado, considerando a reação de combustão estequiométrica).

A eficiência de combustão é, então, dada por:

$$\eta = \frac{\alpha_\epsilon}{\alpha_A}$$

b) **Perda de pressão no combustor (total).**

$$P_{t3} - P_{t7}$$



## 6. RESULTADOS

É necessário plotar, discutir e comentar os itens abaixo:

Empuxo e arrasto	x	Velocidade do Ar
Vazão do fluido combustível	x	
Consumo específico do combustível	x	(Nº de Mach)

## 7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- 7.1 Shapiro, A.H., «The Dynamics & Thermodynamics of Compressible Fluid Flow», The Ronald Press Co.
- 7.2 Kerrebrock, J.L., «Aircraft Engines & Gas Turbine», Mit Press.
- 7.3 Keenan and Kaye, «Gas Tables», John Wiley & Sons Inc., N. York, USA, 1948.
- 7.4 Shames, I.H., «Mecânica dos Fluidos», Vol. II, ed. Edgard Blucher, 1976.

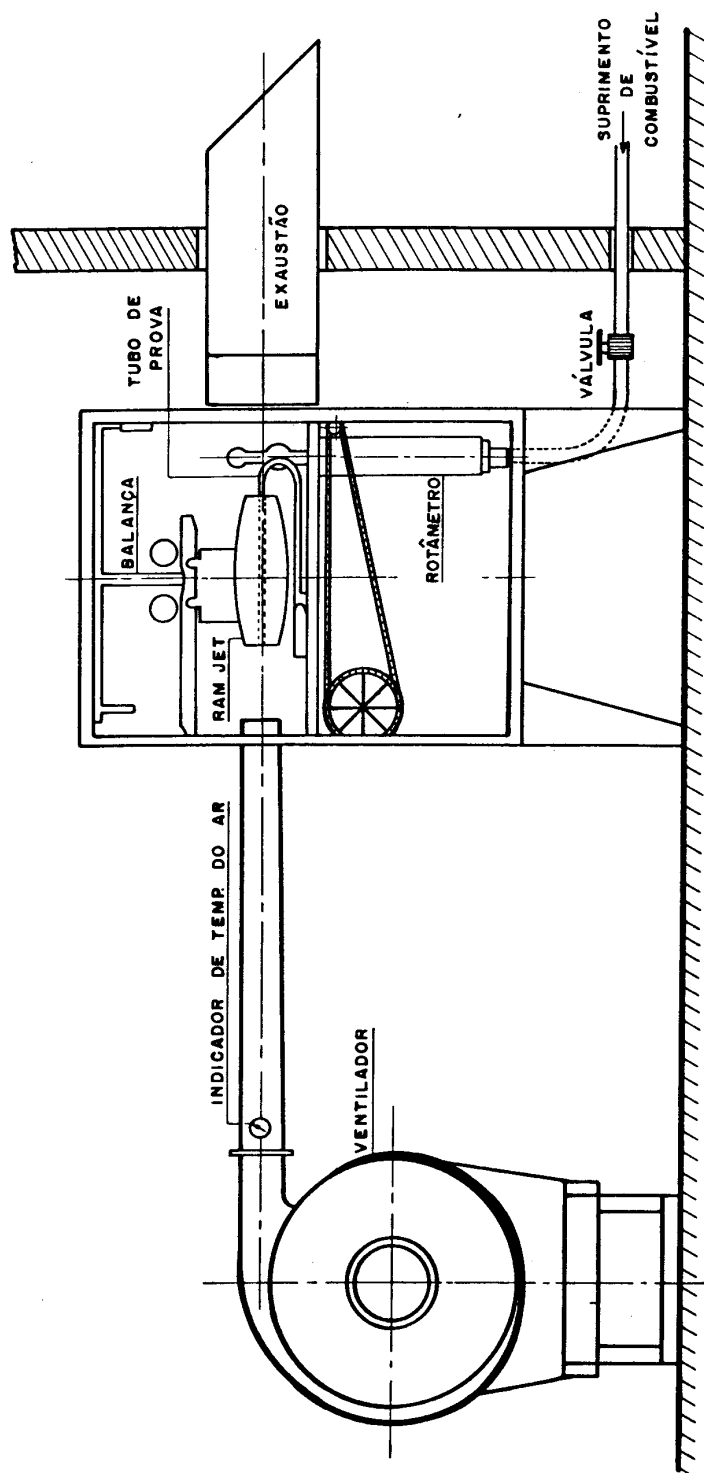
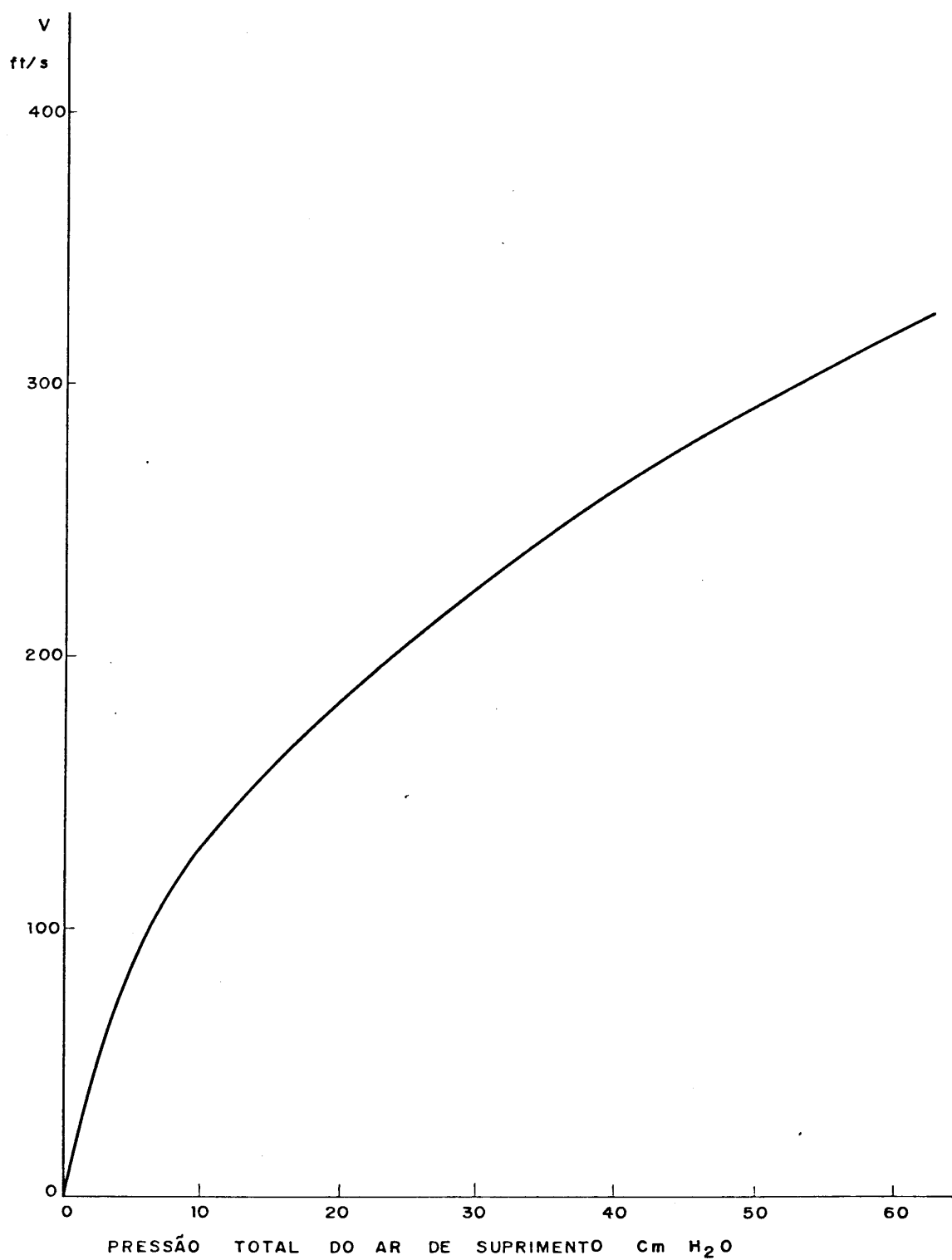


Figura 2.1 - Desenho Esquemático do Ramjet.



**Figura 2.2 - Gráfico de calibração do tubo de pitot da bancada de ensaio do Ramjet/Pulsojet.**