



# Desempenho de Aeronaves

---

# Atmosfera Padrão

---

- **ISA – ICAO standard atmosphere**

**A temperatura diminui com a altitude em uma taxa de aproximadamente 6.5°C/1000 m até a tropopausa, a 11000 m (36089 ft). No modelo adotado pela ICAO o ar é considerado um gás perfeito com a seguinte característica de decaimento da temperatura.**

$$T = T_0 - \frac{6.5}{1000}h$$

**Onde T é a temperatura em °C, T<sub>0</sub> é a temperatura no nível médio do mar (15°C) e h é a altitude em metros.**

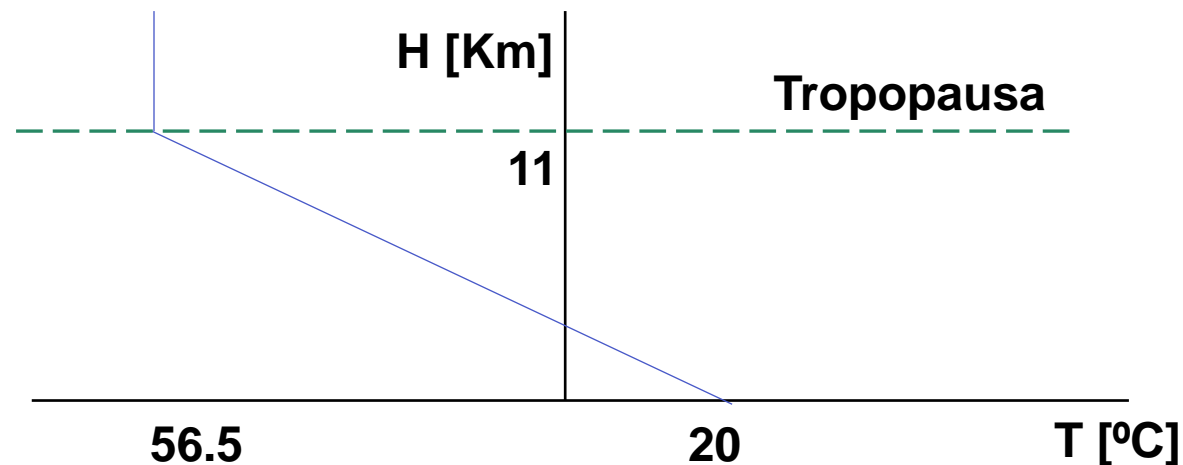
**Na tropopausa a temperatura permanece constante e igual a -56.5°C (216.65K). A tropopausa se estende de 11000 m (36089 ft) até 20000m (65600 ft).**

# Atmosfera Padrão

---

- **ISA – ICAO standard atmosphere**

A atmosfera ISA é usada como padrão para os cálculos de desempenho, onde a condição pode ser dada como  $ISA \pm \Delta T$



OBS: A tropopausa é mais alta nos trópicos e mais baixa nos polos!

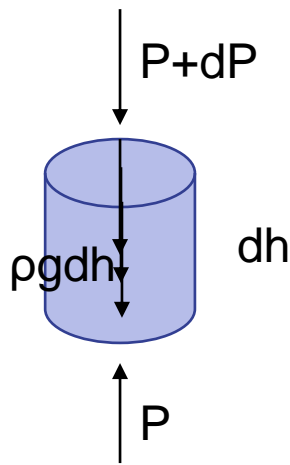
# Atmosfera Padrão

---

**Para se calcular a pressão atmosférica a uma dada altitude, o ar é assumido como sendo um gás perfeito.**

**A altitude obtida pela medição da pressão é conhecida como altitude pressão.**

**A pressão atmosférica é obtida através da lei de gás perfeito, equilíbrio hidrostático e equação da variação da temperatura.**



$$\sum F = 0$$

$$P - (P - dP) - \rho g dh = 0$$

$$\rho g dh = -dP$$

Gás perfeito:  $P = \rho RT$

Onde R é a constante de gás para o ar

g é a aceleração da gravidade;  
P é a densidade;

Dividindo a equação de equilíbrio pela de gás perfeito, tem-se:

$$\frac{dP}{P} = \frac{-\rho g dh}{\rho RT} \rightarrow \frac{dP}{P} = -\frac{g}{RT} dh$$

# Atmosfera Padrão

Lembrando que  $T = T_0 - 0.0065h$ , temos:

$$\int_P \frac{dp}{P} = -\frac{g}{R} \int_{h_0}^h \frac{dh}{T_0 - 0.0065h} \quad \longrightarrow \quad P = P_0 \left( 1 - 0.0065 \frac{h}{T_0} \right)^{5.2561}$$

## Terminologia

$$\delta = \frac{P}{P_0} \quad \frac{\text{Pressão do ar}}{\text{Pressão do ar no msl @ ISA}}$$

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} \quad \frac{\text{Densidade do ar}}{\text{Densidade do ar no msl @ ISA}}$$

$$\theta = \frac{T}{T_0} \quad \frac{\text{Temperatura do ar}}{\text{Temperatura do ar no msl @ ISA}}$$

$$\delta = \sigma \theta$$

Condições padrão ao nível do mar:

$$\begin{aligned} g_0 &= 9.80665 \text{ m/s}^2; \\ P_0 &= 1.013250 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 \\ \rho_0 &= 1.225 \text{ Kg/m}^3 \\ T_0 &= 288.15 \text{ K} \\ A_0 &= 340.2979 \text{ m/s} \end{aligned}$$

# Atmosfera Padrão

---

Medidas de altitude:

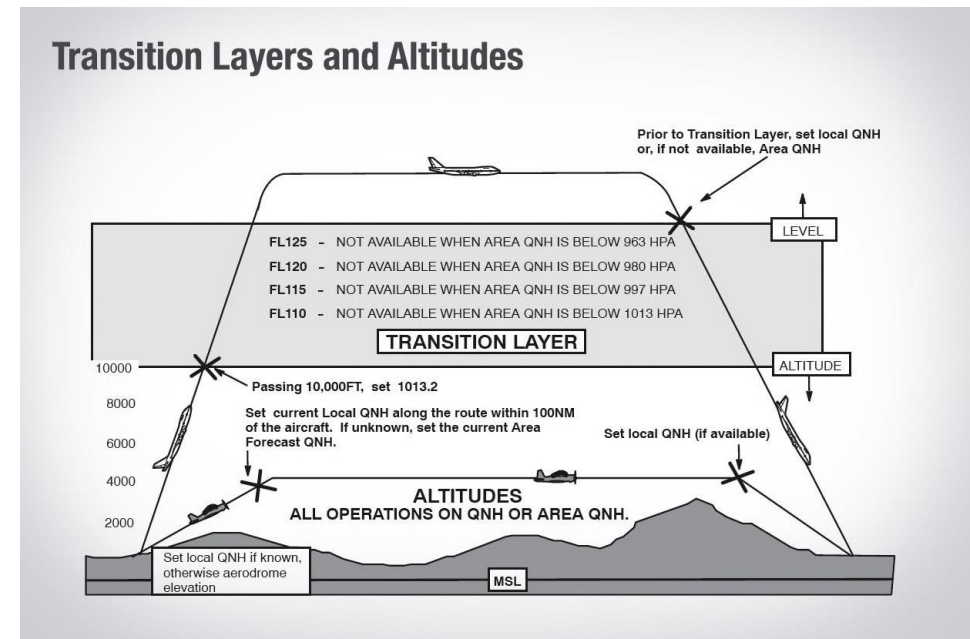
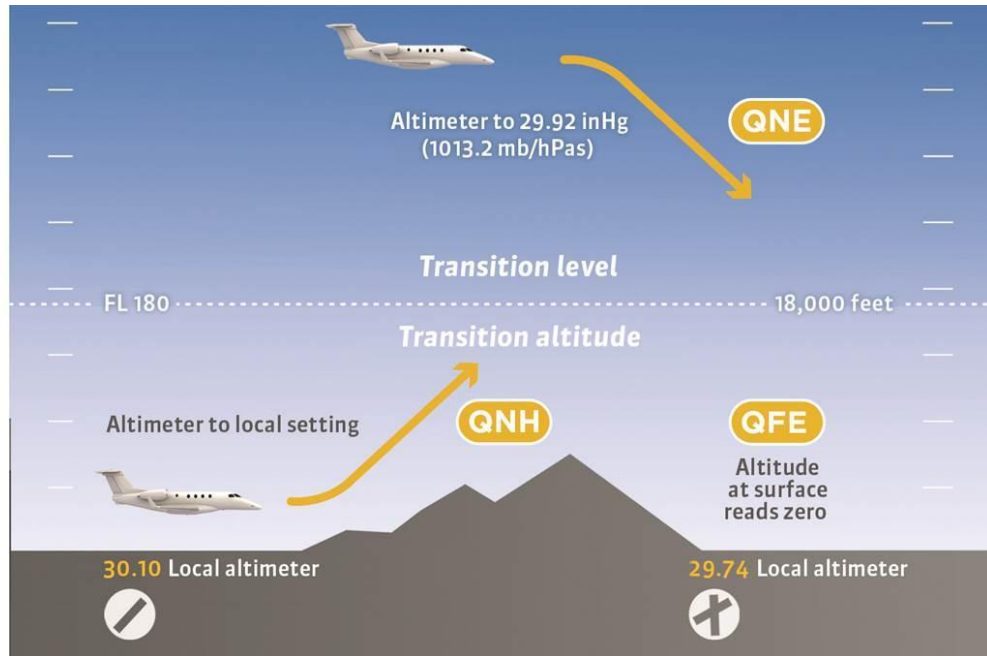
O altímetro é o instrumento de uma aeronave que mede pressão, indicando o valor da altitude com base nas condições ISA.

Porém para uma dada altitude geométrica, a pressão medida pode ter outro valor do que seria nas condições ISA.

Portanto é necessário converter os valores de pressão das condições atuais para as condições ISA.

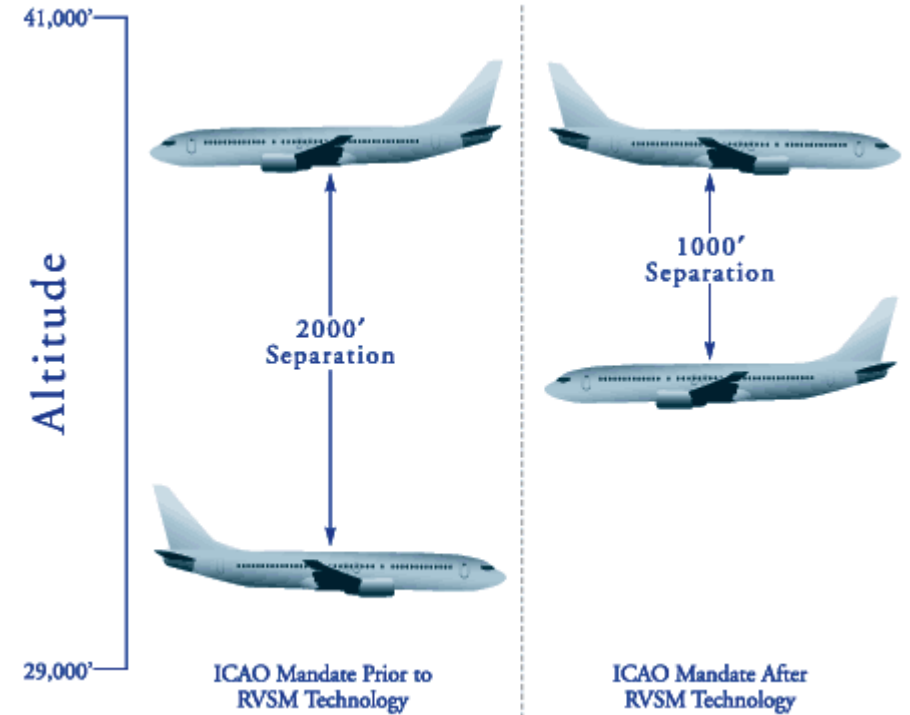
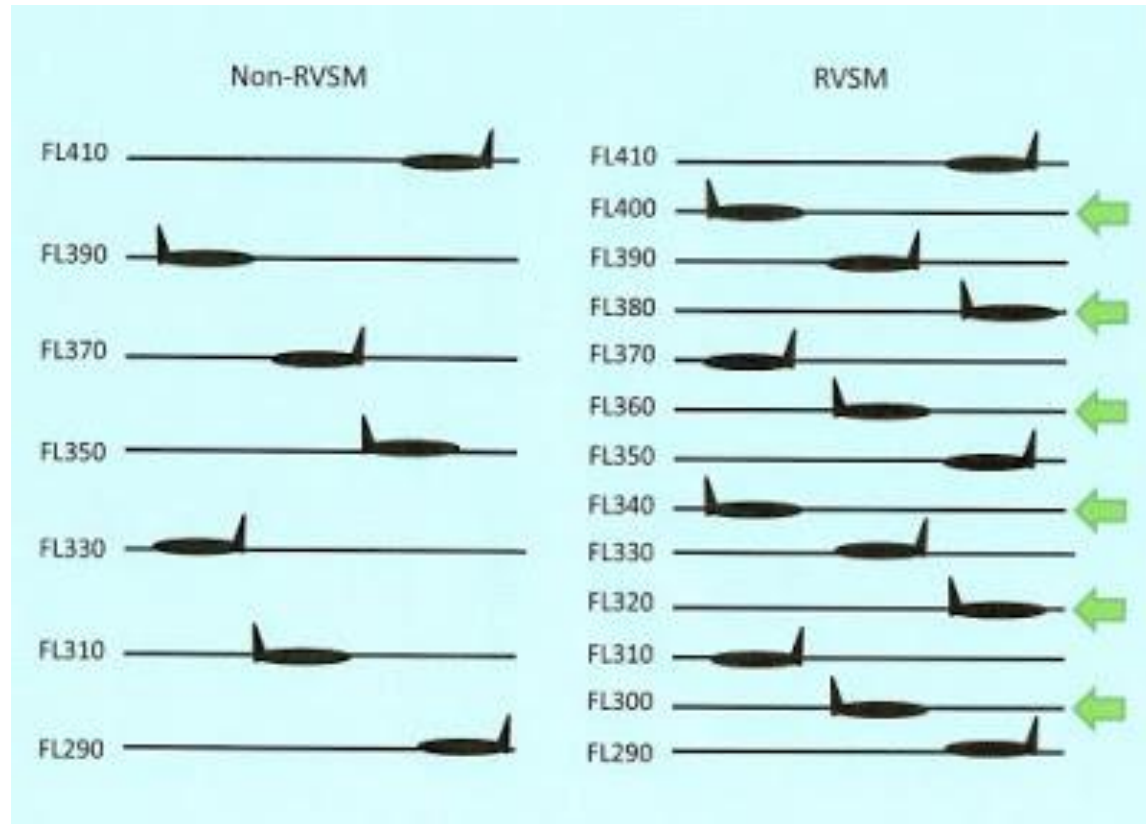
- Altitude pressão (QNE) – Obtida fazendo o ajuste de 0 ft equivalente a 1013 mb ou 29.92 mmHg, ou seja, pressão ISA no nível do mar. É utilizada em subida após ultrapassar um dada altitude.
- Altitude indicada (QNH) – Obtida com ajuste de 0 ft equivalente a pressão real. Utilizada em pousos e decolagem.
- Altitude absoluta ou altura (QFE) – Obtida fazendo 0 ft sendo o terreno que a aeronave está sobrevoando. Ou seja, para a aeronave pousada o altímetro estaria indicando 0 ft.

# Atmosfera Padrão



Nos EUA a altitude de transição é 18000 ft MSL.  
Na Europa 3000 m MSL.

# Atmosfera Padrão





# Atmosfera Padrão

---

Exercício:

Qual a altitude pressão da pista e do morro?

A aeronave irá colidir com o morro se manter a indicação de altitude que se encontra no mapa?

$$\frac{H}{H_P} = \frac{T}{T_{STD}}$$



H=1500 ft  
T = -20°C



H=2400 ft

Resp: Hp\_pista = 1688 ft

Hp\_morro = 2702 ft. Sim, se a aeronave manter 2400 ft ela irá colidir com o morro!

# Atmosfera Padrão

---

Exercício:

$H_p$  pista



$H=1500$  ft  
 $T = -20^\circ\text{C}$

$$\frac{H}{H_p} = \frac{T}{T_{STD}}$$

$$T = -20^\circ\text{C} = 253.15\text{K}$$
$$T_{STD} = 288.15 - 0.0019812H_p$$

$$\frac{1500}{H_p} = \frac{253.15}{288.15 - 0.0019812H_p} \longrightarrow H_p = 1688 \text{ ft}$$

# Atmosfera Padrão

Exercício:



H=2400 ft

$$\frac{H}{H_p} = \frac{T}{T_{STD}}$$

$$T_{STD} = 288.15 - 0.0019812 * 1688 = 284.81\text{K}$$
$$\Delta ISA = T - T_{STD} = 253.15 - 284.81 \approx -32\text{K}$$

Supondo que  $\Delta ISA$  é constante para o morro.

$$\frac{H}{H_p} = \frac{(288.15 - 0.0019812H_p) - 32}{288.15 - 0.0019812H_p}$$

$$\begin{aligned} & \rightarrow H_p = 2702 \text{ ft} \\ & \rightarrow H_p = 129160 \text{ ft} \end{aligned}$$

Se o piloto mantiver 2400 ft, ele irá colidir com o morro!

# Atmosfera Padrão

---

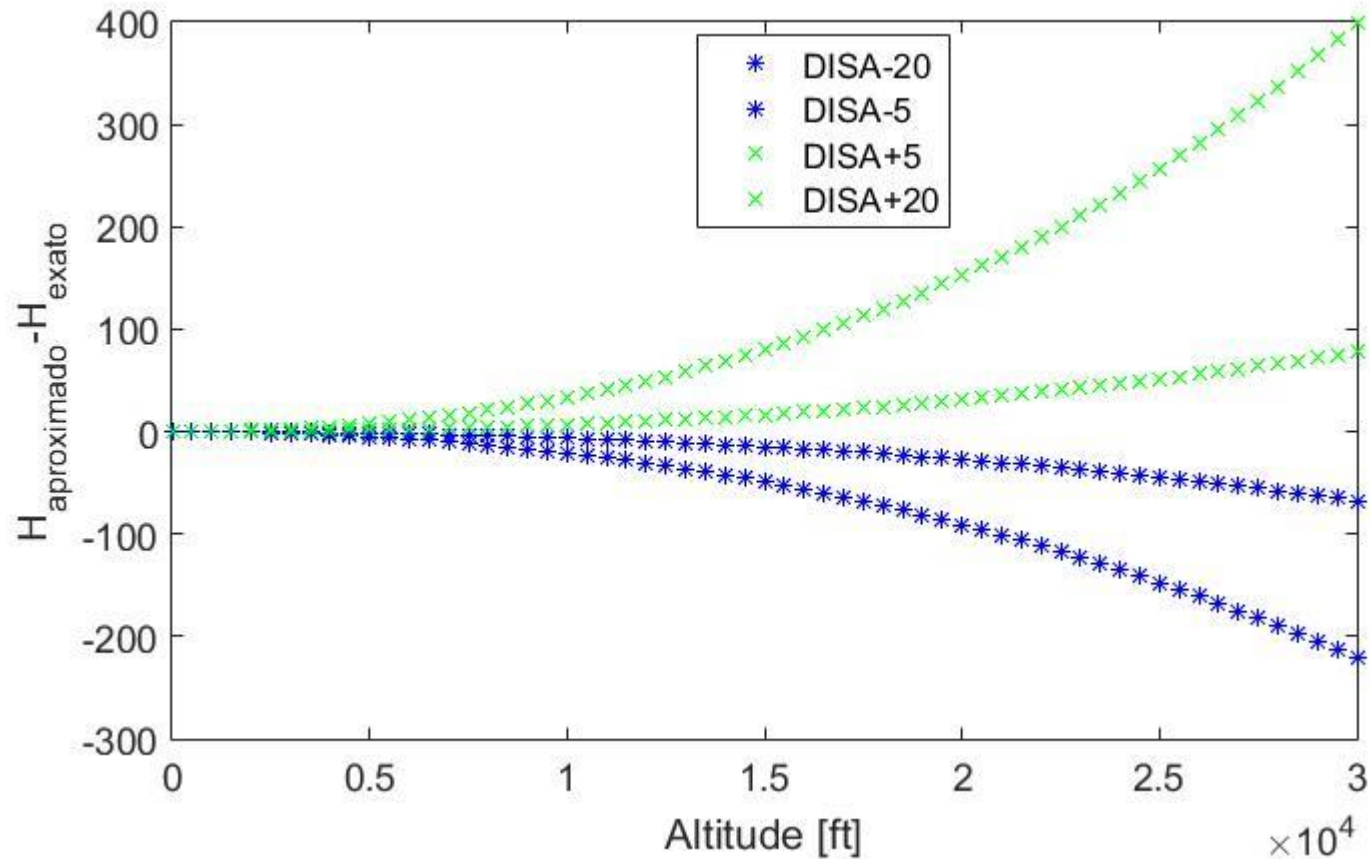
Exercício:  
Método exato

$$\frac{dH}{dH_P} = \frac{T}{T_{STD}} \quad \longrightarrow \quad \int_0^H dH = \int_0^{H_P} \frac{253.15}{288.15 - 0.00198H_P} dH_P$$

$$1500 = \frac{-253.15}{0.00198} \ln(288.15 - 0.00198H_P) \quad H_P = 1689 \text{ ft}$$

# Atmosfera Padrão

Erro na aproximação:



# Atmosfera Padrão

---

Altitude densidade: altitude nas condições ISA que corresponde ao valor observado da densidade do ar

Altitude temperatura: altitude nas condições ISA que corresponde ao valor observado de temperatura

Exemplo: Leitura no altímetro  $H_p=4000$  ft  
 $T=90^\circ\text{F}$  ( $32^\circ\text{C}$ ) aprox.  $305.4\text{K}$

$$\theta = \frac{305.4}{288.15} = 1.0598$$

$$T_{\text{STD}} = T_o - 0.0019812 H_p$$

$$T_{\text{STD}} = 288.15 - 0.0019812 * 4000 = 280.23 \text{ K}$$

# Atmosfera Padrão

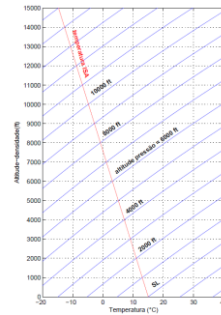
Exemplo:

$$\delta = \frac{P}{P_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{5.2561} = \left(\frac{305.4}{288.15}\right)^{5.2561} = 0.8637$$

O altímetro é calibrado para o dia padrão!!!!

$$\sigma = \frac{\delta}{\theta} = 0.8150$$

$$\rho = \rho_0 \sigma = 0.9984 \text{ kg/m}^3$$



$\Delta ISA = 25.2$

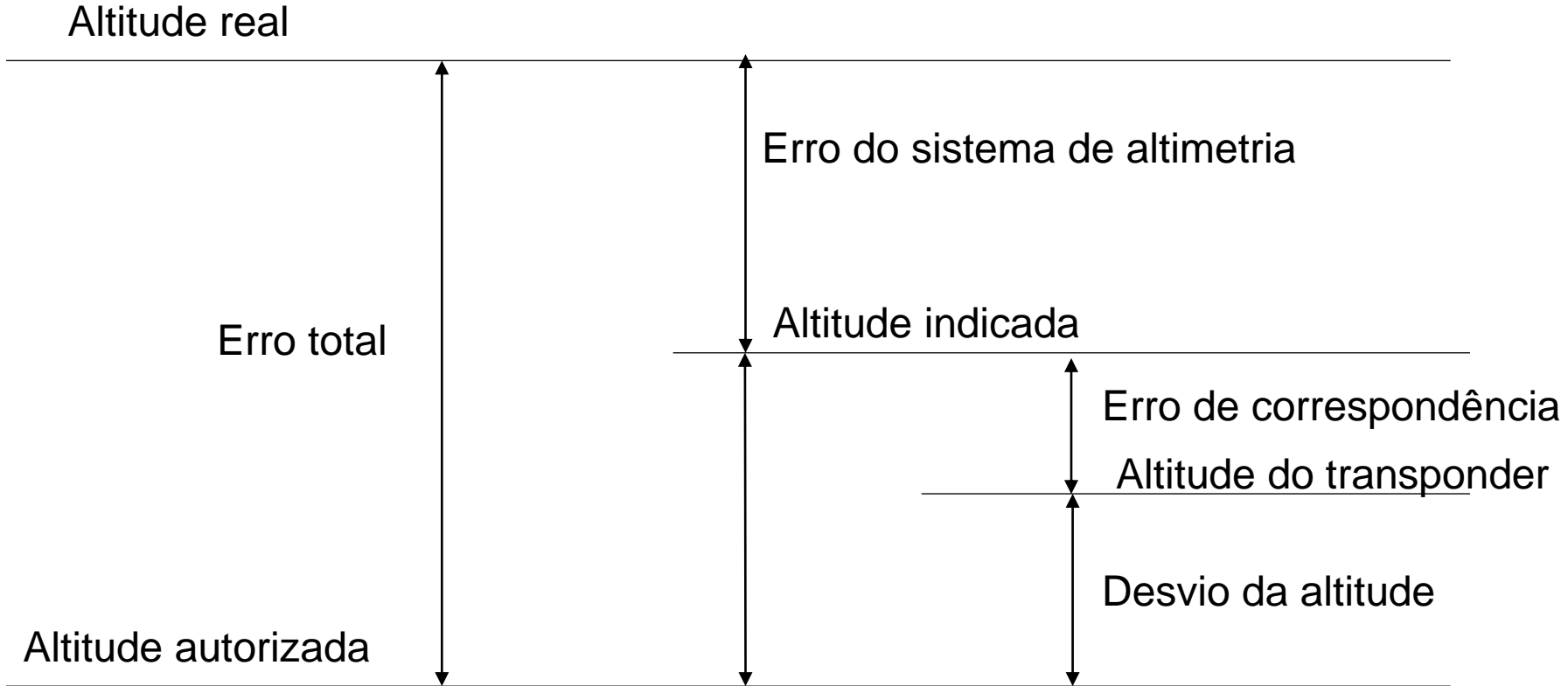
Altitude (ft)	Pressure (Hg)	Temperature	
		(°C)	(°F)
0	29.92	15.0	59.0
1,000	29.86	13.0	55.4
2,000	27.82	11.0	51.8
3,000	26.82	9.1	48.3
4,000	25.84	7.1	44.7
5,000	24.89	5.1	41.2
6,000	23.96	3.1	37.6
7,000	23.09	1.1	34.0
8,000	22.22	-0.9	30.5
9,000	21.38	-2.8	28.9
10,000	20.57	-4.8	25.3
11,000	19.79	-6.8	19.8
12,000	19.02	-8.8	16.2
13,000	18.29	-10.8	12.6
14,000	17.57	-12.7	9.1
15,000	16.88	-14.7	5.5
16,000	16.21	-16.7	1.9
17,000	15.56	-18.7	-1.6
18,000	14.94	-20.7	-5.2
19,000	14.33	-22.6	-8.8
20,000	13.74	-24.6	-12.3

Para essa condição, tem-se:

$H_{\text{temperatura}} = -8700 \text{ ft}$

$H_{\text{densidade}} = 6800 \text{ ft}$

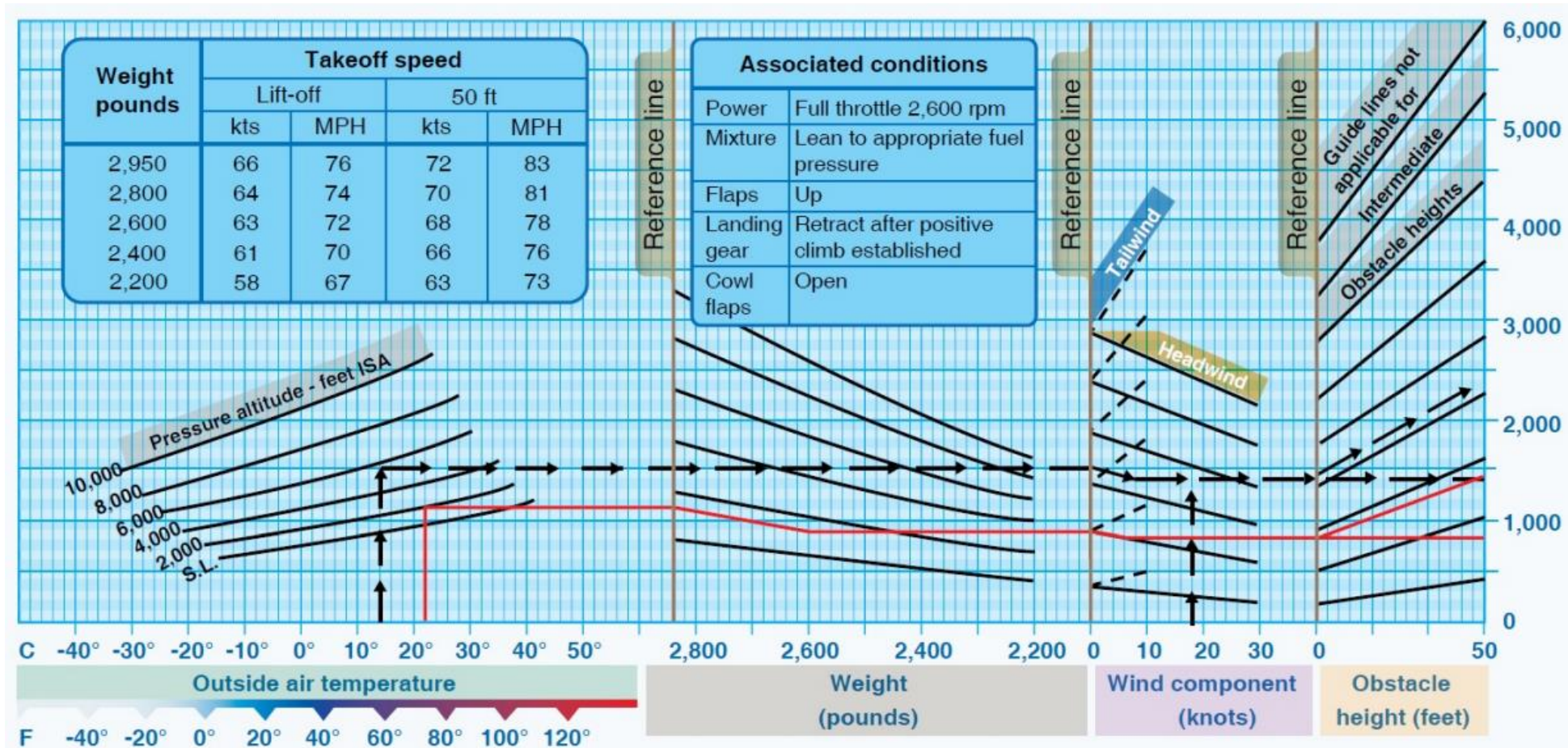
# Atmosfera Padrão





# Atmosfera Padrão

Exemplo de um diagrama de desempenho de decolagem de uma aeronave (FAA)



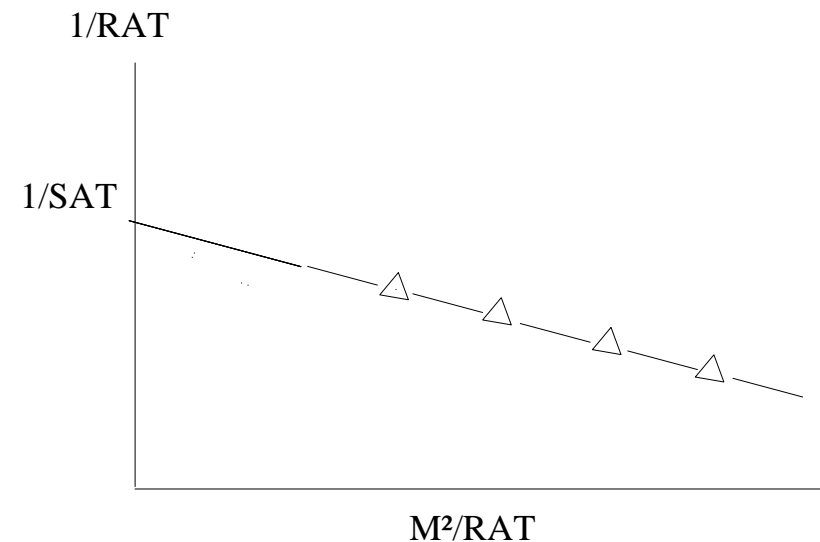
# Atmosfera Padrão

## Ensaio em voo para calibração da temperatura

O sistema de medição de temperatura fornece informações de temperatura necessárias para calcular os parâmetros de desempenho usados pela tripulação. A calibração deste sistema é necessária para determinar com precisão a temperatura estática do ar ( SAT ), atendendo aos requisitos FAR Parte 25 das seções 25.1303(a)(1), 25.1581 e 25.1587(a).

### Procedimentos:

O procedimento de teste consiste em estabilizar a aeronave em várias velocidades diferentes e altitude constante, por 3 minutos, de modo a registrar dados suficientes para produzir um gráfico semelhante aos das figuras ao lado. Os testes são realizados em várias altitudes (normalmente em incrementos de 10.000 pés). São necessárias boas condições meteorológicas sem inversões térmicas.



# Atmosfera Padrão

---

## Ensaio em voo para calibração da temperatura – Redução de dados

Os dados obtidos durante a estabilização devem ser reduzidos a valores médios dentro de uma determinada fatia de tempo. O cálculo é então executado usando a calibração do sistema anemométrico para corrigir os dados de velocidade e altitude da seguinte forma

$$q_c = 1013.25 \left\{ \left[ 0.2 \left( \frac{V_c \cdot 0.5144}{20.05 \sqrt{288.15}} \right)^2 + 1 \right]^{3.5} - 1 \right\} \quad \text{VC in kt and } q_c \text{ in mb.}$$

$$p_{ac} = 1013.25 \left( 1 - 22.588 \times 10^{-6} H_{p_c} \cdot 0.3048 \right)^{5.2561}$$

Para  $H_p$  maior que 11000 m:

$$p_{ac} = 226.3e^{-157.696 \times 10^{-6}} \left( H_{p_c} \cdot 0.3048 - 11000 \right)$$

# Atmosfera Padrão

---

Ensaio em voo para calibração da temperatura – Redução de dados

$$M = \left\{ 5 \left[ \left( 1 + \frac{qc}{pac} \right)^{1/3.5} - 1 \right] \right\}^{1/2}$$

A calibração do sensor de temperatura consiste em determinar o fator de recuperação da sonda de temperatura (  $K$  ). A relação entre a temperatura do ar estático (  $SAT$  ) e a temperatura medida, a temperatura do ar ram (  $RAT$  ), ambas em graus Kelvin, é:

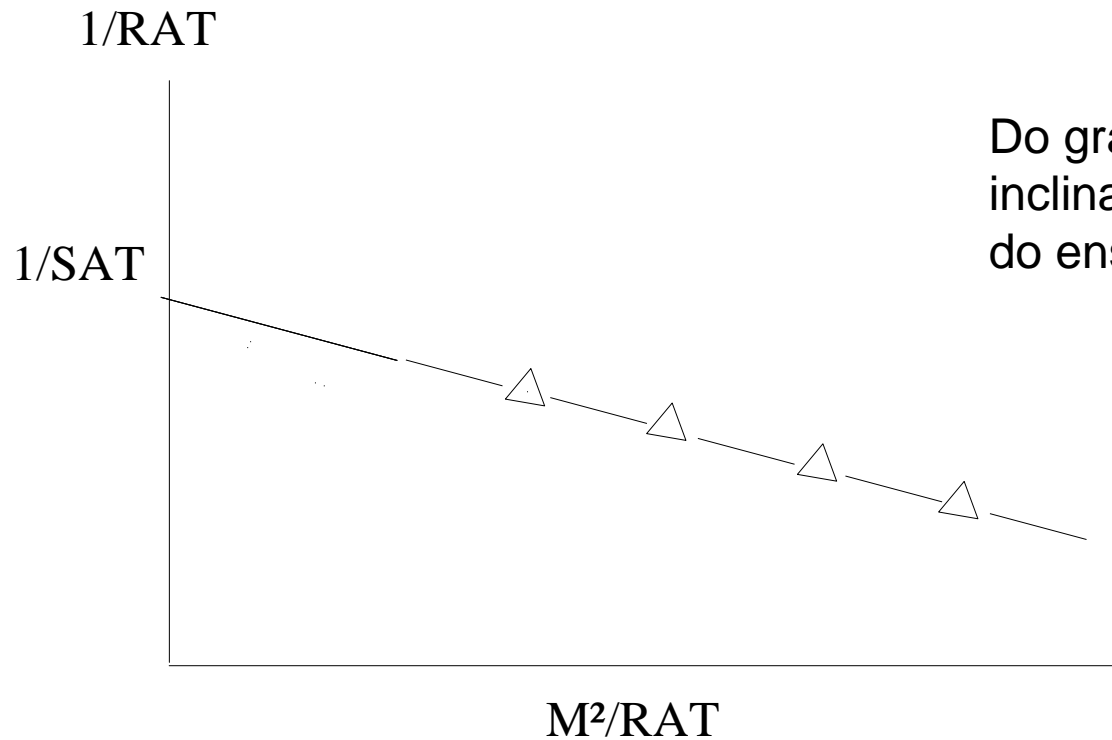
$$RAT = SAT (1 + 0.2KM^2)$$

Após algumas manipulações algébricas chega-se a seguinte relação:

$$\frac{1}{RAT} = \frac{1}{SAT} - \frac{K}{5} \frac{M^2}{RAT}$$

# Atmosfera Padrão

---



Do gráfico obtém-se o valor de  $K$  através da inclinação da curva que passa pelos pontos do ensaio:

$$Slope = -\frac{K}{5}$$

then

$$K = -5.Slope$$

# Atmosfera Padrão

---

## Expansão dos dados

A expansão dos dados será realizada para várias altitudes. Primeiro, a partir de  $H_{pc}$  e  $V_c$  para a condição para a qual a expansão é desejada, o número de Mach é calculado. A sequência de expansão de dados consiste em calcular  $K$  para o valor desejado de altitude de pressão e, em seguida, usando a equação abaixo para Mach e RAT desejados, e, então calcular SAT.

$$SAT = \frac{RAT}{(1 + 0.2KM^2)} \quad \text{SAT e RAT em Kelvin}$$

A temperatura total do ar, temperatura que seria medida por uma sonda com fator de recuperação  $K = 1,0$ , pode ser obtida pela equação abaixo:

$$TAT = SAT(1 + 0.2M^2) \quad \text{SAT e TAT em Kelvin}$$