

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale
Modulo di PRESTAZIONI

Docente : Ing. F. NICOLOSI

CAP. 1

**CARATTERISTICHE DELL'ATMOSFERA
E TABELLE DI CONVERSIONE**

TABELLA DI CONVERSIONE TRA LE QUANTITA' PIU' USATE

Quantità caratteristiche :

$g = 9.81 \text{ m/s}^2$ acc. gravità
 $^{\circ}\text{K} = ^{\circ}\text{C} + 273.19$ Temp assoluta
 $R = 287 \text{ m}^2/\text{s}^2/^{\circ}\text{K}$ costante universale del gas ($p = \rho RT$)

Lunghezza

$1 \text{ nm} = 1852 \text{ m} = 1.852 \text{ Km}$ $1 \text{ Km} = 0.540 \text{ nm}$
 $1 \text{ sm} = 1609 \text{ m} = 1.609 \text{ Km}$ $1 \text{ Km} = 0.6251 \text{ sm}$
 $1 \text{ nm} = 1.151 \text{ sm}$ $1 \text{ sm} = 0.8695 \text{ nm}$
 $1 \text{ inch} = 2.54 \text{ cm}$ $1 \text{ foot} = 0.3048 \text{ m}$
 $1 \text{ m} = 3.2808 \text{ ft}$

Velocità

$1 \text{ kts} = (\text{nm/hr}) = 1.852 \text{ Km/hr}$
 $1 \text{ mph} = (\text{sm/hr}) = 0.8695 \text{ Kts}$ $1 \text{ Kts} = 1.15 \text{ mph}$
 $1 \text{ ft/sec} = 1.09728 \text{ Km/hr}$
 $1 \text{ ft/sec} = 0.5925 \text{ Kts}$ $1 \text{ Kts} = 1.688 \text{ ft/sec}$
 $1 \text{ ft/min} = 0.009875 \text{ Kts}$

Pesi o forze

$1 \text{ Kp} = 9.81 \text{ N}$
 $1 \text{ lb} = 0.45359 \text{ Kp}$ $1 \text{ Kp} = 2.2046 \text{ lbs}$

Pressione

$1 \text{ psf} = (\text{lbs/ft}^2) = 4.8824 \text{ kp/m}^2$
 $1 \text{ kg/m}^2 = 0.20482 \text{ psf}$
 $1 \text{ psf} = 47.88 \text{ N/m}^2$
 $1 \text{ Pa} = 1 \text{ N/m}^2 = 0.02088 \text{ psf}$
 $1 \text{ psi} (\text{lb/in}^2) = 6.8947 \text{ Pa} = 0.7028 \text{ Kp/m}^2$
 $1 \text{ Pa} = 0.145 \text{ psi}$

Potenze

$1 \text{ Hp} = 745.7 \text{ W} = 0.746 \text{ KW}$ $1 \text{ KW} = 1.34 \text{ Hp}$

TABLE 1.11-1. Basic SI-units

QUANTITY	NAME OF UNIT	SYMBOL
length	meter	m
mass	kilogram	kg
time	second	s
temperature	kelvin	K
electric current	ampere	A
luminous intensity	candela	cd
amount of substance	mole	mol

TABLE 1.11-2. Derived SI-units

QUANTITY	NAME OF UNIT	SYMBOL	DEFINITION
force	newton	N	kg m/s^2
pressure	pascal	Pa	N/m^2
work (energy)	joule	J	$\text{J} = \text{N m}$
power	watt	W	J/s
velocity	meter per second	V	m/s
acceleration	meter per second squared	a	m/s^2
moment of force	newton meter	M	N m
density	kilogram per unit cubic meter	ρ	kg/m^3

TABLE 1.11-3. Standard multiples and decimal fractions

MULTIPLE/FRACTION	PREFIX	SYMBOL
10^{12}	tera	T
10^9	giga	G
10^6	mega	M
10^3	kilo	k
10^2	hecto	h
10	deca	da
10^{-1}	deci	d
10^{-2}	centi	c
10^{-3}	milli	m
10^{-6}	micro	μ
10^{-9}	nano	n
10^{-12}	pico	p
10^{-15}	femto	f
10^{-18}	atto	a

TABLE 1.11-4. Systems of units

QUANTITY	TECHNICAL SYSTEM		SI-SYSTEM
	METRIC	ENGLISH	
length	m	ft	m
time	s	s	s
force	kgf	lbf	kg m/s^2 (newton)
mass	$\text{kgf s}^2/\text{m}$	$\text{lbf s}^2/\text{ft}$ (slug)	kg
pressure	kgf/m^2	lbf/ft^2	N/m^2
work (energy)	kgf m	lbf ft	$\text{kg m}^2/\text{s}^2 = \text{N m}$ (joule)
power	kgf m/s	lbf ft/s	$\text{kg m}^2/\text{s}^3 = \text{J/s}$ (watt)
density	$\text{kgf s}^2/\text{m}^4$	$\text{lbf s}^2/\text{ft}^4$	kg/m^3

APPENDIX B. CONVERSION FACTORS

QUANTITY	UNIT	SI-EQUIVALENT
Length	1 foot (l)	= 0.3048 m
	1 mile (statute)	= 1.60934 km
	1 nautical mile (nautical)	= 1.85200 km
	1 inch (in)	= 0.0254 m
Area	1 ft ²	= 0.092903 m ²
Volume	1 imperial gallon	= 4.54609 dm ³
	1 U.S. gallon	= 3.78541 dm ³
	1 pint (l)	= 0.568261 dm ³
	1 quart (qt)	= 1.13652 dm ³
Velocity	1 ft/min	= 0.00508 m/s
	1 ft/s	= 0.3048 m/s
	1 mile/h (m.p.h.)	= 1.60934 km/h
	1 nautical mile/h (knot)	= 1.852 km/h
Acceleration	1 ft/s ²	= 0.3048 m/s ²
Mass	1 pound (lb)	= 0.453592 kg
	1 slug	= 14.5939 kg
Mass rate of flow	1 lb/s	= 0.453592 kg/s
Volume rate of flow	1 gal/h	= 4.54609 dm ³ /h
	1 ft ³ /s	= 0.0283168 m ³ /s
Density	1 lb/ft ³	= 16.0185 kg/m ³
	1 slug/ft ³	= 515.379 kg/m ³

APPENDIX B. CONVERSION FACTORS

QUANTITY	UNIT	SI-EQUIVALENT
Force	1 kgf	= 9.80665 N
	1 lbf	= 4.44822 N
Moment of force	1 lbf ft	= 1.35582 N m
Moment of inertia	1 lb ft ²	= 0.0421401 kg m ²
Pressure and stress	1 lbf/in ² (psi)	= 6.89476 kPa
	1 lbf/ft ²	= 47.8803 Pa
	1 inch mercury (in Hg)	= 3.38639 kPa
	1 atmosphere (atm)	= 101325 N/m ²
Dynamic viscosity	1 lb/ft s	= 1.48816 kg/m s
Kinematic viscosity	1 ft ² /s	= 0.092903 m ² /s
Energy and work	1 ft lbf	= 1.35582 J
	1 Btu	= 1.05506 kJ
	1 kgf m	= 9.80665 J
Power	1 hp (550 ft lbf/s)	= 745.700 W
	1 hp (metric; 75 kgf m/s)	= 735.499 W
	1 ft lbf/s	= 1.35582 W
	1 kgf m/s	= 9.80665 W
Heat flow rate	1 Btu/h	= 0.293071 W
Temperature	T °C (celsius; centigrade)	= (T °C + 273.15)K
	T °F (fahrenheit)	= 5/9 (T °F + 459.67)K
	T °R (rankine)	= 5/9 (T °R)K

II-5 EQUILIBRIO DEI FLUIDI IN QUIETE

In un fluido in quiete le forze in atto sono le forze di pressione e la forza peso e queste due forze devono farsi equilibrio.

Consideriamo un piccolo volume v di fluido, supposto in equilibrio, fig. II-7.

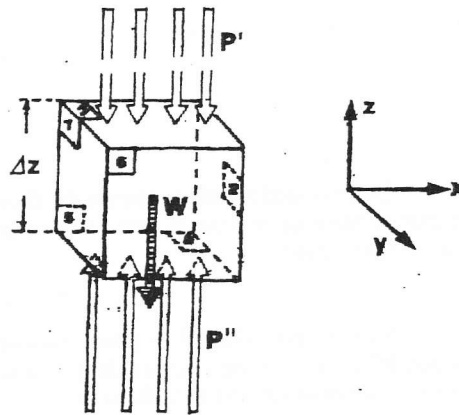


Fig. II-7

Le pressioni agenti sulle superfici 1, 2, 5 e 6 dovranno essere uguali, comunque elevate esse siano, perchè altrimenti il volume v si porrebbe in movimento. Le pressioni in atto sulle facce 3 e 4 non possono invece essere uguali e la loro differenza dà luogo, quando la si moltiplica per la superficie $S_3 = S_4 = S$, ad una forza $(p'' - p')S$ che deve equilibrare il peso di fluido contenuto in v , cioè

$$(p'' - p') S = W \quad (\text{II} - 6)$$

Posto $\Delta p = p' - p''$, dividendo il primo e secondo membro della (II-6) per il volume v ed essendo $v = S \cdot \Delta z$ si ricava la nota *legge di Stevin*.

$$\Delta p = - \frac{W}{v} \Delta z = - \rho g \Delta z \quad (\text{II} - 7)$$

La (II-7) consente di calcolare la differenza di pressione tra due punti distanti Δz in senso verticale. Il segno meno che compare sta ad indicare che per $\Delta z > 0$ (spostandosi verso l'alto) Δp è negativo, cioè la pressione diminuisce con l'altezza.

La legge dell'equilibrio statico dei fluidi è stata ora ricavata considerando un volume v finito ma può essere esteso ad un volume infinitesimo passando al limite per $\Delta z \rightarrow 0$ e scrivendo.

$$dp = - \rho g dz \quad (\text{LEGE STEVINO}) \quad (\text{II} - 8)$$

Ritroviamo nella (II-8) (che definisce il cosiddetto "gradiente di pressione verticale" $dp/dz = - \rho g$), il risultato prima anticipato, che su un piano orizzontale ($dz = 0$) la pressione non cambia, in un fluido in quiete, qualunque sia il valore di ρ .

Poichè la pressione p è solo funzione di z e non di x anche il gradiente di pressione dp/dz non dovrà dipendere da x , (perciò nella II-8 non sono state usate derivate parziali). Le condizioni di equilibrio di un qualsiasi fluido in quiete sono, quindi,

- i) La pressione è costante in ogni piano orizzontale;
- ii) la pressione varia in senso verticale secondo la (II-8), (legge dell'equilibrio statico) o legge di Stevino.
- iii) la densità ρ ed il gradiente di pressione dp/dz sono costanti in ogni piano orizzontale (*).

La (II-7) può essere usata per la misurazione delle pressioni attraverso un semplice tubo ad U, che è alla base dei manometri o strumenti di misura delle pressioni, (cf. l'Esercizio n. 1, a fine Capitolo).

(*) Ciò spiega perchè i fluidi di diversa densità che non si mescolano tra di loro hanno superfici di interfaccia orizzontali quando sono in equilibrio a meno che non ci sia presenza di pareti solide dove le tensioni superficiali provocano usualmente una curvatura della interfaccia.

II-6 CAI

L'
ossigeno
neon, ecc
varia di ρ

T₁
luogo, al
seguono
stagioni,

D
proprietà
confront

E
standard
atmosfera
cioè un'a
aeromoto

L
a) aria s
b) gas a
(II-5)
c) l'aria

I

eliminare

I
tempera

considerando un
do al limite per

(II - 8)

e di pressione
no orizzontale
a il valore di ρ .

la gravitazione di
mo state usate
n quiete sono,

dell'equilibrio

i in ogni piano

attraverso un
i misura delle

II-6 CALCOLO DELLE CARATTERISTICHE DELL'ARIA TIPO

L'aria atmosferica è un miscuglio di vari elementi gassosi, principalmente ossigeno ed azoto, con piccole percentuali di idrogeno, elio e gas inerti (argo, cripto, neon, ecc.). Per le quote di interesse aeronautico la proporzione tra i vari costituenti varia un poco.

variabilità
della
temperatura
della
temperatura

Tuttavia le condizioni atmosferiche variano da luogo a luogo e, per lo stesso luogo, al variare della quota. I valori reali della pressione, densità e temperatura non seguono vicissitudini note, ma variano con leggi diverse a seconda del luogo, delle stagioni, del tempo.

D'altra parte le prestazioni di un velivolo sono strettamente dipendenti dalle proprietà fisiche dell'aria che lo circonda ed è ovviamente necessario effettuare il confronto tra i diversi velivoli sulla base di identiche condizioni atmosferiche.

E' stata perciò definita, di comune accordo tra le varie nazioni, un'aria tipo o standard I.S.A. = International Standard Atmosphere, che approssima le condizioni atmosferiche che prevalgono per la maggior parte dell'anno, alle latitudini temperate, cioè un'atmosfera a cui si possa far riferimento per il confronto delle prestazioni degli aeromobili, per la taratura degli strumenti, ecc.

Le caratteristiche dell'aria tipo sono le seguenti:

- a) aria secca e di composizione costante;
- b) gas assimilabile ad un fluido perfetto; è applicabile, quindi l'equazione di stato $(pV = RT)$ (II-5);
- c) l'aria è in equilibrio statico e vale pertanto la (II-8). $dp = -\rho g dz$

Da queste due equazioni, che riscriviamo, qui, per comodità

$$\frac{dp}{dz} = -\rho g \quad p = \rho R T$$

eliminando la densità ρ si ottiene

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{RT} dz \quad (II-9)$$

La (II-9) può essere integrata se si assegna una legge di variazione della temperatura con la quota, $T = T(z)$.

superficie orizzontali
vengono usualmente

Calcolo dell'aria tipo nella Troposfera.

Nella parte inferiore dell'atmosfera e fino all'altezza di 11.000 m. (troposfera), la temperatura decresce linearmente con la quota, partendo dal valore di 288°K (15°C) al livello del mare, secondo la relazione

$$T(z) = T_0 - T_z \cdot z = 288 - 0,0065 z \quad (\text{II-10})$$

dove T_z è il gradiente termico verticale $T_z = \frac{\partial T}{\partial z}$

m.b. Nella troposfera, cioè, la temperatura diminuisce di 6,5°C ogni 1.000 m.

Con la (II-10) la (II-9), integrata tra le due condizioni relative alle quote arbitrarie z_1 e z_2 , fornisce

$$\left[\ln p \right]_{p_1}^{p_2} = - \frac{g}{R T_z} \left[\ln (T_0 - T_z \cdot z) \right]_{z_1}^{z_2}$$

ovvero

$$\ln \frac{p_2}{p_1} = - \frac{g}{R T_z} \ln \frac{T_2}{T_1}$$

quindi

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{g}{R T_z}} \quad (\text{II-11})$$

Noto il rapporto delle pressioni si ricava facilmente il rapporto della densità

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{p_2}{p_1} \frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{g - R T_z}{R T_z}} \quad (\text{II-12})$$

Gli esponenti adimensionali che compaiono nella (II-11) e (II-12) valgono rispettivamente

$$\frac{g}{R T_z} = \frac{9,807}{0,0065 \times 287,26} = 5,256 ; \quad \frac{g - R T_z}{R T_z} = 4,256 \quad (\text{II-13})$$

Nella troposfera, quindi, le variazioni della pressione e della densità con la quota possono essere calcolate con la (II-11) e (II-12), tenendo conto dei valori indicati nella (II-13).

Osserviamo, infine, che la (II-8) e (II-9) forniscono una relazione tra la densità e la pressione nella troposfera del tipo

$$p = C \rho^n \quad (\text{II-14})$$

cioè da una politropica con esponente $n = \frac{g}{g - R T_z} = 1,23$.

Calcolo dell'aria tipo nella Stratosfera.

La temperatura nella stratosfera $11.000 \text{ m} \leq z \leq 20.000 \text{ m}$ rimane costante e pari a -56,5°C.

Con $T = \text{cost}$, diciamo T_{st} , la (II-9) si integra ottenendo

$$\left[\ln p \right]_{p_1}^{p_2} = - \frac{g}{R T_{st}} (z_2 - z_1)$$

ovvero

$$\frac{p_2}{p_1} = e^{- \frac{g}{R T_{st}} (z_2 - z_1)} \quad (\text{II-15a})$$

Poiché la temperatura è costante, sarà anche costante, per equazione di stato, il rapporto p/ρ , cioè si avrà

$$\frac{p_2}{\rho_1} = \frac{p_2}{\rho_1} \quad (\text{II-15b})$$

Anche per la stratosfera continua ad essere valida la (II-14), nella quale, però, dovrà porsi, come indica la (II-15b), $n = 1$.

In realtà si riscontrano sia nella troposfera che nella stratosfera valori diversi da quelli calcolati in aria tipo e che in taluni luoghi ed in determinate condizioni meteorologiche possono differenziarsi notevolmente. Di conseguenza la valutazione della quota standard, eseguita in base alla temperatura, può essere sensibilmente diversa da quella ottenuta rilevando la pressione e da quella corrispondente alla densità.

La quota standard viene rilevata a bordo con strumenti misuratori della pressione e temperatura, mentre la quota vera rispetto al suolo o involato viene rilevata con strumenti elettromagnetici, che non tengono conto dei suddetti parametri.

Si possono calcolare arie tipo diverse da quella prima considerata, (valida per le zone temperate), introducendo adeguate leggi di variazione della temperatura con la

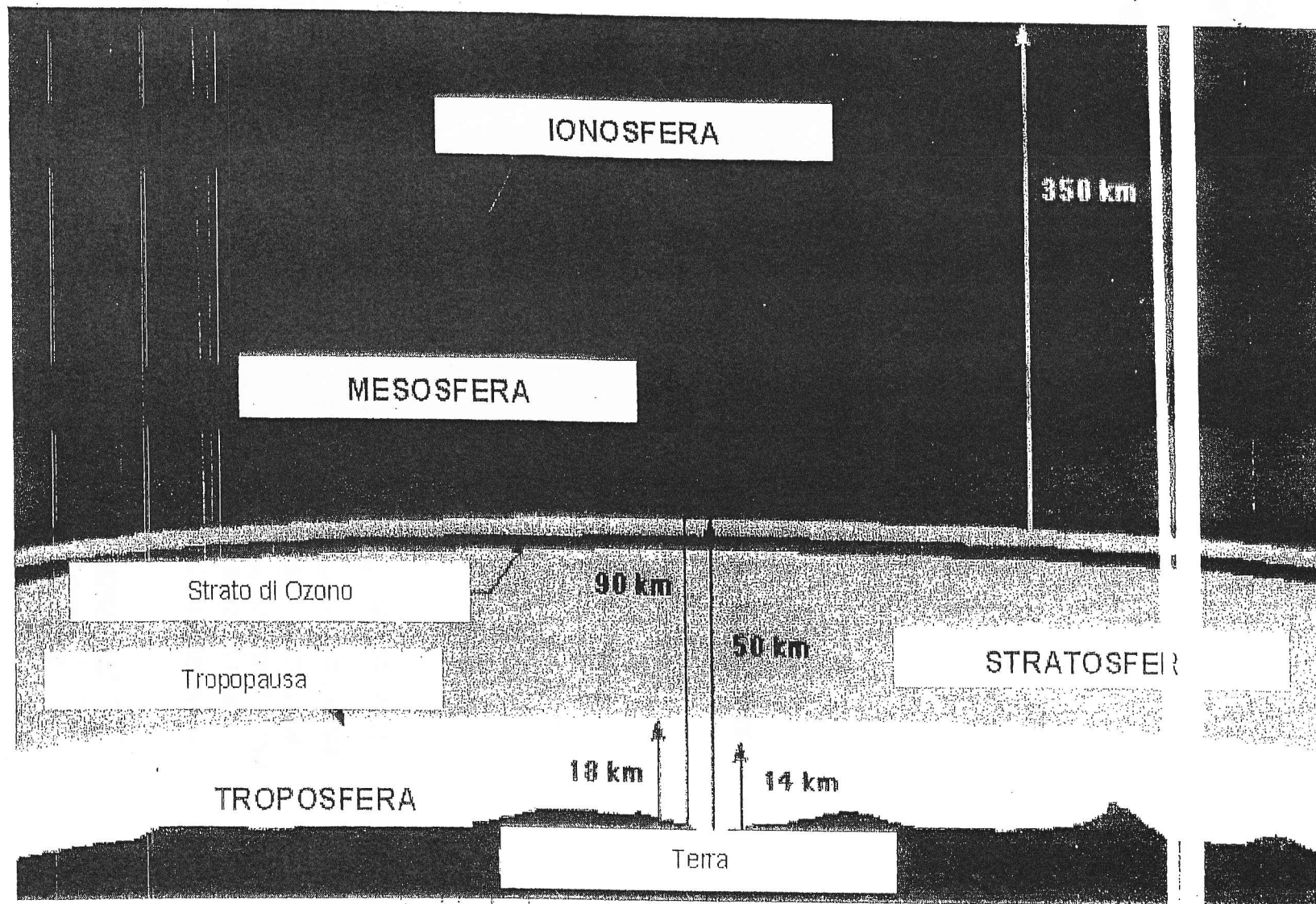
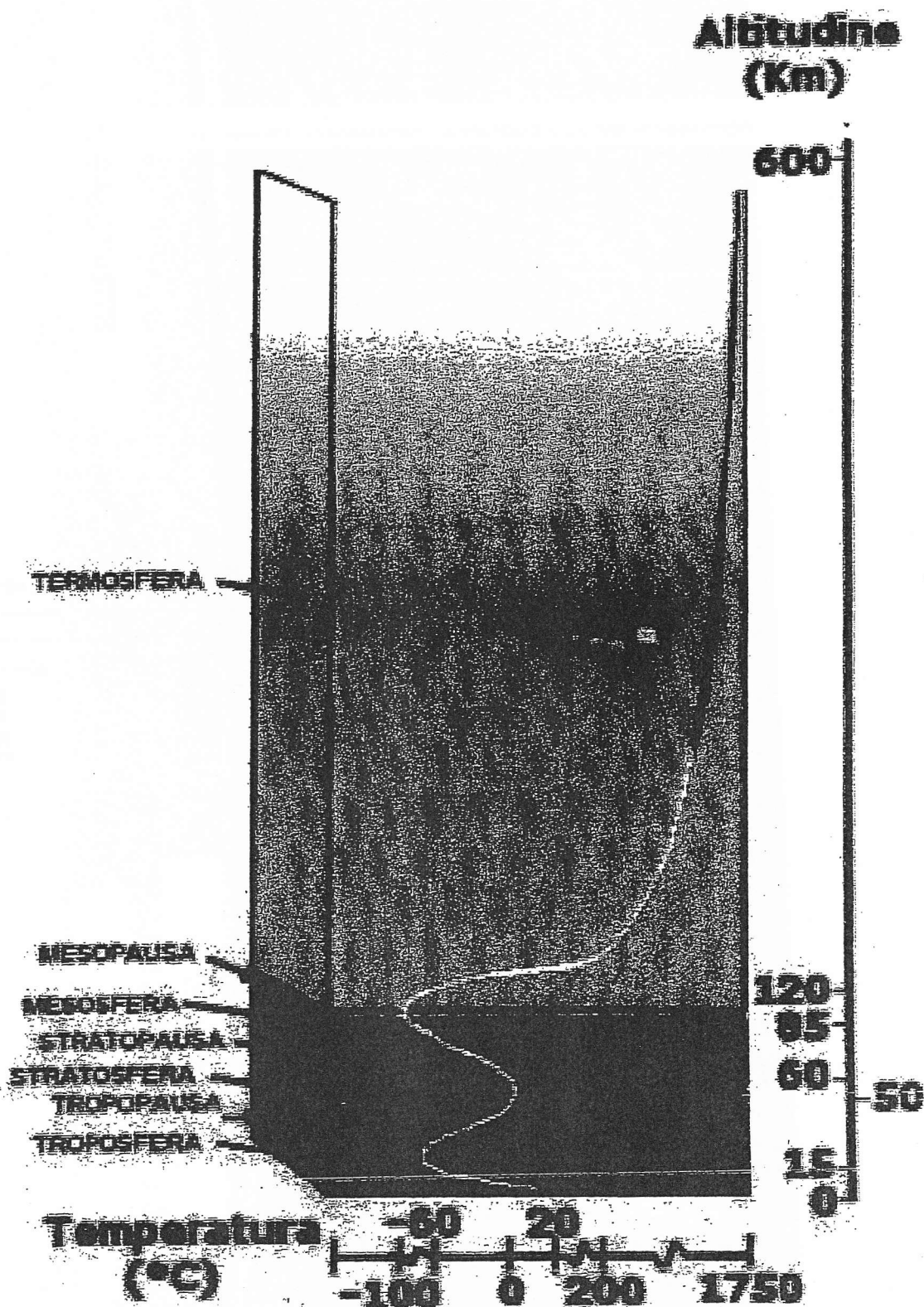


Figura 3: I diversi strati che compongono l'atmosfera



Gli aerei commerciali volano per quote inferiori ai 15 km (alcuni aerei possono volare a quote 16 km). Alcuni velivoli militari possono sorpassare, ma non di molto, l'altitudine. Le zone di interesse aerospaziale per il manovrato risultano essere dunque la STRATOsfERA e la TROPOsfERA.

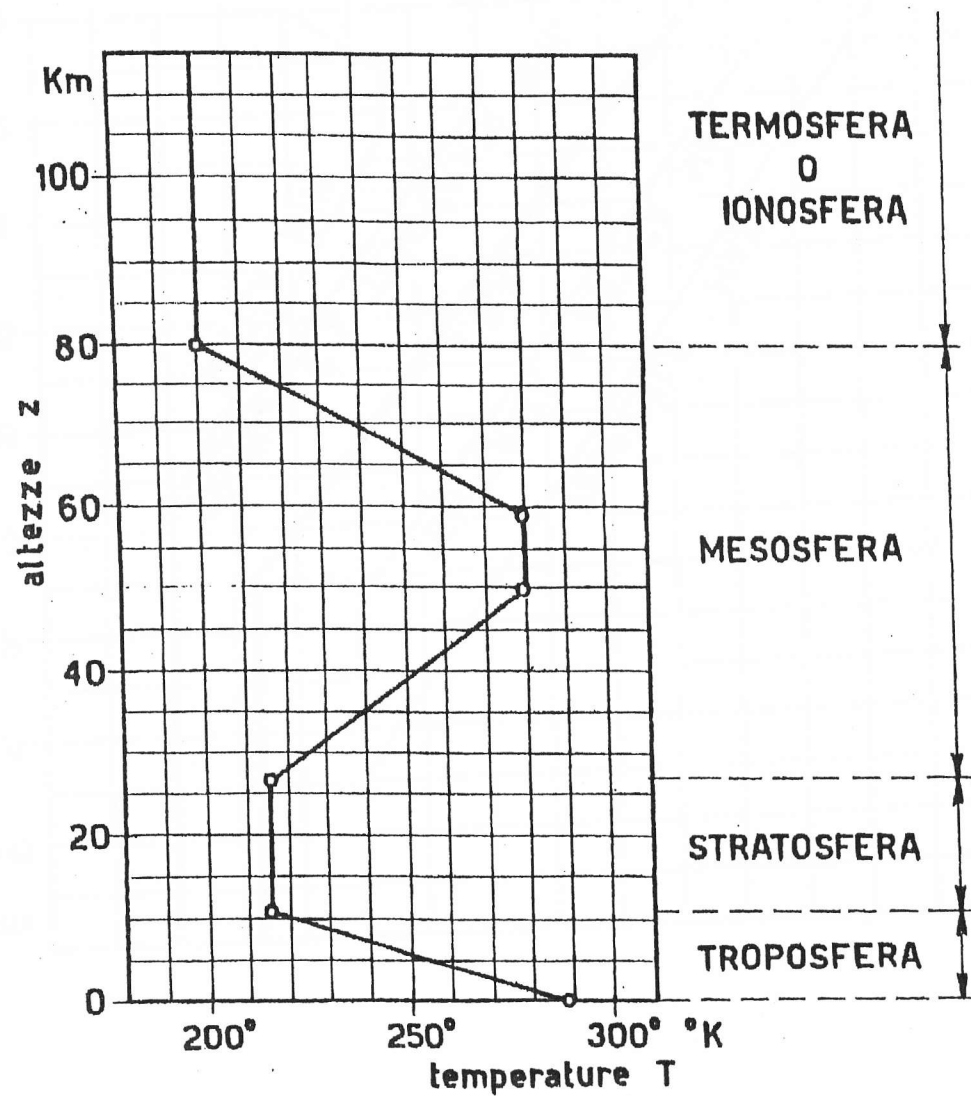


Figura 8: Profilo convenzionale ICAO

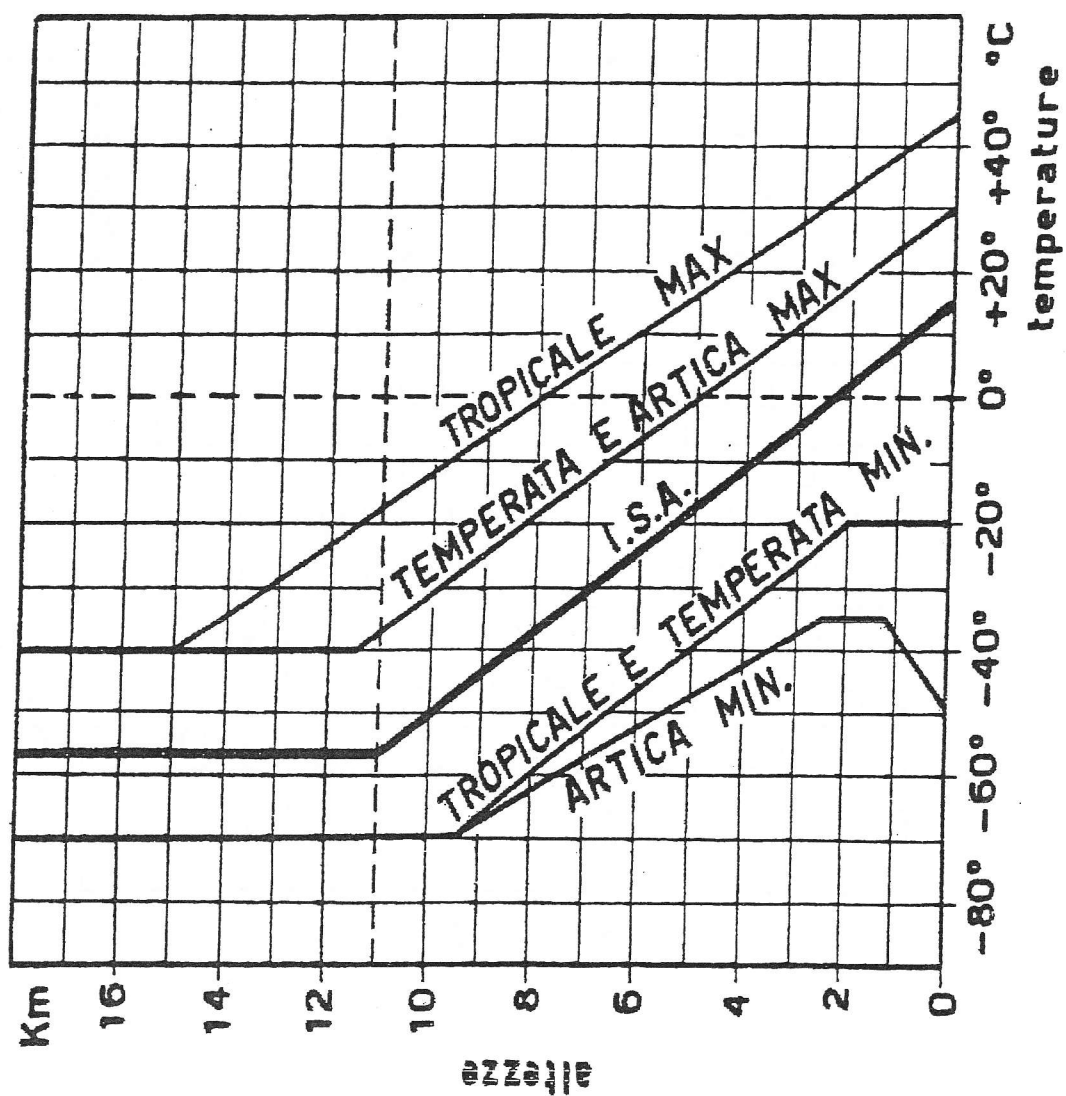


Figura 10: Profili limite di temperatura convenzionali

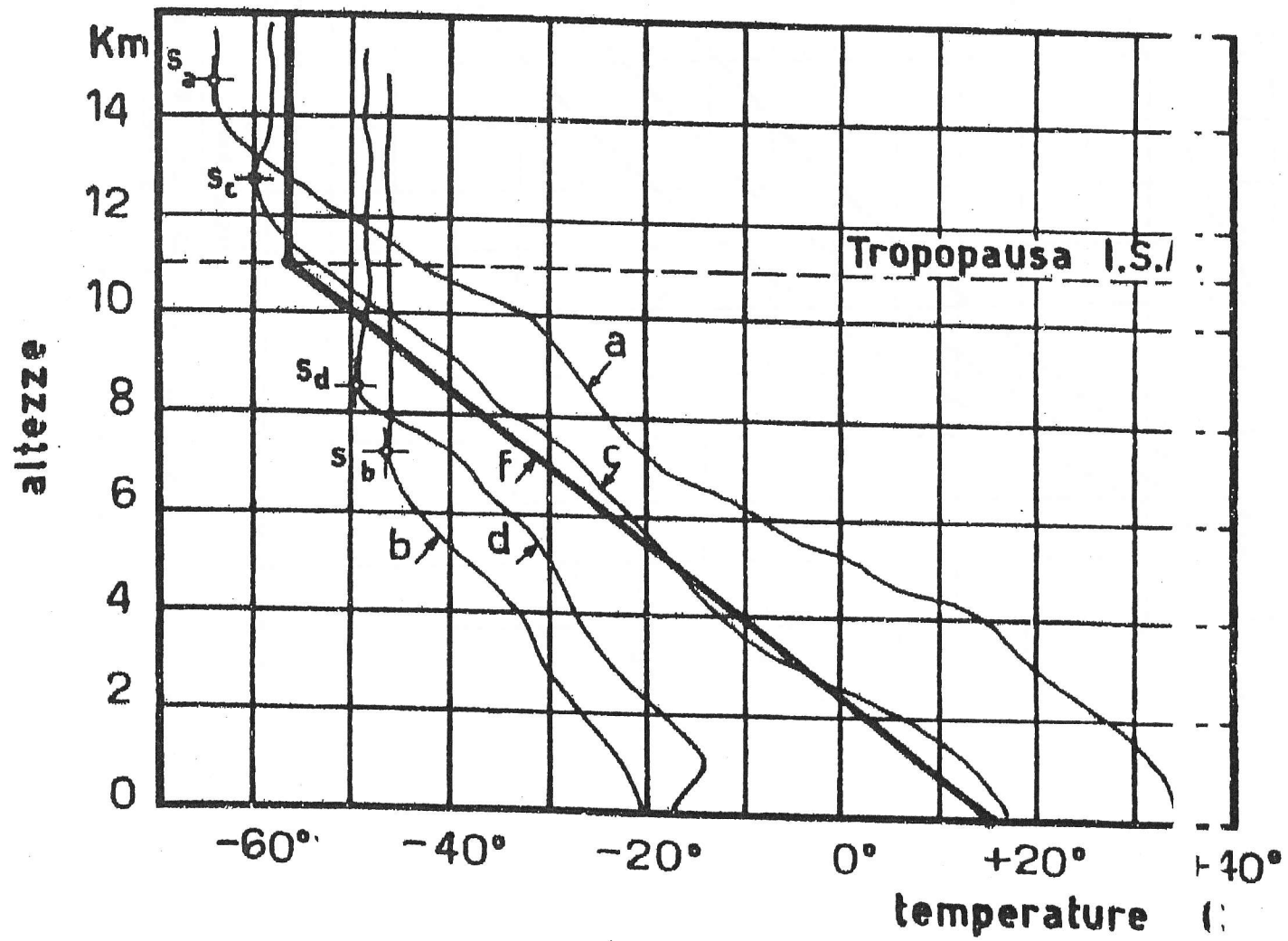
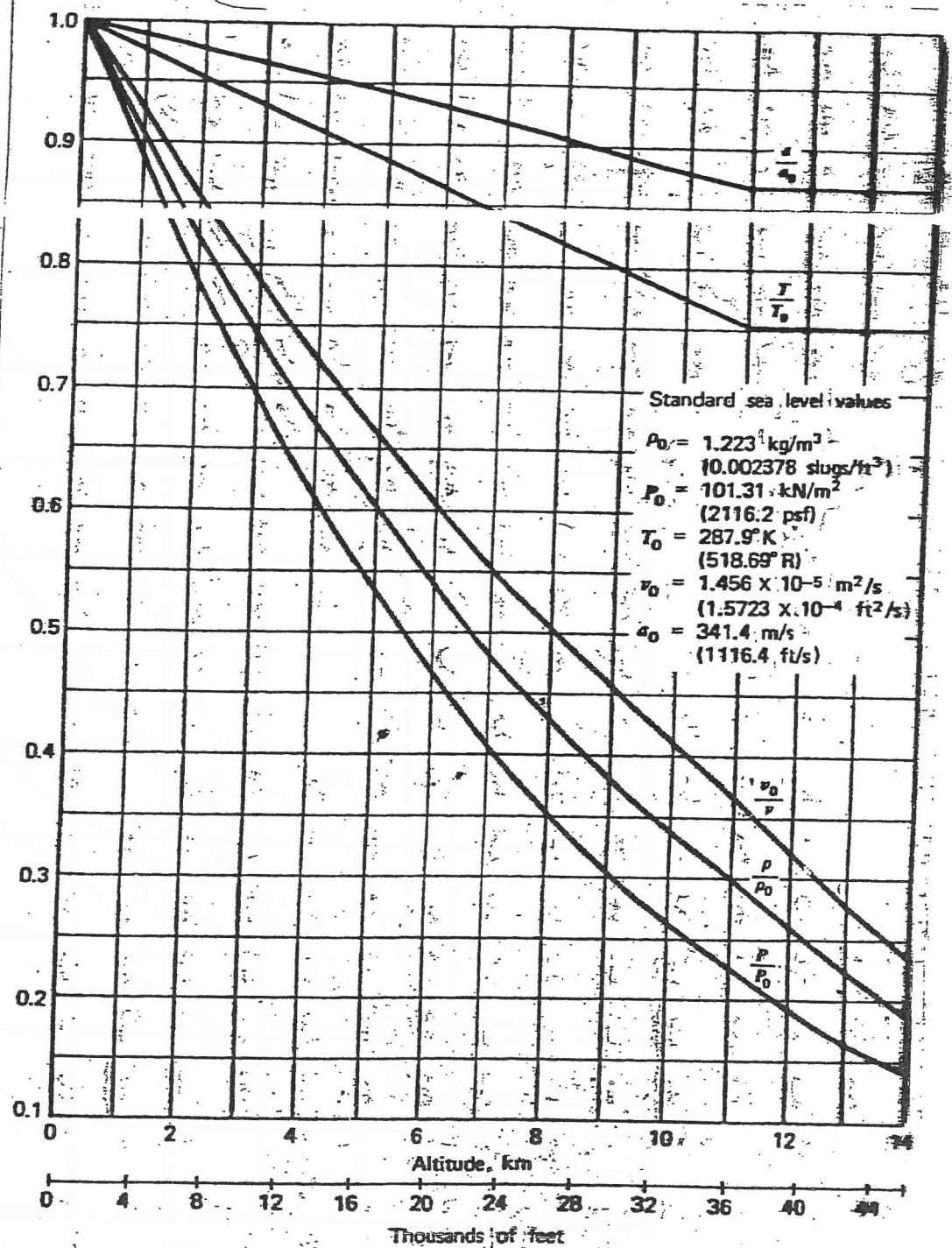


Figura 9: Profili di temperatura reali

ISA (International Standard Atmosphere)



The standard atmosphere

Properties of the U.S. Standard Atmosphere and Conversion Factors

TABLE 12 U.S. STANDARD ATMOSPHERE IN METRIC UNITS

Alt.	Temp.	Temp. Ratio	Press.	Press. Ratio	Density	Density Ratio	Coeff. of Viscosity	Speed of Sound
h (m)	T (°K)	θ	p (N/m ²)	δ	ρ (Kg/m ³)	σ	μ (N - sec/m ²) ($\times 10^{-5}$)	V _a (m/sec)
Geopotential								
0	288.2	1.0000	101,325	1.0000	1.2250	1.0000	1.789	340.3
500	284.9	0.9888	95,460	0.9421	1.1673	0.9529	1.774	338.4
1,000	281.7	0.9775	89,874	0.8870	1.1116	0.9075	1.758	336.4
1,500	278.4	0.9662	84,555	0.8345	1.0581	0.8637	1.742	334.5
2,000	275.2	0.9549	79,495	0.7846	1.0065	0.8216	1.726	332.5
2,500	271.9	0.9436	74,682	0.7371	0.95686	0.7811	1.710	330.6
3,000	268.7	0.9324	70,108	0.6919	0.90912	0.7421	1.694	328.6
3,500	265.4	0.9211	65,764	0.6490	0.86323	0.7047	1.678	326.6
4,000	262.2	0.9098	61,640	0.6083	0.81913	0.6687	1.661	324.6
4,500	258.9	0.8985	57,728	0.5697	0.77677	0.6341	1.645	332.6
5,000 -	255.7	0.8872	54,019 -	0.5331	0.73612	0.6009	1.628	320.5
5,500	252.4	0.8760	50,506	0.4985	0.69711	0.5691	1.612	318.5
6,000	249.2	0.8647	47,181	0.4656	0.65970	0.5385	1.595	316.4
6,500	245.9	0.8534	44,034	0.4346	0.62384	0.5093	1.578	314.4
7,000	242.7	0.8421	41,060	0.4052	0.58950	0.4812	1.561	312.4
7,500	239.4	0.8309	38,251	0.3775	0.55662	0.4544	1.544	310.2
8,000	236.2	0.8196	35,599	0.3513	0.52517	0.4287	1.527	308.1
8,500	232.9	0.8083	33,099	0.3267	0.49509	0.4042	1.510	305.9
9,000	229.7	0.7970	30,742	0.3034	0.46635	0.3807	1.492	303.8
9,500	226.4	0.7857	28,523	0.2815	0.43890	0.3583	1.475	301.6
10,000	223.2	0.7745	26,436	0.2609	0.41271	0.3369	1.457	299.5
10,500	219.9	0.7632	24,474	0.2415	0.38773	0.3165	1.439	297.3
11,000	216.7	0.7519	22,632	0.2234	0.36392	0.2971	1.422	295.1
11,500	216.7	0.7519	20,916	0.2064	0.33633	0.2746	1.422	295.1
12,000	216.7	0.7519	19,330	0.1908	0.31083	0.2537	1.422	295.1

TABLE A2 (CONT'D) U.S. STANDARD ATMOSPHERIC IN METRIC UNITS

Alt.	Temp.	Temp. Ratio	Press.	Press. Ratio	Density	Density Ratio	Coeff. of Viscosity	Speed of Sound
h (m)	T (°K)	σ	p (N/m ²)	δ	ρ (Kg/m ³)	σ	μ (N - sec/m ²) ($\times 10^{-5}$)	V_a (m/s)
Geopotential								
12,500	216.7	0.7519	17864	0.1763	0.28726	0.2345	1.422	295.1
13,000	216.7	0.7519	16510	0.1629	0.26548	0.2167	1.422	295.1
13,500	216.7	0.7519	15258	0.1506	0.24536	0.2003	1.422	295.1
14,000	216.7	0.7519	14101	0.1392	0.22675	0.1851	1.422	295.1
14,500	216.7	0.7519	13032	0.1286	0.20956	0.1711	1.422	295.1
15,000	216.7	0.7519	12044	0.1189	0.19367	0.1581	1.422	295.1
15,500	216.7	0.7519	11131	0.1099	0.17899	0.1461	1.422	295.1
16,000	216.7	0.7519	10287	0.1015	0.16542	0.1350	1.422	295.1
16,500	216.7	0.7519	9507	0.09383	0.15288	0.1248	1.422	295.1
17,000	216.7	0.7519	8787	0.08672	0.14129	0.1153	1.422	295.1
17,500	216.7	0.7519	8121	0.08014	0.13058	0.1066	1.411	295.1
18,000	216.7	0.7519	7505	0.07407	0.12068	0.09851	1.422	295.1
18,500	216.7	0.7519	6936	0.06845	0.11153	0.09104	1.422	295.1
19,000	216.7	0.7519	6410	0.06326	0.10307	0.08414	1.422	295.1
19,500	216.7	0.7519	5924	0.05847	0.095257	0.07776	1.422	295.1
20,000	216.7	0.7519	5475	0.05403	0.088035	0.07187	1.422	295.1

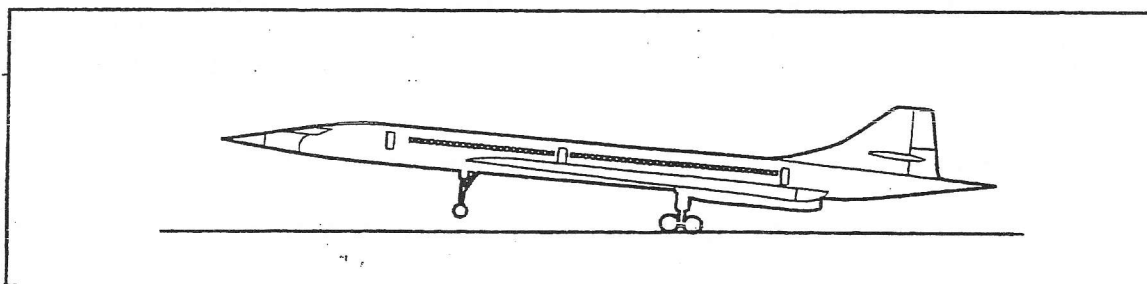
TABLE A3 CONVERSION FACTORS

Multiply	by	To obtain
feet (ft)	0.3048	meters (m)
meters (m)	3.281	feet (ft)
statute miles (s.m.)	5,280	feet
	1.609	kilometers
	0.8690	nautical miles (n.m.)
nautical miles (n.m.)	6,076	feet
	1.852	kilometers (km)
	1.1508	statute miles (s.m.)

Properties of the U.S. Standard Atmosphere and Conversion Factors

TABLE A3 (CONT'D) CONVERSION FACTORS

Multiply	by	To obtain
feet/sec	0.5921	n.m./hr (kts)
	0.6818	s.m./hr
	1.097	km/hr
n.m./hr or knots (kts)	1.689	ft/sec
	1.151	s.m./hr
	1.852	km/hr
s.m./hr (mph)	1.467	ft/sec
	1.609	km/hr
	0.8684	kts
rad/sec	0.1592	revolutions/sec
	9.549	revolutions/min (rpm)
	57.296	deg/sec
revolutions/min (rpm)	0.10472	rad/sec
slug	14.59	kilograms
kilogram	0.06854	slugs
pound (lbs)	4.448	newtons
pounds per square feet (psf)	47.88	newtons per square meter
pounds per square inch (psi)	6.895	newtons per square meter
British Thermal Unit	0.0003927	horsepower-hours
foot-pound (ft-lbs)	1.356	newton-meters
horsepower	550	foot-lbs/sec



MISURA DELLE CARATTERISTICHE DELL'ATMOSFERA PER UN VELIVOLO

La misura delle caratteristiche dell'atmosfera in un velivolo è importante, in quanto si possono valutare le caratteristiche nelle quali stiamo effettuando il volo.

In particolare è importante conoscere il numero di Mach, è importante, dalla misura della pressione dinamica, poter ricavare la velocità (e quindi conoscere la densità dell'aria).

Solitamente in un velivolo le misure che vengono effettuate sono le seguenti :

- **L'anemometro** misura la pressione dinamica q (misura una pressione differenziale).
Assumendo che la densità dell'aria sia quella al livello del mare, si può trasformare la lettura in velocità indicata,

$$V_i = \sqrt{2q/\rho_0} \quad \text{detta anche IAS (Indicated Air Speed)}$$

Si può poi passare alla velocità vera se conosco la densità (che non sarà uguale a ρ_0)

- **Altimetro** , misura la pressione statica. In pratica la quota nei velivoli viene valutata attraverso la misura della pressione atmosferica e, riferendosi alle tabelle dell'aria tipo si può valutare la quota dalla pressione.
- **Misura della Temperatura esterna** che avviene attraverso una termocoppia.
Si può misurare la cosiddetta OAT (Temperatura esterna).

m. b. Quindi, solitamente, viene misurata la pressione statica esterna e la temperatura, ma non la densità che risulterebbe di non facile misura.

Rifacendosi alle condizioni di atmosfera ISA (che, ricordo sono state ricavate considerando che l'aria è un gas perfetto e che vale la legge di Stevino, ed assumendo un certo profilo di temperatura atmosferica con gradiente pari a 6.5°C/Km).

RIEPILOGO

Facciamo riferimento ai rapporti delle caratteristiche fisiche di maggior interesse, cioè pressione, temperatura e densità.

$$\theta = (T/T_0) \quad \text{ricavabile dalla legge} \quad T(z) = T_0 - T_z z \quad \text{con} \quad T_z = 0.0065^\circ\text{C/m}$$

$$\delta = (p/p_0) = \theta^{5.256}$$

$$\sigma = (\rho/\rho_0) = \theta^{4.256}$$

Quando si considera la quota corrispondente a certi valori di pressione secondo la tabella dell'atmosfera standard si parla di quota-pressione (pressure altitude), quando invece si parla di quota corrispondente a certi valori di T si parla di quota-temperatura (temperature-altitude) e per la densità si parla di quota-densità (density-altitude).

Ad esempio, secondo la tabella ISA, la quota pressione corrispondente ad una $p = 54019 \text{ N/m}^2$ è pari a 5000 m.

Analogamente, la quota-densità corrispondente ad un rapporto di densità $\sigma = 0.51$ è 6500 m.

ATMOSFERA - ESERCIZI**ES. 1**

Un altimetro tarato secondo l'atmosfera standard legge 5000 m.
La temperatura esterna misurata è di $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($268.2\text{ }^{\circ}\text{K}$).

Ricavare la densità, la density-altitude e la temperature-altitude.

Svolgimento:

Dalla tabella ricavo in corrispondenza di $z=5000\text{ m}$ $\Rightarrow p=54019\text{ Pa}$
Noto che la temperatura è ben diversa da quella che trovo a 5000 m in atmosfera standard (che è $-17\text{ }^{\circ}\text{C}$), cioè mi trovo in giorno caldo.

Posso ricavare la densità dall'equazione di stato del gas $p=\rho R T$, poiché conosco 2 quantità, cioè la pressione e la temperatura.

$\rho = p / (RT) = 0.70\text{ Kg/m}^3$ e ricavo $\sigma = 0.70/1.225 = 0.571$
la quota-densità corrispondente a questo σ è di circa 5450 m.

Il valore di $\theta = (268.2)/(288.2) = 0.93 \Rightarrow$ La quota-temp. è 3000 m.

ES. 2

L'altimetro legge 4000 m
Se la density-altitude è 3000 m, trovare la temperatura effettiva alla quota alla quale ci troviamo.

Svolgimento:

Dalla Tabella ISA si può ricavare il
rapporto delle densità $\sigma = 0.742$ (in corrisp di 3000 m)
rapporto delle pressioni $\delta = 0.608$ (in corrisp di 4000 m)

Da cui $\theta = \delta / \sigma = 0.82$ Da cui $\Rightarrow T = -36.9\text{ }^{\circ}\text{C}$

ES. 3

Su un velivolo è montato un altimetro calibrato in atmosfera standard.
Un certo giorno la pressione al livello del mare (livello dell'aeroporto) è di 95000 Pa. (bassa pressione) e la temperatura misurata è di $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($298\text{ }^{\circ}\text{K}$).
Assumendo che la variazione di temperatura con la quota sia di $6.5\text{ }^{\circ}\text{C/Km}$, se in volo, dopo il decollo l'altimetro segna 5000 m, qual è la vera quota al di sopra del livello del mare alla quale ci troviamo?

Svolgimento:

Se l'altimetro segna 5000 m, vuol dire che la pressione alla quota alla quale ci troviamo è di $p = 54019\text{ Pa}$ (dalla tabella).
Indichiamo con 2 questa condizione e con 1 la condizione relativa alla misura effettuata alla partenza al livello del mare.

Poiché vale la legge $T(z)=T_0 - T_z z$ con $T_z = 0.0065\text{ }^{\circ}\text{C/m}$

Posso scrivere la relazione:

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{5.256} \quad \text{avendo indicato con 1 e 2 le condizioni al livello del mare alla partenza e nella}$$

condizione di volo alla quale si vuole misurare la quota.

Dalla relazione posso ricavare T_2 , poiché le condizioni in 1 (livello del mare) sono note ed in 2 è nota.

$$T_2 = 0.898 T_1 = 267.8 \text{ °K}$$

Sapendo che la Temperatura al livello del mare è di 298 °K, ottengo una differenza di $298.2 - 267.8 = 30.4 \text{ °K}$.

Quindi posso ricavare la differenza di quota tra le due condizioni, che corrisponderà alla quota sul livello del mare alla quale ci troviamo, essendo in 1 al livello del mare.

$$z = 30.4 / 6.5 = 4677 \text{ m}$$

ESERCIZI DA SVOLGERE :

- A) Un altimetro standard legge 7000 m e la temperatura esterna è -10 °C . Qual'è la density-altitude?
- B) Un velivolo è su una pista che si trova a 1000 m di quota. La pressione atmosferica misurata sulla pista è di 85000 Pa. La temperatura esterna è di 15 °C . L'altimetro viene settato a questo livello di pressione, così da segnare quota pari a 0 al decollo. Dopo la salita il velivolo si trova in crociera e il pilota legge sull'altimetro 9000 m di quota indicata. Assumendo una legge di variazione della temperatura di 6.5 °C/Km (standard), qual è la vera quota sul livello del mare e sulla pista alla quale si trova il velivolo?
- C) Un altimetro è calibrato in atmosfera standard. Su un velivolo è montato un altimetro calibrato in atmosfera standard.

Un certo giorno la pressione al livello del mare (livello dell'aeroporto) è di 105000 Pa. (alta pressione) e la temperatura misurata è di 25 °C (298 °K).

Assumendo che la variazione di temperatura con la quota sia di 6.5 °C/Km , se in volo, dopo il decollo l'altimetro segna 8000 m, qual è la vera quota al di sopra del livello del mare alla quale ci troviamo?