

科學圖書大庫

新航空氣象學(下)

航空氣象新編

譯者 林政宏

徐氏基金會出版

科學圖書大庫

新航空氣象學(下)

航空氣象新編

譯者 林政宏

徐氏基金會出版

徐氏基金會科學圖書編譯委員會
監修人 徐銘信 發行人 王洪鏜

科學圖書大庫

版權所有



不許翻印

中華民國六十八年七月十六日初版

新航空氣象學(下)

航空氣象新編

基本定價 3.00

譯者 林政宏

交通部民用航空局，航管組記正
美國密斯里洲，聖路易大學碩士

本書如發現裝訂錯誤或缺頁情形時，敬請「刷掛」寄回調換。謝謝惠顧。

(67)局版臺業字第1810號

出版者 臺北市徐氏基金會 臺北市郵政信箱53-2號 電話 7813686號

發行者 臺北市徐氏基金會 郵政劃撥賬戶第15795號

承印者 東陞美街印刷有限公司 北市德昌街185巷12弄14號
電話：三〇二〇四二〇

序

大氣之於飛機，一如陸海之於車船，為各該交通運輸工具之道路。其中飛機且完全為大氣所包圍，航行中人員必須了解大氣狀況，起飛降落時之天氣情況，更絕對關係飛機之安全，故大氣與飛機關係之密切，遠勝於後二者。

林政宏君，於民國57年自本系前身台灣大學地理系氣象組畢業後，58年經高等考試氣象科及格，擔任交通部民用航空局松山國際機場台北航空氣象台預報飛航天氣工作多年。後復至美國聖路易大學深造，獲得碩士學位；在美期間，尤注意於飛航天氣知識之吸取及研究，故其在航空氣象方面之造詣，可謂為國內優秀青年專才之一。

林君以其優良之學識基礎，多年之工作經驗，並參攷有關書刊，編著新航空氣象學，取材新穎，切合實用，並佐以生動之圖片，可謂深入淺出。飛航及航空氣象工作人員，若能詳加研讀，必可對飛航安全，增加保障。

尤玉 瑾於國立台灣大學大氣
科學系。

中華民國六十六年三月
十五日

林 序

本書之作者林政宏君曾於1974-75年間由美國海洋與大氣署 (National Oceanic and Atmospheric Administration) 推荐就讀於聖路易地球物理與大氣科學系 (Department of Earth and Atmospheric Sciences Saint Louis University, St. Louis, Missouri U. S. A.)。在校期間，林君專心研究航空氣象以及雷陣雨危害航行的問題，並於1975年7月以優良的成績獲得本系氣象組的理學碩士學位。

林君於學成返國後，繼續服務於交通部民航局。在此期間，他不斷的充實學識，本著只問耕耘，不問收穫的態度，為大氣科學而獻身。他已於1976年7月獲得國科會自然組之支援，協助本人與台大大氣科學系亢玉瑾主任在台大共同主持的研究計劃，貢獻良多，深受我倆稱讚。深信以林君之才學以及苦幹之精神，必能發揮所長，寫出一本合乎國家建設並適合民航事業發展所需之航空氣象新知，本人樂為之序。

近年來航空事業日所月異，發展迅速。各種飛機設計與導航系統之不斷研究，已臻頗為完善之境地。唯獨飛行領域中，關係密切而變化複雜之氣象要素尚無法精確的預測，達到盡善盡美的地步。深信以林君之才學，編著此書，把國外之新知引進介紹給國人，必能使航空氣象界耳目為之一新，增進飛航安全。

林永哲 1977.2,28
氣象學教授
美國聖路易大學
地球物理與大氣科學系

自序

本書上冊比較偏重於敘述性的解說，下冊則着重於航空氣象學原理之探討。下冊共分十二章，其中本想加入大氣亂流之分析與預報及視程等二章，但因資料收集尙未十分完整，打算再版時加入。

下冊之完成，第七章低空風切與飛行，承蒙民航局氣象中心主任氣象員周明德先生提供部份寶貴資料，第十章雷達與氣象衛星在航空方面之應用，承蒙中央氣象局高三貴先生與洪理強先生，在內容方面之修正與充實，亦多有幫助，在此一併致謝。

林政宏

於交通部民用航空局
中華民國六十八年二月

目 錄

元 序

林 序

自 序

第一章	航機之性能與氣象	1
第一節	飛行原理	1
第二節	航機之性能	5
第三節	引擎之性能	7
第四節	航機之安全性	9
第二章	空中交通業務與最低氣象條件	11
第一節	飛航管制	11
第二節	目視飛行規則與儀器飛行規則	14
第三節	著陸無線電設施	15
第四節	機場燈光設施	22
第五節	最低氣象條件與進場界限高度	25
第六節	著陸之方式與最低氣象條件	26
第七節	航路助航設施	29
第三章	流體運動方程式	32

第一節	大氣運動方程式	32
第二節	地轉風	38
第三節	梯度風	39
第四節	等壓面之厚度	40
第五節	連續方程式	41
第六節	環流與渦旋度	43
第七節	垂直運動之分析及OMega 方程	47
第八節	溫度風	52
第四章	大氣環流	54
第一節	大規模對流層環流之物理意義	54
第二節	絕對角動量與轉換	56
第三節	能量之流動與轉換	62
第五章	風與飛行方法	66
第一節	地面風	66
第二節	巡航與風之影響	69
第三節	摩擦層之風	73
第六章	雲之物理	82
第一節	空氣中之水汽	82
第二節	雲之形成	83
第三節	雲滴及雲之成長理論	89
第四節	積雲之穩定度	90
第五節	風切與對流雲形態	93
第六節	波狀雲	94
第七節	航機飛行與雲的關係	101
第七章	低空風切與飛行	103
第一節	風切的定義	103

第二節	風切發生的原因	104
第三節	如何發現風切	109
第四節	風切對航機的影響	110
第五節	飛行員對付風切之種種操作	110
第六節	實例檢討	115
第七節	進一步認識低空風切與測報系統	124
第八節	結語	127
第八章	同溫層飛行與臭氧	130
第一節	臭氧之屬性與成因	130
第二節	大氣中臭氧濃度垂直之分布情形及其與高層氣溫之關係	132
第三節	大氣中臭氧層高度與濃度隨季節與緯度之變化情形	137
第四節	大氣中臭氧層與天氣型式之關係	138
第五節	高空臭氧量之變化與大氣環流之關係	141
第六節	臭氧層與高空飛行	142
第七節	同溫層臭氧量增減之預報	142
第九章	超音速飛行 (SST) 與氣象	145
第一節	SST 之飛行方式	145
第二節	影響超音速飛行氣象因素	147
第三節	同溫層之氣象特性	152
第四節	結語	155
第十章	氣象雷達與氣象衛星在航空方面之應用	158
第一節	雷達及雷達波之特性	158
第二節	雷達探測與衰減	164
第三節	無關回波	172
第四節	氣象雷達在航空方面之應用	174
第五節	氣象衛星在航空方面之應用	189

第六節	結語	195
第十一章	雷雨之分析與預報	199
第一節	理論與方法	199
第二節	雷雨相關因子之分析	203
第三節	海陸風對雷雨之貢獻	208
第四節	綜合檢討	211
第五節	影響飛行之雷雨天氣	211
第十二章	氣象在航空方面之應用	215
第一節	航機起降與天氣的關係	215
第二節	巡航與天氣的關係	230
第三節	航空氣象作業對飛行之重要性	237
第四節	未來航空氣象之展望	248

第一章 航機之性能與氣象

由於航空事業不斷的發展，國與國、人與人之間的時空距離越來越縮短，對於航機安全的要求，也因航機性能與速度的提高而增加。本章將簡單的介紹飛行原理，航機之性能、速度與氣象的關係。如果我們能深入了解兩者的關連，則不但能節省飛行燃料，並能縮短飛行的時間和維護航機的安全。

第一節 飛行原理

航機之飛行原理，由於固定翼面在大氣中高速進行時，發生向上之運動力而令機體升浮之故。航機之外部構造，如圖 1-1 所示，由於空氣之流動，使得機體獲得向上之外力，因機翼上部弧度較大處，流體滑過之速度也較機翼下部為大，依柏努利定理 (Bernoulli's Theorem)，下翼面所受之大氣壓力較上翼面為大，這種壓力差即是造成升力之原動力。

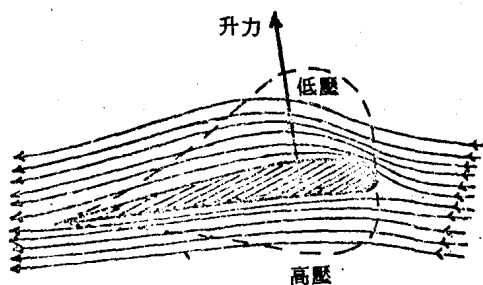


圖 1-1 機翼流線圖，翼下氣壓高，因而向上發生升力作用。

柏努利定理乃描述流體壓力與速度之關係，即在穩定流體之狀況下(流體質點之軌跡為流線)：

$$\text{壓力} + \text{單位體積之動能} = \text{定數}$$

由於流體本身的種種特性，除了令機身產生升力(lifting force)作用外更產生後拖阻力(drag force)，有摩擦阻力、誘導阻力、形狀阻力和造波阻力等四種(a)摩擦阻力生於接觸翼面附近流體之粘滯性(viscosity)，令機體本身之運動量減低；(b)形狀阻力是由於機身之流線形態，前緣弧度大，後緣如魚尾狀，阻力小而升力大，但能產生一種解離之氣流。(c)誘導阻力(如圖1-2)乃由於下翼面所受之

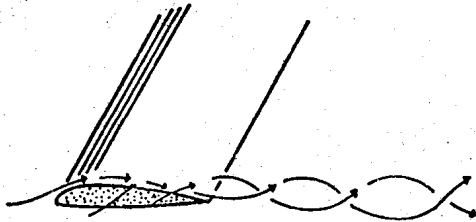


圖1-2 由翼端發生之誘導阻力。

壓力大於上翼面所受之壓力，故翼面下之流體乃沿機翼之左右向上衝出。(d)當航速接近音速時就會產生造波阻力(即衝激波)，因與翼面前緣接觸之流動空氣之相對速度向後激增，再向後緣徐徐減低至零。由這種相對空

氣流速之前後差異而發生疏密波，即以音波之速度向四方傳播。如圖1-3所示，右方為馬赫數。(1馬赫數=音速)

由於前述相對速度之差異，圖中M點形成顯著的壓力差異之不連續面，當航速繼續增加，則此不連續面繼續向前移動，當航速超過音速時，則翼面前後緣乃形成扇形之衝激波，實線即表示波壓不連續線，即為壓力激增帶，誘發翼面境界層之解離氣流，減少升力，增加阻力，這就是造波阻力。翼面外力與阻力，與翼面空氣之相對速度平方及空氣密度成正比：

$$\text{lifting force 升力 } L = \frac{\rho}{2g} C_L V^2 S \dots\dots\dots (1.1)$$

$$\text{drafting force 阻力 } D = \frac{\rho}{2g} C_D V^2 S \dots\dots\dots (1.2)$$

ρ : 空氣密度 g : 重力加速度 S : 接觸翼面面積 C_L : 升力係數

C_D : 阻力係數

如航機以水平等速飛行 (即無水平或鉛直方向加速度), 則機體重量與推力應與外力、阻力平衡。

$$\text{重力 } W = \frac{\rho}{2g} C_L V^2 S \dots\dots\dots (1.3)$$

$$\text{推力 } Th = \frac{\rho}{2g} C_D V^2 S \dots\dots\dots (1.4)$$

外力係數與阻力係與翼型、翼面之仰角有關, 如圖 1-4, 翼面面積為 $12m^2$, 長與寬之比 (或縱橫比) 為 6:1 時, 升力 (C_L) 隨仰角 (L) 之增加而直線增加。但超過 18° 時, 則反而減少; 反之阻力 (C_D) 則急速增加。理由如圖 1-5 所示, 仰角小時, 氣流較易貼合在翼面流動; 仰角大時則阻力增加, 外力減少, 且翼面種種解離之擾流發生, 因而容易使航機失速 (stall), 如再加上當場有低層風切時, 則情形將更惡化。因此水平運動之外力、阻力與推力間之平衡, 使機身重心之力矩和為零是為必要之條件。

吾人可想像在水平航行中之航機如遇突然之上升或下降氣流, 仰角必然增大或減小, 即與進行方向垂直之水平軸發生一種前後上下擺動之現象 (pitching), 則此時飛行員應及時操縱升降舵與調整油門, 使機身很快恢復平衡。另外尚有機身之翻滾 (rolling) 與左右擺動 (yielding) 等力距不平衡之現象發生, 飛行員都知道如何操縱方向舵 (rudder) 與襟翼 (flaps) 以維持機身之水平與舒適。

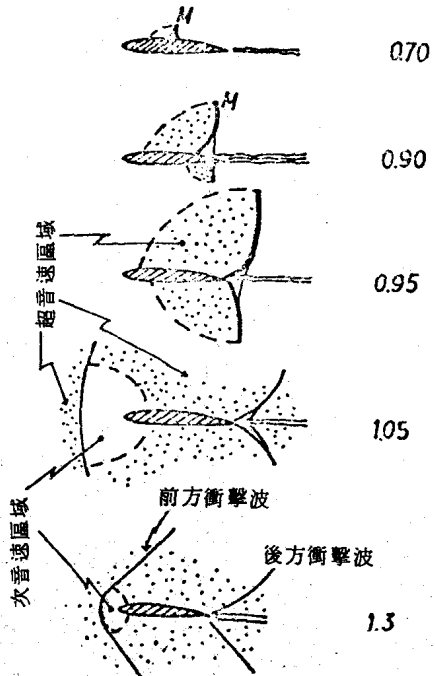


圖 1-3 衝擊波之發生, 右方數值為馬赫數 (機速與音速之比例, 1.00 馬赫 = 音速), 尾端為水平衝激波之分界面, M 點附近為壓力集中區, 形成不連續面。

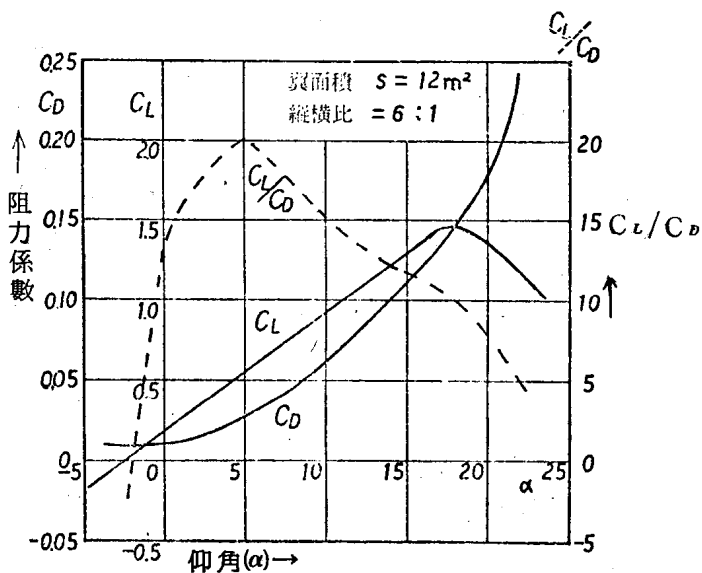


圖 1-4 仰角(α)與升力係數(C_L)、阻力係數(C_D)、 C_L/C_D 間之關係。

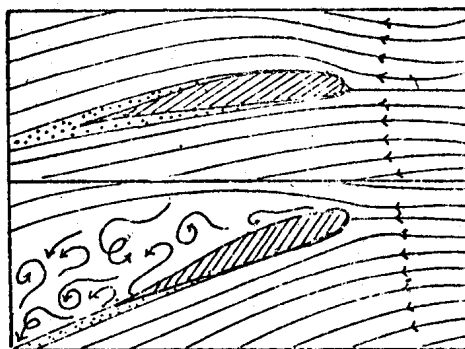


圖 1-5 仰角小時(圖上),境界層表面之氣流密貼翼面,仰角大時(圖下),則出現解離之擾流。

第二節 航機之性能

1-2-1 速度性能：

航機速度與推力成正比，與阻力成反比，選擇最小之仰角（即 C_D 最小），則可得最大之飛行速度。由（1.5）式可得

表 1-1 主要航機之性能

機種	最大離陸重量 (噸)	巡航速度 (公里/時)	巡航高度 (公尺)	續航距離 (公里)	最大離陸滑走距離 (公尺)
DC-3	10.9	310		2,420	838
YS-11	24.5	480	4,500	1,200	970
波音 707-320	148.7	950	9,150	7,400	3,070
波音 727-100	68.8	960	7,650	1,800	1,600
波音 747	322.0	990		12,000	3,000
DC-9	38.4	900	7,620	950	1,650

航機速度與推力成正比，與阻力成反比，選擇最小之仰角（即 C_D 最小），則可得最大之飛行速度。由（1.5）式可得

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2g}{\rho} \frac{1}{C_{Dmin}} \frac{Th}{S}} \dots\dots\dots (1.5)$$

故欲得最大之航速，可令翼面面積 S 與阻力係數 C_D 最小，推力壓最大，及在稀薄大氣（ ρ 很小）之高層飛行。另外還要考慮巡航高度之風向風速，順風則增加航速，逆風則減低航速。（1.6）式表示機速與外力等之關係。可寫為

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2g}{\rho} \frac{1}{C_{Lmax}} \frac{W}{S}} \dots\dots\dots (1.6)$$

故升力係數增加，可令航速減低，當最大升力係數到達時之仰角（圖 1-4）是為失速之臨界角，此時可獲得最大之升力，但也是令航機失速之最小航速。（最小航速， V_{min} ）。

（1.6）式也可說明航機離到之最小滾動起飛速度與地表空氣密度 ρ ，航機翼面負荷量（ W/S ）等之關係，即當航機負荷量增加或空氣

密度很小(尤其在高地,氣溫特高之機場跑道面)之情況時,均須增加最小滾動起飛速度(V_{min})而延長跑道之滾動距離(rolling distance)。因此在這種情況下,爲了經濟之原則(否則要進行增長跑道之工程),增加航機本身之升力(C_L)以減低最小滾動起飛速度之裝備,有待研究。

1-2-2 續航性能

爲節省燃料增加航行距離,可由下面關係式獲得一個概念:

$$\text{噴射機之航行距離 } Ra = \frac{\sqrt{C_L}}{b C_D} \sqrt{\frac{2gW}{\rho S}} \ln\left(\frac{W}{W_1}\right) \dots\dots\dots (1.7)$$

$$\text{螺旋槳機之航行距離 } Ra = \frac{270q}{b} \frac{C_L}{C_D} \ln\left(\frac{W}{W_1}\right) \dots\dots\dots (1.8)$$

- 式中 b : 燃料消耗率
 W : 飛行前航機之重量(包括燃料)
 W_1 : 飛行後航機之重量(已消耗燃料)
 ρ : 空氣密度
 q : 螺旋槳功率
 \ln : 自然對數

因此吾人可瞭解,空氣密度越稀薄,並減低阻力,增加升力,使航機在固定的A、B兩點(Ra 爲定數),由上述因素之考慮,可使 $\ln(W/W_1)$ 減少,即 $(W-W_1)$ 燃料消耗量減少。如再加上高空順風場之助力,更可增加航速,節省燃料與飛行時間無疑。

反過來說,在A、B兩點間飛行,巡航高度已確定,則當增加燃料時(即 W/S , $\ln(W/W_1)$ 均增加),則必須減少 $\sqrt{C_L}/C_D$ 或 C_L/C_D ,即減少升力,增加阻力,如圖1-4所示即須使仰角增加($\alpha > 18^\circ$)才能滿足需要。由(1.5)式得知,巡航最大速度 V_{max} 受到限制而減少,因此必須增加引擎之推力(Th),即不合經濟之原則矣。

1-2-3 航機離到之性能：

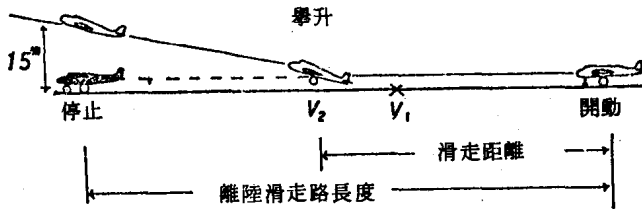


圖 1-6

我們在 1-2-1，(1.6) 式中談到滾動起飛之最小速度與空氣密度、翼面負荷量之關係，(1.9) 則列出滾動距離與滾動初推力 (Th_0)，跑道摩擦力 (μW)，翼面負荷量 (W/S)，初升力係數 (C_{L0})，跑道面之空氣密度 (ρ) 等之關係式。

$$l = \frac{1}{\rho C_{L0}} \frac{W}{S} \frac{W}{Th_0 - \mu W} \dots\dots\dots (1.9)$$

圖 1-6 中指出航機起飛時之最小安全離場速 V_2 (約等於失速速度之 1.15 ~ 1.2 倍)，則可能在離跑道端之上十五公尺處順利升空。如離陸速度小於失速速度 (V_1) 則無法離陸。

在雪地上滾動，因地面摩擦力很小，應避免起降，又在豪雨狀況下，滑行道積水也會影響滾動安全。

(1.9) 式尚未包括風場之影響，因逆風可縮短滾動距離，順風則增加滾動距離。

第三節 引擎之性能

1-3-1 航機之推力

航機之推力以單位時間吸入或排出空氣之量及其加速度之乘積表之螺旋槳飛機以回轉面排除之空氣量以及螺旋槳之加速度表示，噴射機則以引擎吸氣口之空氣量及其內部加熱膨脹噴出之廢氣燃料量表示。故航