



Atmosfera Padrão

Mecânica de Voo I – 7631
2º Ano da Licenciatura em Engenharia Aeronáutica

Pedro V. Gamboa - 2008



1. Introdução

O desempenho de aviões e de motores atmosféricos depende da combinação de temperatura, pressão e densidade do ar circundante. O movimento das massas de ar e as alterações sazonais produzem grandes variações na distribuição destas propriedades na atmosfera da Terra. As características da atmosfera variam com a altitude, com a época do ano, com a latitude, com as características geográficas do local e mesmo com a hora do dia.

Assim, o reconhecimento desta necessidade levou ao desenvolvimento de um modelo de atmosfera de referência em que os valores das suas propriedades (temperatura, pressão, densidade e viscosidade) em função da altitude representam uma média de valores medidos durante muitos anos em várias regiões da Terra com latitudes médias.

A atmosfera de referência mais comum é baseada nas condições das latitudes médias do hemisfério norte e chama-se a International Standard Atmosphere (ISA).

Pedro V. Gamboa - 2008



2. Atmosfera

Muitos modelos de atmosfera foram propostos. De um modo geral, os modelos são idênticos até aos 32km de altitude.

Os modelos de atmosfera mais conhecidos são:

- International Standard Atmosphere (ISA) publicado pela International Organization for Standardization (ISO): ISO 2533:1975. Este modelo é uma representação da atmosfera terrestre desde a superfície da terra até 32km de altitude;
- “ICAO” Standard Atmosphere (1993) da International Civil Aviation Organization (ICAO). Este modelo é o mesmo da ISA mas estende a gama de altitudes até 80km de altitude;
- US Standard Atmosphere (1976) desenvolvido pela National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA), pela National Aeronautics and Space Administration (NASA) e pela United States Air Force (USAF). Este modelo é uma representação da atmosfera terrestre desde a superfície da terra até 1000km de altitude.

Pedro V. Gamboa - 2008



2.1. A Atmosfera Padrão (1)

Nestes modelos, a atmosfera é dividida em camadas com propriedades diferentes. Para o estudo do desempenho das aeronaves, as camadas mais importantes são as duas mais próximas da superfície da Terra:

- Troposfera;
- Estratosfera.

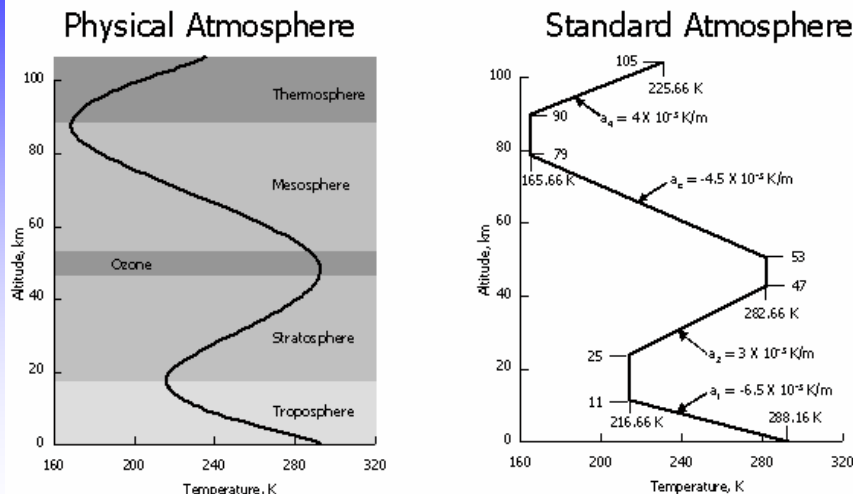
A primeira camada, a Troposfera, começa ao nível do mar e caracteriza-se por uma diminuição linear da temperatura do ar em função da altitude. Ao nível do mar a temperatura tem um valor de 288,15K e a 11000m, o limite superior da Troposfera, tem um valor de 216,65K.

A camada que se segue é a Estratosfera. A altitude de 11000m, que separa a Troposfera da Estratosfera, chama-se Tropopausa. A principal característica da Estratosfera é a temperatura constante de 216,65K desde os 11000m até aos 20000m de altitude.

Pedro V. Gamboa - 2008



2.1. A Atmosfera Padrão (2)



Pedro V. Gamboa - 2008



2.1. A Atmosfera Padrão (3)

Os parâmetros de referência da atmosfera ao nível do mar são:

- temperatura, $T_0 = 288,15\text{K}$;
- pressão, $p_0 = 101325\text{N/m}^2$;
- densidade, $\rho_0 = 1,225\text{kg/m}^3$;
- viscosidade, $\mu_0 = 1,78938 \times 10^{-5} \text{kg/m.s}$;

Outros parâmetros importantes são:

- aceleração da gravidade, $g_0 = 9,80665\text{m/s}^2$;
- constante do ar, $R = 287,05307 \text{m}^2/\text{s}^2\text{K}$;
- razão dos calores específicos, $\gamma = 1,4$.

Pedro V. Gamboa - 2008



2.1. Atmosfera Padrão (4)

A atmosfera é constituída por ar que se assume estar em repouso em relação à Terra. Também se assume que o ar é um gas perfeito constituído por partículas neutras em equilíbrio químico livre de vapor de água, humidade e partículas. Assim, assume-se que:

- O ar é um gás perfeito. Consequentemente, obedece à lei dos gases perfeitos:

$$p = \rho RT$$

- O ar é um fluido em repouso. Logo, aplica-se a equação fundamental da hidrostática:

$$dp = -\rho g dh$$

- O valor da aceleração gravítica é constante:

$$g = g_0$$

Pedro V. Gamboa - 2008



2.1. Atmosfera Padrão (5)

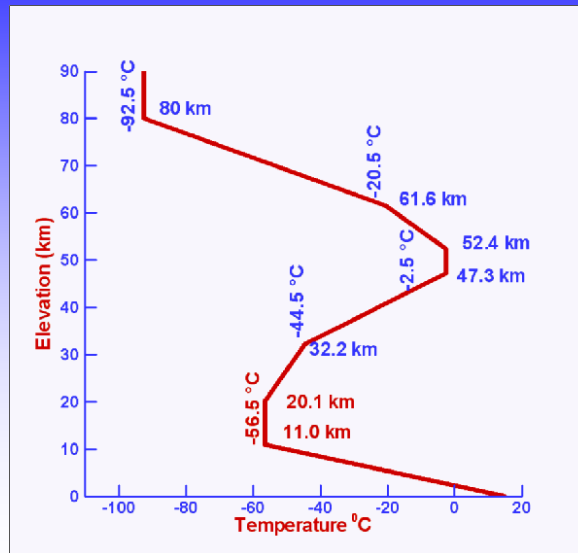
A ISA é definida por um perfil de temperatura, consistindo em 3 segmentos lineares cujos gradientes são dados em termos da altitude geopotencial.

Camada	Nome	Altitude Geopotencial h (m)	Altitude Geométrica h_g (m)	"Lapse Rate" (K/km)	Temperatura T (°C)	Pressão Atmosférica p (Pa)
0	Troposfera	0	0	-6.5	+15.0	101325
1	Tropopausa	11000	11019	+0.0	-56.5	22632
2	Estratosfera	20000	20063	+1.0	-56.5	5474.9
3	Estratosfera	32000	32162	+2.8	-44.5	868.02
4	Estratopausa	47000	47350	+0.0	-2.5	110.91
5	Mesosfera	51000	51413	-2.8	-2.5	66.939
6	Mesosfera	71000	71802	-2.0	-58.5	3.9564
7	Mesopausa	84852	86000	—	-86.2	0.3734

Pedro V. Gamboa - 2008



2.1. Atmosfera Padrão (6)



Pedro V. Gamboa - 2008



3. Propriedades da Atmosfera

A partir das equações acima é possível determinar as propriedades da atmosfera em cada uma das suas camadas para uma gravidade constante:

- pressão;
- temperatura;
- densidade;
- viscosidade.

Pedro V. Gamboa - 2008



3.1. Troposfera (1)

Na Troposfera a temperatura apresenta uma variação linear com a altitude. Assim

$$T = T_0 + \lambda h$$

onde

$$\lambda = \frac{dT}{dh}$$

e toma o valor de $-6,5 \times 10^{-3} \text{K/m}$.

Da equação dos gases perfeitos, da equação da hidrostática e assumindo $g = g_0$, tem-se

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g_0}{RT} dh$$



3.1. Troposfera (2)

Substituindo para a temperatura em função da altitude obém-se

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g_0}{\lambda R} \frac{dT}{T}$$

Integrando desde o nível do mar até à altitude h tem-se

$$\ln p - \ln p_0 = -\frac{g_0}{\lambda R} (\ln T - \ln T_0)$$

ou

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{-\frac{g_0}{\lambda R}}$$



3.1. Troposfera (3)

Substituindo para a temperatura em função da altitude obtém-se, finalmente, a variação da pressão com a altitude

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 + \frac{\lambda h}{T_0}\right)^{-\frac{g_0}{\lambda R}}$$

Da equação dos gases perfeitos tem-se

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{p}{p_0} \left(\frac{T}{T_0}\right)^{-1}$$

Substituindo para a razão das pressões obtém-se

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{-\frac{g_0}{\lambda R} - 1}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



3.1. Troposfera (4)

A variação da densidade com a altitude fica

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 + \frac{\lambda h}{T_0}\right)^{-\frac{g_0}{\lambda R} - 1}$$

Pedro V. Gamboa - 2008



3.2. Estratosfera (1)

Na Estratosfera a temperatura tem um valor constante até aos 20000m de altitude. Assim, a equação de estado fica

$$p = \rho R T_{11k}$$

onde T_{11k} é a temperatura na Tropopausa (a 11000m de altitude).

A equação da hidrostática fica, então

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g_0}{R T_{11k}} dh$$

que, após integração desde a Tropopausa até uma altitude h , fica

$$\ln p - \ln p_{11k} = -\frac{g_0}{R T_{11k}} (h - 11000)$$



3.2. Estratosfera (2)

ou

$$\frac{p}{p_{11k}} = e^{\frac{-g_0}{R T_{11k}} (h - 11000)}$$

Como T é constante então a razão das densidades fica

$$\frac{\rho}{\rho_{11k}} = \frac{p}{p_{11k}}$$

que em função da altitude toma a forma de

$$\frac{\rho}{\rho_{11k}} = e^{\frac{-g_0}{R T_{11k}} (h - 11000)}$$

Os parâmetros da atmosfera na Tropopausa (T_{11k} , p_{11k} e ρ_{11k}) podem ser calculados com o modelo da Troposfera com $h=11000$ m.



3.3. Viscosidade

A viscosidade do ar resulta principalmente da difusão molecular que transfere momento entre camadas do fluido. De um modo geral, a viscosidade é independente da pressão e aumenta com a temperatura.

A fórmula de Sutherland pode ser usada para estimar a viscosidade dinâmica, μ

$$\mu = \mu_{ref} \frac{T_{ref} + C}{T + C} \left(\frac{T}{T_{ref}} \right)^{3/2}$$

onde

μ = viscosidade [Ns/m²] na temperatura T

μ_{ref} = viscosidade de referência na temperatura T_{ref} ($\mu_{ref} = 1,827 \times 10^{-5}$ Ns/m²)

T = temperatura [K]

T_{ref} = temperatura de referência ($T_{ref} = 291,15$ K)

C = constante de Sutherland ($C = 120$ K)

Esta equação é válida para $0 < T < 555$ K com um erro devido à pressão inferior a 10% abaixo de 3.45 MPa.



4. Definições de Altitude (1)

- Altitude geométrica, h_G :

A altitude geométrica é a distância vertical verdadeira entre um ponto e uma origem de referência.

- Altitude geopotencial, h :

Esta a altitude, num campo gravitacional constante, que daria a mesma energia potencial que o ponto em consideração no campo gravitacional real (variável). A relação entre a altitude geopotencial e a altitude geométrica pode ser obtida a partir da equação fundamental da hidrostática nas duas formas

$$dp = -\rho g dh_G$$

$$dp = -\rho g_0 dh$$

Igualando estas duas equações, obtém-se para uma variação da altitude geométrica

$$dh_G = \frac{g_0}{g} dh$$



4. Definições de Altitude (2)

Usando a relação da aceleração gravítica

$$g = g_0 \left(\frac{r_0}{r_0 + h_G} \right)^2$$

pode escrever-se a expressão anterior como

$$dh = \left(\frac{r_0}{r_0 + h_G} \right)^2 dh_G$$

Integrando desde o nível do mar, onde ambas as altitudes, geométrica e geopotencial, são zero, obtém-se uma expressão para a altitude geopotencial em função da altitude geométrica

$$h = \frac{r_0}{r_0 + h_G} h_G$$



4. Definições de Altitude (3)

E a expressão da altitude geométrica em função da altitude geopotencial é

$$h_G = \frac{r_0}{r_0 - h_G} h$$

- Altitude absoluta, h_A :

A altitude absoluta é medida a partir do centro da Terra logo é igual à soma do raio da Terra com a altitude geométrica

$$h_A = r_0 + h_G$$

- Altitude pressão, h_p :

A atmosfera padrão define uma relação única entre pressão e altitude geopotencial. A altitude geopotencial na atmosfera padrão pode ser considerada como uma escala de pressão e é usada na definição de altitude pressão. A altitude pressão em qualquer atmosfera é a altitude na atmosfera padrão onde ocorre a mesma pressão.



4. Definições de Altitude (4)

- Altitude densidade:

É a altitude na atmosfera padrão correspondente à densidade existente numa dada altitude da atmosfera real.

- Altitude temperatura:

É a altitude na atmosfera padrão correspondente à temperatura existente numa dada altitude da atmosfera real.



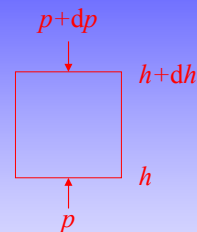
5. Medição de Altitude (1)

Considerando uma coluna de ar com área transversal unitária tem-se, para equilíbrio vertical,

$$p = p + dp + g_0 \rho dh$$

Usando a equação de estado obtém-se

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g_0}{RT} dh$$



Usando a representação da temperatura na Troposfera e integrando desde o nível do mar até uma dada altitude obtém-se a expressão da razão de pressão já analisada. Resolvendo em ordem à altitude obtém-se a altitude em função da pressão altitude

$$h = \frac{T_0}{\lambda} \left[\left(\frac{p}{p_0} \right)^{-\frac{\lambda R}{g_0}} - 1 \right]$$



5. Medição de Altitude (2)

Esta equação é a equação de calibração de um altímetro de pressão a usar abaixo da Tropopausa. A pressão estática, p , é fornecida ao instrumento que por sua vez indica a altitude pressão acima do nível em que a pressão é p_0 . Para ter em conta variações locais da pressão ao nível do mar ou outra altitude de referência, a pressão de referência do altímetro, p_0 , pode ser ajustada no instrumento.

A expressão da altitude em função da densidade altitude é dada por

$$h = \frac{T_0}{\lambda} \left[\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-\frac{\lambda R}{g_0 - \lambda R}} - 1 \right]$$



5. Medição de Altitude (3)

Na Estratosfera, onde $\lambda = 0$, a equação de calibração do altímetro é

$$h = 11000 - \frac{RT_{11k}}{g_0} \ln \left(\frac{p}{p_{11}} \right)$$

O altímetro é um dispositivo de medição de pressão calibrado em pés. Ele raramente indica altitude verdadeira e só no caso da pressão ser ISA na altitude do avião isso aconteceria.

A altitude em função da densidade altitude é dada por

$$h = 11000 - \frac{RT_{11k}}{g_0} \ln \left(\frac{\delta}{\delta_{11}} \right)$$



5.1. Outras Escalas de Pressão (1)

A pressão de referência em que o altímetro indica altitude zero pode ser ajustada. Em ensaios, a pressão ISA ao nível do mar (101325Pa ou 1013mb) é escolhida porque a pressão em que o teste é realizado torna-se conhecida: é a pressão nessa altitude na atmosfera padrão.

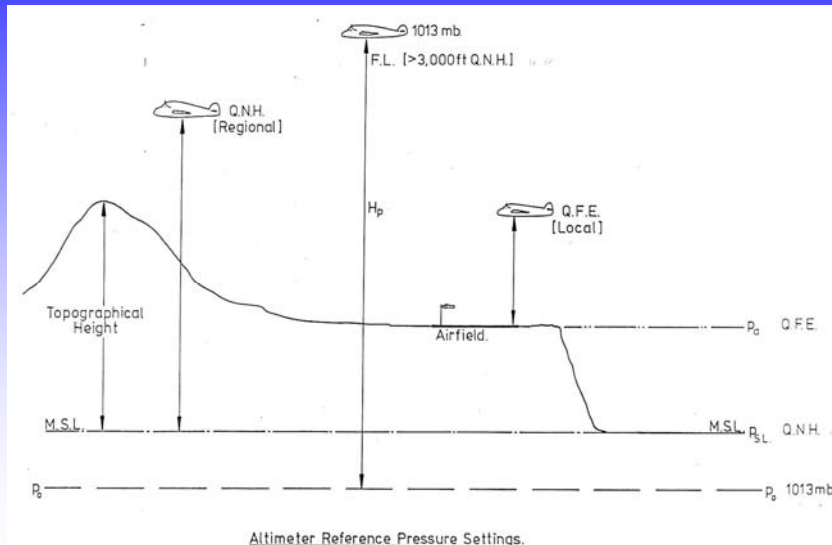
Podem ser usadas outras sub-escalas de pressão:

- Q.F.E. – pressão do aeródromo/aeroporto local para indicar altitude zero no nível da pista;
- Q.N.H. – pressão do aeródromo/aeroporto local para indicar altitude acima do nível do médio do mar no nível da pista.

Pedro V. Gamboa - 2008



5.1. Outras Escalas de Pressão (2)



Pedro V. Gamboa - 2008



6. Atmosferas de Projecto (1)

A atmosfera padrão descreve apenas uma atmosfera sazonal e geográfica média a uma latitude de aproximadamente 45°N.

As aeronaves operam em todas as condições e, por isso, foram definidas atmosferas árticas e tropicais para permitir estimar o desempenho numa grande gama de condições atmosféricas.

Os perfis das atmosferas de projecto são obtidos através da adição de um incremento à temperatura padrão ao nível do mar. Por exemplo:

- Temperatura temperada/ártica máxima = ISA + 15K;
- Temperatura tropical máxima = ISA + 30K.

As temperatura da Estratosfera baixa também são definidas, mas os incrementos são diferentes. Para as atmosferas mais quentes, a taxa de variação da temperatura com a altitude pressão é igual à da atmosfera padrão.

As atmosferas mais frias contêm segmentos adicionais a baixa altitude para ter em conta as temperatura articas muito baixas à superfície.

Pedro V. Gamboa - 2008



6. Atmosferas de Projecto (2)

A variação da temperatura com a altitude tem um efeito na altitude geopotencial de cada camada da atmosfera pelo que a altitude pressão de cada camada de uma atmosfera de projecto tem que ser igual mas a altitude geopotencial não. Em qualquer atmosfera

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g_0}{RT} dh$$

Na atmosfera padrão, uma vez que $h = h_p$,

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g_0}{RT_{std}} dh_p$$

Logo

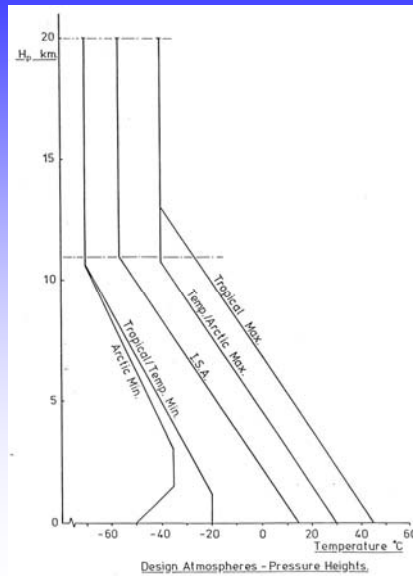
$$dh = \left(\frac{T}{T_{std}} \right)_{h_p} dh_p$$

As altitudes geopotenciais são, assim, relacionadas com a altitude pressão através do perfil de temperatura.

Pedro V. Gamboa - 2008



6. Atmosferas de Projecto (3)



Pedro V. Gamboa - 2008



7. Razões dos Parâmetros

É comum definir a razão entre o valor de um parâmetro a uma dada altitude pelo valor padrão ao nível do mar por novos parâmetros. Assim, para a pressão, para a densidade e para a temperatura tem-se, respectivamente,

$$\delta = \frac{p}{p_0}$$

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$$

$$\theta = \frac{T}{T_0}$$

Pedro V. Gamboa - 2008