

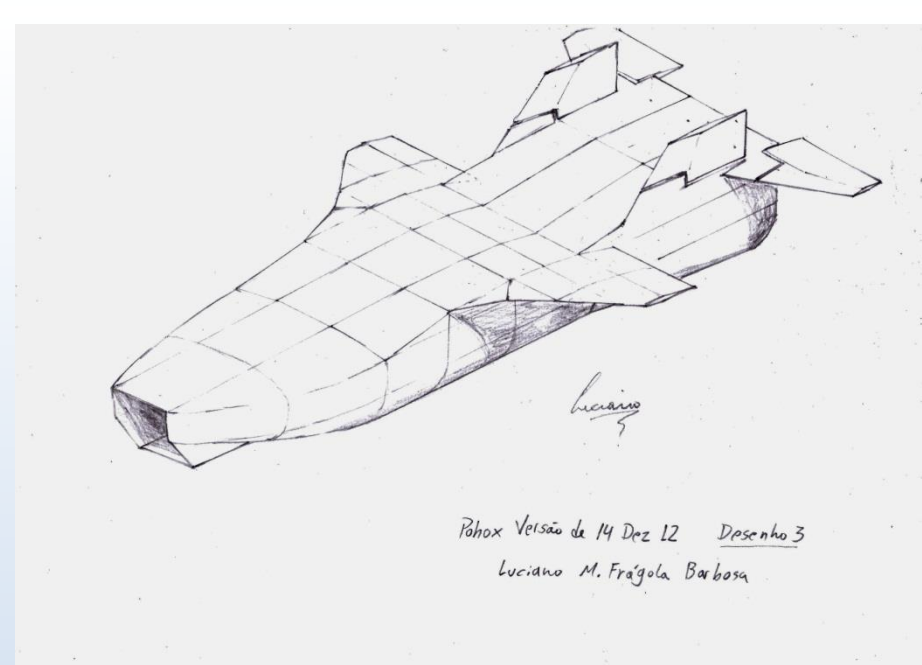
PROPULSÃO I

Trabalho – Projeto POHOX

Prof. José Eduardo Mautone Barros

mautone@demec.ufmg.br

www.mautone.eng.br



Projeto POHOX

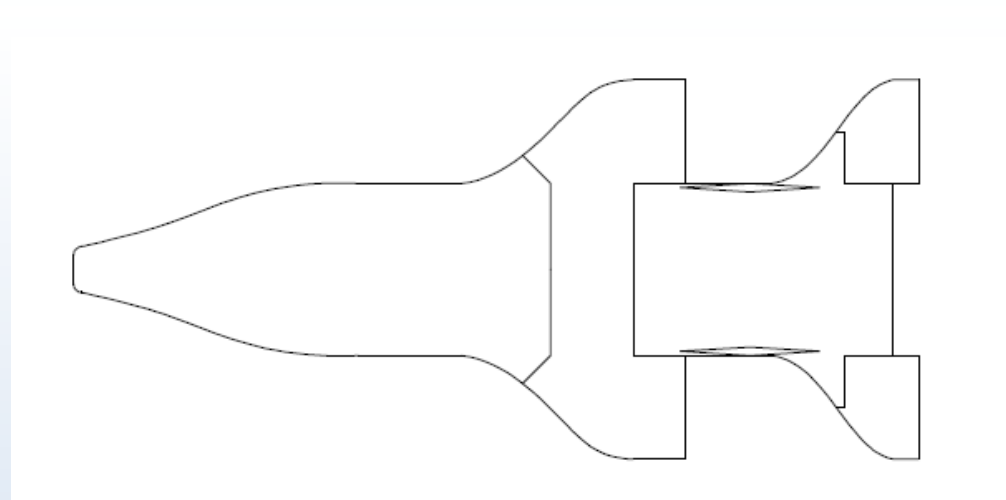
□ Definição

- Demonstrador de um novo conceito de motor para voo hipersônico
- RISCRAM = *Rocket Ignited Supersonic Combustion Ramjet* = Estatoreator de Combustão Supersônica Ignitado a Motor Foguete
- Primeira fase: O demonstrador deve atingir Mach 3 em voo reto nivelado em altitude elevada, partindo do solo com propulsão própria.

Projeto POHOX

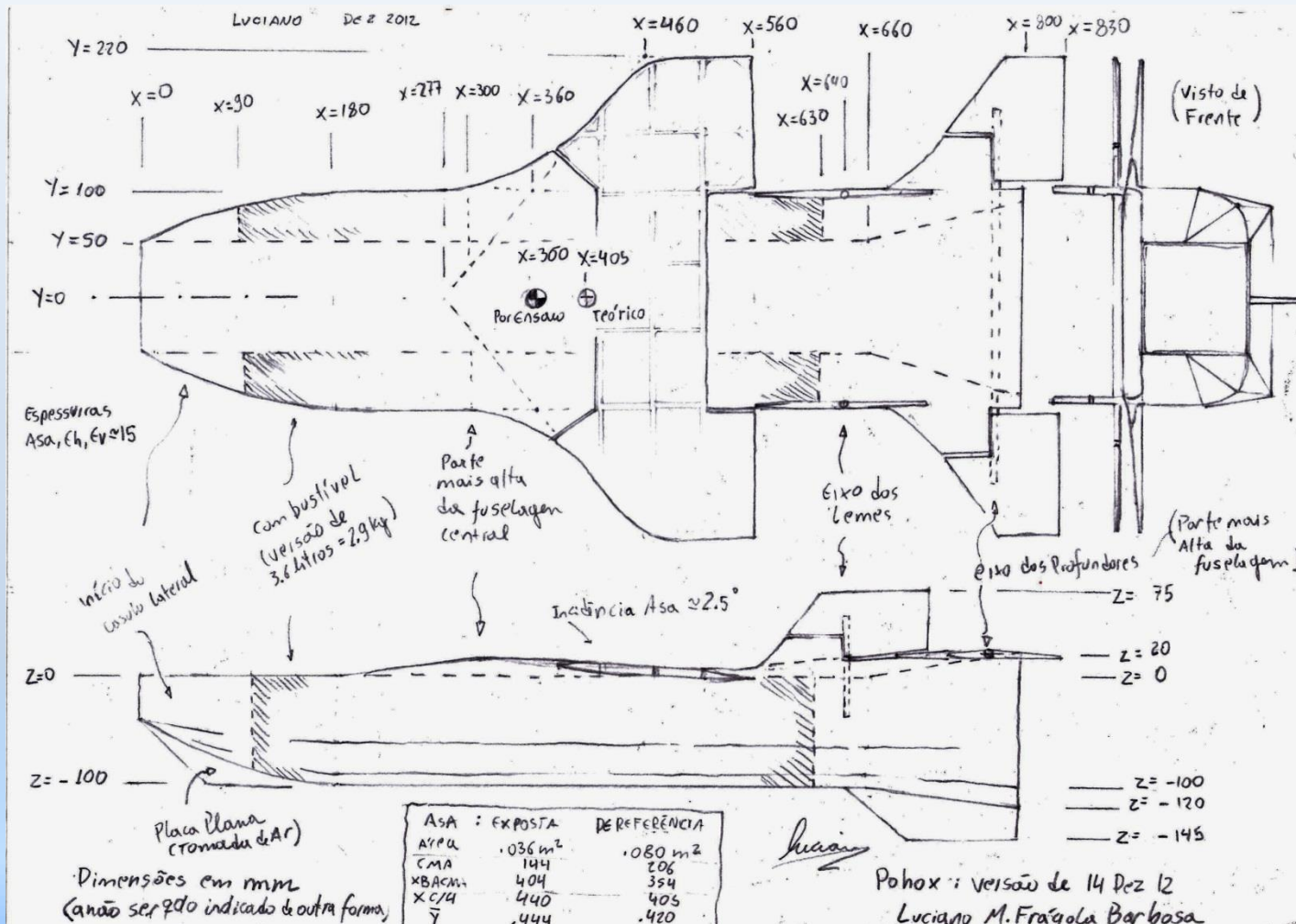
□ Tarefa

- Propor e calcular um perfil de voo para a missão, considerando que o veículo não retorna para pouso, ou seja, será recuperado por paraquedas.
- Calcular a viabilidade física do protótipo usando os dados iniciais de conceito.
- Calcular a quantidade de combustível necessária para a missão de forma iterativa para determinar o peso de decolagem do veículo.





□ Dados Geométricos



Projeto POHOX

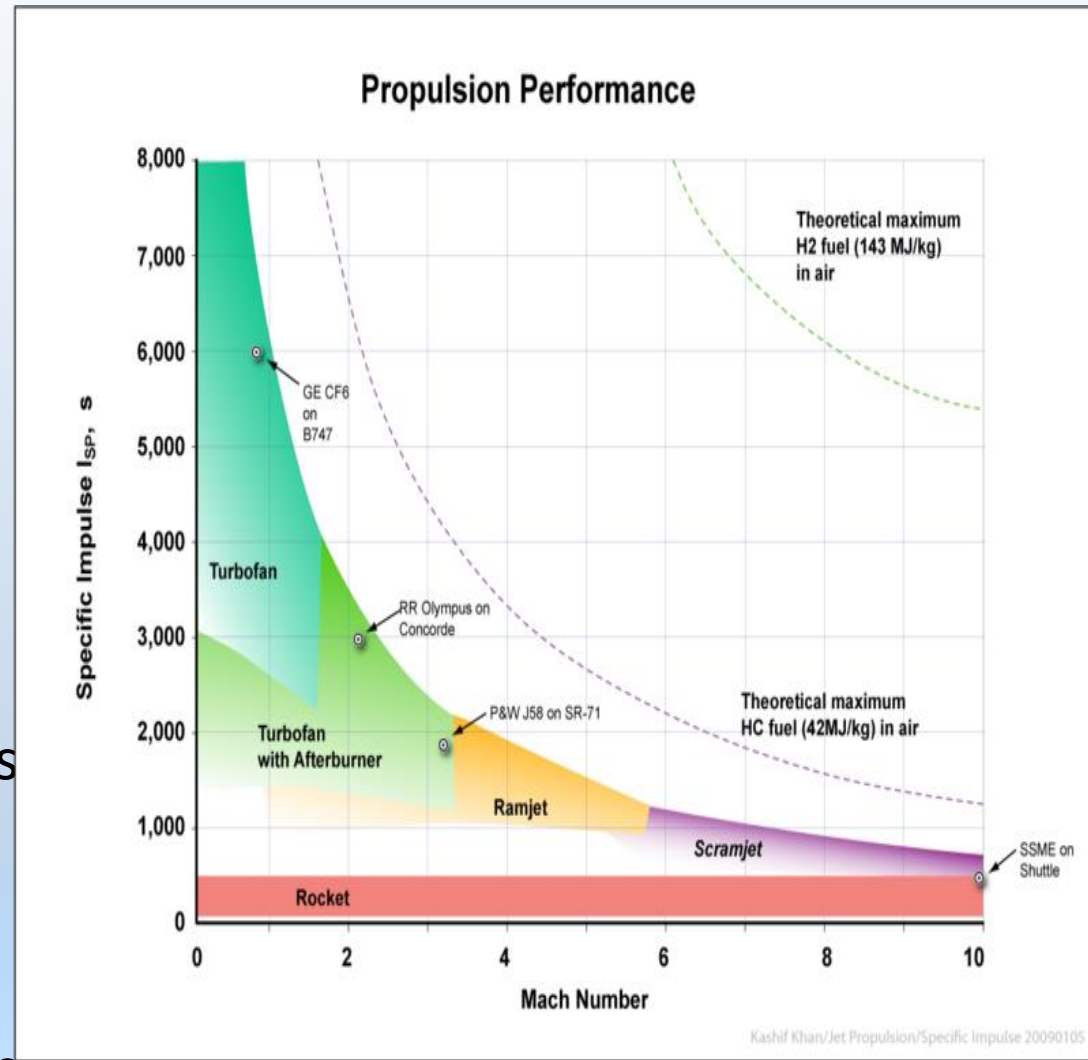
□ Dados Aerodinâmicos

- Coeficiente de arrasto de 0,05 para a área de referência.
- Relação sustentação/arrasto igual 4,0 para a mesma área de referência.
- Eficiência estrutural (peso combustível / peso estrutura, tanques, motor e subsistemas) de 85% e peso mínimo de 5,0kg sem combustível.
- Voo reto bidimensional.

☐ Dados Propulsivos

- Fase subsônica ($M \leq 0,8$)
 - Empuxo 150 N
 - Impulso específico 1100s
- Fase transônica ($0,8 < M < 1,5$)
 - Empuxo 400 N
 - Impulso específico 600s
- Fase supersônica ($M \geq 1,5$)
 - Empuxo 500 N
 - Impulso específico 800s

$$I_{sp} = \text{Empuxo} / (m'_{\text{comb}} \cdot g)$$



❑ Modelo Aerodinâmico

- Equações para voo 2D.
- Integrador de ODE mínimo: Runge-Kutta 2ª ordem. Pode usar Matlab ou Scilab.
- Ver em www.mautone.eng.br as apostilas de métodos numéricos, capítulo 9.
- Considerar o coeficiente de atrito como metal/asfalto.

$$\frac{dv}{dt} = \frac{1}{M} \left[E - \frac{1}{2} C_d \rho v^2 A_d \right] \quad , \text{ se } P \leq L$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{1}{M} \left[E - \frac{1}{2} C_d \rho v^2 A_d - \mu(P - L) \right] \quad , \text{ se } P > L$$

$$\frac{dx}{dt} = v$$

$$\frac{dy}{dt} = 0 \quad , \text{ se } L \leq P$$

$$\frac{dy}{dt} = \frac{1}{M} (L - P)t \quad , \text{ se } L > P$$

$$\text{onde, } L = \frac{1}{2} C_l \rho v^2 A_s \quad , \quad P = M g$$

Bibliografia

- HOUGHTON, E. L. et CARPENTER, P. W. *Aerodynamics for Engineering Students*. New York: John Wiley & Sons, 1993. 4ed. 515p.
- *US Standard Atmosphere*, 1962.
- SEGAL, C. *The Scramjet Engine*. Cambridge: Cambridge University Press, 2009
- BARROS, J. E. M. *Métodos Numéricos Aplicados a Engenharia Mecânica*. Apostilas. Belo Horizonte: UFMG, 2012. Disponível em www.mautone.eng.br