



國防科學——

高空大氣之結構及其分層方法 萬寶康

The Structure And Stratification Of The Upper Atmosphere

緒

言

高空大氣之探測始於十八世紀中葉，最初所用之工具為風箏與探空氣球。此等風箏與探空氣球攜帶氣壓，溫度與濕度之自記儀器上升，其所記之各種紀錄必須等待自記儀器收回之後始可得之。1898年 Teisserenc de Bort 利用風箏測得高空大氣之溫度在12公里左右即停止下降，有時且微有上升之現象，是為高空大氣結構之首次重要發現。1908年 Sir Napier Shaw 認為此種溫度分佈狀態與大氣運動有密切之關係，遂命名其下層為對流層 (Troposphere)，其上層為平流層 (Stratosphere)，二者之分界面為對流頂 (Tropopause)，是為高空大氣分層研究之嚆矢。

第一次世界大戰以後，過去探測高空大氣所用之風箏逐漸淘汰而為飛機所代替，惟此種方法因受器材與場地之限制難於普遍實施，不久亦為氣象人員所揚棄。1927年開始有無線電探空儀 (Radiosonde) 之發明，吾人亦可利用較大之氣球將此種儀器攜帶至較大之高度，同時可將氣壓，溫度與濕度之自記紀錄經過無線電發射機立即傳達地面，勿須等待其收回。目前最通用之一種無線電探空儀，其氣壓感覺部份為一空盒氣壓表，其溫度感覺部份為陶質電阻溫度表 (Thermistor)，其濕度感覺部份為一塗有氯化鋁 (LiCl) 之電阻溫度表 (Electric Hydrometer)。此等氣壓，溫度與濕度之感覺部份可因所接觸高空大氣之特性發生電阻之變化，並經由無線電發射機交互發出頻率不同之信號。地面接收機收到此等信號，即可分別記出氣壓，溫度與濕度之紀錄。以後再將所用無線電發射機之頻率提高，並在地面以一定向天線或雷達連續紀錄其空中位置，即可推算高空之風向與風速。此種無線電探空儀另名之曰無線電測風儀 (Rawinsonde) 此等攜帶無線電探空儀或無線電測風儀之大型氣球所達到之最大高度為32公里。

第二次世界大戰以後，美國曾於1946—1952年間利用自德國俘獲之 V-2 火箭及自製之女兵 (WAC Corporal)，空蜂 (Aerobee) 與海盜 (Viking) 等式火箭，以及女兵與 V-2 合成之瘤式 (Bumer) 二級火箭，分在新墨西哥州之白沙試驗場 (White Sands Proving Ground) 及加拿大之邱吉爾堡 (Ft. Churchill) 對高空大氣作有計劃之探測，所得之結果至為豐碩。此等探空火箭得到之資料包括氣壓，密度，溫度，風向與風速，化學成份，電子密度，地球磁場，對地攝影及其他來自地球以外之各種項目如太陽輻射，天空亮度，宇宙線與流星等。此等資料在高空大氣火箭研究委員會 (Upper Atmosphere Rocket Research Panel)

領導之下，經多數科學家之研究，曾作有極重要之貢獻，使吾人對於高空大氣之結構得到進一步之瞭解。在此時期內，瘤式二級火箭所到達之最大高度為389公里。

國際地球物理年起於1957年七月，迄於1958年十二月，為時計十八個月。其間蘇俄與美國先後發射人造衛星成功，同時發射各式之月球火箭。於是一度沉寂之高空大氣研究工作復見活躍。人造衛星之儀器裝置技術大都自火箭探測之經驗發展而來，惟其應用更為廣泛。由此等人造衛星與月球火箭所得到之資料，使吾人對高空大氣之結構益為明瞭。高空大氣中內外兩重環繞地球外圍之 Van Allen 輻射帶亦為此時期中之重要發現。

在國際地球物理年結束之後，美國為經常取得氣球所能達到高度以上之資料，乃於1960年著手建立一定期性之氣象火箭網。其初步計劃包括十個測站，分佈於美國及加拿大境內。使用三吋之 Loki 單級火箭及四吋半 Avca 兩級火箭。前者載重為兩磅，最大上升高度可達100公里，僅適用於高空風向與風速之探測。後者載重為12.5磅，最大上升高度可達65公里，其鼻端裝置有一無線電發射機與降落傘，一電阻溫度表，並可發射一可作為雷達靶之 Robin 尼龍球，在地面利用雷達追蹤此一尼龍球之連續位置，即可推算高空之風向與風速。當此尼龍球降落時，因其中裝置有一加速度計，故亦可由其下降運動推算高空大氣之密度。1962年開始設置之火箭發射站計有六處，現已增至十七處，分由美國陸、海、空軍，太空航空總署及氣象局負責。大部份之發射站分佈於美國境內，少數分佈於加拿大，中美洲及大西洋與太平洋之島上。每處每週發射火箭一板。所得資料彌足珍貴。

除以上所述各種直接探測方法外，高空大氣亦可以各種間接方法探測之。如吾人可由聲波之傳播推測高空大氣之溫度，由流星之明滅推測高空大氣之密度，由太陽，極光與夜光光譜之分析推測高空大氣之成份，由無線電波之傳播推測高空大氣之電子密度等。此等間接方法所得之結果不但可以補助直接探測資料之不足，同時亦可以互相驗證以確定其真實性。此外理論性之研究亦極重要。

本文將先就高空大氣結構各種因子之特性及其個別分層方法予以討論，然後擬定一種理想之綜合分層方法。

一、大氣壓力

根據理論之研究，可知地球重力場對於大氣壓力之影響可以流體靜力方程表示之：

$$dp = -\rho g dz \quad (1.1)$$

式中 p 為大氣壓力， z 為高度， g 為重力加速度，大氣密度 ρ 則為其各種成份分子量 m_i 與濃度 n_i 之函數。

$$\rho = \sum n_i m_i = nm \quad (1.2)$$

式中 n 為總濃度， m 則為平均分子量，並可以下式決定之。

$$m = \sum n_i m_i / \sum n_i \quad (1.3)$$

此處：

$$n = \sum n_i$$

視空氣為一完全氣體，由氣體運動論可將其狀態方程寫為：

$$p = nkT \quad (1.4)$$

式中 k 為 Boltzmann 常數 ($k = 1.38 \times 10^{-6}$ erg deg)， T 為絕對溫度。

由 (1.1) 與 (1.4) 兩式可得：

$$\frac{dp}{p} = -\frac{mg}{kT} dz \quad (1.5)$$

積分之可得： $p = p_0$ (1.6)

重力加速度隨高度之變化可以下式表示之。

$$\frac{g}{g_0} = \left(\frac{R}{R_0} \frac{z_0}{z} \right)^2 \quad (1.7)$$

式中 g_0 為高度 z_0 處之重力加速度， g 為高度 z 處之重力加速度， R 為地球平均半徑。

在一大氣薄層之內，如空氣平均分子量，重力加速度及絕對溫度 T 為已知，則 (1.6) 式可分層積分之，累積各層之積分結果，即可求得整個大氣層之定壓力。由此等方法所得之大氣模式謂之標準大氣 (Standard Atmosphere) 或特殊大氣 (Special Atmosphere)。前者如 ICAN 或國際標準大氣 (International Commission for Air Navigation or International Standard Atmosphere)，NACA 或美國標準大氣 (National Advisory Committee for Aeronautics or U.S. Standard Atmosphere)，ARDC 標準大氣 (Air Research and Development Command Standard Atmosphere)，(Kallmann, 1960) Rocket Panel 標準大氣 (Newell, 1953) 等。後者如等溫遞減率大氣 (Atmosphere With Constant Lapse Rate)，等溫大氣 (Isothermal Atmosphere)，乾絕熱大氣 (Dry Adiabatic Atmosphere)，均勻大氣 (Homogeneous Atmosphere) 等。特殊大氣僅能適用於若干特殊層次之大氣，不能適用於整個大氣層。標準大氣則係累積若干層次之特殊大氣並與實測資料盡量配合而成，故可視為理論大氣之近似形態，用以驗證實測資料之真實性。對於高空大氣之研究而言，欲以 ARDC 標準大氣與 Rocket Panel 標準大氣最為重要。

高空大氣壓力之直接探測方法以 30 公里為一分界，30 公里以下可利用氣球攜帶無線電探空儀測得之，30 公里以上則須用火箭測得之。根據風洞試驗之研究結果，可知火箭中之氣壓儀器必須裝置於距

離火箭尖端兩倍於箭身直徑長度之鼻錐後部或六倍於箭身直徑長度之尾翅前部。如是則所測得之表壓與其週壓相等。惟高空大氣壓力之變化向上遞減甚為迅速，故利用火箭探測高空大氣壓力時不可能使用一種氣壓儀器。由過去之經驗在高度 390 公里以內至少需要連續五種氣壓儀器。

測量氣壓範圍	相當高度範圍	使用氣壓儀器
760—100 mmHg	0—15 km	空盒氣壓表
100—10 mmHg	15—30 km	空盒氣壓表
10—10 ⁻² mmHg	30—80 km	Pirani 熱線壓力表
10 ⁻² —10 ⁻⁵ mmHg	80—120 km	Philips 放電壓力表
10 ⁻⁵ —10 ⁻⁷ mmHg	120—190—260 km	離子壓力表

惟空中有風時可使高空大氣壓力之測量發生誤差，如火箭在飛行中有衝角時，其所得紀錄亦須略加修正。且空氣流經火箭表面，其內部及動力部份可產生一反壓力 (Back Pressure)，並可在較大高度處超過大氣壓力。在良好情況下，火箭頭部之反壓力可減少至 10⁻⁵ mmHg 以下，故利用火箭測量高空大氣壓力，大致可準確測至 120 公里左右。

在 10⁻³—10⁻¹⁰ mmHg 高空大氣壓力間則可利用人造衛星裝置 Bayard-Alpert 離子壓力表測量之。此種氣壓儀器對於高空大氣之成份變化反應極為靈敏。10⁻³ mmHg 之高空大氣壓力相當於 390 公里之高度，10⁻¹⁰ mmHg 之高空大氣壓力相當於 960 公里之高度。由此可知，目前高空大氣壓力之測量技術大致以 1,000 公里之高度為其上限。(Gast, 1958)

由式 (1.6) 所示，可知高空大氣壓力隨高度之變化係指指數函數迅速向上遞減，無論採用任何一種標準大氣模式，其連續變化之形態均屬相似。此種連續變化之形態與火箭及人造衛星所得到之資料亦甚符合，並無明顯之特殊曲折變化，故不能作為高空大氣分層之準據。

二、大氣密度

無論對任何一種標準大氣模式而言，如將前述之 (1.2) 與 (1.4) 兩式代入 (1.6) 式，則吾人即可由理論上得到高空大氣密度隨高度之變化關係如下：

$$\rho = \rho_0 \frac{T_0 m}{T m_0} L^{-\int \frac{mg}{kT} dz} \quad (2.1)$$

式中 T_0 ， m_0 ， ρ_0 與 T ， m ， ρ 為高空大氣一薄層內上下兩方之絕對溫度，平均分子量與大氣密度。如溫度，平均分子量及重力加速度為已知，則 (2.1) 式可分層積分之。累積各層之積分結果，即可求得整個大氣層之密度。

利用火箭探測高空大氣密度，計有四種方法：

(1) 第一種方法：因高空大氣密度不能直接測量，但由上述 (1.1) 式，可對高空大氣密度以高空大氣壓力隨高度之坡度變化表示之，即如下式。

$$\rho = -\frac{1}{g} \frac{dp}{dz} \quad (2.2)$$

此處 dp/dz 一項為高空大氣壓力隨高度之坡度變化，可由氣壓高度曲線分段求得之。每一薄層之大氣密度計出，則整個大氣層之密度即可累積得之。

(2) 第二種方法：可應用 Bernoulli 方程求得之。

$$\rho = 2 \frac{p' - p}{v^2} \quad (2.3)$$

式中 p' 為由火箭鼻端測得之衝壓 (Ram pressure)， p 為前述方法測得之週壓 (Ambient Pressure)， v 則為火箭飛行之速度，可以雷達追測之。如火箭在飛行發生偏轉時，則此項公式稍有誤差。

(3) 第三種方法：可應用 Rayleigh 無傾角之超音速 Pitot 管公式求得之。對於大於 3 個馬克數之火箭，其公式如下：

$$\rho = 0.144 \rho^1 / v^2 \quad (2.4)$$

式中 ρ^1 為衝壓，其單位為 mmHg。 v 為火箭飛行速度，其單位為 km/sec。 ρ 為高空大氣密度，其單位為 g/m³。此項公式適用於 100 公里以下之高度。

在 100 公里以上，因空氣之平均自由行程已與火箭本身之長度成比例，故須另用一公式。

$$\rho = 0.182 P/v \quad (2.5)$$

式中 P 為總壓力，以一裝置於滾動火箭側面之壓力表測量之。 v 為火箭滾動一週中垂直於壓力表開口之飛行分速最大值。各項數值之單位同 (2.4) 式。此項公式適用於無風且壓力表開口與滾動軸互垂直時，否則須加修正。

(4) 第四種方法：吾人可於火箭飛行中拋出一直徑四呎重 30 磅之尼龍球並以無線電波 DOVAP (即 Doppler Velocity and Position) 方法追測之。此球之降落速度與加速度可由 DOVAP 位置分層計算，則高空大氣對於此球所發生之阻力可以下式表示之。

$$D = M \left(g - \frac{dv}{dt} \right) = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D A \quad (2.6)$$

式中 D 為尼龍球所受到之阻力， M 為此球之質量， v 為此球之降落速度， ρ 為高空大氣密度， C_D 為此球之阻力係數 A 為此球之橫截面積。此項加速度 dv/dt 亦可於球內裝置一加速度表直接測量。速度 v 則可由球身加速度與重力加速度之較差求得之。如其下降運動稍有偏斜，則其水平速可以雷達測出，然後予以修正。此法亦可適用於人造衛星。

由以上各種火箭探測方法所得之高空大氣密度與由 (2.1) 式理論所得者甚為符合。可知高空大氣密度隨高度之變化亦係指指數函數迅速向上遞減。

此種連續之變化形態亦不能明顯予以分層。

三、大氣溫度

由前述之 (1.5) 式重行加以調整可得如下關係。

$$T = -\frac{mg}{k} p \frac{dz}{dp} \quad (3.1)$$

式中 p 為火箭所測得之週壓， dz/dp 則為此項氣壓高度曲線坡度之倒數。此式必須分層計算以求得各層之溫度。

30 公里以下之高空大氣溫度可以氣球攜帶無線電探空儀測量之。30 公里以上則可由地面或空中發出爆炸聲音測量之。此法係 1923 年 F. J. W. Whipple 所推出，用以解釋地面巨大聲音之遠程異常傳播。吾人再根據此種聲音傳播之路線推算高空大氣之溫度分佈情形。假定聲音在大氣中傳播之過程為絕熱變化，則其傳播之速度可以下式表示之。

$$v = \sqrt{\frac{rRT}{m}} \quad (3.2)$$

式中 $r = C_p/C_v$ 為空氣定壓比熱與定容比熱之比，為普用氣體常數 ($R = 2.8704 \times 10^6$ ergg⁻¹ °K⁻¹)， m ，為空氣平均分子量， T 為絕對溫度。

在一般情形之下，令 $r = 1.405$ ， $m = 28.97$ ，則高空大氣之溫度可以下式求得之。

$$T = 2.488 \times 10^{-3} v^2 \quad (3.3)$$

式中 v 之單位為 msec⁻¹， T 之單位為 °K。惟此法僅能適用於高度 20 至 60 公里之間。60 公里以上高空大氣密度已甚微小，空氣分子之碰撞次數銳減，不宜於聲波之傳播，遂發生強烈之衰落現象。又聲波在大氣中傳播時，其傳播路線亦須對於風之影響加以修正。

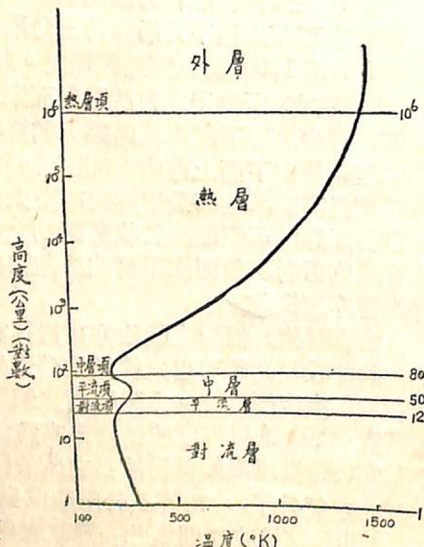
1956 年 M. J. Ference 等利用數枚手榴彈裝置於火箭之上，並以定時控制使其在火箭飛行中陸續拋出而在空中爆炸。各個手榴彈在空中爆炸之時間與位置可在地面以照相方法測量之。聲音到達地面之時間亦可在火箭下方沿直角三角形之一邊，設置五個相隔各 1,000 呎之測站測量之。此法係由 F. J. W. Whipple 所應用之方法發展而來，因聲音之傳播僅經歷由上而下之單程路線，其被收而損耗之能量遠較原法由下而上再由上而下之雙程路線為小，故可測得高度 30 至 80 公里間之高空大氣溫度。惟因空中各爆炸點可能離開各收聽測站之垂直線數度，故聲波因折射現象而向下彎曲成曲線路線。空中風之影響亦須修正。

由太陽紫外輻射之吸收亦可推算高空大氣之溫度。此種吸收光譜可以火箭攜帶分光儀發射至空中，並於各高度攝取之。太陽輻射之紫外光譜包括範圍甚廣，2,900 Å 以下之波長全為高空大氣所吸收。其 1,760 Å 至 1,925 Å 部份波長之紫外輻射刺激高空大氣中之氧分子，可使其分解造成臭氧，2,200 Å 至 2,900 Å 部份波長則為此一層次之臭氧所吸收而加熱之。由極光與夜光所有發射光譜之分析，亦可

推算高空大氣之溫度。此等光譜可使火箭穿過而攝取。極光出現於高度60至1,000公里之間，以100公里為主，為太陽發出帶電粒子轟擊高空大氣所致，其光譜包括氧與氮能階變動所產生之波帶及微弱之鈉線，有時亦有快速運動質子所產生之譜線。夜光出現於高度30至140公里之間，為高空大氣吸收太陽輻射後所放出之螢光，可於無月光之夜間見之，故稱之為夜光，其發射光譜係在紫外輻射及可見光區域，其總能量約等於五倍之星光。

由以上各種直接與間接方法所得之結果，可知高空大氣溫度之分佈至為顯著。S. Chapman (1950a) 曾強調主張以高空大氣溫度分佈為其分層之主要準據。渠除沿用 Sir Napier Shaw 所創始之對流層與平流層兩名詞為最低兩層之名稱外，並引用其 lapse 與 mount 兩字以表示溫度下降 (decrease upward) 與溫度上升 (increase upward) 之形態。S. Chapman 將高度35至80公里之一層命名為中層 (Mesosphere)，其下方與上方分別以平流頂 (Stratopause) 與中層頂 (Mesopause) 為其界限。中層溫度最高之處約在50公里左右，命名為中層峯 (Mesopeak)，其溫度上升部份曲線命名為中層上傾 (Mesocline)，溫度下降部份曲線命名為中層下傾 (Mesodecline)。80公里直至 10^5 公里左右為一連續壓溫層，命名為熱層 (Thermosphere)，以熱層頂為其上限，並將其溫度上升曲線命名為熱層上傾 (Thermocline)。熱層頂以上，S. Chapman 假定為一等溫層，並保括 $1,500^\circ\text{K}$ 之溫度 Spitzer (1949) 曾命名為外層 (Exosphere)。在此等溫層內，空氣之原子與分子因擴散作用均向上運動，不復再有碰撞機會。其向上速度足以逃脫地心引力之束縛者可能即行逸去，其向上速度不足者可能於升至最大高度後再行落入大氣層中。在同一溫度之下，較輕之原子且有較大之平均速度，故地球內部放射物質衰變後所產生之氦，絕大部份均由高空大氣頂部逸去。高空大氣中之原子氫亦在逐漸散失中。對流層中一段溫度下降曲線，作者擬議比照 S. Chapman 之命名法，稱之曰對流下傾 (Tropo decline) 其溫度遞減率為 $6^\circ\text{C}/\text{km}$ 。

此項根據高空大氣溫度分佈形



第一圖 高空大氣按大氣溫度之分層方法

態所作之分層方法及各個特性層之代表性溫度如第一圖所示。

四、大氣運動

30公里以下，高空之風可以定向天線或雷達追測氣球之位置推算之。30至80公里之間亦可以同法追測火箭或由火箭射出之金屬片 (Window or chaff) 之位置。此等方法均係根據氣球或火箭對於風所發生之相對運動決定之。

在30至100公里間之風可間接由流星之偏斜軌跡推算之。由聲波傳播之不對稱路徑約可推測高度達60公里之風。由遊離層中電子雲塊之運動亦可推測高度60至300公里間之風，但以80至100公里散層 (Sporadic E) 之探測較為可靠。65至90公里間少數夜光雲運動之觀測資料亦可運用。

由此等觀測方法所得結果。W. W. Kellogg G. F. Schilling (1951) 曾創造其高空大氣環流模式並加以解釋。由此種高空大氣環流模式可見地面約12公里之間為一對流運動充斥且為天氣變化複雜之對流層。由12至約35公里左右則為一西風盛行之平流層，此種西風在全年中不斷的蜿蜒繞極而行，謂之噴射氣流 (Jet stream)，以接近對流頂處之風速為最大。冬季最大風速可達 130 km/hr ，其位置在緯度 30° — 40°N 或 S 之間，夏季最大風速僅及冬季之半，其位置則北移至 40° — 50°N 或 S 之間。

在高度35至80公里之間，中緯度尚有一顯著之變風層，其中心高度約在50至70公里之間。冬季為西風，其最大風速約為 250 km/hr ，相當於其下層最大風速之兩倍。夏季為方向相反之東風，其最大風速約為 180 km/hr 。各季之中心高度較夏季為低，位置均在緯度 30° — 40°N 或 S 之間。此層為一具有充分混合現象之區域。

高度80至130公里之間可能再為一盛行西風層，其最大風速有達 360 km/hr 者，其詳細情形目前尚不可知。

S. Chapman (1950b) 根據大氣運動將60公里高度以下之大氣命名為擾動層 (Turbosphere)，並以擾動頂 (Turbopause) 為其上限。在擾動層內，大氣之混合作用旺盛，在擾動界以上則擴散作用超過混合作用。如以與 H. Flohn 與 R. Penndorf (1950) 之大氣分層方法比較，則此擾動界應與其上混合層 (Upper Mixing Layer) 之上限相同，故此一高度亦宜修正為80公里。但由火箭探測資料顯示60—70公里之間亦已開始有擴散現象。80公里以上 S. Chapman 未予命名，作者認為似可命名為「擴散層」 (Diffusosphere)。

五、大氣成份

由氣球探測之結果顯示在地表與高度20公里之間，大氣之化學成份大致保持不變。以容積百分比 (未完待續)