

部 定 大 學 用 書

# 空 氣 動 力 學

國 立 編 譯 館 大 學 用 書 編 審 委 員 會 主 編

劉 至 申 編 著

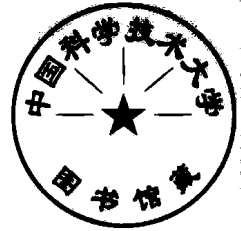
國 立 編 譯 館 出 版  
正 中 書 局 印 行

部定大學用書

空 氣 動 力 學

國立編譯館大學用書編審委員會主編

劉至申編著



國 立 編 譯 館 出 版

正 中 書 局 印 行



版權所有 翻印必究

中華民國五十五年十月臺初版

中華民國六十五年五月臺二版

部定大 學用書 空氣動力學

全一冊 基本定價 五元二角

(外埠酌加運費滙費)

主編者 國立編譯館大學用書編審委員會

編著者 劉 至 申

出版者 國 立 編 譯 館

發行人 黎 元 譽

發行印刷 正 中 書 局

(臺灣臺北市衡陽路二十號)

海外總經銷 集成圖書公司

(香港九龍油麻地北海街七號)

海 風 書 店

(日本東京都千代田區神田神保町一丁目五六番地)

新聞局出版事業登記證 局版臺業字第〇一九九號 (5011) 維  
(500)

## 柏 序

空氣動力學爲流體力學之一支，但從應用觀點言之，空氣動力學爲航空工程之基本學說。惟空氣動力學成爲一應用科學，其歷史却很短。空氣動力學純係二十世紀之新科學，其發展過程可分爲三階段：第一階段爲「低速空氣動力學」(Low Speed Aerodynamics)，爲期自一九〇〇年至一九四〇年。第二階段爲「高速空氣動力學」(High Speed Aerodynamics)，爲期自一九四〇年至一九五〇年。第三階段爲「高溫空氣動力學」或「極速空氣動力學」(Hypersonic Gasdynamics)，爲期自一九五〇年至今。

在一九二〇年以前，航空機之製造與研究，和空氣動力學很少關係。一般人認爲牛頓動力公式(Newton's Formula)阻延航空發展至少百年以上，因根據其公式飛機實不易起昇也。(唯有一點頗饒興趣者，即牛頓公式雖不適於低速空氣動力之計算，但在極速空氣動力計算中則頗準確。)一八九七年英國皇家航空學會年刊曾載文慎重聲明航空技術與空氣動力學絕無關係，可見當時牛頓公式影響之大。

一九二〇年左右德國高廷根大學普蘭多教授(L. Prandtl)發表機翼理論及界層學說。美國凡卡門(Theodore von Kármán)著文闡述空氣動力學與航空技術之關係。尤以凡卡門教授對於空氣動力學之多方面供獻，遂使空氣動力學與航空工程建立不可分之密切連繫，空氣動力學乃成爲設計航空機不可或缺之基本科學。但一九四〇以前，飛機速度很低，空氣密度變更不大，故古典流體力學中之不可壓縮流體之理論(Incompressible Flow)，在計算空氣動力中可以應付裕如，其中若干理論預測之精確可取實驗而代之，空氣動力學之應用，使飛機設計精確，其精確程度爲普通機械設計所望塵莫及。是爲空氣動力學發展之第一

階段。

一九四〇年以後，飛機速度大增，由每小時一二百哩增至四五百哩。空氣之速度，亦由亞音速而達超音速。在此高速氣流中若干新現象如震波等發生，使流場 (Flow Field) 情況與亞音速情況完全不同。故低速空氣動力學中若干原理須重新修改，尤以空氣之可壓縮性為修改原理之主要根據。可壓縮流體力學 (Compressible Flow) 在凡卡門教授倡導下，集全球空氣動力學專家之努力研究，其進度奇速，使航空界對高空飛行有更進一步之認識，因而高速飛機設計與低速飛機設計迥異，是為空氣動力學發展之第二階段。在此階段內，氣流速度高，但尚未達到極速流 (Hypersonic Flow) 之程度，而空氣溫度亦在華氏二千度以下。在此情況中，空氣可視為一理想氣體 (Ideal Gas)，而空氣比熱 (Specific Heat) 可視為一常數。故第二階段之空氣動力學常被稱為理想氣體動力學。

自一九五〇年後，空氣動力學之發展，由航空時代進入太空時代。空氣之溫度及氣流之速度均大增加，故又有若干新現象發生，如稀薄氣體動力學 (Rarefied Gasdynamics)，化學氣體動力學 (Aerothermochemistry)，磁性氣體動力學 (Magnetogasdynamics)，及電漿動力學 (Plasma Dynamics)。此等現象對極速航空機之設計有密切之關係。是為空氣動力學發展之第三階段。但第三階段空氣動力學之研究，其基本學理多由前兩階段研究結果推演而出，故前兩階段之原理實為空氣動力學最基本之根據。

劉君至申對航空工程研究有素，積多年實際及教學經驗編著空氣動力學一書。將第一及第二階段之空氣動力學之基本原理及其實用於航空機之性能及安定性等加以分析並作有系統之介紹，並輔以例題及習題，實為一極優良之大學用書。在此國內大學航空工程用書缺乏之

際，此書實為不可多得之佳作，即與歐美各國類似之書籍相較，亦堪稱傑作，極適於大學工學院學生之用，而一般工程師亦可由是書獲得空氣動力學之基本概念，因而從事進一步之研究也，特此介紹。

中華民國五十三年二月 柏賞義謹識於美國瑪利蘭大學 (University of Maryland, U.S.A.)

## 自 序

空氣動力學研討空氣及其他氣體流動的情形和固體（如飛行體或洞道）在這些流體中由相互作用而產生的力的情形，它是一門綜合性的科學。與空氣動力學有關係的課程有：熱力學，通用流體力學（Fluid Mechanics），航空發動機學和噴射推進學等等。空氣動力學的課程研究比較偏重於理論方面的時候，亦常有以古典流體力學（Hydro-dynamics）作為預修課程的。較為深入的空氣動力學理論研究，需用到很多的應用數學。

然則，凡屬理論研究率須根據若干適當的前題或設準方能循以推陳。而空氣動力學所要討論的事象，涉及的因素不但數目多而且變化亦多；故不難想見，在理論空氣動力學這一方面，希望僅以純理的解析即能推求結論且與實際情形脗合無間，在很多的情況中常是很難作到的事。以上，自然也就說明了為甚麼當航空工程發軔伊始的時候，實驗空氣動力學即亦步亦趨地與理論空氣動力學相因發展互以相成。雖然無論任何科學大都是在理論與實驗的相互印證互相發明的過程中求其發展，但這裏所要提到的却是一個性質稍許特殊的關於實驗科學方面的方術問題。按，廿世紀的廿年代間（大致地說），可以視為實驗科學的領域中，興起了一門可以應用到許多科學部門，而對於空氣動力學的發展尤其具有相當重要的影響的一種方術；也就是大家都知道的所謂積次分析原理，實驗空氣動力學始以這個屬於歸納性質的半理論的方法來趨近問題；概括地說，它的用途表現在三個方面；即：（一）作為理論的印證並間或啓發理論研究方面的新的觀念或構想，（二）與理論分析綿密交織且互為衍益，（三）於實驗發展中（例如風洞實驗，且當然是指着從事風洞實驗的基源，係根據積次分析的原理而言），蒐輯經驗數據供為設計之

依據。而實驗空氣動力學既須大量地考察經驗資料，故其數據及圖據法的彙集宜乎要自成體制。顯然，如果不是有意簡略，則通用空氣動力學的科書即須要同時就理論淵源和實用方法一併介紹，俾以獲得理論的概意兼以導示實用。由於這種綜合介紹而引起的問題是：如書中對於此種情事及其關聯未曾予以適當地剖析就很可能使學者對於空氣動力學發生一種性質龐雜和不容易體會的印象和感覺。

二次大戰後，航空工程突飛猛進，飛行速率的增加正如日方中，是大家知道的事實。然則，可壓縮流動(超音速流動含)的分析和探討並非以飛行速率的增加為其肇因。這個屬於基本學理性質的思考早在 1830 年已見端緒。因為它與飛行體的空氣動力分析大有關係，故自 1920 迄乎 1930 年以後，航空工程界即曾經間續地予以深入的研究。但 1935 年以前的空氣動力學的教本很少論到可壓縮處理；因當時在工程應用方面尚無急切的需要。大戰前後超音速空氣動力學的研究，發展急驟；由於若干年來不斷地累增，有關的文史(Literature)可說是已達到足稱浩繁的程度。現階段空氣動力學既已進入極速流動的研究，需要處理的問題較前諸階段更要繁複得多。

由於以上的說明，就不難看出為甚麼學者常有空氣動力學要比較不容易學的感覺。顯然，我們在學校裡學習任何一門課程均有其各殊的意義；但究其主旨則大學課程均不外乎培養日後能够自力研習的能力(Capabilities)俾日後可以從事於實用或進一步的研究。準此，就各項課程的深淺程度來說，則一般均是在這一個大原則之下而仍可以有其適當的運用。比較理想的情況應是深淺適乎其中，尤其是就課程本身的特性求與客觀的環境和條件相配合，以達到教學的主旨或目的，要更為重要些。簡結以上，空氣動力學課程的深淺可有酌量，而感覺空氣動力學不易學或頗有困擾的原因則未必即由於課程過深。



編者對於空氣動力學的研究僅能說是具有相當的興趣。雖然，因編者在近十年中一方面連續或間斷地擔任教學空氣動力學課程，一方面親見我軍飛機淘舊換新，戰力日益強盛，以及有志於航空工程的青年學生數字日有增加，故曾經參考若干有關空氣動力學的著作，希望能夠藉着整理，勘選，編裁，譯述，及闡釋等諸方式，綜詮出一本理論與實用並重，較為完整，略著系統，屬於通論性質的教本；以應工學院航空工程系之普修及機械工程系選修以及自學的初步參考之用。

現有成編，自係勉力以成。編旨所在簡如下述：

第一：編以通全作為宗旨，兼顧理論和實用。係以基本學理及重要的基本概念作骨幹並輔以若干工程技術方面的實際應用，來闡述空氣動力學所包容的大部份的問題；期能有助於理論和實用工程等兩方面的發展。

第二：需用數學，均以修畢大一微積分學及大二微分方程或工程數學即可以自行閱讀而無困難為準則；並在適當的章節或練習題中，依需要情況提出討論或演練俾便利教學雙方的有效運用。

第三：一如前述，課程難易並非學習空氣動力學時或感到困擾的主要原因；則問題應在於另一方面。根據編者的經驗，一般的意見係認為學習這門課程總免不了對於涵蓋於所謂空氣動力學的名目下，應使學者有所體認的一般概念，由於似乎缺少了一個比較具體的輪廓，而頗有不易略會的感覺。編者相信：這是一種非常真切而誠實的感覺；而能夠就這一方面提出問題的，多數則是學習精神很嚴肅且曾經參考閱讀過若干其他教本或著述的學生。但這並不是一個可以訴求解答的問題。原因為空氣動力學原來就是一門性質繁複而具有多樣性的學科，本身即有高度的發展性。

因之，這個問題並沒有正面的解決（嚴格地說則問題本身就不盡合

理)，但它却指出了在學習過程中的一些確實存在的心理狀態和阻滯。編者將這一個心理問題的部份求解訴之於課程敘述的順序和層次，而歸結於章目的編載；因此遂有總目和細目的簡詳彙列。各章章敘的增置自亦是爲了達成同一的目的。

第四：成編範圍大部份係根據六、七年來長時間的裁度，章目呈出係依順序提出的實質內容的先後關係爲着眼；基於前第三節提到的考慮，故各章節的含量並不均衡。質言之，亦就是唯以應合逐漸滙意的裁度及其脈絡爲準。它並不影響教學的實施，亦可以活動運用，但須要斟酌情況擬定課程計劃。

第五：編者學多未逮，故以上所述非以陳義從高。而編者願誠懇地說明的是：基於敬事的態度，凡已述及的均是編者深以爲確有一述之必要者；餘則非敢侈議。至其他有關：章註，習題，附錄的增置以及選讀資料的擬議等，依其性質則教學雙方均可有其適當的運用，故均無多述。

編者不敏，故向所從事從未敢敏求；但始終能保持實事求是的精神。一如前述，本編定(初)稿雖其基本型態是由於長時間的滙意，但根據若干次的教學經驗和隨時請益於先進及同好，先後亦有過不少的修正。原編承國立編譯館轉致審核意見，示以內容宜再有所增修；並荷教正，指出其中譯名未妥和詞意未切的地方。現在的章目中，第七第八兩章以及附錄 9 至 12 等件，即係依據原則予以增編的部份。實際上則其他章節及附件等因而需事更動調整增減修訂者自亦甚多。編者特別願就此間說明的是：本編經一修訂，現版規模得益於審核意見者實多；此在編者個人則尤其如是。故除於接到審核意見立即函請國立編譯館轉致謝意外，應再誠意說明如上述。至以付梓，舛錯當所難免，還請方家先進於見及訛誤時不吝教正是幸。

本編初稿敬蒙 賴校長璉介紹轉請於 柏博士實義；承於百忙中

先事閱正；並幸荷 賴校長璉及 柏師實義賜給書序，遂使近切春風，啓卷輝麗；這在編者，真是感到萬分的榮幸。至承過許，自不敢當；因爲編者是 賴校長的學生，柏先生又是航空工程學術界的先進，故均應謹以誠肅於此敬致謝忱。

中華民國五十五年十二月

劉至申識於空軍軍官學校

## 通用符號

$\alpha$ (alpha)	= 幾何衝角
$\alpha_n$	= 絕對衝角
$\alpha_e$	= 有效衝角
$\alpha_i$	= 誘導衝角
$\alpha_{0L}$	= 零升衝角
$\beta$ (beta)	= 槳葉角; 側滑角; 下滑角; 調整片角度; 半楔角
$\Gamma$ (gamma)	= 環流
$\gamma$ (gamma)	= 比熱比值 $C_p/C_v$ ; 爬升角
$\Delta$ (delta)	= 用表增值或差值
$\delta$ (delta)	= 界層厚; 上反角; 重心距翼前緣距離
$\varepsilon$ (epsilon)	= 無窮小; 交換係數; 下洗角
$\eta$ (eta)	= 效率通式; 升降舵角
$\eta_E$	= 傳導效率
$\eta_o$	= 全效率
$\eta_P$	= 推進效率
$\eta_{P_i}$	= 理想推進效率
$\eta_r, \eta_t$	= 熱效率, 尾面效率因素
$\theta$ (theta)	= 任何角; 俯仰角; 飛行路徑角
$\theta_b$	= 超音流動平直化解法中, 用表氣流折角
$\Lambda$ (lambda)	= 後掠角
$\lambda$ (lambda)	= 橢形比, $\sqrt{1-M_o^2}$
$\mu$ (mu)	= 動力黏度; 馬赫角; 滾動摩擦係數
$\nu$ (nu)	= 機動黏度; 特性線解法特性擺系圖之專用函數
$\pi$ (pi)	= 圓周率; 白金漢氏之 $\pi$ 定理

$\rho$ (rho)	= 密度
$\rho_0$	= 自由流大氣密度, 或專指海平面密度
$\rho_B$	= 貯室密度
$\rho_s$	= 止流點密度
$\Sigma$ (sigma)	= 用表合式
$\sigma$ (sigma)	= 大氣密度比; 普蘭多干涉因子; 震波角
$\tau$ (tau)	= 抗剪應力; 翼厚比
$\phi, p$ (phi)	= 速度位勢; 側滾角
$\psi$ (psi)	= 流量函數; 偏航角
$\Omega$ (omega)	= 飛機繞某垂軸的角速度
$\omega$ (omega)	= 旋量; 角速度
$\chi$ (chi)	= 比似參數
A	= 面積; 展弦比
a	= 大氣溫度梯度; 壓力波速; 升力係數曲線斜率
$a_0$	= 無限展長二度翼面升力係數曲線斜率
a.c.	= 空氣動力中心
b	= 寬度; 翼展長
C	= 常數; 音速; 比耗油量
$C_L$	= 翼面升力係數
$C_{Lmax}$	= 最大升力係數(翼面)
$C_l$	= 剖面升力係數
$C_{lmax}$	= 最大升力係數(剖面)
$C_{l1}$	= 剖面設計升力係數
$C_{L,opt.}$	= 最好升力係數(翼面)
$C_{l,opt.}$	= 最好升力係數(剖面)

$C_C$	= 弦向力係數
$C_D$	= 翼面阻力係數; 全機阻力係數
$C_{Df}$	= $C_D \sim C_L^2$ 圖之截距
$C_{Di}$	= 誘導阻力係數
$C_{Do}$	= 翼型阻力係數
$C_{D0, min.}$	= 最小翼型阻力係數
$C_{D\pi}$	= 適當面積法之阻力係數
$C_{DP}$	= 廢阻力係數
$C_{Dt}$	= 超音流動零升波阻係數
$C_d$	= 剖面阻力係數
$C_f$	= 表皮摩擦阻力係數
$C_F$	= 合力係數
$C_H$	= 絞動力矩係數
$C_M$	= 俯仰力距係數
$C_{M.a.c.}$	= 翼面力距係數求計於空氣動力中心
$C_{M0}$	= 翼面力距係數求計於翼前緣
$C_N$	= 法向力係數
$C_S$	= 橫向力係數
$C_r$	= 側滾力距係數
$C_y$	= 偏航力距係數
$C_v$	= 等容比熱
$C_p$	= 等壓比熱
$C_T$	= 推力係數
$c$	= 線積分之線路; 翼弦長
$c.g.$	= 重心

$c.p.$	= 壓力中心距前緣距離, 或表其位置
$c_p$	= 壓力中心距前緣距離與弦長之比值
$c_m$	= 最高中弧線位置
$c_r$	= 翼根部弦長
$c_t$	= 翼梢部弦長
$D$	= 直徑; 全阻力; 翼面阻力
$D_i$	= 誘導阻力
$D_o$	= 翼型阻力
$D_p$	= 廢阻力
$d$	= 直徑; 震波面厚度
$E$	= 內能; 耐航時
$e$	= 飛機效率因子
$e'$	= 剖面效率因子
$^{\circ}F$	= 華氏溫度
$F$	= 函數關係; 力
$F_c$	= 弦向力
$F_N$	= 法向力
$F_I$	= 惰性力
$F_E$	= 彈性力
$F_f$	= 摩擦力
$f$	= 函數關係; 對當阻力面積
$g$	= 重力加速度
$H$	= 絕對升限; 熱值 $ft-\#/slug$ ; 絞動力矩
$H_s$	= 實用升限
$h$	= 高度; 全熱; 熱值 $Btu/\#$ ; 雙曲線半徑

---

$h_n$	= 定桿安定中立點
$h_n'$	= 釋桿安定中立點
$I$	= 惰性距
$i$	= 裝置角
$J$	= 朱耳常數; 推進比
$K$	= 常數; 迴轉半徑; 回應因子
$K_n$	= 定桿靜安定邊際
$K_n'$	= 釋桿靜安定邊際
$L$	= 升力; 或綴以示左
$l$	= 長度; 或綴以示下方
$M$	= 質量; 力距; 馬赫數
$M_C$	= 下臨界馬赫數
$M_T$	= 上臨界馬赫數
$M_0, M_\infty$	= 自由流馬赫數
$N$	= 每分鐘轉數
$m$	= 單位時間之質量流量; 源或漏之強度; 空氣燃料比
$n$	= 每秒轉數; 負荷因子
$P$	= 壓力; 操縱力
$P_C$	= 壓力係數
$P_0$	= 自由流壓力; 或專指海平面氣壓
$P_R$	= 貯室壓力
$P_r$	= 普蘭多數字
$P_s$	= 止流點壓力
$p$	= 側滾角速度
$Q$	= 輸遞熱



$q$	= 動壓力
$q_0$	= 自由流動壓; 或專指海面飛行之動壓
$R$	= 氣體常數; 欵氏數; 航程; 或綴以示右
$R_x$	= $x$ 位置之欵氏數
$^{\circ}R$	= 欵金氏度
$R/C$	= 爬升率
$R/S$	= 下沉率
$r$	= 半徑; 速度比 $V_0/V_1$ ; 轉灣半徑; 偏航角速度
$S$	= 區域; 翼面積; 熵
$S_r$	= 襟翼面積
$s$	= 線長; 弧線長; 通用參變數
$T$	= 絕對溫度; 推力
$T_A$	= 供給推力
$T_E$	= 有效推力
$T_R$	= 貯室絕對溫度
$T_s$	= 止流點絕對溫度
$t$	= 表溫; 厚度; 或綴以表與尾面相關
$t_m$	= 最高中弧
$U$	= 平流場流速; 自由流速
$u$	= $x$ 向分速; 或綴以表上方之意
$V$	= 合速度; 體積
$v$	= 體積比
$V_1$	= 表速
$V_0$	= 自由流速; 或專以表示海平面自由流速
$V_j$	= 噴射速度; 滑流速度