

INTRODUÇÃO AO DESEMPENHO DE AERONAVES PARTE 02



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

TRAÇÃO DISPONÍVEL (T_A)

A T_R depende da aerodinâmica e do peso da aeronave

Já a tração disponível (T_A) está associado ao grupo moto-propulsor da anv, tração ofertada pelo motor turbojato, turbohélice, turbofan, motor-foguete ou motor à pistão e hélice

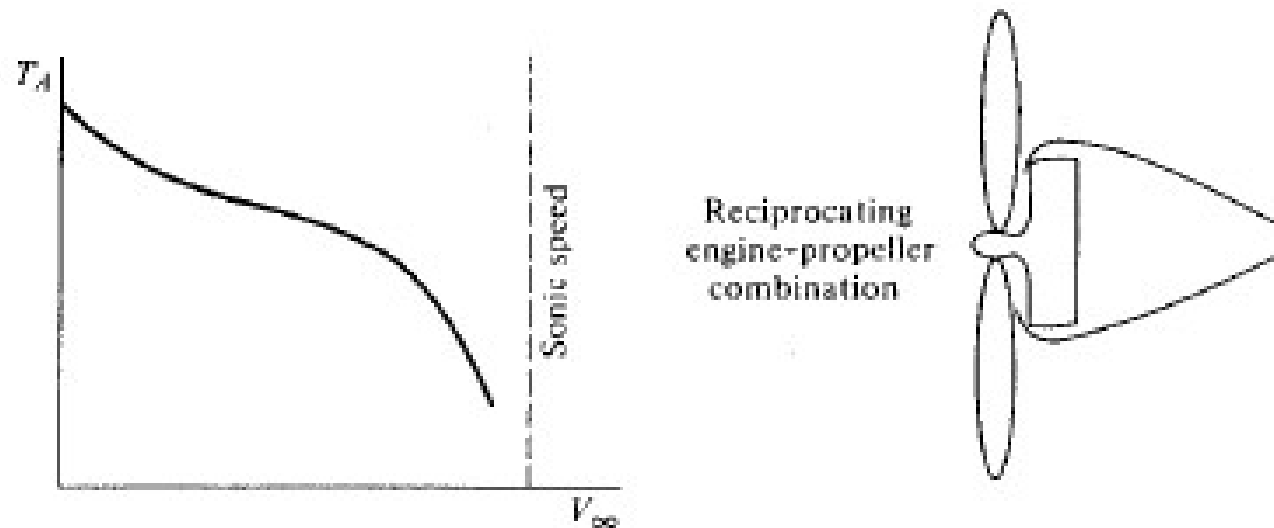
T_A varia com a V_∞ e com o tipo de sistema propulsivo

Numa anv á hélice, a tração máxima é desenvolvida qdo $V_\infty = 0$, diminuindo com o aumento da velocidade

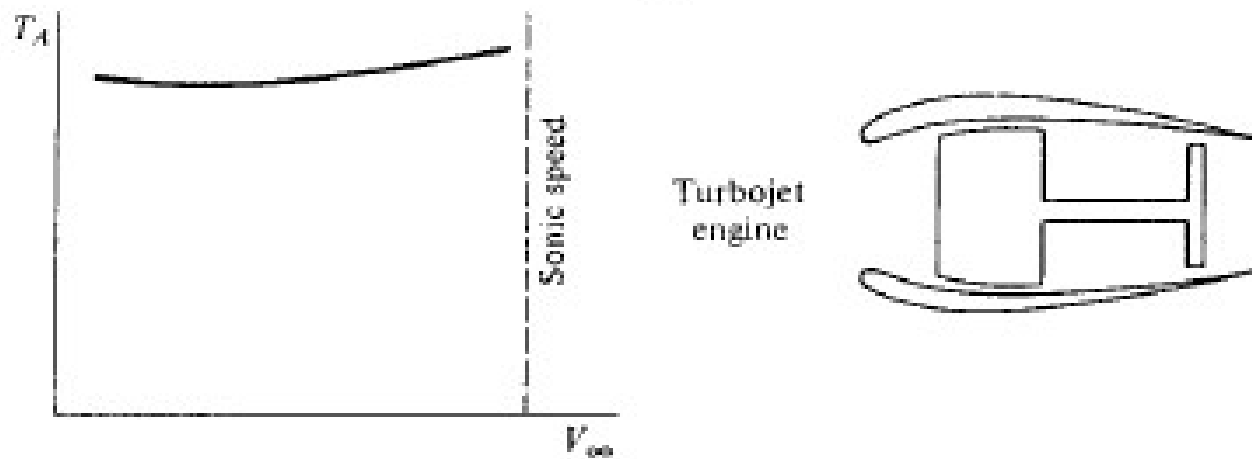
Com o aumento da V_∞ tem início a formação de ondas de choque nas pontas da pá da hélice reduzindo a sua eficiência e a tração produzida

Já o motor a jato apresenta uma tração praticamente cte em função da V_∞

TRAÇÃO DISPONÍVEL (T_A)



(a)



(b)

TRAÇÃO DISPONÍVEL (T_A) E V_{MAX}

Numa anv voando reto, nivelado e V_∞ cte

$$D = T \quad \text{logo} \quad T_R = T_A$$

Em vôo o piloto ajusta a tração do GMP para que a anv mantenha uma determinada velocidade

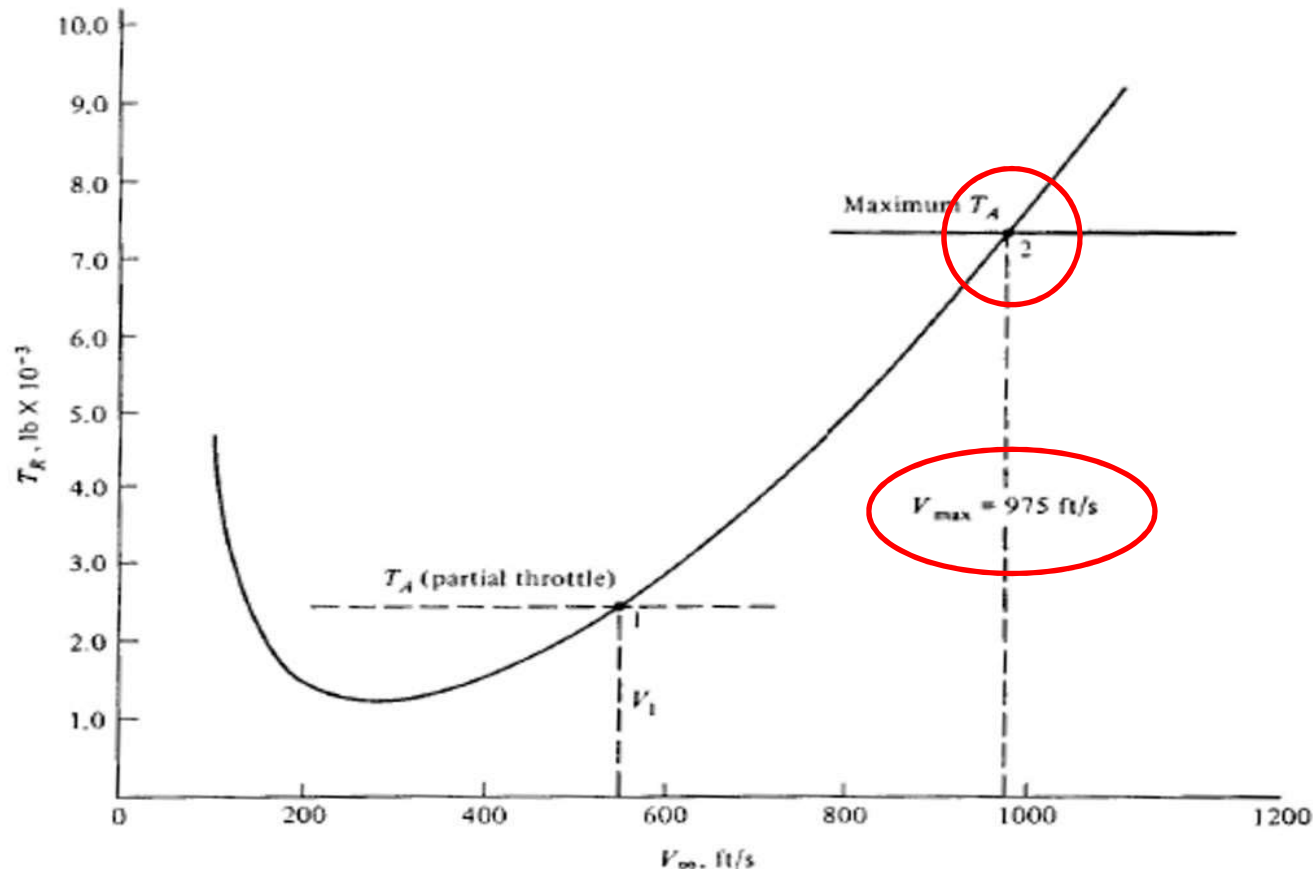
Como o GMP produz uma T_{MAX} então existe uma V_{MAX} que a anv não é capaz de superar em vôo reto e nivelado

Para anv a hélice é conveniente considerar a P_{MAX} do GMP

Assim, ao invés do estudo basear-se na T_A e na T_R é preferível considerar a P_A e a P_R

TRAÇÃO DISPONÍVEL (T_A) E V_{MAX}

Além disso, as curvas de P_A e a P_R são adequadas para o estudo da razão de subida e da altitude absoluta, tanto para avião a hélice quanto para avião a jato



POTÊNCIA REQUERIDA (P_R)

Potência é definida como “*energia por unidade de tempo*”, logo

$$P = F \cdot V$$

Estando uma anv em vôo reto, nivelado e V_∞ cte, tem-se

$$P_R = T_R \cdot V_\infty$$

Assim,

$$P_R = T_R V_\infty = \frac{W}{C_L/C_D} V_\infty$$

POTÊNCIA REQUERIDA (P_R)

Lembrando que,

$$L = W = q_{\infty} S C_L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_L$$

$$V_{\infty} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S C_L}}$$

Obtém-se:

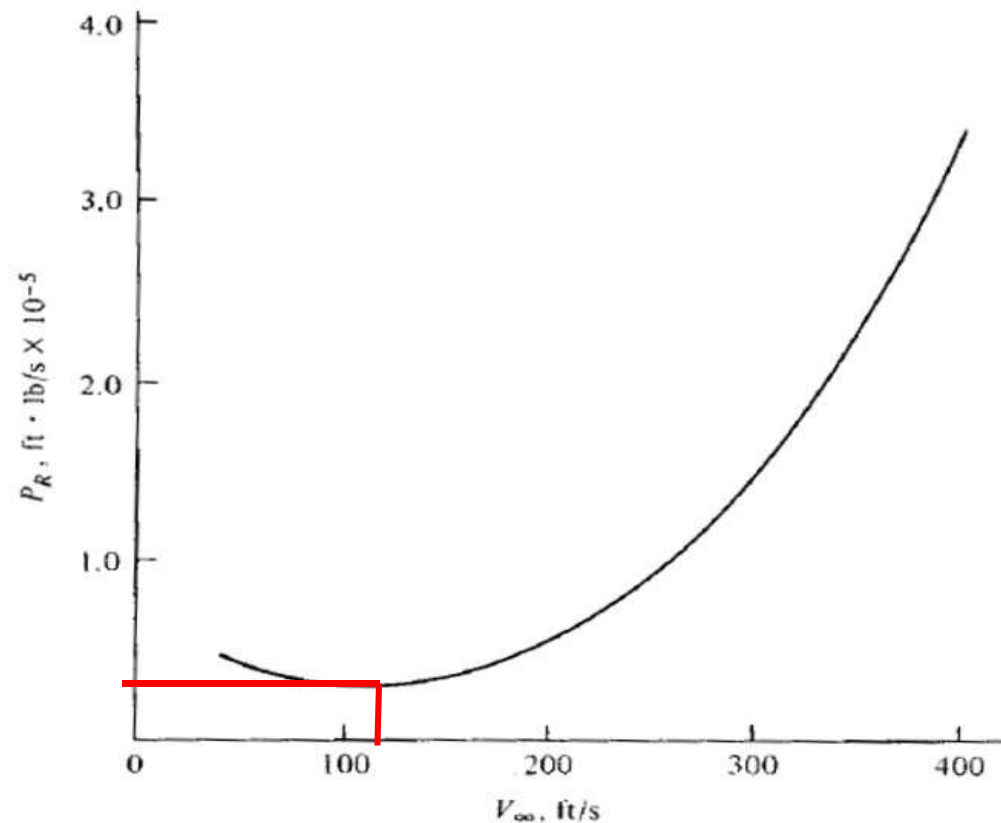
$$P_R = \frac{W}{C_L/C_D} \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S C_L}}$$

$$P_R = \sqrt{\frac{2W^3 C_D^2}{\rho_{\infty} S C_L^3}} \propto \frac{1}{C_L^{3/2} / C_D}$$

POTÊNCIA REQUERIDA (P_R)

Se a T_R varia com C_L/C_D , a P_R varia com $C_L^{3/2}/C_D$

Se a avião voa na V_∞ onde a P_R é mínima, então está num AOA onde o parâmetro aerodinâmico $C_L^{3/2}/C_D$ é máximo



POTÊNCIA REQUERIDA (P_R)

A P_R pode tb ser decomposta em duas parcelas:

✓ Potência requerida parasita (P_{R0})

✓ Potência requerida induzida (P_{Ri})

Assim,

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

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

Lembrando que: $q_\infty = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$ and $C_L = W / \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S$.

Tem-se:

$$P_R = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^3 S C_{D,0} + \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^3 S \frac{(W / \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S)^2}{\pi e A R}$$

$$P_R = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^3 S C_{D,0} + \frac{W^2 / \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty S}{\pi e A R}$$

POTÊNCIA REQUERIDA (P_R)

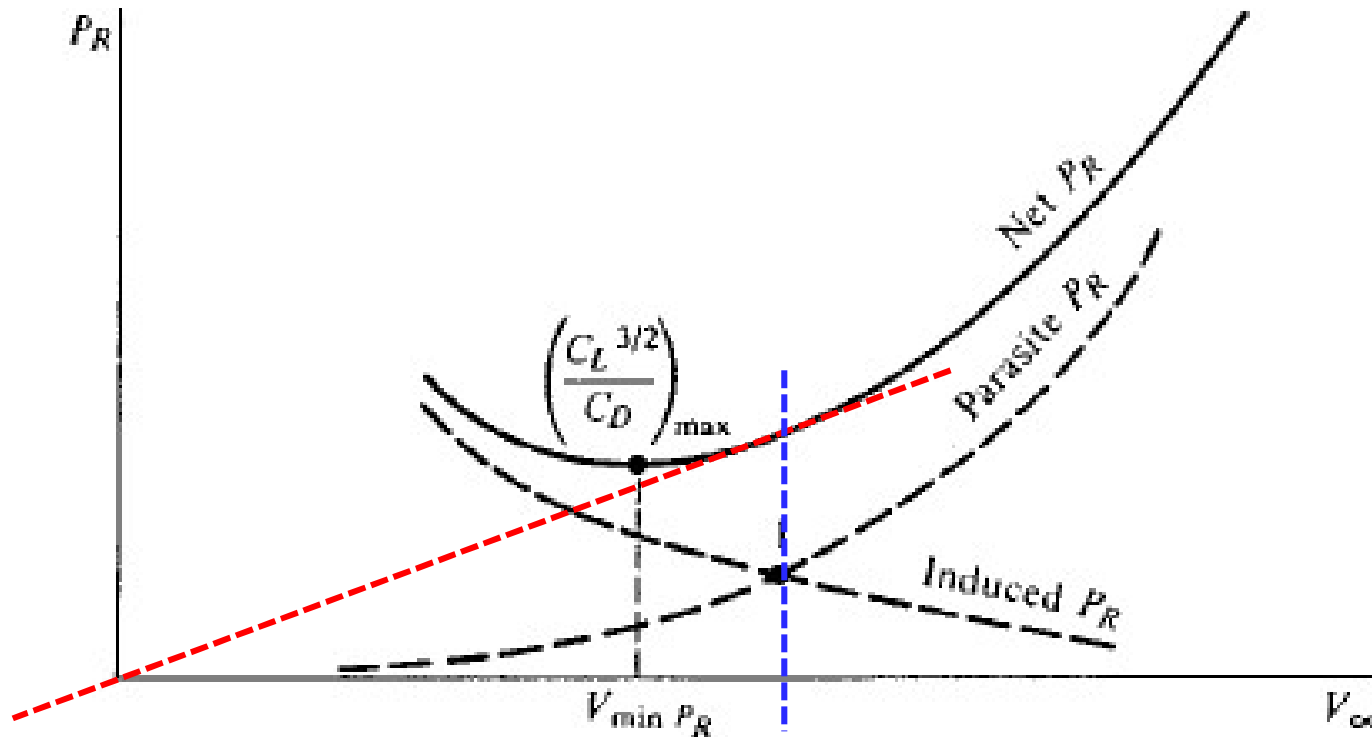
Para que a P_R seja mínima então $dP_R / dV_\infty = 0$. Logo

$$\begin{aligned}\frac{dP_R}{dV_\infty} &= \frac{3}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_{D,0} - \frac{W^2 / \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S}{\pi e A R} \\ &= \frac{3}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S \left(C_{D,0} - \frac{W^2 / \frac{3}{4}\rho_\infty^2 S^2 V_\infty^4}{\pi e A R} \right) \\ &= \frac{3}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S \left(C_{D,0} - \frac{\frac{1}{3}C_L^2}{\pi e A R} \right) \\ &= \frac{3}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S (C_{D,0} - \frac{1}{3}C_{D,i}) = 0 \quad \text{for minimum } P_R\end{aligned}$$

Portanto, a condição aerodinâmica para a P_R mínima é

$$C_{D,0} = \frac{1}{3}C_{D,i}$$

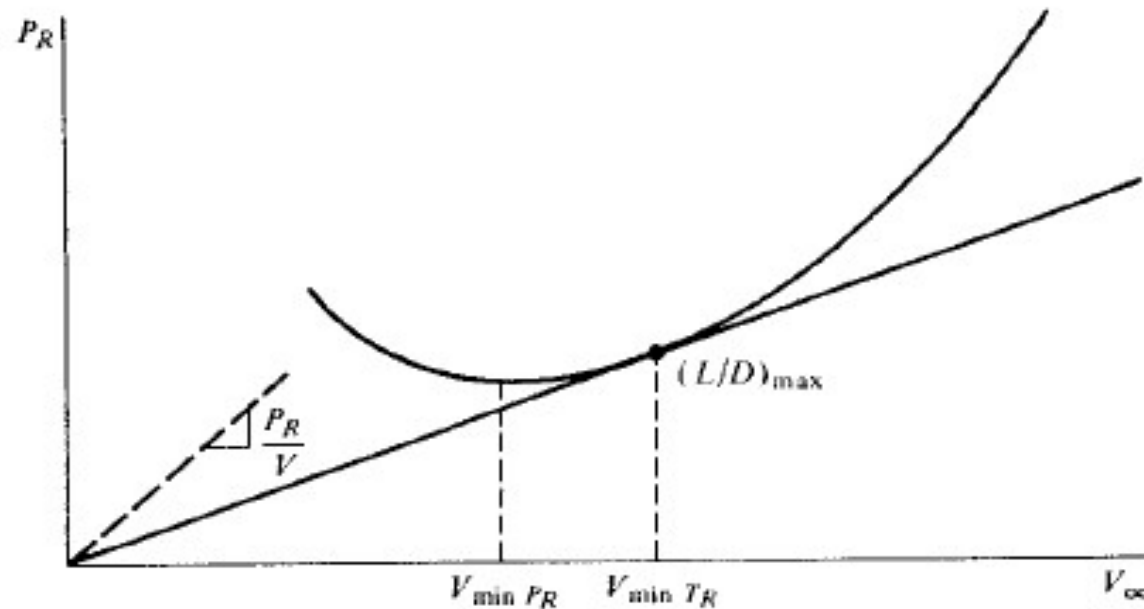
POTÊNCIA REQUERIDA (P_R)



O ponto 1 representa a T_R mínima, ou seja $C_{D0} = C_{Di}$, que pode ser determinado através de uma reta tangente a curva P_R partindo da origem ou matematicamente:

$$\frac{d(P_R/V_{\infty})}{dV_{\infty}} = \frac{d(T_R V_{\infty}/V_{\infty})}{dV_{\infty}} = \frac{dT_R}{dV_{\infty}} = 0$$

POTÊNCIA REQUERIDA (P_R)



Para avião que voam no regime subsônico compressível ($0,3 \leq M \leq 0,9$) P_R deve ser corrigida, aplicando a correção Prandtl-Glauert:

$$P_{r_{CORR}} = \frac{P_r}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$

EXERCÍCIO: Construa a curva $P_R \times V_\infty$

POTÊNCIA DISPONÍVEL (P_A) E V_{MAX}

Deve-se lembrar que a P_R depende de $C_L^{3/2}/C_D$ e do peso da anv (W) enquanto que a P_A depende somente do GMP

MOTOR A PISTÃO E HÉLICE

Motores à pistão são ensaiados em dinamômetros onde sua potência é medida na saída do eixo de manivelas

A potência (P_{MOT}) é apresentada em SHP (*shaft horse power*) ou BHP (*brake horse power*)

P_{MOT} é entregue a hélice que aproveita parte desta potência para tracionar a aeronave e parte é dissipada

Logo, a potência disponibilizada pelo GMP (P_A) para tracionar a anv

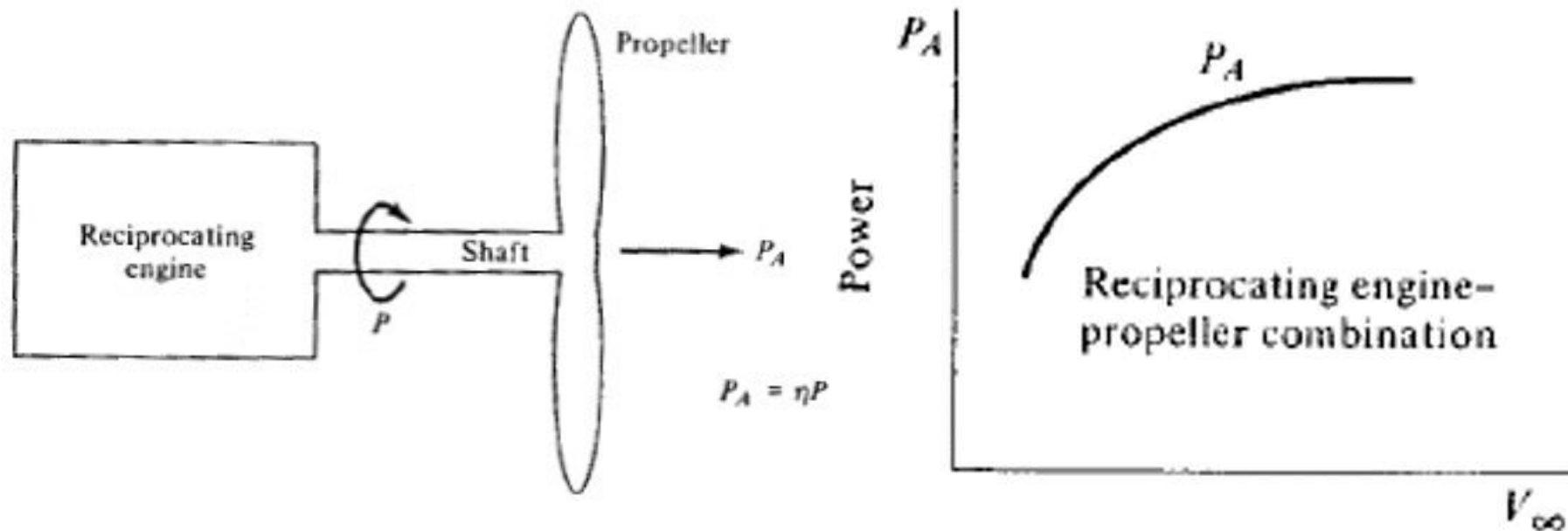
$$P_A = \eta_H \cdot P_{MOT}$$

η_H : eficiência da hélice (~ 80%)

POTÊNCIA DISPONÍVEL (P_A) E V_{MAX}

Eficiência da hélice é um parâmetro importante que depende diretamente da sua aerodinâmica e da V_∞

Normalmente, seu valor é em torno de 80% mas, algumas configurações mais modernas podem alcançar 92%



POTÊNCIA DISPONÍVEL (P_A) E V_{MAX}

MOTOR A JATO

O motor à jato produz a tração através do escoamento dos gases de combustão em alta velocidade através do bocal

A P_A produzida por um motor a jato é

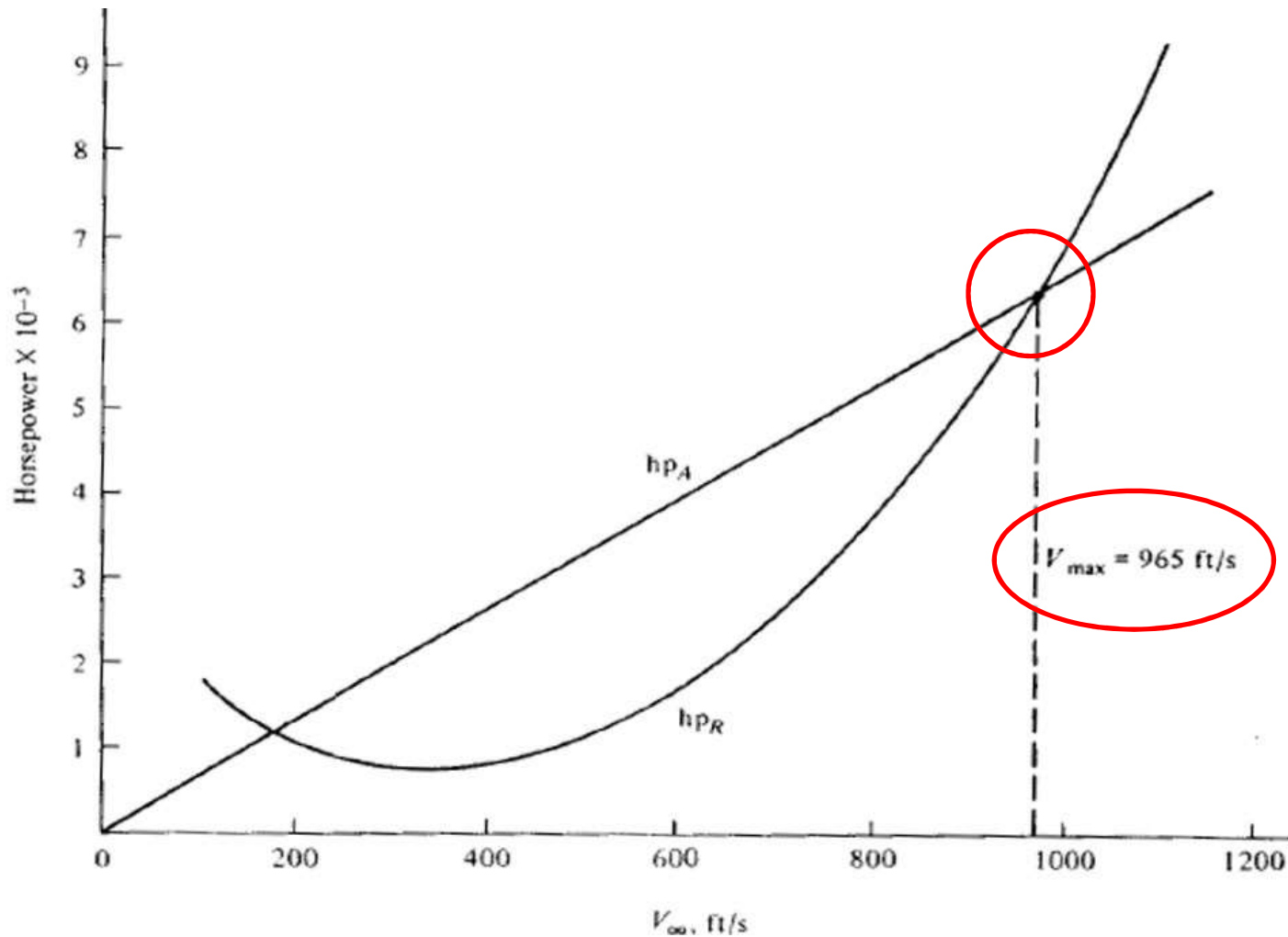
$$P_A = T_A \cdot V_\infty$$

Considerando que a T_A é praticamente cte em relação a V_∞ então a P_A varia linearmente com a V_∞

Tanto para anv à hélice qto para anv à jato, a velocidade máxima (V_{MAX}) é determinada através da interseção entre as curvas da potência requerida (P_R) e da potência disponível (P_A), no trecho de alta velocidade

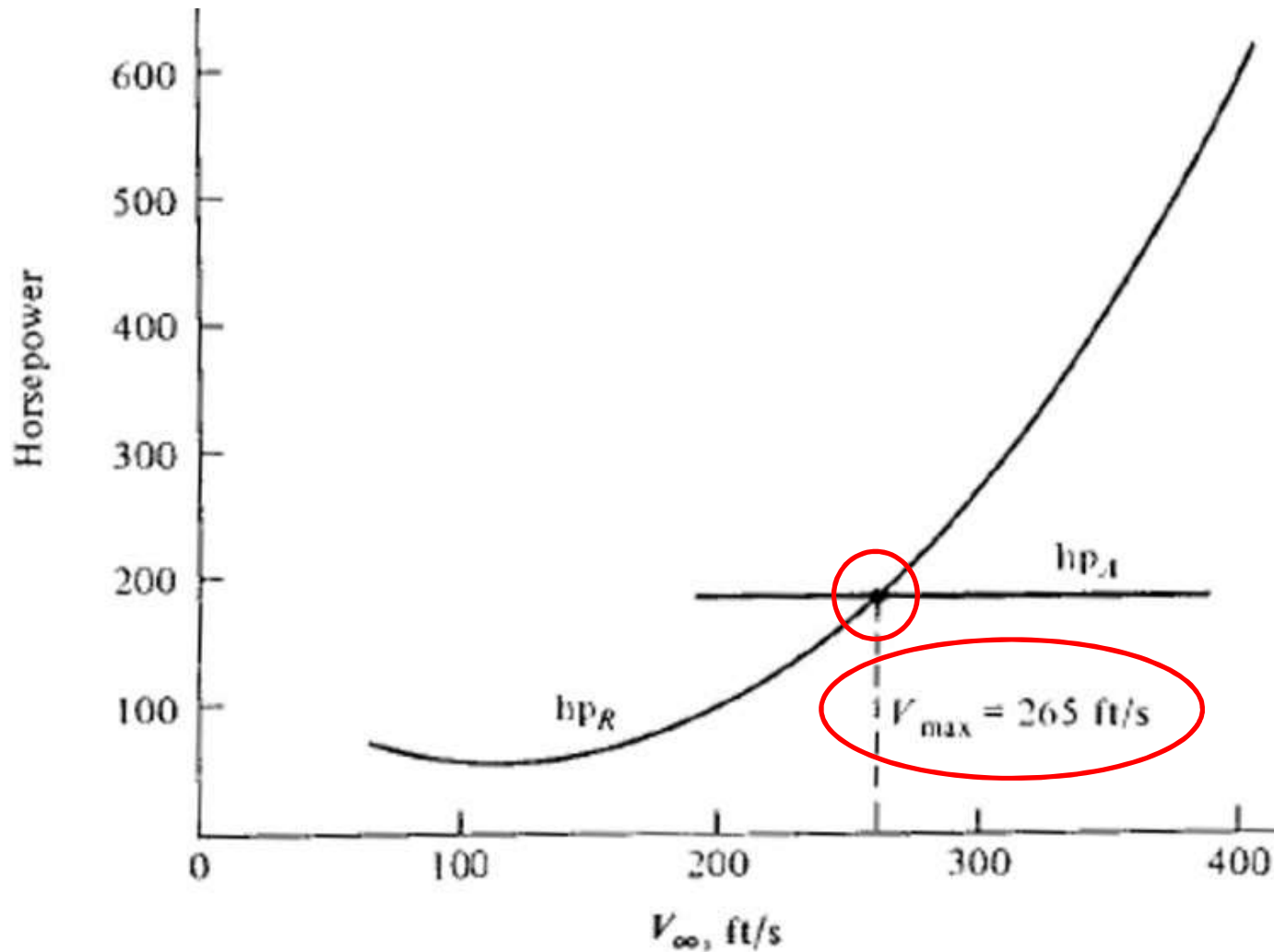
POTÊNCIA DISPONÍVEL (P_A) E V_{MAX}

MOTOR A JATO

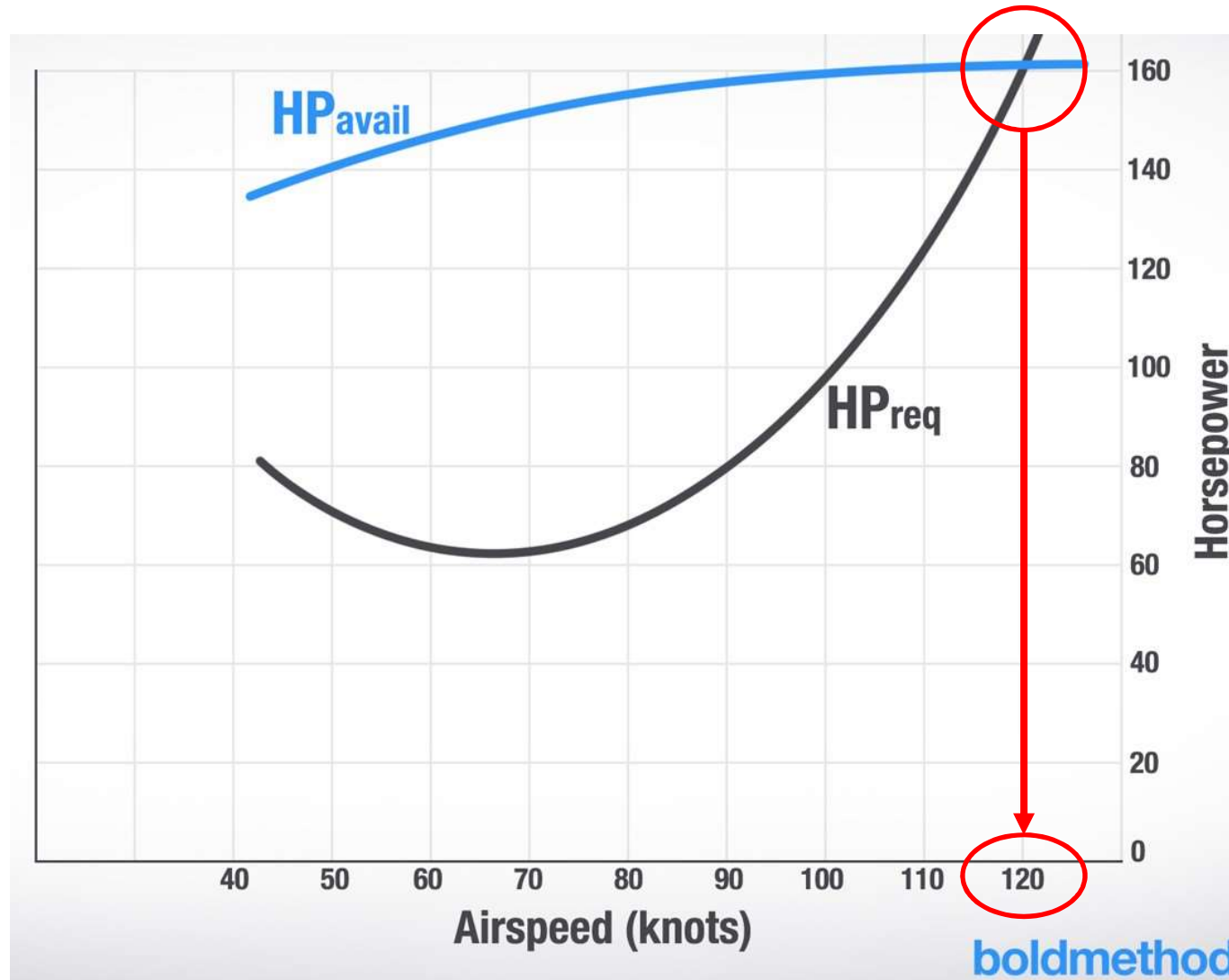


POTÊNCIA DISPONÍVEL (P_A) E V_{MAX}

MOTOR A PISTÃO E HÉLICE



POTÊNCIA DISPONÍVEL (P_A) E V_{MAX}



EXERCÍCIO: Determine a V_{MAX} com as curvas P_A e P_R

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

DÚVIDAS??



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