

#44  
419216

4

# 簡易空氣動力學

419216

柯雷鳴 著  
王達新 譯

商務印書館發行

# 簡易空氣動力學

Alexander Klemin 著  
王 達 新 譯

商務印書館發行

## 譯 者 序

高深之學術而以淺顯之文字表出之，繁複之資料而以簡括之章節羅列之，此實寫作入門書籍之最難二事。本書兼備二美，宜其風行海外也。

著者柯雷鳴(Alexander Klemin)氏為美國紐約大學航空學院航空工程學教授。教學多年，經驗宏富，復以寫作入門書籍著稱。其所著書，流行最廣者除本書外尚有飛機應力分析(Airplane Stress Analysis)一書。初學者若以二書並讀之則對於飛機設計之兩種計算——性能及強度——常能窺其梗概矣。

民國廿三年冬，譯者於赴歐攻讀之旅途中，舟次多閒，輒取本書翻閱。涉獵以後，頗感其淺顯平易，允稱入門良書。乃思遂譯之以助國中好學青年。嗣於廿四年春，乘課餘之暇，急譯之，月餘而初稿成。當時因篋中無航空譯名專書以資參考，故所用名詞除在國內習見者外率皆妄自杜撰，深恐不當，未敢遽以付梓。

歸國後，乃取國內新出航空名詞漢譯之比較可靠者，如機械工程名詞等為參考，於服務業餘將初稿譯名詳加校正，取捨標準為從習，從俗，從簡，其中一小部分間亦有仍用杜撰者。謬誤之處尚望海內賢達不吝教正。

本書之成，費時最大之部分，不在文字之遂譯，而在插圖之整理。原書所載或嫌模糊，或欠雅觀，或大小不稱，空佔有用之篇幅。譯者爰將全書中二百餘圖，以三種標準篇幅，一一重

行繪過，務期讀者閱之，一目瞭然。

關於風洞天秤，原書祇有一圖；圖中所示測量力矩部分似不合理；譯者乃以卡特氏簡明空氣動力學 (Simple Aerodynamics by C.C. Carter) 中之風洞天秤及測量力矩裝置二圖更換之，並將講解該部之原文加以修正。

本書整理期間適值對日抗戰。譯者年來歷經南昌，漢口，宜昌，重慶諸地，目觸敵機之瘋狂肆虐，深感我國航空學術之亟待提倡，以期於抗戰中建立我將來偉大空軍之基礎，而目前所最感缺乏者即航空工程之國文入門書籍。蓋欲求高深之學術必始於簡易之基礎，且強學者於入門時即逕讀西書則學習時必感不必要之文字困難也。深望海內飽學之士多事撰述以餉學者；本書之譯不過引玉云爾。

原稿曾經友人吳君公權詳加校閱一過，謹此致謝！

王達新廿八，十一，十一，於重慶。

## 原 序

空氣動力學之基本知識，著者深信，無論對於一般服務航空工業者，準備投身航空工業者，或學習飛行者皆有極大之需要。而空氣之爲物又彌漫全球隨處皆有，論理，其流動之情形及其對於他種物體之作用當不難領略，然一般人所以舉爲神祕者，無非因空氣中之現象目不能見也。且，航空一事，發軔未久，吾人對之當不如對其他工業之熟習，不過，稍假時日，行見飛行一事亦將如駕駛腳踏車之平易無奇矣。

所幸者，空氣動力學之基本原理異常簡單。故，著者以爲，若用簡單明瞭之方式講解之則無人不能通曉。本書之作即本斯旨。書中文字雖力求淺顯，而對於算學記號則未嘗避免。蓋易以累贅之文字敘述往往反難使人了解也。不過，書中所用之算學，程度極淺；著者且另設一章專事溫習之，故讀者僅費數小時之光陰即可讀習一過矣。

著者，積多年教學之經驗，深知初學者於聽講或讀書之後所得之觀念每不能澈底清楚。學習後，能否解答簡單之問題實爲其了解程度之良好試驗。故多作習題可謂求得確切知識之唯一途徑。是以，深盼讀者能於每章讀畢時，將所附習題一一演出。每題答案，書中已詳載無遺，想核對時，當不致有何困難也。

本書於着筆時所感困難較之寫作高深之課本尤大，而著者卒能勉力完成之者無非希望本書將能幫助學者渡過其入門時之最難階段也。

書中細微錯誤在所難免；計算答案亦不過限於算尺之準確程度。讀者如發現謬誤之處，切盼隨時指正，無任感謝。

柯雷鳴(Alexander Klemin)

# 目 錄

- 第一章 幾種有用之數學及力學原理** .....1  
常數——算式之變形——幾何學及三角學中之問題——三角函數之數值——飛機攀升之例題——速度之圖解法——相對速度及速度之加法——力，合力，與分力——重心及力矩——力與加速度——功與功率——能——習題——答案。
- 第二章 空氣與大氣之性質** .....16  
空氣之性質——標準空氣——標準大氣——由溫度及壓力計算空氣密度法——實用例題——習題
- 第三章 流線流及白諾禮氏定律** .....23  
完美流體與流線流——白諾禮氏定律——白氏定律之一般的應用——白氏定律在空氣動力學中之應用——飛行時可假設空氣為不可壓縮之氣體——機翼上昇力之解釋。
- 第四章 飛行之基本原理** .....31  
飛行之基本原理——相對運動原理——與風向垂直之平面所受之阻力對於密度，面積及速度之關係，——重量，質量，比重及密度——動量，加速度及力——阻力定律之數學的證明——與風向垂直之平面上所受之阻力

——空氣動力變化之普遍定律——仰角——  
翼展，翼弦及展弦比——昇力係數與阻力係  
數——昇力與阻力之比——合力及壓力中心  
——習題。

## 第五章 機翼周圍之氣流及機翼測驗法…… 41

曲面何以較平面為優——機翼周圍之氣流因  
機翼之傾斜度而變更——風洞測力法——機  
翼周圍壓力之分佈——平面機翼之性質——  
標準機翼剖面之性質——機翼之昇力，阻力  
與速度之關係——習題——答案。

## 第六章 飛機性能之基本計算法——飛機，螺 旋槳及發動機之配合——…………… 55

機翼馬力——Clark Y 剖面之特性表——機  
翼阻力及機翼馬力圖線——寄體阻力及寄體  
馬力之圖線——總阻力與總馬力之圖線——  
總阻力及總馬力之直接計算法——平板面積  
當量——飛機之總效率——可用馬力之計算  
法——標準發動機之馬力轉數圖線——飛機  
螺旋槳之基本原理——螺旋槳效率計算法——  
螺距之意義——飛機攀升時發動機轉速減低  
之原因——攀升時之螺旋槳效率何以較在最  
高速度時為小——可用功率圖線計算法——  
螺旋槳之更換法——金屬螺旋槳之優點——  
習題——答案。

## 第七章 飛機力學綱要…………… 87

滑翔——滑翔降落小場法——倒垂下衝——  
穩定平飛時之平衡——習題——答案。

## 第八章 飛機力學綱要(續)——轉彎…… 102

離心力——物體轉彎時必需用力以抵抗離心力——偏側轉彎時之力的平衡——駕駛人在高速之峭立偏側飛行時失去知覺之原因——偏側指示器——錯誤之偏側——轉彎時所需之速度及功率較直飛時為大——轉彎學習法——操縱面——習題——答案

## 第九章 飛機力學綱要(續)——轉彎…… 116

因副翼而生之偏航動向——自然偏側力矩開始轉彎與持續轉彎——轉彎之簡單法則——內側滑及外側滑——發動機轉動力矩之效果——峭立側飛時操縱機關作用之改變——習題——答案。

## 第十章 落地及落地奔程…… 127

落地時之突躍現象——完美之三點落地——低速落地之優點——關於落地速度應注意之點——急行落地——與落地奔程有關之因子——制動器對於飛機設計之影響——風之影響——四周有障礙物之機場何以必須較大——問題。

## 第十一章 起飛及攀升…… 138

起飛時飛機所受之力——平滑地面上之起飛——粗糙地面上之起飛——正確之起飛——

如何使起飛迅速——逆風起飛——最佳之攀升——最峭立之攀升——順風攀升與逆風攀升——攀升時之失速——習題。

## 第十二章 縱方安定性…………… 147

力學上之安定實例——只有機翼之飛機必不安定——平尾而何以能使飛機安定——翻旋力矩之定義——飛機安定性之計算法——調穩飛機於固定之仰角法——習題——答案。

## 第十三章 縱方安定性(續)…………… 160

風洞對於研究縱方安定性之用途——重心位置前後對於安定性之影響——重心位置高低對於安定性之影響——改變安定面角度之影響——飛機平衡上之缺點不能用安定面之角度改正之——滑流效果及推力線位置——寄體阻力對平衡之影響——實際飛行之平衡測驗——動力安定性——縱方平衡之實用修正法——強大之安定性及強大之控制——習題——答案。

## 第十四章 橫方安定性…………… 174

作單純側滾時實無安定性——側滾時必有內側滑——直翅，二面角及掠後——偏航時之安定——側滑，偏航及側方急風之效果相同——側滾時之阻尼現象及飛機之自動旋轉——完美橫方安定所需之條件。

## 第十五章 現代之翼面學說…………… 182

旋轉圓柱何以能升起——翼而升力之循環氣流論——翼梢渦流——翼梢渦流之另一解釋——翼展上各點皆有渦流——翼梢流可生誘導阻力——用渦動說解釋展弦比之效果——習題——答案。

## 第十六章 翼剖面選擇法 ..... 195

翼剖面應有之性質——優良翼剖面應有之條件——流體動力學與翼剖面——幾種代表的翼剖面之分析——對各表之討論——R. A. F. 15——Clark Y——Gottingen 387——習題——答案。

## 第十七章 伯吉氏氣隙與其他增加機翼升力之裝置 ..... 209

單翼變作雙翼法——可變曲度之機翼——而積及曲度雙變之機翼——可變之配角——襟翼——旋轉圓柱——翼而氣層之操縱——伯吉氏氣隙——固定氣隙之效果小——氣隙與襟翼必須並用之理由——關於氣隙之最新成績——自動氣隙——將來氣隙必能通用。

## 第十八章 雙翼機之空氣動力學 ..... 226

雙翼機與單翼機之比較——雙翼上之各種定義——雙翼渦流論淺釋——雙翼效率之計算法——直疊雙翼之特性——掩錯——掩錯及配角差——平均空氣動力弦——兩翼上載荷之分配——習題。

## 第十九章 寄體各部之阻力及飛機全體之空氣動力學 ..... 252

圓柱之阻力——串列線纜之阻力——流線形  
張線支柱之阻力——機身阻力——發動機之  
遮罩法——自由空氣散熱器之阻力——尾面  
阻力——輪之阻力——減少寄阻之可能方法  
——習題。

# 簡易空氣動力學

## 第一章 幾種有用之數學及力學原理

吾人研究應用於飛機之空氣動力學所需者不過數學上力學上以及物理學上之簡單公式及概念而已。學者之數學程度即或不佳亦應鼓起勇氣以研究此少數之原理，切不可因數學之困難而畏避之。蓋用語言之詮釋每嫌煩贅而遠不如用算式表示之易於領悟也。此種簡易之數學表示法一經熟識則學習空氣動力學之原理時必能事半功倍，而用彼原理以解決實際問題時亦必得心應手矣。是以，當開卷之始吾人先將數學及力學上功用最大之原理作一簡括之敘述。

### 常數 (Constant)

設有飛機一架以每小時若干哩之定速飛行，則該機所飛過之行程與飛行之時數即謂之成比例。用數學方法表示之即得： $S \propto t$ ，式中之  $S$  代表行程之哩數， $t$  代表飛行之時數。

如欲將  $S, t$ ，及定速之相互關係用一等式表出之，則可以  $V$  代表飛機之定速而寫為

$$S = Vt$$

此處所應注意者即當  $S$  與  $t$  成比例時， $S$  即等於一常數者即數值不變之數也。本式中  $V$  為常數因

設機速為每小時 60 哩，則  $V$  之數值為 60，而在飛行



三小時之後所經過之行程必為  $S = 60 \times 3 = 180$ 哩。

此種關於常數之簡單概念甚為重要，學者應切實領會之。  
算式之變形

吾人在校學習代數學時有人對於記憶代數式頗感痛苦。此或係以代數學作抽象之科學而教授之結果。若以之應用於實際問題則必覺其十分有趣矣。例如，就上節所述。

$$S = Vt,$$

則 
$$t = \frac{S}{V},$$

或 
$$V = \frac{S}{t},$$

設飛機已飛之行程為 360哩，其飛行速度為每小時 60哩，問飛行所需之時間為若干？

代入算式  $t = \frac{S}{V}$ ，則得  $t = \frac{360}{60} = 6$  小時。

設飛機在 5 小時中飛過之行程為 500 哩，問其飛速為若干？

代入算式  $V = \frac{S}{t}$ ，則得  $V = \frac{500}{5} = 100$  哩/小時。

本書中所有之算式變形皆不過如此簡易而已。

### 幾何學及三角學中之問題

在任意一所在，該處天空最低之雲層距離地面之高度即名為該所在之雲頂 (Ceiling)。雲頂之高低在實際飛行時有時必需預知之。夜間測量雲頂則用雲頂投光器 (Ceiling projector)。此器為一探照燈裝置於一支架上以使其射出之光線與地面成  $45^\circ$  之角度，如圖 1。

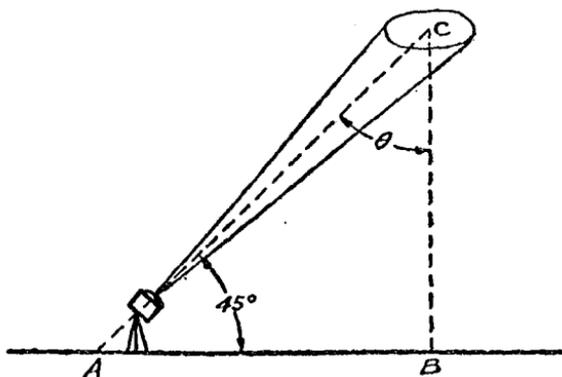


圖 1. 雲頂投光器

測量者量出由  $A$  至  $B$  之距離。 $B$  點必需恰在雲層上圓光之中心  $C$  點之下。如此，則雲頂之高度  $BC$  即等於量得之距離  $AB$ 。光線與地面所成之角度既為  $45^\circ$ ，則  $\theta^*$  角必為  $45^\circ$ 。因任何三角形之內角總和皆等於  $180^\circ$ 。今  $B$  角既為  $90^\circ$ ，故  $\theta$  必為  $180^\circ - (45^\circ + 90^\circ) = 45^\circ$ 。

此三角形之二內角既相等則等角對面之邊線必相等。

在圖 1. 所示之例中， $AB$  之距離可長可短。光線與地面所成之角度若為  $45^\circ$ ，則  $BC$  必永等於  $AB$  也。

設投射光線時不以  $45^\circ$  之角度而以較小之角度，即如沿圖 2. 中之  $AC$  線向上投射。此時顯見  $AB$  與  $BC$  不等，故僅量  $AB$  之長不能即得  $BC$  之長。

此處則必賴三角學之助力矣。在直角三角形中，對於任意一  $\beta$  (讀如 beta) 角，三邊線之長度彼此成一定之比率，此種比

\* $\theta$  為希臘文字母，讀如 thota。在一切科學文章及書籍中，大都用希臘字母以代表角度。學者能熟識此種字母對於讀習科學書籍必得很大的幫助。

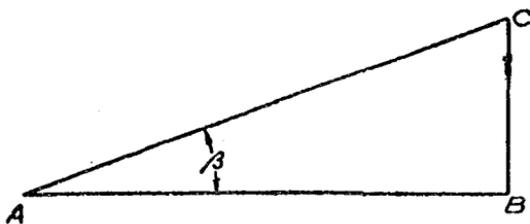


圖 2. 直角三角形

率即名為自然三角函數 (Natural Trigonometric Functions)。此種比率之數值在三角函數表, 各種手冊、及三角學之書籍中皆有詳細之記載。

最常用之三角函數為正弦 (Sine) 餘弦 (Cosine) 及正切 (Tangent), 普通縮寫為  $\sin$ ,  $\cos$ , 及  $\tan$ 。

此種函數毫無神祕可言, 不過為包含某角之直角三角形中三邊線彼此所成之比率而已, 此角即小於  $90^\circ$  之任何銳角。

此種函數之定義如下:

$$\sin \beta = \frac{BC}{AC},$$

$$\cos \beta = \frac{AB}{AC},$$

$$\tan \beta = \frac{BC}{AB},$$

圖 1. 所示探照燈之實例中,  $\beta$  等於  $45^\circ$ ,  $BC = AB$ . 由此可知

$$\tan \beta = \tan 45^\circ = \frac{BC}{AB} = 1.$$

圖 2. 所示之例中,  $AB$  之長可以量得, 如知  $\beta$  角之角度, 則  $BC$  之長即可由  $\tan \beta = \frac{BC}{AB}$ , 或  $BC = AB \tan \beta$  計算之。

設  $AB$  為 100 呎,  $\beta$  為  $30^\circ$ . 則

$$BC = 100 \tan 30^\circ$$

而  
故

$$\tan 30^\circ = 0.577$$

$$BC = 100 \times 0.577 = 57.7 \text{ 呎。}$$

讀者如能注意下表之排列法, 則  $0^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ , 及  $90^\circ$  各角之三角函數數值必不難記憶矣。

### 三角函數之數值

角度	$0^\circ$	$30^\circ$	$45^\circ$	$60^\circ$	$90^\circ$
sin.	$\frac{1}{2}\sqrt{0}$	$\frac{1}{2}\sqrt{1}$	$\frac{1}{2}\sqrt{2}$	$\frac{1}{2}\sqrt{3}$	$\frac{1}{2}\sqrt{4}$
cos.	$\frac{1}{2}\sqrt{4}$	$\frac{1}{2}\sqrt{3}$	$\frac{1}{2}\sqrt{2}$	$\frac{1}{2}\sqrt{1}$	$\frac{1}{2}\sqrt{0}$
tan.	0	$\sqrt{\frac{1}{3}}$	1	$\sqrt{3}$	$\infty$ (無限大)

正切之數值等於以餘弦之數值除正弦之數值所得之商。

吾人無需將許多角度之三角函數數值一一記憶, 然上表所列各數因記憶極易且用途極廣故應特別牢記之。

### 飛機攀升之例題

當吾人注視飛機作迅速之攀升時, 往往以為垂直上升, 如一直上飛機 (Helicopter) 然。實際此不過光學上之一種幻象耳。蓋飛機絕不能以極陡之角度攀升也。

例題: 一高速陸軍飛機之攀升速度為每分鐘 1,500 呎, 其在飛行線上的速度為每小時 90 哩。問此機之飛行線對水平線所成之攀升角 (angle of climb) 應為若干?

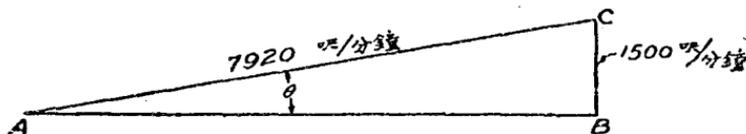


圖 8. 攀升角計算法

每小時 60 哩等於每分鐘一哩，或每分鐘 5280 呎。

每小時 90 哩 =  $\frac{90}{60} \times 5280 = 7,920$  呎每分鐘。

今欲求圖 3. 中之  $\theta$  角

$$\sin \theta = \frac{BC}{AC} = \frac{1,500}{7,920} = 0.189$$

由三角函數表中查出，其正弦為 0.189 之角度為  $10.9^\circ$ 。吾人由觀察所估計之攀升角必較此角為大。

在航空學 (Aeronautics) 中表示速度時，普通皆以每小時哩數及每秒鐘呎數二單位兼用之，故學者應將下列之數字牢記：

每小時 60 哩等於每秒鐘 88 呎。

每小時 1 哩等於每秒鐘 1.467 呎。

### 速度之圖解法

如以直線代表速度之方向及大小，則解決各種問題皆甚便利。例如，一飛機向東北方向以每小時 60 哩之速度進行。此種運動可用圖 4. 中之  $A$  矢代表之。長度之每一單位代表 10 哩，故  $A$  矢上應有 6 單位。

若向北方以每小時 100 哩之速度進行，則此種運動可以  $B$  矢代表之，矢上應有 10 個單位長度。

### 相對速度及速度之加法

設有一火車以每小時 60 哩之速度前進，車上有一人以每小時 2 哩之速度行走，而其行走之方向與火車相同，則此人對地面

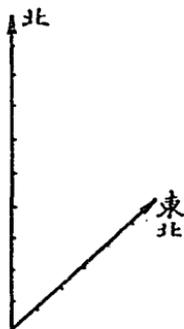


圖 4. 以圖線代表速度法

之速度為每小時 62 哩。若仍以每小時 2 哩之速度行走而方向與火車相反，則此人對地面之速度必為每小時 58 哩。

同理，一飛機對空氣之速度若為每小時 100 哩，而順風 (Tail wind) 之速度為每小時 20 哩，則飛機對地面之速度為每小時 120 哩。若逆風 (Head wind) 之速度為每小時 20 哩，則飛機對地面之速度必為每小時 80 哩。

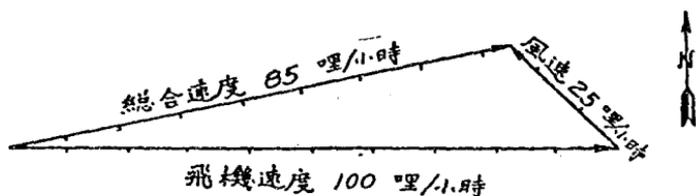


圖 5. 合成速度

如風之方向與飛機進行之方向不重合，則用圖線之加法較為便利。例如圖 5，飛機向正東方以每小時 100 哩之速度進行，當時之風，向西北方以每小時 25 哩之速度進行，則飛機之總合速度或對地面之速度可由圖解方法求之，得每小時 85 哩。

用三角方法亦可得到相同之結果，惟手續則較繁。

**力 (Force), 合力 (Resultant) 與分力 (Components)**

吾人對於力之觀念已十分熟悉故無需再為之下一特殊之定義矣。所謂力不過一種推力或拉力而已。力亦可用圖線代表之，而用圖解方法求其總合，其方法與吾人表示速度及合併速度之方法完全相同。

例如，圖 6. 所示為一機翼，共有二力作用其上；一為昇力 (Lift) 等於 2000 磅；一為阻力 (Drag) 等於 200 磅。二力之

合力由所示之圖解方法即可求得，其數值為 2100 磅。

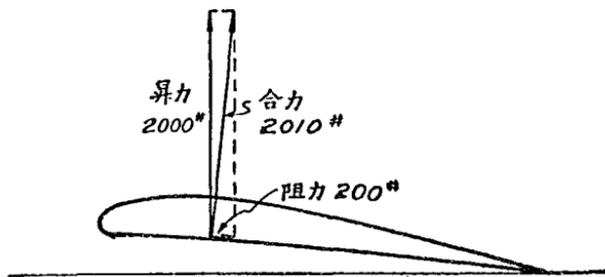


圖 6. 合力及分力 (機翼)

此種圖解方法吾人更可利用之以將一單獨之力分為數個分力。例如，先知圖 6. 中合力之方向及大小，則用圖解方法即可求出昇力及阻力。

有時用三角學方法求分力較為便利。此種方法可用圖 7. 中所示之例解釋之。該圖示一 10 磅之重量，放置於與水平成  $30^\circ$  角之斜面上。此重力可分為二分力。其一與斜面平行，另一與斜面垂直。平行於斜面之分力對重力之比率等於三角形中  $BC$  線對  $AB$  線之比率。

設以  $W$  代表重力， $F$  代表平行於斜面之分力， $P$  代表垂直於斜面之分力，則得

$$\frac{F}{W} = \frac{BC}{AB} = \sin 30^\circ$$

故  $F = W \sin 30^\circ = 10 \times 0.5 = 5$  磅。

同理，
$$\frac{P}{W} = \frac{AC}{AB} = \cos 30^\circ$$

故  $P = W \cos 30^\circ = \frac{10 \times \sqrt{3}}{2} = 5\sqrt{3}$  磅。

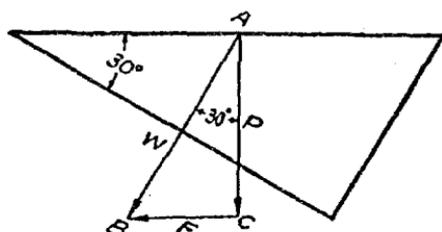


圖 7. 合力及分力 (斜面)

若用 
$$\frac{F}{P} = \frac{BC}{AC} = \tan 30^\circ = \frac{1}{\sqrt{3}}$$

亦可得到同樣之結果。

此種分解之方法對於解決滑翔 (Gliding) 及潛衝 (Diving) 等問題效用極大。

**重心 (Center of Gravity) 及力矩 (Moment)**

重力對於一物體之各質點皆以垂直向下之方向作用。但每物體上皆有一點為各質點上分力所成之合力所通過。此點即名為重心。若按圖 8. 所示將一棒以其重心為樞鈕而支持之，則該棒必能平衡，因重力之合力經過其樞鈕故也。換言之，

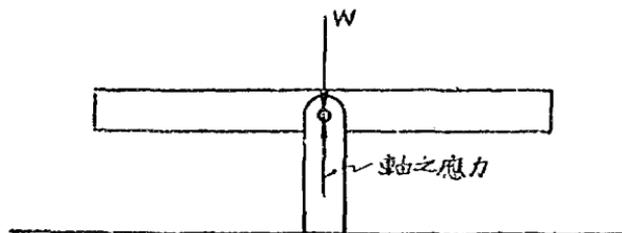


圖 8. 支點在重心之棒

所謂一物體之重心者即該物體上之一點，在該點上無論將物體如何放置，物體必永成平衡。

若此棒之樞紐不在重心，則該棒必不能平衡，此種情形可用圖 9. 表示之，圖中之棒必向右方墜下不抵地面而止，因合力不通過樞紐故也。此時之合力對於樞紐即謂之有一力矩 (Moment)

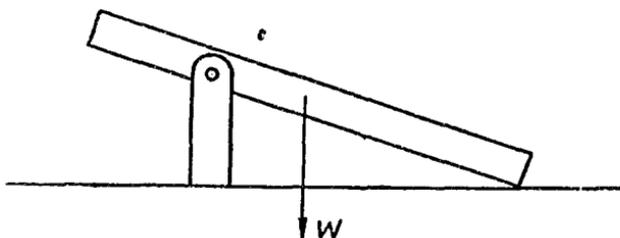


圖 9. 支點不在重心之棒

一力對一點之力矩即等於該力乘由該力至該點之垂直距離所得之積。圖 10. 所示為一裝於壁上之棒，棒之長為 10 呎，在棒之極端懸一 100 磅之重量。此重量對於○點之力矩即為  $100 \times 10 = 1000$  呎磅 (Foot-pounds)

一架飛機當然有一重心。故欲使飛機平穩前進而不改其機翼之傾斜度，則空氣各力之合力必須通過其重心。

如圖 11. 所示 2000 磅之昇力通過重心故對於

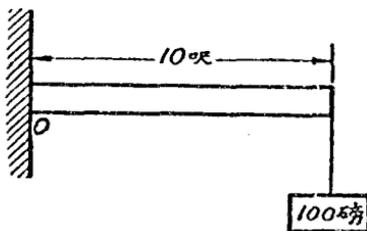


圖 10. 力矩實例

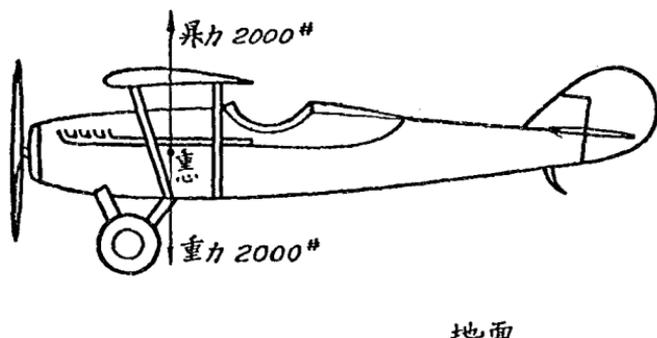


圖 11. 升力對重心無力矩

重心無力矩，因桿臂 (arm) 等於零。(桿臂者即由一力至一樞鈕之垂直距離也。——譯者註) 若機翼之傾度變更，昇力之地位或移重心前或移重心後，則全機上之力距平衡必因而破壞，故須另以一力加於機尾以恢復全機之平衡。例如圖 12 中之昇力係在重心後 1.5 呎處，其力距欲使飛機之頭部向下傾，該力矩之數值為  $2000 \times 1.5 = 3000$  呎磅。此時必須將升降舵 (Elevator) 揚起使舵而受一向下之力。設此力為  $F$ ，而機尾在重心後 15 呎之處則就力矩而言，吾人應得以下之平衡：

$$F \times 15 = 3000 \text{ 呎磅,}$$

即

$$F = 200 \text{ 磅。}$$

此時機翼所受向上之昇力為 2000 磅，而機尾所受向下之尾荷 (Tail Load) 為 200 磅，故實有昇力為 1800 磅。飛機本身重量及所載物件重量之總和，若大於 1800 磅，則飛機必下降；若小於 1800 磅，則飛機必繼續上升。此種觀念在本書討論縱方安定 (Longitudinal Stability) 時當更從詳解釋之。

## 力與加速度(Acceleration)

吾人對於力之觀念雖已十分熟悉，但更可藉加速度為之下一定義。

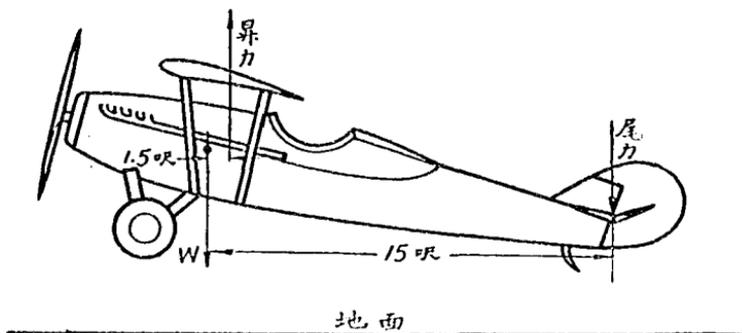


圖 12. 昇力對重心有矩

設一物體在空氣中降落，且該物體之重量大而體積小故所受之空氣阻力極小，則在已降落一秒鐘之時該物體所得之速度為每秒 32.2 呎，在已降落二秒鐘之時該物體所得之速度為每秒 64.4 呎，在已降落三秒鐘之時該物體所得之速度為每秒 96.6 呎，以此類推。此時該物體之加速度即為每秒每秒 32.2 呎。此數通常皆以  $g$  表示之，意在指明此種加速度係由於重力(Gravity)而生者也。

設有一力作用於重一磅之物體上時能使該物體得一每秒每秒 32.2 呎之加速度，吾人即稱該力為一磅之力。

若使 1 磅重之物體得一每秒每秒 1 呎之加速度則吾人所需之力僅為  $\frac{1}{32.2}$  或  $\frac{1}{g}$  磅。

故得方程式如下：

$$F = \frac{W}{32.2} \times a$$

式中之  $F$  = 力之磅數，

$W$  = 重之磅數，

$a$  = 加速度之每秒每秒呎數。

功(Work)與功率(Power)。

一人將重 100 磅之物由地面舉起 5 呎，其所作之功為 500 呎磅。以算公表示之則得：

$$\text{功} = \text{力} \times \text{距離}。$$

飛機所以能前進者即因螺旋槳之功，推之前進也。

螺旋槳所以能旋轉者即因發動機之功使之轉動也。

功率與功迥乎不同。功率者即作功之速率也。

在十八世紀之末葉當瓦特 (Watt) 氏發明蒸汽機時，彼即創一名詞曰馬力 (Horse power) 以為功率之單位。彼假定普通之馬一匹每秒中可作功 550 呎磅，或每分鐘可作功 33000 呎磅。此種定義至今仍沿用之。

此名詞之意義可用一例題說明之。

設有飛機一架，其螺旋槳之推進力為 500 磅，在一小時之內飛行 100 哩。問此螺旋槳所作之功為若干，又螺旋槳之功率為若干馬力？

一哩 = 5280 呎，又功 = 力 × 距離，故得：此螺旋槳所作之功 =  $500 \times 100 \times 5280 = 264,000,000$  呎磅。工作之時間為一小

時。故每秒所作之功 =  $\frac{264000000}{1 \times 60 \times 60} = 73,333$  呎磅。已知一馬

力等於每秒 550 呎磅，故得螺旋槳之功率 =  $\frac{73,333}{550} = \underline{\underline{133.3}}$

馬力。能 (Energy)

在力學中功與能二名詞之關係甚為密切。能者即作功之能力也。

設用 10 磅之力將一物體由地面垂直舉起 15 呎則對此物體所作之功為  $10 \times 15 = 150$  呎磅，(力  $\times$  距離)。此時該物體所有之位能(Potential Energy)即為 150 呎磅，蓋該物體若由此較高之位置而降落地面時可作 150 呎磅之功也。

高舉之物若降落則其位能必減少，因該物體所受之重力為一不變量，而在逐漸接近地面時該物體上重力所能作用之距離逐漸減小也。

能，吾人無法創造之，亦無法毀滅之。就上例而言，該物體降落時，所失之位能並非消失，蓋已變為使物體運動之能或動能(Kinetic Energy)矣。

運動物體上之動能可用以下之公式代表之：

$$E = \frac{WV^2}{2g}$$

式中之  $E$  = 物體動能之呎磅數。

$W$  = 物體重量之磅數，

$V$  = 物體運動速度之每秒呎數，

$g = 32.2$ 。

一飛機重 2400 磅，在落地時其前進速度為每小時 45 哩。問此機落地時之動能為若干；如欲使該機在 300 呎之距離內停問所需之阻力應為若干？

每小時 45 哩 =  $\frac{45}{60} \times 88 =$  每秒 66 呎。

$$E = \frac{2400 \times (66)^2}{2 \times 32.2} = \underline{162000} \text{ 呎磅。}$$

使該機停止所需之功 = 力 × 距離，必需等於該機之動能。

故得：
$$\text{平均阻力} = \frac{162000}{300} = 540 \text{ 磅。}$$

### 習題

1. 一駕駛人欲飛往一在正北 200 哩之機場。其飛機之空速(對空氣之速度)為每小時 90 哩而當時風之速度為由東至西每小時 20 哩。問欲以最短之路程飛行則應取何種方向？問對地面而言此人所行經之距離為若干？問對空氣而言此人所行經之距離為若干？

2. 飛機上升時每分鐘升高 1200 呎，其空速為每小時 80 哩。設此時無風問該機對地平面之角度為若干？若有每小時 15 哩之逆風，問其對地平面所成之攀升角為若干？

3. 一飛機之總昇力為 3000 磅，其作用點在重心後  $\frac{1}{4}$  呎設由重心至機尾之距離為 20 呎，問欲使飛機平飛則所需之尾力(Tail Force)應為若干？

4. 一 4000 磅之飛機，以每小時 50 哩之速度降落於一乾燥而堅硬之地面。若平均阻力為 800 磅，問落地時在地面上行駛之距離應為若干？

### 答案

1. 北  $12\frac{1}{2}^\circ$  東，200 哩，206 哩。
2.  $9.9^\circ, 12.1^\circ$
3. 75 磅，向下。
4. 415 呎。

## 第二章 空氣與大氣之性質

飛機駕駛人，甚至飛機設計人，所需知之空氣動力學實際異常簡單。然，即研究此種簡單之空氣動力學亦非先將本章及下章中所述之物理學基本原理澈底領悟不可。

### 空氣之性質 (Properties of Air)

圍繞地球而形成大氣層之空氣其瀰漫之範圍極大，自地球表而起上達 200 哩之高度。在最高處之空氣異常稀薄，其中幾乎全無生物之存在。即在地球表面時，空氣亦為極輕之氣體。不過氣層之高度極大，故海面所受之壓力甚強。所幸者吾人所受之壓力，體內與體外相等，否則吾人身體必被壓毀矣。

### 標準空氣 (Standard Air)

飛機之高速度 (High Speed) 及落地速度 (Landing Speed) 之數值皆係根據地面上之測驗而求得。但地面空氣之溫度及壓力每日不同，於是空氣之密度，即每立方呎之重量\*亦隨之變更。此種密度之變更足以影響發動機之功率及飛機之性能 (Performance)。空氣之密度愈大則飛機之性能愈佳。職是之故，一般具有物理學及空氣動力學知識之飛機推銷人必擇天氣寒冷而氣壓極高之日以作其飛機之速度試驗 (Speed test)。如此所得之結果必較他人者為優。

欲防此種商人之愚弄於是有所謂海面標準空氣 (Standard Air at Sea Level) 之規定。此種標準空氣之定義將溫度及壓力等條件完全固定，其後一切試驗皆須遵為標準。標準空氣所代表者為溫帶空氣之普通情形，其定義為：華氏表 59°，

\*參看第 83 頁

氣壓表水銀柱爲 29.92 吋時之空氣謂之標準空氣。此種壓力等於每方呎 2,117 磅（即每方吋 14.7 磅）。空氣壓力之大，由此可見。

### 標準大氣 (Standard Atmosphere)

由地球表面向上，空氣之溫度漸減，其變率爲每 300 呎減少華氏一度，氣壓亦同時降低，故空氣之密度自然因而變小。

於是，吾人用各種不同高度之標準大氣以比較飛機之攀升試驗 (Climbing Test)。所謂標準大氣者即海面以上各種高度處之空氣溫度，壓力，及密度之規定條件也。『標準大氣』之爲比較『攀升試驗』之絕對標準正如『海面標準空氣』之爲比較『速度試驗』之絕對標準然。

圖 13. 中之圖線即表示空氣溫度及壓力對於高度以及相對密度 (Relative Density)——某高度之空氣密度與海面之空氣密度所成之百分數——之關係。

發動機馬力因高度而減小之實在情形乃一極複雜之問題。功率之損失大部分係由空氣密度之減小；密度愈小，則每次吸氣 (Suction) 所吸入之空氣重量愈小。但，功率之損失與空氣之溫度及壓力亦有密切之關係。依照標準大氣所規定之條件，則發動機在各種高度時之功率與在海面時之功率所成之百分數可以圖 14. 中之圖線代表之。關於高空功率損失之問題，以後當再詳論。此處所示之圖線不過表示一般之情形而已。

### 由溫度及壓力計算空氣密度法

在任何性能測驗中，空氣之密度吾人皆不能用直接方法測量之。在物理或化學試驗室中，固可將一固定體積內之空氣

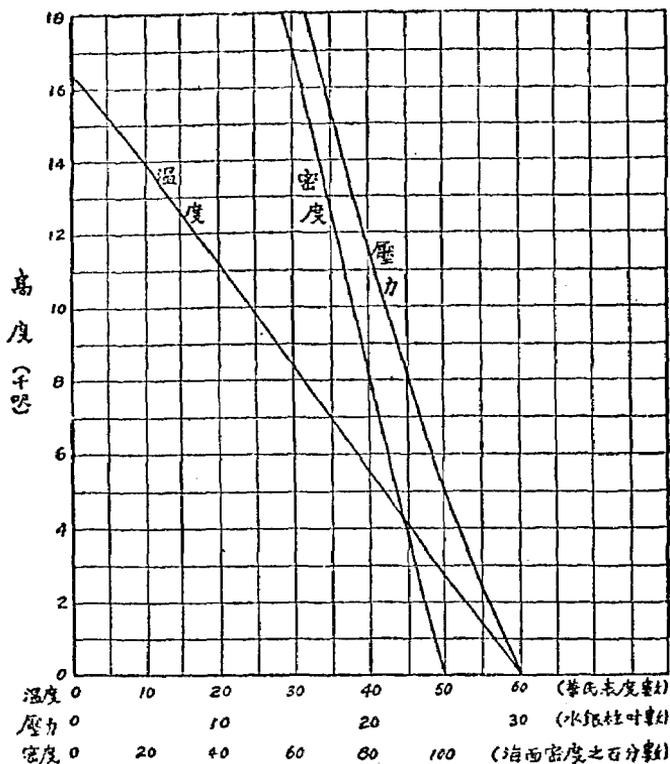


圖 18. 標準大氣

排淨，然後稱其重量而求其密度，而此種方法在飛行時則絕不適宜。所幸者即物理學中有二定律，藉彼等之功，吾人先用氣壓表 (Barometer) 或高度表 (Altimeter) 測知氣壓，再用溫度表測知溫度後即可推算空氣之密度。

第一，即伯爾氏定律 (Boyle's Law)。設在發動機之氣缸

(Cylinder)中有定量之氣體，吾人緩緩用活塞 (Piston) 壓縮之而保持其溫度不變，常活塞使氣體之體積減半時，其壓力必加倍。反之，若使其體積加倍，則其壓力必減半。換言之，若溫度不變則定量氣體之體積與壓力成反變。

第二，即查理氏定律 (Charles' Law)。此定律謂：若保持壓力不變，則定量氣體之體積與絕對溫度 (Absolute Temp-

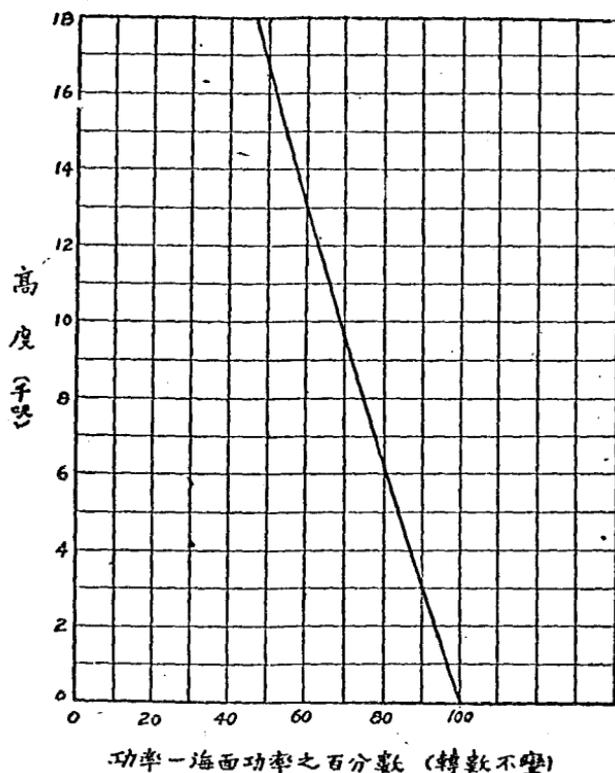


圖 14. 高度對於發動機功率之影響

erature) 成正變。溫度之絕對零度即所有熱能 (Hert Energy) 完全消失之點，——此種情形僅在星際空間 (Inters-tellar Space) 有之。此點等於華氏表零點下 459.4 度。

兩律合併即成蓋路賽氏定律 (Gay Lussac's Law)。

吾人若將此二定律稍加變化而以密度代入之，則計算密度時即可應用矣。

溫度不變時，壓力若增加，則體積即縮小。可知密度係隨壓力而增加。

壓力不變時，溫度若增加，則體積即漲大。可知密度係隨溫度而減小。

既有此二定律則若知溫度及壓力吾人即可計算空氣之密度矣。此二定律對於討論發動機之功率問題亦有極大之功用。

#### 實用例題

今日能否得到優良之高速度？此乃一極可能之問題。應用上述之物理原則，則此問題必能迎刃而解。若壓力高而溫度低則吾人定能得到高速。此為無疑之結果。

然，如壓力高(設由壓力表測出為 30 吋)而溫度亦高(設由華氏表測出為 80°)，則非先計算不能得一結論矣。相當於此種溫度之絕對溫度為  $80 + 459.4 = 539.4^\circ$ 。標準空氣在壓力為 29.92 吋，溫度為華氏 59° 或絕對溫度  $518.4^\circ$  時之密度為每立方呎 0.0764 磅。

今壓力增高至 30 吋，則由伯爾氏定律可知空氣之密度與壓力成正比例而增高故得

$$0.0764 \times \frac{30.0}{29.92} = 0.0766,$$

但，因溫度增高，密度按反比例而減小，故密度為

$$0.0766 \times \frac{518.4}{539.4} = 0.735 \text{ 磅/立方呎。}$$

由此可知，此種溫度壓力同時增高之總結果係使空氣之密度減小，因而使發動機之功率及高速減低。

**在高空時發動機功率之損失** 發動機在高空損失功率之原因固多，而其最主要者即在高空時氣缸吸入之氣體重量小於在地面時所吸入之重量也。

一直徑 3 吋，長 5 吋之氣缸，其體積為：

$$\frac{\pi \times 3 \times 3}{4} \times 5 = 35.3 \text{ 立方吋或 } 0.0204 \text{ 立方呎。}$$

在吸氣時氣缸中充滿氣體。

若為海面而標準空氣，則每立方呎之空氣重 0.07641 磅，故在地面時所吸入之氣體重量為  $0.07641 \times 0.0204 = 0.001558$  磅。

在 14000 呎處之標準溫度為華氏  $9.1^\circ$  即絕對溫度  $9.1 + 459.4 = 468.5^\circ$

在海面之標準溫度為華氏  $59^\circ$  即絕對溫度  $59 + 459.4 = 518.4^\circ$ 。

若只就溫度之變化而言，則密度應為：

$$0.07641 \times \frac{518.4}{468.5} = 0.0845 \text{ 磅/立方呎。 (查理氏定律)}$$

在 14000 呎處之標準氣壓為 17.50 吋水銀柱。再應用伯爾氏定律即得因溫度與壓力兩者之變化，於是密度變為

$$\frac{17.50}{29.92} \times 0.0845 = 0.0494 \text{ 磅/立方呎。}$$

由此可得在 14000 呎高度時所吸入之氣體其重量應為  $0.0204 \times 0.0494 = 0.00101$  磅。

此數僅等於在海面時數值之  $2/3$ ，故吾人此時不能使發動機供給其全部功率 (Full power)。此時發動機所能供給之功率甚至較其海面功率之  $2/3$  尤小，因發動機上之磨擦損失不變而所生之功率則減也  $1/3$  也。

**山頂高度之測定法** 駕駛人欲在某山或某高地上降落，最好能確知其高度究為若干，因空氣之密度係隨高度變更，而密度可影響飛機之落地及起飛也。下述問題即所以指示測定高度之法。

設該處之氣壓為 25 吋水銀柱，溫度為華氏  $59^{\circ}$ ，問其高度為若干？

以 29.92 除 25 即得該處氣壓對標準氣壓所成之分數，求得之結果約為 0.835 即  $83\frac{1}{2}\%$ 。因密度與氣壓成正比例，由圖 13. 在密度線上尋出  $83\frac{1}{2}\%$  之點然後再由該圖左方尋求與該點相當之高度。結果，得相當於此種密度之高度為 4,800 呎。

### 習題

1. 在壓力為 22.5 吋水銀柱，溫度為華氏  $10^{\circ}$  時之空氣密度為若干？(用伯爾氏定律及查理氏定律) 答：0.0635 磅/立方呎。

2. 求在 10,000 呎處之空氣密度為若干？(用圖 13. 之圖線) 答：0.0561 磅/立方呎。

3. 一發動機在海面時以每分鐘 1800 轉之速率可供給 225 馬力。問在 8000 呎之高空仍以每分鐘 1800 轉之速率可供給之功率為若干？(用圖 14. 中之圖線) 答：163+馬力。

### 第三章 流線流及白諾禮氏定律

完美流體與流線流 (Perfect Fluid and Streamline Flow)

完美流體 (Perfect Fluid) 者即無摩擦損失之流體也。若水若空氣等流體皆為有摩擦損失之流體。所謂流線流 (Streamline Flow) 者即流動之方向變化極緩且不生渦流 (Eddies) 之流動也。流線體 (Streamline Bodies) 者即一輪廓線變化和緩，流體在其周圍流過時不生渦流之形體也。

在完美流體中，一切形體皆為流線體。例如，圖 15. 所示之流體由一平面之周圍流過時即成流線流。因平面前後之流

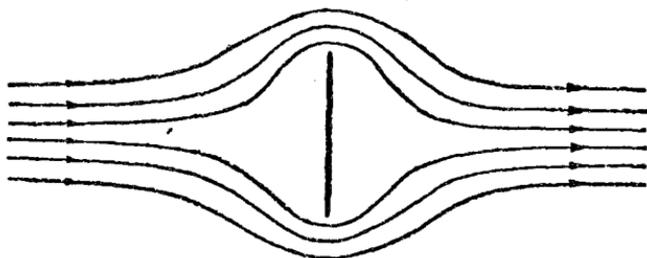


圖 15. 平面在完美流體中之情形

線完全呈對稱之形狀。但在普通之流體中則不然，其實際情形與圖 16. 所示者相似，在平面之背面有極大之渦流。

甚至圖 17. 所示之魚形或流線體，在普通之流體中仍使流動之方向稍受擾亂，其受擾處不在前端而在後端，故後端之小渦流實無法避免之。不過，該物體之輪廓若成極完美之流線形，則其後端之渦流必十分微小，故其周圍流體之流動與完美流體相差不遠矣。

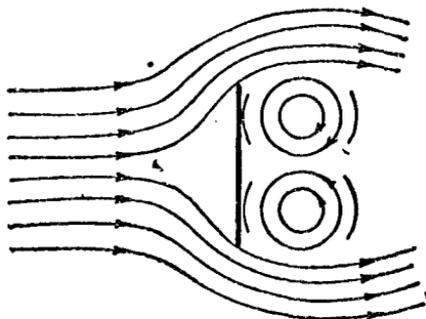


圖 16. 平面在普通流體中之情形



圖 17. 流線體在普通流體中之情形

是以，自然界中雖無完美流體之存在，而吾人可假設一完美流體以為研究流線體之根據，故完美流體之觀念對於航空工程師極為有用。

自然，在實際設計飛機時，對此完美流體之觀念不甚注意，設計者祇需求飛機上與氣流接觸之物體皆成流線體已足矣。

#### 白諾禮氏定律 (Bernoullis' Law)

在航空學中意大利人之貢獻極多。例如，達文其 (Leonardo da Vinci) 氏為用科學方法研究飛行之第一人。測量空氣流及水流最常用之流速管 (Venturi tube) 亦為意人所發明。貝蘭嘉 (Bellanca) 氏之單翼機設計尤為有名。而發明白

諾禮氏定律以解釋流體流動時其速度與壓力間相互關係之白諾禮氏又為意人。

白諾禮氏定律（以後簡稱白氏定律）謂：設一流體中完全無摩擦存在則沿一條流線而流動之一部流體中所含之能量必永不變。就航空學中所研究之流體而言，則一切實際情形與此定律皆甚相符。

流體中所含之能可分三部：

1. 因位置或高度而有之能，吾人謂之位能（Potential Energy）

2. 壓力能（Pressure Energy）

3. 因運動而有之能，吾人謂之動能（Kinetic Energy）

最重要之問題即吾人如何將此三能用同樣方法表出之。

茲先以水為例以說明之。（水之密度為每立呎 62.5 磅）

設有一桶，底面為一方呎，如圖 18。以水裝入，其與空氣接觸之水面高度為 10 呎，問此桶底面所受之壓力為每平方

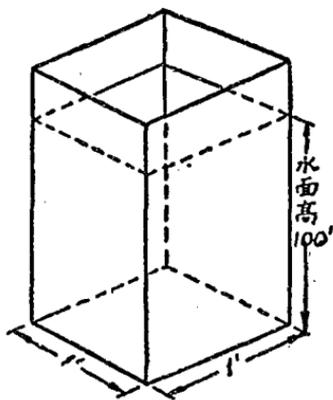


圖 18. 水桶底面所受壓力為若干？

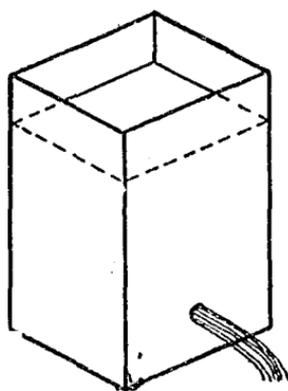


圖 19. 水之動能

呎若干磅？

水桶底面所受之壓力為大氣之壓力加水本自之壓力，即  $2117 + 10 \times 62.5 = 2742$  磅。

換言之，即如欲將水頭 (head) 化為壓力 (每方呎若干磅) 常用水之密度乘其高度。

若如圖 19. 所示，在水桶之旁開一小孔，則桶內之水必流出。設其流出時之速度為  $V$  (每秒若干呎)，則每磅水中之動能為  $\frac{V^2}{2g}$ 。(參閱第一章)。

此種動能係由於水頭  $h$  而來，故

$$\frac{V^2}{2g} = h$$

由  $h$  而生之壓力為  $W \times h$ ，故相當於此種動能之壓力為  $\frac{WV^2}{2g}$ 。

設壓力之單位為每方呎一磅，則能之總量即為

$$p + \frac{WV^2}{2g} + Wh。$$

按白氏定律可知此總量必永不變，故在一條流線上，

$$p + \frac{WV^2}{2g} + Wh = C \quad (C \text{ 為常數})$$

設在水桶之旁裝一截而不同之橫管，然後在橫管上再裝數個豎管，如圖 20，則得結果如下：

在橫管截面狹小之處，水之速度或動能較大，故豎管中之水而甚低。在橫管截面寬大之處水之速度及動能甚小，故豎管中之水面甚高，幾與桶內水面相齊。

在空氣動力學中，吾人所注重者多為某一高度之氣流，故

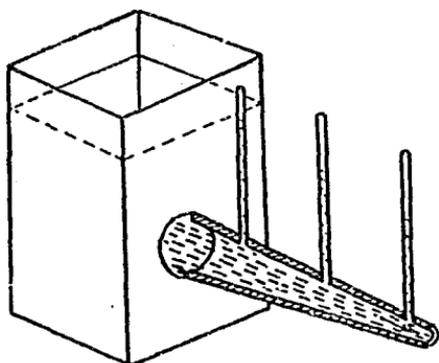


圖 20. 總能不變

位能無關重要，於是白氏定律簡化為

$$p + \frac{WV^2}{2g} = C,$$

式中之  $W$  為每立方呎之空氣重量。

由此式可知，在空氣動力學中，壓力與速度之壓力當量 (Pressure Equivalent of Velocity) 之和為一常數。換言之，即壓力大處，速度必小；壓力小處速度必大。

#### 白氏定律之一般的應用

設有一人向兩片薄紙中間吹氣，如圖 21，則必不能使之分離，實際吹氣愈急則兩片相合愈緊。此種現象即由於運動之空氣失卻壓力所致，正與白氏定律相符。

兩船行駛過近，則水流使之彼此靠攏，其故安在？即因船中間之水流速度較船外之水流速度為大，故兩船中間

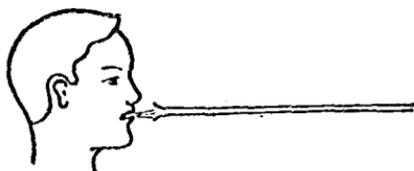


圖 21. 用口吹氣使紙張分離之情形

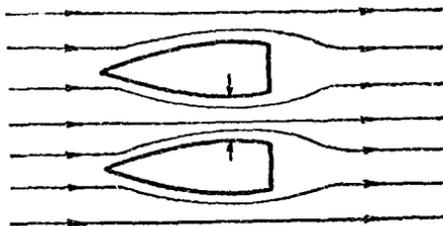


圖 22. 兩船合攏之理由

之壓力較船外之壓力為小也。如圖 22。

福雷特諾 (Flettner) 氏旋柱帆船 (Rotorship) 亦可用白氏定律解釋之。圖 23. 所示為柱帆靜止時，其周圍之氣流圖(不計磨擦作用)。當柱帆旋轉時，如圖 24，則流線集聚於圓柱之上方，故上方之氣流速度必較下方為大。按白氏定律，下方之壓力必較上方為大，故圓柱受一向上之推力，如圖所示。

應用此定律更可解釋棒球發球員所拋之上拱曲線 (Up Curvo) 以及高而夫球之飛動狀態等。

#### 白氏定律在空氣動力學中之應用

前文所述各種現象在使讀者對於此偉大之定律得到基本

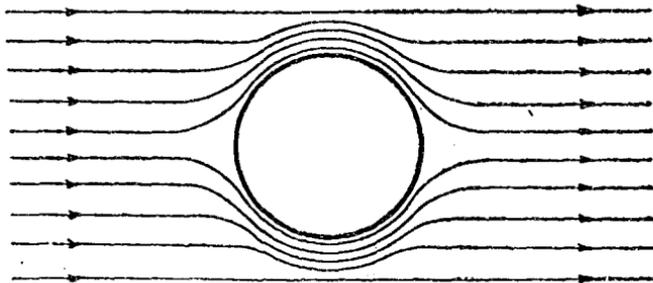


圖 23. 靜止圓柱周圍之氣流

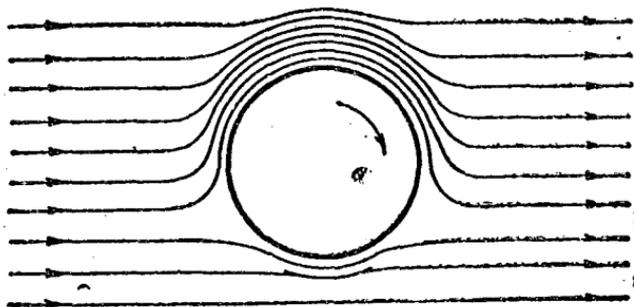


圖 24. 旋轉圓柱周圍之氣流

的認識。此後即將應用之以解決空氣動力學上之問題矣。

飛行時可假設空氣為不可壓縮之氣體

一飛船 (Air ship) 之空速 (Air speed, 即對空氣之速度) 為每秒 100 呎, 當時之空氣壓力為每方呎 2117 磅。問船首中心點所受之過量壓力 (Excess of pressure) 應為若干? 在該點空氣之相對速度為零, 故所有之相對動能皆化為壓力。此動能之壓力當量為

$$\frac{1/2 V^2}{2g} = \frac{0.0764 \times 100^2}{2 \times 32.18} = 11.9 \text{ 磅每方呎。}$$

此數值與普通空氣壓力——每方呎 2117 磅——相較則殊為微小。故在飛行時吾人可假設空氣為不可壓縮之氣體。惟螺旋槳以高速旋轉時, 則其兩端點之空氣即被壓縮, 又飛機之速度每小時 500 哩時, 則此種空氣壓縮問題即不可忽視矣。

機翼上昇力之解釋

吾人見一普通路人而問之, 飛機機翼所受之昇力由何而來, 則必答以由翼下之空氣壓力而來。但就圖 25 中機翼周圍之流線觀之可知翼下之空氣並無何種速度上之變動, 而機翼以上之空氣速度必須增加, 因該處空氣所經之路線為一曲線

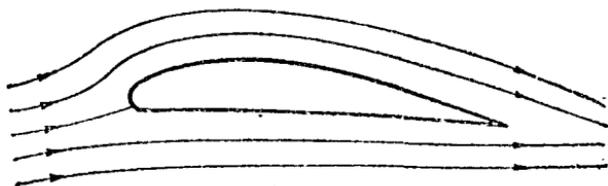


圖 25. 機翼周圍之氣流

也。故由白氏定律可知機翼以上之空氣壓力必減小；或謂機翼，上面產生一種吸力（Suction）作用亦無不可。機翼所受之昇力完全由於此種吸力作用。機翼下面或許有少許之過量壓力；但與上面之吸力作用相較，實極微弱。圖 23. 所示為機翼周圍壓力分佈之一種代表的情形。後文中當再詳細討論之。

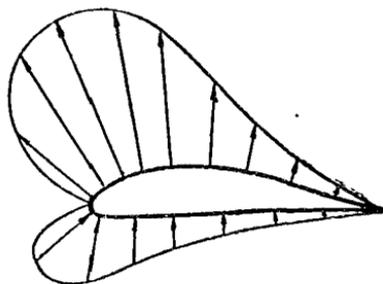


圖 26. 機翼上下面壓力之分佈

## 第四章 飛行之基本原理

### 飛行之基本原理

飛機之飛行與吾人之游泳頗為相似。一人在深水中若毫不運動則必下沈。游泳時水對人體生一種反動力而使之上浮。欲在水中進行，則游泳者必需運用其四肢，以筋肉之力戰勝水之阻力，於是身體前進。飛行時，飛機之翼與氣流相接觸而得一種昇力以支持飛機使不致因重力而下墜。由發動機得來之螺旋槳推力可以戰勝空氣之阻力而使飛機前進。

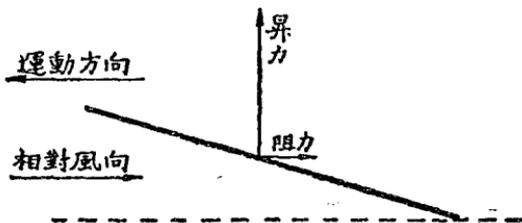


圖 27. 對進行方向成傾角之平面上所受之昇力及阻力

圖 27. 所示為一平面在與其運動方向成一微小角度時之運動情形。昇力之方向與運動方向垂直，阻力之方向與運動方向平行而相反。

### 相對運動原理 (Principle of Relative Motion)

物體靜止而空氣以某種速度對物體運動或空氣靜止而物體以同樣速度對空氣運動，在此兩種情形之下物體上所受之力完全相同。此種原理即稱為相對運動原理。根據此項原理，則吾人既知相對風 (Relative Wind) 即可測得空氣之力量及方向。飛行時，飛機對空氣之速度較其對於地面之速度有時

爲大，有時爲小。當逆風飛行時，則飛機對空氣之速度即較其對地面之速度爲大。如順風則反是。

與風向垂直之平面所受之阻力對於密度，面積及速度之關係。

吾人划船，當槳在水中時必須費許多氣力以抵抗水之阻力，始能使槳運動。然槳既高出水面而入於空氣中時，則毫不費力即可使之回歸原位矣。此種事實即指明一表面在運動時所受之阻力須視其周圍介質 (Medium) 之密度而定。約略言之，即周圍介質之密度愈大則運動表面上所受之阻力亦愈大。

取一 1 方呎之平面使與相對風成垂直，則平面上必受有阻力。若面積加倍則阻力亦加倍。故知阻力與面積係成正比例。

若以每小時 30 哩之速度駕駛汽車，則吾人對於空氣之阻力必毫不覺察。然，設以每小時 60 哩之速度駕駛之則必能感覺相當之空氣阻力，而同時可聽出耳邊之風聲。此時之阻力，由感覺即可斷定其不止兩倍於前。在以每小時 60 哩進行時，不但汽車所衝撞之空氣體積爲在每小時 30 哩時之二倍，而車身與每個空氣質點相衝撞之力量亦增爲二倍。由此可見，空氣之阻力與速率之平方成正比例。換言之，即在每小時 60 哩時之空氣阻力等於在每小時 30 哩時空氣阻力之四倍。

綜觀上文，吾人可得以下之結論：『一運動物體所受之阻力與其周圍介質之密度，本體之面積，及相對速度之平方成正比例。』

重量 (Weight) 質量 (Mass) 比重 (Specific weight) 及密度 (Density)。

一物體有一磅之重量即此物體所受之地心引力爲一磅。

地心引力，因所在地距赤道之距離及距海面之高度而不同。

依照國際度量衡標準，一磅之地心引力作用於一磅之物質上即生一每秒每秒 32.174 呎之加速度。此種加速度數值即稱為引力常數，普通皆以  $g$  代表之。

物體之重量雖因引力常數之數值而變，然該物體所含之物質總量，或稱質量 (Mass)，則完全與引力無關。

物理學或空氣動力學之問題用質量計算往往較重量為便利。一磅重之物體，其質量即為  $\frac{1}{g} = \frac{1}{32.174}$ ，用公式表之， $M = \frac{W}{g}$ 。

在第二章中曾論及當壓力為 29.92 吋水銀柱，溫度為華氏表 59° 時之標準空氣其密度為每立方呎 0.0764 磅。此數值理應稱為比重 (Specific Weight)，因所謂密度實際為每立方呎中之質量而非重量也。故標準空氣之密度應為每立方呎

$$\frac{0.0764}{g} = \frac{0.0764}{32.174} = 0.00238 \text{ 磅。}$$

代表空氣密度普通皆用希臘字母  $\rho$  (讀如 Rho) 代表質量則用英文字母  $M$ 。

動量 (Momentum) 加速度及力

動量即質量與速度之乘積， $MV = \frac{WV}{g}$ 。

例：一重 10 磅之物體以每秒 10 呎之速度運動問其動量為若干？

$$\text{此物體之質量為 } \frac{10}{g} = 0.31$$

故得

$$\text{動量} = MV = 0.31 \times 10 = 3.1$$

由第一章已知  $F = \frac{W a}{g}$ ，故得  $F = M a$ ，即力等於質量

與加速度之乘積。

設有一物體，其質量為  $M$ ，在一秒鐘之內得到之動量若為  $MV$ ，則該物體之加速度必為  $V$ ，而該物體所受之力必與  $MV$ ，即每秒鐘所得之動量，成正比例。

### 阻力定律之算學的證明

吾人利用以上二節之定義可為阻力定律作一算學的證明。

設有一平面，其表面與氣流之方向垂直。與此平面衝撞之空氣總量須視空氣之密度，表面之面積與空氣之速度而定。換言之即空氣之總量，或稱空氣之質量， $M$ 與 $\rho AV$ 成正比例，此處

$\rho =$  密度

$A =$  面積

$V =$  速度。

此平面每秒所得之動量應與  $MV$  成正比例。故平面所受之力必與  $Mv$  成正比例。已知  $M$  與  $\rho AV$  成正比例，故阻力  $R$  與  $(\rho AV) \times V$  即  $\rho AV^2$  成正比例。

### 與風向垂直之平面上所受之阻力

牛頓曾設想一流體之流動為許多質點之運動所合成。彼以為若使一平面與氣流垂直，則所有之質點在與平面衝撞後即飛至側方，其前進速度完全消失。由此推論，則平面上所受之力常用以下之算式表示之

$$R = \rho AV^2.$$

但實驗之結果，已證明  $R$  並不與  $\rho AV^2$  相等，不過與之成比例而已，因空氣質點之行動，並不完全與牛頓之觀念相符也。

普通航空工程師計算平面上之阻力時，皆用以下之算式：

$$R = KAV^2$$

式中之  $K$  = 由實驗求出之常數  
 $A$  = 平面面積之方呎數  
 $V$  = 氣流速度之每小時哩數。

$K$ 之數值即名為阻力係數(Coefficient of Resistance)。事實證明，若以空氣密度  $\rho$  加入於此係數中則計算時更為便利。設平面為方形且面積甚大而垂直於風向，則用  $K = 0.0032$  而計算，已可得到有和常準確度之結果矣。

例：一平面之面積為 16 方呎，其表面與一 60 哩之風垂直。求此平面上之阻力。

$$\begin{aligned} R &= KAV^2 \\ &= 0.0032 \times 16 \times (60)^2 \\ &= 184.32 \text{ 磅。} \end{aligned}$$

### 空氣動力變化之普遍定律

當一表面與風向斜交時，則表面上即生一昇力與一阻力，如圖 27。用上節之推論，可知斜面上所受之昇力亦係與密度，面積及速度之平方成正比例。實際所有空氣動力皆與此定律相合。對於各種不同之動力，及各種不同之表面，此常數  $K$  有不同之數值。然，用實驗測定之則極為簡易。

仰角 (Angle of Attack)

吾人已知，當一平面與其運動之方向或相對風之方向斜交時，則表面上即生出一種昇力與阻力；此二力之大小，除隨速度而變外，更隨表面之傾斜角度而變。故吾人必須與各種表面之傾斜角下一定義。

無論何種表面，平面或有曲度之翼面，其傾斜之角度即名

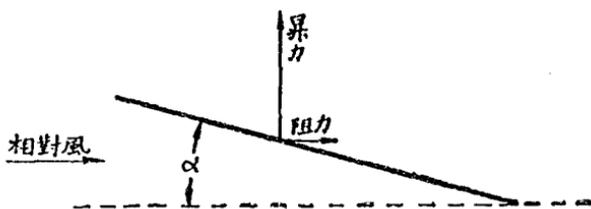


圖 28. 平面之弦線及仰角

爲仰角 (Angle of Attack), 卽該表面之弦對相對風所成之銳角  $\alpha$ 。仰角之大小以度數表示之。

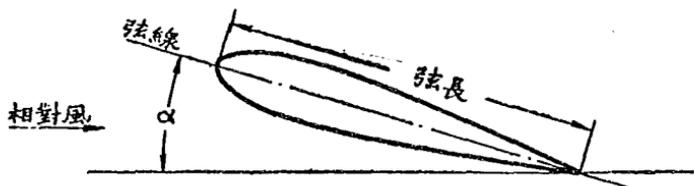


圖 29. 雙曲面之弦線及仰角

如係平面, 圖 28, 則弦與表面重合。如係對稱之雙曲面。圖 29, 則弦之位置亦極明顯。如係不對稱之翼面, 則弦之位置甚難斷定。普通皆由設計者規定之。圖 30. 所示爲各種翼剖面之弦線及仰角之實例。

**翼展 (Span) 翼弦 (Chord) 及展弦比 (Aspect Ratio)**

圖 3: 所示爲機翼之翼展 (Span) 翼弦 (Chord) 之意義。翼弦卽由翼之前緣至翼之後緣沿弦線上之長度。翼展卽翼之全長。一機翼之空氣動力學性質不僅與其剖面之形狀有關, 且與翼展及翼弦之比率有關。此比率卽名爲展弦比 (Aspect Ratio)。矩形機翼之展弦比 =  $\frac{\text{翼展}}{\text{翼弦}} = \frac{S}{C}$ 。

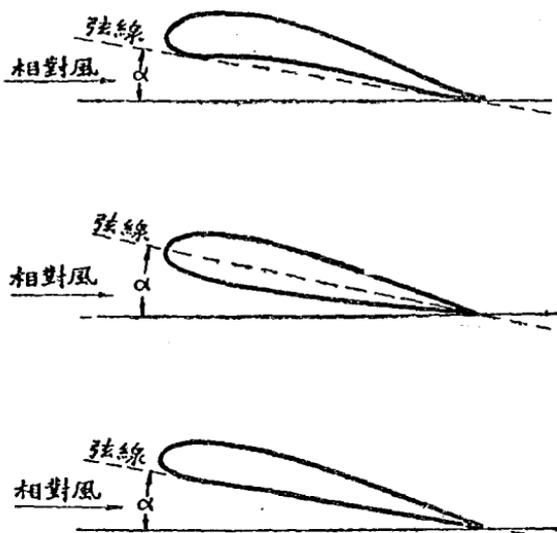


圖 80. 各種翼剖面之弦線及仰角

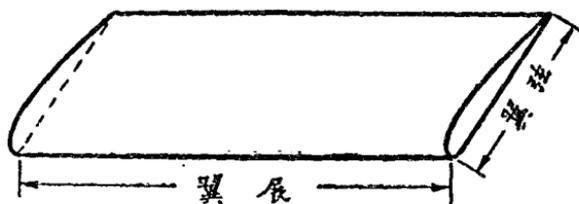


圖 81. 機翼之翼展及翼弦

### 昇力係數與阻力係數

圖 27. 所示為一與相對風斜交之平面，其上之昇力  $L$  與風向垂直，阻力  $D$  與風向平行。此二力之數值與密度，面積及速度平方數三者之乘積成正比例，前文曾詳述之。然氣流係隨仰角而變化，故對於不同之仰角必有不同之係數。此種係數

之變化對於剖面之形狀亦有密切之關係。

吾人表示機翼上之昇力與阻力應用以下之算式：

$$L = K_y AV^2, \quad D = K_x AV^2$$

式中之  $L$  = 昇力(磅數)

$D$  = 阻力(磅數)

$A$  = 面積(方呎數)

$V$  = 速度(每小時哩數)

$K_y$  = 相當於某仰角及某種翼剖面之昇力係數

$K_x$  = 相當於某仰角及某種翼剖面之阻力係數。

表示垂直於風向之平面所受之阻力時，吾人爲便利起見將空氣密度包括於此常數之內，此處亦然。

例：一矩形機翼，其翼展爲 30 呎，翼弦爲 5 呎，昇力係數爲 0.0028。試求其在每小時 50 哩時之昇力。

$$\text{面積} = 30 \times 5 = 150 \text{ 方呎}$$

由公式  $L = K_y AV^2$

得  $L = 0.0028 \times 150 \times (50)^2 = 1050 \text{ 磅。}$

又，此機翼在此種仰角時之阻力係數爲 0.00034。試求其在每小時 50 哩時之阻力。

由公式  $D = K_x AV^2$

得  $D = 0.00034 \times 150 \times (50)^2 = 127.5 \text{ 磅。}$

昇力與阻力之比

昇力與阻力之比， $L/D$ ，實即機翼之效率。 $L/D$  之比值，即等於昇力係數與阻力係數之比值， $\frac{K_y}{K_x}$ ，因

$$\frac{L}{D} = \frac{K_y AV^2}{K_x AV^2} = \frac{K_y}{K_x}.$$

## 合力及壓力中心 (Resultant Force and Center of Pressure)

圖 27 所示之昇力及阻力可合併為一單獨之力謂之合力 (Resultant Force) 其合併之方法略如圖 32. 所示。學者當注意者即此合力未必與翼弦垂直也。

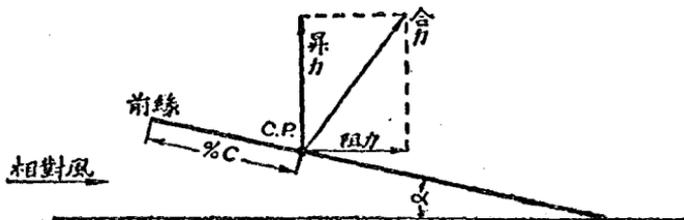


圖 32. 合力及壓力中心

合力在弦上之作用點即名為壓力中心 (Center of Pressure)。縮寫為 C.P. 此點對機翼前緣之距離普通皆用翼弦之百分數表示之。例如，圖 32 所示之翼弦若為 60 吋，而合力之作用點在距離前緣 15 吋處，則壓力中心之位置即謂之在翼弦之  $15/60=25\%$  處。簡言之即 C.P. 在翼弦之 25% 處。

## 習題

1. 試述「飛機昇力」之定義。
2. 試述「飛機阻力」之定義。
3. (a)一表面上之合力何法求得之?  
(b)何謂壓力中心?

4. 一飛機以每小時 80 哩之空速 (Air speed) —— 即對空氣之速度 —— 與一每小時 20 哩之風相逆飛行。問此機對地面之速度為若干? 若此機順風飛行，則其對地面之速度應為若干? 答: (a). 每小時 60 哩; (b) 每小時 100 哩。

5. 設有一正方形平面與風向垂直，其阻力係數為 0.0032 (用工程單位)。設其面積為 10 方呎，而風之速度為每小時 100 哩。問該平面所受之阻力為若干？ 答：320 磅。

6. 一方形平面與風向垂直。風速為每小時 1.0 哩。平面上所受之阻力為 210 磅。求此平面之面積。 答：4.5 方呎。

7. 一矩形機翼，其面積為 300 方呎，其翼展為 40 呎。求此翼之翼弦及展弦比。 答：翼弦 = 7.5 呎；展弦比 = 3.3。

8. 設  $K_y$  之數值為 0.00132，風速為每小時 80 哩。求題 7 中機翼所受之昇力。 答：2,534 磅

9. 設  $K_x$  之數值為 0.000198，求題 8 中機翼所受之阻力。 答：380 磅。

10. 題 8 與題 9 中機翼之  $L/D$  比值為若干？求  $\frac{K_y}{K_x}$  之值以複驗之。 答：6.66。

## 第五章 機翼周圍之氣流及機翼測驗法

曲面何以較平面為優？

任何表面，如係與風向斜交，皆可得到昇力，平面當非例外。然在欲得昇力之外，吾人更欲得一較大效率，即一較大之昇力與阻力之比率，故表面周圍之氣流非平滑不可。圖 33 所



圖 33. 平面周圍之氣流

示為一平面與風向成一極小之角度時，平面周圍之氣流。仰角雖然甚小，而氣流仍被擾亂故於平面之上方發生許多渦流。若用曲面，如圖 34，則傾角雖達  $2^\circ$ ，其周圍之氣流仍極平滑。由



圖 34. 曲面周圍之氣流

此可見曲面機翼之優點矣。

機翼周圍之氣流因機翼之傾斜度而變更

圖 35 所示仍為同樣之機翼，惟其傾斜度為  $10^\circ$ ，較前圖

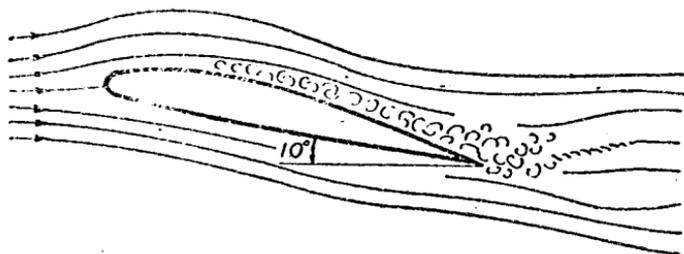


圖 35. 10° 仰角時之氣流

所示者為大。此時之氣流中即開始發生渦流。在傾斜 18° 時，如圖 36 所示，則氣流中之擾亂極大，氣流不復遵循翼面之曲線而流動矣。

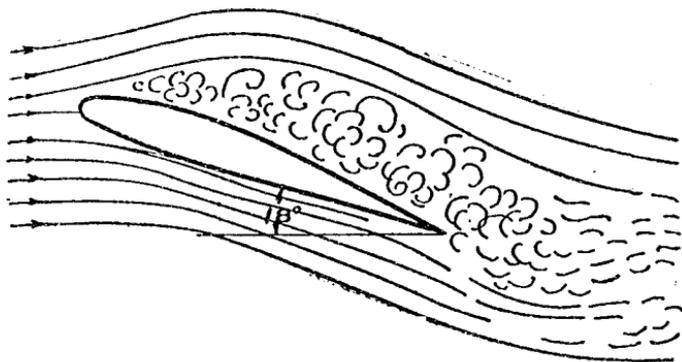


圖 36. 18° 仰角時之氣流

由以上之圖解(皆根據實際攝影而繪)吾人可得以下之結論：

當仰角小時氣流極平順，空氣與翼面相符貼。此時之阻力及昇力皆小。

仰角漸增則氣流中之擾亂漸大。此時昇力增大，同時阻力

亦增大。

結果，待仰角增至一相當大角時昇力達一最大值。此時氣流已全部被擾亂故再增仰角只能增加阻力而不能增加昇力矣。實際昇力且因而減小。此昇力最大之仰角即名為失速角 (Stalling Angle)，而此種失速現象 (Stalling) 對於飛行之安全有重大之關係。

吾人研究氣流多用攝影方法。茲略述數則如下：例如，使水由一表面前流過，在水流中加以有顏色之物體，如牛乳或鋁質粉末等，以使其流動之實際情形可用攝影器攝取。如研究空氣則可以少許乙炔 (Acetylene) 輕輕噴入氣流中，因乙炔之光學性質與其周圍之空氣不同，故可用攝影器將氣流之形狀攝出。或用電爐上之線圈加入氣流中，而拍攝受熱後之空氣亦可。此種用攝影之研究，既有興趣且易領悟。然，僅只能見氣流之形狀尚不能謂之盡其事，故必須更進而測量其中各力之大小。

### 風洞測力法

藉用風洞 (Wind Tunnel) 以測空氣動力之法完全以相對運動原理為根據。所謂相對運動原理者，即使一物體靜止而使空氣以一定之速度吹過之，則該物體上所受之力必與該物以同樣速度在空氣中運動時所受之力相等。當飛機模型在空中滑翔時，吾人欲直接測量其上各力，必甚困難或竟不可能。然，若使模型靜止而使空氣對之流過，則測量時必較容易。用風洞之測量法即完全根據此理。利用此種裝置即可測定各種平面，各種翼剖面或各種飛機全部模型之一切空氣動力學特性(如，昇力，阻力，及壓力中心等)矣。

圖 37. 所示為風洞裝置之簡圖。右方之螺旋槳係由一電

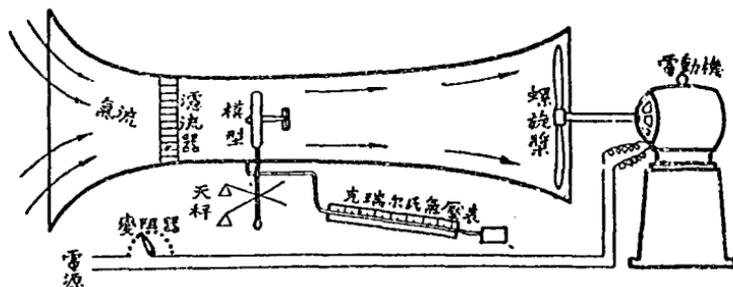


圖 37. 風洞簡圖

動機轉動之，故其速度可以任意變動。此螺旋槳將空氣由洞中抽出，而使之散於室內。風洞他端之空氣於是衝入進口處之喇叭管。此喇叭管之外緣口徑甚大，入內則口徑按平滑之曲線而漸漸縮小，至與風洞中部之口徑相等為止。管壁必須成平滑之曲線者所以預防常管內截而縮小時空氣流發生擾亂也。風洞中部之截面甚小，故無需強大之螺旋槳即可得到極高之風速。在喇叭管與風洞中部之間置一蜂房狀濾流器（Honey Combs）其正面形狀與摩托車上之散熱器相似。因此種濾流器及平滑之管壁二者之作用，空氣之氣流始能不生渦流而循直線前進。風洞中部以右，口徑漸漸增大以達於螺旋槳。其所以如此者即因欲使風洞測驗之效率高則螺旋槳之直徑必須大而旋轉之速度必須小也。

風洞中之風速，吾人用克瑞爾氏氣壓表（Krell's Gage）測量之。此表為一斜置之長玻璃管，其上端通於風洞壁，下端接於酒精瓶。當氣流由洞內經過時，玻璃管內空氣之一部分即被吸出，於是酒精瓶內之液體即由下端昇入管內。玻璃管上刻有度數，故在各種風速時皆可測出酒精之準確高度。然後由比氏定律即可推算風之速度矣。

測驗時將飛機模型置於風洞之中部直接裝於轉柱(Spindle)之上端，該柱之下端與天秤相連，如圖 38。普通皆將模型以側飛之狀態裝於轉柱。此種裝置位置對於模型上所受之空氣動力並無任何影響，故吾人可用此種位置以測量之。天秤上有兩槓桿互成直角，一槓桿量昇力，一槓桿量阻力。圖中之圓盤上刻有角度，故轉柱可任意轉移以得機翼之各種仰角。盤上之刻度皆為飛行時適用之各種角度。普通每一格代表兩度。測驗後，將相當於各仰角之結果製成圖線即成該機在飛行角

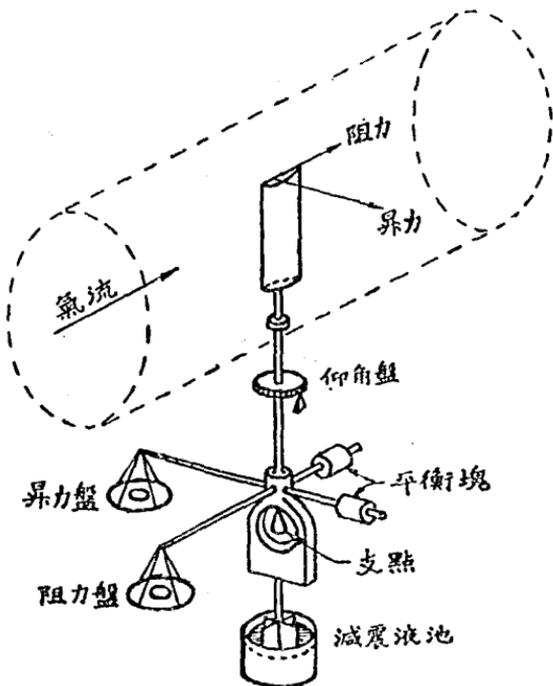


圖 38. 風 洞 天 秤

度範圍內之全部特性閾線。

將由模型上測得之力用適宜之方法加大之即得實大飛機上之力。吾人已知昇力及阻力皆與密度，面積，及速度之平方成正比例。模型之面積可直接量出風洞內之風速可由壓力表之示度推算。設已將某種機翼之一段，面積為  $\frac{1}{2}$  方呎，在每小時 40 哩之風速下試驗完畢，而求得之昇力為 1 磅，阻力為  $\frac{1}{12}$  磅。如欲求一同樣翼剖面而實大為 300 方呎之機翼在以每小時 80 哩之速度飛行時之昇力與阻力，則可按以下方法計算之：

$$\begin{aligned} \frac{\text{實大機翼之昇力}}{\text{模型機翼之昇力}} &= \frac{(\text{面積} \times \text{速率}^2)_{\text{實大}}}{(\text{面積} \times \text{速率}^2)_{\text{模型}}} \\ &= \frac{300 \times 80^2}{\frac{1}{2} \times 40^2} = 2400. \end{aligned}$$

由此可知，實大機翼昇力等於模型機翼昇力之 2400 倍。

故： 實大機翼昇力 =  $2400 \times 1 = 2400$  磅。

同理， 實大機翼阻力 =  $2400 \times \frac{1}{12} = 200$  磅。

壓力中心未必正在轉柱之軸線上，故昇力與阻力之合力必使轉柱扭動。此種扭動力矩可用圖 38a 所示之裝置測量之。其法如下：將模型固裝於轉柱上，該柱上刻有線紋，在試驗之先，必使該刻線與測顯微鏡內之標準線重合。試驗開始後模型因受力矩之作用而扭轉，於是轉柱亦隨之扭轉，轉柱上之刻線遂與顯微鏡內之標準線不復重合。此時轉動轉柱下端所接觸之螺旋測微器 (Micrometer Screw) 使轉柱上之刻線再與顯微鏡內之標準線重合。然後，由螺旋測微器之轉數即可測定轉柱所受扭轉力矩之大小。吾人既知在某仰角時之昇力與阻力當能計算其合力，以此合力除在該仰角時之力矩，即得此合

力之作用點與轉柱軸線之距離。由此距離即可定出在該仰角時壓力中心在機翼弦線之位置矣。

各種模型皆可在風洞中試驗之，手續迅速，費用經濟，而所得之結果又極準確。如有不適宜之處可就模型修改而重試之，所需之金錢極少。測驗新設計之安定性 (Stability) 時，以上各點關係極大。若以實大飛機而修改試驗之，則既有危險又耗金錢也。

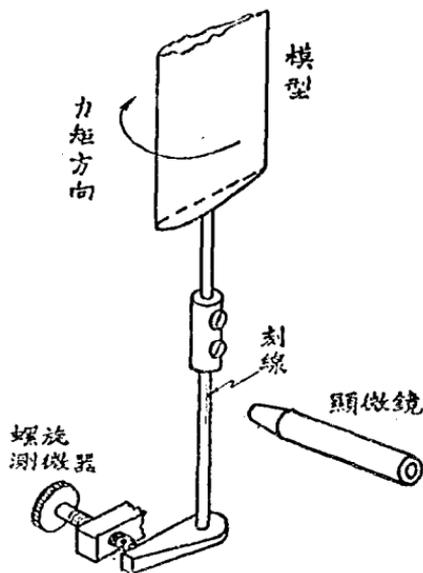


圖 33a. 測量力矩之裝置

### 機翼周圍壓力之分佈

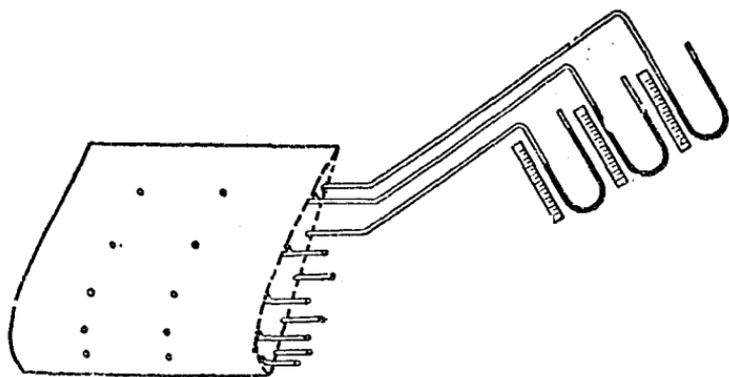


圖 39. 機翼上壓力分佈測驗法

空氣動力學中之重要測驗除上節所述者外即壓力之分佈測驗。圖 39 所示即研究機翼之方法。在機翼上下各面鑽穿許多小孔，每小孔之下通一小管。每小管上裝一壓力表。試驗時將所有不用之孔用臘油或薄紙封閉。用照像器將壓力表上之示度攝影。若所鑽之孔排列適宜，則吾人即可每次試驗數孔而漸次將機翼各剖面上之壓力分佈情形完全測出。

圖 40 所示為在仰角極小時，某種標準翼剖面上下表面之壓力分佈。由圖可知以下數事：第一，機翼上所受之昇力大部係由上表面處之吸力而來。第二，在仰角之角度甚小時，壓力集中於剖面之後半部。角度加大則壓力集中之處漸向前移。



圖 40. 在小仰角時機翼表面之壓力分佈

### 平面機翼之性質

風洞測驗之結果已證實用照像研究所得之現象，即平面機翼之空氣動力學特性不如曲面機翼為佳。

平面機翼之特性可總述如下：

a. 最大之效率或  $L/D$  比值只有 7.6 而曲面機翼之效率最高者可達 20。

b. 仰角為零度時，昇力為零，仰角在 30 度左右時昇力最大。最大之  $K_y$  值為 0.00206。此種數值與中等昇力之曲面機翼尚屬相差不遠。

c. 在仰角為零度時，壓力中心在機翼之前端，及仰角增至 90 度時則壓力中心移至弦長之 50% 處。

此外，平面機翼在製造上尚有一極大之缺點即其厚度不足。故不能將強大之翼樑 (Spar) 裝入翼中。

標準機翼剖面之性質

圖 41 所示為最佳之標準機翼剖面名 Clark Y 者之輪廓。此種剖面之空氣動力學特性圖線詳見圖 42。該圖所示之圖

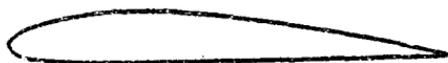


圖 41. CLARK Y 翼剖面

線皆為由風洞測驗實際測出之結果。所用機翼模型之尺寸為

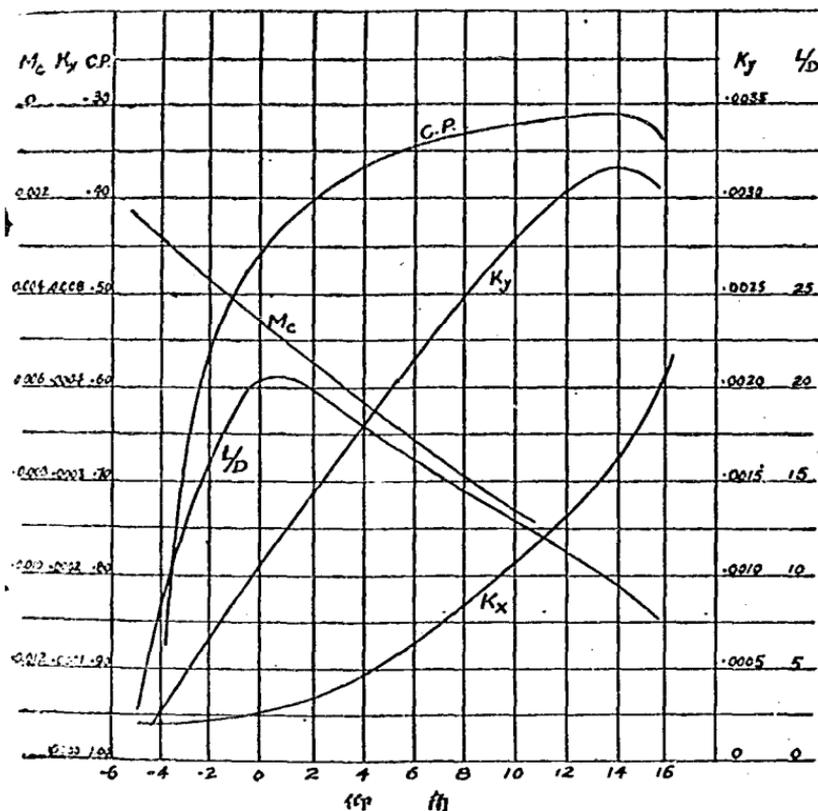


圖 42. CLARK Y 翼剖面之空氣動力特性圖線

26×6 吋，風速爲每小時 40 哩。圖中所包括之圖線爲昇力係數，阻力係數， $L/D$  及壓力中心之位置，皆以仰角之變化爲標準。

昇力係數及阻力係數之圖線按仰角之變化繪出，所得之形狀與吾人研究氣流時所得之推論甚爲相符。仰角漸增，則氣流漸離其原有之路線，於是昇力與阻力兩係數同時增加。Clark Y 剖面之失速角爲 14 度。內圖線可見仰角若超過 14 度則昇力銳減。

吾人當特別加以注意者即此種剖面在仰角爲零度時其昇力係數不爲零。只有平面機翼或上下表面對稱之曲面機翼之昇力係數在仰角爲零度時始爲零。此種機翼則不然，仰角即在零度時其周圍之氣流路線亦與氣流原有之路線不同，故必須至仰角爲 -5 度，即機翼之前緣下傾時，其昇力始爲零。

圖中更有一點必須注意者即阻力係數  $K_x$  之最低數值。用於高速飛機之機翼其  $K_x$  之數值必須極小，因以最高速度飛行時，所用之仰角甚小也。Clark Y 翼剖面之  $K_x$  最低數值僅爲 0.000035。

$L/D$  之最高點在 1 度附近，其數值爲 21。 $K_x$  之最低數值在 -3 度附近，然該處之  $K_y$  數值過小，故  $L/D$  之數值仍不能高。

駕駛人使飛機降落時必使翼而受最大之昇力，意在盡力使飛機緩緩落地也。Clark Y 剖面雖爲效率極大之機翼（其  $L/D$  之最高值爲 21），然其最大之  $K_y$  數值則甚平常，僅有 0.00318 而已。

Clark Y 機翼上壓力中心移動之情形與吾人由翼面壓力分佈所得之推論甚爲相符。仰角大時，則移向前方，其最前之

一點距機翼前緣之距離等於翼弦之 30.5%。仰角漸小，則壓力中心漸向後移。惟此種壓力中心之移動不宜過大，否則既影響全機之穩定又使製造困難。關於此點，後文當再詳論之。

### 機翼之昇力，阻力與速度之關係

設飛機之重量及機翼之面積皆不變，欲作低速飛行時必須取較大之仰角，因仰角大則昇力係數可大，否則由低速所損失之昇力無以抵償也。例如，在飛機落地時，其飛行之速度低故機翼之仰角大。蓋仰角大則阻力亦大，更可使飛機之速度易於降低也。

若仍用同樣之飛機而作高速飛行，則應取較小之仰角，因如此則阻力較小也。昇力係數在仰角小時其數值亦小，然因速度甚大故所得之昇力仍能支持飛機。圖 43. 所示即飛機在作高速飛行及低速飛行時所應取之姿式。

機翼昇力，阻力與速度之關係可用以下算式表明之：

欲使飛機平飛，則機翼之昇力應等於全機之重量 ( $W$ )。故  
算式  $L = KyAV^2$   
應變為  $W = KyAV^2$ 。

為適合應用上之便利，此式可變為以下四種形式：

$$(1) \quad Ky = \frac{W}{AV^2}$$

$$(2) \quad V = \sqrt{\frac{W}{KyA}}$$

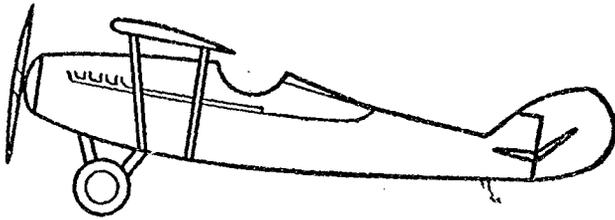
$$(3) \quad A = \frac{W}{KyV^2}$$

$$(4) \quad \frac{W}{A} = KyV^2$$

由以上算式吾人可推斷飛機飛行時速度與仰角之關係，



高速飛行姿勢



低速飛行姿勢

圖 43. 飛行姿勢

蓋普通飛機之重量與機翼之面積皆為不變之數值也。

當速度  $V$  大時，由 (4) 可知  $Ky$  必須小，而欲使  $Ky$  小則仰角必須小。故在高速時，仰角之角度應在零度附近。

當落地時，駕駛人必使飛機之速度減至極小。欲使  $V$  之數值小，則  $Ky$  之數值必須大，換言之即機翼之仰角必須大，應在該種機翼之失速角附近。

在以巡航速度 (Cruising Speed) 飛行時，最重要之條件即效率須大。故機翼之仰角必須與效率之最大值 (即最大

之 $L/D$ )相當。

若機翼之面積大而全機之重量小，則該機必可以低速降落，以低速飛行。反之，若飛機之重量大而機翼之面積小則必須以高速飛行。故載貨飛機之機翼皆大，而賽快飛機之機翼皆小。

機翼之阻力  $D = KxAV^2$ 。在平飛時  $L = W$ 。

$$\begin{aligned} \text{故} \quad & L/D = W/D, \\ \text{於是} \quad & W = D(L/D), \end{aligned}$$

$$\text{即} \quad D = \frac{W}{(L/D)}。$$

換言之，即在任何仰角時，機翼之阻力皆等於全機之重量除以相當於該仰角之  $L/D$  比值。

例 — Clark Y 翼剖面之單翼機，其機翼面積為 200 方呎，其飛行速度為每小時 60 哩，所用之仰角為 6 度。問此機之重量及機翼所受之阻力各為若干？

由圖 10，在仰角為 6 度時，

$$K_y = 0.00215$$

$$W = K_y AV^2 = 0.00215 \times 200 \times 80^2 = 2752 \text{ 磅。}$$

由圖 42，在仰角為 6 度時，

$$L/D = 16$$

$$\text{故} \quad \text{機翼所受阻力} = \frac{W}{L/D} = \frac{2752}{16} = 172 \text{ 磅。}$$

### 習題

1. 試述旋渦點 (Burling Point) 之定義。普通機翼之旋渦點約在何種角度？

2. 何為  $K_y$ ？其單位為何？

3. 飛機落地時何以須用較大之仰角?

4. 今有一 Clark Y 機翼模型, 其面積為  $18 \times 3$  吋 = 4 方吋。吾人以風洞測驗之。試驗時之風速為每小時 40 哩。問當仰角為 6 度時其昇力應為若干?

5. 設有一 200 方呎之 Clark Y 剖面之機翼, 設計時所定之落地速度為每小時 50 哩。問該翼可支持之重量為若干? (用  $K_y$  之最大值)。

6. 有一 Clark Y 剖面之單翼機, 其面積為 200 方呎。今以 10 度之仰角飛行, 速度為每小時 80 哩。問此機之重量為若干? 機翼之阻力為若干?

7. 設有一 Clark Y 機翼其弦為 6 呎。問在以下之情形時其壓力中心與機翼前緣之距離各為若干?

(I) 仰角為 12 度。

(II) 仰角為 4 度。

答案

1. 機翼之旋渦點即昇力最大之一點。普通機翼之旋渦點在 12 度至 18 度之間。

2.  $K_y$  為昇力係數, 其單位為工程單位\_\_\_\_每哩/小時, 每方呎之磅數。

3. 飛機以較大之仰角落地者, 因  $K_y$  之數值可較大, 故雖速度極低而飛機仍能繼續飛行。

4. 1.29 磅。

5. 1590 磅。

6.  $W = 3540$  磅。  $D = 272$  磅。

7. (I) 22.3 吋。

(II) 6.3 吋。

## 第六章 飛機性能之基本計算法

### —飛機，螺旋槳，及發動機之配合—

上章中吾人已將 Clark Y 剖面之特性詳為論述，該種剖面之空氣動力特性的確優良。然今日所有之翼剖面種類極繁，設計者可從中任意選擇，而不能定某種為『最佳』，因各有其特殊之用途也。讀者此時或已急於求知 Clark Y 以外各種優良機翼之特性，以進而研究機翼之選擇問題。著者暫請將此問題保留，以待後文討論之。茲先述飛機性能之基本理論以作選擇機翼之標準。

### 機翼馬力 (Wing horse power)

由第一章吾人已知功等於力乘距離。所謂馬力者即一規定時間內所作之功也，換言之，即每秒 550 呎磅，或每分 33,000 呎磅。在飛行計算中所用之力單位為磅，速度單位為每小時之哩數。因此，計算馬力時即發生單位上之困難，然此種困難極易解決。

設某飛機之翼所受之阻力為  $D_w$  磅，而該機之速度為每小時  $V$  哩。將此速度化為每秒之呎數，則為

$$\frac{V \times 5280}{60 \times 60} = \frac{V \times 5280}{3600}$$

故每秒中因抵抗翼而阻力所作之功為  $\frac{D_w \times V \times 5280}{3600}$  呎磅。

已知一馬力等於每秒 550 呎磅，故所需之馬力為

$$\frac{D_w \times V \times 5280}{3600} \times \frac{1}{550}$$

簡化之即得

$$\frac{D_w V}{375}$$

由此得一重要之公式，即

$$P_w = \frac{D_w V}{375}$$

式中之  $P_w$  = 機翼所需之馬力。

$D_w$  = 機翼所受阻力之磅數。

$V$  = 飛機速度，每小時哩數。

若將機翼之面積及阻力係數代入此公式，則計算時更為便利。已知  $D_w = K_x A V^2$

代入以上之公式，即得

$$P_w = \frac{D_w V}{375} = \frac{(K_x A V^2) V}{375} = \frac{K_x A V^3}{375}$$

又知

$$D_w = \frac{W}{(L/D_w)}$$

式中之  $W$  = 飛機之重量， $(L/D_w)$  = 機翼之效率。根據此種關係吾人更可將機翼馬力之公式化為以下之形狀：

$$P_w = \frac{D_w V}{375} = \frac{W}{(L/D_w)} \times \frac{V}{375}$$

### Clark Y 剖面之特性表

前章中吾人曾以圖線表示 Clark Y 剖面之特性。為計算之便利亦可將其特性列成如下之表格：

仰角	$K_y$	$K_x$	$L/D$
$-6^\circ$	-0.0001	0.000041	-2.44
-4	0.0003	0.000039	7.7
-2	0.00068	0.000040	17.0
0	0.00105	0.000051	20.6
2	0.00140	0.000070	20.0
4	0.00178	0.000100	17.8
6	0.00214	0.000132	16.2
8	0.00251	0.000173	14.5
10	0.00276	0.000219	12.6
12	0.00301	0.000268	11.22
14	0.00320	0.000323	9.92
16	0.00300	0.000431	6.96

例題：一單翼機，其機翼面積為 200 方呎，剖面為 Clark Y 式，所載之重荷為 1600 磅。問當以 2 度之仰角飛行時，其速度，機翼阻力，及機翼馬力各為若干？

由上表可知在 2 度時  $K_y=0.00140$ ,  $K_x=0.000070$

故 
$$V = \sqrt{\frac{W}{K_y A}} = \sqrt{\frac{1600}{0.0014 \times 200}} = 76 \text{ 哩/小時。}$$

$$D_w = K_x A V^2 = 0.000070 \times 200 \times 76^2 = 81 \text{ 磅。}$$

$$P_w = \frac{D_w V}{375} = \frac{81 \times 76}{375} = 16.42 \text{ 馬力。}$$

### 機翼阻力及機翼馬力圖線

吾人如欲求某飛機在其飛行範圍內相當於各速度之機翼阻力及機翼馬力，可先列表如下，然後逐項計算之。所得結果即機翼阻力及機翼馬力之圖線。（下表完全根據上述之單翼機）

## 第一表

速度 (哩/小時)	$V^2$	$K\gamma = \frac{W}{AV^2}$	仰角 $\alpha$	$K\sigma$ (由表或圖線 查出之數值)	$w = K\sigma$ $AV^2$	$Pw = \frac{DwV}{375}$
60	3600	0.00222	$6.2^\circ$	0.00143	100.1	16
70	4900	0.00163	$3.3^\circ$	0.000820	80.2	15
80	6400	0.00125	$1.1^\circ$	0.000588	75.2	16
90	8100	0.00099	$-0.25^\circ$	0.000494	80.0	19.2
100	10000	0.0008	$-5.2^\circ$	0.000445	89.1	23.8

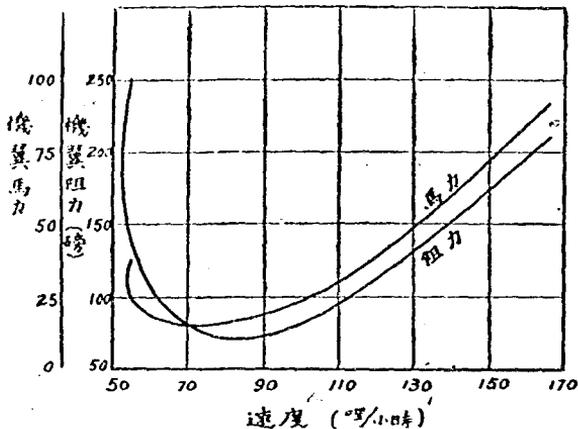


圖 44. 機翼阻力及機翼馬力

圖 44 所示即根據第一表之數值而繪成之圖線，以阻力及馬力為縱坐標，以速度為橫坐標。仰角  $\alpha$ ，因與後文有關故亦附帶列入上表。

由以上圖表吾人可得許多有趣之推論如下：

1. 當仰角變為負數時， $K\gamma$  之數值變小，而速度變大。若以無限小之  $K\gamma$  而飛行，則速度必變為無限大。然，此種推論

純係理論上之觀念，事實上發動機之馬力絕不足作如此高速之飛行也。

2. 在  $Ky$  最大之仰角時，飛行之速度必為最低。超過此角則速度必又增大。

3. 在速度為每小時 80 哩時機翼之阻力最小。此時之仰角係在零度附近。相當於此角度之  $L/D$  必為最大，因

$$D_w = \frac{W}{(L/D_w)}。$$

4. 由此  $L/D$  之最高點起至失速速度 (Stalling Speed) 止，機翼阻力之增加較為遲緩。超過此速度最低點，則速度必增大，於是機翼之效率大減而機翼之阻力增加極速。

5. 取馬力最小點與阻力最小點比較觀之，則相當於前者之速度較小，而仰角較大。如圖所示，馬力最小點之速度為每小時 70 哩，仰角約為 3 度。

6. 當仰角變小而速度增高時，機翼馬力之增加極速，因速度增加則效率必因而降低也。在最低速度時機翼馬力之增加亦甚速因該處圖線向後折回也。

寄體阻力及寄體馬力 (Parasite Drag and Parasite Power)

飛機全體各部，除機翼外，統名之曰寄體 (Parasite) 凡機身 (Fuselage) 落地架 (Landing Gear) 支柱 (Struts) 及線纜 (Wires) 皆屬之。

寄體上所受之空氣阻力謂之寄體阻力 (Parasite Drag)。普通多用  $D_p$  代表之，其算式如下。

$$D_p = K_p V^2$$

式中之  $D_p$  = 飛機上之寄體阻力 (磅)

$K_p$  = 寄阻係數。(磅/哩/小時)

$V =$  速度(哩/小時)

寄體阻力係數之數值因飛行姿式所生之變化遠較機翼阻力係數之變化為小。例如，落地輪 (Landing Wheel) 之阻力僅隨飛機之速度而變，飛機飛行之姿式對之毫無影響。戴爾 (Diehl) 氏在其所著之工用空氣動力學 (Engineering Aerodynamics) 中將以下各部歸成一類，因彼等之阻力係數與機翼之仰角無關也。計有：支柱，線纜，儀器，輪，尾橈 (Tail Skids)，氣冷發動機 (Air-cooled Engines)，散熱器 (Radiators)，及橢圓形或圓形之機身等。其他物件如浮艇 (Floats)，船身 (Hulls)，尾面 (Tail Surfaces) 及截面為方形或矩形之機身等之阻力係數皆隨仰角變化。

但事實上當飛機以大仰角低速度飛行時，寄體之阻力係數變化亦甚大。惟在該種情形之下，吾人對於阻力及馬力之大小，不甚注重，故在估計飛機性能時，大都假設寄體阻力為常數。

為計算之便利，可將機翼面積加入寄體公式之內，而寫作

$$D_{\rho} = K_{\rho} V^2 = K'_{\rho} A V^2$$

式中  $K'_{\rho}$  之單位為每方呎翼面，每哩/小時之磅數。即  $K'_{\rho} = \frac{K_{\rho}}{A}$ 。

寄體馬力之公式原為：

$$P_{\rho} = \frac{D_{\rho} V}{375} = \frac{(K_{\rho} V^2) V}{375} = \frac{K_{\rho} V^3}{375}$$

今改為：

$$P_{\rho} = \frac{D_{\rho} V}{375} = \frac{(K'_{\rho} A V^2) V}{375} = \frac{K'_{\rho} A V^3}{375}$$

故飛機之總阻力為

$$D_t = D_w + D_{\rho}$$

$$= (K\alpha + K\rho')AV^2;$$

飛機之總馬力爲

$$\begin{aligned} P_t &= P_w + P_p \\ &= \frac{(K\alpha + K\rho')AV^3}{375} \end{aligned}$$

欲估計一飛機上寄體全體之總阻力係數必須先將寄體各部之阻力係數分別求出然後求其總和。此種方法自不免有錯誤之處，因寄體各部彼此之影響未計及也。將輪與支柱裝妥後，用風洞試驗之，所得之總阻力每大於將該輪與該支柱分別試驗所得二阻力之和。故通常估計寄體阻力皆先用飛機模型在風洞中測出其全機之總阻力，然後從中減去機翼之阻力即得。有時亦可用實大之飛機依此法測量之。

例。有前述之單翼機一架，其翼面積爲 200 方呎，剖面爲 Clark Y 式，全機之總重爲 1600 磅。由試驗結果得知其最高速度爲每小時 130 哩。該機上發動機之功率爲 110 馬力。設螺旋槳在最高速率時之效率爲 80%，問：

- 寄體馬力在每小時 130 哩之速度時應爲若干？
- 寄體阻力在每小時 130 哩之速度時應爲若干？
- 寄阻係數應爲若干？
- 對飛機翼而而言之寄阻係數應爲若干？

解 (a)。在最高速度時，螺旋槳之效率爲 80% 故此時飛機所得之功率爲

$$110 \times \frac{80}{100} = 88 \text{ 馬力。}$$

機翼馬力在最高速度時爲 50 馬力。(由圖 44)

故寄體馬力爲  $88 - 50 = 38$  馬力。

$$(b) \text{ 寄體馬力爲 } P\rho = \frac{D\rho V}{375}$$

$$38 = \frac{D\rho(130)}{375}$$

$$\text{故寄體阻力爲 } D\rho = \frac{38 \times 375}{130} = 109.5 \text{ 磅。}$$

$$(c) D\rho = K\rho V^2$$

$$109.5 = K\rho(130)^2$$

$$\therefore K\rho = \frac{109.5}{130^2} = 0.0065$$

$$(d) \quad K\rho' = \frac{K\rho}{A}$$

$$= \frac{0.0065}{200}$$

$$= 0.0000325$$

### 寄體阻力及寄體馬力之圖線

設寄阻不隨仰角變化，則寄阻係數一經求出即可用以計算各種速度時之寄阻，其公式為

$$D\rho = K\rho V^2$$

由此更可計算各種速度時之寄體馬力，其公式為

$$P\rho = \frac{D\rho V}{375}$$

圖 45. 所示之圖線即用以上二式計算所得之結果。

取圖 44 與圖 45 比較觀之則見：在低速時，寄體阻力遠小於機翼阻力，寄體馬力亦遠小於機翼馬力。然，速度漸高，則兩種數值之差漸小。故寄體問題對於高速飛機之設計尤為重要。

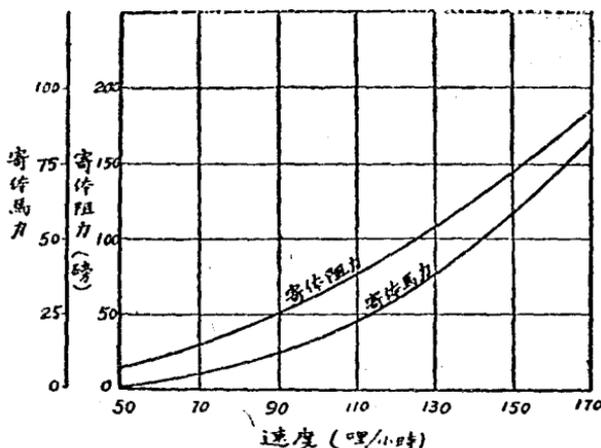


圖 45. 容體阻力及容體馬力

### 總阻力與總馬力之圖線

吾人將圖 44 與圖 45 中各圖線之相當數值分別相加即成圖 46 所示之圖線——總阻力圖線及總馬力圖線。

總阻力最低之點在仰角為  $2^\circ$  處，其數值為 112.5，較機翼自身阻力之最低數值所大無幾。若不計發動機之速度及螺旋槳效率等問題，則此點即為飛行某指定距離時耗功最少之點，因功 = 力  $\times$  距離也。故，如用限定之油量以造飛行距離紀錄，則就理論講，駕駛人即應利用此  $2^\circ$  之仰角。

總馬力最低之點在仰角為  $4^\circ$  處，其數值為 20，較機翼自身馬力之最低值仍所大無幾。若仍不計發動機及螺旋槳等問題，則以此點飛行，飛機在空中持續飛行之時間——非距離——必為最長。

### 總阻力及總馬力之直接計算法

為使讀者易於明瞭起見，故上文中先將機翼之阻力及馬力與容體之阻力及馬力各圖線分別求出，然後相加以求全機

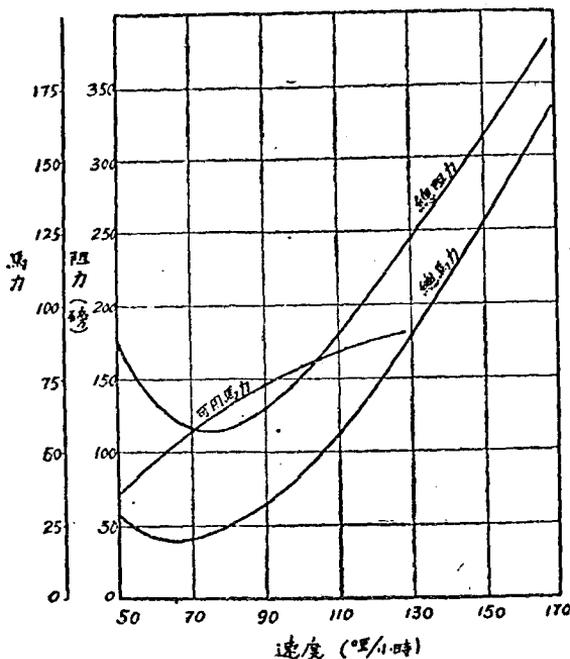


圖 46. 總阻力及總馬力

之總阻力及總馬力等圖線。然，若已知寄體係數則可按下表程序直接計算全機之總阻力及總馬力矣。

## 第二表

速度 $V$ 哩/時	$V^2$	$Ky = \frac{W}{AV^2}$	$Kc$ (由表或圖線 查出之數值)	$K'p$	總阻力 $Dl = (Kc + K'p) \times AV^2$	總馬力 $Pt = \frac{DlV}{375}$
60	3600	0.00322	0.000148	0.0000725	124.2	19.85
70	4900	0.00163	0.000082	0.0000325	112.1	20.95
80	6400	0.00125	0.0000588	0.0000325	116.8	24.90
90	8100	0.00099	0.0000404	0.0000325	132.6	31.80
100	10000	0.0008	0.0000415	0.0000325	161.0	41.15

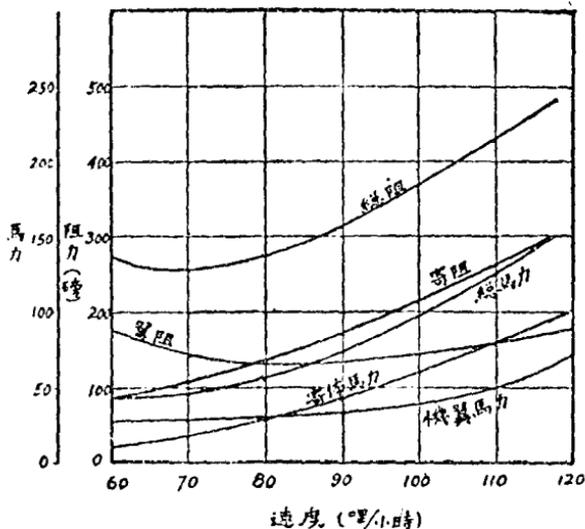


圖 47. 習題 5 之圖線

### 平板面積當量

為求易於比較，吾人可將寄體之阻力用當量之平板面積表示之。例如：問前述單翼機之平板面積當量為若干？

吾人可計算如下：

已知在每小時 30 哩時之寄體阻力為 109.5 磅

設  $A_e$  為平板面積當量，而平板之阻力係數為 0.0032

故  $0.0032 \times A_e \times 130^2 = 109.5 = K_p \times 130^2$

$$\therefore A_e = 2.03 \text{ 方呎。}$$

此面積甚小，可見該機各部之流線形極為完美。

若用以下之算式，仍得同樣結果。

$$A_e = \frac{K_p}{0.0032} = 2.03。$$

此後吾人比較飛機之優劣將常以其平板面積當量為根據。

### 飛機之總效率

飛機總效率之算式為；

$$\begin{aligned} \frac{W.}{D_t} &= \frac{K_y AV^2}{(K_x + K_{\rho'}) AV^2} \\ &= \frac{K_y}{K_x + K_{\rho'}} \end{aligned}$$

由此可知，全機之  $L/D$ ，無論在任何仰角時皆小於機翼自身之  $L/D$ ，其相差之多少皆視  $K_{\rho'}$ ——對翼面而言之寄阻係數——之大小而定。

### 可用馬力之計算法

已求出總馬力之後，吾人即須計算在各種速度時之可用馬力 (Available Horse Power)。所謂可用馬力者，即飛機實得之馬力，其數值等於發動機之功率乘以螺旋槳之效率。此問題計算時異常複雜，因發動機之功率係隨每分鐘之轉數而變，此每分鐘轉數又隨飛機之前進速度而變，而螺旋槳之效率則隨飛機之前進速度與螺旋槳旋轉速度所成之比率而變。

後文中吾人將逐步推算之，藉此更可對於發動機及螺旋槳之特性得到相當之知識。

將可用功率求出後，即可由該功率與必需功率 (Power Required) 之差而得過剩功率 (Excess Power)，於是可進而計算飛機攀升之能力矣。

### 標準發動機之馬力—轉數圖線

在美國，發動機造成之後必須交商部試驗以取得合格證書及在試驗室中實際測出之馬力—轉數圖線。圖 48 所示為

一標準發動機之圖線，該機之功率為 110 馬力，轉速為每分鐘 1800 轉。

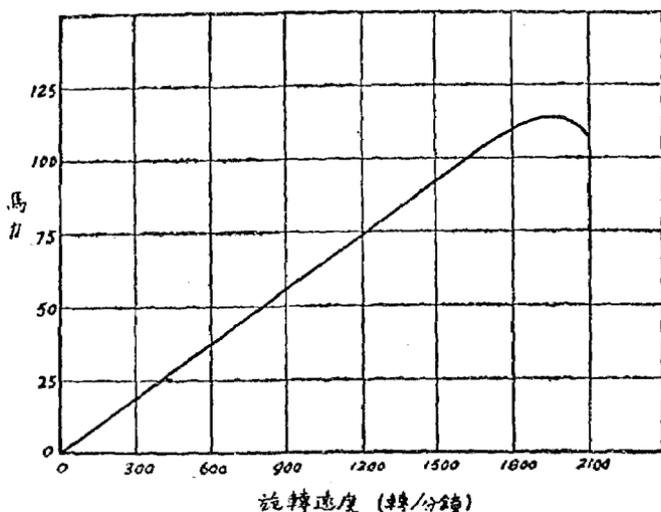


圖 48. 某發動機之特性圖線

由圖可見該圖線由原點起大致成一直線。此為當然之情形。蓋當節汽門 (Throttle) 全開，而發動機速度不過高時，每次循環 (Cycle)——計經吸氣，壓縮，着火或功率，及排氣等四衝程——所生之功率大致可稱不變。故每分鐘之轉數愈多則所生之功率愈大。

然，發動機速度如超過最大值時，活塞之運動及汽瓣之開閉過急，則汽缸在此極短之時間內不易得到充滿之汽量。故轉數過高，則發動機之功率實際漸漸低減，遂成圖 48. 所示之情形。

飛機螺旋槳之基本原理

李脫兄弟 (Wright Brothers) 對於螺旋槳之研究貢獻極大。其理論既簡單之準確。彼等理論之根據即假設螺旋槳各部之作用皆與機翼相似。

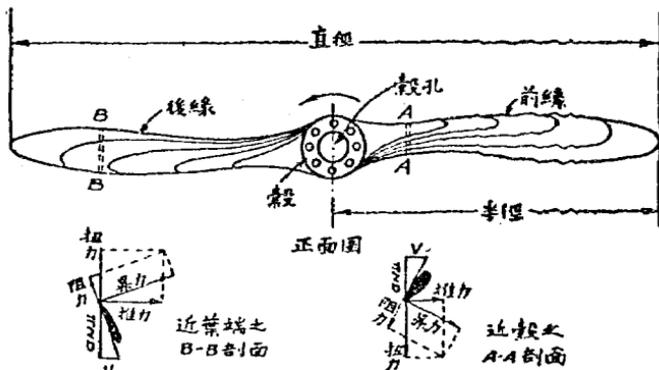


圖 49. 螺旋槳各部名稱

圖 49. 所示為標準之木質拉進式螺旋槳 (Tractor Propeller) 之正面圖，此時所見之旋轉方向為表針反向。若由反面視之則該槳之轉動方向為表針同向。此種螺旋槳即謂之右轉螺旋槳 (Right-hand Propeller)，現今之拉進式螺旋槳多係此種。所謂拉進式螺旋槳 (Tractor propeller) 者以其位置在飛機之前方也。若裝於後方，即謂之推進式螺旋槳 (Pusher propeller)。推進式螺旋槳多用於飛船 (Flying Boats)，因進塢時，翼前若有螺旋槳旋轉，則殊感不便。圖 49. 所示為螺旋槳各部之主要名詞。吾人若在螺旋槳之左葉近葉端處取一剖面，由左方視之，然後將該剖面轉動  $90^\circ$  使與書頁之紙面相重合即得圖 49 所示之 B-B 剖面圖，其形狀與普通機翼剖面而甚為相似。作用於螺旋槳剖面之相對風共有二種：其一即由飛機前進速而生；其二即由螺旋槳本身旋轉而生。二風之合風

(Resultant wind) 方向與螺旋槳旋轉而成一銳角其角度略小於槳葉角 (Blade Angle)——槳葉剖面之弦與旋轉面所成之角。合風方向與槳葉表面所成之角即螺旋槳轉動時之實在仰角。因機翼效率以在仰角為  $2^\circ$  左右時為最大，故，倘其餘條件完全相同，螺旋槳之效率亦必以在仰角為  $2^\circ$  左右時為最大。同時，槳葉角之大小對螺旋槳效率之關係亦極為重大。

螺旋槳葉剖面，其性質既完全與機翼剖面相似，必亦有昇力與阻力作用其上。昇力之方向必與合風相垂直，而阻力之方向必與合風相重合。取圖 41 中之圖解而詳視之，然後再將昇力及阻力分解於旋轉面及飛行線二方向之上，即得以下之結論：

- I. 推力完全由昇力得來。
- II. 推力因阻力而減少。
- III. 昇力之一小部分反抗螺旋槳之旋轉。
- IV. 阻力之一大部分反抗螺旋槳之旋轉。

此種反抗旋轉之力對螺旋槳之軸必生一力矩。此種力矩吾人必須用發動機之轉動力矩 (Turning Moment) 克服之。

螺旋槳對飛機所作之有效功必與推力及飛行速之乘積， $TV$ ，成正比例。

螺旋槳對本身之旋轉所作之功必與旋轉面內之扭力及旋轉速度 ( $\pi ND$ ) 之乘積成正比例。

若槳葉角過小，如圖 49 (a)，則槳葉與合風所成之仰角必甚小，故昇力必小，而推力  $\times V$  之積亦必小於扭力  $\times \pi ND$  之積，螺旋槳效率因而甚低。

若槳葉角過大，如圖 49 (b)，則效率仍甚小，因仰角過大，故剖面之  $L/D$  因而變小。

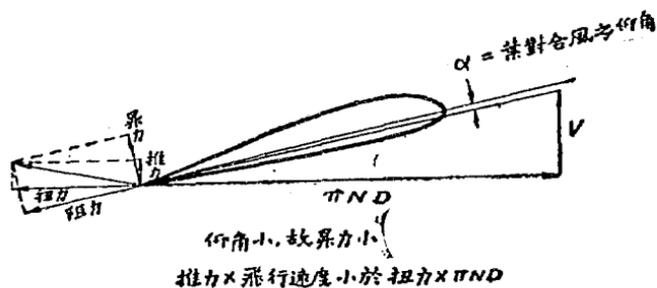


圖 49.-A 小槳葉角時之矢量圖

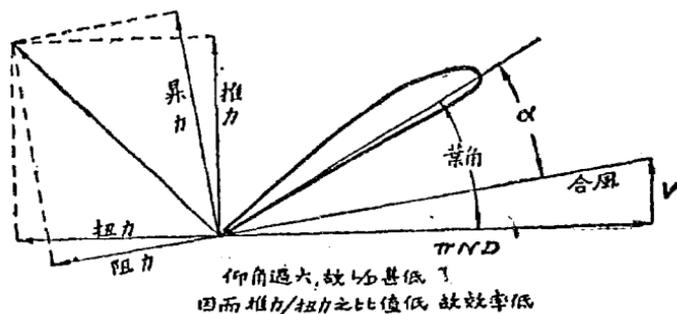


圖 49.B. 大槳葉角時之矢量圖

由此觀之，則在某種條件之下，必有一最適宜之槳葉角，既不可過大，亦不可過小。欲求此角，則或用實際試驗法或用下述之簡單計算法皆可得之。

由上圖可見，槳葉角即等於合風角（合風與旋轉面所成之角）與仰角之和。

合風角之正切 (Tangent) 等於  $\frac{V}{\pi ND}$ 。故由  $\frac{V}{ND}$  之比值即可估計槳葉角之大小。是以航空工程師多用此比以表示螺旋槳之工作情形。

各種螺旋槳之設計雖彼此稍有不同，然如皆係普通雙葉式而且設計正確者，則在同樣之 $\frac{V}{ND}$ 時，必有同樣之效率。圖 50 所示之圖線係由多次風洞試驗而來，其橫坐標所示者為在飛機最高速時之 $\frac{V}{ND}$ 數值，其縱坐標所示者為螺旋槳可期效率之平均值。

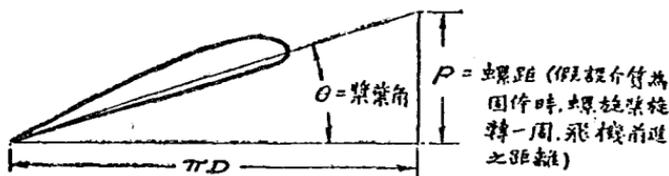


圖 49-C. 螺 距 之 定 義

當 $\frac{V}{ND}$ 之數值過小時，槳葉角之角度過小，於是效率降低。 $\frac{V}{ND}$ 之數值漸增，則槳葉角漸增，於是效率亦隨之而增。然， $\frac{V}{ND}$ 增至 1.10 時，則效率又開始低降。設槳葉各剖面之仰角皆為  $2^\circ$ ，則近葉端處之槳葉角為  $21^\circ$ ，在  $2/3$  半徑處之槳葉角約為  $30^\circ$ 。由葉端起，愈近殼處之槳葉角愈大。

### 螺旋槳效率計算法

前例所舉單翼機之最高速為每小時 130 哩，或每秒 130  $\times 1.467$  呎。該機上發動機之轉速為每分鐘 1800 轉。設螺旋槳為二葉式者，則其直徑可由以下經驗公式計算之：

$$D = \sqrt[4]{\left(\frac{K^2}{r.p.m.}\right)^2 \times \frac{B.H.P.}{V}}$$

式中  $K^2$  之平均值 = 90,000

r. p. m. = 每分鐘轉數。

B. H. P. = 發動機之功率。

故得

$$D = \sqrt[4]{\left(\frac{900000}{1800}\right)^2 \times \frac{110}{130}} = 6.8 \text{ 呎。}$$

故螺旋槳之直徑約為 7 呎。

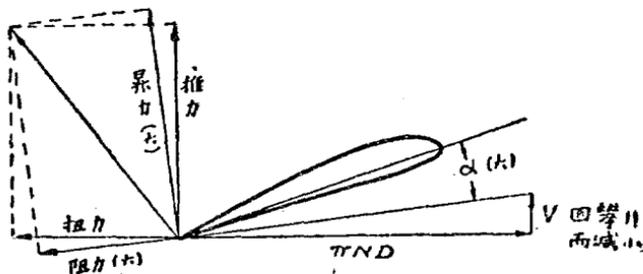
由此即可進而計算  $\frac{V}{ND}$ 。

$$\begin{aligned} \frac{V}{ND} &= \frac{\text{飛機速每秒呎數}}{\text{螺槳每秒轉數} \times \text{螺槳直徑呎數}} \\ &= \frac{130 \times 1.467}{\frac{1800}{60} \times 7} = 0.908 \end{aligned}$$

由圖 50 所示之圖線即得與此數值相當之效率為 80%。

螺距之意義

設周圍之介質為固體，螺槳若旋轉一周，必前進一之定之距離，此距離即謂之螺距 (Pitch)。由圖 49(o) 所示，可知



昇力及阻力既大，則推力及扭力必大。  
故發動機之速度降低。

圖 49-D 螺旋槳在舉升時之情形

$$\frac{\text{螺距}}{\text{圓周}} = \text{槳葉角之正切。}$$

吾人已知螺旋槳之效率大部隨槳葉角而變。故效率不隨螺距變，而隨螺距與圓周之比率變。

普通槳葉角數值皆須較由  $\frac{V}{\pi ND}$  所求出之數值大  $2^\circ$  或  $3^\circ$ ，蓋如此則槳葉在運動時可得最佳之仰角。

因  $\pi$  為常數，故  $\frac{V}{ND}$  之數值愈大，則所得之槳葉角愈大，因而螺距亦愈大。

若飛機之飛行速度大於螺槳葉端速度時，則螺距即應大。

但，若以大螺距之螺槳裝於低速之飛機上，則螺槳效率必減低，因配合失常也。

普通測定一螺槳之螺距，大都以距軸心  $2/3$  半徑處之一點為標準。

例。

一 9 呎之螺旋槳其轉速為每分鐘 1800 轉，裝於一每小時 120 哩之飛機上。問在螺旋槳  $2/3$  半徑處之螺距應為若干？

在  $2/3$  半徑處，螺槳之旋轉速為

$$\pi ND = \pi \times \frac{1800}{60} \times 6 = 565 \text{ 呎/秒，}$$

因在  $2/3$  半徑處，螺槳直徑為  $9 \times 2/3 = 6$  呎。

飛機前進速度為  $120 \times 1.467 = 176$  呎/秒。

因旋轉所生之風與因前進所生之風中間成一角度，其正切為  $\frac{176}{565} = 0.312$ 。由三角函數表查出，相當於此正切之角度

爲  $17.3^\circ$ 。在此角度上再加  $2^\circ$  卽得：槳葉角  $\approx 19.3^\circ$ ，其正切爲  $\tan 19.3^\circ = 0.3502$ 。

$$\text{因 } \frac{\text{螺距}}{\pi \times 6} = 0.3502$$

$$\text{故 } \text{螺距} = 0.3502 \times \pi \times 6 \\ \approx 6.6 \text{ 呎。}$$

表示螺距，另有一法，卽計算  $\frac{\text{螺距}}{\text{直徑}}$  之比值。在本例中，此值爲  $\frac{6.6}{9} = 0.735$

對於高速飛機，則此  $\frac{\text{螺距}}{\text{直徑}}$  之比值往往較對於低速飛機者爲大。

飛機攀升時發動機轉速減低之原因

飛機在攀升時，其飛行速度自當小於其在平飛時之最高

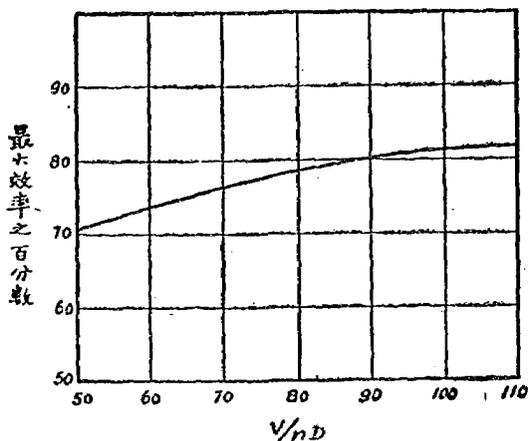


圖 50. 普通雙葉螺旋槳之效率圖線

速度，因此時不但須克服阻力之作用，同時更須克服重力之作用也。故發動機之旋轉速往往降低 100 轉以上。

此種現象之解釋甚為簡單。參閱圖 49(D) 即知若飛行之速度減低而旋轉速不變，則合風與旋轉而中間所成之角度必甚小。因螺旋槳之葉不能變動故葉之仰角必甚大。仰角大，則葉上所受之昇力及阻力因而增大；故推力與扭力皆變大。但，飛機在攀升時發動機之扭力或轉動力矩不能增大，故此時雖將節氣門完全開放，發動機亦不能使螺旋槳之旋轉速與平時相等也。

圖 51. 之圖線即表示當節氣門全開，而飛行速度減低時，螺旋槳轉數降低之情形。

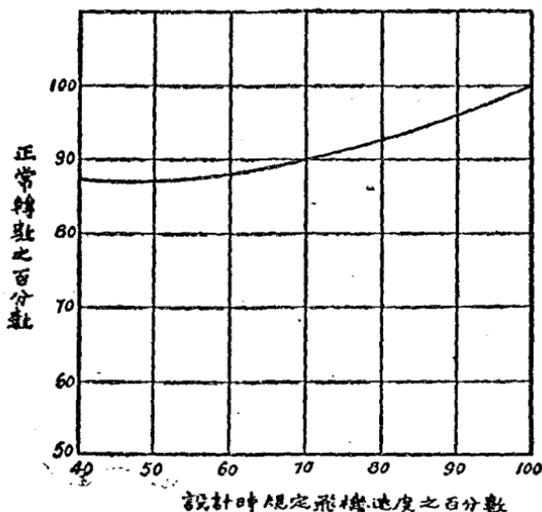


圖 51. 節氣門全開時發動機之轉數對飛機速度之變化圖線

離升時螺旋槳效率何以較在最高速度時為小？

普通設計螺旋槳時大都使之在最高速度時有最大之效率。使槳葉在最高速度時有最適宜之仰角，即  $2^\circ$  左右之仰角。在離升時飛機之前進速度減小極多，而螺旋槳之旋轉速度減小極少。故螺旋槳葉之仰角增大，超過相當於  $L/D$  最大値之角度，而同時  $\frac{V}{ND}$  之數值亦縮小。此二條件皆為使螺旋槳效率減低之原因。

此種現象吾人更可用另種理由解釋之。螺旋槳上所以能生出推力者皆因槳葉鼓動空氣使穿過旋轉面而流向後方也。故在螺旋槳後面之滑流 (Slip Stream) 之速度永較飛機之速度為大。然，速度較大，則所需之能必較多。故使滑流有較大之動能，實為一種損失。在離升時，推力較在以最高速度平飛時為大，因在克服空氣阻力而外尚須克服地心重力也。故在離升時，空氣穿過螺旋槳旋轉而所得之加速度較平飛時為大，於是損失於滑流中之動能較多，結果，螺旋槳之效率較小。

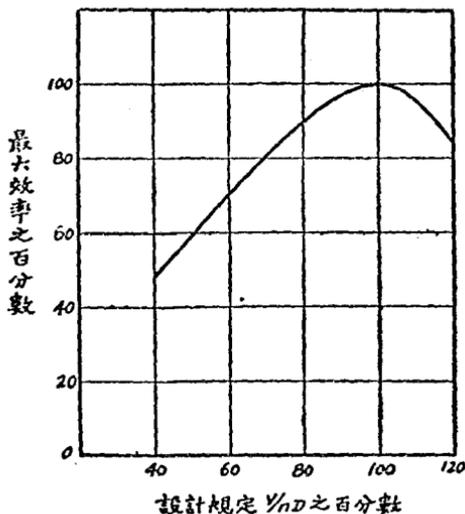
圖 52 中之圖線即表明當實際之  $V/ND$  數值減低為原定之在最高速度時  $V/ND$  值之各種分數時，螺旋槳效率減低之情形。

### 可用功率圖線計算法

此時吾人可以進而計算飛機之可用功率 (Available power) 矣。其法，先按第一表之格式列成一表。

在第一欄中注明所設之速度。

在第二欄中注明各速度對最高速度之百分數。由圖 51. 可以尋出螺旋槳轉數對最高轉數之百分數。將所尋出之數值注入第三欄。

圖 52. 效率對  $V/nD$  之變化圖線

以第三欄中之百分數乘最高轉數即得當時之實際轉數。  
注入第四欄。

然後由圖 48. 可得在各種速度時，螺旋槳實得之馬力。

### 第一表

(1) 速度 哩/小時	(2) 對最高速度 之百分數	(3) 對最高轉數 之百分數	(4) $n$ 每分鐘轉數	(5) $H.P.$ 螺旋槳實得馬力
50	33.4	87.0	1563	94
70	53.7	87.5	1578	96
90	69.2	89.8	1600	99
110	84.5	94.0	1692	106
130	100	100.0	1800	110

最高轉速  $N=1800$  轉/分

最高速度  $V=130$  哩/小時。

然後列第二表繼續演算。

第六欄與第一欄相同。第七欄與第四欄相同。

### 第 二 表

最大效率 = 80%

最大轉速  $N=1800$  轉/分。

$D=7$  呎

最大  $V=130$  哩/小時。

最大  $\frac{V}{ND} = 0.908$ 。

(6) 速度 哩/小時	(7) $n$ 每分轉數	(8) $\frac{V}{nD}$	(9) 對最大 $\frac{V}{nD}$ 之百分數	(10) 對最大效率 之百分數	(11) 效 率	(12) 可用馬力
50	1568	0.40	44.2	54	43.2	40.6
70	1578	0.59	61.5	78	58.4	56.2
90	1600	0.71	71.0	82	65.7	65.0
110	1632	0.82	90.2	97	77.7	82.5
130	1800	0.91	100.0	100	80.0	88.0

附註： $\frac{V}{nD} = \frac{V(\text{每小時哩數}) \times 88}{D(\text{葉直徑之呎數}) \times n(\text{每秒轉數})}$

用上列之公式計算  $\frac{V}{ND}$ ，將結果列入第八欄。

用第八欄之數值然後再用 100 乘之即得第九欄之數值。

根據第九欄可由圖 52 尋出實有轉數對最大轉數之百分數。列入第十欄。

用第十欄之數值乘最大效率即得第十一欄之數值。

用第十一欄之數值乘第五欄之數值即得螺旋槳在各種速度時實際供給之功率。列入第十二欄。

用第十二欄之數值製成圖線即成圖 46 中之可用馬力圖線。

因可用馬力圖線與總馬力圖線相交於每小時 130 哩之縱線上，故知此機之最高速度為每小時 130 哩。

未達最高速度之前，則無論何時，可用之功率永大於所需之功率。二者之差即等於耗於攀升之功率。

由前章已知此種過剩之馬力實全部用於克服重力。例如，在每小時 90 哩之速度時，過剩馬力為  $73.5 - 31.8 = 41.7$  馬力，即每分鐘  $41.7 \times 33000$  呎磅。因飛機之重量為 1600 磅，故攀升之速度應為  $41.7 \times \frac{33000}{1600} = 861$  呎/分鐘。

最新設計之飛機在最低速度時亦有過剩馬力。此種過剩之馬力可作失速之保障，如此則駕駛人可先將發動機速度減至最低，然後開始攀升。

### 螺旋槳之更換法

今日對於螺旋槳之研究，無論在理論方面或實際方面皆可謂已十分周密。然，將製成之螺旋槳裝配於某種飛機時吾人永不能確定其為最良之配合。故對於新設計之飛機，往往取十二個以上不同之螺旋槳一一實地裝配試驗之，然後擇用其成績最佳者。

駕駛人亦有時對於新購飛機之螺旋槳表示不滿，而思依自己之意見更換之。然，若隨意擇取新螺旋槳數種而一一試驗之則既無結果又耗金錢。欲免此弊應注意下述各點：

a. 在高速度時發動機不能有最高轉數區而前進速度極小。

在此種情形之下，螺距及槳葉角大概正確而螺旋槳之直

徑或許稍大。故應取螺距相同而直徑稍小之螺旋槳以試驗之。

b. 在高速時能有最高轉數但前進速度較應有者為小。

此種情形或係因螺距與槳葉角過小而致。在高速時槳葉之仰角或許過小，故不能得應有之推力。補救方法即增大其螺距及槳葉角。不過此種修正往往使轉數減小。如遇此種情形則可試用螺距較大而直徑較小，或螺距較大而槳葉較狹之螺旋槳。

c. 在高速時，發動機之轉數過大。

試用螺距相同而直徑較大之螺旋槳。

d. 攀升之能力不足

螺旋槳之螺距對於平飛時之最高速度或許甚為適宜，而攀升時因前進速度低降故螺距變為過大。（一飛機往往可換用兩螺旋槳——一為高速，一為攀升——者即因此。變距螺旋槳之有用於改進飛機性能者亦因此。）補救方法即減小其螺距，同時亦可增大其直徑。減小螺距所以使其適於攀升，增大直徑則使推力強大時之滑流速度減低，故滑流耗失減小而效率可增高。

e. 雙發動機之飛機不能用單發動機飛行。

二發動機中有一損壞，則其餘之一發動機必以最高轉數而極低之前進速度進行。故其螺旋槳之螺距變為過大。（與攀升時之情形相同。）若改用適於單發動機之螺旋槳則又與原旨不合矣。

f. 起飛不良。

在起飛時推力大，故滑流耗失亦大。同時，相對風與螺旋槳旋轉面中間之角度甚小。若換用螺距小而直徑大之螺旋槳即可得良好之結果。

總之，為適合高速飛行則螺距應大而直徑應小；為適合攀升及起飛則螺距應小而直徑應大。

金屬螺旋槳之優點。

今日飛機上所用之螺旋槳，金屬者漸多而木質者漸少。因金屬螺旋槳之耐久性較強而抵抗風雨沙石打擊之能力亦較大，且製造時可以避免使用不可靠之膠質。其重量往往較木質者為重，然其較大之效率已足補償此缺點而有餘矣。

若用密度較大而抵抗力較強之金屬製造螺旋槳，則其離心力必較木質者為大。當螺旋槳受重大之推力而彎曲時，此種離心力可以舒展之。故金屬螺旋槳之槳葉可較木質者為薄；以二者作同樣之工作則金屬槳之效率較木質者可大百分之五或百分之七。在最高速度時（與聲之速度相近時），厚剖面之效率低降極多，而薄剖面之效率低降較少。故若用於極高速度之飛機則金屬槳之效率較木質者所大之數更可超出百分之七以上。

### 習題

1. 一單翼機，其機翼面積為 300 方呎，剖面為 Clark Y 形，所載之載荷為每方呎 9 磅。問其最低速度應為若干？
2. (a). 若使機翼阻力為最小則仰角應為若干度？  
(b). 相當於最小機翼阻力之速度應為若干？  
(c). 最小機翼阻力應為若干？
3. 設最高速度為每小時 120 哩。  
(a). 問在此速度時之機翼馬力應為若干？  
(b). 若發動機之功率為 120 馬力，螺旋槳之效率為 78%，問在最高速度時之可用馬力為若干？  
(c). 問尚餘若干馬力以克服寄生體阻力？

- (d). 在最高速時之機翼阻力應為若干?
- (e). 寄體阻力應為若干?
- (f). 對於機翼單位面積而言之寄體阻力應為若干?
- (g). 問寄體阻力之平板面積當量應為若干?

4. 設寄阻係數為常數，問全機之總  $L/D$  (a) 在  $0^\circ$  仰角時應為若干? (b) 在  $8^\circ$  仰角時應為若干? 試作一圖線表示全飛機之總  $L/D$  與仰角之關係。問相當於全機最大  $L/D$  之仰角角度較相當於機翼本身最大  $L/D$  之仰角角度為大或為小? 試詳述其理。

5. 作以下各圖線:

- (a) 機翼阻力
- (b) 機翼馬力
- (c) 寄體阻力
- (d) 寄體馬力
- (e) 總阻力
- (f) 總馬力 參閱圖 47.

6. 作一近似圖線表示可用馬力，設每小時 70 哩時之可用馬力只有在最高速度之半。問過剩馬力之最大值為若干? 最大之攀升速度應為每分鐘若干呎?

7. 一飛機飛行之速度為每小時 120 哩，其發動機之功率為 160 馬力，轉速為每分鐘 2000 轉。問螺旋槳之直徑應為若干?

8. 問題 7 中螺旋槳之  $V/ND$  為若干?

9. 螺旋槳之最大效率應為若干?

10. 若使該飛機以每小時 100 哩之速度飛行，問螺旋槳每分鐘應轉若干轉? 此時之  $V/ND$  為若干? 此時之效率為若

干?

答案

1.  $A=300$

$$\frac{W}{A}=9$$

Clark Y 之最大  $K_y=0.00328$

$$\begin{aligned} V_{min} &= \sqrt{\frac{W}{K_y \max A}} = \sqrt{\frac{1}{K_y \max} \frac{W}{A}} \\ &= \sqrt{\frac{1}{0.00328}} \times 9 \\ &= 53 \text{ 哩/小時} \end{aligned}$$

2. (a). 由圖 42. 可知最小機翼阻力當在  $-3^\circ$  處。

(b). 最小  $K_x=0.00004$  在  $-3^\circ$

$$K_y=0.00015$$

$$\begin{aligned} V &= \sqrt{\frac{W}{A} \frac{1}{K_y}} = \sqrt{\frac{9 \times 1}{0.00015}} \\ &= 141 \text{ 哩/小時。} \end{aligned}$$

(c).  $D=K_x A V^2$

$$= 0.00004 \times 300 \times 141^2 = 239 \text{ 磅}$$

3.  $V_{max}=120$  哩/小時。

(a).  $L=K_y A V^2$

$$\frac{L}{A V^2} = \frac{W}{A V^2} = K_y$$

$$\frac{9}{(120)^2} = \frac{9}{14400} = 0.000625 = K_y \quad \because \left(\frac{W}{A}=9\right)$$

在  $-2.3^\circ$ ,  $K_x=0.000041$

$$D=K_x A V^2$$

$$= 0.000011 \times 300 \times (120)^2 = 177 \text{ 磅。}$$

$$\text{機翼馬力} = \frac{DV}{375} = \frac{177 \times 120}{375} = 56.8 \text{ 馬力。}$$

(b).  $200 \times 0.78 = 156$  馬力(可用)。

(c) 過剩馬力以克服寄阻者為

$$156 - 56.8 = 99.2 \text{ 馬力。}$$

(d) 機翼阻力 = 177 磅。

(e) 寄體馬力 =  $\frac{D\rho V}{375}$

$$99.2 = \frac{D\rho \times 120}{375}$$

$$D\rho = 310 \text{ 磅(寄阻)。}$$

(f)  $A = 300$

$$D\rho = 310$$

$$V = 120$$

$$Kx = \frac{D}{AV^2} = \frac{310}{300} \times (120)^2 = 0.0000717$$

(g) 平板面積當量  $A_c$  可用以下等式求之：

$$D = 0.0032A_c V^2$$

$$D = 310$$

$$V = 120$$

$$\therefore A_c = \frac{D}{0.0032V^2} = \frac{310}{0.0032 \times 120^2} = 6.74 \text{ 方呎。}$$

4. (a) 在  $0^\circ$  仰角時,  $Ky = 0.00105$

$$Kx = 0.000051$$

$$L = K_y AV^2$$

$$V^2 = \frac{L}{KyA} = \frac{9}{0.00105} = 8560$$

$$\therefore V = 92.4$$

$$\begin{aligned} D_{\text{機翼}} &= KxAV^2 \\ &= 0.000051 \times 300 \times 92.4^2 \\ &= 131 \text{ 磅。} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} D_{\text{寄體}} &= 0.0032 \times 6.74 \times 92.4^2 \\ &= 185 \text{ 磅。} \end{aligned}$$

$$D_{\text{總阻}} = 131 + 185 = 316 \text{ 磅。}$$

$$\text{總 } L/D = \frac{2700}{316} = 8.55$$

$$\begin{aligned} \text{(b) 在 } 8^\circ \text{ 仰角時, } Ky &= 0.00250 \\ Kx &= 0.00017 \end{aligned}$$

$$V^2 = \frac{L}{KyA} = \frac{9}{0.00250} = 3600$$

$$\therefore V = 60 \text{ 哩/小時}$$

$$D_{\text{機翼}} = 0.00017 \times 300 \times 3600 = 183 \text{ 磅}$$

$$D_{\text{寄體}} = 0.0032 \times 6.74 \times 3600 = 77.6 \text{ 磅}$$

$$D_{\text{總阻}} = 260.6 \text{ 磅}$$

$$\text{總 } L/D = \frac{2700}{260.6} = 10.38$$

全機最佳之  $L/D$  之相當仰角較機翼本身最佳之  $L/D$  之相當仰角為大。因總阻較大於機翼本身之阻力故必需有較大之昇力。然欲得較大之昇力，則仰角必需較大。

## 5.

速度 哩/小時	翼阻 $Dw = KrAV^2$	機翼馬力 $\frac{DV}{375}$	寄生阻 $Dp = 0.0032 \times 6.74V^2$	寄生馬力 $\frac{DpV}{375}$	總阻 $Dt = Dw + Dp$	總馬力 $H.P. = rPw + rPp$
60	183	29.2	77.6	12.4	260.6	41.6
70	146	27.3	105.7	19.7	251.7	47.0
80	130	27.7	138.0	39.4	263.0	57.1
90	132	31.7	174.8	42.0	306.8	73.7
100	148	39.5	216.0	57.6	364.0	97.1
110	163	47.8	261.0	76.7	424.0	124.5
120	177	68.0	311.0	99.2	483.0	157.2

## 6. 讀者自作

$$7. D = \sqrt[4]{\left(\frac{90,000}{2000}\right)^2} \times \frac{100}{120} = 6.4 \text{ 呎。}$$

$$8. \frac{V}{ND} = \frac{120 \times 1.467}{\frac{2000}{60} \times 6.4} = 0.823$$

9. 螺旋槳之最大  $\frac{V}{ND}$  為 0.823, 由圖 50 可知最大效率為 78.8%.

10. 100哩/小時為最高速之 83.2%. 由圖 51, 可知轉數為最高轉數  $N$  之 94.0%。故實際轉速為  $0.94 \times 2000 = 1880$  轉/分鐘。

$$\therefore \frac{V}{ND} = \frac{100 \times 1.467}{\frac{1880}{60} \times 6.4} = 0.73.$$

$$0.73 \text{ 為最大 } \frac{V}{ND} \text{ 之 } \frac{0.73}{0.823} = 88.8\%.$$

由圖 52, 可知螺旋槳此時之效率為最大效率之 96%. 故此時之實際效率為  $0.96 \times 78.8 = 75.6\%$ 。

## 第七章 飛機力學綱要

飛機力學乃駕駛員及航空工程師所必具之基本知識。茲擇其最簡單而最重要之問題縷述如下：

### 滑翔 (Gliding)

圖 53 所示為飛機在滑翔時之姿勢。此時飛機上之發動機已經停止，故飛機上所受之力只有以下三種：昇力，阻力及重力。是以欲得穩定之等速滑翔，則三力必需互成平衡。設滑翔路線與地面成一角度。此時相對風之方向必與滑翔路線重合而與飛機之運動相反。故昇力之方向必與滑翔路線垂直，阻

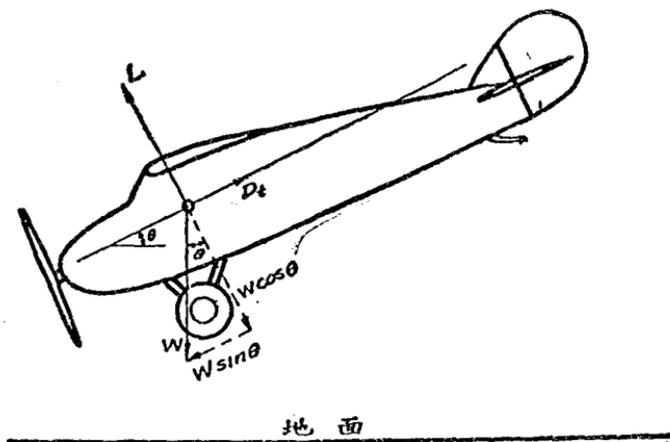


圖 53. 滑翔時飛機所受各力

力之方向必與滑翔路線重合，而重力之方向則與地面垂直而向下。

根據第一章所述之力學原理，吾人可將重力分解為二個

分力，一與滑翔路線重合，一與滑翔路線垂直，如圖 53。

重合於滑翔路線之分力應等於  $W \sin \theta$ ，此分力必須與阻力互成平衡。由前章所述之總阻公式可得以下之等式：

$$W \sin \theta = D t = (K x + K' \rho) A V^2$$

垂直於滑翔路線之分力應等於  $W \cos \theta$ ，此分力必須與昇力互成平衡。故得以下之等式：

$$W \cos \theta = L = K y A V^2$$

兩式相除，則得：

$$\frac{W \sin \theta}{W \cos \theta} = \tan \theta = \frac{D t}{L} = \frac{(K x + K' \rho) A V^2}{K y A V^2} = \frac{K x + K' \rho}{K y}$$

由此可見飛機之效率  $\frac{L}{D t}$  愈大則滑翔角愈小。

滑翔角若小，則駕駛人必感便利，因飛機滑翔之距離可以增大，於是駕駛人有充分之時間以選擇降落之地點。

駕駛人在落地時往往遇到所謂『飄浮現象』(Float)，因而難使飛機落地。此種現象迄今尚無最確切之解釋。其可能之解釋大略如下：當飛機與地面接近時，地面對機翼發生兩種影響：一方面使昇力係數增大，一方面使昇力與阻力之比值增大。若飛機之效率本已甚大，則發生飄浮現象之趨勢自不待言矣。著者以為駕駛人如能變動其機翼之仰角使昇力與阻力之比值變小即可補救此種飄浮現象之影響。

吾人應特別注意者即滑翔角之大小完全由昇力與阻力之比值而定，對於飛機之載荷則毫無關係。若用設計完全相同而載荷不同之飛機兩架以比較其滑翔角，則兩角度必完全相等。其唯一不同之點即載荷重者之滑翔較載荷輕者為迅速而已。

滑翔角既完全由昇/阻比值而定，故吾人可使飛機與地面

作任何之滑翔角（ $90^\circ$  以下，最低滑翔角以上之各種角度）。且，機翼仰角之任何角度皆有其一定之昇/阻比值，故皆有其一定之滑翔角。

例。

前章所述之單翼機，其機翼面積為 200 方呎。翼剖面為 Clark Y 式，全機重量為 1600 磅，對翼面而言之寄阻係數為 0.0000325。

若機翼對其飛行路線所成之仰角為  $6^\circ$  時，問：

- 滑翔路線與地面所成之角應為若干？
- 在滑翔路線上飛機之速度為若干？
- 由 5000 呎之高度滑下時之滑翔半徑 (Radius of Glide) 應為若干？

答。

(a) 在  $6^\circ$  之仰角時，機翼之  $K_x$  為 0.000132 (見第六章翼剖面特性表)， $K_y$  為 0.00214。

$$\begin{aligned} \text{故 } L/Dt &= \frac{K_y}{K_x + K'_p} = \frac{0.00214}{0.000132 + 0.0000325} \\ &= \frac{0.00214}{0.0001645} = 13 \text{ (大約)} \end{aligned}$$

因得， $\frac{D_t}{L} = \frac{1}{13} = \tan\theta = 0.097$ ，式中之  $\theta$  即為滑翔角。

由三角函數表檢查之，則得  $\theta$  之角度為  $4^\circ 24'$  即 4 度 24 分。

(b) 求滑翔速度可用以下之方程式。

$$W \cos\theta = K_y A V^2$$

本題中之  $\cos\theta = 0.9970$  (大約)，故

$$1600 \times 0.9970 = 0.00214 \times 200 \times V^2$$

$$\therefore V^2 = \frac{1600 \times 0.9970}{0.00214 \times 200} = 3720$$

$$\therefore V = 61 \text{ 哩/小時。}$$

(c) 由圖 54 可見  $\tan \theta = \frac{\text{高度}}{\text{滑翔半徑}}$

$$\text{故 } 0.077 = \frac{5000}{\text{滑翔半徑}}$$

$$\therefore \text{滑翔半徑} = 65,000 \text{ 呎。}$$

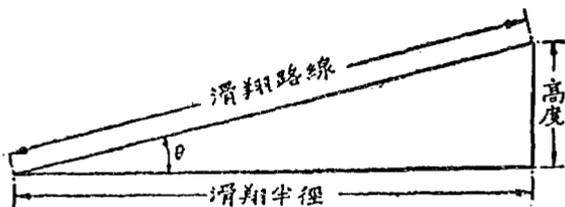


圖 54. 滑翔半徑

本題中所選飛機之全機流線形可謂十分完美。蓋一般飛機之滑翔路線傾斜度皆較本題結果為大也。普通，高度與半徑之比值若為 1 比 12，即可稱為優良之滑翔矣。

依照上例方法取各種機翼仰角而計算其相當之滑翔角。則得圖 55 之圖線。

由此圖線可見最佳之滑翔角為  $4^{\circ}15'$ ，其相當之機翼仰角為  $3^{\circ}$ 。

此點兩旁之滑翔角皆較大。

由圖線可知，駕駛人可用兩種仰角及兩種滑翔速度以得到同樣之滑翔角。

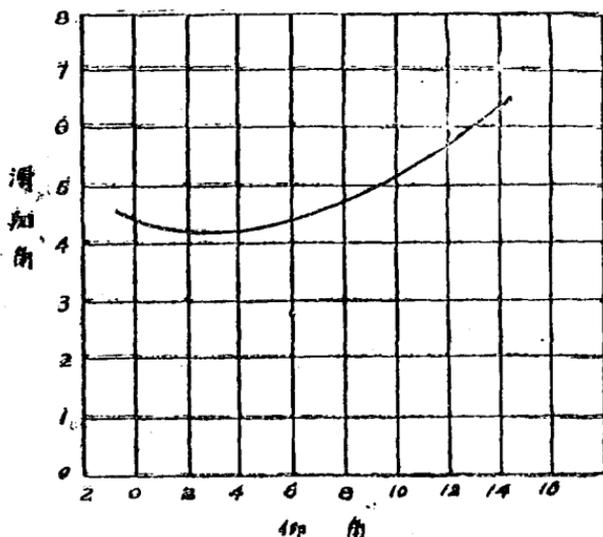


圖 55. 滑翔角與仰角之關係

### 滑翔降落小場法

當飛機發生意外而必需降落於狹小之場地，尤其是有樹木及電線等障礙物包圍之場地時，則落地方法之選擇即成一重大之問題。

普通，遇此情形可用數種方法應付之，例如：用緊螺旋線 (Tight Spiral)，側翔 (Side Slipping)，及搖尾 (Fish Tailing) 等。幹練之駕駛人應用之皆能十分安全而在極短之水平距離以內降落地面。然凡此種種方法對於商用載客之飛機則均不適用。

駕駛人若不願採取上述各種方法，則可由高處用高速度高傾度之路線滑翔降下，待至將到地面時，急速將機身調平。

實行此種方法實際上有兩種困難：第一，對調平機身之最適宜之時間必須有極準確之判斷。第二，駕駛人雖能在恰好之時刻將機身調平，而飛機向下之速度仍然極高。調平機身時若用大仰角及大的昇力係數，則飛機必於前一二秒中猛向上衝，然後突然墜落，使人感覺異常不適。反之，調平時若用小仰角，則落地之速度必高，雖不致猛向上衝，而着地後在地面上奔程必長，又為小場所不容許。

按最新式之駕駛術，駕駛人可用一種新法即所謂仰首滑翔者降落地上，用高傾度及高仰角滑翔使飛機之頭部在水平以上。

例如，就上述飛機而言，設飛行員用  $16^\circ$  之仰角滑翔，則

$$\frac{L}{D_i} = \frac{0.00300}{0.000431 + 0.0000325} = \frac{0.00300}{0.0004635} = 6.5$$

此種滑翔傾度較最低之滑翔傾度約大一倍，其對於水平所成之角度可用以下方程式求之：

$$\tan\theta = \frac{1}{6.5} = 0.154$$

$$\therefore \theta = 8^\circ 45'$$

已知機翼對滑翔路線所成之角度為  $16^\circ$ ，則該翼對水平線所成之角度應為  $16^\circ - 8^\circ 45' = 7^\circ 15'$ ，並在水平線之上。

是以，飛機之頭部不致觸地，機身亦不致翻覆而駕駛人極易獲得良好之三點落地（即二前輪，一尾撬三點同時落地）。

若用小仰角滑翔，則當飛機接近地面時，駕駛人可將機翼仰角增大極多以調平機身，如此則因昇力係數之數值甚大故能將機身原有之向下速度完全抵消。如能駕駛得法，則此時之三點落地必十分穩靜，機身可不受絲毫震動。

若用仰首滑翔法則不然，因開始滑翔時所用之昇力係數已甚大，故在接近地面時雖將昇力係數增至最大值亦不能使飛機向下之速度完全消滅矣。由以下之計算可求出在落地時之向下速度究為若干。

由公式  $W \cos \theta = KyAV^2$   
 得  $W \cos 4^\circ 45' = 1600 \times 0.0983 = 0.003 \times 200 \times V^2$   
 $\therefore V^2 = 2630$   
 即  $V = 51.3$  哩/小時。

由圖 56 可知常滑翔時飛機之向下速度為  $V \sin \theta$ 。本題中之  $\sin \theta = 0.152$ ，故飛機之向下速度為  $51.3 \times 0.152 = 7.80$  哩/小時。

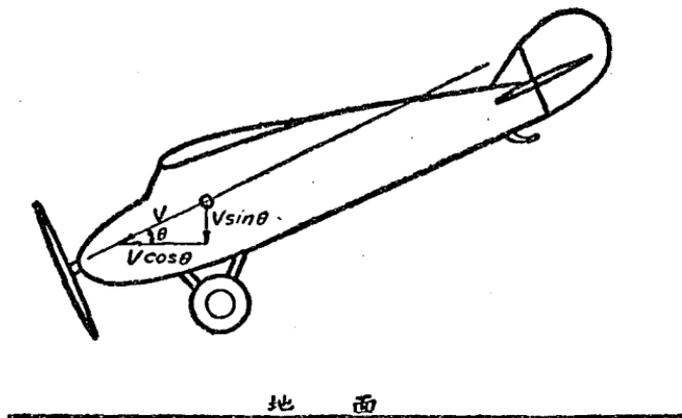


圖 56. 滑翔速度

若以此種向下速度而落地則落地架或落地架與機身連接物必受重大損傷。

但，實際有人曾用各種飛機以作此種仰首滑翔而飛機所

受之損傷並不甚大。惟駕駛人將來若完全採用此種降落小場法時，則飛機設計者必須將減震器 (Shock Absorber) 之運動距離加大以抵消飛機向下之速度。

若用仰首滑翔，則側方操縱 (Lateral Control) 亦應改良。關於此點當在後文中詳論之。

**垂直潛衝 (Vertical Nose Dive)**

垂直潛衝之情形如圖 57，吾人初見之必以為機翼上既全

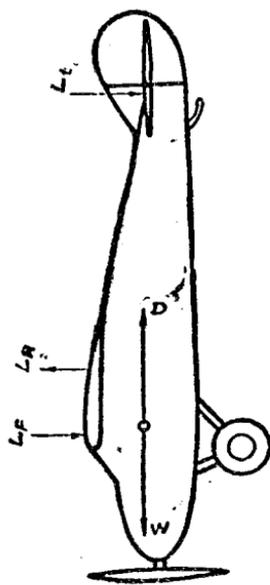


圖 57. 垂直潛衝時飛機所受各力

無昇力，其潛衝速度必極高。但事實上並非如此簡單。當飛機開始垂直潛衝時，其加速度實係極高，但下衝速度漸漸增大，則機翼及寄體之阻力亦同時增大，漸達與飛機全體重量相等之數值。此時飛機向下之加速度完全消失，飛機遂以其終極速度 (Terminal Velocity)——即物體墜落時之無加速度的速度——緩緩下降。

茲仍就上述飛機而言，常仰角在  $-4^\circ$  左右時，其機翼之昇力為零。而機翼之阻力係數  $K_x$  為 0.00004。

在垂直潛衝時，因機重等於阻力，故得以下之方程式：

$$W = (K_x + K'\rho)AV^2$$

$$1600 = (0.00004 + 0.00325) \times 200 \times V^2$$

$$V = 222 \text{ 哩/小時。}$$

此種飛機之流線形實屬非常完美，故其終極速度有如此之大。一般飛機之潛衝速度皆不能及之。

上述之公式又可寫作以下之形式：

$$V^2 = \frac{W}{A(K_x + K'\rho)}。$$

由式可見，欲使終極速度增大，必需有以下三條件：

- (a) 增加機翼面積每方呎上之載荷。
- (b) 減小昇力為零時之機翼阻力。
- (c) 減小寄阻係數。

潛衝之最高速度迄今尚無紀錄。然吾人可平空估計之。一架賽快之飛機其最大速度若為每小時 300 哩，則其終極速度必能超過每小時 400 哩。

在垂直潛衝時，螺旋槳之作用極為神妙。當開始潛衝時，螺旋槳之推力顯然使加速度增加。但經過相當時間後，潛衝之

速度超過飛機之最高速時，則螺旋槳葉之仰角變為負角，於是螺旋槳變為制動器 (Brake)，而非發生推力之機關矣。

潛衝時，機翼之昇力既等於零，則全機之重量皆需由機翼中之阻力骨架 (Drag Truss) 承受之故該骨架必須十分堅強。又，在昇力為零時，機翼上即發生一偶力，翼之前端有一極大之力壓之使下，翼之後端有一相等之力舉之使上。故設計時必需使機翼能抵抗此種扭動。駕駛人必需用一適當之偶力以抵抗之，否則機身必翻轉，機背必向下。且，此種抵抗偶力必須十分強大，使駕駛人能藉用之以按自己之意旨而隨時停止潛衝運動。此種直垂潛衝絕不可在距離地面甚近之空間試行之。駕駛人在停止潛衝時若動作過急則危險最大。蓋機翼之昇力係數由極小忽然增為極大，則昇力載荷 (Lift Load) 必異常強大也。關於此點，在後文中當詳論之。

### 穩定平飛時之平衡

在第一章中吾人已將力與力矩等之平衡問題約略述過，即飛機欲作穩定之平飛必需有下列之條件：

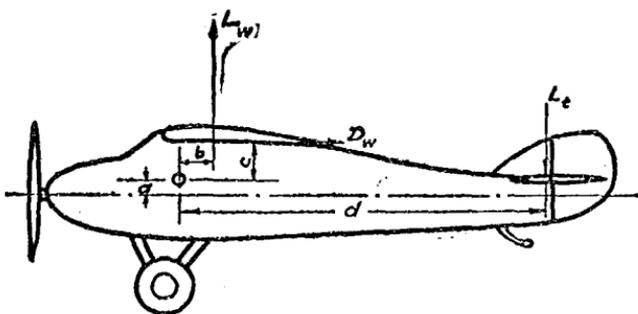
- (a) 各部所受昇力之總和必須等於機重。
- (b) 螺旋槳之推力必須等於飛機各部所受阻力之總和。
- (c) 各力對於重心之力矩相加應等於零。

圖 58. 所示為一飛機上各力與力矩等之平衡。設此機飛行時之仰角為零度，其壓力中心位於重心之後，故機翼所受之昇力必使飛機前傾。是以，必須將升降舵 (Elevator) 揚起使尾部受一向下之載荷  $L_t$ 。

此時之平衡方程式變為：

$$(a) \quad L_w = W + L_t$$

式中之  $L_w$  = 機翼上之昇力， $L_t$  = 尾部上之昇力， $W$  = 機身



對重心之力矩： $Ta - L_w b + D_w c + L_t d = 0$

圖 58. 平飛時力與力矩等之平衡

之重量。

螺旋槳之推力  $T$  必須等於機翼阻力及寄生體阻力之總和。

故得 (b)  $T = D_w + D_p$

設各力之桿臂皆以圖 58. 所示之字母代表之，並假設使飛機仰首之力矩為正力矩，則得各力對重心之力矩。

(1) 螺旋槳推力之作用點在重心之下，其力矩使飛機仰首，故為  $+Ta$ 。

(2) 機翼昇力之力矩使飛機垂首，故為  $-L_w b$ 。

(3) 機翼阻力之力矩使飛機仰首，故為  $+D_w c$ 。

(4) 機尾所受壓力之力矩使飛機仰首，故為  $+L_t d$ 。

展弦比爲 6，問其弦長應爲若干？

設翼弦爲  $c$ ，則翼展爲  $6c$ ，由題得，

$$6c \times c = 6c^2 = 200,$$

故 
$$c = \sqrt{\frac{200}{6}} = \sqrt{33.2} = 5.75 \text{ 呎}。$$

(2) 飛機之重心距機翼前端之距離等於弦長之三分之一，而在翼弦下  $1\frac{1}{2}$  呎處。螺旋槳之推力與翼弦平行，而在翼弦下 2 呎之處。當飛機以零度之仰角作穩定飛行時，問螺旋槳推力對於重心之力矩應爲若干？

在零度仰角時， $K_y = 0.00105$ ， $K_x = 0.000051$ 。寄阻係數仍爲 0.0000325。因  $W = K_y AV^2$ ，故

$$V^2 = \frac{W}{K_y A} = \frac{1600}{0.00105 \times 200} = 7620$$

$$\therefore V = 87.2 \text{ 哩/小時}。$$

$$D_t = (K_x + K_p') AV^2$$

$$= (0.000051 + 0.0000325) \times 200 \times 7620 \\ = 127 \text{ 磅}。$$

因推力在重心下  $\frac{1}{2}$  呎處，其力矩使飛機仰首，故爲

$$127 \times \frac{1}{2} = 63.5 \text{ 呎磅}。$$

(3) 當作零度仰角之穩定平飛時，若驟然將發動機停止，則飛機應向前傾或向後仰？

螺旋槳之推力作用於重心之下，其效果爲使飛機上生一後仰之偶力。當發動機停止時此種使飛機向後仰之力矩消失，故飛機必向前傾。

(4) 問機翼之昇力對重心所生之力矩爲若干？

在  $0^\circ$  仰角時壓力中心在翼弦之 45% 處(參閱第五章), 故壓力中心對機翼前緣之距離為  $5.75 \times 0.45 = 2.59$  呎。換言之, 故壓力中心在重心後 0.67 呎。設昇力之數值與機重相等, 則昇力對重心之力矩(使飛機垂首)為  $0.67 \times 1600 = 1070$  呎磅。

### 習題

1. 就本章所述飛機求其仰角在  $0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ$  時之滑翔角及滑翔速度(對空氣)應為若干?
2. 求相當於上題中各仰角時飛機之下降速度。問在何種條件之下飛機之下降速度為最小?
3. 若必須以高傾度滑翔降落於小場時, 讀者將採取大仰角或小仰角?
4. 若螺旋槳推力線之位置高於重心, 而發動機驟然停止, 則飛機應前傾或後仰?
5. 本章所述之飛機, 其尾部所受壓力之作用點與重心之距離設為 13 呎, 則當以  $0^\circ$  仰角飛行時, 尾部所受壓力之方向及強度應如何始能保持飛機之平衡?
6. 所述飛機若以  $6^\circ$  之仰角飛行, 求:
  - (a) 前進速度。
  - (b) 螺旋槳之推力。
  - (c) 推力對重心之力矩。
  - (d) 昇力對重心之力矩(設昇力與機重相等)。

### 答案

## 第一題

$$K_p = 0.000325$$

仰角	$K_y$	$K_x$	$K_x + K'_p$	$\tan\theta = \frac{K_x + K'_p}{K_y}$	$\theta$	$\cos\theta$	滑翔速度 哩/小時
0	0.00105	0.000051	0.000835	0.0785	4°30'	0.997	89.4
2	0.00140	0.000070	0.0001025	0.0732	4°11'	0.997	75.5
4	0.00178	0.000100	0.0001325	0.0745	4°16'	0.997	66.9
6	0.00214	0.000132	0.0001645	0.0769	4°24'	0.997	61.0
8	0.00251	0.000173	0.0002055	0.0819	4°41'	0.997	56.3
10	0.00276	0.000219	0.0002515	0.0912	5°13'	0.996	53.5
12	0.00301	0.000268	0.0003015	0.1001	5°43'	0.995	51.3
14	0.00320	0.000323	0.0003555	0.1111	6°21'	0.994	49.8

## 第二題

仰角	滑翔角 $\theta$	$\sin\theta$	$V \cdot \sin\theta =$ 下降速度 哩/小時
0	4°30'	0.0785	7.02
2	4°11'	0.0729	5.50
4	4°16'	0.0744	4.97
6	4°24'	0.0767	4.68
8	4°41'	0.0816	4.60
10	5°13'	0.0909	4.83
12	5°43'	0.0996	5.12
14	6°21'	0.1077	5.35

在仰角為 8° 時之垂直下降速度最小。

3. 如需以高傾度之滑翔降入小場時以採取小仰角為宜。如此，則落地速度必較高，但在調平時機上不致發生上衝現象。仰角若大則昇力係數必大，故此種上衝現象必不可免。

4. 若推力線之位置高於重心，則飛行時即發生一種使飛

機前傾之力矩。待推力消失，此種力矩亦隨而消失。故飛機必向後仰。

5. 在  $0^\circ$  仰角時，壓力中心在翼弦之 45% 處即距離機翼前緣  $0.45 \times 5.75 = 2.59$  呎處。

重心與機翼前緣之距離為 1.92 呎。故

$$\text{昇力桿臂} = 2.59 - 1.92 = 0.67 \text{ 呎。}$$

$$-L_u b = -0.67 \times 1600 = -1070$$

$$\uparrow \alpha = \frac{1}{3} \times 127 = 63.5$$

$$D_{w0} = 1\frac{1}{2} \times 77.6 = +116.4$$

式中  $77.6 = D_{w0} = 0.000051 \times 200 \times 7620$

此時之實際前傾力矩為

$$-1070 + 63.5 + 116.4 = -890.1 \text{ 呎磅。}$$

故必需在尾部加一向下之載荷以抵消之。此力之強度為

$$\frac{890.1}{13} = 68.5 \text{ 磅。}$$

6.  $W = 1600$  磅

$$A = 200 \text{ 方呎}$$

$$\text{在 } 6^\circ \text{ 仰角時} \begin{cases} K_y = 0.00214 \\ K_x = 0.000132 \end{cases}$$

$$(a) V = \sqrt{\frac{W}{K_y A}} = \sqrt{\frac{1600}{0.00214 \times 200}} = 61 \text{ 哩/小時。}$$

$$(b) D_i = (0.0000325 + 0.000132) \times 200 \times (61)^2 = 123 \text{ 磅。}$$

$$\uparrow = D_i = 123 \text{ 磅}$$

$$(c) \uparrow \times \frac{1}{3} = 123 \times \frac{1}{3} = 61.5 \text{ 呎磅。}$$

(d) 在  $6^\circ$  仰角時，壓力中心正在弦長  $\frac{1}{3}$  處。昇力對重心之桿臂等於零，故昇力對重心之力矩等於零。

## 第八章 飛機力學綱要 (續)

### 轉 彎

#### 離心力 (Centrifugal Force)

一物體沿一圓周運動時，物體上即生出離心力。吾人可用簡單之試驗證明之。設取玻璃瓶一個，裝滿牛乳，在瓶頸上以繩繫之，然後持繩之他端而搖動之，則瓶在空中旋轉而牛乳不致傾出，因離心力使牛乳不能向圓心流動故不致由瓶口流出也。

此種現象，若以算學解釋則反為困難。

牛頓氏曾言：一物體若不受外力之作用，則靜者恆靜，動者恆依其原有之方向運動。

設圖 59. 所示之  $M$  為一沿圓周而運動之物體， $O$  點為

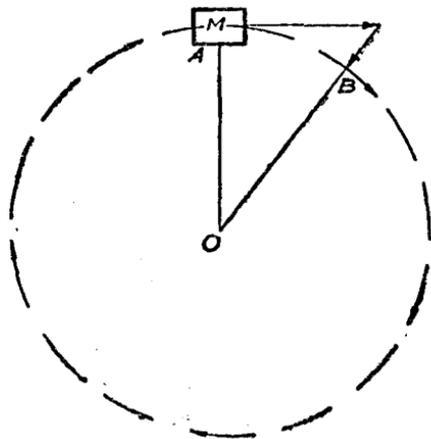


圖 59. 離 心 力

圓心。在  $A$  點時，物體  $M$  在該瞬間之運動方向與  $OA$  線垂直。如  $M$  能沿圓周進行而達  $B$  點，則必另有一力作用其上而改變其運動方向。此力即謂之向心力 (Centripetal Force) 與離心力之強度相等而方向相反。就上例而言，則向心力即吾人握繩所用之力。

物體沿圓周運動時，其運動方向顯係繼續變更，由此可知必有一繼續之向心加速度作用其上。用算學可以證明此種加速度等於  $\frac{V^2}{R}$ ，其單位為每秒每秒一呎，式中之  $V$  為該物體與圓周相切之直線速度。其單位為每秒一呎， $R$  為圓周之半徑，其單位為一呎。

因，力等於質量  $\times$  加速度，又質量  $= \frac{\text{重量}}{g}$ ，故一重  $W$  磅之物體上所受之離心力應為

$$F = \frac{W}{g} \cdot \frac{V^2}{R} \text{ 磅。}$$

例。

設有牛乳一瓶重 3 磅。將該瓶繫於繩端而搖之。繩長 3 呎，搖動之速度為每秒一周。問繩上所受之拉力為若干？

圓周為  $2\pi R = 2 \times 3.14 \times 3 = 18.84$  呎。故正切速度為每秒 18.84 呎。離心力應為：

$$F = \frac{W}{g} \times \frac{V^2}{R} = \frac{3}{32.2} \times \frac{18.84^2}{3} = 11.03 \text{ 磅。}$$

讀者必須注意以下兩點：

(a) 正切速度愈大則離心力愈大。

(b) 對於一定之正切速度，圓周愈小則離心力愈大。

物體轉彎時必需用力以抵抗離心力

物體沿圓周而運動時，必受離心力之作用而外傾，故必須用相等之向心力以抵抗之。吾人騎腳踏車轉彎時必使身體內傾者即因此。又如，汽車競賽之跑道其道而亦皆向圓心傾斜。飛機轉彎時之偏側 (Bank) 亦因此。

### 偏側轉彎時之力的平衡

飛行人在使飛機轉彎時若不偏側機翼則離心力必使飛機遠離轉動中心而向外移動。若按圖 60 所示之情形而作正確之偏側，則飛機上所受之力適成平衡，故可沿圓周運動而不致發生內側滑或外側滑。由圖可見，飛機機翼近轉動中心之一端係向下傾斜。機翼所受之昇力亦向內傾斜，故既可抵抗重力又可

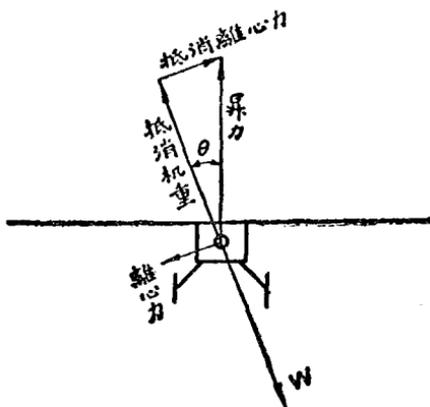


圖 60. 偏側轉彎時之平衡

抵抗離心力。設  $\theta$  為傾斜角，吾人可將昇力分為兩個分力而得以下之方程式：

$$(I) \quad L \sin \theta = \text{離心力} = \frac{W}{g} \frac{V^2}{R}$$

$$(II) \quad L \cos \theta = W$$

式中之  $V$  爲正切速度，其單位爲每秒一呎。以(II)除(I)即得，

$$(III) \tan\theta = \frac{V^2}{gR}.$$

由圖 60. 及上述之三方程式吾人可得以下之結論：

在轉彎時機翼之昇力應大於全機之重量。

偏側角 (Angle of Bank) 愈大則昇力愈大。

偏側角愈大，則  $\frac{V^2}{gR}$  之數值愈大，故離心力  $\frac{W}{g} \frac{V^2}{R}$  亦愈大。

偏側角不變，則  $\frac{V^2}{gR}$  之數值不能變，故離心力亦不變。然，在此種情形之下，吾人可使  $V^2$  及  $R$  二數值同時變小或同時變大，如能保持  $\frac{V^2}{R}$  之比值不變則離心力即不受影響。

換言之，即對每個偏側角駕駛使人皆可用兩種不同之方法轉彎：用高速度及大半徑，或低速度及小半徑。

在上述三方程式之外吾人更可依  $L\cos\theta = W$  之關係得一新方程式，

$$(IV) \quad L = \frac{W}{\cos\theta} = KyAV^2$$

由此式可知，若速度不變，則轉彎時之昇力係數應較直飛時之昇力係數爲大，因在轉彎時昇力必須大於重量也。換言之，在以一定之速度轉彎時，機翼仰角必須較在直飛時爲大。

細讀以下各例即可領會此節之意義。

例.

(a) 一重 1600 磅之飛機以每小時 100 哩之速度轉彎，其偏側角爲  $45^\circ$ 。問所受之離心力爲若干？機翼之昇力爲若干？轉動之半徑爲若干？

因飛機之偏側角為 $45^\circ$ ，故離心力等於飛機之重量即1600磅。昇力=離心力及重量之合力 $=\sqrt{1600^2+1600^2}=2260$ 磅。速度為每秒146.7呎。 $\tan\theta=\tan 45^\circ=1$  故得，

$$1 = \frac{V^2}{gR} = \frac{(146.7)^2}{32.2 \times R}$$

$$\therefore R = \frac{(146.7)^2}{32.2} = 667 \text{ 呎。}$$

即轉動半徑為667呎。

(b) 設此1600磅飛機之機翼剖面為Clark Y式，而機翼面積為200方呎，問此機以每小時90哩之速度直飛時之機翼仰角為若干？又，以同樣速度而以 $30^\circ$ 之偏側角轉變時之機翼仰角為若干？

在直飛時，  $W = KyAV^2$

$$Ky = \frac{W}{AV^2} = \frac{1600}{200 \times 90^2} = 0.00099$$

由第五章中Clark Y剖面之圖線查出。相當於此數值之仰角為 $-0.25^\circ$ 。

在以 $30^\circ$ 之偏側角轉變時，

$$L = \frac{W}{\cos\theta} = \frac{W}{\cos 30^\circ} = \frac{1600}{0.866} = 1850 \text{ 磅。}$$

$$\text{故 } Ky = \frac{L}{AV^2} = \frac{1850}{200 \times 90^2} = 0.001142.$$

由第五章中之圖線查出，相當於此數值之仰角較 $\frac{1}{2}^\circ$ 稍大。可見轉變時之仰角較直飛時之仰角為大。

駕駛人在高速之峭立偏側(Steep Bank)飛行時失去知覺之原因

在作急速之峭立側飛時，駕駛人往往在短時間內失去知

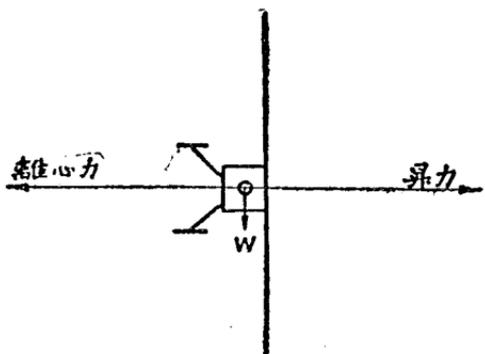


圖 61. 離心力使駕駛人之血液聚於足部

覺。此種現象吾人可根據圖 61. 以解釋之。作此種轉動時，離心力變為極大，而駕駛人之身體方向幾與地面平行。故離心力使其腦部血液流向足部。腦部血液過少則人即失去知覺；非俟飛機恢復直線飛行而血液重回腦部時，駕駛人不能清醒。

#### 偏側指示器 (Lateral Inclinometer)

偏側指示器者所以指示飛機偏側之程度者也。其最簡單者為一彎曲之玻璃管，內裝染色之酒精，管內留一氣泡使飛機在水平位置時，氣泡正在管之中央。如圖 62. 當飛機偏側時，



圖 62. 偏側指示器

氣泡即移向較高之翼梢，由管下之刻度即可看出偏側之程度。在轉彎時氣泡上同時受有重力及離心力之作用，如轉彎時一切措置均能適當，則氣泡必能正在管之中心。

錯誤之偏側

在轉彎時，若偏側過度則飛機必向轉動中心而移動。反之，若偏側不足，則飛機必離轉動中心而移動。如圖 63. 所示。

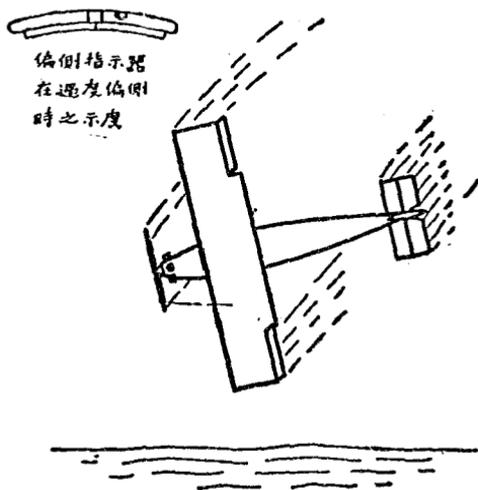


圖 63. 過 度 偏 側

偏側指示器中之氣泡在正確偏側時則居玻璃管之中心。飛機若作向心移動，則氣泡向外移動。飛機若作離心移動，則氣泡向內移動。

轉彎時所需之速度及功率較直飛時為大。

前已述及，在轉彎時駕駛人可不變其原來直飛之速度而增加其機翼仰角以得較大之昇力。若轉彎時飛機之仰角不變，則飛機之速度必需加大以得較大之昇力。

由以上兩種情形觀之，則無論速度不變或仰角不變，轉彎所需之功率永較直飛時為大。

機翼所需之功率為  $\frac{KxAV^2}{375}$  (參閱第四章)。

若速度不變而在轉彎時將仰角增大，則  $Kx$  增大，故功率亦增大。

若仰角不變而在轉彎時將速度增大，則功率必增大，因功率與  $V^3$  成正比例也。

轉彎時，飛機往往失其高度，由上文即可知如何避免此種現象。駕駛人若在直飛時即以最高之速度及全開之節氣門而飛行，則欲作等速之轉彎時發動機已無剩餘之功率以應需要。故駕駛人在此種情形之下必須將機翼之仰角增大然後以較小之速度轉彎。

若作直線飛行時，發動機之節氣門只開一部，則在轉彎時以下兩種方法皆可應用。第一法，即不變仰角而增加速度。若用此法則須使節氣門全開。第二法，即增大仰角而稍減飛行之速度。

若欲以飛機之最高速度或甚至超出最高速度而轉彎自然亦為可能之事。惟在此種情形之下地心引力必須補助發動機功率之不足，於是轉彎時飛機必須損失其高度。

例。

第六章問題 5 中重 1600 磅之飛機在以每小時 90 哩之速度，作直線飛行時機翼所需之馬力為 31.8。若仰角不變而以  $30^\circ$  之偏側角轉彎，問速度及功率應為若干？

$$\text{昇力 } L = \frac{W}{\cos\theta} = \frac{1600}{\cos 30^\circ} = \frac{1600}{0.866} = 1850.$$

在直飛時， $1600 = KyAV^2 = KyA(90)^2$ ；在轉彎時，

$$1850 = KyA(V_2)^2$$

$$\text{故} \quad \frac{1600}{1850} = \frac{(90)^2}{V_2^2}$$

$$\therefore V_2^2 = 97 \text{ 哩每小時。}$$

若仰角相同，則功率與速度之立方成正比例。故此時所需之功率為

$$\frac{31.8 \times (97)^3}{(90)^3} = 39.7 \text{ 馬力(只計機翼)}$$

### 轉彎學習法

飛行學生已將直飛學會後，則第二步即學習如何作正確之轉彎。轉彎時需操縱方向舵 (Rudder)，副翼 (ailerons)，及升降舵 (elevator)，故此種操縱之練習異常重要。討論至此，似有先研究操縱面 (control Surfaces) 性質之必要。

### 操縱面 (Control Surfaces)

研究操縱面性質，最簡單之方法即設想飛機之上有三個坐標軸，彼此互相垂直，而相交於飛機之重心，如圖 64。XX 軸為縱軸，與機身平行。YY 軸為橫軸與機翼平行。ZZ 軸為豎

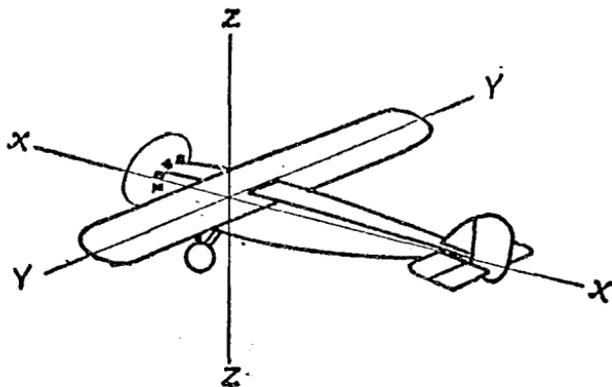


圖 64. 飛機上之三坐標軸

軸與翼面垂直。

吾人設想此三軸固定於飛機之上，飛機運動時，三軸亦隨之而動。

李脫兄弟研究之結果發現欲駕駛飛機則對於此三坐標軸必需各有其獨立之操縱始克成功。

操縱之機關，以升降舵為首，吾人用之可使飛機在  $YY$  軸上轉動。升降舵裝於安定面 (Stabilizer) —— 其功用待後文中詳論 —— 之後，如圖 65。二者之間係以鉸鏈(hinge)連接，故升降舵可作上下之轉動。當升降舵仰起時，氣流由上方打擊

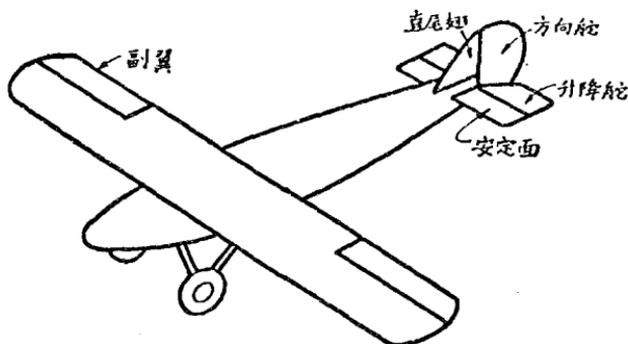


圖 65. 各操縱面之位置及名稱

其表面，故升降舵上受一向下之力，使飛機之頭部仰起。當升

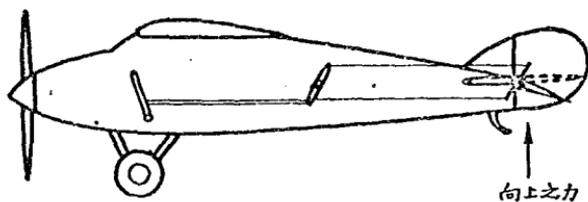


圖 68. 升降操縱

降舵垂下時，氣流由下方打擊其表面，故升降舵上受一向上之力使飛機之頭部垂下。欲使升降舵作上下之轉動，只需將駕駛桿（Control Stick）前後推拉即妥。將駕駛桿向前方推出，如圖 66. 所示，則升降舵下垂，而飛機之頭部下傾。將駕駛桿向後拉回，則升降舵仰起，而飛機之頭部上仰。

圖 67. 所示為方向舵及其操縱桿之作用。此桿係用兩足操縱之，將右足前伸則方向舵向方旋轉，而飛機向右轉。將

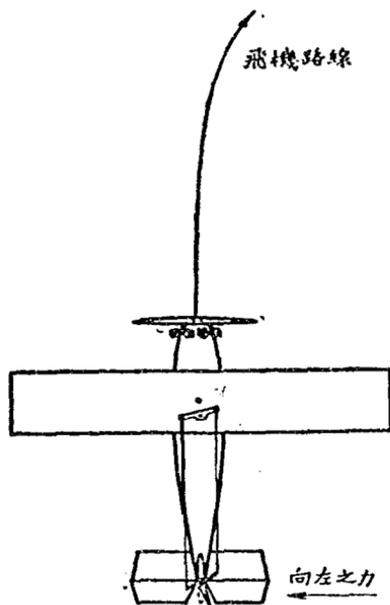


圖 67. 方 向 操 縱

左足前伸方向舵向左方旋轉，而飛機向左轉。故方向舵之作用係使飛機在  $ZZ$  軸上旋轉。

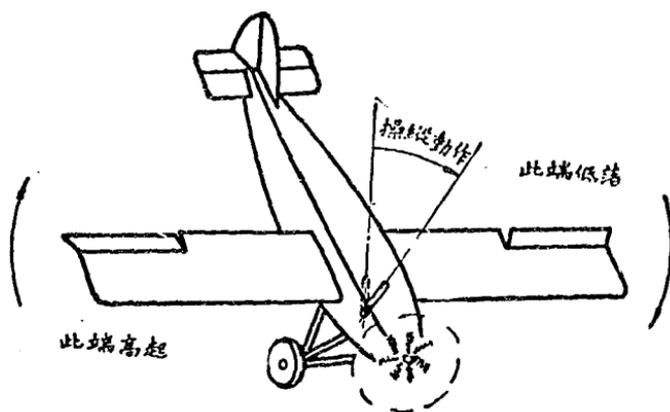


圖 68. 副翼操縱

副翼係以鉸鏈接於機翼兩端之後方，其操縱亦由駕駛桿支配之，如圖 68。將駕駛桿向右撥，則右方之副翼仰起，而同時左方之副翼垂下。故右副翼上受一向下之力，而左副翼上受一向上之力，於是使飛機向右侧傾。故副翼之作用係使飛機在  $XX$  軸上轉動。

依橫軸  $YY$  之轉動謂之翻旋 (pitching)。

依縱軸  $XX$  之轉動謂之側滾 (rolling)。

依豎軸  $ZZ$  之轉動謂之偏航 (yawing)。

當飛機作峭立偏側時，如圖 69。各種操縱機關之作用自然發生混亂。例如，此時方向舵之上下使飛機俯仰，而升降舵之左右使飛機轉彎。此種情形即謂之操縱易位 (Inversion of Control)。然而，即在此種情形之下，各機關對於三坐標軸之作用並未變更也。此點吾人必須謹記，因對於研究飛機之動作，及各操縱機關之作用關係極為重大。

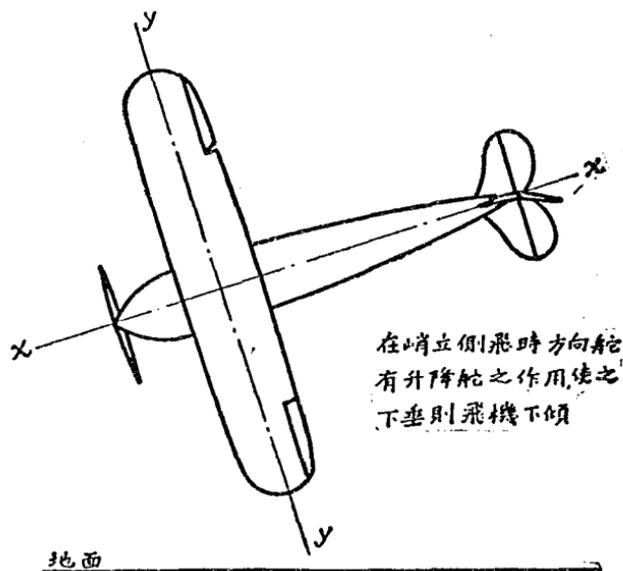


圖 69. 操縱易位

## 習題.

1. 某駕駛員駕駛一重 2100 磅之飛機作每小時 100 哩之偏側飛行。偏側角為  $60^\circ$ 。問：

- 飛機所受之離心力為若干？
- 機翼所受之昇力為若干？
- 轉動半徑為若干？
- 仰角為若干？設機翼剖面為 Clark Y 式，機翼面積為 300 方呎。
- 若用同樣之仰角作直飛則速度應為若干？
- 若直飛時之速度為每小時 100 哩，則側飛時之仰角應為若干？

- g. 以每小時 100 哩之速度作直飛及側飛時，機翼所需之功率應各為若干？
2. 常飛機以每小時 80 哩之速度飛行時，駕駛人將駕駛桿向右撥。若飛機之速度不變，問此時飛機上發生何種變化？
3. 駕駛員將方向舵操縱桿之左端移前而其餘各種操縱機關皆在正常地位，問飛機發生何種變化？

答案.

1. a. 3,640 磅
- b. 4,200 磅
- c. 385 呎。
- d.  $2^\circ$ .
- e. 70.7 哩每小時
- f.  $-1\frac{1}{4}^\circ$ .
- g. 56馬力, 35 馬力。

2. 當駕駛員將桿移右時，左副翼下垂，右副翼上仰，故左翼之昇力較右翼為大。於是，右翼下傾而飛機作右傾側飛。因在側飛時飛機之速率與平飛時相同，故飛機頭部略向下垂。

3. 當方向舵操縱桿之左端前移時，飛機之頭部向左移，因方向舵向左移時，其上所受之力使飛機尾部向右移也。轉動方向舵時，若動作過急或轉動之角度過大，則飛機必發生外側滑(Skid)現象，因此時昇力中尚無抵抗離心力之分力也。關於側飛時飛機上所受之力，可參閱圖 60。

## 第九章 飛機力學綱要(續)

### 轉 彎

#### 因副翼而生之偏航動向

副翼能使飛機作偏航運動。此性質對於作正確之轉變關係極為重大。

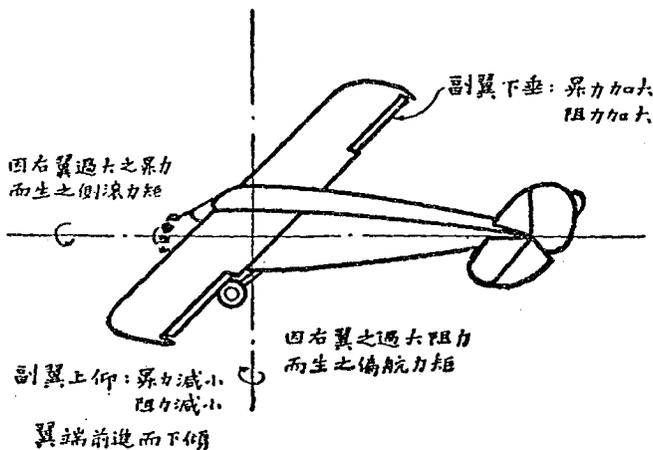


圖 70. 副翼之偏航作用

若使右副翼下垂而左副翼上仰則右方之昇力增大，同時阻力亦增大，（此處言昇力增大阻力即同時增大似無根據，關於此點在以下一章中將詳論之）。故當吾人藉副翼之作用使飛機向左傾側時，飛機上必同時發生一向右偏航之動向。參閱圖 70 自可明了。

自然偏側力矩 (Natural Banking Moment)

設飛機係環繞一中心點而轉動，如圖 71，則無論此中心點與飛機之距離如何遼遠，機翼距該點較近之一端運動之速度必較距該點較遠之一端者為大。故機翼遠端上之昇力必大

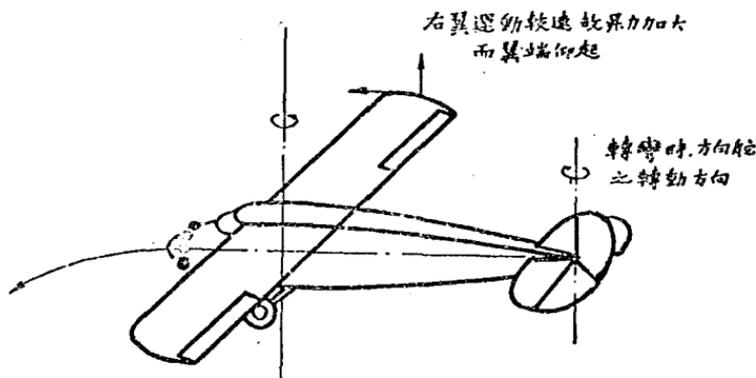


圖 71. 飛機左轉時之情形

於近端上之昇力，於是飛機上生出一種自然偏側力矩 (Natural Banking Moment)。

#### 開始轉彎與持續轉彎

此時吾人可討論轉彎之全部動作矣。

設飛機正作平直之飛行。按前章所述，吾人可用兩種方法轉彎：第一法即保持原有之仰角而增加飛機之速度，若用此法則必須使發動機之節氣門全部開啓；第二法即增大仰角而以較低之速度轉彎，若用此法則發動機之節氣門無需開大。

設吾人已將此種方法記熟而欲使飛機向左轉彎。由前章可知當然使方向舵左轉已足。然，實際上並不如此簡單，蓋只用方向舵則離心力必使飛機向右侧滑。故必需更藉副翼之作用使左翼端低於右翼端使克成功。

除作極和緩之轉彎外，在轉彎時必須使方向舵轉動充分之角度，以促使轉彎動作開始，並抵抗副翼上之反偏航動向 (Adverse yawing Tendency)。

在轉彎既經開始以後，駕駛人若仍保持其駕駛桿於偏側地位而不加更動，使副翼仍保持其已有之傾度，則此時因「自然偏側力距」之作用，飛機必發生過度之偏側。因此，在轉彎動作開始以後，駕駛人必須將副翼之傾度漸漸減去。

然，既將副翼之傾度減去，則反偏航動向必因而消失，故方向舵之傾度亦應隨而減去。

讀者或以為當穩定之轉彎開始以後，方向舵即可回復正位。實際則不然，因飛機本身時時反抗轉動也。在轉彎時，機翼外側之運動較內側之運動為速，故外側上不但有較大之昇力且有較大之阻力，後者之作用方向正與轉彎方向相反。又如，機身直尾翅，及其他與空氣接觸之表面亦無不繼續反抗轉彎之動作。因此，在轉彎之期間，方向舵之操縱上必需繼續加以相當之壓力。

有時，為抵消機翼上之自然偏側作用，甚至需將副翼按與原有方向相反之方向操縱片刻。

吾人此時可更進而討論升降舵對轉彎之關係矣。

如前章所述，在轉彎時，發動機之功率若不加強，則仰角必須增大，而速度必須減小。欲使仰角增大則須將駕駛桿向後位。但在轉彎開始以前，拉動駕駛桿萬不可過猛，否則飛機必致向上攀升或以傾斜之方向而作環飛 (Loop)。

方向舵之作用永係使飛機依豎軸而旋轉。在平飛時，豎軸與地面垂直，在轉彎時，因飛機偏側，豎軸亦傾斜。故此時方向舵之作用使飛機之頭部下垂，如圖 72。如轉彎時，飛機縱軸仍

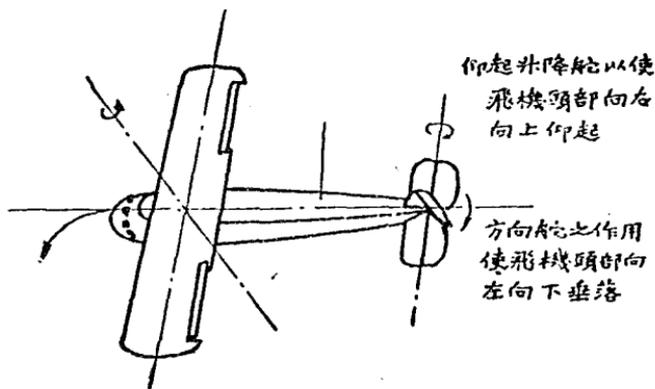


圖 72. 偏側之飛機

需在水平面內，則必須將駕駛桿稍向後拉。使升降舵稍微揚起以抵制此種機頭下垂之動向。

駕駛桿切不可拉後過度，否則飛機必作攀升轉彎 (Climbing Turn)。當時發動機有無充足之功率以作此種動作尙難確知，故初學者絕不可試作攀升轉彎。否則，飛機必致發生失速或螺旋等結果。飛機頭部在轉彎時若稍覺有上仰之傾向即應將駕駛桿稍向前推以校正之。

茲再將由側飛轉彎回後平直飛行之方法略述如下：欲使上述飛機之機翼恢復水平之地位，必須使右副翼仰起。惟，因此種動作之結果，飛機上又生一種反偏航動向，使飛機繼續轉彎。故在右副翼仰起時，同時應將方向舵向右偏，且應將駕駛桿向前推，蓋在飛機向左轉彎時，如用偏右之方向舵飛機頭部必有上仰之動向也。待機翼已達水平位置，應立即使副翼及方向舵恢復其正常之位置。

#### 轉彎之簡單法則

前文中關於轉彎動作之解釋，吾人曾厲求其簡單。讀者或

難免有不十分明瞭之處。讀者若為專講理論之飛行家則必有充分之時間以詳細討論一切動作之原理。讀者若為實際飛行之駕駛人，則能知各種動作之基本原理固屬有益，然最重要者卻為各種動作之簡單法則。學之於地面，習之於空中，必須運用純熟，務使在應付各種情形時，動作完全出乎自然，無需再加思索而後可。

今將此種法則列舉如下。讀者如能根據本書所述之原理以復驗各法則之正誤，誠為極有趣味之練習，盡試為之。

1. 欲向左轉，則使機翼左傾，同時使方向舵左偏。
2. 若發動機之節氣門不放大，則當轉彎開始以後即須將駕駛桿輕輕後拉。
3. 當機翼已成相當之偏側時，即將副翼及方向舵放回。
4. 必須使飛機頭部在轉彎時永成水平。欲作此種水平轉彎則方向舵及升降舵應同時運用。
5. 在轉彎時飛機必須保持一定之偏側，而方向舵上必須有一定之壓力。
6. 由轉彎恢復直飛時應用右副翼及右方向舵（即使方向舵向右偏）。
7. 當機翼水平時，先使副翼回復正位，然後使方向舵回復正位。

#### 內側滑 (Slips) 及外側滑 (Skids)

內側滑即飛機在轉彎時因偏側過大而離心力過小而生之向心移動。飛行時若覺有風由機翼低處之下方吹來即此種移動之警告。稍稍轉動方向舵即可免除此種移動。

外側滑係因飛機之偏側過小不足以抵抗離心力而生之離心移動。飛行時若覺有風由機翼高處之上方吹來即此種移動

之警告。此種移動吾人或運用方向舵或增加偏側度皆可避免之。

圖 73. 所示即外側滑與內側滑之實際情形。

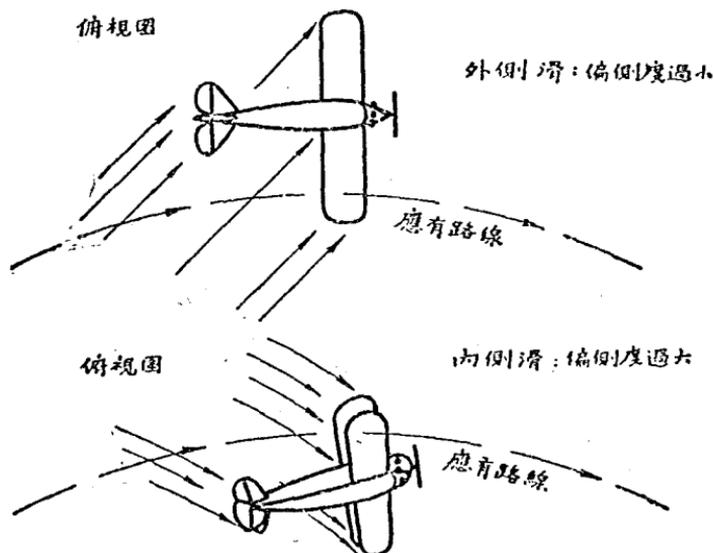


圖 73. 內側滑及外側滑

### 發動機轉動力矩 (Torque) 之效果

原動力永遠等於反動力此為物理中不易之定律。故發動機若以一種轉動力矩加於螺旋槳而使之轉動，則發動機永使飛機向與螺旋槳相反之方向轉動。補救此種效果之方法最易者改變機翼兩端之仰角，使一端所受之昇力較他端所受者為大。例如，若用右轉之螺旋槳則飛機必有向左旋轉之動向。故左翼端之仰角應增大。否則，須將右翼端之仰角減小。或將左翼端之仰角稍為增大，而同時將右翼端之仰角稍為減小。對於雙翼機則此種變動非常容易只須將昇力線 (Lift Line) 稍加

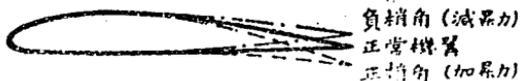


圖 74. 機翼之梢角

較正即可，如能同時校正兩翼間之支柱則結果必更良好。圖 74. 所示即機翼梢角 (Tip Angle) 之各種情形。

吾人不可不加注意者即昇力加大則阻力亦隨而加大。故，若校正機翼之梢角以抵抗飛機向左之轉動力矩時，則左翼端上之昇力加大，其阻力亦同時加大。於是，此時必須使方向舵稍向右偏，以抵抗此過剩阻力之效果。方向舵操縱桿上往往裝有橡皮鬆緊帶，故作長途飛行時駕駛員可用該帶以維持方向舵之偏側。圖 75. 所示即在使左翼端增仰角時各力互相抗衡之情形。

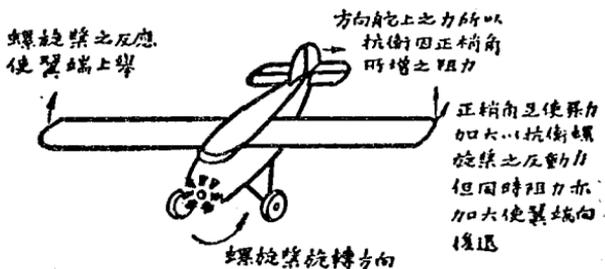


圖 75. 螺旋槳之反動力及機翼之正梢角

### 峭立側飛時操縱機關作用之改變

峭立側飛時操縱機關之作用改變，普通謂之操縱易位。實際無論飛機如何偏側，操縱機關之功能固未嘗稍變。升降舵則永使飛機依其橫軸而旋轉，方向舵則永使飛機依其豎軸而旋

轉，副翼則永使飛機依其縱軸而旋轉。惟當飛機偏側極大時，則此三軸對地面之位置關係完全改變。故各操縱機關對於各軸線本身之作用固然未變而其對於地面之相對運動則完全不同矣。

茲就圖 76. 所示幾近垂直之偏側而論之。欲作此種偏側則飛機發動機之功率必須極強，因在此種情形之下昇力中只有極小一部分可以抵抗地心引力也。(著者推斷，在幾近垂直之偏側時，機身及機翼等側面上所受之力亦能輔助支持飛機之重量。)由圖可見，飛機之橫軸此時今變作垂直軸。故此時之

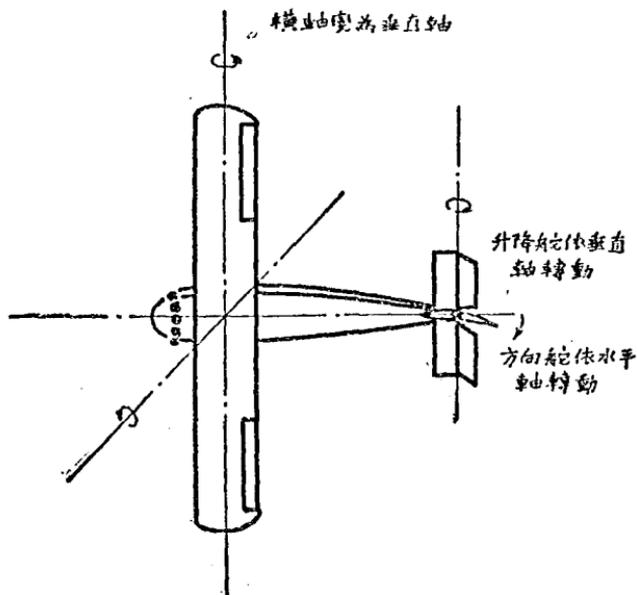


圖 76. 在陡立側飛時各操縱機關之作用

升降舵已變為使飛機在水平面內依垂直軸旋轉之操縱機關。同時，飛機上之豎軸此時已變為水平軸。故此時之方向舵已變

爲使飛機頭部俯仰之機關。然飛機上之縱軸仍保持其水平之位置，故副翼之作用不變，仍使飛機側滾。

若偏側之角度居  $0^\circ$  與  $90^\circ$  之間，則方向舵之作用一方面使飛機對地而依垂直軸而旋轉，一方面使飛機頭部俯仰。同樣，升降舵之作用亦爲一方面使飛機依垂直軸而旋轉，一方面使飛機之頭部俯仰。

讀者若能仔細想像本節所述之情形則必能感覺深厚之趣味。

#### 習題.

1. 若轉彎之速度過小，而偏側之角度過大則飛機如何？此時應如何運用駕駛桿及方向舵？
2. 若轉彎之速度過大而偏側之角度過小則飛機如何？此時應如何運用駕駛桿及方向舵？
3. 若在飛機開始轉彎以前已將方向舵轉動，則飛機如何？應如何補救之？
4. 若在轉彎開始時，將升降舵仰起過多，則可發生如何結果？
5. 在轉彎已經開始以後，若加過度之方向舵則發生何種結果？
6. 在轉彎已經開始以後，若升降舵之仰起過小，則發生何種結果？應如何補救之？
7. 在高偏側之轉彎時，升降之仰角若過大，而同時不加應方向舵以保持飛機頭部向上，則其結果如何？
8. 下文係由英國飛行手冊 (British Flying Manual) 中摘出，試解釋之：

「由轉彎回復直飛，必須用相當之力量於副翼以取消飛

機之偏側。必須斷然用完全相反之副翼，否則飛機之反應必甚遲緩。若方向舵之操縱過急，則飛機必作內側滑；若過遲則回後平直飛行必緩而駕駛員不能達到其欲得之水平點。若在適當之時間，未能將方向舵回復正位，則飛機必作外側滑。

9. 當充分之偏側已經得到時，若不變動副翼則生何種結果？

10. 飛行學生已覺得飛機作內側滑時應否停止轉彎？若然，則結果如何？急烈之外側滑有何效果？

11. 在極峭立之穩定轉彎時應否運用副翼？

12. 英國飛行手冊所載作峭立轉彎之方法如下：

(I) 開始時應與作大轉彎 (Wide Turn) 相同，但應用力把持副翼之操縱機關使偏側增加。

(II) 在開始時應使方向舵稍偏轉彎之方向，但在機翼偏側增大時則應變動方向舵之偏度使恰能保持飛機頭部於水平之位置。

(III) 在轉彎開始時，必須運用升降舵維持飛機之頭部使不下垂，但在機翼偏側增大時，則應將駕駛桿漸向後拉以使飛機 平面內轉彎。

試解釋以 去。

答案。

1. 若轉彎之速度過小而偏側之角度過大，則飛機必向較低之翼端而作內側滑，因此時之離心力過小也。補救之方法為使方向舵之偏度加大。(此種動作有人稱為『加底方向舵』) 若偏側度過大，則方向舵之作用可使飛機之頭部下垂故必須更將駕駛桿稍向後拉。

2. 若轉彎之速度過大，則飛機必作外側滑。底方向舵應

放回。若偏側度甚大，則將駕駛桿前推亦可得相同之效果。

3. 若在轉彎開始以前，已將方向舵轉偏則飛機必作外側滑。補救之方法為減小方向舵之偏度或增大機翼之偏側。

4. 在開始轉彎時，若將駕駛桿拉回過多，則飛機必作攀升轉彎。此種動作對於初學之飛行員及馬力不大之飛機均不適宜。飛機亦或許在垂直及水平兩方向之間作傾斜之環飛。

5. 在轉彎已經開始以後，若方向舵過偏則必發生外側滑，而飛機與其飛行路線中間必發生一角度。

6. 在轉彎已經開始以後，若升降舵仰角不足，則必發生內側滑。此種現象在大偏側之轉彎時尤為顯明，因當時升降舵之作用等於平時之方向舵也。補救之方法即使升降舵之仰角加大，以增加飛機之轉彎速度，否則即須使機翼之偏側減小。

7. 在高偏側之轉彎時，升降舵之仰角若過大而同時不加底方向舵以保持飛機頭部向上，則飛機頭部必下垂，而飛機必作螺旋。

8. 留待讀者解答。

9. 當適當之偏側已達到時，則機翼上即發生一種自然偏側力矩。故若不以副翼調整之，則偏側必過度，而飛機必作緊螺旋 (Tight Spiral) 或螺旋。

10. 若內側滑甚大，則以停止轉彎為宜。若飛機向左內側滑，則應暫時用右偏方向舵，及右副翼。同時須使飛機之頭部下垂以得適當之速度。在此種中和作用完成以後則飛機必在原來路線之右方。

11. 在高偏側之穩定轉彎時，副翼無運用之必要，因當時之機翼兩端以大約相等之速度前進故無自然偏側力矩。

12. 留待讀者解答。

## 第十章 落地及落地奔程

落地時之突躍現象 (Bouncing)。

在第七章中吾人已將降落小場之方法約略討論，即先作高傾側之下衝，然後再將機身調平；或完全運用仰首滑翔。普通飛行時降落於面積較小之機場亦可根據同樣之原理，茲特從詳討論如下：

設某飛行員駕駛一架第七章所述之飛機而滑翔，機翼之仰角為  $6^\circ$  滑翔路線水平所成之角度為  $4^\circ 24'$ ，飛行之速度為每小時 61 哩。滑翔路線之傾度甚小，如圖 78。

設飛機之升降舵操縱機關效率甚大，而飛機上所有之重量皆集中於重心附近。如在落地之前一刹那，飛行員將駕駛桿用力向後拉回。則飛機必發生迅速之反應，結果，飛行速度並未減小而機翼對飛行路線之仰角則增大極多。今更可假設飛機之仰角已增至相當於最大昇力之角度，而飛行之速度無『若何』減低，以討論其結果。

此飛機之機翼面積設為 200 方呎，機翼剖而為 Clark Y 形，全機重量為 1600 磅。在仰角為  $14^\circ$  時機翼之  $K_y$  最大，其數值為 0.0033。以此種  $K_y$ ，在每小時 61 哩之速度時，機翼上之昇力應為

$$0.0033 \times 200 \times 61^2 = 2460 \text{ 磅。}$$

較重量大 51.5%

昇力既大於重量，則飛機必上升，按飛行界之俗語此種現象即稱為突躍 (Bouncing)。

在飛行時欲立時改變其飛行態度，無論何種飛機皆不能

如此敏捷。故在接近地面時若欲於極短之時間內將飛機調平殊非易事。

在『突躍』發生之後飛機必在距地數呎處失速，然後墜落地面，機身感受相當之震動。此種現象普通稱為平拍 (Pancaking)，如圖 77。

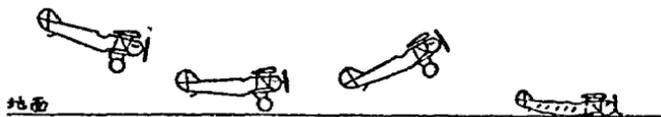


圖 77. 「突躍」「平」「平拍」之情形

有時『突躍』之後飛機尚有相當之速度可以試作第二次較好之落地。否則，設發動機未停止，則將其氣門全開，使飛機飛起，然後重行落地。

### 完美之三點落地 (Three-point Landing)

完美之三點落地為最使人羨慕之動作。駕駛員作此種落地時，應任其飛機繼續滑翔至離地面約十呎之處。(此種距離之估計必須由多次之經驗得之)。然後，將駕駛桿緩緩拉回使飛行路線對地面之傾度減小，仰角增大，速度漸漸減小，待至飛機離地僅有二呎時即使之失速 (Stall)。此時飛機之飛行路

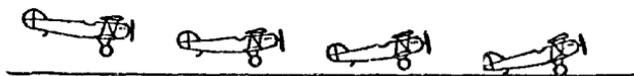


圖 78. 三點落地情形

線幾與地面平行，於是二前輪與尾撬 (tail Skid) 三點同時接觸地面而機身絲毫不受震動。其情形如圖 78。

初學者對於調平機身或已能十分輕緩，而對於與地面距

雖之估計尚不準確，致使飛機在距地數呎即時行失速。如此，則必發生『平拍』現象，甚至將落地架損毀。

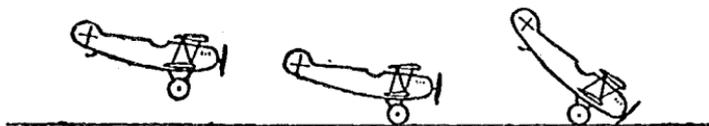


圖 79. 翹尾落地有翻覆危險

調平之時間如不適宜，則結果最壞。因落地時機頭下垂則前輪着地，全機有翻覆之動向，如圖 79。

### 低速落地之優點

低速落地顯然有許多優點。動能與  $V^2$  成正比例，故以低速落地則飛機上之動能必小，於是欲取消此種動能時所需之空氣阻力及地面之摩擦力亦小。結果，在極短之奔程內，飛機即可停止。若有障礙物與前輪相撞，則落地架不易撞壞機身亦不致翻覆。

落地速度為  $V = \sqrt{\frac{W}{Ky_{max}A}}$ 。由此可見欲得最低之落地速度必須適合以下之條件：

(1) 翼面每方呎之載荷，即  $\frac{W}{A}$ ，必須極小。

(2)  $Ky_{max}$  之值必須極大。

今日之商用飛機，其載荷往往甚大。大型飛機之載荷最高者可達每方呎 14 磅。單發動機之房艙飛機之載荷亦在每方呎 10 磅以上。其理由，即每方呎之載荷若小，則機翼面積必須較大，而飛機之最高速度必較小。然航空運輸最重要之點即在其速度，故不能使機翼之載荷過低。

即用  $Ky_{max}$  最大之機翼，所得之利益亦不甚大。蓋各種可用之機翼，其  $Ky_{max}$  之數值無甚大者，約言之不過由 0.003 至 0.0036 耳。曲度極大之機翼，其  $Ky_{max}$  之數值或可超過 0.0036。然若以之作高速飛行或長途飛行則效率極低，故不適用。

新式飛機設計上之實際問題乃在如何增大其最高速度而同時保持其落地速度不致過大。曾經設計且經試驗之機翼剖面今日已達二三千種之多。故單在機翼本身上着眼之研究已難有極大之進展。是以設計者不得不利用另加之裝置以增加機翼之昇力。例如，漢德雷，伯吉氏之氣隙 (Handley page Slot) 及機翼後緣之襟翼 (Flap) 等。關於此類裝置當在後文中詳論之。

#### 關於落地速度應注意之點

欲作精確之落地速度測量極為困難。有人曾以機械方法測量之，即利用電路接頭及轉數紀錄器以求得飛機前輪自接觸地而至停止旋轉中間所需之轉數。此種方法手續較為複雜且未能顧及風力之影響。普通所用之披托管\* (Pitot Tube) 及空速指示器 (Air Speed Indicator) 在落地時皆不甚可靠，蓋彼時飛機之仰角甚大故氣流已被擾亂，且飛機接近地面時氣流亦受相當之影響。故用此類儀器既不易得瞬間示度 (Instantaneous Reading) 又不易確定其所取之瞬間是否與飛機着地之瞬間同時。吾人所能準確測量者只有滑翔之最低速度，測量之方法即在飛機之下 40 呎左右之處繫一披托彈 (Pitot Bomb) 如圖 80。此時該彈距飛機甚遠，其附近之氣流可不致受飛機之干涉，故能得較可靠之示度。

\* 披托管為測量空速之儀器

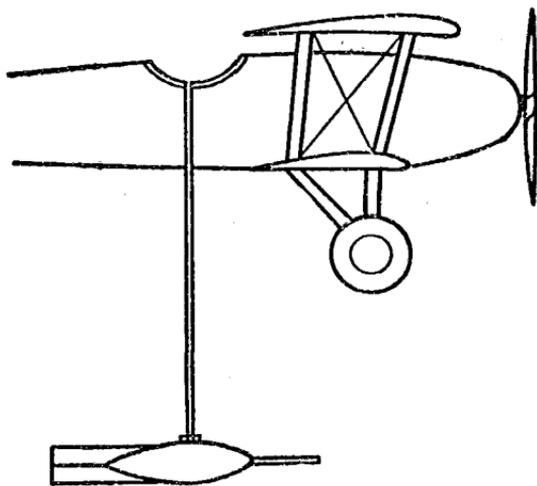


圖 80. 披 托 彈

落地速度之測量既如此不易，而製造廠家又欲極力使其落地速度低小，故廣告上所述之落地速度大抵皆不可靠。吾人更當注意者即駕駛人之技術若極高明而落地架又極鞏固則落地速度可設法使之較低於其應有之數值。幹練之駕駛人可在距地面三四呎處使飛機失速，使仰角超過與最大昇力相當之角度，當時之阻力極大故可抵消飛機之速度，然後使尾槓在前輪着地之前暫時與地接觸。此種落地法，使飛機受極惡劣之影響，然能使旁觀者由表面盡去該飛機之落地速度甚低而落地奔程亦甚短。

#### 急行落地 (Fast Landing)

吾人注重以低速度落地者即所以減少震動及欲得較短之落地奔程也。但在某種情形之下，駕駛人將採取急行落地，使螺旋槳之軸線幾與地面平行而機尾漸漸下垂，至尾槓接觸地

面爲止。若遇狂風怒號駕駛人不能使飛機維持其平衡時則不得不採取此種方法。但，實行此法時，若無常頭之強大逆風則必有飛離目的地之危險。且地面若不甚平滑，則作急行落地時飛機必發生猛烈之突躍。

### 與落地奔程有關之因子

落地奔程之算式及演算法極爲繁複，而本書之目的又在將空氣動力學作簡單之介紹，故不能在此討論。

茲將與落地奔程有關之各因子約略述之如下：

落地奔程與落地速度之平方成正比例，因動能之大小與速度之平方成正比例也。故翼面每方呎上之載荷較小之飛機，其停止必較速。有人以爲大型之飛機之落地奔程必較小型飛機者爲長。實爲謬誤之見解。實際，二者之翼面載荷若相同，則所需之落地奔程即相同。但飛機若小，則設計者必使其翼面載荷低。其理由即爲運動用之小型飛機有時駕駛人必須使之降落於狹小之機場也。至於大型之商運飛機則不然，降落，起飛皆在廣大之航站，且機上裝有三發動機，故無須作緊急落地 (Emergency Landing)。

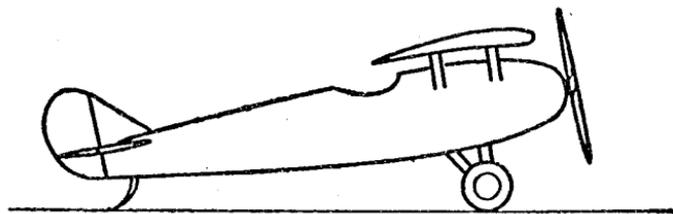


圖 81. 飛機之三點着地姿勢

若用三點落地法則全機之  $L/D$  亦爲決定落地奔程之重要因子。在着地之瞬間，飛機仰角最好相當於最大之昇力，以

使飛機以最低之速度前進。故在實際設計時，尾撬與前輪中間必須有適當之距離使飛機在三點着地之位置時機翼有充分之仰角如圖 81。若將此仰角略為增大使稍大於着地時應有之仰角，則機翼必有風閘 (Air Brake) 之作用。

地面之摩擦力自然能影響落地奔程之長短。但，據吾人所知之最大地面摩擦力亦不過等於飛機重量之十分之一，故其影響不若吾人想像之大。

發明家與設計者曾用種方法用鉸鏈裝設襟翼於機身附近之機翼後緣以求得上述之風閘作用。

飛機之機翼上若添設加昇設備，前輪上再設良好之制動器，則將來飛機必能於着地後 100 呎之距離內完全靜止。

#### 制動器對於飛機設計之影響

無論何種飛機，其重心必須在輪軸後相當之距離處。當飛機着地時，地面對輪帶之摩擦力與作用於重心上因飛機之減

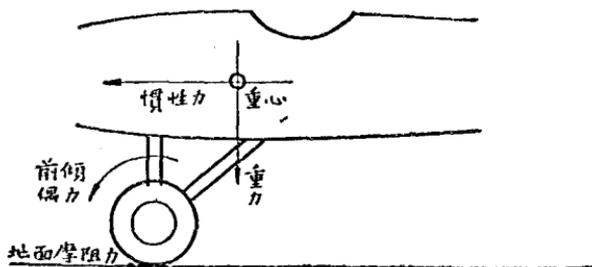


圖 82. 前 傾 偶 力

速度 (Deceleration) 而生之慣性力 (Inertia Force) 相等而相反。因此二力之作用，於是飛機上生一前傾偶力 (Nosing couple) 如圖 82。但飛機之重心若在輪軸之後，則重力對輪帶着地點必生一相反之偶力。實際設計時，對於規定前輪之位置

有一極為有用之法則即當螺旋槳軸為水平時，聯接重心及輪心之直線與通過重心而對地面垂直之線中間之角度不能小於  $12^\circ$  亦不能大於  $17^\circ$ ，如圖 83。

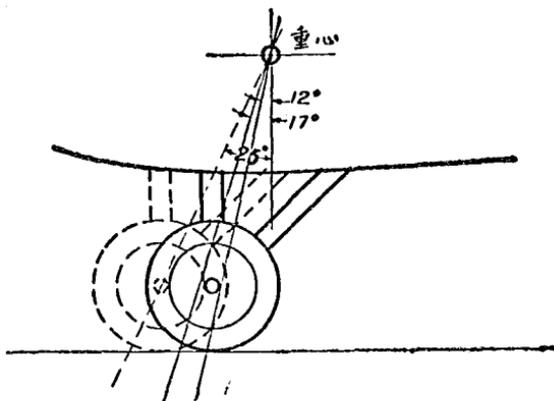


圖 83. 前輪對重心之位置

前輪若無制動器，則地面摩擦係數不能超過 10%；例如，機重為 2000 磅則地面摩擦力至多為 200 磅。若備有制動器將輪盤固鎖則地面摩擦係數可達 55%。故加添制動器之後，摩擦力，減速度，和前傾偶力皆因而增大多多。於是，如用制動器，前輪之軸心應再向前移，使上節所述之角度增為  $25^\circ$  左右。

但，對前輪軸心而言，重心愈向後移，則尾撬上所受之載荷愈大。因此在起飛時欲使尾部舉起必感困難。且尾部之載荷既重，則在機場上奔行時往往亦覺尾撬之累贅。凡此困難固然皆可打破，但為便利起見，則前輪若加制動器則尾撬以改用尾輪為宜。

### 風之影響

初學飛行之人最應學習者即為逆風落地，且在飛機場時

必須注意風向筒 (Wind Cone) 以觀察風向。其理由極為明顯茲略述如下：

駕駛員在飛行時若無客觀之標誌即不能斷定穩定風 (Steady wind) 之方向，因飛機本身已成大氣之一部分無從辨認方向矣。惟飛機對於地面之速度實為風速與空速之總和。故風向甚為重要。飛機若以一定之仰角及一定空速而作逆風之滑翔，則其滑翔路線對地面之傾度必甚大，如圖 84. 所示。

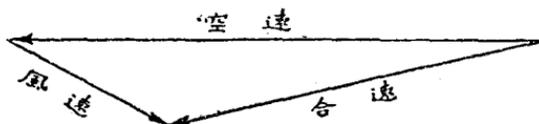


圖 84. 逆風落地時情形

且，逆風落地，則飛機對地面之速度較小，故落地架損傷之危險亦較小。

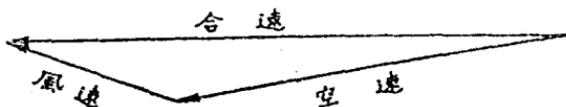


圖 85. 順風落地時情形

若逆風落地，則落地奔程亦因風之影響而減小。如風速正與落地速相等，則飛機在初着地之瞬間即可完全靜止。至於落地奔程因逆風而減小之數量則須視飛機之設計及地面之摩擦等條件而定。圖 86. 所示即某飛機在落地時其落地奔程隨風速變動之情形。

四周有障礙物之機場何以必須較大？

四周有障礙物之機場所以必須較大者即因場中可以容許

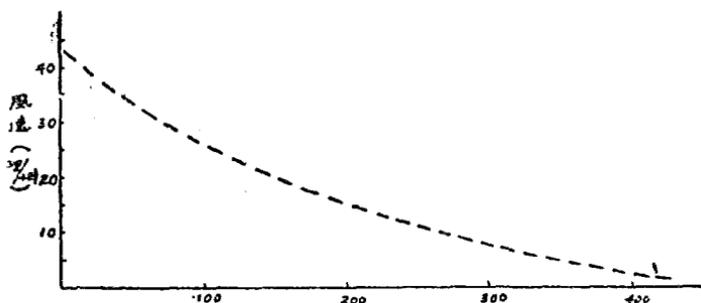


圖 86. 風速對落地奔程之影響

飛機落地之有效跑道距離因障礙物而減小故也。若無障礙物則駕駛員在未達機場之前即可開始其落地滑翔，及至機場周界即可使飛機着地。若有障礙物則不然。設障礙物之高度為 50 呎，滑翔之傾度為 1:7，則駕駛員非至場內距離周界  $7 \times 50 = 350$  呎之處不能使飛機着地矣。（見圖 87）故美國商部在規定機場之廣袤時其着地有效跑道距離之計算即用本節所述之方法。

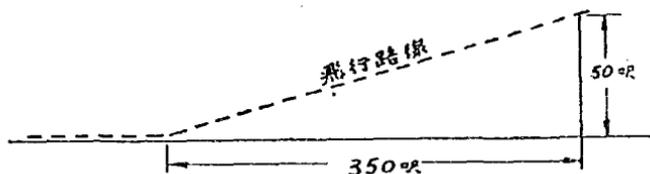


圖 87. 有效跑道距離

問題。

1. 設用第七章所述之飛機以  $1^\circ$  之仰角而滑翔，問此時飛機之  $L/D$  應為若干？空速為若干？滑翔路線對地面所成之角度為若干？ 答案： $L/D=13.8, V=78.1, \theta=4^\circ 20'$

2. 若在飛機將要着地之時，駕駛員將機翼之仰角驟然增大，使相當於  $Ky$  之最大值，則此時機翼上之昇力為若干？

答： $L=3900$  磅。

3. 某飛機製造廠廣告謂一機之重量為 2600 磅，翼面為 200 方呎，其着地速度為每小時 35 哩。問此數值與實際之着地速度相差若干？ 答：設  $Ky_{max}=0.0036$ ，則着地速率應為每小時 60 哩。

4. 一飛行練習生作落地滑翔，其滑翔路線對地面之角度為  $6^\circ$ ，其飛行之空速為每小時 80 哩。設該生忘記將機身調平，則當飛機撞地時其垂直速度為若干？ 答：每秒 12.35 呎。

5. 一飛機以每小時 70 哩之速度滑翔，其滑翔路線之傾度原為 1:7。當時忽有一水平之順風(Tail wind) 其速度為每小時 20 哩，問此時滑翔路線之實際傾度為若干？

答： $6^\circ 18'$ 。

6. 某機場之周界上有大樹一行，其高度為 50 呎。若以第七章所述之飛機以最佳之滑翔角而越過之，設其落地奔程為 300 呎，問飛機靜止之點與樹根相距若干呎？ 答：986 呎。

## 第十一章 起飛及攀升

### 起飛時飛機所受之力

起飛時飛機所受之力計有：

1. 螺旋槳之推力——推之前進。
2. 飛機質量之慣性——抵抗加速度。
3. 地面之摩擦力。
4. 飛機上之空氣阻力。

駕駛員之目的在作最短最速之起飛。欲達到此種目的必須採取下文中所述之方法。

### 平滑地面上之起飛

普通平滑地面上之摩擦係數皆小於 0.05，故地面之摩擦力必小於機重之二十分之一。

飛機之昇阻比率  $L/D$  之值遠較二十為小，由此可知如飛機之重量大部由地面承受而小部由機翼昇力承受，則在平滑地面上起飛時飛機之總阻力（地面之摩擦力及空氣阻力）必較飛行時之總阻力為小。

就理論與實驗兩方面之證明，可知在起飛時欲求其迅速，最佳之方法即將飛機之尾部升起使成『飛行位置』（Flying Position）因此時之昇力小故阻力亦小也。

且，飛機尾部若用尾撬，則尾撬阻力佔總阻力之大部。因此駕駛員於起飛時必須使升降舵下垂以求將機尾迅速舉起。

最新式之飛機上，發動機馬力強大，且升降舵居於螺旋槳之滑流中，故機尾之升起極為迅速。（雖然飛機之重心，因用制動器之關係，離前輪較遠，亦不發生問題。）

當飛機已達圖 88 所示之飛行位置時，駕駛員必須即刻將駕駛桿拉回使恢復其正常之位置，否則升降舵上之轉動力矩必使飛機前傾而使螺旋槳葉接觸地面。

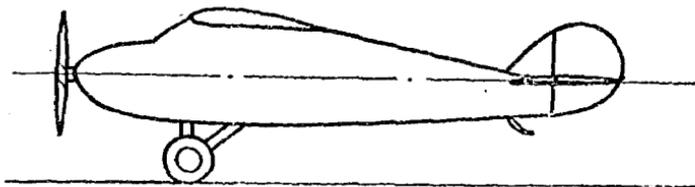


圖 88. 在平地上作迅速起飛之方法將飛機置於「飛行位置」

### 粗糙地面上之起飛

地面若粗糙則其摩擦力必大，於是起飛時將尾撬只須稍稍舉起即妥，蓋如此可使機翼有較大之仰角以得較大之昇力。正確之起飛

若已將飛機調至飛行位置且能以正確之方法保持此種位置，則飛機自能由地面飛起而無需駕駛員之努力也。

飛起以後必須使飛機在離地二三呎處仍保持其水平之位置以使其速度加大。然後將飛機之頭部緩緩仰起以達最佳之攀升位置。

飛機以飛行位置而升起時，其仰角甚小，故當時之昇力係數自較其最大值為小。因此，起飛之速度必較失速速度為大。

駕駛員亦可用一較失速速度所大無幾之速度起飛。其法即俟飛機已達相當之速度時即將機頭仰起。此種起飛方法較飛行位置之自動起飛迅速多多。

然此種起飛中仰起機頭之方法並不可取。因，當時之速度只較失速速率所大無幾，故剩餘馬力甚小，於是不易攀升。且，如以失速速度左近之速度而攀升，則易使機翼發生失速現象，

而生前文所述之種種困難。

### 如何使起飛迅速？

平滑之地而確能使起飛迅速。

表面光滑之飛機亦能使起飛迅速，因其阻力較小也。

對一定之飛機重量而言，每馬力之載荷若低則螺旋槳之推進力必大。然設計者不能只求每馬力載荷之低小，對於其他條件，如有酬載荷 (Payload) 之多少，以及發動機與燃料等之成本，亦須顧及。

機翼上每方呎之載荷若低，則起飛速度及攀升速率二者之最低數值必皆小。故低小之翼面載荷 (Wing Load) 可使起飛迅速。然，每方呎之載荷既少，則飛機之最高速度必小，其他種種缺點必因而發生。

變距螺旋槳對於使起飛迅速之效用極大。常以高速飛行時螺距必需大。然在起飛時，吾人欲得最大之推進力故螺距愈小愈佳。對槳葉固定之螺旋槳，則此二種條件適成矛盾；而變距螺旋槳則能調諧之。

### 逆風起飛

飛行教師必使其學生逆風而起飛，蓋有其充分之理由在。

若飛機欲以每小時 45 哩之空速而逆風起飛，設當時風速為每小時 20 哩，則飛機對地面之速度只需每小時 25 哩。由此可知逆風起飛則所需之加速度較小，故用於抵抗地面摩擦力所作之功亦小。是以，逆風起飛較在平靜空氣中起飛更為迅速而奔程亦較短。

圖 89. 所示即起飛奔程隨逆風速度變化之情形。由圖可得一似覺奇異之結論，即逆風速度若與起飛之空速相等時，則飛機可無需地面上移動而自能就地升起也。

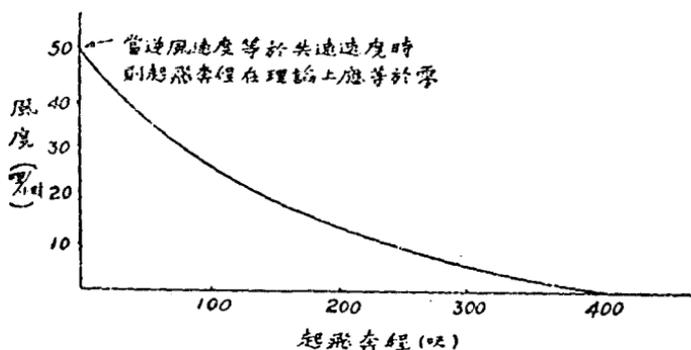


圖 89. 逆風對於起飛奔程之影響

逆風起飛時，昇力甚大，極易將機翼托起，故地面雖高低不平，而飛機上所受之震動亦不甚大。

謹慎之駕駛員即作逆風之起飛時亦必盡力使其奔程延長以預防各種困難之發生，故有時將機場下風 (Leeward) 之部分完全跑盡。惟在乘客上下頻繁處，飛機相繼起飛必須迅速，則此種方法或竟無法應用。

反之，若順風而平奔，則在起飛時飛機對地之速度必較大，在落地時則奔程必較長。且，在飛機對地速度未達風速之先，地面所受之機重不能因機翼所受之昇力而減輕，故前輪與地面之衝撞較烈使人感覺不適。

### 最佳之攀升

由第六章中之『可用功率』及『必需功率』之圖線可知，飛機在某種空速時即可得到一最大剩餘功率（可用功率與必需功率之差）。若以此種空速飛行，則可得最佳之攀升。然，欲測知此種速度必須先作多次試驗飛行。普通計算此種最佳攀升速度之算式為：

最佳攀升速度 = 失速速度 +  $\frac{1}{3}$  (最高速度 - 失速速度)。

### 最峭立之攀升

最峭立之攀升與最佳之攀升實為兩事，學者不可混為一談。

最佳之攀升乃上升之垂直速度，最大之攀升，為軍用飛機所必具之性能，因在必要時可於最短時間內升至高空以逃出敵人攻擊之範圍。

最峭立之攀升並非最迅速之攀升，而為與地面所成傾角最大之攀升，為商用機所必具之性能。蓋，機場周圍若有障礙物則能作峭立之攀升較之能作迅速之攀升尤為重要。

高速之軍用機上發動機每馬力之載荷小而翼面每方呎之載荷大，故攀升時較翼面載荷小之低速商用機為迅速，而攀升路線不如後者之峭立。

飛機當作最峭立之攀升時，其剩餘馬力及攀升速率皆較在最佳攀升時為小，而且當時之空速亦較小。

### 順風攀升與逆風攀升

風向對起飛關係之重大，吾人已知之矣。風向對攀升之關係亦有同等之重大，尤以在超越機場周圍之障礙物時為甚。

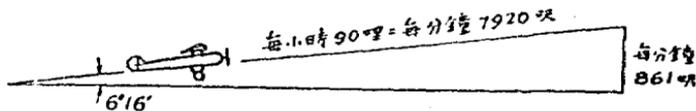
飛機在空間之路線乃由飛機之空速與風速兩者之合成速度而定。

當逆風而以一定之空速攀升時，其上升之垂直速度與在平靜空氣中完全相同，而其對地面之水平速度則減小。故在空中之路線必較峭立。反之若順風攀升，則在空中路線之坡度必較小。

例。

1. 有第六章所述之飛機一架，其全重為 1600 磅。在每

小時<sup>4</sup>90 哩之速度時，其剩餘馬力為 41.7 馬力。問其攀升速度為若干？攀升角之度數為若干？



當飛機以每小時90哩之速度攀升時  
其攀升速度為每分鐘861呎  
攀升角為  $6^{\circ}16'$

圖 90. 攀升角之計算

剩餘馬力皆耗於抵抗重力之工作。故

$$\begin{aligned} \text{攀升速度} &= \frac{\text{剩餘功率(每分鐘呎磅數)}}{\text{飛機全重(磅數)}} \\ &= \frac{41.7 \times 33,000}{1600} \\ &= 861 \text{呎/分鐘。} \end{aligned}$$

在飛行路線上飛機之速度為

$$90 \times 1.47 \times 60 = 7920 \text{ 呎每分鐘。}$$

由圖 90 可知，

$$\sin \theta = \frac{861}{7920} = 0.109$$

由三角函數表查出，攀升角  $\theta$  之數值應為  $6^{\circ}16'$

2. 若前例中之飛機係與一每小時 20 哩之逆風相對而攀升，則其攀升路線之坡度應為若干？

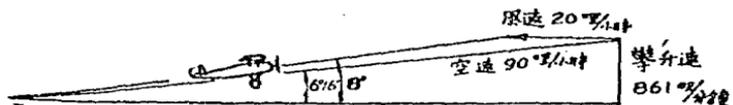


圖 91. 逆風影響攀升角而不影響攀升速

由圖 91 所示可知上升之垂直速度仍不變。

原有水平方向速度爲

$$7920 \times \cos 6^\circ 16' = 7920 \times 0.9974 = 7900 \text{ 呎/分鐘}$$

逆風速度爲

$$20 \times 1.47 \times 60 = 1760 \text{ 呎/分鐘}$$

故總水平速度爲

$$7900 - 1760 = 6140 \text{ 呎/分鐘}$$

設  $\theta$  爲攀升角, 則

$$\begin{aligned} \tan \theta &= \frac{\text{攀升速度}}{\text{結果水平速度}} \\ &= \frac{861}{6140} \\ &= 0.141 \end{aligned}$$

故 此時之  $\theta = 8^\circ 0'$ , 較在平靜空氣中峭立多多。

圖 92 所示爲風向對於飛機攀升之影響。由圖可見逆風攀升時飛越機場周圍之障礙物較爲容易。

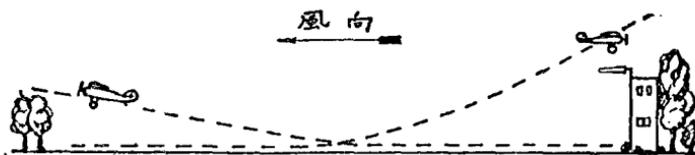
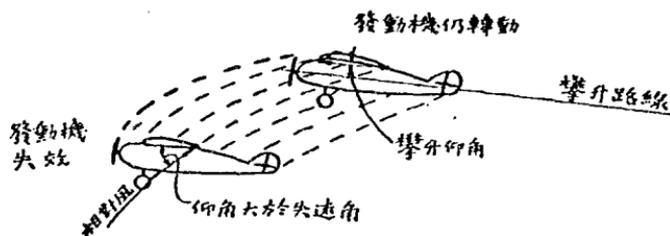


圖 92. 逆風攀升可飛越較高之障礙物

### 攀升時之失速

作峭立之攀升時所用之空速可較在最佳攀升時爲小, 已如前文所述。然, 決不能採取失速速度左近之速度。蓋當時之剩餘功率極小, 如因駕駛桿之移動或急風之吹來使機翼之仰

角增大，則必致發生失速。如當時發動機尚在工作則此種現象亦不難設法補救，倘無若何危險。其最危險之情形即在作峭立攀升時發動機突然失其功能。發動機停止後，飛機之自然飛行路線乃係由上而下，而飛機之頭部卻在水平線上成一甚大之角度。故機翼對飛行路線成一極大之角度(如圖 93)於是飛機



當攀升時發動機若突然失效則機頭高於水平線而飛行路線猛向下曲。故機翼之仰角變為極大之角度。

圖 93. 攀升時失速之情形

必立刻發生失速。此種現象之詳情暫留待後文中討論。此時讀者所應注意者即在攀升時發動機若突然失效駕駛員所應作之動作為將駕駛桿向前推出使飛機之頭部下垂，如此則機翼對飛行路線之仰角必能變小，而使飛機以直線向前進行。最當注意者即駕駛員此時切不可使飛機回轉飛機場，否則必發生旋轉倒垂潛衝 (Spinning Nose Dive)。飛行上許多不幸事件皆由於在此種情形之下駕駛員措置失當而致，不可不慎！

- 習題。
1. 一全重 1600 磅，翼面 200 方呎之飛機，其最大之昇

力係數為 0.00320。問其失速速度為若干？答：每小時 50 哩。

2. 設將此飛機調至飛行位置。使機翼之仰角為  $2^\circ$ ，而  $K_y$  之數值為 0.00140。當飛機在地面上奔馳而得到每小時 30 哩之速度時，問機翼及前輪所擔之載荷各為若干？

答：機翼擔負 250 磅。前輪擔負 1350 磅。

3. 若駕駛員欲使飛機由飛行位置而自動升起，問飛機之空速應較其失速速度大若干？

答：空速應為每小時 76 哩，較失速速度大 26 哩。

4. 題 3 中之起飛讀者認為滿意否？如不以為然，則應如何改良之？

5. 一飛機之失速速度為每小時 60 哩，其最大速度為每小時 150 哩，試估計其最佳攀升速度。

答：每小時 90 哩。

6. 本章例題中之飛機以每小時 90 哩之空速在平靜之空氣中攀升，其攀升速度為每分鐘 861 呎。問飛機對地面之水平速度為若干？

答：每分鐘 7840 呎。

7. 前題中之飛機在機場之中心點處飛起，該點距機場之周界 1,500 呎。問駕駛員可超越何種高度之障礙物？

答：163.5 呎。

8. 若前題中之飛機在攀升時適有一每小時 20 哩之水平逆風吹過，則駕駛員所能超越之障礙物高度應為若干？

答：212.3 呎。

9. 若題 7 中之飛機在攀升時，適有一每小時 20 哩之順風吹過，則駕駛員所能超越之障礙物高度應為若干？

答：14.3 呎。

## 第十二章 縱方安定性

### 力學上之安定實例

一物體在被移動之後若具有自己回復原位之能力則該物體即謂之有靜力安定性(Static stability)。

若按圖 94 之情形將一圓錐體置於其底面上，則該物體必為靜力安定之物體。此時吾人若稍稍偏移其頂端，則該錐體

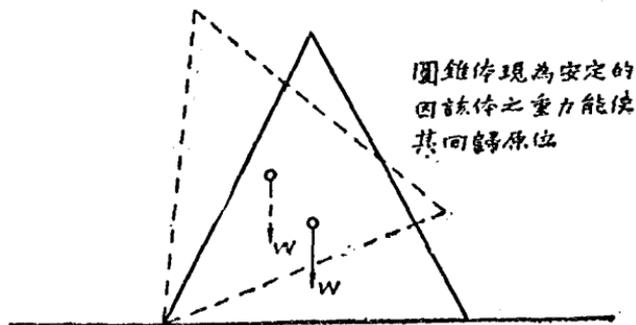


圖 94. 圓錐體之安定性(甲)

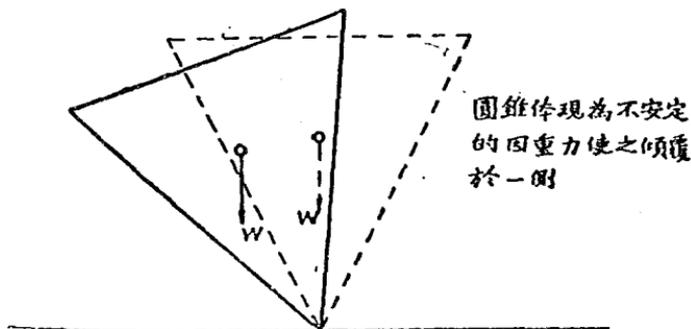


圖 95. 圓錐體之安定性(乙)

自能回復其原來之位置，因作用於該體重心之重力對其底邊有一力矩使能回復原位也。

若以精巧之手腕使該錐體暫時以其頂點倒立，如圖95，則稍一移動該體必即時傾覆。在此種狀況之下該錐體即謂之不安定 (Unstable) 物體。

如使此錐體以側面着地，如圖 96，然後輕輕移動之，則該體不能回復原位，然亦不能傾覆。此時，該體既不能稱為安定亦不能稱為不安定，而稱為成隨遇平衡 (Neutral Equil-

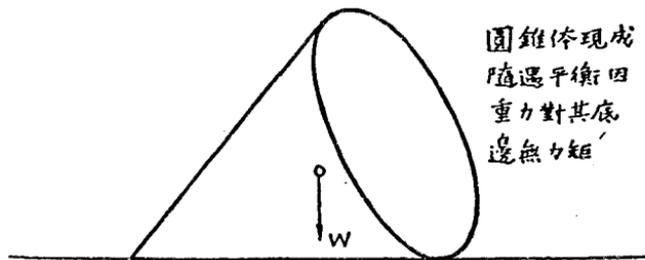


圖 96. 圓錐體之安定性(丙)

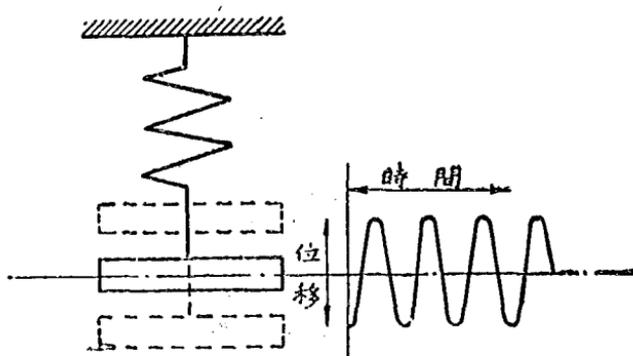


圖 97. 彈簧之靜力安定性

ilibrium)。

以上所述皆為物體之靜力安定性。

若將圖 97. 所示之彈簧拉長，然後放鬆之，則彈簧必上下振盪，須經多次之往返始能回復原來之位置。此時之彈簧謂之有靜力安定性，其振盪則為自由振盪 (Free or Undamped Oscillation)。若仍用此彈簧而使之浸入極黏稠之油類中，如圖 98，則振盪不數次即可回復靜止。此種振盪謂之阻尼振盪 (Damped Oscillation)。此時之彈簧不但有靜力安定性，同時

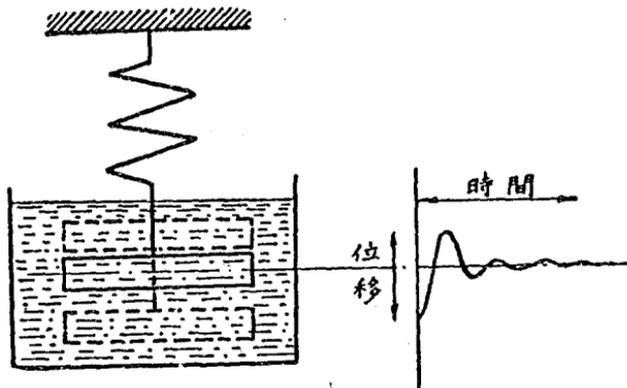


圖 98. 彈簧之靜力及動力安定性

更有動力安定性矣。

只有機翼之飛機必不安定

本書第五章曾詳論 Clark Y 翼剖面之性質，茲將其特性圖線繪如圖 99. 以作參考。

設有操縱機關不全之飛機一架，如圖 100，全機皆恃一 10 呎弦長之機翼支持，機上並無機尾。設全機之重心在機翼之弦線上距前端  $3\frac{1}{2}$  呎 (合弦長之 35%) 處。由圖 99. 所示之

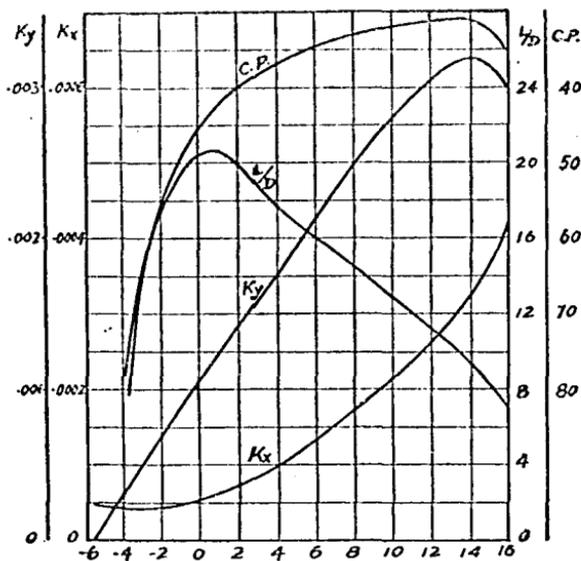


圖 99. CLARK Y 翼剖面特性

圖線可知在仰角為  $5\frac{1}{4}^\circ$  時，機翼之壓力中心可與重心重合。設暫時不計及空氣阻力和螺旋槳推力等效果，則在此特別情形之下，飛機可成平衡狀態。

試設想此時，或因駕駛人之操縱或受急風之吹擊，飛機之頭上仰，因而機翼仰角增至  $10^\circ$ 。由圖線可知此時之壓力中心應在弦長之 32% 處，故在重心前 0.3 呎。結果，飛機之頭部必更向後仰。

反之，飛機因某種原因而致頭部下傾，致使仰角變為  $0^\circ$ ，則壓力中心必在弦長之 45% 處，於是昇力在重心後一呎，故飛機必繼續前傾。

由此可見，飛機上若只有機翼，則必不安定。

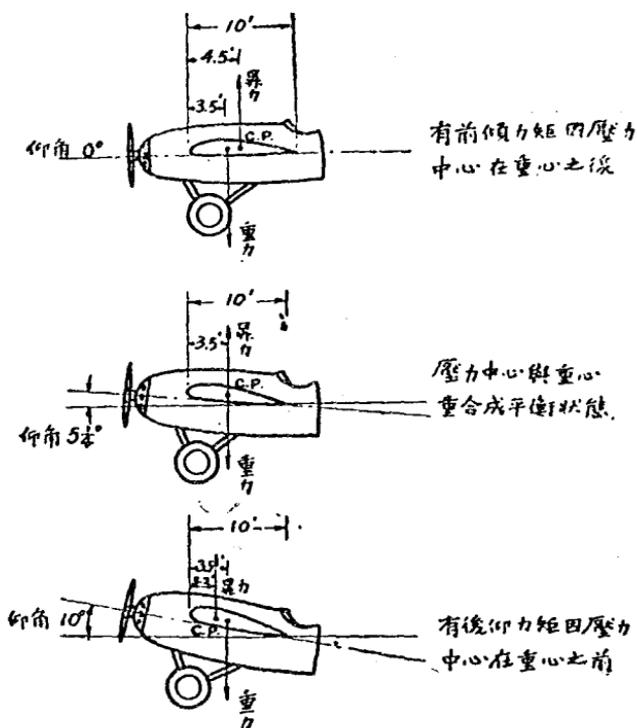


圖 101. 無尾面之不安定飛機

平尾面何以能使飛機安定？

圖 101 所示為一原始之飛機，機上之尾面與翼弦成一負角。若尾面之表面上下成對稱之雙曲，而同時不計及機翼之洗流效果 (Downwash Effect)，則機翼在  $5\frac{1}{2}^\circ$  之仰角時，全機必仍成平衡狀態，但此時尾面之仰角應等於零。

設將機翼之仰角再如前增至  $10^\circ$ ，則此時之尾面之仰角必為  $(10 - 5\frac{1}{2}) = 4\frac{1}{2}$  度，故尾面上受一向上之昇力其力矩足以

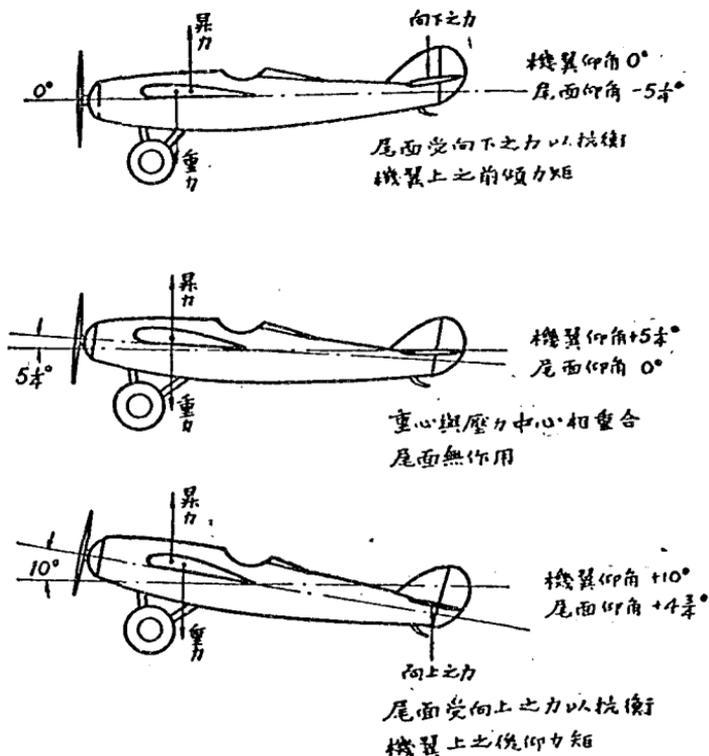


圖 101. 有尾面之安定飛機

抵抗機翼上之後仰力矩。如尾面之面積夠大，則飛機必能轉回其原有之平衡位置。

若飛機之頭部因故下垂，以致主翼之仰角變為零度，則此時之尾面仰角必為  $-5\frac{1}{4}^\circ$ ，尾面上之昇力方向向下，故又能恢復飛機之平衡。

翻旋力矩 (Pitching Moment) 之定義

在縱軸上機翼及尾面等處之力對重心所生之力矩即謂之

翻旋力矩(Pitching Moment)。

使機頭上仰之翻旋力矩即謂之正力矩或失速力矩(Positive or Stalling Moment)，使機頭下傾之翻旋力矩即謂之負力矩或潛衝力矩(Negative or Diving Moment)。參閱圖 102。

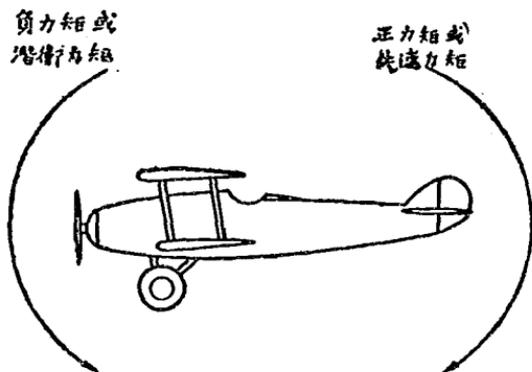


圖 102. 翻 旋 力 矩

如飛機已經調穩(Trimmed——即在某仰角及某飛行速率時成平衡之意)則無論在何種角度時之翻旋力矩必永使飛

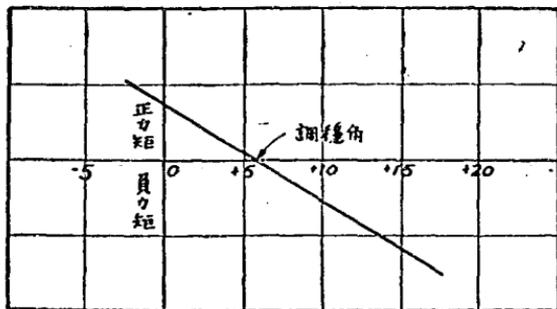
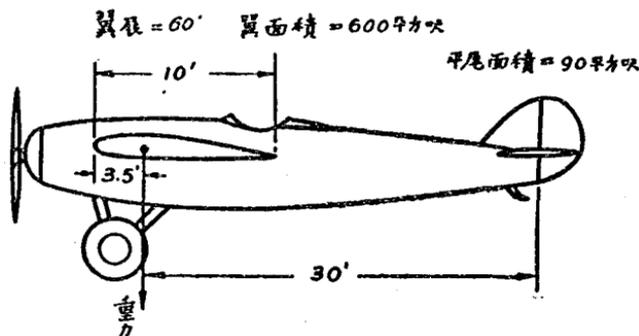


圖 103. 代 表 的 翻 旋 力 矩 線

機回復原來之仰角。參閱圖 103。在  $5\frac{1}{4}^\circ$  之仰角時，翻旋力矩等於零而飛機成平衡狀態。若仰角減小至  $5\frac{1}{4}^\circ$  之下，則翻旋力矩必須變為正力矩以使飛機回復其  $5\frac{1}{4}^\circ$  之仰角。若仰角增大至  $5\frac{1}{4}^\circ$  以上，則翻旋力矩應變為負力矩以使飛機之頭部下傾。故翻旋力矩之圖線必須有負坡度，即有左高右低之坡度始能使飛機安定。

### 飛機安定性之計算法

今有單翼飛機一架，其弦長為 10 呎，重心在弦長 35% 處，翼展為 60 呎，翼面為 600 方呎，翼面每方呎之負荷為 10 磅。設平尾面之面積為主翼面積之 15%，即 90 方呎，而尾面之桿臂——即由方向舵之豎支柱至重心之距離——為弦長之三倍，即 30 呎時該飛機適成平衡，如圖 104。



與縱方平衡有關之因子過於複雜，如主翼之特性，洗流效果，機身形狀，及尾面特性等等皆須顧及，故飛機安定性之計算非常不易準確。欲得準確之結果則除卻作風洞試驗或實地飛行則更無妙法矣。下文中之演算並不十分準確，不過藉以解

明計算之方法而已。

### 調穩飛機於固定之仰角法

設吾人欲調穩一飛機使在主翼仰角為  $1^\circ$  時成平衡狀態。  
(此種仰角對長途飛行甚為適合)。問平尾應有何種仰角？

在仰角為  $1^\circ$  時， $K_y = 0.00125$ 。因翼面為 600 方呎，而  
載荷為每方呎 10 磅，故飛行速度為：

$$\begin{aligned} V &= \sqrt{\frac{W}{K_y A}} \\ &= \sqrt{\frac{6000}{0.00125 \times 600}} \\ &= 89 \text{ 哩/小時。} \end{aligned}$$

在仰角為  $1^\circ$  時，壓力中心在弦長之 42.5 % 處，故昇力對  
重心之力矩為負力矩或潛衝力矩，等於  $6000 \times (4.25 - 3.50)$   
 $= 4500$  呎磅。

平尾面之桿臂為 30 呎，故其上所受向下之力應為  $\frac{4500}{30}$

$= 150$  磅。

欲得 150 磅之力則平尾面之  $K_y$  應為若干？

$$\begin{aligned} 150 &= K_y \times (\text{平尾面之面積}) \times V^2 \\ &= K_y \times (90) \times 89^2 \end{aligned}$$

故所求之  $K_y = 0.00021$ 。

由主翼兩梢之作用，而發生洗流現象，氣流因而有一洗流  
角 (Angle of Downwash)。此角當於後文中詳論之。

孟德詞 (Charles N. Montoith) 在其自著之空氣動力學  
中曾用以下之算式以估計洗流角之角度，

$$\text{洗流角} = 1980 \times \text{主翼之 } K_y + 0.25$$

$$= 1980 \times 0.00125 + 0.25$$

$$= 2.62 \text{ 度。}$$

故氣流與平尾面接觸時之角度為水平線上 2.62 度，如圖 105。

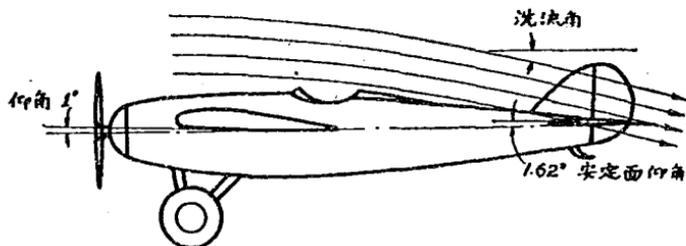


圖 105. 安定面角度規定法

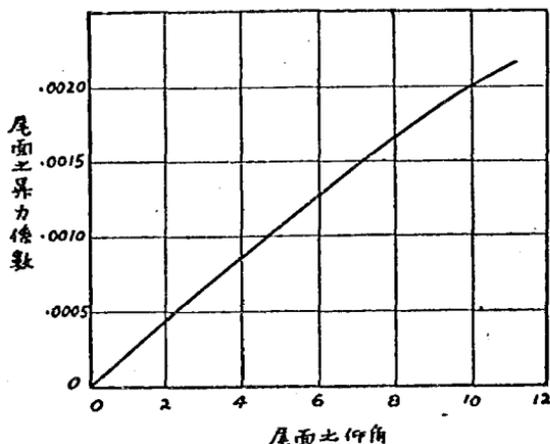


圖 106. 一種代表的尾面特性線

圖 106 所示為代表的平尾面之特性圖線。由該圖線可知欲使  $Ky = 0.00021$ ，則平尾面必須與有效風 (Effective

Wind) 成  $1^\circ$  之仰角，即與水平線成  $2.62 - 1 = 1.62^\circ$  之仰角。主翼對水平所成之仰角為  $1^\circ$ ，故尾面對主翼所成之角度為  $0.62^\circ$ 。此種結果顯然不合於以前所設之條件——在小仰角時，欲使飛機安定，平尾面與翼弦中間之角度必須為負角。然實際按空氣動力學講則尾面之角度確為負角，因洗流現象已將空氣動力學之條件完全變更矣。

習題。

1. 今有單翼飛機一架，其翼剖面為 Clark Y 形，翼展為 40 呎，弦長為 5 呎。重心在翼弦上距翼前端之距離為弦長之 30%。平尾面積為 30 呎，由重心至尾面之距離為 15 呎。若平尾面與翼弦間所成之角為  $2^\circ$ ，試繪一圖線以表示翻旋力矩與主翼仰角之關係。計算時可假設飛機之不變速度為每小時 100 哩，則所得結果必可與由風洞試驗所得之圖線相似。

2. 設題 1 中之飛機係經調穩於  $1^\circ$  之主翼仰角，問其調穩速度應為若干？若機重為 2000 磅，問其平尾面應如何裝置？

答案。

$$\begin{aligned} 1. \quad \text{主翼之力矩} &= -KyAV^2(C.p. - 30)S \\ &= -Ky(200)(100)^2(C.p. - 30)S \\ &= -10,000,000Ky(C.p. - 30) \end{aligned}$$

$$\therefore S = \frac{\text{翼弦}}{100} = \frac{5}{100} = \frac{1}{20}$$

$$\begin{aligned} \text{平尾之力矩} &= +Ky_{(\text{尾})} A_{(\text{尾})} V^2(15) \\ &= +Ky_{(\text{尾})} (30)(100)^2(15) \\ &= +450,000Ky_{(\text{尾})} \end{aligned}$$

$$d = \text{洗流角} = 1,980Ky + 0.25$$

平尾面角 =  $2^\circ + d$

$Ky$ (尾)可由圖 106 中之尾面昇力圖線查出之。

1 仰角	2 $Ky$	3 C.P. -30	4 $Ky$ (C.P. -30)	5 $Mw$ = (4) $\times AV^2g$	6 $d$ $d+2^\circ$	7 $M$ (尾)	8 $M \cdot g$ -(5)+(7)
-4	0.00030	0.14	0.000192	-1920	0.84 2.84	2046	126
0	0.00103	0.155	0.000155	-1550	2.23 -0.23	1660	-1381
4	0.00180	0.068	0.000122	-1220	3.81 2.19	-1580	-2800
8	0.00250	0.028	0.000070	-700	5.15 4.85	-3500	-4200
12	0.00300	0.015	0.000045	-450	6.20 7.80	-5320	-6070

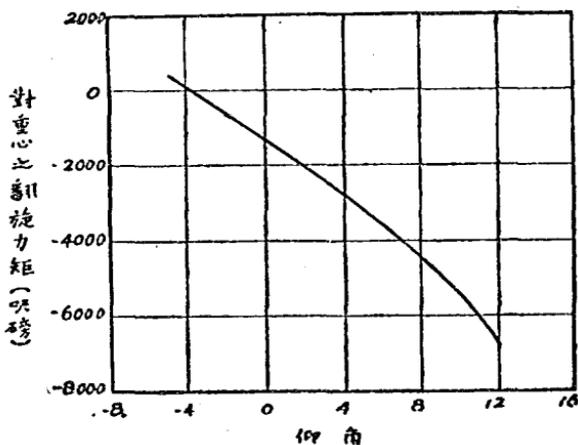


圖 106A. 習題 7 答案

2.

$$V = \sqrt{\frac{W}{KyA}} = \sqrt{\frac{2000}{0.00122 \times 200}} = 90.6 \text{ 哩/小時.}$$

在  $1^\circ$  仰角時，壓力中心位置 = 42.5% 弦長。

$$\text{對重心之力矩} = 2000(42.5 - 30)S = -1250$$

$$\text{平尾面上所受向下之力} = \frac{1250}{15} = 83.4 \text{ 磅。}$$

$$83.4 = Ky \times 30 \times 90.6^2$$

$$\therefore Ky = 0.00034$$

$$\begin{aligned} \text{洗流角} &= 1980Ky + 0.25 \\ &= 1980 \times 0.00034 + 0.25 \\ &= 2.69^\circ \end{aligned}$$

欲得  $Ky = 0.00034$ ，則尾面應對結果風有  $2^\circ$  之仰角，即與水平成  $(2.69 - 2^\circ) = 0.69^\circ$  之角。因主翼與水平成  $1^\circ$  之角，故尾面與主翼成  $-0.31^\circ$  之角。

## 第十三章 縱方安定性(續)

風洞對於研究縱方安定性之功用

風洞設備，吾人若用之以求飛機之效率，則結果必難精確。然，若用之以研究飛機之縱方安定性其結果卻十分可靠。茲略述以風洞及飛機模型研究縱方安定性之情形以使讀者將來能解釋風洞試驗之報告書。

前章所述之單翼機，其弦長為 10 呎，翼展為 60 呎。此機最適用之風洞試驗模型應為原機之  $\frac{1}{20}$ ，即弦長為 6 吋，翼展為 36 吋。設風洞中之氣流速度為每小時 60 哩。

由前章得知，此機重心在弦長之 35% 處，故此時重心應距離翼前緣 2.1 吋。模型尾面之桿臂為 18 吋，尾面積為 32.4 吋。

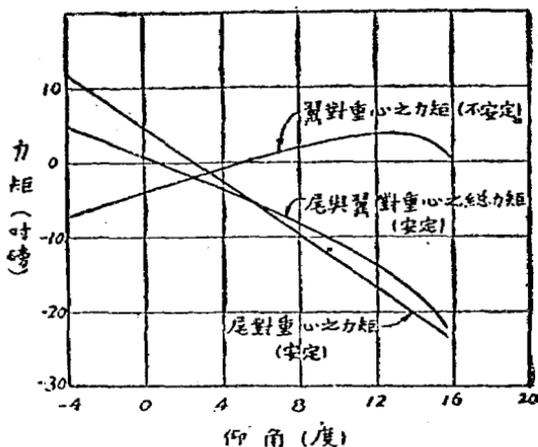


圖 107. 機翼及機尾之力矩圖線

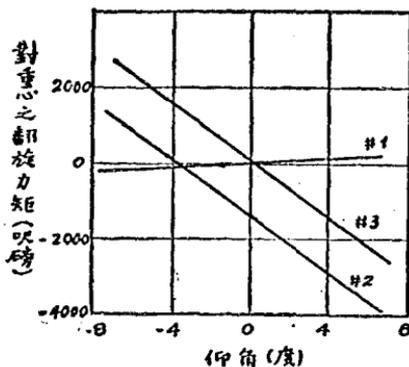


圖 107.A 習題答案

就以上之題設，吾人即可按照下述例 1 之方法計算機翼自身對於重心之力矩。其結果即圖 107 中之圖線。由該線可知，機翼之力矩為不安定的，因在大仰角時為失速力矩，而在小仰角時為潛衝力矩。

在例 2 中，吾人計算尾面自身對重心之力矩，亦將其結果繪入圖 107，則知尾面力矩可使飛機安定，因在大仰角時為潛衝力矩，在小仰角時為失速力矩。

將上述兩圖線相加，然後繪出其總合圖線，如圖 107 所示，則見該線必為安定的。

由此可得一結論，即若用普通之機翼如 Clark Y 等，機翼本身之力矩必為不安定的，然尾面之力矩可以補救之。

#### 例 1.——計算機翼力矩之方法

Clark Y 形之機翼在  $4^\circ$  仰角時，其壓力中心在弦長之 36.5% 處。故壓力中心與重心之距離必為弦長之 1.5%，在模型上應為 0.09 吋。設不計阻力對力矩之影響而祇計機翼

之昇力，則得：

$$\text{昇力} = KyAV^2 = 0.00179 \times 1.5 \times 3600 = 9.65 \text{ 磅。}$$

$$\text{昇力桿臂} = -0.09 \times \cos 1^\circ = -0.0895 \text{ 吋。}$$

$$\text{力矩} = -0.0895 \times 9.65 = -0.865 \text{ 吋磅。}$$

力矩為負的，因壓力中心在重心之後。

例 2.——計算尾面力矩之方法

$$\text{洗流角} = 1980Ky + 0.25$$

$$= 1980 \times 0.00179 + 0.25$$

$$= 3.80^\circ$$

$$\text{尾面仰角} = \text{機翼之仰角} + 0.62 \text{ (尾面與機翼中間原有之角度)} - 3.80$$

$$= 4.62 - 3.80 = 0.82^\circ$$

$$\text{尾面在 } 0.82^\circ \text{ 時之 } Ky = 0.00017$$

$$\text{尾面昇力} = 0.00017 \times 0.225 \times 3600 = 0.138163$$

$$\text{尾面桿臂} = 18''$$

$$\text{尾面力矩} = 18 \times 0.138 \cos 1^\circ = 2.45 \text{ 吋磅。}$$

重心位置前後對於安定性之影響

圖 108 所示之曲線代表將重心移於兩個新位置—28%及 50%弦長——時計算所得之機翼力矩。

由圖可見，重心前移則飛機頭部加重，而機翼本身之力矩為安定的，因其圖線係由左向右下傾。

重心後移，則機翼力矩為極不安定的，因其圖線由右向左下傾之角度甚大。

故飛機上乘客，郵件，貨物之位置，若不在重心處，則飛機或在滿載時安定而輕載時不安定；或輕載時安定而滿載時不穩定。

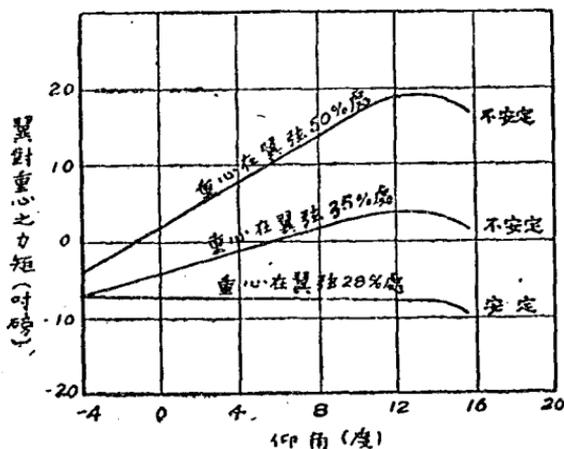


圖 103. 重心位置對安定性之影響

是以，實際駕駛之人必須對於飛機之平衡特別加以注意。倫敦之克來敦 (Croydon) 飛行場對於乘客飛機必先精密測出其重心之位置適合，始準飛機離場。

普通在設計時實用之規則為：全機重心應在翼弦之 30% 處。

#### 重心位置高低對安定性之影響

重心位置之高低對於飛機之縱方安定關係較小。

設重心位置與機翼前端之距離為弦長之 30%，而在翼弦之甚低之處如圖 109。在  $1^\circ$  之仰角時，壓力中心應在弦長之 42.5% 處。此時昇力對重心生一潛衝力矩，其作用使飛機不安定，而阻力所生之力矩為失速力矩，其作用使飛機安定。但，阻力甚小，故欲使其力矩與昇力之力矩抗衡則重心必須移至極低之處。惟事實上則決不可能。

不過，降低重心之位置，確能稍稍改善飛機之安定性，由

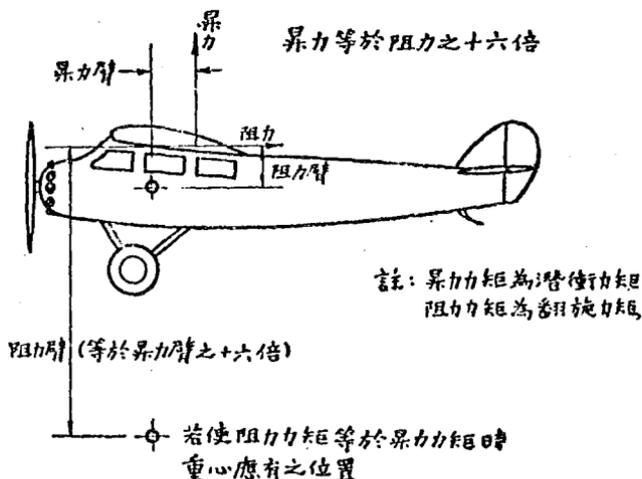


圖 109. 重心高低對安定性之影響

圖 110 之圖線即可看出。該圖線係就機翼本身而作，計算時假設重心對機翼前端之距離不變。由圖可見，當重心對翼弦之距離增加時，則機翼力矩圖線之不安定坡度漸漸減小。

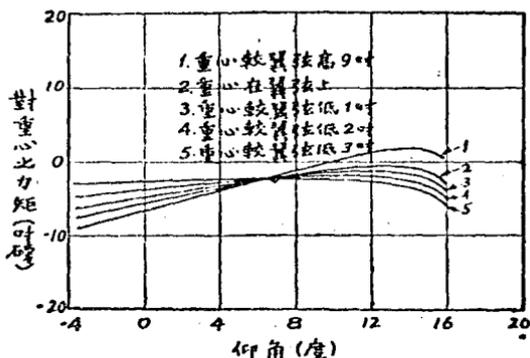


圖 110. 重心高低對安定性之影響

反之，若重心位於機翼以上，則機翼力矩之不安定性必加大。

由此可知，低翼單翼機 (Low Wing Monoplane)，若其餘各部之設計皆與另一高翼單翼機 (High wing Monoplane) 相同，則其所需之平尾面積必較大。

### 改變安定面角度之影響

改變安定面之角度並不能改變平尾之性質，其影響不過為改變安定面力矩圖線對於機翼仰角之關係而已。

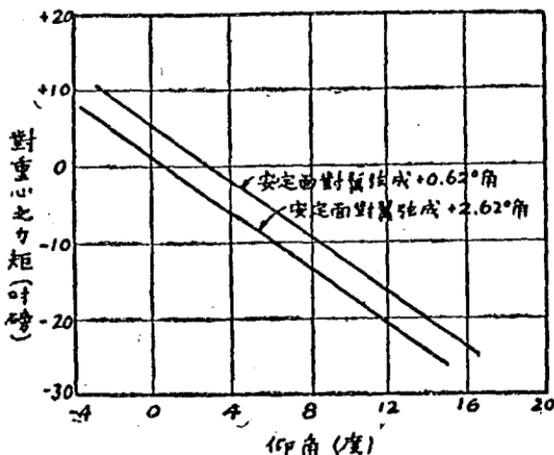


圖 111. 安定面仰角之變動祇能影響調穩角度

例如，就圖 107 所示之情形而言，若將安定面之前端提高使其仰角增加  $2^\circ$ ，則平尾力矩之圖線不過向右移  $2^\circ$  而已，但與原來之圖線仍平行如圖 111。

此時全機之總力矩圖線之零點處，仰角變小，然其坡度仍未改變。參閱圖 112。

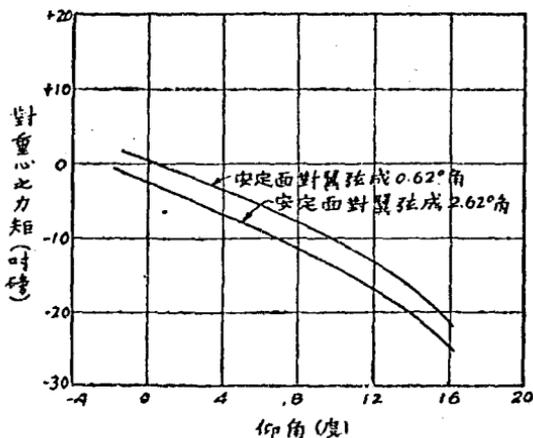


圖 112. 安定面角度不同時模型全體之機力矩圖線

故藉改變安定面之角度，只能改變飛機之調穩角度而不能改變飛機之安定性。

飛機安定性之缺點不能用安定面之角度改正之

若將安定面之前端提高，則其上所載之向下載荷必漸小。是以飛機之調穩角度變小。換言之，即使安定面之前端提高，則機尾之重量可減小。

反之，使安定面前端降低，則其上所載之向下載荷必增加，而飛機之調穩角度必增大。換言之，即使安定面之前緣降低則機尾之重量增大。

故可校安定面 (Adjustable Stabilizer) 用於載荷位置及飛行態度不定之飛機頗為便利。然，如重心過於落後致使飛機不安定時，則無論如何校正安定面之角度飛機必仍不安定。

滑流效果及推力線位置

新式之飛機，其重心之位置往往偏前，普通約在翼弦之

30%處，故壓力中心在全部飛行角範圍內必永在重心之後，於是平尾必須受一向下之載荷。

螺旋槳所以能生推力者皆因其能推動空氣使滑過其旋轉面而得一加速度也。故在螺旋槳滑流中之空氣速度較飛機全體之速度為大。

如平尾處於滑流之範圍內則雖在同一之飛行速度時，尾面所接觸之氣流亦可有不同之速度。蓋發動機若有功率則所接觸之氣流速度即大，若無功率則所接觸之氣流速度即小。故在有功率時，尾面所受之向下之力較大，而在無功率時則較小。

反言之，設一飛機已經按有功率時之某種飛行速度調穩，若失其功率而以同樣之飛行速度飛行則飛機之頭部必下垂。

在推力線通過重心時，以上之情形乃必然之現象。若推力線不通過重心，則問題必較為複雜矣。

茲先就高翼單翼機言之。油箱藏於翼中，故重心之位置高，而因駕駛員視線關係，推力線之位置較低，如圖 113 所示。

設平尾之位置適合於有功率時之平衡，而吾人將發動機

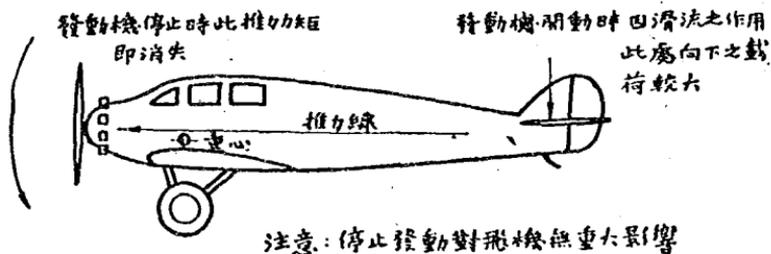


圖 113. 推力線在重心之下

忽然停止，或發動機本身忽然自己失效，則滑流必消失而安定面上所受向下之力必減小。故飛機之頭部有下傾之動向。同時推力亦消失，故該力對重心所生之失速力矩亦隨之俱逝，飛機頭部因而必更向下傾。在此種情形之下，『有功率』與『無功率』之兩種平衡彼此完全不同，故駕駛員必謂此機在無功率時頭部下傾之動向過大。

吾人今再就圖 114 所示之低翼單翼機討論之，該機之推

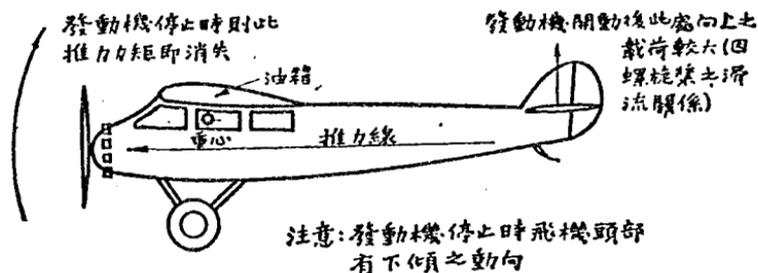


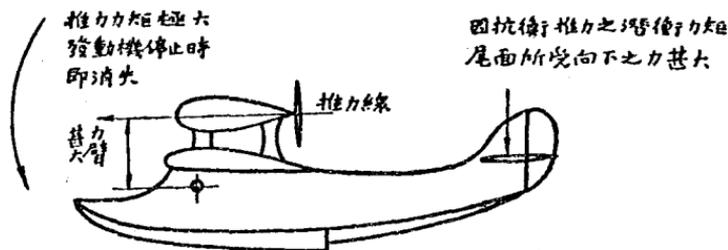
圖 114. 推力線在重心之上

力線較重心之位置為高。

在此種情形之下，若將發動機忽然停止，則平尾所受向下之載荷必減少，然推力之潛衝力矩亦同時消失，故飛機頭部不致有過度之下傾。

水上飛機之推力線往往極高，因設計者欲使螺旋槳離水面較遠，且螺旋槳為推進式故必須放置於機翼之上方也。圖 115 所示即高推力線水上飛機之情形。

此時平尾所受向下之力必須極大，否則必不能抗衡螺旋槳推力之下傾力矩，故發動機無功率時此種飛機最易失速。發



注意：發動機停止時飛機頭部向後仰

圖 115. 高推力線之水上飛機

動機失效時，飛機若向後翻覆則尚不如向下潛衝之為愈也。

欲免除此種因功率之有無而生出之平衡差，實際甚為困難，蓋與之有關之因子為數極多也。

然吾人可得一約略之準則，推力線應通過重心，否則即使之較重心稍高數吋，如此則在滑流消失時，推力力矩之消失多少可以抗衡尾面之副旋力矩之一部矣。

推力線較重心過高或過低皆應避免之。

#### 寄體阻力對平衡之影響

在討論縱方平衡時吾人所會計及者顯然只有機翼及尾面之力而未及其他各力。蓋寄體阻力(機身，支柱，落地架等之阻力)之作用點皆在重心之附近，且其強度較昇力微小多多也。

祇於在種種特殊情形之下，寄體某部之阻力始能對全機平衡發生極大之影響。例如，水上飛機下部若有兩個極大之浮艇，則其空氣阻力必能改變調穩之角度，因其阻力顯然可生一力矩使飛機頭部下傾。

曾有多人向著者詢問陸上飛機之落地架是否對飛機之平衡有重大之影響？由計算所得之結果證明並無重大之影響。落

地架伸出時，祇需將安定面前緣稍稍低降即可得到落地架在收藏時之調穩角度。

### 實際飛行之平衡試驗

飛機是否平衡，在實際飛行時最易測定。

設飛機上備有可校安定面而該機之調穩角度原係適合於長途飛行，故駕駛人可放手飛行。

若將駕駛桿推出然後放鬆之，則飛機應先向下傾，然後上下擺動二三次即回復原位。

若將駕駛桿向後拉，然後放鬆，則飛機應先向上仰頭，然後上下擺動二三次即行恢復原位。

此外另有一種更為準確之測驗法，所用之工具為一單彈簧駕駛桿力記錄器 (Simple Spring Stick Force Recorder)。

先將飛機調穩使適於某一定之速度。當速度增高時，記錄器上應表示駕駛桿上有一『推力』，速度降低時，應表示駕駛桿上有一『拉力』。

圖 116 所示，即應有之推力及拉力之圖線。

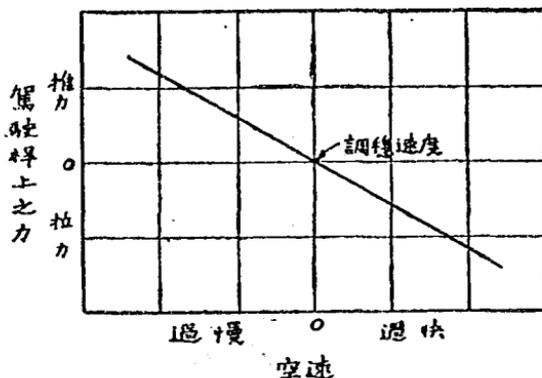


圖 116. 推力及拉力圖線

## 動力安定性

前章中吾人曾用油質減幅之彈簧以說明動力安定性與靜力安定性之區別。

飛機上之靜力安定性可藉適當之平尾力矩桿臂以求得之。機身若長則在尾端置一較小之尾面，機身若短則在尾端置一較大之尾面。

然，身短而尾大之飛機有時雖能得靜力安定而不能得動力安定。若偶一離其平衡之位置，必作劇烈而迅速之上下擺動，且必須經過極長之時間始能漸復平靜。

反之，若身長而尾小，則不但能得靜力安定而且能得動力安定。尾面之作用必能使擺動迅速停止，故飛機較易駕駛。

## 縱方不安定之實用修正法

既有今日之專門知識又有風洞等之精良儀器，則今日所設計之飛機固不應再有縱方不安定之現象。然，駕駛員若竟而發現此種現象，其修正之方法亦極簡易。

最有效之方法即將重心前移。由前文所述已可見重心位置對安定之重大影響。倘能將重心前移至翼弦 30% 處，則全機之安定性必改善良多。

不過，此種方法說來雖易而實施極難。蓋改變重心之位置有時即等於重新設計飛機也。

故設計者往往增加尾面力矩以修改之。尾面力矩之大小係隨尾面之面積及桿臂之乘積而變。故欲增加之，應採用以下之方法：(1)增加機身之長度，(2)增加尾面之面積，(3)二者同時增加。以上諸法究以何者為宜，則須視種種因子而定之。此問題性質較為複雜，故此處不能詳論矣。

此外尚有一法，即保持原有之尾面面積及桿臂而增加尾

面之展弦比 (Aspect Ratio)。換言之，即使尾面之翼展增長而翼弦縮短(此種方法或許引起構造方面之困難)。由本書前文可知各種翼剖面之展弦比若較大則仰角增大時其上之昇力之增加極速。當飛機偶離其平衡位置時，其翻旋動作必改變尾面之仰角。若尾面展弦比甚大，則其上之昇力變化必較速，故能生一較強大之抗衡力矩。

同時，高展弦比之尾面，在滑流中之部分必較小，故所受功率變化之影響亦甚小。

普通之尾面其展弦比大都為 3。此比值若過高則構造較為困難，且使尾面易於失速，故其在主翼失速時之效力減小。

### 強大之安定性及強大之控制

在設計上有一極為重要之事往往被人忽視即：飛機上不但應有強大之縱方安定性而且應有強大之控制。

無論飛機如何安定，其升降舵必須有充分能力以克服飛機之自然安定性。若升降舵能力薄弱，則必無法克服飛機在高仰角時之安定性，故不能使飛機頭部下傾以達應有之落地姿勢。

是以，如增加平尾面之面積，則必須同時以相當之比例增加升降舵之面積。

### 習題

1. 一飛機之翼展為 40 呎，翼弦為 5 呎，其剖面為 Clark Y 式。此機之平尾面積為 30 方呎。由平尾到主翼前端之距離為 16.5 呎。此機之翻旋力矩圖線為圖 107 A 中之第一線。若計算此圖線時所設之速度為每小時 100 哩，安定面之角度為  $2^\circ$ ，而重心在主翼翼弦之上，問重心應在何處？

2. 欲得圖 107 A 中之第二圖線，則重心應在何處？

3. 設平尾面與主翼間之角度為  $0^\circ$ ，試作題 2 中之圖線。

答案

$$1. \quad M_x = -KyAV^2(C.p. - x)5$$

$$M = -KyAV^2(16.5 - 5x)$$

$$M_{c.g.} = -KyAV^2(c.p. - x)5 - KyAV^2(16.5 - 5x)$$

$$\text{在 } 0^\circ \text{ 時, 洗流角} = 1980Ky + 0.25 = 2.29^\circ$$

$$A_1 = 2^\circ - 2.29^\circ = -0.29^\circ$$

$$\therefore 0 = -0.00103 \times 200 \times 100^2(0.455 - x)5$$

$$-0.0001 \times 30 \times 100^2(16.5 - 5x)$$

$$10300(0.455 - x) = 12(16.5 - 5x)$$

$$x = 43.8\%$$

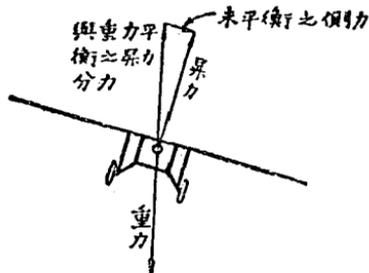
*C.g.* 在弦長之 43.8% 處。

2. 30%

3. 參閱圖 107 A.

## 第十四章 橫方安定性

飛機之橫方運動較其縱方運動更難了解，蓋側滾 (Rolling) 與轉彎二運動之相互關係極為密切。故以下之簡單討論並非十分正確。不過確能將本問題之基本知識供給讀者以為繼續研究之基礎。



飛機側滾時若仍依原來直線前進則此種側滾不能使飛機調平。因昇力穿過飛機之重心也。

圖 117. 單 純 側 滾

### 作單純側滾時實無安定性

當飛機作單純之側滾時，實無所謂安定性。

設想有一平飛之飛機忽然偏側，而其首尾之位置仍成水平如圖 117 所示。圖中飛機設為向紙面飛入。此時飛機上之昇力必仍與原來進行之方向成直角，且通過飛機之對稱平面及重心。故昇力對重心無恢復平衡之力矩。無論壓力中心高於或低於重心，皆係此種情形也。

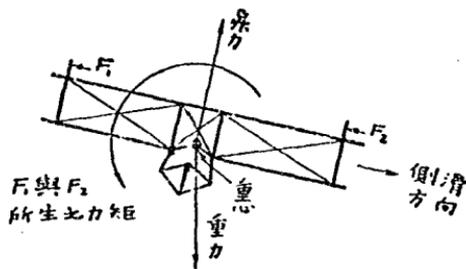
## 側滾時必有內側滑(Side Slip)

再就圖 117 觀察之。昇力既通過重心，故不但無恢復平衡之力矩且各力亦不成平衡。昇力有一向側方之分力，因無力與之平衡故使飛機向右方作內側滑。

## 直翅 (Fin) 二面角, Dihedral, 及掠後 (Sweepback)

當內側滑發生時，吾人可用以下三種方法以得調整力矩：

- (1) 在高於重心之處使飛機之側面加大。
- (2) 使機翼有二面角。
- (3) 用掠後翼。



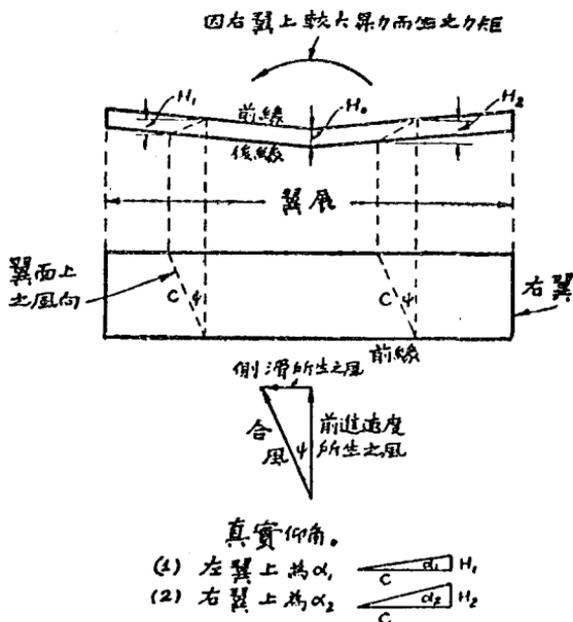
$F_1$  及  $F_2$  為暨翅上所受之力，  
在內側滑發生時可生調整力矩。

圖 118. 翼上之暨翅

解釋第一種效果，吾人可用舊式之飛船為例。船身之側面巨大，其上之阻力亦大，欲抗衡之，普通皆加裝直翅。在內側滑發生以後，則直翅上所受之力即可生一調整力矩。

此種直翅今已廢棄，因欲使其有較大之效果則面積必須極大，故飛機之阻力因而增加極多。

由風洞之實驗及理論之研究所得之結果，皆證明機翼之二面角在飛機作內側滑時所生之調整力矩較直翅尤為有效而

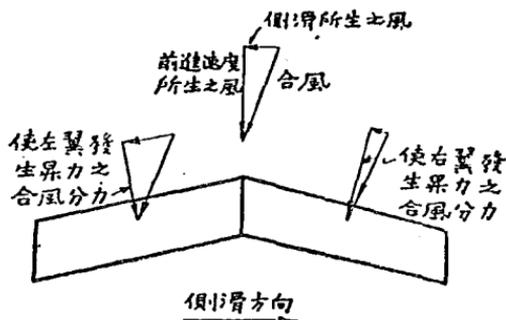


$\alpha_2$  大於  $\alpha_1$  故右翼有較大之昇力

圖 119. 二面角之作用

同時所損失之機翼效率亦較小。有二面角之機翼在飛機發生內側滑時亦能受側力，其作用與直翅完全相同，故設機翼之位置高於重心，則自能生一調整力矩。然，此不過二面角作用之一小部分。其大部分之作用即在使內側機翼之仰角變大，而外側機翼之仰角變小。圖 119 所示即此種效果。若機翼向右作內側滑，則兩翼所接觸之氣流即不與翼展垂直而變為與機翼之對稱軸成一銳角。此時，在右翼上取一剖面則見其仰角增大；在左翼上取一剖面則見其仰角減小。

機翼如向後掠，則當飛機發生側滑時亦能得到調整力矩，



使機翼發生昇力之合風分力在右翼上者較在左翼上者為大。飛機因此得一調平力矩其方向與用二面角所得者相同。

圖 120. 掠後角之作用

惟其效果遠較二面角為小，( $1^\circ$  之二面角約等於  $10^\circ$  之掠後角)圖 120 所示即飛機在作側滑時，掠後角之效果。

機翼上之昇力實際由於垂直於前線之風速分力而生。在右翼上之總和風速與機翼前線幾成  $90^\circ$  角，而在左翼上，則總和風速對機翼前線所成之角較  $90^\circ$  相差遠甚。

設有飛機一架，吾人欲計算其應有之二面角，其事殊為困難，因凡發動機，支柱，前輪，機身等各部皆有側面積，而各部側面積對總側面積之影響又甚難確知。故風洞實驗為唯一可靠之測定法。

### 偏航時之安定

飛機之頭部若向飛行之航線左方或右方轉移時即謂之偏航。

飛機若遇側風襲來，則機身必如普通風標(Weather Cock)一般而轉入側風之方向。飛機若已轉入側風之方向。則其飛行

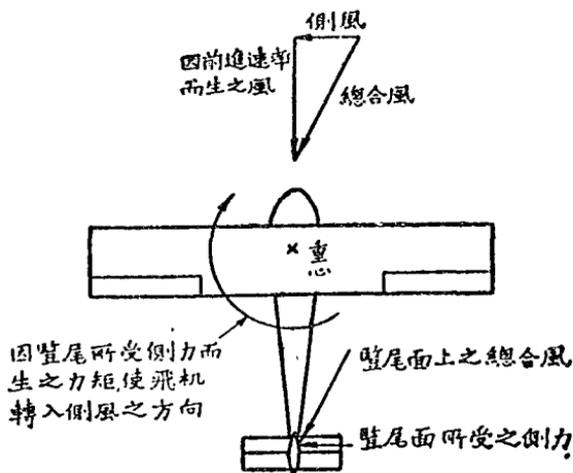


圖 121. 豎尾之作用

狀況完全變為正常。若飛機偏斜而與側風成一角度時，則其飛行狀況變為不正常，甚至可使機身螺旋(Spin)。

欲使飛機有如風標之安定，則在全機重心之後方必須有較大之側面。圖 121 所即此點。合風係由二風和成，一為由飛機前進速度所生之風，一為側方之急風。若尾部有一大側面，則飛機之頭部必向右轉而入於急風之方向。

計算飛機所需之直尾面積與計算機翼之二面角有同樣之困難，因飛機各部皆有側面也。飛機之機身若為圓形剖面之完美流線體，而尾端極尖，則由風標之安定觀點視之必為一極不安定之形體，故所需之直尾面積必大於矩形剖面，平面側面及

尾端不尖之機身所需者。又如，雙發動機而有坐艙之飛機（例如福克機 Fokker Airplanes），其矩形剖面之機身一部分伸於機翼之前，故必須以較大之直尾面以平衡翼前之機身側面。側滑，偏航，及側方急風之效果相同

若飛機向右侧滑，則風必吹擊於機身之右側。

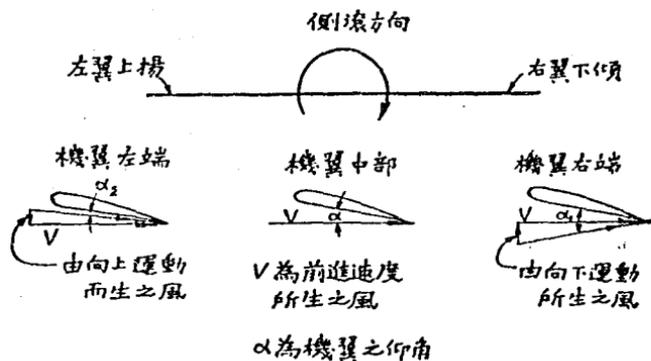
若飛機頭部向左偏航，然後繼續作直線飛行，則風必亦吹擊於機身之右側。

若有一急風由飛機右方吹來，則其效果與以上兩例完全相同。

故飛機之側滑，偏航，及側方急風在空氣動力學上可謂之相同之動作。三者對於飛機運動之效果相同，故吾人必需以同樣之空氣動力學平衡機件處理之。

側滾時之阻尼現象與飛機之自動旋轉 (Damping in Roll and Autorotation) 前文曾經論及當機翼作無側滑之單純側滾時即無恢復力矩。然此種側滾運動必受機翼之抗阻。參閱圖122。機翼向下傾之一部分因側滾之關係，所受之氣流由下而吹來，故其仰角增大，於是昇力亦隨之增大。機翼向上揚之一部分因側滾之關係，所受之氣流由上而吹來，故其仰角減小，於是昇力亦隨之減小。機翼一部之昇力增大，他部之昇力減小，結果遂生一偶力以阻止飛機之側滾。

然此種對於側滾之阻尼作用只於仰角在失速點以下時有之。既達失速點，則仰角增大之一部分機翼上所受之昇力反而減小，而仰角減小之一部機翼上所受之昇力反而增大。故在失速點以外，機翼若偶作側滾則必繼續不停而無阻尼效果。此種現象即名為自動旋轉 (Autorotation)，實為極危險之運動因可釀成螺旋運動也。



右翼因仰角大，故昇力大，於是  
生一偶力而阻止飛機之側滾

圖 122. 側滾時之阻尼現象

### 完美橫方安定所需之條件

欲得完美之橫方安定必須有下列之條件：

- (1) 充足之二面角效果，以使飛機向右作內側滑時機翼之右端能昇起。
- (2) 充足之風標效果，以使飛機永能轉入側方急風之方向。
- (3) 以上兩種效果之大小必須成一定之比率。

吾人不欲進而以複雜之算學講解此項問題，茲將側滾運動之可能的實例略述一二，想讀者必感興趣也。（設駕駛員在飛機作側方行動時毫不干涉之）

例 1. 有飛機一架，其機翼無二面角，而其尾部之豎尾面極大。設駕駛員不加干涉則當一急風由右方吹來時，問飛機應作何種運動？

答案. 因有巨大之豎尾面, 則飛機必能立刻轉入急風之方向。當其轉彎時, 左翼端之運動必較右翼端為速, 故左翼端自能高起, 而使全翼偏側。此種偏側必使飛機向右作內側滑。向右之內側滑即等於有一急風由右方吹來, 故大的豎尾面必使飛機頭部更向右轉。因有自然偏側力矩之作用, 機翼偏側必更加大, 結果更大之內側滑及更緊之轉彎必隨之發生。迨至機翼偏側已有相當之角度時, 則豎尾面既可使飛機依豎軸線旋轉又可使依橫軸線旋轉。結果, 必造成緊螺旋線之潛衝。

例 2. 有飛機一架, 其機翼之二面角甚大; 而豎尾面之面積甚小。設駕駛員不加干涉, 則遇一急風由右方吹來時, 飛機應作何種運動?

答案. 急風由右方吹來, 即等於飛機向右侧滑。豎尾面必使飛機頭部向右轉。同時, 因機翼之二面角及右方吹來之風必使機翼之右端舉起甚高。故飛機因而向左侧滑而使飛機之頭部向左轉, 然因二面角甚大, 於是飛機又向右偏側。此種飛機, 必交替地向兩側側滑, 一時向一方偏側, 一時又向對方偏側, 其頭部先向右轉, 其後又向左轉。此種擺動即名為『荷蘭側滾』(Dutch Roll), 此名詞係由一種滑冰步法推演而來。

由此觀之, 飛機之二面角過大, 則必較豎尾面過大為安全, 然最好之方法即使二面角及豎尾面皆大, 而使二者成合理之比率。

## 第十五章 現代之翼面學說

英國之蘭卡斯特(Lanchester)及德國之波蘭得(Prandtl)曾對飛機翼面創立一種學說名為『翼面之渦動說』(Vortex Theory of Airfoil)，此種學說使空氣動力學上許多現象皆得到極美滿之解釋。吾人研究普通飛機原理以及飛機設計時雖不知此種學說亦未嘗不能得到相當之了解。惟此種學說確

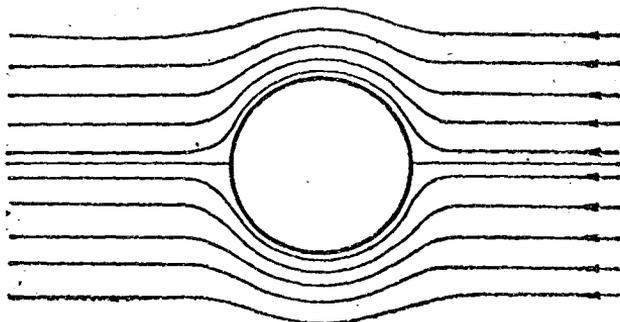


圖 123. 靜止圓柱在完美流體中之情形

能給與吾人以極新之觀念，故對之作簡單之研究將來必能得到極大之代價。

旋轉圓柱何以能昇起？

算學家假設世間有一種完美流體 (Perfect Fluid) 即毫無黏性之流體存在。在此種流體中，一切形體皆為完美之流體，故運動時不受任何阻力。

此種觀念之價值即在如此假設之後，吾人便可將簡單形體在此種完美流體中時之流體運動用算學算出，至少亦可對

該形體在空氣及水等不完美流體中時之流體運動得一近似之計算。

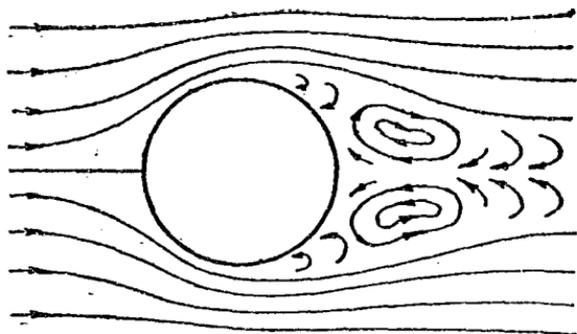


圖 124. 靜止圓柱在黏性流體中之情形

根據此種假設，算學家計算出圓柱體在完美流體中時，其周圍之流線應為圖 123 所示之情形。

在不完美之流體中，其周圍流線應為圖 124 所示之情形。因流體受圓柱表面之摩擦力於是被阻而漸漸脫離圓柱之表面而形成圖 124 所示之渦流 (Vortex)。

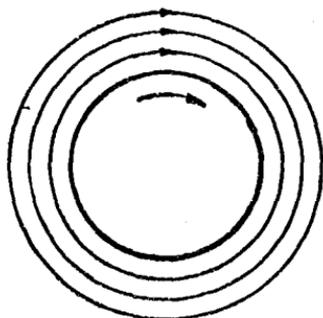


圖 125. 圓柱體在完美流體中祇作旋轉運動時所生之流線

若以圓柱體置於完美流體中而使之作單純之旋轉，則流體必因而發生一種如圖 125 所示之旋轉或周流。譬如，以石卵投湖中，則湖水必生一種波紋漸漸擴展至湖面之周界。同理，常圓柱旋轉時，流體因而轉動，由流體與柱面接觸之處漸次擴

張至流體各部，不過距離圓柱極遠之流體其轉動之速度極小而已。

設有一流體流過一圓柱，而該柱正在旋轉，則流體之旋轉運動必使圓柱上方之流動加速而下方之流動減緩，於是流體中之流線必為圖 123 及圖 125 二種流線之和，即圖 126 所示之情形。圓柱上方之流體流動較速而所經之軌道亦較為曲折。

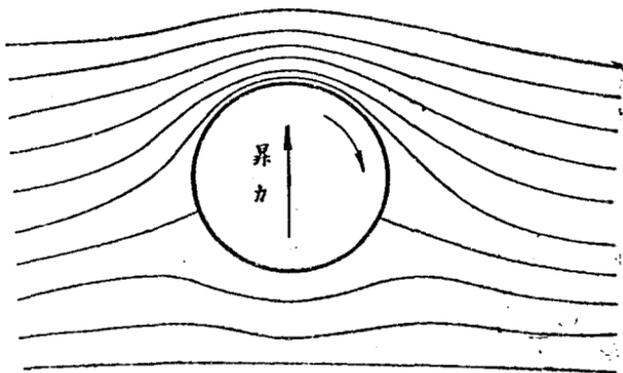


圖 126 圖 123 與圖 125 之合成圖

由本書前文吾人已知流體運動較速之處其壓力必較低，或壓力較低之處運動必較速。故圖 126 所示之圓柱上方必有吸力下方必有壓力。是以圓柱受一向上之昇力如圖所示。

此種圓柱在空氣中旋轉時即受一種昇力之原理吾人可用之解釋許多類似之現象。

福雷特諾 (Flettner) 氏所製之旋柱帆船即根據此種原理。船上有二圓柱以電動機轉動之，風由圓柱上經過時，則自能得一推進之力。圖 127 所示即福氏旋柱帆船之簡圖。

拋棒球 (Base ball) 時使之按一定之軸線急旋吾人即得一特殊之『曲線』。

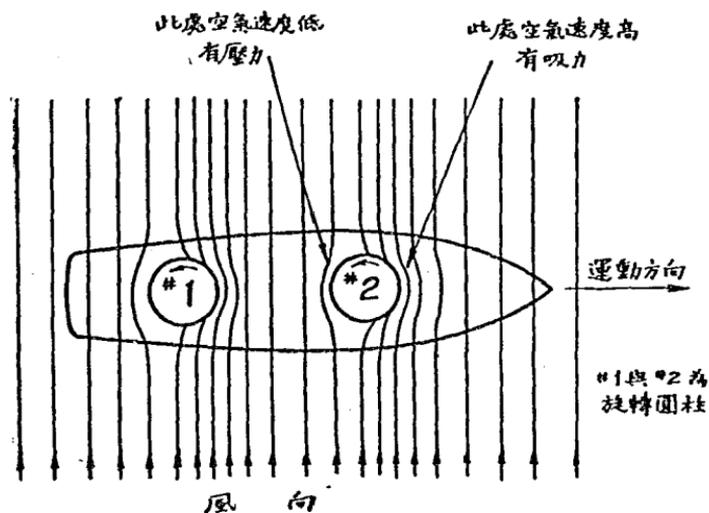


圖 127. 福留特諾氏之旋柱帆船

又如，擊高爾夫球 (Golf ball) 時，若擊中其中軸 (Mid Axis) 之上方即可使之按一極短而極高之拋物線軌道飛出。翼面昇力之循環氣流說 (Circulation Theory of Airfoil Lift)

在完美之流體中，一標準翼面周圍之流線應為圖 128 所示之情形。普通流體自非完美之流體，故除非以極低之速度進行時，翼剖面周圍不能有如此之

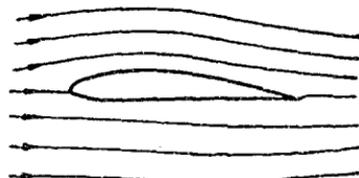


圖 128. 翼剖面在完美流體中之情形

流線。吾人可想像在剛才開始運動時，翼剖面之周圍在極短之一剎那間能有此種流線。此種流線所以不能持久者即因空氣必須繞過剖面後部之尖端也。欲繞過此尖端，空氣必須以極大

之速度進行，因空氣有黏性故此高速之氣流即牽動其附近之空氣，於是在剖面之後端生出許多渦流。因一種內部的關係，此種後端渦流發生以後便引起一種圍繞機翼之循環氣流，如圖129。

圖 128 與圖 129 兩圖相組合即成圖 130 之流線流。機

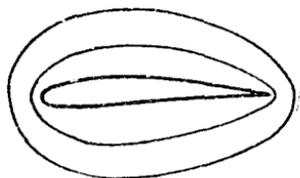


圖 129 圍繞翼剖面之循環氣流

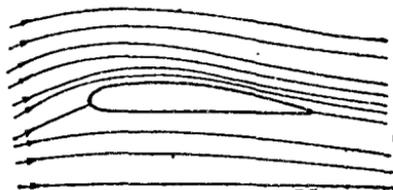


圖 130. 圖 128 與圖 129 之合成流線

翼周圍之循環氣流使機翼上面之氣流加速，故生一種吸力，同時使機翼下面之氣流減速，故生一種壓力。於是此種循環氣流使機翼受一種昇力，與旋轉圓柱之作用完全相同。

此種昇力之大小，可用簡單之數學證明（不在本書範圍之內，茲不詳述）係與以下各因子成比例：

- (a) 空氣之密度。
- (b) 飛行之速度。
- (c) 機翼之長度。
- (d) 機翼周圍循環氣流之強度。

### 翼梢渦流

理論上之推論及風洞之實驗皆證明機翼之兩梢有渦流之存在。茲就圖 131 與圖 132 研究之。機翼上面既有吸力，下面又有壓力，故機翼之兩端必有一種氣流由翼之下面向翼之上面流動如圖所示。此種翼梢氣流與翼面之主要氣流混在一

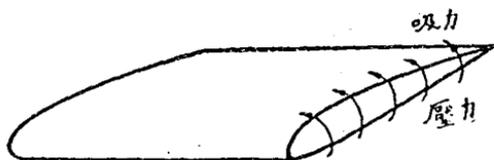


圖 131. 翼梢之氣流方向

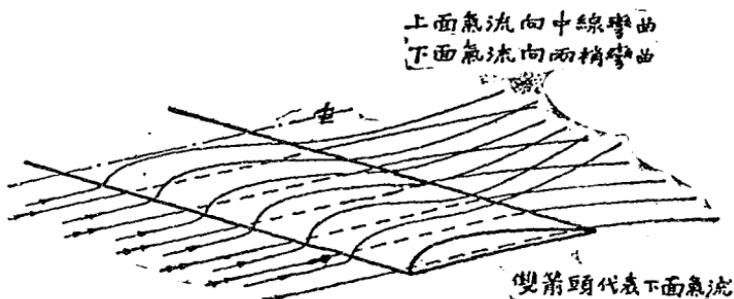


圖 132. 機翼上下面之氣流

起，於是在機翼後緣處機翼上面之氣流一部分向機翼中部流動，而機翼下面之氣流一部分由機翼之中部向兩旁流動。機翼之後方因而生出許多渦流，如圖 133。

### 翼梢渦流之另一解釋

開爾文氏 (Lord Kelvin) 曾證明：一線之周圍若有一循環氣流，則此線之兩端如不互相交遇則必各伸展至無窮大。圖 134. 所示即此種觀念。

吾人試設想在機翼中有如此一線為循環氣流之中心。在翼梢之外，既無昇力常無循環氣流。故由開爾文氏定律可知此循環氣流之中心線在翼梢必曲折  $90^\circ$  而生出翼梢渦流如圖 133。

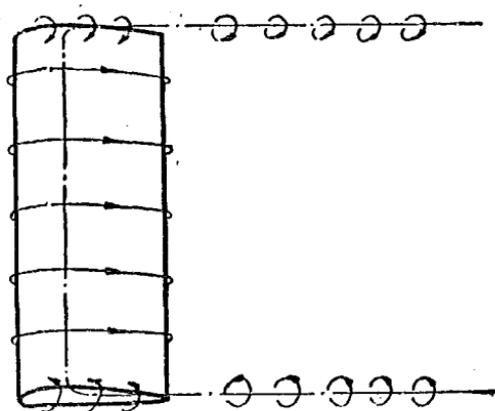
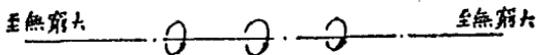


圖 133. 翼梢後方之渦流

無窮直線



自交曲線

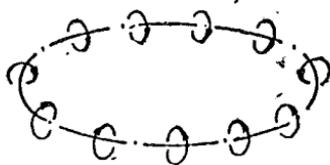


圖 134. 開爾文氏之渦流觀念

以上所述為解釋翼梢渦流之兩種不同的方法。

### 翼展上各點皆有渦流

依吾人之想像，在一等剖面之機翼上，沿翼展每單位距離間之昇力必常相同。惟實際則不然。近翼梢處之昇力減低極速，其情形即如圖 135。昇力減小之處，氣流之循環必減小，然

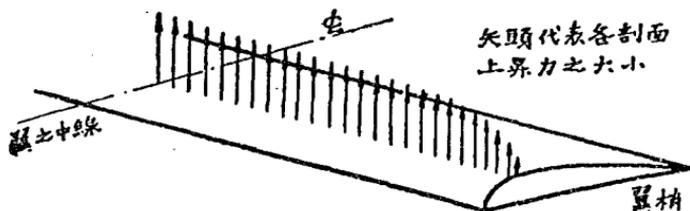


圖 135 機翼各剖面上之昇力分佈

氣流之循環不能消滅，於是渦流由翼之後緣生出其分佈於翼展上之情形略如圖 136。此種渦流線互相吸引而在翼之兩端

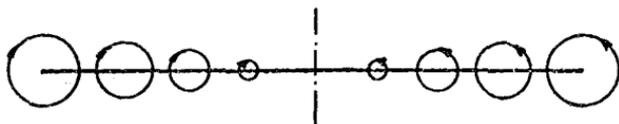


圖 136 機翼後緣圖

結成繩狀之氣流(圖 137)放在粗淺之理論中吾人可假定機翼每端只有一渦流而計算之。

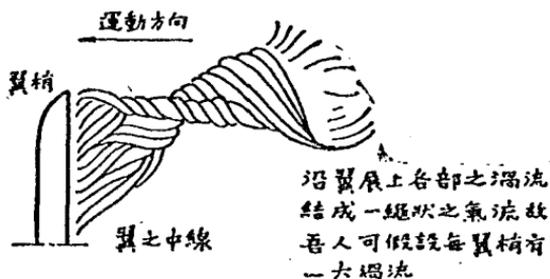


圖 137 機翼平面圖

翼梢渦流可生誘導阻力(Induced Drag)

試再就圖 133 而討論之。以翼之本身而言，則因翼梢之

渦流之作用，機翼中間必生一向下之氣流。此種氣流若與因機翼前進速度而生之氣流相加，則機翼上所受之總和氣流必向下傾斜。然機翼所受之昇力永遠與總和氣流成直角，故此時翼上所受之昇力亦不復垂直於機翼前進之方向。此時之昇力，如圖 138 所示，一部分向後作用而變為阻力。

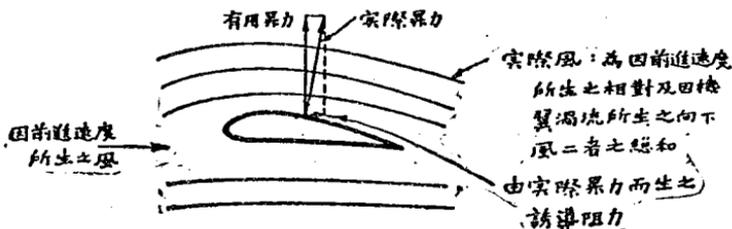


圖 138 誘導阻力

此種阻力即名為誘導阻力 (Induced Drag)。

機翼上之昇力係數愈大則翼梢之渦流作用愈大，而氣流之洗流作用亦愈大。又，此時之昇力亦較原來為大，故誘導阻力與昇力係數之二次方成正比例。

然，展弦比愈大，則翼梢之渦流作用愈小。

將以上各條件匯集一處即成以下之算式，

$$Kx_1 = \frac{125 Ky^2}{A.R.}$$

式中之  $Kx_1$  = 誘導阻力係數

$Ky$  = 昇力係數

$A.R.$  = 展弦比。

若翼展為無窮大，則循環氣流之中心線必伸至無窮大，故無翼梢損失，無翼梢渦流，機翼處無向下之氣流速度，於是無誘導阻力。

故翼展爲無窮大之機翼即無誘導阻力。

然翼展爲無窮大之機翼仍有一種阻力（大部由於機翼表面之阻力而來）稱爲翼剖面阻力（Profile Drag）。此種翼剖面阻力只由翼表面之摩擦而定故對於昇力係數及翼面展弦比毫無關係，其數值在各種仰角時亦大致不變。

由此可得算式如下：

$$\begin{aligned} Kx &= \text{誘導阻力} + \text{翼剖面阻力} \\ &= \frac{1.05Ky^2}{A.R.} + Kx_p \end{aligned}$$

用渦動說解釋展弦比之效果

讀者或以爲前述之渦動說過於抽象而難於了解。然，待至用此理論以說明關於飛機之實用空氣動力學時，則必覺其有價值矣。例如，渦動說可以切實地解釋展弦比對於機翼的空氣動力學性質之影響。

設昇力係數不變，展弦比若增加，則誘導阻力  $\frac{1.05Ky^2}{A.R.}$  必減少。

設有兩剖面相同而展弦比不同之機翼，則可知其展弦比大者效率必大。

機翼若以低值之  $Ky$  飛行，則誘導阻力必小，而展弦比之大小無甚重要。因此賽快之飛機上可用低值之展弦比而不致妨害其最高速度。

若注重飛機之長途飛行或攀升，則  $Ky$  之值需高，而效率亦須較大。故必使誘導阻力  $\frac{1.05Ky^2}{A.R.}$  之值減小，而用較大之展弦比。

設以同一仰角飛行，則展弦比大之機翼，中部之洗流作用

必較展弦比小之機翼為小。故對於相同之仰角，展弦比大之機翼所受之昇力必較展弦比小之機翼為大。前文所述，展弦比大之尾而較為有益即此理也。

圖 139 所示，為剖面相同而展弦比不同之諸機翼在各種仰角時之昇力圖線。圖 140 所示，為昇阻比率之圖線。兩個皆係用同一剖面而在風洞中實際試驗之結果。由此可見實驗之結果亦完全證明吾人之學說矣。

例題 Clark Y 式機翼在仰角為  $0^\circ$ ，展弦比為 6 時之

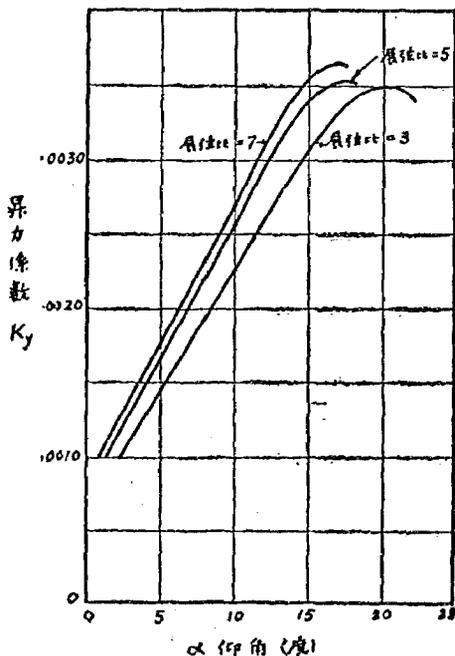


圖 139. 展弦比對昇力之影響

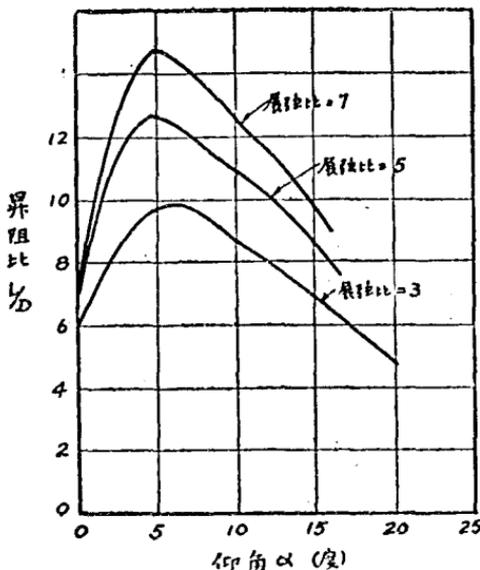


圖 140. 展弦比對機翼效率之影響

$L/D$  比值為 20。在此種仰角時之  $Ky$  為 0.0010。問其誘阻係數為若干？問其剖面阻力係數為若干？

$$\text{誘阻係數} = \frac{125Ky^2}{A.R.} = \frac{125(0.0010)^2}{6} = 0.0000208。$$

$$\text{阻力係數} = \frac{Ky}{L/D} = \frac{0.0010}{20} = 0.000050$$

故剖面阻力係數  $= 0.000050 - 0.0000208 = 0.0000292$ ，此值較最小之阻力係數 0.000035 稍小。

例題 問 Clark Y 式機翼在  $Ky = 0.001$  展弦比為 9 時之  $L/D$  比值應為若干？

剖面阻力係數，由上例算得，為 0.0000292。

$$\text{誘阻係數} = \frac{125Ky^2}{A.R.} = \frac{125(0.001)^2}{9} = 0.0000139$$

$$\text{總阻力係數} = 0.0000292 + 0.0000139 = 0.0000431$$

$$\text{故得 } L/D = \frac{0.0010}{0.0000431} = 23.2。$$

### 習題.

1. 一飛機之機翼面積為 200 方呎，其載荷為每方呎 10 磅。翼展為 40 呎。飛行之速度為每小時 100 哩。問誘導阻力應為若干？問克服此阻力所需之馬力應為若干？

2. 一展弦比為 6 之機翼在  $Ky=0.0010$  時之  $L/D$  比值為 18。問其誘阻係數應為若干？問其剖面阻力係數應為若干？問同樣之機翼在展弦比為 10 時之  $L/D$  應為若干？

### 答案.

1. 誘阻 = 31.2 磅

克服誘阻所需之馬力為 8.3

2.  $K_{x1} = 0.0000208$

$K_{xp} = 0.0000347$

$L/D = 21.2$

## 第十六章 翼剖面選擇法

### 翼剖面應有之性質

今日已經試驗之翼剖面不下數千種而尚未發現一種堪稱十分完美者。適於某種用途者即不適於他種用途。吾人設計一架飛機時普通永有數種翼剖面皆可適用，故不能不加以選擇。

茲先將翼剖面應具之性質分述如下：

1. 最低阻力係數之數值應甚小 此種性質對高速度飛機極為重要，因飛行時之仰角甚小，其阻力係數相當於最低阻力係數或與之極其相近。由前文所述，吾人已知機翼所需馬力  $= \frac{KxAV^3}{575}$ 。若  $Kx$  之數值較小，則以同樣之馬力可得較大之速度，或以同樣之速度可耗較小之馬力。

2. 最高昇力係數之數值應甚大 飛機之失速速度為  $V = \sqrt{\frac{W}{Ky_{max}A}}$ 。故最高之  $Ky$  值若大，則落地速度可較低，或落地速度不變則翼面每方呎之載荷可加大，於是飛機可較小而較輕。

3. 最高  $Ky$  值與最低  $Kx$  值之比率應大 設計飛機時有一主要條件即速度之範圍應大，換言之即最高速度與最低速度之比率應大。因最高  $Ky$  之值若大則落地速度可低，最低  $Kx$  之值若小則飛行之速度可大，故  $\frac{Ky_{max}}{Kx_{min}}$  之比值若大則飛機之速度範圍必大。

4. 最高  $L/D$  之值應大 普通飛機在以巡航速度飛行

時，其機翼上每方呎之載荷未必恰好相當於最佳之  $L/D$  數值。然，最高之  $L/D$  之比值若大，即可斷定該機之巡航效率必高。對於作長途飛行之商用機則較大之最高  $L/D$  值較之較小之最低阻力係數尤為重要。

5. 在攀升角度之  $L/D$  數值應大 普通飛機攀升時之最適宜之仰角大都甚大，約在  $8^\circ$  至  $10^\circ$  之間。一般商用機大都能作極滿意之攀升。然如欲從詳選擇翼剖面則應顧及攀升角處之  $L/D$  數值。選擇攀升機翼之最好方法即取所謂功率係數而研究之，較諸任意採取攀升角附近之各  $L/D$  值作比較之根據勝強多多矣。茲將功率係數之計算法說明於下：

$$\begin{aligned} \text{機翼所需之推力 (Wing Thrust)} &= \frac{\text{重量}}{\text{機翼之 } L/D} \\ &= \frac{W}{L/D} \\ &= \frac{W}{\frac{K_y}{K_x}} \end{aligned}$$

$$\text{機翼所需之馬力} = \frac{\text{推力} \times V (\text{每小時哩數})}{375}$$

而

$$V = \sqrt{\frac{W}{K_y A}}$$

故

$$\begin{aligned} \text{機翼所需之馬力} &= \frac{W}{\frac{K_y}{K_x}} \sqrt{\frac{W}{K_y A}} \times \frac{1}{375} \\ &= \frac{W \sqrt{W}}{\sqrt{A}} \frac{1}{\frac{K_y \sqrt{K_y}}{K_x}} \times \frac{1}{375} \end{aligned}$$

故飛機之重量及機翼面積若不變，則以各種  $Ky$  值飛行

時所需之馬力皆視  $\frac{1}{\frac{Ky\sqrt{Ky}}{Kx}}$  而定。

$$\frac{1}{\frac{Ky\sqrt{Ky}}{Kx}} = \frac{1}{Ky^{1.5} Kx}$$

欲使機翼之馬力為最小則  $\frac{Ky^{\frac{3}{2}}}{Kx}$  之數值應為最大。

在飛機攀升時最適宜之條件即其機翼之馬力應為最小，因如此則可得較大之剩餘馬力以克服重力也。故飛機攀升時

其機翼之  $\frac{Ky^{\frac{3}{2}}}{Kx}$  之數值若為最大則結果即最佳。

故就攀升而言，則翼剖面之  $\frac{Ky^{\frac{3}{2}}}{Kx}$  之最高值最大者即為上

選。

6. 壓力中心之移動應小 在前文中吾人曾論及普通之機翼其壓力中心皆有前後移動而使飛機不安定。當機翼前端下傾時，則壓力中心移後，機翼必因而益向下傾。當機翼前端上仰時，則壓力中心移前，機翼必因而益向上仰。故若以機翼之安定為主點，則機翼壓力中心之移動愈小愈佳。吾人若使翼剖面之後緣稍稍撓起往往即可得到不動之壓力中心。此外，壓力中心移動若小，尚有另外一種利益，即便於製造。蓋壓力中

心移前時，機翼之前樑所載之荷必較大；後移時機翼之後樑所負之荷必較大。故壓力中心之移動若小，則可使全翼載荷大部集中於前翼樑，而機翼必因而較為輕巧。

7. 翼樑之厚度 設有扁尺一根，吾人以其平寬之方向拆之，折斷極易。反之，若以其狹長之側面方向折之則折斷極難。故一大樑欲使之強固必須使之狹而厚。是以由製造之觀點視之，能容納較厚之前樑及較厚之後樑之翼剖面即為上選。

### 優良翼剖面應有之條件

今日已經造成，實驗及研究之翼剖面種類極繁，故吾人雖欲檢其一小部分而詳細討論之已不可能。本節所述不過就其普通條件略述一二而已。

普通優良之機翼應具下列各條件：

1. 全體之外觀必須優美，且成完美之流線而無不平滑之曲度，上下兩面無氣隙及破裂處。
2. 前端須有圓滑之曲線，後端須有尖銳之稜角，或後端之尖處成一曲度極小之圓滑曲線。
3. 厚度最大之處與前端之距離應等於弦長之三分之一。
4. 上而不宜過凸，否則或許不能增加昇力反而增加阻力。
5. 下而不宜過凹，否則或許不能增加昇力反而增加阻力，且減小翼樑之厚度。
6. 弦下之表面亦不宜過凸，否則雖能減小阻力而同時亦減小昇力。

上述種種關於翼剖面外形之條件可以圖 141 表明之。  
流體動力學 (Hydrodynamics) 與翼剖面

近數年來研究機翼之剖面者多用流體動力學上之理論，而此種理論非於數學有精深之研究者不易了解。然吾人可略

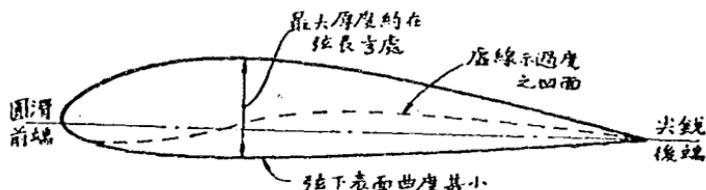


圖 141. 優良翼剖面應有之特性

述此種理論之結論以視其與常識是否相符，藉以研究機翼之剖面。

流體動力學指示吾人最重要之點即決定翼剖面特性之主要因子乃其平均曲凸線 (Mean Camber Line). 圖 142 所示即此線。

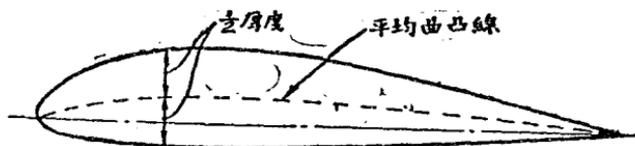


圖 142. 平均曲凸線

此線乃由上下翼面間厚度之平均數而成。翼剖面之曲度即其最大曲凸對其弦長之比率。

翼剖面之平均曲度之另一界說法(惟不甚正確)即：由平均曲凸線之中點引一直線至剖面後緣，此線對弦線所成之角度即名為平均曲凸角 (Mean Camber Angle)，此處所謂之弦線即由剖面最前一點至剖面最後一點中間之直線。

參看圖 143. 此角普通以  $\beta$  表示之。

吾人由前文已知當弦在  $0^\circ$  時，昇力未必為零。然氣流若依上述直線（由後緣至平均曲凸線中點之直線）之方向與機翼接觸，則昇力必為零。故此直線可名為無昇線（Line of no Lift）該線與弦線所成之角即  $\beta$ 。

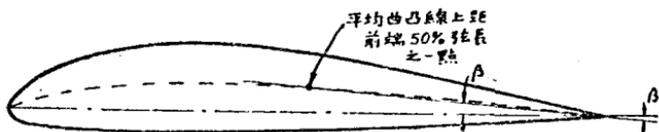


圖 143. 平均曲凸角

平均曲凸增大時，則  $\beta$  之度數亦必隨之增大。圖 144 所示即此種情形。對稱雙曲之剖面，如圖所示， $\beta$  角顯然為零。

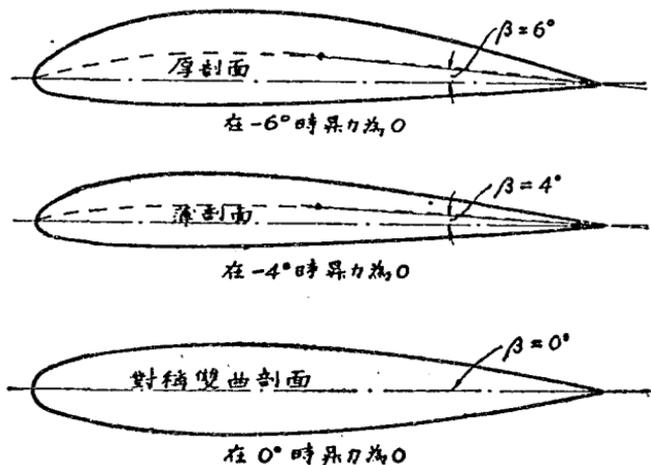


圖 144.  $\beta$  角與平均曲凸之關係

故當對稱雙曲剖面之弦在零度時，其昇力必為零。對於平均曲

度較小之剖面，則  $\beta$  之角度約為  $4^\circ$ ，故弦在  $-4^\circ$  時昇力為零。對於平均曲度較大之剖面，則  $\beta$  之角度約為  $6^\circ$ ，故弦在  $-6^\circ$  時，昇力始為零。

此外尚有一極有趣味之事實即：如將圖 144 所示之各剖面之昇力對仰角之變化繪成圖線，則各線之坡度 (Slope) 大約皆相等。

如此，則若知此坡度之數值，吾人即可計算各剖面在某仰角時之昇力係數矣。由風洞試驗之結果求得：翼比為 6 之各種翼剖面之坡度約為每度 0.000184。

設有一剖面其平均曲度角為  $6^\circ$ ，而欲求其弦線在  $4^\circ$  時之昇力，吾人可用以下之方法計算之。已知此時之剖面與無昇線所成之角度為  $6^\circ + 4^\circ$  即  $10^\circ$ 。故  $Ky$  即為  $10 \times 0.000184 = 0.00184$ 。

讀者如欲知此平均曲度角與最高昇力係數，究竟有何關係，吾人可略述如下：

各種翼剖面，當其昇力達到最大值時，其弦線之仰角大都皆為同一之角度。但曲度較大之厚翼剖面其開始有昇力之角為一較大之負角。故此種翼剖面由無昇力至最大昇力中間之仰角範圍較大，其最大昇力之數值亦較大，惟其昇力圖線之坡度則與其他各種翼剖面之坡度相同。

曲度角  $\beta$  更能表明壓力中心之移動。

壓力中心之位置可用以下之公式表示之

$$\text{壓力中心} = \frac{\beta}{14100Ky} + \frac{1}{4}$$

故  $\beta$  之角度愈大則壓力中心之移動亦愈大。

平均曲度愈大，或剖面之厚度愈大，則最低之阻力亦愈

大。

由此觀之，若用較大之平均曲度以增加機翼之昇力，則壓力中心之移動及機翼之阻力必亦同時增大。然設計者採取曲度較大之機翼或許另有目的，如欲求較低之落地速度或較大之厚度等，則當別論。

讀者應特別注意之一點即：有時一機翼剖面之厚度雖大而其平均曲度則甚小。如圖 145 所示之剖面，則下面有一向下之曲度，故其厚度雖大而平均曲度甚小。



圖 145. 厚度大而平均曲凸小之翼剖面

設計者若需要較大之大樑厚度時，如設計內聯式張臂翼 (Internally Braced Cantilever Wing)，可使機翼之下面有向下之曲度，則既可得較厚之機翼又可使機翼之平均曲度較小。此實空氣動力學之一大妙用。

機翼剖面尚有另一特性亦極有用，即剖面之後緣若稍向上撻，則壓力中心之移動必甚小。此種特注若用之得當則所損失之昇力及所增加之阻力皆極有限。

幾種代表的翼剖面之分析

圖 146 所示為三種代表的而通用的翼剖面，*RAF 15*，*Clark Y*，及 *Gottingen 387*。圖 147，圖 148，及圖 149，所示為此三種翼剖面之特性圖線。

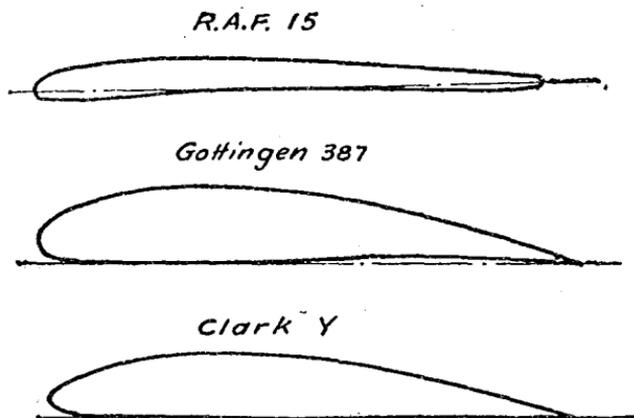


圖 146. 三種代表的翼剖面

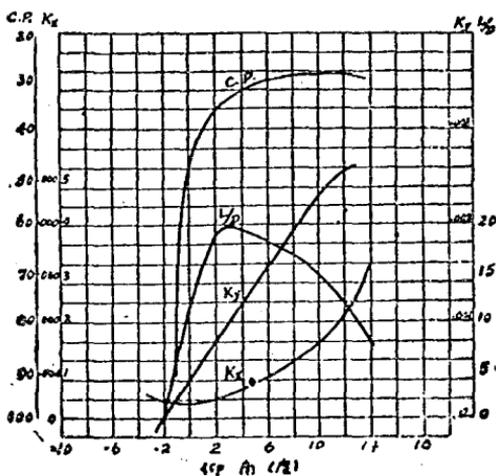


圖 147. R.A.F. 15 特性圖線

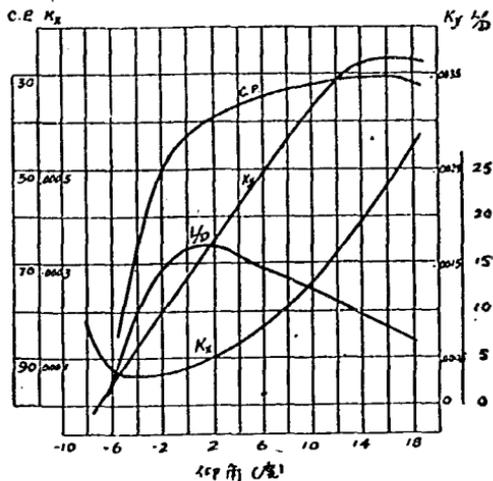


圖 148. Götting 387 特性圖線

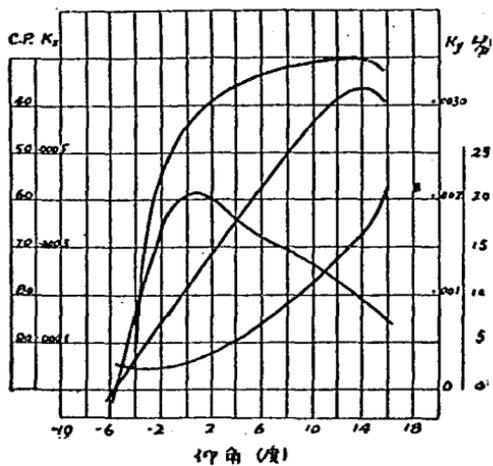


圖 149. Clark Y 特性圖線

## 第一表

## 幾種常用翼剖面之特性比較表

(展弦比為 6 翼為矩形)

翼剖面之名稱	RAF 15	Clark Y	Gottingen 387
(1) 上翼面之最大曲凸	5.83%	9.30%	12.7 %
(2) 下翼面之最大曲凸	-1.02%	2.8 %	3.2 %
(3) 最大曲凸之位置	26.7 %	29.8 %	30.7 %
(4) 最大厚度	6.36%	11.7 %	15.1 %
(5) 在弦長 15% 處之厚度	6.36%	10.5 %	13.83%
(6) 在弦長 65% 處之厚度	4.90%	8.3 %	9.89%
(7) $\beta$ 角之度數	1.4°	3.1°	5.0°
(8) 無昇角之度數	-1.8°	-3.3	-5.1°
(9) 仰角之實效範圍	16.0°	19.5°	23.0°
(10) 昇力區線之坡度	0.000196	0.000176	0.000163
(11) C.P. 之移動由 $K_{y\max}$ 到 $\frac{K_{y\max}}{6.25}$	18%	27%	35.5 %
(12) 最小之 $K_x$	0.000031	0.000038	0.000060
(13) 最大之 $L/D$	19.5	21.5	16.95
(14) 最大 $K_y$ /最小 $K_x$	86.6	84.2	61
(15) $\left(\frac{K_y}{K_x}\right)_{\max}$	0.73	0.76	0.73
(16) 最大 $K_y$	0.0026	0.0032	0.00366
(17) 最大平均坡度	2.30%	3.25%	5.1 %

第一表所示為各圖線之數據。表中包括：

- (1) 上翼面之最大曲凸與弦長之百分比。
- (2) 下翼面之最大曲凸與弦長之百分比。
- (3) 最高曲凸在弦上之位置。
- (4) 剖面最高厚度與弦長之百分比。
- (5) 距前緣 15% 弦長處之厚度(此處即前翼樑之位置)

- (6) 距前緣 65% 弦長處之厚度(此處即後翼樑之位置)
- (7)  $\beta$  角之角度
- (8) 無昇角之角度,其角度與  $\beta$  角相差不多。
- (9) 仰角之實效範圍,即由無昇角至最大昇力角中間之角度。
- (10) 昇力綫之坡度,以此數乘翼剖面對無昇線所成之角度即可得各仰角之昇力係數。
- (11) 壓力中心之移動,由  $Ky_{max}$  到  $\frac{Ky_{max}}{6.25}$ 。(速度範圍為 2.5)
- (12) 最低阻力。
- (13) 最大之  $L/D$  比率。
- (14)  $\frac{\text{最大昇力}}{\text{最小阻力}}$  之比值。
- (15) 最佳之馬力係數  $K$ 。
- (16) 最大  $Ky$ 。
- (17) 最大平均曲度。

此種由風洞試驗所得之結果與理論上推算出之數值極為相近。

讀者對此三種翼剖面詳加研究之後,對於其他適意之翼剖面自能判斷其優劣。

讀者應特別注意之一點即以翼剖面作理論之研究時,其弦線必須由剖面之後端畫至其前端最遠之一點。

### 對上表之討論

由上表所列各翼剖面之性質,吾人可得以下之一般的結論:

- (1) 昇力係數及實用仰角範圍皆隨平均曲度而增加。
- (2) 壓力中心之移動係隨  $\beta$  角而增加。
- (3) 無昇角(負號)之角度與  $\beta$  角之角度大略相等。
- (4) 昇力圖線之實際坡度與理論上之坡度 0.000184 之數值大略相符。
- (5) 翼剖面之最小阻力(最小之  $Kx$ ) 隨翼剖面之最大曲度及厚度而增加。
- (6) 實效仰角範圍隨翼剖面之厚度而增大。
- (7) 以上三種翼剖面最佳之  $\frac{Ky^{\frac{3}{2}}}{Kx}$  之值大略相等。

總之，理論所示者皆與實驗之結果符合，故吾人當能藉理論上之一切以預測機翼之各種特性。

表中所舉之翼剖面，對於各種粗略之設計皆可稱為良好之翼剖面。若詳細研究之則各翼剖面皆有其最適宜之用途，茲分述如下。

#### R. A. F. 15.

此種機翼較薄，翼內不能容納較厚之翼樑，故必須用於外聯式機翼(Externally braced wing)。此種機翼之最大特點即在其最低  $Kx$  甚低，而壓力中心之移動甚小。故最適用於高速之飛機，因該種飛機設計之注意點即在小的仰角時，機翼之阻力必須極小也。

#### Clark Y.

此種剖面  $Kx$  既不甚小， $Ky$  亦不甚大，壓力中心之移動亦不甚小。然其  $L/D$  之數值特別高。故此種剖面對於高飛行速度之飛機以及低落地速度之飛機皆不適用，惟常用於巡航效率(Cruising Efficiency)須高之飛機。所謂巡航效率

最高者即飛行時每哩航程所耗之汽油最少之謂也。

### Gottingen 387

此種剖面對於飛機之構造上有一優點，即翼中可容較厚之翼樑。故適於製造內聯式機翼 (Internally braced wings)。此種剖面之昇力係數極高，故可藉以獲得較低之落地速度。然因其最低阻力之數值亦高，故不適於高速之飛機。是以，對於注重載荷而不注重速度之飛機，此種翼剖面甚為適用。

#### 習題

1. 在圖 146 所示之各翼剖面上試畫出其實在的流體動力學上所謂之弦線，然後與慣常弦線 (Conventional Chord) 之位置比較觀之。

2. 在圖 146 所示之各翼剖面上試畫出其平均曲凸線以復驗  $\beta$  角之度數。

3. 此三種翼剖面之無昇線與慣常弦線內之角度各為若干？

4. 當所畫之無昇線與風向重合時試求各翼剖面之無昇角與試驗之結果相差若干？

5. 試計算以上三種翼剖面之理論上的  $K_y$  在弦線成  $4^\circ$  角數之數值。

6. 在流體動力學上之弦線成  $4^\circ$  之仰角時試計算三種翼剖面之理論上的  $K_y$  數值。

7. 若有一翼其展弦比為 6，其  $\beta$  角為  $4^\circ$ ，試求下列各種性質：

(a) 在  $0^\circ$  及  $10^\circ$  仰角時， $K_y$  之數值。

(b) 在  $0^\circ$  及  $10^\circ$  仰角時，壓力中心之位置。

8. 若題 7 中機翼之最低  $K_x$  值為 0.0003，問在  $0^\circ$

仰角時其  $L/D$  之數值為若干?

9. 若題 7 中之機翼在 15% 弦長處之厚度為弦長之 13%, 在 65% 弦長處之厚度為弦長之 10%, 則此種機翼對於何種飛機最為適宜? 試言其故。

10. 設題 7 所述機翼之翼展為 100 呎, 弦為 10 呎, 間以  $2^\circ$  之仰角及每小時 100 哩之速度飛行時, 該翼所需之馬力為若干?

答案

- |               |                          |
|---------------|--------------------------|
| 5. 機翼剖面       | 在 $4^\circ$ 仰角時之 $K_y$   |
| R.A.F. 5      | 0.00099                  |
| Clark Y       | 0.00131                  |
| Gottingen 387 | 0.00166                  |
| 6. 機翼剖面       | 在 $4^\circ$ 仰角時之壓力中心。    |
| R.A.F. 15     | 35%                      |
| Clark Y       | 41.8%                    |
| Gottingen 387 | 46.3%                    |
| 7. (a)        | 0.00736; 0.00184; 0.0026 |
| (b)           | 63.5%; 40.2%; 35.9%.     |
| 8.            | $L/D=16.6$               |
| 10.           | 146 馬力。                  |

## 第十七章

### 伯吉氏氣隙與其他增加機翼昇力之裝置

今世航空學上之一重大問題即如何減少落地速度，落地奔程之長度及起飛奔程之長度。凡此諸端，吾人皆曾於前數章中述之矣。此三種目的，彼此間之相互關係極為密切。古根漢安全飛行器競賽 (Guggenheim Safe Aircraft Competition) 即為此種目的而舉行者也。

如機翼之面積及飛機之總荷不變，則吾人若將機翼之最大昇力係數增加，其最低之飛行速度必減小，因

$$\text{落地速度} = V = \sqrt{\frac{W}{K\gamma_{\text{max}}A}}$$

若能將最低之空速 (Air Speed) 減小，則落地奔程必較短，因飛機在落地時之動能較前為小也。且最低飛行速度既減少則飛機在昇空前所需之起飛奔程亦必較短。

由此觀之，則若欲將以上三種性質一起改進，而同時仍欲保持機翼其他的優點，則增加機翼之最大昇力係數實為唯一之要圖。

今日通用之機翼，其最大昇力係數鮮有超過 0.0036 者。而曾經風洞試驗之機翼其最大昇力係數實有超過 0.0040 者，其中有二種竟達 0.00456。不過，昇力過高之機翼，其阻力亦必甚高，同時  $L/D$  之比值過小，故完全不能實用、

由此可知，厲求高昇力之機翼反不如另設方法使在需要時（即落地及起飛時）昇力可增加，而在平常飛行時阻力不致因而變大。

本章之目的即在將解決此項問題，今日已有之各種方法作一簡括之評論。



圖 150 在低速時單翼改作雙翼

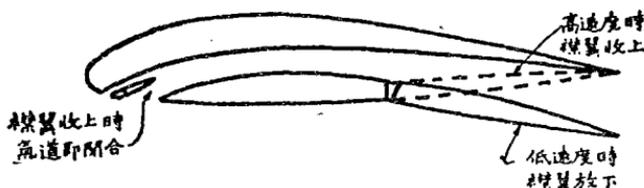


圖 151 甘寧哈一赫爾增昇裝置

### 單翼變作雙翼法

圖 150 所示之裝置曾經在高定根大學 (Göttingen University) 用風洞試驗。將上翼移下使與下翼相符，即成一效率較佳之普通機翼。將二翼而分開，則最大之  $K_{\gamma}$  數值可至 0.0065 約兩倍於平常之數值。此種理想按空氣動力學之觀點視之，似覺極有成功之希望，然其機件之裝置則甚困難。

甘寧哈一赫爾飛機製造廠 (Gann-Hall Aircraft Corporation) 之赫爾氏 (R. H. Hall) 亦曾創製一種單翼變為雙翼之方法，惟其所根據之原理則與上例完全不同。圖 151 所示即此種裝置。當前方之小襟翼開啓，後方之大襟翼垂下時，則原來之單翼即變為中間隔一小氣道之雙翼。風洞試驗結果證明此種裝置可使最大昇力係數增加極多。在古根漢安全飛行器競賽會中曾見陳列備有此種裝置之飛機。此種裝置之

械上的動作毫無困難，惜其兩側操縱設備不甚充分，故未能以較高之仰角試驗其最大之昇力數值。

### 可變曲度之機翼

從事於製造可變曲度之機翼者實繁有徒。其基本觀念卽在高速度時，則機翼爲低曲度之高速度剖面；在落地時，變爲高曲度之高昇力剖面。圖 152 所示爲派克 (Parker) 氏可變曲度機翼；圖 153 所示爲布爾登拜克 (Burtenback) 氏之可變曲度機翼。此種裝置之缺點卽曲度之變化若小則所增加之昇力甚小，而曲度之變化超過一定之限度時，則機翼之外廓不復成流線形，故理想之昇力增加不能實現。由其效果之微小及製造之複雜觀之，則可斷定此種裝置決無成功之希望。

梢聯之翼肋結構

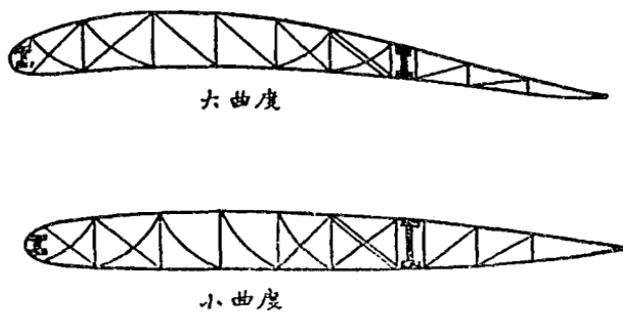


圖 152. 派克氏可變曲度機翼

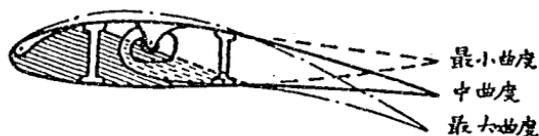


圖 153. 布爾登拜克氏可變曲度機翼

## 面積及曲度雙變之機翼

幾種曾經實際飛行之飛機，其機翼之面積及曲度可以同時變更。其原理可用圖 154, 155, 156 三圖解釋之。法國雷瓦色 (Castabide Levassour) 之飛機中，有一固定之下翼及一表面可變之上翼。上翼活動之部分聯於下翼上之鉸鏈可依鉸鏈而前後移動。據實際報告謂此種裝置確能使速度之範圍擴大甚多。

福樂爾 (Harlon D. Fowler) 氏之面積曲度雙變機翼所根據之原理可由圖 155 得之，不必贅言。此種機翼無論在風洞中試驗或實用於飛機皆能提高最大昇力之數值。

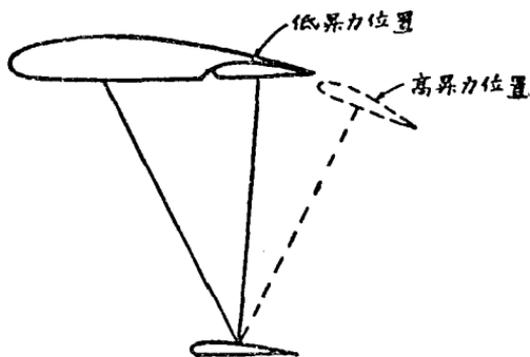


圖 154. 雷瓦色氏面積曲度雙變裝置

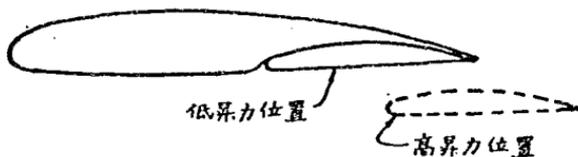


圖 155. 福樂爾氏面積曲度雙變裝置

在古根漢安全飛行器競賽會中布爾內利 (Burnelli) 氏曾有飛機一架陳列，其機翼中有機件可使翼之前緣向前向下伸出，而後緣向後向下伸出，此種裝置用風洞試驗之亦證明有增加最大昇力數值之能力，

上述各種而積曲度雙變之機翼其變動後之昇力較變動前之昇力約大百分之七十左右。此已為無疑之事實。然其能否適用於實際之製造則須視其機件是否複雜而定。

#### 可變之配角 (Variable Incidence)

本節之目的在使讀者明了不能藉機翼配角之變更以圖增加飛機上之最大昇力。換言之，吾人無論使機翼對推力線或飛機上任意一固定之線所成之角度作如何之變動，機翼之最大昇力係數決不能因此種變動而增加。故可變之配角對於落地速度不能發生任何影響。就理論言之，可變之配角對於攀升及落地奔程或有裨益，然其效果甚微，惟因之而引起之複雜問題極多，故無製造上之價值。

#### 襟翼 (Flaps)

襟翼之形狀與副翼相似，且普通皆以鉸鏈裝接於機翼之後緣。惟其位置則不在機翼之兩梢而在機翼之中部接近機身之處。此種襟翼若加於薄的機翼上，則其最大昇力可增加 50% 之多，然昇力係數之總值不過 0.00375。若以之加於厚度中等的機翼上，則只可增加 30%。若以之加於高曲度之機翼，則昇力之增加不過有 25%。

在機翼上裝置後緣襟翼，手續極為簡單，而對於昇力之增加確有相當影響。若依圖 157 所示費瑞 (Fairey) 氏之裝置，則此後緣襟翼即可自動操縱。其上所附之彈簧，永使襟翼下垂，然在仰角小時，壓力集中於機翼後部故能克服彈簧之作

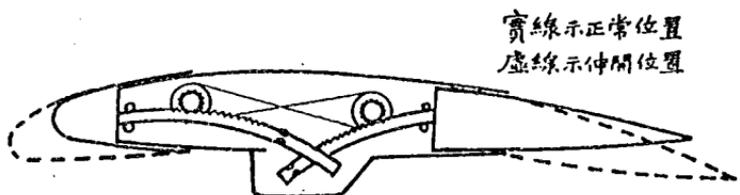
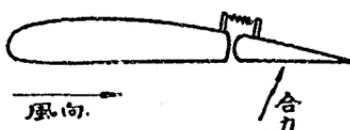


圖 156. 布爾內利氏面積曲度雙變裝置



在小仰角時合力近後端故能克服彈簧之彈力而使襟翼與主翼平行



在大仰角時合力近前端故襟翼上之壓力薄弱遂任許彈簧將襟翼推下

圖 157. 費瑞氏自動後緣襟翼

用。在大仰角時，襟翼下垂可使昇力增加；而在小仰角時則全翼自動變為適於高速之形式。

### 旋轉圓柱 (Rotating Cylinders)

在翼面學說一章中吾人已知機翼上之昇力全恃機翼周圍之循環氣流而生，此種循環氣流之作用即使機翼上面之氣流速度增加，而使機翼下面之氣流速度減小。故有人主張在機翼中裝置旋轉之圓柱以增強此種循環氣流之作用。

圖 158 所示即此種裝置之各種形式。此種裝置可使昇力增加極多，惟不易通用，因增設此種裝置必致將機翼之流線外形破壞，故機翼於普通飛行時之效率必因而減低。且，欲使此種圓柱有相當之效果則必須使之以每秒鐘數千轉之轉速在空

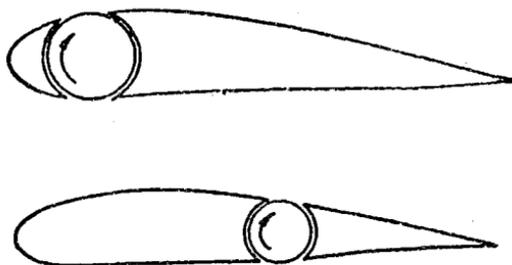
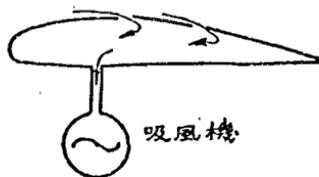


圖 158. 機翼中裝置旋轉圓柱以增加昇力

氣中旋轉。以此種圓柱裝於機翼之內，且使其作如此高速之旋轉，則構造上之困難自不待言。是以，今日已無人對此裝置特別注意而思實用之。

#### 翼面氣層之操縱 (Control of the Boundary Layer)

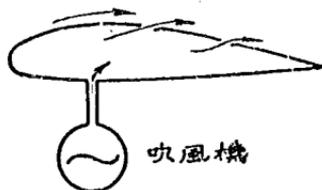
翼面氣層之操縱為增加昇力之另一方法。此種方法現在尚未脫離其試驗室中實驗時期。前已述及，在機翼仰角相當於最大昇力時，氣流必脫離翼面，不成流線而成渦流。用圖 159。



用吸風機操縱機翼上面之氣層  
使在高仰角時有較大之昇力

圖 159. 翼面氣層之操縱(甲)

之裝置將空氣吸入翼之內，則仰角雖增至  $45^\circ$ ，氣流亦可不發生渦流，而昇力可三倍於正常昇力。若依圖 160 所示之方法將空氣吹於機翼上面之氣層中，則機翼之臨界角（即旋渦



用吹風機操縱機翼上面之氣層  
使在高仰角時有較大之昇力

圖 160. 翼面氣層之操縱(乙)

角)亦可加大。此二種方法在理論上皆為有成功希望之方法。實際上此種方面是否能應用於正式之飛機則須視其所需功率之多少，增加機重之大小，及製造手續之繁簡而定矣。

#### 伯吉氏氣隙 (Handley Page Slot)

伯吉氏氣隙為增加昇力裝置之一，若與後緣襟翼並用之即成一優良而實用之裝置。

欲了解伯吉氏氣隙之作用必須先將機翼在臨界角時之氣流現象重加檢討。在翼面周圍之流線氣流中，普通皆有兩個停滯點 (Stagnation Points)：一在翼之前端，一在翼之後端

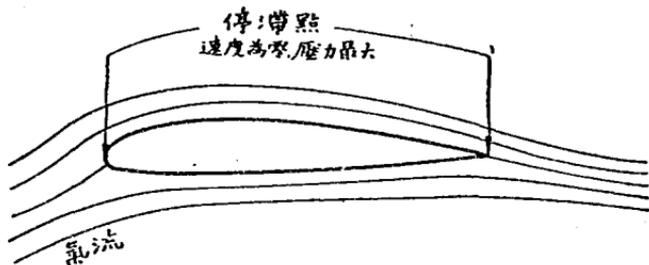


圖 161. 翼剖面上之停滯點

如圖 161 所示。所謂停滯點者，即氣流對機翼無相對速度之

點，故該點之壓力必為最大。由此可知，機翼上而之空氣必須由前端壓力最大之一點流至後端壓力最大之一點。以力學上之現象比擬之，則空氣質點由高壓點至高壓點之流動，正如一球體由曲面之一頂端滾下，然後再滾上對面之頂端之情形（圖162）。當球體滾下時，必受摩擦之阻力，故開始滾動時若無起始速度（Initial Velocity）則不能滾上曲面之第二頂端。球體達到上坡之某點時必定滾回。空氣質點運動之原理與此

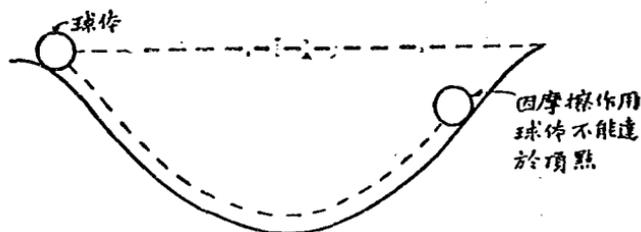


圖 162. 停滯點之力學比擬

完全相同。其質點在抵達第二高壓點時恆與機翼之上而脫離。機翼之仰角大時，昇力係數亦大，當時空氣質點更難於抵達第二高壓點，故在距離後點尚遠之處已與翼而脫離，於是發生渦流。氣隙之作用，如圖 163 所示，在留一通道，使空氣由

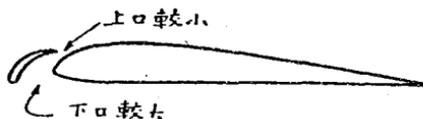


圖 163. 機翼前緣氣隙

機翼下面之有壓力處流入機翼上面之有吸力處。如此則增添一由下面流入上面之氣流。若前緣之輔助翼與主翼所成之氣

道呈適當之狀態，即上口較小而下口較大，則空氣經過時，其速度必加大。故能使機翼上面之氣流得到較大之速度及較大之壓力。此時翼面上之空氣質點受輔助氣流之推動乃能以平滑之流線達於機翼之後緣。

是以利用伯吉氏氣隙可使機翼之臨界角增大。由前數章所述可知，在較大之仰角若有昇力，則昇力之最大值亦必增大。

#### 固定氣隙之效果小

圖 164 所示之固定氣隙曾有多人用以試驗。此種氣隙可使最大昇力稍稍增大，亦能使臨界角增至較大之角度。但，此

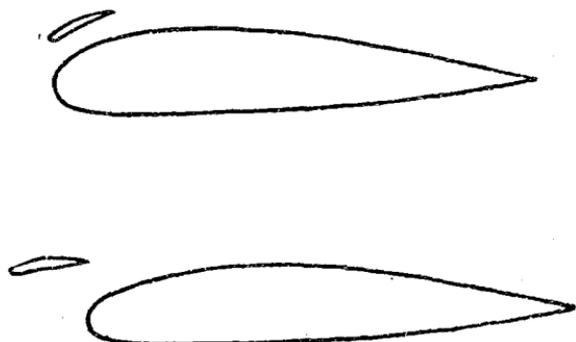


圖 164. 固 定 氣 隙

種固定氣隙實不會造成一前後貫列之兩機翼。由前翼之後緣所脫下之渦流使後翼所受氣流發生洗流現象。故機翼之阻力大增。固定氣隙於減小落速度之效用甚小，而對於機翼之效率損害甚大。

氣隙與襟翼必須並用之理由

約在兩年前著者則曾作一文載於美國之航空雜誌 (Aviation) 在該文中曾將許多試驗之結果製成一表如下：

第一表

剖面之種類	平均最大曲凸	昇力增加之平均數	加添氣隙前後之臨界角	最大仰角之增加
-------	--------	----------	------------	---------

氣隙本身之效果

厚翼	14.67%	35.8%	15.8° → 24.25°	8.45°
中等翼	12.10%	44.0%	12.91° → 20.45°	7.31°
薄翼	7.2%	61.0%	14.12° → 25.1°	10.98°

氣隙與襟翼並用之效果

厚翼	15.1%	43%	16.67° → 22.34°	5.67°
中等翼	12.1%	63%	12.91° → 13.75°	0.84°
薄翼	7.1%	75%	13.17° → 17.83°	4.66°

由上表觀之，則知，單用前緣氣隙所得之昇力增加，不如與後緣襟翼同時並用所得者為大。且，若只用前緣氣隙則機翼之最大昇力所在之仰角甚大，故欲充分利用氣隙之效果則飛機之落地架必須甚高。此種情形，以設計者之觀點視之自屬無益。蓋如此，則落地架必須較重，其空氣阻力亦必較大也。

若以後緣襟翼與前緣氣隙並用，可使仰角之角度減小，故能使氣隙更切實用。

關於氣隙之最新成績

上表所示之結果似指明氣隙用於薄翼則功效大，用於厚翼則功效小。但最近英美兩國所作之最新試驗皆證明縱然以氣隙應用於最大曲度及昇力之機翼，昇力亦可增加10%。換言之，即證明將氣隙應用於厚翼其功效與應用於薄翼毫無差別。

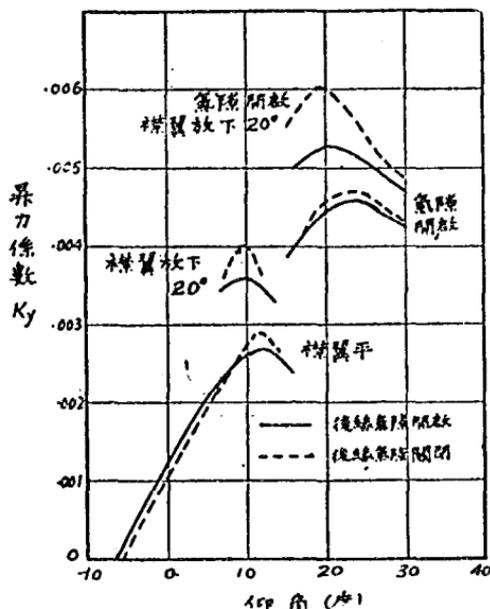


圖 165. 伯吉氏試驗結果

今日以各種氣隙加於各種薄厚之機翼上所作之試驗，實不可勝計，決非本章所能罄述。茲將伯吉氏最近所發表之對於 R. A. F. 31 飛機之試驗結果略述如下。其結果詳載於圖 165 及第二表。

第 二 表

試驗時之情形				最大 $K_y$	仰角
次第	前緣氣隙	後緣氣隙	襟翼		
(1)	閉	閉	平	0.0023	12°
(2)	閉	開	平	0.0031	12°
(3)	閉	閉	下垂 20°	0.0037	10°
(4)	閉	開	下垂 20°	0.00403	10°
(5)	開	閉	平	0.00470	24°
(6)	開	開	平	0.00470	24°
(7)	開	閉	下垂 20°	0.00525	20°
(8)	開	開	下垂 20°	0.00602	18°

由以上之圖表，吾人可得以下之結論：

1. 襟翼本身之效用甚小。
2. 氣隙本身之效用亦甚小，不過較襟翼之本身效用為大。
3. 氣隙與襟翼並用則所得最大昇力之增加可特別大，而同時最大昇力之仰角仍能保持較小之角度。
4. 與氣隙並用之襟翼上若再加一氣隙則所得之效果較襟翼上無氣隙時更大。
5. 前緣氣隙後緣氣隙，及襟翼三者並用，則昇力可增加 100% 以上。

### 自動氣隙

守舊之設計家反對應用氣隙之唯一理由即欲用之則必須另加一種操縱，故增添駕駛人之費累。然在最近二三年中伯吉氏更發現一種新的方法足以解決此項困難，即使氣隙之開關完全出於自動。

前已述及，當機翼之仰角變大時，機翼上面之吸力向前緣移動（與壓力中心之移動相同）。圖 166 所示即當仰角變動

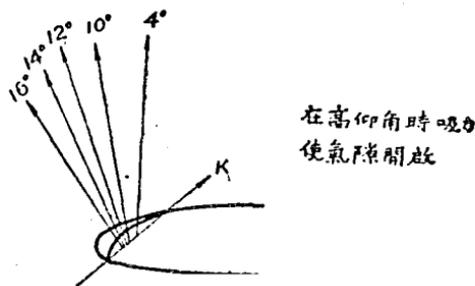


圖 166. 仰角變動時機翼前緣之總合吸力

時機翼前緣總合吸力之方向及大小。設氣隙關閉，則在  $2^\circ$  之仰角時，其總合吸力  $K$  之方向為由前向後，故不能開啓氣隙。但如仰角漸漸變大，則輔助上所受之力漸增，而該力之方向漸向前移，故能將輔助翼推開而生相當之氣隙。若將輔助翼裝於圖 167 所示之平行桿上或圖 168 所示之滾輪式機關上，則當主翼之仰角達相當之大角度時，總合力  $K$  必能自動將氣隙開啓。在氣隙上端留一適當之開口，(如圖 169)，則氣隙之開啓必較遲緩。若在下端留一開口，則氣隙之開啓必較迅速。若用適當之方法使襟翼與輔助翼相聯結，則更使襟翼之作用亦成自動。當氣隙開啓時，則襟翼垂下，當氣隙關閉時則襟翼平。

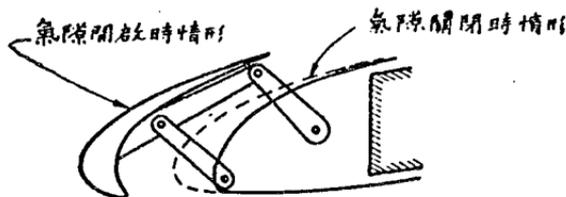


圖 167. 平行連桿機構

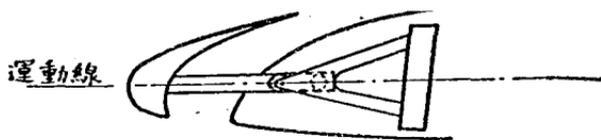


圖 168. 滾輪機構

圖 170 所示即此種設計之一例。但氣隙與襟翼之互相連絡並非絕對有益之事。在某種情形之下，襟翼上所受向上之力或許較開啓氣隙之力為大，於是在最需要氣隙之時氣隙反被關閉。

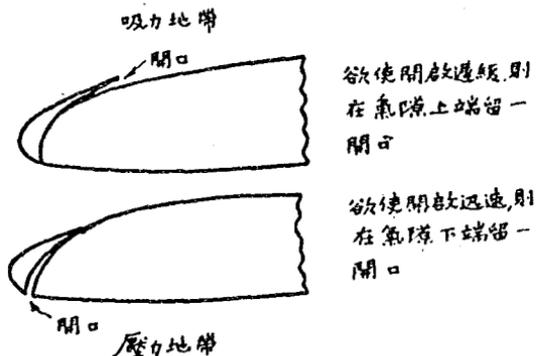


圖 169. 氣隙之上下開口

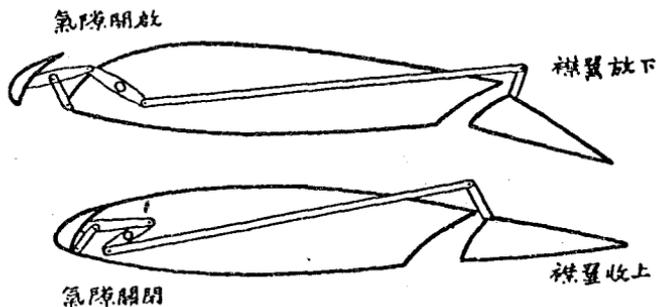


圖 170. 自動氣隙與襟翼

### 將來氣隙必能通用

古根漢安全飛行器競賽會之首獎獲得者為一刻兒蒂絲 (Curtiss) 飛機，其上備有伯吉氏氣隙及襟翼。此事實證明此種裝置對於航空有不可估計之價值。

如設計適當，則此種裝置可使昇力增加一倍，使落地速度減為 20%，使落地奔程減少，75%，而使起飛亦得到相當之改

---

善。著者個人慎重考慮後之意見則以為伯吉氏之氣隙乃對實用空氣動力學最有價值之貢獻；在最近數年中，商用之飛機上必將多數採用之。

## 十八章 雙翼機之空氣動力學

### 雙翼機與單翼機之比較

對於雙翼機及單翼機之優點劣點，如欲加以批評，則絕非僅屬空氣動力學之問題。然，若以各家對兩種飛機之贊助及反對之理由均略述之，亦未嘗無相當之趣味。

1. 雙翼機骨架可以較輕 雙翼機之上下兩翼實際為同一構架(Truss)之兩部分，兩翼中間之距離即該構架之厚度。張臂式(Cantilever)單翼之構架中祇有一翼，故其構架各部之厚度祇有該處翼樑之厚度而已。然構架之強度皆視其厚度而定，厚度愈大，則強度愈高。雙翼所成之構架，厚度既大，強度自高，而上下兩翼之翼樑皆遠較單翼為薄，故取同樣重量之飛機而比較之，雙翼者之骨架往往較輕。至於外聯式(Externally Braced)之單翼機，即由機身至機翼有支柱支撐之單翼機，其機翼成純粹張臂式之部分祇限於機翼左右兩梢；而其由支柱至機身之部分所成之構架，厚度幾與雙翼機相等。故此種外聯式單翼機之重量大都在雙翼機及純伸臂式單翼機二種重量之間(設三者之機翼面積相等)。美國之飛機設計者多採取此種結構。

2. 雙翼機較為堅固 雙翼所成之構架，因厚度極大，故較為堅固而不易扭轉及顛動。是以，由機翼鼓振而生之意外事件大都僅發生於單翼機。

3. 雙翼機較便利 雙翼機之總翼面積係由兩翼分擔，故如具同樣之機翼面積，則雙翼機之翼展及全長必較單翼機者為短小。因此，雙翼機之操縱性較佳，操縱面亦較小。又，當飛

機棚中之飛機數目逐漸增多時，則每機之最長尺寸 (Overall Dimensions) 對於所佔地面之租金有極大之關係，故就佔地多少而論，雙翼機亦可謂較勝一籌。

4. 單翼機之氣動效率 (Acrodynamic Efficiency) 較大適用於單翼機之縮厚尖翼 (Tapered wing with Diminishing Thickness) 其氣動效率可與較薄之雙翼機機翼之氣動效率相差無幾，然單翼機上支柱及張線皆較少，故寄體阻力小，其尤重要者即機翼支柱及張線彼此間之干涉亦較小。雙翼機機翼之最大昇力係數每較單翼機者為小。故以空氣動力學之觀點視之則單翼機之效率實較雙翼機為大。此種氣動效率之增加，已足以抵償其較大之重量。

5. 兩種飛機之安定性不相上下 若以安定性批評單翼機及雙翼機，則各家意見互不相同，然實際二者不相上下，至少在普通飛行範圍之內二者之安定性彼此相同。

6. 單翼機之成本及修養費皆小 單翼機之另件較少故其成本及修養費較雙翼機為小。

7. 單翼機上之觀界較佳 單翼機上阻礙視線者祇有一機翼，故欲得一周顧觀界 (All-round Vision) 較為容易。然若用張臂式單翼則其根部寬大之翼弦對視線有相當之阻礙。低翼之單翼機之寬大翼弦在落地時亦足以阻礙視線。

8. 兩種飛機之顛撲安全性 (Crush Safety) 相同 單翼機之顛撲完全性有時較小，即如具有座艙之低單翼機在落地時若翻覆則甚危險。

9. 跳傘之便利 欲求跳保險傘 (Parachute) 便利，則以高翼之單翼機為佳。

關於單翼機及雙翼機之比較討論，吾人可作無限制之延

長。然實際上，不能斷定何種確為較優，而對於各種特殊之條件則有時單翼機較為適宜，有時雙翼機為適宜。

由此觀之，則雖在今日，雙翼機之空氣動力學仍極有研究之價值。

### 雙翼上之各種定義

圖 171 所示為雙翼之翼隔 (Gap) 及掩錯 (Stagger) 之定義。

兩翼弦間之垂直距離即兩翼之翼隔 (Gap)。

雙翼之掩錯 (Stagger) 可以下法求之。先將上翼弦線上距前端三分之一弦長處之一點與下翼弦線上距前端三分之一弦長處之一點用一直線聯起。則所謂兩翼之掩錯即為：

- (a) 此線與兩翼弦間垂直線所成之角。(圖中之  $30^\circ$  角)  
或 (b) 將上翼前端投影於下翼弦上後，兩翼弦前端中間之距離。(圖中之 3.6 呎)

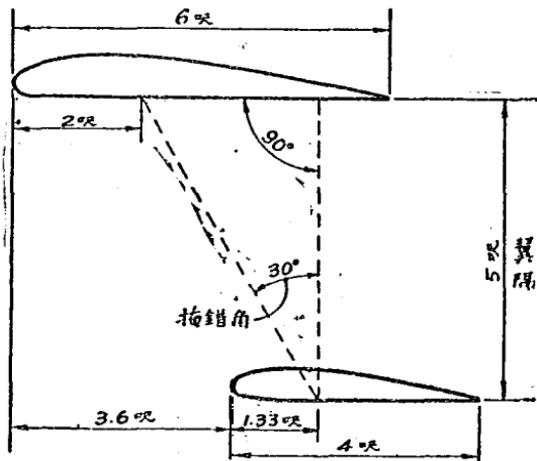


圖 171. 翼隔及掩錯角定義

在專門論文中，敘述飛機之掩錯時普通皆將上述(a)，(b)二值同時注明。

所謂隔/弦比(Gap/chord Ratio)者即翼隔與平均翼弦之比。其定義為 $\frac{G}{\frac{C_u + C_l}{2}}$ 。(G=翼隔， $C_u$ 為上翼弦， $C_l$ 為下翼弦)

如圖 171，則上翼弦為 6 呎，下翼弦為 4 呎，而翼隔為 5 呎，故隔/弦比為 $\frac{5}{\frac{6+4}{2}} = \frac{5}{5}$ 。兩翼之掩錯為 3.6 呎，掩錯角為 $30^\circ$ 。

### 雙翼渦流論淺釋

雙翼之渦流論，若詳密討論之則較單翼渦流論更為繁複，然若僅知其粗淺之理論亦可得相當之裨益。

在前文中，吾人曾用在翼弦上距前緣三分之一弦長處平行於翼展之直線以代表翼面之渦流，更用翼梢處垂直於翼展之二直線代表翼梢之渦流。為喚起讀者之記憶，茲將該種渦流系表示法重行繪成圖 172，以供參閱。

對於雙翼吾人亦可用同樣方法表示之，即兩翼共用二條翼面渦流線及四條翼梢渦流線表示之，如圖 173。

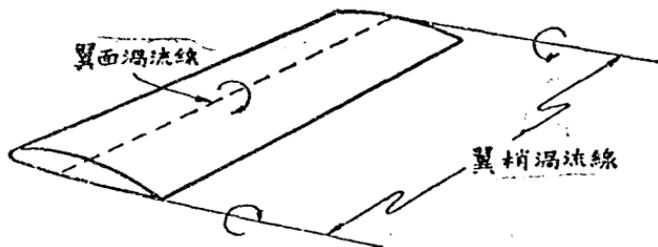


圖 172. 單翼之渦流系

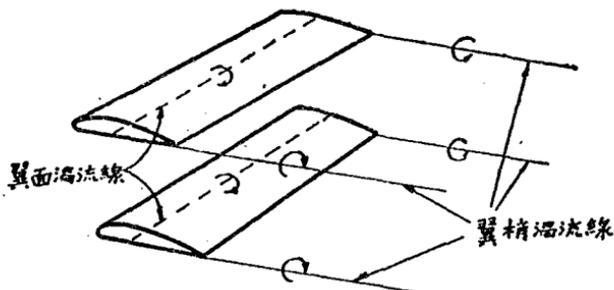


圖 173. 雙翼之渦流系

兩翼上之各渦流線彼此必相互影響。茲將其所生之效果略述如下。

吾人可先就翼而本身之渦流線討論之，以便對機翼周圍之循環氣流得一清楚之概念。

由圖 174 所示可見上翼周圍之循環氣流必使下翼處之風速減小，而由圖 175 所示則可見下翼周圍之循環氣流必使上

上翼周圍之循環氣流使下翼處之風速減小

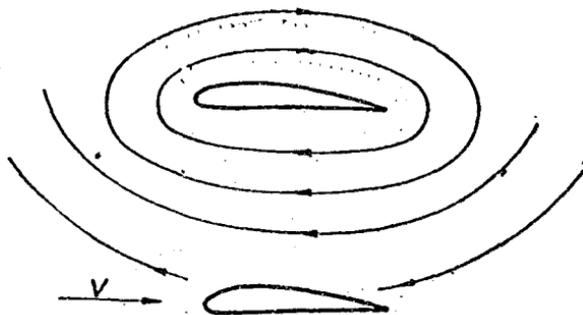
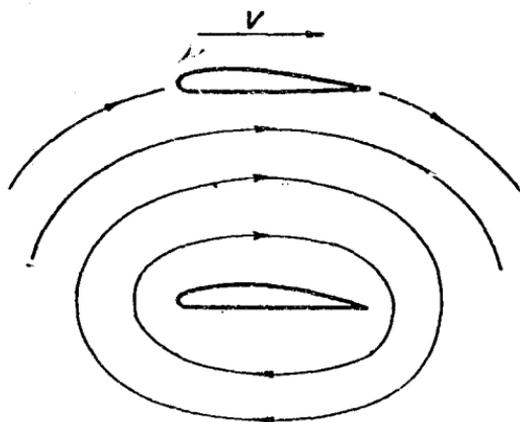


圖 174. 上翼對下翼之影響



下翼周圍之循環氣流使上翼處之風速增加

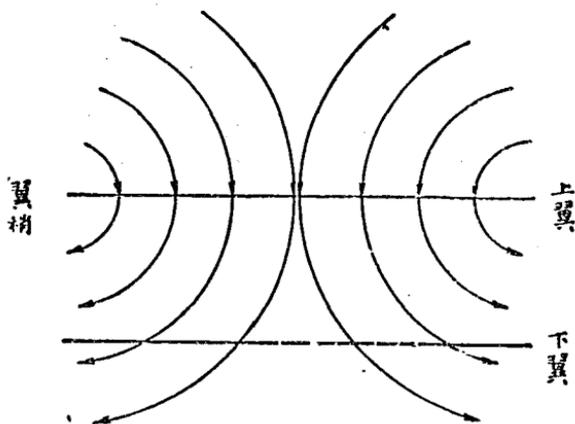
圖 175. 下翼對上翼之影響

翼處之風速加大。故其相互影響之一效果即使上翼之昇力增加而下翼之昇力減小。此種理論已由風洞試驗證明確為事實。

茲再就翼梢渦流討論之。上翼之翼梢渦流使下翼所受之氣流發生一外加之洗流(如圖 176)。前已述及,當翼面受有洗流之影響時,翼面上之昇力必向後方傾斜,因而生出誘導阻力。同樣,下翼之翼梢渦流亦使上翼所受之氣流發生洗流,而使上翼受一外加之阻力。

如是,則雙翼上所受之阻力除翼剖面阻力(Profile Drag)之外尚有:

- (a) 上翼自身之誘導阻力(即其本身若為單翼時之誘導阻力)。
- (b) 上翼因下翼而得之誘導阻力。
- (c) 下翼自身之誘導阻力(即其本身若為單翼時之誘導



上翼之翼梢渦流使下翼處之流流增大

圖 176. 上翼之翼梢渦流對下翼之影響

阻力)。

(d) 下翼因上翼而得之誘導阻力。

若將以上各種互相影響——詳細討論之，則其理論必致異常複雜，非本書所能詳述。茲略舉該理論之簡單結論數則，吾人姑信其無誤可矣。

- (1) 隔/弦比值漸增，則雙翼之誘導阻力漸小。(此為自然之理，蓋隔/弦比增大時，則上下兩翼之相互干涉即減小也)。
- (2) 如翼隔及翼展總長業經規定，則上下兩翼在翼展相等，翼弦亦相等時，雙翼之機翼效率最大。(增大上翼面積，減小下翼面積足以增加機翼效率之說由此可證其不確)。
- (3) 祇就誘導阻力而論則一雙翼可用一同效之單翼替

代之，該單翼所負之載荷相同，而其翼展則須較長。  
 (單翼必須有較長之翼展，此種條件初視之似覺奇異。然，因須擔負與雙翼相同之載荷，則單翼之翼弦必須增大，故其展弦比自必較雙翼為小矣。)

### 雙翼效率之計算法

上述同效單翼之翼展應等於雙翼之翼展與一翼展因數 (Span factor)  $K$  之乘積。此種因數應由各種不同之隔/弦比，上下翼弦比，及上下翼展比，而計算得之。惟對於某一定之翼展總長，效率最大之雙翼機之上下兩翼之弦必相等，而普通雙翼機皆能與此定則大致相符，故為普通計算計祇知  $K$  在此種條件下之數值已足應用。

對於實際之計算則  $K$  值與隔/弦比之關係不如  $K$  值與隔/展比之關係更切實用。下表即依此原則而成，其中數值已足應付一切實用上之需要。

隔/展	同弦同展雙翼之翼展因數
0.05	1.060
0.10	1.098
0.15	1.130
0.20	1.160
0.25	1.190

既知翼展因數以後，則計算誘導阻力必如計算展弦比同樣簡易矣。

### 例

Clark Y 翼剖面之機翼在展弦比為 6 時之最大  $L/D$  為 20.6，而相當之  $Ky$  為 0.00125。試求雙翼機之兩翼在同一  $Ky$  時之  $L/D$  設該雙翼之翼弦為 5 呎，翼展為 30 呎，兩翼

間之翼隔爲 5 呎，兩翼之展弦比皆爲 6。

第一步，必須先計算 Clark Y 機翼之阻力係數。

$$\text{阻力係數} = \frac{Ky}{L/D} = \frac{0.00125}{20.6} = 0.000067$$

然後用下列算式計算其誘導阻力

$$\frac{125Ky^2}{\text{展弦比}} = \frac{125 \times (0.00125)^2}{6} = 0.0000325$$

$$\begin{aligned} \text{機翼阻力} &= \text{總阻力} - \text{誘導阻力} \\ &= 0.000067 - 0.000325 \\ &= 0.0000345 \end{aligned}$$

由此可開始計算雙翼。

$$\text{隔/展} = \frac{5}{30} = 0.1667$$

故翼展因數約爲 1.14 (由圖 177 查出)。

雙翼之同效單翼之翼弦爲  $5 \times 2 = 10$  呎；翼展爲  
 $30 \times 1.14 = 34.2$  呎。

故同效單翼之展弦比  $= \frac{34.2}{10} = 3.42$ 。

此同效單翼在同  $Ky$  時之誘導阻力係數爲

$$\frac{125 \times (0.00125)^2}{3.42} = 0.0000574。$$

以此數加於機翼剖面阻力係數，0.0000345，即得

$$\begin{aligned} \text{總阻力係數} &= 0.0000574 + 0.0000345 \\ &= 0.0000919。 \end{aligned}$$

由此即得， $\frac{L}{D} = \frac{0.00125}{0.0000919} = 13.6$ 。

由此可知，雙翼之隔/弦比若爲 1，則其效率較同展弦比之單翼相差甚多。

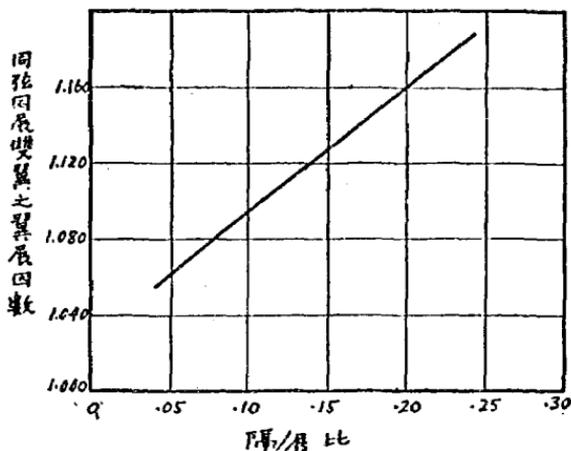


圖 177. 翼展因數與隔/展之關係

### 直疊雙翼(Orthogonal Biplane)之特性

無掩錯之雙翼即名為直疊雙翼(Orthogonal Biplane)。

圖 178 所示為一單翼及一雙翼之特性圖線。單翼之展弦比為 6。雙翼之上下兩翼之剖面及各翼本身之展弦比皆與單翼相同，而隔/弦比為 1。

雙翼之理論上之特性及實驗之結果彼此吻合之程度雖不如單翼，(因兩翼間有許多互相干涉之關係，理論未曾計及)然其吻合之程度尚足以應付實用上之計算。

由前文可知，雙翼之兩翼既以一展弦比較小之相當單翼代替之。然則，其特性圖線即應與該同效單翼之特性圖線相似。此項推論確為事實，蓋圖 178 所示之圖線已足證明之矣。茲將各要點分別詳述於後。

- (1) 展弦比之變動對無昇角(Angle of No Lift)無影響。雙翼與同效單翼之無昇角亦相差不多。

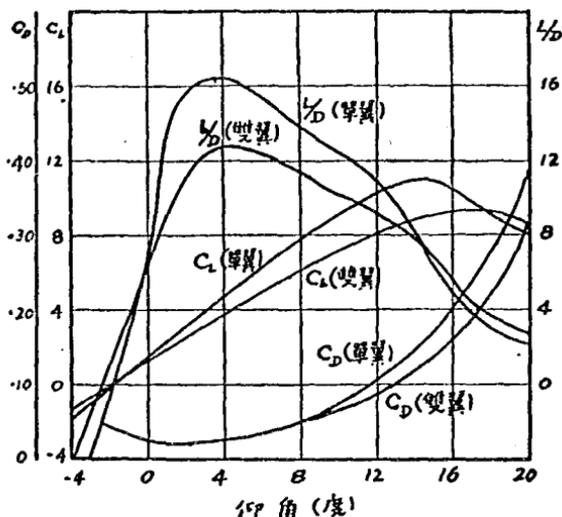


圖 178. 單翼及雙翼特性比較

- (2) 在大於無昇角之仰角範圍內，機翼之展弦比較小者其洗流效果必較大。雙翼若與單翼相較即有此種弱點。
- (3) 展弦比之變更不能影響翼剖面阻力 Profile Drag)，故對於最小阻力係數無甚影響。雙翼亦然。
- (4) 雙翼及展弦比較小之單翼之  $L/D$  比值皆較小。在較高之昇力係數時，此種效率之差別特大，蓋誘導阻力係數之大小，與昇力係數之平方數成正比例也。
- (5) 雙翼或展弦比較小之單翼，其最大昇力係數必較小。其昇力係數之差約為百分之五。

既知上述各種情形，則更便於繼續討論單翼與雙翼之優劣點矣。

當以高速飛行時，昇力係數甚小，故誘導阻力不關重要，而翼剖面阻力則特別重要。雙翼之結構便於採用較薄之機翼，故可得較小之翼剖面阻力。然，其上之支柱及張線之阻力適足以抵消此種優點。若祇由高速度之觀點論之，則單翼與雙翼實難加以取捨。在各屆高速競賽會中，有時則單翼機勝雙翼機，有時則反是。

在巡航速度時，吾人須用較大之  $Ky$  值，於是誘導阻力遂成重要問題。普通之雙翼皆相當於一展弦比較小之單翼，故單翼機在燃料之經濟及航程之長短諸點上皆較雙翼為優。

最有效之攀升，係在較大之仰角時行之，已如前文所述，是以就攀升而言，則單翼機亦較雙翼機為優。

至於，起飛之速度，落地之速度，及落地之奔程等問題皆須視最大昇力之數值而定。單翼機之機翼，其面積若與另一雙翼機之機翼面積相同，則其最大昇力之數值必較雙翼為大。然，雙翼機之重量可較小，故關於本段所討論之問題，單翼機與雙翼機亦無甚差別。

掩錯 (Stagger).

關於掩錯雙翼 (Staggered Biplane) 之氣動性質之一切詳細討論，非本書範圍所及，故從略。然就圖 179 所示者已足以了解掩錯對於機翼之影響矣。

(1) 下翼之翼梢渦流對上翼之影響甚小，故其加於上翼氣流中之洗流亦甚小。同時，因上翼向前掩錯，下翼周圍之循環氣流不但使上翼所受之氣流速率增大，而且能使該氣流得一向上之分力。反之，上翼周圍之循環氣流使下翼所受之氣流得一不利之分力。如前所述之直疊雙翼機，上翼之昇力永較下翼之昇力為大(設兩翼之面積相等)。對於掩錯之雙翼則此種

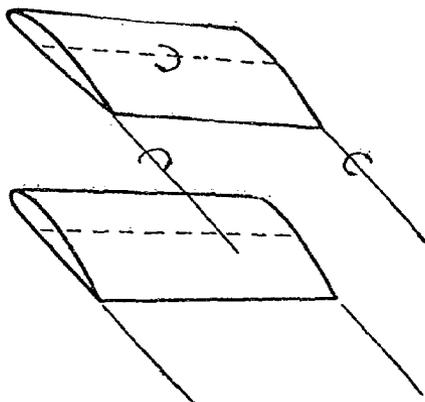
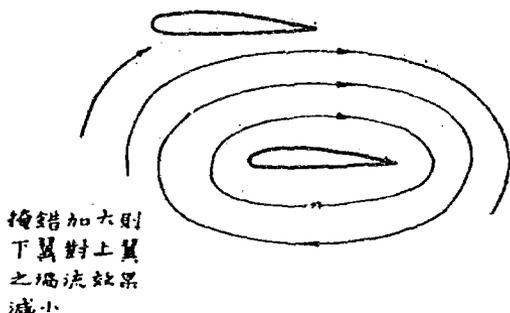


圖 179. 掩錯對兩翼間相互干涉之影響

昇力之差別更形加大。

(2) 有掩錯時，雙翼之下翼上所受之誘生阻力必較在直疊時為大。然上翼在有掩錯時，不但昇力增加，同時其感受之下翼翼梢渦流之影響亦必減少。結果，在有掩錯時雙翼機兩翼之總和效率即總  $L/D$  必較大。此種事實業經實驗證明。

(3) 更可顯見之一點，即掩錯可使最大昇力係數之數值增高。

機翼掩錯之空氣動力效果雖不謂小，然其重要性則不甚大。是以，美國之陸軍航空隊常計算飛機之性能時，即不計此種效果。

過度之掩錯使飛機之構造變為複雜，且使機翼之後樑擔負過重。

設計者規定飛機之掩錯，並非純以空氣動力學為根據。其最注重者往往為如何掩錯始能不妨礙駕駛人之視線或如何掩錯始能使駕駛人跳傘便利。後一條件對於雙座之座艙機尤為重要。圖 180 所示即用適當掩錯以改良視線之情形。

如圖 181 所示之負掩錯 (Negative Stagger) 有時用於戰鬥機以增大視界及射擊範圍。若無上項需要，則此種負掩錯足使下翼之昇力加大而上翼之昇力減小，且使機翼之效率減低。

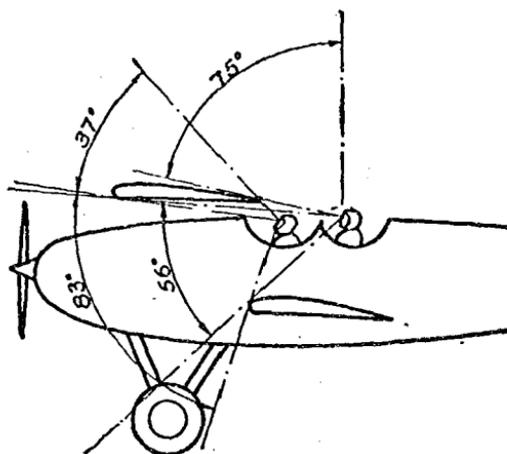


圖 180. 正掩錯以得前方及上方之視界

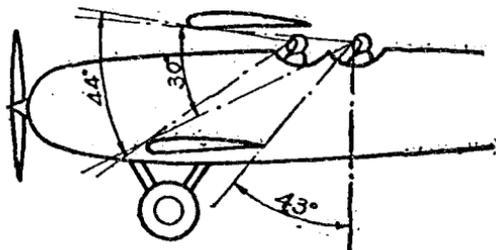


圖 181. 翼掩錯以增大視界及射擊範圍

### 掩錯及配角差(Stagger and Décalago)

雙翼機之機翼往往見有一種有趣之組合，即兩翼彼此既有正掩錯又有正配角差(Décalago)。所謂配角差者即較大之上翼配角與較小之下翼配角之差度是也。(如圖 182)。此種組合可使機翼得到空氣動力之安定。當下翼之仰角極小時，其壓力中心必移於後端。然此時之上翼仰角則甚大，故昇力亦大，

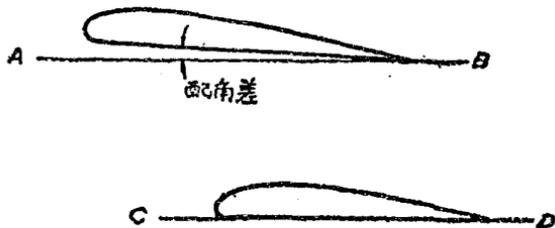


圖 182. 配角差

且因掩錯之關係，其上所受之總和力作用點或可在重心之前。如此，則掩錯及配角差相組合即可抵消雙翼機在小仰角時之潛衝力矩。當仰角甚大時，則下翼之壓力中心必移至最前之位置，而上翼則超過臨界點，其昇力減低而壓力中心移後。因此，

在高仰角時飛機不致失速。

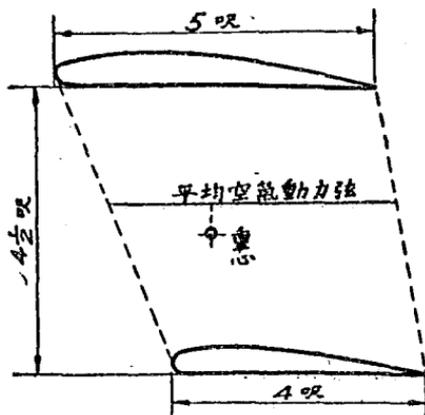
然，掩錯及配角差並用，足使上下兩翼之載荷不均，而使其效率減小。故設計人之採用此種組合者甚少。

平均空氣動力弦 (Mean Aerodynamic chord)

前文討論飛機之縱方安定時，吾人已知重心之位置宜在翼弦之前部，其最佳之位置即在翼弦之 30% 處。此處所謂之翼弦即係平均空氣動力弦 (Mean Aerodynamic chord) 而言。

矩形之單翼，其全翼各部之弦長皆相等，故其平均空氣動力弦之意義甚為明顯，蓋適為該單翼之翼弦也。

雙翼機之重心亦應根據平均空氣動力弦而定其位置如圖 184。



重心在平均空氣動力弦之30%處

圖 184. 重心之位置

對於尖單翼則此問題即較為困難。如該尖單翼可大略以一梯形代表之，則可用幾何作圖之方法以求其平均空氣動力

弦，如圖 185。設  $a$  為翼根處之弦長， $b$  為翼端處之弦長。

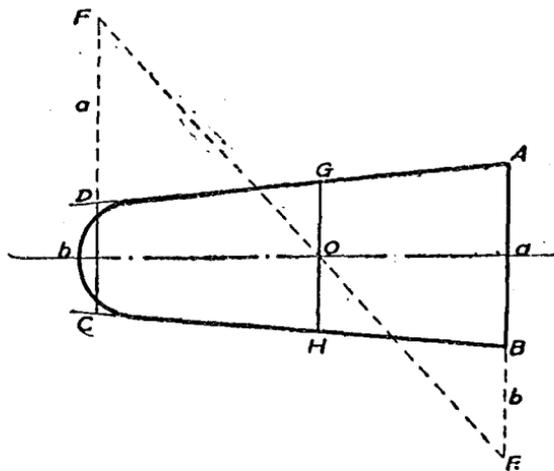


圖 185. 尖單翼之平均空氣動力弦

延長  $AB$  至  $E$  點，使  $BE$  等於  $b$ 。延長  $CD$  至  $F$  使  $DF$  等於  $a$ 。由  $E$  至  $F$  畫一直線。然後再由  $AB$  之中點至  $CD$  之中點畫一直線。二線相交於  $O$  點。通過  $O$  點畫  $GH$  線使與  $AB$  平行，則  $GH$  即平均空氣動力弦，根據該弦即可定重心之位置矣。

求雙翼之平均空氣動力弦則更困難。其畫法略如圖 186 所示。畫圖時應按以下之步驟：

1. 求上翼之平均空氣動力弦  $C_u$ 。
2. 求下翼之平均空氣動力弦  $C_l$ 。
3. 連接兩平均空氣動力弦前端及後端。
4. 求  $e$  之數值，即上翼每方呎之載荷與下翼每方呎之載荷的比值。

5. 求  $A_u C_u$  (上翼面積與平均空氣動力弦之乘積) 及  $A_l C_l$  (下翼面積與平均空氣動力弦之乘積) 之數值。然後求  $eA_u C_u$  之數值。然後求  $eA_l C_l$  之數值。

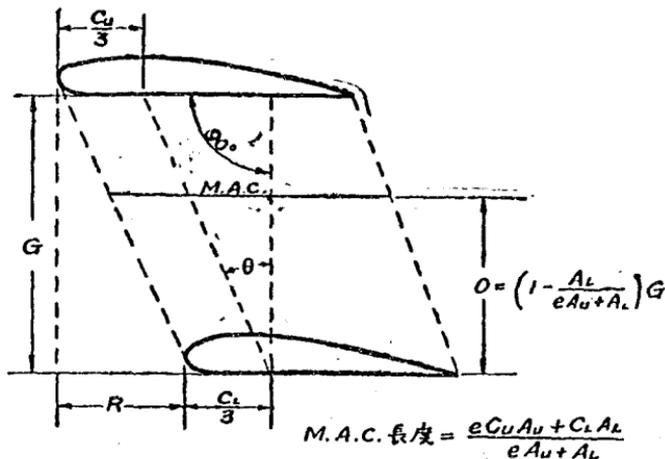


圖 186. 雙翼之平均空氣動力弦

6. 求翼隔  $G$ .
7. 將  $G$  分成兩部分使與  $eA_u C_u$  及  $A_l C_l$  成反比例。得  $O$  點。
8. 通過  $O$  點畫一直線與兩翼弦平行而與兩翼端虛線相遇。此線即所求之平均空氣動力弦。

此種尋求平均空氣動力弦之方法對於飛機之安定性計算有重要關係。

例題 圖187所示為一尖翼飛機之主要尺寸，及其重心之位置。

問此機之重心在其平均空氣動力弦上之位置如何？

就圖 187 所示之簡圖，將翼端之線延長至  $B$ ，使  $AB$  等於根部之弦長；在翼根處將弦線向下延長至  $D$ ，使  $GD$  等於

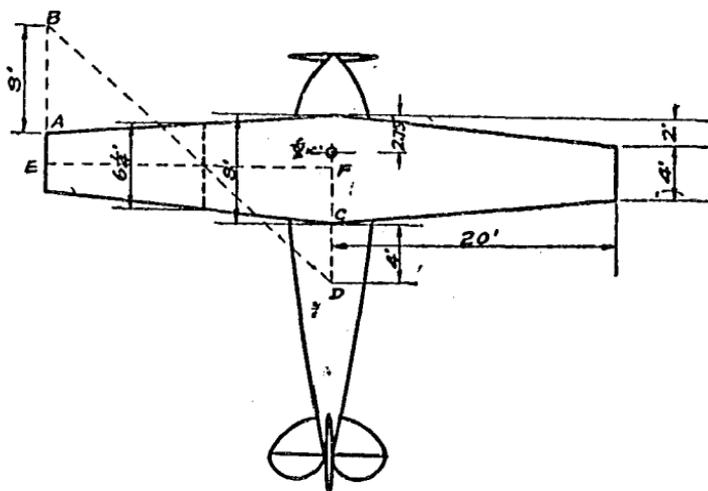


圖 187. 尖翼機之平均空氣動力弦

端部之弦長。畫  $BD$  線。由端部翼弦之中點  $E$  至根部翼弦之中點  $F$  連一直線  $EF$ 。由  $BD$  與  $EF$  二線之交點即可規定平均空氣動力弦之位置。此弦之長為  $6\frac{1}{4}$  呎。根部翼弦與平均空氣動力弦之差  $= 8 - 6.25 = 1.75$  呎。此差數之半即等於由根部翼弦之前端至平均空氣動力弦前端之距離。故重心與平均空氣動力弦前端之距離  $= 2.75 - \frac{1.75}{2} = 1.875$  呎。此距離

對平均空氣動力弦全長之比率  $= \frac{1.875}{6.25} = 30\%$ 。換言之即重心與平均空氣動力弦前端之距離為該弦全長之百分之三十。

例題 圖 188 所示為掩錯雙翼機之主要尺寸及重心位置。該機上下兩翼皆為矩形，而兩翼之翼弦及翼展皆不相同。問此機設計者將重心置於平均空氣動力弦上之位置如何？

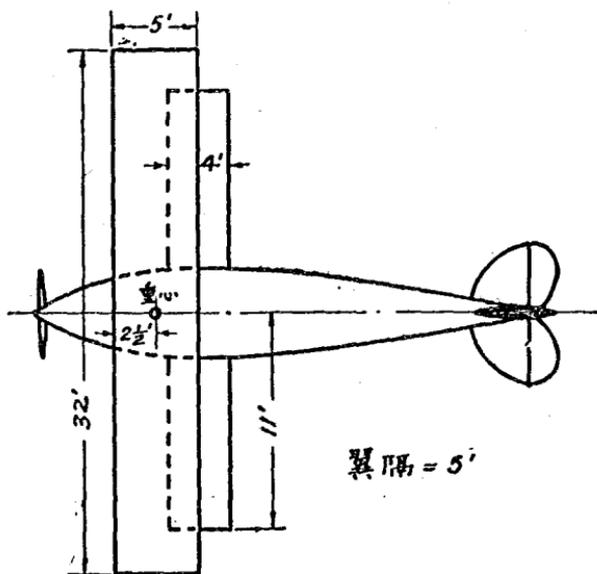


圖 183. 雙翼機之平均空氣動力弦

隔弦比:

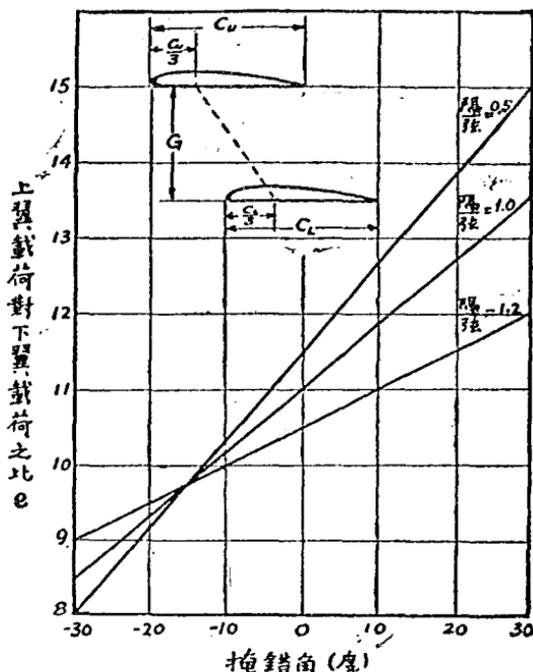
$$\text{平均弦長} = \frac{5+4}{2} = 4.5 \text{ 呎。}$$

翼隔 = 5 呎。

$$\frac{\text{隔}}{\text{弦}} = \frac{5}{4.5} = 1.11.$$

有效掩錯角:

$$\begin{aligned} \theta &= \tan^{-1} \left( \frac{\frac{1}{2} + 2.5 + \frac{5}{2}}{5} \right) \\ &= \tan^{-1} \left( \frac{2.17}{5} \right) = \tan^{-1}(0.434) \\ &= 23.5^\circ \end{aligned}$$

圖 183.  $C$  與掩錯角之關係

由圖 183 所示之圖線可得。

$$C = 1.23$$

平均空氣動力弦之長度：

$$\begin{aligned} \text{平均空氣動力弦} &= \frac{eC_u A_u + C_l A_l}{eA_u + A_l} \\ &= \frac{1.23 \times 5 \times 160 + 4 \times 88}{1.23 \times 160 + 88} \\ &= 4.69 \text{ 呎。} \end{aligned}$$

下翼與平均空氣動力弦之距離為

$$\begin{aligned}
 0 &= \left(1 - \frac{A_l}{cA_w + A_l}\right) G \\
 &= \left(1 - \frac{88}{196.5 + 88}\right) 5 \\
 &= 0.691 \times 5 = 3.45 \text{ 呎。}
 \end{aligned}$$

平均空氣動力弦前端與上翼前緣中間之距離為

$$\frac{2.5}{5} \times (5 - 3.45) = 0.775 \text{ 呎。}$$

故重心對平均空氣動力弦前端之距離為

$$2.5 - 0.775 = 1.725 \text{ 呎。}$$

此距離對該弦全長之比率為

$$\frac{1.725}{4.69} \times 100 = 36.9\%$$

換言之，即設計者將全機之重心置於平均空氣動力弦上之 36.9% 處。

### 兩翼上載荷之分配

掩錯愈大，則上翼所受之載荷即愈大；如將隔/弦比漸減小，則此種不均之情形愈益顯明。惟兩翼上載荷之分配當然隨仰角變更。故圖 183 所示之圖線並非絕對準確，不過由該圖線等已可得適當之平均值，是以設計者多用之。

**例題** 圖 184 所示為一掩錯雙翼機。兩翼之翼展皆為 40 呎，而上翼之弦為 5 呎，下翼之弦為 4 呎。翼隔為 4½ 呎，換言之，即隔/弦比為 1。掩錯角為 20 度。設此機之總重為 3,600 磅，問上翼所擔之載荷為若干？

由圖 183 所示之隔/弦比為 1 之圖線查出，在 20 度之掩錯角時，上翼每單位面積上之載荷等於下翼每單位面積上之載荷之 1.27 倍。

設下翼每方呎上之載荷為  $W$ ，則上翼每方呎上之載荷必為  $1.27W$ 。

$$W(4 \times 40) + 1.27W(5 \times 40) = 3600$$

$$\therefore W = 8.75 \text{ 磅。}$$

故得，上翼上所擔之載荷為

$$1.27W(5 \times 40) = 2230 \text{ 磅。}$$

### 習題

1. 圖 189 所示為一雙翼機之側面尺寸。  
求掩錯之時數及掩錯角。  
求隔/弦比。

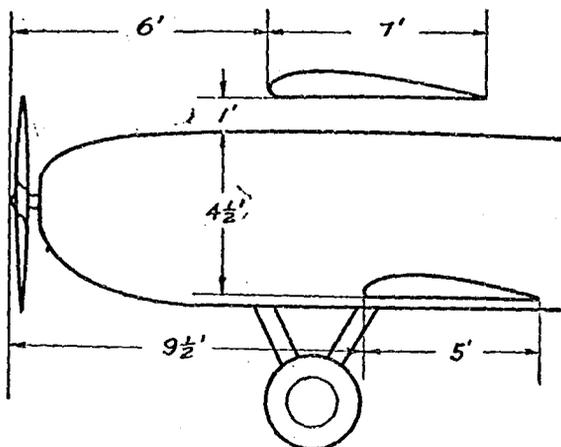


圖 189. 習題 1 之圖

答案：30 吋。

21.4 度

隔/弦 = 1

2. 一直疊雙翼機，其上下兩翼皆為矩形，翼弦各為 6 呎，

翼展各為 36 呎。翼隔為 5 呎。求其同效單翼之翼展及翼比。

答案：翼展為 41.5 呎。

翼比為 3.46

3. 設上題中雙翼機之翼剖面阻力係數為 0.000035, 求其在  $Ky$  為 0.0015 時每一機翼之  $L/D$  為若干? 此時兩翼之總  $L/D$  為若干?

答案：單獨一翼之  $L/D = 18.84$ 。

兩翼之總  $L/D = 12.84$ 。

4. 有雙翼機一架, 其掩錯角為  $30^\circ$ , 上翼弦為 6 呎, 下翼弦為 4 呎, 翼隔為  $4\frac{1}{2}$  呎 (圖 100)。問上翼每方呎之載荷與下翼每方呎之載荷所成之比率?

設上翼展為 30 呎, 下翼展為 24 呎, 而飛機每方呎之平均載荷為 8 磅, 求上翼所擔之載荷與總載荷之比率。

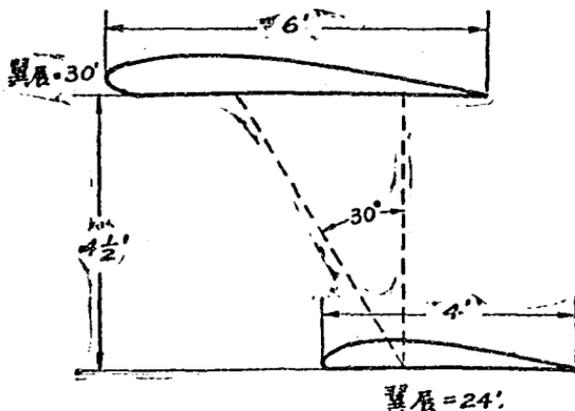


圖 100. 習題 4 之雙翼

答案：上翼載荷為總載荷之 72.6%。

5. 圖 191 所示為一尖翼之單翼機。試求其平均空氣動力弦及該弦上放置重心最適宜之點。

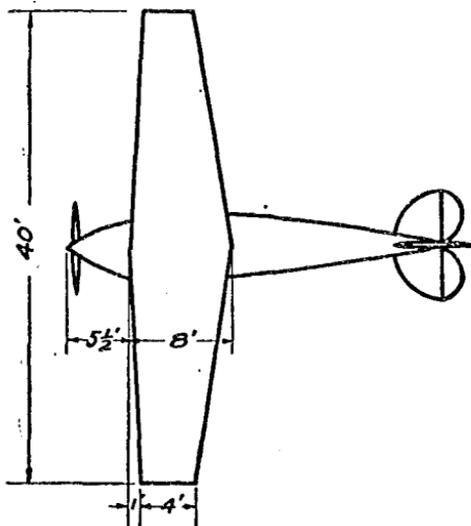


圖 191. 習題 5 之單翼

答：平均空氣動力弦長 6.02 呎。

6. 圖 192 所示為一雙翼機，試求其平均空氣動力弦之長度及該弦上放置重心最適宜之點。

答：平均空氣動力弦長 4.65 呎。

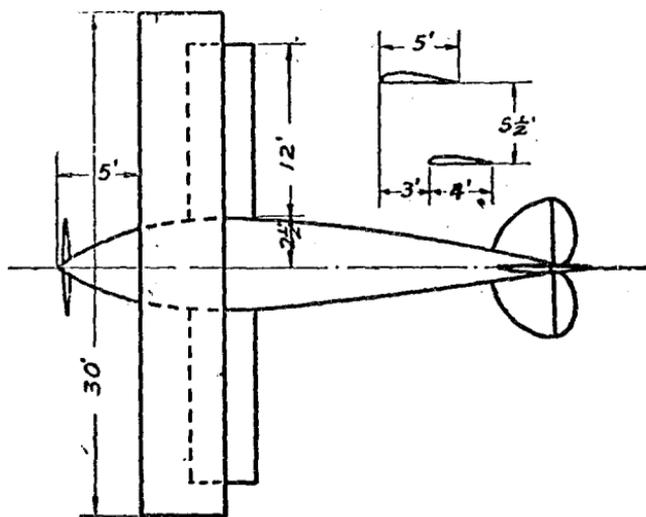


圖 192. 習題 6 之雙翼

## 第十九章

### 寄體各部之阻力及飛機全體之空氣動力學

計算飛機上寄體各部之阻力，頗為困難，其原因為：

1. 寄體各部之阻力皆隨其本體之尺寸及氣流之速度之乘積而變，此種情形在空氣動力學上即稱為尺度效果 (Scale Effect)。

2. 寄體各部互相干涉。兩物體聚置一處時之空氣阻力有時確會較兩物體自身阻力之和為大。

3. 特殊式樣之機身，坐艙，及其他類似之部分，往往未經風洞試驗，故必須覓尋一與之相似之物體為根據而估計其阻力。

4. 螺旋槳之滑流可影響其範圍內之寄體阻力，而在滑流中之物體亦可影響螺旋槳之推力及效率。

由此觀之，則欲估計一飛機之寄體阻力必須有深切之研究及充足之經驗。因此，設計者多喜直接用風洞試驗結果作為計算之根據而不願逐件估計其單獨之寄體阻力。本章所述皆係粗淺之理論聊示此問題之研究之途徑而已。

#### 圓柱之阻力

毫無遮蔽之圓柱，其空氣阻力雖遠較同投射面積 (Projected Area) 之流線剖面體之阻力為大，然飛機上往往用之，蓋或因其長度過短無使成流線型之價值，或因地勢偏狹不便使成流線型也。

下述之公式為計算圓柱阻力較為可靠之公式：

$$R = 0.000265 DLV^2$$

式中之  $R$  = 每呎之阻力(磅)  
 $D$  = 圓柱之直徑(吋)  
 $V$  = 速度(每小時哩數)  
 $L$  = 圓柱之長度(呎)

例題 一圓柱，長度為 6 呎，直徑為 2 吋。求其在每小時 100 哩之速度時應有之阻力。

$$\begin{aligned} R &= 0.000265 \times 2 \times 6 \times 100^2 \\ &= 31.8 \text{ 磅。} \end{aligned}$$

由此答數可知若使圓柱體明露於高速氣流中，其阻力之大頗足驚人矣。

圓形之金屬張線之阻力亦可根據圓柱體之係數而計算之。

合股金屬纜 (Stranded Cable) 之阻力，自較單根金屬線為大。計算其阻力時可先求其同截面之單根線之阻力然後增加百分之二十。

張線若與風向斜交，則其長度應為投射於與風向垂直方向之長度，依此方法計算則所得結果已甚準確。

至於張線兩端之接頭等物之阻力普通皆不另計算，而在計算張線阻力時將其長度增大數呎即妥。美國陸軍航空隊之規定為每張線(無論單根或合股者)皆須加長二呎。

#### 串列線纜之阻力

兩線或纜對氣流成串列時即有使總氣流成流線流之效果，如圖 193。如遇此種情形則以 1.5 乘一線或一纜之阻力係數即得二線或二纜之阻力係數。

串列之兩線中間若再加以減阻體 (Fairing)，如圖 194 所

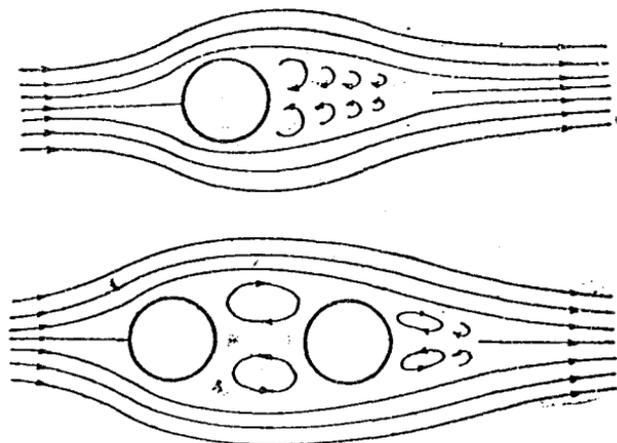


圖 103. 單獨線纜與串列線纜周圍氣流之比較

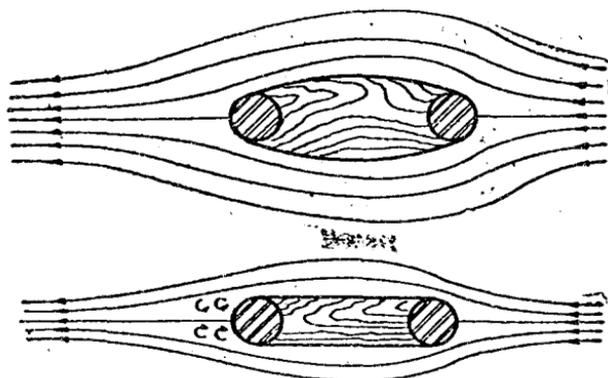


圖 104. 串列線纜中間置設阻體後之情形

示，則其整流效果更為顯著，故計算兩線之阻力時祇需用一線之阻力係數已足。

流線形張線 (Streamline Wire)

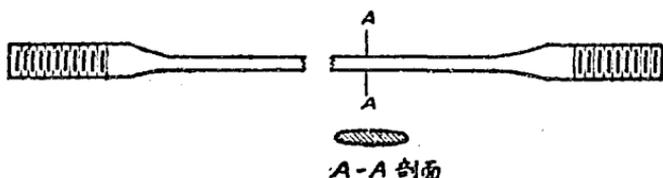


圖 195. 流線形張線

近數年來，流線形張線之製造極為成功，其在飛機上之用途亦漸廣。該線之截面略如圖 195 所示。由空氣動力學之觀點而論，則此種張線遠較圓張線為優。此種張線之阻力公式為：

$$R = KDLV^2$$

式中之  $R$  = 阻力(磅)

$D$  = 線之厚度(吋)

$L$  = 線之長度(呎)

$V$  = 速度(每小時哩數)

此式中之阻力係數  $K$  約等於圓線阻力係數之三分之一，在 0.000085 與 0.000097 之間。普通計算時取其平均數 0.00009 即可。

實際，此種張線之優點尚不止阻力較小，其強度亦較大，因其厚度  $D$  若等於圓線之直徑，則其截面必大於圓截面也。

例題

由以下之計算即可了解上節之意義。

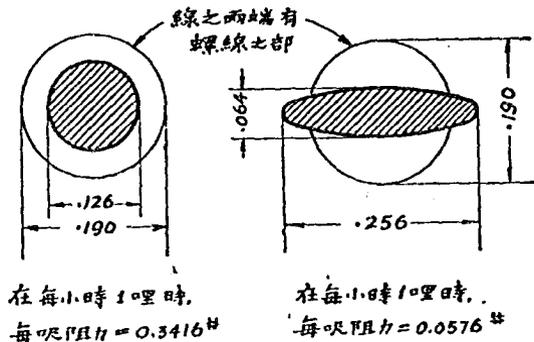
一單線長 6 呎，而其應擔之載荷為 2100 磅。在每小時 100 哩之速度時，欲適合以上之條件，則圓線及流線形線之阻力各為若干？

圖 196 所示為強度大約相同之圓線及流線形線之截面。

圓線之直徑為 0.126 吋，而流線形線最大之厚度祇有 0.064 吋。

圓線之阻力 =  $0.000265 \times 0.126 \times 6 \times 100^2 = 2.05$  磅。

流線形線之阻力 =  $0.00009 \times 0.064 \times 6 \times 100^2 = 0.345$  磅。



被切面積表示在氣流中之部分

圖 196. 強度相同之圓線及流線形線

後者約為前者之六分之一。

流線形線既有此種優點，則飛機上有時不用之而反用圓纜（流線形線之阻力較圓線已小，較圓纜當更小），其故安在？

茲將其理由略述如下：

第一，飛機上之主力線皆用串列雙線，此乃今日流行之方法。雙線或雙纜既成串列，則阻力必減小，中間再加置減阻體則阻力必更小。（如前文所述）。流線形線則不然，其本身已成流線形，故以兩線串列阻力並不能再為減小。換言之，即流線形線之串列組織並無整流效果也。

第二，實心之流線形線無論製造時如何加意，遇劇烈振動時每易折斷而事先不能覺察。不若合股之纜，在將斷之前必有

一二股預先傷損或拉斷，駕駛人可得預先發覺。此種原因較第一原因尤為重要。

流線形線之阻力既較圓線為小，故其兩端接頭等物之比較阻力 (Relative Resistance) 必較大。按美國陸軍航空隊之規定，計算流線形線之阻力時須將該線長度增大三呎，以抵線端之阻力。

### 支柱之阻力 (Resistance of Struts)

比較兩支柱之空氣動力性質較比較兩金屬線之空氣動力性質為尤難。

金屬線之強度，與其形狀關係較小，大都祇隨其截面之大小及所用鋼質性質而定。故對某種載荷所需金屬線之重量亦與線之形狀無關。蓋金屬線所受之力祇有牽力 (Tension) 而無壓力 (Compression) 也。

支柱則不然，既可承受牽力又可承受壓力。若用以承受壓力載荷則支柱之形狀對於其強度有極重要之關係。

受壓力之支柱，如損毀，則必自其慣性矩 (Moment of Inertia) 較小之軸線處起始。一物體對某軸線之慣性矩皆以物質對該軸線之分佈情形，及各物質集中點對該軸線之距離而定。圖 197 所示即此點。

若以圓管做支柱，因其截面為對稱形故對任意一軸線之強度皆相同。

流線形之支柱則不然，無論其為空心或實心，其對於橫軸  $B-B$  之強度永較對縱軸  $A-A$  者為大，因物質之分佈對  $B-B$  軸之距離較遠也。故對於同樣之載荷，若用流線形之支柱則其重量必較圓支柱為大。當支柱之扁度 (Fineness)，即支柱截面之寬度與厚度之比率，增大時，則此種重量差別亦增大。然，過

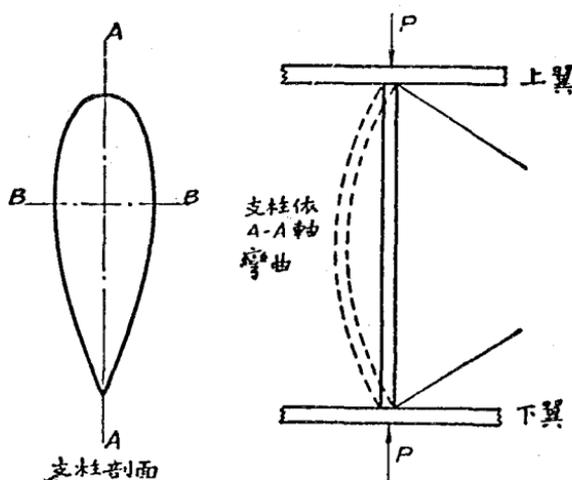


圖 167. 支柱變形之情形

大重量之效果等於過大之空氣阻力，故流線形支柱之益處因此消失一部。

計算一支柱之最佳形式以適合於某飛機及規定其裝配於飛機上之位置實為一較複雜之問題。不過，在實際設計時，吾人可應用以下之經驗法則：

(a) 飛機之速度若在每小時 100 哩以下，則扁度應在 2.5 至 3.0 之間。

(b) 飛機之速度若在每小時 100 哩至 150 哩之間，則扁度應為 3。

(c) 飛機之速度若在每小時 150 哩以上，則扁度應在 3 至 3.5 之間。

此法則之根據點即當速度增大時，支柱之阻力漸變為重要而其本身之重量則變為次要。

支柱截面之最佳者之一種即美國海軍第一號支柱，如圖 198 所示，圖中在寬度各分線上註有該處厚度對於最大厚度對最大厚度所成之百分數。圖中所示之支柱，其扁度，即寬與厚之比值，為 3。

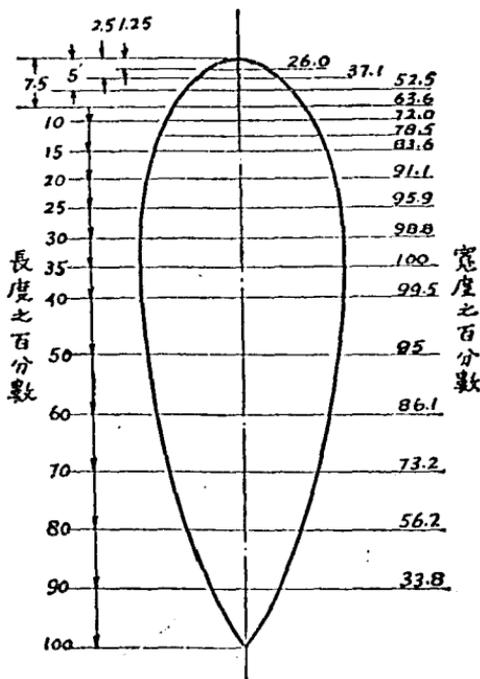


圖 108. 美國海軍第一號支柱

對於實大之支柱，扁度若為 3，則陸軍航空隊所規定之阻力係數為 0.0000183。此數即公式  $R=KLDV^2$  中  $K$  之數值，式中各字母之意義仍如前文所述。支柱阻力因其扁度不同而生之差異可由圖 199 中之圖線求得之。由該圖線可知，當

支柱之截面長度漸減而支柱之截面漸與圓形相近時，則其阻力增大。又，當扁度過大時，則其側面之表面摩擦(Skin Friction)之增加大於正面空氣阻力之減少，故結果支柱之阻力因而增大。然在扁度為 3 時，則支柱之阻力係數顯然為最小。

舊式之翼間支柱大都採用實心之木柱，然新式之支柱則

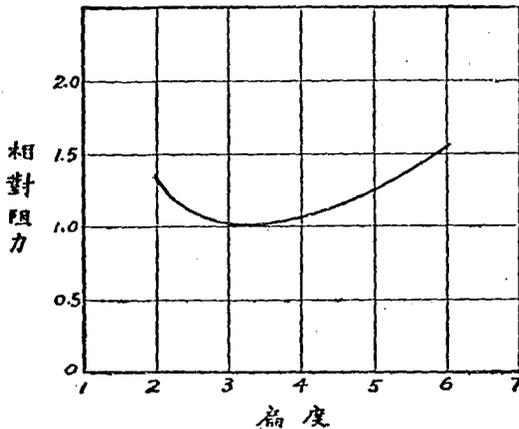


圖 199. 支柱阻力與其扁度之關係

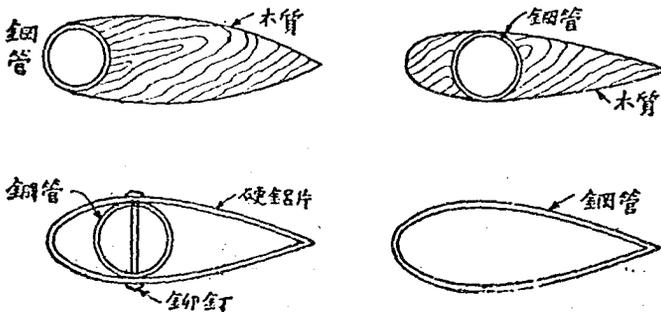


圖 200. 各種新式支柱剖面圖

多改用圖 200 所示之各種式樣。

- (a) 前方爲鋼管，後方加樅木之減阻體。
- (b) 鋼管居中間前後皆有樅木減阻體。
- (c) 圓形鋼管外面包以鋁片。
- (d) 流線形之鋼管。

計算有減阻體之支柱阻力時，最好之方法即先求得理想的流線形支柱之阻力，然後在其結果數值上增加 20% 以抵償流線形上種種缺點之影響。

對於低速之飛機，則木質支柱之總氣動效率，與鋼管支柱完全相同，然對於高速之飛機則以採用鋼管支柱爲宜。關於此種選擇，並無一普遍法則可循。謹慎之設計者必須按其個人之需要而作詳細之研究，凡空氣阻力，重量，成本，及養護之難易皆應一一考慮之。

惟有一事可作肯定之判斷者即外部所用之支柱切不可用硬鋁管爲之。

釘銷聯結 (Pin Jointed) 之長支柱，其強度可由以下公式求得之：

$$P = \frac{\pi^2 EI}{L^2}$$

式中之  $P$  = 使支柱變形之載荷。

$E$  = 材料之彈性係數 (Modulus of Elasticity)

$I$  = 最小之慣性矩

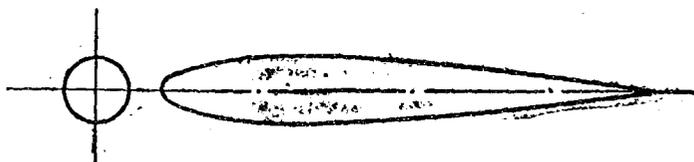
$L$  = 兩釘銷關節間之距離。

鋼之彈性係數爲 30,000,000，硬鋁之彈性係數祇有 10,000,000。吾人可用一種理論——因較高深本書不能敘述——證明鋁質雖比重甚小，然因彈性係數之關係，鋁質支柱之總效率仍

遠不及鋼管支柱。

### 機身阻力

如圖 201 所示之機身，在每小時一哩之速度時其最大剖面上每方呎之阻力祇有 0.0001635 磅。換言之即其阻力係數為 0.0001635，約等於平面機翼阻力係數之 5.1%



(長徑比 = 6)

$$K_x = 0.0001635 \text{ 呎}^2/\text{sq}'/\text{mi}/\text{hr.}$$

圖 201. 一種標準機身之外形

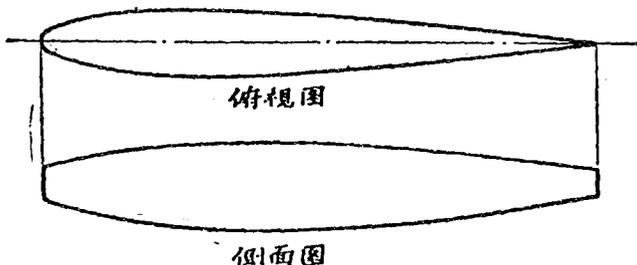


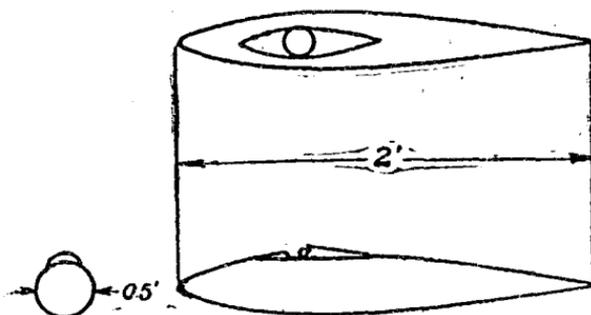
圖 202. 理想的機身外形

圖 202 所示，為完美之流線形機身，其阻力係數祇有 0.00016，恰等於正方平面之阻力係數之  $\frac{1}{20}$ 。(參閱 Diehl's Engineering Aerodynamics)

以上所述之低值阻力係數實際上頗不易得，因機身上之坐艙開口，風屏，及發動機之氣缸及排氣管等物無一不破壞機

身之流線形。

由圖 203 所示吾人可見些微之障礙物可使機身阻力增加若干矣。機身上加駕駛人及風屏以後之阻力幾兩倍於前。



	$K_x$
模型無風屏及駕駛人	0.000256
模型加駕駛人而無風屏	0.000450
模型加風屏及駕駛人	0.000330

試驗時之風速為每秒 40 呎

圖 203. 模型機身之阻力係數

機身之形狀，種類極多，實無法盡述各種機身之法式。圖 204 所示，為兩種代表的機身，其阻力係數皆以最大剖面積為標準。

由圖可得以下之結論：

- (1) 有頂坐艙 (Enclosed cabin) 機身之阻力係數較無頂坐艙機身之阻力係數為小。
- (2) 使機身之稜角變為圓滑可以減小機身之阻力。
- (3) 氣冷式發動機 (Air-cooled Engine) 之伸露氣缸

更機身阻力大為增加。

(4) 室塞式整流罩(Venturi Cowling)減少阻力之功效極大。

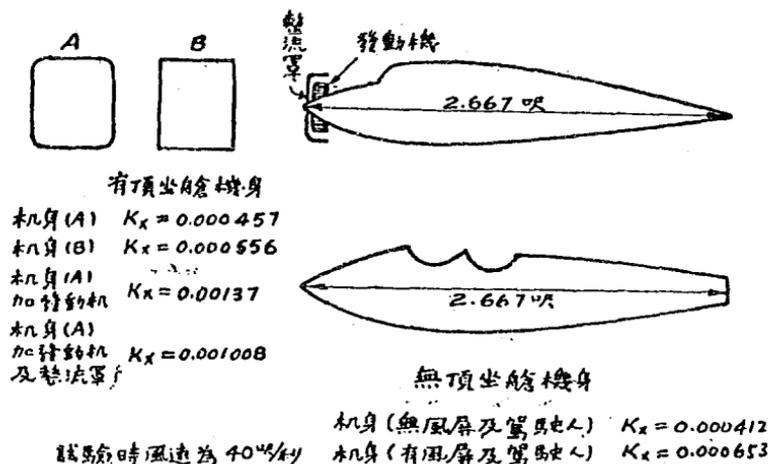
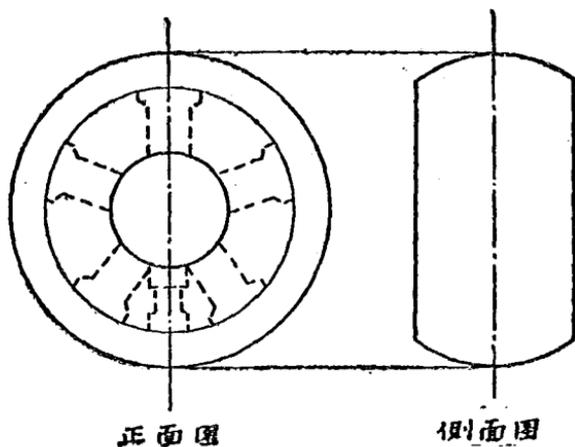


圖 204. 坐艙不同之機身阻力比較

### 發動機之遮罩法

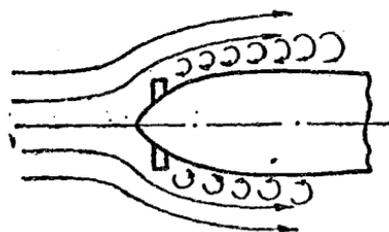
發動機之外加以整流罩之法，最近頗引起一般之注意。由風洞試驗及實際飛行皆證明此種方法既可減小飛機之阻力，又可改善飛機之性能。若設計周密，則此種方法未必妨害發動機之散熱作用。遮罩發動機有時不用室塞式整流罩(N.A.C.A. or Venturi Cowling) 而用整流環(Townsend Ring) 替代之，如圖 205。後者之減阻效力雖遜於前者，然其裨益亦頗不為小，而其製造則較前者簡單多多。用後者且能使駕駛人之視線不致全被遮蔽。



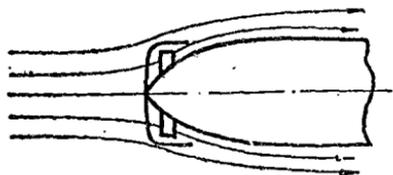
正面圖

側面圖

圖 205. 發動機整流環



明露之氣缸使  
氣流在機身上  
發生渦流故  
機身之阻力大



氣缸上加一  
整流罩則氣  
流平滑故機  
身之阻力減小

圖 206. 竅塞式整流罩

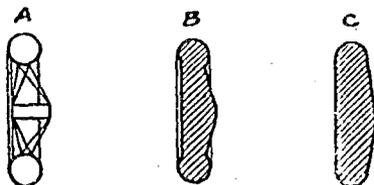
圖 206 所示即室塞式整流罩原理之粗淺解釋。

當氣缸明露時，機頭及支出之氣缸使空氣之流線脫離機身，故阻力甚大。若加以室塞式整流罩，如圖 206(b)，則氣流變為平滑而沿機身外廓流動，故阻力小。

### 自由空氣散熱器(Free Air Radiator)之阻力

機頭若裝置散熱器，則發動機必裝置於該器之後。在此種情形之下，散熱器因機身而增加之阻力，實無一定之規則以計算之。

若用自由空氣散熱器(Free Air Radiator)，則其阻力係數可假定為，在每小時 1 哩之速度時，垂直面積每方呎上之阻力為 0.0026 磅。



輪之尺寸	A 樣式	B 普通減阻輪	C 全部減阻輪
20 × 3	0.00061	0.000406	0.000203
26 × 3	0.00108	0.00072	0.000360
28 × 4	0.00141	0.00094	0.000470
30 × 5	0.001815	0.001210	0.000605
32 × 6	0.002285	0.001525	0.000761
36 × 8	0.003380	0.002250	0.001125
44 × 10	0.005120	0.003410	0.001705
54 × 12	0.007590	0.005060	0.002530

圖 207. 輪之阻力係數

### 尾面阻力

關於尾面阻力之估計，美國陸軍航空隊之規定為：在每小時一哩之速度時，尾面每方呎之阻力為 0.00006 磅。此阻力係數中已包括尾面上一切張線及支柱之阻力。

### 輪之阻力

美國陸軍航空隊計算飛機輪之阻力時皆用圖 207 所示表內之數值。

### 阻力估計法舉例

圖 208 所示為金斯爾氏 (August Zinnser Jr.) 之設計，該機曾得紐約大學航空工程學生之李脫航空製造廠 1929 年飛機設計獎金。

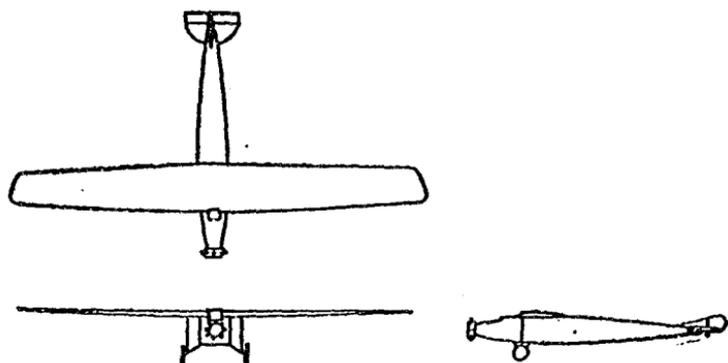


圖 208. 金斯爾氏飛機外形

該機之寄體阻力係按下表所示方法計算：

機件名稱		件數	尺寸及附註	阻力係數	阻 力 (設飛機速爲 1哩/小時)
機 身		1	截面積=15.6 方呎 $D=KxAV^2$ $A=15.6$ $V=1$	$Kx=0.000753^*$ 磅/方呎/哩/小時	0.011740
落	前支柱	2	設扁度=3(有減阻體) 每呎之 $D=Kd''V^2$ $d=2.5''$ $L=3.5$ (投射長度)+3.0 (因接頭阻力而增加) =6.5 呎	$K=0.0000183$ 磅/方呎/哩/小時	0.000460
	後支柱	2	設扁度=3(有減阻體) 每呎之 $D=Kd''V^2$ $d=2.5''$ $L=4.0$ (投射長度)+3.0 (因接頭) =7.0 呎	$K=0.0000183$ 磅/方呎/哩/小時	0.000495
架	裝減震器 之支柱	2	設扁度=3.5(有減阻體) 每呎之 $D=Kd''V^2$ $d=2.5''$ $L=3.0$ (投射長度)+3.0 (爲接頭) =6.0 呎	$K=0.0000194$ 磅/方呎/哩/小時	0.000445
	減震器	2	設扁度=2.5(有減阻體) $d=3.5''$ $L=3.0'$ (無接頭)	$K=0.0000194$ 磅/方呎/哩/小時	0.000222
	輪	2	30''×5''	$D=0.000605$ 磅/哩/小時 $K=0.0006^a$	0.001210
尾 面			面積= 36 方呎	磅/方呎	0.00216
尾輪及支架			大約數		0.0003
操縱橫桿		4		$D=0.0010$ 磅/哩/小時	0.0040
電燈及排氣管			大約數		0.0035
各首相互干涉			加 10%		0.02453 0.0245
			總寄阻(設 $V=1$ 哩/小時)		0.027 $N$

根據上表之結果，即可按以下之表格計算克服寄體阻力所需之馬力：

$$H. P. = \frac{KV^3}{375}$$

式中之  $K=0.027$

$V$	$V^3$	$KV^3$	$H.P.$
40	64000	1729	4.61
50	125000	3378	9.00
60	216000	5835	15.53
70	343000	9262	24.70
80	512000	14830	39.89
90	729000	19700	52.54
100	1000000	27000	72.00
110	1331000	35860	95.60
120	1728000	46300	124.40

由已知之機翼特性圖線及上表中之寄阻數據即可求出所需馬力之圖線，如圖 209。

此圖中最堪注意之一點即寄體阻力在高速時之重要性。在每小時 73.2 哩之速度處，寄阻馬力線與翼阻馬力線相交。經過此點以後，則寄阻馬力之增加率超過翼阻馬力之增加率。

此種現象實際代表一般情形。由此可知，在高速時，減少寄體之阻力較之改良機翼之設計更為重要。試觀寄阻在每小時一哩之數值恆較翼阻在每小時一哩之數值為大，即是證明此言之不謬矣。

又，由前表可見落地架之阻力對機身阻力所成之比率亦甚大，約言之為 26.9%。是以，伸縮起落架 (Retractable

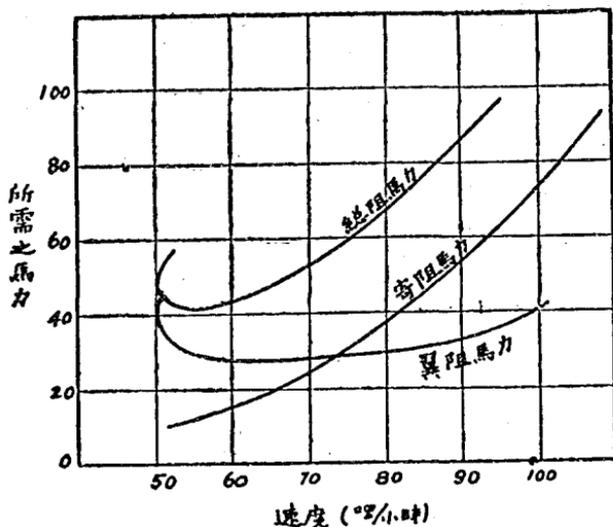


圖 20. 金斯爾氏機之馬力圖線

Landing Gear) 對於減少飛機之阻力確有極大之價值。

上述金斯爾氏之計算中顯然未計及滑流(Slip-stream)之效果。吾人如欲加入此項計算則須照以下之程序修正之：

(a) 由風洞試驗，理論計算，或由通用之螺旋槳特性圖線，將螺旋槳之推力求出。

(b) 將螺旋槳推力與氣流通過螺旋槳圓面時每秒鐘所受之運動量寫成一等式。由此式即可求出滑流之速度。

(c) 設  $V$  為飛機之速度，而  $v$  為氣流通過螺旋槳圓面時所得之速度，則滑流中各寄體之阻力皆應取原來數值而以  $\frac{(V+v)^2}{V^2}$  乘之。

然，設計者大都認為因不計滑流效果所生之差誤實極微小，而此種意見曾經風洞試驗證明，確為事實。滑流確能增加寄體之阻力，然螺旋槳後能生阻力之物體同時亦能使氣流之速度減低。故，螺旋槳效率之數值上應乘以  $\frac{V}{V+v}$  之因子。此因子若增大，則螺旋槳之效率即可較在自由空氣中為大。此種效果正足以抵消前述之滑流效果。

### 減少寄阻之可能的方法

飛機上之寄體阻力，為今日一研究趣味最濃之問題。無論風洞試驗或飛行試驗大都皆以此題為研究之中心。本書因篇幅所限，不能詳述，茲略舉數點以作讀者將來做進一步研究時之一助。

1. 改良及簡化星形氣冷式發動機之整流罩（無論其裝於機頭者或裝於機翼者）整流環，因其構造簡單，最有研究之價值。

2. 改良單排氣冷式發動機之整流罩。最明顯之途徑即設法將發動機全部以整流罩遮蔽，在罩之前端開有若干小口以入空氣。然後藉適當之氣道引罩內之空氣以適宜之分量冷卻發動機之各個氣缸。

3. 改良翼上發動機對機身，及機翼等之相互干涉。機翼對於其上表面或高於上表面處氣流之擾動感覺異常靈敏。帶整流罩之發動機若置於機身上較機翼稍高之處，則機翼之  $L/D$  比值必為之大減。其效果較機身，機翼及發動機三者阻力之和尤大。吾人必須加意研究者即如何將發動機置於機翼上適宜之地位以減低其彼此間相互之干涉，例如使發動機高於機翼，或使之低於機翼，或使之位於機翼之前緣而用完美

之整流罩使其外部之流線形與機翼之剖面形混為一體，如圖 210。

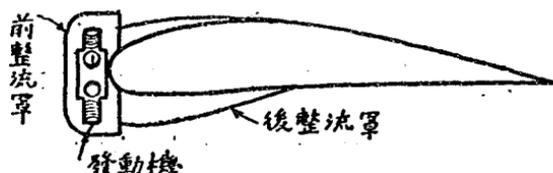


圖 210. 發動機整流罩在機翼上之最佳位置

4. 利用伸臂式機翼使成縮弦兼縮厚之尖翼。如此，則翼根部可有適宜之弦長及厚度，外部張線及支柱皆可不見，即機身亦可藏於機翼之中，以形成所謂飛翼 (Flying Wing) 之結構。敖爾次若浦 (Northrop) 廠有單翼機一種，將普通機身改為極短之坐艙，而另用尾架以支持尾面。駕駛人之坐艙，及發動機等皆藏沒於機翼之中，如圖 211。

5. 利用推進式螺旋槳。在敖爾次若浦單翼機中，所用之螺旋槳為推進式，且裝置於極長之軸上，而不用普通之拉進式螺旋槳。如此，則滑流中無生阻力之物體存在，對於飛機之性能裨益良多。

6. 機身與機翼連接處應有良好之內圓角 (Fillet) 如圖 212。

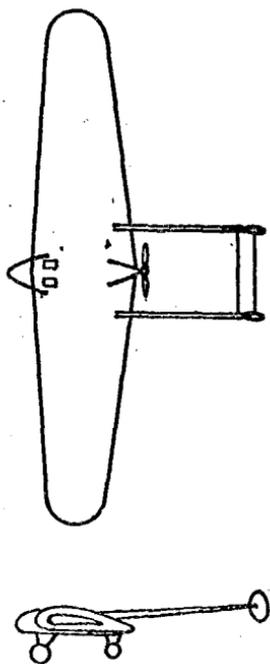


圖 211. 敖爾次若浦之飛翼



圖 212. 減 阻 法

此種方法可減少機身與機翼中間之相互干涉。但，此種內圓角不可過小或過大。支柱與機身及支柱與機翼之連接處，如加此種內圓角亦有相當之功用。

7. 與機翼斜交之支柱，應有流線形之截面。

8. 應切實注意易生干涉現象之處，如落地架中以小銳角相交之各支柱等。

9. 使落地輪及其他各部成流線形，或改用伸縮落地架。

至於其他各種可能之方法，學者可自行研究之。故，減少飛機阻力問題實為空氣動力學者及飛機設計者最有成功希望之領域。

### 習題

1. 一圓筒直徑為 3 吋，長度為 4 呎。問以之置於每小時 70 哩之氣流中應有阻力若干？ 答 15.6 磅。

2. 一合股鋼纜，直徑  $\frac{1}{2}$  吋，長 6 呎。問該纜在每小時 100 哩之氣流中應受之阻力為若干？ 答 9.54 磅。

3. 一圓線，直徑  $\frac{1}{4}$  吋，長 6 呎。問該線在每小時 100 哩之氣流中應受之阻力為若干？ 答 7.95 磅。

4. 設有海軍第一號支柱一根，寬 1 吋，長 6 呎。問該柱在每小時 100 哩之氣流中所受之阻力應為若干？(a) 設扁度為 3，(b) 設扁度為 2，(c) 設扁度為 4。答：(a) 1,098 磅，

(b)1,485 磅;(c)1,210 磅。

5. 題 4 中之支柱若與氣流成  $60^\circ$  之傾角, 則其阻力應為若干? 答:(a)951 磅,(b)1,285 磅,(c)1,049 磅。



日四月十一年六卅

中華民國二十九年十月初版

◆(38630)

簡易空氣動力學一冊

Simplified Aerodynamics

每冊實價國幣壹元伍角

外埠酌加運費匯費

原著者 Alexander Klemin

譯述者 王達新

長沙南正路

發行人 王雲五

印刷所 商務印書館

各埠

發行所 商務印書館

版權所有  
翻印必究

H一六七九上

錄

(本書校對者張嘯天)

