

# Aerodinâmica da Fuselagem

---

Prof. Paulo Iscold  
Centro de Estudos Aeronáuticos da UFMG

# Aerodinâmica da Fuselagem



Fuselagem:

Corpo com uma dimensão (comprimento) bem maior ( $>3x$ ) que as demais (largura e altura) – corpo fuselado.

Principais finalidade em uma aeronave:

- Armazenamento de tripulação e carga paga.
- Acomodação de motores (naceles).
- Carenagens diversas (por exemplo para rodas – polainas).

# Aerodinâmica da Fuselagem



Coefficiente de sustentação:

$$C_{LF} = \frac{2 \cdot L_F}{\rho \cdot V_F^{2/3} \cdot U_\infty^2}$$

Coefficiente de arrasto:

$$C_{DF} = \frac{2 \cdot D_F}{\rho \cdot V_F^{2/3} \cdot U_\infty^2}$$

Coefficiente de momento:

$$C_{MF} = \frac{2 \cdot M_F}{\rho \cdot V_F \cdot U_\infty^2}$$

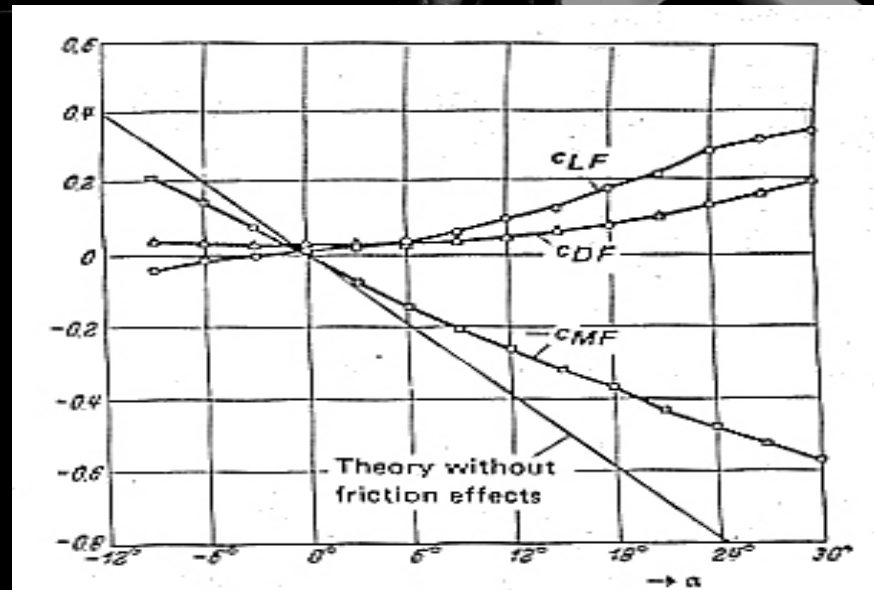
# Aerodinâmica da Fuselagem

Escoamento Potencial:

Sustentação nula – momento aerodinâmico grande

Realidade:

Sustentação pequena – momento aerodinâmico moderado



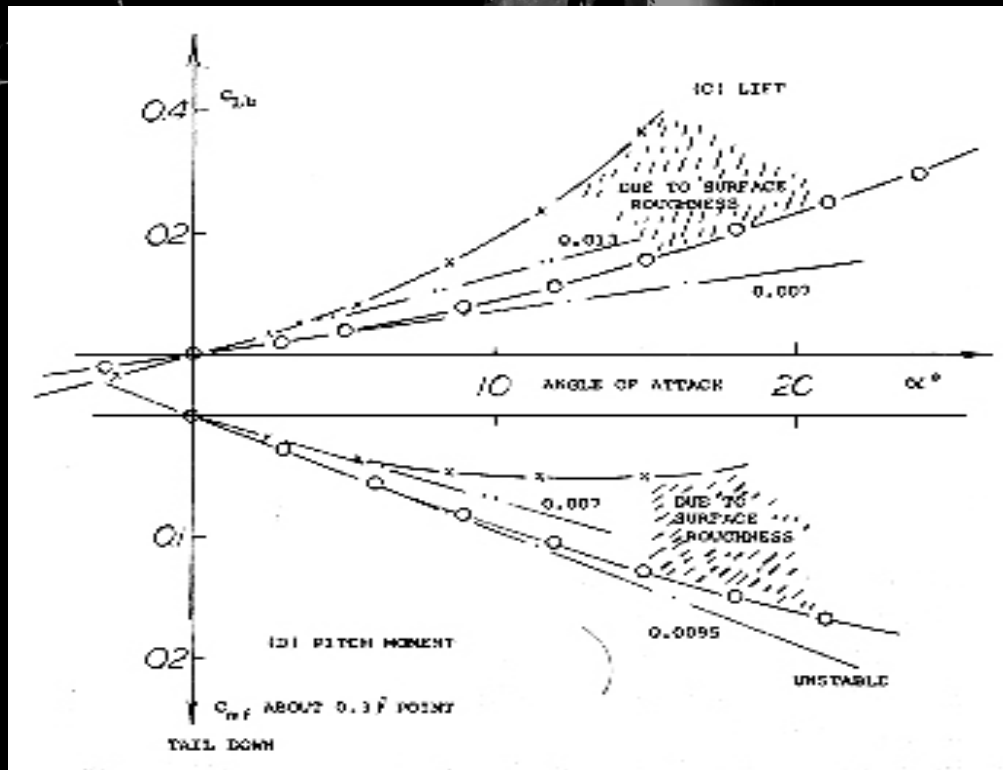
# Aerodinâmica da Fuselagem

## Altos ângulos de ataque

Aumento da sustentação

Influência da rugosidade

Influência no coeficiente de momento



# Aerodinâmica da Fuselagem



## Considerações de projeto

*“Obter o maior volume interno, oferecendo o menor arrasto aerodinâmico”*

- Volume da fuselagem
- Distribuição de volume
- Camber
- Interferência
  - Altura da asa
  - União asa-fuselagem
  - Posição do canopy

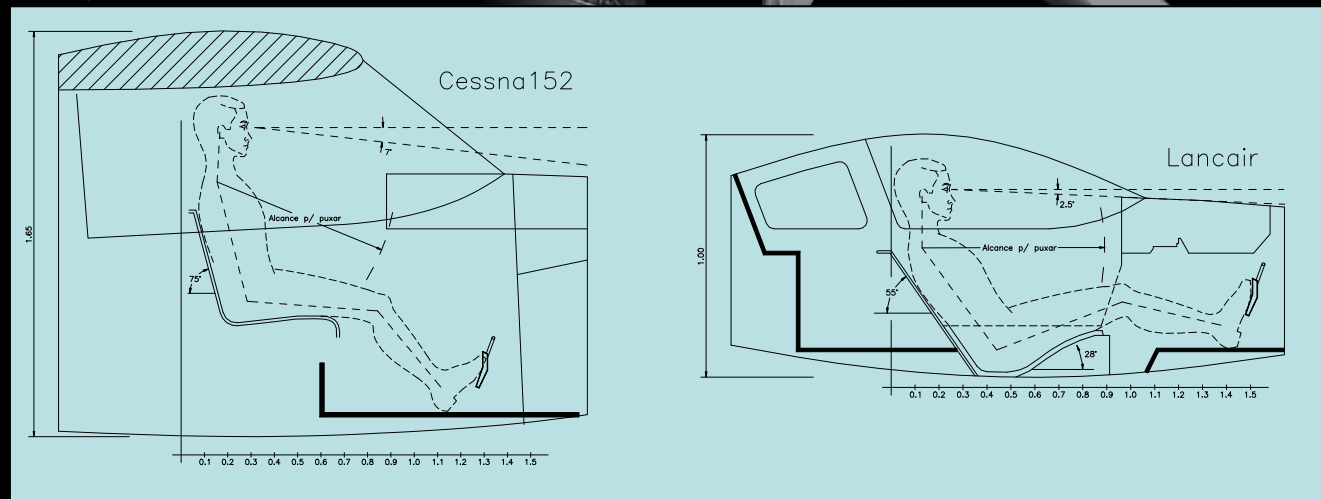


# Aerodinâmica da Fuselagem

## Volume da fuselagem

### ARRASTO X VOLUME

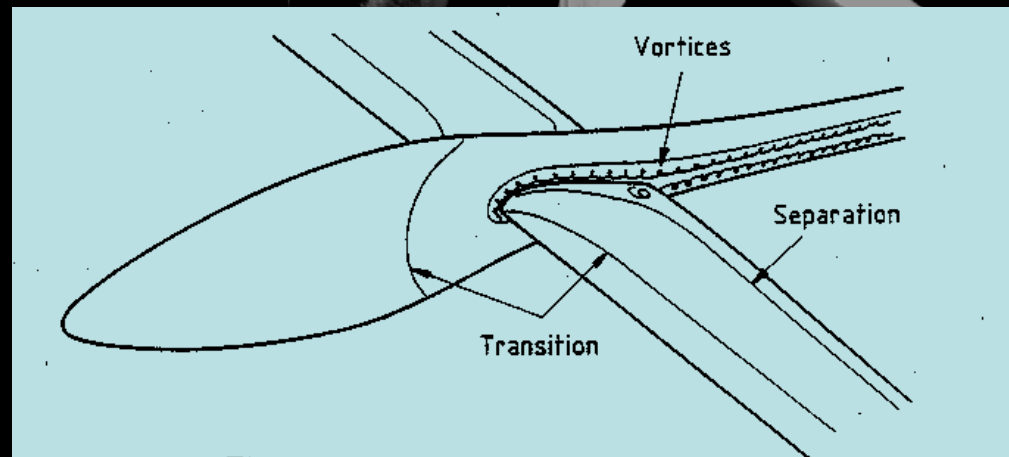
- Adequação com os volumes a serem transportados
- Ergonomia



# Aerodinâmica da Fuselagem

## Distribuição de Volume

- Controle do escoamento laminar – ver Dodbele, Van Dam e Vijgen (1986) ou Charmichael (1996).
- Levar ponto de pressão mínima o mais para trás possível – atenção para gradiente adverso de pressão não causar descolamento.
- Junção com a asa – ponto de estagnação - transição

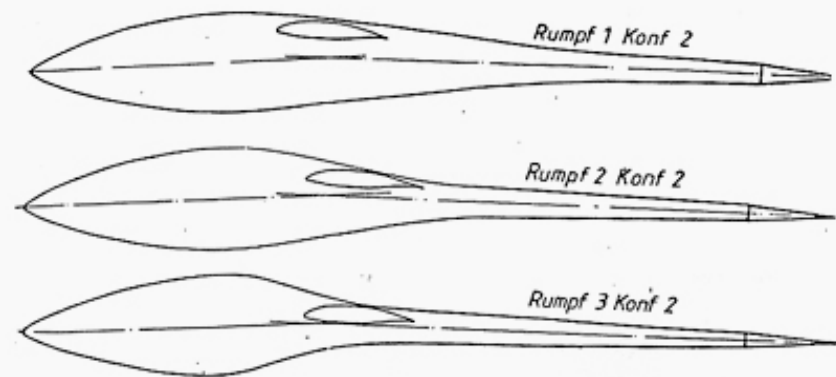
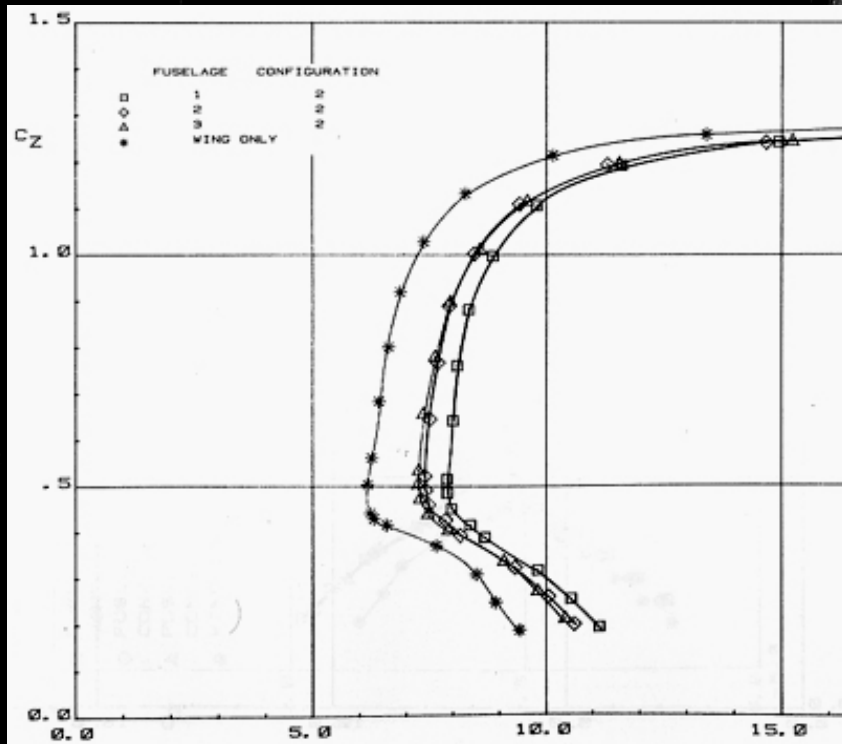




# Aerodinâmica da Fuselagem

## Distribuição de Volume

- Terleth e Boermans (1989) e Radespiel (1979)



# Aerodinâmica da Fuselagem



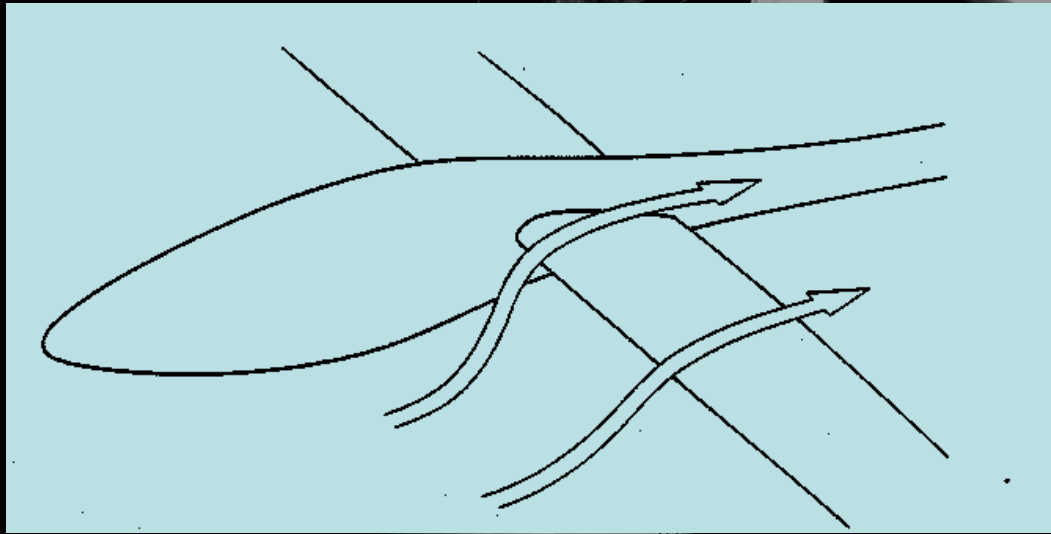
## Distribuição de Volume

- Fischer (1972) mostra como a distribuição ineficiente de volume pode levar a um aumento de arrasto – um exemplo de uma fuselagem com volume 87% menor que um padrão apresentou 13% a mais de arrasto.
- Nota técnica de corpos fuselados – Francisco Leme Galvão – comparação com peixes
- Interação com outros componentes
- Hélice

# Aerodinâmica da Fuselagem

## Camber da fuselagem

- Alinhamento da fuselagem com o up-wash e o down-wash das asas
- Alterações com a condição de voo – otimização apenas em uma condição de voo.
- Utilização de sistemas de vortice ferradura para determinar este ângulos
- Evitar pontos de inflexão abruptos.



# Aerodinâmica da Fuselagem



## Arrasto de interferência

- acréscimo de arrasto entre dois corpos, em relação ao arrasto de cada corpo, quando ambos são imersos em um escoamento próximos um ao outro.
- Aumento de velocidade local
- Indução de descolamento devido a proximidade de duas regiões de gradiente adverso de pressão.

# Aerodinâmica da Fuselagem



## Arrasto de interferência – altura da asa

fuselagem de seção retangular – qualquer altura da asa tem-se a mesma geometria de união.

- pressão mínima da asa está no extradorso.
- assim, com a asa no alto de fuselagem (extradorso tangente ao teto) evita-se a superposição de regiões de baixa pressão (gradiente adverso de pressão).
- regiões da fuselagem que se projetem sobre o extradorso da asa têm velocidade local até 50% maior que a velocidade incidente.

## Fuselagem de seção não retangular

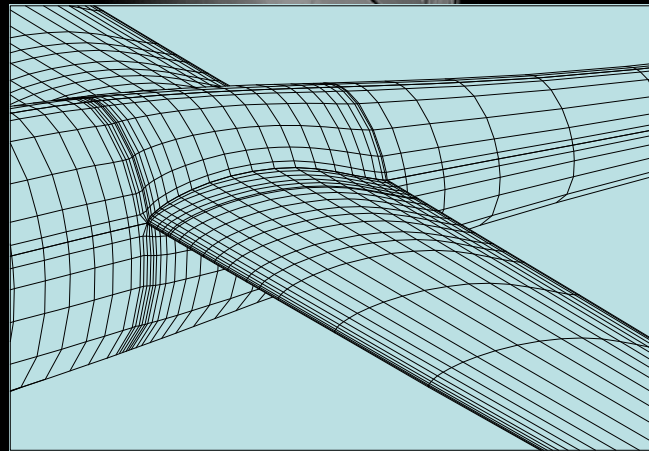
- asa alta – superposição de regiões convergentes
- asa baixa – grande superposição de regiões divergentes
- melhor solução – asa média
- ângulo entre a asa e a fuselagem – próximo de  $90^\circ$



# Aerodinâmica da Fuselagem

## Arrasto de interferência – união asa-fuselagem

- evitar superposição de regiões de gradiente adverso de pressão
- regra das áreas – válida para subsônico (área transversal da aeronave não se altera na região de união da asa com a fuselagem).
- manter a largura da fuselagem pelo menos constante na região de união com a asa.
- utilizar carenagens do bordo de fuga da asa.
  - iniciar no ponto de espessura máxima
  - raio de concordância no bordo de fuga de 6% a 8% da corda da raiz da asa.

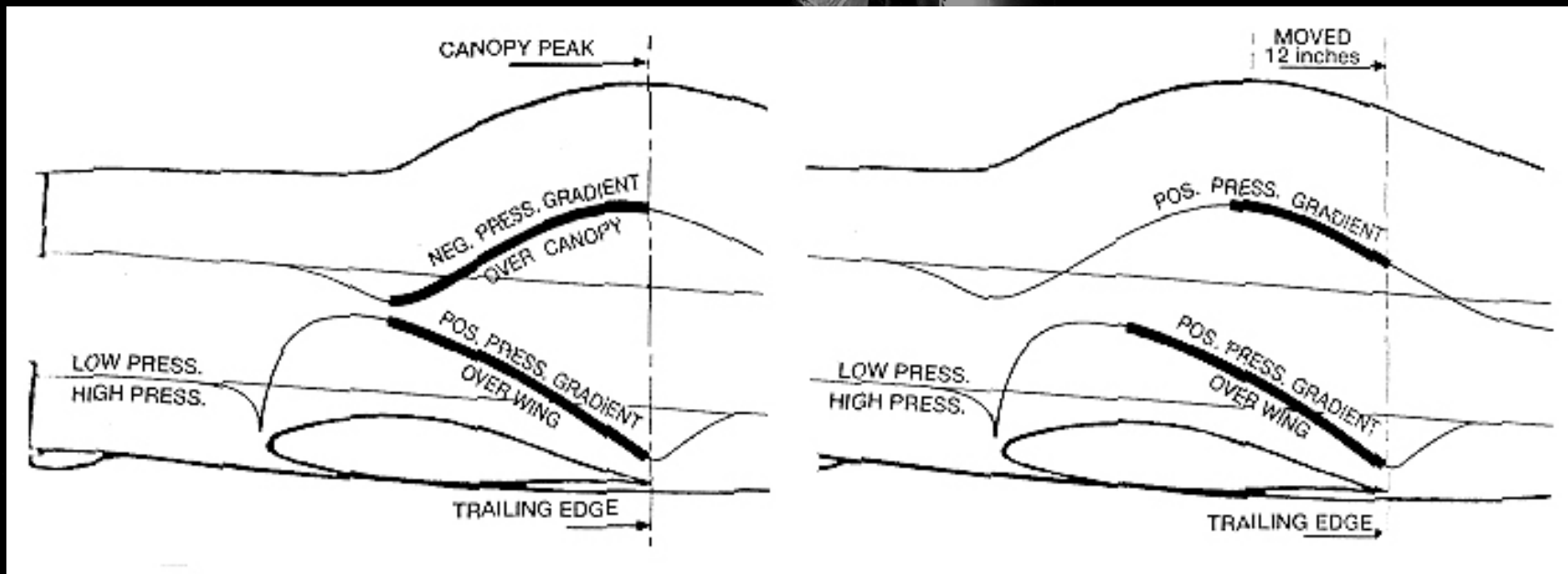




# Aerodinâmica da Fuselagem

Arrasto de interferência – posição do canopy

- regra das áreas
- “ passar um corpo de cada vez dentro do escoamento ”.



# Aerodinâmica da Fuselagem

## Simulação numérica

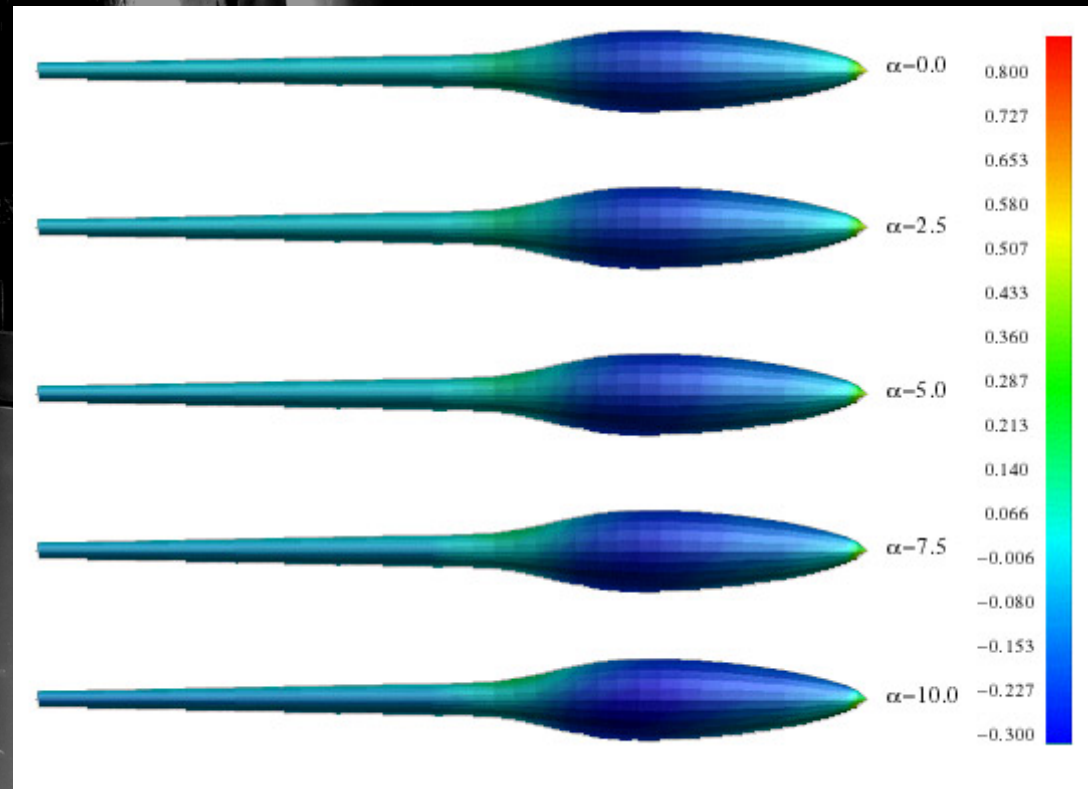
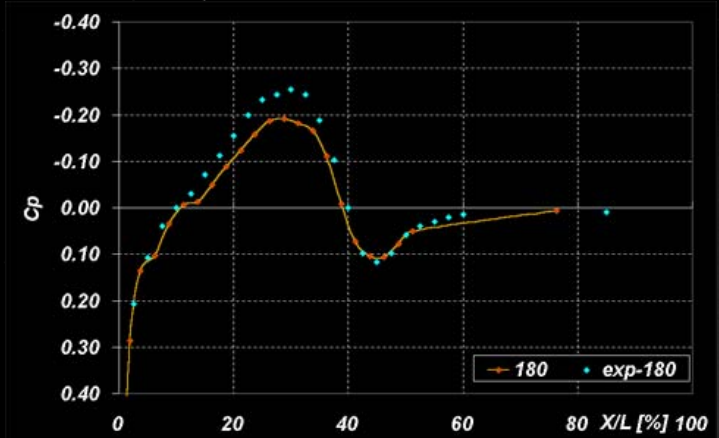
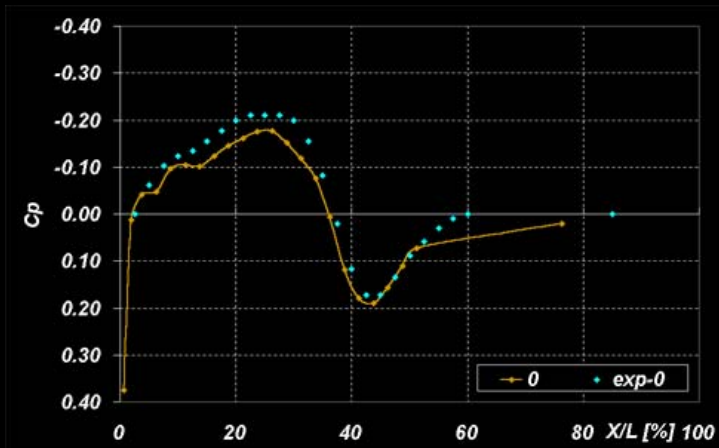
- distribuição de pressão – método dos painéis



# Aerodinâmica da Fuselagem

## Simulação numérica

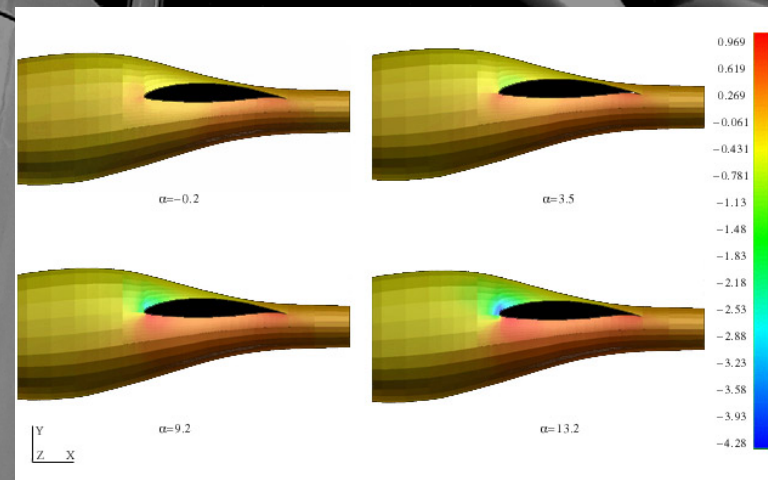
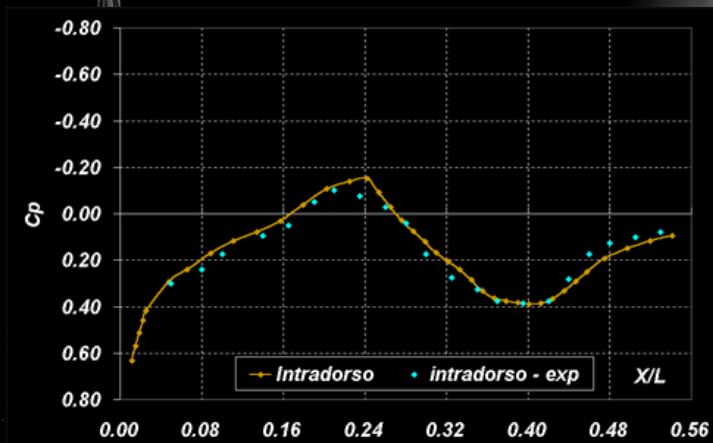
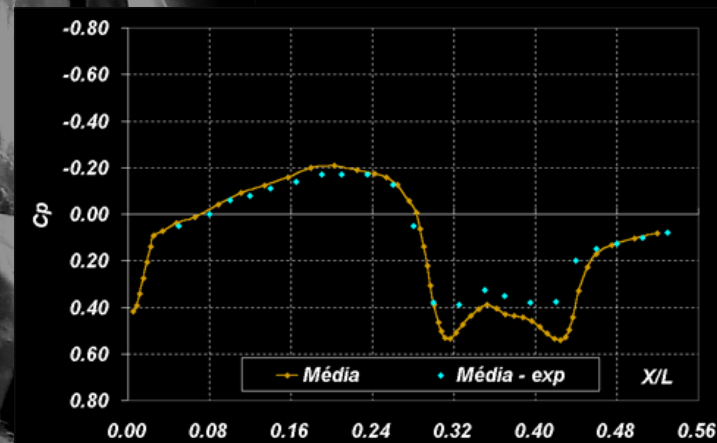
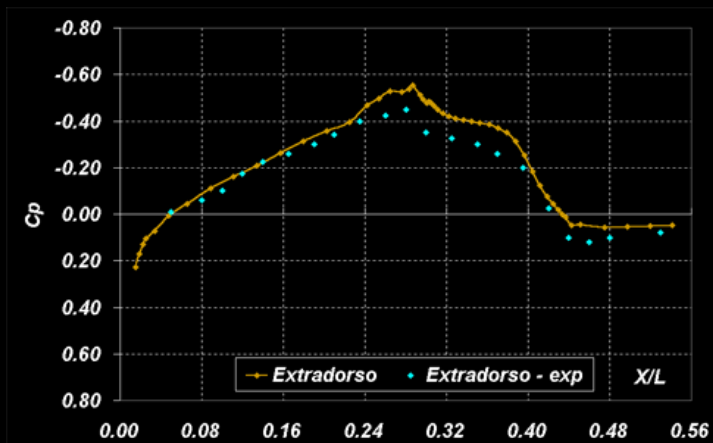
- distribuição de pressão – método dos painéis



# Aerodinâmica da Fuselagem

## Simulação numérica

- distribuição de pressão – método dos painéis

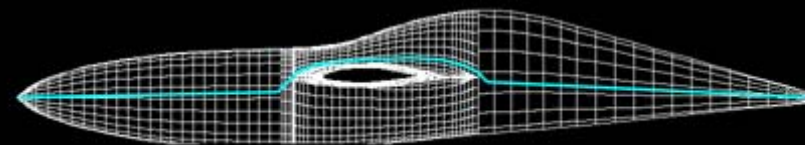
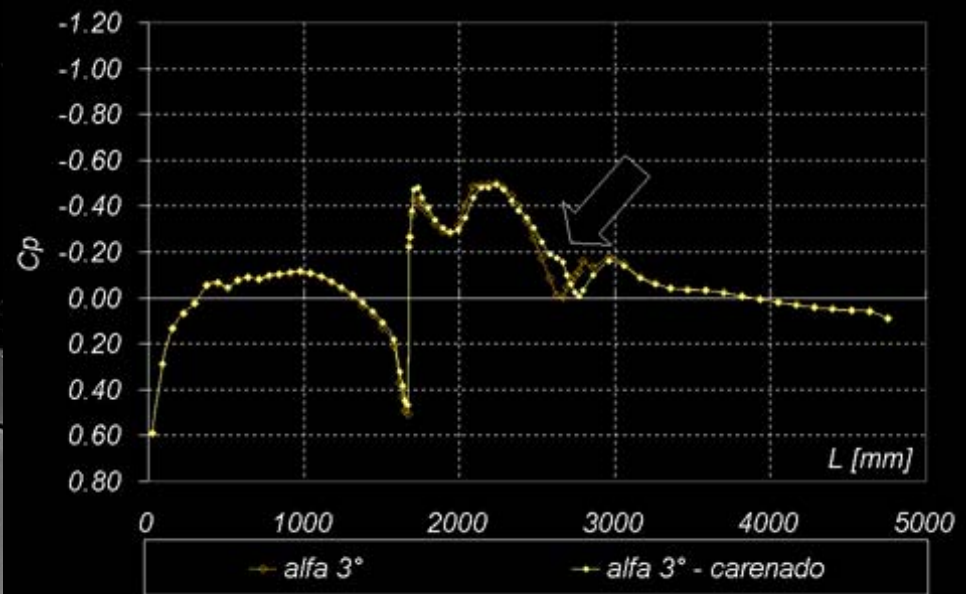
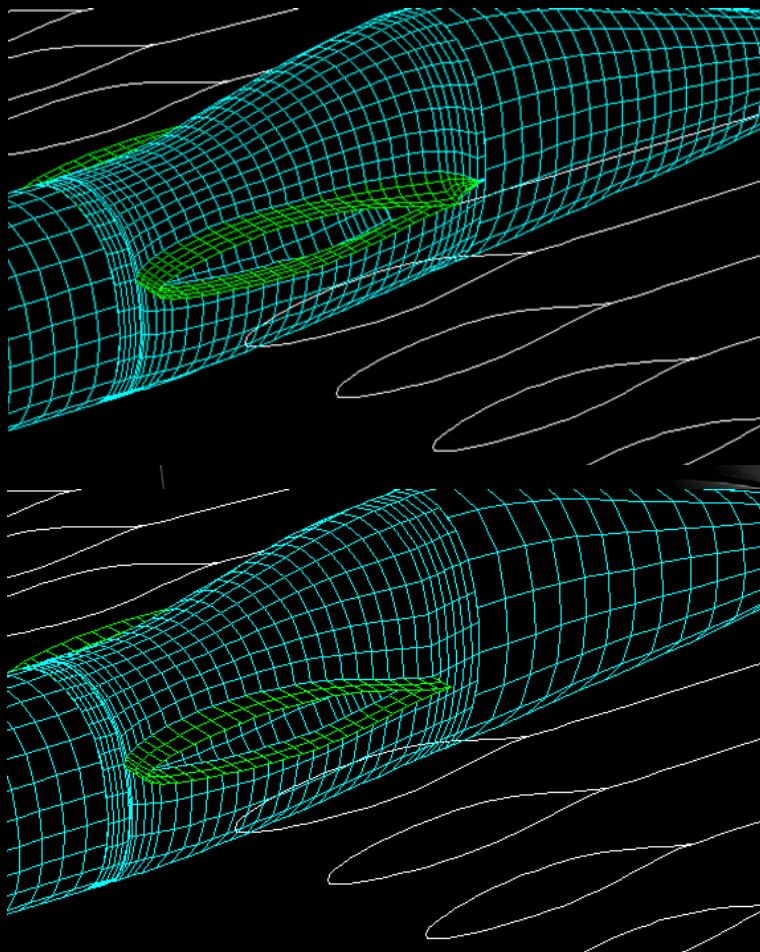




# Aerodinâmica da Fuselagem

## Simulação numérica

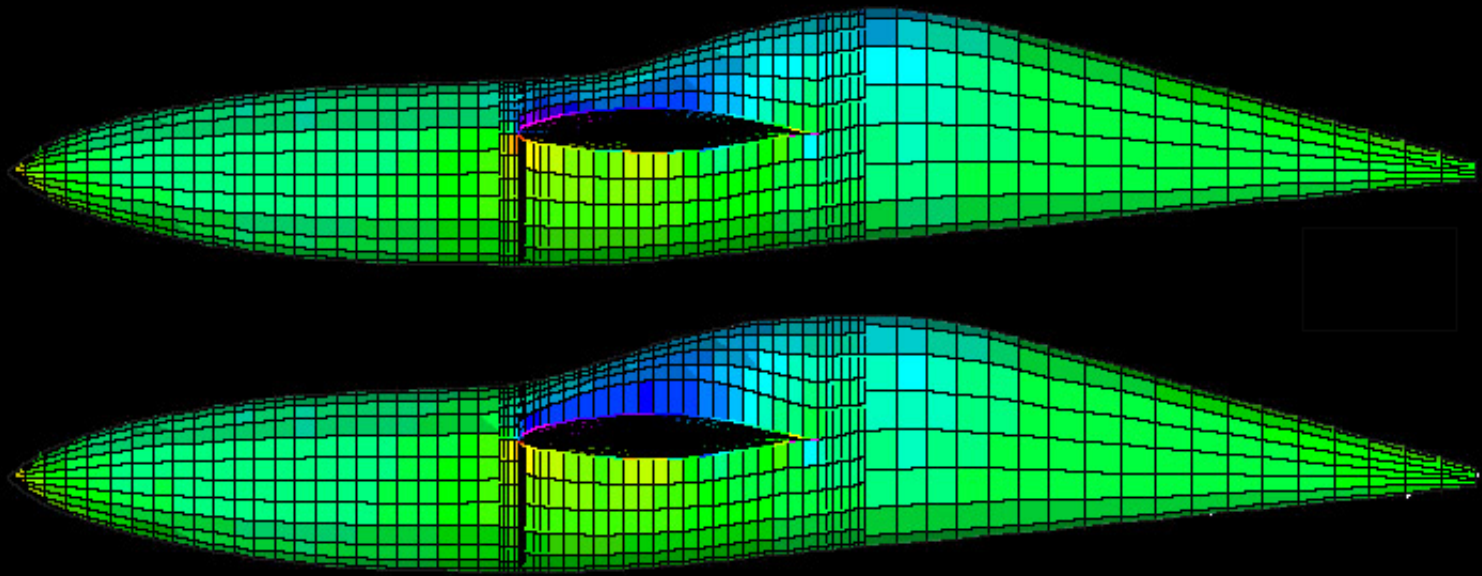
- distribuição de pressão – método dos painéis



# Aerodinâmica da Fuselagem

## Simulação numérica

- distribuição de pressão – método dos painéis

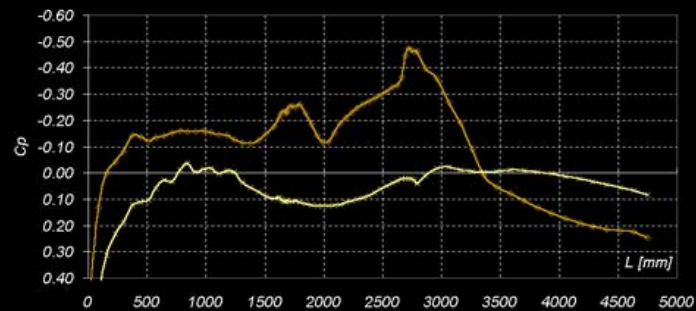
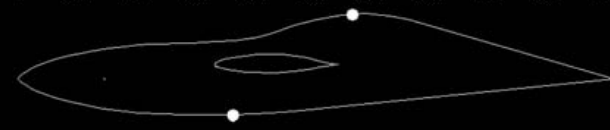
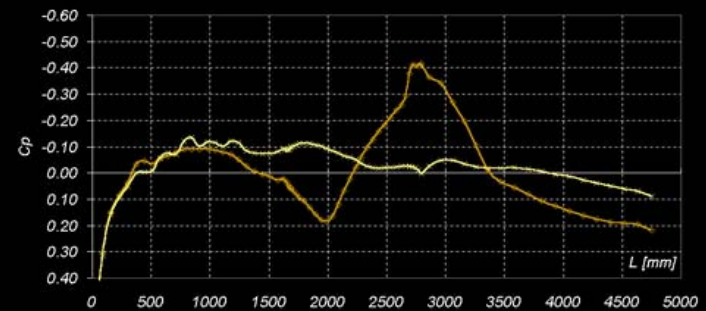
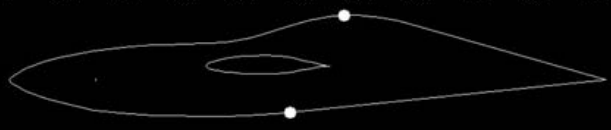
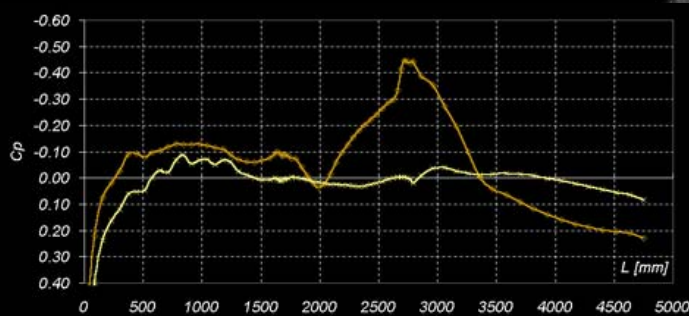




# Aerodinâmica da Fuselagem

## Simulação numérica

- distribuição de pressão – método dos painéis



# Aerodinâmica da Fuselagem

## Simulação numérica

- análise de arrasto
- resolver equações de camada limite sob a distribuição de pressão obtida através da solução do escoamento potencial.
- equação semi-empírica para arrasto.

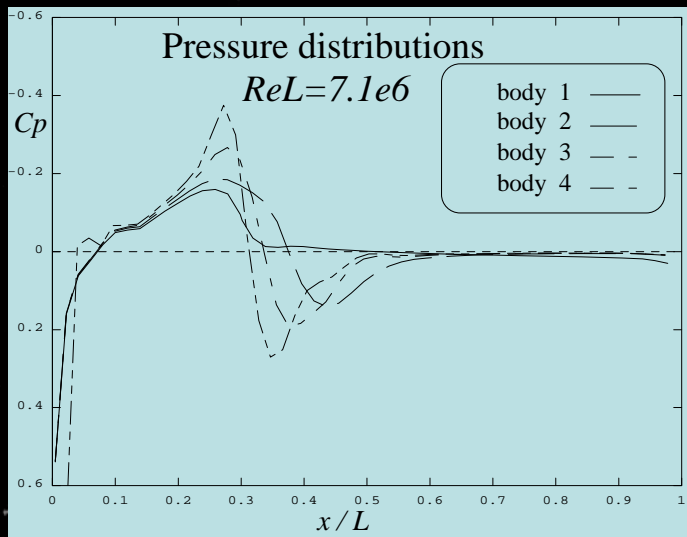
$$C_D = \frac{2\pi}{S_{ref}} (r \cdot \theta)_T [Ue_T] \left( \frac{H+5}{2} \right)_T$$

onde  $C_D$  é o coeficiente de arrasto,  $S_{ref}$  é a área de referência (área frontal),  $r$  raio médio da fuselagem,  $\theta$  é a espessura de momento da camada limite,  $Ue$  é a velocidade potencial e  $H$  é o fator de forma da camada limite. O subscrito  $T$  indica que estas quantidades devem ser avaliadas no bordo de fuga da fuselagem ( $x/L=1.0$ ).

# Aerodinâmica da Fuselagem

## Simulação numérica

- análise de arrasto
- o arrasto também pode ser obtido através da integração do coeficiente de fricção ao longo da fuselagem.
- para fuselagens não axi-simétricas pode-se resolver este problema para diversas linhas de corrente sobre a fuselagem e fazer a integração numérica através de interpolações dos resultados sobre estas linhas de corrente.



	CD num.	CD exp.	$x_{tr}/L$ num.	$x_{tr}/L$ exp.
body 1	0.058	0.051	0.30	0.33
body 2	0.038	0.034	0.35	0.35
body 3	0.039	0.035	0.31	
body 4	0.40	0.038	0.29	0.31