



ALTITUDE DENSIDADE

JORNADA DE SEGURANÇA OPERACIONAL HELIBRAS



thinking without limits



HELIBRAS

A EUROCOPTER COMPANY

ROTEIRO

- DEFINIÇÕES
- ALTÍMETRO E SEUS ERROS
- FATORES DE RISCO
- CORREÇÕES
- VERIFICAÇÃO DE CASOS

ALTITUDE DENSIDADE

- A Altitude Densidade é um importante parâmetro meteorológico, causa principal ou contribuinte de muitos acidentes aeronáuticos.
- Desconsiderar esse fator pode levar a riscos desnecessários e até mesmo a acidentes fatais.
- É A ALTITUDE PRESSÃO (Padrão) CORRIGIDA À TEMPERATURA NÃO PADRONIZADA (fora da atmosfera padrão)

FORMA DE CORREÇÃO



ALTITUDE PRESSÃO

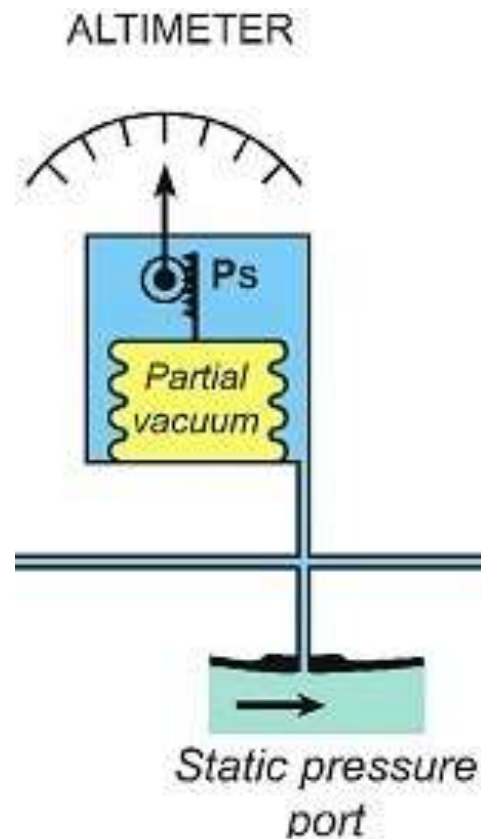
- Ou níveis de voo – FL
- É a distância vertical entre a aeronave e o nível padrão
1013,2 hPa

ATMOSFERA PADRÃO

- Base para todos os voos, devido:
 - Inúmeras variações de pressão
 - Evita ajustes contínuos de altímetro
- 45° de latitude
- Temperatura no nível médio do mar = 15°C
- Pressão atmosférica de 1013,2hPa
- Taxa de variação térmica de -2°C para cada 1000ft
- Gravidade = 9,806m/s²

ALTÍMETRO

- Barômetro aneróide que, a partir de uma pressão de referência, dá indicações de altitude ou altura.



ERROS DE ALTIMETRIA

Três erros específicos

- Pressão padrão diferente de 1013,2hPa
- Temperatura diferente da padrão
- Rajadas convectivas



Considerações sobre a Velocidade

- **Velocidade Indicada (VI)** – velocidade lida no mostrador do velocímetro
- **Velocidade calibrada (VC)** – Velocidade indicada corrigida para os erros de instalação do equipamento
- **Velocidade Aerodinâmica (VA)** – Velocidade verdadeira em relação ao ar, corrigida para erros de pressão e temperatura
- **Velocidade de Solo (VS)** – Velocidade em relação ao solo, corrigida de acordo com os efeitos do vento

- **AO SUBIR COM VI CONSTANTE, A VA AUMENTARÁ**

EXEMPLO AS 350

— VNE com potência – 155kt

— VNE sem potência – 125 kt

— FATOR DE CORREÇÃO: - 3KT/1000FT

VNE SEM POTÊNCIA

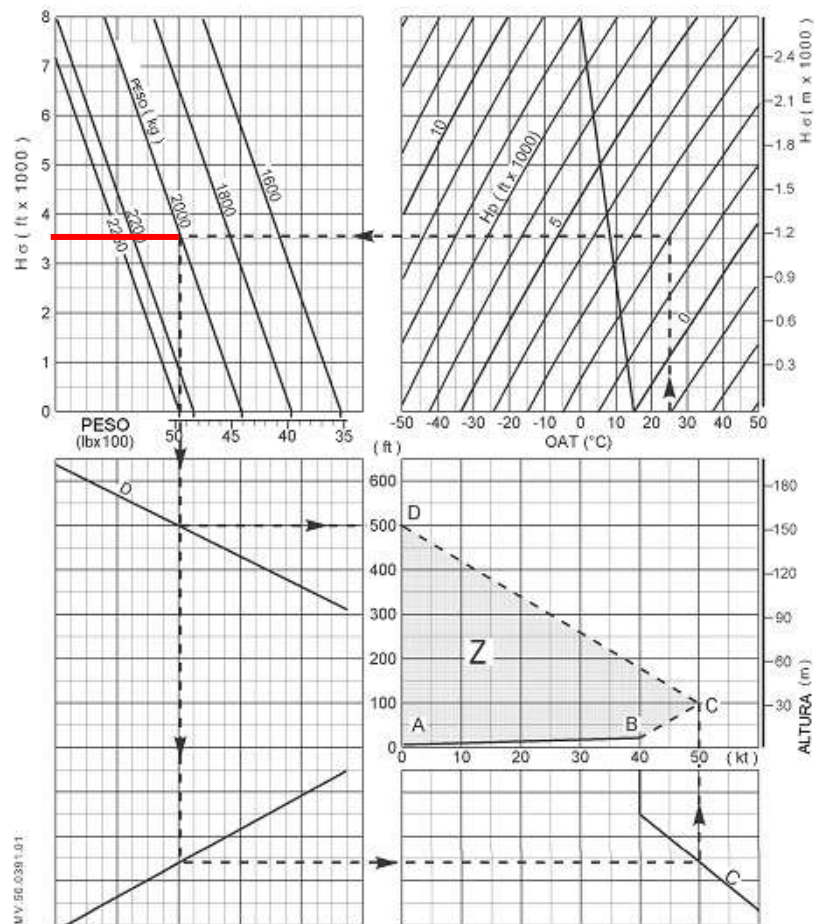


Gráfico AS 350

CONDIÇÕES:

- OAT entre -40 °C e ISA +35 °C

**ENVELOPE
ALTURA-VELOCIDADE**



EXEMPLO: OAT = 25 °C
H_p = 2000 ft

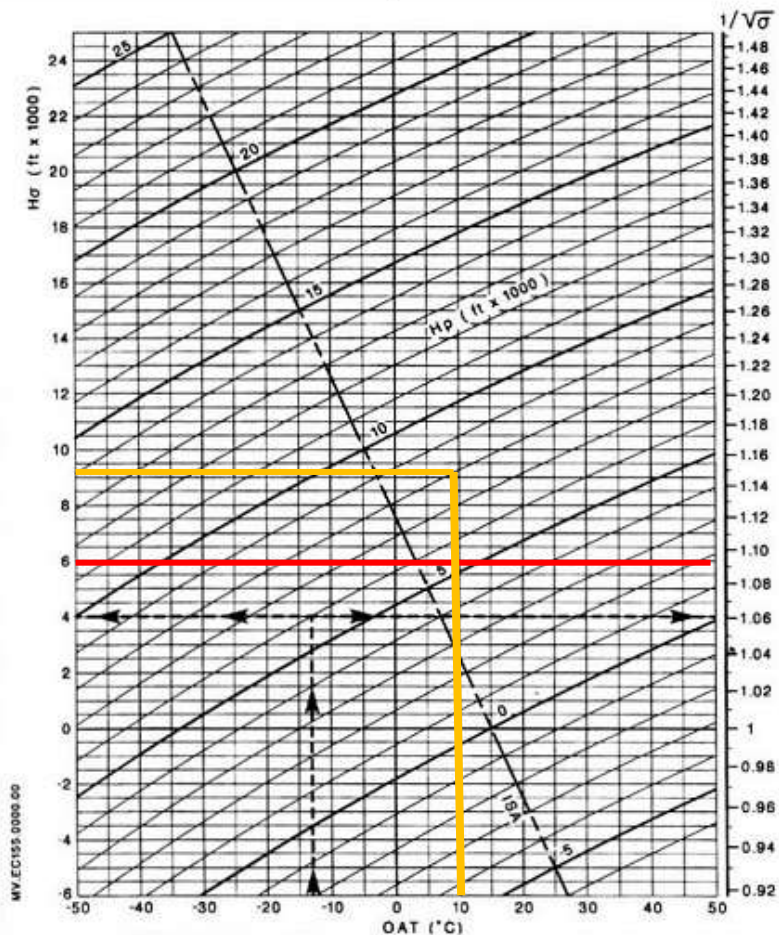
Peso = 4409 lb (2000 kg) D = 500 ft



Gráfico AS 365

Condições:

GRÁFICO DE
ALTUDE-PRESSÃO X
ALTITUDE-DENSIDADE



EXEMPLO: OAT = -13°C H_σ = 4000 ft
 H_p = 6000 ft TAS = CAS x 1/N_σ = 100 x 1.06 = 106 kt
 CAS (IAS) = 100 kt

CÁLCULO DE TEMPERATURA PADRÃO

$$\text{ISA} = 15^{\circ}\text{C} - \frac{2^{\circ}\text{C} \times \text{AP}}{1000\text{FT}}$$

Exemplo: AP de 2000ft

$$\text{ISA} = 15^{\circ}\text{C} - 2^{\circ}\text{C} \times 2000/1000 = 11^{\circ}\text{C}$$

CÁLCULO DE ALTITUDE DENSIDADE

— Fórmula:

$$AD = AP + DT \times 100$$

TAT > ISA - AD > AP = Atmosfera mais quente/pressão mais baixa

TAT < ISA - AD < AP = Atmosfera mais fria/ pressão mais alta

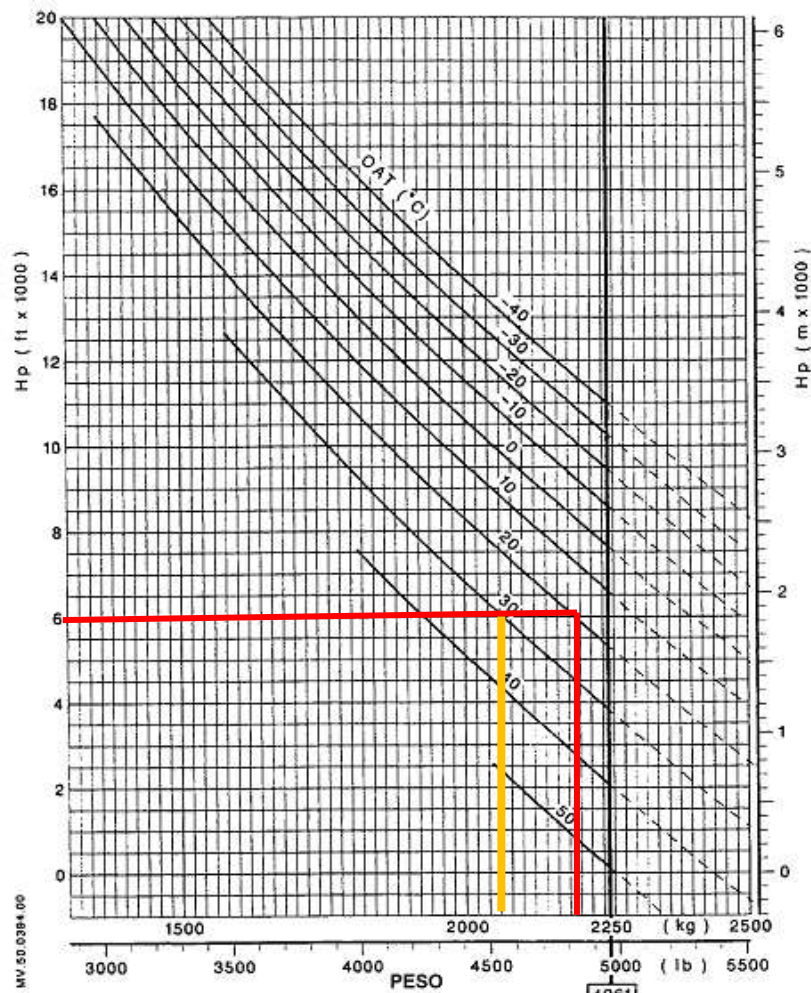
EXEMPLO:

Altitude pressão de 6.000ft, com temperatura de 20°C

Temperatura padrão: $ISA = 15^{\circ}C - 12^{\circ}C = 3^{\circ}C$

Variação de temperatura: $DT = TAT - ISA = 20^{\circ}C - 3^{\circ}C = 18^{\circ}C$

Atitude densidade: $AD = 6.000 + 18^{\circ}C \times 100 = 7800ft$



CONDIÇÕES:

- Vento nulo.
- Sem sangria de ar P2.
- Potência máxima de decolagem

**DESEMPENHO EM VOO
PAIRADO FORA DO
EFEITO SOLO (OGE)**



CORREÇÃO DE ERRO DE PRESSÃO

— $AI = AP + D$

— $D = (QNH - QNE) \times 30 \text{ FT}$

— VARIAÇÃO DE PRESSÃO COM A ALTITUDE
1hPa ~ 30 FT ~ 9 METROS

CORREÇÃO DE ERRO DE PRESSÃO

EXEMPLO 1:

$$AP = 2.000\text{ft} \quad e \quad QNH = 1020,2$$

$$AI = AP + D$$

$$AI = 2.000 + (1020,2 - 1013,2) \times 30$$

$$AI = 2.000 + 210$$

$$AI = 2.210 \text{ FT}$$

$$QNH > QNE = AI > AP$$

CORREÇÃO DE ERRO DE PRESSÃO

EXEMPLO 2:

$$AP = 2.000\text{ft} \quad e \quad QNH = 1006,2$$

$$AI = AP + D$$

$$AI = 2.000 + (1006,2 - 1013,2) \times 30$$

$$AI = 2.000 - 210$$

$$AI = 1.790 \text{ FT}$$

$$QNH < QNE = AI < AP$$

ERRO COMBINADO

TEMPERATURA E PRESSÃO

$$AV = AI + 0,4\%AI \times DT$$

$$DT = TAT - \frac{(15^{\circ}\text{C} - 2^{\circ}\text{C} \times AP)}{1000}$$

EXEMPLO:

$$AI = 4.000 \quad TAT = 17^{\circ}\text{C}$$

$$DT = 17^{\circ}\text{C} - \left(15^{\circ}\text{C} - \frac{2^{\circ}\text{C} \times 4.000}{1.000}\right) = 10^{\circ}\text{C}$$

$$AV = 4.000 + 0,4\% \times 4.000 \times 10$$

$$AV = 4.000 + \frac{4 \times 4000}{100}$$

$$AV = 4.000 + 160 = 4.160$$

ESTUDO DE CASO

ACIDENTE

ANO – 2006

SINOPSE – Durante a aproximação para pouso em heliponto, o piloto perdeu o controle direcional do helicóptero, que começou a girar para a direita, colidindo o rotor de cauda contra um prédio e, em seguida, tocando bruscamente o solo em uma área próxima.

O piloto e um passageiro sofreram ferimentos graves e os outros quatro passageiros, ferimentos leves

A aeronave teve danos graves.

ESTUDO DE CASO

- CONDIÇÕES:
- ALTITUDE DENSIDADE: 3.500 FT
- VENTO: 06 KT
- PESO CONSTATADO: 4.150 lb

— CONSTATAÇÃO DA INVESTIGAÇÃO

Observando o gráfico de Altitude Densidade e do peso máximo em relação à altitude, o peso máximo para a condição apresentada era de 3.800 lb

ESTUDO DE CASO

- ACIDENTE
- PERDA DE CONTROLE ATÉ O CHOQUE COM O SOLO
- ALTITUDE DENSIDADE ACIMA DE 8.000 FT
- LIMITES APRESENTADOS DO GRÁFICO

OGE ~ 5.000

VÍDEO



May 8, 2011
Golden, Colorado



MUITO OBRIGADO!

