

## 目 錄

第一章	引言.....	1
第二章	空氣靜力學.....	7
第三章	空氣動力學基本概念.....	16
第四章	機翼及翼剖面.....	28
第五章	廢阻力.....	37
第六章	飛機發動機.....	46
第七章	飛機性能.....	56
第八章	飛機穩定性.....	67
第九章	飛機之控制及操縱.....	76
第十章	航空試驗.....	86

# 飛行原理

## 第一章 引言

引言 人類之航空思想何時發生，雖不可考，然以意度之。必極久遠也。蓋見飛鳥翱翔於空際，實足以啓發吾人之飛行願望。山海經所載奇肱氏之飛車，可視為國人對於航空思想之具體表現。至於飛箏之發明，尤為實際製造航空器之先河。惜乎繼起研究乏人，未克發揚光大之耳！歐西各國研究航空亦殊遠，其進展程度則隨科學進步而具體化。初期多注意於輕於空氣之航空器。法人 Montgolfier 兄弟於西曆一七八三年第一次完成氣球飛行。以後復經 M. Charles 之研究而更趨完善。至十九世紀末葉，歐美各國對於空氣之航空器開始努力研究。最初概為研究滑翔機之飛行，如德國之 Lilienthal 乃其中之較著者也。其後更作有發動機飛機之研究，於西曆一九零三年美國 Wright 兄弟使備有發動機之飛機第一次翱翔於空際。雖然此次飛行僅於空間停留十二秒鐘，但已予吾人一航空器之雛形矣。此後飛機之發展，一日千里，至今僅約四十年，已有橫渡大西洋及太平洋之定期航線，而空中會戰，動輒數千架飛機之惡烈爭鬪。所謂無空防即無國防之真理，固人人所熟知之矣。

觀乎飛機進展之速，工程界中建設鮮與倫比。其所以能如是者，一方面固由於科學之進步，足以協助之，然而主要者厥為航空學者對於飛行原理有深切明瞭之認識，知如何用最佳之方法應用現時之科學以完成其設計之功也。故研究航空學者及對於航空事業有興趣者。實不可不先知今日已成立之飛行原理也。

考諸飛行原理，不外乎空氣力學之應用。然偉大學者牛頓 (Newton) 亦曾有嚴重之錯誤，無怪乎一般人視此為畏途。幸經英人 Lanchester 闡明其理，而同時德人 Prandtl 及 Von Karman 諸氏更以解析公式作闡切表明，乃達今日明顯之地步而易於瞭解也。

現在主要之航空器為飛機。飛機之飛行原理為空氣動力學 (Aerodynamics)。故本書除第二章外，幾全部討論空氣動力學之問題。空氣動力學除尺度 (Scale) 問題外，與水動力 (Hydrodynamics) 完全相似。古典水動力學原理可應用於空氣動力學上。現有之空氣動力學理論相當美滿，而對於航空工程有顯著之貢獻。然而尚有若干問題，理論方法不能解答。此類問題，必需用試驗方法解決之。試驗方法有模型試驗及實飛試驗兩種。試驗結果，於空氣動力學中亦佔一重要之位置。

飛行原理中所探討之題目有二：其一是解明空氣反應力之物理特性，另一是關於該空氣反應力影響下，飛機行動之研究。前者是空氣力學之基本研究，後者是關於航空器上之特殊應用也。

飛機行動問題是與固體 (Rigid Body) 力學有密切關係，依其力量情形及固體行動方程式分析之。飛機性能 (Performance) 是從有規則飛行 (Steady Flight) 均衡中得之，若干

穩定 (Stability) 概念亦可從有規則行動中得到簡單結果。關於飛機全部穩定及控制 (Control) 特性之解釋，必需於空氣動力之外，而顧及惰性力 (Inertial Force) 也。

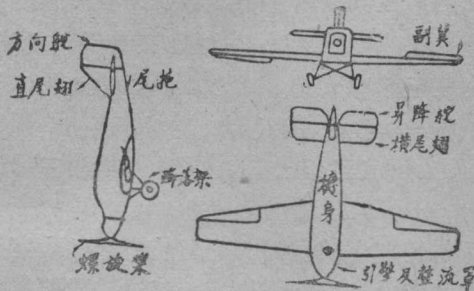
茲於討論基本空氣力學之先，將航空器之種類及各主要部份之術語，加以定義及解釋，以便對於將來之討論。

航空器之種類 凡空氣所支持之乘具，均可名之曰航空器 (Aircraft)。航空器分兩大類：第一類是輕於空氣之航空器。此類航空器是由空氣靜力反應，即浮力 (Buoyancy) 所支持於空際者。氣球 (Balloon) 及氣船 (Airship) 等屬之。因其性能遠不如飛機，目前此類航空器已非主要。故擬於第二章中約略述之。

第二類是重於空氣之航空器。此類航空器是由空氣動力反應所支持於空際者。該航空器中有一部份結構與空氣有相對行動而發生動力反應，足以支持該器於空際也。重於空氣之航空器之主要者有五種。(一) 旋昇機 (Helicopter)，是用一具或數具推進機旋轉於一垂直軸上，以支持該機於空際者也。(二) 自轉翼機 (Autogiro)，此機之機翼因動力作用，自然旋轉而支持該機於空際。其最初昇空情形與旋昇機相似，既昇空之後，機翼即自動旋轉。(三) 鳥式機 (Ornithopter)，其翼搏動如鳥然。(四) 滑翔機 (Glider)，是與普通飛機極相似，惟無發動機於其上耳。(五) 飛機 (Airplane)。

上述五種重於空氣之航空器中，僅有飛機進步可以實際應用之階段。前三者仍未脫離試驗時期，短時間內尚難大量應用。至於滑翔機之特性則與飛機完全相似。故以後討論之主題，厥為飛機；而於適當地方，將其餘種類特性提出，互相比較之。

飛機之主要部份有五：機翼 (Wing)，支持飛機者也；發動機 (Power Plant)，推進飛機者也；控制面 (Control Surface)，控制飛機者也；機身 (Fuselage)，裝貨物及人員者也；降落架 (Landing Gear)，為降落安全而設者也。茲將此五項，約略述之如下。圖一指示各部份之名稱及地位。



圖一 飛機之三面圖

機翼用輕而堅固之木材或金屬做成，伸出於機身之兩旁。其橫斷面，或簡稱之為翼剖面 (Airfoil)，是細長形，圓頭而尖尾，其前部有很大曲度。經翼剖面後部之尖端並切於其下面之切線，或其他相當直線是為翼弦，此為翼剖面之基準線，所有尺度及角度均以此為準。全翼上各翼剖面之弦不一定相互平行。若不平行，則此翼為扭轉翼 (Twisted Wing)。

飛機之機翼可由一具或多數之翼面所組成。稱為單翼，雙翼或三翼等。多翼機中之翼面裝置有多種不同式樣；各翼面之弦不平行者，是為有『翼差角 (Decalage)』，各翼面不在二垂直平面間者，則為有『翼參差 Stagger』。沿翼弦方向之翼面長度，稱為翼弦長度，亦可簡稱為翼弦 (Chord)，垂直於飛行方向，左右兩翼端間之距離為翼展 (Span)。翼展與翼弦

之比率爲展弦比率 (Aspect Ratio)。有時翼尖兩端 (或垂直翼剖面之線) 至翼中部之直線成一角度。當此角位於水平面中時, 其半謂之拖後角 (Sweepback); 若位於垂直面中, 其半則爲上反角 (Dihedral)。此外翼面可分爲肱桿 (Cantilever), 半肱桿及非肱桿諸式, 是依翼外有無支持物而定之。

發動機包括引擎 (Engine), 螺旋槳 (Propeller)。以及燃料滑油冷涼諸系統。冷涼又分水冷與氣冷兩種。推進式飛機 (Pusher) 之發動機在機翼之後面, 而牽引式飛機 (Tractor) 之發動機則在機翼之前面云。

機身之主要任務是裝備駕駛員、乘客、及貨物等。此乃飛機主幹。機翼直接與機身相連, 有時降落架均亦置於其下。在單引擎牽引式飛機上, 亦將裝置引擎。其形狀是流線型 (Streamlined), 故阻力甚小。僅裝駕駛員或引擎而不連翼尾者, 稱爲引擎艙 (Nacelle)。有時飛機上有一根細長結構僅連尾翼用者, 名之曰尾柱 (Tail Boom)。

降落架通常包含一對大輪, 以長而空心之圓管架裝置於機身或機翼之下。在此主輪之外於機身後部裝置一支持物。此物爲尾輪 (Tail Wheel), 或爲尾拖 (Tail Skid)。另外有一種三輪降落架 (Tricycle Landing Gear), 於兩主輪之外在機身之前方置一大輪。此種裝置可避免降地時飛機向前傾覆之危, 而地面行動亦較方便。水上起落之飛機之降落架, 或用兩具浮筒 (Float), 或竟將機身造成船體 (Hull)。前者通常稱之爲浮筒式水上飛機, 後者則名之曰飛船或船身式水上飛機 (Flying Boat)。

控制面是由尾翼 (Tail) 及副翼 (Aileron) 所組成。其對於力量均衡雖不重要, 然因其距飛機重心很遠, 產生一相當大之

力矩 (Moment) 而能作有效控制。控制面常爲一固定小翼面和一可動小翼面之組合。尾翼之固定面可稱之爲翅，可動面則稱之爲舵。橫尾舵通常稱爲昇降舵 (Elevator)，控制飛機上下行動。直尾舵通常稱爲方向舵 (Rudder)，管理飛行水平方向轉動。橫尾翅 (Stabilizer)，昇降舵，直尾翅 (Fin)，及方向舵合而名之曰尾翼。副翼以鉸鏈附着於機翼近翼尖部份之尾端。當一邊副翼向下轉動時，則另一邊副翼向上轉動，故副翼控制『滾轉 (rolling)』行動。於曲線飛行中，必須利用方向舵及副翼之組合動作。控制面是由駕駛員以控制桿，或操縱輪，及腳踏鐙操縱之。另外有一種控制面，名曰襟翼 (Flap)，多用於起飛或降落時以增高機翼之昇力。其詳情後當另述之。



## 第二章 空氣靜力學(Aerostatics)

流體 空氣力學分空氣動力學及空氣靜力學，與水力學相似。兩者併於一處討論乃名之曰流體力學 (Fluid Mechanics)。研究流體力學，須對流體之物理特性有概括之認識。

流體 可視為一種易於變形，完全連續，可以壓縮而有黏性物體。所有現實流體 (Real Fluid) 均具下列五種物理性。即

壓力 (Pressure)	體積 (Volume)
溫度 (Temperature)	密度 (Density)
黏性 (Viscosity)	

上述項目中，僅黏性或需要解釋之。黏性是流體抵抗翦截 (Shear) 之性能，即在流體各層速度不相等時，各層間因黏性作用而發生翦力 (Shearing) Force)。黏性與翦力關係是如下：兩層隣近流體間之距離為  $dy$ ，一層之流速為  $u$ ，另一層

之流速為  $u + du$  即  $u + \frac{\partial u}{\partial y} dy$ 。此兩層中之單位面積上之

翦應力 (Shearing Stress) 為

$$T = \mu \frac{\partial u}{\partial y} \dots\dots\dots (1)$$

$\mu$  為該流體之黏性係數 (coefficient of viscosity)，各流體之  $\mu$  不相同普通氣體之  $\mu$  是與壓力無關而隨溫度增加。黏性僅

於流體行動中， $\frac{\partial u}{\partial y}$  不等於零時，有相當作用，下章中當詳論



之。

一定質量之流體，其體積與密度成反比例。所有現實流體之體積，溫度及壓力有一定關係，若已知其中二項即可推算得其第三項焉。

研究理論流體力學時，常假設流體是理想流體，即是完全連續，無黏性，及不可壓縮者也。

大氣 (Atmosphere) 對於航空學者最感興趣之流體是空氣。一層薄薄空氣包着地球，宛如橘皮包着橘柑。該空氣層總稱為大氣。究竟該空氣層之厚度幾何，現在尚未能確知，然因大氣之密度隨高度增加而減低甚快，實際上所欲研究者僅近地面約一二十公里以下之大氣而已。

大氣是若干種氣體之混合物，該氣體等之成份隨高度變更。乾燥空氣近地面處之成份約有百分七十八為氮 (Nitrogen)，百分二十一為氧 (Oxygen)，及百分之一其他氣體。作空氣力學研究時，僅計算大氣之壓力，密度，溫度，及濕度 (Humidity) 對於空氣動靜力之影響。至於緯度等影響則可以略去。

**空氣靜力學** 空氣靜力學分析自由懸於大氣中物體均衡 (Equilibrium) 情形。該物體主要者為輕於空氣之航空器，氣球及氣船。空氣靜力學主要結果由於下列定律及原理所推得：

**Archimedes 原理** 物體浸入流體中所受到之浮力，等於所排開流體之重量。

**Boyles 定律** 在常值溫度下，氣體之體積與其壓力成反比例。

**Charles 定律** 在常值壓力下，氣體之體積與其絕對溫度 (Absolute Temperature) 成正比。

Dalton's 定律 在一定空間內數種氣體混合物之壓力等於每一氣體單獨在該空間中所生之壓力之和。

Joule's 定律 氣體自由膨脹時，不作內部工作(Work)。

Pascal's 定律 容器壁上外加壓力所生之流體壓力在全部流體中各點完全相同。

吾人將運用上述定律，以分析氣球及氣船之飛行原理。在分析之先，略述氣球及氣船構造及種類。

氣球(Balloon) 氣球及氣船均為輕於空氣之航空器，其中裝滿輕於空氣之氣體，如氫(Hydrogen)，或氦(Helium)等。排開相等體積之空氣而得有浮力，浮力大小由氣體容器之體積，氣體種類及其純度和大氣情況等決定之。氣球可分三種，即：

(一)自由氣球(Free Balloon)

(二)繫留氣球(Captive Balloon)

(三)可駕駛氣球或氣船(Dirigible balloon or Airship)

自由氣球是圓形舊式氣球。該氣球自由浮於大氣中，僅有靜力控制之。駕駛自由氣球，需研究影響自由懸於大氣中氣球均衡之靜力，及實際控制氣球重量方法，以求在所有時間下浮力與重量有適當之連繫。此可由調節氣球籃中之壓球物，沙囊或水袋重量，及利用氣瓣以調整氣囊中之氣體得之。

氣船 氣船，或「可駕駛氣球」，是一種流線型體(Stream line Body)之氣球，而有推進機構及操縱設備者。氣船從構造上可分三種不同式樣，即：

(一)非硬式氣船(Norigid Airship)

(二)半硬式氣船(Semirigid Airship)

(三)硬式氣船(Rigid Airship)

上述式樣完全依氣船構造，氣體容器和骨架組合情形而分。非硬式氣船之氣囊 (Envelope) 中既無龍骨 (Keel)，又無其他堅硬構造，僅藉內部氣體壓力以保持其形。半硬式則有一伸縮自如圓管氣囊，附屬於一硬直之龍骨上。非硬式或半硬式氣船之氣囊中有兩只或多數小袋，是為小空氣囊 (ballonets)。小空氣囊被氣船螺旋槳或附設鼓風器所鼓動之空氣膨大之，以維持一定內部壓力及體積，因此氣囊外形可以維持其硬度。

當氣球上昇時，大氣壓力及密度均減低，因此氣囊中氣體將膨脹。由於該膨脹，小空氣囊中之空氣必需排出若干。調整氣瓣能使上昇期中內部壓力保持常值。若氣船離開地面時內部裝滿氣體，則小空氣囊中無餘地再裝空氣，上昇時必需排去一部份氣體也。從高空中下降之情況完全相反。

小型氣船中重量集於一單籃中不適於移動重量，於降落或飛行中調整氣船之姿態，可移動小空氣囊中之空氣，因而改變氣囊之浮力中心。

硬式氣船構造中，其硬度及形狀由於蒙布硬殼固定之。因為不用內部壓力保持其形狀，此船中之氣室內無小空氣囊之設備。故氣室構造簡單。硬式氣船之運用也較簡單，蓋於不同高度下飛行，無需注意壓力也。

各式氣船均有控制及發動機籃，和控制面。小型非硬式氣船中，該籃等常為開口式而載發動機，及高度和方向等控制器。該籃常用纜懸於氣囊下。半硬式及硬式構造中，該籃等與龍骨相接。龍骨支持其負荷。發動機籃與控制籃則分開。

所有氣船之控制面，均包含固定之垂直及水平控制面，前者連接方向舵，後者連接昇降舵。非硬式及若干半硬式氣船上，控制面用索具連於氣囊上。意大利式 (Italian) 半硬式氣

船及所有硬式氣船之控制面是由金屬骨架支持之。

氣船之控制及穩定諸問題，屬於空氣動力學方面。其基本原理與飛機上同樣之問題相似，留待以後再分析之。現在先討論空氣靜力問題。

浮力原理 氣船飛行中之最重要問題是決定其上昇浮力及該力在不同情況下如何變化之情形。求浮力之法甚簡，在所有情形下，根據 Archimedes 原理之代數關係，即可決定。氣船浮力(B)依其氣囊體積(V)及所用之氣體而定，可用下式表示之：

$$B = V(\rho_a - \rho_g) \dots\dots\dots (2)$$

$\rho_a$  為空氣密度，而  $\rho_g$  為氣體之密度。在任何一時間之有效上昇力是  $N = \{B - (\text{固定重量})\}$ 。

從上節中得知浮力常變其值，該值依大氣密度及所用氣體之情形而變，而此情形又依大氣壓力和溫度，氣體之超熱度(Superheat)，氣體純度(Purity)，及空氣濕度等而變。因此決定浮力問題乃一變而為決定大氣中空氣及所用氣體之密度問題矣。普通為實用方便計，不必分別計算該密度等，僅需將之合併一處，及將上述各因子包括之，而成一完善浮力公式。茲先將各因子對於兩種密度之影響，略述一二：

溫度(T)與密度( $\rho$ )之關係，可用 Charles 定律計算，而壓力與密度關係可用 Boyle 定律計算。該二定律合併之，乃成為氣體定律(Gas Law)。

$$\frac{P}{\rho T} = \text{常數} \dots\dots\dots (3)$$

此處溫度(T)應以絕對溫度表之。從此定律則密度可以相當之壓力及溫度表示之矣。

氣球或氣船中氣體照諸日光中，日光穿入氣囊。增加該氣體之溫度。該氣體之溫度可較其四周空氣之溫度約高出華氏 (Fahrenheit) 30。當氣船中氣體溫度高於其四周空氣溫度，氣體體積增大，而密度減低，氣船之浮力可以加大。氣體超熱度 (Superheat) 可正可負。在陽光中，常為正值，在夜間可得負值。

上述結論，均由假定空氣為乾燥氣體而得者，然大氣鮮為完全乾燥者，其中多有水份存在。濕空氣較乾空氣為輕。故濕度可影響空氣之密度，因而浮力亦隨之變化焉。

用於輕於空氣之航空器中之氣體，多含有不純氣體。該不純物增大所用氣體之密度，因之減低其浮力。

包括上述各點之標準浮力公式如下：

(一)無超熱現象

$$\text{浮力} = \frac{FVK(p-0.38e)}{T} (1-S) \dots\dots\dots (4)$$

(二)有超熱現象

$$\text{浮力} = \frac{FVK(p-0.38e)(Tg-TaS)}{Ta Tg} (1-S) \dots (5)$$

此處 F 為滿度 (Fullness) 百分數，e 為濕度因子 (Vaper Pressure)，S 為氣體比重，Ta 為空氣絕對濕度，Tg 為氣體絕對濕度，而 K 為一常數比例因子。

於非硬式氣船中，其氣體之壓力或大於空氣壓力，則上述兩式中，應加以相當更正。惟多數情形下，氣體與大氣之壓力皆相等。

高空中之大氣 大氣之溫度在各高度處不相同，隨高度

增高而減低之。根據實驗結果，得知高度每增加三百呎，溫度約減低華氏一度，直至同溫層 (Stratosphere) 為止。同溫層約在三萬呎至四萬呎間某處開始。自此點再向上增高度，大氣溫度即為常數，不再隨高度而變更矣。

大氣密度亦隨高度增加而減低，由於大氣壓力之值繼續減低之故也。因為溫度亦減低之關係，大氣密度隨高度而得之減低率，較僅有壓力減低時為小。

當溫度與高度變化為已知，壓力及密度減低率均可從空氣上力量均衡情形求得之。

高空中空氣較稀薄，空氣上昇時乃膨脹；反之，空氣下降時則被壓縮。該膨脹或壓縮可依多種方式變化最普通者是等熱式 (Adiabatic)。空氣膨脹或壓縮保持其所含熱量不變，既不吸收外界熱量，亦不放出任何熱量。等熱式變化中氣體依公式：

$$PV^c = \text{常數} \dots\dots\dots (6)$$

$c = C_p/C_v$ ，即常值壓力下之氣體比熱 (Specific heat)  $C_p$  與常值體積下之氣體比熱  $c_v$  之比數。該比數是如下：

空氣：  $c = 1.41$

氫氣：  $c = 1.41$

氮氣：  $c = 1.66$

當大氣之垂直溫度變更率等於由等熱公式求得之值，該大氣稱為中和均衡 (Neutral Equilibrium)。由於動力上昇之空氣必與其四周空氣溫度相同，故未增加或減低其速度。

當大氣之垂直溫度變更率小於相當等熱變化值，該大氣是穩定 (Stable) 均衡。由動力上昇之空氣依照等熱式變冷，其減低率大於四周靜止空氣減低率。是以上昇空氣較四周空氣

爲冷，乃受一向下力量，有使其靜止之趨勢。

相反之情形，當大氣之垂直溫度變更率大於相當等熱變化之值；該大氣是不穩定均衡。上述三種大氣垂直溫度變更率對於氣船及氣球之靜力均衡有相當影響。若無氣囊傳熱作用，氣船或氣球內用氣體完全依等熱式變化。實際情形是氣球或氣船上昇時，其內中氣體自由在氣囊中膨脹，該氣體溫度減低率約爲每上昇二百呎降低華氏一度，而外界空氣則約每上昇三百呎降低華氏一度。氣球下降當有相反情形發生。

當垂直溫度變化率與等熱式值相同，氣船或氣球內氣體之溫度，始終保持與其四周空氣溫度相等。因此上昇期中，浮力在其壓力高度以下保持常值。所謂『壓力高度』(Pressure Height)，是氣船飛行之特別名詞，即是相當氣囊充滿氣體之高度也。氣船或氣球開始上昇，有一定浮力，直達壓力高度，又因其運動量關係，可直達超過均衡高度以上相當值爲止，而後再生常值下降力，落於地面云。

當垂直大氣溫度變更率小於等熱式值，氣體在上昇氣囊中將受負超熱度作用而是暫時減其浮力。因此氣船或氣球靜力式昇至其均衡高度以下某點而其運動量因暫時加重而消失。然後開始下降，立即由於傳導作用，其負超熱度局部消失，而再上昇。逐漸振盪式到達其均衡高度而止。

當垂直大氣溫度變化率大於等熱式，上昇氣囊中氣體受正超熱度而結果增加浮力。因此上昇氣船可達高度，較中和均衡大氣中所達者尤高。

**靜力穩定** 若僅討論氣船或氣球由於空氣靜力而生穩定情況，其結果如下：

彼等全部浸於空氣中，若重心在浮力中心垂直方向之下，

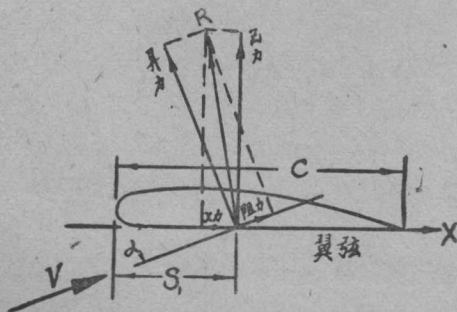


則爲穩定者；若重心在靜力中心之上，則爲不穩定者；當這兩中心在一處，則爲中和情況。普通氣船及氣球之籃在氣囊之下，而籃中又載沙囊及負荷等，故有相當靜力穩定性存在。靜力穩定性隨高度增加而減低，理由有二：(一)用拋去壓艙物以增高度，則氣球重心向上移，靜力穩定度減低。(二)若用排出小空氣囊中空氣以增高度，浮力中心向下移，亦得減低靜力穩定度之結果。

### 第三章 空氣動力學基本概念

空氣動力 從普通經驗中得知物體在空氣中行動必遭遇空氣反應力 (Air Reaction)。飛機所以能翱翔於空際，即由於飛機行動時，機翼上產生向上之反應分力足以支持其重量，而其所耗之功能亦少。總空氣反應力可化爲兩種分力 (Component)。其一是垂直於行動方向之分力，通常稱之爲昇力 (Lift) (L)，另一爲相反於行動方向之分力，通常稱之爲阻力 (Drag) (D)，設空氣與翼面之相對速度爲  $V$ ，而  $V$  與翼弦所交之鋸角爲衝角 (angle of attack)  $\alpha$ ，翼面上力量情形乃如圖二所示。L 及 D 依翼剖面形，翼面積 (S)，衝角 ( $\alpha$ ) 及速度 ( $V$ ) 而定。爲研究方便計，常以無因次係數 (nondimensional Coefficient) 表示各種空氣動力反應力及力矩。最常用之方法如下：

$$L = C_l q S; D = C_d q S \dots\dots\dots (7)$$



圖二 翼剖面上空氣動力