

# INTRODUÇÃO AO DESEMPENHO DE AERONAVES PARTE 04

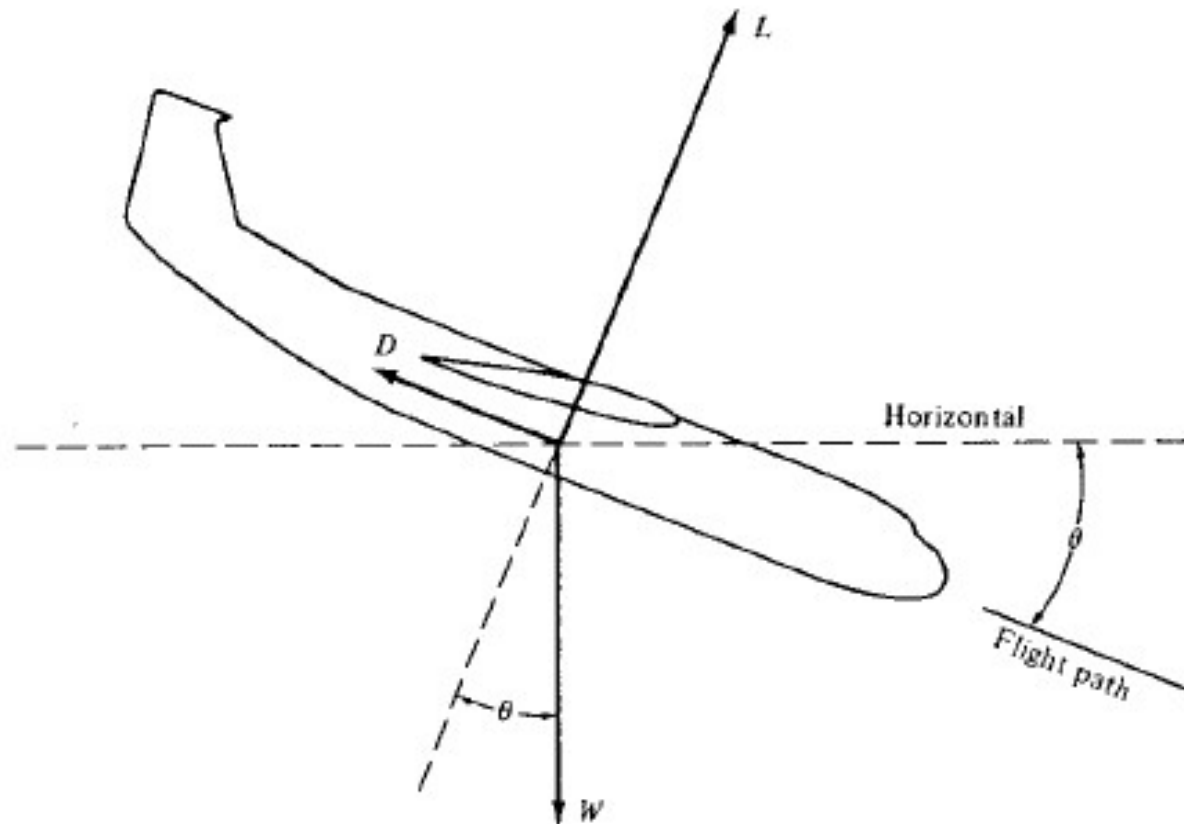


Introdução ao Desempenho de Aeronaves - Prof. Dr. Rogério F. F. Coimbra

# VÔO PLANADO

No vôo planado, somente a sustentação ( $L$ ), o arrasto ( $D$ ) e o peso da anv ( $W$ ) estão presentes

A tração ( $T$ ) é considerada nula pois o GMP está desligado



# VÔO PLANADO

Se a avião desloca-se em MRU então  $\sum F = 0$

Determinando-se o equilíbrio de forças ao longo da direção de vôo:

$$D = W \cdot \sin\theta$$

e perpendiculares a DV:

$$L = W \cdot \cos\theta$$

Dividindo uma equação pela outra, tem-se:

$$\tan\theta = (L/D)^{-1}$$

$\theta$  = ângulo de planeio

# VÔO PLANADO

Portanto, quanto maior o  $L/D$ , menor o ângulo de planeio ( $\theta$ ) e maior a distância horizontal que uma anv é capaz de percorrer em vôo planado, a partir de uma certa altura

Já a velocidade de planeio ( $V_G$ ) é função somente do peso ( $W$ ) da anv e da densidade do ar (altitude de vôo) e independe de  $L/D$

No vôo planado, é fundamental determinar-se as seguintes condições de vôo:

- a velocidade de melhor planeio, onde  $\theta$  é mínimo
- a velocidade de menor razão de descida –  $ROD_{MIN}$

# VÔO PLANADO

Para  $\theta$  ser mínimo,  $C_L/C_D$  deve ser máximo

Neste caso, a avião percorre a maior distância horizontal por unidade de perda de altura, ou seja, ela voa na condição de máximo alcance em vôo planado, então

$$V_{\max L/D} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\pi A e C_{D0}}}}$$

$$C_{L_{\max L/D}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} = \sqrt{\pi A e C_{D0}}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{1}{2 \sqrt{C_{D0} K}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi A e}{C_{D0}}}$$

# VÔO PLANADO

Voar na condição de  $RD_{\min}$  significa que a avião permanecerá o maior tempo possível em vôo a medida que perde altitude

$$RD = V \sin \bar{\gamma} = V \frac{C_D}{C_L} \cos \bar{\gamma} = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho} \frac{C_D^2}{C_L^3}} \cos^3 \bar{\gamma}$$

Sendo  $\cos \bar{\gamma} \sim 1$ , então

$$RD = V \sin \bar{\gamma} = V \frac{C_D}{C_L} = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho} \frac{C_D^2}{C_L^3}}$$

Na condição para  $RD_{\min}$  tem-se

$$V_{\min \text{ sink}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D0}}}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\min \text{ sink}} = \sqrt{\frac{3}{16KC_{D0}}} = \sqrt{\frac{3\pi Ae}{16C_{D0}}}$$

# VÔO PLANADO

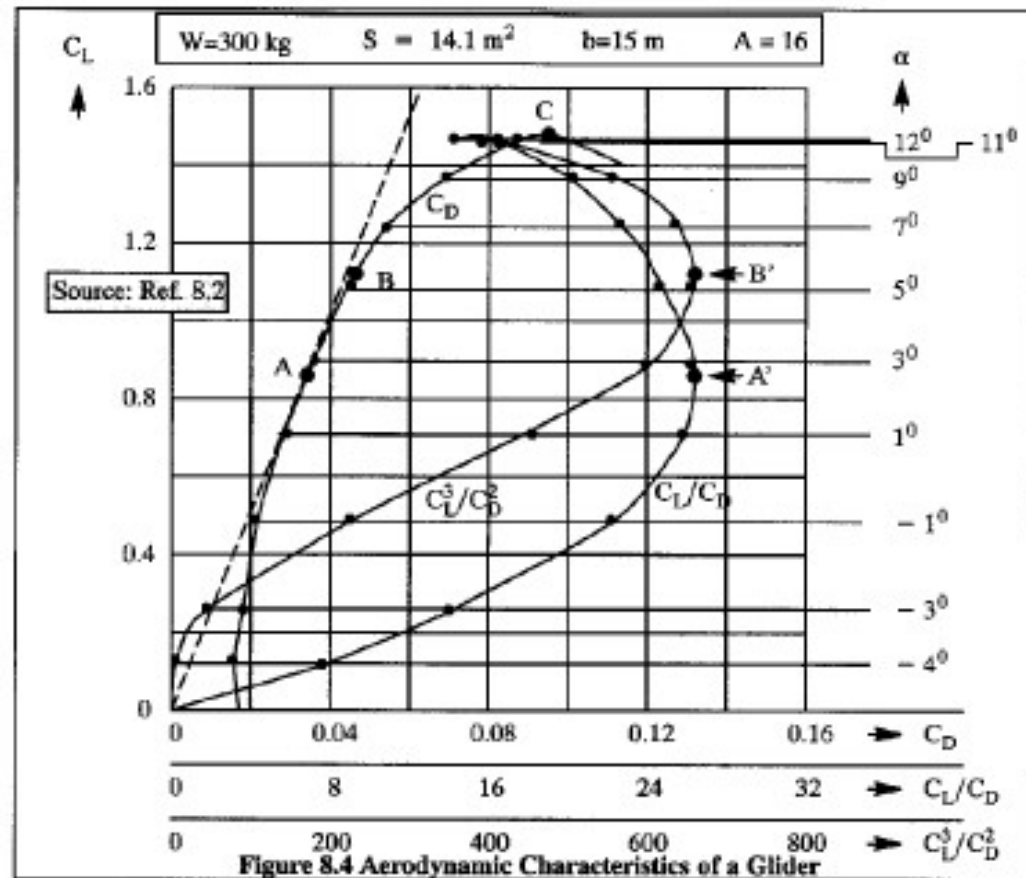
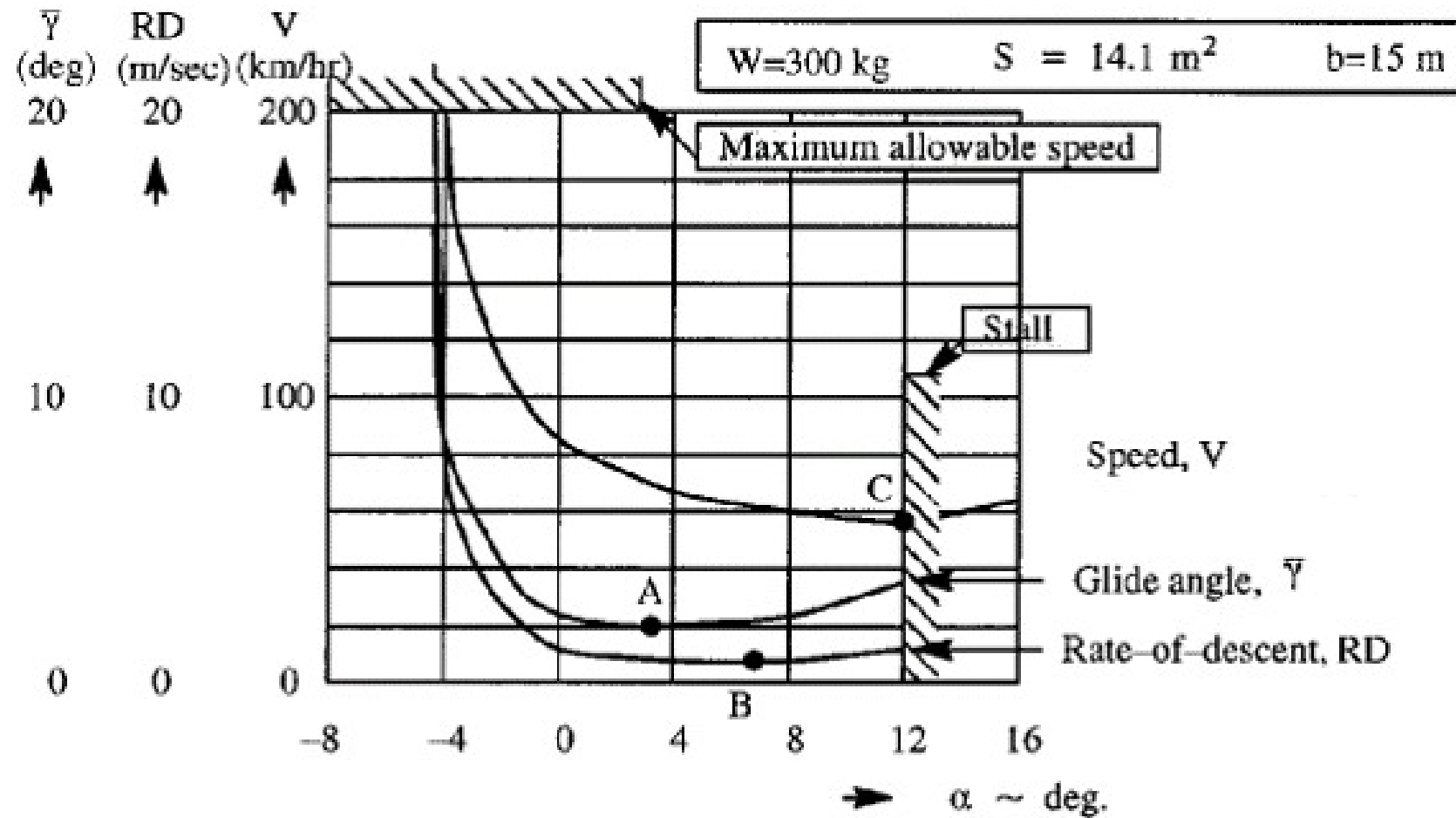


Table 8.1 Calculation of Performance Characteristics of a Glider

$\alpha$ deg.	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$	$C_L^3/C_D^2$	$\tan \bar{\gamma}$	$\bar{\gamma}$ deg.	V m/sec	V km/hr	RD m/sec
12	1.47	0.0950	15.5	352	0.0645	3.7	15.2	54.7	0.97
11	1.46	0.0865	16.9	415	0.0592	3.4	15.3	55.0	0.90
9	1.36	0.0675	20.2	553	0.0495	2.8	15.8	56.8	0.78
7	1.23	0.0535	22.9	641	0.0437	2.5	16.7	60.0	0.73
5	1.08	0.0440	24.5	644	0.0408	2.3	17.8	64.0	0.72
3	0.90	0.0350	25.7	595	0.0389	2.2	19.4	69.7	0.76
1	0.70	0.0275	25.4	453	0.0394	2.3	22.1	79.5	0.87
-1	0.49	0.0220	22.0	225	0.0455	2.6	26.5	95.2	1.20
-3	0.25	0.0180	13.9	48	0.0719	4.1	36.5	131.0	2.62
-4	0.12	0.0160	7.5	6.8	0.1333	7.6	53.2	191.0	7.03

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

# VÔO PLANADO



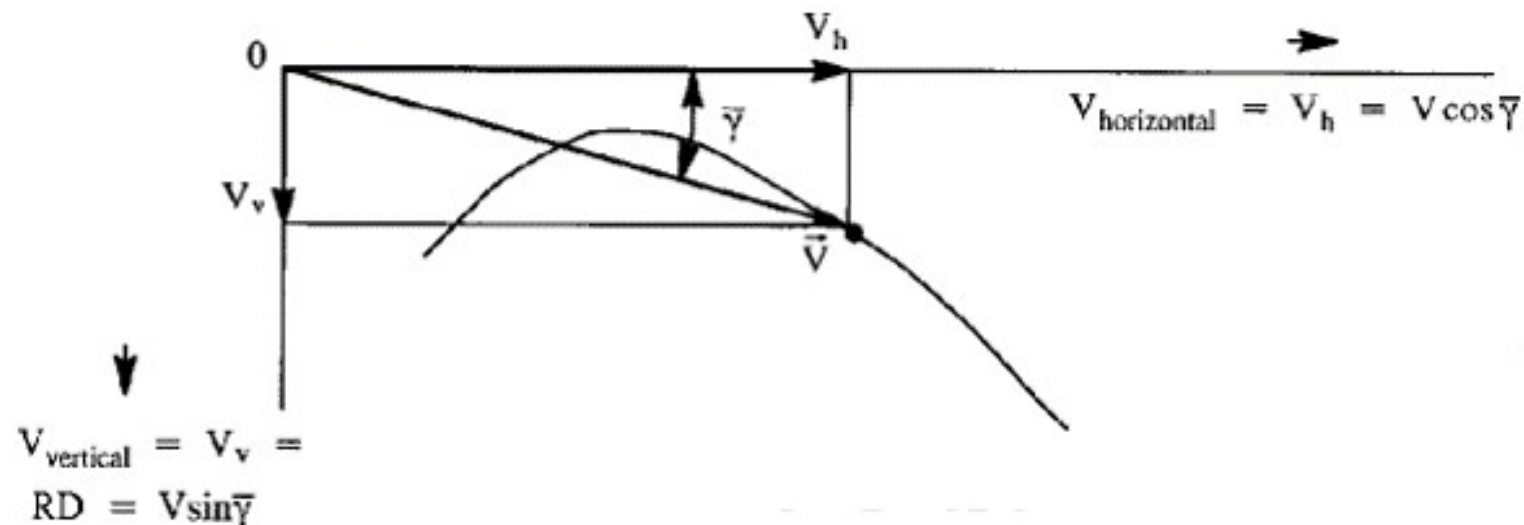


# ***SPEED POLAR***

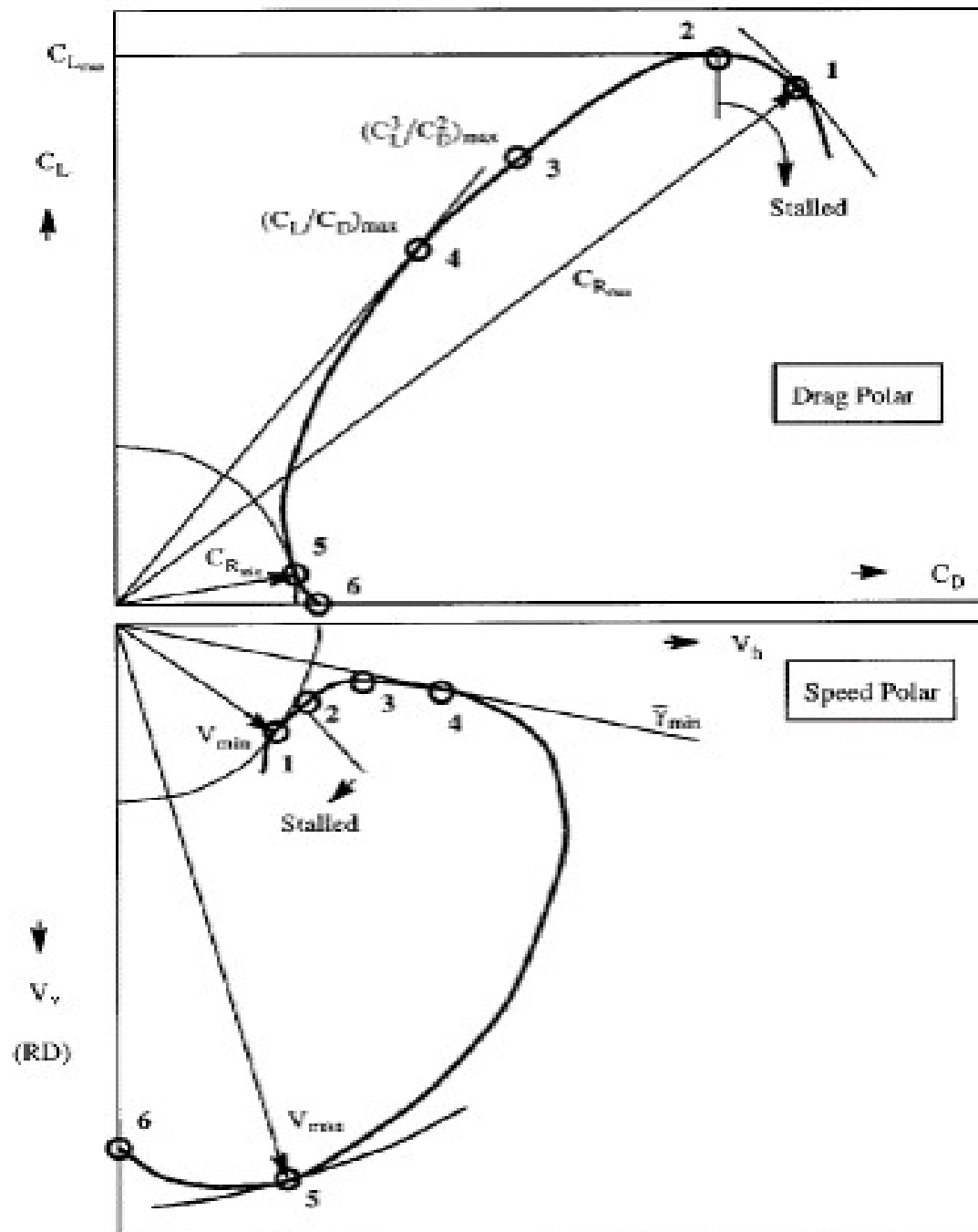
Para o vôo planado, é conveniente plotar a velocidade vertical ( $V_v$  ou RD) em função da velocidade de vôo horizontal ( $V_h$ )

Esse gráfico é conhecido por “*speed polar*” (polar de velocidades) ou hodógrafo

Nele é possível identificar facilmente a velocidade de vôo e a RD para as condições de melhor planeio e menor RD



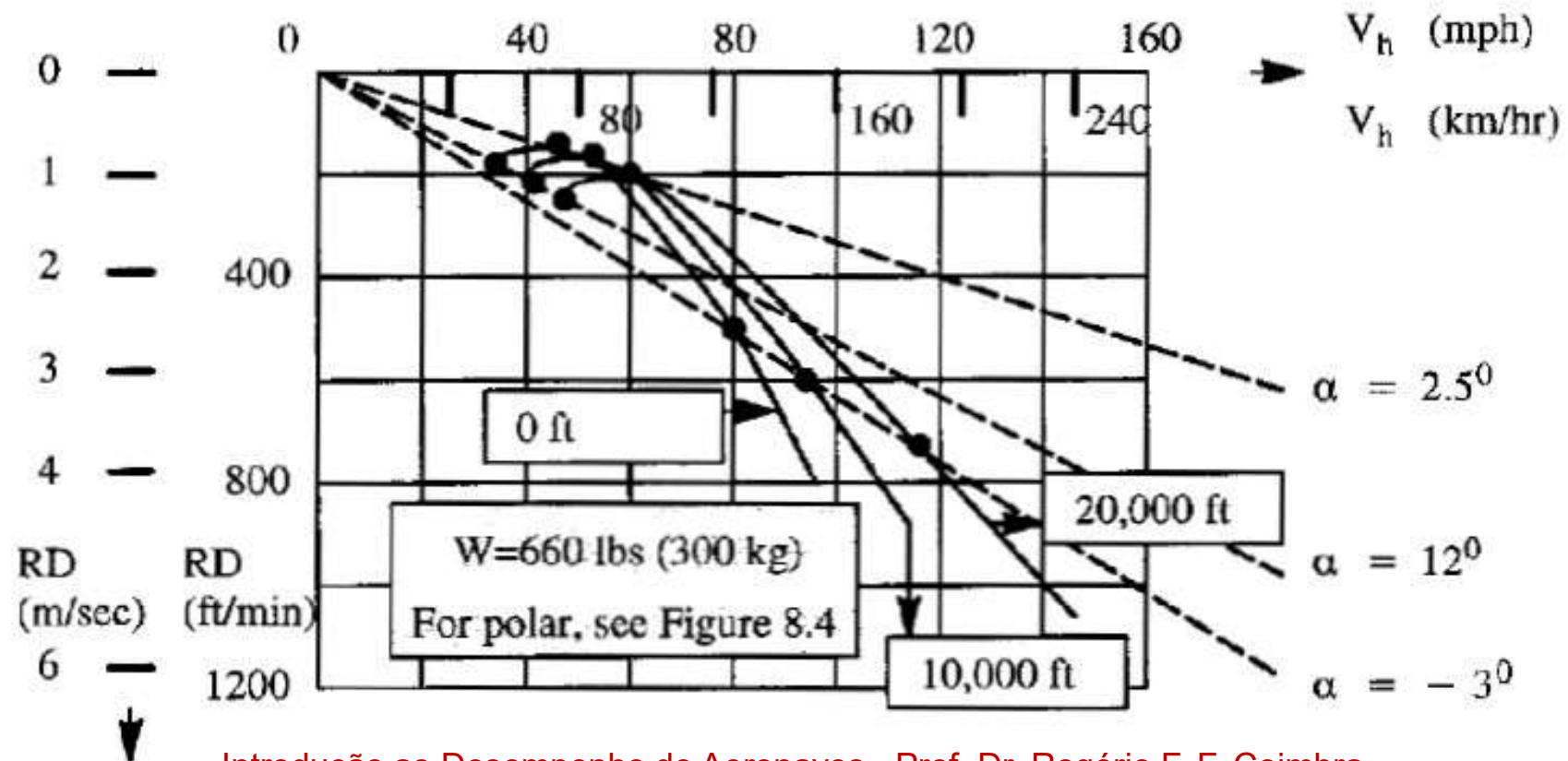
# ***SPEED POLAR x DRAG POLAR***



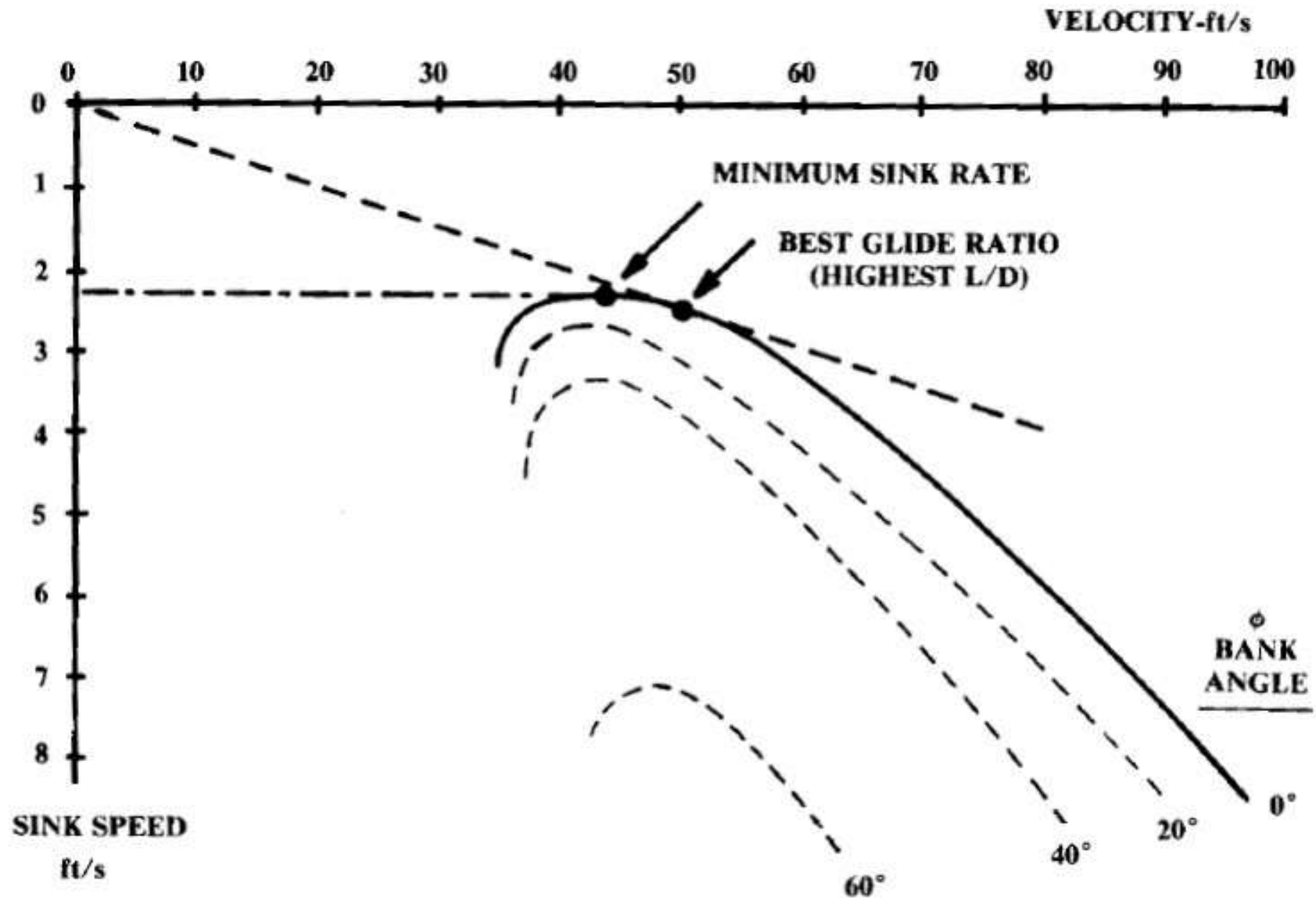
# SPEED POLAR

No vôo planado, a variação na densidade e no peso somente alteram as velocidades de vôo e de descida, modificando as curvas da “*speed polar*”

O ângulo de planeio ( $\theta$ ) não se altera



# ***SPEED POLAR***

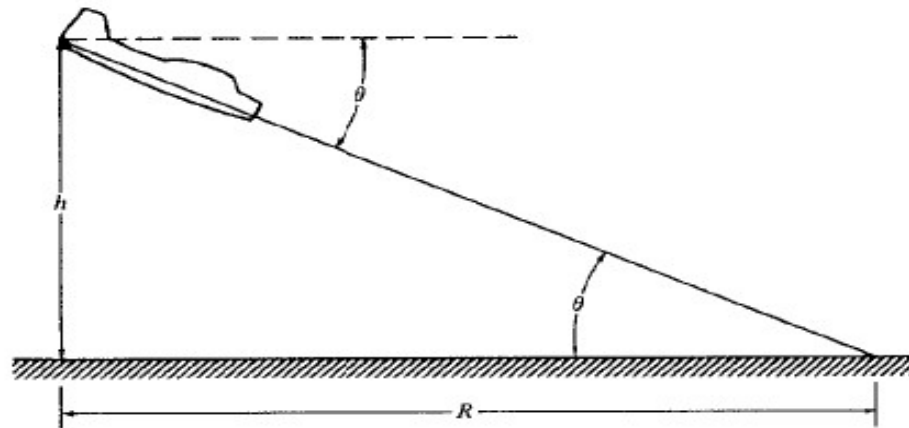


# VÔO PLANADO

## EXERCÍCIO DE APLICAÇÃO

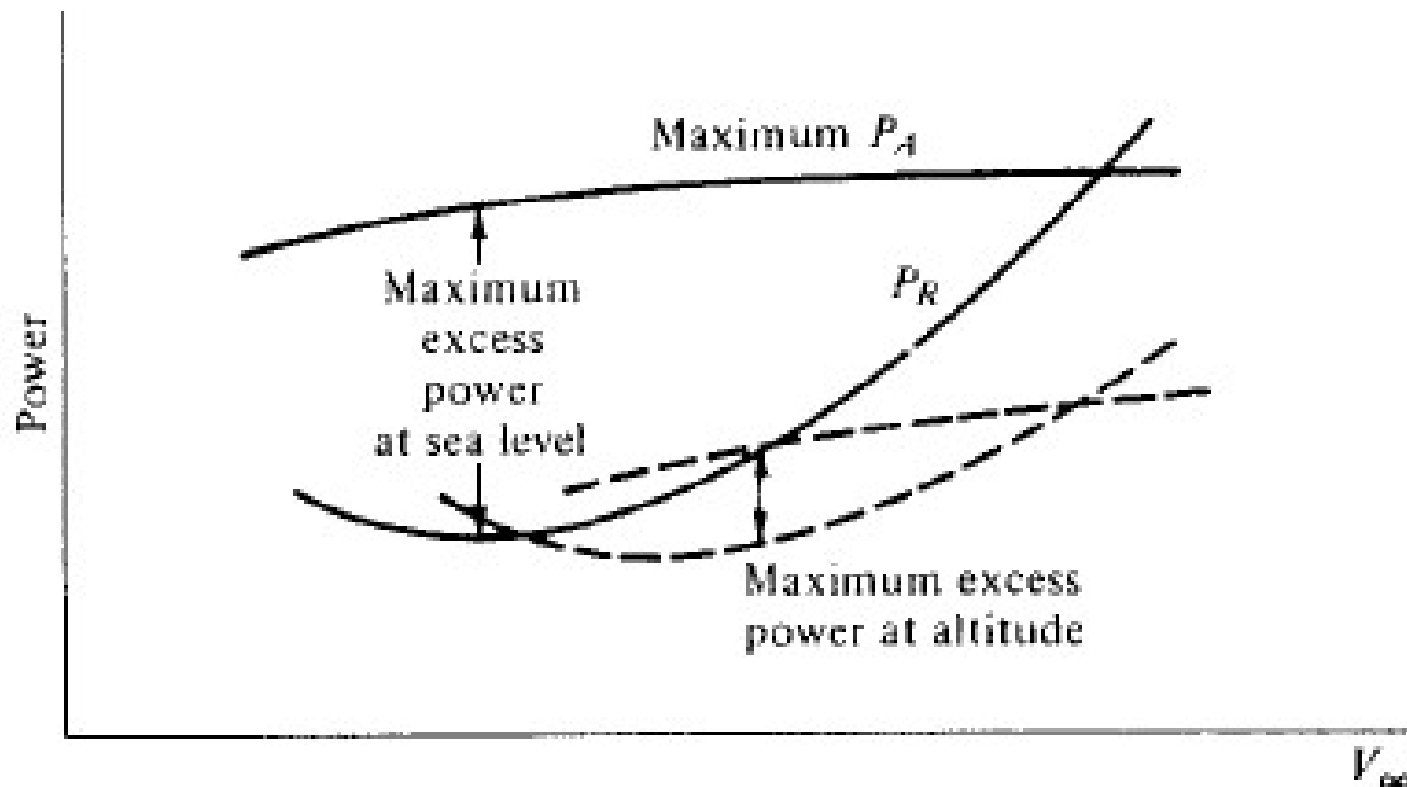
Determine:

- ✓ o menor ângulo de planeio da sua anv ( $\theta_{\text{MIN}}$ )
- ✓ a menor razão de descida ( $\text{ROD}_{\text{MIN}}$ )
- ✓ a velocidade de melhor planeio e a velocidade de menor razão de descida
- ✓ a distância no solo a ser percorrida em vôo planado se a anv tiver uma pane em seu GMP a 10.000 ft de altura



# TETO ABSOLUTO, DE SERVIÇO E DE COMBATE

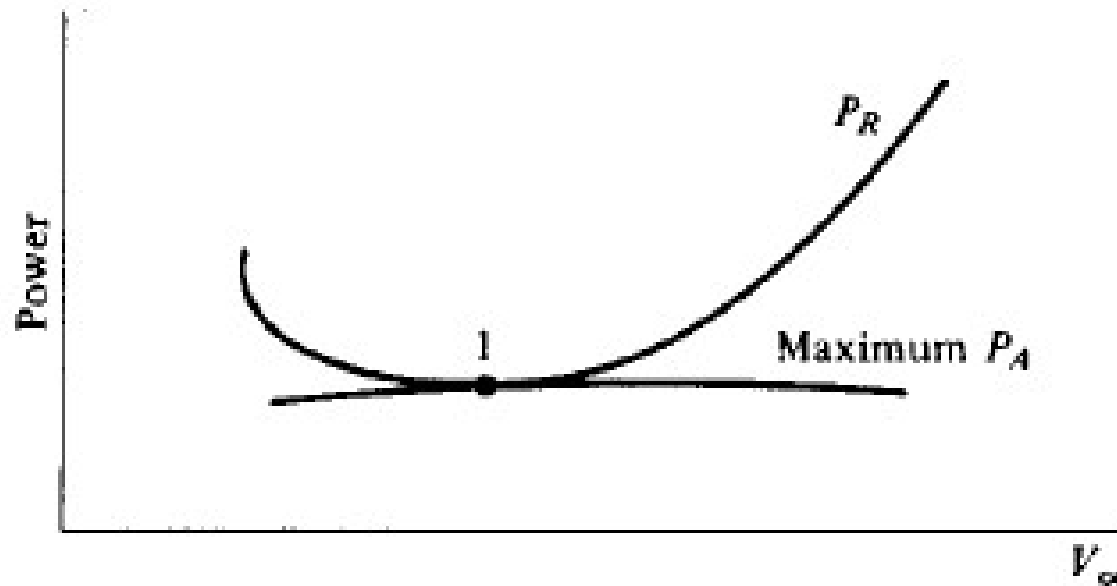
As potências disponível ( $P_A$ ) e requerida ( $P_R$ ) sofrem alterações com o aumento da altitude ( $H_p$ ), reduzindo o excesso de potência e portanto, a razão de subida (R/C)



# TETO ABSOLUTO, DE SERVIÇO E DE COMBATE

Há uma certa altitude onde as curvas da  $P_A$  e da  $P_R$  tornam-se tangentes e portanto, o excesso de potência e a R/C são zero

Nesta situação, o voo reto e nivelado é somente possível em uma única velocidade



# TETO ABSOLUTO, DE SERVIÇO E DE COMBATE

## TETO ABSOLUTO

Altitude no qual o excesso de potência ( $P_A - P_R$ ) é nulo e, portanto, a  $R/C = 0$

## TETO DE SERVIÇO OU OPERACIONAL

Altitude onde o excesso de potência ( $P_A - P_R$ ) ainda permite uma  $R/C_{MAX} = 100 \text{ ft/min}$

## TETO DE COMBATE

Altitude onde o excesso de potência ( $P_A - P_R$ ) ainda permite uma  $R/C_{MAX} = 500 \text{ ft/min}$



# TETO ABSOLUTO, DE SERVIÇO E DE COMBATE

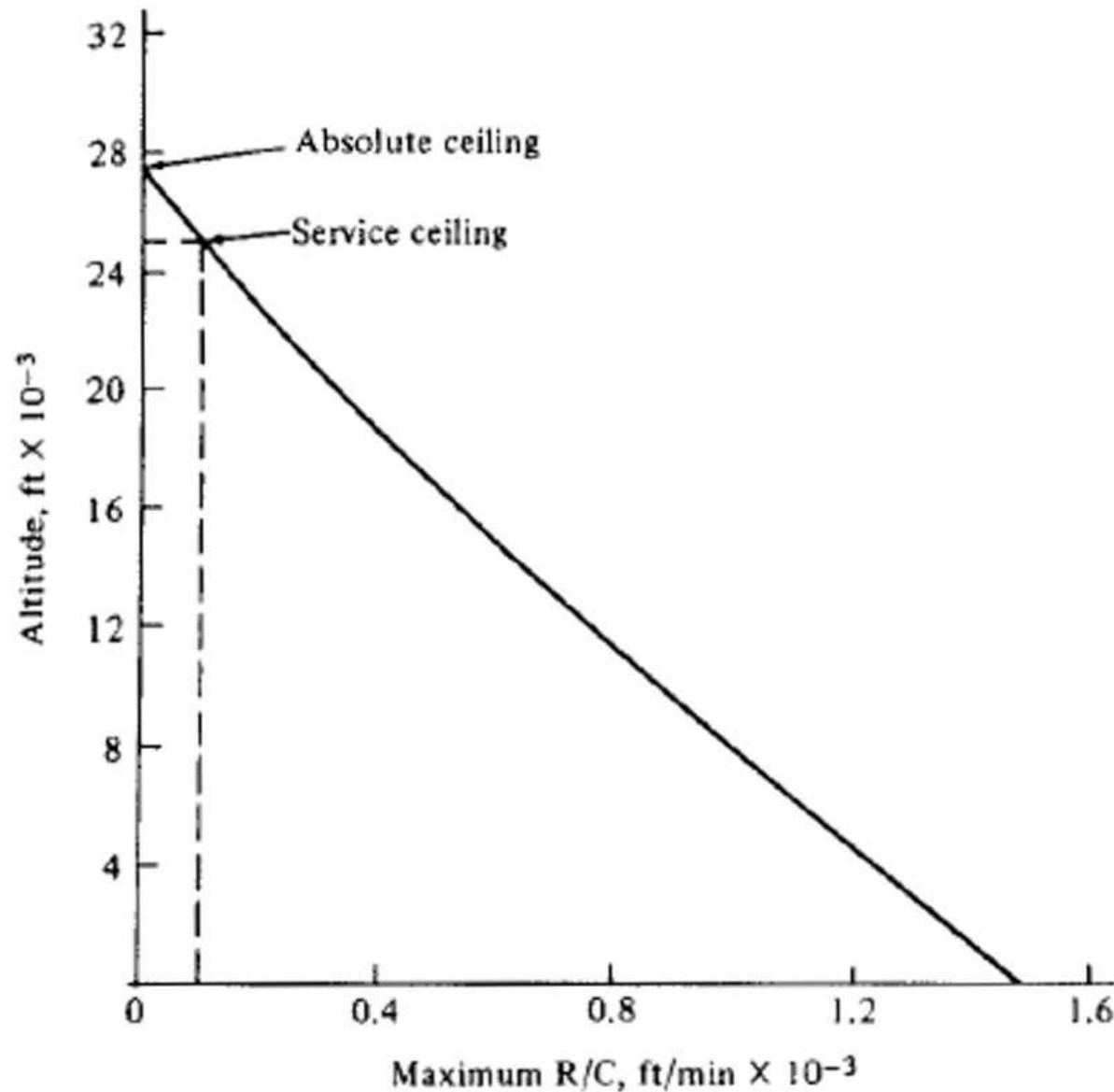
## MÉTODO PARA O CÁLCULO DOS TETOS ABSOLUTO, SERVIÇO E COMBATE

- ✓ calcule os valores da  $R/C_{MAX}$  para diferentes altitudes (no mínimo 4 altitudes)
- ✓ plote num gráfico  $R/C_{MAX}$  (eixo horizontal) x Altitude (eixo vertical)
- ✓ extrapole a curva obtida até interceptar o eixo vertical e obtenha graficamente os tetos absolutos, de serviço e de combate
- ✓ pode ser obtido tb a equação que melhor se ajusta a curva obtida no item anterior

## EXERCÍCIO DE APLICAÇÃO

Determine o teto de serviço e o absoluto da sua anv

# TETO ABSOLUTO, DE SERVIÇO E DE COMBATE



# TEMPO DE SUBIDA

O tempo de subida até uma determinada altitude é um parâmetro de desempenho muito importante tanto para aeronaves civis quanto para as militares

Razão de subida (R/C) é a velocidade vertical da aeronave e portanto

$$v = ds/dt$$

ou seja

$$R/C = dh/dt$$

$$t = \int_{h_1}^{h_2} \frac{dh}{R/C}$$

Sendo  $h_1 = 0$  (SL)

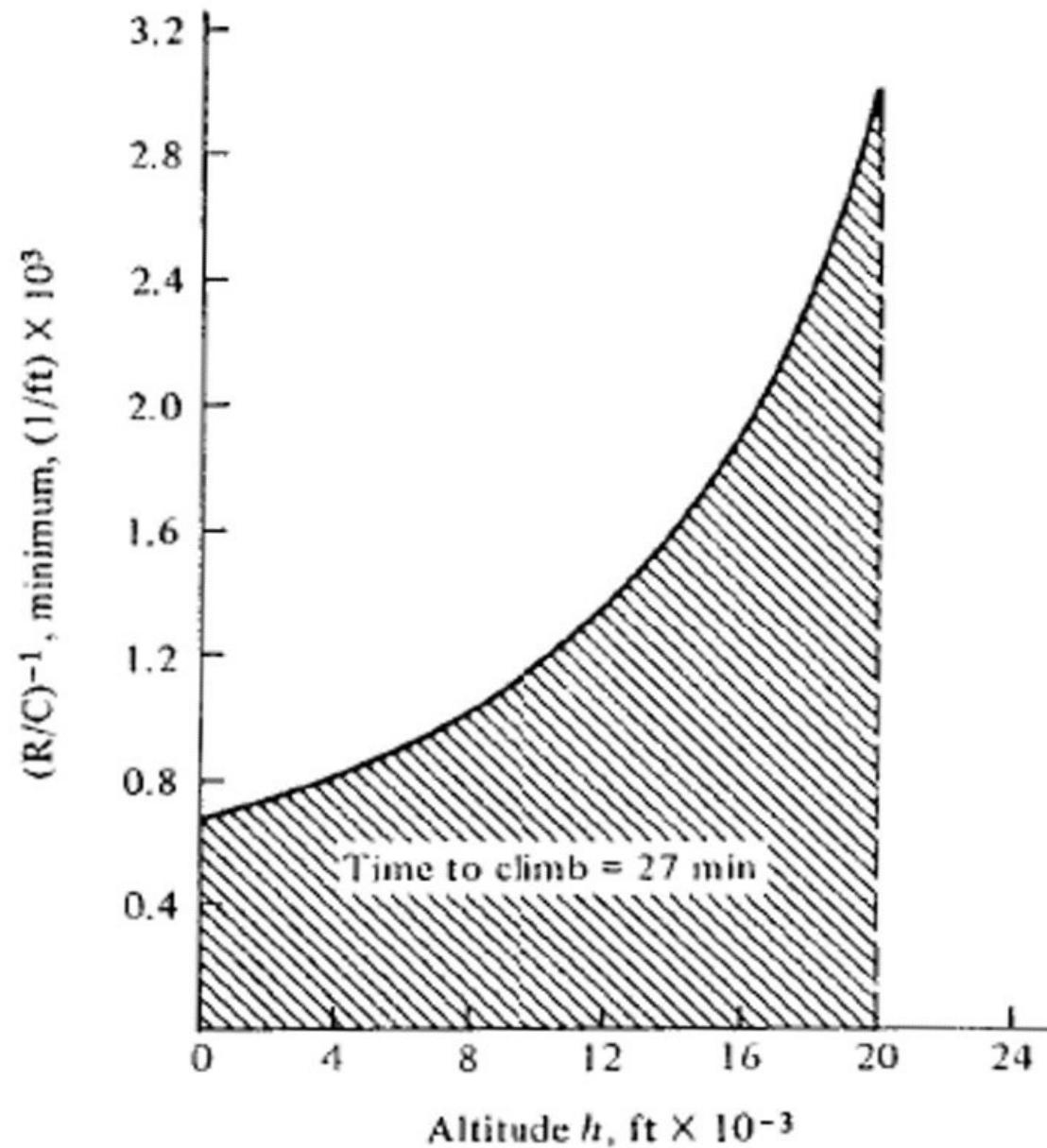
$$t = \int_0^{h_2} \frac{dh}{R/C}$$

# TEMPO DE SUBIDA

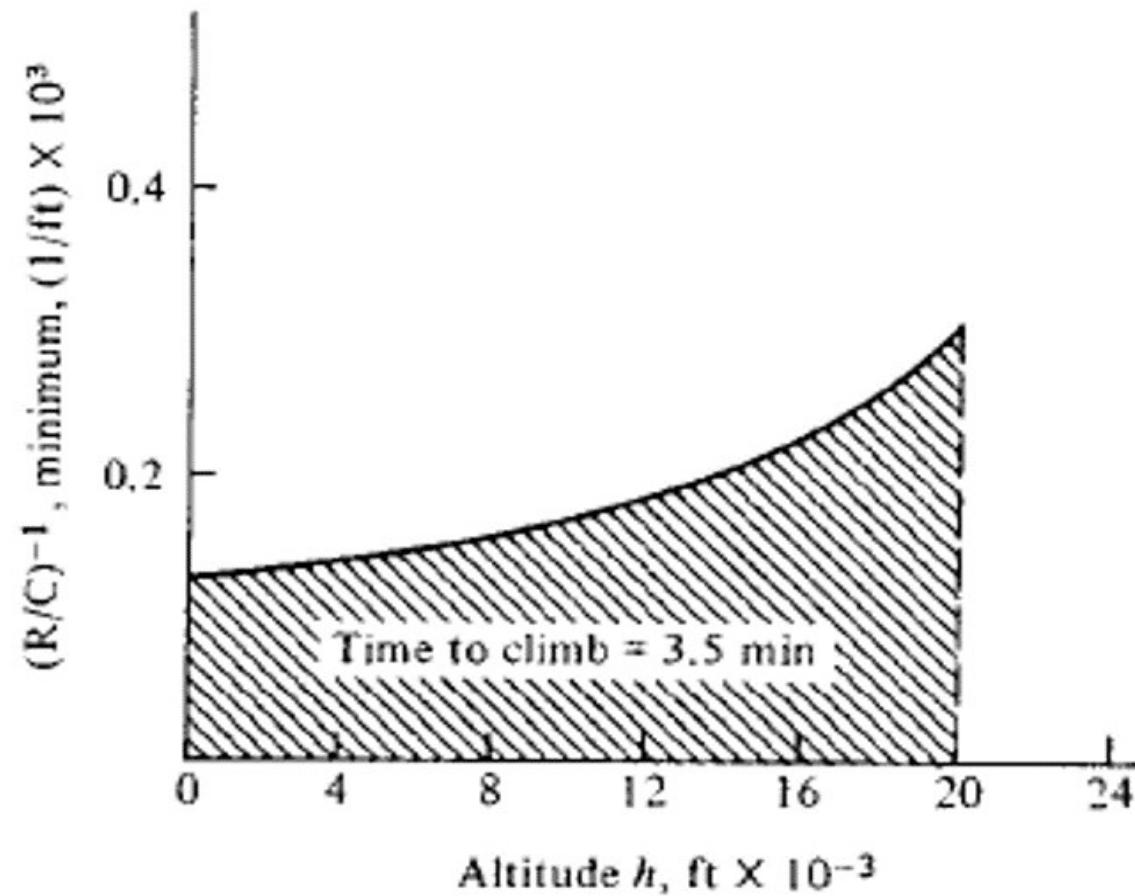
O tempo de subida pode ser determinado graficamente:

- ✓ plotar a curva  $R/C^{-1}$  (eixo vertical) x Altitude (eixo horizontal)
- ✓ a área embaixo da curva entre as altitudes  $h_1$  e  $h_2$  corresponde numericamente ao tempo de subida entre essas altitudes

# TEMPO DE SUBIDA – ANV A HÉLICE



# TEMPO DE SUBIDA – ANV A JATO



## EXERCÍCIO DE APLICAÇÃO

Calcule o  $\Delta t$  de subida da sua anv entre o SL e 10.000 ft

# DÚVIDAS??



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