

空氣的性質

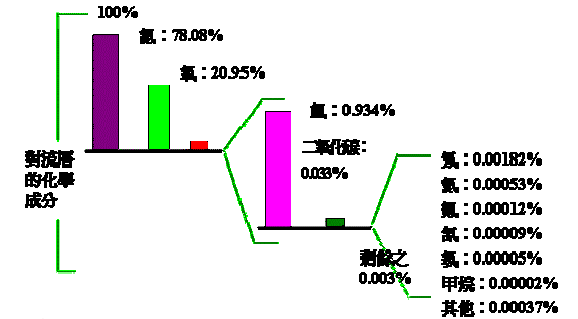
- 王細洋，航空概論，航空工業出版社，2004
- 周仲島教授，大氣科學概論，ppt
- 維基百科，<http://zh.wikipedia.org/>
- M. J. Zucrow，JD Hoffman，Gas Dynamics，Vol. I，1976

空氣的基本性質

- 空氣是由不同成分的氣體分子所組成的。這些分子不停地、無規則地運動著，分子之間有著很大的自由距離。分子以不同的運動速度向不同方向運動，並且互相碰撞，他們的動能以熱能和壓力的形式表現出來。空氣按體積計算，氮氣約占78%，氧氣約占21%，其餘為二氧化碳、氫、氫、氬、氖等氣體。

王細洋，航空概論，航空工業出版社，2004

空氣的組成



周仲島教授，大氣科學概論，ppt

氮氣

- 氮是空氣中含量最多的氣體，約佔空氣總體積的五分之四。
- 氮氣是無色、無臭、無味的氣體。
- 氮氣不可燃亦不助燃，在室溫下幾乎不發生任何反應，但在高溫時仍可與部分金屬及非金屬發生反應。

氮氣用途

- 植物所需要的氮肥，以及工業上製造氨，都是以氮氣為原料。
- 在食品包裝中抽出普通的空氣，而填充入氮氣，則可保持食物的新鮮。



氧氣

- 氧在空氣中的含量佔第二位，約佔空氣總體積的五分之一。
- 氧氣是無色、無臭、無味的氣體。
- 氧供給動植物呼吸，對生物來說非常重要。
- 此外，氧也能使鐵生鏽，及幫助木材燃燒。

氬氣

- 氬氣是空氣中含量佔第三位的氣體。
- 氬氣無色、無臭、無味。
- 氬不可燃亦不助燃，無論在室溫或高溫下都極不易發生反應；在焊接金屬時使用氬氣可防止金屬與氧反應。
- 這一類的氣體被稱為惰性氣體。惰性氣體除了氬之外，尚有氫、氖等。



HELI-ARC WELDING

惰性氣體

- 氬的密度很小，僅次於氫氣。因為它非常不活潑而不易發生反應，因此用它來填充氣球要比一般市面上常見的氫氣球安全多了。
- 填入氬氣的燈管通電時會發出紅光，可做為信號燈或霓虹燈(neon lamp)。



大氣飛行環境

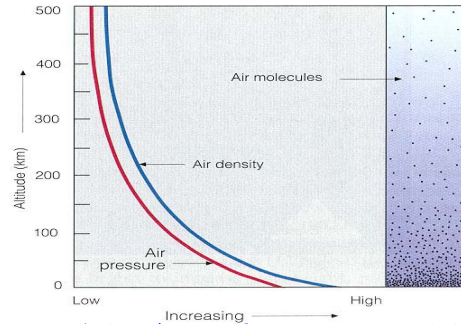
- 大氣層的底界是地面，而頂界則沒有明顯的自然界限。如果以空氣密度接近於星際氣體密度的高度來作為頂界，其高度約為2000~3000km。大氣的各種特性沿鉛垂方向上的差異非常顯著，例如空氣密度和壓力都隨高度的增加而減小。在10km高度，空氣密度只相當於海平面空氣密度的1/3，壓力約為海平面壓力的1/4；在100km高空，空氣密度只是地面附近空氣密度的百萬分之零點四，其壓力只是地面附近空氣壓力的百萬分之零點三。

星際氣體

- 星際物質是極度稀薄的電漿、氣體、和塵埃，是離子、原子、分子、塵埃、電磁輻射、宇宙射線、和磁場的混合體。物質的成分是99%的氣體和1%的塵埃，充滿在星際間的空間。這種極端稀薄的混合物，典型的密度從每立方公尺只有數百到數億個質點，以太初核合成的結果來看氣體的成分，在數量上應該是90%氫和10%的氦，和其他微跡的「金屬」（以天文學說法，其他的元素都是金屬）。

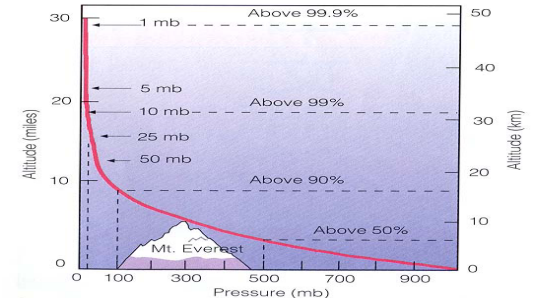
維基百科

大氣層



- 大氣的質量分布，氣壓和空氣密度都隨高度增加而減少

大氣層

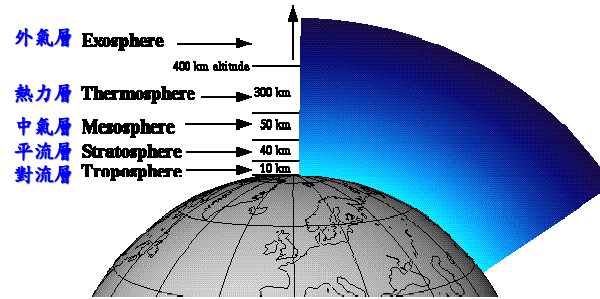


- 大氣壓力隨高度迅速減少，在5.5km高度，氣壓為500mb，約有一半的大氣分子集中在此高度以下。

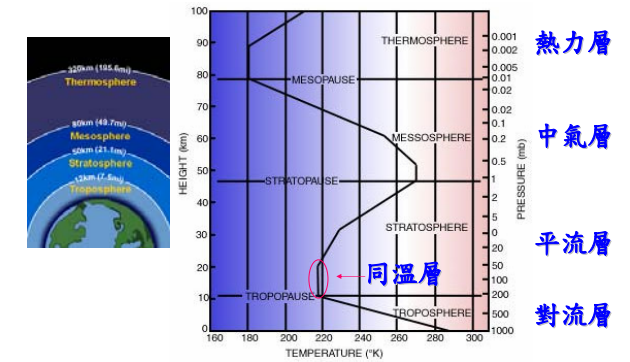
氣壓

- 由於地球重力場之故 地球大氣對地表做功(往下) 氣壓定義為地表單位面積所承受大氣重量的力稱之地表平均大氣壓力可以估計如下
- 大氣的總質量 M_a 為 $5.14 \times 10^{18} \text{Kg}$
- 重力加速度為 $g = 9.8 \text{ m s}^{-2}$
- 地球平均半徑為 $R_e = 6370 \text{ Km}$
- $P_0 = (M_a g) / 4\pi R_e^2 = 10^5 \text{ Pa} = 1,000 \text{ mbar}$
- 氣壓的單位
- $1 \text{ Pa} = 1 \text{ N m}^{-2} = 1 \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-2}$; $1 \text{ dyn} = 1 \text{ g cm s}^{-2}$
- $1 \text{ bar} = 10^6 \text{ dyn cm}^{-2} = 10^6 \text{ g cm}^{-1} \text{ s}^{-2} = 10^6 \times (10^3) \text{ kg (10}^2) \text{ m}^{-1} \text{ s}^{-2} = 10^5 \text{ Pa}$

大氣層(以高度)劃分



大氣層(溫度)劃分



對流層

- 大氣中最低的一層為對流層，其底界是地面，頂界則隨緯度和季節而變化。對流層中，氣溫隨高度的增加而降低。
- 對流層的厚度，低緯度地區平均為16~18km，中緯度為10~12km，高緯度為8~9km。
- 夏季由於氣溫高，厚度要比冬季大。每天早、午、晚的氣溫變化也同樣影響對流層的厚度。
- 對流層集中了全部大氣質量的3/4和幾乎全部的水汽，這主要是地球引力作用的緣故。對流層是天氣變化最複雜的層次，飛行中所遇到的各種重要天氣變化幾乎都出現在這一層中。

平流層

- 平流層的空氣稀薄，所包含的大氣質量約占整個大氣質量的四分之一左右。其位於對流層之上，頂界擴展到50~55km。在平流層內，隨著高度的增加，起初氣溫保持不變(為190K)或者略有升高;到20~30km以上，氣溫升高很快;到了平流層頂，氣溫升至270~290K。平流層此種氣溫分佈的特徵係因受地面影響較小與存在大量臭氧有關。過去常稱這一層為「同溫層」，實際上這指的是平流層的下部。平流層中空氣沿鉛垂方向的運動較弱，因而氣流比較平穩，能見度較好。

平流層

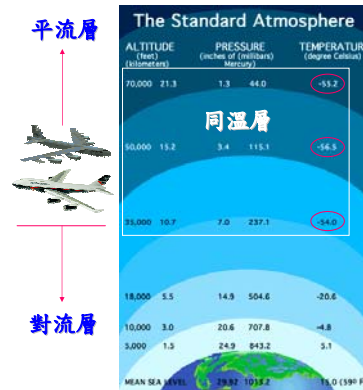
- 平流層內水蒸氣極少，通常沒有雨、雲、霧、雪、雹等天氣現象。空氣沒有上、下對流，所以沒有垂直方向的風，只有水平方向的風，而且風向穩定。這是因為高空的空氣稀薄，運動時摩擦力小，當大氣層的空氣隨著地球自轉時，上層的空氣會出現滯後現象，這樣相對地面來說，就形成水平方向的風。這一層晴空萬里，氣流平穩，空氣阻力小，對飛行有利。尤其是現代噴氣式客機多在11~12km的平流層底層飛行，十分平穩。

B-52 同溫層轟炸機

- B-52 是美國波音公司研製的次音速遠端戰略轟炸機，綽號「同溫層堡壘」(Stratofortress)，可以攜帶常規武器和核武器，以高次音速在 15000 米高空飛行。



客機巡航高度



A310	37000 ft
A330	41000 ft
A340	41000 ft
B747	45000 ft
B777	41000 ft

監偵器類型

監偵器類型	高度	速度 馬赫	耐航 小時	負載 (磅)	感測器	價格 \$億
KH-12 偵察衛星	200 公里				E/O	15 20
RQ-4A 全球之鷹	65000 呎	0.57	42	2000	SAR E/O IR	0.51 (0.2)
E-8A J-STARS	42000 呎	0.84	11	9592 7 34 頁	SAR MTI	2.25
U-2	70000 呎	0.58	10	2600	E/O IR	0.52
HAA 高空飛船	70000 呎		極長			研發中

中間層

- 中間層從 50~55km 伸展到 80~85km 高度，這一層的特點是：隨著高度的增加，氣溫下降，空氣在鉛垂方向有相當強烈的運動，這一層頂部的氣溫可低至 160~190K。中間層空氣非常稀薄，質量只占大氣質量的三千分之一。
- 由於中氣層富含電子，很多電訊人造衛星都在這裏運轉，有利於電訊的接收與反射。
- 中氣層以上為熱氣層，也就是最外層。這層的空气極為稀薄。

標準大氣

Air is a Gas. 78% Nitrogen, 21% Oxygen, traces H₂O, CO₂, Ar, ..

Property	Dimensions	Value (SLS [*])	
		Metric	English
Mass, Volume			
Density (ρ)	mass/volume	1.229 kg/m ³	.00237 slug/ft ³
Specific Volume (v)	volume/mass	.814 m ³ /kg	422 ft ³ /slug
Pressure (p)	force/area	101.3 kN/m ²	14.7 lb/in ²
Temperature (T)	degrees	15 °C	59 °F
Viscosity (μ)	force-time/area	1.73×10^{-4} N-s/m ²	3.62×10^{-7} lb-s/ft ²

* Sea Level Static (Standard Day)

流體的特性

- 流體是液體和氣體的總稱。和固體不同，流體沒有確定的幾何形狀。把流體盛滿在某容器內，其形狀就取決於該容器的幾何形狀。
- 流體的這種容易流動(或抗拒變形能力很弱)的特性，稱之為易流性。
- 在流體中，氣體和液體又有所不同。一定量的液體雖無確定的幾何形狀，但卻有一定的體積，在容器中能夠形成一定的自由表面。而氣體則不同，連體積也是不確定的，總是能夠充滿容納它的整個容器。

連續介質假設

- 在物理學中，我們知道流體是由大量分子組成的，每個分子都在不停地作無規則的熱運動。彼此不時碰撞，交換著動量和能量。分子之間距離很大，分子的平均自由程(指一個分子經一次碰撞後到下一次碰撞前平均走過的距離)比分子本身的尺寸大得多。以空氣為例，在標準狀況下，每立方厘米的空間內約有 2.7×10^{19} 個空氣分子，空氣分子的平均自由程約為 6×10^{-6} cm，而空氣分子的平均直徑約為 3.7×10^{-8} cm，兩者之比約為 170:1。

連續介質假設

- 液體雖然比氣體稠密得多，但分子之間仍然有相當的距離。因此，從微觀上來說，流體是一種有間隙的不連續介質。但在分析遠前方氣流以速度 v_{∞} 流過飛機產生的流動現象時，因為飛機的特徵尺寸一般以 m 計，至少以 cm 計，比流體分子的平均自由程(mean free path)大得多。流體的運動既然是由飛機所引起的，流體受飛機的擾動而運動時，必然是大量流體分子一起運動的。因此，一般並不需要詳細地研究流體分子的個別運動，而是研究流體的宏觀運動。

連續介質假設

- 因此連續介質假設，是把流體看成連綿一片的、沒有間隙的、充滿了它所佔據的空間的連續介質。
- 連續介質假設是建立在流體分子平均自由程遠遠小於物體的特徵尺寸的基礎上的。在某些情況下，例如在 120km 的高空，空氣分子的平均自由行程和飛行器的特徵尺寸在同一數量級，連續介質假設就不再成立。
- 如對於航天飛行器，當其在高空大氣層和外層空間中飛行時，空氣分子間的平均自由行程很大，這時就不能當作連續介質來處理。

連續介質假設

$$Kn \equiv \lambda/L$$

Kn = 納森數 (Knudsen number)

λ = 平均自由程 (mean free path)

L = 特徵長度 (physical length)

$Kn < 0.01$	連續流
$0.01 < Kn < 0.1$	滑移流 (Slip flow)
$0.1 < Kn < 3.0$	過渡流 (Transition flow)
$3.0 < Kn$	自由分子流 (Free molecule flow)

M. J. Zucrow, JD Hoffman: Gas Dynamics, Vol. I, 1976

流體狀態參數

- 流體的狀態參數係指密度 ρ ，溫度 T ，壓力 p 三個參數。
- 流體的密度 ρ 是指流體所佔空間內，單位體積中包含的質量。如流體的質量為 m ，佔有的體積為 V ，則 $\rho = m/V$ ，單位是 kg/m^3 。
- 流體的溫度 T ，是流體分子運動劇烈程度的指標，熱力學單位是 K 。
- 絕對溫度 ($^{\circ}K$) = 攝氏溫度 ($^{\circ}C$) + 273.16 度

絕對溫度

- 根據物理定律，溫度為 $0^{\circ}C$ 的理想氣體在定體積時，每下降 $1^{\circ}C$ 時壓力會降低 $1/273$ 。
- 同理，在定壓力下，每下降 $1^{\circ}C$ 時體積縮小 $1/273$ 。
- 因此理論上在零下 $273^{\circ}C$ 的理想氣體會成為沒有熱能的狀態，這時的溫度就稱為絕對零度 ($0 K$)
- 在絕對零度下，原子的運動完全停止了，並且從理論上講，氣體的體積應當是零。

絕對溫度與超導體

- 1908年，荷蘭物理學家昂內斯，利用液態氦在壓力下將氦冷卻至 $-255^{\circ}C$ ($18K$)，從而液化了氦。昂內斯由於這項低溫的研究而得到了1913年的諾貝爾物理學獎。然而，昂內斯不只是達到了新的溫度深度，他還第一個指出那種低溫狀態下物質所存在的一些奇特性質，其中之一就是超導性。1911年，昂內斯在低溫下試驗汞的電阻，預期對電流的阻力會平穩地減小，因為去掉熱會使金屬中原子的正常振動減慢。但是在絕對溫度 $4.12K$ ，汞的電阻卻突然完全消失了，電流流過它沒有喪失任何強度。

絕對溫度與超導體

- 很快地昂內斯又發現其他金屬也具有超導性。例如鉛在絕對溫度 $7.22K$ 變成為超導體。在液氦的溫度下，幾百安培的電流繞著鉛圈流動，這樣經過了兩年半時間，沒有可察覺的減少量。當使溫度愈來愈低時，更多的金屬加入超導名單，錫在絕對溫度 $3.7K$ 變成超導；鋁在絕對溫度 $1.2K$ ；銻在絕對溫度 $0.8K$ ；鈦在絕對溫度 $0.53K$ ；鉛在絕對溫度 $0.35K$ 。目前所知大約有 1400 種不同的元素或合金可呈現超導性。

絕對溫度與超導體

- 1987年初，在美國工作的華裔科學家吳茂昆、朱經武等發現了超導轉變溫度高達 90 度絕對溫度的超導體。
- 超導體在電力能源、超導磁體、生物、醫療科技、通信和微電子等領域有廣泛的應用。
- 傳統電纜由於有電阻，電流密度只有 $300-400$ 安培/平方釐米，而高溫超導電纜的電流密度可超過 10000 安培/平方釐米，傳輸容量比傳統電纜要高 5 倍左右，功率損耗僅相當於後者的 40% 。因而在城市中心配電、水電站等需要大電流的場合具有重要的應用價值。

流體狀態參數

- 流體的壓力 p 是指作用在單位面積上且方向垂直於此面積 (沿內法線方向) 的力，俗稱壓力，單位是 N/m^2 或 Pa 。
- 就空氣來講，空氣的壓力是眾多空氣分子在一面積上不斷撞擊產生作用的結果。在飛機上產生的空氣動力，特別是升力，大都是來自於飛機外表面上的空氣壓力。

理想氣體

- 理想氣體是氣體分子運動論中所採用的一種模型氣體。其分子是一種完全彈性的微小球粒，內聚力十分微小，可以忽略不計，彼此只有在碰撞時才發生作用，微粒的實有總體積和氣體所佔空間相比較可以忽略不計。遠離液態的氣體基本符合這些假設，通常狀況下的空氣也符合這些假設，可以看作為一種理想氣體。

理想氣體

- 任何狀態下，氣體的壓力、密度和溫度之間都存在一定的函數關係，即
- $$p = p(\rho, T)$$
- 此函數關係稱之為氣體的狀態方程。
- 理想氣體的狀態方程形式為
- $$p = \rho RT$$

式中， R 為氣體常數，各種氣體的氣體常數是不相同的。空氣是多種組分構成的混合物，按其組分的質量比例計算，當 $\rho = 1.0132 \times 10^5 Pa$ ， $T = 293.15K$ 時，空氣的氣體常數為 $287.053 m^2/(s^2 \cdot K)$ 。

流體統御方程式的建立



Newton
(1642-1727)
In vector form
牛頓第二定律 $F = m \frac{\partial V}{\partial t}$

(1687)物體的動量對時間的變化率同該物體所受的力成正比



Euler
(1707-1783)
歐拉方程式 $\frac{DV}{Dt} = B - \frac{1}{\rho} \nabla p$

(1755)認為相鄰兩流體隔離體之間的作用力僅為壓力



Navier
(1785-1836)
納維-斯托克斯方程



Stokes
(1819-1903)

$$\frac{DV}{Dt} = B - \frac{1}{\rho} \nabla p - \frac{1}{\rho} \left\{ \nabla \left[\frac{4}{3} \mu (\nabla \cdot V) \right] - \nabla \times [\mu (\nabla \cdot V)] \right\}$$

(1821)考慮流體的黏滯性

連續流體 $Kn < 0.01$

牛頓流體 $\tau = \mu \left(\frac{du}{dy} \right)$

無黏 $\mu = 0$ **Euler eq.** **黏性** $\mu \neq 0$

無旋
 $\nabla \times V = 0$

不可壓縮
 $\rho = c$

壓縮
 $\rho \neq c$

N-S eq.

不可壓縮
 $\rho = 0$ $\nabla \cdot V = 0$
 $M_\infty \leq 0.3$

壓縮
 $\rho \neq 0$ **小擾動**
 $M_\infty > 0.3$

紊流
Reynolds averaging
N-S eq.

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = 0 \quad (1-M_\infty) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = 0$$

Thin layer N-S eq.
Boundary Layer eq.



Similarity Parameters

Glenn
Research
Center

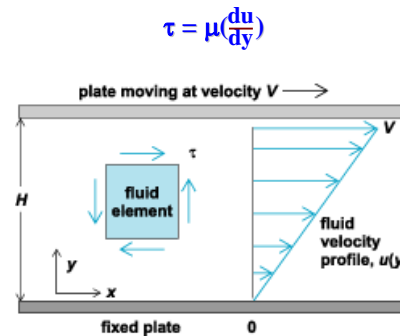
	Viscosity	Compressibility
Characteristic	"Stickiness"	"Springiness"
Parameter	Reynolds (Re)	Mach (M)
Definition	$\frac{\text{density} \times \text{velocity} \times \text{length}}{\text{viscosity coefficient}}$	$\frac{\text{flow velocity}}{\text{speed of sound}}$
Equation	$\frac{\rho \times V \times L}{\mu}$	$\frac{V}{a}$

Aerodynamic Forces depend on Re and M
For a valid experiment, Reynolds Number and Mach Number must match flight conditions.

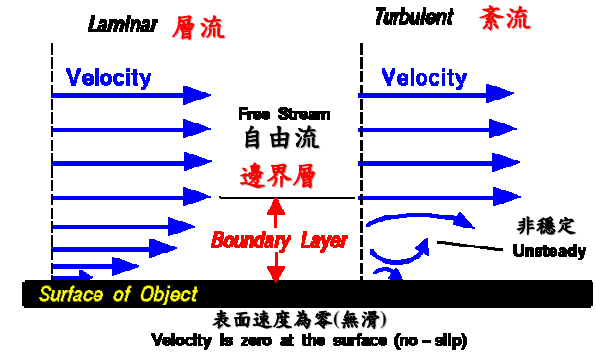
牛頓流體與非牛頓流體

- 依據內摩擦剪應力與速度變化率的關係不同，粘性流體又分為牛頓流體和非牛頓流體。**牛頓內摩擦定律**表示：流體內摩擦剪應力和單位距離上的兩層流體間的相對速度成比例。比例係數 μ 稱為流體動力粘度，常簡稱為粘度。其值取決於流體的性質、溫度和壓力大小。若 μ 為常數，則稱為牛頓流體，否則為非牛頓流體。空氣、水等均為牛頓流體；聚合溶液、含有懸浮粒雜質或纖維的流體為非牛頓流體。

黏度(Viscosity)



層流與紊流



MAV

Size definition:

palm size of vehicle
less than 15 cm

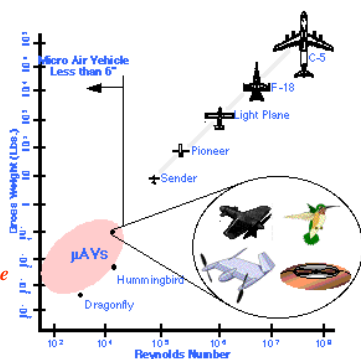
Mission definition:

Speed : 10~20 m/sec

Range : 10 km

Duration : 1 hr

Be Capable of Real Time
day/night imagery



Low Reynolds Number Flow

- Reynolds number = (inertial force) / (viscous force)

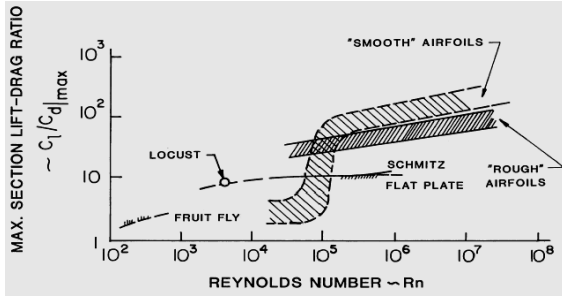
$$\text{Reynolds number} = \frac{(\text{density})(\text{speed of fluid})(\text{distance over which velocity can change})}{(\text{viscosity})}$$

- Inertial force = the amount of kinetic energy in the system over the distance where the system dissipate the energy
- Work = Force x Distance
- (Kinetic energy) / (Distance) = Force

High Re vs. Small Re

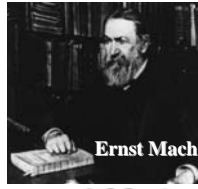
- High Reynolds number - Sliding across the floor on a chair - Inertial force dominates
- Low Reynolds number - Sliding across bottom of swimming pool - Viscous force dominates Low Reynolds number flow is believed to have no turbulence

昇阻比與雷諾數



昇阻比在低雷諾數時會因層流主導而陡降

馬赫數



● 奧地利科學家馬赫在1887發表世界第一篇有關超音速氣動力學的論文，1929年奧國另一知名氣動力學者阿克萊發表論文介紹氣動重要參數-馬赫數以紀念馬赫。

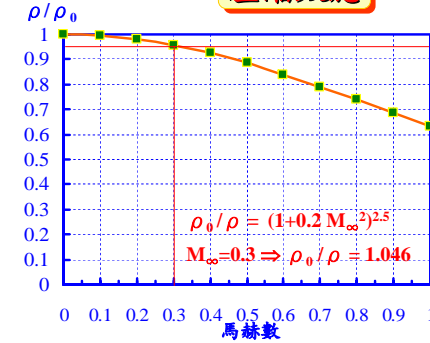


$$M = \frac{V}{a}$$

= 速度 / 音速

音速範圍	M
低次音速	< 0.3
高次音速	0.3-0.6
穿音速	0.6-1.1
超音速	1.0-5.0
極音速	> 5

壓縮效應



空氣是可以壓縮的，可以被壓成高密度，亦可擴散為低密度。

● $Ma < 0.3$, $|\Delta\rho/\rho| < 5\%$ ，密度的相對變化很小，可視為不可壓流體。

氣熱問題

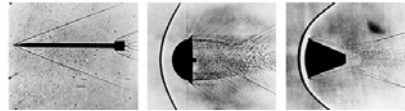
● 超音速飛行隨著馬赫數的增加氣熱問題 (Aerodynamic Heating) 也亦形嚴重。若飛機駐點(總)溫度 (Stagnation Temperature) 為 T_0 ，大氣溫度為 T (絕對溫度 $^{\circ}K$)，則

$$T_0 \approx \left(1 + \frac{r-1}{2} M^2\right) T \quad \text{式中 } r \text{ 為比熱比 (設為 } 1.4)$$

● 若同溫層 (5萬呎) 標準大氣溫度為 $-56.5^{\circ}C$ ($216.5^{\circ}K$)，飛行速度在3馬赫時，飛機總溫度為 $333^{\circ}C$ ，加速到5馬赫時，總溫將達 $1026^{\circ}C$

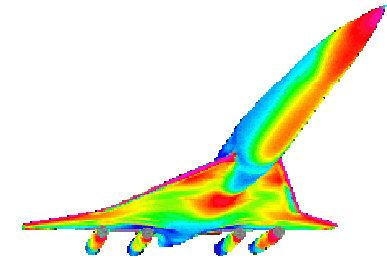
氣熱問題

● 在超音速和高超音速情況下，物體的鈍頭部或鈍前緣附近會出現離體弓形震波，其中央部分近乎正震波，正震波和物體之間的氣體被壓縮而升溫。高溫氣體經邊界層將熱傳給物體，由於在物體頭部的駐點區域和機翼前緣處壓力最高且邊界層最薄，熱傳遞在這個區域中最嚴重。除壓縮引起溫度升高以外，在邊界層中由於粘性摩擦產生摩擦熱也引起溫度升高。



國防科技名詞大典-航空、航空工業出版社,2002

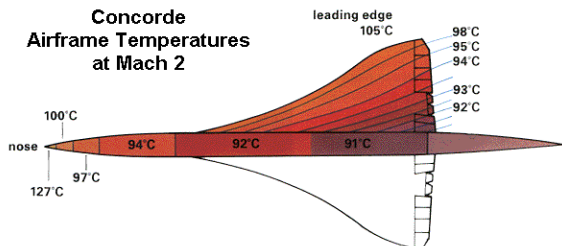
氣熱問題



Pressure contours at Mach 2.1 on an HSCT wing-body

www.cas-cozy.nl/corporate/1-31.html

氣熱問題

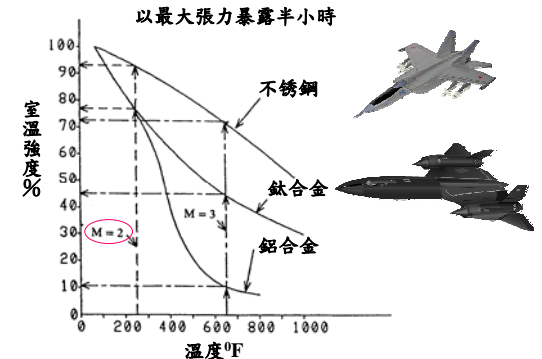


Temperature contours on the Concorde during cruise speed of Mach 2

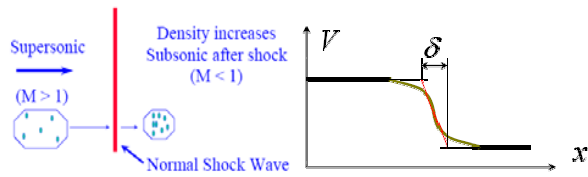
氣熱問題

● 氣動加熱使飛機結構剛度下降、強度減弱，並產生熱應力、應變等現象，甚至會引起災難性的顫振。氣動加熱還引起座艙溫度升高，使艙內工作環境變壞，油料容易揮發、稀釋等后果。馬赫數愈高，氣動加熱現象愈嚴重。通常在設計馬赫數超過2.2的飛機時，必須考慮氣動加熱的影響，並採取相應措施：採用耐熱材料(如鐵合金和合金鋼等)、加裝隔熱設備、安裝冷卻系統等。高超音速飛行器的氣動加熱要嚴重得多，可根據具體情況分別採用隔熱材料、多孔壁噴氣冷卻、表面塗層的燒蝕冷卻以及輻射冷卻等防護方法。

氣熱問題-減低結構強度

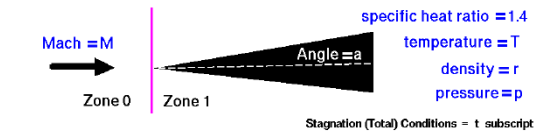


震波



- 氣流由超音速減速到駐點附近的次音速
- 氣流參數呈現間斷
- 雖然在宏觀上是間斷，但局部速度梯度（還有溫度梯度）越大，粘性耗散作用就越大，直到出現粘性耗散與慣性力出現平衡為止。

Normal Shock Wave Eq.



Use these equations when:

$$a > .3208 \frac{(M^2 - 1)^{3/2}}{M^2}$$

$$\frac{p_1}{p_0} = \frac{7M^2 - 1}{6} \quad \frac{p_{t1}}{p_{t0}} = \left[\frac{6M^2}{M^2 + 5} \right]^{7/2} \left[\frac{6}{7M^2 - 1} \right]^{5/2} \quad \frac{r_1}{r_0} = \frac{6M^2}{M^2 + 5}$$

$$\frac{T_1}{T_0} = \frac{(7M^2 - 1)(M^2 + 5)}{36M^2} \quad \frac{T_{t1}}{T_{t0}} = 1 \quad M_1^2 = \frac{M^2 + 5}{7M^2 - 1}$$

震波原理

