



*Procedimentos para Cálculo
Aerodinâmico de Aeronaves Leves
Subsônicas*

*Centro de Estudos Aeronáuticos
Escola de Engenharia da
Universidade Federal de Minas Gerais*

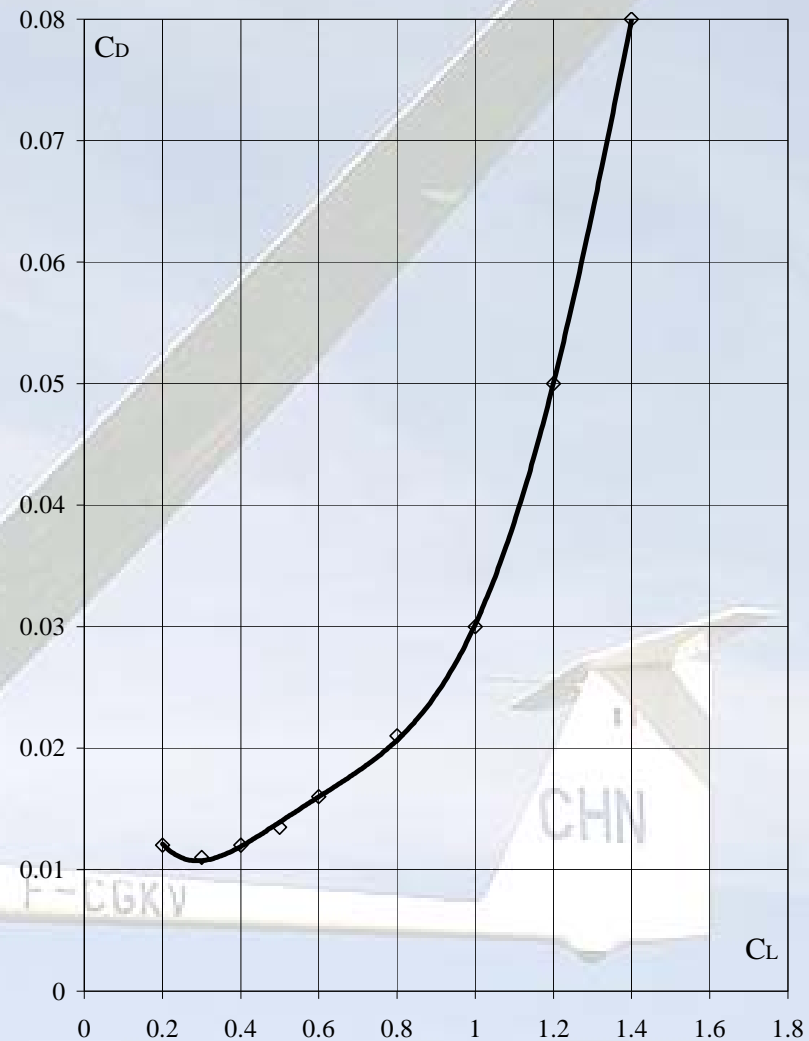
Por:

Paulo H. Iscold A. de Oliveira (CEA/EEUFMG)

A Polar de Arrasto de Uma Aeronave

- Curva que expressa a relação entre arrasto e sustentação de uma aeronave para toda a sua faixa de operação.

- Tem relação direta com as características de desempenho da aeronave.



Determinação da Polar de Arrasto

Procedimento Clássico

- i) Para uma velocidade de referência calcula-se o número de Reynolds da aeronave;
- ii) para uma faixa de valores de ângulo de ataque, obtém-se o coeficiente de sustentação para os diversos componentes da aeronave;
- iii) para os mesmos valores de ângulo de ataque calcula-se o coeficiente de arrasto para os diversos componentes da aeronave;
- iv) a partir do somatório dos valores obtidos nos itens (ii) e (iii), obtém-se o coeficiente de sustentação global (C_L) e o coeficiente de arrasto global (C_D) da aeronave, respectivamente.

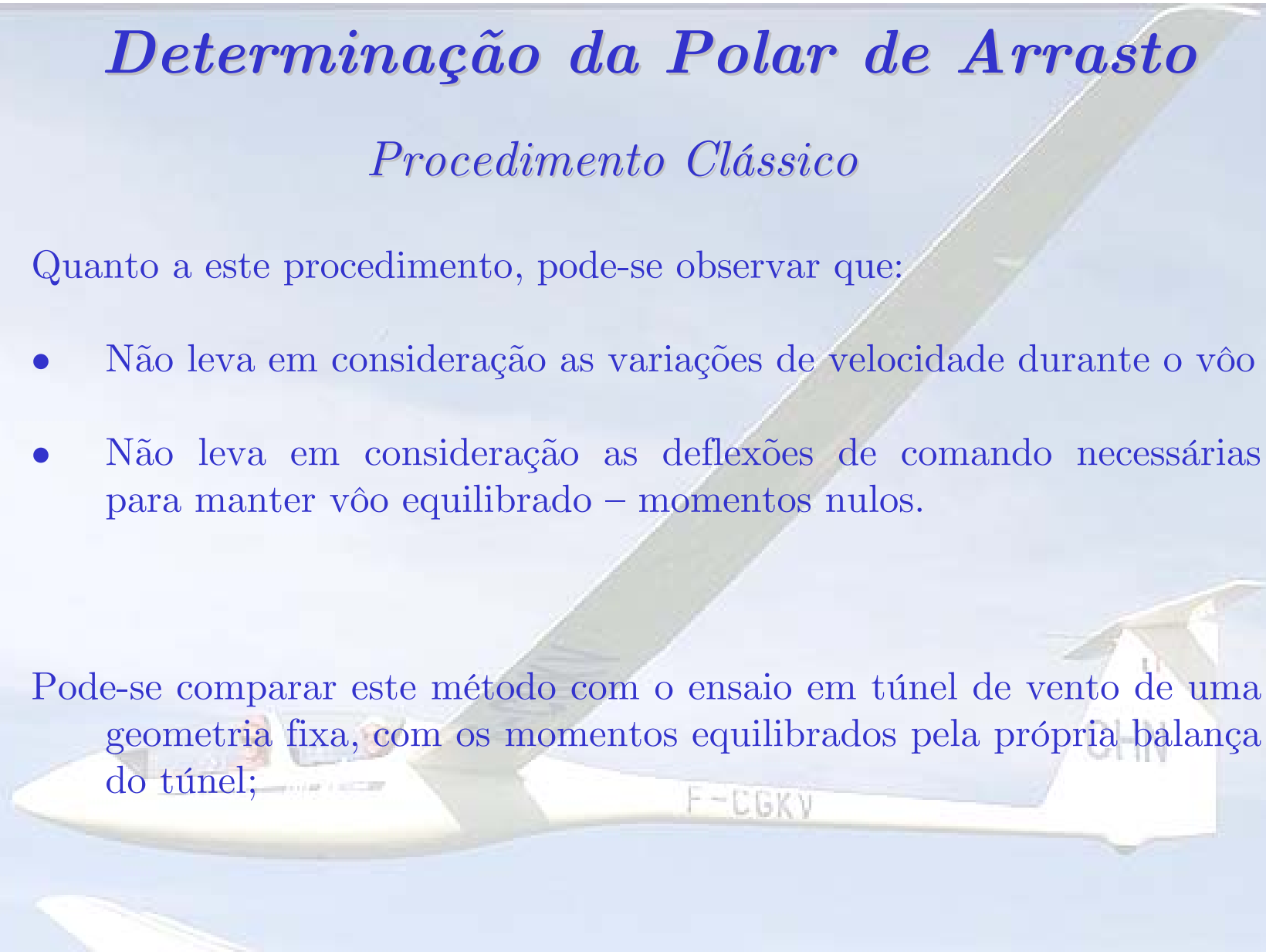
Determinação da Polar de Arrasto

Procedimento Clássico

Quanto a este procedimento, pode-se observar que:

- Não leva em consideração as variações de velocidade durante o vôo
- Não leva em consideração as deflexões de comando necessárias para manter vôo equilibrado – momentos nulos.

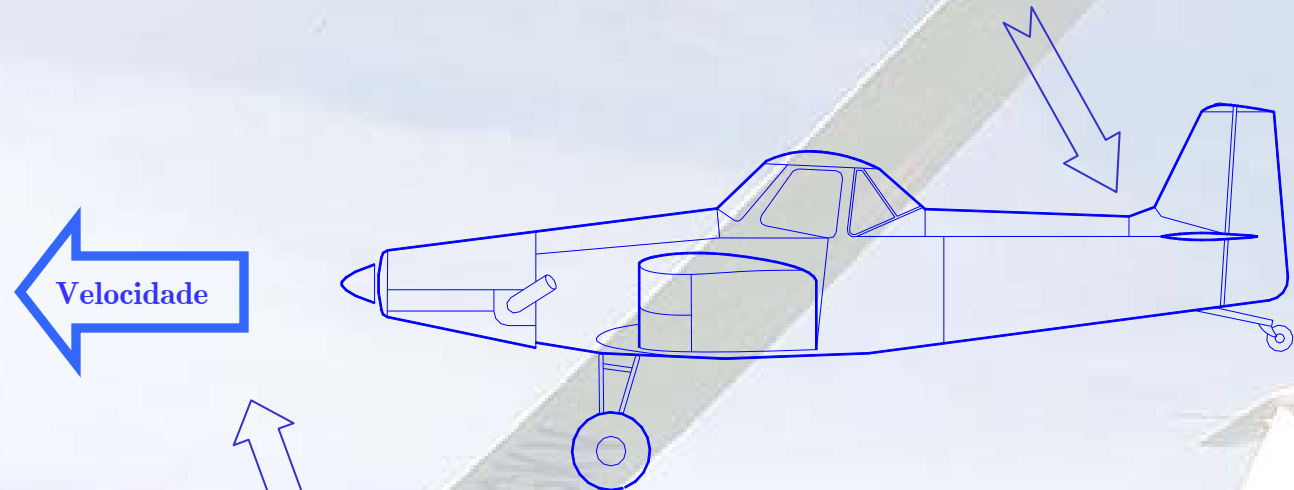
Pode-se comparar este método com o ensaio em túnel de vento de uma geometria fixa, com os momentos equilibrados pela própria balança do túnel;



Determinação da Polar de Arrasto

Procedimento Proposto

- Leva em consideração a deflexão do profundor necessária para se manter a aeronave em vôo longitudinalmente equilibrado

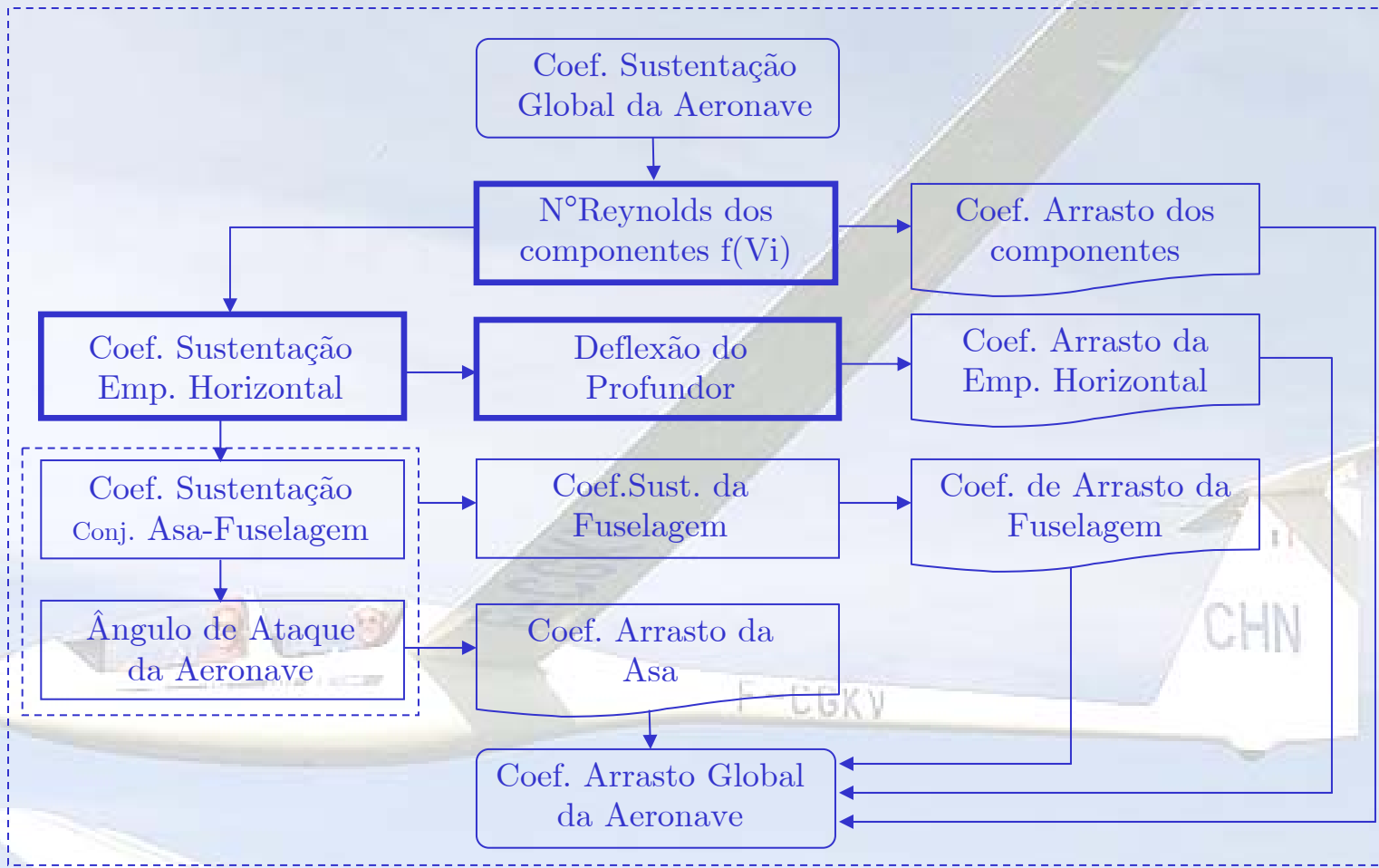


- Considera as variações do comportamento aerodinâmico dos componentes da aeronave com a velocidade de vôo (Número de Reynolds).

Determinação da Polar de Arrasto

Procedimento Proposto

Para $V=V_1, V_2, \dots, V_n$



Determinação da Polar de Arrasto

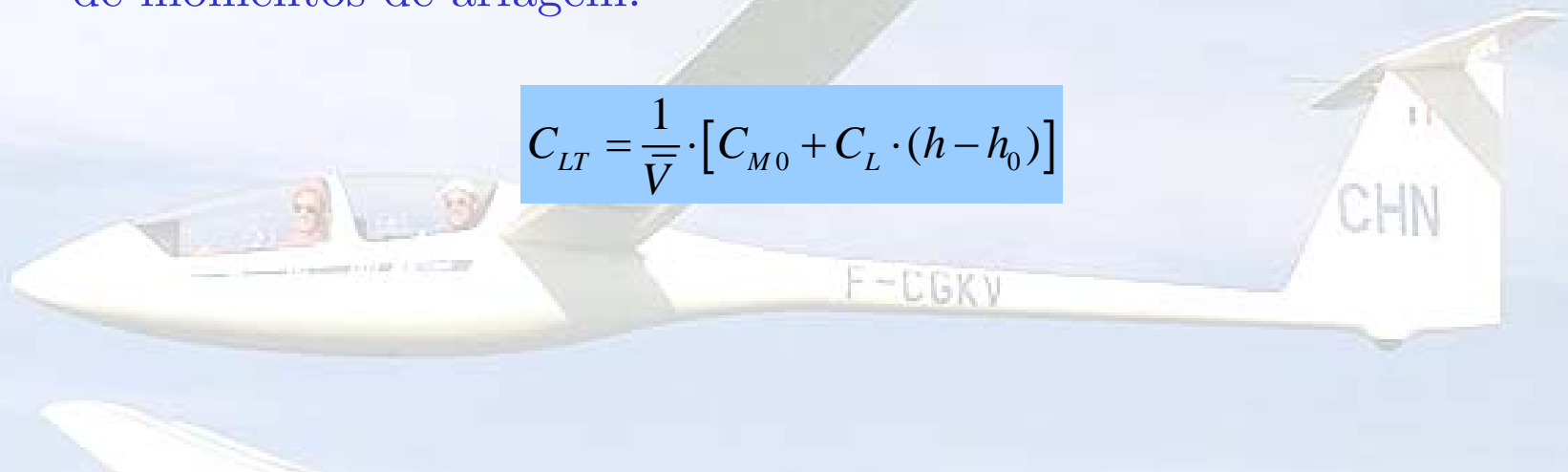
Procedimento Proposto

- Coeficiente de sustentação global da aeronave – hipótese de equilíbrio de forças verticais.

$$C_L = \frac{2W}{\rho S V^2}$$

- Coeficiente de sustentação na empenagem horizontal – equilíbrio de momentos de arfagem.

$$C_{LT} = \frac{1}{V} \cdot [C_{M0} + C_L \cdot (h - h_0)]$$



Determinação da Polar de Arrasto

Procedimento Proposto

- Determinação do ângulo de ataque da aeronave
 1. Combinação da sustentação da asa e fuselagem – interferência

$$C_{LWB} = C_{LB} + k \cdot C_{LW}$$

2. Sustentação da asa varia linearmente com o ângulo de ataque da asa

$$C_{LW} = d_1 \cdot \alpha_W + d_2$$

$$C_{LW} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \cdot \alpha_W + C_{L0} = a \cdot \alpha_W + C_{L0}$$

3. Sustentação da fuselagem varia quadráticamente com o ângulo de ataque da fuselagem

$$C_{LB} = c_1 \cdot \alpha^2 + c_2 \cdot \alpha + c_3$$

$$C_{LB} = \frac{(\alpha - \alpha_0)}{S} \left[\frac{K \pi D^2}{2} + \eta C_{Dc} (\alpha - \alpha_0) \int_{x_0}^{l_f} d \, dx \right]$$

Determinação da Polar de Arrasto

Procedimento Proposto

- Determinação do ângulo de ataque da aeronave
 1. Lembrando que o ângulo de ataque da asa é o ângulo de ataque da fuselagem mais a sua incidência,

$$\alpha_w = \alpha + i_w$$

e combinando as equações anteriores, tem-se:

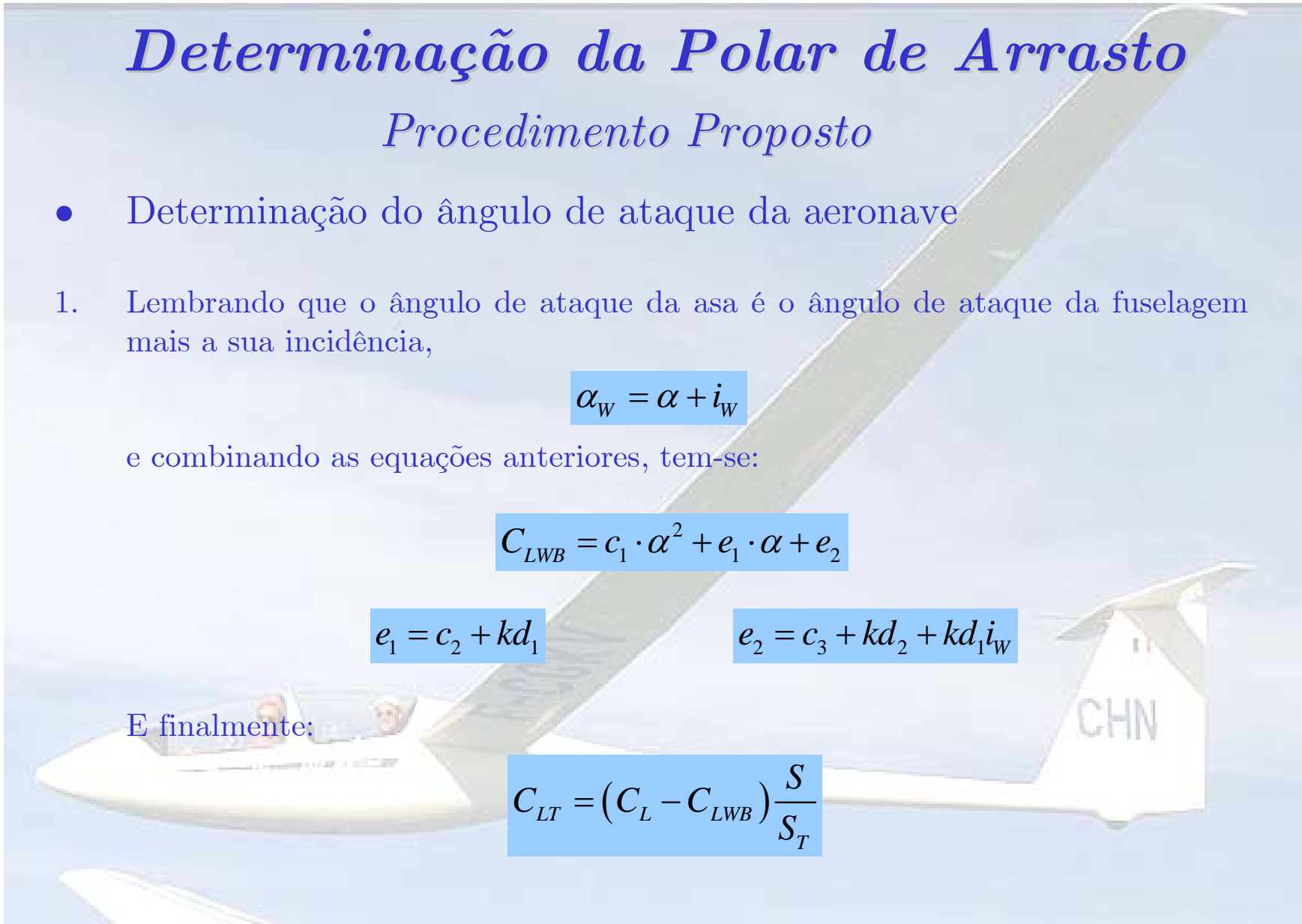
$$C_{LWB} = c_1 \cdot \alpha^2 + e_1 \cdot \alpha + e_2$$

$$e_1 = c_2 + kd_1$$

$$e_2 = c_3 + kd_2 + kd_1 i_w$$

E finalmente:

$$C_{LT} = (C_L - C_{LWB}) \frac{S}{S_T}$$



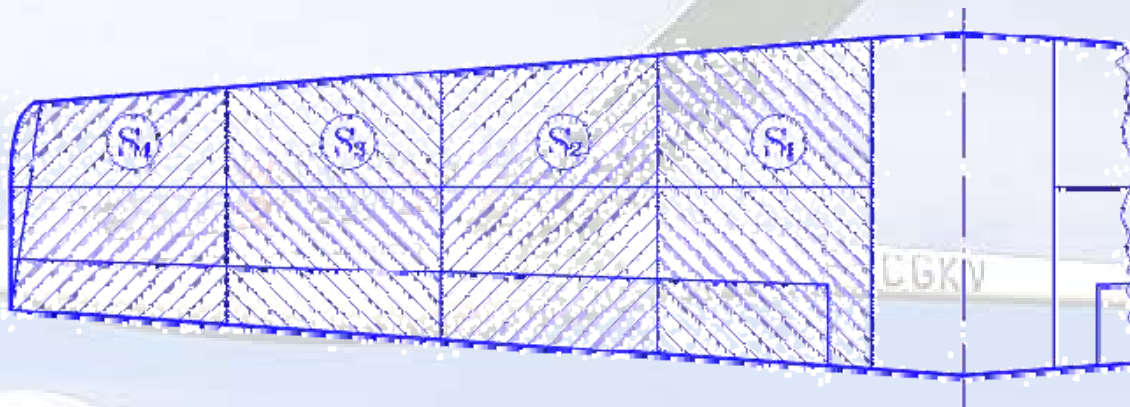
Determinação da Polar de Arrasto

Procedimento Proposto

- Determinação do arrasto das asas e empenagens
 1. O coeficiente de arrasto total de cada superfície sustentadora pode ser determinado pela soma do arrasto induzido e do arrasto parasita:

$$C_{DW} = C_{D0W} + C_{DIW}$$

2. Para determinação do arrasto parasita, pode-se dividir a asa em um número finito de seções



$$C_{D0W} = \frac{\sum_{i=1}^n C_{D0}^i \cdot S_i}{\sum_{i=1}^n S_i}$$

Determinação da Polar de Arrasto

Procedimento Proposto

- Determinação do arrasto das asas e empenagens
 1. Para a determinação do arrasto induzido, pode-se utilizar formulações comumente utilizadas na literatura:

$$C_{DIW} = \frac{C_{LW}^2}{\pi \cdot A} \cdot \delta$$

2. Especialmente, para a empenagem horizontal, é importante determinar a deflexão do profundor antes de efetuar seu cálculo de arrasto. Isto pode ser feito através da seguinte relação:

$$\eta = A_1 C_L + A_2$$

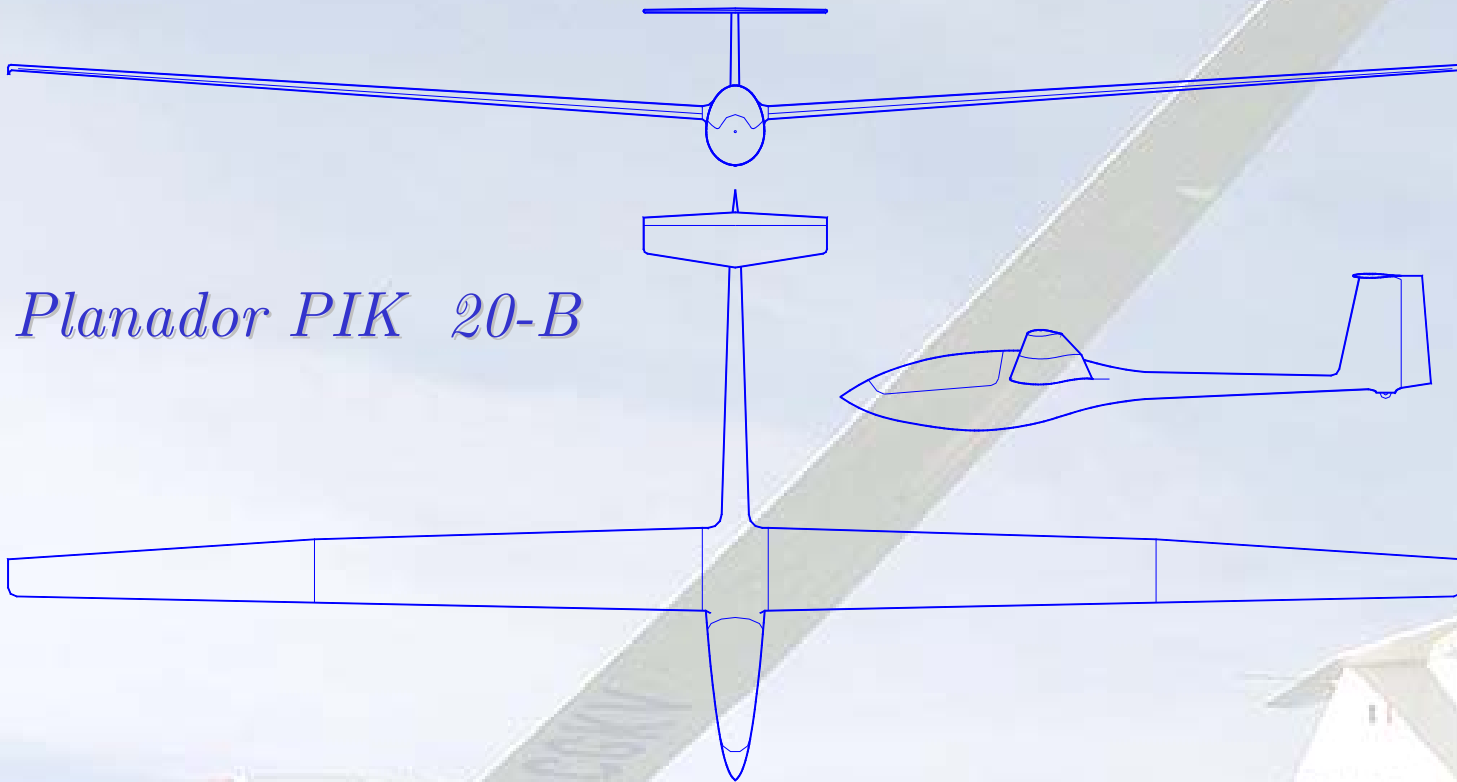
$$C_{LT} = a_1 \alpha_t + a_2 \eta \quad , \quad \alpha_T = \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \alpha_w$$

Determinação da Polar de Arrasto

Procedimento Proposto

- Veja demais equações e gráficos em:
 1. Pullin, D.C., 1976, Aerodinâmica do Avião – Centro de Estudos Aeronáuticos UFMG.
 2. Etkin, B., 1959, Dynamics of Flight – Stability and Control.
 3. ESDU – Vários volumes relacionados a aerodinâmica – Biblioteca do Centro de Estudos Aeronáuticos UFMG.
 4. Pinto, R.L.U.F., Iscold, P., Barros, C.P., 1999, Um procedimento Alternativo para Cálculo Aerodinâmico de Aeronaves Leves Subsônicas, Congresso Internacional da Engenharia da Mobilidade – SAE BRASIL – 1999.

Resultados

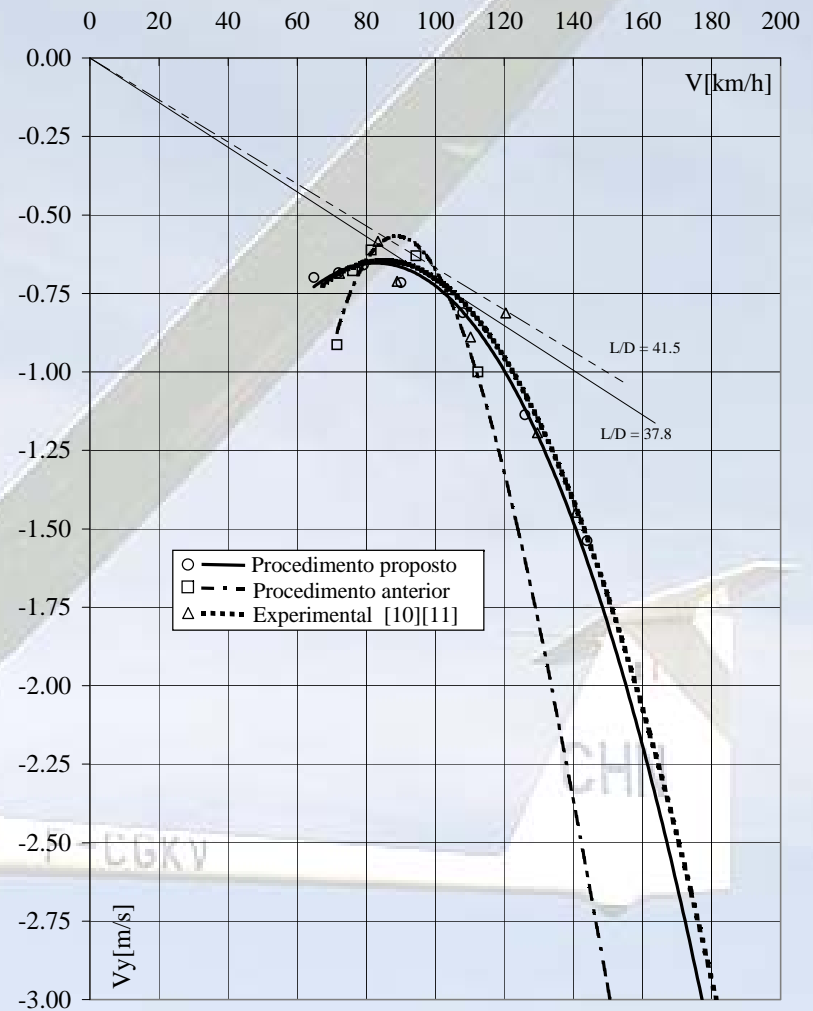
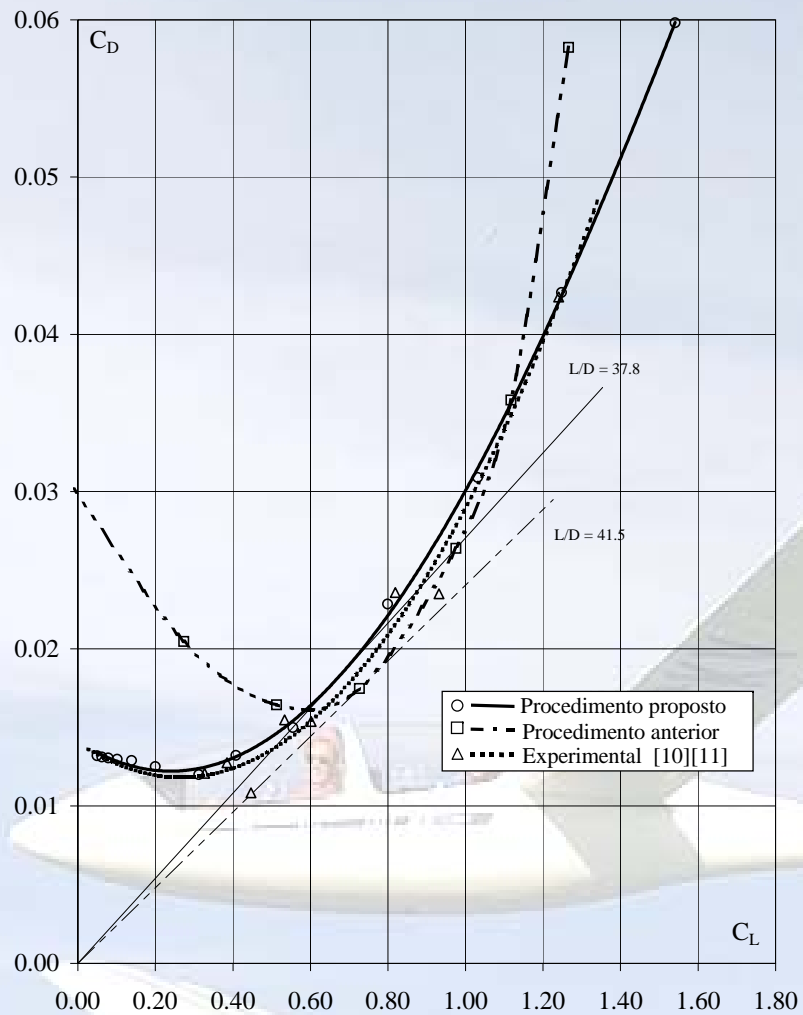


Planador PIK 20-B

Envergadura da asa	15.00 m	Peso máximo de decolagem	450 kgf
Comprimento da fuselagem	6.45 m	Perfis das asas	FX67-K-170
Área da asa	10.00 m ²		FX67-K-150
Alongamento	22.50	Envergadura da Emp. Hor.	2.00 m
Peso vazio	220 kgf	Área da Emp. Hor.	0.975 m ²

Resultados

Planador PIK 20-B



Comentários

i) Em relação aos resultados experimentais do planador PIK 20-B, os resultados obtidos pelo procedimento proposto foram coerentes e visivelmente mais precisos do que aqueles fornecidos pelo procedimento anterior.

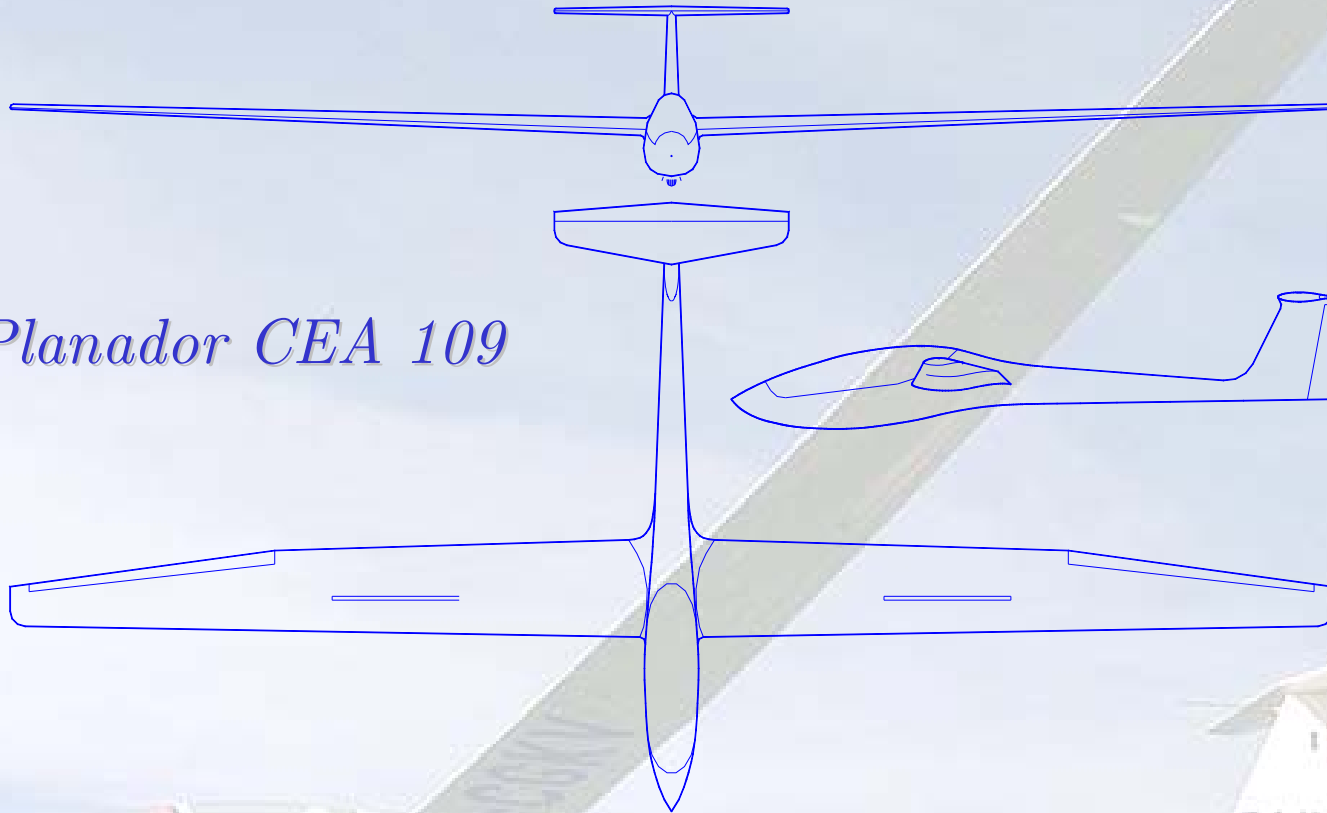
ii) Em relação à eficiência aerodinâmica máxima (CL/CD máximo) da aeronave PIK-20B, especificamente, o valor fornecido pelo procedimento proposto (37.8) está mais próximo do experimental (39.2) do que aquele obtido pelo procedimento anterior (41.5).

iii) Ainda em relação ao planador PIK 20-B, enquanto os resultados obtidos com o procedimento anterior superestimaram a razão CL/CD máxima, os resultados obtidos com o procedimento proposto foram conservativos.

iv) Para a velocidade entre térmicas, atualmente, a mais importante para comparação de desempenho de planadores, (180 km/h) os resultados obtidos pelo procedimento proposto são muito mais precisos que aqueles obtidos pelo procedimento anterior.

Resultados

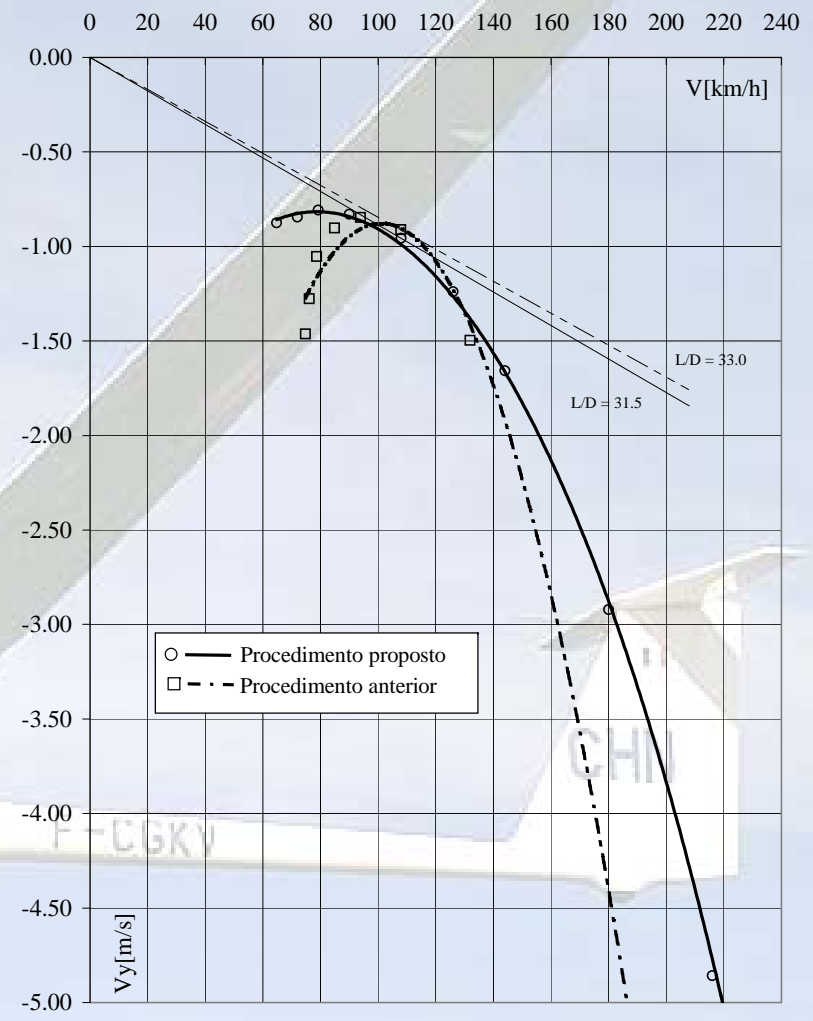
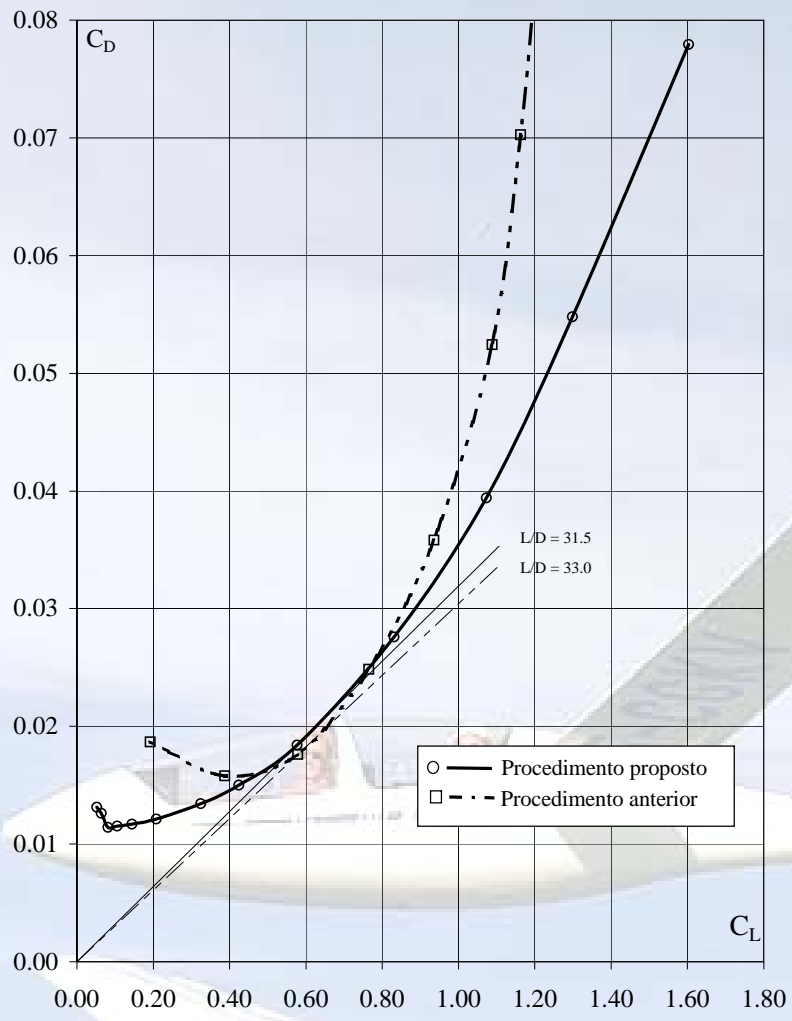
Planador CEA 109



Envergadura da asa	17.5 m	Peso máximo de decolagem	560 kgf
Comprimento da fuselagem	8.05 m	Perfis das asas	FX61-184
Área da asa	17.87 m ²		FX60-126
Alongamento	17.14	Envergadura da Emp. Hor.	3.10 m
Peso vazio	360 kgf	Área da Emp. Hor.	1.90 m ²

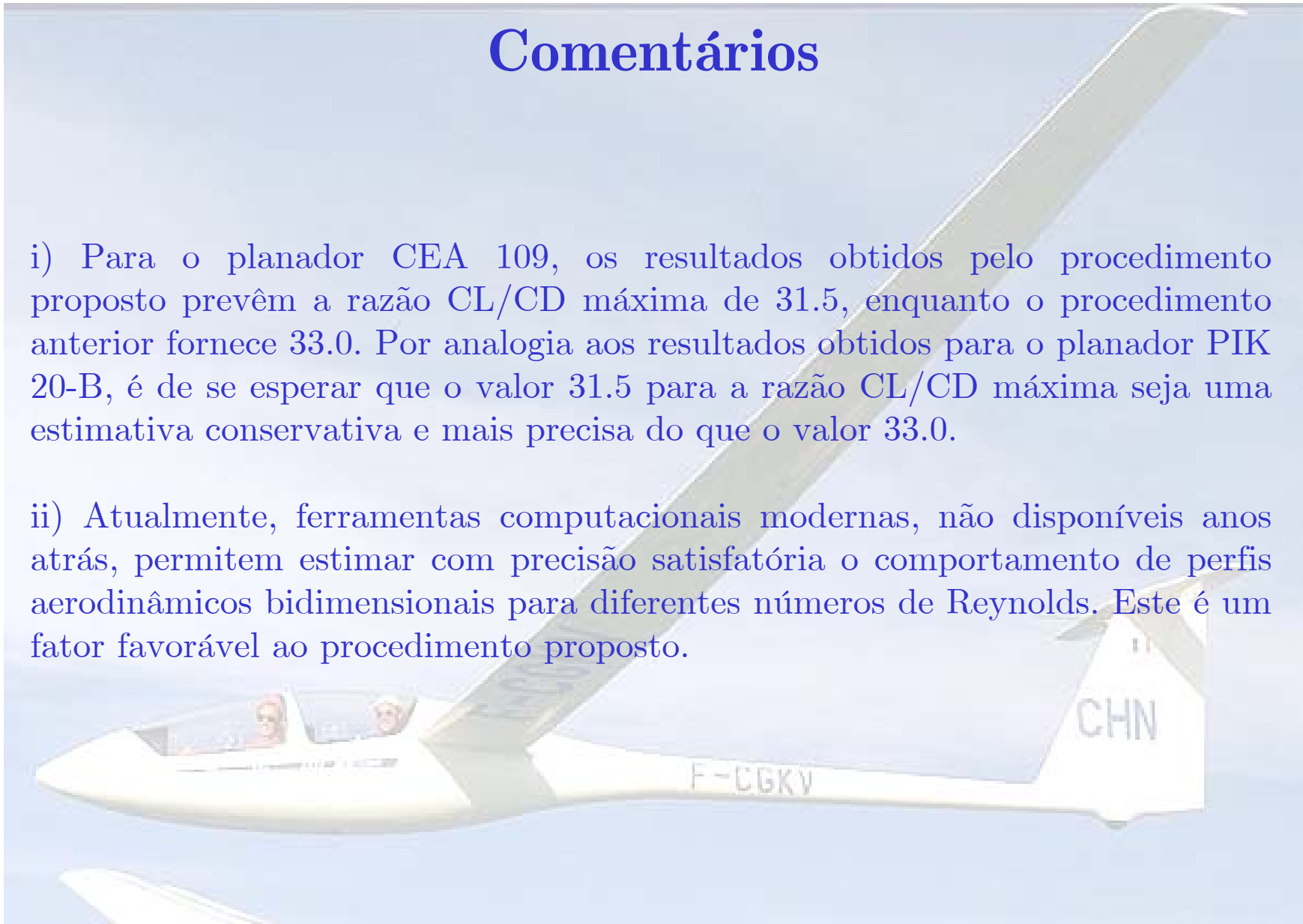
Resultados

Planador CEA 109



Comentários

- i) Para o planador CEA 109, os resultados obtidos pelo procedimento proposto prevêm a razão CL/CD máxima de 31.5, enquanto o procedimento anterior fornece 33.0. Por analogia aos resultados obtidos para o planador PIK 20-B, é de se esperar que o valor 31.5 para a razão CL/CD máxima seja uma estimativa conservativa e mais precisa do que o valor 33.0.
- ii) Atualmente, ferramentas computacionais modernas, não disponíveis anos atrás, permitem estimar com precisão satisfatória o comportamento de perfis aerodinâmicos bidimensionais para diferentes números de Reynolds. Este é um fator favorável ao procedimento proposto.



Utilização de ferramentas numéricas

- i) Cálculo das polares aerodinâmicas dos perfis – **XFOIL** e **MSES** (*Mark Drela - MIT*)

Deve-se tomar cuidado especial com estas simulações, pois tratam-se de modelos numéricos e que podem não representar a realidade física. Idealmente, o modelo numérico deve ser ajustados (ncrit, por exemplo) em relação a dados experimentais conhecidos e, posteriormente, utilizado para cálculo de novas configurações. O código **MSES** do *Prof. Mark Drela*, tem especial utilização para a determinação dos efeitos de *gap* entre elementos de uma asa (por exemplo, superfícies de controle).



Utilização de ferramentas numéricas

i) Cálculo dos conjuntos de asa e empenagens – *CEA-VLM*.

Este código pode ser utilizado para a determinação das características aerodinâmicas das asas e empenagens em determinados ângulos de ataque (arrasto parasita e induzido). Apresenta vantagem de permitir a integração do arrasto mesmo em superfícies não-planares (poli - diedro, poli - enflechamento $< 7^\circ$, e winglets).

Também é possível calcular a interferência da esteira da asa na empenagem, sobretudo o ângulo de down-wash, de forma mais precisa.

De uma forma mais avançada, pode-se resolver todo o problema de equilíbrio da aeronave e resolver todos os conjuntos de asa-empenagens simultaneamente. F-CGKV

Utilização de ferramentas numéricas

- i) Cálculo dos conjuntos de asa e empenagens – *CEA-VLM*.

Função objetivo a ser minimizada para cálculo da aeronave completa no programa CEA-VLM.

$$J = (L - W)^2 + M^2$$

PROBLEMA:

Criar uma rotina para o programa CEA-VLM que execute automaticamente a rotina *s3d_cria_dados.m* e determine a condição de equilíbrio (ângulo de ataque e deflexão do profundor) da aeronave em análise.

Montar esta rotina para que a mesma possa ser incluída no programa CEA-VLM (organização, nome de variáveis, nome de arquivos, etc...)

Dica: nos dados do perfil da empenagem, somar ao vetor (sustentação, arrasto e momento) uma parcela (expansão em séries – 1º ordem) devido a deflexão da superfícies de comando.