

國家圖書館



002407492

航

空

論

公用圖書  
愛惜使用



9

籍

829.1301

4470



01

301.2

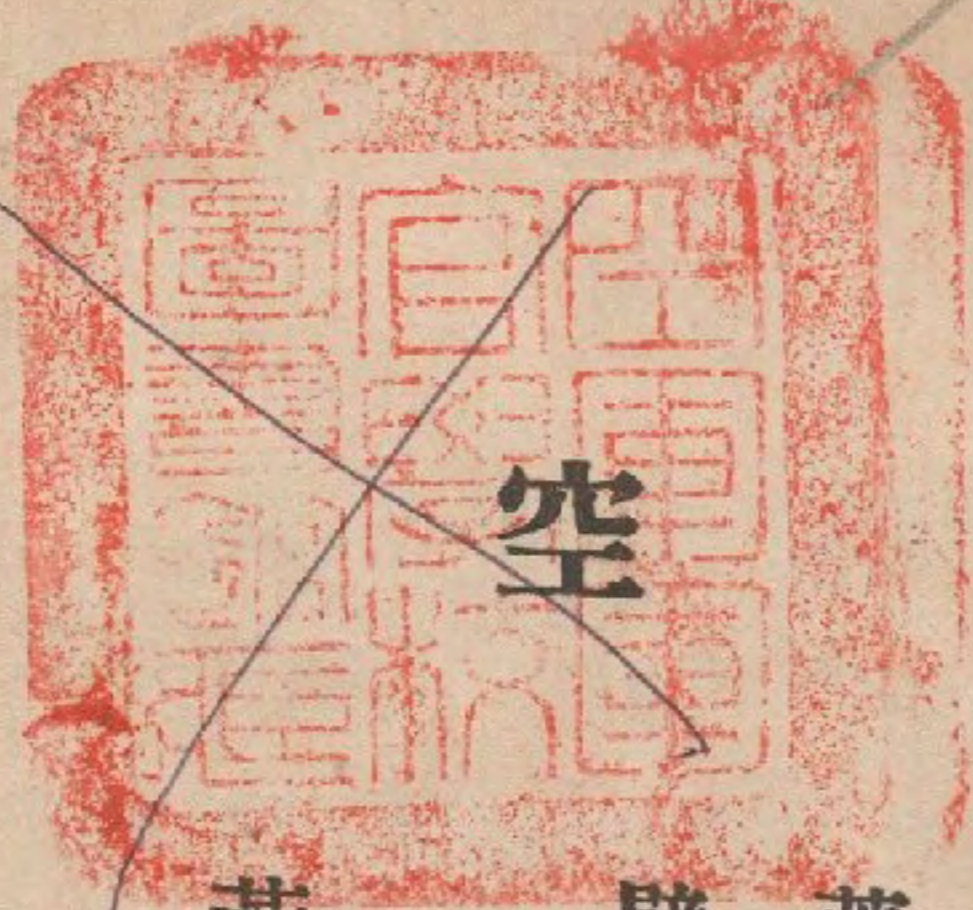
447.5

629

航

空

論



黃璧著

公用圖書  
愛惜使用

447.5

空軍軍官學校圖書館
3476
301.2/4470

空軍軍官學校圖書館
登記號 4432
類號 629.1301/4470

空軍軍官學校圖書館
登錄號 3476
類號 447.5/4470

商務印書館發行



Handwritten text in a rectangular box, possibly a library or collection number, located in the top left corner.



Handwritten text, possibly a date or accession number, located below the circular stamp.

Handwritten text in a rectangular box, possibly a library or collection number, located in the bottom right corner.

## 黃著航空論序

有原理之科學。有應用之科學。以自然之事務。爲研究之對象。分析之以明其特徵。綜核之以匯其通性。窮極反復。籍爲公例者。原理之科學也。取自然之象。爲制器之型。效浮物以造船舶。則飛鳥以成飛器。據物理之精微。利人生之實用。可迪幸福。可啓文明者。應用之科學也。無原理之科學。則制器之術。將有所窮。而無期於進化。無應用之科學。則窮理之旨。將無徵於事。而有譏於空談。二者相倚相需。然後乃促其進步。舍彼取此。固不可。重甲輕乙亦豈其宜。觀於近世科學昌明之徑跡。可以窺此中之消息矣。航空機者。應用科學之產物。而亦原理科學之妙用也。使無浮物之原理。則飛艇之成就與否未可知。使不明空氣之抗力。則飛機之製造何由取法。惟理與用之融合。始得無翼而飛。接九天之高鳥。天馬行空。秋鷹掠地。翱翔自在。上窮碧落。下瞰十洲。是誠人世之壯觀。人工之偉績者也。吾友黃君完夫。留學日本東京帝國大學。治工學。習造兵。苦心精研。造詣甚深。近復出其心得。著爲航空論一書。以餉祖國學子。予受而讀之。覺其於原理之探求。應用之討論。皆能條分縷析。明其理法。指其塗術。若學者而於此間問津焉。神而明之。精而進之。則其於航空也。必有左右逢源之樂。操縱自如之能。又何至望歐美人之下風而拜者哉。故於其付梓也。樂書數言以爲之介紹。序云乎哉。民國十一年八月零陵馮意空作於東京小石川之寓樓。

國家圖書館



002407492



## 自序

昔在春秋。有木鳶飛天之舉。山海經亦傳製造飛車之國。讀其書疑信參半。以爲託之空談。斷難見諸實事。不謂科學發達。愈出愈奇。遂令紙鳶翱翔。成爲兒童玩具。而領土領海以外。國際法多一領空問題。機聲洶湧。響澈雲霄。舉頭一望。有天人相接之感。嗚呼。是誰之賜歟。推其源皆物理學始祖之力也。戰術變遷。由陸軍而海軍。由海面而海底。賴力學進步。有飛行船發生。再進步而致有飛行機。列強之國力與學力。同時有加無已。言念及此。豔羨殊深。余自慚綿薄。不免一知半解之謂。所幸師傅有自。受益良多。如航空教授栖原。物理教授中村。機械教授內丸諸氏。私淑之惠。無日忘之。此次旁集羣書。資以口授考證。而自 T. O'B. Hubbard, T. H. Ledeboer, B. A., C. C. Turner 三氏合著之飛行機書中。取材尤多。對原著表感謝之忱。對業師念補助之益。其他參考書籍。合併登錄。對各著者。掬誠共謝。參考書目如次：

T. O'B. Hubbard

T. H. Ledeboer, B. A.

C. C. Turner

} 三人合著 "The Aeroplane."

本間德次郎著 現代之戰略及戰術。

E. J. Loring :—"Bombing and Bombing Sights."

Victor Quittner :—"Flugtechnik."

內丸最一郎著 熱機關.

栖原豐太郎口授 航空講義.

中村清二口授 應用物理講義.

W. L. Cowley and H. Levey :—"Aeronautics in Theory and Experiments."

Leonard Bairstow :—"Applied Aerodynamics."

G. P. Thomson :—"Applied Aerodynamics."

G. H. Bryan :—"Stability in Aviation."

火兵學會誌.

機械學會誌.

"Technical Report of the Advisory Committee for Aeronautics," London.

"Annual Report of the Natural Advisory Committee for Aeronautics," Washington.

Abbe, Cleveland :—"The Mechanics of the Earth's Atmosphere."

Aston, W. G. .—"Model Flying Machines."

Langley, S. P. :—"Experiments in Aerodynamics."

編者倉卒成書。瑕疵難免。倘閱者不厭叱正之勞。肯予指摘。他日訂正有期。俾得採擇高論。幸莫大焉。 編者識



## 凡 例

一、本書中科學名詞。或取現時通用之語。或由編者按義立名。

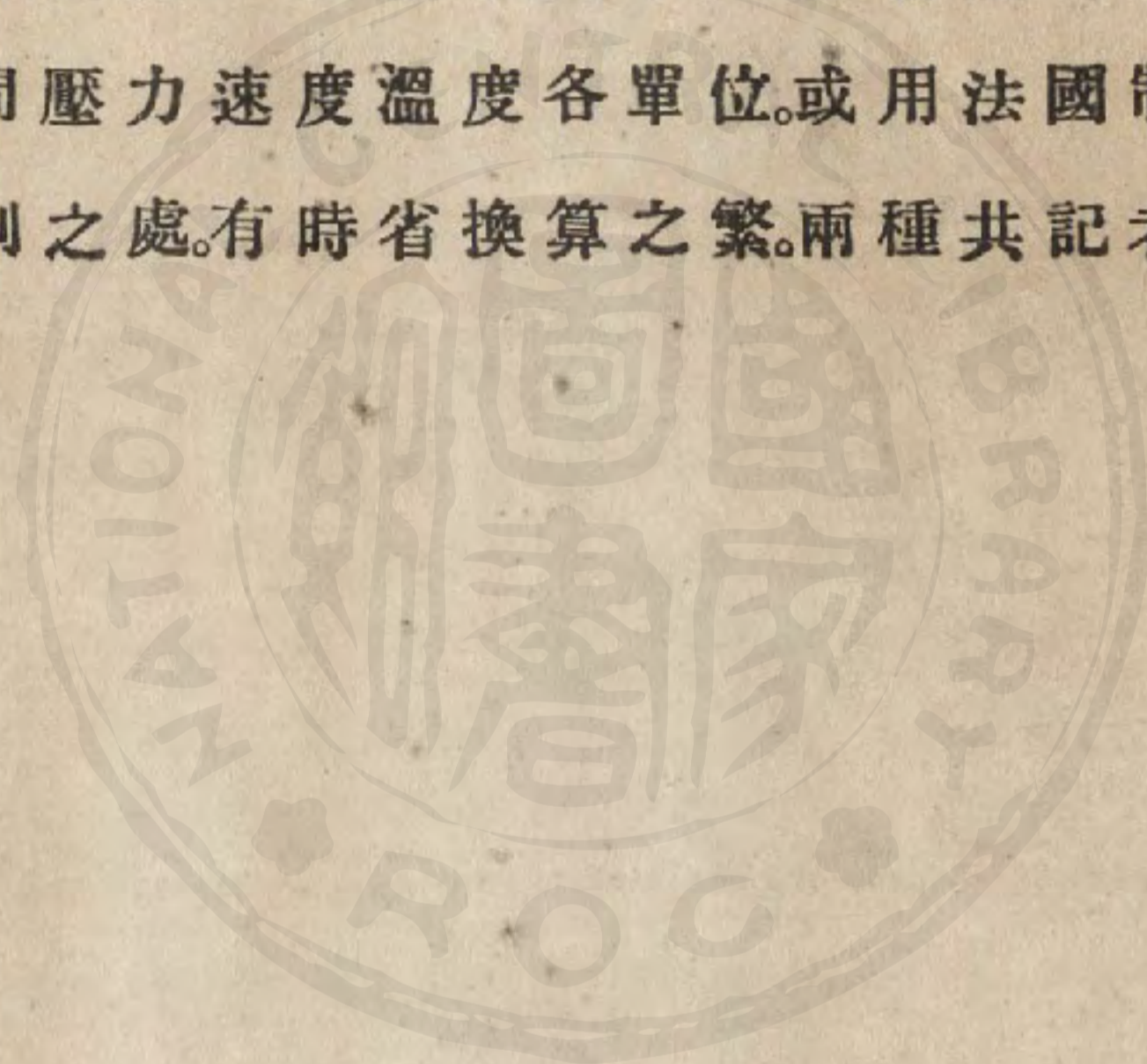
只以易解且適當爲目的。特別之處。附以英文。供閱者之參考。

二、人名及地名之專名詞。除特別易知者外。只能用英文原字。

不敢翻成漢音。因無一定標準。反不如原名之明瞭也。

三、長度重量時間壓力速度溫度各單位。或用法國制。或用英

國制。各有便利之處。有時省換算之繁。兩種共記者亦有之。





# 目 錄

第 一 章	總 論 .....	1
第 二 章	空 氣 之 性 質 .....	12
第 三 章	空 氣 抵 抗 .....	23
第 四 章	氣 流 .....	33
第 五 章	滑 翔 .....	46
第 六 章	安 定 及 操 舵 .....	51
第 七 章	推 進 機 .....	61
第 八 章	飛 行 機 之 構 造 .....	74
第 九 章	航 空 .....	80
第 十 章	發 動 機 .....	89
第 十 一 章	最 大 距 離 .....	101
第 十 二 章	爆 彈 投 下 .....	113
第 十 三 章	礮 裝 飛 行 機 .....	125
附 表	.....	128



# 航空論

## 第一章 總論 (Introduction)

### 1 航空機之沿革 (Development of Aircraft)

投物於水中。則水有浮力。浮力之大。等於同容之水重。此亞幾默德 (Archimedes) 之定律也。此理不惟適用於液體。即擴而充之。至於氣體。亦無不真。故置物於空氣中。空氣亦有浮力。此浮力之大。等於同容之氣重。而此項浮力。謂之空氣之靜力。

空氣既自有重量。則輕於空氣者。可浮於空氣之上。自不待言。1766年。有化學家 Cavendish 氏。發見氫 (H)。始知輕於空氣者。尚有元素在。其後化學分析術發達。斷定空氣之主成分。為氧 (O) 氮 (N)。此外尚有其他數種。(詳見第二章) 惟為量至微。

夫創造氣球。豈憑空立說哉。不過應用前人之理。加以機械之力耳。1850年。法國 Henry Giar 氏。利用蒸氣之力。昇氣球於空中。繫小船於球下。實開飛行船之先河。至普法戰爭。巴黎被圍時。城中人得脫圍以出。通內外之消息者。皆氣球之力也。當時氣球。隨風漂流。尚缺駕馭之術。亦有作氣囊為圓錐形者。但卒無成效可觀。

1872年。德國始造飛行船。附推進機於船尾。1884年。德國 Colonel Renard 氏。應用電力。其航行速度一時間約達 7 哩。然其航行距離。只能達 5 哩。實不能延至一時之久。

1887年。內燃機關出。飛行船遂大進步。1894年。德國Zeppelin伯爵。殫精竭慮。所謂Zeppelin飛行船以成。而Zeppelin之名。遂為飛行船之通用名詞。法國Santos Dumont亦製一小氣球。用石油發動機。繞飛巴黎大塔一周。驚世界之耳目。此後歐美各國。益事研究。而德人技術。實為各國之冠。十餘年後。歐洲大戰亂作。

夫飛行船輕於空氣者也。輕於空氣者。得浮動於空中。固不足奇。迨機械學與力學。同時進步。而重於空氣者。亦得任意翱翔。其理為何。即以空氣抵抗之垂直分力。代氣球之浮力耳。此種抵抗力。為空氣之動力。

研究飛行機者。代有其人。其見諸實效者。自美國Wright氏兄弟始。1900年。彼兄弟初試飛行。1903年。飛行機上裝以石油發動機。飛行達38分之久。令人驚訝不置。是年法國技術家Santos Dumont氏。Ferman氏。Prelio氏諸人輩出。而製造愈發達。

1914年。英國海軍提督Scott氏。倡戰艦無用論。急鼓吹水上飛行機之建造。而水上飛行機。又為海上軍備所必需。研究國防者。不可不知。近年此項事業。正在演習之時。尚難施於軍事實用者。其故有三。(1)激浪之上。難以滑走。(2)不能自甲板起而飛騰。(3)降下難落至甲板上。兼以軍艦勢力。既久且大。將來發達之後。其效力或不在潛航艇下也。

歐戰時德國製有載貨飛行機。每機可載600 kg.之重。即

一日可運千人之糧。以之裝載礮彈。可載野礮彈丸百個。雖21  
種白礮彈之重。亦可載五個。近來技術日精。而好奇之心。於以  
貫徹。冒險飛行。以美國爲最著。所謂垂直飛行。極衝天之勢。接  
吻飛行。有捲地之威。折返盡操縱之奇。旋轉顯無窮之妙。翱翔  
破大風之雄。深夜窮碧落之域。誠壯觀也。

近來遊覽飛行。技術固無足異。然人跡難到之處。亦可俯  
瞰無餘。又郵便飛行。爲交通上一大援助。將來發達。可奪舟車  
之力。亦未可知。

## 2 航空機之分類

航空機。就學術上。分爲二類。 (甲)輕於空氣者。 (乙)  
重於空氣者。

(甲)輕於空氣者。

1. 自由氣球。(Free balloon) 此式最古。今廢之。
2. 繫留氣球。(Captive balloon) 此式亦古。
3. 飛行船。(亦曰誘導氣球)(Dirigible balloon)

飛行船就構造上。分三種如次。

- A. 軟式 (Non-rigid balloon) 此式之氣囊無骨。因欲減少  
空氣抵抗。氣囊製爲細長之魚形。氣囊內充以氫。內部  
有若干之空氣房。輕油發動機在吊船中。由發動機使  
推進機生運動。其操縱或全由於舵。或半由氣囊前後  
之附屬空氣房。空氣在此二房內。或充實。或空虛。氣囊

因之生傾斜故也。例如空氣充入後方空氣房。則氣囊之上端向上。而空氣之抵抗力使氣球上昇。Perseval 式屬於此種。

B. 半硬式 (Semi-rigid balloon) 氣囊爲細長形。中央之部分凹而小。若氣體之張力減少。則氣囊之中部屈曲。而上下兩部之浮力及於吊船者不平均。故吊船須加長。分爲數部分以繫之。或附硬骨之鐵棒於氣囊之底。使吊船之力。作用於棒上。半硬式與軟式不同者。只在此骨而已。Lebaudy 式屬於此種。

C. 硬式 (Rigid balloon) 氣球對於空氣抵抗。不可不維持其形狀。故氣囊之外部。須以鞏固之外殼保護之。此外殼由皮與骨而成。骨用木材或金屬中之鋁  $Al$ 。皮用鉛板或牢固之布。Zeppelin 式屬於此種。此式不惟不用空氣房。且氣囊有多數隔壁。雖一部破壞。無全部氣體漏出之虞。惟輸送及地上操縱困難耳。

又飛行船就大小上。分三種如次。

- A. 大型 氣體容積 5.000 至 15.000 立方呎
- B. 中型 氣體容積 2.000 至 5.000 立方呎
- C. 小型 氣體容積 300 至 2.000 立方呎

(乙) 重於空氣者。

1. 飛行機及滑翔機 (Aeroplane and glider) 用發動機及推進機之力。打勝空氣之抵抗。其浮力作用在翼面。現用之發



動機。多係七筭式之內燃機關。飛行機有種種之制式。現今最發達者。爲平面飛行機。將一個或數個之主平面。施以適宜之配置。此平面受空氣之抵抗力。得飛舞於空中。抵抗力欲其大。則主平面宜稍加以彎曲。彎曲之度數。由機械之設計而定。故飛行機得以構造分類如次。

A. 單葉式 主平面只一個。

主平面之形狀不一。其名稱亦異。由來各種翼面之名稱。用始創之人名冠之。單葉式之著名者如次。

“Antoinette” Monoplane

“Dumoiselle” Monoplane

“Blériot” Monoplane

B. 複葉式 主平面二個或二個以上。複葉式中以二葉爲最普通。有時亦用三葉式。至四葉式則用之者更少。二葉式之著名者如次。

“Curtiss” Biplane

“Farman” Biplane

單葉式及二葉式。各有所長。詳見第八章。

2. 螺昇飛行機(Helicoptères)此種飛行機。不用翼面。有垂直軸成螺旋形。以水平面之板。繞此垂直軸廻轉。水平板向上螺進之力。以代翼面之支持。而翼面與螺進板。同時並用者亦有之。垂直螺進板之作用。與推進機同理。詳見第七章。

3. 搏翼飛行機(Ornithopter) 此種飛行機之作用。與鳥之作用同。兩側之翼。可以擊動。

4. 風箏 (Kite) 風箏之發明甚久。利用空氣之流動。受相當之浮力。初發明時。只用一葉之平面。飛舞空中。後擴而充之。應用箱形之物。以代平面。又其次則用二箱聯結。放入空中。此等箱形風箏。由 Lawrence Hargrave 氏發明。故謂之 Hargrave box kite。而平面風箏。則謂之 Malay Kite。

5. 落傘 (Parachute) 本體之一部分。為巨傘之形。由本體之落下運動。而空氣抵抗。成為支持巨傘之力。

由上觀之。輕於空氣者。利用空氣之靜力。重於空氣者。利用空氣之動力。而上述甲乙二類之中。近世惟飛行船及飛行機。對於軍事。甚為重要。

### 3 航空記錄

歷年來之航空記錄甚多。茲摘其要者如次。

(甲) 歐戰時之飛行船。

	軟式	半硬式	硬式
	Perseval	Lebaudy	Zeppelin
氣球之長	84	85	160 呎
氣球中徑	8.4	8.5	15 呎
氣球容積	9.600	7.200	22.000 立方呎
最大速度	42.7	32.6	49.5 哩

航續時間	20	—	50 時
機關馬力	180	70	180
機箱個數	2	2	3
搭載人數	16	8	30
最大高度	2.000	2.000	2.000 呎

本表中所謂最大量者。非各項能同時達最大之意。譬如搭載人數至最多時。則航續時間必減少。又速度達最大時。航續時間亦必減少。高度欲達最大時。則搭載人數及速度均須減少。

戰時偵 欲達遠大之距離。乘員之數。須取最少限。貯油量則欲其多。未達敵人境界以前。高度不必過大。近敵時恐有危險之虞。始取必要之高度。

普通飛行船。所用人員之數。地面操縱。自 70 名至 200 名。航空操縱。自 3 名至 7 名。

(乙) 飛行機之高度。

1908 年	高度	150 呎
1909 年	高度	550 呎
1910 年	高度	3.474 呎
1912 年	高度	5.800 呎
1914 年以後	高度	7.500 呎以上

就風言之。高層之風力。確較地面之風力強。此飛行家所感之苦痛也。然空氣愈高則愈稀薄。故就風之方向言之。愈近

地面。則氣流愈無一定。而高空飛行。反覺危險尙少。又機械生障礙之時。則在空中滑翔。此時欲覓一適當之着陸處。苟自低空滑翔。則降下之時間甚少。選擇適當地點。良非易事。設自高空滑翔。則降下時間。綽有餘裕。反覺選擇之安全也。至若就危險可畏言之。則高度在50呎以上。一旦落下而與地面衝突。無不死者。故飛行雖高。並無加增危險之虞。此近年所主張者也。况軍用飛行機。其危險在敵人之攻擊。不在本體之墜落。尤覺高度愈增。而安全愈大。

(丙) 飛行機之速度。

1909年	每時	47.5哩
1910年	每時	61.5哩
1912年	每時	110.0哩
1913年	每時	125.0哩

普通軍用飛行機之速度。單葉機每時75哩。複葉機每時50哩。競爭上均用單葉機。

(丁) 飛行機之航續時間。

1908年	2時20分
1910年	8時12分
1912年	13時7分

(戊) 飛行機之最大距離。

1912年	631哩
1913年	1.000哩

1914年 2,400 哩以上 (橫斷大西洋)

#### 4 機外之設備

硬式氣球。欲以火車輪船輸送之。則不可不分解其機體。至軟式氣球。則捆載亦可。分解之後。再事合成。良非易事。軟式氣球之合成。亦須一星期之久。急速亦需四日。硬式之合成。其困難可以想見。而雨天大風之際。尤為不便。有破壞之虞故也。故平時需氣球庫。以便各部之合成。戰時則架天幕。作假氣球庫。又氣球不用時。常泊於空中。殊非保存之道。以其易受災害也。故停泊場非有氣球庫不可。而着陸及昇騰之時。地上操縱。尤不可少。氣體燃料之補充準備。不待言矣。主要地方。須設修理工場。

飛行船及飛行機上。均須無線電信。以便偵察之通告。氣候有變遷之時。由地面通告機上。消息非靈敏不可。且機上須設寫真器具。以便地形之攝影。

飛行機之分解組成。較飛行船甚易。且構造簡單。無前述破壞之虞。惟飛行場及着陸地。非有適當之廣大平地不可。

關於航空之設備。有一最重要者。即為氣象臺。蓋氣象之激變。實為航空之勁敵。而高層之風力。較低層之風力甚強。尤須觀測高層之氣象。時時以無線電報。通安全之消息。雨雪之災害尚輕。惟落雷之妨於飛行船者甚大。

#### 5 航空機之能力

航空機之能力有二。其一為偵察能力。其二為交戰能力。

偵察能力 開戰之先。當知敵人之作戰計畫。換言之當先知敵軍之集中狀況也。於國境附近。若已知敵國之鐵道線路。要塞配置。及軍用物之貯藏所。則敵軍之集中地帶。本屬不難判斷之事。然而開戰之際。戰略變化亦有之。此時欲探敵人之動靜。而實行其間諜之任務者。惟有力之偵察機關是賴。此機關爲何。即航空隊是也。飛行距離。既可達四五百哩以上。若國境設有航空隊本部。則速探速報。敵情不難盡悉。苟長驅直入。得窺敵國之首府。尤爲上乘。不幸偵察失敗。航空機誤落於敵人之手。其損失亦不甚巨。用飛行機偵察者。其損失不過一機與一二人之生命。用飛行船偵察者。其損失不過一機與四五人之生命而已。自德國士多拉堡 (Strassburg) 至法京巴黎。相距250哩。歐戰時德國之飛行機。不過費十時之久。遂偵察巴黎而返。其利益豈淺鮮哉。航空機未有以前。負搜索之任務者。厥爲馬隊。驅馬隊於軍前。受敵人之射擊。得寸進寸。求其侵入十里。已屬僥幸。由是觀之。航空機之能力。不亦偉乎。馬隊之能力。視馬之速度而定。然馬隊易受地形之制限。一遇大河沼澤。崇山峻嶺。馬隊不能通過之處。航空機尤擅其特長。敵軍雖嚴陣以待。斷無拘束空中之威力。古時戰略。利用山河之險者。其奇策不得施於今日。飛行船之形體。較飛行機大。故其受敵彈之害者亦多。飛行高度在2000呎以上時。略可避之。惟飛行船有數種特長如次。(1)可在空中之一處停止。(2)航續時間較久。(3)可帶有力之攻擊武器。以攻敵人。(4)得由無線電報通信。飛行機

對於此事。尙屬難能。

交戰能力 航空機之攻擊威力。亦爲他種兵隊所不及。其攻擊威力爲何。卽爆彈投下是也。用之陸戰。可使敵人軍氣沮喪。用之海戰。可使軍艦沉沒。翩翩一飛行機。載輕砲一尊。可敵野砲12尊。載30糎之砲彈一個。雖軍艦之甲板如何厚。無不貫徹。况飛行船之攻擊威力。更十倍於飛行機乎。航空機威力之最著者。卽在要塞戰。航空機未有以前。包圍要塞。或絕其糧道。使之降伏。或敵人彈藥告罄。援兵不至。不得已有開城之舉。自航空機出現。得以爆彈破壞要塞。而今昔之攻守異勢。攻者之方法。不在包圍。守者之方法。亦只能以攻爲守。或以航空機敵他人之航空機。或以航空機射擊砲。射落他人之機。此種射擊砲。不能用普通砲車。非施以特別裝置不可。因普通砲車。難得有最大之仰角故也。射飛行船用着發榴彈。射飛行機則用榴霰彈。

飛行船形體甚大。易受敵人之攻擊。既如前述。飛行機形體小。且方向速度高度等之變化亦易。故被擊之事少。然欲射落一飛行機。亦非不能之事。試以常識證之。飛鳥甚小。吾人可以獵鎗射落。今飛行機之高度。雖爲高空飛鳥之數十倍。然飛行機之大。亦爲飛鳥之數十倍。其可射落。非無理由。

近來學術日精。命中之法。日日進步。爆彈投下。及飛行機之射擊。當有良技可觀。萬一平和有不足恃。空中戰鬥。不能免也。彼聲言軍備縮小。遂以爲武力制限之證。其誰信之。

## 第二章 空氣之性質 (Characteristics of the Air)

航空之勁敵。在氣流。已如前述。故吾人欲研究航空問題。當先討論空氣之性質。本章所論。概屬物理學上之根本觀念。

### 1 空氣之成分

空氣為混合物。非化合物。由數種氣體混合而成。其主要成分為氧 O 氮 N。此外微量之氣體。為氫 A, 氬 Kr, 氙 Xe, 氖 Ne, 氦 He 及二氧化碳等。有時亦含有水蒸氣, 鹵精, 硝酸, 臭氧 ( $O_3$ )。今示其百分率如次。

	容量	重量
氧	21	23.2
氮	78.06	75.5
其他氣體	0.94	1.3
總量	100	100

空氣中除上述諸氣體外。固體物質亦有之。如微塵烟質等是也。而氧氮以外之成分。與航空有影響者惟水蒸氣。此外不甚重要。

### 2 空氣之重

空氣之重。各地各時原不一致。物理學所謂標準狀態者如次。



標準地點 緯度 45 度之海面

標準壓力 1 氣壓 即水銀柱 760 耗

標準溫度 攝氏 0° 即華氏 32°

在標準狀態之下。1 立方呎之空氣。其重量有 0.001293 克。以英單位言之。1 立方呎之空氣。其重量有 0.0805 磅。故空氣之重。約為同容積水重之  $\frac{1}{774}$ 。空氣之密度。由次之三者而變。(1) 壓力。(2) 溫度。(3) 溼度。

### 3 壓力之影響

密度與壓力成正比例。此 Boyle 氏之定律也。以之適用於空氣。自無不合。大氣壓力之變化。由次之二段原因而知之

第一 物理學條件 距海面愈高。則大氣壓力愈減。是以距海面愈高。則空氣密度愈小。緯度 45 度之海面。攝氏 0 度之時。標準壓力。以水銀柱表之。其高為 760 耗。英單位為 29.92 吋。換算成重量。每平方呎之面積上。受 1.033 尅之壓力。英單位為每平方吋上受 14.7 磅之壓力。即大氣全量。下壓於每平方呎之重。有 1.033 尅也。設吾人由海面昇至高處。由高處向上積算之空氣。較自海面向上積算時少。在身體以下之空氣。對於吾人已無下壓力故也。故高處之氣壓。較低處之氣壓小。從而高處空氣之密度。亦減小。實驗上有次之定則。

空氣之密度。比例於升高而減小。其減小之量。以水銀柱表之。水銀柱每低下 1 耗時。空氣密度減其 0.13%。換言之。水

銀柱每低下 7.6 耗時。空氣密度減其 1 %。

第二 氣象學條件 前述壓力變化之原因。對於同一地面。壓力無變化時言也。若同一地點。壓力有變化之時。由氣象觀測而知之。測壓力通常用氣壓計。此變化普通在 60 耗之範圍內。海面上之壓力。既有變化。高處壓力亦同時受其影響。距海面愈高。則壓力愈低。從而空氣之密度減小。與前說同理。

#### 4 溫度之影響

在地球表面上。溫度之變化有常。而影響於空氣之密度者甚著。不獨空氣爲然。凡一切氣體。溫度加高。則容積膨脹。若取一定之容積比較時。溫度高者其重量必較溫度低者之重量小。實驗上有次之定則。

溫度每昇攝氏 1 度時。空氣密度減其 0.366%。換言之溫度每昇高 3 度時。空氣密度減其 1 %。

#### 5 濕度之影響

空氣能吸收蒸氣之定量。直至飽和狀態而後已。溫度之高低不同。則飽和點亦異。熱空氣吸收水蒸氣之量。較冷空氣吸收之量多。飽和熱空氣一旦冷卻。則失其保有水蒸氣之力。此水蒸氣凝結降下而成雨。然水蒸氣之密度。爲空氣密度之 0.623。且空氣中所含水蒸氣之量。爲空氣容積之 3 %。則飽和空氣。輕於乾燥空氣明矣。概言之。空氣之濕度。影響於飛行者

不甚著。雖略之亦可。

## 6 大氣之範圍

海面之大氣壓力。以水銀柱表之。爲 760 耗。以重量表之。爲每平方糎上受 1.033 尅。從此距海面愈高。則大氣壓力愈減。已如前述。假如空氣爲一種不可壓縮之物。則計算大氣之真正垂直高。亦屬易事。然空氣乃一種可以壓縮之氣體。且距海面愈高。則其密度愈小。由此種事實觀察之。吾人可定空氣之範圍於 75 耗。即 45 哩。在該高處空氣之密度。爲海面上 0.01%。依射擊法及光線屈折種種之事實證明。得知空氣之痕跡。上至 200 哩而止。高至 200 哩。空氣已稀薄不可名狀。儘可置之不論。200 哩以上。更不待言。然就航空學言之。只討論至 6 哩之高即足。(即 30000 呎)。何則。6 哩以上之空氣。已覺稀薄。對於航空機無支持之浮力故也。日常鳥飛之高度。如鷺可達 3 哩半。鷹可達 4 哩。今飛行機之高。欲駕而上之。非不能也。

## 7 大氣之變化

海面之大氣壓力。平均爲水銀柱 760 耗。欲使此壓力低下 1 耗。即欲使水銀柱之高爲 759 耗。不可不昇高 10.5 呎。(即 34 呎) 換言之。在海面上 1 耗水銀柱之重。與 10.5 呎高處之空氣柱等重也。此空氣柱之重。非一定不變者。距海面愈高。水銀柱降下 1 耗。空氣柱之增加愈高。因壓力減小。而空氣密度

因之減小也。高度 1 杆之處。水銀柱 1 耗之重。等於空氣柱 12 呎之重。高度 2 杆之處。水銀柱 1 耗之重。等於空氣柱 13 呎半之重。在高度 5500 呎之處。水銀柱爲 380 耗。適爲海面壓力之半。至高度 10000 呎之處。水銀柱 1 耗之重。等於空氣柱 21.5 呎之重。

因密度與壓力成正比例。既知各高處之壓力。則各高處之密度。可容易計算而得之。而各高處之壓力。以壓力計測之。其結果見後之附表。(第 3 表)

溫度變化之普通法則如次。每升高 100 呎。則溫度降下攝氏 1 度。英單位每升高 183 呎。溫度降下華氏 1 度。熱帶地方。溫度變化更大。本法則乃歐洲諸國之平均數也。

由是觀之。高度愈增。則壓力與溫度常減。又由氣象觀測。壓力溫度。各呈獨立之變化。不互有關係。

壓力增則密度亦增。壓力每增水銀柱 1 耗。密度增加 0.13%。溫度增則密度減。溫度每增攝氏 1 度。密度減小 0.36%

此兩端反言之亦真。毫無疑義。故本法則亦可述之如次。

密度變化與壓力變化同符號。水銀柱每變化 1 耗。密度變化其 0.13%。密度變化與溫度變化異符號。攝氏每變化 1 度。密度變化 0.36%。

## 8 空氣之彈性

空氣與他氣體相同。可以壓縮。容積與所受之壓力。有反

比例之關係。就此點言。空氣呈氣體作用。非液體作用。與水不同。水不可以壓縮故也。加壓力於空氣。則容積縮小。將所加之壓力去除。則容積復元。無論所加之壓力如何。恆有必然之勢。故空氣可謂之完全彈性體。

## 9 空氣之流動

空氣有流動性。其分子一受微小之外力。則由相對位置。呈運動之現象。又空氣有粘性。空氣分子與空氣分子。或與他物體相接觸時。呈摩擦現象。就此點言之。空氣與理論上之完全流體不同。完全流體者。其流線常有一定規則。途中不生變化者也。

空氣之流動甚不安定。流線雖連續。無一定規則。或呈環狀。或呈渦狀。殊不易推測。因此種理由。討論空氣抵抗。難得精確之法則。從而航空者。亦苦於實驗。

## 10 空氣之慣性

空氣亦有慣性。即空氣不受外力時。則靜止者永靜止。運動者以常速度繼續運動。

## 11 運動中之空氣

大氣中之空氣。少有靜止者。換言之。完全無風。乃絕無之機會也。地球表面上。各地之壓力溫度不同。而空氣流動之速

度亦異。此風之所以起也。風之研究。原屬於氣象學。本書只就與航空有直接影響者述之。

## 12 風 速

風者何。運動中之空氣是也。運動之速度不同。而風之名稱亦異。故欲判風類之名。先立風速之標準。茲舉 Beaufort 之風速表如次。

風之名稱	風之速度(單位每時哩數)
0. 無風(Calm)	0 — 5
1. 輕風(Light air)	6 — 10
2. 微風(Light breeze)	11 — 15
3. 清風(Gentle breeze)	16 — 20
4. 和風(Moderate breeze)	21 — 25
5. 新風(Fresh breeze)	26 — 30
6. 強風(Strong breeze)	31 — 36
7. 大風(Moderate gale)	37 — 44
8. 疾風(Fresh gale)	45 — 52
9. 雄風(Strong gale)	53 — 60
10. 壯風(Whole gale)	61 — 69
11. 狂風(Storm)	70 — 80
12. 暴風(Hurricane)	80 以上

### 13 風速與高度之關係

英國地面之風速。一年之平均數。爲每時12哩。距海面愈高。而風速愈大。此種現象。對於航空。甚有重大之關係。有時地面上似覺無風。升高至數千呎之處。每時20哩之風速。亦屬常事。風速與高度之關係。欲求一精確之法則。實不可能。就冬夏二季之觀測。定各高度之近似風速者有之。

下列風高比例表。以地面風速爲標準單位。欲求某高處之風速。則以表中相當之比例數。乘地面之風速。

高度 (呎單位)	夏季速率	冬季速率
3.000 以下	1.7	1.9
3.000—6.000	1.8	3.2
6.000—10.000	2.0	3.8
10.000—13.000	2.3	4.7
13.000—16.000	2.6	6.0
16.000—20.000	3.0	8.0

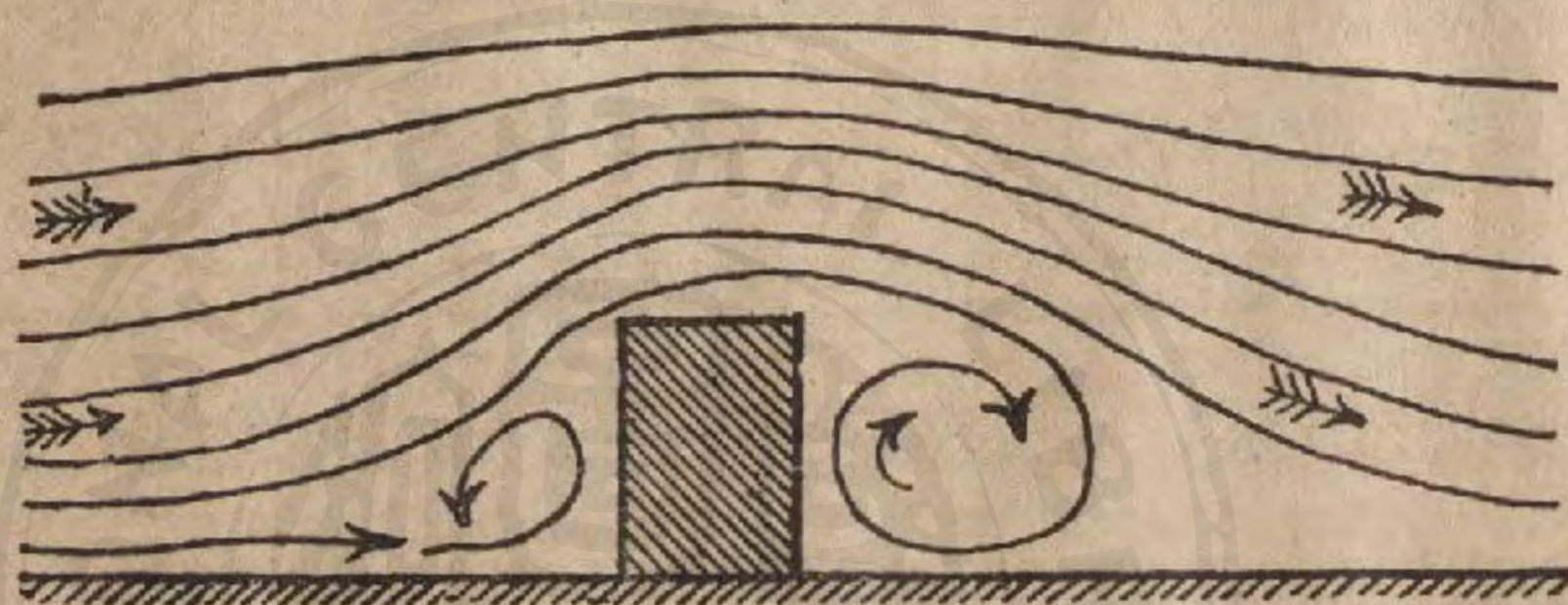
### 14 風之方向

風之方向。分二種論之。一曰水平流線。一曰垂直流線。

**水平流線** 風流之方向。固由氣象條件而變。然地球表面。常有一定風流。占勢力於該處。盛行不變者。亦有之。此種有規則風流。如貿易風(Trade)。反貿易風(Counter trade)。印度洋時風。

(Monsoon)。(五月下旬至九月中旬自西南吹來十月中旬至十二月中旬自東北吹來)對於航空。關係甚為重大。而歐洲諸國。有一般共有之現象。因地球迴轉之故。距地球表面愈高。則風流右旋之折曲愈大。

垂直流線 風之流線。有時成水平進行。亦有時向下或向上進行者。此種垂直流線。對於航空。關係極大。危機所發。或由於



此。垂直流線發生之原因有二。(1)熱空氣向上。冷空氣向下。故有垂直氣流發生。水分蒸發最多之地。此種現象甚著。(2)由地面構成之不規則。有垂直氣流發生。此種現象。以事實說明之。例如高山懸崖及建築物。突立於水平氣流之前。對於流線。儼然成一種障礙物。水平流線之低於此障礙物者。如何方能通過。通過之後。又以如何方向進行。此吾人所宜研究者也。

方流線抵障礙物。在未通過障礙物以前。必彎曲向上。上部諸層。彎曲向上。固可通過障礙物。其下部諸層。雖經彎曲。未必即能超過。愈下則彎曲度愈大。從而成環流之形。在障礙物之後方。參伍錯綜者亦有之。既超過障礙物以後。以其彎曲進行之勢。在障礙物之前方。仍續彎曲進行。而前方最近之處。彎



曲度最大。故前方亦有成環流之形者。水平流線低於此障礙者既如此。同時雖高於此障礙物者。亦受其影響。由低而高。彎曲度漸漸減小。氣流一經彎曲。而垂直氣流。在所不免。由是或生環流。或生渦流。常伏航空之危機。

### 15 風速之變幻

以前所述。皆假定風流爲有規則之常速運動。其實風流甚無規則。或由微風變成強風。或由強風變成微風。其間速度。均係連續變化。今於某時間之範圍內。取其最初之風速。與最後之風速而平均之。此速度謂之平均風速。例如平均風速每時20哩云者。非該處常有每時20哩之風速。乃數秒間以內。自靜空而成每時40哩之意也。風速以驗風器測之。

因風爲空氣之連續運動。故風速若無一定。則航空問題自難解決。此種複雜問題。一切推論。全憑實驗。

大風之原因有二。(1)由於空氣之不安定。(2)空氣中地面障礙物之摩擦。或空氣與海波之摩擦。有時距地面愈高。風流愈有規則。換言之。愈升高則航空問題愈簡單。此不可以概論也。

### 16 風向之變幻

風向亦變化無常。其水平方向及垂直方向。變化常急而且著。因此而航空問題。亦趨於複雜。欲得一普通規則。甚非易

事。雖然風向之瞬間變化。自平均方向起算。總在20度以內。依此理在完全水平面以上。風向之瞬間變化。對於水平之傾斜。爲5度至10度。

## 17 風 壓

因空氣稀薄。且無形可見。故物體在空氣中推進時。空氣之抵抗甚小。有時或可以無抵抗視之。此俗眼之觀察。非學理判斷也。就學理論之。則此種觀察。相差太遠。何則。地面實有風壓。人人皆知。故空氣有抵抗。亦屬彰明較著之事。如橋梁家屋之類。一遇高風。每平方呎之面積上。受壓力至30磅者有之。

風速不同。則風壓亦異。固體平面之上。風速與風壓。有相互之關係。如附表所示。(第2表)風壓與風速之平方成正比例。亦與受壓面成正比例。

今以 $R$ 爲風壓。 $V$ 爲風速。 $S$ 爲受壓面積。 $\phi$ 爲一定之常數。則有次之基本式。

$$R = \phi S V^2$$

## 第三章 空氣抵抗 (Air-Resistance)

### 1 重 力

凡物有自然向下之性。此重力作用。即地心引力之作用也。今航空機自地面昇至空中。而欲保持其所昇之高度。不可不有一向上之力。與向下之重力反對。而互相平衡。換言之。必需一垂直向上之力。等於航空機之重也。欲得此垂直向上之力。即利用空氣之抵抗。

### 2 靜力及動力

吾人利用空氣。而能昇入空中者。其力有二種。(1) 靜力。(2) 動力。利用靜力而航空者。如飛行船是也。氣球之重量。較其同容之空氣輕。故能自然昇至高處。直至同容之氣重。與飛行船之重相等而後止。此種利用法。不需他項外力。自能保其所昇之高度。利用動力而航空者。飛行機是也。飛行機之重量。較同容之空氣重。惟利用空氣抵抗。使空氣得有支持飛行機之力。

利用靜力者。其理易明。勿庸贅述。利用動力者。空氣何以有支持之力。即本書所研究者也。此支持力由運動而生。飛行機在空中推進。空氣有抵抗。即生此垂直向上之力。倘運動停止。則飛行機失其支持之具。依重力作用。非降下不可。

### 3 空氣中之運動

論航空運動之法。一設空氣不動。即無風之靜空中。以一定速度。推進航空機。一設航空機不動。氣流以定速吹進。此兩種方法。結果相同。然吾人所討論之航空問題。空氣與航空機。同時皆有運動。此種運動。屬於動力學。乃相對運動也。假設空氣不動。航空機已昇於空中。此時航空機之位置。為對於地面之相對位置。而航空機對於空氣之相對運動。無論風速之大小如何恆相同。如此討論。問題甚為簡單。雖然。風之強弱不同。風速之變化亦異。風速既有大小之別。而航空運動。自隨之而變。此必然之理也。

### 4 空氣抵抗

空氣有抵抗。已於前章風壓略述之矣。因動力機械。利用空氣為支持物。故空氣抵抗。對於航空之關係。甚為密切。而風壓不過形容空氣抵抗之一端。茲就他方面觀察之。設取同形同質同重之紙二枚。甲枚捏成球形。乙枚之形狀不變。由同高之處。使二紙落下。則甲枚達地。必在乙枚之先。此種落下速度之差。由於空氣抵抗使然。甲枚為球體。觸空氣之面積小。故其落下也速。乙枚為平面。觸空氣之面積大。受空氣之抵抗亦多。故有減速之影響。

據物理學實驗。無論氣體液體。其下壓力及側壓力相等。

將此理擴而充之。知空氣抵抗。作用於垂直水平兩方向者。其力相等。此理易明。而甚為重大。

## 5 空氣抵抗之要素

物體之速度及接觸面積。與空氣抵抗有關係。已如前述。就實事言之。空氣抵抗。有次之四要素。

- (甲) 空氣之密度。
- (乙) 物體對空氣之相對速度。
- (丙) 接觸面積之大小。
- (丁) 接觸表面之形狀。

(甲) 密度 空氣抵抗與密度成比例。然密度由壓力及溫度而變。已述見前章。壓力每增水銀柱 1 耗。密度增加其 0.13%。溫度每增攝氏 1 度。密度減小 0.36%。從而壓力溫度之變化。影響於密度者。與上有相同之數值。簡單言之。冬季壓力大。則空氣之抵抗亦大。夏季壓力小。則空氣之抵抗亦小。實事上在地球表面。壓力溫度之變化。達最大量時。空氣抵抗之變化。達標準狀態之  $\frac{1}{4}$ 。

今以  $\delta$  為密度 單位為每立方呎之耗數

$H$  為壓力 單位為水銀柱高之耗數

$t$  為溫度 單位為攝氏度數

則有次之關係

$$\delta = 1.293 \times \frac{H}{760} \times \frac{273}{273 + t}$$

由附表第 3。對於任意之高度。得知其相當之壓力。即上式  $H$  之值爲已知。又溫度可以寒暑表測之。故密度  $\delta$  之值。可以求得。

(乙) 速度 空氣抵抗與速度之平方成比例。但此處所謂速度者。指抵抗面與空氣之相對速度言。任意形狀之航空機。徵之實驗。抵抗與速度之關係。均如此。然精密言之。速度在每時 200 哩以內。本節之理可以適用。每時在 200 哩以上。抵抗與速度之高次成比例。然航空機之速度。每時不超過 200 哩。故速度平方之說。可以適用。

(丙) 面積 空氣抵抗與作用之面積成比例。然此理亦未必全真。面積甚小之時。稍有差異。較比例定理所得之數略小。加以徵諸實驗。空氣抵抗與表面之外形。大有影響。周邊愈小。則抵抗愈小。面積相等之時。圓之周圍。小於正方形之周圍。故圓面所受之抵抗。小於方面所受之抵抗。然近來計算。均取本節比例之理。

(丁) 形狀 關於形狀之討論。甚無確實之根據。表面之形狀。與空氣抵抗。大有關係。毫無疑義。其關係究爲如何。除實驗外。實無良法。例如傘形之物。其外部凸面所受之抵抗。較內部凹面所受之抵抗小。人人皆知。又有同一直徑之球面與圓板。球面所受之抵抗。較圓板所受之抵抗小。又雖同一球面。其一爲半球附於同徑圓筒之一端。其一爲球形。而圓筒所受之抵抗。較球形所受之抵抗小。受抵抗最小之形狀。爲魚形或梭狀體。

此等物體。以鈍端前進。尖端向後。則抵抗最小。

抵抗由形狀而變。其原因如次。空氣與航空機相觸。則氣流擾亂。氣流擾亂。則生抵抗。擾亂愈甚。而抵抗愈大。形狀不同。則空氣通過之路亦異。故空氣擾亂及其抵抗。亦有差別。

本書因討論空氣抵抗之結果。不討論空氣擾亂之原因。故吾人只問表面如何形狀。須有如何之抵抗數值即足。此抵抗數值。名之曰抵抗率。

## 6 空氣全抵抗

空氣抵抗之要素。已如前述。即密度、速度、面積及形狀是也。茲當抵抗率未討論以前。先將各要素併成一數學式。惟此處暫將密度省略。容後說明。

今以  $R$  為抵抗。 $S$  為面積。(但此處所謂面積。指與運動方向成垂直之最大面積言。)  $V$  為速度。 $\phi$  為一定之常數。則由前節之討論。得次之基本式。

$$R = \phi SV^2$$

本式與前章風壓之基本式同形。惟本式之  $R$  表全抵抗。

## 7 抵抗率 (Coefficient of Resistance)

欲研究空氣之抵抗率。自解航空力學問題着手。此種根本解決。本處從略。惟揭其抵抗率之實數。以圖簡明。由前節之理。抵抗率即一種之形狀係數。故製造航空機時。表面須取特

別適當之形狀。而與吾人之目的最相合者。即為正方形之薄板。此板之位置。須與運動之方向成垂直。或使薄板能受滿篷之風力亦可。依此計畫製造之。後加以實驗。得知抵抗率之標準值在 0.07 與 0.08 之間。通常取二者之平均數。定抵抗率之值為 0.075。

抵抗率通常以文字  $K$  代之。前述  $K$  之值為 0.075。乃法國單位。英國單位。抵抗用每平方之磅數。則  $K$  之值。為 0.00143。惟本書以法國單位為主。

今取面積 1 平方呎。令其速度為每秒 1 呎。代入抵抗之基本式  $R = KSV^2$  則得  $R = 0.075$  尅。即單位面積。單位速度之時。得抵抗力為 75 克。以每秒 2 呎之速度。使同一面積前進。則得抵抗力為 300 克。即速度倍加之時。抵抗力為前之 4 倍也。

## 8 抵抗率與密度之影響

吾人定抵抗之基本式時。已將空氣之密度省略。但抵抗與密度成比例。則密度固不可省略之因數。而基本式中。面積  $S$  及速度  $V$ 。為已定之元。故不得不就係數  $K$  中。使含密度之關係。由是而抵抗率之修正有必要。即壓力降下水銀柱 1 呎。須自  $K$  中減出其標準值之 0.0013。溫度增高攝氏 1 度時。須自  $K$  中減出其標準值之 0.0036。 $K$  之標準值為 0.075。即 1 氣壓攝氏 0 度之時。 $K = 0.075$  也。



## 9 加速度之消殺

前述抵抗之基本式。爲討論航空之根本。甚爲重要。有時基本式亦未必適合。如本章第5節各要素中所論者是其例。故欲得精確之計算。基本式有修正之必要。修正之數雖小。而實際上實影響於有效數字。茲由基本式推論。生一種有興味之問題如次。

今有一物體。依其重力作用。自由落下。其落下速度。愈下而愈增。此種現象。爲加速度之現象。此吾人所知也。長此以往。加速度若有加無已。則落下速度之大。必令人不可思議。

然吾人已知抵抗與速度之平方成比例。是速度增大。而空氣之抵抗亦愈大。落下之加速度向下既如彼。而空氣之抵抗向上又如此。加速度與抵抗。方向相反。互相增加。兩者必有平衡之機會。平衡以後。物體不以加速度落下。只以等速運動落下。此種平衡現象。謂之加速度之消殺。適達平衡時之加速度。謂之最大加速度。

加速度消殺之現象。不特垂直方向有之。即水平方向亦有之。如鐵道上之火車。機關初動。徐徐進行。其後漸進而漸速。有前進之加速度故也。若加速不已。則前進速度之大。有不可名狀之一日。因其進行愈速。前面之抵抗愈大。故火車達最大加速度以後。成等速前進。是加速度消殺之理。在水平方向。亦可信其爲真。

## 10 簡明機械

(甲) 落傘 落傘創造最古而最易。除利用空氣抵抗及加速度消殺之外。別無他理。其形爲一大傘。傘骨以索繫之。索馳而無張力之時。傘葉收合。此時落下甚速。其落速愈增。則空氣之抵抗亦增。從而傘葉放開。且抵抗之增加。不惟及於傘葉。併及於傘下所懸之物。直至成等速落下之時。抵抗始無再增之事。而落傘與懸重。受空氣抵抗之浮揚。徐徐降下。遂成緩落運動。

(乙) 風箏 放風箏之法。亦流傳已久。製造簡單。且形狀最適於空氣抵抗。利用之術。使平面與風向。成一定之角度。平面之骨。繫之以索。地面之人。以手操之。至近世有箱形風箏。或一箱。或數箱連結。放入空中。其理與平面風箏相同。平面風箏。謂之 Malay kite。箱形風箏。謂之 Hargrave kite。

前數節所述空氣抵抗。均與受抵抗之面成垂直。而風箏與風向。並無垂直之事。就風向言。風箏之面。乃一種斜面。故吾人不可不討論斜面之理。

## 11 斜面之理

前述空氣抵抗。對於斜面之影響。斜面之理。在數學家與物理學家。久成問題。其說不一。茲舉其三種如次。

第一說。空氣抵抗與傾斜角之正弦之平方成比例。此牛頓 (Newton) 學派所主張也。習此說者。遂欲將此理應用於航空。若

此說爲真理。則飛行機決不實現於今日。何則。傾斜角小。則其正弦之值亦小。而正弦之平方更小。從而抵抗力之減小甚著。故傾斜角甚小之時。依正弦平方說。必無抵抗力。是不可不別費機械之力以補充之。故若輩應用此說。成爲一種誤解。亦吾人今日之幸事也。

第二說 空氣抵抗與傾斜角之正弦成比例。不主張正弦之平方。此說雖不精確。徵諸實事。應用於航空。覺十分相合。茲以數學式示之。令  $\alpha$  爲平面對於水平之傾斜。則

$$R = KSV^2 \sin \alpha$$

第三說 此爲 Colonel Duchemin 氏之說。以數學式示之如次。

$$R = KSV^2 \frac{2 \sin \alpha}{1 + \sin^2 \alpha}$$

上之三說。以第二說爲最簡單。且合於適用。而傾斜角甚小之時。  $\sin \alpha = \alpha$  此時可謂空氣抵抗與弧角成比例。

## 12 橫縱比 (Aspect Ratio)

斜面抵抗之理。欲求其絕對精密。再須討論一種之因數。斜面之面積雖同。其長與幅。兩相變化。所受之抵抗亦異。昔人論飛行機。謂翼之橫幅。當較前後之縱長大。此說自飛鳥之性質言之。可謂有理。但其原因。甚不明瞭。實際製造。亦無如此計畫者。至最近計算。始知空氣抵抗。與橫縱比之關係。

橫縱比之定義 翼面之左右幅爲橫。前後長爲縱。不論翼面之厚薄。橫縱比者。橫幅與縱長之比也。橫縱比與抵抗之關係

甚重。其原因容後章說明。實事上橫縱比大者。其利益未必盡大。惟傾斜角甚小時有其事。角度超過一定之有效量。實無利益之可言。

例如甲平面之橫幅爲 9。縱長爲 1。即其橫縱比爲 9。有乙平面。與甲平面同面積。但乙平面爲正方形。即其橫縱比爲 1。若傾斜角爲 2 度。則甲之上騰力。爲乙之 2 倍。若傾斜角爲 12 度。則甲之上騰力。爲乙之 1.25 倍。

M. Soreau 之說 令  $a$  爲前後長。 $b$  爲左右幅。 $\alpha$  爲傾斜角。設

$m$  爲橫縱比之函數。以次式表之。 
$$m = \frac{b-a}{b+a}$$

又設  $\lambda$  爲  $m$  及  $\alpha$  之函數。以次式表之。

$$\lambda = 1 + \frac{1 - m \tan \alpha}{\frac{1}{1+m^2} + \frac{2m}{1+m} \tan \alpha + 2 \tan \alpha}$$

則有次之抵抗律。 
$$R = KSV^2 \lambda \sin \alpha$$

### 13 斜面全抵抗

空氣抵抗。與面積成比例。與速度之平方成比例。且含抵抗率  $K$ 。 $(K$  之值與密度有關係。)既述見本章第 7 節。空氣抵抗。與傾斜角之正弦成比例。且受橫縱比之影響。又見前節。設  $\lambda$  示橫縱比之影響。則得次之抵抗式。

$$R = KSV^2 \lambda \sin \alpha$$

此式甚爲簡單。計算抵抗。毫不困難。

## 第四章 氣流 (Air-current)

### 1 空氣之支持力

如前章所述。空氣可發生抵抗。故空氣對於機體有支持之力。然斜面前進之時。支持力不過抵抗之一部。非空氣抵抗。全可作支持之用也。空氣之支持力。垂直向上。名之曰上騰力 (Lift)。機體在水平方向前進之力。名之曰前驅力 (Drift)。牛頓氏之定律曰。抵抗力之方向。平面之法線方向也。換言之。抵抗力與平面成直角。

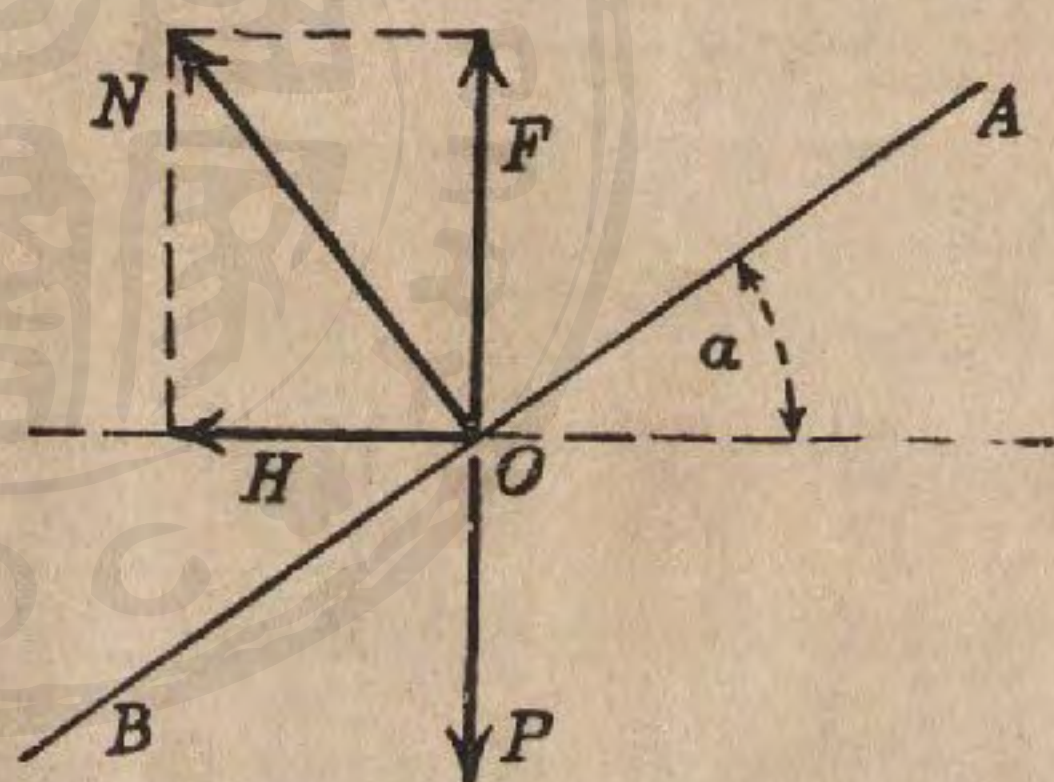
設有一平面與運動方向成正交之位置。則作用之壓力。與運動方向成平行。設平面與運動方向成斜交之位置。則作用之壓力。與平面成直角。

如圖  $AB$  為進行平面。 $N$  為平面所受之全抵抗。其方向與平面成直角。 $F$  為抵抗之垂直分力。即上騰力。 $H$  為抵抗之水平分力。即前驅力。又上騰力與飛行機之重相等。前驅力與牽引力 (Tractive effort) 相等。令全機之重為  $P$ 。所需之牽引力為  $T$ 。則

$$F = P \qquad H = T$$

本章全抵抗  $N$  與前章之  $R$  同義。故由前章抵抗式。得

$$N = KSV^2 \lambda \sin \alpha$$



若已知全抵抗  $N$  及傾斜角  $\alpha$ 。則  $F=N \cos \alpha$ ,  $H=N \sin \alpha$ 。故上騰力與前驅力不難求得。所難者飛行機所用之翼。非完全平面。乃具有彎曲之曲面。氣流之傳達於平面及曲面者。既有差異。則抵抗之影響亦自不同。欲解決此問題。非徵諸實驗不可。故討論二種分力之外。又須論壓力在曲面上之分布。及壓力之方向。

## 2 氣 流

吾人所最宜注意者。氣流乃一種不安定之流線。或成環流。或成渦流。與水流似同而異。今將一帶流水。分作無數之微細流線觀察之。其前進之時。甲流線不與鄰近之乙流線互相擾亂。似為有規則之流動。氣流則不然。甲流線與鄰近之乙流線。容易混雜而互相擾亂。概言之。即氣流無分作流線之可言。空氣之不安定。實使氣流與水流無比較之餘地。雖然。為討論之便宜起見。不得不將氣流分作無數之微細流線觀察之也。

## 3 正面障礙

假設一平面與氣流之方向成垂直。氣流自平面之前方流來。往平面之後方流去。氣流欲通過此障礙物。非自平面之緣超過不可。氣流於平面前方之中心分離。向各方展開進行。直至平面之緣。然後超過。超過平面之後。在平面之後方。漸復氣流之元位置。此間有二種現象。最堪注意者。第一空中既。

爲平面占其一部。則緣之附近。流線甚密。第二，流線不必直接進行復其元位置。平面後方有渦流發生。因有渦流。而平面後方之法線壓力減少。由是平面後方生負壓力。即平面後方有吸引力(Suction)也。此平面之前方有首壓。使之向後。而後方之吸引力。亦使平面向後。故平面所受之全壓力。爲首壓及吸引力之和。首壓及吸引力同方向。可視爲一種之力以觀察之。而吸引力之減少愈多。則全抵抗愈小。故曲面設計之目的。務使面之後方不生渦流。氣流可直接會合。則對於空氣之抵抗自小。

正 面 障 礙 圖



斜 面 障 礙 圖



#### 4 斜面障礙

假設一平面與氣流進行之方向成傾斜。亦有前述之二種現象。所不同者。氣流超過下緣流去。毫不困難。而超過上緣之困難。實較正面障礙之時大。其結果流線之壓縮。近上緣者大。近下緣者小。換言之。斜面之壓力中心(Centre of pressure)在幾何中心之前。平面對於水平之傾斜愈小。最大壓力所占面積之位置。愈在平面之前方。

#### 5 側緣之滑流 (Slip)

空氣之自然性質。欲向抵抗最小之途中進行。不獨欲超過面之上下緣而逃走。且欲超過面之左右緣而逃走也。面之橫幅。較正方形愈廣。則此種影響愈大。面之飛行方向之縱長愈大。此影響亦大。故將平面分爲三種言之。(1)正方形平面。

(2)橫幅大於縱長之平面。(3)縱長大於橫幅之平面。此三種之內。惟第二種平面。可接受氣流之全部。其他二種。只可利用空氣勢力之一部。餘則向側緣滑流而逃。飛行機之實際計畫。施氣流誘導 (Leading) 使側緣之滑流。可以減少。例如自前至後。多設小脊骨。其一術也。古之 Voisin 式。即利用此理。Voisin 式爲二葉式。

#### 6 立體障礙

前述之障礙物。皆就平面言。茲就立體言之。立體障礙與



平面障礙。稍有不同。試以球體爲例。球面所受之抵抗。較同面積之薄板所受抵抗小。氣流來至球面之前。一經彎曲。進行較爲緩和。而球之後方。渦流之部分亦甚小。

### 7 流線體 (Stream-line Body)

利用流線之形狀作抵抗之物體。使流線可以沿途連續進行。後方無發生渦流之事。此種形體稱爲流線體。流線體所受之影響最小。

抵抗不作上騰力之利用。只爲前進運動之反對者。稱爲無益抵抗。如機體暨橫材縱幹。皆無益抵抗之部分。爲減用前驅力起見。其截面務宜取流線體之形。

### 8 曲面障礙

曲面上之抵抗。不能詳述。因氣流與曲面之影響。不能完全明瞭也。故只能證以實驗。而不能精剖其原理。概言之。曲面之利益如次。(1)流線之超過上緣者。較爲平坦。(2)流線之不連續者甚少。其結果可使減用前驅力。(3)曲面之後方。縱有小部分渦流發生。不成問題。

用曲面作翼。所用前驅力較用之平面者小。而所得之上騰力。較得之平面者大。關於此點。事雖確實。惟空氣之精密運動。未完全解決。尚不敢妄下斷語。此外重要事實。可爲吾人注意者有二。(1)空氣抵抗之法則。適用於曲面。與平面相同。

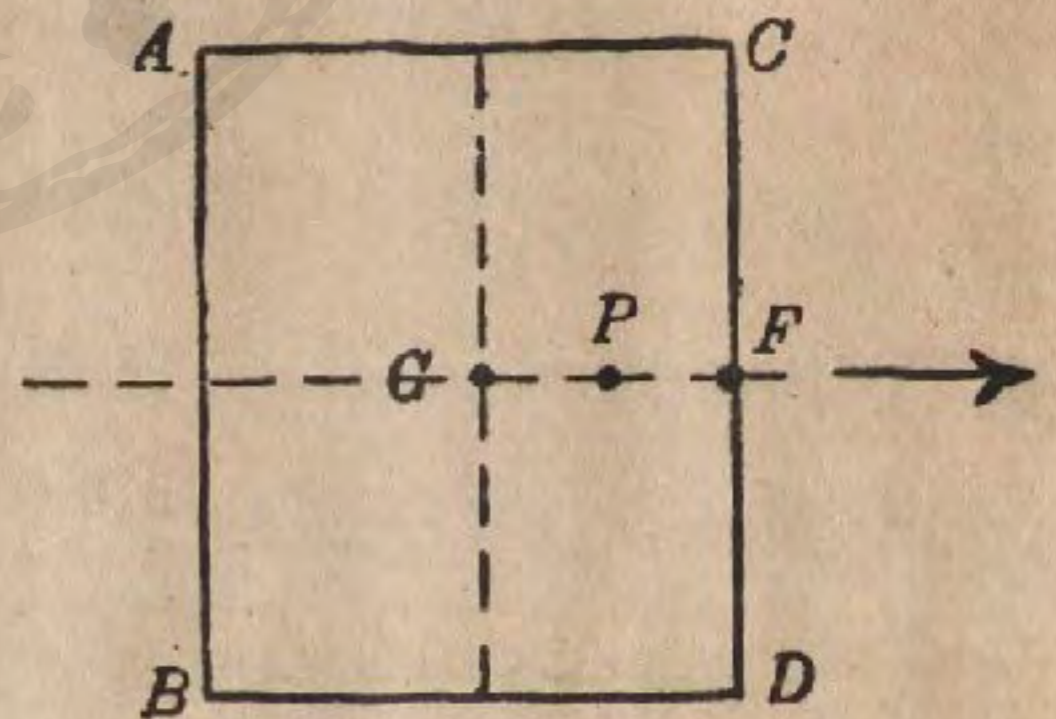
(2)空氣在曲面上之壓力。與在較大之平面上者相同。惟沿途前進。壓力微有增加。換言之。曲面因空氣抵抗。在飛行方向發生逆壓力也。特別曲面。彎曲角度甚小之時。根據抵抗定律。只有風力。即可使之前進。換言之。風壓之單獨能力。可使飛行機在風中排進也。

## 9 壓力中心

斜面對於水平之傾斜愈小。則最大壓力所占面積之位置。愈在平面之前方。已述於前。若平面立於垂直之位置。則壓力中心與平面之中心。適合一致。對於水平之傾斜漸小。則壓力中心。漸進於前方。至傾斜最小時。壓力中心。近於面之前緣。

壓力中心之位置。於航空理論甚為重要。茲舉二式為定壓力中心之法。

設有一矩形平面。其幾何中心為  $G$ 。其前緣  $CD$  之中點為  $F$ 。



令  $GF=h$ ,  $GP=x$ ,  $PF=y$ ,

(甲) Joessel 之式  $\frac{x}{h} = 0.61 (1 - \sin \alpha)$

(乙) Soreau 之式  $\frac{x}{h} = \frac{1}{2(1 + 2 \tan \alpha)}$

傾斜角  $\alpha$  之值愈小。則  $x$  之值愈大。即  $P$  點愈遠於  $G$  點。而近於  $F$ 。實際自前緣  $F$  點起算。取前後全縱長  $\frac{1}{3}$ 。即為壓力中心之位置。精言之。上二式只適用於平面。概言之亦可適用於曲面。其重要之結果如次。橫縱比甚大之面。與橫縱比甚小之面相比較。橫縱比大者。其關係運動小。此種事實。為安定理論之重要問題。見後第六章。

壓力中心之義。易招讀者之誤解。故此處述之。壓力中心乃理論上之一點。意若曰。空氣抵抗之合力。在面上作用之點也。換言之。作用於壓力中心之壓力。不確大於他部之諸點。惟壓力中心。只成最大壓力所占面積之中心耳。

## 10 壓力之配布

勿論斜面為平面或曲面。其所受最大壓力之部。近於前緣。(前緣亦名先導緣 Leading edge) 近來所用之翼。橫幅較大。壓力中心之距離。自前緣起算。傾斜甚小之時。其距離為前後全縱長  $\frac{1}{3}$ 。近後緣之部。其作用甚小。由是觀之。翼之製造。橫幅宜求其大。前後二緣之距離。可取其狹。換言之。先導緣愈大愈善。

## 11 平面之分力

壓力之垂直分力。有上騰作用。水平分力。有抵抗前進運動之作用。故壓力之配布及方向。甚為重要。空氣全抵抗。對平

面成法線方向。此法線抵抗。可分解為垂直水平之二力。垂直者曰上騰力。水平者曰前驅力。吾人設計之目的。在增加上騰力。及減用前驅力。精而言之。以曲面為適宜。本節先說明平面上二分力之關係。曲面上之關係。容次節述之。

全抵抗由平面之傾斜而變。則全抵抗之分力。亦由傾斜而變。此不待言。

如本章第 1 節之圖。全抵抗  $N$  決不垂直向上作用。惟傾斜愈小。則  $N$  愈近於垂直分力  $F$  而已。實際之計畫。傾斜角度甚小。 $N$  與  $F$  殆相一致。故傾斜愈小。而上騰力愈大明矣。分力之關係。以數學式表之如次。

$$F \doteq N = KSV^2 \alpha$$

$$H = KSV^2 \alpha^2$$

此二式中。 $K$  之值。含有橫縱比之函數  $\lambda$  在內。

## 12 曲面之分力

概言之。曲面上之分力。其關係與平面相同。惟曲面之面積較大而已。然有一種重要之異點。就前進運動言。曲面之設。原欲減少空氣抵抗。故水平分力  $H$ 。當較平面之時小。從而分力之關係。甚為難定。其他困難。則除翼以外。機體及各構成材料。均有抵抗作用。此等欲加入抵抗計算中。甚非易事。茲據 M. Eiffel 氏之計算。得次之分力係數表。

表之說明  $x_a$  為計算前驅力  $H$  之用。 $y_a$  為計算上騰力  $F$  之用。此二種係數。由傾斜角  $a$  而變。其計算式如次。

$$H = KSV^2 \cdot x_a \quad F = KSV^2 \cdot y_a$$

例。曲面之表面積為 35 平方呎。傾斜角 6 度。速度每秒 20 呎。求上騰力及前驅力。

$$H = 0.07 \times 35 \times (20)^2 \times 0.094$$

$$= 92 \text{ 呎}$$

$$F = 0.07 \times 35 \times (20)^2 \times 0.691$$

$$= 677 \text{ 呎}$$

$a$	$x_a$	$y_a$
-9°	-0.068	-0.011
-8	-0.072	0.032
-7	-0.073	0.072
-6	-0.072	0.112
-5	-0.068	0.154
-4	-0.063	0.198
-3	-0.056	0.239
-2	-0.047	0.285
-1	-0.037	0.332
0	-0.024	0.381
1	-0.008	0.435
2	0.009	0.488
3	0.028	0.545
4	0.050	0.598
5	0.071	0.646
6	0.094	0.691
8	0.139	0.759
10	0.191	0.804
15	0.306	0.850
30	0.462	0.784
60	0.765	0.474
90	1.000	0.000

### 13 係數 $K$ 之值

上例  $K$  之值取 0.07。此乃相當於正方形平面之值也。尙未將橫縱比之函數  $\lambda$  算入。實則飛行機之設計。通常取  $\lambda$  之值等於 6。故  $K$  與  $\lambda$  之相乘積等於 0.4。故此後以二者相乘之結果為  $K$  之值。取 0.4。

### 14 過加面

飛行之主平面在二個以上者曰複葉。複葉多係二葉。將一葉加置於他葉之上。如此過加一面。對於效力有無損失。實

一重要問題。依實驗證明。確有損失無疑。雖然。其所損亦甚微也。二葉間之距離愈小。則效力之損失愈大。通常二葉間之距離。與葉之前後長相等。然依構造上之要求。覺得二葉式。可使效力之損失。小至於最低程度。實則就上葉之平面言。空氣之壓縮。與其在平面下之配布。決不影響於下葉。

## 15 曲面之種類

曲面之形狀大小及彎曲度。不必皆同。拋物線形之曲面。最為普通。德國有名兵士 Lilienthal 氏。作滑翔機之翼。則取圓周之一部。又有前凹後凸之形。用於英美二國。後有 H. Phillips 氏之翼。甚有興味。與之 Hargrave 及英之 Montgomery 二人。對於此翼。各有獨立之研究。此種翼對於水平。不必謂之確有傾斜。因其前緣之彎曲向下過甚。且弧之弦甚至與水平成負角時亦有之故也。上騰力雖著卓效。然前緣成爲下沉緣(Dipping edge)。故曲面最深處。有渦流發生之事。

曲面之深度及形狀。難得一定規則。均由實驗而定。曲面通常爲拋物線形。最深部宜近於前緣。前緣較厚。漸後漸薄。至後緣則最薄。曲面之最大深度。有時稱曰眉頂(Camber)。由形狀傾斜角重量及所定之速度而變。實際最大深度。自 6 糎至 15 糎(英單位爲 2.5 至 6 吋)曲面之弦。則前後長。自 1.8 呎。至 2 呎。(英單位爲 6 呎至 7 呎)。

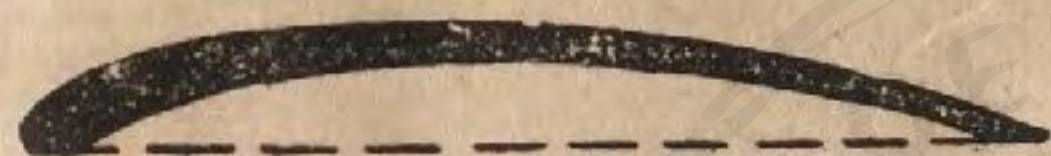
茲將各翼之形。圖示如次。



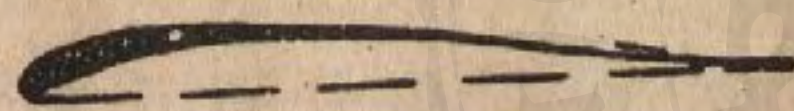
Blériot



Sommer



Lilienthal



H. Farman



Concavo-convex



H. Phillips

## 16 潤面摩擦

(Skin-Friction)

如前所述。空氣抵抗對表面成法線方向。然抵抗而非法線方向者亦有之。若物體在氣流中運動而無黏性。則所遇之惟一抵抗。即在表面直接作用之抵抗。尾部之通過流體。毫不費力。然以飛行機之翼。或飛行船之船體。通過氣流。則呈無形之黏力。氣流沿表面生摩擦。此種摩擦。謂之潤面摩擦。有時且有甚大之數值。然就飛行機論。潤面摩擦。雖省略之。亦無不可。而於大型飛行船。則摩擦力達數百磅者有之。飛行機之摩擦。決無達數磅之事。

飛行機在氣流中進行之時。翼之前部。有一層最薄之死空氣。黏着不能流動者存在。同樣於翼之側面。亦然。從而自由之空氣。決不能與表面實際接觸。因表面已被最薄之死空氣黏着故也。空氣之黏性。較水之黏性大。而其結果影響於飛行

機者實小。且吾人設計。以不妨害平流爲目的。表面務求光滑。且宜牢固不易破壞。例如將翼之骨格。入於被囊。取密閉之形。或皮面施二層構造。皆製造之術也。

## 17 鐵絲之抵抗

此種抵抗。曾徵諸實驗。要無一定法則。鐵絲振動時。其抵抗甚大無疑。有時與固體之振動於空間者相等。職是之故。製造飛行機時。鐵絲務宜少用。

## 18 飛行機之安定度

安定問題。係航空之專門研究。容後詳述。本節只就曲面發生問題。論其大略。通常曲面重心。與幾何中心一致。若曲面上有荷重加來。則不必一致。飛行機前進之時。荷重不加於面之中心。而加於面之前部。此種理由。甚爲簡單。設假想空氣爲完全流體。以等速度平流。而飛行機平行於氣流方向。沿直線進行。若重心與壓力中心一致。則飛行機可謂有安定狀態。又因壓力中心。常近翼之前緣。而重心殆爲不變之位置。在吾人假定條件之下。飛行機亦得有安定狀態。然空氣乃不安定之媒體。其速度及方向。常有變化。其結果使氣流與曲面所成之角。常生差異。壓力中心。常有移動。而重心仍不變如故。壓力中心。對於重心起位置之變化。則飛行機有不安定之事。

不安定之事。爲飛行機所難免。只求達最小限斯可矣。如



前所述。平面之橫縱比大者。其效力亦大。是縱長小則效力大。今加以壓力中心之條件。若縱長小則壓力中心移動之餘地亦少。是縱長小則安定之機會少。故效力與安定兩條件。不能同時滿足。



## 第五章 滑翔 (Gliding)

### 1 落下速率 (Rate of Fall)

取一銅製之燈。自 16 呎之高處落下。約 1 秒鐘可達地面。設將該燈打成薄銅片。令銅片之面略與地面平行。自同高之處落下。則落下之時間。在 1 秒以外。銅燈所置換之空氣。較薄片所置換之量大。故兩者之重量雖相同。而薄片落地以前。工事之加於銅片者。較加於銅燈者必多。1891 年。Langley 氏。曾創薄板平降器。舉行落體實驗。其結果如次。(1) 水平方向進行之速度愈大。則落下所需之時間愈多。(2) 甲乙二板雖以同速落下。前緣之長於縱長者。落下所需之時間較多。由是 Langley 氏。下次之結論曰。

平板以全速向前進行。決無落下之事。空氣抵抗。可使之在空中支持。

### 2 各種實驗

實驗一 先取一紙面使與地面略成平行。自靜空落下。次將該紙緊捲成球狀。再自靜空落下。測其落下之時間。則易知空氣抵抗。對於平面者較對於球面者大。

實驗二 水平前進之實驗如次。將紙面置於巨指與食指之間。使紙面成水平位置。推之前進。急將紙面放脫。則紙面在空中有二種運動。其一為空中迴轉。其二為前進運動。此種試驗

所用之紙。橫幅 8 吋。縱長 2 吋。而前緣長於後緣者。最為適宜。指導緣之定律。由此實驗而愈明。前緣所受之壓力。大於後緣所受之壓力。板之前緣向上傾斜。後緣仍依舊前進。故迴轉成爲前緣。此種迴轉運動。循環前進。直至落下地面然後已。

實驗三 前述之板。前緣較後緣長。今以後緣爲前緣。使短緣在前方進行。則橫縱比之定律。由此實驗而愈明。短緣因壓力向上傾斜。與前雖無異。然長緣在後。不能在空中成迴轉運動。(後部若有意外之強力衝來。或有生迴轉運動之時。)長緣向下。竟至全面滑落。而落地之時。前緣與地面衝突。成彈撥現象。全紙面跳動。成幾次前後波紋。然後靜止。

實驗四 在實驗二。若能設特別裝置。使紙面之前緣。不向上傾斜。免其生迴轉運動。則紙面惟有連續水平前進而已。故於紙面前緣之中端。附以小圓彈。然後投而放之。即可妨其向上傾斜之運動。在彈丸向下降落以前。可得暫時繼續水平。但所附圓彈太重。則紙面前進距離太少。故最大飛程與彈重之關係。須經多次試驗。然後可定。

航空原理之實驗不一。茲不過舉其簡易者而已。由是觀之。滑翔機之創造。實有可信之真理存焉。

### 3 滑翔機 (Glider)

滑翔機之型。較飛行機大。其上可以載人。但無發動機。其水平進行之際。不特速度不能加增。并難支持過久。欲達相當

距離之飛程。必借機械之外力以發射之。

Pilcher 氏之昇空法 索之一端。繫於滑翔機。他端以人或馬曳之。則滑機成風箏之作用。可達其欲昇之高。

#### 4 滑翔之力

作用於滑翔機上之力。只有二種。(1)重力。(2)空氣抵抗。機之質量。向抵抗最小之路進行。落到地面。前進運動。即由此質量進行而起。進行路線與地面所成之角。稱爲滑翔角 (Gliding angle)。滑翔角之正切。普通在  $\frac{1}{4}$  及  $\frac{1}{7}$  之間。換言之。滑落 1 呎之時。前進距離。在 4 及 7 呎之間也。

#### 5 滑翔機之構造

滑翔機之構造。甚爲簡單。除二葉之翼外。無他可言。發明已久。破壞屢生。迭經改良。主平面之面積。由機體所載之重而計算之。大約速度每時 19 至 23 哩。則每平方呎所支持之重爲  $\frac{5}{8}$  至 1 磅。除動力問題外。飛行機之理論。悉可應用於滑翔機。

#### 6 飛行機之理論

飛行機運動時。作用之主力有三種。(1)重力。(2)空氣抵抗。(3)推進機之推進力。

關於飛行機之理論。吾人分爲次之諸項。獨立研究之。

(甲) 上騰力,速度,前進角 動力問題。詳見第七章推進機。此

處暫置不論。水平飛行之時。機重與上騰力相等。此事實之根本也。因上騰力與速度前進角有關係。故當上騰力等於機重之時。飛行之速度及前進角。不可不一定。所以荷重及動力不變。則飛行之速度。實不能變。荷重加大。而速度不變之時。飛行機必降低。若荷重減小。其他一切不變。飛行機必升高。欲得水平方向之飛行。須加大前進角。並增加推進力。同時高度及速度均減小。而動力仍舊。

又荷重不變之時。若飛行中可變翼之面積。或動力。則速度或可以變。否則速度決不能變也。面積減小。則高度減小。

從而速度減小。其結果不可不增加動力。面積增大則高度增大。與減小荷重之條件相同。其結果使速度減小。

(乙) 前進角 前進角度等於滑翔角度。最為適宜。此由經驗得來者。滑翔角由抵抗而有加減。約在 5 度與 12 度之間。最初 Wright 氏飛行機之翼面。滑翔角之正切為  $\frac{1}{10}$ 。

(丙) 機之荷重 上騰力必須等於荷重。否則機體降落。而上騰力與翼面速度前進角之關係。由第四章 11 節

$$F = P = KSV^2 \alpha$$

例如翼面 20 平方呎。速度每秒 10 呎。前進角弧度 0.12 (約 7 度)。求其上騰力。  $F = 0.4 \times 20 \times 100 \times 0.12 = 96 \text{ 呎} = 211.68 \text{ 磅}$

(丁) 機之速度 已知其他諸元。求速度之時。則將上式書成次形。

$$V = \sqrt{\frac{P}{KS\alpha}}$$

(戊) 機之翼面 已知他之諸元求面積時。則將上式書成次形。

$$S = \frac{P}{KV^2\alpha}$$

本節所用公式。雖得數爲近似數。然通用不致大差。



## 第六章 安定及操舵 (Stability and Steering)

### 1 安定之定義

安定二字。對於航空甚為重要。所謂安定者。意謂飛行時。有保存自然水平之力。此水平一時縱遇有激變。亦得取最小之振動。有回復其自然水平之力也。

不安定之現象有二種。(1)縱方向之不安定。(2)橫方向之不安定。

縱方向指機首機尾之方向言。縱方向之不安定。與船首之擡上低下相當。若發生於靜空時。示機體有昇上或降下之傾向。

橫方向指翼左翼右之方向言。橫方向之不安定。與船身之側沉轉動相當。若發生於靜空時。示機體有展轉反側之傾向。

大風之中。壓力種種不同。縱方向之俯仰。橫方向之傾斜。在所不免。雖然。此等運動。苟不使機體顛覆。尙可得謂之安定也。故只能依規則回復水平。即可滿足安定之條件。

### 2 平衡

壓力中心。起常變化。則飛行中失其平衡。重心之位置。一定不變。壓力中心之位置。變化有常。已如前述。故宜使壓力中心之位置。與重心相近。壓力中心與重心一致。即滿足安定之

理論條件。實際上二者一致之機會。雖存在。亦不過偶見於一瞬刻。通常於模範飛行之時。定壓力中心之移動範圍。而重心則設置於範圍之中央。若重心失之過前過後。或失之過高過低。則平衡之破壞即起。

重心失之過前。則由壓力所起之上騰力。作用於重力之後。重心失之過後。則作用於重力之前。結果使翼面向前傾斜。或向後傾斜。而墜落之事發生。

重心失之過高。則起偶力。其結果使翼面有顛覆之虞。偶力者不同在一直線上。互相平行。且成反對方向之二力也。

### 3 重心之定律

重心過前、過後、過高之結果。已如上述。次則論重心過低之影響。據理論上重心在翼面下。距翼面愈遠。則安定度愈大。然實驗上此種條件甚為不合。主要原因。在風力變化不已。飛行速度亦因之常生變化。例如壓力增加。有妨於翼面之前進。對於重心。亦微有影響。而重心依慣性之理。向前進行如故。故演出激烈之振動。沛然莫之能禦。是以重心過低。平衡破壞之結果。為振動之增加。重心與壓力中心。相距愈近。則振動愈少。其安定度愈大。

### 4 安定之維持法

重心位置。對於安定度。固大有影響。然壓力速度之條件。



常有變化。故飛行機之安定度。不能完全就重心之關係論之。更須他法以資補助。茲舉其二種如次。(甲)支持之翼面。由設計及裝置上。有自作之安定性。(乙)可動之翼面。有調整安定之能力。

### 5 自作之縱向安定

主平面之後。設一附平面。使縱向生自作之安定。此種裝置。施行之年代尚少。最古之 Wright 式。附平面在主平面之前。可以操縱。使之運動自如。飛行機之平衡。一旦破壞。則以重心為軸。向前後傾動。有此種附平面。則可妨其向上或向下之運動。

後裝附平面之利益 設重心在前後二面之間。距主平面甚近。風力向前部之主平面作用。主平面向上。飛行機全體之縱軸。與水平成傾斜。此時附平面在後。向下發生壓力。使前部之主平面漸降。然兩平面同時對風所占之面積甚大。故所受抵抗多。從而全體之速度減少。而重力作用。近於主平面。故主平面漸降。得復其水平。既復水平之後。抵抗減少。其結果又使速度增加。遂恢復原有之飛行狀況。

又有將主平面製成 V 字形者。此時以一面兼二面之用。面之後部。可以代附平面。此種裝置。若前後易位。則先導緣減小。其結果使全面所勝任之重量。較前過小。

## 6 自作之橫向安定

此種安定。藉垂直面或二面角之作用。二面角者。以兩面製成垂直之V字形者也。垂直面與二面角之原理相同。翼面對左右有偏倚之時。垂直面或二面角。同時對於垂直線生傾斜。受下壓作用。使復其原位置。垂直面或二面角之方法。效力甚著。

二面角之重心宜低。一旦偏倚。則可生左右振動。又面積宜大。近來所用之二面角。角度甚小。翼面雖有偏動。機體所受之影響不大。

垂直面對於主平面。甚有不利之處。只可用於主平面之前或後。作小抵抗。又垂直面可調整進行之方向。換言之。可使機體成直線進行。無斜進之事。垂直面置於主平面之上。前壓愈增。則抵抗力可使飛行機顛覆。此其大不利也。

## 7 可動翼面

近來對於縱橫方向之安定問題。均不取固定平面之裝置。而用可動翼面。以補設計之缺點。使振動減衰。回復飛行之原狀。較為迅速。

## 8 前後操縱 (Front and Rear Controls)

縱方向有不安定之時。可動翼面或移於主平面之前。或

移於主平面之後。如此動作。謂之前後操縱。此外尚有安定板。作飛行機之舵。得使機體上下。可動翼面及安定板。可同時以一種連帶之動作操之。故統稱為前後操縱。

有單用前方操縱者。如 Wright 式 Voisin 式是也。

有單用後方操縱者。如 Blériot 式 Antoinette 式是也。

有雙方并用者。如 Curtiss 式 Farman 式是也。

若機關在後部。上下運動欲其迅速。則前方操縱。對於主平面之進行。甚覺不便。又因空氣壓力為運動之抵抗。故欲使尾部迅速上下。變飛行之角度。亦屬困難之事。由是有聯合操縱之必要。前方昇降板。向上成正角。則後方昇降板。同時向下成負角。因之發生一種偶力。上壓力在前。而下壓力在後。全機以其重心為軸。俯仰之動作較易。

後方操縱。可由機之本體行之。故近來飛行機。對於後方操縱。用固定翼面。可動翼面。則專資橫方向安定之用。故可動翼面之操縱。又稱為橫行操縱。又有用安定板。以圖橫方向之安定者。

## 9 反側操縱 (Warping)

反側操縱。為橫行操縱之一種。Wright 式採用此法。其構造如次。主平面之後緣。可以彎曲。兩側因有反上之彎曲。其一側對於空氣加增受壓之面積。其他之一側。則壓力減少。Santos Dumont 氏 Demoiselle 機。取次之方法。機有二翼。其一翼

之前進角。進行時不變。其他翼之前進角。則愈進愈增。以上二種方法之結果相同。均使前進角增大之一側向上昇故也。

## 10 補助翼舵 (Aileron)

此法最爲普通。與反側操縱。有同樣之精密。其構造有二種。(1)於主平面後部之兩側。各附以可動之安定板。(2)於主平面後部之中央。附一可動之安定板。Farman式及Curtiss式。均用補助翼舵者也。

## 11 可變翼面

可變翼面。尙屬設計者之夢想。若飛行時能任意增減翼面。偏高之翼側。捲而收之。偏低之翼側。伸而廣之。不獨得安定之效果。且捲收與伸廣同時并起之時。可變飛行之速度。雖然。此種構造。甚爲困難。夢想之空談。未必見諸實事也。

## 12 起舞力

發動飛行機之力。必須較空中飛行時支持之力大。其原因有二。(1)因機體之慣性作用。(2)脚輪或抵衝板。對於地面之摩擦作用。所需之起舞力既如此其大。故製造飛行機時。或於機關上準備所要之增加動力。即須設特別強有力之機關。使起舞力可大於飛行速度所需之動力。或另設起舞機。

## 13 起舞機 (Launcher)

發動之方法不一。除 Wright 式之軌上曳進法 (Rail and Falling-weight) 以外。殆無成效之可言。軌上曳進法如次。列軌道於風向之位置。軌道之上。施以車輪之台。飛行機置於台上。台之前邊。懸以重錘。重錘落下。則飛行機因之曳動。懸錘用一鐵索。鐵索之他端用一鉤。以牽飛行機之前部。由是飛行機在軌道上得二種起舞力。(1)落錘之曳進力。(2)推進機之推進力。方其達軌道之末端也。浮翼漸昇。飛行機脫離車輪之台。進行於空中。此種方法。軌道之長。只須 60 呎。雖靜空中。亦可使飛行機起舞。

#### 14 起舞輪 (Starting Wheels)

通常發動飛行機用起舞輪。其方法如次。飛行機之下。備有三輪或四輪。與地面相接觸。置飛行機之首部與風向相對。未達昇高之速度以前。飛行機之輪。在地面上轉動前進。此轉動前進之距離。由風速而變。風愈大則所需轉動之距離愈少。最初由地面上之助手。將飛行機向後方曳退。次則開動機關。使飛行機之輪在地面上平滑轉動。助手將飛行機放脫。則飛行機前進。各種飛行機。自地面上昇之時。尾部先稍有浮揚。由浮揚操縱。使機體昇入空中。大風之中。所需之轉動前進。數呎即足。在普通風力之時。平均轉動距離。不超過 80 呎。最多亦不超過 120 呎。

Blériot 氏之縱洞式飛行機。用次之起舞法。助手將飛行

機放脫後。尾部浮揚板與水平成正角。此時尾部即刻昇上。次則浮揚板即速轉成負角。而主平面昇上。次則浮揚板成微小之正角。使機體成水平前進。由是機體靜穩。以一定之高度。安然而進。

## 15 降下法

飛行機之着陸。利用空氣抵抗爲制動機。故着陸以前。須將機之首部與風向相對。且風之方向。若自機體之後方吹來。則機體易於顛覆。故首部與風向相對。不特可作制動之用。且免顛覆之患。飛行機不能以尾部作首部逆飛。若降下時風力自機體之後方吹來。則機之速度。小於風之速度。（此種條件。利用風力降下時。有不可免者。）尾部所受之壓力過大。而尾部先落於地面上。

普通之降下法如次 在地面上數呎以內。尙未着陸之前。將機關閉止。使飛行機之輪落於地面之上。則翼與地面無衝突之事。雖有衝突亦甚小而不可以目見。輕而且小之單葉式。最初與地面接觸之時。常有反跳之事。其主要原因。由於尾部先落於地面。

吾人所宜注意者。機體距地面之高。非其飛行之高。且飛行機靜止之時。或起舞輪抵衝板在地面上進行之時。已具有甚大之前進角。

## 16 轉向法

飛行之方向。欲左右轉動。一時成圓周方向進行。有遠心力發生。此遠心力使機體出於圓周進路之外。如鐵道轉灣處。內軌常低於外軌。則火車不至傾倒於外軌之外。故飛行機轉向之時。必使翼面偏於內側。然後可除遠心力之患。翼面偏於內側。則上騰力自然減小。而翼面內側之上騰力減小尤著。機體成圓周方向進行。則翼面內側進行之路爲內圓弧。翼面外側進行之路爲外圓弧。同角之內弧較其外弧短。故翼面內側較外側進行之距離小。從而內側進行之速度較外側之速度小。此內側上騰力之所以減小也。職是之故。飛行機一時降低。而內側較外側之低尤甚。故不免有過偏於內側之患。此種過偏。由反側操縱或補助翼舵以調整之。反側操縱所加之偏力過大。恐不適宜。故用垂直舵以調整方向。甚爲得策。

## 17 滑降法

進行時停止動力機關。則飛行機呈滑翔機之作用。機關未停以前。須假定滑翔之角度。二葉式或前壓甚大之飛行機。可以滑降。否則速度之減小甚急。成峻峭之直落。反愈低而愈危。或曰。峻峭直落。與長時間滑翔。使翼面疲勞。較平進時尤甚。此通常謬解也。事實上與是相反。飛行機之滑降也。實以最高速度運動。此處所謂最高速度者。前進角最爲適宜時同樣之速度也。滑降途中。再使機關發動。其結果非增加速度。惟變其前進角。使復其平進之位置而已。飛行之速度。不能超過定限。

若達此限尤再加動力。其結果使上騰增高。不能使速度增大。

方飛行機沿途降下。其着陸點已在空中假定。今司機人欲於假定點以前之某點着陸。其方法有二。(1)用浮揚板變其前進角。(2)再使動力機關發動。壓下浮揚板。使滑降路成峻峭之形。則有異常之速度發生。由是而有墜落之事。滑降時風力自後方吹來。甚為危險。加速度突然增大。翼面之後部生反作用。由是而有顛覆之事。





## 第七章 推進機 (Propeller)

### 1 推進力之定義 (Propulsion)

飛行機之推進力。爲機體通過空氣之力。發生推進力之機械。名曰推進機。推進機之種類不一。最普通者爲螺旋推進機(Screw-propeller)。

### 2 推進力之量

飛行機有其自然之滑翔角。此角爲形狀大小及抵抗之結果。今飛行速度達一定之大。則打勝滑降之力。可支持水平進行。滑翔之角度小。則降下徐緩。故滑翔角小。則水平飛行之速度小。滑翔角大。則水平飛行之速度須大。否則成峻峭之直落。

### 3 水平飛行之動力

飛行路線雖成水平。而飛行機之方向。頭部須向上。有一定之傾斜。此傾斜等於自然之滑翔角。故水平飛行所需之動力。爲一定時間內將飛行機之重量上昇一定高度之力。然速度愈大。則上騰之効力愈大。苟前進角無加減之時。速度增加則水平飛行必加高。然速度增加。則頭部之抵抗亦必增加。此宜注意者也。

### 4 上騰之動力

無論何種飛行機。可有一定速度。使以最小動力。支持水

平。由水平飛行而再欲昇高。則須增加動力。又增加浮揚板之作用。亦為昇高之一法。但其影響甚小。故飛行機須有充足之動力。使其速度可達欲昇之高。而飛行機之輪。在地面上有摩擦力。對於水平進行。尤非有充足之速度不可。離地上昇以後。尚有保存不失之動力。因上昇以後。須增加速度。亦有時須增加高度。非有此保存之力。則無餘勇可賈也。

### 5 飛行機之餘勇 (Margin of Power)

假定飛行機之自然滑翔角為6度。全重為1000磅。支持水平飛行之速度為每時25哩。換言之。即每秒36呎。6度之正切為 $\frac{1}{9}$ 。故水平前進每9呎。垂直降下為1呎。故以1000磅之重量。每秒不可不昇高36呎之 $\frac{1}{9}$ 。即重量1000磅。每秒必昇高4呎也。現設重量500磅。每秒昇高1呎之動力為一馬力。則1000磅每秒昇高4呎需8馬力。然有時須增加速度。并須增加高度。則準備之馬力。必在8馬力以上。否則只能成甚低之水平而已。8馬力之外。至少須增加2馬力。合計為10馬力。此增加之準備量。謂之飛行機之餘勇。

### 6 動力之消失

動力由發動機發生。由齒輪傳達於推進機。此間一經傳達。動力不免消失。推進機所生之力。必較發動機所生之方小。有時消失達一半之量。飛行機之重為1000磅者。至少須16馬

力。換言之。每 62 磅需 1 馬力。

本章所舉 1000 磅之例。純屬推測之理論。

## 7 搏翼飛行

用推進機推進者。為飛行之普通方法。亦有特別方法。如翼面之可逆運動。所謂搏翼式。即其一也。此式仿飛鳥之理。施以機械之力。初試驗於水面。亦有成效。惟機械之困難甚大。以之施諸彈性流體如空氣。其困難則更大矣。

Hargrave 氏曾創搏翼機械之模型。左右兩翼各長 3 呎。每分鐘各翼擊 248 次。翼面為平面。然因運動發生壓力。故後緣稍彎曲。成羽毛作用。發生機械之推進力。螺旋推進機。不能逆動。Hargrave 氏曾施諸實驗。以螺旋推進機而兼用搏翼。畢竟未見諸實效。

## 8 “Nature” 氏之翼

搏翼飛行。由飛鳥模倣而來。然推進機為迴轉之機械。欲其呈生物機關之作用。甚不能也。Nature 氏創次之飛行方法。任意時間。翼面可以伸出或收入。使機體可以升高或降下。與鳥翼同作用。

## 9 瓣狀翼 (Valvular Wings)

螺旋推進機動力之消費固大。至於其他方法。則動力之

消費尤大。例如瓣狀翼降下時。面積甚大。上昇時則被抵抗壓開。此種翼亦無成效。

### 10 羽輪 (Paddle Wheel)

其他之推進法。即為羽輪。羽輪原為輪船之外車。其羽在輪以內甚小。故不能適用於空氣。飛行機之羽輪。羽宜大出於輪外。輪之大部分。藏之篋內。羽出於篋外。使其迴轉時受空氣抵抗。

### 11 羽槳 (Feathering Oar)

左右翼之振動。與槳同作用。但機械之困難甚大。無成效。

### 12 噴汽機 (Steam Jet)

此亦推進之一法。高壓力之蒸汽或壓榨空氣。自噴汽管射出。噴口有種種形狀。由噴汽之反動力。得使機體推進。但動力之損失太大。其結果不良。

### 13 螺旋推進機 (Screw Propeller)

螺旋推進機可用於水中。亦可用於空中。魚雷進行。置推進機於魚尾。飛行機進行。則置推進機於機前。不過水與空氣。性質不同。推進機之用途亦異。空氣有彈力。水不可以壓縮。無彈力故也。

水平推進用之螺旋葉。為一種旋轉面。此旋轉面之橫方

向。與運動方向成直角。螺旋葉帶斜形。在空氣中以高速迴轉前進。可使機體平飛。亦可使之上昇。使機體上昇之力。名爲上騰力(Lift)。使機體平飛之力。名爲前推力(Thrust)。

#### 14 螺旋葉之角度 (Angle of Blade)

葉之中央爲葉胸(Boss)。葉之左右兩端爲葉尾(Tip)。葉胸貫於迴轉之主軸。葉之左右兩側爲旋轉面。距胸部愈遠。則旋轉之量愈多。即螺進之速度愈大。螺旋之理。與固定斜面相同。速度愈大。所需傾斜愈小。若螺旋葉全部之傾斜相同。則葉尾之前推力必最大。因葉尾之速度。大於葉胸之速度故也。是以距胸部漸遠。則傾斜須漸漸減小。務使全部與空氣相擊。得同一之速度。然葉胸附近。究無何等影響。故傾斜似不必起於中央。

#### 15 螺旋葉之曲率 (Curvature of Blade)

曲面較平面之效力大。前已言之矣。故螺旋葉以曲面作成。則所得之推進力較大。對於高速之設計。所需之曲率小。傾斜亦小。對於低速之設計。所需之曲率大。傾斜亦大。

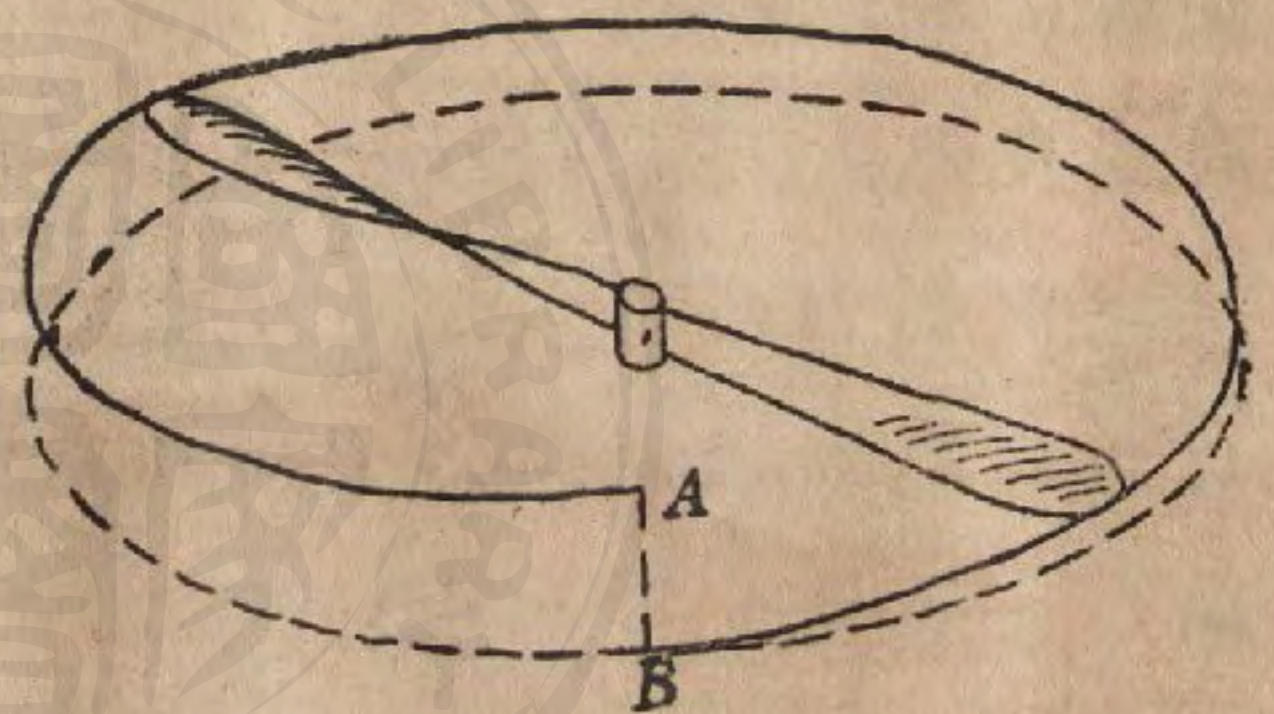
#### 16 前推力與空氣抵抗

設推進機之葉爲一平面。無傾斜。又無曲率。則所生之迴轉抵抗極小。然此處抵抗極小。究非吾人之利益。以其無前推

力故也。又仿羽輪之製法。使葉面與圓周方向成直角。則所受之抵抗極大。然抵抗極大。亦非吾人之利益。以其不能生前進運動故也。故吾人所研究者。前推力宜求其極大。而抵抗宜求其極小

### 17 螺旋葉之節 (Pitch)

螺旋葉為一種旋轉面。由螺齒旋轉而切成。旋轉完全一周。葉面對螺齒之前進距離。名曰螺旋葉之節。如圖。螺旋葉在軸上一迴轉。葉尾沿斜弧進行。自  $B$  點達  $A$  點。則  $AB$  二點間之平行距離。謂之節。



$AB = \text{Pitch}$

### 18 滑失 (Slip)

空氣為彈性媒體。螺旋葉在彈性媒體中迴轉。實際上前進不甚速。螺旋葉迴轉一周。理論上當前進一節。然實際上不過半節有餘。理論上一節。與實際進行之相當差。名曰滑失。

### 19 螺旋葉之前緣壓力中心及橫縱比

前第三第四諸章所述翼面之理。悉可應用於螺旋葉。前

推力之最大影響。在前緣之附近。即壓力中心在前緣附近。後緣之影響極小。前述前緣之理。可以完全適用。故螺旋推進機之直徑。以大為宜。所謂螺旋推進機之直徑者。指葉尾迴轉之圓弧言也。設有兩葉面積相同。長而狹者效力大。短而厚者效力小。(參照前述橫縱比之理)

## 20 直徑與速度之關係

設有兩螺旋葉。面積傾斜各項皆相同。彼直徑大者。迴轉速度雖小。所得之前推力實大。而直徑小者。迴轉速度雖大。所得之前推力反小。實事上欲推進機迴轉不必過急。通常用齒車之減速聯動機。而推進機直徑甚大之時。對於高速之原動機。尤非用減速裝置不可。次則構造上之研究。世間無絕對之理想材料。其薄如紙而強度甚大者。故螺旋推進機之形狀。不可不稍加變更。推進機小。則強度加大。而重量減輕。強度相等之時。直徑大者其葉必重。

## 21 螺旋葉之空氣抵抗及潤面摩擦

抵抗比例於速度之平方。設進行時欲增加速度。則必增加動力。初時間每時增加 1 哩。所費之動力小。次時間欲每時增加速度 1 哩。則所費之動力。較前更大。潤面摩擦。固使效力減小。其關係不得而知。要之其影響確甚微小。

## 22 推進力之極限與馬力之關係

1 馬力之值。等於每秒間 75 至 80 尅之工事。然動力自原動機傳達至推進機。必有損失。故有效馬力。因之減少。可以作推進之用者。不過原動力之小部。其餘盡成無益之消費。工場實驗之時。置螺旋推進機於固定軸上。動力增加。則推進力亦增加。至一定限而止。每馬力增加前推力 30 或 40 磅。然螺旋推進機。置於運動之飛行機上。則每馬力所增之前推力。不過 16 磅。雖然。動力之摩擦損失。苟能減少。則前推力亦略可增大。前推力之極限。有次之法則。

前推力之單位用尅。每秒之速度單位為呎。則每馬力之前推力。以速度除之。則得數不超過 80。若前推力用磅單位。速度用呎秒單位。則每馬力之前推力。以速度除之。則得數不超過 592。然飛行速度。至小須每秒 32 呎。假設無他項勢力損失之時。每馬力之最大前推力為 18.5 磅。但實際上勢力之損失甚巨。故前推力之減少亦多。Wright 之二葉飛行機。其前推力不過 6 磅 7 磅而已。

## 23 推進機與風車電扇之差異

推進機與風車電扇。形式略似。其工事則大有不同之處。推進機之迴轉。在氣流中進行。風車電扇之迴轉。則創生氣流。使靜止空氣。成爲運動空氣。風車電扇。可視爲固定之推進機



其滑失之值等於一。而航行中之推進機。既不受空氣擾亂之影響。亦不別創氣流。其重要任務。在空氣中開一路線。意與螺釘之旋入牝螺相似。

## 24 有效速度

推進機初動時。與電扇相似。使空氣向前返吹。返吹之量大。則效力亦大。既動以後。返吹之量漸小。故效力亦小。機體前進。則速度增加。速度之極限。由螺旋葉之構造而定。達此一定速度。則呈過度之滑失。可知大效力不在高速度也。

## 25 螺旋葉之形狀

自葉尾起算。達全長  $\frac{1}{3}$  時。為葉之最廣處。漸向尾端則漸細。其理由因葉尾之迴轉速度最大。則潤面摩擦亦大。為減小此種摩擦起見。故使尾端漸漸減小。亦有尾端不減小。且切成方形者。此種葉狀。因潤面摩擦之故。動力之損失必多。

## 26 推進機之設計

製造螺旋推進機時。最重要者。在葉尾之速度。通常定取速度每秒 2000 至 6000 呎。迴轉速度之修正。由於直徑之變換。總不宜超過定取之最大數。何則。速度過大。則葉尾起遠心力作用。材料雖強。將愈進而愈弱矣。

螺旋葉之直徑大。則可得高速度。直徑小則速度小。已如

前述。故設有甲乙二種螺旋葉。甲之直徑倍於乙之直徑。葉尾之速度雖同。而就全體前進之速度言。則甲倍於乙。且空氣作用之結果。亦有差異。一機之螺旋葉。共有同心者數枝。直徑大則空氣受他枝影響者小。由是觀之。二枝螺旋葉。較二枝以上者利益大。因枝數多則空氣擾亂之事多故也。

螺旋葉之效力問題。尙難以討論。不敢妄下斷語。

對於已成之螺旋葉。欲知其前進速度之法如次。設速度用呎秒單位。螺旋葉之節。用呎單位。節之長以每秒迴轉數乘之。得理論之前進速度。再減去滑失之量。得實際速度。此速度即推進機使空氣返吹之速度也。定螺旋葉之節爲5呎。迴轉數爲每秒10次。則設計之速度爲每秒50呎。若空氣抵抗每秒減進10呎。則實際速度爲每秒40呎。此種計算。欲求精密。尙有許多研究。茲難詳述。

## 27 二面角之螺旋葉

螺旋推進機之種類不一。有用二枝製成二面角之形者。二枝自葉胸起。向後方傾斜。然空氣在斜面上成斜流。動力或有無益之損失。亦未可知。

## 28 推進機之位置

推進機置於飛行機之何部。其說不一。理想上以置於壓力中心爲宜。Wright 式 Cody 式及 Curtiss 式。均如此設計者

也。單葉式之推進機。通常置於飛行機之首部。故稱此種推進機爲曳進螺旋 (Tractor screw)。各學者關於曳進螺旋。議論不一。一說。飛行機前進時。其全體使空氣生運動。實可以減殺一部分之滑失。用曳進螺旋。則此項利益。未之有也。一說。曳進螺旋後方之氣流。對於主平面增加空氣壓力。然就航空之成功言。則推進機置於壓力中心。或置於首部。其利害之差別。尙難比較而決定之。故製造時只以適合於構造爲主。其利害姑置不論。例如單葉飛行機。因製造簡易起見。多用曳進螺旋。

## 29 推進機之個數

推進機用一個或二個以上。其說不一。此處所謂推進機之個數者。指推進機之機數言。非指螺旋葉之枚數而言。務宜注意。單推進機。置於飛行機橫幅之中央。進行之途中。左右均勢。全機材料。無強弱之變化。用雙推進機。則左右各置一個。二個之效力。不必相同。從而進行方向。有擾亂之事。以前之設計者。均用單推進機。取其進行之方向無變動也。後經研究。用雙推進機。使二個之迴轉運動。成反對方向。以消殺迴轉力 (Torque)。迴轉力者何。推進機在固定軸上迴轉所生之偏動力也。此種偏動力。不由縱舵機之影響而生。其理易明。

## 30 變節推進機 (Varying Pitch Propeller)

速度欲大。則螺旋葉須有種種之形狀然後可。因節之距離短。則速度大故也。變節推進機。甚有成效。變節之法有二。

(1) 由空氣壓力。使節之距離自變。 (2) 由司機人任意變化之。

軟性螺旋葉。視其進行之速度不同。由懸重及遠心力之關係。使其前進角。有種種變化。逆迴轉螺旋葉。則由二個之推進機複合而成。有複合迴轉軸。其一軸套入他軸之中。二軸各置螺旋葉。兩相疊接。互以反對方向迴轉。

### 31 螺昇飛行機 (Horicopter)

以前各節所述推進機迴轉軸。在水平方向者也。而迴轉軸在垂直方向者。亦有之。飛行機上置有螺旋推進機。在水平面內迴轉。而迴轉軸在垂直方向。因之發生上騰力者。謂之螺昇飛行機。吾人可觀日常兒童玩具。而知此理之簡明。惟利用此理之機械。亦無成效可觀。又有普通構造之飛行機。兼用此種垂直上昇之螺旋推進機者。然重力之作用。垂直向下。今欲向上直衝推進。所需之動力。必較用翼面支持斜進漸上之時大。普通構造之翼面。可打勝12度之自然滑降角。而維持進行。至螺昇飛行機。須打勝90度之滑降角。然後可以前進。

吾人所設計之機械力。常小於空中推進之重量。故螺昇推進機之前進。甚屬難事。將來螺昇機與翼面并用。或有成功亦未可知。

## 32. 移動迴轉軸 (Movable Shaft)

次之研究。則為移動迴轉軸。推進機之迴轉軸。使之在空中任意移動。自垂直方向變至水平方向。又自左向變至右向。此種設計。若能成功。則飛行機可向任意方向推進。



## 第八章 飛行機之構造(Construction of Aeroplane)

### 1 單葉及複葉

近年之飛行機。分爲次之二種。(1)單葉式。(2)二葉式。單葉式用主平面一個。Blériot式Antoinette式其例也。二葉式用主平面二個。其一面平列於他面之上。Voisin式、Farman式、Curtiss式 Wright式其例也。二種各有利益。單葉式之速度較二葉式之速度大。因單葉式之前面抵抗小。二葉式則上下二葉之間。一切連結材料。不免受空氣抵抗故也。二葉式所支持全體之重量。較單葉式之重量大。二葉之支持力。大於單葉。自不待言。且二葉式之構造上。翼之橫幅。亦較單葉廣故也。三葉四葉以上者亦有之。最有成效者。爲 Roe 氏之三葉式。然究不如單葉及複葉之善。

### 2 木 料

飛行機之骨格。常用木製。適宜之木材爲胡桃樹、榛、樺、白楊等。亦有用竹製者。木料須慎重選擇而乾燥之。使有金屬之韌性及強度。不可過堅。亦不可過重。然飛行機所用之木料。究不須甚大之韌度及強度也。

### 3 布 料

飛行機之翼面。常用布製。適宜之布料。爲帆布、麻布絲麻

等。布料不宜有伸縮性。宜輕。宜光滑。宜不漏氣。宜可以避水。易腐者不可。易着火者不可。故布料之選擇。甚屬難事。

#### 4 設計上之注意

注意之點如次。荷重宜分配於壓力中心移動之範圍內。不可集重於一部。如此則慣性能率減少。而飛行之操縱甚易。壓力中心之位置。宜取於主平面之幾何中心之前。而全體重心。則宜在壓力中心與主平面中心之間。前推力壓力中心及重心。務宜設在同一平面內。然三者完全在同一平面內。甚屬難能之事。故重心之位置不宜過低。何則。重心既與壓力中心離隔。而前推力又近於壓力中心。遠於重心故也。所以機關突然停止之時。因前推力而失其安定。非得巧妙之操縱。機體無滑翔之事。不至於顛覆不已。距地面愈低。則意外之變。尤不能免。次則骨格之抵抗。務宜使之減少。故骨格多取圓柱之形。而縱橫緊張之處。宜用鐵絲。

#### 5 鐵絲之抵抗

飛行之時。鐵絲常振動。動時抵抗。為靜時抵抗之 1.25 倍。抵抗減少。意欲曰以同樣動力進行。速度可以增加也。

#### 6 裝架 (Chassis)

裝載起舞輪或抵衝板之部。謂之飛行機之裝架。裝架常

用鋼製之管狀。亦有用木製者。爲預防衝動起見。常附用橡皮或螺旋發條。裝架甚爲重要。非堅固不可。進行時底部或與粗面相觸。着陸時或衝力過猛。司機人及機體之安全。皆惟裝架是賴。設計時一有不良。則飛行時受害不小。裝架之主要組織。務成一體。不可以數部接合。抵衝板宜長。置於機之前部。因着陸時宜保其安全者。在重心之前也。

### 7 Antoinette 之單葉式

主平面之左右兩側。向上傾斜。微帶二面角之形。翼之橫幅爲40呎。中部之前後縱長爲10呎。兩側之前後縱長爲6呎或8呎。飛行機之全長爲40呎。飛行時之重量。合司機人共計爲1200磅。螺旋葉2枝。爲曳進螺旋。發動機之馬力爲50。

後部有浮揚板。及反側操縱裝置。尾部之縱舵機。由連接關係。司機人可以脚操縱之。司機人之左右。各有垂直輪一個。迴轉左輪。則成反側操縱。可使翼面左右偏倚。迴轉右輪。則浮揚板上下傾斜。可使翼面前後俯仰。主平面以下。底部用二輪。尾部用一抵衝板。首部亦用一長抵衝板。以防着陸時之衝動。

初時曾於主平面後。用補助翼舵。因反側操縱。諸多不便。今廢之。

### 8 Curtiss 之二葉式

主平面二個。橫幅32呎。縱長5呎。兩平面之距離5呎。飛



行機之全長36呎。飛行機之重量。合司機人共計800磅。螺旋葉二枝。直徑7呎。發動機之馬力爲50。

浮揚板在機之前部。補助翼舵在兩主平面之間。補助翼舵之橫幅9呎11吋。縱長2呎9吋。突出於主平面以外者凡4呎。尾部有縱舵。浮揚板上有三角形之縱鰭。亦作方向調整之用。浮揚板及縱鰭。均以車輪連結。得操縱於司機人之前。車輪推於前。則浮揚板低下。推於後則浮揚板昇上。車輪向右迴轉。則縱舵偏於右。向左回轉。則縱舵偏於左。

補助翼舵以挺連結之。此挺爲司機人坐位之椅脊。故橫方向之安定。司機人可坐而定之。若機體右偏。則司機人之身體向左移動。是時補助翼舵之右側上昇。左側下降。而右側所受之壓力大。故機體可達水平之位置。

起舞輪有三。其二在主平面之下。其一在主平面與前部浮揚板之間。又下部主平面之下。設一小抵衝板。

### 9 Farman 之二葉式

主平面二個。橫幅38呎6吋。縱長6呎4吋。兩平面之距離6呎。飛行機之全長43呎。飛行機之重量。除發動機不計外。

616磅。飛行時之重量。合司機人共計1100磅。螺旋葉二枝。直徑8呎6吋。發動機之馬力50。此式可以前後操縱。主平面之後部兩側。均有補助翼舵。前後均有浮揚板。前後之板。可同時操縱。故飛行可速變前進角。前後浮揚板及左右補助翼舵。以

鐵絲連結於一挺。此挺前後移動。則操縱浮揚板。左右移動。則操縱補助翼舵。縱舵在主平面之尾部。以鐵絲連結於司機人之足下。可以坐而操縱之。

機之下有四輪及長抵衝板。以防下降時之衝擊。

### 10 Demoiselle 之單葉式

是機爲 Santos Dumont 氏之創造。主平面一葉。成二面角之形。橫幅 18 呎。縱長 6 呎 5 吋。飛行機全長 20 呎。飛行時之重。合司機人共計 500 磅。螺旋葉二枝。爲曳進螺旋。發動機之馬力爲 35。

浮揚板設於機之尾部。尾部爲正交之二面。全體可以上下左右移動。垂直面作縱舵之用。水平面作浮揚板之用。司機人之右設一挺。可以操浮揚板之運動。左設一輪。可以操縱舵之運動。司機人之背。亦設一挺。身體移動。可以行反側操縱。主平面之下有二輪。尾部有一抵衝板。骨格昔用竹製。現用鋼製。

此種飛行機。甚爲危險。司機人須熟練。然後可以駕馭。主平面太小。一旦機關停止。則呈峻峭之滑降。故只宜低處飛行。發動機設於司機人之上。推進機設於司機人之前。萬一着陸時裝架破壞。司機人固有傷害。而機之本體。尙可徐徐前進。

### 11 Blériot 之單葉式

主平面一葉。微成二面角之形。愈近於兩側則愈狹。橫幅

28呎。中部之縱長6呎。飛行機之全長25呎。飛行時之重量。合司機人共計700磅。螺旋葉二枝。爲曳進螺旋。發動機之馬力爲50。

浮揚板設於尾部。亦有反側操縱裝置。司機人之前。設一覆盃形之物。此覆盃可以上下左右。移動自如。浮揚板及反側操縱裝置。均以鐵絲繫於覆盃。覆盃前後移動。則浮揚板生俯仰。左右移動。則操縱裝置生偏倚。主平面下有二輪。尾部亦有一輪。



## 第九章 航空 (Aerial Navigation)

### 1 航空與航海之異同

航空與航海。根本性質。完全不同。惟潛航艇稍有相似。潛航艇全部浸入於水中。航空機則全部浸入於空氣中。然水流之速度。每時不過數哩。而氣流之速度。通常每時25哩或30哩不等。速者每時60哩或70哩不等。

### 2 航空機之速度

航空機全浸入於空氣之中。故航空之速度。不就對地面之速度言。而就對空氣之速度言。關於此點。往往不免誤解。故從前之航空記錄。不足據者甚多。閱者非注意不可。假設航空者在靜空中航行。無風可感。此時風壓由航空機之絕對運動而定。航行之方向。與氣流之方向。或同或異。所感之風壓不變。此時航空者所受之風。非空氣運動。乃地球運動所起也。

今設航空者在氣流中進行。氣流自西向東。速度為每時30哩。則航空機在該氣流中進行。究以幾何之速度。可以向各方自由運動乎。設速度為每時30哩。其首向西。則自地面之觀測者視之。似若在空氣中靜止未動。雖然。實則在空中以絕對速度進行也。若航空者意欲向北進行。則途中被風吹動。必曳進而東向。故航空機之首雖北向。而航空者所感之風。自機首向機尾。自地面之觀測者視之。如蟹進之橫行。在航空者并不

覺風自西來。使彼出於進行路線之外。而方向變化之影響。實已不小。

### 3 風力之偏移 (Deviation)

設吾人不自地面觀察。而自雲中或黑夜觀察。無固定可視之物以作標準。此時若實事上不知風自西來。則航空者必不覺機體偏移於欲進之路線外。因無標準指示其路線故也。

或於晝時航行。或別用他法。可以認識路線時。則航空者橫行於氣流之中。與船夫之駕船無異。得知機體有偏移之事。將使機體偏向西北。而達北方之目的地。雖然。機之速度。若不大於風之速度。必不能達其目的地。亦自然之勢也。

風之方向。及風之強弱。不可不知。設航空者以機體本身之速度。遇順風進行。機體進行於空氣中之速度。為機體本身之絕對速度。彼航空者不覺其對於地面之速度。較絕對速度。超過果為20哩或30哩也。只在降下達於地面之時。方知有順風在後。若航空者不知風之方向。降下時甚為危險。因降下時必使機首與風向相對故也。

機體偏移之量。即風之進行距離。何則。設機體每時速度100哩。向北進行。而微風自西吹來。風之速度每時6哩。則航空機之路線。每時必東偏6哩。

### 4 航進之不能

飛行機及誘導氣球。有時可以直進。而他種飛行船。不必皆能直進。若絕對速度。小於逆風之速度。此時雖謀斜駛。亦無前進之可言。將見在空中時間愈多。則距前面之目的地愈遠。倘機體速度增加。則所誤之距離減少。若機體速度。超過逆風之速度而不甚大。此時設進行路線。爲鋸齒之形。亦無前進之可言。

航空者雖明見目標。常不能沿直接路線而至。因橫向或斜向有風吹來故也。殆吹出路線外。超過目標以後。方覺偏移而失路。若先知風之方向及風之強弱。則機首偏向目標之左或右進行。經風力偏移。或能達到目的地。亦未可知。雖然。自空中視地面。視線尙有屈折。茲將視線作直線論者。尙屬近似。究不精密。

## 5 風力與高度之關係

大氣之條件。與航空大有影響。此宜常時注意者也。(參照第二章) 高度愈增。則風速愈大。而方向不同。風速亦有差異。又高度愈增。則空氣之比重減小。從而抵抗減小。

美國 Boston 地方之觀測表。(一年平均數)

高度(呎單位)	高度(呎單位)	速度(哩時單位)	速度(呎時單位)
1.676	510	19	30
5.326	1.625	24	38
12.724	3.880	34	55

21.888	6.675	71	114
29.317	8.940	78	125

英國 Manchester 地方之觀測表。(一日平均數)

高度(呎單位)	高度(呎單位)	速度(哩時單位)	速度(呎時單位)
1.100	335	21	34
2.000	610	24	38
3.000	915	46	74
4.000	1.220	54	89

地方不同。觀測值自異。欲知其詳。須觀各國之航空記錄。大約每升高 1000 呎。則每時增加風速 2 哩。

又地球表面之風速。因地方不同。其平均速度亦異。茲將重要各地之平均風速。示之如次。

歐洲	每時 10.3 哩	每時 16.6 呎
美國	每時 9.5 哩	每時 15.3 呎
亞洲南部	每時 6.5 哩	每時 10.5 呎
西印度	每時 6.2 哩	每時 9.9 呎

北半球西風最多。而高處之西風尤大。上昇愈高。偏移愈甚。偏移之方向。與時針迴轉之方向概相同。以度數表之。謂之右偏若干度。

Berson 氏之偏移表。

高度(呎單位)	右偏度數
0—3.000	15

3.000—6.000	13
5.000—10.000	11
10.000—13.000	1
13.000—16.000	3
16.000—19.000	6
19.000—22.000	6

高度約達 4 哩。得全偏移 55 度。故地面有南風之時。高至 4 哩之處爲西南風。通常右偏之度數。如上表所示。有時亦有反對方向偏移之事。

南半球上之偏移。亦與時針迴轉同方向。但風來之方向。種種不同。

#### Hann 氏之風向表。

地球緯度	地面風向	中層風向	高層風向
赤道北 60	西南西	西北西	西南西
赤道北 30	北東	南西	西南西
赤道北 10	東北東	東	東南東
赤道			
赤道南 10	東南東	東	東北東
赤道南 30	南東	北西	西北西
赤道南 60	西北西	西南西	西北西

註。距地面 10000 呎。至 32000 呎之空中。謂之中層。32000 呎以上。謂之高層。



## 6 高飛之利益

風之強度。距地面愈高。則愈大。固如前述。然就航空之情形言之。高飛未必盡不利也。高飛反覺安全之時亦有之。其主要原因有二。第一、高空之風力雖強。然流線較有一定。如地面之混亂氣流及渦流甚少。故危險之事亦少。第二飛行愈高。則降下半徑(Radius of Descent)愈大。而機械損傷。無意墜落時之降下半徑尤大。降下半徑者。就着陸地面之範圍言。以飛行機之垂直線足為中心。在地面所畫之圓之半徑也。

飛行愈高則風力愈強。故偏移愈多。從而降下半徑愈大。加之高飛之滑翔角。較低飛之滑翔角小。而滑翔角愈小。則降下半徑愈大。

設滑翔角之正切為0.1。飛行之高度為1000呎。則每降下1呎。得水平進行10呎。換言之。降下半徑為10000呎。何則。三角形之高為1呎時。底邊之長為10呎。今高為1000呎。則底邊亦當千倍。故底邊為10000呎也。橫切田野。超過山嶺或市鎮。未得相當着陸地以前。欲圖着陸之安全。尤不可不預有較大之降下半徑。因降下之半徑大。則路程之曲線較長。而準備着陸之時間自多也。

## 7 高層空氣之減輕

飛行愈高。發動機所費之力愈大。今高空之空氣比重。較

海面之空氣比重小。飛行機在高空飛行。空氣壓上之力。較在低空之時小。故欲維持水平飛行於高空。則速度必較在低空時大。自低空言之。速度大則首部所受之抵抗亦大。然高層空氣稀薄。抵抗自必較低空小也。

### 8 後翻波 (Backwash)

大輪船在水中進行之時。水向兩側排開。掀成巨浪。船後水面。凹下異常。經許久時間。兩側之水。方能排合。如此之波。名爲後翻波。此時若小船駛入後翻波內。兩側排合之水。直有吞沒小船之勢。飛行機在空中航行時。亦生此後翻波。原來飛行機在空中。互相衝突之事甚少。不似航海之危險。因飛行機在空中可以上下左右趨避也。惟甲機航行於乙機之下層。乙機之下起後翻波。則甲機受其影響。不免危險。飛行機所生之後翻波。不在飛行機之後。而在飛行機之下。水之後翻波在船後。成長流之小河。空氣之後翻波。則在機下。衝成管狀之柱體。向前連續發生。惟此項氣柱之深度。及波翻之力。則難精密決定。

### 9 垂直氣流及渦流

垂直氣流。由溫度之變化而生。故各地流線之性質。航空者不可不知。渦流生於高山懸崖之近處。航空者在低空飛行時。不可不預爲注意。

## 10 航空路線

航空路線。不易求得。自高空下望都市。甚難明瞭認識。故須有特別地圖。以作認識都市之標的。又地圖須詳示安全着陸處。及其地方之氣象條。

## 11 磁針

磁針自爲航空者所必需。惟地球自高空可以認識時。方能有用。電氣發動機有電磁。磁針受電磁之影響。則有振動之事。故磁針裝置。宜避電磁之吸引。地面可以明瞭認識時。宜成直線進行。而海上夜間或雲中飛行。則偏出道路與否。航空者不得而知。此時對於假定之風速及風向。須有一定之計算。以作改正路線之斟酌。及其再能明視陸面時。方知偏移之多少。而識斟酌之未盡得其當也。

## 12 子午線決定

子午線決定之法。與航海無異。惟航空機上。須作人造之水平。因飛行愈高。則自然水平愈不明故也。

## 13 大氣道路

風之方向。須以航空之練習。精密測之。大氣中有多少氣流。爲常定之方向。與洋面之流線相似。

鳥之遠颺。實利用大氣之流線。故雖暴風之中。亦能進行。在一定方向。航空者須備有預知圖表。地面上之人與航空者。或航空者與航空者。謀消息之靈通。用無線電信。作風向之示知。



## 第十章 發動機 (Motors)

### 1 飛行機之動力

機械動力之問題。廣大而且複雜。本書不過摘其原理之概略。以示模範。至機械之專門研究。須別參機械學。

### 2 發條 壓榨空氣 及纏繞橡皮

蒸氣機關及內燃機關。重而且大。欲圖輕便。不可不利用蓄勢之動力。如發條。壓榨空氣。及盤繞橡皮是也。發條不能得大動力。使螺旋推進機迴轉充足。壓榨空氣之發動機。亦不良。將來或有成效。亦未可知。纏繞橡皮。結果雖較好。其蓄勢只能推進  $\frac{1}{3}$  哩。

### 3 簡單之彈條發動機

螺旋推進機之迴轉軸上。向後作一鉤。後部再作一固定之鉤。彈性帶之前端。掛於迴轉鉤。後端掛於固定鉤。推進機迴轉。則彈性帶纏繞。緊捲之後。勢欲復原。故推進機以反對方向。迴轉前進。彈條發動機。亦有構造複雜者。

### 4 蒸汽機關

內燃機關未發明以前。蒸汽機關之實用最廣。蒸汽機關太重。然法國 Ader 氏。及英國 Maxim 氏。亦得一部分之效果。

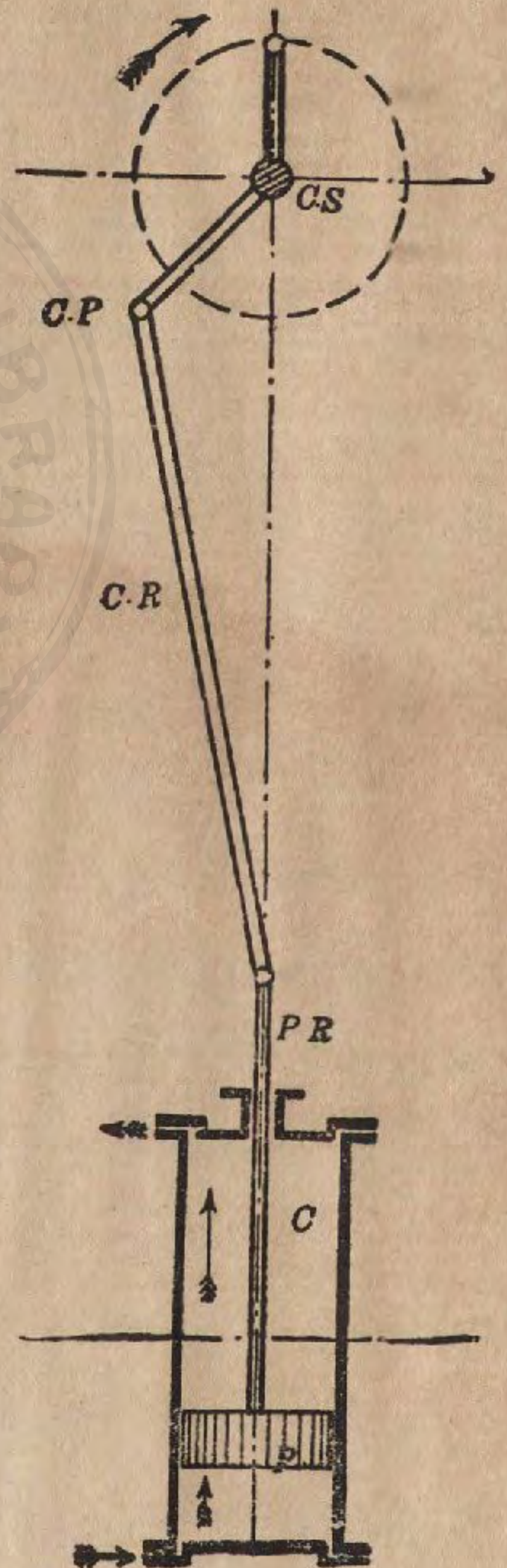
Ader 氏之飛行機。名曰“Adion”用蒸汽機關二個。每個 20 馬力。合蒸汽罐共計每個之重 44 磅。Maxim 氏之飛行機。亦用蒸汽機二個。發生馬力共 360。合蒸汽罐共計 7000 磅。

### 5 蒸汽機關之原理

蒸汽機關。由次之三者而成。(1)圓筒(Cylinder) (2)吸鑊(Piston) (3)吸鑊桿(Piston rod)圓筒之兩端密閉。吸鑊為圓板。在圓筒之內。吸鑊之圓周。恰與圓筒之內壁密接。使吸鑊上下兩面。無通信之餘地。而吸鑊在圓筒內。又可上下運動。圓筒之兩端各開一小穴。使蒸汽出入。此出入之蒸汽。別設滑瓣以司開閉。蒸汽自上穴入圓筒。則吸鑊自上壓下。吸鑊內之蒸汽。自下穴放出。放出之蒸汽。有凝結器以冷却之。得減少吸鑊面下之壓力。蒸汽自下穴入圓筒。則運動反對。如此反復運動。吸鑊上下。則吸鑊桿進退循環。遂生動力。

圖之說明 C 為圓筒。 P 為吸鑊。

P.R 為吸鑊桿。 C.R 為連桿。 C.P 為柄栓。 C.S 為柄軸。 矢之方向。示蒸



汽出入。及機關運動之方向。柄軸迴轉。則動力發生。

## 6 動力之傳達

吸鑿桿之一端。固定於吸鑿之中央。他端出於圓筩之外。與連桿(Connecting rod)相接。連桿又與曲柄(Crank)相接。使成迴轉運動。故動力自蒸汽機關。傳達於柄軸(Crank shaft)即迴轉軸也。

曲柄與連桿之連接處。謂之柄栓(Crank pin)。連桿進退循環。則柄栓以迴轉軸為中心。成圓周運動。連桿上下一進一退。則柄栓一周。此圓周中之他點。不成問題。惟達圓周之最高點及最低點時。曲柄及連桿。成一直線。此時連桿欲使曲柄運動。理論上完全不能。如此之最高及最低二點。稱為運動之思案點(Dead point)。柄栓達思案點。而欲繼續迴轉時。其所恃之力有二。(1)固有之運動量。(2)勢車(Flywheel)之力。迴轉軸上別設一輪。謂之勢車。柄栓雖達思案點。勢車蓄其運動之勢力。迴轉尙不停止。故圓周運動。得以繼續。

完全之蒸汽機關。在二筩以上。須有蒸汽發生機。或蒸汽罐(Boiler)。

## 7 蒸汽之膨脹力

通常用單位容量之水。可生容量 1700 倍之蒸汽。但此種容量之倍數。由壓力不同。而有差異。若大氣壓力。每平方吋 30

磅。此時將水沸騰。則 1 立方吋之水。只能生半立方呎之蒸汽。壓力為 15 磅。則得 1 立方呎之蒸汽。

## 8 內燃機關 (Internal Combustion Engine)

蒸汽機關。利用蒸汽出入。使吸鐔上下。內燃機關。則利用燃料在筩內發生氣體。內燃機關之點火。用電氣火花。燃料用可燃氣體。或煤油蒸氣。且須加相當之空氣。

煤油 (Petroleum) 為一種之礦油。將粗製煤油蒸餾之。得揮發油 (Petrol)。是為有揮發性之液體。用吸油器。使吸出之部成為蒸氣。以便內燃機關之用。爆燃時須有適當之空氣。作成混合之爆發物。混合氣體之出入口。由滑瓣自動而開閉之。電氣火花之發生。或用電磁。或用電池及線輪。燃燒所生之氣體。使吸鐔沿筩內移動。吸鐔復原位置。則廢氣驅出。而第二次之燃燒繼作。如此燃燒迭生。而吸鐔之運動循環。又柄栓達思案點。須利用勢車。與蒸汽機關相同。

## 9 氣化器 (Carburetter)

石油蒸氣為碳氫化合物之一種。石油蒸氣與空氣混合之器。名曰氣化器。設於燃燒筩之外。混合氣體由氣化器輸入筩內。輸入利用吸鐔之出入。

氣化器之構造。大略如次。小徑之針孔。置於揮發油面。欲混之空氣。自針孔之周圍流入。吸鐔上昇。則揮發油自針孔



吸出。飛散成霧狀。與空氣相混合。飛散之油分。由吸入空氣之熱而氣化。完全成爲爆發氣。進入氣筩。又油氣上昇之途中。設有阻瓣。此瓣開閉。則油氣通過之量有變化。從而氣筩內之爆發力亦變。換言之。機關之迴轉速有增減。

## 10 四段行程 (4-Cycles 或 4-Stroke)

內燃機關之動作。分爲次之四段。

第一、吸收行程 (Suction stroke)。吸鐳桿出動。吸鐳面下之燃燒室成真空。自氣化器吸收混合氣體。輸入燃燒室。謂之吸收行程。

第二、壓縮行程 (Compression stroke)。吸鐳桿向筩內下降。使吸鐳面下之氣體壓縮。謂之壓縮行程。

第三、爆發行程 (Explosion stroke)。氣體一經壓縮。則爆發之膨脹力更大。混合氣體燃燒。使吸鐳壓上。吸鐳桿向上出動。謂之爆發行程。

第四、放出行程 (Exhaust stroke)。吸鐳桿再向筩內下降。使吸鐳面下燃燒後之廢氣壓出。謂之放出行程。

在第一段吸入後。入口由滑瓣密閉。故第二段壓縮時。無漏出之虞。爆發後入口再開。得吸入新混合氣。

## 11 內燃機關之速度

內燃機關之行程。爲吸鐳在筩內移動之長。行程之長。大

於筭之直徑。然吸鏢移動之速度有定限。故主軸迴轉欲速。則吸鏢行程宜短。通常內燃機關。主軸之迴轉數。一分鐘凡1200次以上。

## 12 內燃機關之條件

內燃機關。用於航空。其必要條件有三。(1)機關之全重量。務宜輕快。(2)機關之繼續運動。務宜確實。且迴轉宜易於調整。(3)機關部之檢查及修繕。亦宜簡便。

以上所述之條件。日常之自動車機關亦備之。故初期之飛行船及飛行機。即取用自動車之石油機關。不加變更。然航空機關。以愈輕為愈善。故構造改良。加增氣筭之數。且用特殊之強材料。各部輕快。至今日航空機關。遂成專門製造。其種類如次。

## 13 Mercedes 發動機

此種內燃機關。為德國 Mercedes Daimler 公司所製。六筭水冷式之航空機關也。各氣筭之直徑 $4\frac{1}{8}$ 吋。吸鏢之行程 $5\frac{1}{2}$ 吋。機關軸之迴轉數。每分鐘1350次。所生馬力80。

氣筭每二個為一對。六筭成一列。直立於曲柄室之上。全氣筭之頂上。有平置之突輪軸(Cam axis)。曲柄室之後。有傳動軸。運動由曲柄軸。經傳動軸之紹介。達於突輪軸。減成半速運動。各氣筭之頂蓋。有吸入瓣。及放出瓣。斜設於頂蓋之左右。由

突輪運動。使吸入瓣及放出瓣押開。機關之後端。夾傳動軸設二個之電磁石。使得送高壓電氣於點火栓。各氣筭附有點火栓二個。傳動軸之下底。有渦卷唧筒。供冷水循環之用。由唧筒經水管。送冷却水於各氣筭。溫水自機關前額之水管放出。導於放熱器而冷却之。曲柄室底有滑油唧筒。以送滑油於機關之主要部。

#### 14 Renault 發動機

此種內燃機關。爲法國 Renault 公司所製。八筭氣冷式之航空機關也。左右兩側各四筭。每二個一左一右。成 V 字形。其間夾角 90 度。氣筭蓋之頂。置十字架以押氣筭。十字架以四棒固結於曲柄室。得使氣筭及氣筭蓋固定。

八筭之曲柄。共有曲柄栓四個。每左右一對之連桿。以一柄栓連結之。曲柄軸之上。設一突輪軸。運動由曲柄軸經齒車之紹介。達於突輪軸。減成半速運動。氣筭之下方有給氣瓣。此瓣可由突輪壓開。上方有放出瓣。此瓣可由槓桿作用壓開。氣筭二列之中間。有電磁石。由突輪之迴轉運動。得按時刻飛火花。突輪軸之外。固定有推進機。故推進機之迴轉數。爲機關軸迴轉數之半。機關軸每分鐘迴轉 1800 次。則推進機每分鐘 900 次。氣筭二列之上有蓋板。造成風道。曲柄軸後設渦卷車。渦卷車迴轉。則送風於風道。使機關內側。可以冷却。故此種機關爲氣冷式。

Renault 發動機之各型如次表。

種類	筭徑	馬力	行程	機關全長	機關幅	機關高	機關重
四筭	90	25	120	862	620	930	110
八筭	75	40	120	833	683	595	110
八筭	90	50	120	1234	678	651	170
八筭	96	70	120	1300	678	651	180
十二筭	96	100	120	1585	803	710	290

本表中筭徑、行程、機關全長、機關幅、機關高之單位爲耗。機關重之單位爲尅。本表爲法國所用航空機關。

日本東京炮兵工廠。及橫須賀海軍工廠所造。亦係此種發動機。其成績甚著。但器械之尺寸。未得其詳。

## 15 Gnome 發動機

此種內燃機關。爲法國 Moteur Gnome 公司所製。氣筭迴轉式之發動機也。故亦名曰迴轉發動機(Rotary motor)。氣筭凡七個。成星狀。置於曲柄室之外周。七個之連桿。共以一個之柄栓連結之。

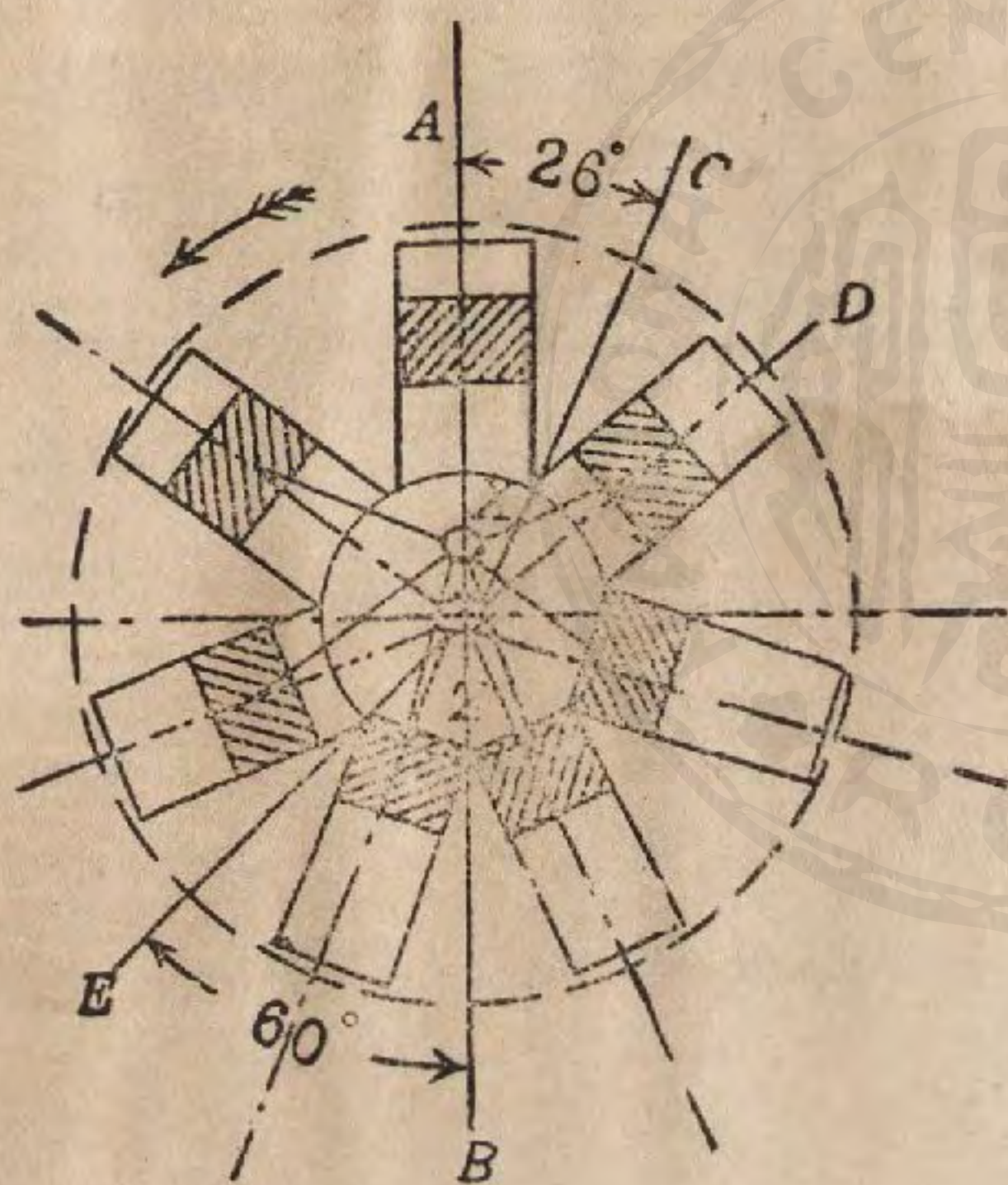
柄栓及曲柄。靜止於一定之位置。曲柄室及氣筭。迴轉於曲柄軸之周圍。氣筭迴轉。則吸鏢出入。遂起四段行程之爆發作用。

氣筭內之動力。傳於曲柄室。生迴轉運動。推進機固定於曲柄室之前壁。各氣筭之頂。有放出瓣。由突輪裝置。使此瓣押

開。放廢氣於氣筩之外。吸鑿之底。有吸入瓣。吸鑿自氣筩退出之時。曲柄室之爆發氣。將此瓣壓開。進入於氣筩之內。曲柄軸中部空虛。其後端附有氣化器。爆發氣由吸入作用。自氣化器吸入於曲柄室。

氣筩之材料為鉻 Cr 及鎳 Ni 之合金鋼。

運動之說明 七筩之作用相同。只說明一筩之作用足矣。



如圖筩之迴轉為圓運動。設一筩在最高之位置時。其柄栓靜止。此筩漸漸向左迴轉。吸鑿漸自氣筩退出。筩內生真空。故爆發氣壓開吸鑿底之吸入瓣。自曲柄室進入筩內。是為吸入行程。

氣筩自最高位置。迴轉 180 度。達最低之位置。

則吸鑿達退出之極點。爆發氣之流入停止。此後吸鑿漸入筩內。壓縮爆發氣是為壓縮行程。

在回復最高位置 26 度以前。電火飛發。至最高位置。得最大之爆發壓力。更由最高位置前進時。爆發壓力。加於氣筩。其分力分解於氣筩之迴轉方向。傳動力傳於迴轉體。是為爆發

行程。

在復達最低位置以前60度時。放出瓣被突輪壓開。廢氣逃出。至最高位置以前圓周 $\frac{1}{4}$ 。然後放氣瓣閉塞。是為放出行程。

又達最高之位置。一次之動作。完全了結。乃繼續為第二次之動作。

如此一氣筭以二迴轉完成一次之動作。他之六氣筭。亦與此相同。惟爆發之次序。與氣筭配列之次序相異。爆發次序。為第一、第三、第五、第七、第二、第四、第六筭。其理由如次。第一筭在最高位置26度以前。點火。至最高位置。呈爆發狀態時。第二筭在最高位置以前圓弧 $\frac{1}{4}$ 。廢氣放出告終。第二筭達最高位置。始吸入爆發氣。第三筭在最高位置以前26度。點火。至最高位置。呈爆發狀態。故有隔筭爆發之次序。

Gnome 發動機之各型如次。

種 類	筭徑	馬力	行程	每分迴轉數	機關重
七 筭	110	50	120	1200	75
七 筭	130	70	120	1200	83
七 筭	124	80	120	1200	87
十四筭	110	100	140	1200	100
十四筭	130	140	140	1200	130
十四筭	124	160	140	1200	140

本表中長度之單位為耗。重量之單位為尅。

七筭機關所定之馬力凡三種。若需大馬力。則設筭二列。每列七個。共計十四筭。所得馬力為前三種之倍。

## 16 馬力計算法

馬力之種類有二。(1) 英式馬力(Horse power)(2) 法式馬力(Force de cheval)是也。現今一般計算馬力。均用英國單位。

英式馬力之定義 1 馬力之值。等於每秒 550 呎磅之工事。即每分 33000 呎磅之工事。而工事為距離與力之相乘積。就飛行機言。前進距離。為每分迴轉數乘推進機之節。前進之力。為前推力。故飛行機之工事。為迴轉數、推進機之節、前推力三者相乘之積。以 33000 除之。即得馬力之數。其計算式如次。

$$H.P. = \frac{Thrust \times R.P.M. \times Pitch}{33000}$$

上式之 *R.P.M.* 即每分迴轉數之意。(Number of revolutions per minute) 推進機已製定。則節之長為一定。發動機已製定。則迴轉數為一定。故每馬力所生之前推力。有一定之範圍。前推力由推進機之直徑之四方乘而變。馬力由直徑之五方乘而變。

有多數之飛行機。大約翼面每 9 平方呎。需 1 馬力。上騰力每 25 磅。需 1 馬力。Santos-Dumont 之單葉式。則翼面 5 平方呎及上騰力 10 磅。需 1 馬力。Blériot 之翼面。發動機用 Gnome

式之時。總計馬力爲50磅。大約3平方呎及11.5磅。需1馬力。

## 17 氣冷却及水冷却

用空氣冷却之時。吸鏢須退至氣筭之首部以外。行程太長。不免速度之空費。而在某一定速度以下。冷却不生效力。用水冷却之時。飛行機加重。蓋不獨有攜帶水量之重。且流水循環。氣筭須二層之壁也。况再需放熱器及凝結器乎。

## 18 電氣發動機

電氣發動機。理想上甚適用於航空。因其速度甚大。且迴轉部分之材料。同時可以直接利用也。惟重量過大而已。昔時飛行船曾用電氣發動機。自內燃機關出現後。飛行船亦不用之。欲用電氣。須發明輕金屬之磁鐵。將來飛行機能於兩電磁之間。單置一發電子。迴轉推進。亦未可知。又動力傳達之部分。將來不需金屬。亦未可知。



## 第十一章 最大距離 (Maximum Distance)

### 1 最大距離之要求條件

飛行途中。不用着陸。而直達最大距離。果需如何之條件。各學者意見紛歧。或謂最短時間。經過長距離。以增加速度為必需之要求。或謂負重減輕。雖速度不大。亦可達遠距離之目的。法國飛行雜誌。對於大西洋橫斷飛行。有一論說。謂飛行機重量 9000 斤。翼面 415 平方呎。速度每時 67 至 86 呎。只 60 小時。可以橫斷大西洋。實則此種飛行。速度太小。不可認為適當。勿庸贅言。本章所論之要求條件。只以高速為目的。

### 2 計算條件之基礎

一飛行機。一回之飛行。所達到之距離。果有如何之條件。吾人所宜研究者也。此種條件之基礎。先以算式簡單明瞭示之。然後論其變化之程度。

設飛行速度一定不變。 $A$  為飛行機之全重量。 $W$  為必要之推進力。 $K$  為前面抵抗與上騰力之比。即滑翔係數。則有次之算式。

$$W = KA$$

令  $N$  為發動機之馬力數。 $\eta$  為螺旋推進機之效率。每時若干呎之速度以  $V$  表之。則有次之算式。

$$N = \frac{WV}{3.6 \times 75 \times \eta} = \frac{AKV}{270 \eta}$$

註 本式之馬力單位。爲法國單位。

今以  $b$  爲 1 馬力 1 時間發動機所要之消費量。消費量之單位爲尅。則 1 時間發動機之消費量爲  $Nb$  尅。且 1 時間經過之距離爲  $V$  杆。設飛行 1 杆所要消費量爲  $B_{Km}$ 。則有次之算式。

$$B_{Km} = \frac{Nb}{V}$$

代入前式。則對每杆飛行所要之消費量爲

$$B_{Km} = \frac{AKb}{270 \eta}$$

對每杆飛行所要之消費量。有附帶影響。容後說明。除後說附帶影響外。消費量與速度。無他關係。

又飛行重量 1 噸。距離 1 杆。所要之消費量有次式。

$$B_{t, Km} = \frac{AKb}{270 \eta} = \frac{1000}{A}$$

即對每噸每杆飛行所要之消費量爲

$$B_{t, Km} = 3.71 \frac{Kb}{\eta}$$

是對每噸每杆飛行所要之消費量。與三種數  $K$ 、 $b$ 、 $\eta$  有關係。

令  $g \equiv \frac{\eta}{Kb}$  此數值  $g$  稱爲效率值。 $K$ 、 $b$ 、 $\eta$  三者之內。滑翔係數  $K$ 。爲飛行機全體之效率。此由翼之效率及氣體力學之見地而知之。消費量單位  $b$  爲發動機之效率。而  $\eta$  爲螺旋推進機之效率。故消費量以三種效率同時說明。可得以效率值  $g$  表之。 $g$  之大小。示飛行機之優劣。是爲最良之標準。若以最少之消費量。爲飛行之懸賞條件。得賞之資格。由氣體力學之見地。有最完全最良之發動機及推進機者。可以當選。蓋無疑義。

### 3 最大距離之計算式

次歸本問題。飛行途中無着陸之事。研究其可以經過之最大距離。吾人所最宜注意者。飛行前進之時。其攜帶之運動材料。漸漸消費減少。故飛行重量漸漸減輕。（此種條件。容次節研究）。先設  $A$  爲飛行機之全重量。此全重量由二部而成。其一爲機體、發動機、司機人、及裝備之重量  $A_0$ 。其二爲運轉材料之重量  $B$ 。即

$$A = A_0 + B$$

對每斤所要之消費量。已如前述。而運轉材料  $B$ 。爲既已知量。故最大飛行距離  $a_0$ 。可以次式表之。

$$a_0 = \frac{B}{B_{Km}} = \frac{B \cdot 270 \eta}{AbK} = \frac{270 n \eta}{bK} = 270 gn$$

是即最大距離之計算式也。式中  $n$  之值爲  $\frac{B}{A}$ 。即運轉

材料與機體全重量之比。即運轉材料消費至盡。可達之距離。與  $K$ 、 $b$ 、 $\eta$  及  $n$  四者有關係。飛行距離欲其增。只修正此四者之數值足矣。其餘各項。如增減翼面。或增減速度諸事。其效果不過使  $K$  及  $n$  有變化而已。此關係甚為重要。不可不知。否則誤研究之方針。

德國懸賞試驗時。對於單葉及複葉之普通傾斜。以上各文字之值如次。

結果不良之時。

$$K=0.25 \quad b=0.25 \quad \eta=0.65 \quad g=10.4 \quad B_{t,Km} = 0.356 \text{ Kg } 1_{t,Km}$$

結果良好之時。

$$K=0.18 \quad b=0.23 \quad \eta=0.75 \quad g=18.1 \quad P_{t,Km} = 0.204 \text{ Kg } 1_{t,Km}$$

$g$  者效率值。與每噸耗之消費量成反比者也。普通水冷式發動機。 $g$  之值在 10 與 18 之間。猶能再大與否。則未可知。上列之值。不過模型之實驗值。而實際之飛行機。 $K$  之值或更小亦未可料。又結果良好之時。螺旋推進機之效率  $\eta$ 。能否超過 75%。亦未敢斷言。惟此處最有興味者。前述之數值中。所謂對每噸每耗之消費量  $B_{t,Km}$ 。不大於高速自働車之實測數。然於自動車及自動艇。速度增加。則消費量  $B_{t,Km}$  之值。急激增加。而於飛行機則不論速度如何。 $B_{t,Km}$  之值殆無變化。

今吾人欲計算最大距離  $a$ 。不可不知  $n$  之值。 $n$  者運轉材料重量與飛行全重量之比也。依本節計算式  $a=270 gn$  則  $n$  與  $a$  之關係如次。

材料	$n$ 之值	○	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{2}{3}$	1
結果	$a$ 之值	○	940	1410	1880	2820
$g=10.4$	$a$ 之值	○	1625	2440	3255	4800
$g=1.81$	$a$ 之值	○				

現今之飛行機。 $n$  之值不得達  $\frac{1}{3}$  以上。故結果雖良好。繼續飛行至 2500 斤。甚不容易。從而 3000 斤之飛行。殆為不可能之事。

#### 4 最大距離之精密計算式

前節之計算。過於不利也。何則。攜帶材料有消費。則飛行重量漸漸減輕故也。重量減輕之事。飛行家有種種利用之處。  
 (1) 可以減少發動機之迴轉數。使螺旋機之推進力。與飛行重量。以同一比例減小。由是速度減小。與重量之平方成比例。  
 (2) 發動機可以充足之力運動。此種利用。可使速度增加。在第一條  $K$  及  $\eta$  之值為常數不變。蓋因翼之傾斜不變。則  $K$  不變。螺旋機之迴轉數與速度以同一比例減小。從而滑失及螺旋機之作用。不生變化。 $\eta$  之值不變故也。反之。迴轉數減小。消費單位  $b$  之值有幾分變化。 $\eta$  之值則因翼面傾斜之減少。及螺旋機之滑失。而有變化。此兩條中。何者有利。何者有害。殆無研究之必要。蓋對於適當構造。及可以遠飛之機。三常數  $K$ 、 $b$ 、 $\eta$ 。無論何時。均不甚大。從而次述之計算。應用於第一條第二條。均無大差異。故於  $K$ 、 $b$ 、 $\eta$  三者取平均值。施之計算。其所得之

到達距離亦可謂精密。

次論飛行途中之計算。假設中途某時之飛行重量為  $A$ 。其經過距離為  $S$ 。時間之增加最微小時。飛行重量之微減為  $-dA$ 。距離之微加為  $dS$ 。二者有次之關係。

$$-dA = B_{Km} dS$$

本式中之  $B_{Km}$  為對每斤之消費量。前述

$$B_{Km} = \frac{AKb}{270\eta} \text{ 故得 } -\frac{dA}{A} = \frac{bK}{270\eta} dS$$

將此式積分之。因  $b, K, \eta$  三者為常數。

$$\therefore -\log A = \frac{bK}{270\eta} S + \text{積分常數。}$$

$$S=0 \text{ 則 } A=A_0+B \quad \therefore -\log(A_0+B) = 0 + \text{積分常數。}$$

$$S=a \text{ 則 } A=A_0 \quad \therefore -\log A_0 = \frac{bK}{270\eta} a + \text{積分常數。}$$

$$\text{兩式相減} \quad \therefore \log \frac{A_0+B}{A_0} = \frac{bK}{270\eta} a$$

算式中之對數為自然對數。 $(A_0+B)$  為飛行開初之全重量。 $A_0$  為全材料消費後之飛行重量。且  $\frac{B}{A_0+B} = n$

$$\therefore a = 270g \log \frac{1}{1-n}$$

是即最大距離之精密計算式也。本式與前第 3 節之式相比較。右邊之數在第 3 節為  $n$  者。在本節為  $\log \frac{1}{1-n}$ 。第三節之計算式。為重量不變之關係。本節之計算式。為重量漸減之關係。 $n$  之值甚小時。二式之結果。相差甚少。 $n$  之值大。則本節精密式所得之  $a$ 。大於第 3 節計算式所得之  $a$ 。而理想上

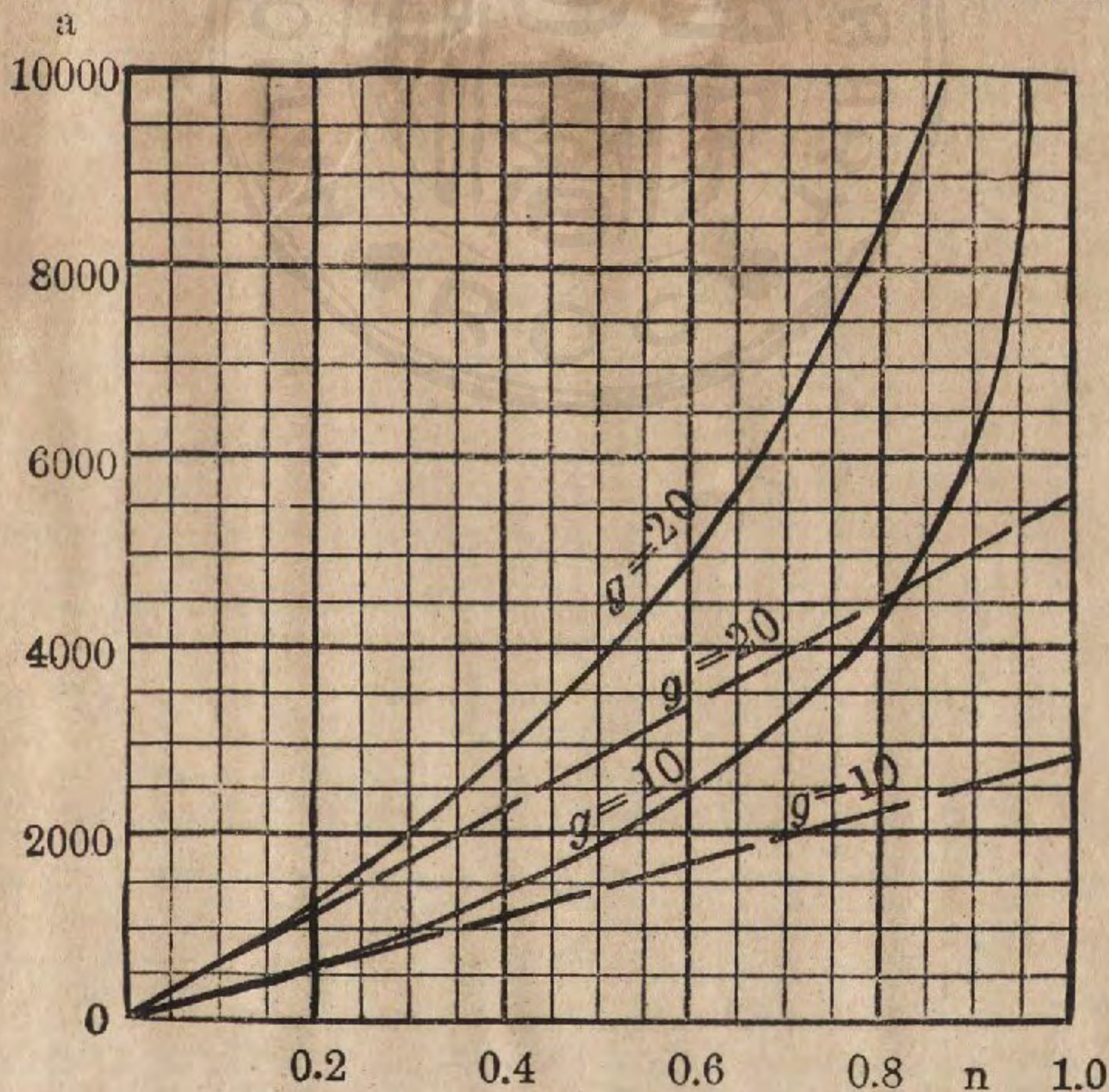
之最大值。 $n$  達於 1 時。第 3 節計算式之  $a$  有一定。本節之  $a$  至無窮大。 $n=1$  之意。即燃料及滑油之重量。等於飛行機之全重是也。依本節計算式。 $n$  與  $a$  之關係如次。

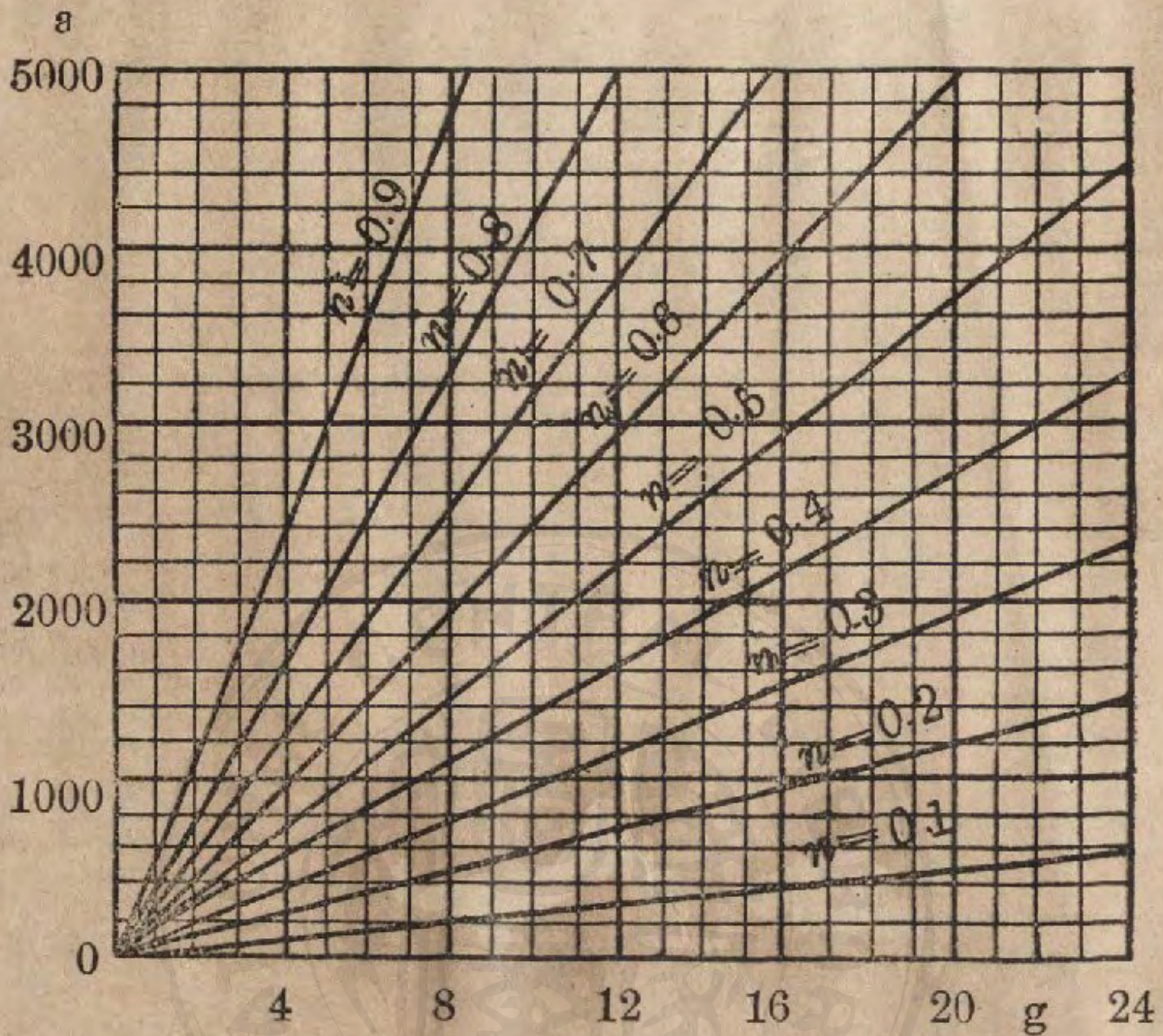
材料	$n$ 之值	○	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{2}{3}$	1
$g=10.4$	$a$ 之值	○	1140	1950	3210	無窮
$g=18.1$	$a$ 之值	○	1975	3380	5370	無窮

由此節計算式。 $n$  達  $\frac{1}{2}$ 。則結果良好時。可有 3000 籽以上。

### 5 曲線表

次示二種之曲線表。第一圖縱坐標為  $a$ 。(單位籽)橫坐標





爲  $n$ 。依第三節之式計算者。以點線表之。依第 4 節之式計算者。以實線表之。 $g$  變則曲線亦變。第二圖縱坐標爲  $a$ 。橫坐標爲  $g$ 。 $n$  變則曲線亦變。由此二圖。可知運轉材料裝載量增加。(即  $n$  增加)則飛行距離增大。對於性質既知之飛行機。由此二圖。易求其飛行之最大距離。例如  $b$ 、 $K$ 、 $\eta$ 、均一定之時。則  $g$  之值爲一定。由第二圖各種  $n$  之值。知其相應之最大距離  $a$ 。

構造優美之飛行機。即前面抵抗最小。發動機之消費甚少。螺旋機之效力甚大。 $g$  之值可在 16 及 20 之間。今所用燃料滑油之量。爲全機重量之半。此種飛行機。可一回踏破 3000 斤。中途勿庸着陸。(3000 斤之距離。約等於愛爾蘭及紐芳蘭間之



距離。) 夫運轉材料。爲全機重量之半。雖從前未有之事。以之施於大型飛行機。亦非不能也。

## 6 航空記錄之參考

以前發表之航空記錄。有可以資本章之參考者。茲略舉之如次

(甲) Ingold 之 17 時間飛行。飛行機爲德國之 Aviatik 複葉式。翼面 45 平方呎。飛行開始之重量爲 1360 尅。運轉材料揮發油 650 立方呎。滑油 50 立方呎。算成重量 515 尅。

$$\therefore n = \frac{515}{1360} = 0.379$$

其時在彼之國內飛行。方向不定。故其經過距離。不甚明瞭。大約推定  $a$  之值。爲 1700。由前式計算。得  $g$  之值爲 13.2。今取大約之數。令  $g = 13.5$ 。發動機之迴轉數。漸減至 150 回。每時 1 馬力之消費單位。採用  $b = 0.25$  亦不爲多。螺旋機之效力。假定爲  $\eta = 70\%$ 。則得  $K = 0.207$ 。此值在撓翼式複葉。可認爲適當。

(乙) Langen 之 14 時 17 分飛行。飛行機爲 Lowland File 之複葉式。翼面 52 平方呎。發動機爲 Mercedes 之六笛機關。馬力爲 100。飛行時發動機之迴轉數。始終爲每分 1450 回。飛行距離。亦不明瞭。然可估計爲 1420 呎。何則。初速爲 95 呎。終速爲 105 呎故也。飛行開始之全重量 1188 尅。其內揮發油 386 尅。滑油 48 尅。又其揮發油及滑油之已裝預備量爲 38 尅。司機人之重

爲80尅。武裝器具6尅。機之空重量630尅。飛行終了後。殘餘之揮發油及滑油爲10尅。

$$\therefore n = \frac{407}{1188} = 0.344$$

今估計  $a=1420$ 。則依計算  $g=12.46$ 。與前記之  $g$  相比。未免太小。其原因如次。材料消費量稍多。螺旋機之纏度(Twist)太大。(對於2.7呎之中徑纏度爲2.45呎)故飛行速度太小時。螺旋機之效力  $\eta$  亦小故也。

本章所論之計算式。距離  $a$  只與  $K$ 、 $b$ 、 $\eta$ 、 $n$  四者有關係。而與飛行速度及單位翼面之負重無關係。非無關係也。其影響已含於四者之內故耳。此種間接影響。茲別爲一節論之。

## 7 速度及負重之影響

$b$  及  $\eta$  對於飛行速度。無大關係。蓋發動機之荷重之變化。在普通範圍內。消費單位  $b$  及效率  $\eta$  無大變化故也。 $K$  及  $n$  之二值。則與此意不同。今分別言之。

$K$  之關係。一般速度大則翼之負重大。故利益亦大。此理施之小飛行機。甚爲相合。(乘機者1人至3人之時)假設翼面之品質相同。受抵抗力各部之面積減小。則  $K$  之值減小。從而利益增大。然吾人近來所見之飛行機。收容乘機者之箱。不能過小。故得知速度大翼面小之飛行機。較速度小翼面大者。甚爲不利。然大型飛行機。乘機者可達10人20人以上之時。則不

同。蓋箱之大與翼面之大相比較。則箱甚小。空氣抵抗之大部分。及於翼面之骨格與支柱等處。從而翼面大則抵抗亦大。前言速度小則滑翔係數  $K$  有利益。今可換言之如次。飛行機之大增加。則速度亦增加。從而滑翔係數  $K$  有利益。將來載貨飛行機。較近來之飛行機必大。由此觀之。對於載貨飛行機以採用高速為有利益。

$n$  之關係。對於重量比  $n$ 。有種種之影響。其中有利害相反之處。

第一說 欲減發動機之重量。以採用低速為宜。今欲使飛行 3000 杆。須消費運轉材料之某量。故若 20 時間飛行此距離。較之 40 時間飛行之時。發動機之力宜加強。且消費量亦宜加多。然發動機重量之影響。從距離之大而益小。3000 杆之時。雖用相當之高速發動機重量之影響甚小。關於此點。飛行機過大。速度增加。則結局陷於不利之境。

第二說 負擔力同一之時。翼面大負重略少之飛行機。其重量有增加之事。其理由因增加負擔力。則增加翼面。從而增加重量也。此關係恰與橋梁相同。兩橋梁有同一型式之構造。因橫幅增加。則全重量迅速增加。此吾人所熟知者也。故使用大飛行機。作長距離飛行。欲機體自身之重量減小時。（即  $n$  之值增大）則速度增大。翼之負重亦增加。甚為有利益。

## 8 大西洋之橫斷

24時間飛過大西洋之速度。爲每時 150 浬。此種飛行機之運轉。較之 40 至 50 時之連續運轉。僅減少乘機之人員可也。前述法國飛行雜誌所載。60 時間橫斷大西洋。乘機者需 10 人。然而高速之機體。24 時間內。只需 4 人足矣。如此人員減少。則運轉材料之重量。自可增多。

海洋之上。以高速飛行。須與風無關係方可。低速之機體。速度因風而愈低。甚至不能達到目的地。此種結果。對於飛行船亦然。前述之計算。專就無風時言。飛行中遇大風。可以減少距離。

就旅客言之。長距離旅行。亦只望用高速之飛行機。蓋速度大則交通甚爲便利故也。若一日間能自歐洲至美國。且交通安全。則雖費高價之旅資。旅客亦當不惜。又歐洲各首府之飛行交通路。其速度亦遠駕鐵道之上。將來成功有望。可以斷言。

橫斷大西洋。雖屬可能之計畫。而以現有之飛行機。及新式稍有經驗者試之。實爲冒險之事。縱令成功。亦不過表競技之手腕。吾人使用長距離飛行機。型宜大。力宜強。實際使用時。宜先用於陸上之長距離交通線。然後謀大西洋之橫斷。

## 第十二章 爆彈投下 (Bombing)

### 1 爆彈之種類

昔時航空隊空中投彈之法。施記號於地面。以粉袋或黃柑自空中落下。爲投彈之競爭。然不加以陸軍用途之研究。航空上之命中實少。自戰爭進步。機械之運轉益新。命中之可能性益大。從前之航空機。只負間諜之任務者。今則進取攻勢。而能力甚著。故軍隊馬匹集合之處。鋼彈 (Steel darts) 落下者有之。戰線之內。燒夷彈 (Incendiary bomb) 落下者有之。飛行船以爆彈破敵者亦有之。歐戰終期。各國爆彈之重。竟達 1000 磅以上。爆彈中高級火藥之重。爲爆彈全重之半。載爆彈之飛行機。亦同時進步。爆彈日大。飛行機之昇騰日高。而侵犯之面積日廣。歐戰時爆彈。分爲次之數種。

- (1) 爆裂彈。自空中散布破片。以攻擊軍隊者。
- (2) 燒夷彈。敵人有燃料之處。或油質物之內部溫度高者。用之發火。
- (3) 發煙液體之彈。
- (4) 放強光線之彈。
- (5) 侵徹鐵甲之彈。
- (6) 水中攻擊之彈。

以上各種彈丸。鑄入以高級火藥。達最大之藥量。戰時攻勢之烈。自不待言。觀乎德國戰艦之沉沒。及前美艦“Alabama”

之沉沒。可以想見。

## 2 侵犯之範圍

上述戰艦沉沒之事。非預想結果之偶見。乃投下得法之時。彈丸果有此侵犯之資格也。若預定之點。在彈丸破壞面積以外。則彈丸之犧牲。製造費裝運費之犧牲。及人員機體之冒險。盡成無益之消耗。甚為可惜。故彈丸投下之配布。除侵犯國際上道德以外。計算不可不精確。

投彈之術進步。而航空防禦亦日進步。從而爆彈配置之問題。益感困難。歐戰終期。飛行之高度如次。

晝間投彈	15000——17000呎
夜間投彈	8000呎
海面投彈	4000呎
海底投彈	2000——1000呎

在低空飛行。只有判斷力及經驗。可以達其侵犯之目的。而高空飛行。必須一定之指導機。以為照準之用。自 15000 呎之高。行晝間投彈之時。投彈機械之臂宜長。務使地面上之侵犯範圍。達直徑 50 呎之圓面。如此之面積略與住民之家屋同大。即與 600 磅彈丸之爆孔相當。而飛行機進行直徑 50 呎之距離。所需時間  $\frac{1}{5}$  至  $\frac{3}{5}$  秒。

欲觀測爆彈之破壞力。須用運動信管。測其爆裂孔之大。半秒以上之運動信管。在軟地上侵犯之圓面積如次。

圓之直徑 = (爆彈重) <sup>$\frac{4}{3}$</sup>  或 圓之直徑 = (爆藥重) <sup>$\frac{5}{3}$</sup>

然爆破之實面積較此稍大。爆彈 200 磅之時。爆破直徑為 50 呎。速動信管之爆彈。落於木材之上。其爆孔半徑為 200 呎。通常如前述之高度。種種爆彈之破壞面積。自飛行機上視之。如次圖之形。

100 磅	300 磅	600 磅	1,100 磅	2,000 磅	4,000 磅	種彈 類丸 高投 度彈
						千高投海 呎四彈面
						千高投夜 呎八彈間
						呎五高投晝 千萬彈間

上圖各圓之直徑。以耗示之如次表。

4	6	8	10	12	14
2	3	4	5	6	8
1	1.5	2	2.5	3	4

用爆彈侵犯鐵道之時。若落於鐵軌外20呎之處。鐵道殆無損害。

### 3 司機人與司彈人之關係

爆彈欲落於一定範圍內。則放下時間。必須精確。放下之時。爆彈不止有垂直運動。且附有飛行機之前進運動量。即對於地面有實際之運動。而對於前面1000呎至3000呎之一點。飛行機之方向調整。宜需簡單之觀測。方向調整。非司彈人之事。乃司機人之事。司機人與司彈人。互用暗號。繫繩於手以示之。司機人又不能觀測地面之投彈角度。故空中投彈。實無命中之把握。司彈人之位置。又不能在前部。其觀測目標之範圍甚小。而低空投彈之時。觀測目標之時間尤少。於此最少之時間內。確認目標。調整方向而照準之。亦難事也。

### 4 垂直偏差

爆彈一旦放落。其運動有二種。(1)飛行機進行之運動量。(2)向下之重力。吾人自地面射飛鳥。發射點不動。而被射之目標動。今自空中投彈。發射點動。而被射之目標不動。事雖不同。顛倒之則甚相似。最困難者。自飛行機上言之。難決定垂直線之方向。蓋飛行機上。不能用懸錘或水準器。作真垂直線。惟可得偏差之假垂直線而已。飛行機不必成直線進行。方向徐徐變化。成曲線道路。曲線方向。雖不激變。一旦橫力突來。懸



錘或水準器。亦有偏差發生。設飛行之高度為10000呎。偏差1度。則地面上之誤差有175呎。距命中點遠甚。所謂懸錘之偏差者。懸錘線與真垂直線所成之角也。

飛行機自某方向成曲線進行。迴轉一周。至復達某方向止。謂之完全一周。曲線道路之半徑。謂之周航半徑。完全一周之偏差 $D$ 。以度數表之。周航半徑 $R$ 。以呎表之。完全一周之時間 $T$ 。以秒表之。飛行速度 $V$ 。以呎秒表之。則有次之關係。

$$R = 0.311 \frac{V^2}{\tan D}$$

$$T = 1.955 \frac{V}{\tan D}$$

由此二式計算。得次之周航偏差表。

偏差度數	$V=100 \frac{\text{呎}}{\text{秒}}$			$V=150 \frac{\text{呎}}{\text{秒}}$		
	周航半徑 (呎)	周航時間 (分)	周航時間 (秒)	周航半徑 (呎)	周航時間 (分)	周航時間 (秒)
1	17820	18	40	40100	28	00
2	8910	9	20	20400	14	15
3	5940	6	13	13600	8	30
5	3556	3	43	8000	5	35
7	2532	2	39	5700	4	00
10	1765	1	51	3945	2	45
20	855		54	1924	1	21
30	539		34	1213		51

司機人不調整方向。則司彈人不能定投彈之方向。固不待言。且飛行機之台。甚不安定。自飛行機上視之。目標之運動甚速。故爆彈之進路。甚難精確決定。又欲於決定射程之原點。定一垂直線。均屬難事。

今欲解決垂直線照準之困難。則作圖如本章第2節之諸圖。以資練習。取紙一枚。依第2節所列之直徑。畫各列之圓。置紙面於地。於其中選一特別圓。以鉛筆試而投之。鉛筆之高。約與目之高相等。自目高能中紙中之圓。則自飛行高能命中爆破之範圍。再欲精巧練習。則命一助手。將紙面同時移動。

解決垂直線問題。各學者迭有研究。Major F. C. Brown 氏。利用靜水之反射影。定真垂直之方向。因反射之理。施落下爆彈之照準者有之。或於照準線之左右。各立一垂直鏡。水平線在二鏡中有同高時。則二鏡面之交線。即垂直線。其次為縱舵機用途之擴張。照準裝置。或直接置於縱舵機。或用繼電裝置。使照準機之迴轉。與縱舵機無妨害。

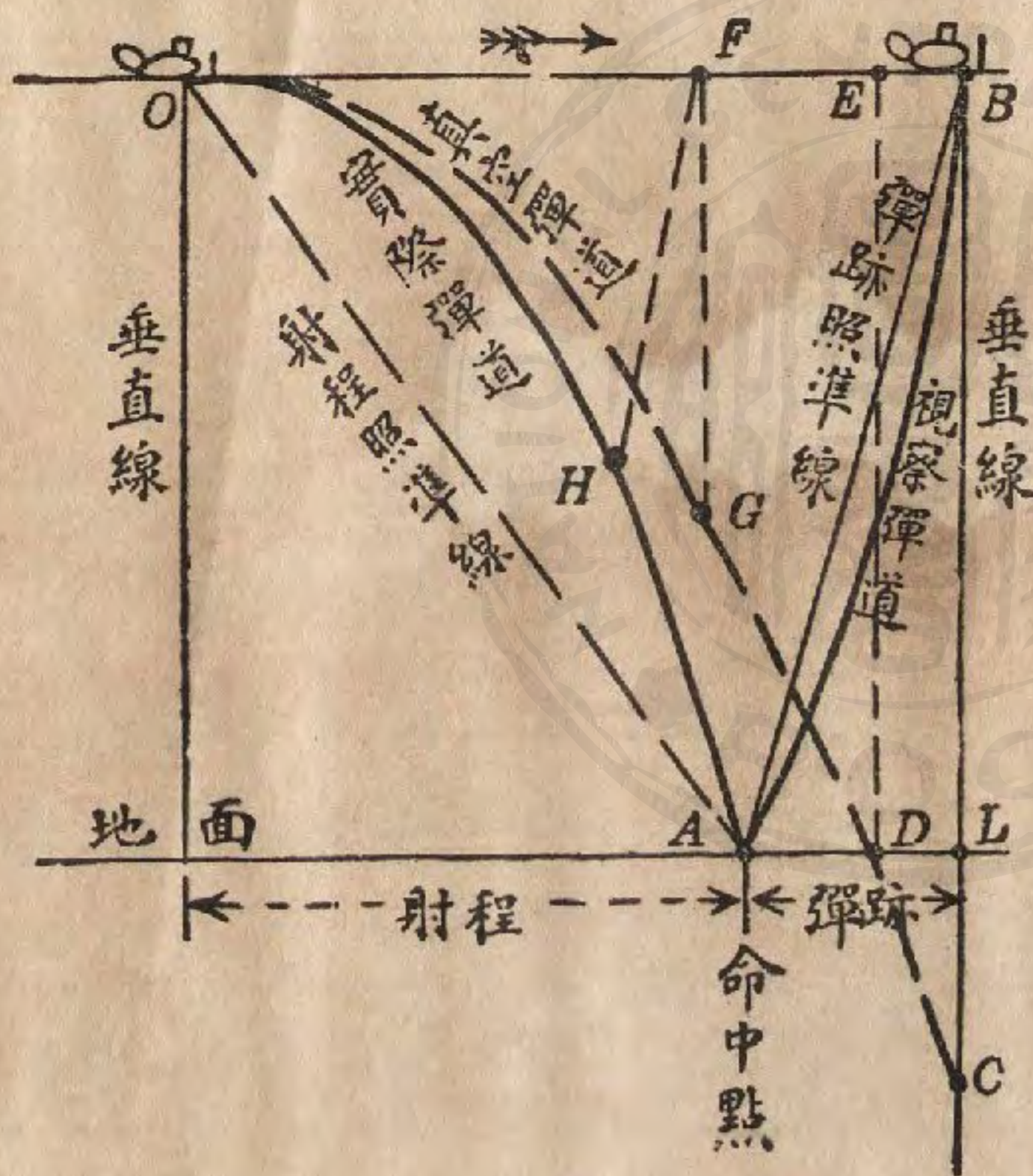
## 5 爆彈之彈道

吾人坐於火車內。將物體垂直拋上。火車進行。則物體落於車後。若火車靜止。則物體落於車內。此空氣無抵抗之現象也。飛行機載爆彈前進。落下之時。爆彈受飛行機之水平運動量。若無空氣抵抗。則爆彈在途中之位置。必常在飛行機之垂直線下。因有空氣抵抗。爆彈之水平運動。不如飛行機之速。常

在飛行機之後。爆彈着地之點。至飛行機垂直線之距離。謂之彈跡(“Trail”)。

自飛行機視地面。則地面向後運動。司彈人之目的。在射擊此運動目標。而爆彈放下之後。沿曲線落下。此曲線之方向。為射擊之命中方向。只以一種方向為限。

圖 甲



射程調整法。爆彈沿曲線。落至地面。同時運動目標。亦得精確達到。如此決定放下之時刻。則爆彈可與目標相會。是與射落飛鳥之事。顛倒相似。惟其不同者。投彈時無射角之選擇。亦無命中點之選擇。投彈之命中點。厥惟彈跡。故放下爆彈之時

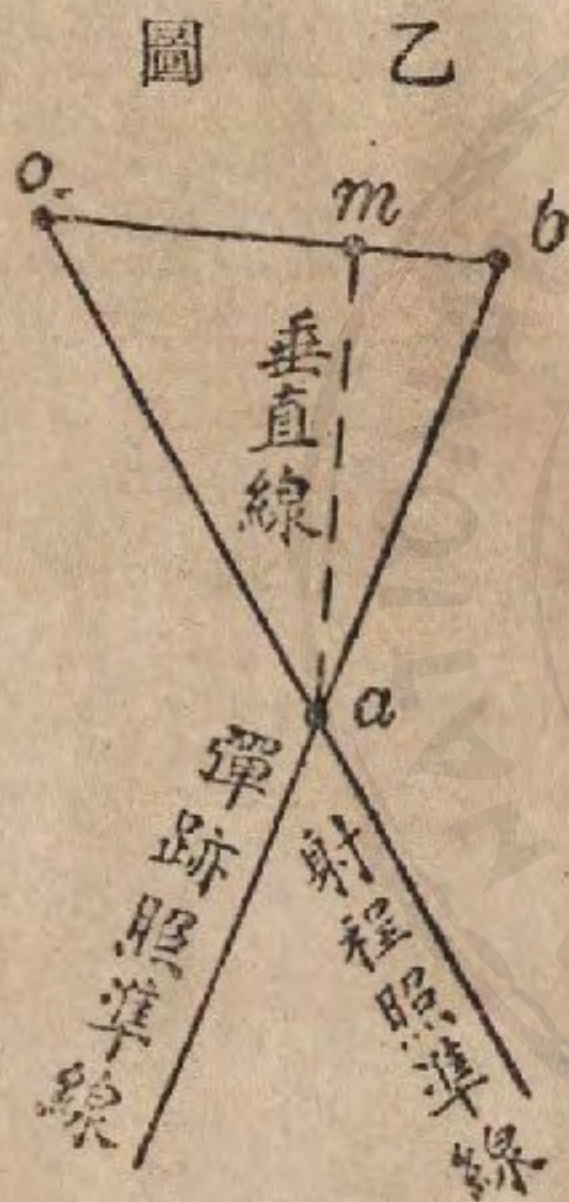
刻。不可不在未抵彈跡以前。

圖甲之說明。飛行機在 O 點。將爆彈放下。沿曲線 O H A 落至地面之 A 點。爆彈達 A 點時。飛行機前進至 B 點。自機上視之。爆彈似沿 B A 曲線落下。與垂直線成角  $\angle L B A$ 。設無空氣抵抗。飛行機在 F 之時。爆彈降至 G 點。即成真空彈道之拋

物線  $OGDC$ 。達地面之  $D$  點。因有抵抗。故落於  $A$  點。故吾人之照準角如次。

$$\tan \theta = \frac{\text{機進距離} - \text{彈跡}}{\text{飛行高}} = \frac{OB - AL}{BL}$$

若已知垂直線。飛行機對地面之速度。飛行高。及爆彈之性質。則可於飛行機之裝置內。作三角形。使三角形之各邊。與



圖甲相當線平行。如是則可以定放下之時刻。所作三角形之邊。與距離或速度成比例。

例如  $am$  表落下平均速度。

$ob$  表飛行機對地面之速度。

或  $am$  表飛行高。

$ob$  表飛行機所見之彈跡。

由是可以作一切之照準線。雖然

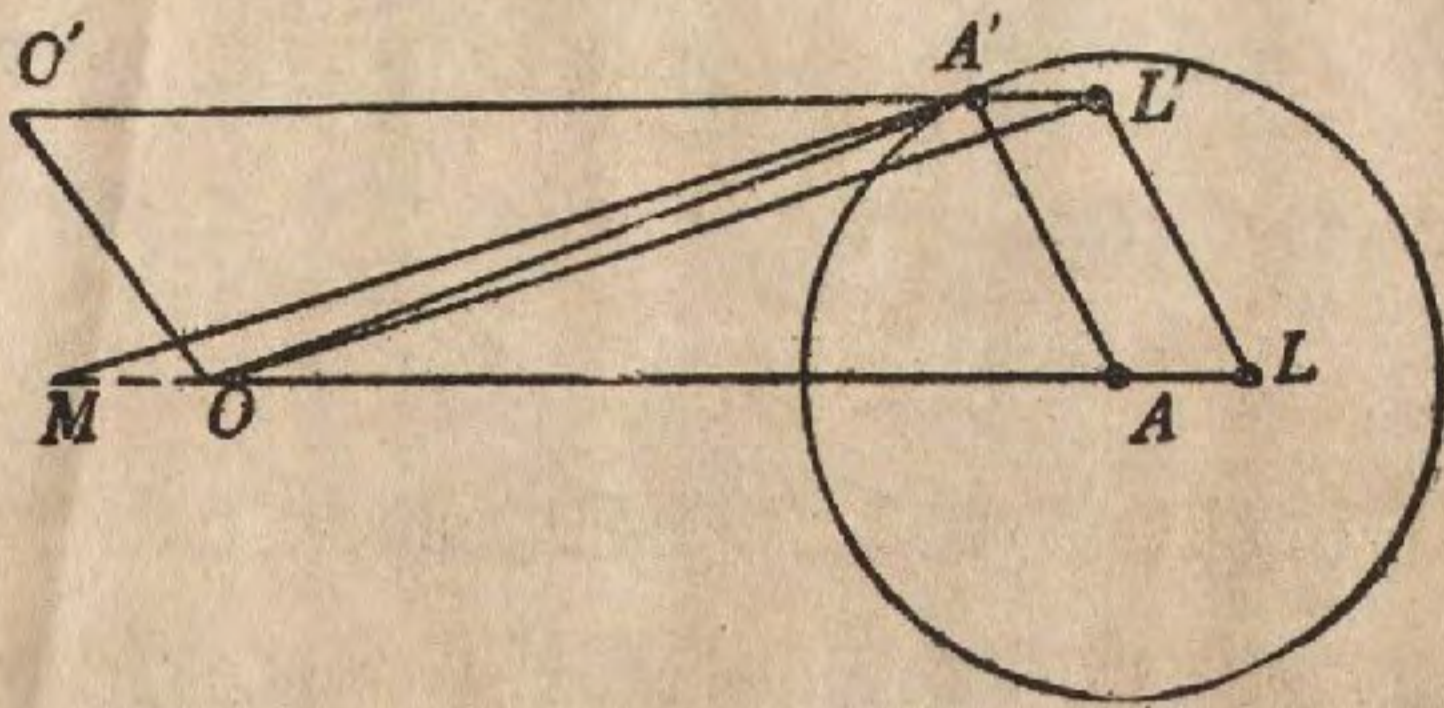
亦有許多修正之處。

## 6 照準線之實施

近來實用上。爆彈照準線。專取風向之平面內。即順風投彈。或逆風投彈是也。此為飛行機前進之便利起見。不必常可適用此法。

風之影響。以圖 A. 說明之。

圖 4.



如圖  $OA = \text{air speed}$   
 $AA' = \text{wind speed}$   
 $OL' = \text{ground speed}$   
 $OA' = \text{line of range sight}$   
 $AL = \text{trail}$

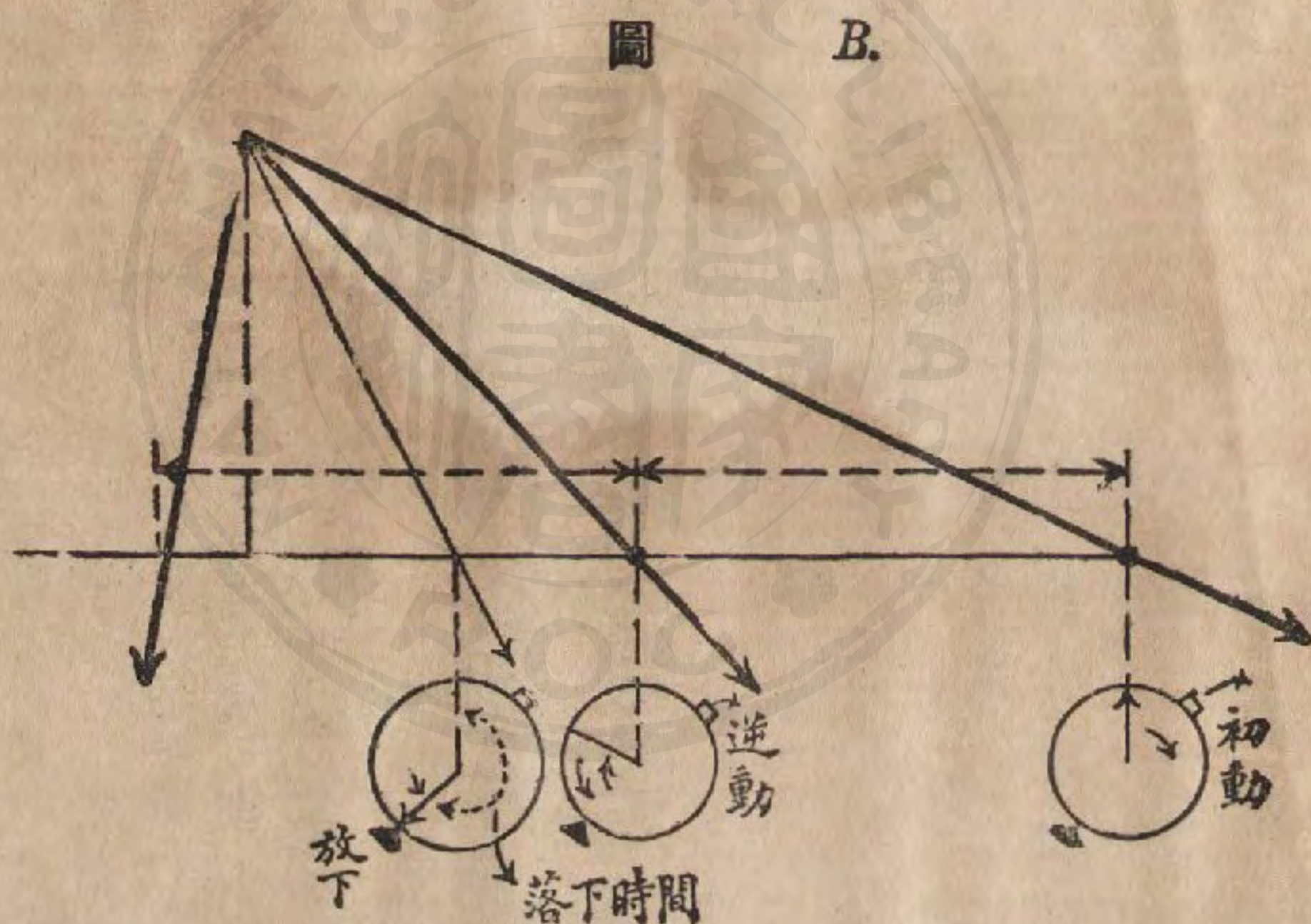
本圖為自高空下瞰之平面圖。飛行機之原點為  $O$ 。爆彈放下後。飛行機沿  $OA$  前進。方爆彈落下之時。風向為  $AA'$  之方向。自放下至命中。風吹距離為  $AA'$  之長。使機彈兩物所含之平面。自  $OA$  吹至  $O'A'$  之位置。命中點仍在機軸之垂直面內。與無風時相同。何則。爆彈與飛行機。只同生橫方向之變位而已。然此點已不在投射方向  $OL'$  之上。實在其近側。此種修正。由照準機之構造。及彈跡之修正而決定之。彈跡之修正。不論照準線或照準面。有無偏差。常在飛行機之軸上。

欲作射程照準線。須測地面之速度。而地面之速度。以次之諸法測之。

(1) 直接測法。有已知距離。測定時間。

- 間接測法。由週期重合法(Coincidence method)測定時間。
- (2) 同期裝置。機上裝置之一部與地面以同期速度移動(Synchronizing)。
- (3) 既知空氣之速度。風之速度。測定風之流程。
- (4) 地面之目測運動。與既知之橫運動相結合。

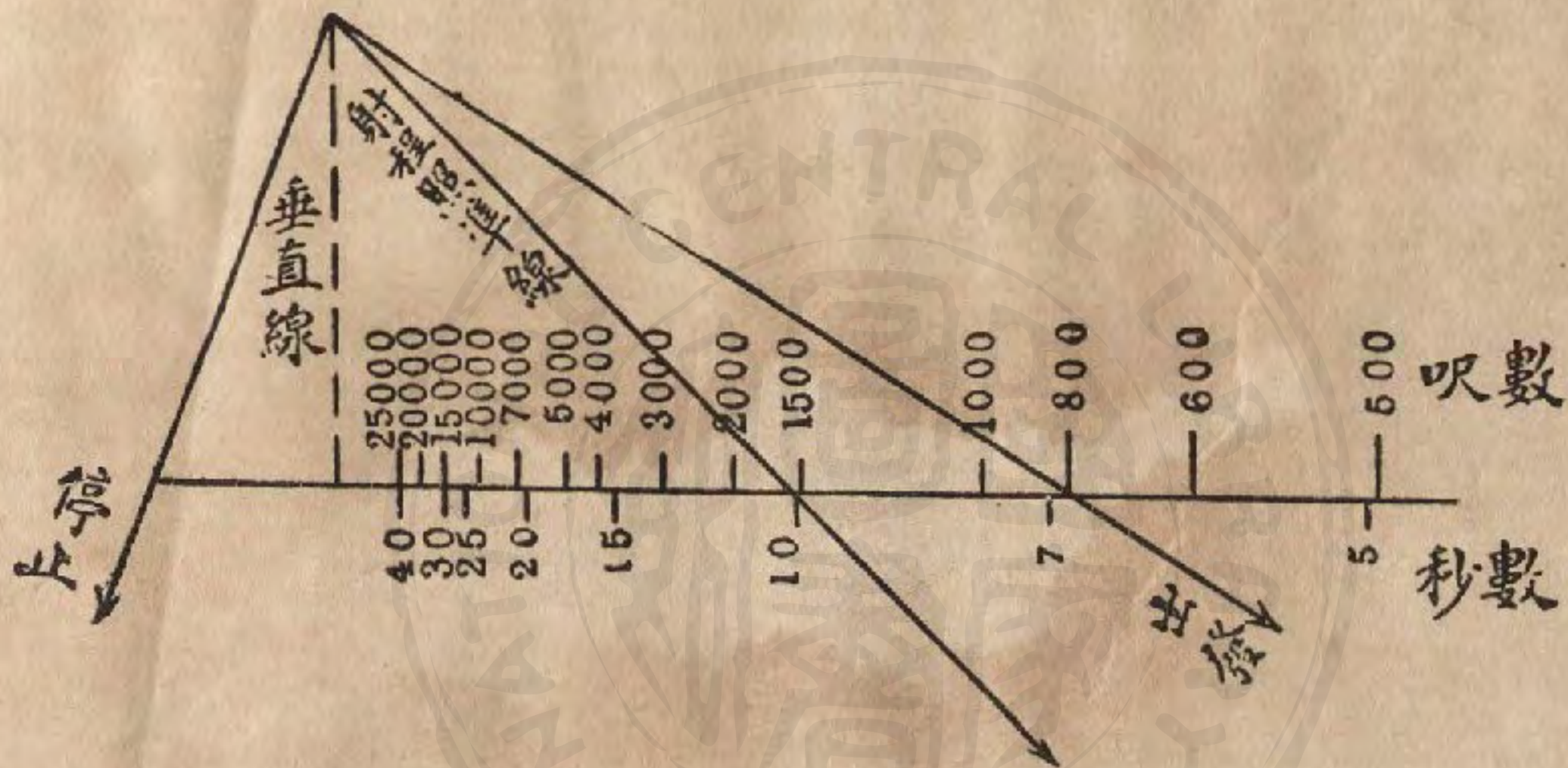
圖 B. 爲等距法 (“Equidistance” method)。取三點於相等之距離。作三照準照線。後方之點。爲彈跡照準點。有測時儀



(Stop watch) 可以逆動迴轉。測時儀之指針。表示高度。目標通過第一照準線之時。壓動測時儀。秒針向正方向迴轉。通過第二照準線時。再壓測時儀。使之逆動。秒針達指針之位置時。將爆彈放下。爆彈達地面。目標入彈跡照準線內。秒針返至出發點。

一示高度。單位為呎。其他示時間。單位為秒。時間尺度之定法。相當高度達彈跡之秒數也。於時間尺度上定一點。作射程照準線。飛行機以該時之速度方向進行。爆彈可中地面上之目標。

圖 C.



彈跡之長。種種不一。雖彈丸有一定。亦須繁雜之實驗。大致彈跡之長。與高度、空氣速度、及彈丸之形狀、重量、抵抗力有關係。即進行速度及空氣密度有變化之時。彈跡亦有差異。

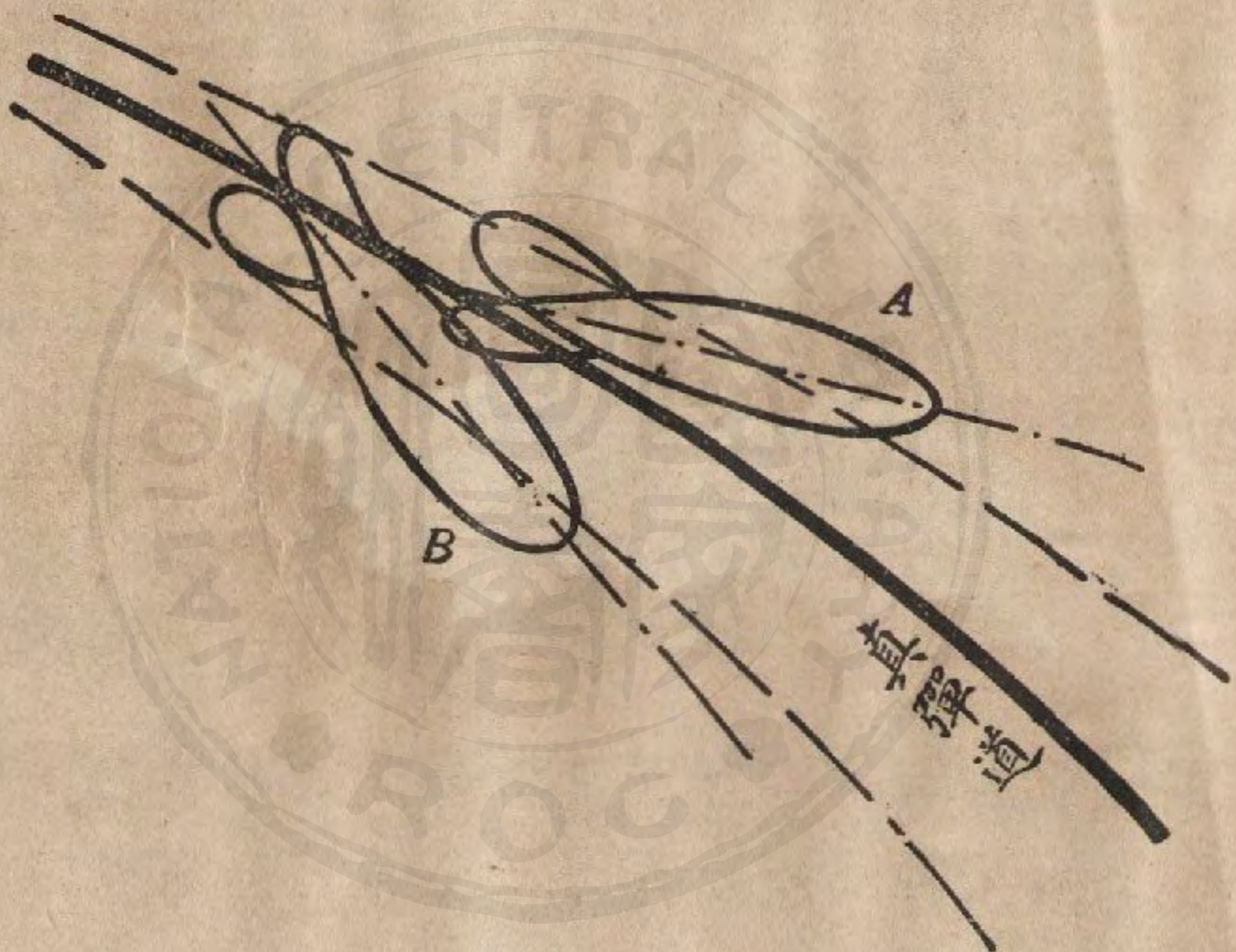
於一組之條件。可作種種之照準線。究非便利之事。不如條件中稍生誤差。使照準器械。得適用於種種彈丸。反覺一勞永逸。

彈丸放下後。沿曲線降下。此時彈頭成斜進之形。若彈頭過偏。則向下之速度減少。落下時間。較預定時間多。若彈頭向下殆成垂直。則向下之速度增大。落下時間。較預定時間少。彈頭偏上(Nosing up)或偏下(Nosing down)之事。不能預知。惟爆彈

加重。則此種影響減少。

圖 D. 爆彈降下時。徒有一定之某彈道。不能稱投彈之精確。須常取同一彈道。方能命中。然而投彈問題。除實驗條件以外。無簡單方法。此吾人之所知也。

圖 D.



A. Nosing up

B. Nosing down



## 第十三章 礮裝飛行機 (Gun Carried Aeroplane)

### 1 攻擊行爲之條件

世界所用之飛行機。多將推進機置於前部。今欲作載礮之計畫。則前部及左右。不可不多留餘地。以備射角之增減。倘構造不大加變革。則不能取攻擊之行爲。數年來之研究。有欲將發動機。置於司機人之後方者。有欲置於司機人之上方者。因置於後方。於機體有障礙。而下降危險。此種危險。人人所公認。故後置發動機之主張。已經消滅。

### 2 大礮裝備問題

英國之王國航空機製造所。有大型飛行機。供試驗之用者。可以載大礮。然所用礮之口徑。亦不能過大。又裝載彈藥。亦不能過重。又水上飛行機懸賞之結果。各製造家以附着大浮標爲必要。將此種水上飛行機。適用於陸上。可以大礮代浮標。而實際之重量。較浮標小。要之水上飛行。尙屬幼稚時代。由種種困難。及不經濟之破損。有妨於事業之發達。反不如礮裝計畫之易。且大型飛行機。較小型之利益過多。如翼面之支持力。可見一端。就操縱言之。亦較小型過易。可勿庸疑。

對於翼面所用之材料。用鋼不如用木。亦人所公認。

大礮裝備問題。最重要者有二。(1)發礮時生反動力。(2)因反動力而司機人恐失其平衡。向側方射擊時。此兩件

尤爲重要。又大礮對於風力之抵抗。亦有困難。礮之口徑大。則此種困難亦大。而水冷速射礮之照準尤難。然礮非速射。又不宜於實用。故決定礮型。爲今日之急務。

### 3 發礮之影響

飛行機載速射礮。發礮之影響。及於飛行機者。有一新問題。即 1 分鐘彈丸 100 發之時。加於飛行機之反動運動量。有 3300 呎磅。對於通常重量之飛行機。加速度之及於後者。每秒約 2 呎。故繼續發礮 5 秒。則 1 時間減 7 哩之速度。然速度減小。雖可以降下飛行高之手段恢復之。而敵機接近之時。即有礮擊之必要。降下之手段。常有不可用者。又礮身過熱。不能繼續久發。只繼續發射 1 分鐘。則飛行機已失其飛行力。遂至於降下不已。

大礮裝載。在航空術深感不便。礮身究宜向前與否。甚屬疑問。對於此點。以次之答案爲適當。礮身向前發礮。固必要之實事。然向後發礮之計畫。亦非不能之事。其術有三。(1)作一對之推進機。使互相隔離。兩無妨害。(2)尾部作前方計畫之。

(3)載礮於機體之下。使易於向後發礮。種種方法。對於礮裝飛行機。尙在研究中。

次則飛行機上發礮之命中實少。此點又有一必需之要求。即防護飛行機被覆是也。何則。飛行機上之射擊。須於圍繞之區劃內行之。決不可使司機人或司礮人抱小鎗狙擊之念。

敵在航空船上之時。我之礮座較飛行機強固。故敵礮須費多數之彈丸。而船體減輕。漸漸昇上。反之飛行機因發礮而下降。故高低之途各別。

#### 4 型式及速度

礮裝飛行機。更有一種要求。礮及甲板之重量愈大。上騰力必須增加。速度至小。1分鐘須1000呎。欲適合此種條件。非大型飛行機不可。即載重加增之時。翼面必大。又對於敵人之飛行機。或飛行船。行攻擊之時。常以臨於敵人之頭上為得策。又有一種要求。即航續時間。宜達9時以上。故飛行機宜備大油槽。以攜多量之燃料。至所要之飛行速度。則依當時之風力定之。風速為每時60哩。今飛行速度在70哩以下。欲逆飛而進。其無效固不待言。此種風速。地面上雖少。然飛行機宜求安全。避地上之攻擊。不可不昇入3000呎至4000呎以上之高空。而高空風力。為地面上之二三倍不等。地面上之風速。每時雖止25哩。而上述之高空。每時風速60哩。亦應有之。故礮裝飛行機之速度。以每時70哩為最小限。其下降速度宜小。1時間約45哩足矣。

## 單位比較表

## 長 度

1 mm. (耗) = 0.03937 inch (吋)	1 吋 = 25.4 耗
1 cm. (厘) = 0.3937 inch (吋)	1 吋 = 2.54 厘
1 m. (米) = 39.37 inches (吋)	1 吋 = 0.0254 米
1 m. (米) = 3.2809 feet (呎)	1 呎 = 0.3048 米
1 km. (浬) = 3280.9 feet (呎)	1 哩 = 1609.3 米
1 km. (浬) = 0.6214 mile (哩)	1 哩 = 1.609 浬

## 面 積

1 平方厘 = 0.155 平方吋	1 平方吋 = 6.452 平方厘
1 平方厘 = 0.001076 平方呎	1 平方吋 = 0.000645 平方米
1 平方米 = 10.764 平方呎	1 平方呎 = 0.0929 平方米

## 體 積

1 立方米 = 35.32 立方呎	1 立方呎 = 0.0283 立方米
-------------------	--------------------

## 重 量

1 gramme = 0.0022 lb. (磅)	1 lb. (磅) = 0.454 kg. (鈞)
1 kg. (鈞) = 2.205 lbs. (磅)	

風 壓 表

$R=0.075V^2$		$R=0.003V^2$	
呎 秒	呎 平方呎	哩 時	磅 平方呎
1	.075	1	.003
2	.300	2	.012
3	.675	3	.027
4	1.200	4	.048
5	1.875	5	.075
6	2.700	6	.108
7	3.675	7	.147
8	4.800	8	.192
9	6.075	9	.243
10	7.500	10	.300
11	9.075	15	.675
12	10.800	20	1.200
13	12.685	25	1.875
14	14.700	30	2.700
15	16.875	35	3.675
16	19.200	40	4.800
17	21.675	45	6.075
18	24.300	50	7.500
19	27.075	60	10.800
20	30.000	70	14.700
25	46.875	80	19.200
30	67.500	90	24.300
35	91.875	100	30.000
40	120.000	150	67.500
50	187.500	200	120.000

## 高度壓力表

水銀柱 (耗)	攝氏 0°		攝氏 10°	
	呎	呎	呎	呎
760	20	66	22	72
750	127	417	132	433
740	235	771	243	797
730	344	1129	356	1168
720	455	1493	471	1545
710	567	1860	587	1926
700	680	2230	705	2312
690	796	2610	825	2707
680	913	2995	946	3103
670	1032	3386	1070	2510
660	1152	3780	1195	3921
650	1275	4183	1322	4337
640	1399	4590	1450	4757
630	1525	5003	1581	5187
620	1654	5426	1714	5633
610	1784	5853	1850	6070
600	1917	6288	1987	6519
590	2052	6732	2127	6979
580	2189	7182	2269	7445
570	2328	7639	2414	7920
560	2470	8104	2561	8402
550	2615	8579	2711	8894
540	2762	9061	2863	9593
530	2912	9553	3019	9905
520	3065	10056	3177	10324
510	3221	10568	3339	10955
500	3380	11090	3504	11496

## 抵抗率比較表

$$K_m \text{ (尅)} = 0.075 \times S \text{ (平方呎)} \times V^2 \text{ (呎/秒)}$$

$$K_x \text{ (磅)} = 0.00143 \times S \text{ (平方呎)} \times V^2 \text{ (呎/秒)}$$

$$K_y \text{ (磅)} = 0.003 \times S \text{ (平方呎)} \times V^2 \text{ (哩/時)}$$

$$K_m = K_x \times 52.49$$

$$K_m = K_y \times 24.45$$

$$K_x = K_m \times 0.01902$$

$$K_y = K_m \times 0.0408$$





# 索引

(排列依畫數次序, 數字表頁數)

前驅力, 33  
前後操縱, 54  
後翻波, 86  
風箏, 6, 30  
降下法, 58  
降下半徑, 85  
突輪軸, 94  
軌上曳進法, 57  
航空, 80  
航空記錄, 6  
航空路線, 87  
航空機之沿革, 1  
航空機之能力, 9  
航空機之分類

## 十畫

疾風, 18  
連桿, 91  
迴轉力, 71  
迴轉發動機, 96  
流線體, 37  
牽引力, 33  
起舞力, 56  
起舞輪, 57  
起舞機, 56  
氣流, 33, 34  
氣化器, 92  
氣冷却及水冷却

## 十一畫

清風, 18  
強風, 18  
推進機, 61  
軟式氣球, 3  
斜面障礙, 36

吸引力, 35  
吸收行程, 93  
曳進螺旋, 71  
飛行機之安定度, 44  
飛行機之餘勇, 62  
飛行機及滑翔機, 4

## 八畫

和風, 18  
抵抗率, 27  
法式馬力, 99  
放出行程, 98  
亞幾默德, 1  
空氣抵抗, 23 24  
空氣之重, 12  
空氣之成分, 12  
空氣之性質, 12  
空氣之慣性, 17  
空氣之流動, 17  
空氣之彈性, 16  
空氣全抵抗, 27  
垂直流線, 20  
垂直編差, 116  
垂直氣流及渦流, 86

## 九畫

重力, 23  
眉頂, 42  
柄栓, 91  
柄軸, 91  
風速, 18  
風壓, 22  
前緣, 39  
前推力, 65  
前進角, 48, 49

## 二畫

二面角之螺旋葉, 70

## 三畫

大風, 18  
大氣道路, 87  
上騰力, 33, 65  
下沉緣, 42  
士多拉堡, 10

## 四畫

反側操縱, 55  
反貿易風, 19  
內燃機關, 92  
牛頓, 30

## 五畫

四段行程, 93  
半硬式氣球, 4  
平衡, 51  
可動翼面, 54  
可變翼面, 56  
印度洋時風, 19

## 六畫

先導線, 39  
自由氣球, 3  
曲柄, 91  
羽槳, 64  
羽輪, 64  
安定及操舵, 51

## 七畫

狂風, 18  
壯風, 18  
吸錨, 90  
吸錨桿, 90

101279741

# 航 空 論

潤面摩擦，43

## 十六畫

鋼彈，113

橫縱比，31

靜力及動力，23

燒夷彈，113

## 十七畫

壓力中心，36，38

壓縮行程

螺昇飛行機，5，72

螺旋葉之節，65

螺旋推進機，61，64

## 十八畫

轉向法，58

## 十九畫

瓣狀翼，63

爆彈投下，113

爆發行程，93

## 二十畫

繫留氣球，13

## 二十一畫

礮裝飛行機，125

## 二十二畫

變節推進機，71

落下速率，46

補助翼舵，56

硬式氣球，4

運動之思案點，91

## 十三畫

煤油，92

圓筒，90

勢車，91

新風，18

搏翼飛行 63

捕翼飛行機，6

電氣發動機，100

## 十四畫

輕風，18

裝架，75

蒸汽罐，91

蒸汽機關，89

誘導氣球，13

## 十五畫

磁針，87

彈跡，119

暴風，18

複葉式，15

噴汽機，64

側緣之滑流，36

週期重合法，122

移動迴轉軸，73

## 十二畫

葉尾，65

葉胸，65

滑失，66

滑翔，46

滑翔角，48

滑翔機，47

滑翔之力，48

滑翔機之構造，48

滑降法，59

無風，18

微風，18

雄風，18

貿易風，19

單葉式，5

等距法，122

過加面，41

揮發油，92

測時儀，122

英式馬力，99

最大距離，101

落傘，6，80

中華民國玖拾壹年柒月廿叁日贈送

中華民國十四年二月初版  
中華民國二十四年三月國難後第二版

版權所有  
印刷必究

航空論 一冊

每冊定價大洋柒角

外埠酌加運費匯費

編著者 黃璧

發行所 商務印書館  
上海河南路

發行所 商務印書館  
上海及各埠

(62307)

65

◆C110三七

