

PRJ-22 Projeto Conceitual de Aeronave

Prova 01

1º Eng João A. Dantas de J. Ferreira
dantas@ita.br

Prof. Adson Agrico de Paula
adson@ita.br

Prof. Roberto Gil Annes da Silva
gil@ita.br

2024

Instruções

- A prova deve ser realizada em até 3 horas contínuas.
- Coloquem o nome completo no topo dessa página.
- Essa prova é INDIVIDUAL e deverá ser feita SEM CONSULTA! Apenas as fórmulas e figuras presentes na prova poderão ser utilizadas.
- Vocês podem ter à disposição Calculadora (pode ser a do celular) para realizar cálculos de algumas questões. Porém, não use outros programas ou arquivos para as resoluções.

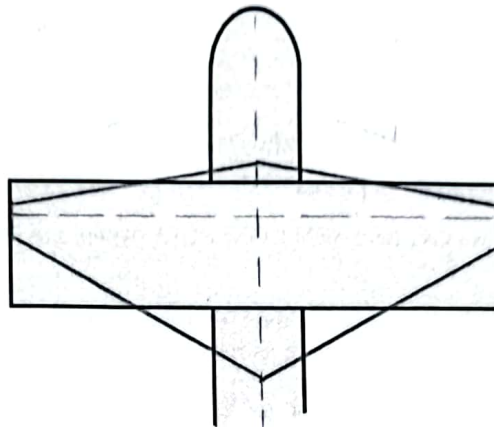
Conto com a Disciplina Consciente de todos em relação às regras estabelecidas para a prova.

- 75% 1. (5 pts) Classifique as alternativas abaixo como verdadeiras ou falsas em relação ao Projeto de Aeronaves:
- ☒ (V) A análise do mercado para a definição dos requisitos dos clientes é uma etapa da Fase **Projeto Conceitual**.
 - ☒ (F) A escolha dos parceiros estratégicos para a fabricação de componentes é uma etapa da Fase **Projeto Detalhado**.
 - ☒ (V) A definição do grupo moto-propulsor da aeronave se dá durante o **Projeto Conceitual**.
 - ☒ (V) A alocação de sistemas da aeronave se dá durante o **Projeto Preliminar**.
- 75% 2. (5 pts) Classifique as alternativas abaixo como verdadeiras ou falsas em relação à escolha de configuração:
- ☒ (F) A configuração de asa média, que possui uma menor necessidade de carenagens para integração asa-fuselagem, é altamente recomendada para aeronaves que necessitam ter alta eficiência aerodinâmica, como aeronaves comerciais de longo alcance.
 - ☒ (V) Ao fazer o desenho do *layout* de cabine, podemos reduzir a esbeltez da fuselagem ao aumentar o número de assentos por fileira.
 - ☒ (F) O passo (ou *pitch*) entre os assentos é o principal fator para o cálculo do diâmetro da fuselagem.
 - ☒ (V) Na Primeira Guerra Mundial, a maioria das aeronaves eram bi- ou tri-planos. Com a utilização de mais de um plano de asa, permite-se a redução da envergadura, aumentando o momento de inércia de rolamento e, com isso, aumentando a manobrabilidade.
- 100% 3. (5 pts) Classifique as consequências abaixo considerando o caso em que aumentamos o coeficiente de volume de cauda da empenagem horizontal de uma aeronave, mantendo os demais parâmetros independentes fixos:
- ☒ (V) Maior estabilidade
 - ☒ (F) Deslocamento do CG da aeronave para o nariz da aeronave
 - ☒ (F) Diminuição do arrasto parasita da aeronave
 - ☒ (F) Aumento da tendência ao *deep-stall*

75% 4. (5 pts) Classifique as alternativas abaixo como verdadeiras ou falsas em relação ao projeto aerodinâmico de aeronaves:

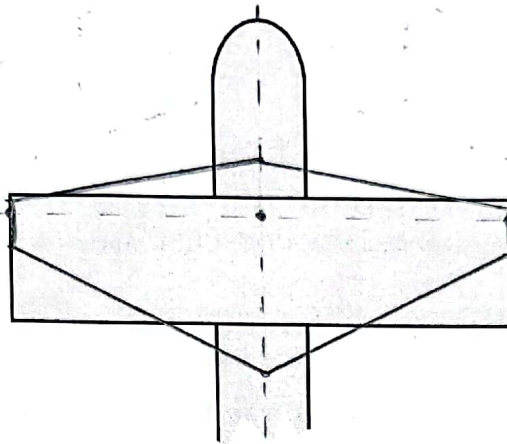
- ✓(F) Asas de aeronaves de combate têm alta eficiência aerodinâmica em baixa velocidade pois necessitam pousar em variados cenários de guerra.
- ✓(F) Asas alongadas têm o benefício de diminuição do arrasto induzido. Adicionalmente, elas também tendem a ser mais leves, pois diminuem o *downwash* e, assim, diminuem a componente de sustentação da asa.
- ✓(F) O efeito de diminuição do arrasto induzido causado pela adição de *winglets* em uma aeronave é mais efetivo na condição de cruzeiro, que é a fase mais longa do voo. Por isso, o winglet é associado à diminuição de custo operacional
- ~~✗(V)~~ A razão entre área molhada da aeronave e área de referência da asa ($\frac{S_{wet}}{S_{ref}}$) é um parâmetro de indicação da eficiência aerodinâmica do projeto devido ao fato de algumas aeronaves apresentarem áreas de asa menores suportando maiores áreas molhadas de aeronaves

100% 5. (6 pts) A figura abaixo representa a forma em planta de uma asa retangular sobre uma fuselagem.



Esboce, na figura acima, o que ocorreria com tal asa após uma diminuição não desprezível de λ (afilamento), mantendo fixos os demais parâmetros adimensionais e a área de asa.

- 100% 5. (6 pts) A figura abaixo representa a forma em planta de uma asa retangular sobre uma fuselagem.



$S, AR, \Delta c_m, b$
 c_m
 $\lambda \Rightarrow$ menor

Esboce, na figura acima, o que ocorreria com tal asa após uma diminuição não desprezível de λ (afilamento), mantendo fixos os demais parâmetros adimensionais e a área de asa.

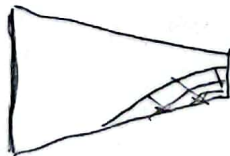
• $AR = \frac{b^2}{S}$ $AR = c_m$
 $S = c_m \Rightarrow b \text{ é o mesmo}$
 (conveniente)

$\lambda = \frac{c_m}{c_n}$

- Envelhecimento: antes era nulo, terá de permanecer nulo

• $S = \frac{1}{2} (c_n + c_m) \cdot b = \frac{1}{2} \underbrace{c_n}_{\text{aumenta}} \underbrace{\left(1 + \frac{\lambda}{c_n}\right)}_{\text{diminui}} \cdot \underbrace{b}_{\text{mesmo}}$

- DBS: Essa mudança faz com que o estol ocorra primeiro na ponta da asa



$1,7 \cdot 2 = 2,8 \cdot (1 + \lambda)$
 ANTES DEPOIS

$\lambda = 0,21$

$c_m \approx 0,6$
 $\frac{c_m}{c_n} \approx 0,15$

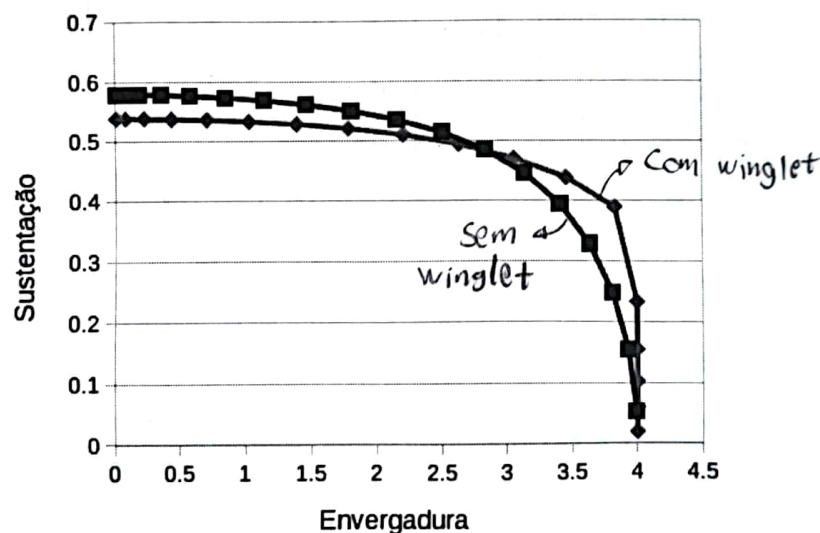
6. Algumas aeronaves possuem *winglets* instalados nas pontas de suas asas, como o Legacy 600 apresentado abaixo:



- 100% a) (5 pts) Pensando no modelo parabólico de polar de arrasto ($C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2$), indique se a instalação de um winglet aumenta ou diminui cada um dos componentes de arrasto (isto é, indique uma tendência para cada componente de arrasto). Justifique cada resposta DE MODO SUCINTO.

✓ O winglet aumenta o arrasto parasita já que aumenta a área molhada e consequentemente aumenta o arrasto de fricção. O winglet diminui o arrasto induzido já que diminui os vórtices de ponta e consequentemente diminui o downwash.

- 100% b) (8 pts) A figura abaixo mostra a distribuição de sustentação local ao longo da envergadura para uma asa com e sem winglet. Indique na figura qual das duas curvas é a relativa a cada configuração.



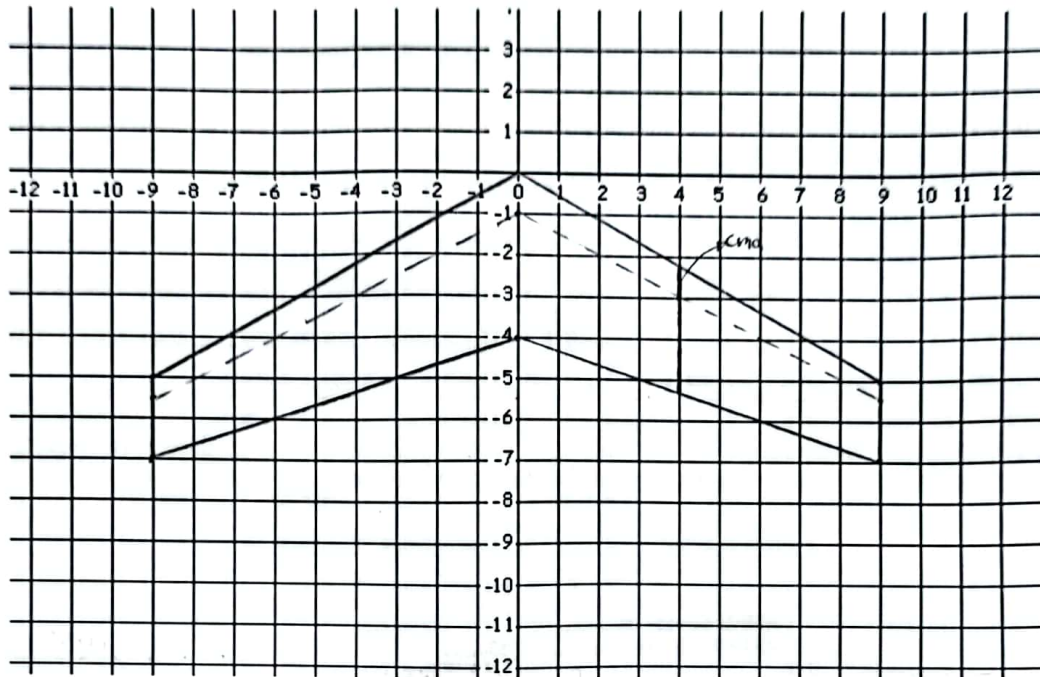
- 100% c) (5 pts) Considere que a sustentação total para as duas condições é a mesma (mesma área sob as curvas). Com base na diferença de tais distribuições, aponte um aspecto negativo da instalação do winglet.
DICA: Pense em outras disciplinas além da aerodinâmica

✓ A utilização do winglet aumenta o carregamento na ponta da asa, o que exigiria uma estrutura mais reforçada na ponta e isso aumentaria o peso.

7. Vamos desenhar a forma em planta de uma asa utilizando a grade abaixo. Use o eixo vertical como o eixo longitudinal da aeronave, com a direção positiva apontando no sentido do bordo de ataque. No final da prova há uma nova figura, para rascunho.

100% ✓ a) (10 pts) Desenhe a forma em planta de uma asa trapezoidal de área $54 u^2$ (onde u é a unidade da grade), alongamento 6, afilamento 0.5 e enflechamento igual ao $\arctan(0.5)$. Coloque o bordo de ataque da raiz da asa na origem do sistema de coordenadas.

100% ✓ b) (3 pts) Desenhe também a corda média aerodinâmica dessa asa trapezoidal.



Ans: $S = 54 \text{ m}^2$

$AR = A = 6$

$\lambda = 0,5 = \frac{c_t}{c_n}$

$\Delta \frac{c}{q} = \arctg\left(\frac{1}{2}\right)$

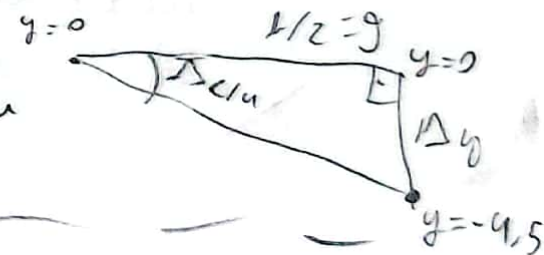
$A = \frac{b^2}{S} \Rightarrow b = \sqrt{A \cdot S} = \sqrt{9 \cdot 6 \cdot 6} \text{ m} = 18 \text{ m} \quad \left(\because \frac{b}{2} = 9 \text{ m}\right)$

$S = \frac{1}{2} (c_n + c_t) \cdot b \Rightarrow 54 = \frac{1}{2} c_n (1 + 0,5) \cdot 18 \text{ m}^2$

$\Rightarrow c_n = \frac{54 \cdot 2}{9 \cdot 1,5} \text{ m} \Rightarrow \boxed{c_n = 4 \text{ m}} \quad \left(\because \frac{c_n}{4} = 1 \text{ m}\right)$

$c_t = 0,5 \cdot c_n \therefore \boxed{c_t = 2 \text{ m}} \quad \left(\because \frac{c_t}{4} = 0,5 \text{ m}\right)$

$t_g (\Delta c_n) = \frac{1}{2} = \frac{\Delta y}{9} \Rightarrow \Delta y = 4,5 \text{ m}$



CMA: $y_m = \frac{b}{6} \cdot \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} = \frac{18}{63} \cdot \frac{2}{1,5} \text{ m} = \underline{4 \text{ m}}$

Logo, suas posições serão em $\pm 4 \text{ m}$ no eixo y da aeronave,
onde é o eixo x da figura acima

8. A aeronave XF-91 Thunderceptor foi uma das primeiras aeronaves turbojato desenvolvidas nos Estados Unidos. Ela apresenta uma asa peculiar com afilamento maior que 1.0. Em outras palavras, a corda na ponta é maior do que a corda na raiz.

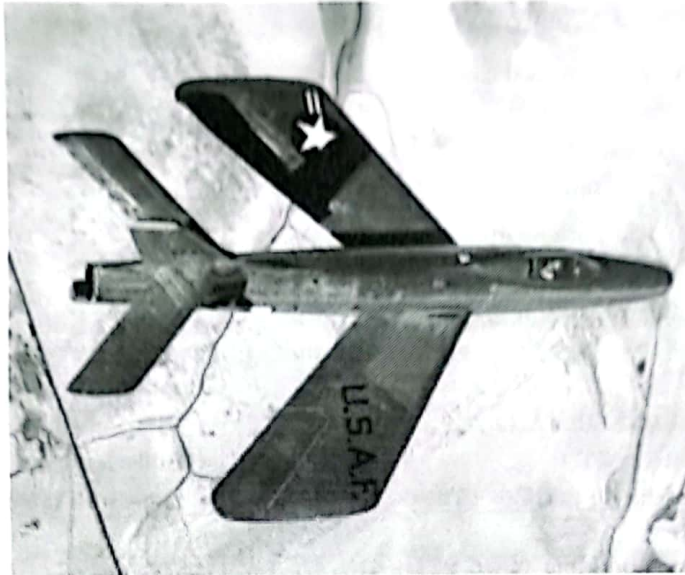


Figura 1: XF-91 Thunderceptor, com afilamento de asa maior que 1.

- 100% a) (4 pts) A escolha desse valor de afilamento visava mitigar qual fenômeno?

Visava mitigar o estol de ponta de asa. ✓

- 100% b) (4 pts) Essa solução de projeto deu tão certo que quase nenhuma outra aeronave posterior adotou esse tipo de geometria. Cite **uma** desvantagem do uso de afilamento maior que 1.0.

Aumento do peso da estrutura para aguentar a grande massa deslocada para a ponta da asa. ✓

- 100% c) (4 pts) Indique **uma** solução alternativa utilizada nas asas de aeronaves atuais para solucionar o problema indicado no item a).

Realizar uma torção geométrica para reduzir o ângulo de incidência na ponta da asa. ✓

↑ Diâmetro, ↑ pitch

9. Você está projetando uma aeronave regional de 120 passageiros. Seu diferencial competitivo é proporcionar um conforto de cabine que não se encontra no mercado. Em decorrência desta escolha, sua área molhada total da aeronave aumentou 7% em relação ao seu concorrente que já opera no mercado. Considere que, através de engenharia reversa, você obteve a polar de arrasto de cruzeiro de seu concorrente. Responda as questões baseando-se nas considerações a seguir:

• Mesmo ponto de projeto para os dois competidores:

- $M = 0,79$ ($a = 296,54 \text{ m/s}$);
- $H_p = 35.000 \text{ ft}$ ($\rho = 0,4135 \text{ kg/m}^3$); e
- $W = 42.500 \text{ kg}$ ($g = 10 \text{ m/s}^2$).

• Mesma área de referência para as duas aeronaves: $S_w = 92,5 \text{ m}^2$;

• Assuma que as duas aeronaves possuem o mesmo fator de Oswald;

• Características de projeto dos competidores:

- Sua aeronave:

- * Alongamento = 8,60
- * Enflechamento = 26°
- * Espessura média do perfil = 15%

- Competidor:

- * Alongamento = 8,35
- * Enflechamento = $23,5^\circ$
- * Espessura média do perfil = 15%

$$\downarrow K = \frac{1}{\pi e A}$$

• Polar de arrasto do competidor: $C_D = 222 + 413 \cdot C_L^2 + C_{D,wave}$

• Arrasto de onda no ponto de projeto do competidor: $C_{D,wave*} = 15$

• Utilizar o método Classe I para o cálculo do arrasto parasita. Assuma que os dois concorrentes têm o mesmo C_f ; e

• Utilize a formulação dada para o cálculo de arrasto de onda de sua aeronave.

100% ✓ a) (15 pts) Sua decisão competitiva terá impacto no arrasto de cruzeiro comparado ao do concorrente? Quantifique essa diferença.

$$C_{D0} = C_{fe} \cdot \frac{S_{wet}}{S_w}, \text{ } C_{fe} \text{ e } S_w \text{ são os mesmos} \Rightarrow \frac{C_{D0}}{S_{wet}} = ct$$

$$\Rightarrow \frac{222}{S_{wet}} = \frac{C_{D0, \text{nosso}}}{S_{wet}(1,07)} \Rightarrow C_{D0, \text{nosso}} = 237,54 \text{ counts} \checkmark$$

$$\text{Mesmos } e \Rightarrow K \cdot A = ct \therefore 413 \cdot 8,35 = K_{\text{nosso}} \cdot 8,60 \Rightarrow K_{\text{nosso}} \approx 401 \text{ counts} \checkmark$$

• Para mais detalhes do cálculo de $C_{D,wave}$, veja folha de resultado.

$$\text{Cruzeiro: } L = W_g \Rightarrow C_L = 0,4049 \checkmark \Rightarrow M_{d1} = 0,8155 \checkmark \Rightarrow M_c = 0,7078 \checkmark$$

$$M = 0,79 > M_c = 0,7078 \Rightarrow C_{D,wave} = 0,0009 \therefore C_{D,wave} = 9 \text{ counts} \checkmark$$

$$\text{Logo, nossa polar de arrasto é dada por: } C_D = (237,54 + 401 C_L^2 + 9) \text{ counts} \checkmark$$

$$\text{Vamos analisar o impacto no arrasto de cruzeiro: } C_L = 0,4049$$

$$\text{Nossa aeronave: } C_D = 237,54 + 401 \cdot 0,4049^2 + 9 = 312,28 \text{ counts} \checkmark$$

$$\text{Competidor: } C_D = 222 + 413 \cdot 0,4049^2 + 15 = 304,71 \text{ counts} \checkmark$$

(C_L é o mesmo, pois é o mesmo ponto de projeto; M, H_p, W)

Logo, a decisão terá impacto no arrasto de cruzeiro, tendo um aumento de aproximadamente 2,48% no C_D de cruzeiro.

100% b) (8 pts) Se seu desempenho em arrasto estiver deteriorado, cite 2 mudanças de projeto (condição operacional ou mudança geométrica) que são possíveis para que se iguale ao concorrente ou supere esse desempenho objetivando a diminuição do arrasto induzido e/ou de onda. Justifique as soluções.

- Solução 1: Aumento do alongamento para redução do
arrasto induzido
- Solução 2: Aumento do enflechamento para redução do
arrasto de onda.

100% c) (8 pts) Sobre as mudanças de projeto propostas no item anterior, detalhe os aspectos negativos destas decisões, se existirem, para o contexto multidisciplinar do projeto de uma aeronave.

- Solução 1: Aumento do peso estrutural para suportar uma
asa mais fina e mais comprida.
- Solução 2: Maior tendência de estol de ponta de asa.

1 Material auxiliar

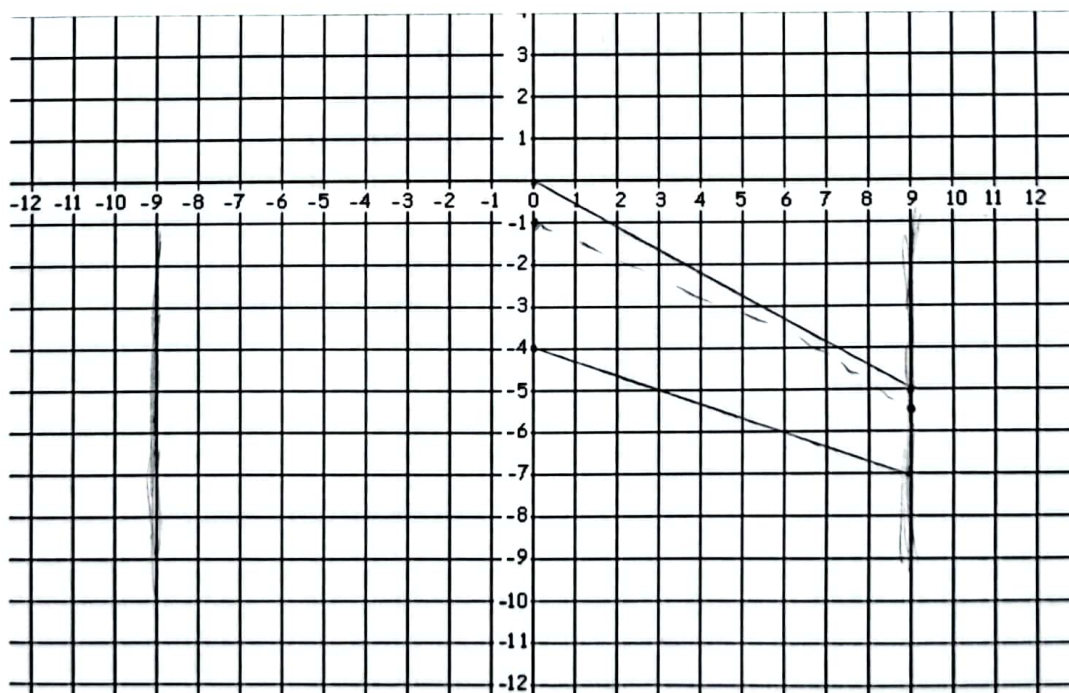


Figura 2: Grade de rascunho

$$A=54$$

$$\lambda=0,5$$

$$AR=G$$

$$\Lambda = \arctg(0,5)$$

ATENÇÃO: Nem todas as fórmulas aqui são úteis para a prova!

$$C_D = C_{D0} + K \cdot C_L^2 \quad C_{D0} = C_{fe} \cdot \frac{S_{wet}}{S_w} \quad K = \frac{1}{\pi \cdot AR_w \cdot e} \quad C_{Lmax} = 0.9 \cdot c_{lmax} \cdot \cos(\Lambda_c/4) \quad (1)$$

$$C_{D0} = \sum_i C_{f,i} \cdot FF_i \cdot Q_i \cdot \frac{S_{wet,i}}{S_{ref}} \quad (2)$$

Coefficiente de Fricção

$$C_{f,lam} = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \quad C_{f,turb} = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot M^2)^{0.65}} \quad (3)$$

$$C_f = (C_{f,lam}(Re_{trans}) - C_{f,turb}(Re_{trans})) \cdot k_{lam} + C_{f,turb}(Re_{tot}) \quad (4)$$

Superfícies Aerodinâmicas

Corpos esbeltos

$$\left. \begin{aligned} S_{wet} &= 2 \cdot S_{planform} \cdot \left(1 + \frac{(t/c)_r}{4 \cdot (1 + \lambda)} \cdot \left(1 + \lambda \cdot \frac{(t/c)_r}{(t/c)_t} \right) \right) \\ FF &= 1.34 \cdot M^{0.18} \cdot (\cos \Lambda_t)^{0.28} \cdot \left(1 + \frac{0.6}{x_t} (t/c) + 100(t/c)^4 \right) \end{aligned} \right| \begin{aligned} S_{wet} &= \pi D_f L_f \left(1 - \frac{2}{\lambda_f} \right)^{2/3} \left(1 + \frac{1}{\lambda_f^2} \right) \\ FF &= 1 + \frac{60}{\lambda_f^3} + \frac{\lambda_f}{400} \quad \lambda_f = \frac{L_f}{D_f} \end{aligned} \quad (5)$$

$$c_m = \frac{2 \cdot c_{root}}{3} \cdot \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad y_m = \frac{b}{6} \cdot \frac{1 + 2 \cdot \lambda}{1 + \lambda} \quad \Lambda_y = \Lambda_x + \arctan \left(2 \cdot (x - y) \cdot \frac{c_{root} - c_{tip}}{b} \right) \quad (6)$$

$$M_{dd} = \frac{0.95}{\cos \Lambda_w} - \frac{\left(\frac{t}{c} \right)_w}{(\cos \Lambda_w)^2} - \frac{C_L}{10 \cdot (\cos \Lambda_w)^3} \quad (7)$$

$$M_c = M_{dd} - \frac{0.1^{\frac{1}{3}}}{80} \cdot C_{j,7} \quad (8)$$

$$C_{D,wave} = \begin{cases} 20 \cdot (M - M_c)^4 & M > M_c \\ 0 & M \leq M_c \end{cases} \quad (9)$$