

2022-1  
DIURNO



# **Aula 10**

## **Teoria de Voo**

**ESTS002-17: AERONÁUTICA I-A (AVIÕES)**

**Fernando Madeira**

# Roteiro da Aula

- **Atmosfera**
- **Altitudes e Velocidades**

Capa: <http://carandcarriage.com/2010/10/white-knight-and-space-ship-one/>  
Spaceship One and White Knight One.

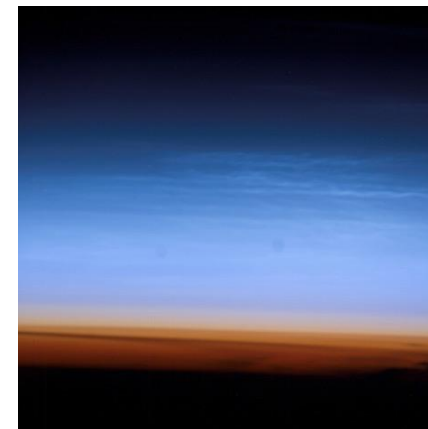
# ATMOSFERA

Atmosfera é a camada de gases que envolve a Terra.

NORMAL COMPOSITION OF CLEAN, DRY ATMOSPHERIC AIR NEAR SEA LEVEL	
Constituent gas and formula	Content, percent by volume
Nitrogen (N <sub>2</sub> )	78.084
Oxygen (O <sub>2</sub> )	20.948
Argon (Ar)	0.934
Carbon Dioxide (CO <sub>2</sub> )	0.031
Neon (Ne), helium (He), krypton (Kr), hydrogen (H <sub>2</sub> ), xenon (Xe), methane (CH <sub>4</sub> ), nitrogen oxide (N <sub>2</sub> O), ozone (O <sub>3</sub> ), sulfur dioxide (NO <sub>2</sub> ), ammonia (NH <sub>3</sub> ), carbon monoxide (CO), and iodine (I <sub>2</sub> )	Traces of each gas for a total of 0.003

U.S. Standard atmosphere, 1962

Válido para altitudes até mais ou menos 90 km



# ATMOSFERA

Atmosfera pode ser classificada como...



Baseado na  
Composição

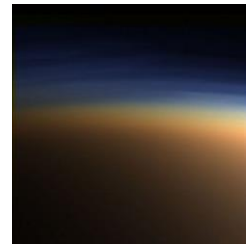
## Homosfera

- Altitude  $< \approx 90\text{km}$
- Proporção dos elementos químicos não variam com a altitude



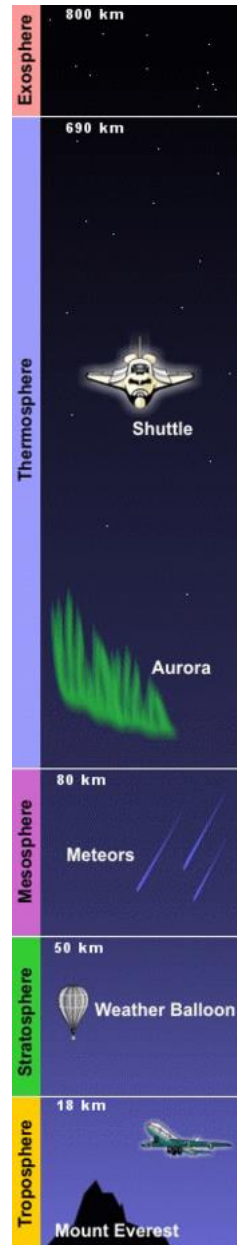
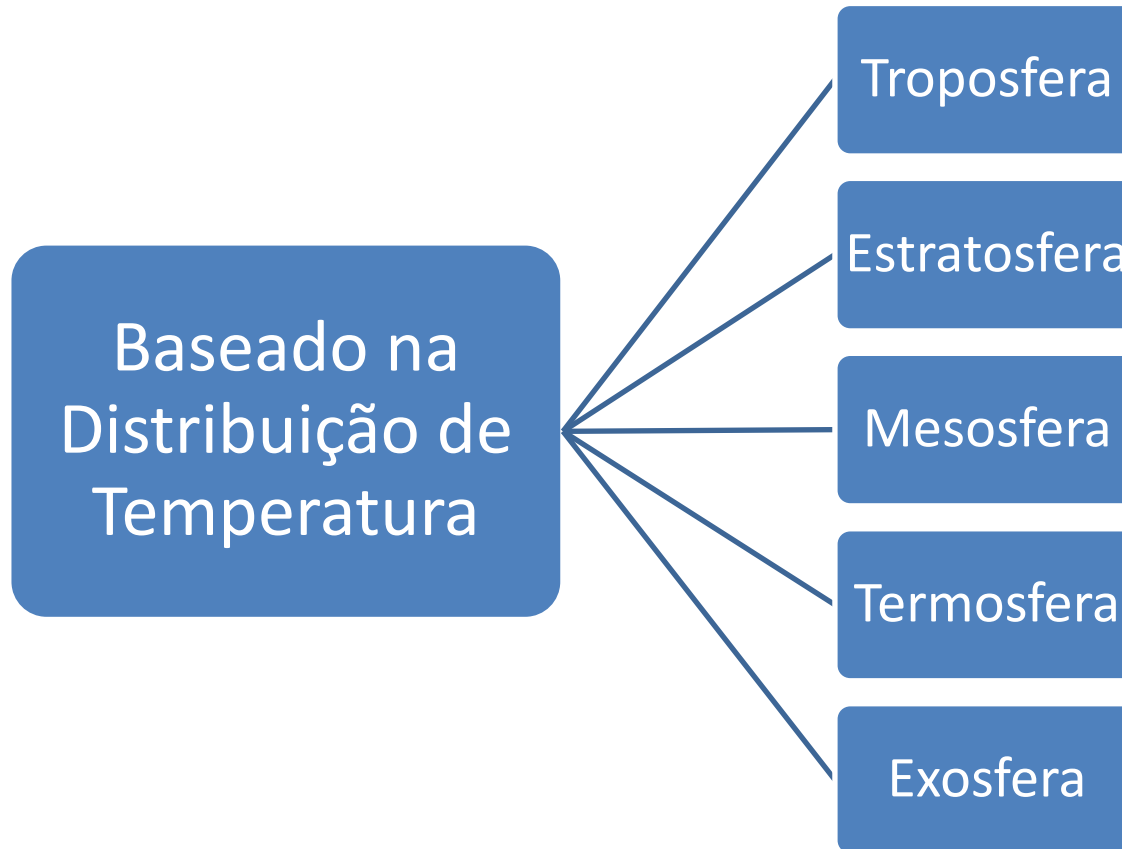
## Heterosfera

- Altitude  $> \approx 90\text{km}$
- Proporção dos elementos químicos variam com a altitude
- Podem ser encontrados  $\text{H}_2$ , He que são os gases com as mais baixas densidades.



# ATMOSFERA

Atmosfera pode ser classificada como...



# ATMOSFERA

## Troposfera

- ✓ É a camada mais baixa da atmosfera e é onde ocorrem os fenômenos meteorológicos.
- ✓ Caracterizada pelo decréscimo da temperatura com a altitude (*temperatura lapse rate*) de  $2^{\circ}\text{C}/1000$  pés ( $6,5^{\circ}\text{C}/\text{Km}$ ) até a tropopausa.
- ✓ Caracterizada pelo decréscimo da densidade com a altitude...  
Embora contenha 1% do volume total, representa 75% da massa total da atmosfera. Metade da massa da atmosfera está contida dentro da camada que vai até 18 mil pés (5,3 km).



# ATMOSFERA



## Troposfera

- ✓ Caracterizada pelo decréscimo da pressão com a altitude. Isso é devido à gravidade e à compressibilidade dos gases.
- ✓ Tropopausa: camada que separa a troposfera da próxima camada. Caracterizada pela isoterma (temperatura constante).
- ✓ Camada de Inversão: uma camada onde a temperatura aumenta com a altitude.
- ✓ Espessura apresenta uma variação diurna. Varia também com a latitude. Pode atingir 50 mil pés (15,2 km) no equador e 25 mil pés (7,6 km) nos pólos.





# ATMOSFERA

## Estratosfera

- ✓ É a camada acima da troposfera.
- ✓ Possui uma camada isotérmica que vai do limite superior da tropopausa até 50 a 105 mil pés (16 a 32 km), onde apresenta uma temperatura em torno de  $-56,5^{\circ}\text{C}$ . **Acima desse ponto, a temperatura aumenta com a altitude, atingindo um valor máximo a 157 mil pés (48 km), cujo valor estima-se ser em torno de  $-2,5^{\circ}\text{C}$ . Além desse ponto onde ocorre o pico de temperatura, encontra-se a estratopausa.**





# ATMOSFERA



## Mesosfera

- ✓ É a camada acima da estratosfera.
- ✓ Ao contrário de sua vizinha, a estratosfera, que é estável, a mesosfera é turbulenta e sua temperatura cai rapidamente com a altitude. **Chega a  $-92,5\text{ °C}$  a 260 mil pés (80 km).**
- ✓ A camada superior da mesosfera é a mesopausa.



# ATMOSFERA

## Termosfera

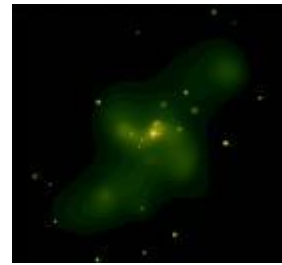
- ✓ É a camada acima da mesofera.
- ✓ Nesta camada, a temperatura aumenta com a altitude.
- ✓ Sua espessura é de 80 a 500 km de altitude.
- ✓ Nessa camada são encontradas as auroras e os rastros de meteoro. **Existe ar suficiente para causar arrasto e aquecimento nos veículos que cruzam suas camadas inferiores.**



# ATMOSFERA

## Exosfera

- ✓ É a região limítrofe entre a atmosfera e o espaço.
- ✓ Seus limites inferiores e superiores são difíceis de serem definidos, mas adota-se que a exosfera se inicia a 560 km e vá até o limite superior que varia de 960 km a 1600 km de altitude.



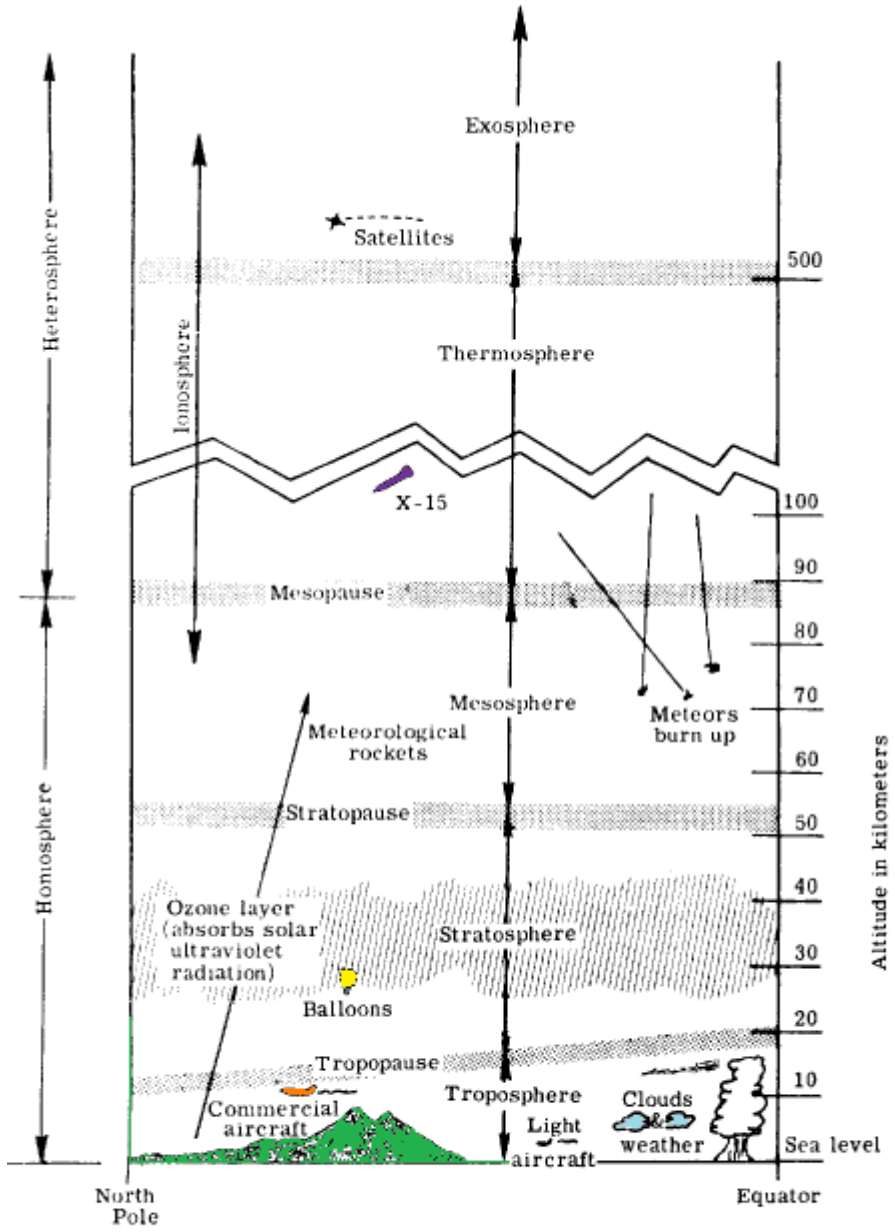


FIGURA EXTRAÍDA DA REF. 10.2



# ATMOSFERA

## ATMOSFERA PADRÃO



A atmosfera pode apresentar grandes variações de suas propriedades, e dependem da localização, do período dia, da época do ano, etc, devido à movimentação dos sistemas meteorológicos.

Para fins práticos, visando a padronização das propriedades da atmosfera, foi criado um modelo universalmente aceito de atmosfera, a ISA (International Standard Atmosphere). Este é o modelo adotado pela ICAO (International Civil Aviation Organization). O modelo ISA estabelece como a pressão, temperatura, velocidade do som, densidade e viscosidade da atmosfera da Terra variam com a altitude.

Com a atmosfera ISA é possível a calibração de altímetros, comparação de performance de aeronaves e motores... No modelo da atmosfera ISA, o ar é considerado seco (sem umidade e sem vapor d'água) e em repouso em relação à Terra (sem vento e turbulência).

# ATMOSFERA

## ATMOSFERA PADRÃO

Atmosphere ISA – Tabulated Data

International Standard Atmosphere

<http://www.aeromech.usyd.edu.au/aero/atmosphere/atmtab.txt>

Sea Level Conditions

	Metric Value	Imperial Value
Pressure	101.3 kPa	2116.2 lbf/ft <sup>2</sup>
Density	1.225 Kg/m <sup>3</sup>	0.002378 slug/ft <sup>3</sup>
Temperature	15 oC or 288.2 K	59 oF or 518.69 oR
Speed of Sound	340 m/s	1116.4 ft/s
Viscosity	1.789x10 <sup>-5</sup> Kg/m/s	3.737x10 <sup>-7</sup> slug/ft/s
Kinematic Visc.	1.460x10 <sup>-5</sup> m <sup>2</sup> /s	1.5723x10 <sup>-4</sup> ft <sup>2</sup> /s
Thermal Conductivity	0.02596 W/m/K	0.015 BTU/hr/ft/oR
Gas Constant	287.1 J/Kg/K	1715.7 ft lbf/slug/oR
Specific Heat Cp	1005 J/Kg/K	6005 ft lbf/slug/oR
Specific Heat Cv	717.98 J/Kg/K	4289 ft lbf/slug/oR
Ratio of Specific Heats	1.40	
Gravitational Acceleration	9.80665 m/s <sup>2</sup>	32.174 ft/s <sup>2</sup>

Variation with Altitude

Altitude	Temperature						
m	ft	oC	Pressure Ratio	Density Ratio	Viscosity Ratio	Kinematic Viscosity Ratio	Speed of Sound
0	0	15.2	1.0000	1.0000	1.0000	1.0000	340.3
152	500	14.2	0.9821	0.9855	0.9973	1.0121	339.7
304	1000	13.2	0.9644	0.9711	0.9947	1.0243	339.1
457	1500	12.2	0.9470	0.9568	0.9920	1.0367	338.5
609	2000	11.2	0.9298	0.9428	0.9893	1.0493	338.0
762	2500	10.2	0.9129	0.9289	0.9866	1.0622	337.4
914	3000	9.3	0.8962	0.9151	0.9839	1.0752	336.8
1066	3500	8.3	0.8798	0.9015	0.9812	1.0884	336.2
1219	4000	7.3	0.8637	0.8881	0.9785	1.1018	335.6
1371	4500	6.3	0.8477	0.8748	0.9758	1.1155	335.0
1524	5000	5.3	0.8320	0.8617	0.9731	1.1293	334.4

1676	5500	4.3	0.8166	0.8487	0.9704	1.1434	333.8
1828	6000	3.3	0.8014	0.8359	0.9677	1.1577	333.2
1981	6500	2.3	0.7864	0.8232	0.9649	1.1722	332.6
2133	7000	1.3	0.7716	0.8106	0.9622	1.1870	332.0
2286	7500	0.3	0.7571	0.7983	0.9595	1.2020	331.4
2438	8000	-0.6	0.7428	0.7860	0.9567	1.2172	330.8
2590	8500	-1.6	0.7287	0.7739	0.9540	1.2327	330.2
2743	9000	-2.6	0.7148	0.7620	0.9512	1.2484	329.6
2895	9500	-3.6	0.7012	0.7501	0.9485	1.2644	329.0
3048	10000	-4.6	0.6877	0.7385	0.9457	1.2807	328.4
3200	10500	-5.6	0.6745	0.7269	0.9430	1.2972	327.8
3352	11000	-6.6	0.6614	0.7155	0.9402	1.3140	327.2
3505	11500	-7.6	0.6486	0.7043	0.9374	1.3310	326.6
3657	12000	-8.6	0.6360	0.6932	0.9347	1.3484	326.0
3810	12500	-9.6	0.6236	0.6822	0.9319	1.3660	325.4
3962	13000	-10.6	0.6113	0.6713	0.9291	1.3840	324.7
4114	13500	-11.5	0.5993	0.6606	0.9263	1.4022	324.1
4267	14000	-12.5	0.5875	0.6500	0.9235	1.4207	323.5
4419	14500	-13.5	0.5758	0.6396	0.9207	1.4396	322.9
4572	15000	-14.5	0.5643	0.6292	0.9179	1.4588	322.3
4724	15500	-15.5	0.5531	0.6190	0.9151	1.4783	321.7
4876	16000	-16.5	0.5420	0.6090	0.9123	1.4981	321.0
5029	16500	-17.5	0.5311	0.5990	0.9094	1.5183	320.4
5181	17000	-18.5	0.5203	0.5892	0.9066	1.5388	319.8
5334	17500	-19.5	0.5098	0.5795	0.9038	1.5596	319.2
5486	18000	-20.5	0.4994	0.5699	0.9009	1.5809	318.5
5638	18500	-21.5	0.4892	0.5604	0.8981	1.6025	317.9
5791	19000	-22.4	0.4791	0.5511	0.8953	1.6244	317.3
5943	19500	-23.4	0.4693	0.5419	0.8924	1.6468	316.7
6096	20000	-24.4	0.4595	0.5328	0.8895	1.6696	316.0

# ATMOSFERA

<http://www.aeromech.usyd.edu.au/aero/atmosphere/atmtab.txt>

ALTITUDE (PÉS)	TEMPERATURA (°C)	DENSIDADE (KG/M³)	PRESSÃO (hPa)
0	15,2	1,225	1013,25
1000	13,2	1,190	977,18
2000	11,2	1,155	942,12
3000	9,3	1,121	908,07
4000	7,3	1,088	875,14
5000	5,3	1,056	843,02
10000	-4,6	0,905	696,81
15000	-14,5	0,771	571,78
20000	-24,4	0,653	465,59
25000	-34,3	0,549	376,02
30000	-44,2	0,458	300,94
36000	-56,1	0,365	227,27
41000	-56,3	0,287	178,74
50000	-56,3	0,186	116,02



# ATMOSFERA

## ATMOSFERA PADRÃO

$$P = 1013,2 \times (1 - 6,8755856 \times 10^{-6} \times h)^{5,2558797}, h < 36089 \text{ ft}$$

$$P = 226,3093 \times e^{[-4,806346 \times 10^{-5} \times (h-36089,24)]}, h > 36089 \text{ ft}$$

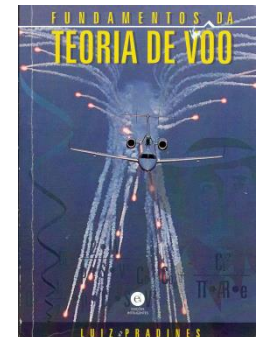
$$\rho = 1,225 \times (1 - 6,8755856 \times 10^{-6} \times h)^{4,2558797}, h < 36089 \text{ ft}$$

$$\rho = 0,363918 \times e^{[-4,806346 \times 10^{-5} \times (h - 36089)]}, h > 36089 \text{ ft}$$

P = pressão em hPa

$\rho$  = densidade em kg/m<sup>3</sup>

(Ref. 10.3)



TEORIA DE VOO

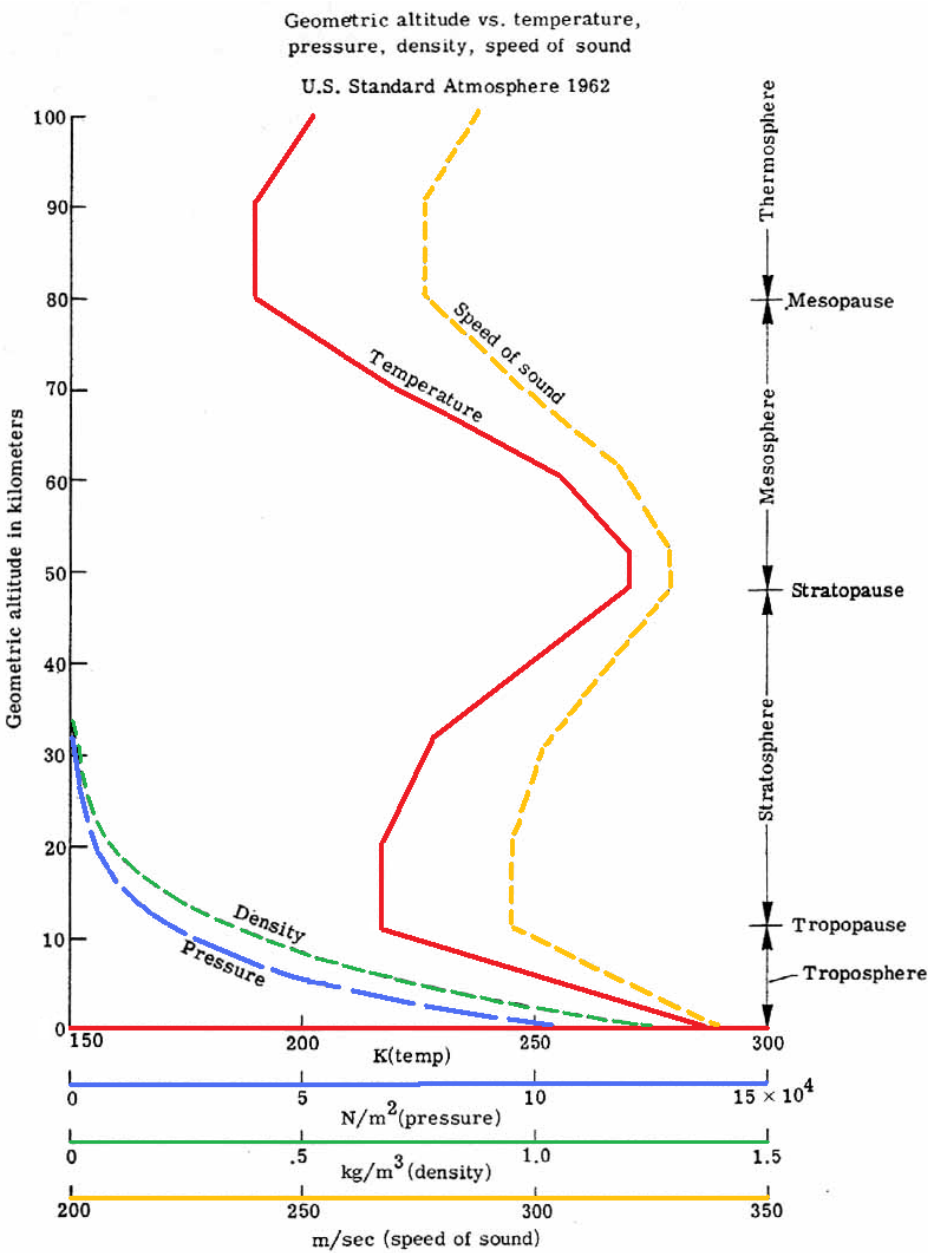


FIGURA EXTRAÍDA DA REF. 10.2

# ATMOSFERA

## ATMOSFERA PADRÃO

### Standard Atmosphere Computations

Aviation Calculations & Conversions by Joachim K. Hochwarth

<http://www.hochwarth.com/misc/AviationCalculator.html>

### E6B Emulator

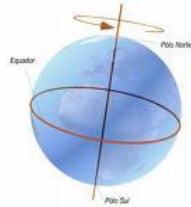
<http://www.csgnetwork.com/e6bcalc.html>

# ATMOSFERA

## ATMOSFERA REAL

A **atmosfera real** não corresponde ao **modelo da atmosfera padrão** devido aos seguintes fatores:

- ✓ Efeitos térmicos do Sol.
- ✓ Presença de continentes e oceanos.
- ✓ Rotação da Terra.



Embora a atmosfera padrão forneça os critérios necessários ao projeto de aeronaves, é necessário que o desempenho numa atmosfera não padrão (**atmosfera real**) seja conhecido.

# ATMOSFERA

## ATMOSFERA REAL



Vento e Turbulência:

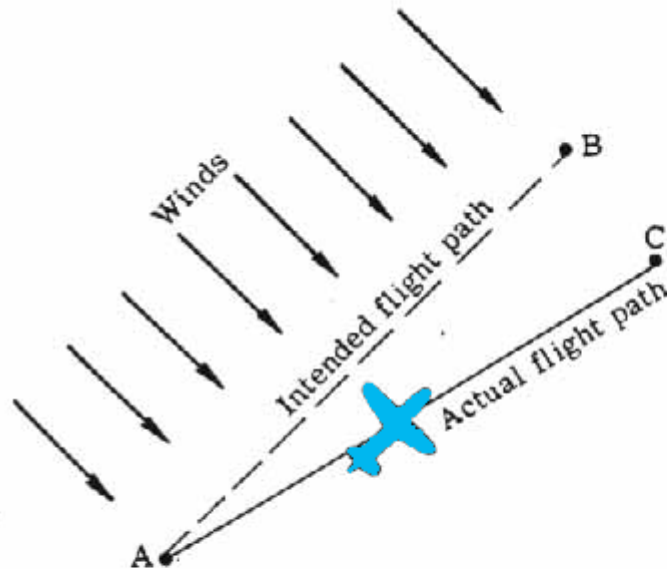


- ✓ São uns dos efeitos mais importantes da **atmosfera real**.
- ✓ Embora a **atmosfera padrão** esteja em repouso em relação à Terra, a massa de ar na qual o avião voa está em constante movimento em relação à superfície.
- ✓ Esse movimento varia no espaço e no tempo.
- ✓ **Movimento de larga escala (Vento)** => Afeta a navegação e o desempenho da aeronave.
- ✓ **Movimento de pequena escala (Turbulência e Rajadas)** => A resposta da aeronave à turbulência e à rajada é uma questão importante. **Nos passageiros, podem causar desde um desconforto até ferimentos (caso não estejam usando os cintos de segurança).** **Em casos extremos de turbulência severa e por longos períodos, podem causar perda de controle e falha estrutural.**

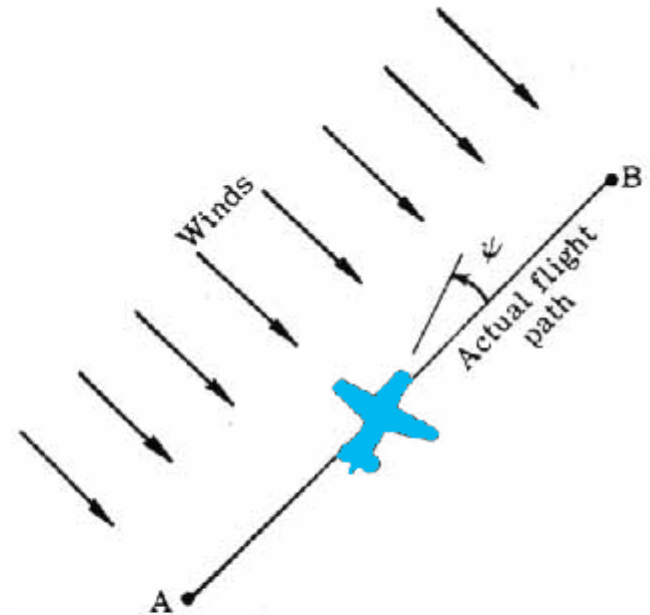
# ATMOSFERA

## ATMOSFERA REAL

Vento e Turbulência:



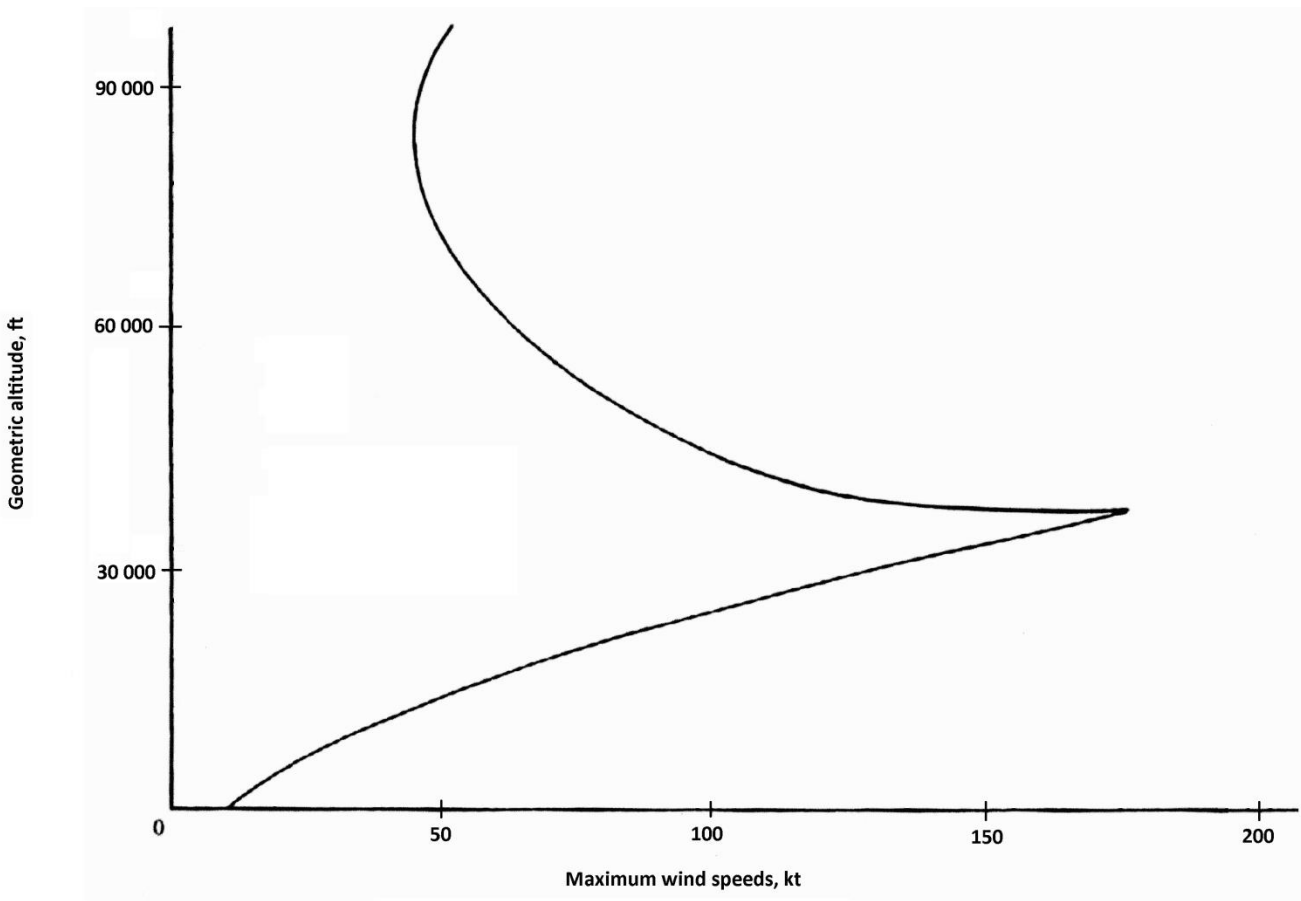
(a) Aircraft heading parallel to AB. Wind drift causes actual flight path AC.



(b) Aircraft yawed into wind with angle  $\psi$  to account for wind drift.

FIGURA EXTRAÍDA DA REF. 10.2

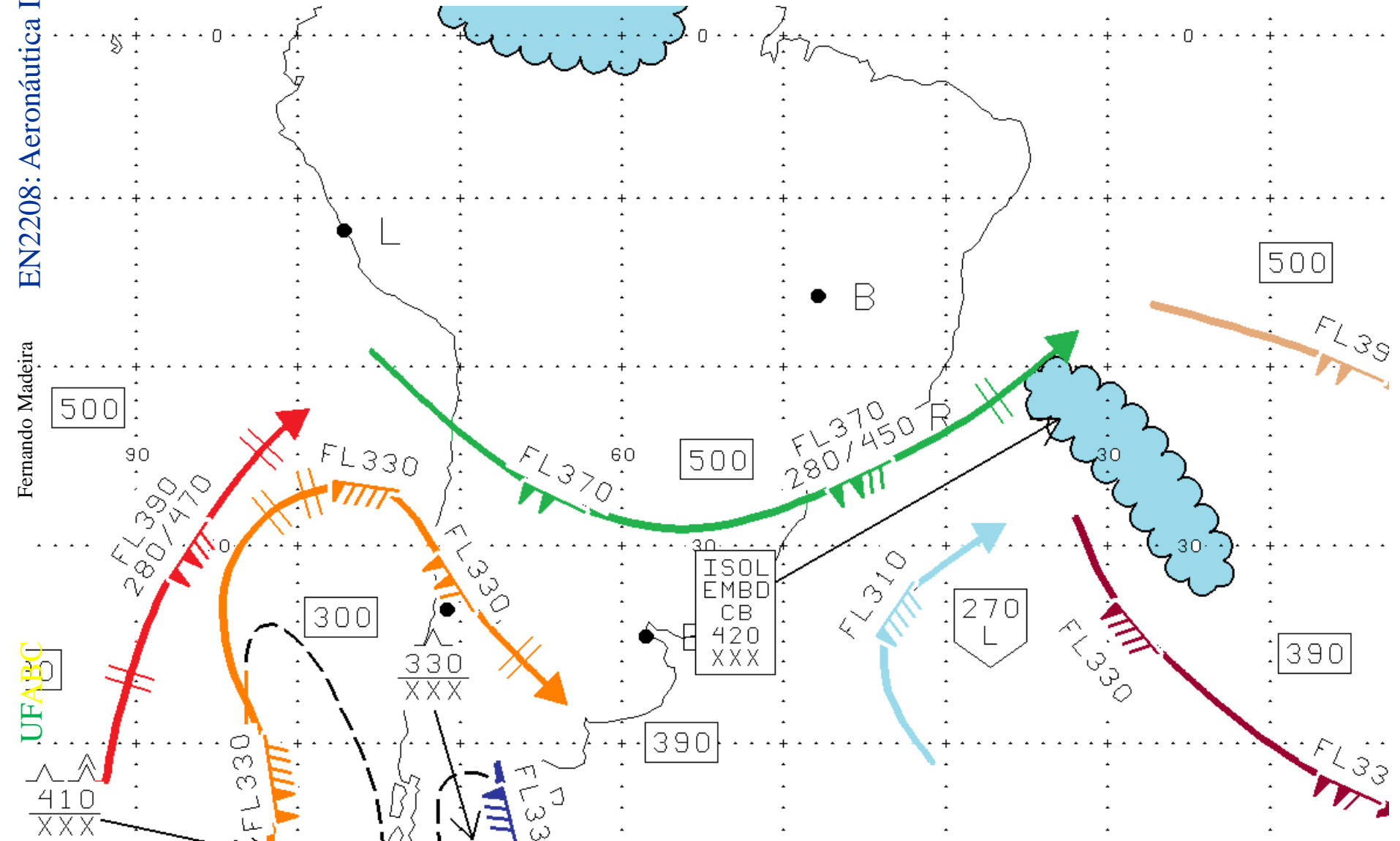
# ATMOSFERA



A typical statistical maximum wind speed curve.  
USAF Handbook of Geophysics.

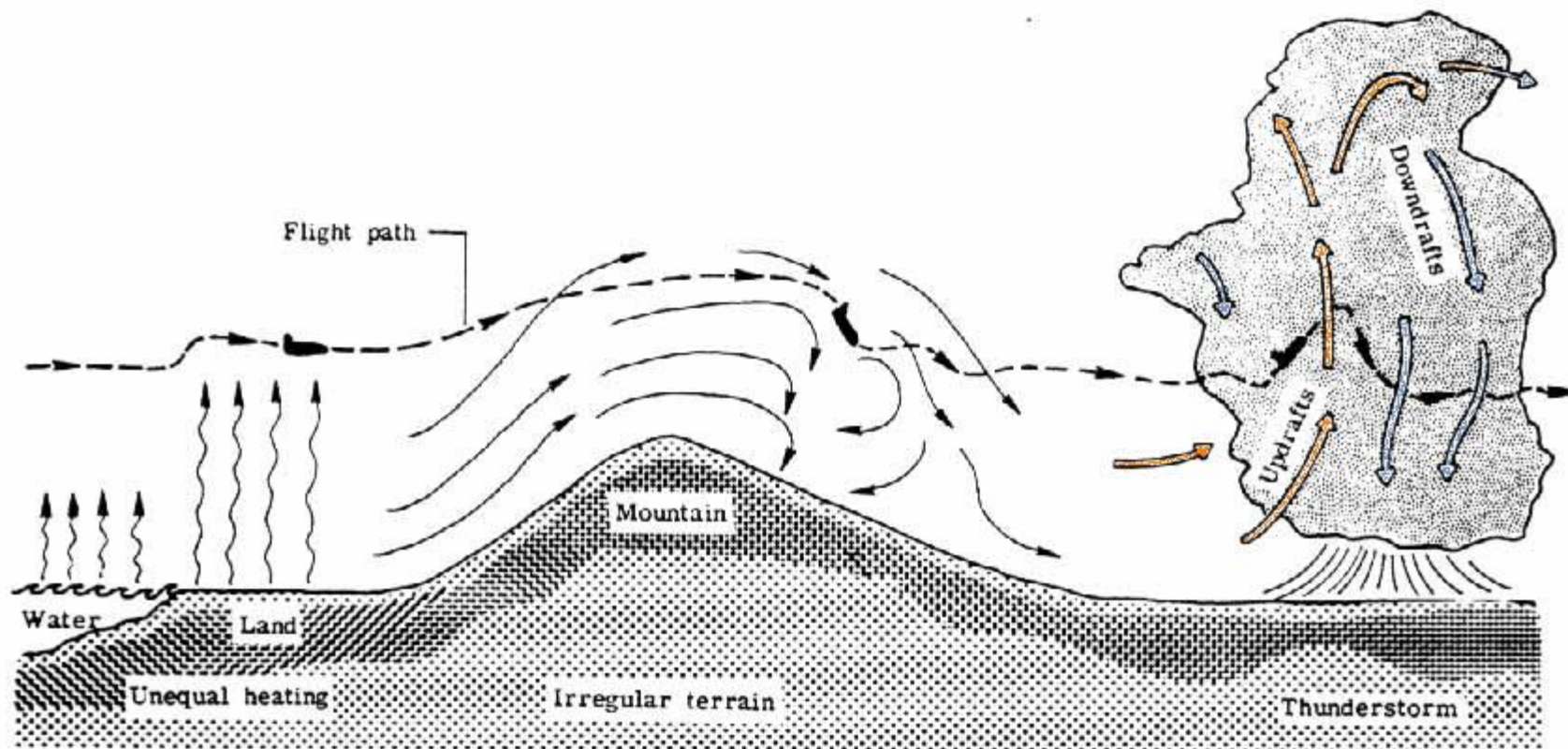


## ATMOSFERA



# ATMOSFERA

## ATMOSFERA REAL



# ATMOSFERA

## ATMOSFERA REAL



Umidade:

- ✓ É outro importante efeito da **atmosfera real**.
- ✓ A água, apesar de não constar na **atmosfera padrão**, afeta a operação área de várias maneiras.
- ✓ A umidade afeta adversamente o desempenho da aeronave pela formação de gelo nas diversas partes da aeronave e motor, redução da visibilidade devido a neblina, chuva ou neve, danos devido ao granizo.
- ✓ O ar úmido é menos denso que o ar seco, afetando diretamente o desempenho de decolagem.



# ATMOSFERA

## ATMOSFERA REAL

Densidade do ar:



✓ É um parâmetro importante para determinação da sustentação, arrasto e desempenho do motor. Como a atmosfera padrão não fornece as reais condições de determinado local em determinado tempo, o piloto deve obter as informações atmosféricas de pressão e temperatura, através dos serviços AIS ou ATS.

# ATMOSFERA

## ATMOSFERA REAL

Pressão atmosférica:

- ✓ A pressão local (QNH) deve ser obtida para ajuste do altímetro para fins de pouso e decolagem.



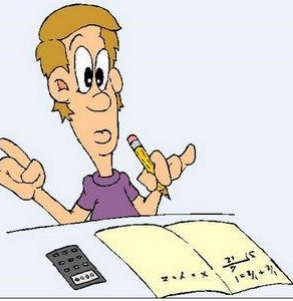
Apesar da discussão apresentada sobre os efeitos da [atmosfera real](#) no voo das aeronaves, a [atmosfera padrão](#) é uma referência primária no projeto preliminar de uma aeronave.



# ATMOSFERA

## Exercícios (Referência 10.1)

- Num dia de verão, a temperatura em Santos é de  $35^{\circ}\text{C}$ . Logo, podemos dizer que a temperatura, nesse instante, é de:  
a) ISA;    b)  $\text{ISA} + 20^{\circ}\text{C}$ ;    c)  $\text{ISA} + 35^{\circ}\text{C}$ ;    d)  $\text{ISA} - 35^{\circ}\text{C}$ .
- Se a temperatura em Santos é de  $35^{\circ}\text{C}$ , a temperatura a 10.000 pés acima de Santos deve ser de:  
a)  $15^{\circ}\text{C}$ ;    b) ISA;    c)  $20^{\circ}\text{C}$ ;    d)  $25^{\circ}\text{C}$ .
- Num dia de verão, a temperatura de uma cidade situada a 2 000 pés de altitude é de  $20^{\circ}\text{C}$ . Podemos concluir que a temperatura de  $0^{\circ}\text{C}$  será obtida na altitude de:  
a) 10 000 pés;    b) 12 000 pés;    c) 2 000 pés;    d) 8 000 pés.
- Com os dados do problema (3-3), podemos concluir que a densidade do ar (em  $\text{kg}/\text{m}^3$ ) a 2 000 pés, nesse dia de verão, era (v. tabela de atmosfera padrão):  
a) maior que 1,155;    b) menor que 1,155;  
c) igual a 1,155;    d) menor que 1,190.
- A temperatura de Salvador é de  $30^{\circ}\text{C}$ . Podemos concluir que ela cairá a  $10^{\circ}\text{C}$  na altitude de:  
a) 15 000 pés;    b) 18 000 pés;    c) 20 000 pés;    d) 10 000 pés.
- A atmosfera é composta da combinação dos elementos:  
a) 21% nitrogênio, 78% oxigênio e o resto mistura de diversos gases;  
b) 21% oxigênio, 78% nitrogênio e o resto  $\text{CO}_2$ ;  
c) 21% hidrogênio, 78% oxigênio e 1% outros gases;  
d) 78% hidrogênio, 21% oxigênio e 1% outros gases.



# ALTITUDES E VELOCIDADES

Vamos recapitular a aula 8, sobre o sistema Pitot-estático...

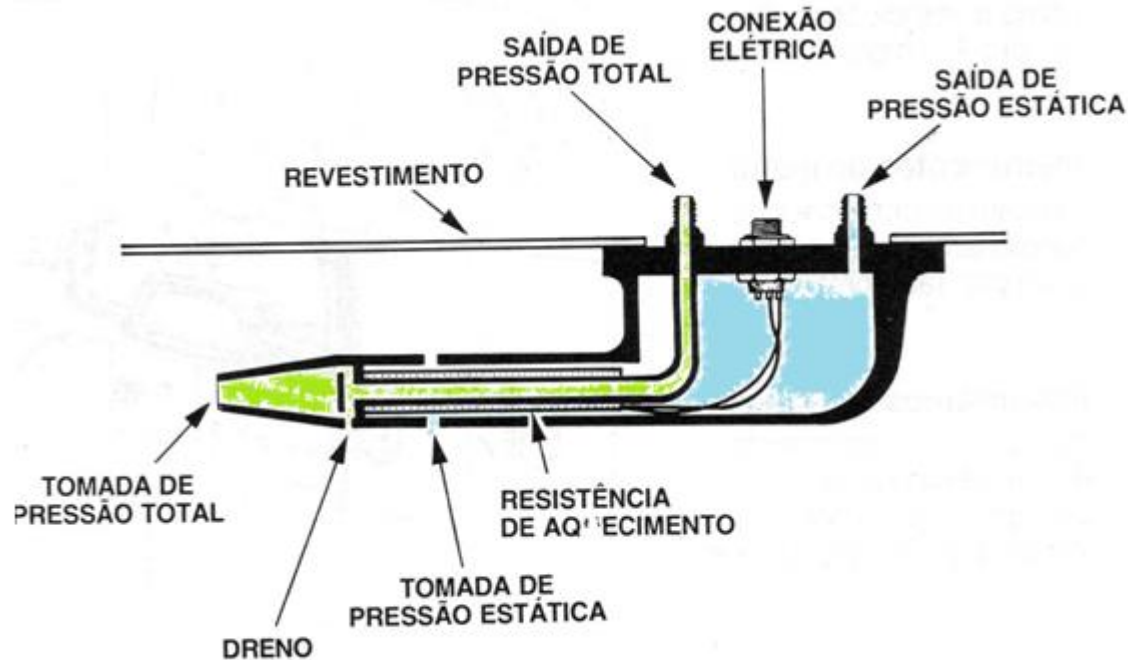
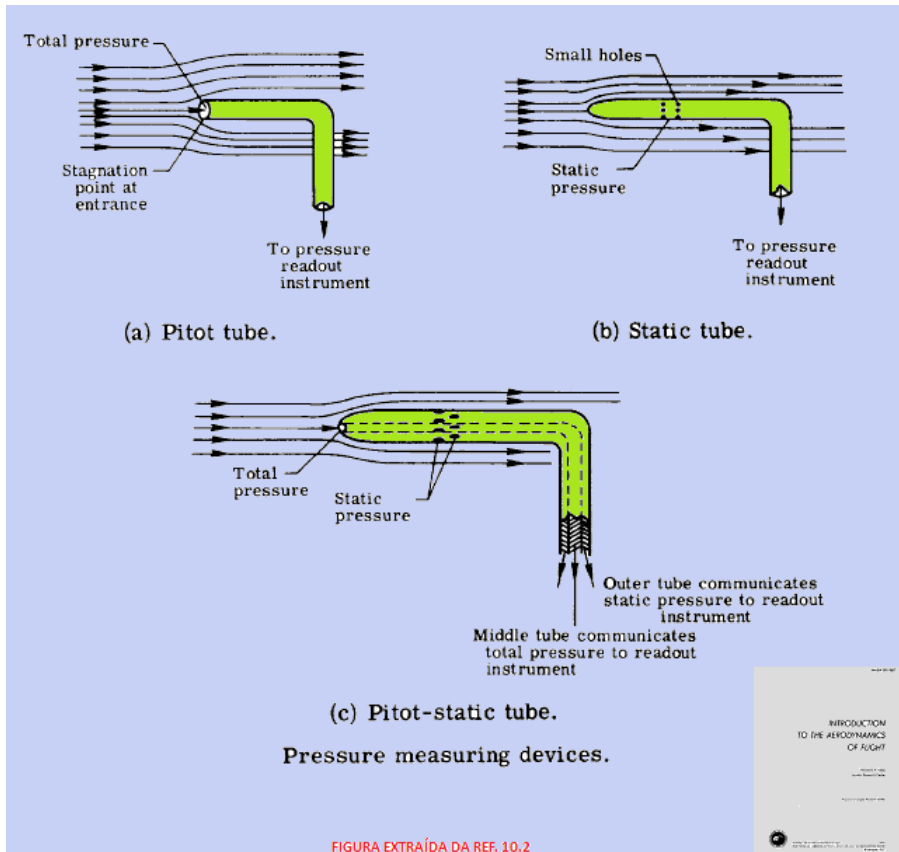


FIGURA EXTRAÍDA DA REF. 10.4



# ALTITUDES E VELOCIDADES



# ALTITUDES E VELOCIDADES



Do teorema de Bernoulli, temos:

$$\frac{1}{2} \rho V^2 + p = p_t = \text{const.}$$

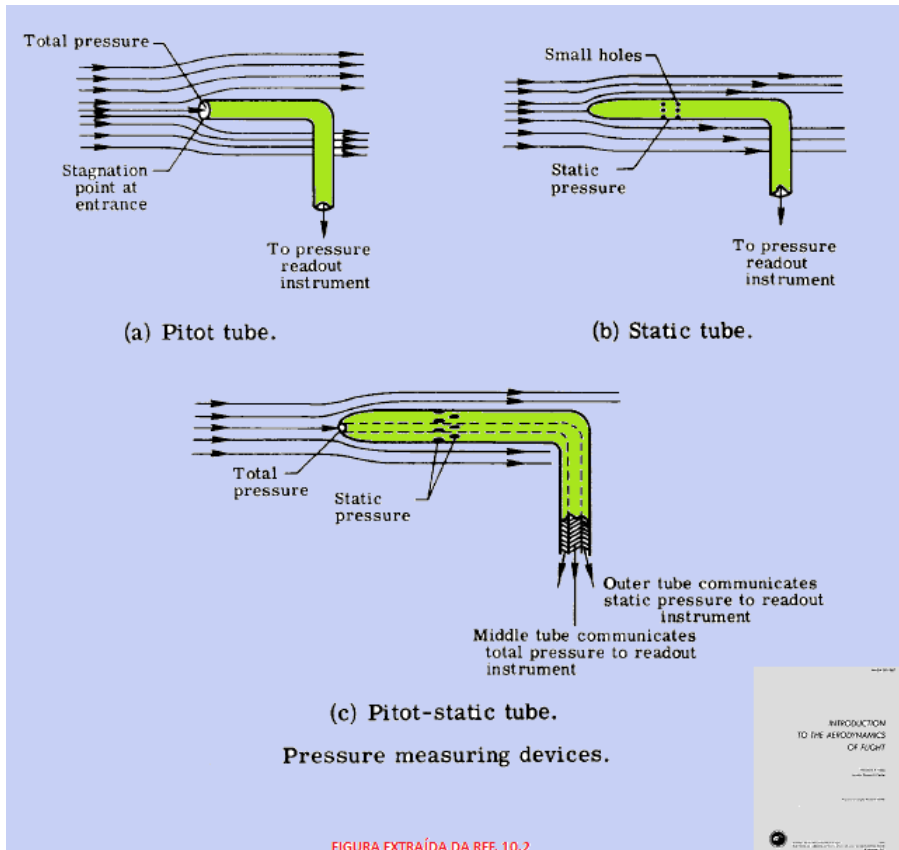


FIGURA EXTRAÍDA DA REF. 10.2



# ALTITUDES E VELOCIDADES



Do teorema de Bernoulli, temos:

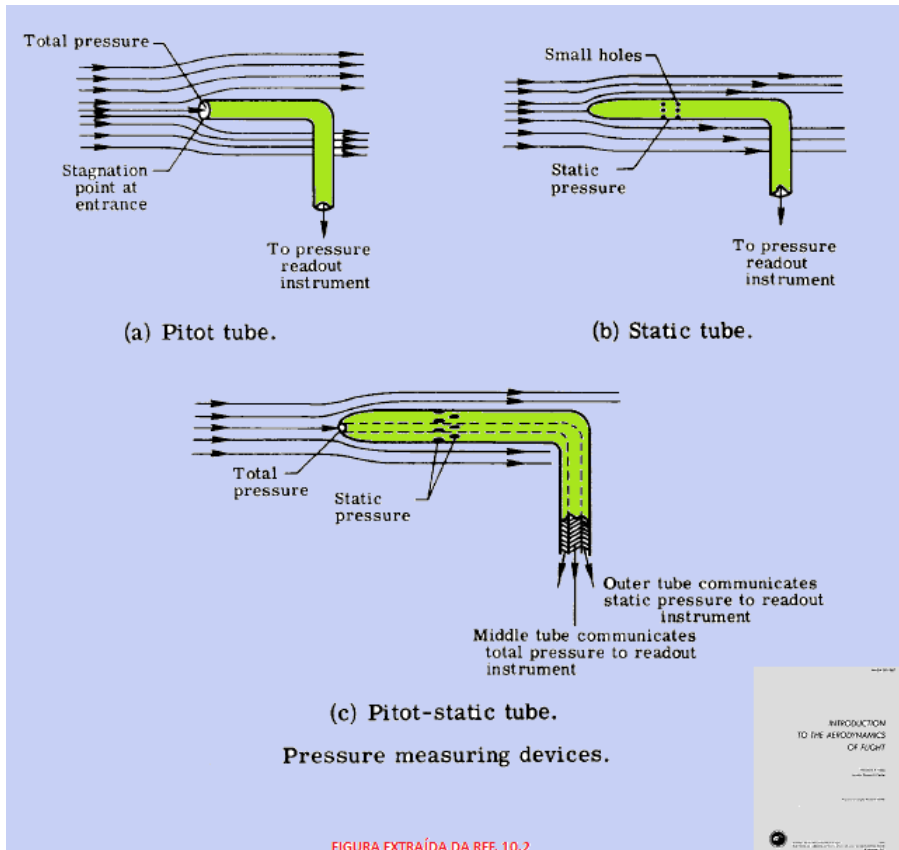
$$\frac{1}{2} \rho V^2 + p = p_t = \text{const.}$$

$p_t$  => pressão total

$p$  => pressão estática

$\frac{1}{2} \rho V^2$  => pressão dinâmica

(Válido para escoamento incompressível)



# ALTITUDES E VELOCIDADES

## ALTITUDES

A medição direta da altitude de uma aeronave em relação a um referencial não é uma tarefa simples. Uma forma simples de executar essa tarefa é utilizar um instrumento barométrico.

O altímetro é um instrumento barométrico que mede a diferença de pressão entre um nível de referência e o nível de voo. A pressão de referência é ajustada através de um botão chamado knob.



# ALTITUDES E VELOCIDADES

## ALTITUDES

O altímetro, apesar de imprescindível ao voo, tem uma série de limitações, sobretudo devido ao fato de sua calibração se basear na atmosfera padrão (ISA). Nem sempre a atmosfera se comporta de forma fixa, havendo variações locais de temperatura, densidade e pressão. Uma vez que várias pressões podem ser ajustadas no altímetro, por exemplo, o ajuste de pressão local, o ajuste de pressão ao nível do mar, o ajuste de pressão de referência ISA (1013,25 hPa), há várias definições de altitude.

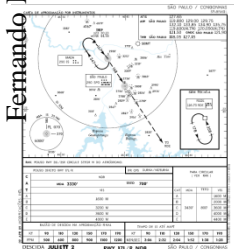
- ✓ Altitude Pressão
- ✓ Altitude Verdadeira
- ✓ Altitude Indicada
- ✓ Altitude Absoluta
- ✓ Altitude Densidade



# ALTITUDES E VELOCIDADES

## ALTITUDES

- ✓ **Altitude Pressão:** é a altitude obtida com o ajuste de 1013,25 hPa (29,92 pol Hg). Ao se fazer esse ajuste, a leitura de altitude dividido por uma centena é dita “nível de voo”.
- ✓ **Altitude Verdadeira:** Também chamada altitude geométrica, é a distância vertical real, acima do nível médio do mar. Nas cartas aeronáuticas, as altitudes de objetos fixos, como aeroportos, torres, antenas, morros... são dadas em altitude verdadeira.



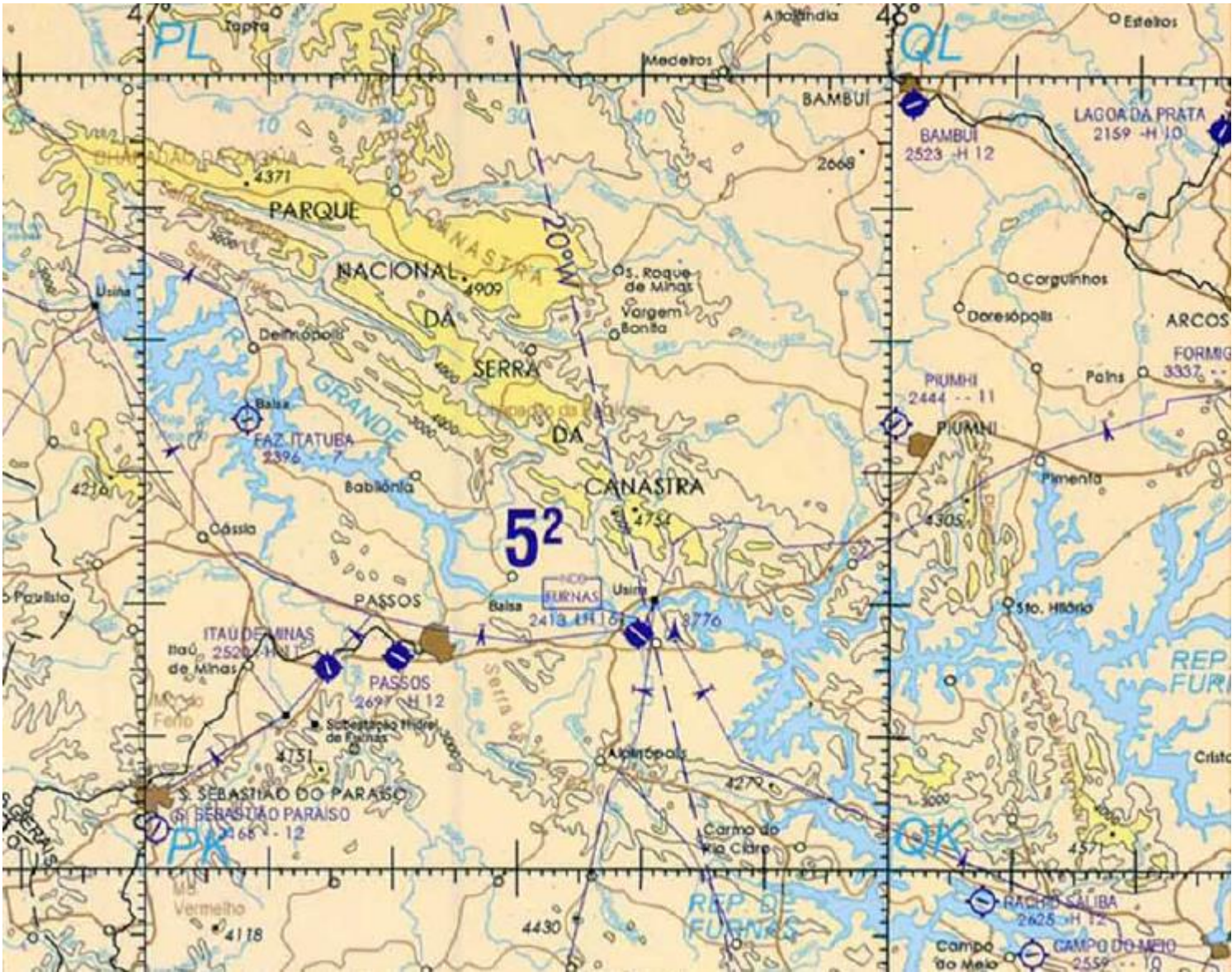
KT	90	110	130	150	170	190	KT	90	110	130	150	170	190
FPM	500	600	800	900	1100	1200	MIN:SEC	3:06	2:32	2:04	1:52	1:38	1:28

SÃO PAULO / CONGONHAS

DEPARTAMENTO DE CONJUNTO DO ESPACO AFERIDO - COMERCIAL - GRASP



TEORIA DE VOO



# ALTITUDES E VELOCIDADES

## ALTITUDES



✓ **Altitude Indicada:** É a altitude quando se ajusta o altímetro para a pressão real ao nível do mar (ajuste QNH). A altitude indicada nem sempre corresponde à altitude verdadeira uma vez que a variação de pressão e temperatura pode não corresponder à variação de altitude e pressão na atmosfera ISA.

✓ **Altitude Absoluta:** É igual à altura. É a distância vertical acima da superfície da terra sobre a qual a aeronave está voando. É a altitude medida quando é ajustada a pressão do local (ajuste QFE).



# ALTITUDES E VELOCIDADES

## ALTITUDES

✓ **Altitude Densidade:** O altímetro fornece a altitude onde a aeronave voa baseado na pressão local e no ajuste de referência. Quando a temperatura local encontra-se acima ou abaixo da temperatura ISA para aquela altitude, deve ser feita uma correção. À esta altitude corrigida dá-se o nome de altitude densidade. Se a temperatura local estiver acima da temperatura ISA, a densidade local será menor que a densidade equivalente nas condições ISA... e a altitude indicada é maior que a altitude verdadeira.





# ALTITUDES E VELOCIDADES

## ALTITUDES

✓ Altitude Densidade:

$$h_D = h + 512,74 T_p [1 - (T_p/T)^{0,234969}]$$

$h_D$  => Altitude densidade em pés

$h$  => Altitude pressão em pés

$T_p$  => Temperatura ISA em Kelvin

$T$  => Temperatura local em Kelvin



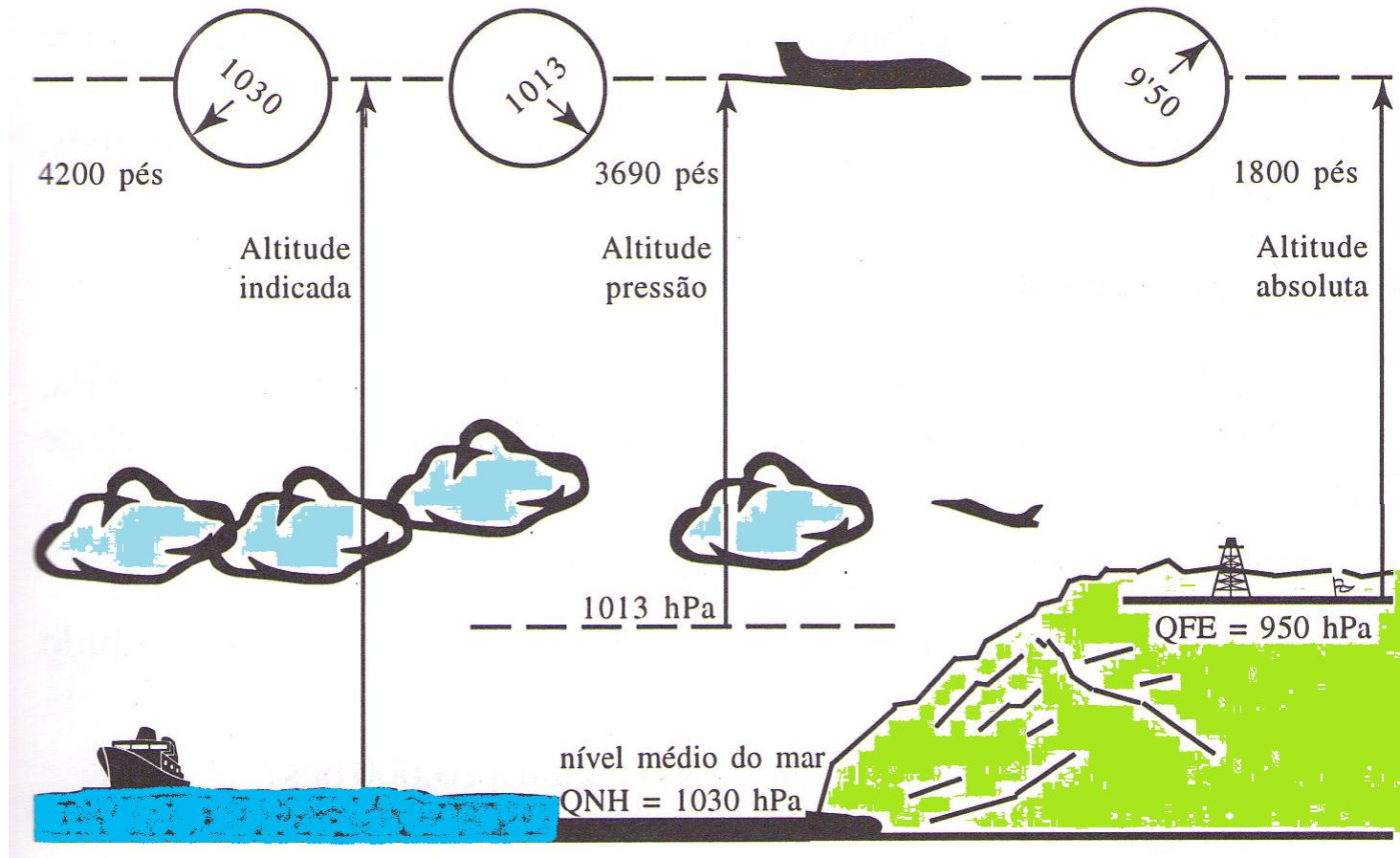
De maneira mais simplificada, temos:

$$h_D = h + 118,6 (T - T_p)$$

Um cálculo bem aproximado de achar a altitude densidade é adicionar ou subtrair à altitude pressão 120 pés a cada grau Celsius acima ou abaixo da temperatura padrão ISA.

# ALTITUDES E VELOCIDADES

## ALTITUDES



# ALTITUDES E VELOCIDADES

VELOCIDADES



TAS

Voltando ao teorema de Bernoulli (incompressível), temos da leitura do sistema Pitot-Estático:

$$\frac{1}{2} \rho V^2 + p = p_t$$

Assim, temos:

$$V = \sqrt{\frac{2(p_t - p)}{\rho}}$$

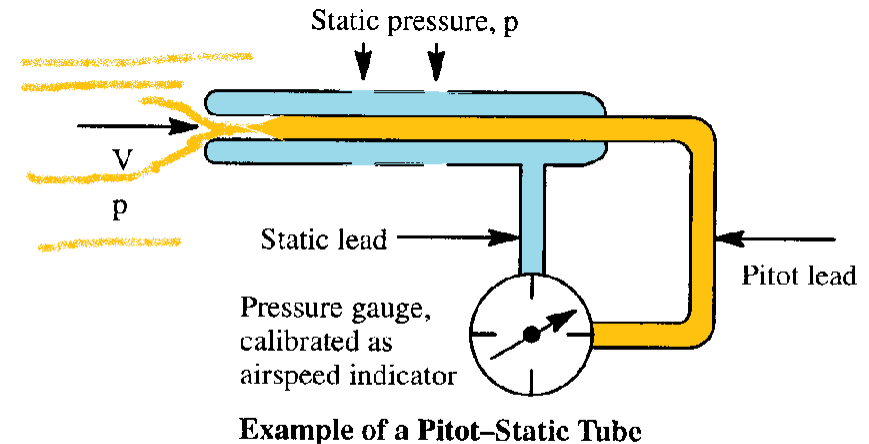


FIGURA EXTRAÍDA DA REE 10.5

Essa velocidade é a velocidade verdadeira, ou True Airspeed (TAS).

# ALTITUDES E VELOCIDADES

VELOCIDADES



EAS

Na determinação da TAS existe uma dificuldade que é obter o valor da densidade atmosférica  $\rho$  na altitude que a aeronave esteja voando. Para contornar esse problema, usa-se a densidade  $\rho_0$  ao nível do mar. Assim, temos:

$$V = \sqrt{\frac{2(p_t - p)}{\rho_0}}$$

Essa velocidade é a velocidade equivalente, ou Equivalent Airspeed (EAS). A EAS difere da TAS pelo fator  $(\rho/\rho_0)^{1/2}$ . A EAS é a velocidade que a aeronave deveria desenvolver ao nível do mar para produzir a mesma pressão dinâmica que desenvolve no nível em que esteja voando.



# ALTITUDES E VELOCIDADES



VELOCIDADES

CAS

De um modo geral, para velocidades acima de Mach 0.3, considera-se que a aproximação de escoamento incompressível não é mais tão representativa e, portanto, faz necessário correções para os efeitos da compressibilidade do ar. Assim, utilizando o teorema de Bernoulli no regime compressível, temos:

$$V = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{p}{\rho_0} \left[ \left( \frac{p_t - p}{p} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}$$

Onde  $\gamma$  é a constante adiabática (1,4 para o ar).

# ALTITUDES E VELOCIDADES

VELOCIDADES



CAS

Na equação anterior, a pressão dinâmica ( $p_t - p$ ) é dada diretamente pelo tubo de Pitot. Mas, em adição à medida da pressão dinâmica, teríamos que ter um canal adicional para a medida da pressão estática  $p$ . Poderíamos simplificar ainda mais a medida da velocidade utilizando  $p_0$ , que é a pressão a nível do mar. Assim temos:

$$V = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{p_0}{\rho_0} \left[ \left( \frac{p_t - p}{p_0} + 1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}$$

A velocidade acima é uma leitura direta da medida do tubo de Pitot e recebe o nome de velocidade calibrada, ou Calibrated Airspeed (CAS).

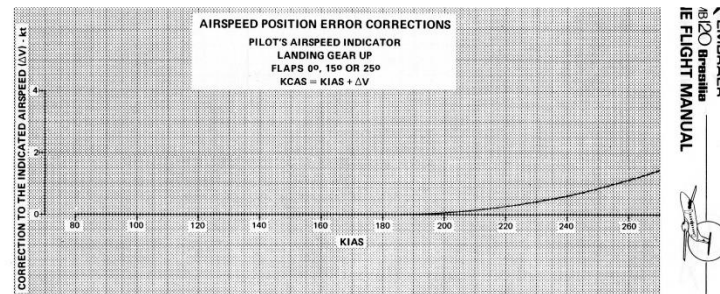
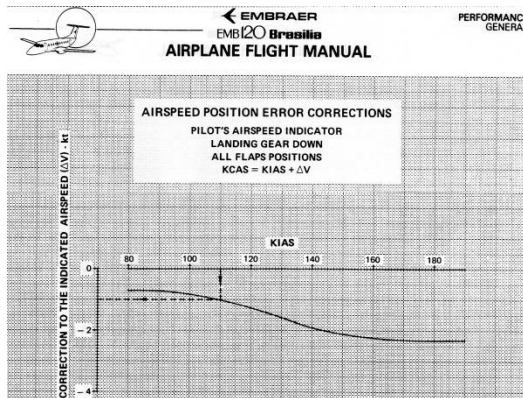
# ALTITUDES E VELOCIDADES

## VELOCIDADES



## IAS

Finalmente temos a velocidade indicada, ou Indicated Airspeed (IAS). Esta é a velocidade lida no velocímetro, sem as correções dos chamados erros de posição. Erros de posição são os erros nas indicações de velocidade devido às perturbações no escoamento nas tomadas de pressão estática. Esse erro varia de um modelo de aeronave para outro e é determinado pelo fabricante nas campanhas de ensaio em voo.



# ALTITUDES E VELOCIDADES



## VELOCIDADES

Resumindo o que vimos sobre velocidades:

✓ IAS

Fornecido pela leitura do velocímetro

✓  $CAS = IAS + \Delta V_p$

$\Delta V_p \Rightarrow$  Correção do erro de posição

✓  $EAS = CAS + \Delta V_c$

$\Delta V_c \Rightarrow$  Correção de compressibilidade

✓  $TAS = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} EAS$

✓  $GS = TAS + \text{vento}$

$\text{vento} \Rightarrow + (\text{vento de cauda}) / - (\text{vento de$

$\text{proa})$

✓  $M = TAS/a$

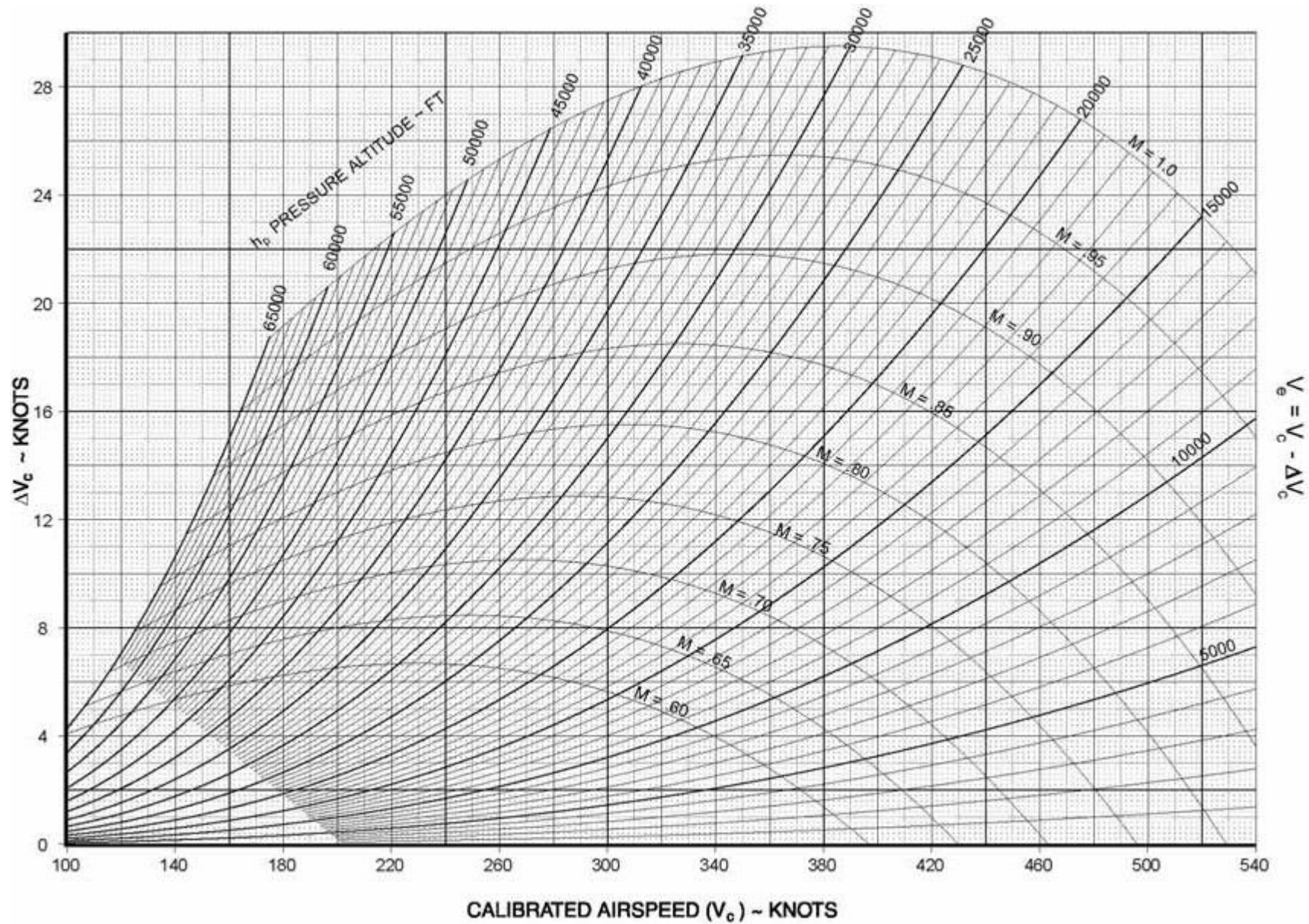
GS  $\Rightarrow$  Ground speed

M  $\Rightarrow$  Número de Mach

a  $\Rightarrow$  Velocidade do som



TEORIA DE VOO



# ALTITUDES E VELOCIDADES

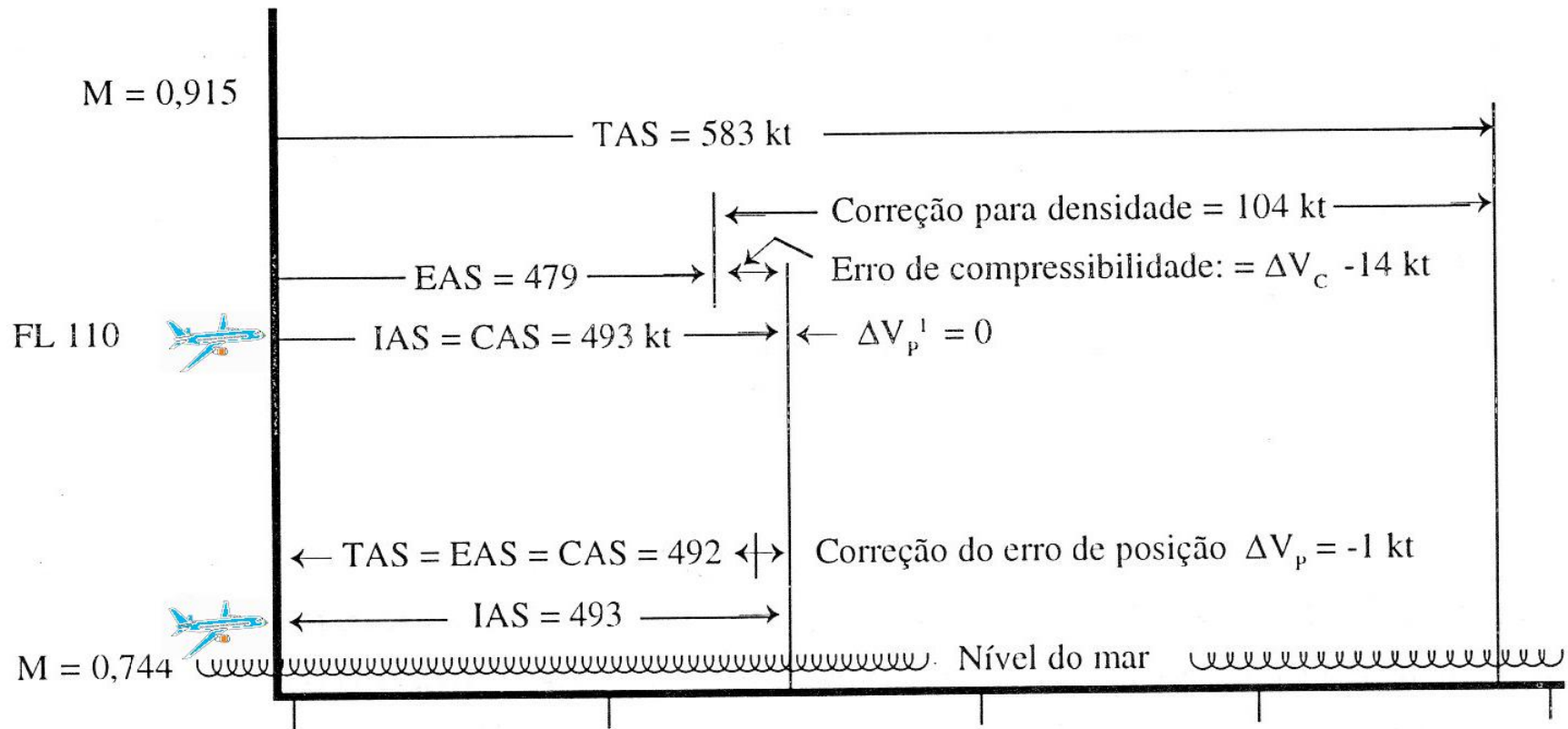


FIGURA EXTRAÍDA DA REF. 10.7

# ALTITUDES E VELOCIDADES

Aviation Calculations & Conversions by Joachim K. Hochwarth

<http://www.hochwarth.com/misc/AviationCalculator.html>

## Calculate Pressure Altitude

This will calculate the altitude at which the specified pressure can be found. It is the inverse calculation of the above International Standard Atmosphere (ISA) & U.S. Standard Atmosphere of 1976 pressure calculation and is subject to the same limitation of 32,000 [m].

Pressure  
 hPa ▼

Pressure Altitude  
 ft ▼

## CAS/Mach/TAS/EAS Conversions

The following will calculate three speeds based on the altitude and entered fourth speed - e.g. CAS/Mach/EAS based on Altitude and TAS. These calculations are based on the International Standard Atmosphere (ISA) & U.S. Standard Atmosphere of 1976 and are subject to the same 32,000 [m] limitation. They are also restricted to only subsonic speeds. The calculation is performed by pressing the button below the entered speed - e.g. TAS.

Altitude (MSL) <input type="text" value="0.0"/> ft ▼				
CAS (Calibrated Airspeed) <input type="text" value="0.0"/> kts ▼	Mach <input type="text" value="0.0"/> - ▼	TAS (True Airspeed) <input type="text" value="0.0"/> kts ▼	EAS (Equivalent Airspeed) <a href="#">Wikipedia</a> <input type="text" value="0.0"/> kts ▼	DISA (Delta International Standard Atmosphere) <input type="text" value="0.0"/> K ▼
<input type="button" value="Compute Mach/TAS/EAS"/>	<input type="button" value="Compute CAS/TAS/EAS"/>	<input type="button" value="Compute CAS/Mach/EAS"/>	<input type="button" value="Compute CAS/Mach/TAS"/>	<input type="button" value="Reset"/>



## REFERÊNCIAS

10.1 – Newton Soler Saintive, Teoria de Voo, Editora Asa, 3ª Edição, 2001.

10.2 – Theodore A. Talay, Introduction to the Aerodynamics of Flight, NASA SP-367, 1975.

10.3 - Luiz Pradines, Fundamentos da Teoria de Voo, Edições Inteligentes, 2004.

10.4 - Jorge M. Homa, Aeronaves e Motores, Editora Asa, 29ª Edição.

10.5 - Jan Roskan, Chuan-Tau Edward Lan, Airplane Aerodynamics and Performance, DARCorporation, Lawrence - KS, 1997.

10.6 - Embraer, EMB-120 Brasília, Airplane Flight Manual, 1999.

10.7 - Newton Soler Saintive, Performance de Aviação a Jato, Peso e Balanceamento, Editora Asa, 1999.