



**UNIFEI**

# **INTRODUÇÃO AO DESEMPENHO DE AERONAVES**

**Prof. Dr. Rogério Frauendorf de Faria Coimbra**

**EMA005**

# OBJETIVOS DO CURSO

**Introduzir os conceitos, métodos e ferramentas fundamentais para a determinação e a avaliação dos parâmetros básicos de desempenho de uma aeronave**



Introdução ao Desempenho de Aeronaves - Prof. Dr. Rogério F. F. Coimbra

# EMENTA DO CURSO

- **Introdução**
- **Equações de movimento**
- **Vôo reto e nivelado**
- **Tração requerida e tração disponível**
- **Potência disponível e requerida**
- **Efeito da altitude na potência requerida e disponível**
- **Razão de subida e tempo de subida**
- **Vôo planado**
- **Teto absoluto e de serviço**
- **Alcance e autonomia**
- **Desempenho na decolagem e no pouso**
- **Vôo em curva e o diagrama V-n**
- **Razão de subida acelerada (método da energia)**

# **BIBLIOGRAFIA**

- ✓ **Anderson, J.D., Jr., Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill, New York, 1985**
- ✓ **Anderson, J.D., Jr., Introduction to Flight, McGraw-Hill, New York, 1989**
- ✓ **Houghton, E.L. & Carpenter, P.W., Aerodynamics for Engineering Students, Butterworth-Heinemann Publishing, 2003, 5th Ed.**
- ✓ **Roskan, Jan & Edward Lan, Aircraft Aerodynamics and Performance, DAR Corp., 1st Ed., 1997**
- ✓ **Raymer, Daniel, Aircraft Design: a Conceptual Approach, AIAA Educational Series, 2nd Ed., 1992**

# O QUE É DESEMPENHO DE AERONAVES?

**Desempenho de Aeronaves é a parte da Engenharia Aeronáutica responsável por responder as seguintes perguntas (entre outras):**

- ✓ **Qual a máxima velocidade que uma aeronave alcança em vôo reto e nivelado?**
- ✓ **Em quanto tempo um avião atinge uma certa altitude?**
- ✓ **Por quanto tempo que a aeronave é capaz de permanecer em vôo com uma certa quantidade de combustível?**
- ✓ **Qual a distância que uma aeronave pode percorrer com uma certa quantidade de combustível?**
- ✓ **Qual o menor raio de curvatura que o avião pode efetuar?**

# INTRODUÇÃO

Desempenho de aeronaves é uma ciência que faz parte da disciplina “*Dinâmica de Voo*” que estuda os movimentos da aeronave em resposta as forças e momentos que atuam sobre ela

Seu estudo tem início após a conclusão das suas definições aerodinâmicas

Deve-se lembrar que as forças e momentos aerodinâmicos são originários a partir de duas fontes:

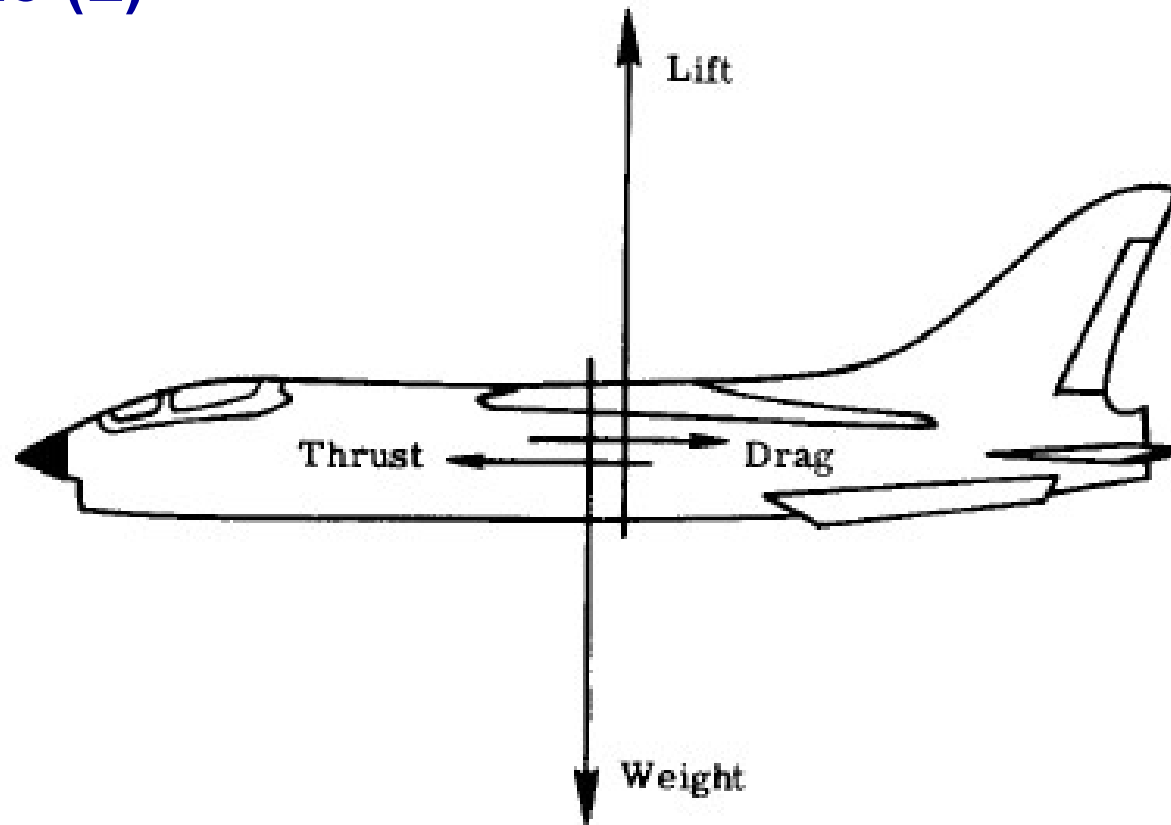
- ✓ distribuição de pressão
- ✓ distribuição da tensão de cisalhamento

que atuam sobre toda a superfície da aeronave exposta ao escoamento

# INTRODUÇÃO

No estudo do desempenho, uma aeronave é considerada como um corpo rígido onde são aplicadas quatro forças fundamentais:

- ✓ sustentação (L)
- ✓ arrasto (D)
- ✓ tração (T)
- ✓ peso (W)



# POLAR DE ARRASTO

O estudo do desempenho de uma anv começa após os aerodinamicistas realizarem o seu trabalho e todos os detalhes aerodinâmicos estão na “*polar de arrasto*”

A polar de arrasto pode ser aproximada por uma parábola cuja equação é  $y(x) = a.x^2 + b$ , ou seja:

$$C_D = C_{D0} + K.C_L^2$$

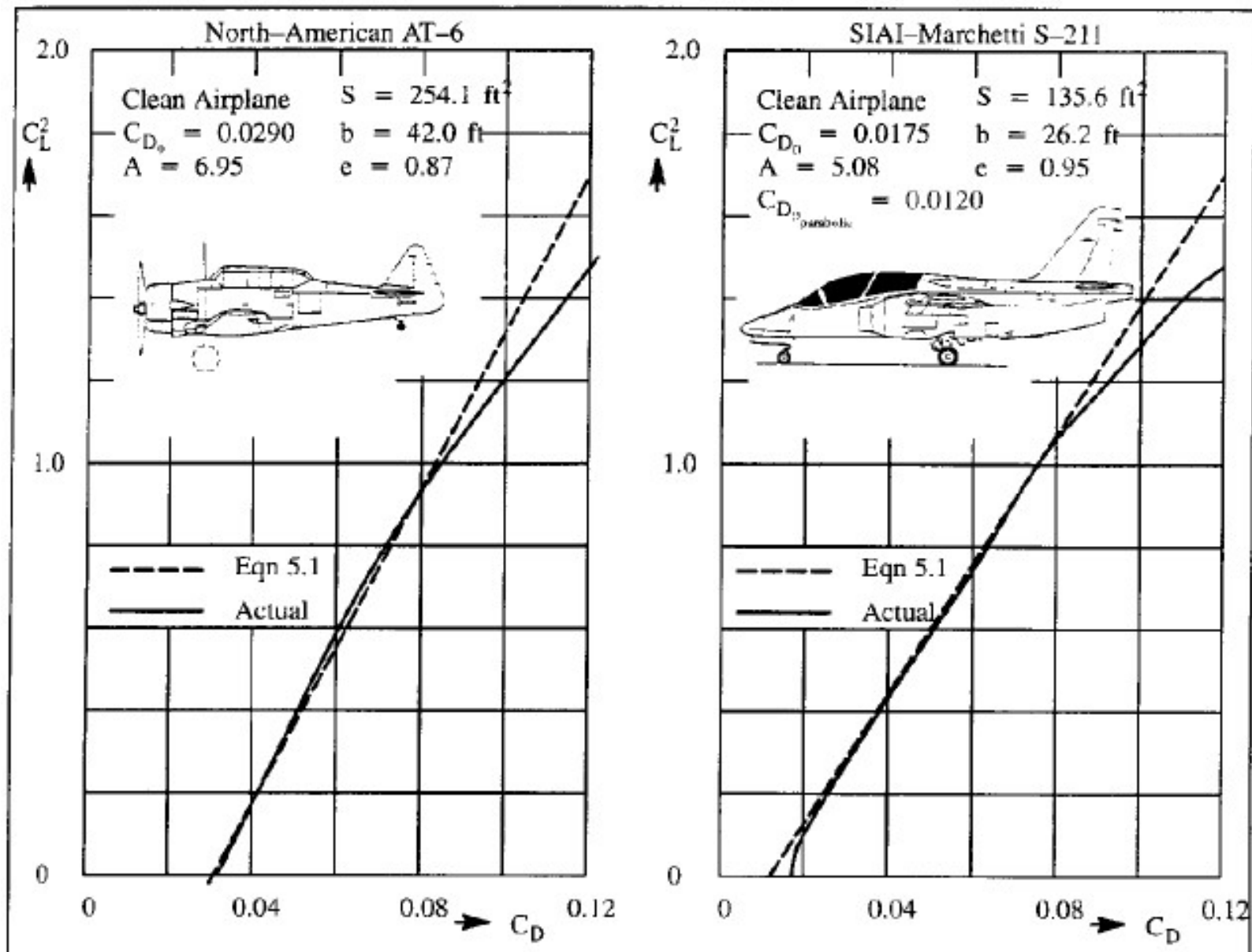


# POLAR DE ARRASTO

$$C_D = C_{D0} + K.C_L^2$$

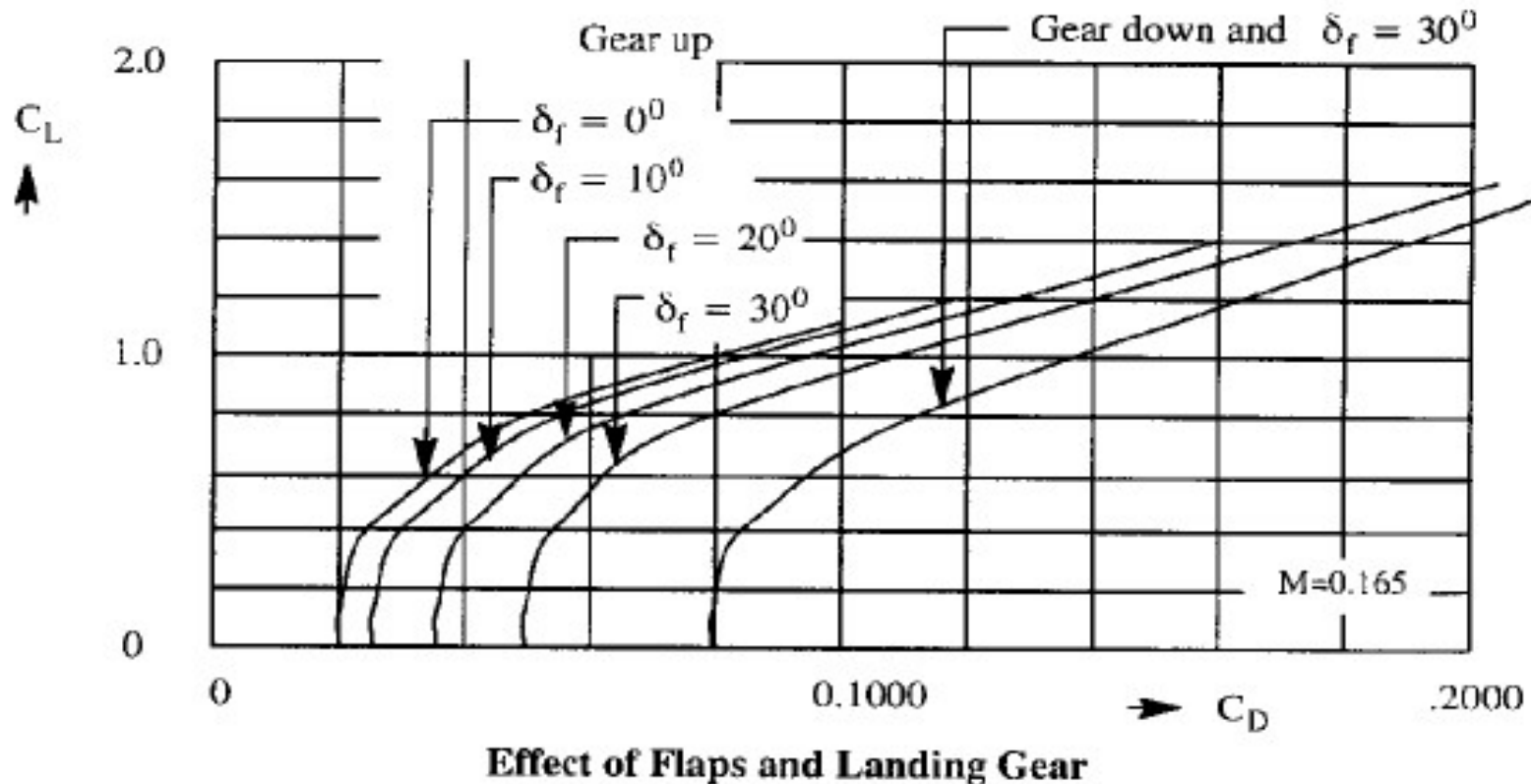
- ✓  $C_{D0}$  coef. de arrasto parasita da anv qdo  $C_L = 0$
- ✓  $K.C_L^2$  coef. de arrasto devido a sustentação
- ✓  $C_L$  coef. de sustentação total da anv
- ✓  $K = 1 / \pi.e.AR$
- ✓  $AR$  alongamento da asa ( $AR = b^2/S_{REF}$ )
- ✓  $b$  envergadura da asa
- ✓  $S_{REF}$  área de referência da asa
- ✓  $e$  fator de eficiência de Oswald

# POLAR DE ARRASTO

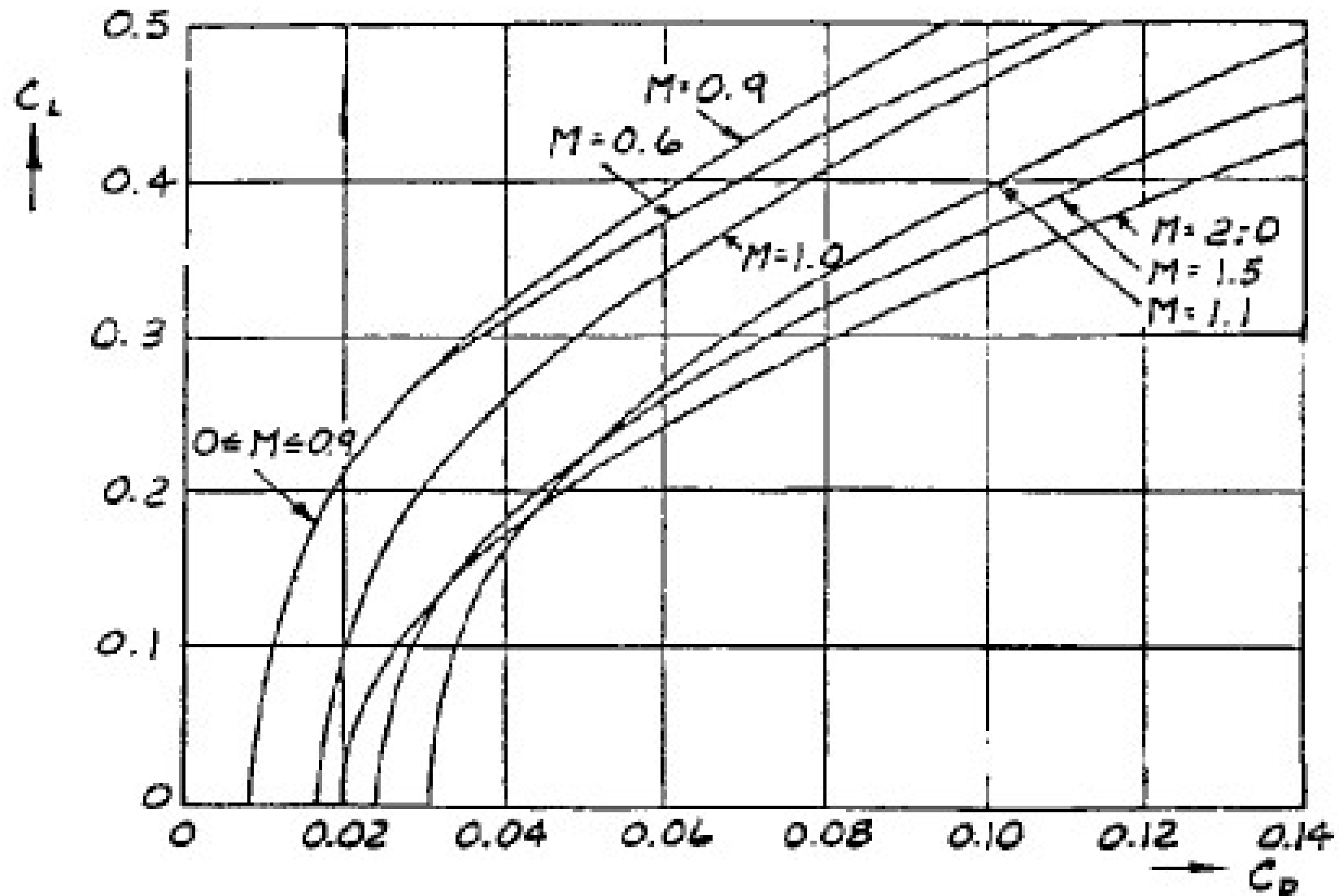


# POLAR DE ARRASTO

A polar de arrasto é aplicada para a anv completa e varia conforme a sua config. aerodinâmica, p.ex.: flapes, slats, trem de pouso, spoilers e tb com o regime de vôo, subsônico, transônico ou supersônico

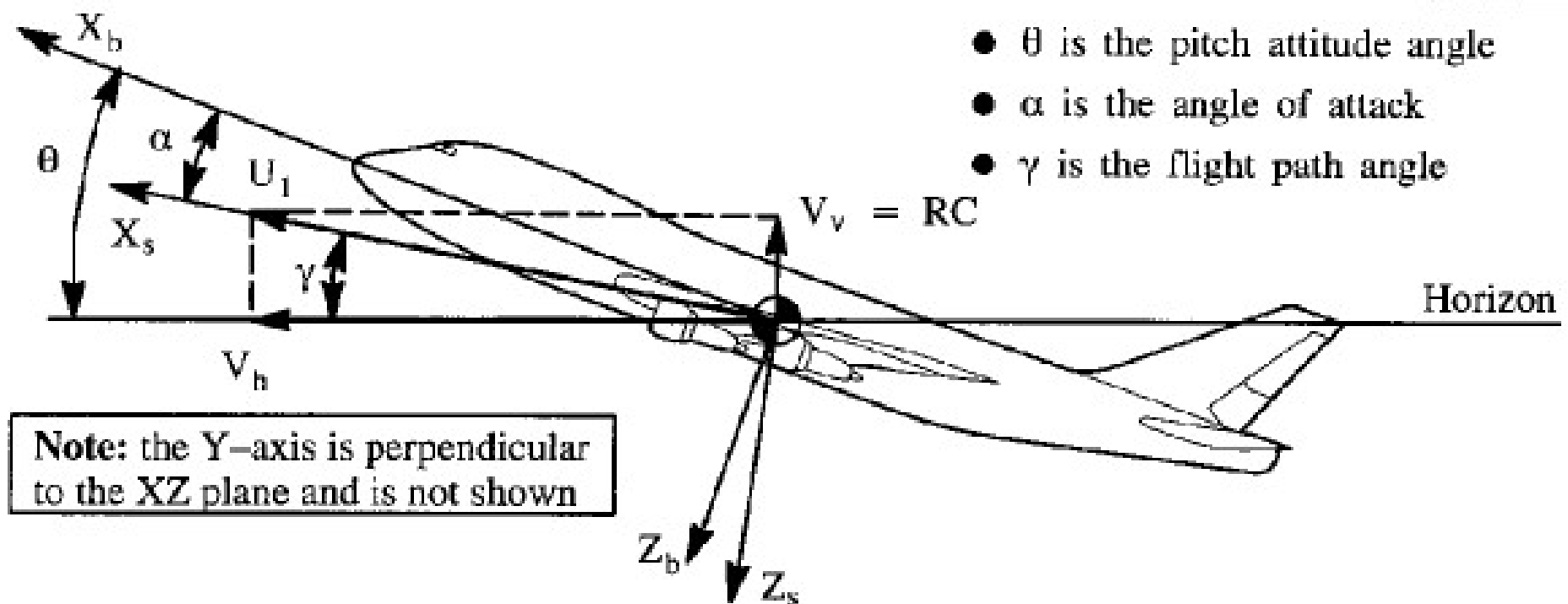


# POLAR DE ARRASTO



# EQUAÇÕES DE MOVIMENTO

Para o estudo do desempenho de uma anv é necessário estabelecer as equações fundamentais que governam o seu movimento de translação



# EQUAÇÕES DE MOVIMENTO

Onde:

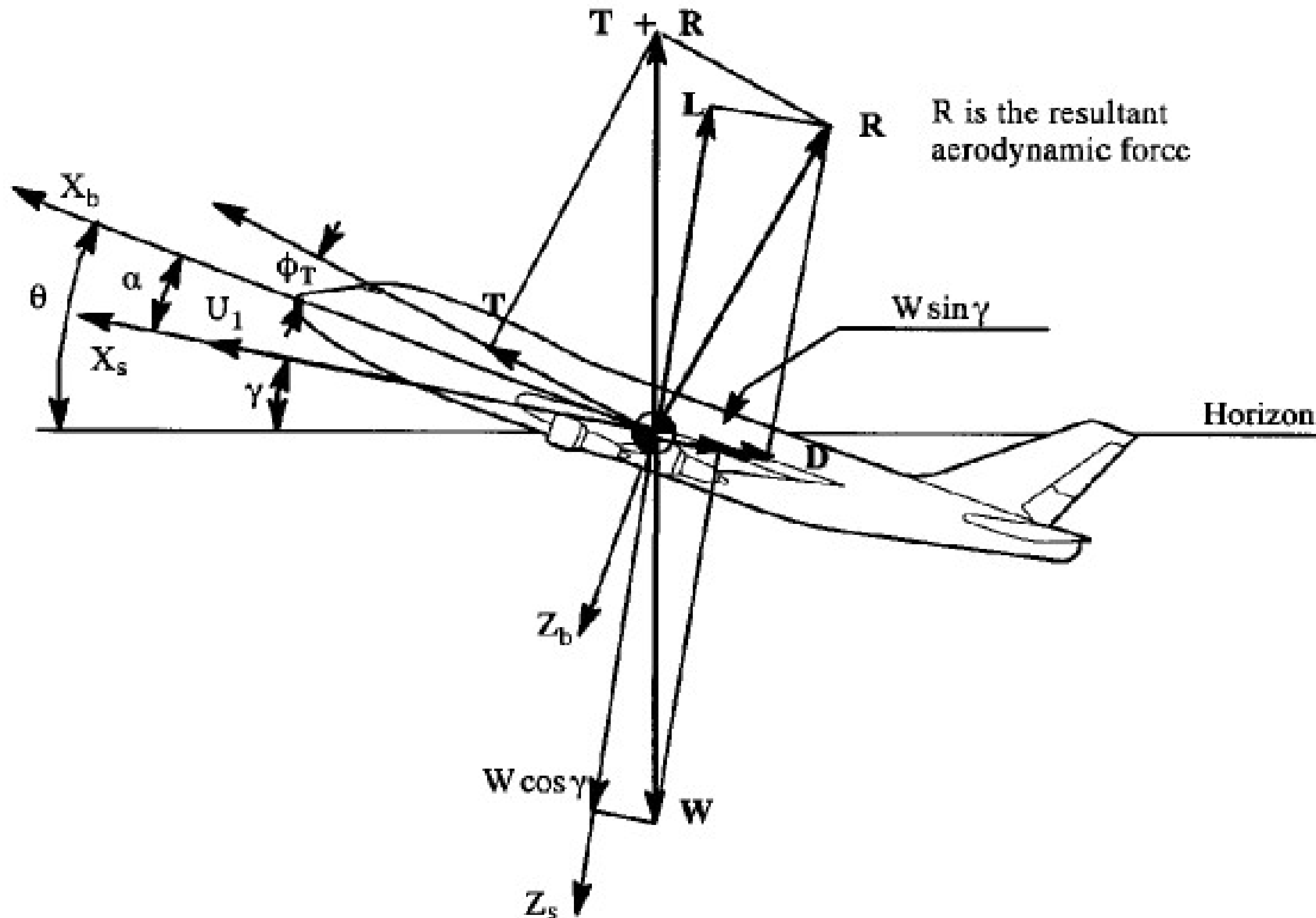
- ✓  $X_s$  - *Flight Path* (FP): direção de vôo da anv
- ✓  $X_b$ : linha que se estende a partir da corda da asa
- ✓  $\alpha$ : ângulo de ataque da asa (medido entre FP e  $X_b$ )
- ✓  $\gamma$ : ângulo entre a FP e a linha do horizonte  
(FPA – *Flight Path Angle*)
- ✓  $\theta = \alpha + \gamma$ : ângulo da atitude da aeronave  
(medido entre  $X_b$  e o horizonte)
- ✓  $U_1$  ou  $V_\infty$ : velocidade resultante do vôo
- ✓  $V_v$ : velocidade vertical ou razão de subida (ou descida)
- ✓  $V_H$ : velocidade horizontal

# EQUAÇÕES DE MOVIMENTO

**E sobre a anv atuam as seguintes forças:**

- ✓ **Sustentação (L):** perpendicular a direção de vôo (FP)
- ✓ **Arrasto (D):** paralelo a direção de vôo
- ✓ **Peso (W):** sempre atua na direção vertical
- ✓ **Tração (T):** normal/e inclinada em um ângulo  $\Phi_T$  em relação a corda da asa (Xb)

# EQUAÇÕES DE MOVIMENTO





# EQUAÇÕES DE MOVIMENTO

Aplicando-se a 2ª Lei de Newton para as forças paralelas a direção de vôo ( $X_s$ ), obtém-se:

$$T \cdot \cos \Phi_T - D - W \cdot \sin \gamma = m \cdot a_p$$

e para as forças perpendiculares a direção de vôo:

$$L + T \cdot \sin \Phi_T - W \cdot \cos \gamma = m \cdot a_N$$

Na maior parte do vôo, a avião voa com vel. cte (“*static performance*”). Logo as acelerações normal e paralela a DV são nulas:

$$a_p = a_N = 0$$

# EQUAÇÕES DE MOVIMENTO

Considerando o vôo reto, nivelado e com velocidade constante (MRU), tem-se:

$$\gamma \text{ (FPA)} = 0$$

Para a maioria das anv o ângulo  $\Phi_T$  é, normalmente, muito pequeno. Assim,

$$\Phi_T \approx 0$$

Portanto, para vôo reto, nivelado e velocidade constante:

$$T = D \qquad L = W$$

# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )

Considerando as equações do slide anterior

$$T = D = q_{\infty} \cdot S_{REF} \cdot C_D \quad L = W = q_{\infty} \cdot S_{REF} \cdot C_L$$

Dividindo as eqs. acima, membro a membro tem-se

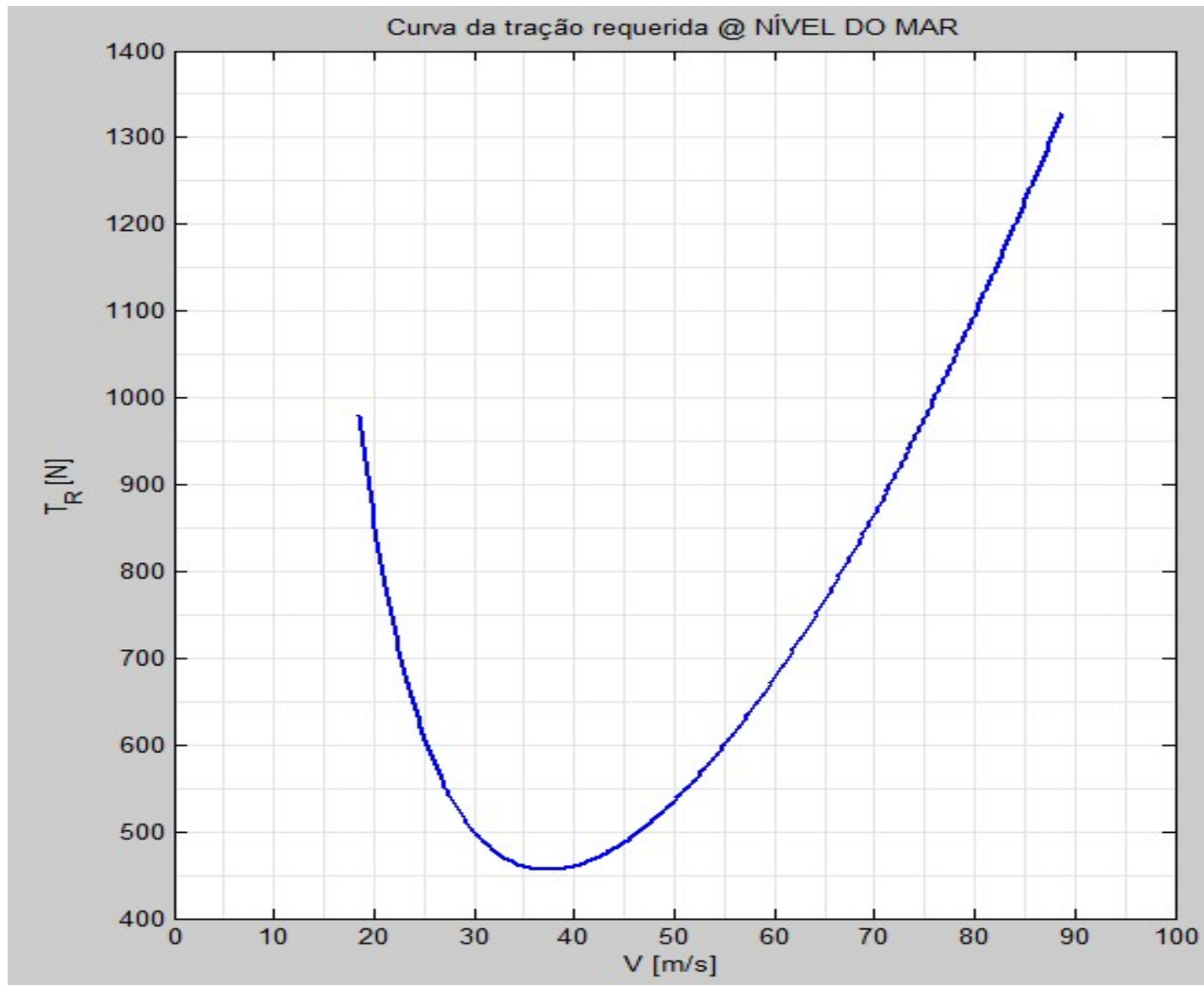
$$T / W = C_D / C_L$$

A  $T_R$  para a anv voar numa certa  $V_{\infty}$  e altitude em um vôo retilíneo é

$$T_R = W / (C_L / C_D) = W / (L / D)$$

A  $T_R$  é  $f(V_{\infty})$  e é apresentada na curva  $T_R \times V_{\infty}$

# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )



# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )

Para uma dada altitude ( $\rho$ ) a  $T_R$  varia diretamente com o peso ( $W$ ) da anv e inversamente com a eficiência aerodinâmica ( $L/D$ ), além da velocidade de vôo

A curva da  $T_R$  apresentada anteriormente, considera um determinado peso ( $W$ ) e uma altitude de vôo ( $\rho$ )

Assim a curva  $T_R$  varia somente com a razão  $L/D$  e conclui-se que:

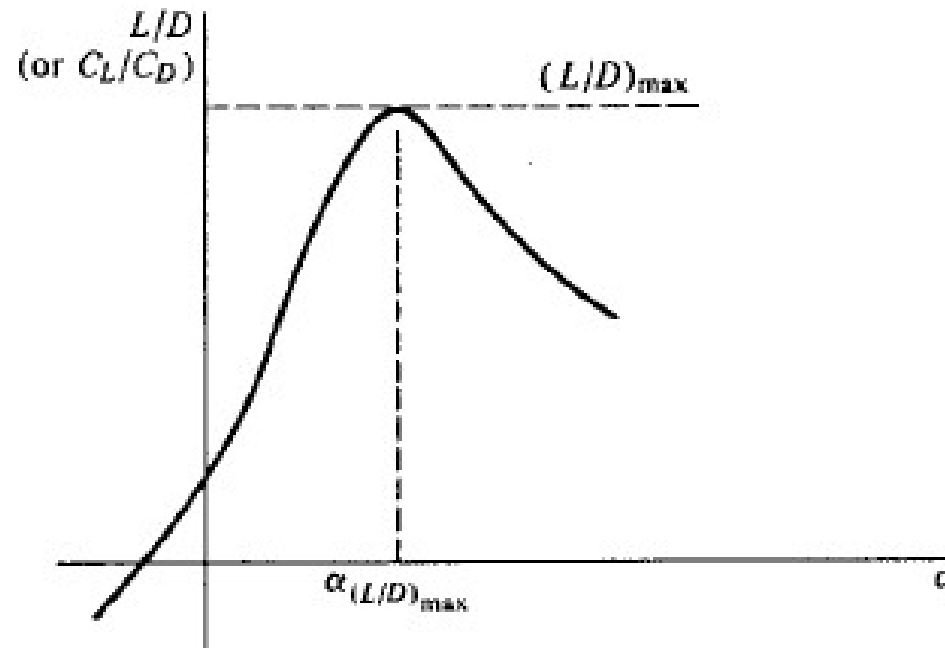
*“a menor  $T_R$  é obtida se a anv voar na velocidade onde a eficiência aerodinâmica é máxima”*

# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )

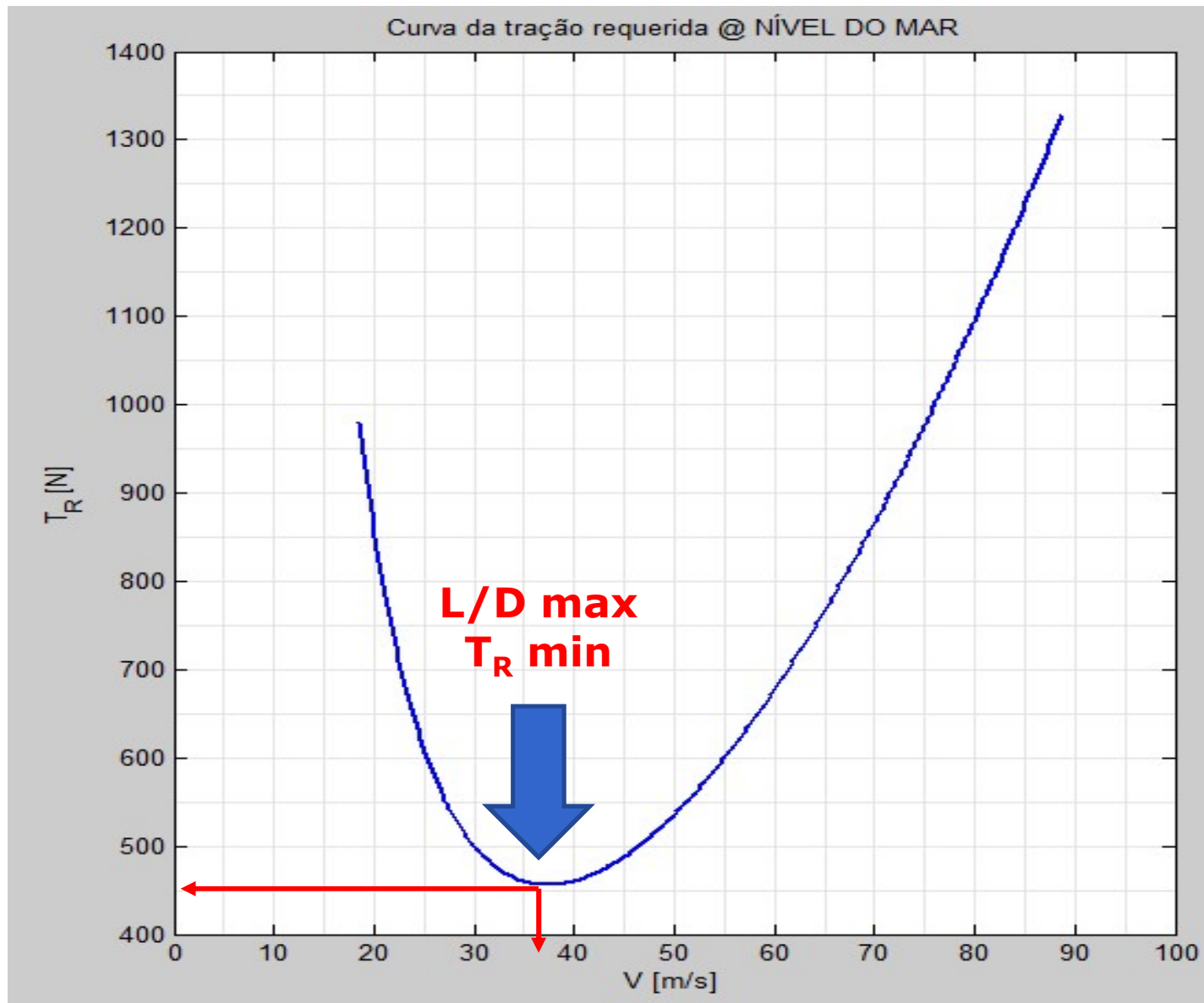
A eficiência aerodinâmica é um importante parâmetro no projeto de uma anv e é função do ângulo de ataque ( $\alpha$ )

Para a maioria das anv subsônicas convencionais, a máxima razão  $L/D$  é obtida em um AOA entre  $2^\circ$  e  $5^\circ$

Portanto, quando a anv voa na velocidade onde  $T_R$  é mínima ela está voando no AOA onde  $L/D$  é máximo



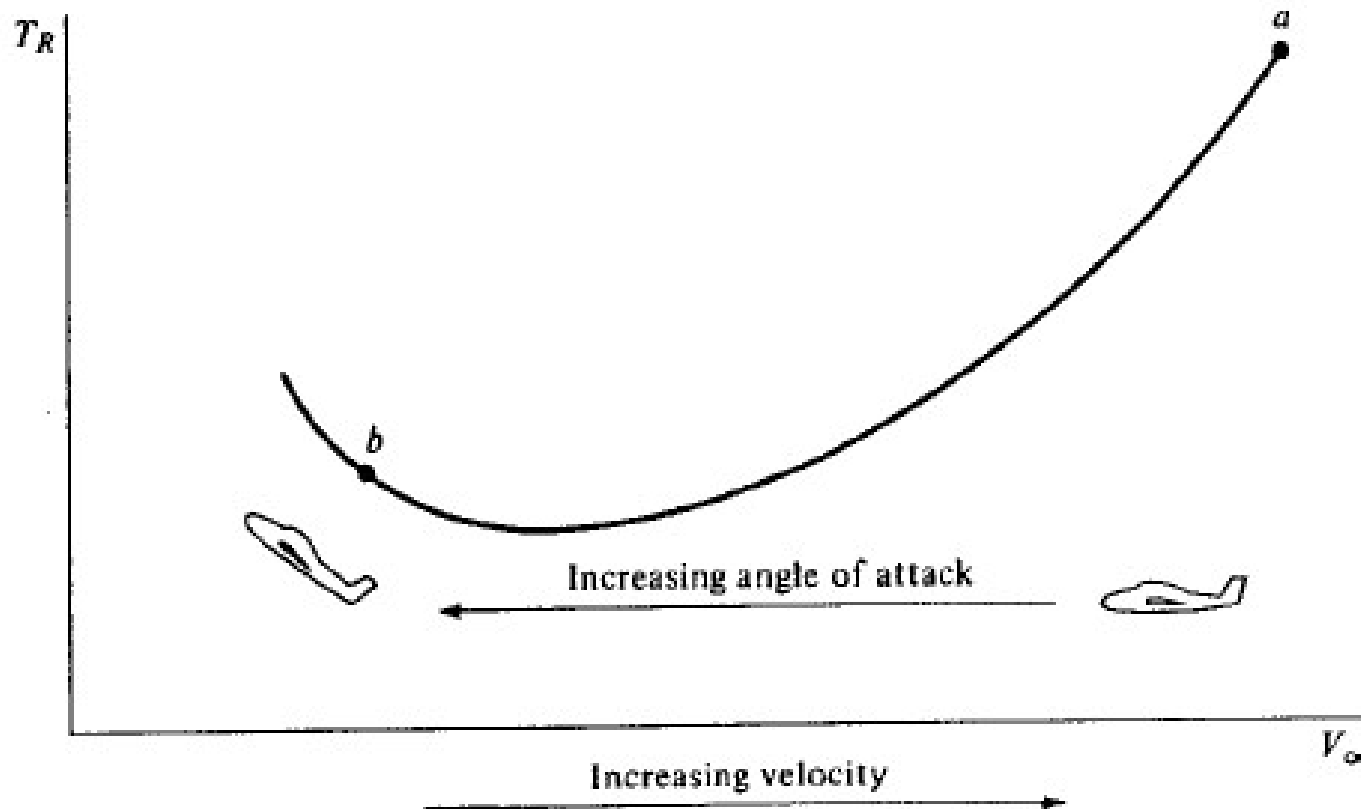
# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )



# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )

De acordo com a  $V_\infty$ , a anv está em um determinado AOA

- ✓ quanto maior a velocidade menor o AOA
- ✓ quanto menor a velocidade maior o AOA





# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )

Em altas velocidades, grande parte da sustentação é obtida através da pressão dinâmica ( $q_\infty$ ) e, portanto,  $C_L$  e  $\alpha$  são reduzidos e, como a pressão dinâmica é elevada, o arrasto ( $D$ ) tb é elevado

Reduzindo-se a velocidade:

- ✓  $q_\infty$  diminui
- ✓  $C_L$  e  $\alpha$  aumentam para manter o peso ( $W$ ) equilibrado
- ✓  $D$  diminui (inicialmente)

Entretanto, parte do arrasto é o arrasto induzido ( $C_{Di}$ ) que varia diretamente com  $C_L^2$

Portanto, a partir de uma determinada velocidade de vôo, o arrasto volta a aumentar e portanto, a  $T_R$

# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )

Relembrando que o arrasto total de uma anv é a soma do arrasto parasita ( $C_{D0}$ ) e o arrasto induzido ( $C_{Di}$ )

$$T_R = D = q_\infty S C_D = q_\infty S (C_{D,0} + C_{D,i})$$

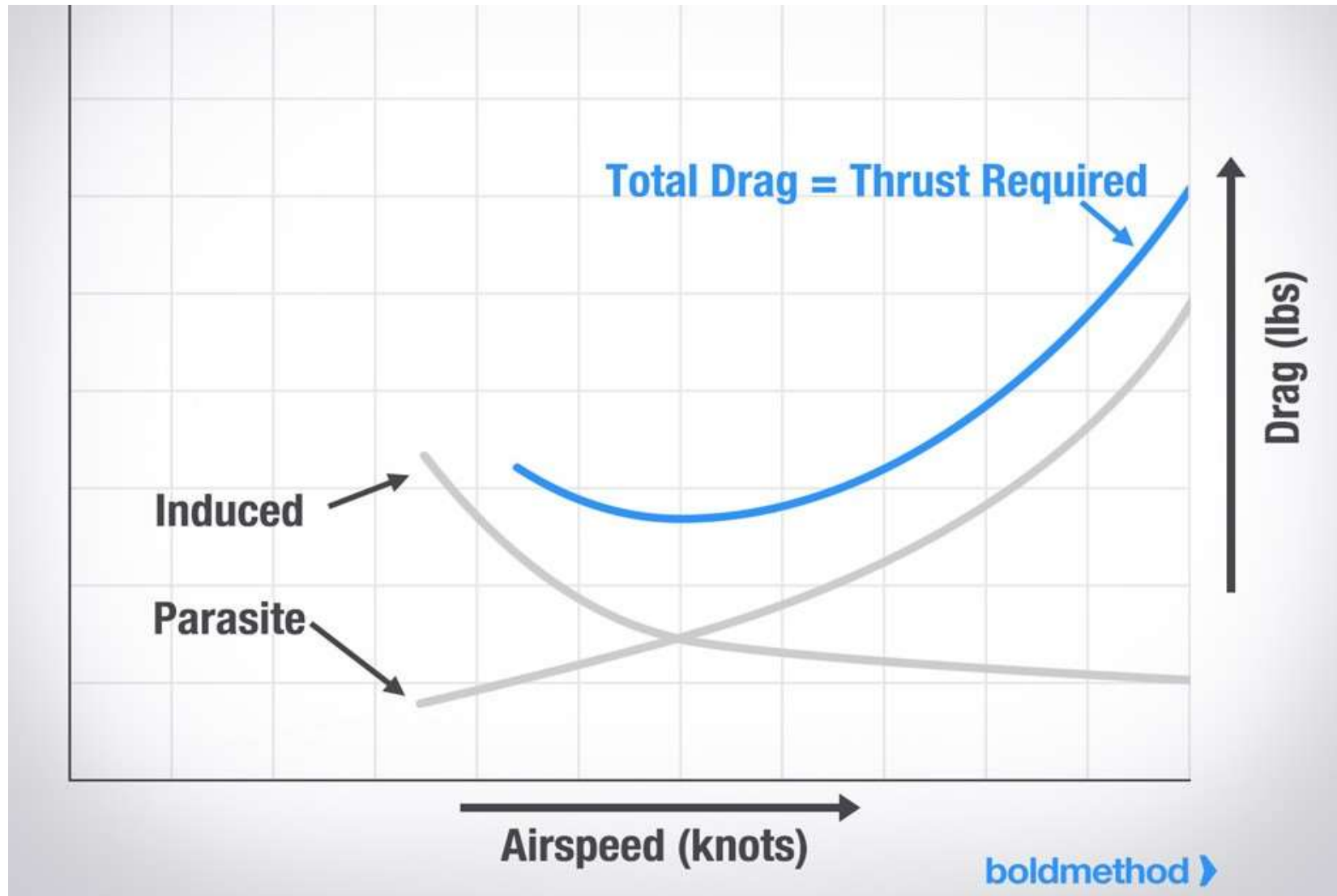
$$= q_\infty S \left( C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi e A R} \right)$$

$$T_R = \underbrace{q_\infty S C_{D,0}}_{\text{Parasite } T_R} + \underbrace{q_\infty S \frac{C_L^2}{\pi e A R}}_{\text{Induced } T_R}$$

e a  $T_R$  pode ser decomposta em duas componentes:

- ✓ tração requerida parasita
- ✓ tração requerida induzida

# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )



# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )

Lembrando que:

$$C_L = W / q_\infty \cdot S_{REF}$$

tem-se:

$$T_R = q_\infty S C_{D,0} + \frac{W^2}{q_\infty S \pi e A R}$$

$$\frac{dT_R}{dq_\infty} = \frac{dT_R}{dV_\infty} \frac{dV_\infty}{dq_\infty}$$

Pela teoria do cálculo diferencial tem-se:

$dT_R / dV = 0$  , corresponde ao pto minimo da curva  $T_R \times V$

$$dT_R / dV = dT_R / dq_\infty = 0$$

# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )

Assim:

$$\frac{dT_R}{dq_\infty} = SC_{D,0} - \frac{W^2}{q_\infty^2 S \pi e AR} = 0$$

$$C_{D,0} = \frac{W^2}{q_\infty^2 S^2 \pi e AR}$$

Entretanto:

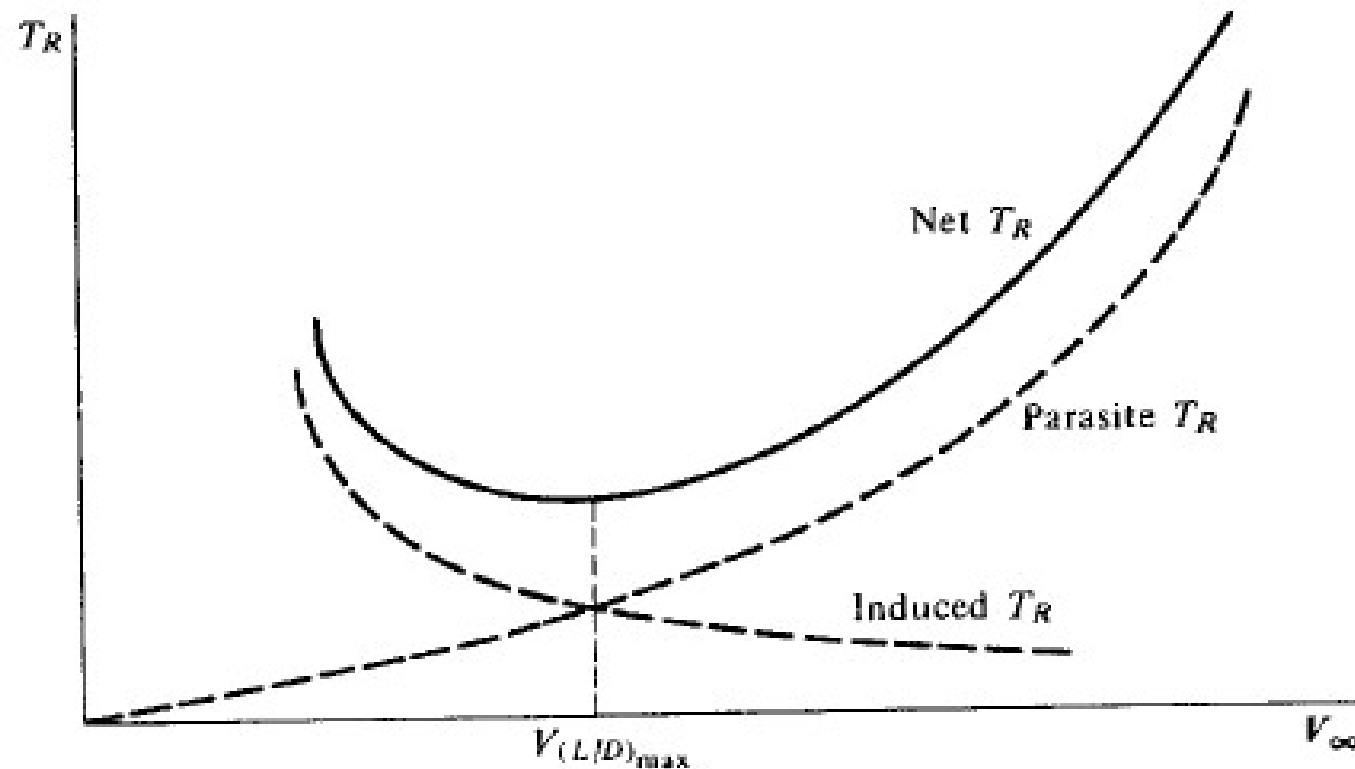
$$\frac{W^2}{q_\infty^2 S^2} = \left( \frac{W}{q_\infty S} \right)^2 = C_L^2$$

Portanto:

$$C_{D,0} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} = C_{D,i}$$

Parasite drag = drag due to lift

# TRAÇÃO REQUERIDA ( $T_R$ )



Se a anv estiver voando na  $V_\infty$  onde  $T_R$  é mínima:

- ✓ a eficiência aerodinâmica ( $L/D$ ) é máxima
- ✓ o arrasto parasita é igual ao arrasto induzido ( $C_{D0} = C_{Di}$ )

# EXERCÍCIO DE APLICAÇÃO

**Escolha uma dos aviões abaixo e construa a curva  $T_R \times V$**

- **Vans RV-6A**
- **Cessna C-150**
- **Cessna C-182 Skylane**
- **Neiva T-25 Universal**
- **North American AT-6**
- **Grumman F-6F Hellcat**
- **Cessna C-310**
- **Saab 340**
- **SIAl-Marchetti S-211**
- **Cessna Citation III**
- **Learjet 25**
- **DC-9-30**

# VANS RV-6A

**b:** 7,01 m

**S<sub>REF</sub>:** 10,22 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 7120 N

**Qte Comb.:** 140 Lts

**01 Motor a pistão Lycoming O-360 P<sub>MAX</sub> 180 HP @ SL**

**SFC:** 2,0 N/HP.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,021

**e:** 0,80

**η<sub>P</sub>:** 0,80





# CESSNA C-152 AEROBAT

**b:** 11,10 m

**S<sub>REF</sub>:** 15,00 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 7120 N

**Qte Comb.:** 85 Lts

**01 Motor a pistão Continental O-200 P<sub>MAX</sub> 110 HP @ SL**

**SFC:** 1,8 N/HP.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,0327

**e:** 0,77

**η<sub>p</sub>:** 0,80



# CESSNA C-182 SKYLANE

**b:** 10,91 m

**S<sub>REF</sub>:** 16,16 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 13120 N

**Qte Comb.:** 246 Lts

**01 Motor a pistão Lycoming IO-540 P<sub>MAX</sub> 230 HP @ SL**

**SFC:** 2,0 N/HP.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,0293

**e:** 0,84

**η<sub>P</sub>:** 0,80



# NEIVA T-25 UNIVERSAL

**b:** 11,00 m

**S<sub>REF</sub>:** 17,20 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 14700 N

**Qte Comb.:** 342 Lts

**01 Motor a pistão Lycoming IO-540 P<sub>MAX</sub> 300 HP @ SL**

**SFC:** 2,0 N/HP.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,023

**e:** 0,87

**η<sub>p</sub>:** 0,80



# NORTH AMERICAN AT-6

**b:** 12,81 m

**S<sub>REF</sub>:** 23,60 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 24990 N

**Qte Comb.:** 416 Lts

**01 Motor a pistão radial PW R-1340 P<sub>MAX</sub> 600 HP @ SL**

**SFC:** 2,0 N/HP.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,029

**e:** 0,87

**η<sub>p</sub>:** 0,80



# GRUMMAN F-6F HELLCAT

**b:** 13,06 m

**S<sub>REF</sub>:** 31,00 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 68550 N

**Qte Comb.:** 946 Lts

**01 Motor a pistão radial PW R-2800 P<sub>MAX</sub> 2000 HP @ SL**

**SFC:** 2,0 N/HP.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,0221

**e:** 0,87

**η<sub>p</sub>:** 0,80





# CESSNA C-310A

**b:** 10,67 m

**S<sub>REF</sub>:** 16,26 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 20466 N

**Qte Comb.:** 386 Lts

**02 Motores a pistão Continental O-470 P<sub>MAX</sub> 240 HP @ SL**  
**(cada motor)**

**SFC:** 2,0 N/HP.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,0263

**e:** 0,73

**η<sub>p</sub>:** 0,80



# SAAB 340B

**b:** 21,44 m

**S<sub>REF</sub>:** 41,80 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 129260 N

**Qte Comb.:** 25300 N

**02 Motores Turbo-hélice GE CT-7 9B P<sub>MAX</sub> 1735 HP @ SL**  
(cada motor)

**SFC:** 2,0 N/HP.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,0285

**e:** 0,80

**η<sub>p</sub>:** 0,80



# SIAI-MARCHETTI S-211

**b:** 8,43 m

**S<sub>REF</sub>:** 12,60 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 26970 N

**Qte Comb.:** 893 Lts

**01 Motor Turbofan PW JT-15D T<sub>MAX</sub> 11120 N @ SL**

**SFC:** 0,57 N/N.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,0175

**e:** 0,95





# CESSNA CITATION III

**b:** 16,24 m

**S<sub>REF</sub>:** 29,54 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 88140 N

**Qte Comb.:** 4236 Lts

**02 Motores Turbofan Garrett TFE-731 T<sub>MAX</sub> 16236 N @ SL**  
**(cada motor)**

**SFC:** 0,6 N/N.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,02

**e:** 0,81



# LEARJET 25D

**b:** 10,84 m

**S<sub>REF</sub>:** 21,53 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 66725 N

**Qte Comb.:** 4050 N

**02 Motores Turbojato GE CJ610-6 T<sub>MAX</sub> 13110 N @ SL (cada motor)**

**SFC:** 0,97 N/N.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,0260

**e:** 0,82



# DOUGLAS DC-9 30

**b:** 28,47 m

**S<sub>REF</sub>:** 92,97 m<sup>2</sup>

**MTOW:** 481570 N

**Qte Comb.:** 13930 Lts

**02 Motores Turbofan P&W JT8D T<sub>MAX</sub> 71200 N @ SL (cada motor)**

**SFC:** 0,6 N/N.h

**C<sub>D0</sub>:** 0,0211

**e:** 0,81



# DÚVIDAS??



Introdução ao Desempenho de Aeronaves - Prof. Dr. Rogério F. F. Coimbra