

中央航空學校



畢業紀念刊



民國廿六年



New York

1933

Collection



~~168137~~



Dear Book

1933

Central Aviation School

敬獻給

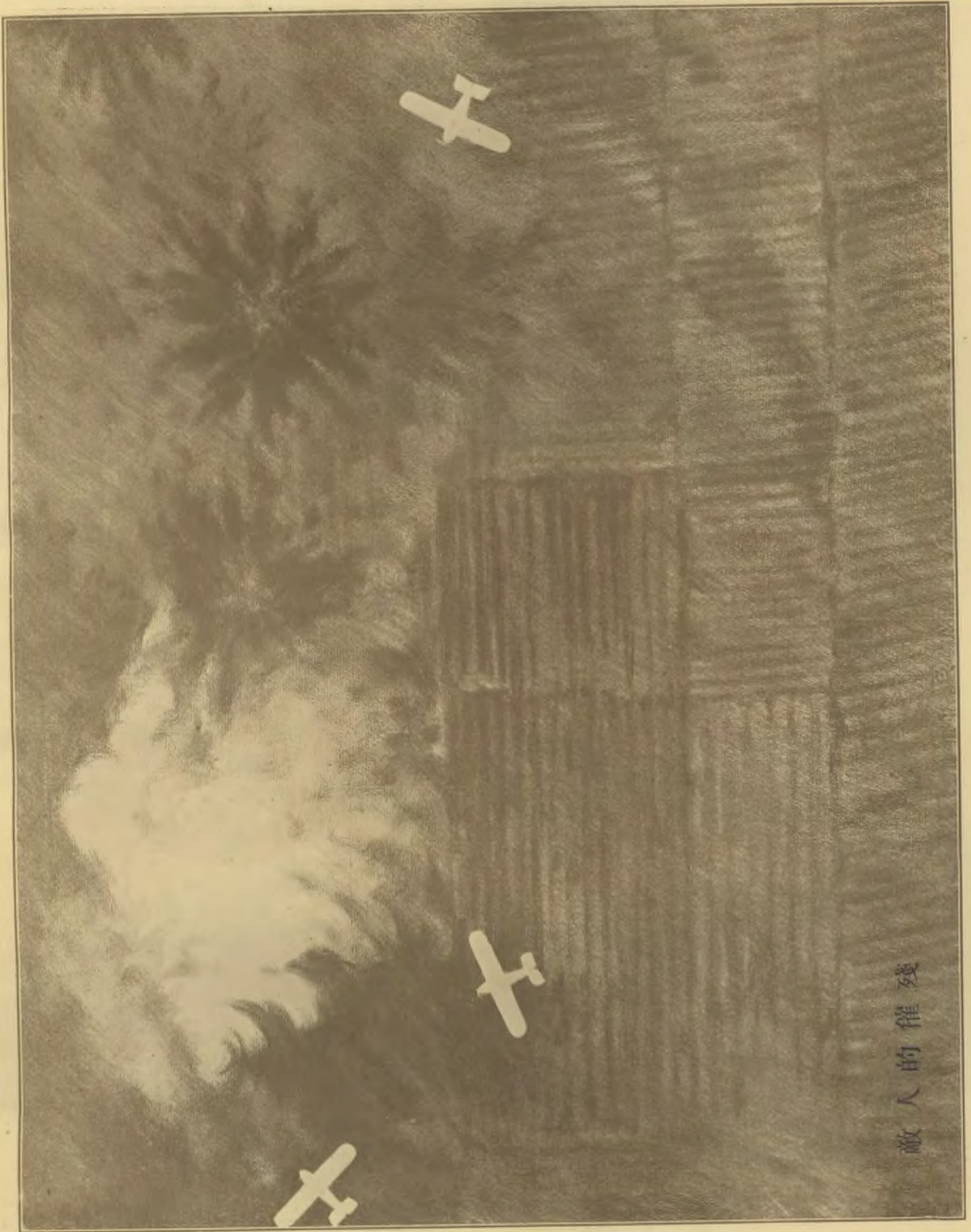
全國父老

上海图书馆藏书

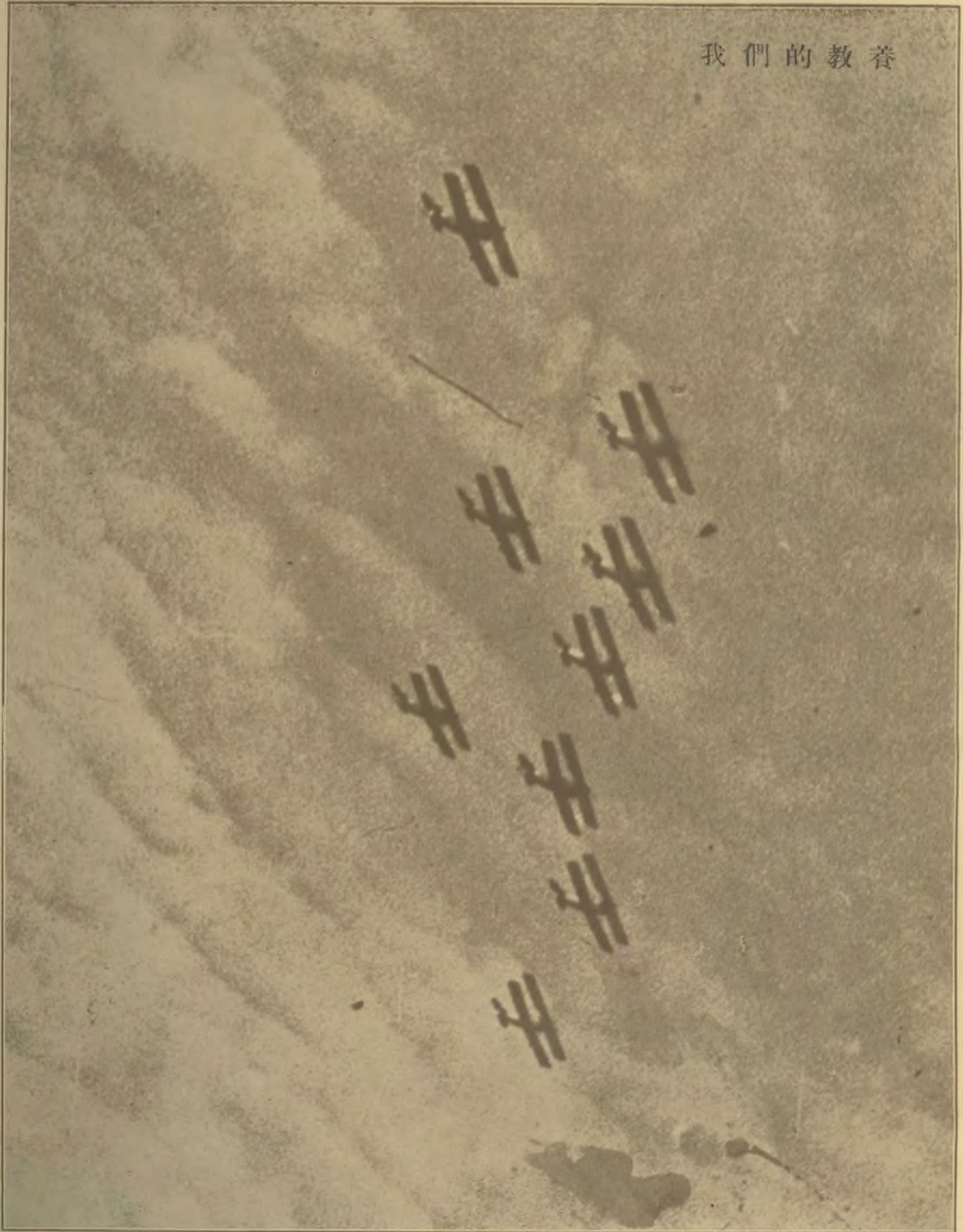


A541 212 0018 0882B

敵人的催殘



我們的教養



保國

飽塵修譯

國愛國歌

(一) 雷鳴浪吼穹蒼破裂，若是大聲，呼曰：“中
 (二) 我聞此全能破之聲，直如和利劍，心
 (三) 耳聞此聲鼓盪，天空眼觀，風中；中

華民國萬萬同胞，同傾人心，欲作保種英豪？”
 醒愚乃我各人，中團，分當努力，保護此江山。

等祖國時局危迫，長豈可振刷精

神，盡我國民我初，倘個奮勉，保我自自由疆土！



沉痛的紀念

陳偉略

曾鎮南 烈士

謝良



目 錄

	第 頁		第 頁
弁 言	7	體 育	125
校 史	8	文 字	137
序	10	史 料	139
校 景	23	論 著	166
級 史	34	機 械	175
畢 業 生	39	設 備	307
飛行科:	48	飛 行	339
驅逐組	49	文 藝	381
轟炸組	56	紀 事	398
偵察組	59	編校後記	418
機械科	79	附 錄	419
生 活	101		

廣 告

ADVERTISEMENTS

	PAGES
Consolidated Aircraft Corporation	22
United Aircraft Exports Inc.	38
Intercontinent Aviation Inc.	100
Andersen, Meyer & Co., Ltd.	124
Hosken Trading Company, Inc.	136
Far Eastern Aviation Co., Ltd.	420
C. I. D. E. O.	421
Cathay Hotels, Ltd.	422
Standard - Vacuum Oil Co.	423
Arnhold & Co., Ltd.	423
Carlowitz & Co.	424
Texas Co. (China), Ltd.	424
Asiatic Petroleum Co. (N.C.), Ltd.	425
Chang Hsing Printing Co.	425
Kelly & Walsh, Ltd.	426



弁 言

這冊子紀念我們的畢業，
使我們快樂的回憶永遠活躍
而新鮮，使我們活潑的精神永
遠雄壯而有生命。

我們相信，這些可愛的回
憶，可貴的精神，會使我們再接
再厲地努力，用更熱烈更緊張
的毅力，使我們國家的前程，我
們母校的未來，像火一般燦爛，
像花一般美麗，像江河一般長
遠，像日月一般光明。

我們一定盡我們的心力
來報答全國父老的期望。

校史

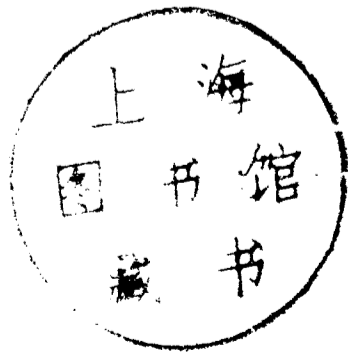
毛邦初

民國十七年，中央軍校始有設立航空隊之議；越年而成，委張君靜愚主其事。購機招生，雛形略具；中央航空教育，此其濫觴也。十八年秋，張君去職，黃秉衡先生繼之。則改隊爲班，稍有更張。至十九年冬，學生畢業者八十三人，是爲第一期飛行畢業生。亦卽本校第一期畢業生。其間經過狀況，業由前當局畢業同學錄中詳紀之，茲無可贅。嗣是以後，再變而爲軍政部航空學校，三變而爲中央航空學校。改進愈劇，可紀之事益愈多，語云：前事不忘，後事之師。輒緣此會，薄言既往。

迺者：河淮之間，變亂迭起，空軍隨軍工作，頗奏膚功，國人交口譽之，當局亦認爲近代戰爭，非空軍不足以取勝，則令主事者計劃擴充。故十九年冬，卽有將航空班加以改組之議；一切章制，由航空署預爲擬具。二十年夏，航空班學員，既悉數完其業以去；班務告一段落。中央乃命黃主任秉衡籌備改組，先就航空班舊址設立籌備處；時黃主任出國考察，航空署長張惠長亦適因事離職，邦初奉命兼攝署校。未幾，黃主任回國，調任航空署長，邦初遂辭署務而專任校事。凡逾月而籌備就緒，改名曰軍政部航空學校，劃歸航空署管轄，并卽於七月一日正式成立。顧雖改組，而已定之開辦費未能卽領，且經常費亦以軍費奇絀，減折發放，故自成立以後，除陸續考選飛行機械兩科學生外；所有原定計劃中之飛機，器材，及其他建築，設備；均未由進行。重以邦初方兼任總部空軍指揮官，于役江西，恆間月而一視校務，視亦不久卽去。其年十二月，航校遷杭，就筧橋舊營址而居焉。此營址建自清季，年久失修，風雨滲漏，不堪以處，而其前校場，既狹而曠，尤不適飛機起落之用。匆遽到此，百不當意，佈置修葺，粟六萬狀，又何遑兼及其他！遷杭未久，復值一二八案突然發生，敵人飛機一日數至，校中既無利器足與抵抗，遂使敵機來去自如，肆其滋擾，校務受其影響不少。計自改組以來，荏苒一年，自察狀況，殊不見有何進展，此蓋爲經濟及環境所限，無可如何者也！

雖然；環境愈困難，愈足激勵吾人之奮鬥心與努力心。邦初於受命航校校長之始，審度情勢，已覺原定計劃，甚難實現；非再度奮鬥，無以達發展空軍之期望。遷杭以後，此志益堅。自二十年冬迄廿一年夏，周諮博詢，條陳意見，擬具計劃，先後凡七八次。奔走贛，漢，京，滬間，向軍政領袖呼籲者；無慮十數次。卒蒙蔣委員長之核准，及宋部長之援助，凡邦初所擬空軍教育上諸先決條件，俱獲圓滿解決。此先決條件，一爲經費，一爲人才，二事既定；然後一面訂購飛機，建築工廠，修理校舍。一面則在航空先進之美國，延聘富有學驗之軍事飛航及機械人才，此去年春夏間事也。至七月美顧問裘偉德上校

等一行十餘人到校任事，同時衛生署劉署長介紹之美國名醫古柏，亦來校講授航空醫術，邦初以航空人員畢集，此後設施更張，千端萬緒，非輕材所克勝任。乃電請委員長蔣，自任校長，得報曰可；並以邦初為副。遂於九月一日正式宣告成立中央航空學校。校內組織，亦大加刷新，九月航空署黃署長辭職，軍委會調葛湛侯先生長署，兼攝校事，所有邦初預定計劃中之訓練航空隊隊員，添招學生，以及設備建築等事，均一一以次實行。今年春間，并成高射砲班，機關槍連；以樹立防空武力之基礎，自二次改組迄今，又復一載餘矣。雖葛代校長中途辭去，校事由邦初一人獨負；然以校長督責之嚴，與夫同事從公之勤，差幸未至隕越。茲值員生畢業之期，略述數年來經營之概況如上，亦欲使空軍同志，知本校之得有今日，非偶焉云爾！



序

現代各國講求國防的，都漸漸着眼在航空的建設上，空軍軍備的競爭一天比一天緊張，誰都覺得在未來的戰爭中，一個國家航空力的優劣會決定她勝敗的命運似的。

我們中國開始建設航空，已經是二三十年前的事了，可是真正地認識航空的力量，還是“九一八”“一二八”之役之後的事，從深沉的痛苦中獲得一個教訓，而咬緊了牙根下一個決心。

我們覺得很榮幸，在父老們決心建設航空的時際。我們勇敢地來“獻身航空”可是同時也使我們很悚懼，在父老們那麼深切的期望下，我們的能不能有一個滿意的成就呢？

學校孕育了我們將近兩年啦，在這期間中，父老們是忍着痛捨着血汗在扶養我們，師長們的辛勤艱苦，忍勞任怨，都在一個偉大的期望下努力作育我們，終於我們是“畢業”啦。

“畢業”原只是極平常的事，假如我們的畢業有一點意義的話，那是父老的血汗師長的辛苦所培植的，現在獲得一個果子啦。

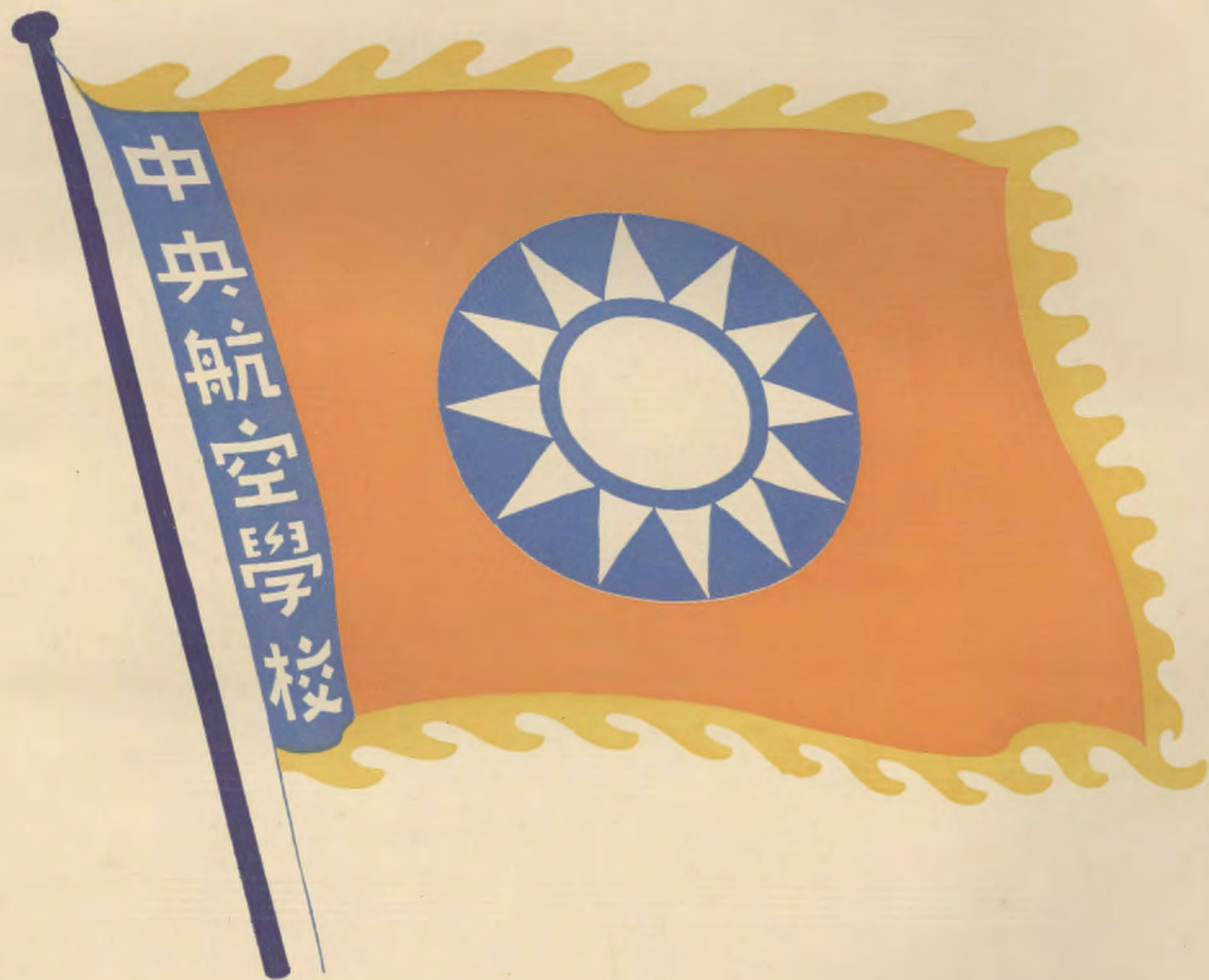
可是我們相信，畢業只是我們的一個“開始”，只是事業的“序曲”，我們所紀念的，是過去那些時日的生活。從這些痕跡中我們永遠記得我們所受於父老師長的，今後呢，將怎樣開始努力我們的事業！將怎樣演出被期望着的那偉大的一幕！

我們相信成功的基礎是父老們深切的期望，和我們堅定的意志，所建築起來的，我們期望父老們嚴格地來鞭策，而我們自己都抱定這至高無上獻身航空的決心。

這紀念冊包涵兩大部分，第一部是航空生活的留影，第二部是航空學術的研究，從前者您可以看到我們真實的活動，那些天真活潑的痕跡，我們儘可能的表現在畫面上啦，後者是我們平日淺薄的寫作，忠實勇敢的發表，希望國內的賢達，給我們指教。

民國二十二年七月

石英



校 旗

中央航空學校校歌

雄壯

$\text{♩} = 100$

劉雪齋作

得 遂 凌 雲 願 空 際 任 迴
旋 報 國 懷 壯 志 正 好 乘 風 飛 去
長 空 萬 里 復 我 舊 河

The musical score is written in 4/4 time with a key signature of one sharp (F#). It consists of a vocal line and a piano accompaniment. The tempo is marked as 100 beats per minute. The score includes dynamic markings such as *mf* (mezzo-forte) and *p* (piano). The lyrics are in Chinese and describe the school's mission and aspirations.

Mf

山. 努

mf

f *ff*

力, 努力, 莫 偷 閒 苟 安, 民 族 興 亡 責 任

f *ff*

f

待 吾 肩! 須 具 有 犧 牲 精 神,

f

憑 展 雙 翼 一 冲 天.

誠精愛親

校 訓



校長蔣中正先生

空軍訓條

- 第一、至高無上、為空軍救國、獨一無二之責任。
- 第二、為國捐軀、為空軍救國、殺身成仁的精神。
- 第三、有我無敵、為空軍救國、至大無畏的膽量。
- 第四、服從命令、為空軍救國、共同一致之要素。
- 第五、再接再厲、為空軍救國、盡忠盡國的氣節。
- 第六、冒險敢死、為空軍救國、死中求生的出路。
- 第七、精密周到、為空軍救國、持顛扶危的基準。
- 第八、親愛精誠、為空軍救國、共同生死的德性。
- 第九、質素樸實、為空軍救國、光明磊落的本色。
- 第十、自強不息、為空軍救國、雪恥復仇的志氣。
- 第十一、克服天然、為空軍救國、戰勝一切的本能。
- 第十二、堅忍不拔、為空軍救國、最後勝利的要素。

蔣中正訂

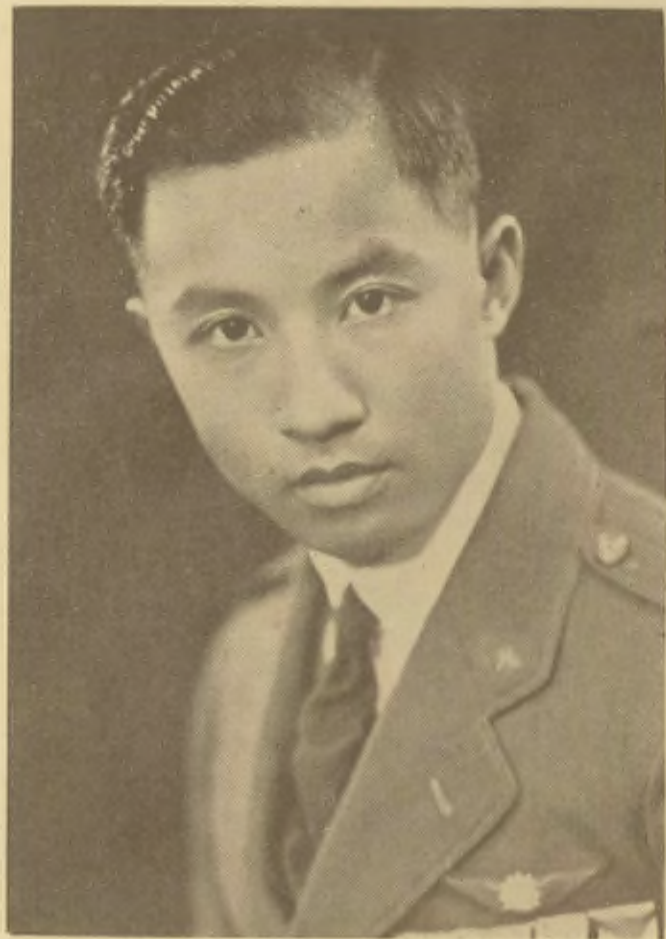


中華民國廿三年二月八日

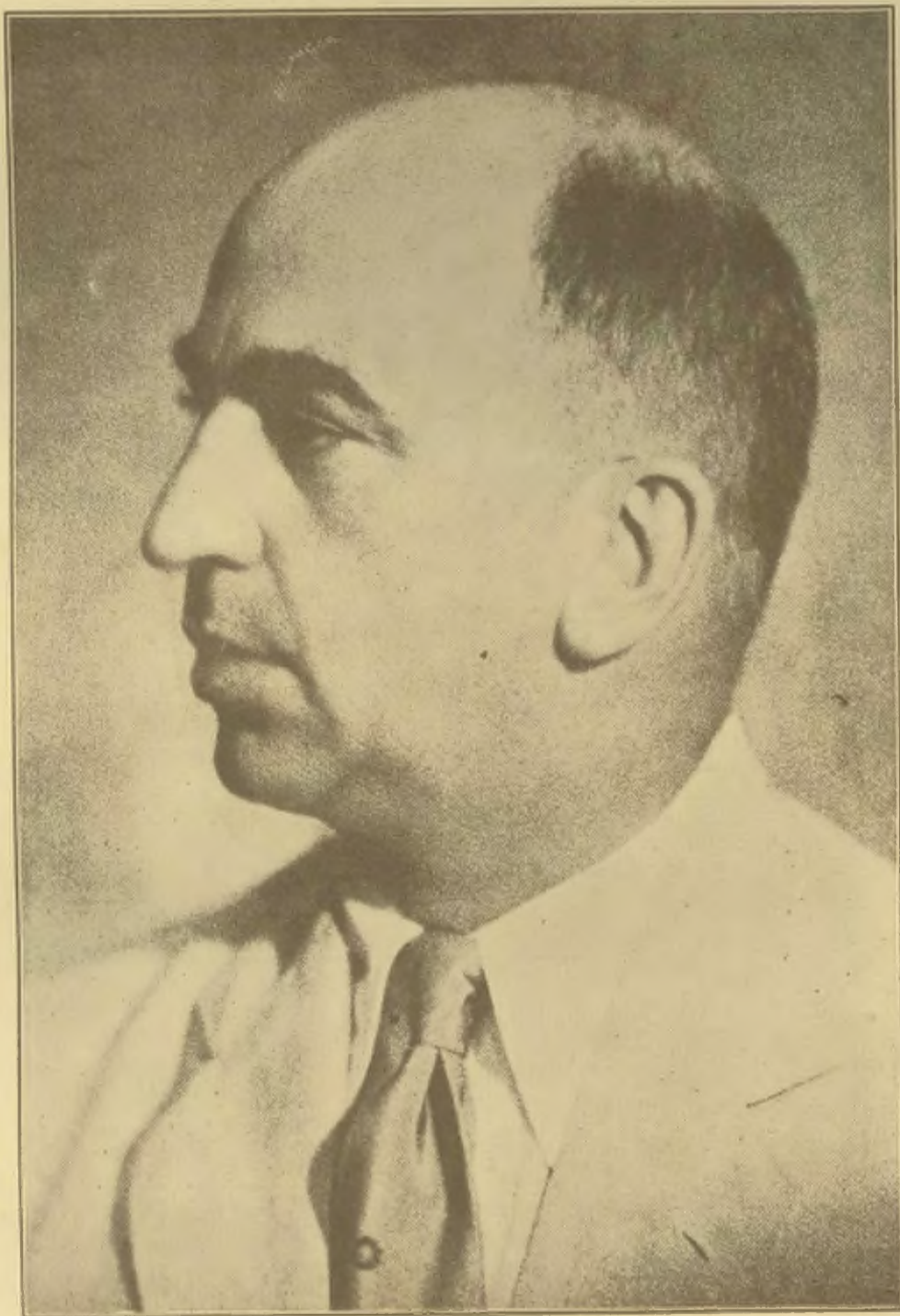


副校長毛邦初先生

— 教育處處長黃毓沛先生 —



— 政訓處處長蔣堅忍先生 —



COL. JOHN H. JONETT

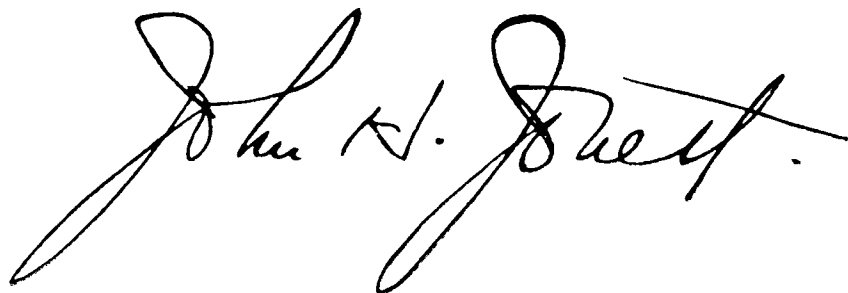
TO THE CLASS OF 1933.

Those of you who have survived the arduous training which has been given the Class of 1933 are destined to bear on your shoulders the brunt of China's military future. Since the first successful flight of an airplane just 30 years ago, the Aviation Arm of National Defense has developed as rapidly and as truly as the airplane itself. The more astute, deep thinking militarist of to-day realize that the Air Arm of National Defense will determine the security of a nation to a greater extent than any other agency.

The efficiency of a military aviation force is entirely dependent upon one thing and that is discipline. I do not mean the forced discipline of the common soldier, but rather the intelligent patriotic discipline which can be given by intelligent men. Military aviation demands the highest type of team work and to develop this team work to its greatest efficiency, discipline and hard work play the leading parts.

You gentlemen of the Class of 1933 have absorbed the art of flying and the application of flying to the defense of your country. You are, however, just starting on a life of sacrifice and patriotic devotion of your country. You will find that the road ahead of you is not smooth, but you must courageously strive for the ideal of a China able to defend itself against those who would despoil it. You must submit yourself to a rigid self-discipline and you must impose upon those who follow you the same spirit which imbues you.

You have all worked hard and you won your wings fearlessly and well. You are to be highly congratulated on your accomplishments of the last year and a half. You have given your complete loyalty to your instructors and those in authority over you. This same spirit of loyalty must be continued by you so that your China will honor you always, both individually and as the Class of 1933.

A handwritten signature in black ink, reading "John H. Jonett". The signature is written in a cursive style with large, sweeping loops for the first and last letters.

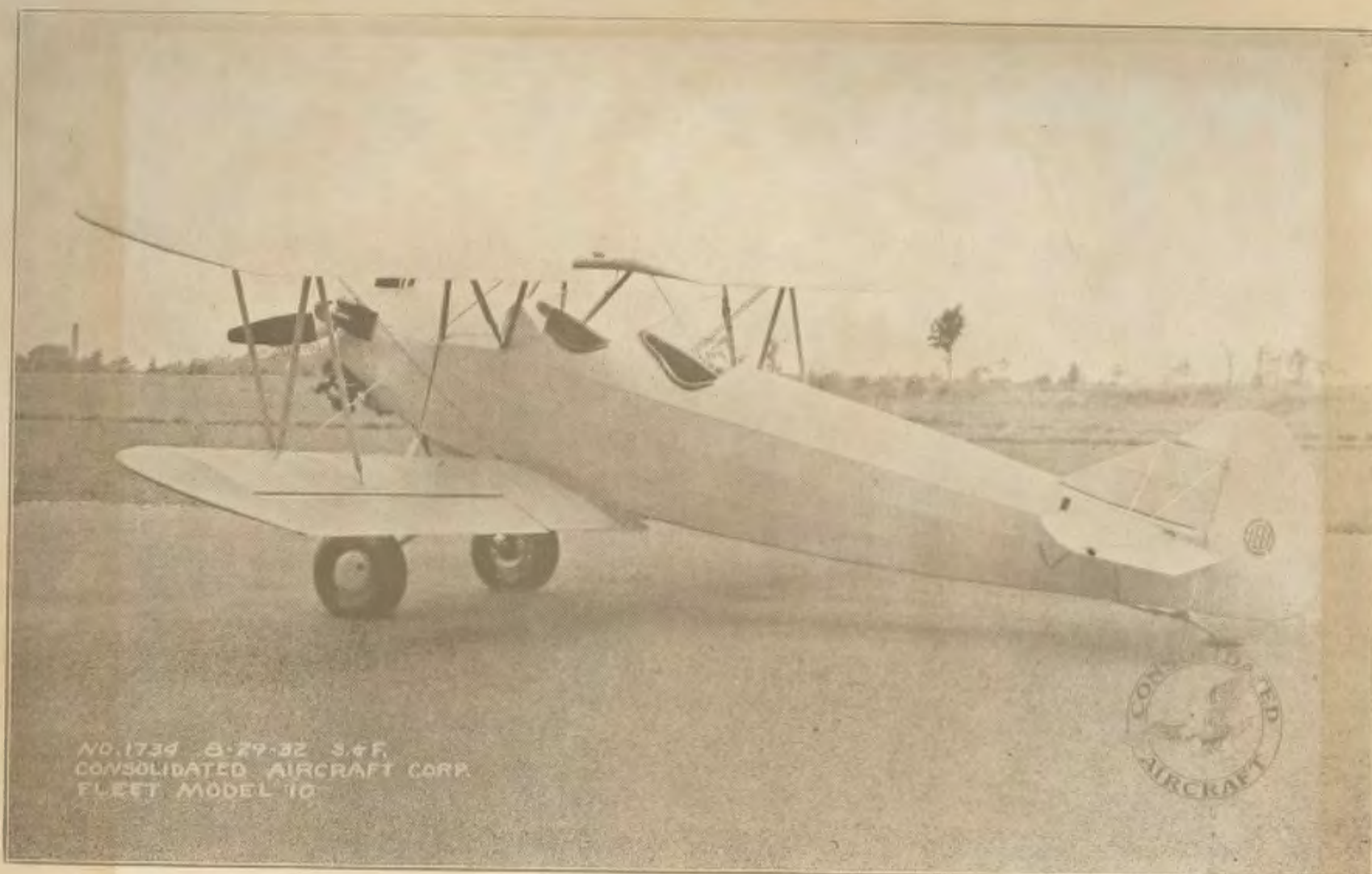
JOHN H. JONETT.



MR. H. ROWLAND



MR. CT. B. CLARK



FLEET MODEL 10 PRIMARY TRAINER

= = *Supremacy in the Air* = =

Aircraft certified by 11 years experience in the design and production of more than 1600 airplanes with records which total well over 135,000,000 flight-miles in serving the Governments of the United States, Argentina, Brazil, Canada, China, Colombia, Cuba, Mexico, Peru, Portugal, Roumania, Siam and Spain. Among the 10,000 and more, military, commercial and private pilots throughout the world who have been trained in Consolidated planes . . . "Consolidated Aircraft" has become the standard expression in all languages, for dependable equipment.

CONSOLIDATED AIRCRAFT CORPORATION

Hamilton House

Shanghai

校景

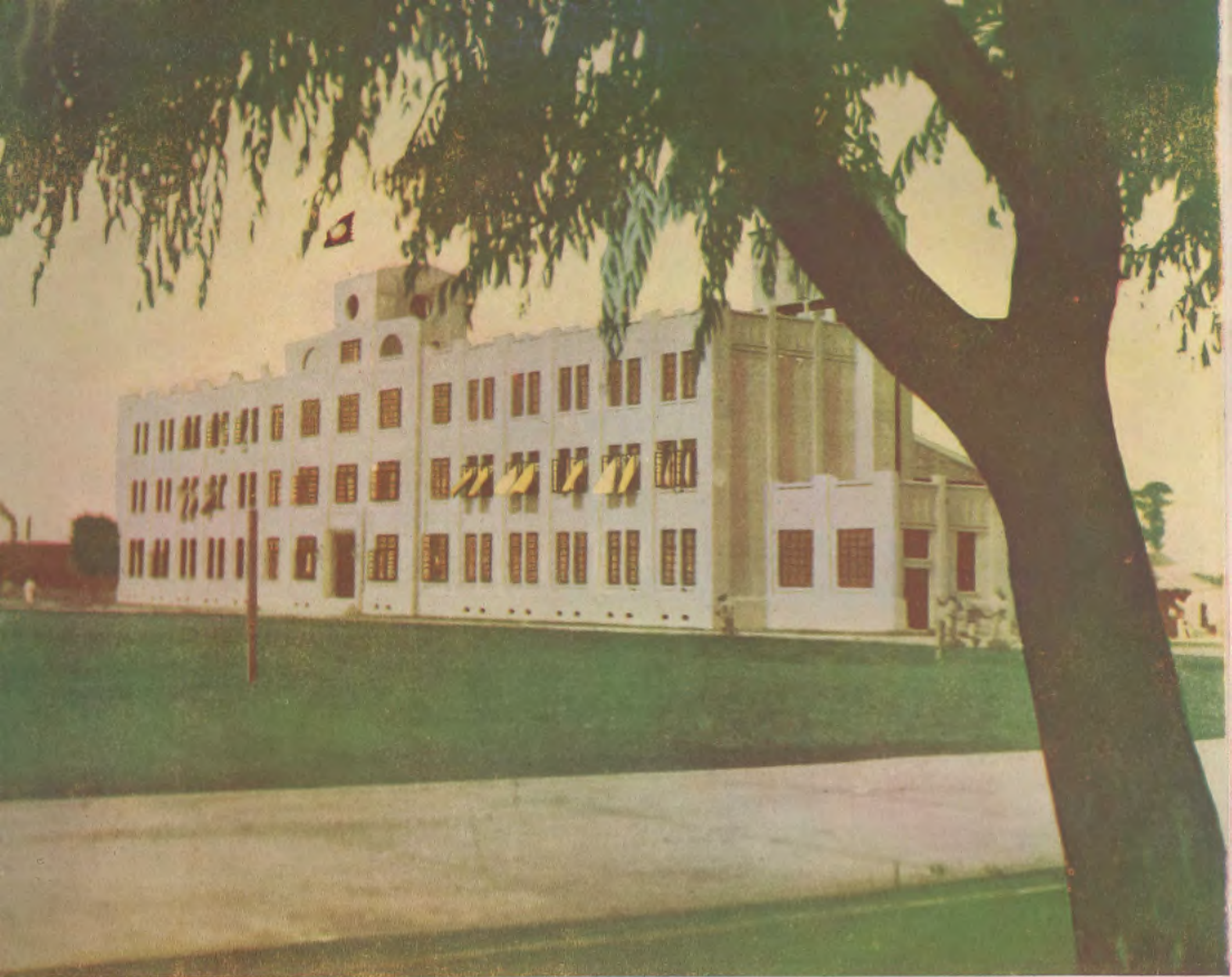


此
页
空
白



校 門

The gate



講 堂

The Class Room



醒 村

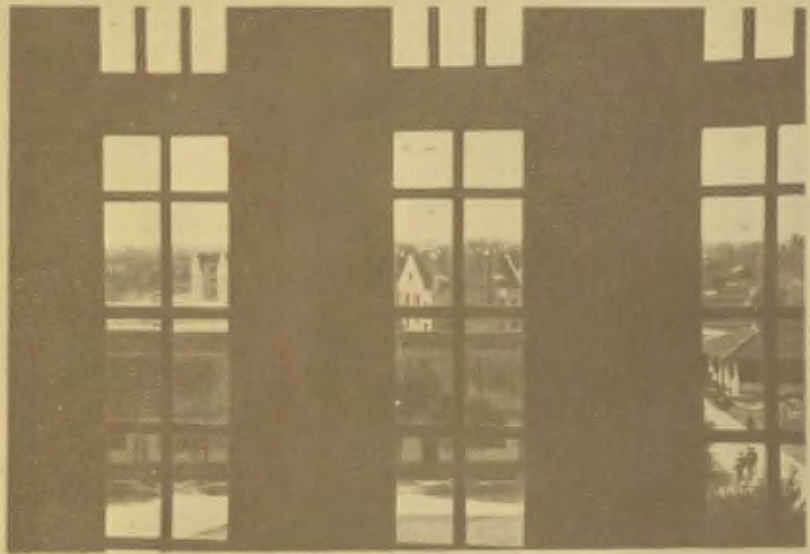
Awakening Villa

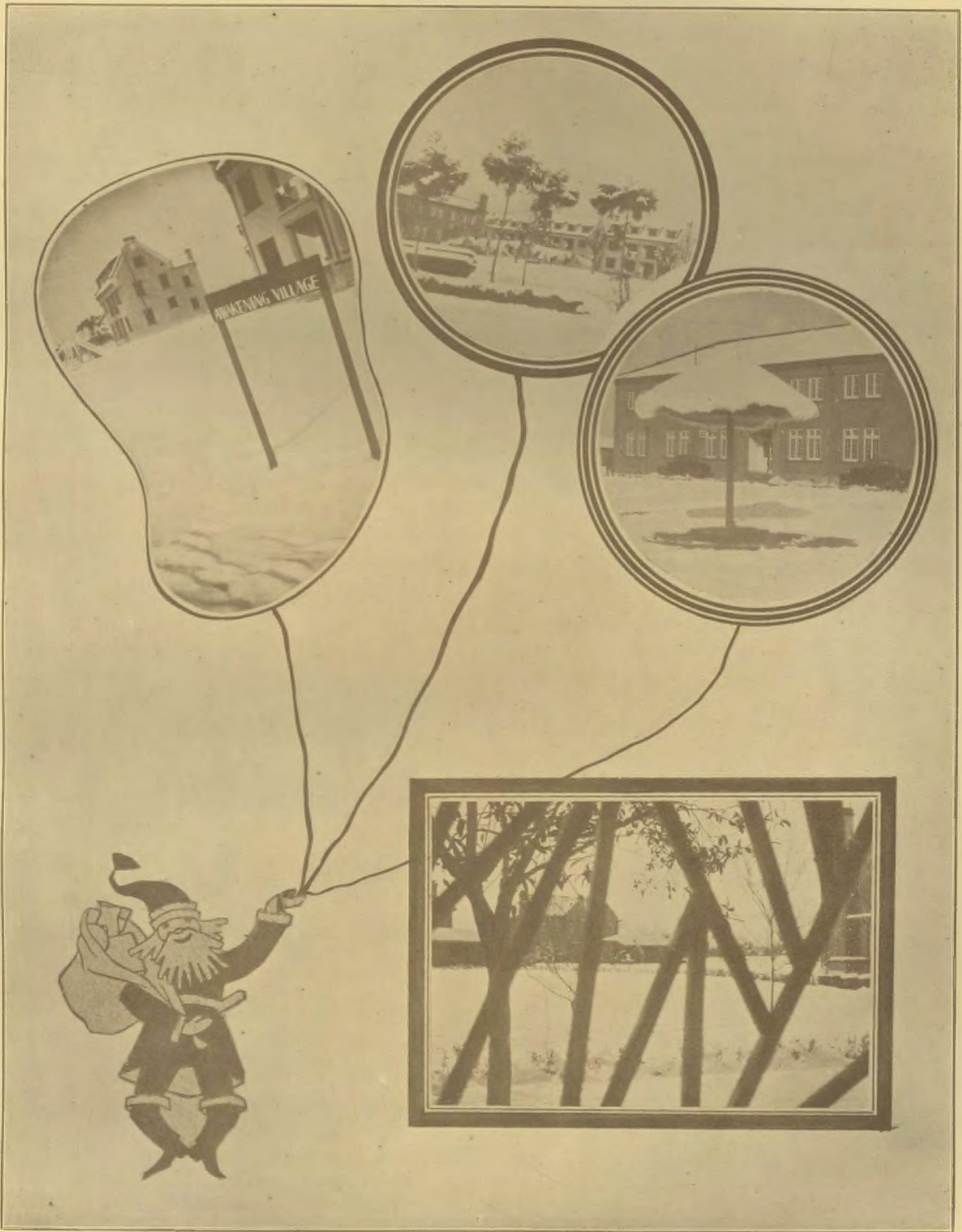


校長住宅

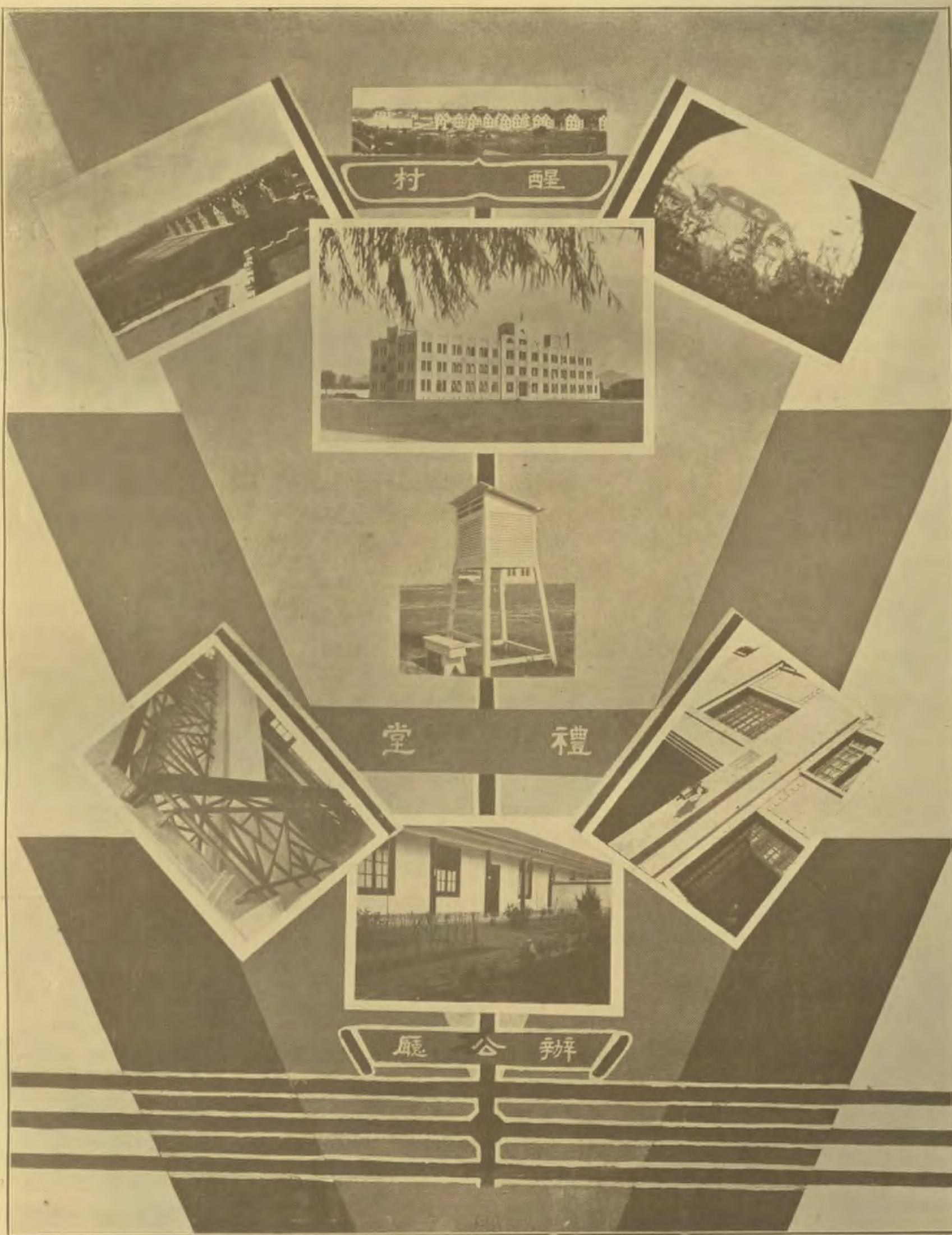
The home of School Master











醒村



禮堂



辦公廳

級 史

這正是民國廿年的秋天，——九一八的前夜，軍政部航空學校遂巍峨創立於首都航空班舊址。機械科的四十三位同學，恰是遭遇着這歷史的奇恥大難而入學的！我們住在兩列頹舊的屋子裏，用着我們獻身航空的精神；讀書，聽講，作工，做事。在槳聲燈影裏的秦淮河畔，和月夜青葱的第一公園旁邊，整整的度過了三月後的甄別考試，才遷移到這明媚的西子湖畔——笕橋來。

浙江的湖光山色，確是蔚然天成，在歷史上啓人懷想的：是，臥薪嘗胆雪恥男兒的濺血區；是，精忠報國軍人典型的葬身所；是，良知良能創造者的講學地；是，興師破寇者的練兵場。在民國廿年的十二月，軍政部航空學校的校旗，遂豎立於錢塘江濱。

日寇的鐵蹄踏遍了東北四省，敵機的示威，更是絕後空前！因此，應時代的需求，軍官學校八一總隊的三十位同學，於一月裏被考選而入學飛行科；在融融洩洩的生活進程中，總計是有七十三位同學在度笕橋的風月。一二八的淞滬抗日戰事，就在來笕的四個禮拜爆發起來！就此；明朝遺留下的大營——笕橋，首次蒙着深奇的侮辱！這就是二二六的笕橋空戰，中國臨時的空軍根據地——笕橋飛機場，天空是歎佈滿了太陽徽號的敵機，地下是盛着傷心慘目的血痕，周圍是驚惶駭歎的哀叫，四野是淚眼逃命的無辜。我們體嘗着這殘暴的洗禮，曾不停的放射着步槍，作我們抗衛的工作；深夜也曾用起我們的隻手去修補那被擊壞的機翼。炸彈與機槍的交響，在我們心靈上刻下了粒粒的傷痕！

國難一天嚴重一天，發展空軍在敵彈爆炸聲裏怒發起來！六月遂奉到將軍政部航空學校擴大改組爲中央航空學校的命令。於是；飛行科的同學由三十位而增至九十二員。國步艱難，中心如煎，機械科同學在硬幹苦幹的指針下，要想達到理想的標的。飛行科同學，在快幹與拚命幹的教誨裏，要想馬上成功爲中國空軍的勁旅。大家均在那不停的螺旋槳轉動與時鐘的擺動聲中，學業上是宣告了我們暫時的成功——畢業。雖然我們的責任一點也沒有盡到。

當這時代迫切，驪歌一曲的剎那；飛行科同學，經過一年半的初級，中級，高級，飛行的淘汰，祇膾有四十九人來即刻負擔起這復仇雪恥的重大使命。機械科的同學，經過兩年半的磨練，祇餘有三十七人來做這推動時代巨輪的前驅。我們有時也擔心着我們力量的微弱。但胆壯的是有潮水般的未來同學來增厚我們抗敵的陣綫。

環境縱然是令我們悲憂的！但回首學校的生活，也不能不鉤起一縷懷念；是暮春三月江南草長的時候，我們的同學，曾舉起粗健的大腿，跑勝了稀有的健兒。在吃！

嗒！的歡呼裏；[航空]每次均握着勝利的旌旗；田賽！籃球，足球，網球，……樣樣的是兵精馬壯，每戰必克，在願中國的青年都變成生龍活現的老虎的希望下面，這不能不說是我們無上的光榮！

此刻我們——機械科飛行科的同學，都在這隆重典禮中而宣告畢業了！我們同學並沒有什麼科別可分，在名義上都一樣的是中央航空學校第二期畢業學生。雖然在學科教授上是迥然不同，但在我們獻身航空事業的奮鬥裏，是有牢不可破的連鎖關係。親愛精誠是我們唯一的校訓，飛行機械是我們為國家民族而鬥爭的翅膀與齒輪。

眼前的中國是到了非常危險的時期，四面盤據的都是軍閥與叛逆，勦赤抗日，安內攘外，都是我們立刻要擔當起的重大任務。我們一定盡我們最大的努力，來幹這復興中國革命，復興中華民族的工作！當我們站立在萬民敬仰的岳王墓前，和歷史稱譽的會稽山頭，盡情的用着我們快要炸裂的眼球，對這微風飄拂着的國旗，黨旗，生出無限深沉的展望！



直搗黃龍！與諸君痛飲。



級 旗



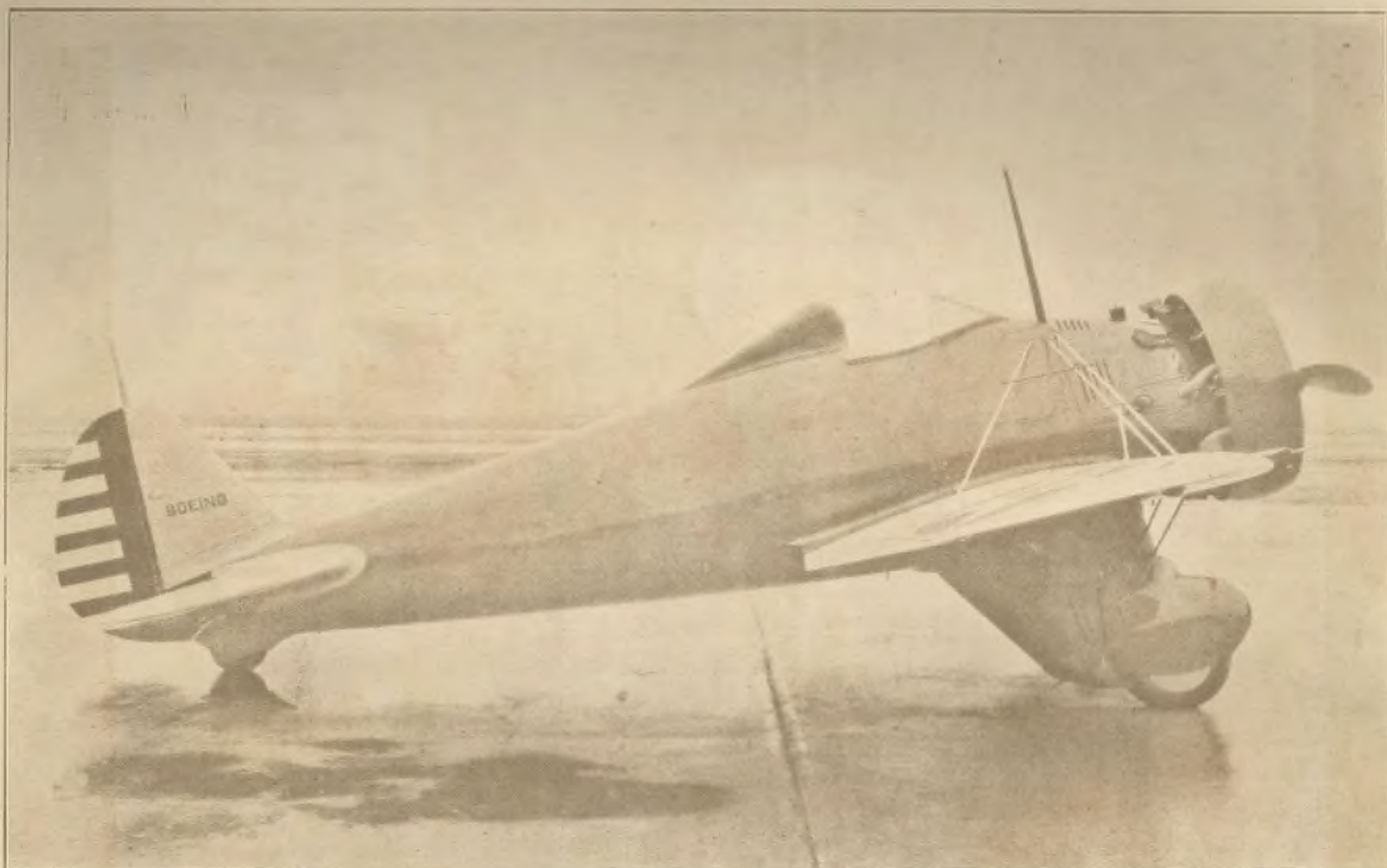
級 歌

石英作歌
廣信譜曲

赫赫男兒 氣貫長虹 抱壯志凌雲 御風
雪恥復仇 祖國光榮 仗我輩去作 先鋒

獻身航空 親愛精誠 如弟如兄
獻身航空 同心協力 報國精忠

齊努力做天上英雄
看他年建樹克敵功



BOEING PURSUIT P-26 A

THE BOEING all metal, low wing monoplane is rated as the fastest aircooled pursuit ship in the world and represents the highest point as yet reached in the development of the single seat pursuit type in the U.S. Army Air Corps who have recently taken delivery of 111 of these fighters and have just placed an order for 25 additional.

Powered by a Pratt & Whitney Wasp Engine, supercharged to 500 h.p. at 11000 feet and equipped with a two-bladed adjustable Hamilton Standard Propeller.

Has a top speed in excess of 235 miles per hour. It is the only airplane in the U. S. Government Air Service which has no flight restrictions whatever.

The first airplane to be released for export has just arrived in China and will be demonstrated in the near future.

BOEING AIRPLANE COMPANY

UNITED AIRCRAFT EXPORTS INC.

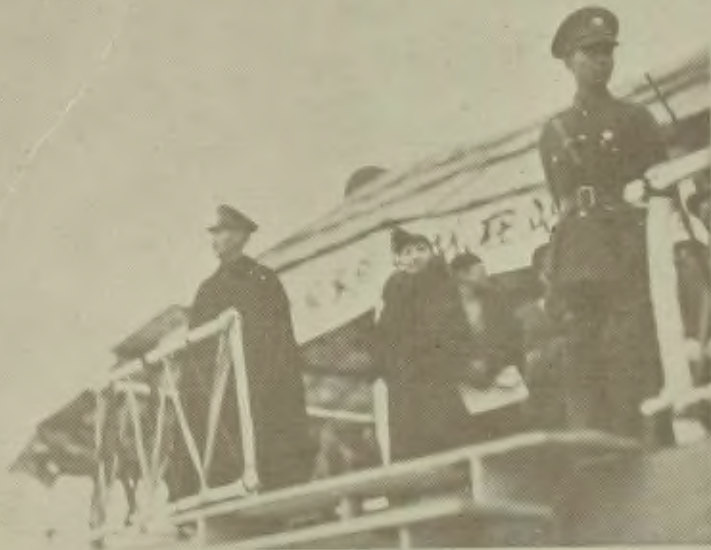
Hamilton House

Shanghai



此
页
空
白





閱兵台上



校座蒞臨



給憑後攝影



閱兵式



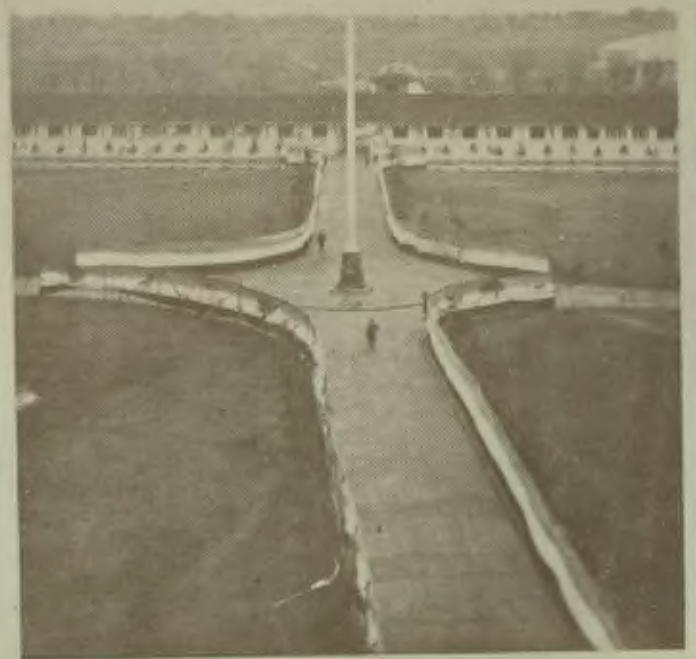
畢業訓話



檢閱



閱兵

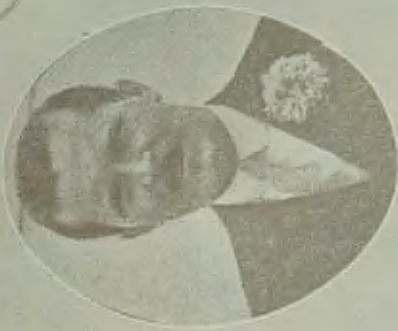


大禮堂前

Ace of Aces



GEORGES GUYNERMER,
"The Winged Sword of France"
famous French War ace.



COLONEL WILLIAMA BISHOP,
Canada, one of the outstanding
British War birds.



COUNT VON RICHTOFEN,
German ace during the
World War.



LT. FRANK LUKE,
Prominent American flyer
during World War.

Handwritten Chinese text, including the characters "航空學校" (Aviation School) and "飛行員" (Pilot).

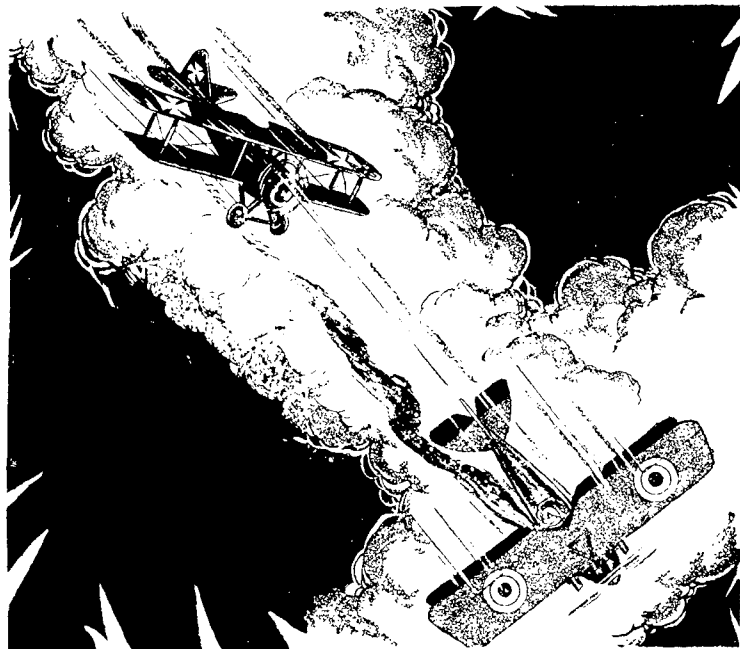
航空學校
Aviation School
-MAGROW.

空 戰

廣信譯述

“一個戰鬥駕駛員在血戰肉搏之後，要十分準確的敘述他作戰的詳細情形，那幾乎是不可能的。”因為許多事情同在一個很短的時候發生，轉瞬間又都過去了。據美國空軍部的調查統計，空中戰鬥自開始到完畢，平均需七分半鐘，但普通只兩三分鐘。在這短短的時間，飛機速度在二百英里左右。其情形之緊張可由前頁歐戰時之空中大戰照片窺其一

斑，在這生死關頭中扎掙要有銳敏的眼睛，迅速精確的判斷，清楚冷靜的頭腦，最後還要極強健的體格與精神，因為動作的速度那樣大在轉灣時離心力非常大；將血全由頭上厭到下部，人立刻會暈過



去。因為空中作戰這樣難，所以一個在最前綫戰鬥員的生命只有六十八天。

上面已說過空戰之難，而在歐戰時代却發現很多空中英雄 aerial ace (凡獨自打下五架敵機者即升入 ace 之寶坐) 因其能在百難之中

能無往不利，所以格外值我們尊敬，羨慕與模倣。中國雜誌對這四位英雄之英雄 (Ace of Aces) 很少記載，敢就此紀念刊向讀者作一簡單介紹。

.....

瑞持秀芬 (Manfred von Richthofen)

德國的空中英雄，生在西境的 Schweidnitz。他鎗下共燒毀了八十架聯軍的飛機。生性好殺，天上嘶殺之後，還常到田間打獵，曾自豪的說“凡在我槍下者決難逃生。”槍法之精可想見矣！作戰慣佔高度然後下衝，將“死”交與敵人。在他第十一次接戰時，將英國當時空中霸王好克少校 (Major Hawker) 射下。他直是拿冒險開玩笑，每打下了一架飛機就寫信到柏林做個小銀杯。那時德國受聯軍的封鎖，到他打下第五十架飛機時柏林沒有富餘的銀子做銀杯了。他也曾有一斷戀愛史。那時他英名滿天下，每天得到女郎們來信很多，漸漸他與一位德國少女由通信而發生戀愛。結果他這樣說“我每日都是站在生死之間所以不能談結婚，我不能因為愛她而使她變成寡婦。”一九一七年五月一日德皇親自與他午餐；慶祝他二十五歲的生日並祝他成功與健康。一

九一七年七月六日曾受輕傷一次。一九一八年四月廿一日這位大英雄終於被英國柏朗上尉 (Capt. Roy Brown) 打死。德國的陸軍大將 Wudendorff 說“Richthofen 之死等於德國損失三師兵!”他不但受本國人的尊敬,敵軍也是一樣的羨慕他,佩服他!他是大英雄,有勇氣有血氣的青年。可惜他死了!

.....

必施甫 (William A. Bishop)

他是英國皇家空軍 (Royal Air Force) 的一個青年上校,英國第一流現存的空中英雄。他作戰時確有一種凶悍的氣概。一個有十字徽的飛機(德軍飛機)在他眼前一晃,他就像中了瘋狂一樣,奮力向前用凶殘的壓迫決不放鬆。他技術高超所以能殺敵致果。雖然他的記錄是七十二架敵機,但他並沒受過傷,他喜歡高空戰,利用高度與速度的便宜向下倒衝,流星殞石般的子彈向敵人射去。他能精確的計算下衝的角度,又精於推測敵機的速度與方向。諸事都就緒後他就急旋着向敵機突進直到他能看到敵機的駕駛是否有鬍子,然後纔射擊。決不浪費子彈。他有兼人之勇曾獨自一人攻擊一羣德國飛機,在劇烈的肉搏中能利用他的特技,制服敵人,並能狡捷的安然的逃開這羣野鷹。要鑽進一個野鷹羣容易但要平平安安的出來可非有點本領不可了!

.....

加尼瑪 (Georges Guynemer)

他有“法國飛劍”(The Winged Sword of France)的雅號。為法國最著名之空中英雄。最拼命的英雄,最致命的槍手!他對命運狂笑。作戰時他決不量力,他敢獨自衝入德軍三十架飛機的佈隊裏去,還硬碰硬的飛出來!他被敵方擊落七次,其餘如打掉了左翼,射落了風擋,子彈穿過機身這種小故事。在他是不計其數。他的飛機“Old Charley”現在仍在巴黎皇宮陳列着,飛機上無數的彈孔都用紅漆塗着,每一個紅點代表他一次死裏逃生。高度表是碎的,風擋只餘一半,駕駛桿上露着半個子彈。他到底是怎樣一個人呢?

加尼瑪是個身材瘦長臉色蒼白的病夫,常患肺病胃病。法國克擋 (Compiègne) 人。歐戰時曾投身陸空軍,但皆因身體弱而落名。最後得為空軍鬥士時,每日嘗出戰四五次,一年半中共在空中大戰八百次,公認記錄為五十三架,但實在勝利何止三倍其記錄!他命運最好雖被擊落七次,但只受傷兩次,軼事很多。

一次格鬥時,他剛將腳離開舵,一個子彈由下邊上來,將舵打碎。另一次因飛機損壞被迫落地。七支德軍飛機向他射擊,飛機在地上已經成了一堆爛鐵,但他並未受傷。

一次子彈由前方穿來正停在他大姆指與四指中間的駕駛桿上。另一次他機關槍沒校正好，當開槍時將自己螺旋槳打飛一半，傷了自己的發動機，但他仍先將敵人打死，再設法下落。

一九一七年九月十一日，他自己的飛機壞了（這就是在巴黎陳列的那架，用這架飛機共得十九次勝利）只得借別人一部飛機上去應戰。這是他第八次被擊落。自此以後就毫無消息了。兩邊陣地都沒發現他，也沒有發現他的飛機而成了法國空軍界之大謎：

最近法國南方發現一個櫻子，頭上有一個大疤。他因為神經受刺激，所以已往的事都忘記了。現在藉零售木製小飛機度日。每個飛機上都有“Old Charley”的字樣。並常說“2 fight to live and live to die fighting, Can you understand that, Monsieur?”

.....

盧克 (Frank Luke, Jr.)

生在美國阿瑞桑那省，只打下四架飛機來。成績平平，但是他有他驚人的地方，語看下邊：

其實盧克還是個孩子，當他在一九一八年九月十二日，獲得第一次勝利時，他只廿一歲，投軍是謊報廿二歲才得加入。他只幹了十四天戰鬥員的生活，內中還有五天受處罰不准飛，所以真的任務期只是九天，在這九天中他打下十四架敵人的臘腸汽球 (Sausage Balloon) 與四架敵機，而造成他名振一時的“汽球刺客” (Balloon Buster) 的雅號，在空中英雄中獨樹一幟。可惜在他服務的第十五天竟為國而犧牲了。攻擊汽球本來是一件最艱難並且最危險的任務，可是他血內含着點美國西南惡棍的成份，所愈難愈幹。因為他惡棍的天性他也吃了不少虧，上邊所說他受處罰也是因為惡棍的脾氣，不守紀律，破壞陣容，發表“一人暴動”的主張而致。九月十八日的薄暮，盧克在短短的十分鐘間!!! 連得了五次勝利（兩個汽球，兩架戰鬥機與一架偵察機），而開了航空戰史的新紀錄。但他付了碎心的代價啊！他失去他親如手足的伴侶維勒 (Joseph Wehner) 他任期的末一天他又打下三支汽球，他飛機受重傷，被強迫落在敵境，但他自己並未傷。德軍跑來俘虜他。拔出手槍就打，可是子彈有限一忽兒就完了。德軍毛瑟槍的子彈集中在他遍體鮮血的身軀上，一道英靈，向陣亡勇士的道路，冥然而逝。但他的聲名與事蹟是千古不朽的。

.....

朋友，他們的成功，這樣悲壯，這樣偉大，不值得我們羨慕嗎？

藝術科





驅
逐
組



顧問
Mr. Sansbury



教官
劉超然



教官
張遠北



教官
高志航



教官
王天祥



劉粹剛



劉志漢



蕭起鵬



曾鎮南



郝鴻藻



冷培基



黃光漢



董明德



周庭芳



孟廣信





陳有維



王漢助



張旭夫



毛瀛初



胡莊如



胡克靜



李克元



李桂丹



梁鴻雲



賴名湯



梁亦權



「榮膺為禮帽會員，
罰立正，打手心，而是
我們的處罰不是」

禮帽會
副會長



海濱浴罷？



佈隊的探究

望飛鳥直冲



保衛隊之檢查



副校長與黃先生駕到



征空歸來



飛罷對坐話天空

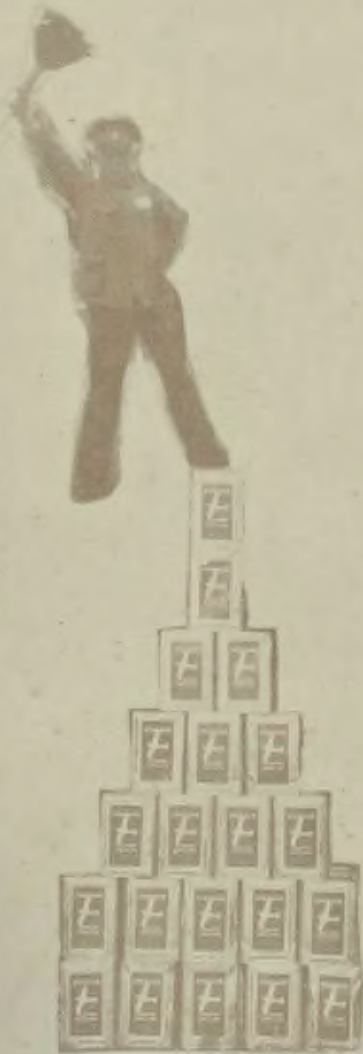


Grand Ma
is coming!!



加油

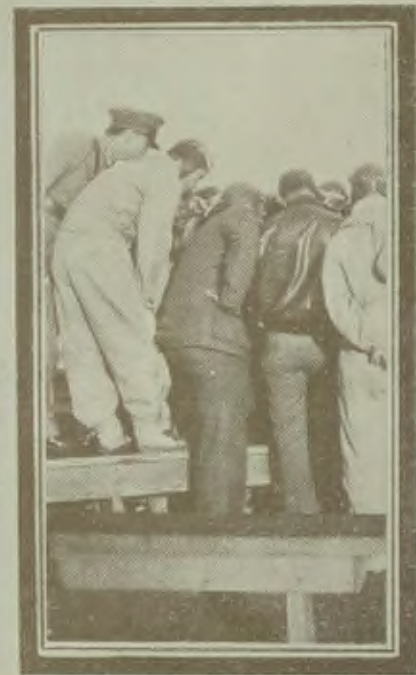
自由之神



不是空筒

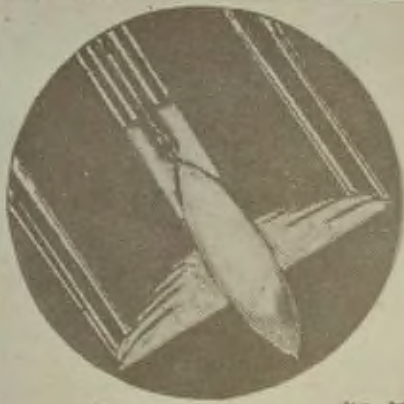


握手相慶
未互衝



爭讀命令





賴遜岩



蕭作楫



范伯超



歐陽旭輝



陳恩偉



轟炸組



方長裕

彭允南



汪雨亭



徐卓元



靳懷智



謝郁青



Mr. Shannon





轟炸生活



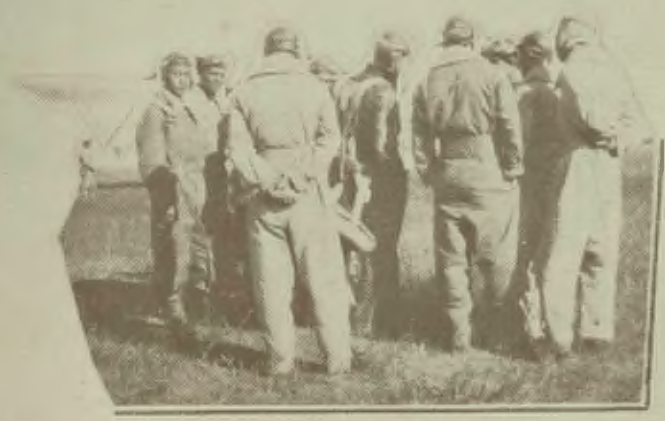
準備下蛋



温州歸來!

試鎗





論戰術





田超



許思廉



鄭長庚



石英



林文奎



劉福洪



陳偉略



黃緒彪



偵察組



洪養孚



武維志



唐元良



韓錫倫



全正喜



韓德輝



偵察組



蔡錫昌



韓文炳

高正明

鍾龍光

謝良

郭家彥

張森樵

羅中揚

偵察訓練班

朱天寶

趙家義

李安宇

湯卜生

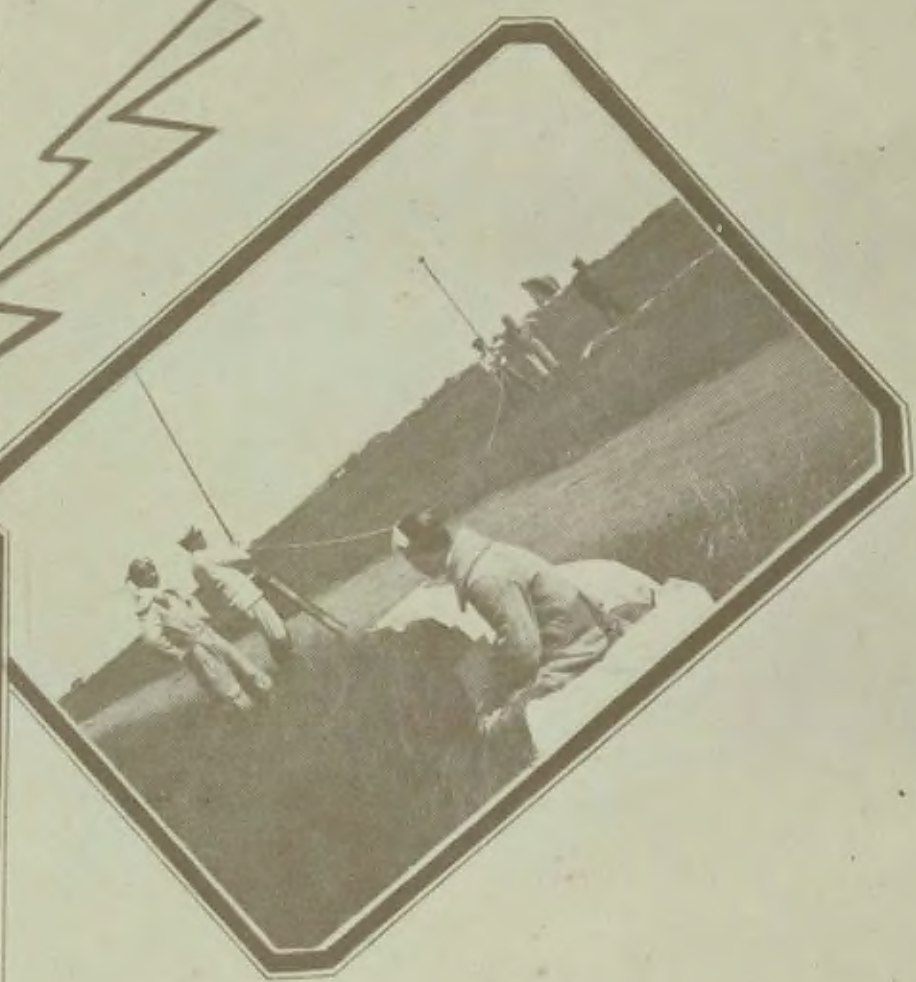
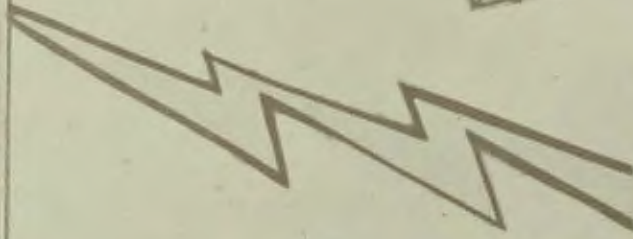
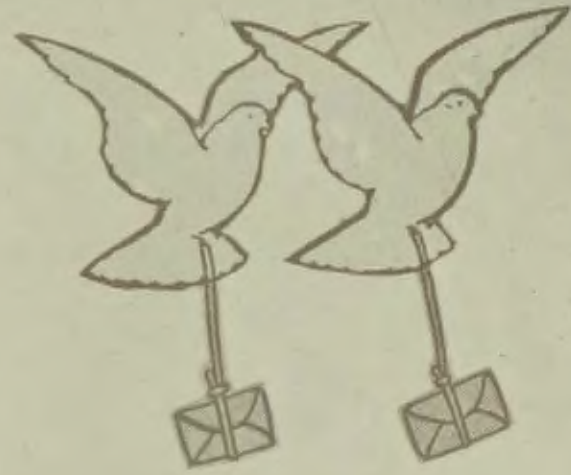
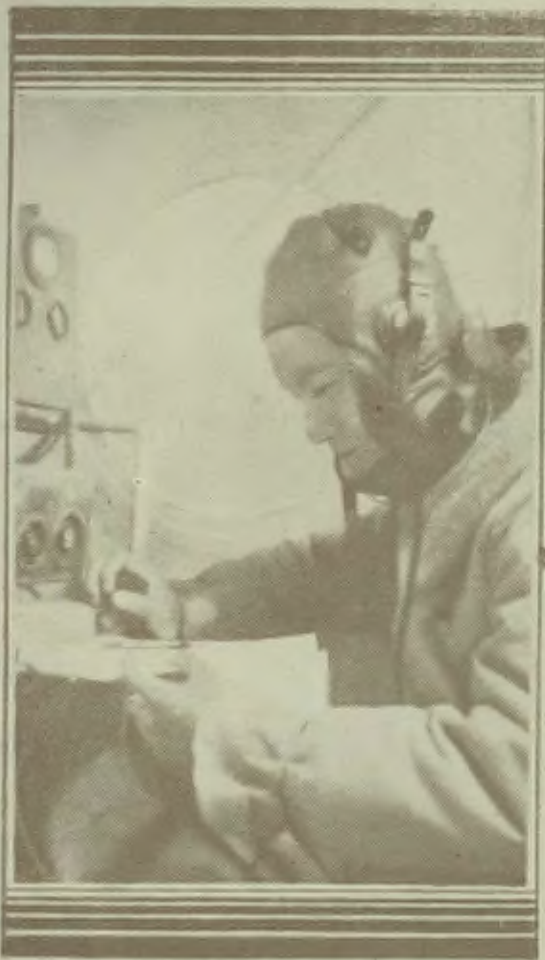
黃溫甫

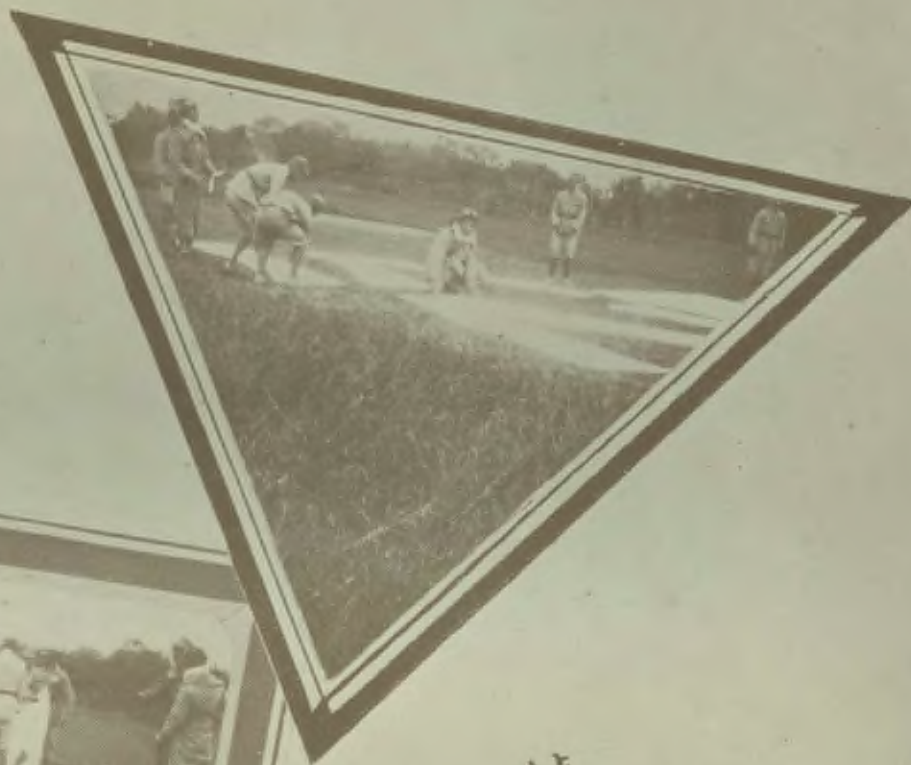
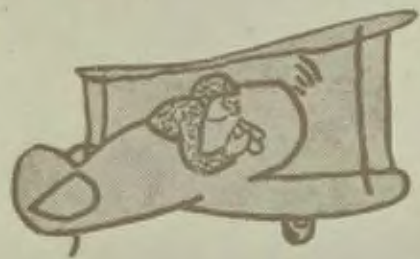
蕭九韶



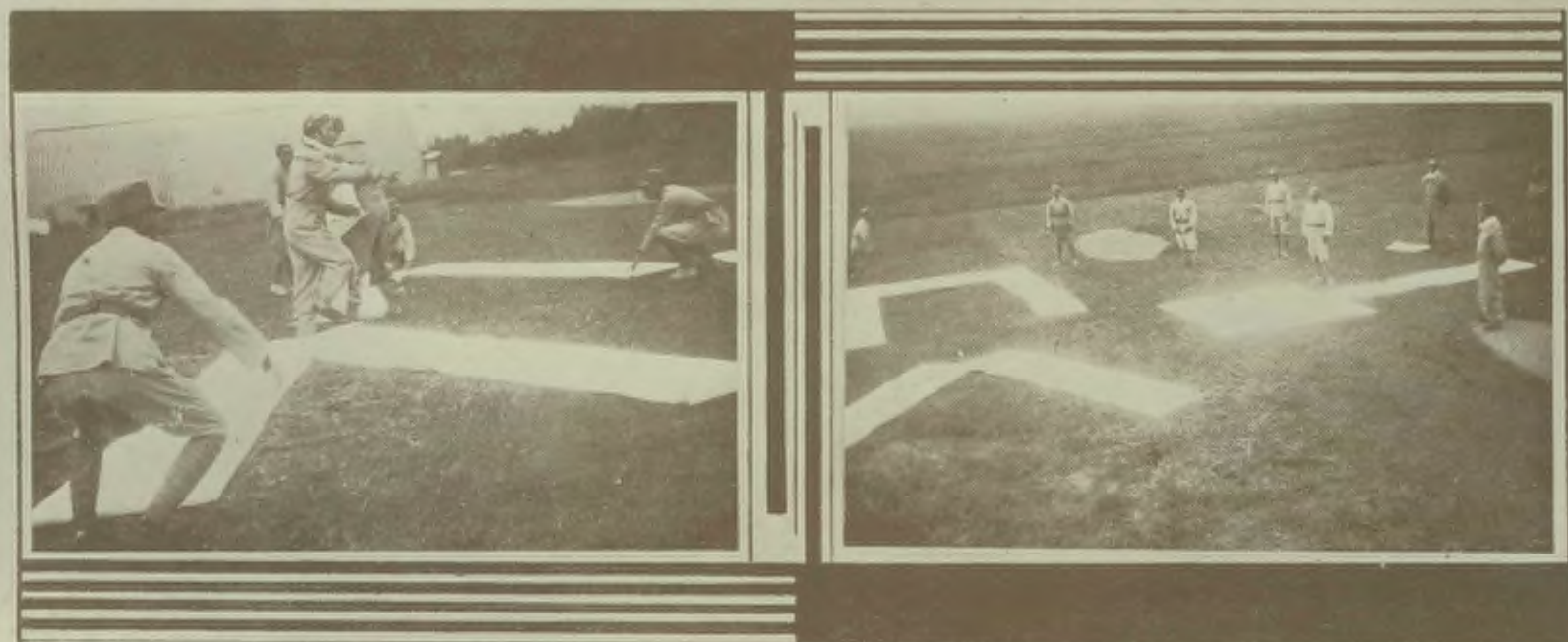
山河我還







偵察生活





*"Domb-bell
Association"*



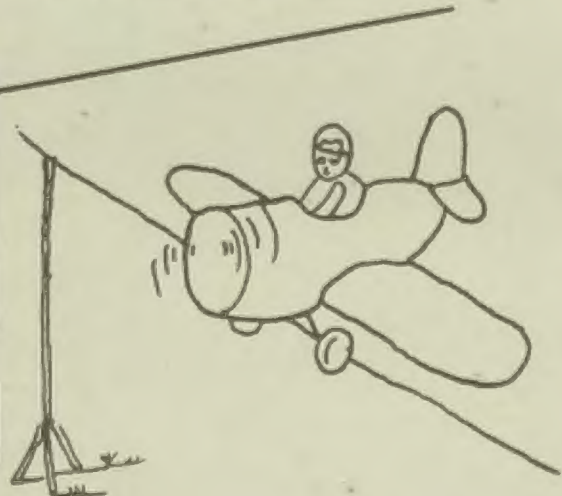
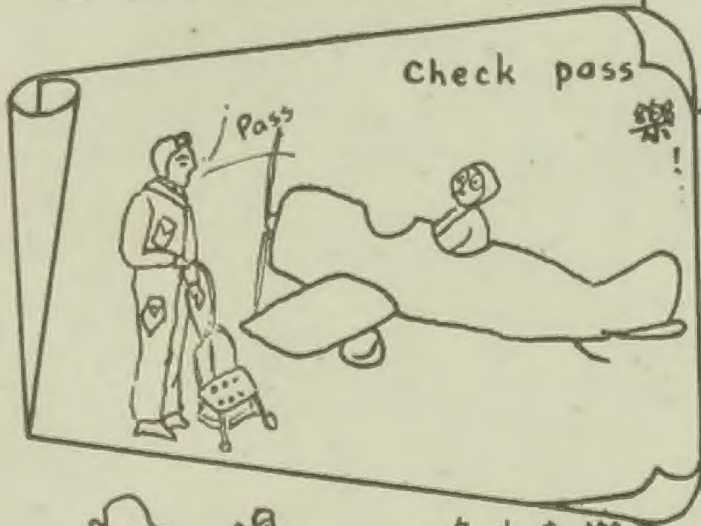


飛行樂

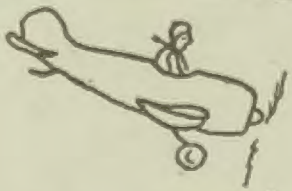
雲上飛行樂



空中追鳥樂

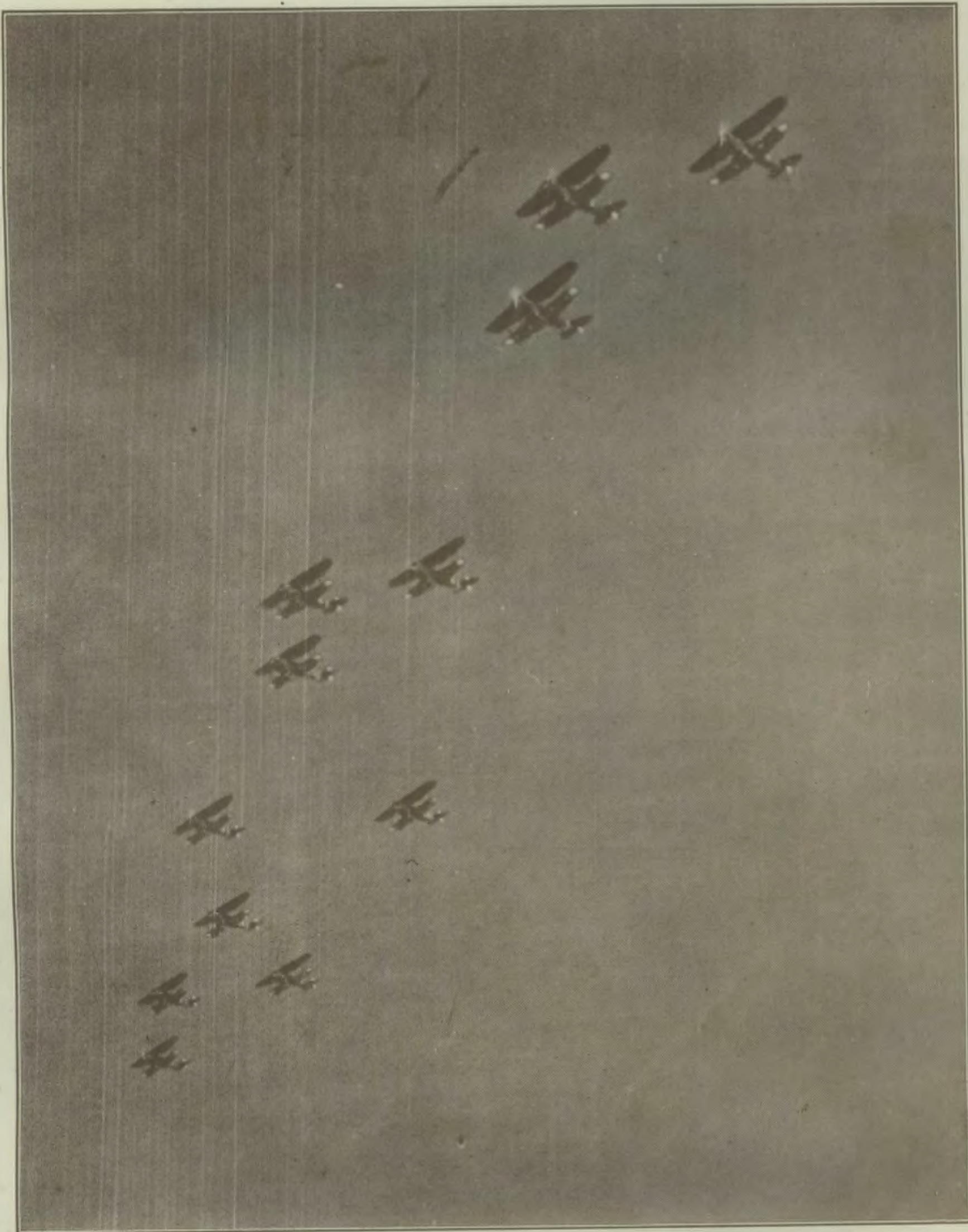


越過欄樂

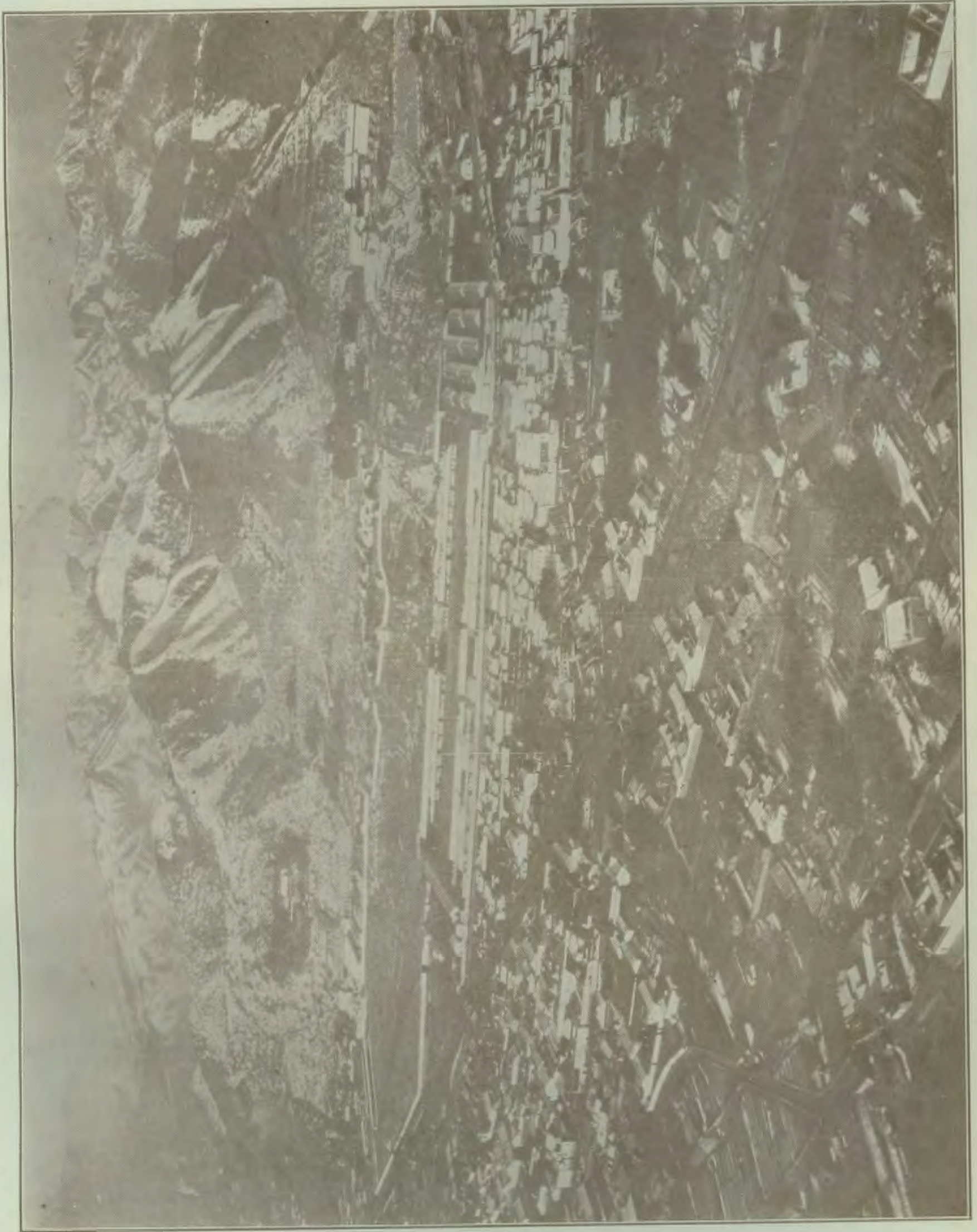


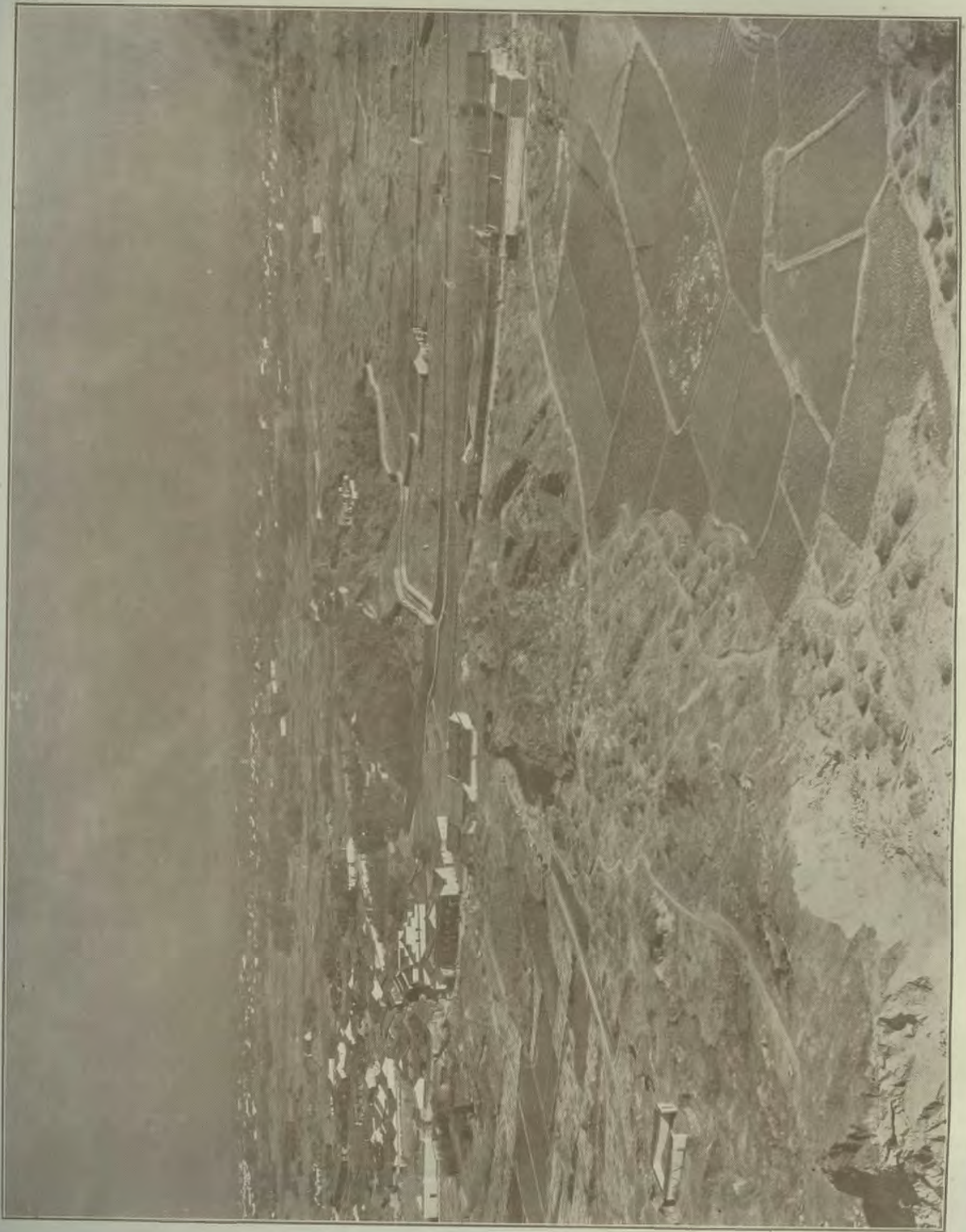
追火車樂

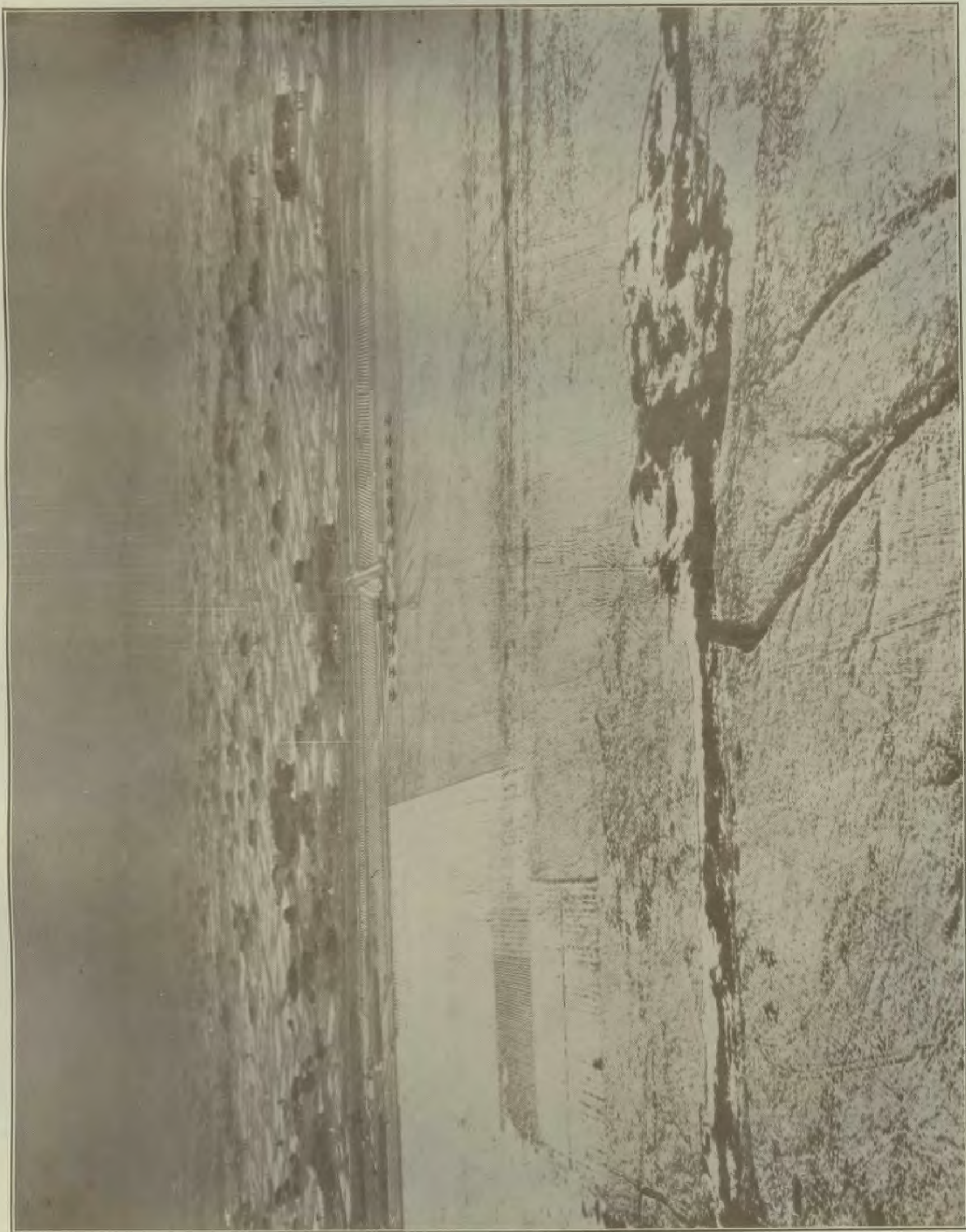




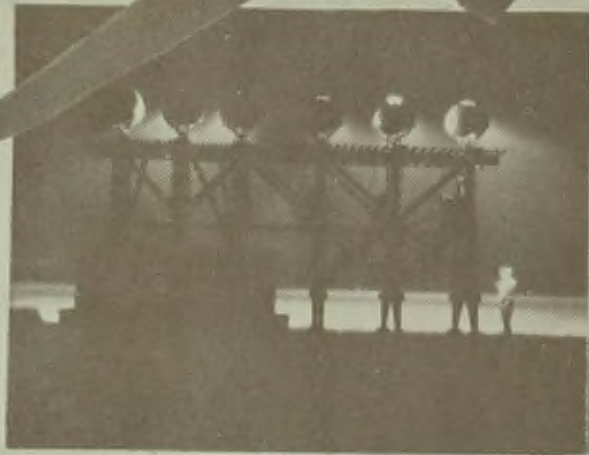








夜間飛行

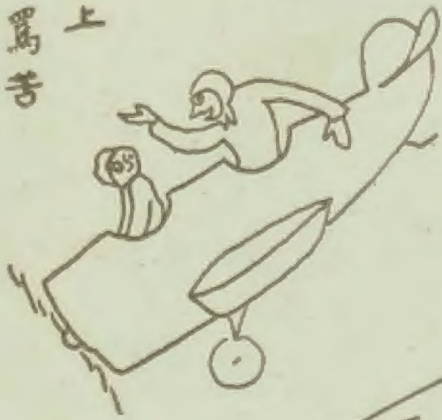


幸
運
兒



飞行苦

飞机上
挨骂苦



烈日之下
飞行苦



飞行不着
罚站苦



下雨不飞苦



飞低空
捉到苦



學 殉 壯 悲



中村 少 壯 士 謝

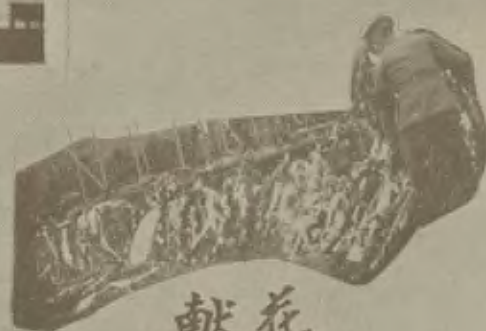


堀 永 壯 士 至

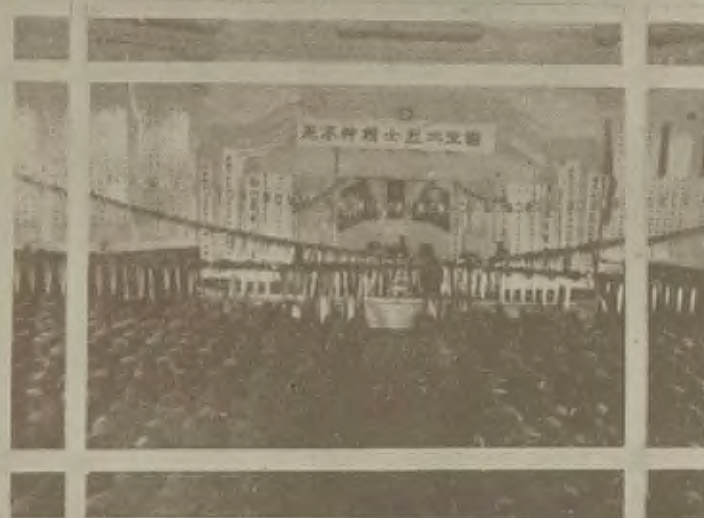
雁行折翼兩烈士成仁取義英魂感應浙江潮



祭堂



献花



静默致敬



飛隊失群一霎時粉骨碎身熱血染紅滄海日

三二九追悼
航空諸先烈



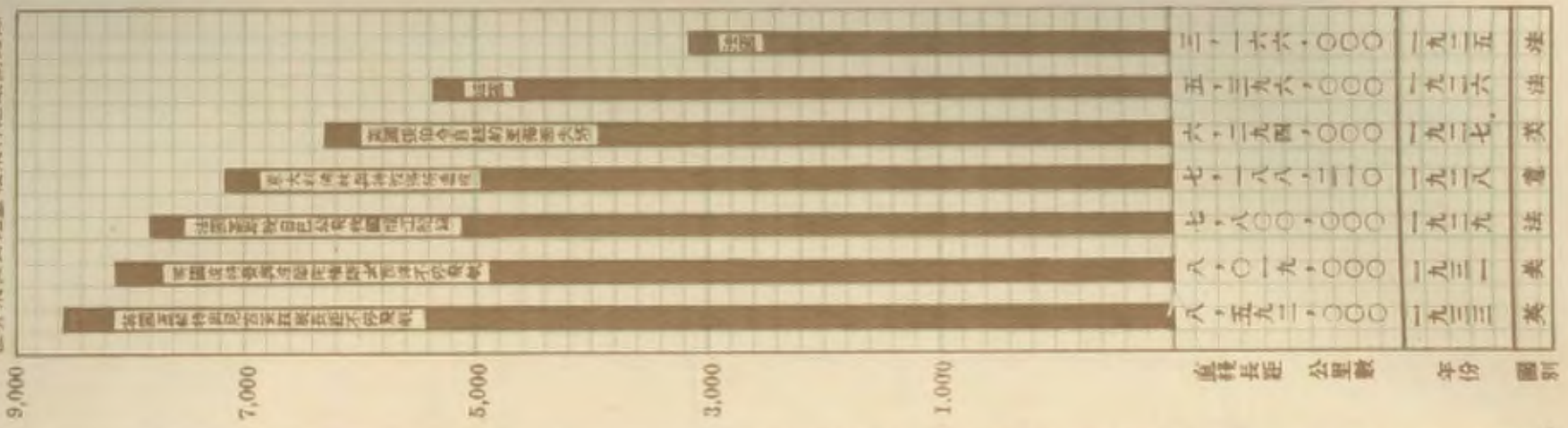
唱追悼哀詞



献花圈

致哀詞

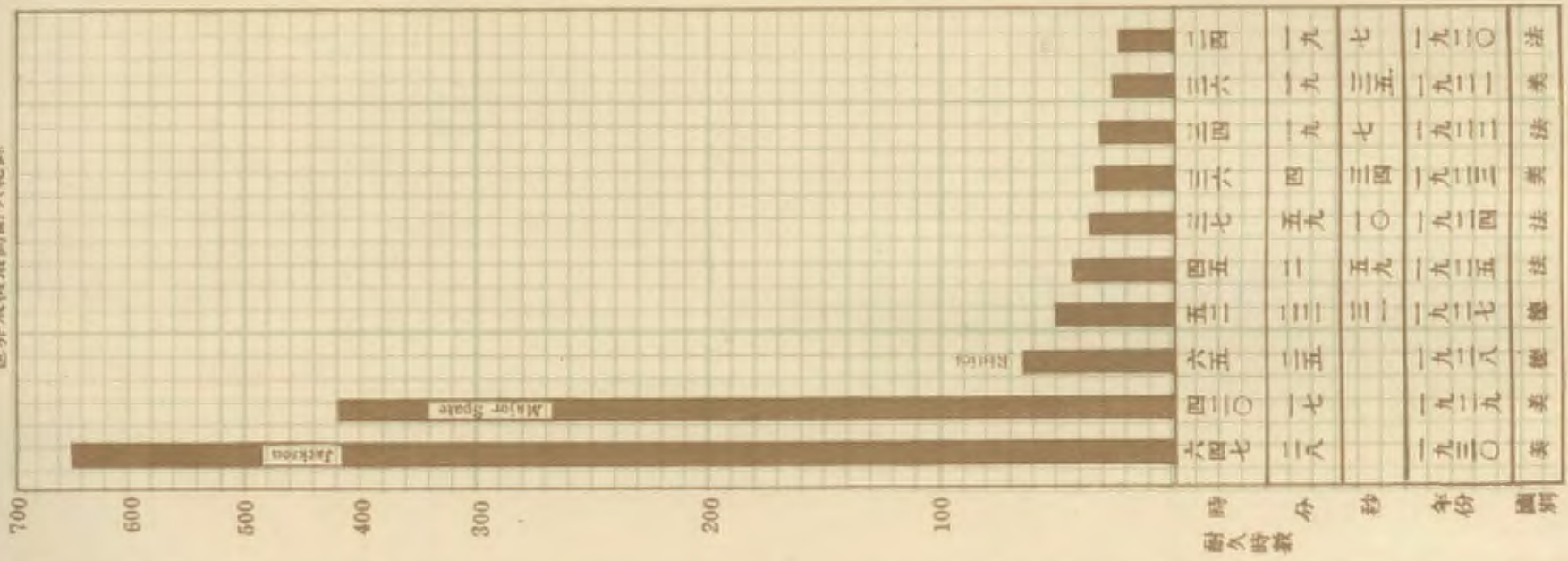
世界飛機長距離飛行之最高紀錄



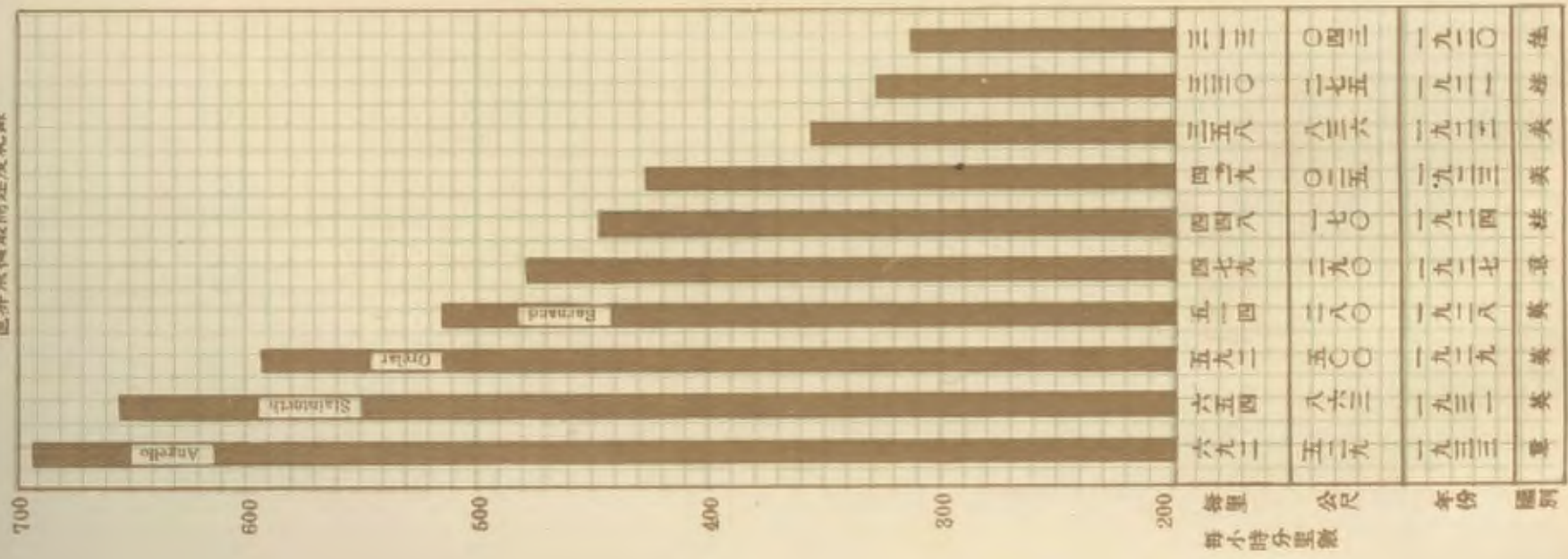
世界飛機高度紀錄



世界飛機最高耐久紀錄



世界飛機最高速度紀錄



科 裁 木 機



飛騰進化史



飛機演進史

昔人目觀青煙飄蕩天際，飛鳥迴翔空中，極爲驚羨，亦思凌虛御風，遨遊霄漢，動機既起，摹倣隨之，睥睨一世之航空器因以發明，惟青煙飛鳥昇空之性能各殊，其結果航空器遂判然不同，分爲二種：其一爲浮昇器，藉空氣之靜力而浮昇於空中者，如氣球氣艇是。其二爲飛昇器，藉空氣之動力而飛昇於空中者，如飛機飄行機等是。

浮昇器分氣球氣艇二種：氣球之發明，成於一七八三年法國蒙氏兄弟（Joseph and Stephen Montgolfiers）。氣艇有軟式硬式之別：軟式氣艇爲一八五二年法人極華（Henri Giffard）所發明；硬式氣艇爲一九〇一年德人徐伯林伯爵（Ferdinand Von Zeppelin）所發明，今世各國商用或軍用氣艇，皆屬此類。飛昇器有風箏飄行機撲翼機直昇機旋翼機及飛機等多種。飛機之種類頗繁，概分爲陸飛機水飛機兩棲飛機三種。飛昇器之研究，起源於十七世紀初葉，迨氣球發明後，世人以氣球爲航空唯一途徑，遂不復加以注意。十九世紀初期，蒸氣機發明，當時各國科學家致力於飛昇器研究者，頗不乏人，若凱雷（Sir George Cayley），若亨孫（W. S. Hensen），若斯屈林（John Stringfellow），若李林討（Lilienthal）輩，雖多中途試驗失敗，要其直接間接有助於飛昇器之發明者，未可磨滅！首先發明飛機成功者，爲一九〇三年美國賴侯脫兄弟（Wilbur Wright and Orville），蓋自十九世紀以來，歷經艱辛，近百年矣。

航空器自發明以還至歐戰前止，其時各國發明家意見紛歧，式樣迭出，進步甚尠，航空器之威力，尚不爲當時人士所重視，迨乎歐戰爆發，航空器始應用於戰爭上，因其成效卓著，各國航空器製造家，競事改良，以供軍用，四年之中，進步極速！迄大戰結束，曩昔專供軍用之航空器，多改作商業上運輸用，各國漸有專供商用航空器之製造，爲航空器用途別開生面，迄於今日，航空器在軍事上商業上交通上文化上之地位，益趨重要，文明福祉，廣被羣倫矣。

近代科學中進步最速者，首推航空器，以今視昔，不啻霄壤！各種紀錄！氣球昇空高度達十英哩半，飛機每小時最高速度爲四百二十六英哩，高度達四萬三千九百七十六英呎，不停飛航距離達五千三百一十九英哩，不加油滯空時間達八十四小時三十二分，環地球一週，僅需時七日十八小時四十九分，廣袤如太平洋，高聳如厄非爾士峯，均先後征服。航空器之研究改良，今日日新月異，二十世紀人類之舞台始將轉移於太空，航空器之威力可畏也夫！

楊英庭述



林羽



曹起成



康代光



歐陽績



文士龍



張新亞



劉漢東



柯嘯梧



潘學彰



王鈞泰



張 福



蘇 用 中



周 祖 達



朱 佩 箴



張 星 燧



朱 伯 亞



秦 家 柱



毛 琦



周 燕 詒



王裕屍



劉堅



刁泰貞



劉榮恩



鄒滌暄



李甘平



湯達明



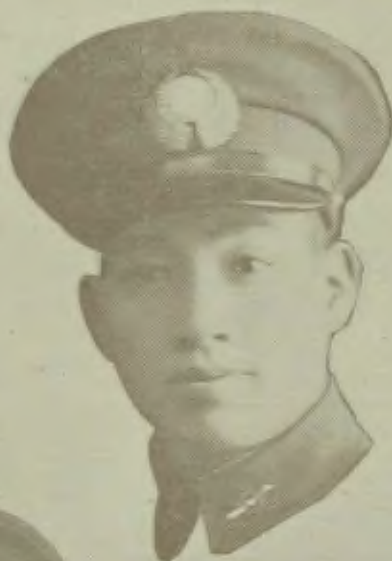
鄔顯模



李元炯



黃守基



黃秀書



蔡厚貞



楊英庭



楊濟煥



唐根



王宗寬



舒邦榮



鄭汝鏞

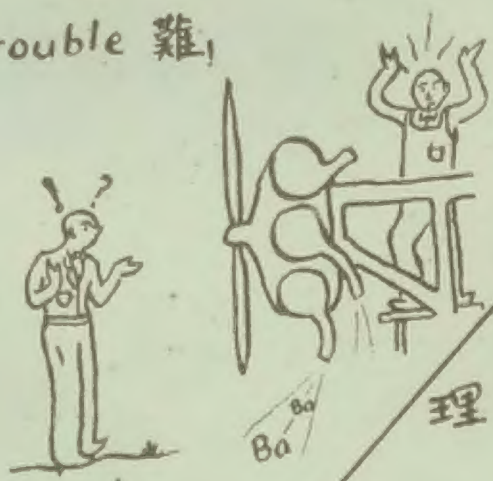
日本陸海軍飛行隊現有第一線飛機之性能

種類	名稱	特點	型式	乘員	發動機與馬力	翼展	長	高	全重 (磅)	速度 (每小時哩數)	上升速度(呎)
戰鬥機	海軍三式 (Gloster Gambet)		雙翼	1	Jupiter, 450	31' 10"	22' 4"		3,058	156	
	中島九〇式		"	1	" "	30' 10"	21' 7"	7' 5"	2,860	193	
偵察機	海軍一四一二式		雙翼	3	Lorraine, 450	46' 9"	31' 6"	13' 5"	6,050	111	
	海軍一五式		"	2	Hispano, 300	44' 7"	31' 6"	12' 2"	5,290	114	
	川西九〇式		"	3	Jupiter, 450	47' 10"	34' 10"	10' 2"	5,500		
	海軍九〇一二式		"	2	" "	39' 8"	29' 6"				
轟炸機	海軍一三式		雙翼	3	Napier, 450	45' 3"	32' 10"	11' 6"	6,270	125	
	海軍八九式		"	3	Hispano, 600						
巡航飛行及轟炸機	海軍一五式		雙翼	4	2 Lorraine, 450	103' 7"	49' 6"	18' 8"	12,815	89	
	海軍九〇一一式		單翼	6	3 Hispano, 700	98' 5"	68' 11"		26,400	137	
	海軍九〇一二式		雙翼	6	3 Rolls-Royce, 800	98' 5"	65' 7"		28,600	137	
戰鬥機	陸軍九一一式 (中島造)		單座	1	Jupiter, 450	36' 2"	23' 11"	10' 2"	3,300	200	16,400—10分
	陸軍九二式 (川崎造)		雙座	1	川崎 B.M.W., 500	31' 2"	23' 8"	10' 6"	3,740	205	16,400—9分
偵察機	陸軍八八一二式 (川崎造)		雙座	2	川崎 B.M.W., 500	49' 1"	37' 0"	11' 1"	6,270	143	9,840—15 ³ / ₄ 分
	陸軍九二式 (三菱造)		單座	2	三菱 Jaguara, 420	41' 8"	27' 11"	9' 9"	5,500	137	9,840—12分
轟炸機	陸軍八八一二式 (川崎造)		雙座	2	川崎 B.M.W., 500	50' 11"	37' 9"	11' 1"	6,820	130	9,840—25分
	陸軍八七式 (川崎 Dornir 式)		單座	5	二座川崎 B.M.W., 450	93' 6"	62' 5"	20' 2"	16,940	106	9,840—44分

未成業難



Trouble 難!



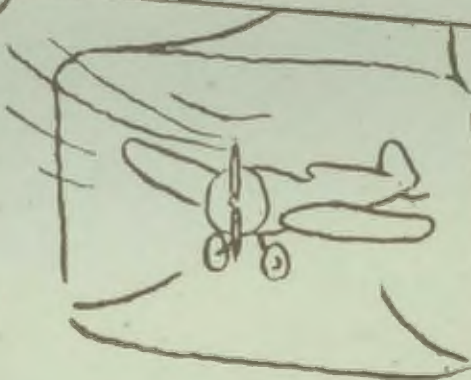
設計難!



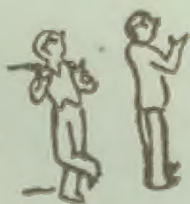
理論難!



製造難!



画图難! 難! 難!

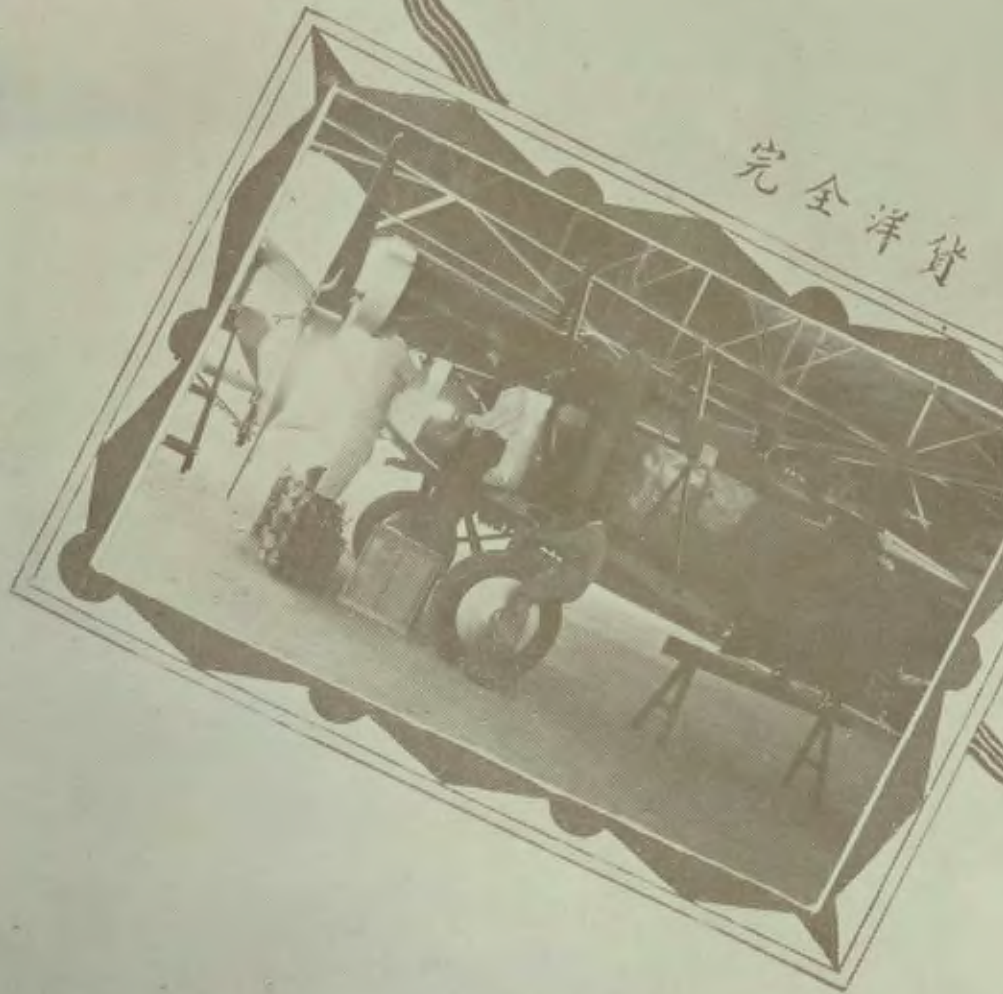
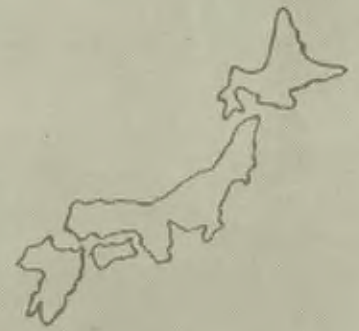




自造準備

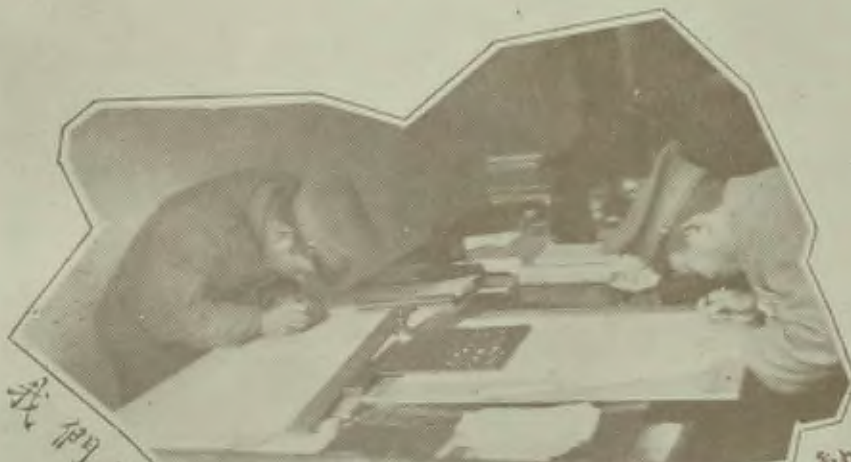


準備收復失地



完全洋貨





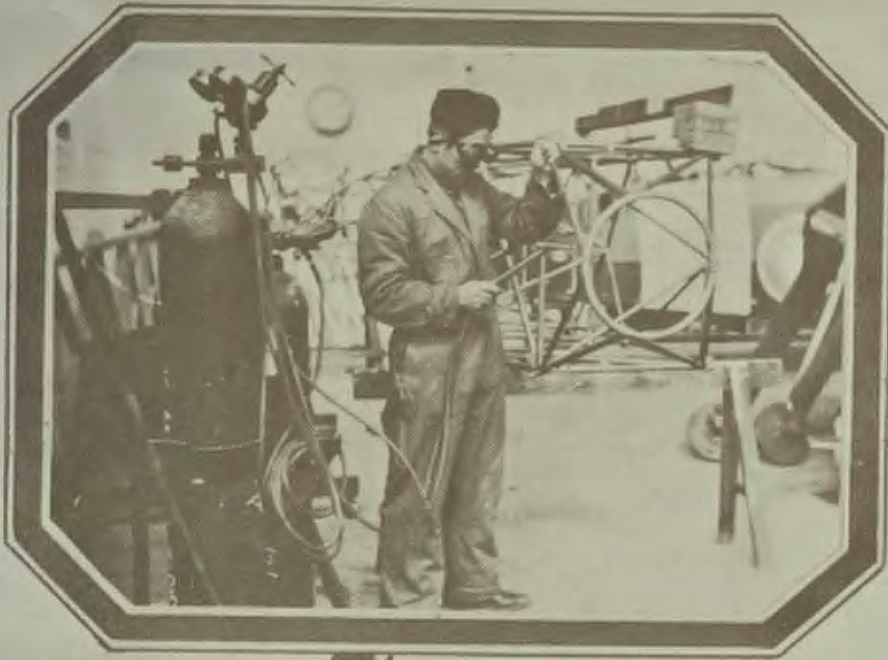
我們正在計畫一個三百五十匹馬力的發動機！



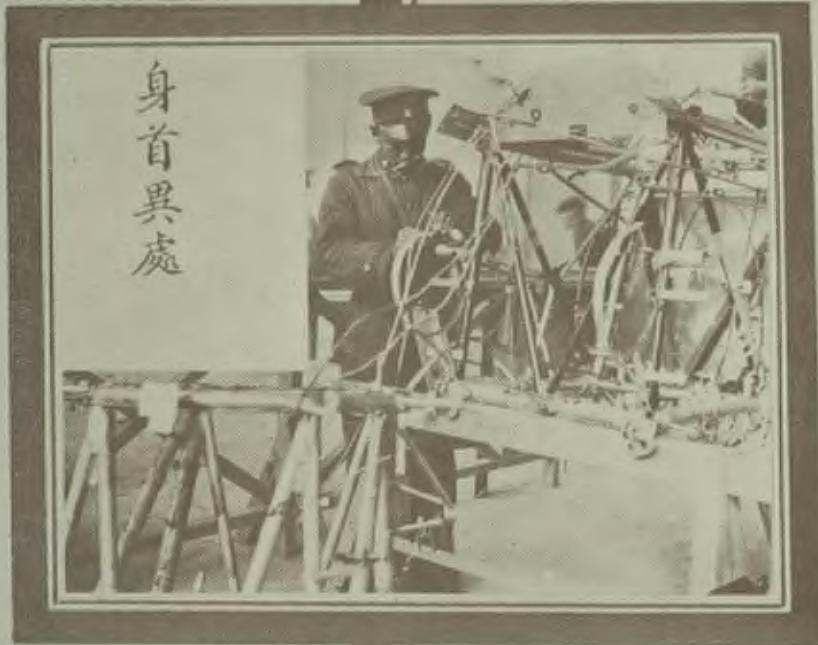
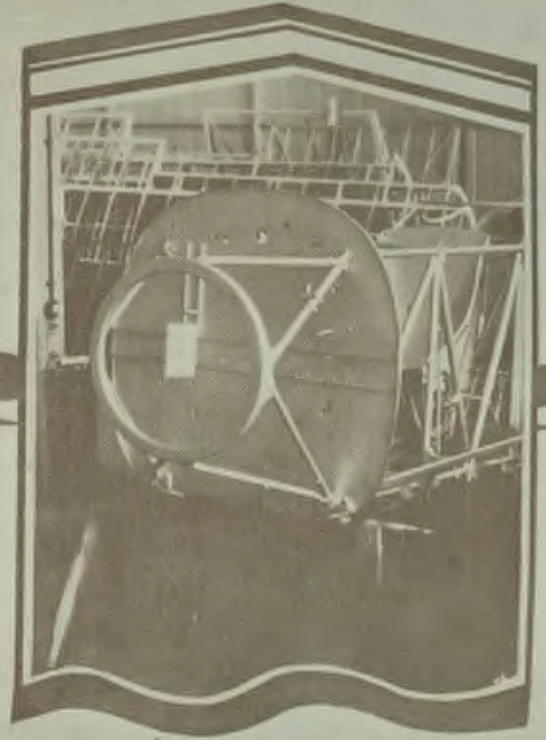
盡忠我們的校長 蔣委員長！



每週一次的閱兵禮！



醫生



身首異處

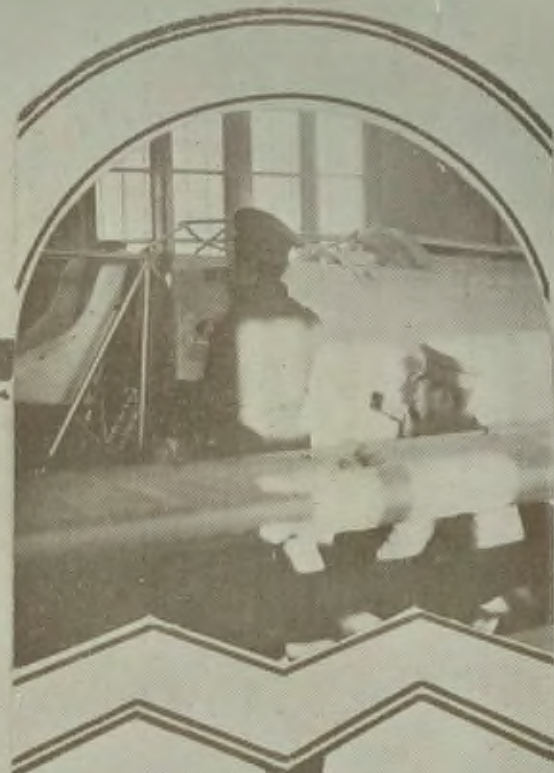
拿大鼎



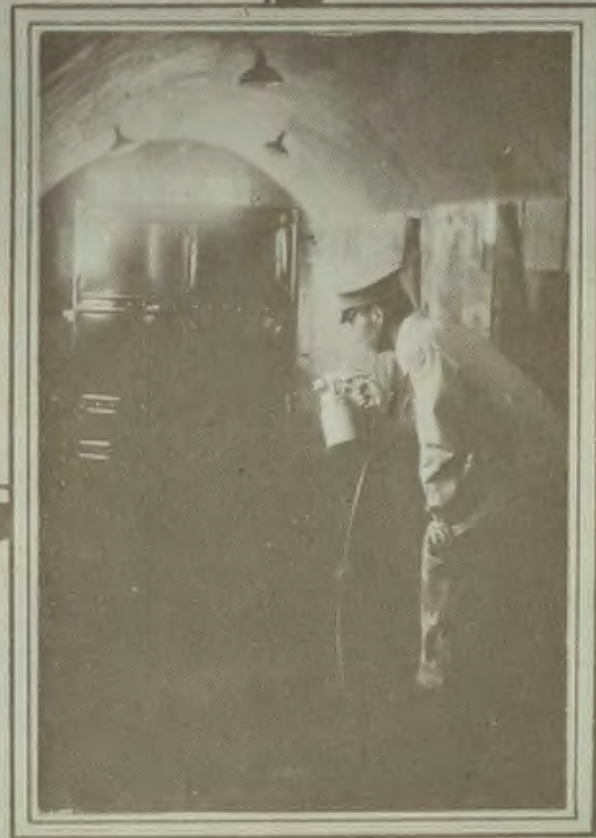
五人同心！



慢慢教



油箱穿外衣！



起死！

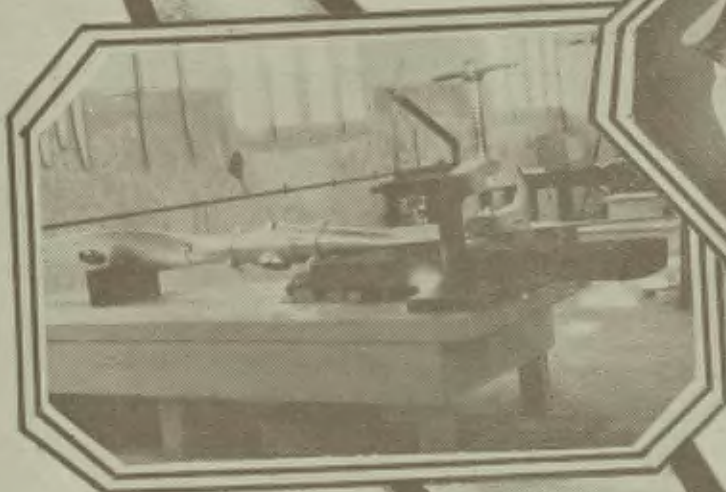


回生！

受洗禮



使你成為正直的人



給你嚴格的教育



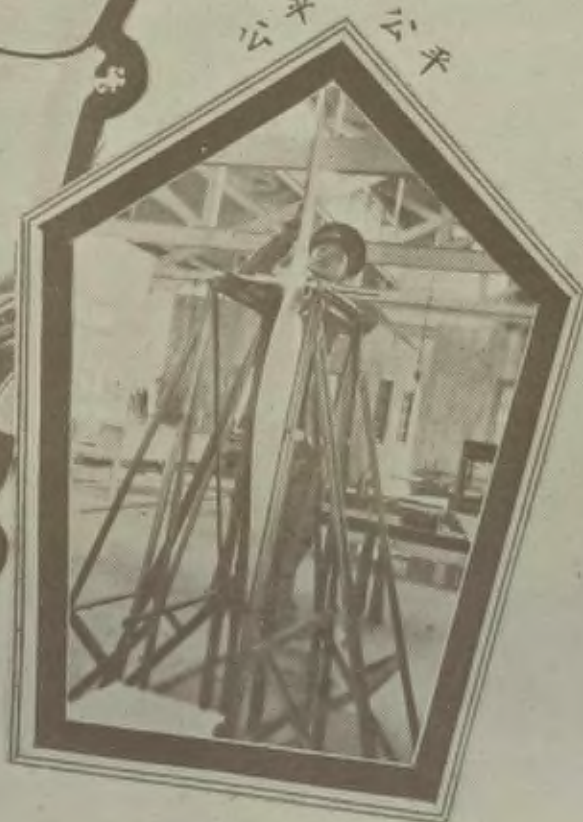
彎腰駝背

受 檢 查

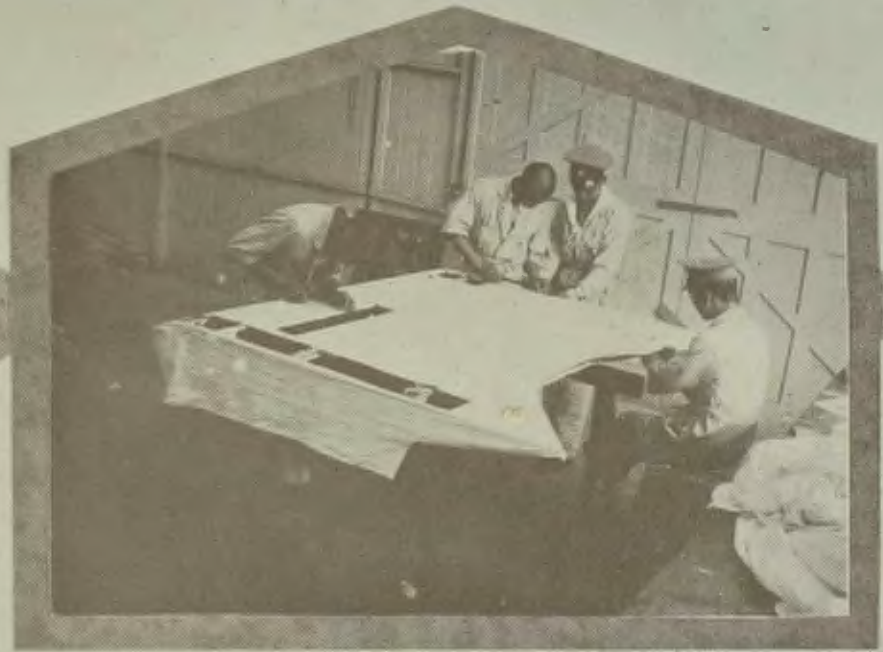


試 試

公 平 不 公 平



趾 高 氣 揚



拉緊點！釘牢些！

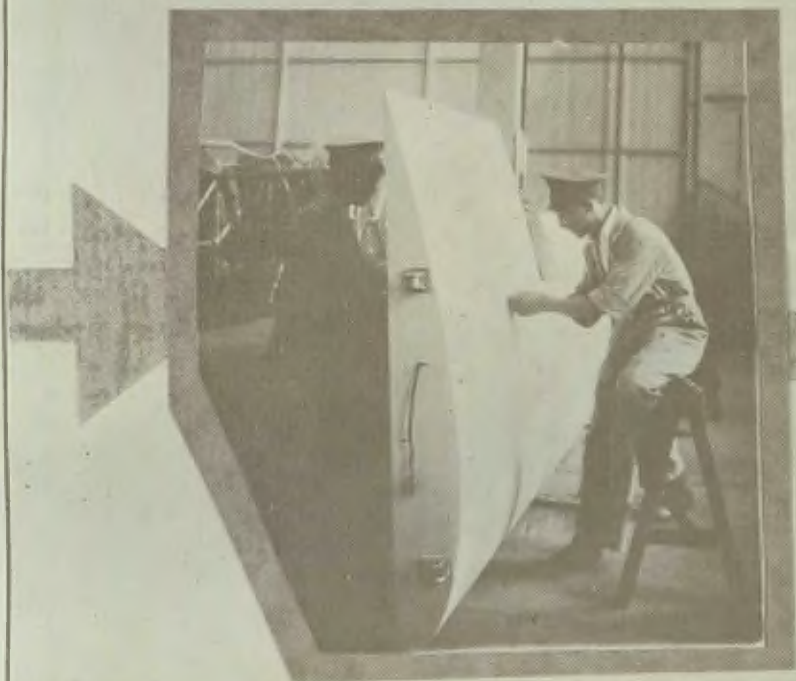


不要緊，咱們修！

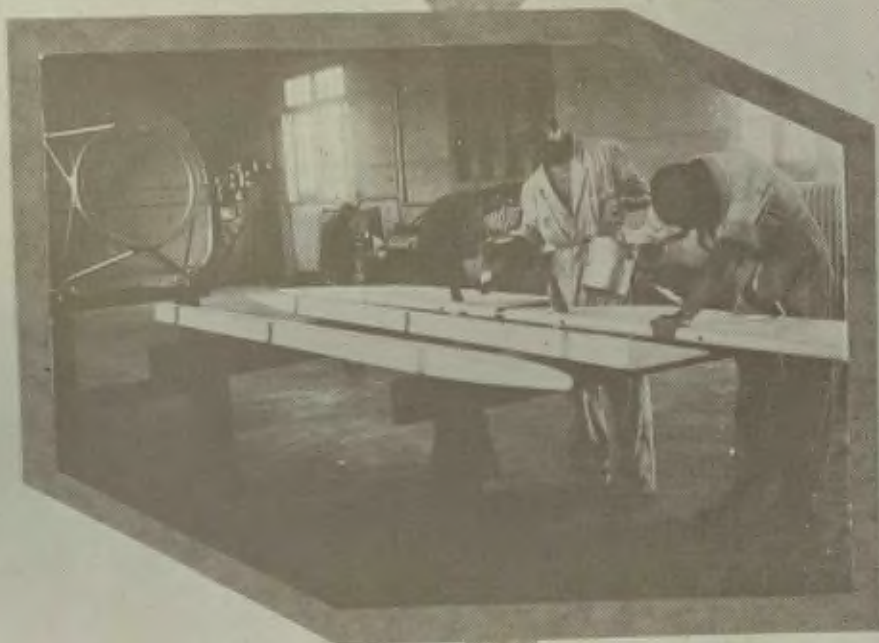
壞翼膀，真可惜！



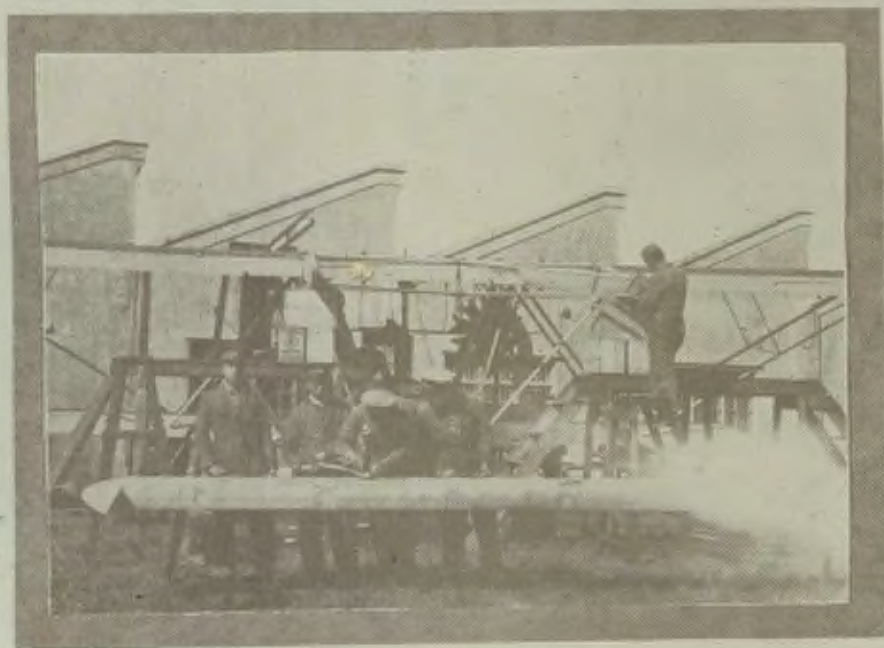
靠邊，還要靠邊！



Dope 第三層 →

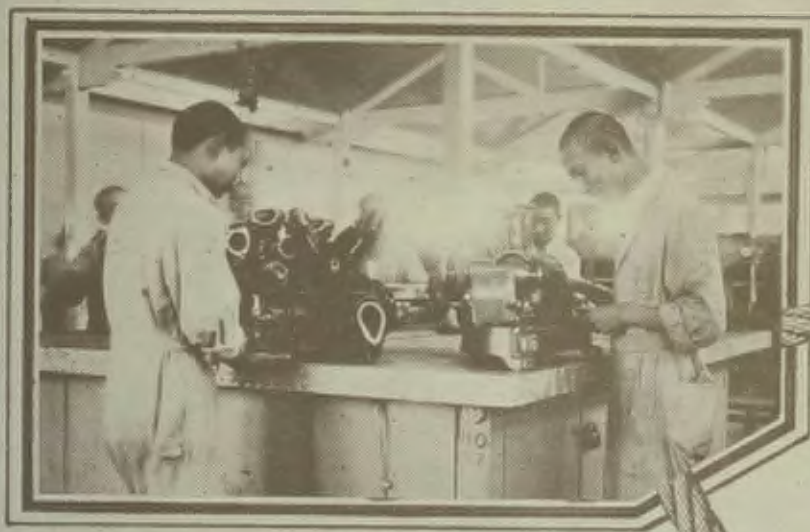


快咧！裝上去——冲天！





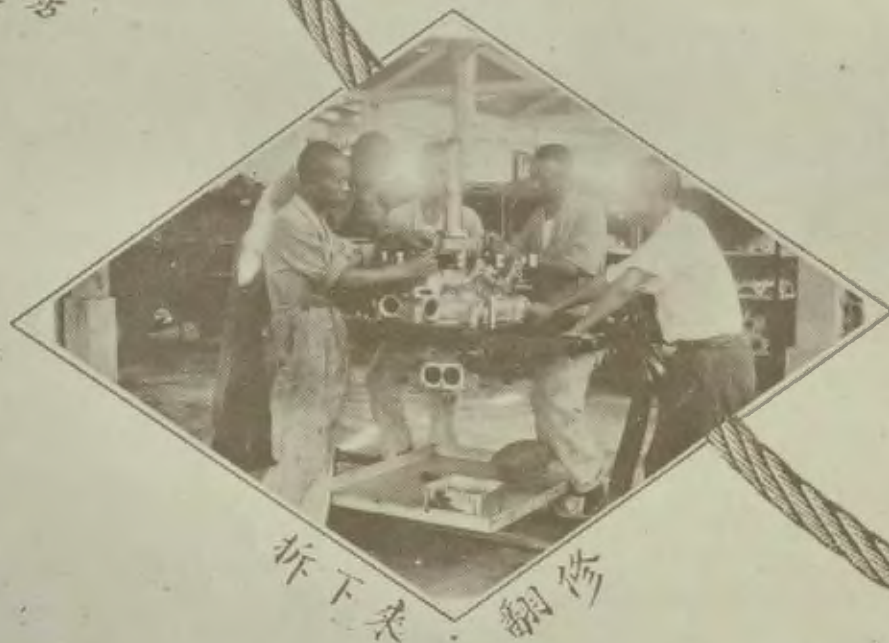
磁電機、汽化器，
要細細地檢查。



汽門不漏氣，笑嘻嘻！



比括汽缸，好多吶！！



拆下來，翻修

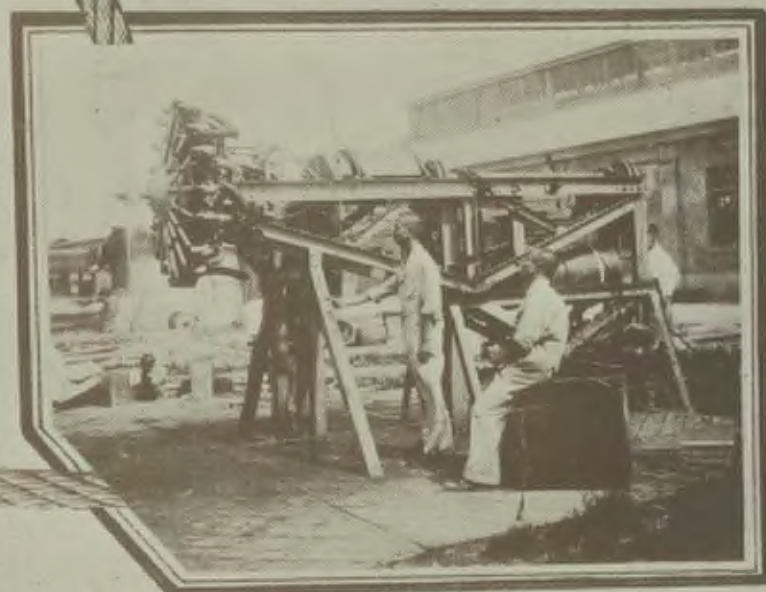
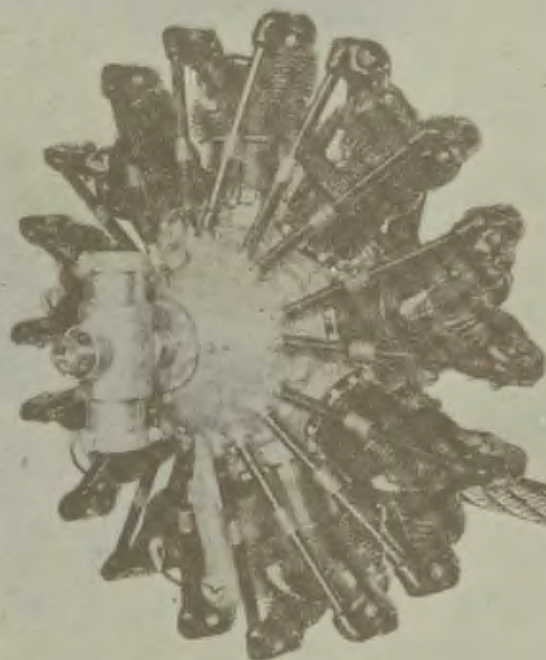
記住：先裝第一號汽缸



正好 85 ft.-pd.



Timing 準確，
機器莫話說！



聲音巧，爆發好，熱天涼爽，冬天可受不了！

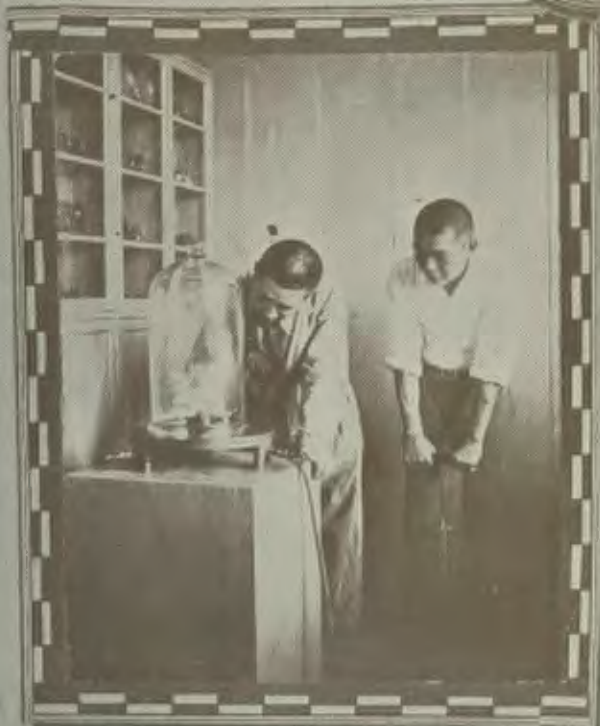


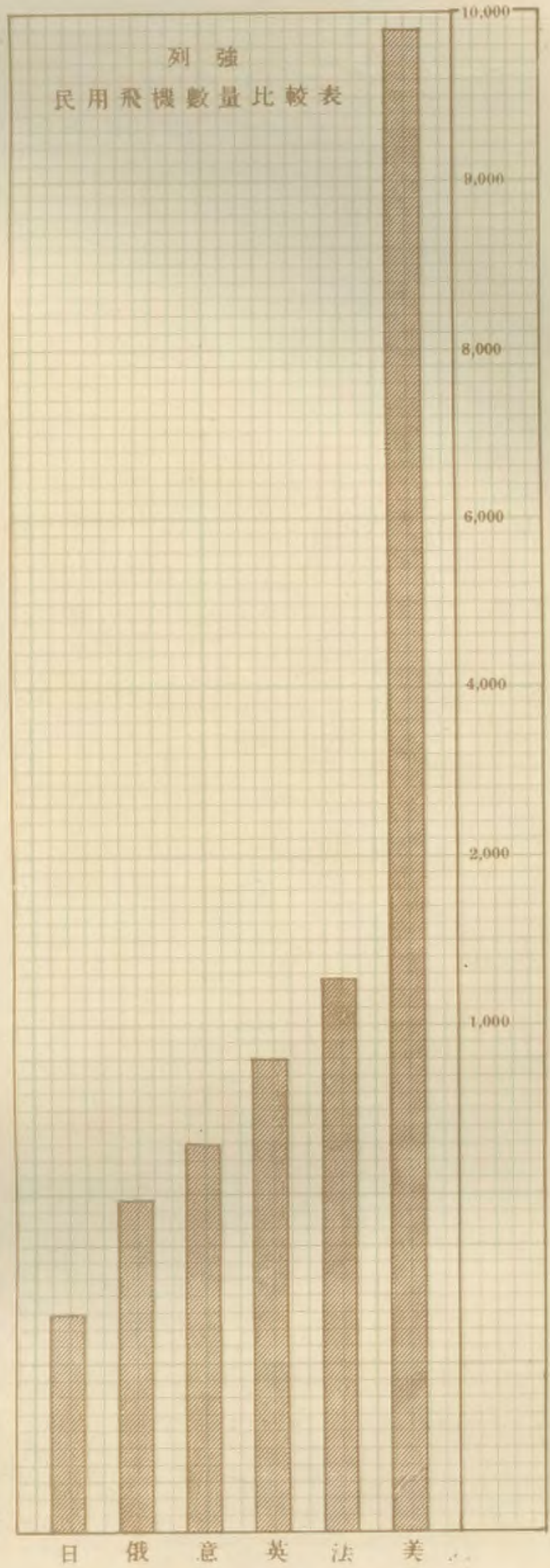
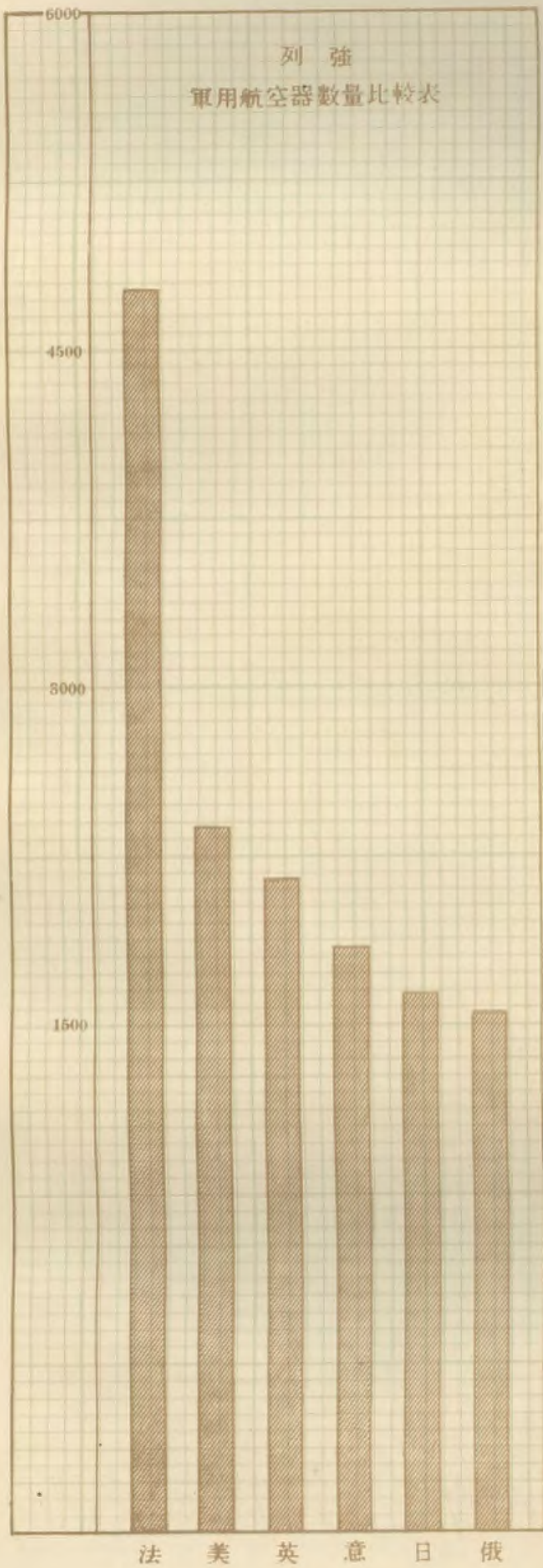
「快」



「費勁！」

「高度表，
不怕空氣少，
空氣少，
我就更會跑！」





For the Consideration of

Central Aviation School Students

THE FASTEST AND FINEST FIGHTING AIRPLANE



THE CURTISS WRIGHT A-12 - - 225 Miles per Hour

The United States Army has recently purchased 46 of these fighting planes. Because of its five machine guns and large bombload this formidable aerial weapon has come to be known as the

FLYING FORTRESS

INTERCONTINENT AVIATION INC.

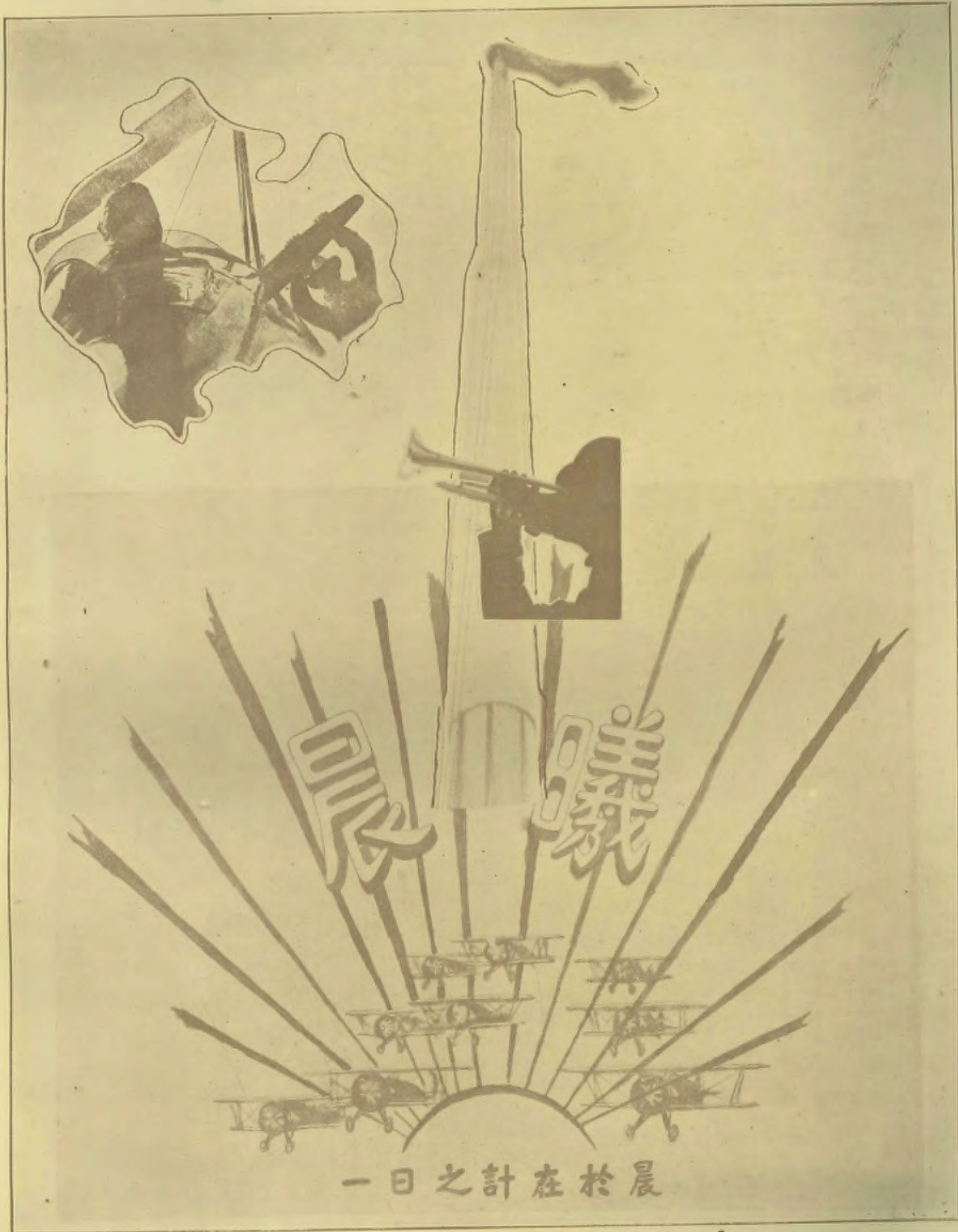
351 Hamilton House

Shanghai

Tel. 13070-14079



此
页
空
白



一日之計在於晨



內務內務又內務
 壹天三次喊內務
 學生皺眉整內務
 隊長拼命查內務



內務乃本校教
 育之一種請注
 意其清潔，
 整齊及劃一
 之一班



On the Sikorsky





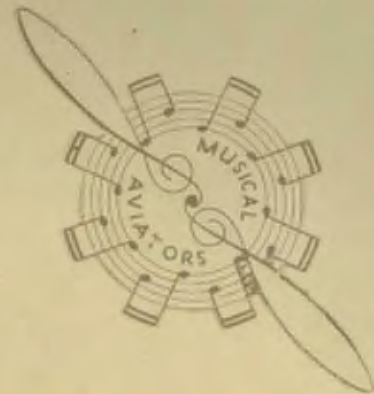
太陽她記得

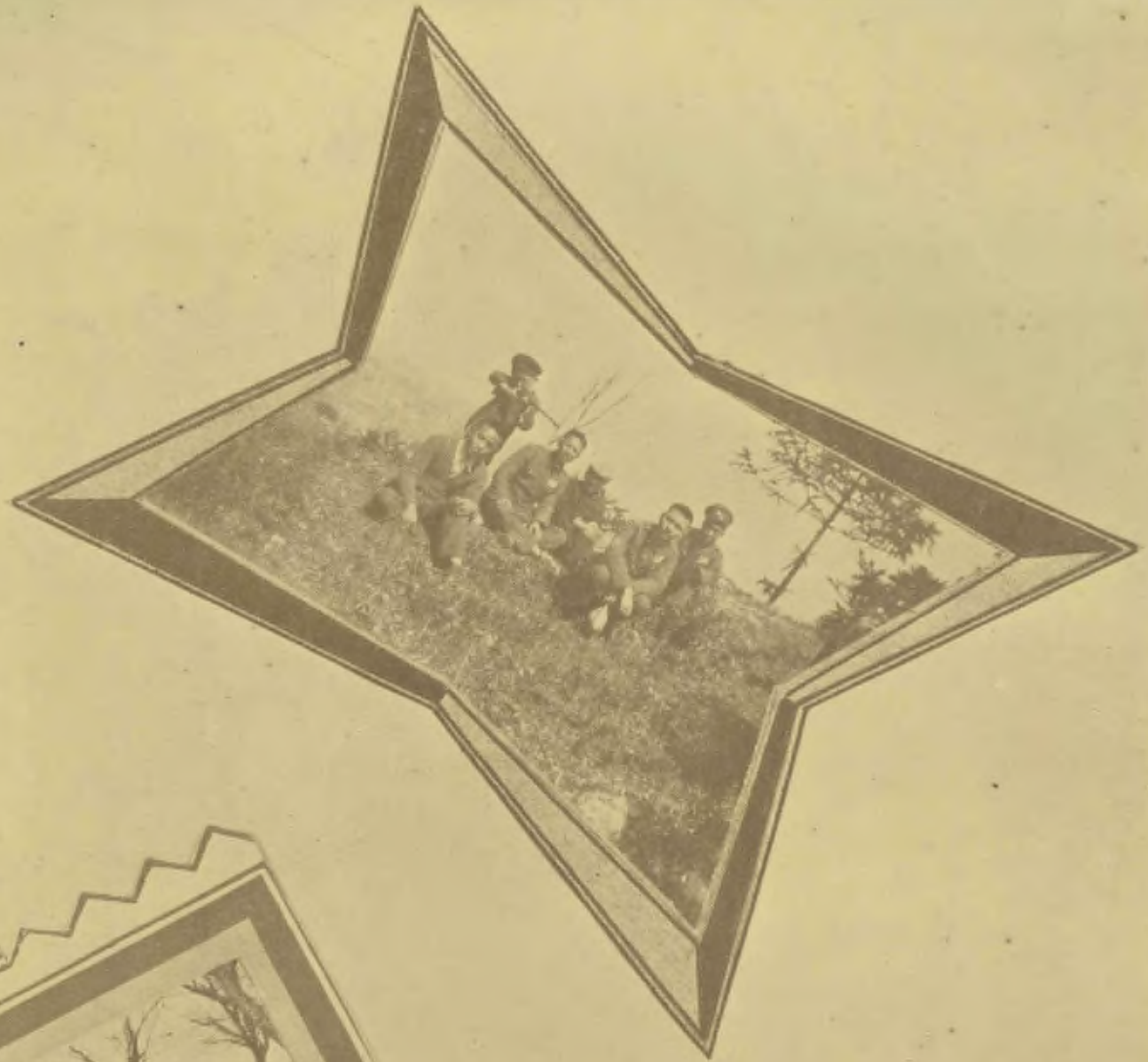


Goal Keeper



九溪十八澗





密月



西子湖畔之
航空亭

自修



遊

玩

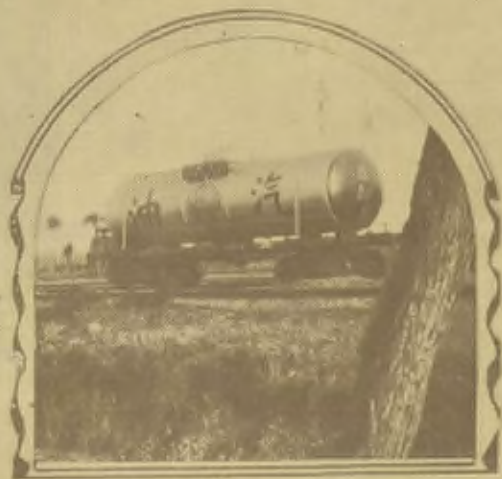




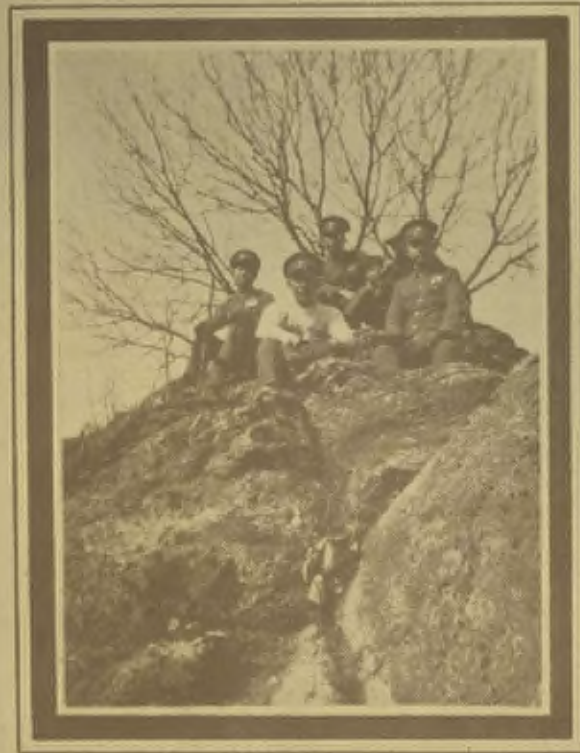
雞窩



黑臉望眼欲穿



♪
 ♪ ♪ ♪ ♪ ♪
 If you haven't got bana-na



風流雅士!?





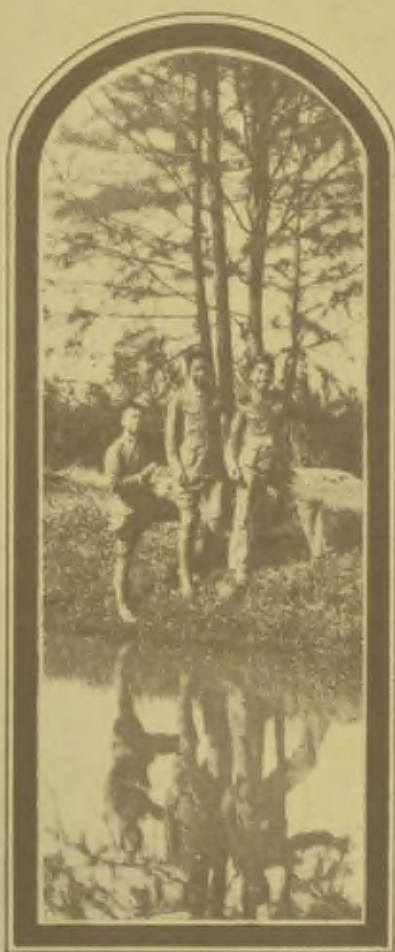
半山遊





*Waiting
patiently*

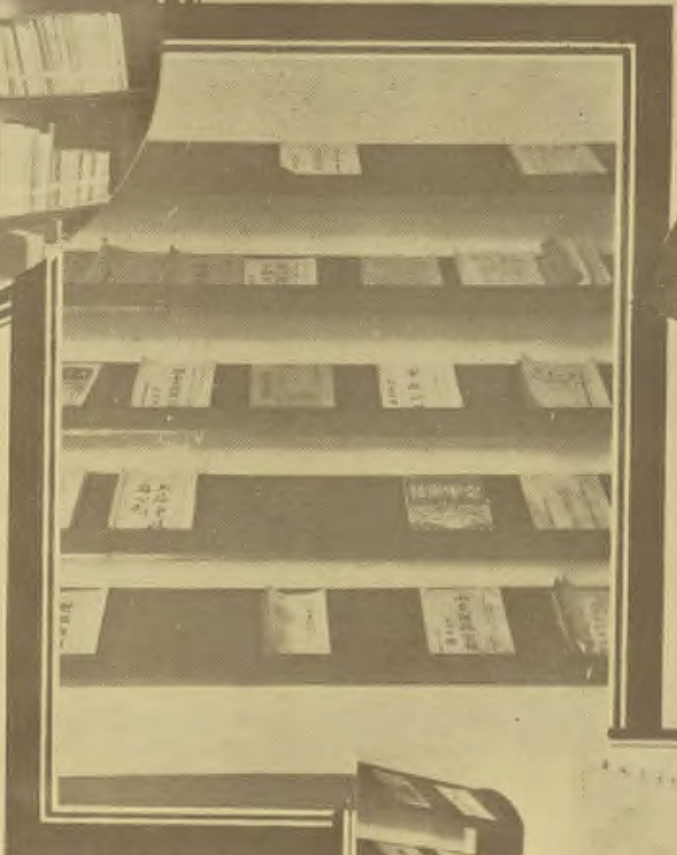




不小心皮股痛





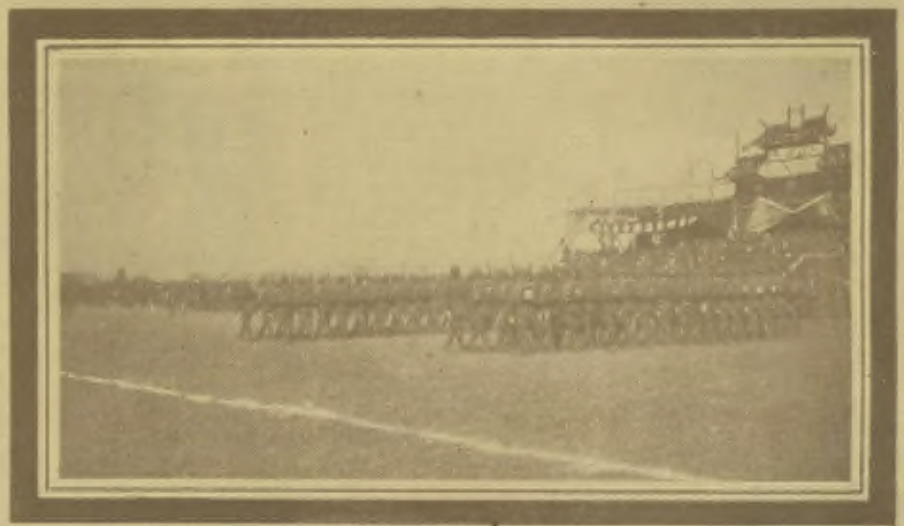
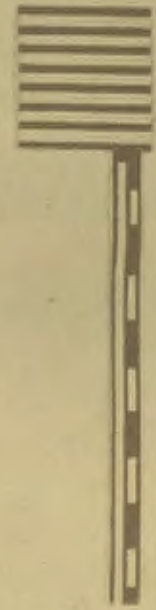


遊山玩水



黃埔號

命名麟爪



浙江救國號飛機

今晨舉行命名禮

中央改派省執委葉湖中代表參加

擲瓶者爲葉湖中夫人徐君裁女士

歡迎各界人士踴躍參加

今日(十八日)上午九時
、本省各處反日會所集款
項購買之「浙江救國號」飛機



署長之神氣



罪何與結



歸隊



機場一瞥



航空救國
孫相崗



獻花女



鐵
鳥

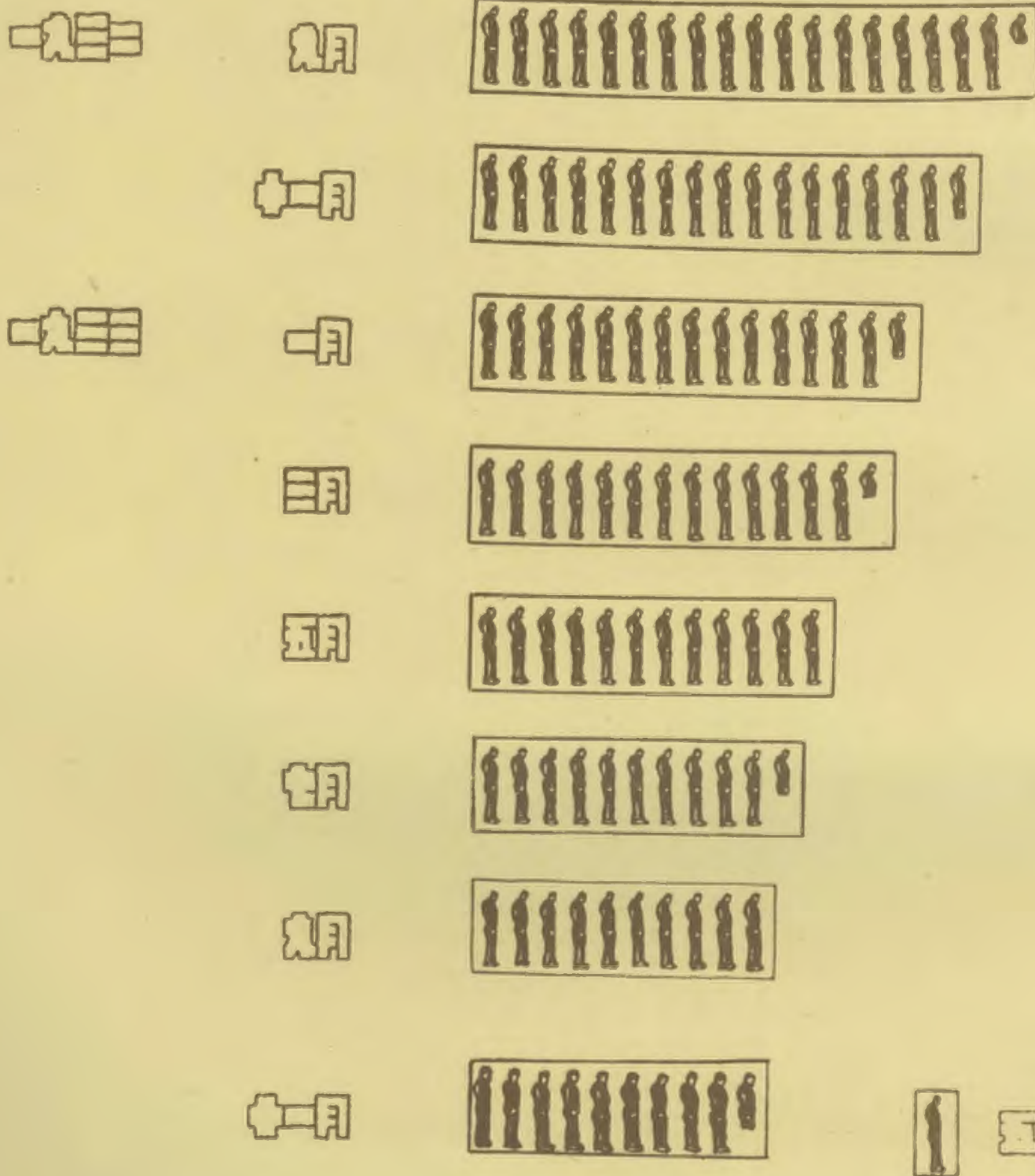


女主角——陳燕燕



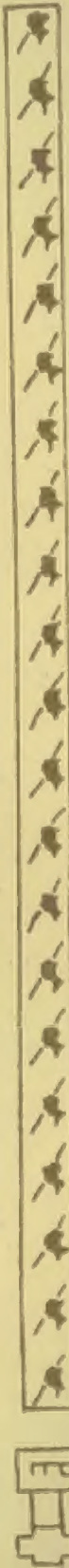
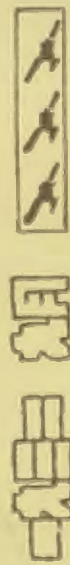
新行學堂圖成

1912-1913



本坡新山增知亭

1931年7月31日



五打五架



STRUCTURES



LUNGKAIHO BRIDGE, KIUKIANG

FABRICATED
STEEL
STRUCTURES

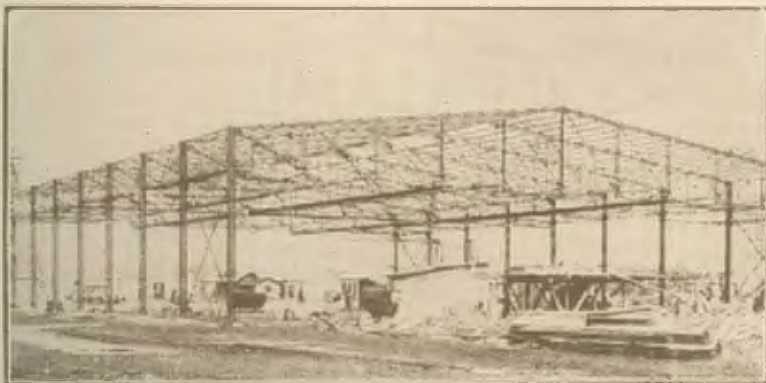


CHAPEI POWER PLANT, SHANGHAI.

REINFORCED
CONCRETE
CONSTRUCTIONS



95000 GALLON TANK
CANTON WATERWORKS



AIRPLANE HANGAR 150 FT. BY 120 FT.
BUREAU OF AERONAUTICS, SHANGHAI



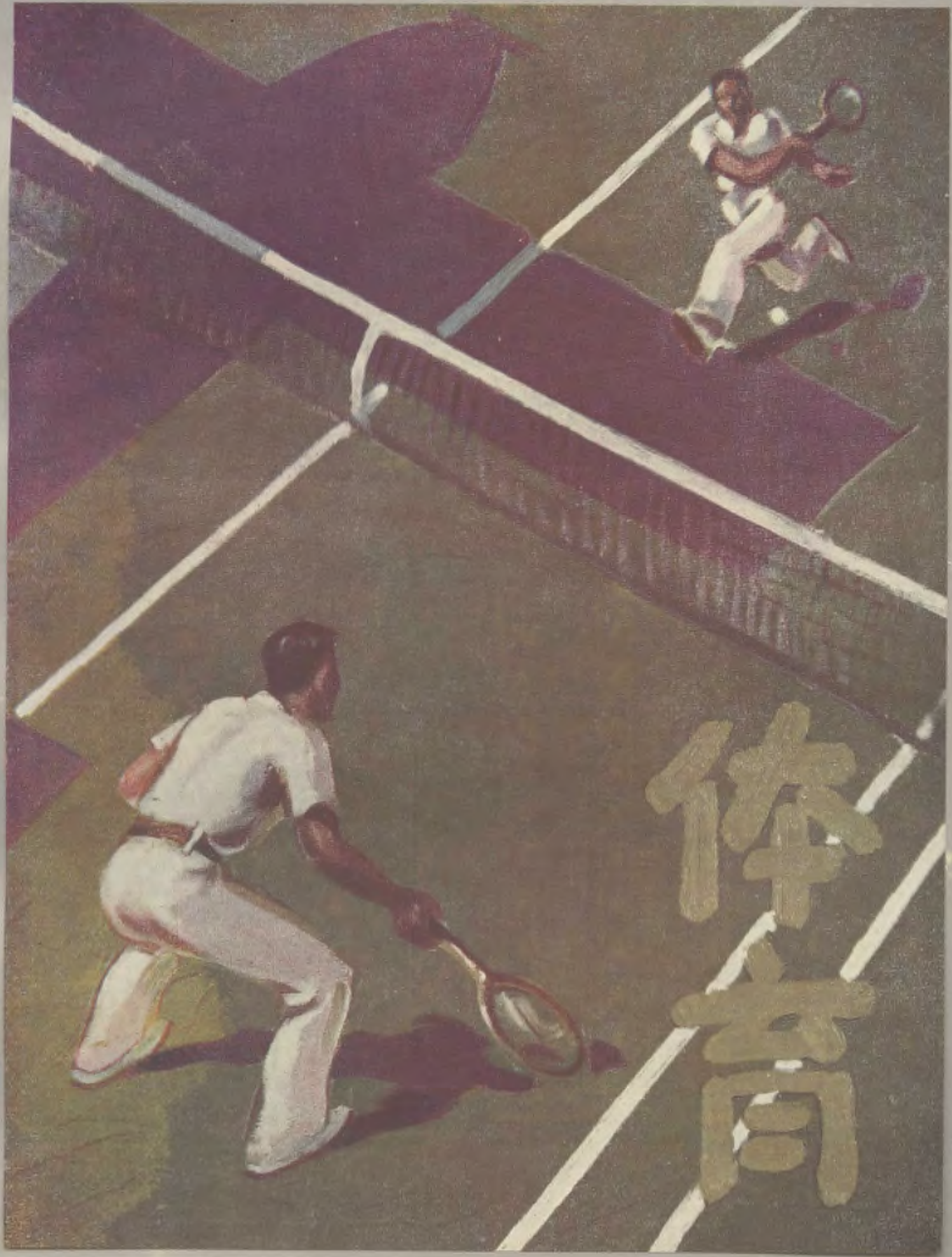
AIRPLANE HANGAR 300 FT. BY 150 FT.
CENTRAL AVIATION SCHOOL, SHIEN CHIAO

行 洋 昌 慎

ANDERSEN, MEYER & COMPANY, LIMITED

HEAD OFFICE: SHANGHAI

BRANCH OFFICES AT: CANTON, HONGKONG, HANKOW, TSINGTAO, TSINAN, TIENTSIN, PEIPING, MUKDEN



此
页
空
白

內外體育界，表示十分的感謝。

航空署葛署長演說辭

主席，各位來賓，各位同學：今天舉行浙江第三屆全省運動大會，鄙人得躬逢其盛，中心殊覺愉快。大凡一個國家，可以存在的，必有其存在的條件；條件為何？即為國民的健康。一個國家達到國難臨頭的時候，大家必然想到國防的重要，但國防是需要長期準備的，不是臨時的呼號練兵，所能應付的。國防的基本條件中，最重要的，就是國民要有健康的體格。譬如我們空防有飛機，陸上有鎗炮，若沒有國民健康的體格，也是徒然的。所以鄙人覺得對於本會的意義，在此國難嚴重的時期，尤其值得

第一日田徑賽決賽成績

昨日田徑賽決賽項目十一項，大學專門組一百米，二百米，四百米，八百米，一千六百米，三千二百米，五千六百米，一萬一千二百米，二萬二千四百米，四萬四千八百米，八萬九千六百米，十六磅鉛球，民衆組及男子高級組十六磅鉛球，女子高級組八十米低欄均破全省紀錄，成績殊屬可觀！四百米成績與全國紀錄接近，尤為難得。成績分誌於左：

大學專門組

- 一百米 十二秒
- 二百米 二十四秒十分之三
- 四百米 五十八秒
- 八百米 二分十六秒五分之三
- 一千六百磅鉛球 九米二三

昨日破全省紀錄之六項成績

- 男一百米 十二秒
- 男二百米 二十四秒十分之三
- 男四百米 五十八秒
- 男八百米 二分十六秒五分之三
- 男一千六百磅鉛球 九米二三
- 女八十米低欄 十七秒十分之六

第一日團體操表演情形

上午九時

本屆所造成之新紀錄
 十一秒十分之七
 二十四秒
 五十四秒五分之二
 二分十五秒五分之四
 九米七一
 九米六〇
 九米四二
 十七秒

打破紀錄者
 陳漢章(航空)
 陳漢章(航空)
 陳漢章(航空)
 蔡以琴(航空)
 袁和(航空)
 統濟(二區)
 楊爾(浙大)
 阮慧元(一區)
 初中表演徒手操，隨

注意

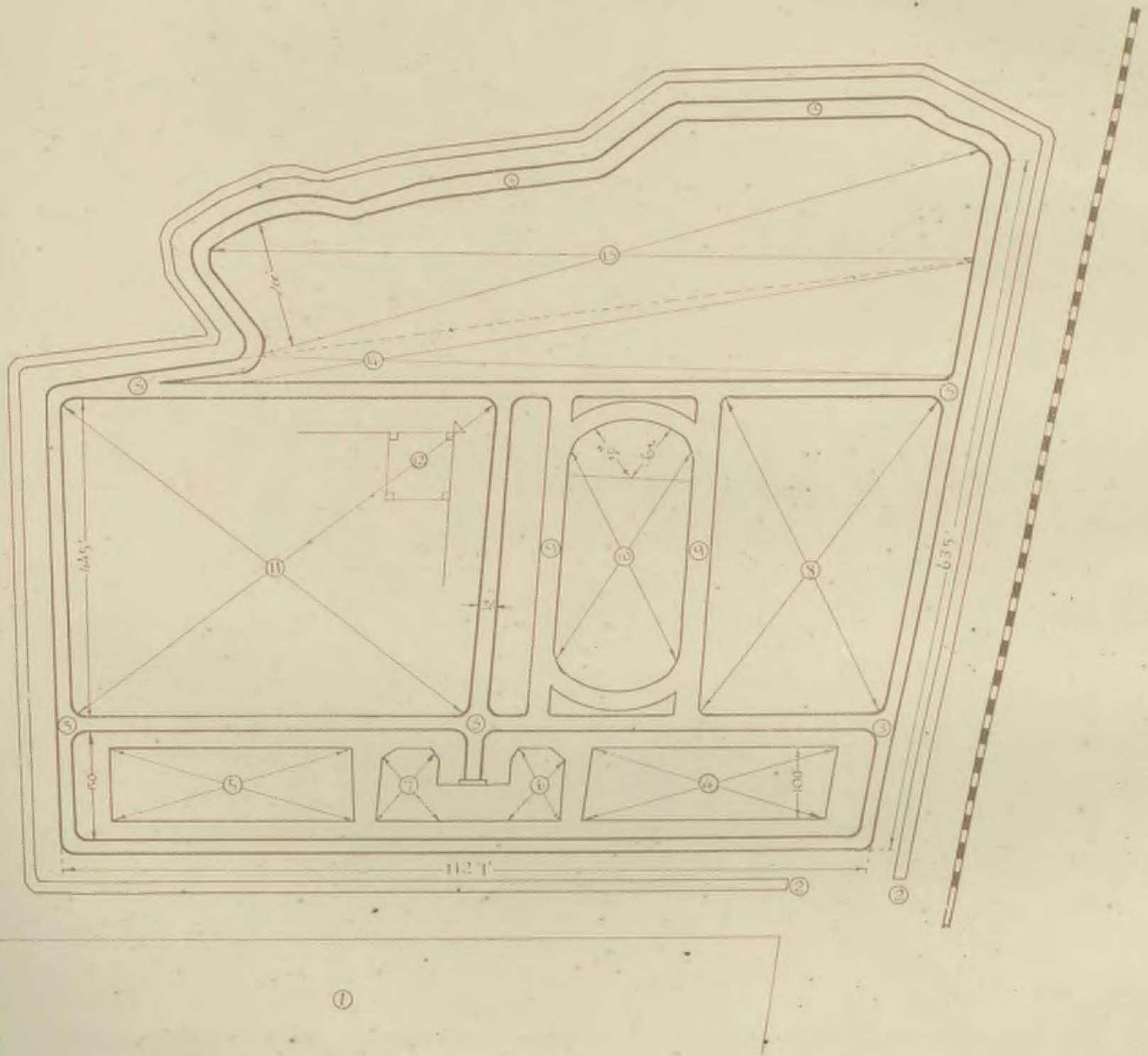






大運動場之平面圖

- | | | | | | | | | | | | | | |
|-----|----|-----|-----|------|----|-----|-----|-----|----|----|---|----|----|
| ⑭ | ⑮ | ⑫ | ⑪ | ⑩ | ⑨ | ⑧ | ⑦ | ⑥ | ⑤ | ④ | ③ | ② | ① |
| 俱樂部 | 花園 | 排球場 | 足球場 | 田徑賽場 | 跑道 | 器械場 | 游泳池 | 體育館 | 球場 | 球場 | 路 | 水溝 | 校舍 |





哥哥
不比
我
高
呀！



醒村兒童之樂園



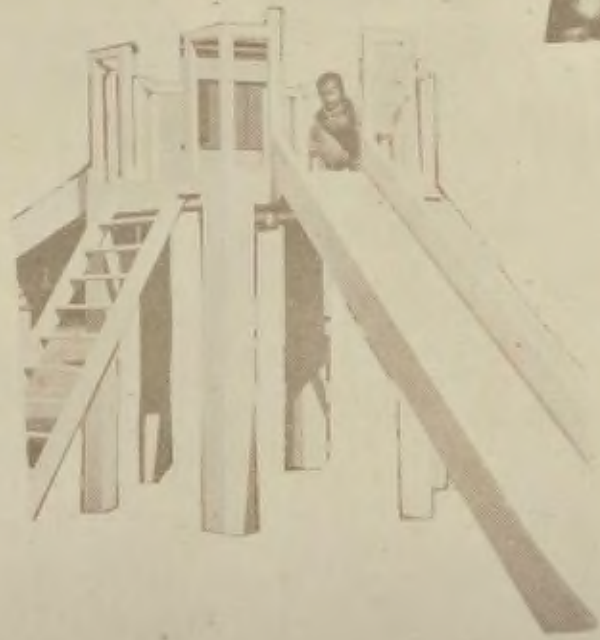


結果如此！



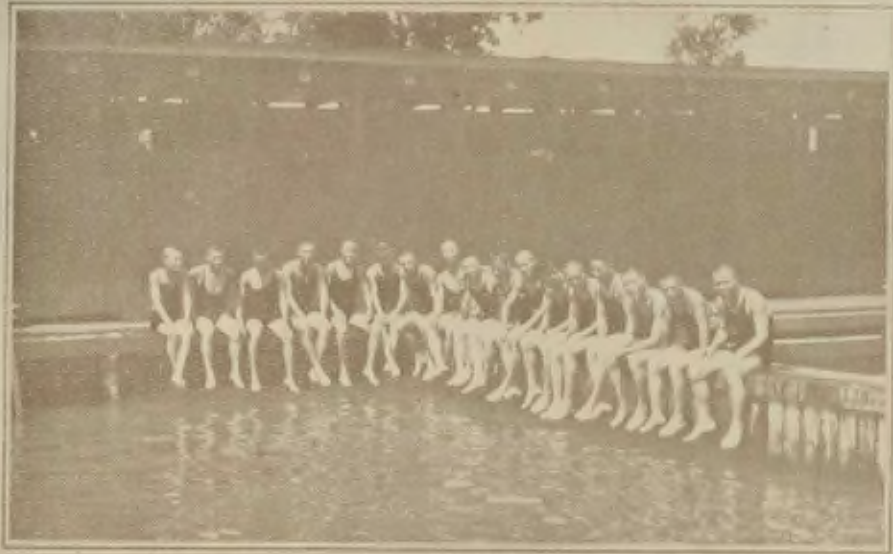


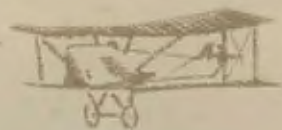
糟糕



在樂園裏







Turn



Zoom



Dive

HOSKEN TRADING COMPANY, Inc.

上海美商
郝思根洋行

133 YUEN MING YUEN ROAD
SHANGHAI, CHINA

圓明園路
一三三號

飛行地圖，測量器及航空一切器具



經售各式軍事飛機，飛行照相軍用品，

LOCKHEED "ELECTRA"

Exclusive Representatives for

Lockheed Aircraft Corp.

Manufacturers of ELECTRA · ORION · ALTAIR · SERIUS · VEGA · AIRPLANES

Fairchild Aviation Corp.

Military Photographic Airplanes

FAIRCHILD AERIAL CAMERA CORP.

Aerial Photographic Equipment

FAIRCHILD AERIAL SURVEYS CORP.

Aerial Mapping and Surveying

Also Representing PIONEER INSTRUMENT COMPANY

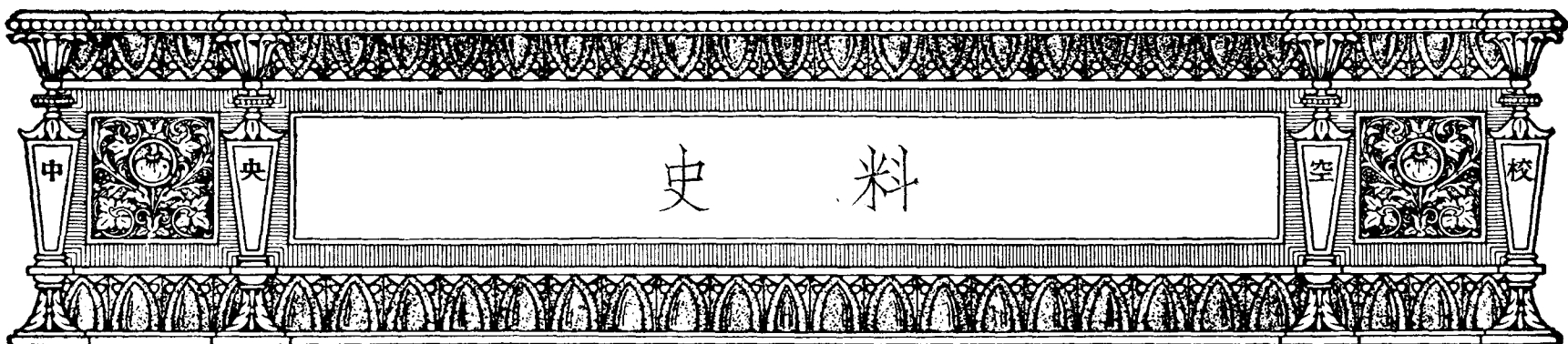
Aerial Navigating Instruments



文庫

文字目錄

	頁數
1. 史料	
我國航空現狀 歐陽績	139
世界航空年表 楊英庭	141
列強空軍發展之概況 新鏞	155
2. 論著	
設立航空製造工廠之必要 湯達明	166
對於本校屢次招生的感想 劉福洪	168
防空實施 賴遜岩	170
3. 機械	
製造飛機國產材料概況 文上龍	175
飛機之性能 鄒滌暄	184
飛機構架力之分析 曹起成	191
飛機設計之一斑 歐陽績	201
螺旋槳之設計原理 張新亞	206
馬力變化與高度之關係 康代光	221
接壓器與接壓裝置之討論 黃守基	226
空中安全之探討 楊英庭	243
橫平飛行及滑翔之氣動力學研究 黎厚植	249
開縫翼 湯達明	253
可收縮之起落架 朱佩發	261
鴨型飛機 劉堅	270
航空工程材料白克來之性質與用途 潘學彰	274
飛機螺旋槳及水冷式發動機之檢查與維護 毛琦	279
飛機之硬殼機身概述 潘學彰	283
飛機設計中縱長安定之研究 鄒汝鏞	294
4. 設備	
保險傘及其用法 蔡錫昌	307
機槍瞄準器 康代光	320
飛機前座機關槍之校準法 劉堅	331
落地照明彈 王宗寬	333
寇蒂斯飛機機關槍協調機之動作與裝置 鄒滌暄	335
5. 飛行	
長途航行法大要 方長裕	339
高空的探討 曾鎮南	358
未起飛前應有之檢查 武維志	366
從歸德飛到蚌埠 蕭作楫	368
單獨戰鬥術 劉粹剛	373
6. 文藝	
獻詩(贈給空軍戰士) 周達	381
戰歌 威廉	382
奇蹟 湯下生	382
國魂 彭允南	385
初夏之晨 曹起成	391
父親 鄒滌暄	392
失蹤 呂周	395
7. 紀事	
當我第一次爬進飛機 卜生	398
南京回憶 文上龍	400
從杭州到洛陽 韓文炳	402
從死傷裏逃出 卜生	410
飛行人的迷信 孟廣信	416



我國航空現狀

歐陽績

我國航空，萌芽於遜清末葉，光緒三十四年，日本山田式氣球為我國江蘇湖北直隸等省陸軍購用；辛亥革命後，武昌都督府組織航空隊，有法國桑麻式飛機二架，是為我國航空隊成立之始，嗣後北洋政府屢圖發展航空事業，借款購機，設校建廠，固已於航空事業，粗具規模矣。無奈歷來政府當軸軟弱無能，於防空大計，既無一定之方針，而跋扈軍人又復購機置器各自為政，致使十餘年來之航空建設，僅有形式上之點綴，而無絲毫之成績，惟時本黨在南方所組織之革命政府，雖在艱難困苦之中，於航空發展，迄無少懈，此不得不謂為航空救國之一綫曙光也。及至十七年國民政府奠都南京，軍事委員會航空處於是年十一月改組為航空署，整理全國軍用民用航空，然彼時僅有飛機一二兩隊。十八年西征戰役結束後，將原隸第四集團軍之飛機兩隊，改編為軍政部航空第三四隊，後又增編航空第五隊。十九年閻馮戰役發生，續編航空第六隊，並擴大編制，每隊分成三小隊。二十年四月，續組航空第七隊，各隊成立後，討逆剿匪，南征北戰，迭著功勳。二十一年『一二八』抗日之戰，航空署抽調飛機二十五架，英勇參戰在蘇州，淞滬，杭州。三大戰役中，我陣亡副隊長黃毓荃，飛航員趙甫明，美人蕭特；重傷隊長石邦藩，飛航員朱達先。敵亦有傷亡。是役也，我參加之戰鬥員，奮勇犧牲，全國景仰，卒以衆寡懸殊，難制強敵，我軍民備受日機蹂躪之慘，至今猶有餘痛。故此次抗日，為我國空軍未曾有之殊榮，亦為我空軍空前之大辱。今後之空軍鬥士惟有秉總理航空救國之主張再接再厲，以發揚國威滯雪此空前之大辱，國家民族，實利賴之。

二十一年十一月，為便集中訓練，將原有航空七隊，編併為三，本年三月，就本校高級班員編為轟炸第一隊。原有之航空第二隊，本年六月依照航空署預定計劃撤消。十一月又暫編轟炸偵察驅逐三隊，先後調赴江西剿匪，故中央現有之空軍實力，僅有六隊，飛機不滿百架。此我國陸軍航空之現況也。至海軍航空力量，亦甚薄弱，合計自造飛

機與購買之數僅約三十架，其中自造之機十餘架，係馬尼海軍飛機製造處出品，惟因限於經費，設備不全，未能作大規模製造耳。總計現在中央及全國各省之軍用民用教練飛機，亦不過三百架，大都係舶來品，式樣既極複雜，器材未必精良，甚者所購之機或為過時之物，不得列于國際空軍戰鬥之林，因各國新發明之飛機，咸視為無上之祕密，決不輕于外售也。我國現在之航空工廠雖有十餘處，惜規模過小，僅可供修理飛機之用，因我人果欲圖航空軍力之充實，首宜發展航空工業，設立航空製造工廠，以謀器械之自給，然後可以立國現代而不受帝國主義國家之任何限制也。

次述及民用航空，在國民政府奠都南京以前，曾數度籌辦，未覩成效。民國十八年五月，國民政府交通部成立滬蓉航空線管理處，全線分三段籌備，京滬段於是年七月首先開航營業，京漢段亦試航多次，成績甚佳，嗣因中國航空公司改組劃歸交通部，遂於十九年七月歸併於中國航空公司，此公司專以辦理國內空中交通為主，茲分述之：

(一) 中國航空公司

十八年五月，國府派交通部長孫哲生與美國航空發展公司訂立合同，由美人包辦，我國按飛行里數給予酬金，因開辦之始，虧折過甚，難於持久。十九年三月，交通部與美公司協商修約，將包辦改為合辦重訂新合同，劃歸交通部管理，名稱仍舊，原辦之滬蓉航空線籌備處與之合併。股本則定為一千萬元，我國佔百分之五十五，美佔百分之四十五，由我國三人，美國二人組成董事會管理業務，技術方面由美人負責，合同有效期定為十年。

中國航空公司現已舉辦之路線如下：

(甲)滬渝線：由上海至重慶，經南京，蕪湖，安慶，九江，漢口，沙市，宜昌，萬縣均停，全線十四小時可達，現有飛機十架。

(乙)滬平線：由上海至北平，經海州，青島，天津均停，全線九小時可達，此線現有飛機四架，往來飛行，皆由我國飛航員駕駛。

(丙)滬粵線：由上海至廣州，經甯波，溫州，福州，廈門，汕頭均停，計十一小時可達，此線於十月廿四日始正式開航，運輸郵件，十一月下旬開始載客，現有飛機兩架。

(丁)渝蓉線：由重慶至成都，於本年一月十三日復航，全線兩小時可達，與滬渝線啣接，或合稱滬蓉線。

其他之預定線如渝滇線，康藏線，正在籌辦中。

(二) 歐亞航空公司

歐亞航空公司為我國交通部與德國漢沙航空公司所合辦，二十年二月正式成

立，資本定三百萬元，我國佔三分之二，德國佔三分之一，行政業務人員均由我方擔任，技術人員則暫由德方負責，俟我國人材訓練就緒，即劃歸我方管理。

歐亞航空公司所舉辦之航線如下：

(甲)南京蘭州線：經洛陽，西安均停，全線長一千四百八十公里，十二小時可達，此線早已通航至新疆迪化，期再展至塔城，由此完成至德國柏林一段，因新疆變亂無已，未竟全功。

(乙)北平蘭州線：經洛陽，西安，全線長一千五百九十公里，十三小時可達。

其他預定之線，如北平迪化線，上海塔城線，漢口廣州線，亦在籌辦中。

此外西南當局正在辦籌西南五省民用航空公司，關五省航空路線，分兩期籌辦，先辦廣福，廣龍，廣欽，三線，次辦梧桂，南昆二線，預定明年先行開航廣州至龍州一段，如能按期完成，則西南交通又可闢一新紀元矣。

民用航空不獨握交通之樞紐，抑且為國防之命脈，積極言之，在戰時可改為軍用機；消極言之，亦可用以運送械彈糧食，列強所以盡力發展民用航空，其故在此。我國軍用航空與民用航空均在襁褓之中，際此航空救國高唱入雲之時，應實事求是，軍用航空與民用航空同時發展，雙管齊下，抱迎頭趕上之決心，始克有濟，惟迎頭趕上，不易言也。列強政府雖財力富裕，擴充航空尚有賴乎民衆之協助捐輸，蘇俄之國防化學協會，捐款購機，贈諸政府，年達鉅萬；日本自挑動九一八事變後，民衆捐助政府之飛機，今已達百餘架。我國因年來災患頻仍，物力凋敝，國庫空虛，而航空事業又必須有充裕之經費，始能謀根本建設，故非集合全國力量，難期發展，所幸全國民衆，對航空救國已有相當之認識，多能在上海中國航空協會指導之下，踴躍捐款，購買飛機，現已送諸政府者，有上海市，滬商，滬工，滬童，滬校，甯波，浙江救國，京滬，滬杭甬，黃埔等號飛機，去年九月河南政府亦購贈三架，總計機數雖不過十餘架，但亦可見國人熱心航空事業之一斑，惟望我全國同胞繼續努力，以為政府建設空軍之後盾，安內攘外，庶乎有濟。

世界航空年表

楊英庭

西曆紀元前二百三十二年，亞幾默德 (Archimedes) 發表物體在流體 (液體及氣體) 中所受浮力定律。

一七六六年英國加文第 (Henry Cavendish) 證明輕氣之性質。

一七八三年六月五日，蒙氏兄弟 (Joseph and Etienne Montgolfier) 在法國安洛萊 (Annonay) 地方成功以熱氣灌氣球飛行試驗，昇高六千英尺，飛行一英里半。

八月二十七日,物理學教授查理斯(Charles)在巴黎製成輕氣氣球,飛行十五英里。

九月十九日,蒙氏以雞鴨羊各一,載於熱氣氣球內使之上昇,氣球降落於二英里外,動物未受傷。

十一月二十一日,樂智爾(Des Roziers)與亞蘭德斯(Marquis d'Arlandes)乘氣球上昇,是爲人類昇天空之始。彼等飛越巴黎,滯空約二十五分鐘,飛行一又四分之三英里。

十二月一日,查理斯教授與樂伯(M. Robert)在巴黎作首次人類乘輕氣球上昇試驗,降於二十五英里外勒塞爾(Nesle)。在旅客降落後,查氏再上昇,達二英里高度。

一七八四年七月十七日,彼德加勒(Peter Carnes)在美國巴丁畝(Baltimore, Md.)作首次氣球上昇試驗。

一七八五年一月七日,著名氣球航空家布倫卡爾(Jean Pierre Blanchard)與揭富來(Jeffries)博士,首次橫渡英吉利海峽。

一七九四年,法國革命軍營中用氣球偵察奧軍但當時氣球容積及氣球運轉和膨脹各種困難,尙未解決,使氣球不能成爲戰爭利器。

一八二一年八月十九日,查理斯格林(Charles Green),首乘煤氣氣球上昇,參加國王佐治亞第四加冕禮。因其時輕氣除極少數例外,僅應用於氣艇方面。

一八三六年十一月七日,格林(Green),荷蘭(Robert Holland)與馬森(Monck Mason),從倫敦飛往德國威伯(Weilburg),在十八小時內,飛行五百英里。

一八五〇年,法國朱倫(Julien)與極華(Giffard)製成一新式飛船,形如魚雷,用一螺旋槳轉動,在巴黎公開展覽并飛行。

一八五二年九月二十三日,極華(Giffard)乘一富有伸縮性氣球飛行,此氣球以一方向舵駕駛,并用一蒸氣發動機轉動一螺旋槳,使之前進。此爲第一艘成功氣艇,或駕駛氣球。

一八七〇年八月,法國發生數起利用氣球私逃事件。十一月二十四日,有二乘氣球者由巴黎逃逸,因遇暴風,彼等於飛行十三小時後降落於六百英里外之諾瓦(Norway),致被捕獲。

一八七二年,德國哈倫(Harlein)造成一用瓦斯發動機轉動氣球,發動機燃料由氣球本身輸送。

一八七三年十月七日,多納爾遜(Donaldson),龐特(Ford)及郎特(Lunt)三人,乘格納費(Graphic)號氣球,從布諾克林(Brooklyn, N.Y.)出發,作首次橫渡大西洋飛行試驗,落於康勒迪卡特(Connecticut)之紐加納(New Canaan)。

一八八四年八月九日,法國陸軍航空隊倫那(Renard)與克勒伯斯(Krebs)兩隊長,以一用電力轉動螺旋槳之氣艇“法蘭西”號試飛,成功第一次在空中航歸出發點飛行。

一八九一年,德國李林討(Lilienthal)在德國柏林附近從事飄行機飛行試驗。

一八九五年,英國畢爾穿(P. S. Pilcher)在英國用飄行機試飛成功。

一八九六年六月,張紐脫(Octave Chanute)借助手黑林(A. M. Herring)與亞槐(Avery)在印第安那北部沙丘作飄行機試飛成功。

一八九七年五月,瑞典安得利(Auguste Andr e)攜二伴侶,乘一特製氣球從斯庇士白金(Spitzbergen)西北之加脫(Dansk Gatt)起飛,作飛往北極試驗,失蹤。

一八九八年,德國徐伯林(Count Ferdinand Von Zeppelin)着手製造其第一艘硬式氣艇,是年九月,三多杜芒(Alberto Santo Dumont)在巴黎天空乘軟式氣艇作彼之首次飛行。

一九〇〇年,賴侯脫兄弟(Orville and Wilbur Wright),致力飄行機飛行。七月二日,徐伯林飛船從富內資沙芬(Friedrichshafen)附近之君士坦湖浮站,首次試飛。

一九〇一年十月十八日,三多杜芒(Santo Dumont)首乘氣艇從航空俱樂部公園(Aero Club Park)起飛,繞歐阜塔(Eiffel Tower)於三十分鐘內來回飛行,獲四千金磅獎金,為航空家獲獎之第一人。

一九〇二年,法國工程師朱洛特(Juliot)為李堡德(Lebaudy)兄弟造一半硬式氣艇名“Jaune”號,於一年內飛行二十九次。

一九〇三年十二月十七日,美國賴侯脫兄弟用摩托轉動之重體航空器(飛機)在美國克梯好克(Kitty Hawk, N. C.)城飛行成功,是為飛機昇空之始。

一九〇五年九月二十六日,阿維爾賴侯脫(Orville Wright)在阿海俄(Ohio)州德頓(Dayton)城,首創飛行紀錄,閱時十八分九秒,飛行一一·一二英哩。十月五日,賴侯脫兄弟於三十八分鐘內飛行約二十五英哩之距離。

一九〇六年九月十三日,三多杜芒在法國試飛,為飛機首次在歐洲昇空之始。

一九〇八年三月二十九日,法人發孟(Henry Farman)首作飛機載客飛行,為雙人飛行之始。四月十日第拉干(Leon Delagrange)在歐洲首創飛行一英哩以上紀錄。六月, LZ—4號飛機,在空中停十二小時,飛行二百七十英哩。七月八日,拍爾德(Peltier)夫人與第拉干(L. Delagrange)同飛,為女子飛行之始。

一九〇九年七月二十五日,法人路易布勒畢托(Louis Bleriot)飛越英吉利海峽,從巴拉圭斯(Baraques)至道夫爾(Dover),計三十二英哩。七月三十日,賴侯脫飛機經美國政府試驗成功,由兵器科接收。

一九一〇年,徐伯林首以LZ—7號氣艇載客,每小時飛行四十五英哩,飛行多次,成績甚佳。同年,德航空公司成立,定期飛行各都市間。在開始三年內,有航空郵船四艘,共飛行七百六十次。統計距離達十萬英哩,載客一萬四千人,始終未發生不幸事件。

一月二十五日,比利時布魯捨爾(Brussels)首次舉行飛機展覽。

五月,美國寇蒂斯(Glenn H. Curtiss)從亞爾班尼(Albany)飛往紐約(New York),經二小時五十分,飛行一百四十三英哩。

六月,寇蒂斯在紐約漢蒙堡(Hammonelport),成功水上降落飛行。

九月十二日,約翰士東(Ralph Johnstone)創耐久與距離兩項世界紀錄,計飛行三小時十四分,一百零一英哩。

九月二十三日,法人察維(George Chave)從瑞士布里格(Brig)越阿爾卑斯(Alps)山,飛抵意大利之Domodossola Valley。

十二月三十日,法人拉布討(Labuteau)在法國布克(Buc)作三百八十二英哩不停飛行。

一九一一年,美國首創航空郵運,由浪島(Long Island)布利瓦(Nassau Boulevard)機場至浪島買里那(Mineola)。

一月,在賴侯脫兄弟證明飛行可行性七年後,各國卒業飛航員人數:法國為三百五十三名,英國五十七名,德國四十六名,意大利三十二名,比利時二十七名,美國二十六名。

一月二十七日,美國麥克喀第(McCurdy)從佛諾利達(Florida)州之克威斯特(Key West)飛抵古巴(Cuba)哈班拿(Habana)附近,在二小時內飛行一百英哩。

四月十二日,法人普賴爾(M. P. Prier)首作倫敦至巴黎不停飛行距離二百五十英哩;時間三小時五十六分。

九月十七日,樂吉爾(C. P. Rodgers)首作橫貫美國飛行,經多次強迫降落之後,於十一月五日降於巴沙丁拉(Basadena)。

一九一二年,飛機第一次應用於巴爾幹(Balkan)戰爭。

七月十二日至八月八日,安居利代(Lt. Andreadi)從蘇俄細瓦斯托堡(Sevastopol),經奧德撒(Odessa),飛抵列甯格勒(Leningrad),距離一千八百六十英哩。

十二月十四日至一月二十四日,蔣納斯(Janus)從里布拉斯克(Nebraska)之俄馬哈(Omaha),飛抵路易緬拿(Louisiana)之紐阿連斯(New Orleans),距離一千九百七十五英哩。

一九一三年,胡勒爾(R. C. Fowler)飛越巴拿馬(Panama)運河區地峽

四月十五日,達柯特(Daacort)作巴黎至柏林不停飛行,距離五百四十二英哩。

六月,布林第覺克 (M. Brindejonc) 從巴黎飛抵波蘭瓦薩 (Warsaw) 距離九百三十英哩;時間十一小時。同月,法人莫利勒士 (B. des Moulinais) 從巴黎飛抵列甯格勒,并取道斯托克曷門 (Stockholm) 及哥本哈經 (Copenhagen) 飛回。

九月二十三日,法人加洛士 (R. G. Garros) 從法國聖那伐爾 (St. Raphael) 飛抵突尼斯 (Tunisia) 之拜吉爾 (Bizerte), 距離五百五十八英哩。

十二月,法人維郡尼斯 (Jules Vedrines) 從巴黎飛抵埃及開義羅 (Cairo), 航行約三千五百英哩。

一九一四年,世界大戰發生,促成飛機首次大量應用於戰爭上。

一九一七年十一月二十七日,徐伯林氣艇一艘,離保加尼亞之劍保利 (Jamboli), 攜載藥材供給東阿非利加洲德軍,當過 Victoria Nyanza 時,接到無線電報告,目的地已為英軍佔領,乃飛回劍保利,離出發時凡四日,不停飛行五千五百英哩,每小時平均速率五十七英哩。

一九一八年五月十五日,紐約與華盛頓間首次開辦世界定期郵務運輸。

十二月十三日至一九一九年一月十六日,英國麥克拿崙 (McLaren) 少將與麥克歐文 (McEwen) 將軍,從倫敦飛往印度加爾各答 (Calcutta)。

一九一九年四月四日,柯丁勒士 (Lt. Cortinez) 與才爾 (Chile) 飛越南美洲之安達斯山 (Andes)。

四月十九日,美國 E. F. White 隊長,由芝加哥 (Chicago) 至紐約不停飛行七百二十七英哩。

五月十六日至三十一日,美國海軍大將 A. C. Read 乘“N—C—4”號飛船,取道亞覺勃士 (Azores), 從紐芬蘭飛往葡萄牙,作首次橫渡大西洋飛行。三十一日,飛抵英國樸萊茅茨 (Plymouth)。

五月十八日,英國好克爾 (H. Hawker) 與里孚 (M. Grieve), 作橫渡大西洋試飛,從紐芬蘭聖約翰 (St. Johns) 出發,因發動機發生故障,強迫降落於一千九百英哩外海中,為達尼斯“馬利” (Marry) 號汽船載回。

五月二十四日,法人樂格 (Lt. Roget), 作由巴黎至摩洛哥 (Morocco) 不停飛行,距離一千三百七十五英哩。

六月十四日,英國約翰亞可克 (John Alcock) 與布朗 (A. W. Brown) 作第一次橫渡大西洋不停飛行,以十六小時十二分從紐芬蘭聖約翰飛抵愛爾蘭克利夫登 (Clifton) 獲 Daily Mail 獎金五萬元。

七月二日,英國R—34號氣艇,在斯哥德(G. H. Scott)少將指揮下,從蘇格蘭(Scotland)壹丁堡(Edinburgh)飛抵紐約,爲輕體航空器不停飛渡大西洋之先驅。計航行三千一百二十英哩。七月九號,該氣艇平安飛回英國波爾汗(Polhan),凡歷一千二百英哩。

十一月十二日至十二月十日,英國洛士斯密士(Ross Smith)隊長,從倫敦飛往澳大利亞洲之達爾文(Darwin),計程一萬一千五百英哩。

一九二〇年二月十四日至五月三十一日,意大利馬賽洛(Masiero)中尉與菲納(Ferrari)中尉,從意大利羅馬(Roma),飛往日本東京,距離一萬二千英哩。

三月,倫立維爾(Ryneveld)隊長與布林脫(Brent)少將,從埃及開義羅飛抵阿非利加洲南部之開普敦(Cape Town)。

七月七日,無線電羅盤第一次應用於航空器上,指導航向。

七月十五日至八月二十四日,美國陸軍飛航員四人,由Street中尉領導,從紐約飛抵阿拉斯加(Alaska)之羅曼(Nome)。

九月八日,美國紐約與三佛蘭西斯哥(San Francisco)間大陸郵務運輸行開幕禮。

一九二二年三月三十日至六月十七日,葡萄牙薩克覺納(Sacdura)隊長與高丁荷(Coutinho)隊長,從葡萄牙里斯本(Lisboa)飛抵巴西(Brazil)里約熱內盧(Rio de Janeiro)取道開普維爾德(Cape Verde)島,聖保洛克(St. Paul Rocks)及芬納都樂諾哈(Fernando Noronha)島。

八月,美國亨敦(Walter Hinton)偕四伴侶從紐約飛往巴西里約熱內盧。

九月五日至六日,美國杜里德(J. H. Doolittle)中尉,從佛魯里達(Florida)州之杰克遜維爾(Jacksonville)城飛往加利福尼亞(California)州之聖迪哥城((San Diego),在二十一小時十八分鐘內,僅停一次。

十一月三日至四日,美國克來(Kelly)與馬加里德(Macready)兩中尉從加利福尼亞州之聖迪哥城至印第安那(Indiana)州之本加明堡(Fort Benjamin),不停飛行二千零六十英哩。

一九二三年五月二日至三日,克來(Kelly)與馬加里德(Macready)兩中尉,作紐約至聖迪哥不停飛行,歷時二十六小時五十分,飛行二千五百十六英哩。

一九二四年四月六日至九月二十八日,美國陸軍航空家,乘達格拉斯(Douglas)運輸機四架,離西特里(Settle)作環球飛行,取道阿拉斯加(Alaska)日本(Japan)印度(India)波斯(Persia)伊拉克(Iraq)土耳其(Turkey)澳大利亞(Australia)英國(England)格

林蘭 (Greenland) 及紐芬蘭 (Newfoundland)。僅有二架飛機, 飛畢二萬七千五百五十三英哩全程。實際飛行時間三百七十一小時十一分, 凡閱一百七十五日。

四月二十四日至五月二十日, 法國杜愛西 (P. Doisy) 中尉與維生 (B. Vesin), 從法國巴黎飛往中國上海, 距離一萬一千五百英哩。

六月二十三日, 美國毛罕 (Russel Maughan) 中尉, 創由紐約至三佛蘭西斯哥“暮晨飛行” (dawn to dusk)。

七月至十月, 阿根廷 (Argentina) 加奈 (P. Zanni) 少將, 從荷蘭亞姆斯特丹 (Amsterdam) 飛抵日本東京。

十月十二日至十五日, 德國愛肯勒爾 (Hugo Eckener) 博士駕 Z R—3 號氣艇, 作由德國佛列居里薩芬 (Friedrichshafen) 至勒克黑斯 (Lakehurst N. J.) 不停飛行, 距離五千零六十六英哩; 時間八十一小時十七分。

一九二五年二月二十五日, 法國亞拉卡爾 (Arrachart) 與里買特爾 (Lemaitre) 兩隊長, 從法國愛坦伯斯 (Etampes) 飛抵非洲里約婀娜 (Rio de Oro) 之維納西勒洛 (Villa Cisneros), 距離一千九百八十七英哩。

四月二十一日至十一月九日, 意大利大將潘力多 (Francesco de Pinedo), 從羅馬至日本來回飛行, 取道澳洲之墨爾本恩 (Melbourne) 城, 距離三萬五千英哩。

六月至七月, 馬克米蘭 (D. MacMillan) 隊長乘飛機往北極探險。

八月, 日本伊伯 (Ebe) 與加瓦其 (Kawachi) 從東京飛往蘇俄莫斯科 (Moscow)。

八月三十一日, 美國海軍樂德吉爾 (J. Rodgers) 大將創水飛機由加利福尼亞州三佛蘭西斯哥飛往夏威夷 (Hawaii) 火奴魯魯 (Honolulu) 之維綏尼特 (Vicinity) 不停飛行紀錄, 距離一千九百九十二英哩。

九月二十八日至十月四日, 美國商用飛機十七架, 首次舉辦遊覽飛行。

十一月十六日至一九二六年三月, 英國可伯汗 (A. J. Cobham) 從英國倫敦飛往非洲南部之開普敦, 距離八千英哩。

一九二六年一月二十二日至二月十日, 西班牙大將富蘭科 (Franco) 從西班牙飛往阿根廷之碧諾斯愛勒士 (Buenos Aires), 取道加納奈 (Canary), 開普維爾 (Cape Verde) 島, 距離六千二百三十英哩。

四月至五月十三日, 西班牙隊長諾里加 (Loriga) 與隊長高納嘉 (Guallarza) 從西班牙馬德里 (Madrid) 飛抵菲律賓羣島 (Philippine Islands) 之馬尼刺 (Manila) 距離一萬一千英哩。

五月九日,拜爾德 (R. E. Byrd) 大將,與本勒特 (Floyd Bennett) 從斯娃爾巴德 (Svalbard) 之金絲灣 (Kings Bay) 至北極來回飛行,歷十五小時。

五月十一日至十四日,亞馬森 (Amundsen) 愛斯握士 (Ellsworth) 羅比爾 (Nobile) 遠征隊,駕一半硬式氣艇名“羅吉” (Norge) 者,從斯娃爾巴德之金絲灣出發,越北極抵阿拉斯加之特勒爾 (Teller) 約飛行二千七百英里。

六月十一日至十七日,法國杜愛西 (P. D'aisy) 從巴黎飛抵中國北平。

六月二十六日至二十七日,法國亞拉卡 (Arrachart) 隊長,與其兄作由法國巴黎至伊拉克 (Iraq) 之巴斯拉 (Basra) 不停飛行,距離二千六百七十五英里。

六月三十日至十月一日,英國可伯汗 (Cobham) 由倫敦至澳洲來回飛行,計程二萬八千英里。

七月十四日至十五日,法國吉利爾 (Girier) 隊長與杜第來 (Dordilly) 中尉,作由巴黎至蘇俄沃木茨克 (Omsk) 不停飛行,全程二千九百三十英里。

十月十二日至一九二七年一月十二日,法國本納 (Bernard) 中尉,從法國馬賽 (Marseille) 飛往馬達加斯加 (Madagascar) 島,計程約一萬英里。

十月二十八日至二十九日,法國科斯特 (Costes) 與里格樂 (Rignot) 作由巴黎至波斯之加斯克 (Jask) 不停飛行,計程三千三百十三英里。

十二月六日至一九二七年二月二十日,德國米特曷吉爾 (W. Mittelholzer) 從瑞士 (Switzerland) 米里 (Zürich) 飛往非洲南部之開普敦,計程一萬二千英里。

十二月二十一日至一九二七年五月二日,美國陸軍飛機作親善 (Good-Will) 飛行,繞拉丁美洲 (Latin-American) 各國一週,計程約二萬英里。

一九二七年二月十三日至六月十六日,意大利大將潘力多 (Francesco de Pinedo) 作四大洲飛行壯舉,取道非洲,南美洲,北美洲,經美國至紐芬蘭回至意大利羅馬,通過亞覺爾勒士 (Azores) 與葡萄牙。

五月二十日至二十一日,美國林白 (Charles A. Lindbergh) 上校,成功由美國紐約至法國巴黎歐美不着陸飛行,距離三千六百十英里,時間三十三小時三十分。

六月至九月,林白環飛美國,提倡商業航空,沿途晉謁各邦,並在八十二大城市降落,凡歷二萬二千三百五十英里。

六月四日至五日,美國張伯荅 (Clearance D. Chamberlin) 與里文 (Charles Levine) 作從紐約至德國愛斯里本 (Eisleben) 不着陸飛行,距離三千九百零五英里。

六月十五日至三十日,美國布拉克 (Van Lear Black) 偕二荷蘭飛航員,作亞姆斯

特丹至荷蘭東印度飛行。

六月二十八日至二十九日,美國陸軍中尉麥迪蘭(L. T. Maitland)與希金伯吉爾(A. T. Hegenberger)作加利福尼亞州阿克朗(Oakland)至夏威夷火奴魯魯不停飛行,在二十六小時內,飛行二千四百英里。

六月二十八日至三十日,美國海軍上將拜耳德(R. E. Byrd)偕同亞科斯塔(Acosta)巴爾清(Balchen)及羅維爾(Noville),從紐約飛往法國,在濃霧中迷失巴黎,致強迫降落於維爾塞米爾(Versur-Mer)。

七月十四日至十五日,美國斯密士(E. L. Smith)與布朗托(E. B. Bronte)作加利福尼亞州阿克朗城至夏威夷羣島之摩洛開(Molokai)不着陸飛行。

八月十六日至十七日,美國駕駛員戈比爾(A. Goebel)與航行員道威士(W. V. Davis)中尉所乘之奧拉諾克(Woolaroc)號飛機及另一由駕駛員傑遜(M. Gensen),航行員斯紐脫(P. Schluter)所乘之亞諾哈(Aloha)號飛機,從加利福尼亞州阿克朗城飛往夏威夷之火奴魯魯,參加杜爾(Dole)競賽會,餘二飛機墜海。

八月二十七日至九月十四日,美國布洛克(W. S. Brock)與斯克里(E. F. Schlee)從紐芬蘭格勒斯(Grace)海港飛往日本(Kasaminguara),計程一萬二千三百英里。

十月十日至一九二八年四月十四日,法國科斯特(Lts. D. Costes)與里布內克斯(T. M. Le Brix)環飛世界,經非洲,南美洲,北美洲,亞洲及歐洲,全程三萬六千英里,太平洋用海船載渡。

十二月十八日至一九二八年二月十三日,林白上校環飛拉丁美洲,作親善飛行。

一九二八年四月十二日至十三日,德國科爾(Koehl),隊長與休里費爾德(Baron Von Huenefeld)及愛爾蘭自由邦少將費茲冒來斯(Fitzmaurice),從愛爾蘭自由邦杜布林(Dublin)飛往紐芬蘭之格倫奈(Greenly)島,計程二千二百十五英里,為飛機由東向西橫渡大西洋之始。

四月十五日至十六日,北極探險隊長威爾肯(G. H. Wilkins)與其駕駛員愛爾遜(C. B. Eielson)成功由阿斯拉加之巴勞(Point Barrow)至斯娃爾巴德(斯庇士白金)不着陸飛行,橫渡北海。

五月三十一日至六月九日,澳大利亞人金斯福特斯密士(Kingsford-Smith)隊長,與歐門(C. Ulm)及美人里昂(H. W. Lyon)與瓦倫(T. Warner)從加利福尼亞州阿克朗,飛往澳大利亞洲悉得尼(Sydney),沿途僅在夏威夷島,斐吉(Fiji)島,及澳大利亞之布里斯班(Brisbane)降落,總計全程七千二百英里。

六月十七日至十八日,伊哈特(Amelia Earhart)小姐偕駕駛員斯塔爾茲(W. Stultz)及戈登(L. Gordon)二人,乘“友誼”(Friendship)號飛機,從紐芬蘭之居里巴塞(Trepassey)海灣,平安飛抵威爾士(Wales)巴萊鮑特(Burry Port),為婦女飛渡大西洋之第一人。

七月三日至五日,法拉林(Arturo Farrarim)隊長與意大利少將德爾布利(Carol P. Delprete)創由意大利羅馬至巴西(Brazil)之金尼法伯(Point Geniphabu)不着陸飛行,距離四千四百五十英里。

八月二十日,戈伯爾(Arthur Goebel)與哈利士克爾(Harry Tucker)駕“羊克杜德爾”(Yankee Doodle)號飛機,創由羅斯安吉爾(Los Angeles)至紐約不着陸飛行,閱時十八小時五十八分。

九月十八日,西班牙綏瓦(Juan de la Cierva)駕“溫德密爾”(Windmill)號直昇機由倫敦飛抵巴黎,創直昇機第一次長距離飛行。直昇機性能,幾能垂直升降,且在空中保持平靜狀態與平常飛行動作無異。

十月十一日至十五日,德國愛肯勒爾(Hugo Eckener)博士,駕格拉夫徐伯林(Graf Zeppelin)氣艇,作第一次橫斷大西洋商業飛行,由佛列居里薩芬至勒克里斯,携載搭客二十人,并安全飛回。

一九二九年一月一日至七日,美國陸軍軍官環孚(Five)駕“疑問”(Question Mark)號飛機,創空中加油持久新紀錄,時間一百五十小時四十分。

三月二十五日至二十六日,西班牙隊長傑米尼(Francisco Jiminez)與隊長伊格利沙(Igancio Iglesias)從西班牙細維爾(Seville)至巴西之巴海(Bahia)不着陸飛行四千二百英里。

五月九日,美國海軍紹細克(Lt. A. Soucek)在安那可斯丁亞(Anacostia, D.C.)創飛機世界高度紀錄三萬九千一百四十英尺。

五月二十五日,美國海軍托莫林生(Lt. W. G. Tomlinson)在寇蒂斯馬林洛非(Curtiss Marine Trophy)水飛機與飛船競賽會獲獎。

五月二十六日,美國洛賓孫(Robbins)與開萊(Kelly)在德薩(Texas)州福特渥斯(Fort Worth),乘“福特渥斯”號單翼機創加油持久紀錄一百七十二小時三十一分。同日,德國牛茵荷夫(Willi Neuenhofer)創世界高度紀錄四萬一千七百九十四英尺。

六月四日,美國海軍紹細克(Lt. A. Soucek)在安那可斯丁亞(Anacostia D. C.)創世界水飛機高度紀錄三萬八千五百六十英尺。

六月十四日,法國橫渡大西洋飛機“黃鳥”(Yellow Bird)號,從美國緬(Me)州之阿卡爾德(Old Orchard)飛往巴黎,抵西班牙(Spain)之阿延滿(Oyamers),因汽油不足,強迫降落,飛行三千一百二十八英里。

六月二十七日至二十九日,美國隊長好克(Frank M. Hawks)創三項橫貫大陸飛行紀錄;以十九小時十分從紐約飛抵羅斯安吉爾;以十七小時三十八分飛回紐約,并以四十四小時四分環飛一週。

七月二日至十二日,美國門德爾(L. W. Mendel)與倫哈特(R. S. Reinhart)駕“安吉里諾”(Angelino)號飛機在加利福尼亞州之克維爾(Culver)城,滯空二百四十六小時四十四分。

七月八日至十日,美國洛吉爾威廉(Roger Q. Williams)與隊長楊西(Lewis A. Yancy)駕“Pathfinder”號飛機,從緬州阿卡爾德飛往羅馬,在西班牙之三潭德爾(Santander)因加油強迫降落。

七月十三日至三十日,加克孫(Dale Jackson)與阿布林(Forrest O'Brine)駕“聖路易洛賓”(St. Louis Robin)號飛機,在聖路易滯空四百二十小時二十一分,約超過以前加油持久紀錄一百七十五小時。

七月三十一日至九月四日,格拉夫徐伯林(Graf Zeppelin)飛艇,作第三次大西洋飛行,從德國佛列居里薩芬至勒克黑斯,飛行九十五小時二十三分,載客二十人。四日後,愛肯勒爾(Hugo Eckener)博士乘氣艇出發飛行世界,途中泊於佛列居里薩芬,東京及羅斯安吉爾三處。抵勒克黑斯,全程費時二十一日七小時三十四分,另創一環球飛行新紀錄。飛回佛列居里薩芬時,紀錄為二十日十五小時十七分。

八月二十日,德諸諾航空公司(Detroit Aircraft Corp.)為美國海軍造成全世界第一艘金屬氣艇,在德諸諾試飛,成績甚佳。

九月十五日,大不列顛航空領隊阿里巴(H. Orlebar)在英國加里孝脫(Calshot)創世界速度紀錄,每小時三五七·七英里。

一九三〇年三月三十日至四月六日,美國隊長好克(Hawks)乘飄行機用飛機索引,從加利福尼亞州聖迪哥飛往紐約。

五月二十四日,英國亞米約翰孫(Amy Johnson)從倫敦飛抵澳洲,完成九千九百英里飛行壯舉。

五月三十日,格倫寇蒂斯(Glenn Curtiss)在彼一九一〇年飛行獲獎二十週年慶祝日,從亞爾班尼(Albany)飛往紐約。

六月四日,美國海軍紹細克,在安那可斯丁亞 (Anacostia D. C.) 創飛機四萬三千一百六十六英尺世界高度紀錄。

六月十一日至七月四日,亨特 (Hunter) 兄弟在芝加哥 (Chicago) 創五百五十三小時四十一分加油持久紀錄。

六月二十三日至二十六日,金絲福特斯密士 (Kingsford-Smith) 少將偕伴侶三人,駕“南征” (Southern Cross) 號飛機,從愛爾蘭飛往紐芬蘭,再飛紐約。一星期後,彼繼續飛往加利福尼亞州,完成一九二八年開始之世界飛行。

七月二十一日至八月十七日,加克孫 (Jackson) 與阿布林 (O'Brine) 奪回加油持久紀錄,時間六百四十七小時二十八分。

七月二十八日至八月一日,不列顛 R—100 號氣艇,以七十八小時四十九分從英國加丁頓 (Cardington) 飛抵加拿大 (Canada) 之蒙德利爾 (Montreal)。八月十三日至十六日,復以五十七小時五分飛回。

八月十三日,好克 (Hawks) 隊長,以十二小時二十五分,從羅斯安吉爾 (Los Angeles) 飛抵紐約。

九月一日至二日,法國科斯特 (Dieudonne Coste) 隊長與白郎 (Maurice Bellonte) 以三十七小時十八分創首次由巴黎至紐約不着陸飛行。

十月九日至十一日,鮑德 (Errol Boyd) 隊長與康樂 (Lt. H. P. Connor) 乘張伯芬 (Chamberlin) 之老飛船“可倫比亞” (Columbia) 號,從紐芬蘭飛往英國。

九月,布路斯夫人 (Hon. Mrs. Bruce) 造成女子第一次由英國至日本單獨長途之飛航紀錄。

十二月,印度 Tata 氏造成第一次由印度單獨飛抵英國之紀錄。

一九三一年一月,門吉斯 (Menzies) 氏第一次單獨飛越塔斯馬海。同月,意大利巴爾波 (Balbo) 率領水飛機十四架,整隊越南大西洋,飛抵巴西。

三月,吉澤斯特 (Chichester) 氏由新西蘭飛諾福克島再轉洛厚島不着陸飛行。同月,肯德士東 (Kidston) 由英國飛抵開普敦,機名“維加” (Vega) 號,費時僅六日半。

四月至五月,波蘭馬伯克文 (Mabkiewicz) 與斯卡爾金斯克 (Skarzynski) 二氏由瓦薩至南非洲來回飛行。

五月二十七日,畢卡德 (Auguste Piccard) 教授與瑞士開伯孚爾 (Charles Kipfer) 在德國奧格斯伯 (Augsberg) 乘氣球昇空五萬二千四百二十六英尺。

五月二十八日,美國里士 (Walter Lees) 與布諾綏 (Fred A. Brossy) 在佛諾里達州

之加克遜維爾 (Jacksonville) 創不加油持久紀錄八十四小時三十三分。

五月三十日至六月四日,德國 DO—X 號大飛機從澳洲波納馬 (Bolama) 飛抵巴西之勒塔爾 (Natal)。

六月二十三日至七月一日,美國濮士德 (Wiley Post) 與澳大利亞飛航員加迪 (Harold Gatty) 以八日十五小時五十一分繞地球飛行一週,創一萬五千一百二十八英哩紀錄。

六月二十四日至二十五日,阿托希里格 (Otto Hillig) 與荷利士 (Holger Hoirüs) 從紐芬蘭格勒斯 (Grace) 海港飛抵德國克利費爾德 (Krefeld)。

七月十五日至十六日,匈牙利人恩居勒斯 (George Endres) 隊長與馬格牙 (Alexander Magyer) 從紐芬蘭格勒斯海港飛往匈牙利之貝克斯 (Bickse), 飛行三千六百英哩。

七月,美國博曼 (Boardman) 與波蘭多 (Polando) 二氏作紐約至君士坦丁不停長途飛行。

七月至八月,約翰蓀小姐 (即莫理蓀夫人) (Miss Amy Johnson) 與賴斯 (Humph Reys) 由英國飛抵日本,費時僅十日。

九月,博洛德 (Broadbent) 環飛澳洲一週,費時僅七日八小時。

九月二十九日, 56 supermarine seaplane 海軍軍用機造成航空速率每小時四百零八英哩紀錄。

十月,沙拉曼女士 (Miss Solaman) 與士多 (Store) 由英國飛抵開普敦,費時僅五日六小時。

十二月,法國高勒第 (Goulette) 與沙勒爾 (Salei) 由法國飛抵馬達加斯加島,費時僅四日七小時半。

一九三一年至一九三二年,威斯登納夫人 (Mrs. Westerra) 與馬肯托士 (Mackintosh) 造成不停飛行三千英哩紀錄。

一九三一年十二月至一九三二年三月,德國米荷 (Fraulein Beinhorn) 創柏林至澳洲轉至南美洲單獨飛行。

一九三二年一月,法國柯多斯 (Codos) 與洛伯達 (Robeida) 二氏由河內飛抵巴黎,費時僅三日五小時。

三月,莫理蓀 (Mollison) 由英國飛越西非洲至開普敦,不停飛行四日十七小時十九分。

三月十日,特諾爾 (Taylor) 第一次由智利至阿根廷飛越安達斯山脈。

三月至五月,法國維勒爾 (Verneilh) 德孚 (Deve) 與曼其 (Munch) 三氏第一次由巴黎飛抵新克利多尼亞羣島 (法國最遠之屬地)。

四月,斯各特 (Scott) 氏由英國飛抵澳洲,費時僅八日二十小時。同月,法國高勒第 (Goulette) 與沙勒爾 (Salel) 二氏由巴黎至開普敦,飛行三日十八小時。同月,法國查德林 (Chateraine) 佛勒東 (Freton) 與密士託 (Mistrot) 三氏第一次由東至西橫渡非洲大陸。

五月,德國最大飛機 DO—X 號載客十四人,往返橫渡大西洋。同月,美國伊哈特女士 (Earhart) 創女子第一次單獨飛渡大西洋紀錄。

八月,莫理蓀完成第一次由東至西橫渡北大西洋之單獨飛航。

八月至十月,德國格昂諾 (Gronau) 氏造成第一次由北冰洋航綫往返橫渡大西洋紀錄。

八月,美國赫志尼 (Haizlip) 氏創橫渡美洲之長途飛行,機名“Wedell Williams”號,費時僅十小時十九分。

八月十八日,比利時畢卡德 (Piccard) 之氣球昇高紀錄達十英哩半。

九月三日,美國杜立德 (Doolittle) 創陸地最高速率飛行紀錄。

九月十六日,英國飛機 (Vickers “Vespa” Bristol “Pegasus” engine) 造成打破世界紀錄之高度四萬三千九百七十六英呎。

十一月十二日,莫理蓀夫人 (Mrs. Mollison) 飛抵南非洲再轉航西非洲,機名“Puss Moth”。

十一月,辛開來 (Hinkler) 作由紐約至倫敦經過西印度羣島與南大西洋之飛行。

一九三三年一月,莫理蓀作第一次由西至東橫渡南大西洋之單獨飛行(西非洲至巴西)。

二月,蓋孚 (Gayford) 與尼古來資 (Nicholletts) 二氏由英國至南非洲不停飛航五千三百零九英哩,費時僅五十七小時二十七分。

四月三日,英國世界最高峯探險隊駕駛員馬傑士 (Marryness) 麥克印台 (McIntyre) 和觀察員布藍克 (Blacker) 飛過喜馬拉雅山之挨非爾士峯。

四月十日,意大利艾吉樂 (Agello) 乘“Macchi Seaplane”造成速率紀錄每小時四百二十六英哩。

四月至五月,法國希爾茲 (Mile, Hilsz) 造成由巴黎至河內再往東京飛回巴黎之紀錄。

五月，波蘭斯卡爾金斯克 (Skarzynski) 氏造成橫渡大西洋最高速率紀錄，機名“R. W. D. 5”。

六月，美國馬騰 (Mattern) 氏擬單獨環飛世界一週，不幸僅抵西伯利亞。

七月，美國濮斯特 (Wiley Post) 氏單獨由紐約橫渡大西洋至柏林轉西伯尼亞回紐約環飛世界一週，費時僅七日十八小時四十九分，機名 (Bellanca)。

七月一日至十五日，意大利巴爾波 (Balbo) 率領海軍飛機二十四架，整隊由羅馬至芝加哥往返橫渡大西洋。

列強空軍發展之概況

新鏘 (歐陽績)

空軍爲最高無上之武力，無空軍即無國家生存，因空軍之戰鬥威力，無有倫比，正孫子所云：「毀人之國而非久也」我國自九一八後，軍民備受日機之威嚇，終之有忍辱負重之塘沽協定，願吾國人毋遽忘日機之殘酷，努力協助政府發展空軍，滄雪前恥，茲將列強空軍現勢，簡明列表如下，以覘各國空軍之現況，復分述其發展空軍之概勢，以資借鏡。

(一) 各國現有之航空隊：

甲 英國(泡含常備隊預備隊)。

A. 陸軍航空隊有：

戰鬥機	十三中隊
日間轟炸機	三十三中隊
夜間轟炸機	七中隊
魚雷機	二中隊
轟炸運輸機	二中隊
偵察機	八中隊
水上機	七中隊
交通機	三中隊

共計有陸軍航空隊七十五隊，外氣球隊二隊，飛船兩艘。

B. 海軍航空隊有：

戰鬥機	九分隊
偵察機	十一分隊
魚雷機	七分隊

共計二十七分隊。合海陸軍航空計算，有一百零二隊。

乙。美國：

A. 陸軍航空隊有：

驅逐機	二十一中隊
爆擊機	十二中隊
戰鬥機	四中隊
偵察機	十四中隊
初等練習機	十二中隊
實用練習機	十六中隊

合計七十九中隊，尚有勤務中隊約二十中隊，護國軍偵察隊十九中隊。

B. 海陸航空隊有：

海艦戰鬥機	十八中隊
海艦偵察機	八中隊
海陸軍上隊	三十四中隊
其他雜務	約四中隊

共計六十四中隊。總計一百四十三中隊。

丙。日本。

A. 陸軍航空隊有：

轟炸機	四中隊
偵察機	十一中隊

此外有八聯隊，每一聯隊轄三中隊或四中隊，亦有轄二中隊者。合計有戰鬥機二十六中隊。外氣球隊二中隊。

B. 海軍航空隊：

海軍航空隊散佈於其國內各軍港者，共有十七隊，橫須賀軍港有汽球一隊，霞浦有飛船一隊。總計有海陸軍航空隊四十三隊。

丁。法國。

A. 陸軍航空隊有：

驅逐機	三十五中隊
偵察機	七十四中隊
爆擊機	三十二中隊

合計有一百四十一中隊。

B. 海軍航空隊：

海軍航空隊均係偵察機，國內有十三中隊，國外五中隊。總計有海陸軍航空隊一百五十九中隊。外尚有飛船三艘，氣球十八中隊。

戊。意大利。

A. 陸軍航空隊有：

戰鬥機	二十二中隊
偵察機	二十三中隊
轟炸機	二十三中隊
攻擊機與其他	十三中隊

合計八十一中隊。

B. 海軍航空隊有：

戰鬥機	十三中隊
偵察機	十三中隊
雷擊機	八中隊

合計三十四中隊。總計海陸軍航空隊有一百十五中隊。

己。蘇俄。

A. 陸軍航空隊有：

偵察機	七十中隊
驅逐機	六十中隊
爆擊機	五十中隊
教練機	十一中隊

合計一百九十一中隊。

B. 海軍航空隊有：

偵察機	十五中隊
驅逐機	十五中隊
爆擊機	三中隊

合計三十三中隊。

總計有二百二十四中隊。此外有氣球十三中隊，飛船二中隊。

以上述各國現有之海陸軍航空隊，各國之多寡互異，然每隊之飛機數，各國彼此不同。每中隊機數少者八架，多者十八架，要不能以隊數之多寡，而定各國空軍之勢力也。

(二) 各國現有飛機與空軍服務人員比較表：

國別	飛機	人員
英	一千六百架	三萬五千人
美	二千八百架	二萬七千四百人
日	一千四百架	一萬五千人
法	四千六百八十架	三萬九千三百人
意	二千架	二萬二千人
俄	一千九百架	二萬一千人

上表為列強現有之海陸軍用飛機，及現役之航空服務人員，預備人員與民用飛機不與焉。各國飛機數，時有增減，因各國以軍事關係，諱莫如深，不易確知；蘇俄尤甚，令其全國國民嚴守祕密，又禁國外遊覽飛機入境，故其空軍實力，僅能憑各方面之推測而知其大略。

(三) 各國航空母艦比較表：

國別	艘數	噸數
英	六	十一萬五千三百五十噸
美	四	九萬一千三百噸
法	一	二萬一千一百六十噸
日	四	六萬八千四百噸

航空母艦爲海上飛機之活動根據地，可載數十百架之飛機，移東駛西，越洋渡海，侵略性甚強大。英美日爲三大海軍國，利用航空母艦以保護自己之海艦隊與海岸，更以之耀威於海外而勤遠略。二十年二月轟炸我杭州笕橋之日機，乃由航空母艦運至杭州灣，故得晨熹來襲，肆其轟炸以去，其威力之大可知。建設航空母艦一艘，所費需巨萬，英國之 Furicus 號兩萬噸級航空母艦，造價在六百萬金磅以上，合我國國幣近一萬萬元，民窮財盡之我國，非所敢望。

(四) 各國防空高射砲隊比較表：

國別	隊數	砲數
英	六中隊	四十八門
美	六聯隊	三百零九門
日	二大隊	四十門
法	十中隊	二百門
意	十二隊	一百四十四門
俄	一聯隊一大隊	四十四門

高射砲爲防空利器。主要防空，雖賴驅逐機直接驅逐，有時敵機乘虛竄入內地領空，則皆賴高射砲臨時補救，予敵機以威嚇。尤其在航空未發展之國家，無多量飛機以獲得制空權時，高射砲之效用更大。如大戰末期，法國巴黎屢受德機襲擊，當時驅逐機尙未完全成功，幾全仗高射砲之力迎擊敵機。歐戰期中高射砲擊落之飛機，有二千四百六十七架之多，然當時高射砲之命中率極低，平均射擊一架飛機，需砲彈數千發。經各國歷次之研究改善，進步甚速，一九二五年試驗結果，每一百發可射中一次，最近當更有進步，或每數發必有一次射中。惟各國嚴守祕密，難明真象耳。一九三一年英每日新聞報載，英國在波馬斯軍港試驗二十糎之防空砲成績，至可驚異，射擊高度可達八千二百米，敵人一架飛機，撞過此佈有防空砲之區域之高空，須犧牲一百三十架飛機，英國新巡洋艦及倫敦均裝有此種高射砲，從此英之海陸軍與城市，不虞飛機之襲擊云。報紙雖或未免言之過甚，但其命中率之成績，大有進步，可斷言也。

(五) 各國航空國防費：

國 別	航 空 國 防 費	佔國防軍費總額百分數
英	七千四百萬金元	百 分 之 十 二
美	九千四百萬金元	百 分 之 十 三
日	三千二百萬金元	百 分 之 十 六
法	六千七百萬金元	百 分 之 十 五
意	三千四百萬金元	百 分 之 十 三
俄	九千三百萬	百 分 之 十 三

上表爲一九三二年調查,知各國之航空國防費佔各國國防軍費總額百分數,最多者爲日本,故其空軍日增維厚,有由來矣。

(六) 各國民用航空比較表：

國 別	飛 機	駕 駛 員	商 用 航 空 站
英	2070	3400	507
美	10780	17735	1178
日	350	650	55
法	1300	1100	176
意	700	708	98
俄	600	2204	240
德	985	2400	186

上表爲各國民用航空現勢，民用航空對於軍事有極大之價值，與陸軍之有後備軍同其意義。列強爲避免世人耳目，不便過量發展軍用航空，乃改頭換面求民用航空之發展，爭爲長維。故此次國際軍縮大會中，有限制民用航空與民用航空國際化之提議，從此可知民用航空之軍事價值矣。

(七) 概勢：

(甲) 英國。

一九〇九年七月二十五日，法人普勒氏駕小型飛船飛渡英倫海峽成功，使英國當局人民打破其島國安全之幻夢。英國陸軍部乃派遣三人至法學習航空，翌年歸國，駕本國自製飛機布里司脫試飛，機上裝有無線電與地上聯絡通報，演習結果，異常圓滿，此種飛躍猛進之現象，使英人大爲興奮，遂急起直追，期與法國頡頏，此爲英國發展航空之嚆矢。歐戰爆發，德軍於一九一七年六月至七月間，以飛機頻頻轟炸倫敦，英倫損失綦重，輿論大譁，政府俯順輿情，於是年實行空軍獨立，任命羅查威尼爲第一任航空大臣，轄全國所有之陸海航空部隊，經一九二三與一九二五年兩次之實施航空計劃，始成現勢。英國空軍服務人員較他國爲多，其空軍預算中受領俸給者四萬五千人，文職佔一萬人，英國新聞紙譏之爲「空軍地上步兵化」，然航空大臣則謂平時雖覺人員過多，有事時能利用之使組織完密，此英國發展空軍之概況也。其發展空軍之趨勢亦略言之，英國向爲世界第一海軍國家，以海上霸王稱雄於世，自空軍出現形勢爲之一變，有海軍而無空軍，海軍本身之存在已成問題，遑論其他。英海軍現又有日美與之爭雄，競造戰艦，頗難獨佔優勝，而空軍則有勢力雄偉之法國，予倫敦以無限之隱患。英人有見及此，知非有強大之空軍，無以圖存競勝，故英國在歐戰後，即努力發展空軍，其空軍力量現在已有相當雄厚，就軍用飛機之數量言，英雖居世界第五位，然其質量，並不遜於各國。論者謂英國空軍以裝備見勝，重質不重量，殆非虛語。本月上旬，英上院討論航空問題，航空大臣倫敦特里侯爵稱英國在大戰期末，空軍實居世界第一位，今已屈諸第五位，如他國不能減至英之程度，則英國惟有多造，……蓋英國之航空工業極其發達，有航空製造廠四十五所，有事時製造補充，並無困難，各國空軍軍備擴充無已，英國自不甘落後，吾人聆特里氏之言，當益信其然也。最近英國擬派皇家空軍第一百隊飛機至新加坡增防，又積極籌備開闢自英至香港之航路，謀樹遠東空軍實力之基礎，其野心亦可以概見矣。

(乙) 美國。

美國爲飛機之發源地，飛行術進步較速，一九一一年墨西哥叛亂時，曾利用飛機

飛往戰地偵察，開飛機參戰之先河。一九一七年美國宣告參與大戰，其空軍兵力有偵察機十中隊，戰鬥機十七中隊，轟炸機五中隊，在歐洲戰場中活躍，宣告休戰之日，美國在前線之駕駛員有七百六十七人，偵察員四百八十一人，在戰期中，全國軍事工業機關，協同努力，製造飛機，在大戰告終之十二月間，共製出飛機一萬八千餘架，其飛機製造能力，由此可見。一九二四年，斯密氏等三中尉駕駛達古拉斯複葉機，飛行世界一周成功。美人益爲興奮，他如太平洋橫斷飛行，大西洋橫斷飛行，兩極飛行，不着陸飛行，滯空紀錄等，不勝枚舉，屢創新紀錄，轟動全世界，造成美國國民之航空熱，航空發展，遂蒸蒸日上矣。美國空軍分隸於陸海兩軍，現在陸軍飛機有二千架，海軍飛機有八百架，美國因富於財力，空軍創設之時期，雖後於英法德諸邦，而其進步之速，則爲他國所罕見。日美在太平洋上互爭海上霸權，爲時已久，瀰變後，日佔我東北四省，美日邦交，益形惡化，日美太平洋大戰，恐終有一次爆發。在兵刃既接之時，純恃海空軍以決勝負，但日美海軍兩相比較，莫能相下，惟空軍美優於日，故美國欲制服日本，捨擴充空軍無有他道，此美國所以亟亟於發展空軍也。加以美人獨創長距離飛行之多，國民航空興趣之濃，促成其民用航空之發達，故現在美國民用航空居世界之首位。他如美國航空製造之能力，亦甚可畏，全國所有二十八處航空工廠，在戰時全體加工製造，月可出三四千架之飛機，其實力之雄厚有如此者。

(丙) 日本。

日本航空事業之萌芽，在明治十年，其時國內發生西南戰爭，官軍爲叛兵所困，政府命海軍機械士麻生武平與陸軍士官學校教官上原平四郎，製造氣球兩個，以供軍用，試驗時失敗。明治二十四年，日政府自法國購入育英式氣球，從事研究，以圖仿製改良，此後遂逐漸進步，三十三年，民間發明山田式氣球，日俄戰役中，攻圍旅順，曾使用此項氣球收效甚大。明治四十年，日政府知氣球在戰術上佔重要地位，是年成立氣球隊，爲日本陸軍航空之先驅，並組軍用氣球研究社；同年政府派德川日野兩大尉赴法研究航空，翌年返國，創製日野氏飛行機，是爲日本製造飛機之始。大正四年，因鑒於航空機之進步，乃廢止氣球隊，改爲航空大隊，有飛機二中隊，氣球一中隊，是爲日本成立航空隊之始。歐戰爆發，日攻青島，以飛機數架參加戰鬥，頗收功效，此爲日本空軍參加戰鬥之始。大正十四年，陸軍成立航空兵科，海軍亦於各處設立航空隊，並建造航空母艦，急謀軍事航空之發展，數年以來，經營不遺餘力，至今日已蔚然可觀。兩年來淞滬長城各口諸戰役，日機橫行，我國軍民備受蹂躪，吾人今日尙痛定思痛也。日本在發展空軍之始，飛機多購外邦，人材亦延聘外人，因其國內政局安定，其國人之富於摹倣性與進

取心，在政府整個計劃之下，楚材晉用，借助他山，十餘年努力之結果，今已能完全自給，然製造方面，較諸歐美猶有遜色，此乃日人無日不在研求，以期迎頭趕上者也。日本在九一八一日之內，據我瀋陽，我國所有飛機百餘架為其所奪，兩年來在侵略我國聲中復鼓吹其國內人民捐款購機，全國航空工廠均加緊工作，軍用飛機突增五六百架，不可謂不努力矣。美俄為日人心目中之二大勁敵，以三國海陸軍實力相較，日本固不多讓，以言空軍，則日本相差頗遠，如日本果抱決心與俄或美一戰，則空軍之發展，日本必視為國家之生命，而竭全力以赴之。最近報章所載，謂日本積極對美俄備戰，在一九三四年中，日本擬造軍用飛機一千架。非過言也。

(丁) 法國。

法國在革命戰爭時，即用氣球聯絡，以利軍事，故法國國民對於空中軍事觀念，較他國為早。一九〇三年，萊特兄弟發明飛機，法政府聞風興起，獎勵飛機製造，培植駕駛人材，進行甚力。在大戰爆發時，已有飛機三百架，法國空軍以每六架編成之中隊二十四隊，參加大戰，在戰期中，極力擴充，至大戰告終，共有戰鬥飛機十聯隊，飛機總數竟達三千四百架。一九二九年九月，法政府以航空分屬各部，指揮困難，遂成立航空部，所有航空人員及事業，一概集中於航空部，受部長統轄指揮。一九三一年一月，設立國土防空總監部，任白丹元帥為總監，統轄防空一切事宜，此種組織，在空中戰爭之今日，實為國防上所必需。法在大戰時，因空軍不能與德國抗衡，法境屢受德機之襲擊，和約告成，限制德國綦嚴，陸海軍備大部解除，空軍則不得有絲毫建設，然剛毅堅忍之德人豈甘永久禁錮，乃以其不屈不撓之精神努力於民用航空之發展，民用航空之改進，故其國內航空路之多，現為歐洲各國冠，更以軍備平等之口號，向國際呼籲，一九二八年得解除束縛民用航空之九條件，民用航空乃得盡量發展。法人視世仇之德國，勃然而興，慄慄危懼；加以東南之意大利在墨索里尼之統治下，努力發展空軍，於阿爾卑斯山麓建設一空軍長蛇陣，顯然向法示威，德意最近復沆瀣一氣，遙為聲援，法人益懼。更有強大之英國在其西北，僅一多維海峽之隔，故法國三面受敵，在此種國際情勢下，法除以其空軍實力分佈於德法邊境及西北邊疆而外，惟有用再接再厲之精神，發展空軍，長久保持「空中之王」之榮冠。此法國發展空軍之概勢也。

(戊) 意大利。

意大利於一九〇九年，始籌設航空，當時飛機均向英法兩國訂購。大戰爆發之翌年，意國加入協約國參戰，在戰期中盡力發展航空，空軍在戰時亦著相當戰績。戰事告終，政府疲弱，社會騷動，軍備不振，殘餘飛機僅二百餘架，整個國家陷入紛亂中。墨索里

尼乘機崛起，掌握政權，國內大定，墨氏視空軍之強弱，爲意大利興衰之關鍵，乃於一九二三年組織航空最高委員會，自任委員長，管轄全國軍用航空。與民用航空。一九二五年八月，又改組爲空軍部與陸海軍鼎立而三。一九二七年二月，設立陸海空三部總參謀長，以統一三軍作戰計劃，墨氏自兼其職，復委巴爾波將軍爲空軍次官；同年三月，墨氏在羅馬郊外，檢閱意大利空軍，作第一次大規模演習，並遣飛機在非洲東海岸作遠距離飛行。翌年五月，六十架飛機編成一旅團，在地中海沿岸，演習飛行，各國驚其空軍進展之神速，咸稱揚墨氏之功不置。巴爾波精悍絕倫，佐墨氏治理空軍，偉績卓著：一九三〇年九月，巴氏率水飛機九架向西部地中海作遠距離之飛行，是年十二月，又率轟炸機十二架經非洲西岸橫斷大西洋，距離達一萬又四百公哩，歷受艱險，均底於成。一九三一年秋，意大利航空隊六十九中隊，飛機八百九十四架，舉行空軍大演習，使法國極表驚服。意大利空軍之所以猛進，要由國之空軍領袖，能以身作則，不辭艱苦，爲國楷模。其空軍編制系統，概取直轄主義，政令統一，秩序井然，空軍之精神罕有出其右者。意大利爲半島國，海軍在地中海之勢力，足以抗禦法國，陸軍無所用之，意大利因得以全力發展空軍，墨氏亦抱空軍萬能主義，有以「飛機佈滿意大利國土，發動機爆聲消滅一切雜響」之語。其空軍之假想敵厥爲法國，故意大利之空軍實力，均集中於意大利北境阿爾卑斯山麓，俾一旦有事時，即可飛越阿爾卑斯山，作先聲奪人之計。去年夏季，意國海軍在地中海北部及西西里島沿岸協同演習，顯係以法國爲對象。今年七月，航空部長巴爾波率領二十四架水上飛機參加芝加哥博覽會，世界震驚，揚國威於寰宇。意國空軍之實質亦可見矣。

(己) 蘇俄。

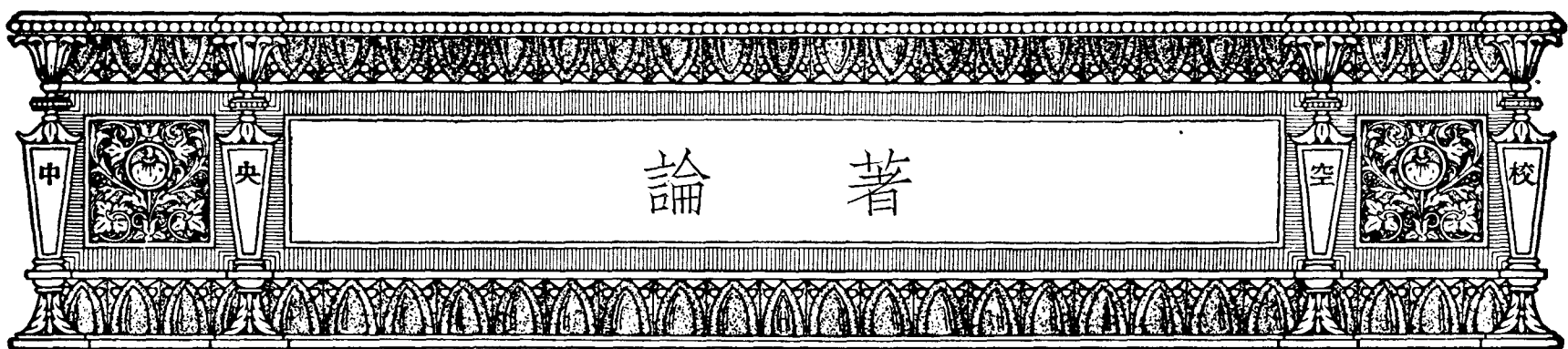
俄國航空始於一九一〇年，是年國外留學生三人回國表演飛行，以引起國人之興趣。大戰爆發，俄國捲入漩渦，因缺乏空軍，頗受德國飛機之威嚇，自是乃徐圖發展空軍，戰事告終，以自法國購歸之飛機編成三十九中隊，僅有飛機一百八十架，設備甚不完全。一九一七年，俄國革命成功後，國內革命基礎漸臻鞏固，乃以全力發展航空，時有「萬事漸停，首先發展航空」之口號。一九二〇年，有飛機三百五十架，駕駛員稱之偵察員一百九十七名。至一九二五年，已擴充爲七十八個飛行隊，復與德國締結密約，將其進步之航空工業，輸入于民間工場，同時獎勵民間航空，鼓吹自給。一九二八年，竟能製成五百架飛機，擴充飛行中隊爲一百隊，一九三〇年，增至二百中隊，飛機數目約有一千七百架。現已增至二千架矣。蘇俄因實行共產主義，世界資本主義國，視爲仇敵，近年來國際情勢，始稍稍轉變，乃得盡量發展空軍，在第一次五年計劃中，對於航空，已建設

一完善之基礎。斯丹林曾宣稱將來必與世界資本主義國家搏戰。故其對於空軍之建設，呈突飛猛進之象，有加無已。去年三月，日軍深入滿州，蘇俄曾派飛機八十架在距哈爾濱二百五十哩之地降落，曾使日本大為惶急。現在日俄因滿蒙利益衝突，邦交日惡，日本陳師北滿，蘇俄則在近滿州國邊境擴充機場，充實空軍力量，作一包圍滿州國之形勢，蘇俄發展空軍之緊張狀態，已不言而喻矣。

長途飛行之常識

亦權

- (1) 凡長途飛行當趕早動身。
- (2) 水油箱充滿不使漏洩。
- (3) 試驗羅盤有無差誤。
- (4) 攜帶應用工具。
- (5) 若飛迷方向之擇地降落或低飛以識別所達之地點，然不可超出航向。
- (6) 確知航空機汽油之流動法。
- (7) 發動機發生故障即當擇地降落，不可猶疑不決。
- (8) 降落不熟諳之地時必先須降低至距地二三百尺，環繞數週視察有無障礙，擇最佳之地而降落。滑降之時，不可將發動機完全關閉，氣候寒冷時尤然。
- (9) 強迫下降時當立即報告所在地之地方官廳，倘飛機有損壞則確實報告損壞部分。
- (10) 迎風降落為飛行最安之條件，故風向應時刻牢記心中，防其強迫下落。
- (11) 飛行途中須精審偵察地面有無可降落之場以防萬一而降落。
- (12) 由不熟諳之場起飛應步行場之各處視察前方有無障礙，若邊場小不敷離地之用，則不可勉強，應將移至稍寬之地，並由場各方考察情況，視可起方可起機，以免危險。
- (13) 在野地開動發動機時，可以機頭對準風向用繩縛住尾撬於地上搖官擋輪。
- (14) 起機時如距地甚近而速度甚小時不可急轉灣。
- (15) 倘於飛行航程中有損害人民私產及地物，應設法尋覓地主而囑其開單報告損失物，以資賠償，此事宜於當時行之。



設立航空製造工廠之必要

湯達明

近來航空救國之聲浪，甚囂塵上，報章雜誌，常見有此類之鴻文巨作，然論者類多徒知多購飛機以治標，忽視自造航空器以治本，聽者不察，亦率爾附和之；於國家前途影響實大；茲就管見所及，申述其理如次：

(一) 就國防及航空器之壽命而論。我國海軍勢力極為薄弱，據海軍部長陳紹寬言，「不堪日軍一分鐘之攻擊。」則其衰敗之度，當可想見；苟吾人與某國發生戰事，彼必利用彼之軍艦，封鎖我海口，各種輸入均行斷絕，航空器更無論矣。查航空器之壽命，平時長者，不過三四年，短者，則僅一二年或二三年而已；又常有意外損壞（如普通所謂飛機失事即是）。若在戰時，則損壞之機會更多。各國關於航空器，平時每年均有補充，如有飛機一千架，則每年須備三百至四百架補充之。其在戰時，尤能大量製造。如美國若與他國發生戰事時。在一年之時間內，全國總動員，能製造飛機二萬架。今我國即令於平時所購飛機甚夥，然因此年復一年之補充，時有減少，而戰時又受港口封鎖之限制，不能增加。況根據國際公法，戰時中立國不能接濟交戰國之軍器，亦能予吾人以限制，如此次熱河之戰時，英國提議，禁運軍器與中日兩國，即為其證明，昔法國霞飛將軍曾云：「戰時無戰器之補充，其結果必敗」。苟吾人不幸與某國發生戰事，則戰端一開，即可豫卜我國之不能操勝算，實無可諱言者也。

(二) 就航空器之進步及帝國主義者之野心而論。航空器進步之迅速，在近代科學中，實無可與倫比者，而各國近猶研究未已，用無線電操縱之戰鬥飛機，最近即將見諸事實；然各帝國主義者之野心，亦與日俱增，世界第一次大戰方過，第二次世界大戰復躍躍欲試，其目的在擴大其國家勢力，使其他各民族國家，供其無饜之宰割而已；故對於軍器，猶努力研究，國家或更設獎金以獎勵之，其有所新發明或改良者，則嚴守秘密，使其他之國家，無從防禦。今我國即令具有最大決心，能多量購買航空器，彼所出售

者，亦必非最新式最優良者；而爲低級者舊式者而已。苟吾人一旦應之於戰事，則勝負之數，豈待決耶？

(三) 就金錢外溢及我國民生狀況而論。我國近年來金錢外溢，據海關報告，每年之增加，殊足驚人。即以航空器一項而言，最近一年之輸入者，幾亦達二千萬之巨；依照我國近年來民生狀況，因水旱匪亂，交相煎迫，已凋敝不堪，向外購買，即已不當。況向外購買，因彼等之生活程度，高於吾人遠甚，其工資超於吾人者，至少爲八倍乃至十餘倍，故成本極爲昂貴。且其運送時，更加有裝箱搬運保險等額外費用，計其所值，亦必在百分之八左右。苟吾人自設有製造工廠，而利用我低廉之勞工，豐富之原料，其製造所得之結果，當較舶來品成本低廉多多也。製造工廠既經設立，則其他如鋼鐵事業，鍊鋁事業，挖鑛事業，木材業等等，勢必亦相繼演進，如此自可減少無數之輸入，而得救濟大多數之失業人民，補益於民生者，實非淺鮮。計誠良得，奈何提倡者，毫不思及於此也。

(四) 就對於我國國民性之影響而論。航空器係作用於空中，既須輕巧堅強，又須敏捷穩定；故製造航空器，殊非易易，國人因此，即以爲吾國工業，如此落後，欲設立製造工廠，實爲不可能之事。無形中將其自信心，完全喪失，而惟存一種事事物物須求助於人之依賴心理，苟且偷安，不圖振作，此種心理，即不啻自承其爲劣等民族。其影響也，小則任受人之欺凌，而不知起謀抵抗。大則直能亡國滅種，危險之烈，可不甚哉！然試一查我國人之聰明才智，實際並不遜於其他民族，如我國人之留學於歐美者，成績輒爲其曹之冠，即爲明證；所惜不善自用耳！苟能堅強吾人已失之自信心，而事事努力好自爲之，其所成就，恐亦未必次於他人；曩者，廣東之羊城號，海軍航空處之成功號，均係由吾人自行設計，自行製造，其性能較之外製之同式者，亦未見有何遜色，今誠能於此時期，設立航空製造工廠，則吾人已失棄之自信心，可以恢復，使國人認爲最艱難之航空器，猶能自行製造，則其他各種之工業，當尤屬易爲，而得鼓勵振興實業之機會。救亡圖存，莫善於此，負指導輿論之責者，曷亟早提倡之。

抑尤有進者，航空器既由吾人自行製造，乃得任吾人之意，以全力謀數量之補充，與性能之改善；另一方面，又予吾人以自行研究之機會。吾國人之聰明才智，前已言之，原不弱於其他民族；則設廠自造之結果，因而更能對航空器獲得改良或新發明，亦非不可能之事，如此則其利更大矣。

然設立製造工廠，首必具有大量之人材，次必具有大量之資本。關於前者，可趕派留學生，赴各國學校研究工廠實習，於國內則設立機械訓練班，以供他日製造廠中之用；至於設計人材，如一時未及訓練，則不妨暫聘各先進國之航空製造工程專家擔任，或

即購買某項認爲最優等飛機之製造權亦可。關於後者，我國經濟，現雖困難達於極點，然苟能節省此一年向外購買航空器之半數，而以之設立製造工廠，則綽有餘裕矣。

日本自上海之戰後，鑒於空軍威力之宏大，近已極端努力於其航空器之製造與擴充，如三菱隼式戰鬥機，三菱鳶式偵察機，以及其他各種之八七式，八八式，九一式，九二式，一三式，三八式，N三五式，及最近正在設計之九三式等飛機，均係自行製造者；成績之優良，現認爲均極可觀。彼以侵略者，猶且如此，奈何吾日呼收回東北失地之備受侵略者，尚睡長沉沉，而不知醒也！

對於本校屢次招生的感想

劉福洪

本校是國內唯一的空軍幹部學校，中國空軍的強弱；中國在未來戰爭中的勝敗；本校是操着非常的關鍵。所以本校的成功或失敗，牠的影響實足以決定國家生命的榮辱和生死。可是本校的成敗又決定在那一點呢。

我想每一個人都知道；無論那一個學校，畢業學生的優劣決定學校的成敗。可是一般人都忽略了對於“招生”的重要性。“招生”這問題在我認爲是一件非常重要的事，我看到本校屢次招生的結果，覺得有許多感想要說的。

在第三期飛行科招生的時候，規定名額爲一百名；但實際只取足八十名。雖然後來有一百多，那是因爲集合了東北，軍校和華僑同學們才有這數目的。

到第四期飛行機械兩科同時招生的時候，就有更使我們驚奇的現象了：

第一 飛行科招生又不足額。其實不足額是不成問題的，因爲我們要求真材實料的學生進來，是絕不可以麻糊的，但是話又說回來了，在數百名報考的學生中，因爲身體不及格者就打掉了大半。由此就可以曉得我們貴國人的體格如何了。所謂智識份子國家中堅人物的身體就糟到這樣地步；我們的國家還不危險到十二萬分嗎？這比外來的侵略還要利害的多啦！東亞病夫的譏笑，我們能怪怨人家嗎？我們假若不願意接受這個稱呼！那就得拿出點顏色來給人家瞧瞧。

第二 報考機械科的比飛行科多了幾倍；而且機械科限定資格是初中，然而竟有許多高中畢業的人，不考飛行科而降低就機械科。固然我們認爲機械與飛行並沒有高低之分；同樣是爲航空救國而來。但是爲什麼報考機械科的要比飛行科多幾倍呢？依我看至少應該人數平均；甚至於飛行科應該比機械科要多幾倍才對。然而現

在適得其反，你以為初中畢業的比高中畢業的多嗎？可是不盡然；因為有許多報考機械科的是高中畢業呢！我雖然不知其確數，一部分總是有的。無論如何這個不平的現象，我相信是有許多原因的，現在據我所見，檢最大的原因分述一下：

1. 因為一般人對於航空還是沒有明瞭，沒有正確的認識。尤其是對於飛行以為是有絕大危險的，你想凡是現代的國家，對於航空是多麼重視！而我國的民衆却是如此。固然我國航空的幼稚也是原因之一；但是我們航空宣傳之不廣，也不能不認為是最大的原因。因此我想到我們的宣傳有擴大的必要。無論全國民衆，至少應使之知道航空救國的重要。與近代航空的安全率之增加。這兩點我認為是必須使深入民心的一些常識。

2. 我校淘汰率之大，我認為也是一個重大原因，就按第二期說，最初九十多名；現在祇有四十九名了。差不多二分之一的淘汰率。在校中無時無刻都有被淘汰的可能。假若任何一個被淘汰而去的學生，將這情形告訴他的朋友；甚而至於再錦上添花的毀謗上幾句；（因為懷恨的緣故）那就更糟了！這個不確實的情形，頓時可以傳到許多人。因為這種情形比較宣傳航空救國還要快的多。普通人的心理都是這樣的。這樣一來至少有許多人受影響而裹足不前。也有的就要轉考機械科了。這雖是揣測之詞。我自己相信是有這樣情形的。至於淘汰學生是為要求真實人材起見。且是學校行政事宜，是否有當？我管不着。

其餘還有些小的原因，我且不必說。不過我還有些話要說哩！

我們中國人是窮的多，有錢的少；這是誰也知道的。而且據我觀察所得，窮人家的子弟，自小就在窮苦的環境中奮鬥；每日勞動，乃是很有益的健身運動，不比富家子弟，終日養尊處優，搖籃推車；不走一步，不哭一聲。所以相形之下身體就有強弱之分了。而且求學時代貧兒因環境所使一味用功；富兒則手有餘錢，雜談外務。結果學識程度，亦有優劣之別了。（不過也有許多例外的）所以我說本校此後招生時，應該替窮人這方面多打算一下。因為一般的現象，貧苦的青年比養尊處優的公子要好得多。

比方說在外埠（如北平）報考的人，來杭旅費，和在杭宿膳費；非百數十元不能行。這個數目，即非普通人所能擔負。我的意思，以為初試時不取報名費。初次檢查體格要嚴，免的第二次淘汰。再，初試錄取後，來杭覆試應予以相當津貼，譬如軍校招考，初試學生錄取後，即通告起程日期並規定集合地點，和時間。然後集合團體，由校部派人領導。沿路交涉免票火車與輪渡。並且到校後為覓相當免費住屋。（須知我校覆試，連檢查身體須等一月之久）。這樣再由起程之日起，按日給與津貼大洋五角。直至入校之日。那些沒有錄取的，就另給津貼，令其歸家。或者亦可以令各省保送，旅費由各省負擔。這

是說本校不能担負的話。假若我能這樣實行我相信以後招生結果。一定可以滿意。而且貧苦的學生，也救國有途了。

防空實施

賴遜岩

講到防空就會認到空中轟炸。一八九九年海牙第一次和平會議，有自一八九九年起，五年內禁止在氣球上或用其他同樣方法拋擲炸彈之議決。此議之能通過者；實因當時的航空事業尚未見發達，重於空氣的航空器也未見諸人世。至一九〇三年，美國賴侯脫兄弟(Wright Brother)發明飛機後，各國軍事專家就曉得飛機對於戰爭上是有無限的威力，一九〇七年海牙第二次會議時對於七年來共同遵守的禁約，遂予廢除。一九一一年意大利征 Tripoli 時即用飛機作空中轟炸。但因飛機本身上的設備不完全，且無地面組織，故未有顯著的成效。迨一九一三年西班牙征摩洛哥之戰，空中轟炸的威力已有基礎矣，因飛機上已有瞄準器的設備和炸彈上有安全信管之裝置之故耳。

一九一四年歐戰爆發，聰明的德意志已深知飛機有作長途轟炸之可能。於一九一四年八月三十日德國轟炸機一架於天色將晚時分出現於法京巴黎；從事轟炸，散佈傳單，是役為歐戰時飛機參戰之始，當大戰初期各交戰國投彈技術尚屬幼稚。其所用的炸彈，也為普通礮彈所改造者。至於投彈方法也是直接以手投之。至一九一五年方有炸彈架的設備。其後飛機之構造，及內部武器的設備日見精良，在軍事上所佔之地位日見重要矣。其在戰場上之威力也遠勝其他兵種之上。自歐戰告終到現在，各國對於空中轟炸之重視實不可思議。各國對空中轟炸之論調也各異。

美國 近世轟炸機，為現代戰爭中制敵人生命最有效之武器。

英國 今日一國所謂之主力軍者，無不有輕重轟炸隊之組織。

德國 於戰爭攻擊時可收極大之成效者，同時人民生恐怖之心理的，舍轟炸機外，其何屬焉。

意大利 空中轟炸，於戰爭上極為重要。現在雖為空間及時間所限，不能盡其所用。然參其過去之動作，即可測定其未來的發展，其為戰爭上之主要武器實無可疑。

今日各列強之重視空中轟炸已若是，則將來戰爭，轟炸之目標選定也已轉移；日下主張用重轟炸機，以殺傷前線作戰之兵士殆無其人。如軍械庫，鋼鐵廠，堅固的建築，

重要軍港,要塞砲台,對於軍事有關的主要建築,都市要鎮等皆為空中轟炸機唯一的目標物,上述空中轟炸的利害,必能想到防空。防空為現今國防上之第一要件,世界各國對於防空設備早已努力,惟吾人尚未注意,言之實令國人戰慄,且我國之要都重鎮多居沿海,一旦對外發生戰事,已易受敵人之海軍脅迫,又加以空中襲擊,勢將盡毀無遺。最可注意者即是我們唯一的敵人在台灣作空軍根據地,以最新式的轟炸機,則其對吾東南沿海之襲擊不過數小時內即可達到其任務,其距離最近者;如由台灣至福州不過一百五十餘哩。由此觀之,若台灣有了航空軍港誠我國東南之大患。至於華北也有同樣之危,日本帝國主義者,現已極力建築旅順成為一個重大之航空軍港,其目的不單控制南滿以防蘇俄,同時也是對我華北為主因。觀我國現今所任之環境對於防空之設備萬不宜遲。大中華能否繼續生存於世界上惟看我國人對航空事業能否重視,對於防空之設備是否能急起直追。論及防空事業,甚為複雜而且不易,普通可分為:陣地防空都市和要塞防空。同時也可分為積極和消極兩方面。

(甲) 積極防空設備

一、防空飛行隊: 防空飛行隊為防空之主體。戰効最大。專利用短小精幹的驅逐機,其速度,昇高率,都遠勝他種飛機。防空驅逐隊,有防空聽音機,及其他通訊機關之

表為德國射落聯軍飛機總數

時 間	以飛機射落的數目	以機關槍及高射炮射落的數目
1915年		51架
1916年	784架	322架
1917年	2,530架	467架
1918年	3,637架	748架

幫助,接得敵機來襲的消息後,即能於最短時間內昇至高空,在敵機未到我防線時加以狙擊之。雖不能把敵機一一射落;但最低限度,可使敵機難達到其任務。據歐戰調查之結果。(如上表)吾人即知防空飛行隊的防空効力遠勝於其他防空兵器之上。進一步防空飛行隊也有轟炸隊,偵察隊的組織,其任務專毀滅敵人接近於我國防線的航空根據地,并偵察敵人空軍之行動。

(二) 高射炮及高射機關槍：高射砲及高射機關槍為防空兵器中之主要者，通常配置於要域之四週，其任務；為射擊當空來襲的敵機。雖不能一一命中；但是在他



圖一 英國維克斯 75 m. m. 輕高射炮

方面可使敵機不能任其所欲。同時可使敵機的隊形分散，便利我方的驅逐機向敵進攻。現今高射砲的構造日見精良；其命中之效率也日見增加，如一九一八年九月間德國對巴黎之空襲共有四百八十三次之多，而能達到巴黎實行其任務者，有七十

三架，被高射砲擊落者，有十三架。況且歐戰時高射砲命中之效率遠遜於今日。據一九一六年兩戰場，法軍平均放 11,000 發子彈，可射落德機一架。但最近據美國陸軍部發表，平均二十發子彈可命中其一。不單命中之效率增加，且射程也增大。現在 100 m. m. 口徑的高射砲射程可達 7,000 公尺至 10,000 公尺。至於普通輕高射砲 75 m. m. 口徑的其射程也能達 2,000 公尺至 7,000 公尺。每分鐘能自二十發至三十發。其所用之砲彈，皆為炸裂彈至高空時爆炸。



圖二 高射機關槍之一種

至於高射機關槍：其任務專為射擊低空飛行的敵機，因為高射砲不能勝任之故耳。因為視角之關係，吾人看見低空飛行之飛機更覺得其快，故此射擊之瞄準角度也改變得快，因此非有那輕便移動靈敏且為連珠發的高射機關槍以應付之則不可。如對於 2,000 公尺以下的飛機，以高射槍射擊之最為適當。其配置之地點為要塞之四週，或主要建築之上。(如圖二)。

三。聽音機：聽音機為防空警報之一，新式聽音機在空氣良好時約有七千至

九千公尺之捕聽距離。若遇惡劣的天氣則多不能準確。此爲其短處之一。現今最新式



圖三 聽音器之一種(法)

普通可達8,000公尺之高度)一助防空驅逐隊之進攻,二使高射炮可得目標。用時以三至四台同時照射爲最宜。

五。阻塞氣球：阻塞氣球其能發生効力多在夜間,故其爲夜間防空器之一。其配置之地點則在要塞重地的遠郊之外,最好在預料敵機必須經過的航線上。阻塞氣球可昇上至3,000公尺至5,000公尺之高度,其垂直之繫留索,因風之吹動,能成一直立塔形(半徑達500公尺至600公尺)若飛機經過其範圍之內,則不難使其研觸着繫留

索而下墮。若在要地之四週多放繫留氣球,則飛機實不易侵其境。然在晝間則完全失其効用。不單失其効用;且爲敵人作攻擊之目標。

六。防空監視哨及其他通訊機關的設備：防空監視哨設於各地,散布四方,是一種偵探性質。如發現或預得敵機來襲之消息,即迅速報告防空本部。

七。烟幕：烟幕爲新近防空物之一種;其使用之方法是由飛機施放,能在最短

者能自動紀錄飛機的方向所在及其高度之變動。聽音機多用以夜間,其任務爲測定敵機來襲之方向通知照空燈隊。其配置之地點多在各要地之前方。

四。照空燈：照空燈裝置於防空砲隊之地。爲夜間防空不可缺乏的東西。其任務專找索在黑夜飛行的飛機,其找尋敵機之方法;是由聽音機之幫助指示方向,然後以光芒照射,已找得後則隨飛機之移動使被照的飛機不能逃去光芒的範圍,(現在的照空燈



圖四 照空燈之一種

時間內，可把都市或要塞的領空整個遮蔽之。使敵機不能找得其地面之目標，則無任行其任務。

以上所述為積極防空之數種設備，由政府辦理之。以下則設消極防空方面，消極防空，多由人民和政府機關共同辦理之。

(乙) 消極防空之設備

一。警報。警報的任務是把敵機來襲的消息，以號笛，或播音機，或警鐘，或其他信號預告市民及防空部隊。

二。燈火之管制。夜間空襲多在黎明或薄暮時施行。故燈火管制的目的；為使都市的燈火能在同一時間內全數熄滅，或遮蔽之。如若交通上重要燈火不能熄者，可改用有色燈光，或用水燈蓋掩遮之。使敵機不見其地面之目的物。

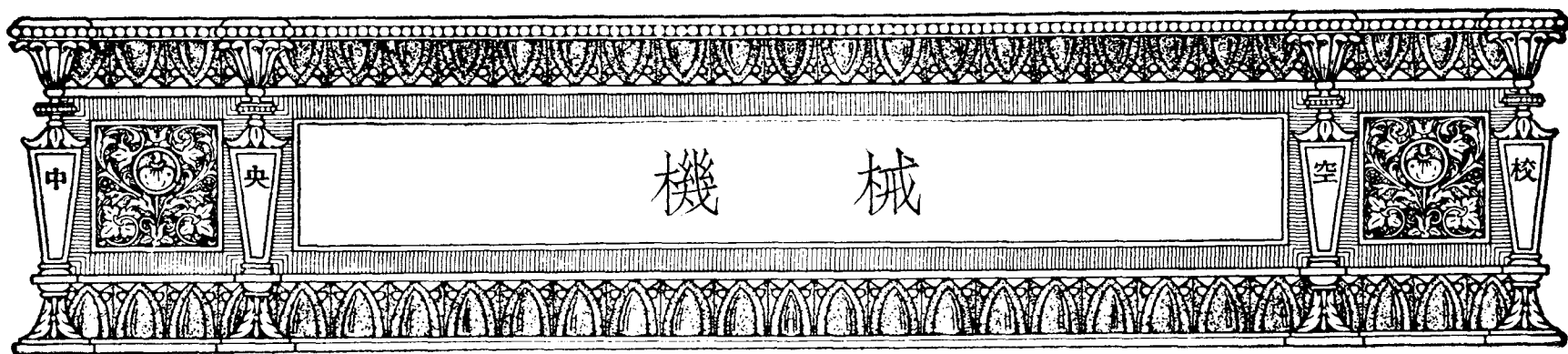
三。消防。消防隊的任務，不單消防；而且要從事救護罹災的人命救助。消滅火災及消毒等工作。其組織多為普通都市之消防隊加以訓練之。普通分為：消防班，防火，技術等班數。

四。救護。救護的任務不單救治受傷者；且分為有救護班，避難收容所，治藥防毒，救護隊的組成，為醫生，看護士及其他青年團體，如童子軍等。

五。偽裝。偽裝為消極防空常用之一法，其目的在使敵機難獲得正確目標，使其判斷上感得困難。偽裝之種類：有顏色的偽裝，形狀之偽裝，高低度利用陰影投影等偽裝。

六。氣象觀測。航空與氣候有密切之關係，防空亦然。天氣有的利於攻不利於防。有的利於防不利於攻。有的利於攻防。有的不利攻也不利防。據經驗之結果。如從根據地至襲擊目的地的航線上氣候不良則不利於攻。如航路上天氣良好，目的地的天氣惡劣則利於攻。如各地皆晴朗則於攻防皆利。反之各地之氣候皆惡，則不利攻防。由此天氣之觀測對於防空亦有補益。不過用不良之天氣，惡劣之環境，施行空襲，出奇致勝者也有之。故氣候之觀測僅為防空之參考物，實不足靠。

以上所述為防空實施之大概。



製造飛機國產材料概況

文士龍

導言。我國創辦航空垂三十載，迄今尚無一自材自製之飛機出現，偷安苟且，自甘落後，實為我國家民族之重大恥辱，較之東北淪喪，淞滬燬滅，尤有甚者。

近來航空救國之聲，甚囂塵上，一般熱血急躁之士，日惟號於衆曰：『購機救國；購機救國』；是誠末之思也。一機之價平均為十餘萬元，以重量言，約為此飛機之四倍，是一船飛機入口即有四船現銀出口也。以我國幅員之大，陸海軍之薄弱，若建設最低限度之空軍，須有飛機一萬架，補易損舊，以百分之十計，每年亦須添購千架，若舉此數皆購自外洋，是空軍成立之時即人民槁死之日，此自殺之政策也。故吾人目前最需要之口號與工作，莫如『製機救國』。且不僅自己能製而已，必須用自己之材料，非萬不得已，不求諸人，如此方能有益國防，無害國民經濟，是澈底之辦法也。願國人尚有疑我國缺乏製造飛機之材料者，爰就國內重要出產之可以製造飛機者調查如下：

一 金屬。

製造飛機與發動機之金屬大別之可分為二類，即鐵類與非鐵類。

鐵類包括鐵與鋼以及各種之合金鋼如鎳鋼，鉻鋼，鈮鋼，鎢鋼，鉬鋼等。

非鐵類包括鋁，銅，鎳以及各種之合金如硬鋁，黃銅，青銅等，錫，鉛，以及各種減摩合金均屬此類。

我國鑛藏之富甲於天下，上述各種金屬，蘊蓄甚多。祇以工業落後未能盡量開採，甚至探覓調查亦未普遍，貨棄於地誠足惜也。茲將已經開採，調查及發現之金屬概況述之于下：

(1) 鋼鐵。我國鐵鑛堪採礦量約十萬萬噸，就其分佈之情形言之，遼甯一省約

占百分之七五,其餘則分散於察哈爾及揚子江流域,略如下表所示:

遼 甯	387,580,000 噸
察哈爾	91,645,000
湖 北	56,862,000
安 徽	50,000,000
江 蘇	35,000,000
河 北	32,000,000
山 東	29,000,000
熱 河	22,680,000
江 西	18,060,000
福 建	7,500,000
河 南	4,400,000
浙 江	2,000,000
共 計	737,027,000 噸

再就開採的情形調查,可將各主要的公司列成下表:

公司名稱	所在地	資本性質	儲量(千噸)	經營概況				
振興	鞍山	中日合辦	413,740	採(產品供給鞍山煉廠)				
本溪湖	廟兒溝	中日合辦	74,257	採(產品供本溪湖製鐵所)				
漢冶萍	大冶	官商合辦,借日款有 售砂合同	17,300	採(輸往日本)				
裕繁公司	繁昌	借日款有售砂合同	4,234	採(輸往日本)				
寶興 益華 振治 福民 利民	當塗	借日款有售砂合同	9,125	採(輸往日本)				
魯大					金嶺鎮	中日合辦	13,700	停
弓長嶺鐵 鑛公司					弓長嶺	中日合辦	270,000	未
湖北官鑛局					象鼻山	省辦	8,538	採(產品銷日本及揚子機器廠)
宏豫公司					修武沁陽	商辦	1,019	停
秣陵公司	鳳凰山		2,000	未				

公司名稱	所在地	資本性質	儲量(千噸)	經營概況
涇銅公司	銅官山	官商合辦	3,190	未
永平	灤縣	商辦	32,420	未
龍烟	宣化龍關	官商合辦	91,645	

由上表的統計,我們可知:(一)鐵鑛貯量的百分之八十以上都握在幾個中日合辦的公司的手中,而振興公司完全是日本帝國主義者的壟斷物。(二)官辦商辦的各公司現都陷于衰落停頓,尚能繼續開採的大都借有日債須供日本以鐵鑛砂的關係。如漢冶萍公司資本總額共有兩千萬元已借日債五千萬元日金,借款合同非常苛刻。1913年售鐵合同規定該公司於十年內供給日本生鐵八百萬噸,礦砂一千五百萬噸,砂價規定遠在市價之下,礦砂成色規定須含鐵百分之六十五。且公司各種工程會計等顧問皆為日人,一切開支不得日顧問的許可不得支付,一切工程須受日方工務所的支配,二十一條關於漢冶萍公司中日合辦的形式雖未實行,然實際上該公司早已是日本帝國主義者的掌中物了。

次述鋼鐵的生產情形。

我國境內最大及較有希望之鋼鐵廠為遼甯之本溪湖煤鐵公司,滿鐵會社之鞍山製鐵所及漢冶萍公司。不幸此三者皆為日本帝國主義者的掌中物。據最近統計:日廠及與日資有關的各廠全年最高產量鐵為百萬噸鋼七萬噸。我國獨資的有漢口六河溝公司,煉鐵爐一,年產最高量三萬六千噸;浦東和興鐵工廠,有煉鐵爐二,年產最高量一萬六千噸,煉鋼爐二,年產三萬噸;龍烟公司有煉鐵爐一,年產九萬噸,今未開工;陽泉保晉公司,有煉鐵爐一,年產五萬四千噸;太原育才煉鋼廠,有煉鋼爐一,年產七千噸;及高昌廟上海機器公司,煉鋼爐二,年產一萬噸,共計最高產量鐵為十四萬七千四百噸,鋼四萬四千噸而已。自營各廠產量既微,且陷于時停時煉之境,而日營之鞍山本溪日有長足之進展,實際上已占全國產額百分之九五以上。

我國已有的各鋼鐵廠,在帝國主義的資本勢力壓迫之下既已陷于這樣的不景氣,實業部為另求發展計,曾計劃一鋼鐵廠。鑛砂來源為湖北,江西,安徽三省,貯量估計,約三千二百萬噸,資本為二千萬元,預定產額年為十五萬噸,刻正與德商訂約中,將來成績如何,目前尚難憶斷也。

(2) 鋁 鋁為一種白色光澤之金屬,其特性為質輕而不銹。在飛機製造方面,鋁合金年來應用最廣,大有取其他材料如普通鋼鑄鐵,銅合金以及木料等而代之之勢。茲將由試驗所得各種材料(每平方耗)之斷裂抵抗及其密度 δ 表列於下:

材料名稱	R	δ
木	3 疋	0.8 (平均數)
硬鋁	38	2.9
普通鋼	38	7.8 或 7.7
特別鋼	60 或 120	7.8 或 7.7

由上表可知在各種材料中對於抵抗強烈外力以硬鋁及特別鋼在重量方面為最輕便。

製鋁工業在我國雖尚未萌芽，然我國境內蘊藏之鋁礦頗為豐富，查純鋁之重要來源為鐵礬土，明礬石，及含鋁養豐富之粘土。此三者我國皆產有之。

鐵礬土礦產地首推山東博山淄川一帶。據北平地質調查所調查化驗之結果，各礦含鋁養平均在百分之五二以上，鐵養則在百分之四以下，可知該礦所含鋁養之高，鐵養之低，誠為良礦。全礦估計紅鋁石六千八百萬噸，以六分之一為可製純鋁之成分，可製純鋁一千一百三十萬噸。

又遼甯省之復州及其他各地亦產此類礦石，經日人之分析其成分如下：

矽酸——16.34	鋁 52.20	養化鐵 16.73
水分——16.49		

日本最新樹立之滿鐵工業政策中已加入發展製鋁工業一項。因滿州鋁礦所含矽量甚多，現有之製鋁方法不能適用，日人正在積極研究欲求得一新方法。以利用此大宗之鋁礦云。

明礬石礦由明礬石製取苛性鉀其重要之副產品為純潔之鋁養，由純潔鋁養應用高溫電解法可製純鋁。

我國明礬石礦產地甚多，著名者有二：一為浙江平陽，一為福建福鼎。平陽礬山，苔湖二區所產之明礬石含鋁養平均均為百分之卅。鉀養雖低，尚在可以提煉苛性鉀範圍之內。含量僅以礬山一區計算，可得純鋁八千萬噸。福建福鼎之礦連接平陽，民國七年日人小山一郎調查述及該礦貯量尚多。當時有明礬製造所卅二家，年產四十萬担。

粘土礦由粘土製鋁為德人在歐戰時所發明，當時所用粘土平均矽養百分之五三，鋁養百分之三九.七，基性法與酸性法並用，同時挪威亦經試驗成功，所用粘土含鋁養百分之十六。

我國粘土所在多有，經調查含鋁養在百分之三十以上者有江西星子，高嶺，遼東復縣，開灤耐火土，夏河口琉璃溝等處，所產皆可以為製造純鋁之用。

(3) 鎢 鎢為製造合金之重要原料,在航空發動機上,鎢鋼為製造汽門之最好材料因其能耐高溫故也。我國出產鎢礦居世界第一位。茲將自一九二九至一九三一年之江西,廣東,湖南三省所產噸數列表如下:

	1929年	1930年	1931年
江西	5,644噸	3,805噸	3,500噸
廣東	3,582	2,433	2,500
湖南	482	498	550
總計	9,708噸	6,736噸	6,580噸

年來江西因共匪擾亂,產額大減,1931年由九江輸出者僅500噸。世界產額1931年為15,760噸,中國產額由世界產額百分之八十降至百分之四三。

(4) 鉬 鉬亦為合金鋼中一重要原素,其影響鋼之物理性質幾與鎳相同。鉬能增大鋼之淬硬溫度之範圍且使其易於焊接。

我國鉬礦與鎢同產於江西,湖南,廣東,此外福建之南通,浙江之金田亦產之,年產約十噸。

(5) 錳 錳在鋼中有兩種最重要之作用(1)還原除去有害之雜質及氧化鐵等。(2)與硫合構成硫化錳,錳對鋼之硬度增加甚小,而于其韌性則有極大之影響。

我國中部及南部錳量貯藏甚富。以湖南之湘潭,江西之樂平,廣東之防城,廣西之桂平,以及遼甯之興城等處為最著。全國之總產額1929年為61,219噸,至1931年因產區政治之紛擾減至31,850噸。礦砂含量約百分之四五,每噸售價約二十元。

(6) 銅 銅在飛機製造上為用甚廣。我國銅礦藏量雖富而開採者甚少。著名產地為雲南之騰衝,四川之彭縣,貴州之威甯。1931年三處產額共計396噸。遼甯近年年產含有百分之十五銅礦700至800噸。

(7) 鉛與鋅 湖南常甯之水口山以產鋅鉛著稱於中國;黔,滇,蜀,浙各省亦有出產。水口山之出產量1929年鋅為13,659噸,鉛為9,309噸;1931年鋅為14,318噸,鉛為9,981噸。

(8) 錫 雲南之箇舊為我國之著名產地,廣東,廣西,湖南各省亦有少數產量。1929年四省之合共產額為7,529噸,1931年之總額為8,599噸。

二 木材。

飛機發明之初,機身機翼全用木製,直至最近始有全金屬飛機出現。木製飛機在耐潮,經久,防腐各方面雖不如金屬,然價廉輕便亦有其特長,故仍為製造飛機之主要

材料,尤以在重工業不發達之國家爲然。

製造飛機之木材大別可分之爲二類:即裸子植物門松柏科之軟木類及被子植物門雙子葉科之硬木類:

松柏科之特徵爲種子貯存於疊成圓椎形之鱗片內,普通種類之葉,窄狹,堅硬,針狀或片狀有樹脂。下列各屬爲應用之最廣者(1)松(Pines)(2)樅(Spruces)(3)杉(Firs)(4)西洋杉(Cedar)(5)落葉松(Larches)

雙子葉科植物之特徵爲有雙子葉。葉脈網狀,樹幹層疊增長,新生之質覆于原有者之上。此科植物種類不下十萬,常用者不過數百種,製造飛機所用者不過數十種而已,例如:櫟木(Oaks),櫟(Ashes),楓(Maples),胡桃樹(Walnuts),桃花心木(Mahoganies),山毛櫸(Beeches),白楊(Poplars),榆樹(Elms),赤楊(Birches)等。

我國位於溫帶,天然之森林甚多,若能以新的科學方法調查採伐,材木將不可勝用。惜國人未能積極注意及此,致年來洋木進口,銷及內地,即一普通建築亦少有國產材料者,言之痛心。故吾人今後製造飛機宜普遍的調查試驗本國木料,擇其善者而用之,庶能有益國防且能挽回利權也。

我國木材在商業上向分三大區即福建,湖南與滿州。

福建木材首推樅樹,每年輸往日本及各地者年值數百萬元。其次爲松木,由福州之松木商估計,該省年產松木價值自二百萬至四百萬元。樟木爲福建特產,無處無之,而尤以建甯,沙縣,尤溪,甯德等處所產爲盛,此木含有芬芳之油質有殺蟲之功用,用作家具箱匣,最爲適宜。年產約值十萬元。大都銷於北方各地及本省之造船處。據海軍製造飛機處報告,福建所產之杉木,榆木,樟木及白梨木皆爲製造飛機之最良材料。榆木與美國特產之榆木相若,用以製造浮筒,船殼之龍骨,及邊骨橫框等。白梨木與 Spruce 之性質相等用作翼樑,機身幹骨等。樟木紋細質韌用作各框架之撐角板。

湖南沅江流域一帶及與貴州相接之一部均爲森林繁盛之處,杉木與松爲其主要林產。約占全數十分之九,餘如樟樹榆樹等亦爲大宗。

滿州森林至爲廣漠,且極有價值,分佈於興安東北,面積估計約爲九千萬畝,木料估計約爲 149,918,085,300 立方呎。由森林史觀之,滿州森林一小部分屬於北溫帶,大部分屬於寒帶,共有三百餘種,內有八種爲針葉樹,二十一種爲闊葉樹。針葉樹內高麗松散佈滿州東部及東北部,生長之年限較其餘各種類爲久,徑大數尺,高過百尺。其次爲落葉松(Larch),樹身高而直,木材優異,超過高麗松。樅與銀松之產亦多,闊葉樹中,櫟木,榆木,赤楊,白楊,胡桃,菩提,皂角等均爲主要固有之產種。赤楊以北滿所產爲多,與其

他森林相雜，赤楊則沿中東路散佈及于興安山系。興安山系之主要樹木爲落葉松，赤松等。

滿州森林之開採，始于日俄戰爭之前，其時俄人圖採鴨綠江盆地森林，于1903年組織一公司，因其活動及于江右高麗地帶，致爲日俄戰事爆發之一導火線。1905年北京條約中國允許組立一合股採木公司，資本中日兩國合出，採伐鴨綠江上游屬于中國方面之森林。1908年五月十四日訂一條約，組立採木公司，資本爲3,000,000元，公司期限爲二十年，屆時若中國政府同意可以延長之。該公司設辦事處於安東，從事採伐，裝筏等工作。

我國官廳開採松花江東部吉林省南部至長白山一帶之森林，日本資本初亦參人。

吉林森林之開採始于1914年，爲一俄國公司，1921年變爲與日人合股，資本增至4,000,000元。1922年此俄日合辦公司更加擴充爲中日俄三國合辦，資本增至6,000,000元。

以上祇就我國著名之林區略加申述。此外蒙古，新疆，及西藏之西部等處，天然之大森林亦屬不少，調查利用全在吾人之努力耳。

三 絲麻織物。

絲織物在航空方面之用途主要者爲製保險傘及作機身機翼之蒙布。作保險傘之絲織物，英國工程標準協會有詳細之規定，最要者如下：(1)須爲純絲之織物。(2)每英寸之經數不得少于100或多于110。(3)織物之寬不得少于36英寸。(4)每平方碼之重量不得超過1.5溫司。(5)平均每英寸寬，不論橫直方向之斷裂荷載至少爲37磅。

我國出產之紡綢，雖不能與上述之規格完全符合，然大致不甚差異，最近有人在滬用杭紡仿製試驗結果，成績優于舶來品而價僅其二分之一云。

用絲織物作機身翼之蒙布，在歐美甚少實行，因彼等國家產絲不甚豐富且有適宜之麻織物可以應用故也。我國海軍製造飛機處曾採用山東繭綢作爲蒙布，成績甚佳，最近首都工廠製造之巴僑號飛機亦用繭綢作爲蒙布，據該廠之技士云，試驗繭綢之抗力，較愛爾蘭之麻布爲優，尤以適宜於施用塗料爲滿意。

我國絲業可分爲四大區：南，北，西，中，因氣候與地質之不同，各區所產之絲不同，南區以廣東爲中心，所產質地柔韌，有廣東絲之稱。北部包括山東與滿州，以野蠶絲，即用以織成繭綢者，爲其主要出品。四川爲西部主要之省，所產絲爲黃色。中部包括三省，江，浙，徽，絲業最盛。據專家估計，各地年產總額（野蠶在外）繭爲3,700,000担，生絲爲252,000担。

飛機蒙布之最適宜者爲麻織物，特別之棉織物雖亦可作爲蒙布之用。然除在歐戰時之各國及現今之美國尙有採用者外，其餘大都採用麻織物。

麻織物之用作飛機蒙布者，每平方碼之重量，在未施塗料前，通常超過四溫司。每英寸寬之最低抗力，縱向爲90磅，橫向爲100磅。試驗時之負載率爲每分鐘每英寸寬150磅。每英寸之經綫數爲自90至100之間，緯綫數則爲95至105。

我國有十一省各產麻一種或數種，最著者爲湖北，湖南，江西及四川，湖北居首，湖南以沅江常德所產爲最著，年產40,000捆，每捆約63斤。平江所產多爲苧麻，織成夏布，銷行國內。此種夏布，用作飛機蒙布，甚爲適宜。海軍製造飛機處曾採取試驗，認爲滿意。

四 油漆。

飛機各部不論爲金屬或木料所製，欲其美觀光澤，耐潮不銹，必須塗以油漆。油漆之種類甚多，適用於飛機之製造而又爲我國所特產者有下列各種：

桐油 用桐油製成塗料，施於飛機，始於歐戰時，當時英國以之爲硝酸豆腐油(Nitro-dope)之代用品，因缺乏硝酸纖維之溶劑故也。桐油塗料，吸收水分絕少，故適宜于飛機各部之保護，尤以水面飛機爲然。

我國桐樹盛產於中南部，其種有二：在長江流域中部者爲桐油樹，在南部西江流域者爲木油樹。取其果子所榨之油卽爲桐油。最近調查我國產油區域大都在北緯二十三度至三十三度，東經一百度至一百廿度之間，總面積爲687,000方里。民國八年，廣西省政府令民衆於山坡荒地盡量種植桐樹，每農戶須種三百株以上，並將桐樹移殖該省北部一帶，成績甚佳。下表爲自1927至1929三年之各地出產總額：

1927——1,104,385 担

1928——1,403,838 担

1929——1,431,094 担

1929—1931年之出口統計：

1929——1,069,650 担

1930——1,167,255 担

1931—— 864,864 担

桐油出口以輸往美國爲多，約佔輸出總額十分之七。八年來美國福羅利達，加利福尼亞等省提倡植桐不遺餘力，以彼工業之發達，科學之進步，經之營之，成績定有可觀，我國桐油業前途將必受一大打擊也。

漆在我國產地甚多。海軍部製造飛機處曾試用陝貴紅漆頗稱滿意。下列各處爲

我國生漆之著名產地：

陝西 安康,平利,石泉,漢中。

湖北 建始,恩施,利川,宣恩,咸豐,來鳳,鶴峯,巴東等十餘縣。

四川 巫溪,秦節,萬縣,合川,石柱,酉陽,秀山,酉昌,洪雅。

貴州 正安,銅仁,鎮遠,大定。

安徽 潛山,太湖,黟縣,休甯,歙縣,績溪。

浙江 建德,淳安,壽昌,遂安,於潛,昌化,分水。

河南 商城。

河北 臨城。

山西 洪洞。

江西 宜春。

雲南 正確。

五 橡膠。

橡膠在飛機上之用途頗廣,如車盤,減震器,以及油管,水管等皆為橡膠之製物。我國雖不出產橡膠而南洋之橡膠業幾全部為我華僑所經營,年來上海廣州兩處橡膠製造公司頗形發達,飛機上所用之貨,只須與以樣品未有不能製成者。

結論 由上面之統計,我們應該要注意下列數點:即(1)製造飛機之材料我國完全備具,且極豐富,只以工業落後致大部分尚未開發。(2)製造飛機最重要之原料如鋼鐵,木料等,皆產於東北四省,故東北在發展我國航空上佔極重要之地位(發展航空必需之汽油,我國以東北之油母頁岩蘊藏最富)我國航空器材如欲完全自給必須收回東北失地。(3)我國所產各種材料未有專門機關調查,研究,及試驗,故雖有可用之材料而不知用,知之而不敢用。如欲用我國產材料自製飛機則調查試驗為目前刻不容緩之工作。

本文參攷下列各書:

1933 申報年鑑。

1933 中華年鑑。

Engineering Materials-W. Judge

新中華摩托救國專號。

科學知識(日文) 昭和七年度。

其他雜誌數種。

飛機之性能

鄒滌暄

性能為飛機之重要條件，製造家在設計之先，必預計其性能，以決定其價值，飛行家諳熟此性能，於飛行時，則利用之，以達其所企圖之目的，而不生意外之危險。性能之重要者為各種速度，及絕對頂點，茲編亦僅論及此。

吾人於設計飛機，對最大速度，與上升速度，欲其極大；最小速度欲其極小；絕對頂點，欲其極高；然皆不能達理想上之企圖，良由條件之限制，此條件惟何？即必需能率，與實際能率。上述之諸性能大都由此二能率之關係而決定。

必需能率，即能使飛機以某速平飛時，所需要之能率，此能率係以速度 V 而變化，因能率之需要，係與阻力 R 為正變，而 R 之大小，乃由速度及翼面之阻力係數 R_x 而定，阻力係數，又由襲角 i 而定，襲角 i 又由速度而定。此等關係，殊不簡單，以公式表之，則

$$R = \frac{a_0}{2g} R_x V^2 \dots\dots\dots (1) \quad (a_0 \text{ 為空氣密度})$$

在同樣情況之下，阻力係數既定，則舉力係數 R_y 亦可決定，而舉力 L 可求出，即

$$L = \frac{a_0}{2g} R_y V^2$$

$$\text{故 } V = \frac{L^{1/2}}{\left(\frac{a_0}{2g}\right)^{1/2} R_y^{1/2}} \dots\dots\dots (2)$$

當飛機以 V 速平飛時，其必需能率 P_n ，應等於阻力與其速度之積，即

$$P_n = R V = \frac{a_0}{2g} R_x V^3 \quad \text{以 (2) 中之 } V \text{ 值代入得}$$

$$P_n = \frac{L^{3/2}}{\left(\frac{a_0}{2g}\right)^{3/2}} \times \frac{R_x}{R_y} \dots\dots\dots (3)$$

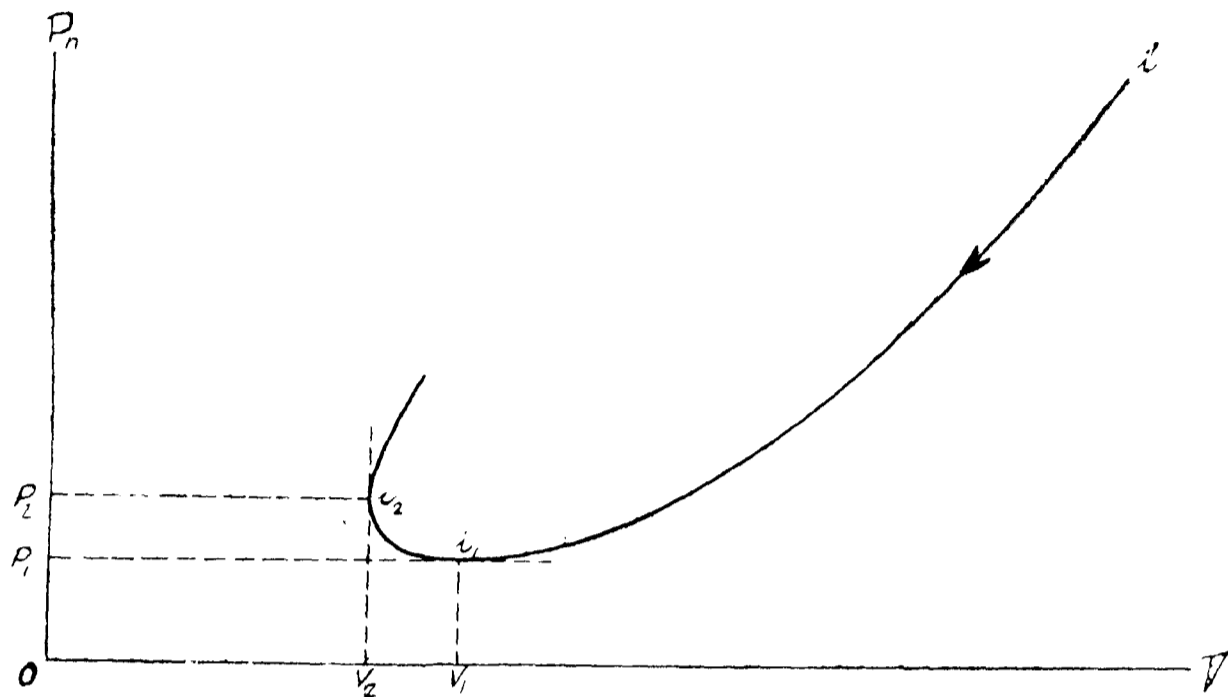
諸式中 L, a_0, g 可視為恆數，由 (2) 式，每一 V 值可得一 R_y 之值，而 R_x 亦可因以決定，由是襲角 i 之值 $\frac{R_y}{R_x}$ 可決定；故 P_n 可由 (3) 式求出。

第一圖即 P_n 以 V 為函數之表示線，由 (2) (3) 兩式得來。

垂直於 V 座標之線，切 P_n 於 i_2 處，合最小速度之角，即飛機以 i_2 角飛行時，則其速度 V_2 為最小，平行於 V 座標之線，切 P_n 於 i_1 處，合最小必需能率之角，即飛機以 i_1 襲角飛行時，其速度為 V_1 ，此時所消耗之能率為最小；劍頭示襲角增加之方向，即自 i_1 至 i_2 襲角漸大。由 V_1 至 V_2 速度漸減，而必需能率反漸增；良由因增加襲角而增大之阻力，大於因減小速度而減小之阻力故也。無阻力角 i' ，則在右上端之無限遠處，亦即示速度極大時，必需能率亦為極大。

實際能率,爲當飛機以某速進行,發動機盡力運轉時,螺旋槳所能發生之有用能率,此能率視發動機之能力,及螺旋槳之効率而定,設實際能率爲 P_u ,則

$$P_u = 2 \pi Q_0 n \eta \dots \dots \dots (4) \quad (n \text{ 爲轉速, } Q_0 \text{ 爲螺旋槳之偶力, } \eta \text{ 爲其効率)}$$

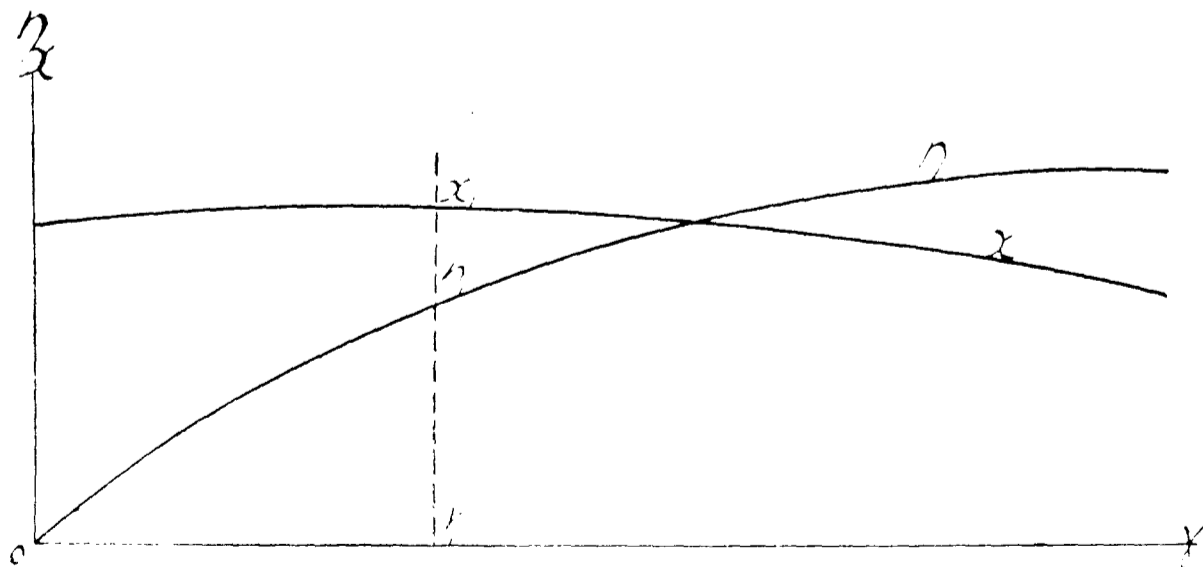


第一圖 必需能率與速度之變化

惟飛機速度影響發動機能力及螺旋槳効率頗大;故間接影響能率。在一定轉速之下,需要轉動螺旋槳之能率,視飛機速度而定,速度大則需要能率小,反之則需要能率大,否則轉速大變,因而又影響發動機之能力,由公式

$$V = \gamma n D \dots \dots \dots (5)$$

(n 爲轉速, D 爲螺旋槳之直徑) 今 n, D 均不變,則 γ 之值是與速度 V 而變,惟 γ 又與螺旋



第二圖 η, γ 與 V 之變化

槳之係數 λ_1 及其效率 η 有直接關係，即在一定情況下，每一 γ_1 之值，可定一 λ_1 及 η_1 之值。第二圖即示 λ_1, η_1 隨 γ 之變化。

總之 V 影響 γ ， γ 影響 λ_1 及 η ， η 則直接影響 P_u 。[公式(4)] λ_1 則影響公式(4)中之 Q_0 ，因

$$Q_0 = \lambda_1 \frac{a_0}{g} n^2 D^5 \dots \dots \dots (6)$$

故 λ_1 又間接影響 P_u 。

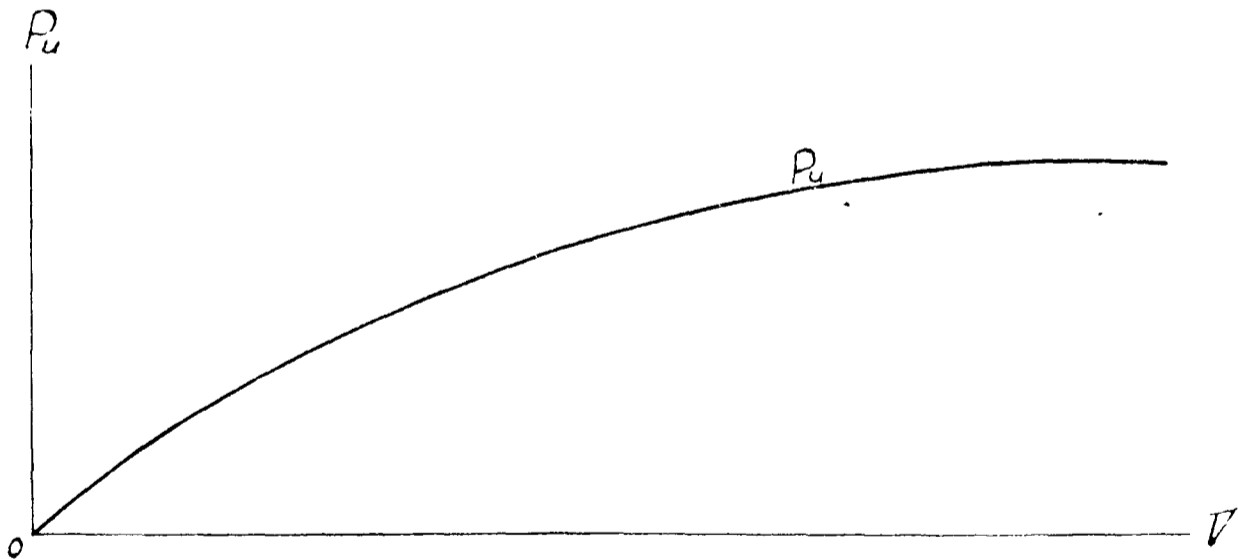
以此， P_u 與 V 之關係可因而決定。以(6)中 n 之值，代(4)之 n ，且令 $\chi = 2\pi\lambda_1$ (螺旋與發動機合併係數)則得

$$P_u = \frac{(2\pi)^{3/2} Q_0^{3/2}}{\left(\frac{a_0}{g}\right)^{3/2} D^{3/2}} \times \frac{\eta}{\chi^{1/2}} \dots \dots (7)$$

又以(6)中 n 之值代入(5)之 n 得

$$V = \frac{(2\pi)^{1/2} Q_0^{1/2}}{\left(\frac{a_0}{g}\right)^{1/2} D^{1/2}} \times \frac{\gamma}{\chi^{1/2}} \dots \dots (8)$$

由第二圖，每一 γ 可定一 χ 及一 η 之值，代入(7)(8)兩式，則得 P_u 線上之一點，積無數點，即得 P_u 以 V 為函數之表示線，如第三圖。此與 η 以 γ 為函數之線頗相似，在某限度下， P_u 隨 V 而增，過此限度，則隨 V 之增加而減小，以達於零。

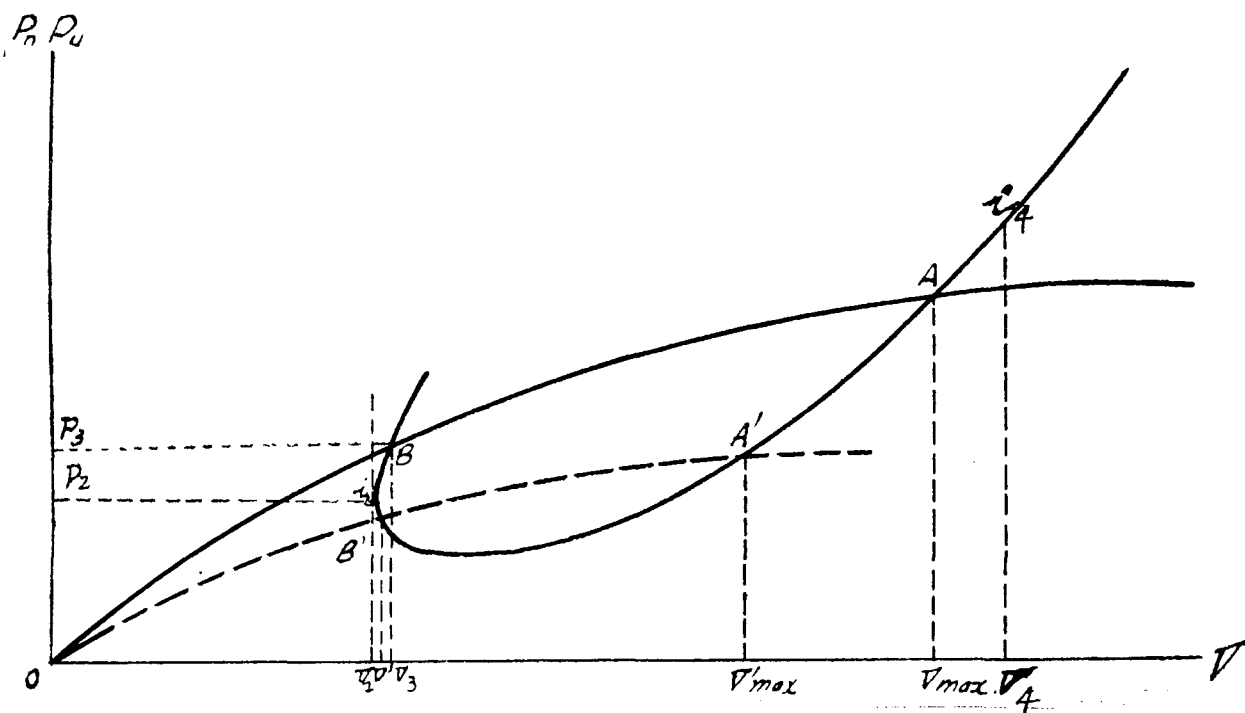


第三圖 實際能率與速度之變化

將第一第三兩圖併合，得第四圖。由二交點 A, B 之關係，可定下列諸性能：

1. 最小速度。如前已言：垂直 V 座標之線切 P_u 於 i_2 處，合速度 V_2 ，為最小；但此當視交點 B 之位置而定，今交點 B 所合之速度 V_3 ，大於切點 i_2 所合之速度 V_2 ，而 B 點所合之能率 P_3 ，大於 i_2 所合之 P_2 ，故在此情形下，最小速度為 V_3 ，而非 V_2 ；設將發動機

更換,其所生之實際能率,如虛線所示者,則此機之最小速度,為交點B'所合之V',因此點所合之實際能率。P',小於P₂,即該機所生之能率太小,不能克服用舉力係數最大之襲角 i₂ 飛行時所生之阻力,此時若仍欲將襲角增大,以求減小速度,則所生之能率



第四圖 各種速度時之必需能率與實際能率

不足以維持,而機必失速下墮。

2. 最大速度。兩線交於A點合 V_{max} 為最大速度。因此點所合之必需能率 P_n , 已與實際能率 P_u 相等。如再將襲角減小至 i_4 , 則其所合之速 V_4 , 實大於 V_{max} ; 但此時之必需能率 P_n , 已大於實際能率 P_u , 故此時飛機不能維持平飛, 而以 V_4 速度下降。由是, 可知此機之最大平飛速, 是兩線交點A所合之 V_{max} , 而非以 i_4 襲角飛行時之 V_4 。同理, 在虛線所表示之飛機, 其最大速度, 是以 A' 襲角飛行時之 V'_{max} 。

3. 上升速度。在兩交點間, P_u 線段恆在 P_n 線段之上, 即表在某速度間, 其實際能率, 恆大於必需能率, 其差之量, 即各速度時之剩餘能率。其量之大小, 視速度而異, 愈近其極限時, 則愈小, 至交點則為零。此剩餘能率, 為用甚大, 飛機之上升, 實利賴之。上升之速度, 則視能率之大小而定。因飛機上升, 除需要相當能率, 以克服阻力外, 還須相當能率, 以產生使該機上升之工作, 設機重 W 磅, 上升速度為 C 秒呎, (垂直距離) 則所增加之必需能率 P_i , 應為

$$P_i = \frac{W C}{550}$$

P_i 之求法可由 (7) — (3) 而得, 則上升速度 C 之值, 可由公式

$$C = \frac{550 P_i}{W}$$

求得。此處之 P_i 係由前述之剩餘能率供給, 欲 C 最大, 則 P_i 須最大, 即剩餘能率須最大。

剩餘能率最大之速度,頗難以公式表出,惟由經驗證明,知其非在必需能率最小之速度,乃約在最小速度,加最大與最小速度差之 $\frac{1}{3}$ 處,即在

$$V = V_{\min.} + \frac{1}{3} (V_{\max.} - V_{\min.})$$

處,欲飛機上升最快,則宜以此速度行之。

上述諸端,均設飛機在海平面飛行,其空氣密度在標準狀態下,當飛機升高,空氣密度變更,影響其性能甚大。茲分論之:

1. 必需能率與高空。飛機之舉力係數,是隨空氣密度之減小而減小,故飛機在高空飛行之速度,應大於在低空以同樣襲角飛行之速度,方足以維持不墮,在高空舉力與阻力之比,常不變,且以一定襲角平飛時,任何高度中,其阻力幾無差異,而必需能率,是與阻力及速度二者而變,已如前述。故在一定襲角下,能率之需要,隨升高而增加。

設在H高度時,空氣密度為 a_H ,其與地面空氣密度之比為 δ ,則有 $a_H = a_0 \delta$,又在H高度時,(2)式應變為

$$V_H = \frac{L^{1/2}}{\left(\frac{a_H}{2g} R_y\right)^{1/2}} \quad \text{以 } a_0 \delta \text{ 代 } a_H \text{ 則得}$$

$$V_H = \frac{L^{1/2}}{\left(\frac{a_0}{2g} R_y\right)^{1/2}} \times \frac{1}{\delta^{1/2}} \dots \dots \dots (9)$$

又(3)式應變為

$$P_{nH} = \frac{L^{3/2}}{\left(\frac{a_H}{2g}\right)^{1/2}} \times \frac{R_x}{R_y} \quad \text{以 } a_0 \delta \text{ 代 } a_H \text{ 則得}$$

$$P_{nH} = \frac{L^{3/2}}{\left(\frac{a_0}{2g}\right)^{1/2}} \times \frac{R_x}{R_y} \times \frac{1}{\delta^{1/2}} \dots \dots (10)$$

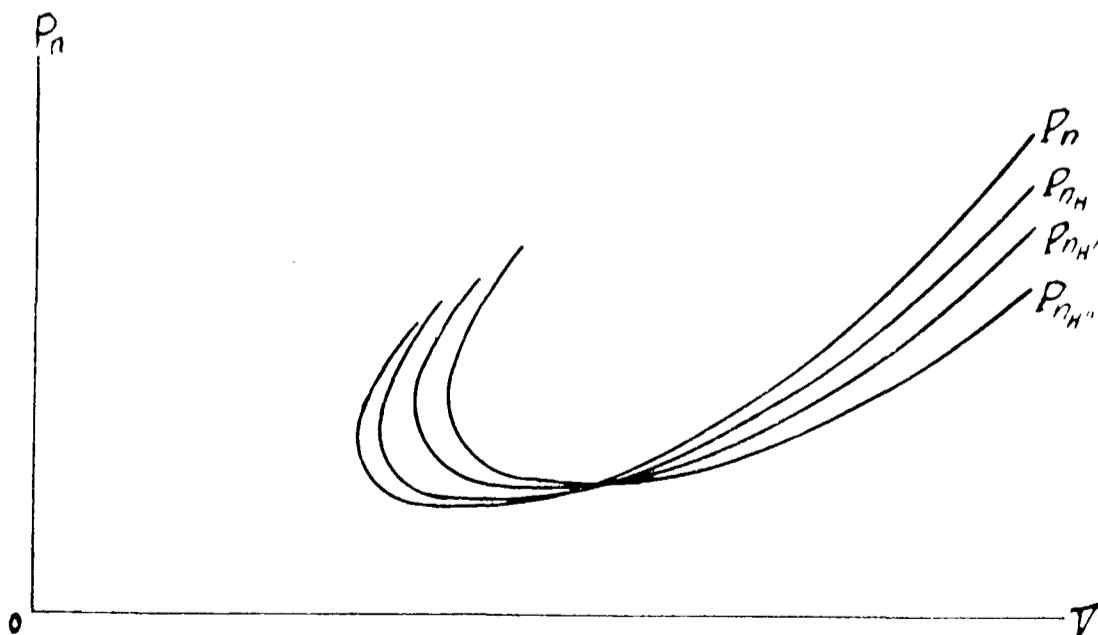
由(9)(10)得 P_{nH} 以 V_n 為函數之表示綫,如第五圖。其求法即由第一圖之縱橫座標,乘以 $\frac{1}{\delta^{1/2}}$ 而得。

同樣設高空 H' , H'' ,其密度為 $a_{H'}$, $a_{H''}$,與地面空氣密度 $\delta_{H'}$, $\delta_{H''}$,則有

$$a_{H'} = a_0 \delta_{H'}$$

$$a_{H''} = a_0 \delta_{H''}$$

由是 $P_{nH'}$, $P_{nH''}$ 以 $V_{H'}$, $V_{H''}$ 為



第五圖 各種高度之必需能率

函數之表示,亦可求得,即以 $\frac{1}{\delta_H^{1/2}}$, $\frac{1}{\delta_H^{1/2}}$ 乘第一圖之縱橫,座標即得亦如第五圖所示。

2. 實際能率與高空。如前已言: 實際能率視發動機能力及螺旋槳效率而定,而發動機之能力,是與燃燒房進入汽體之重量及其壓力為正變,高空密度減低,上述二者,大受影響。遂影響發動機之能力,又螺旋之效率,亦因空氣密度而有差異。二者合併,影響實際能率甚大。

設在高 H 中, $a_H = a_0 \delta$, 及 $Q_H = U Q_0$, 則 (7) 式應變為

$$P_{uH} = \frac{(2\pi)^{3/2} Q_H^{3/2}}{\left(\frac{a_H}{g}\right)^{1/2} D^{3/2}} \times \frac{\eta}{\chi^{1/2}} \quad \text{以 } a_0 \delta \text{ 代 } a_H, U Q_0, Q_H \text{ 則得}$$

$$P_{uH} = \frac{(2\pi)^{3/2}}{\left(\frac{a_0}{g}\right)^{1/2}} \times \frac{Q_0^{3/2}}{D^{3/2}} \times \frac{\eta}{\chi^{1/2}} \times \frac{U^{3/2}}{\delta^{1/2}} \dots\dots (11)$$

又 (8) 式應變為

$$V_H = \frac{(2\pi)^{1/2}}{\left(\frac{a_0}{g}\right)^{1/2}} \times \frac{Q_H^{1/2}}{D^{3/2}} \times \frac{\gamma}{\chi^{1/2}} \quad \text{亦以 } a_0 \delta_H \text{ 代 } a_H, U Q_0 \text{ 代 } Q_H \text{ 則得}$$

$$V_H = \frac{(2\pi)^{1/2}}{\left(\frac{a_0}{g}\right)^{1/2}} \times \frac{Q_0^{1/2}}{D^{3/2}} \times \frac{\gamma}{\chi^{1/2}} \times \frac{U^{1/2}}{\delta^{1/2}} \dots\dots (12)$$

由 (11) (12) 可求出 P_{uH} 以 V_H 為函數之表示線,如第六圖。即以 $\frac{U^{3/2}}{\delta^{1/2}}$ 乘第三圖之縱座標,而以 $\frac{U^{1/2}}{\delta^{1/2}}$ 乘其橫座標而得。

同樣設高空 H' , H'' 則有

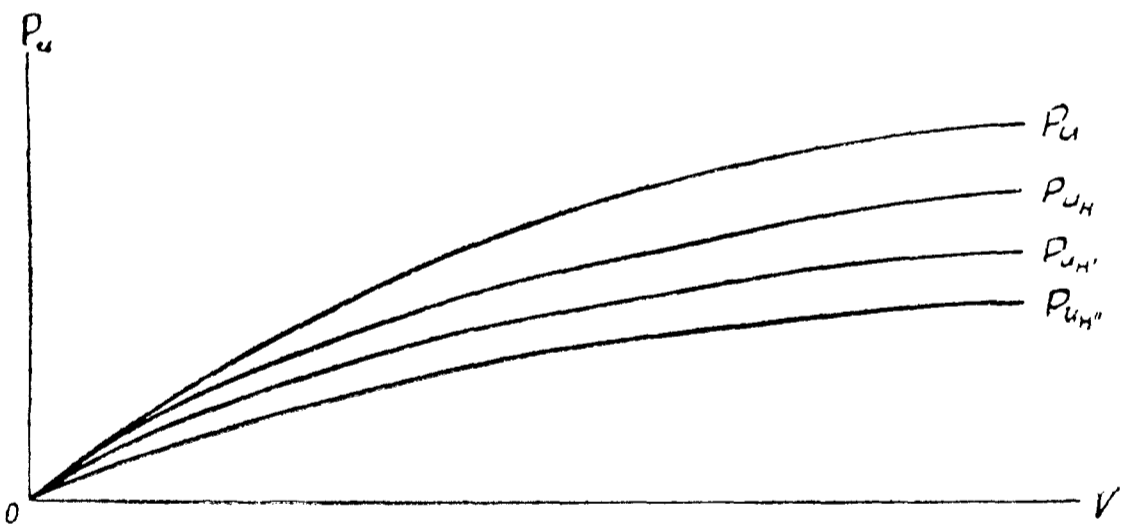
$$a_{H'} = a_0 \delta_{H'}, a_{H''} = a_0 \delta_{H''}$$

及 $Q_{H'} = U_{H'} Q_0, Q_{H''} = U_{H''} Q_0$

於是 $P_{uH'}$, $P_{uH''}$ 以 $V_{H'}$, $V_{H''}$ 為函數之表示線可求出,亦如第六圖即以 $\frac{U_{H'}^{3/2}}{\delta_{H'}^{1/2}}$, $\frac{U_{H''}^{3/2}}{\delta_{H''}^{1/2}}$ 乘第三圖之縱座標而以 $\frac{U_{H'}^{1/2}}{\delta_{H'}^{1/2}}$, $\frac{U_{H''}^{1/2}}{\delta_{H''}^{1/2}}$ 乘其橫座標而得。

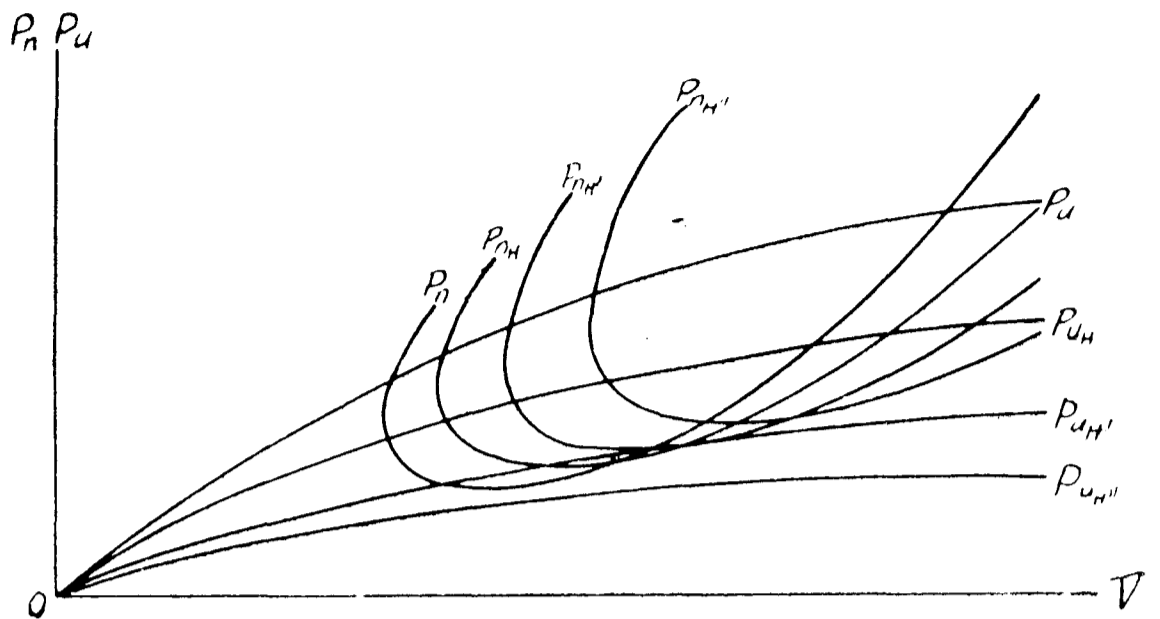
將第五第六兩圖合併,得第七圖,各對相當線之右交點,均表在此高度時之最大平飛速。其最小平飛速,則或在每對線之左交點,或在 P_n 線之左極點,其決定方法,如第四圖之說明。

3. 絕對頂點。由前述諸節,知飛機愈升高,其必需能率愈大,而發生之實際能率



第六圖 各種高度之實際能率

則愈小，故無論任何飛機均有一定高度，在此高度時， P_n 線與 P_u 線相切如第七圖之 P_{nH} 與 P_{uH} 線是。此即表示飛機在此高度時，其必需之最小能率，與其能發生之最大能率恰相等，此時飛機尚可以一種速度平飛。若過此高度，則 P_n 與 P_u 線並不相遇，如第七圖中之 $P_{nH'}$ 及 $P_{uH'}$ 線是。即表示在此高度，飛機之必需能率，且恆大於其所發生之實際能率，飛機絕不能達此高度，故飛機之絕對頂點，在高度 H' 處。



第七圖 各種高度之必需能率與實際能率

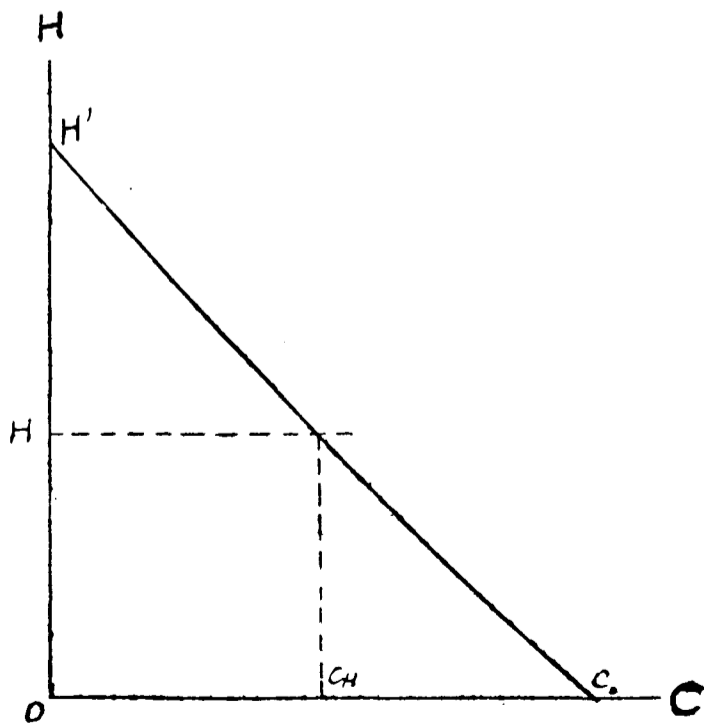
4. 上升速度與高空。由第七圖，每對相當線交點間之縱距離，因高度之增加而相當減小，至高度 H' ，且為零，是即表示剩餘能率，隨高度之增加而減小，至絕對頂點則為零。可知上升速度，是因高度之增加而減小，至絕對頂點則不能上升，由公式

$$C = \frac{550 P}{W}$$

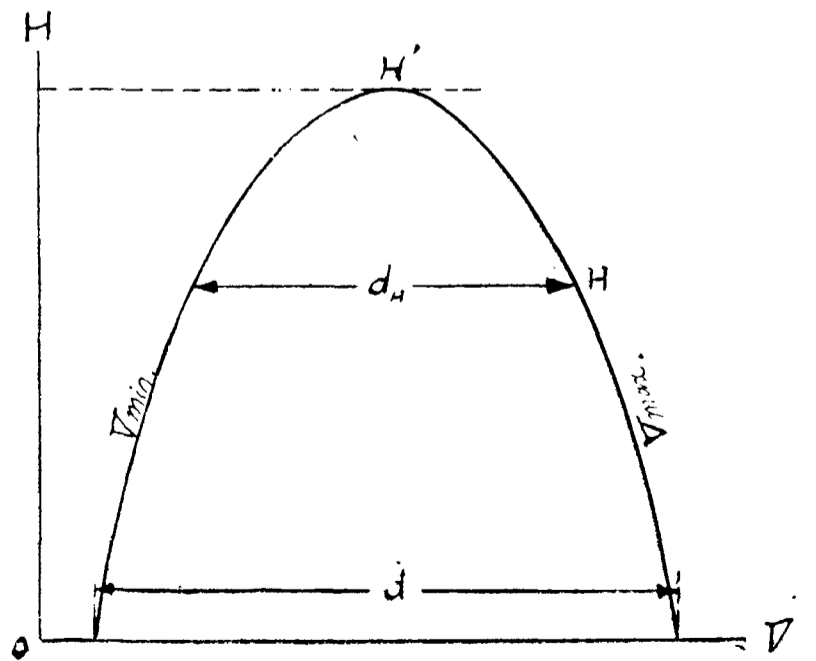
此處 W 因高度而生變化甚小，可視為恆數，而 P 又以 H 為函數，即 $P = f(H)$ 故有

$$C = \frac{550 f(H)}{W}$$

第八圖即 C 以 H 為函數之表示線，在 H_0 處上升速度為 C_0 ， H 處，則為 C_H 。至絕對頂點 H' ，則為零。



第八圖 上升速度與高空之變化



第九圖 速度之極限與高空

5. 速度之極限與高空。由第七圖，每對相當線兩交點間，橫距離，是以高度之增加而減小，即最大速度與最小速度之差，因高度之增加而減小，可知飛機漸升高，則最小速度漸增，而最大速度漸減，至絕對頂點，則最大速度與最小速度合一，此時飛機不能以兩種速度飛行，第九圖即速度之極限與高空變化之表示線，其公式為

$$V_{\max.} - V_{\min.} = f(H)$$

圖中在 H_0 高度處，兩速度之差為 d ，至 H 處則為 d_0 ，至對絕頂點 H' ，其差為零，即兩速度相等。

飛機構架之力之分析

曹起成

從應用力學中。我們知道：當外力作用於一柱或一樑上，此力之運動綫，垂直於柱之中軸綫，而各外力皆通過同一平面時，則此柱必受剪割力。及生灣曲力距。反之若力與軸不垂直，則在軸方向內亦有分力，若軸與各外力不在同一平面內，則柱上除受上列之力外，且生攪絞力 (Torsional Force)。但在飛機之構架上則不然，其因負重而生之外力，往往與軸平行，即在軸方內運動，故沿軸方向，每剖切面必受相同外力，其計算方法，當與普通者稍有差別，茲特介紹之。

普通在理論上講，飛機構架必須上列性質，即：

1. 構架之組成分子。柱，須無重量，很直，在其端與其連接之柱，必與其在同一平面內。
2. 每連接點各柱之軸必相交於一點，而以一無摩擦力之釘釘住。
3. 各外力，即負載，皆作用於構架之連接點，故此作用外力皆位於其一一構架，平面內，故在柱上無灣曲力距及攪絞力發生。

但在實際上，飛機構架並不完全適合上列之條件，亦有時生灣曲力距及攪絞力。茲為篇幅所限，特先將適合上列條件之構架，略加討論，其不能適合者容後再詳細討論。

靜體可定之構架

任何構架，在兩支持點間，可視為一整體 (Rigid Body) 故當外力作用於其上時，可用各種靜力學上的算法去計算，計算其靜體平衡。例如用 $\sum F_x = D$ ， $\sum F_y = 0$ 及 $\sum M = 0$ 等。若此三方程式已足夠解決一切外力，則此構架對力講，為靜體可定之構架。反之則為不定構架。對柱上內力——即柱上之應力 (Stress) 亦可用上法而決其定與不定。設割斷一構架則在其左部。可視為一“自由體”，若作用於其上之外力與此自由體內之應

力等,則其入平衡狀態,再用靜力學之方程式計算其為可定與否。

各種構架,若其全部平衡,則其單獨各部亦必平衡,故當作一割斷面通過一連接點,則此連接點上各柱應力可用外力代表。則各外力平衡。其縱橫分力和亦必為零。故得兩獨立方程式。即 $\sum H = 0$, $\sum V = 0$ 。但因各柱皆交於此連接點,則 $\sum M = 0$ 不能再生一獨立方程式。設此構架共有 n 個連接點,則可得 $2n$ 方程式。但作用於兩連接點之外力尚須三方程式解決,故解決應力之方程式則為 $2n - 3$ 。設 b 代表柱之數目,則在靜體可定骨架中 $b = 2n - 3$ 。

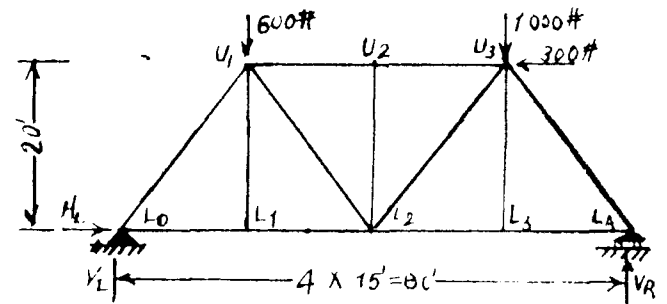
但有時能適合 $b = 2n - 3$ 方程式之骨架,亦不定全為可定者,因有時可將此一部分之一柱移入他部,則此部為不堅或不穩,他部為不定。在此情形下須分各部計算。其為 $b > 2n - 3$ 者,為靜體不定的。 $b < 2n - 3$ 為不穩定構架。

構架之分析法

靜體構架之應力可用繪圖法,或分析法解決。繪圖法頗簡單與應用力學上之繪圖法相似。故不討論。分析法有三:即連接法;力距法,及剪力法。茲分述之。

1. 連接法:此法為最簡單者其原理之根據,即:構架全部為平衡時,則其單獨各部——每連接點,亦必均衡。如此則每連接點可獨立,可視為一自由體,故當有外力作用於此連接點上。割切之。則外力與此構架之構成分子——柱,內之應力相等。應用力學方程式。可得 $\sum V = 0$ 及 $\sum H = 0$ 。但是 $\sum M = 0$ 不能給一獨立方程式。故只有二未知數可求。非除能有特別情形,而得另一方程式。求得三未知數。普通在一連接點上可求得二柱之應力。故在計算一構架時。先由兩柱之連接點開始,次第計算,而達全架。茲為明確起見舉例於下。

如右圖所示之構架,其外力可用靜學方程式決定。此地未知數。即 R_L 之大小,方向及 R_R 之大小。共有柱十三根。八連接點。 $B = 2n - 3$ 此構架



第一圖

適合上列規律。故其內力外力皆可用靜力學解決,應力如下:

$$-60 R_R + 600 \times 15 + 1000 \times 45 - 300 \times 20 = 0$$

$$R_R = V_R = 800 \text{ 卍向上。}$$

$$V_L = 1000 + 600 - 800 = 800 \text{ 卍向上。}$$

$$H_L = 300 \text{ 卍向右。}$$

今由連接點 L_0 計算起。在此連接點上之二柱 $L_0 U_1$, 及 $L_0 L_1$ 因受 H_L 及 V_L 之影響

而生 F_1 及 F_2 。如下圖示。 H_{F_1} , H_{F_2} , V_{F_1} , V_{F_2} ; 爲 F_1 及 F_2 之橫縱分力。則

$$\sum H = H_L + H_{F_1} + H_{F_2} = 0;$$

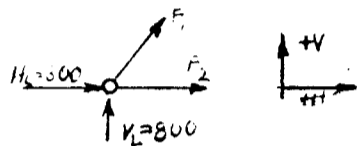
$$\sum V = V_L + V_{F_1} + V_{F_2} = 0。$$

但 $H_{F_1} = \frac{15 F_1}{25}$, $V_{F_1} = \frac{20 F_1}{25}$, $H_{F_2} = \frac{30 F_2}{30}$ $V_{F_2} = 0$

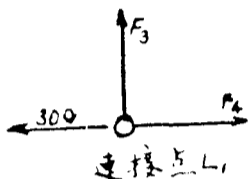
則 $\sum H = 300 + 0.6 F_1 + F_2 = 0$

$$\sum V = 800 + 0.8 F_1 + F_2 = 0$$

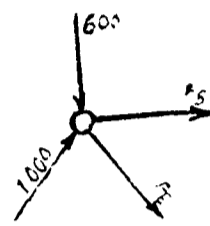
故 $F_1 = -\frac{800}{0.8} = -1000$ 非 $F_2 = -300 + 600 = 300$ 非



第二圖



第三圖



第四圖

負號即表示力之方向與假設者相反, F_1 即向連接點, 故 $L_1 U_1$ 受壓擠力。 F_2 力與假設者相同。故爲牽引力。在飛機構架中正號表示牽引。因其增加柱之長度。反之負號即表示壓擠力。若一力之大小已知。可用符號表示其性質。

繼計算 L_1 連接點。

$$\sum H = -300 + F_4 = 0 \quad \sum V = 0 + F_3 = 0$$

故 $F_4 = 300$ 非 ($L_1 L_2$), 及 $F_3 = 0$ ($L_1 U_1$)。依同樣計算得 $U_2 L_2$ 及 $U_3 L_3$ 內之應力亦爲零。

其次再計算 U_1 連接點。此地因 $L_1 U_1$ 柱上無力故取消。

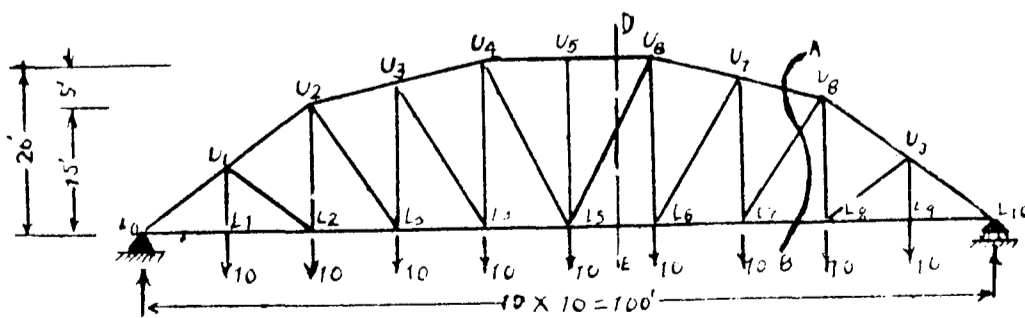
$$\sum H = \frac{15}{25} \times 1000 + F_5 + \frac{15}{25} F_6 = 0$$

$$\sum V = \frac{20}{25} \times 1000 - 600 - \frac{20}{25} F_6 = 5$$

故 $F_6 = +250$ 非 $F_5 = -750$ 非 故 F_2 及 F_6 皆向連接點。故 $U_1 U_2$ 及 $U_1 L_2$ 兩柱皆

受壓擠力。再取 L_2 及 L_3 連接點, 未取 L_1 連接點則各柱內應力, 可全求得。

此連接法應用於靜體可定構架上。但計算較煩難, 尤其是靠近構架中心少數



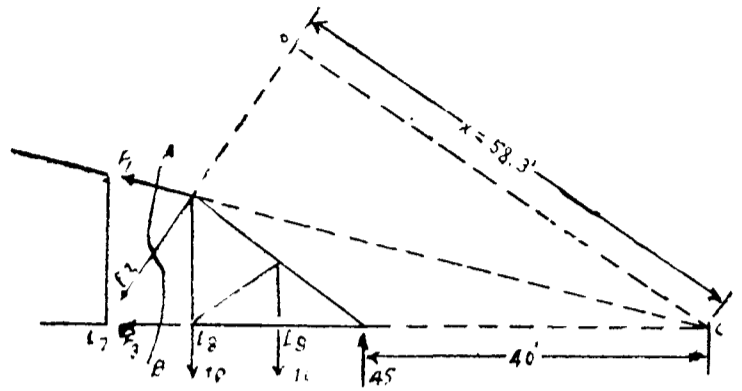
第五圖

柱上之應力,更討厭。在此情形下可應用力距法或剪力法擇其適宜者行之。

2. 力距法。

第五圖上構架中,經過三根柱 U_7, U_8, L_7, U_8 及 L_7, L_8 , 作一剖切面 $A B$ 。設其左右兩部分離,各柱內力可以 F_1, F_2 及 F_3 表示,如右圖。重量以千磅為單位。

此地有三未知數設皆為牽引力,因其為獨立部分,必平衡,故可用靜力學方程式計算,用 $\sum M = 0$ 解決。當欲求一未知數時,則將其他各力之交點為力距原點,則可將其他各力取消,如以 C 點為原點,則



第六圖

$$\sum M = 40 \times 45 - 10(50 + 60) - F_2 \times 58.3$$

得 $F_2 = 12,000$ 非

再以 F_1 及 F_2 之交點 U_8 為原點

$$\sum M = 10 \times 10 - 45 \times 20 + F_3 \times 15 = 0$$

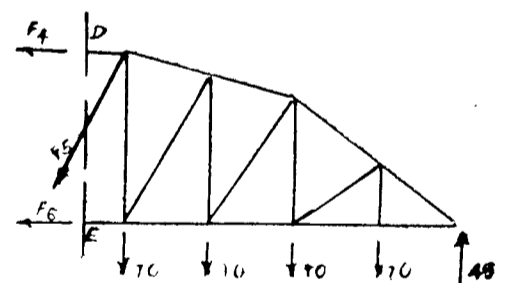
$$F_3 = + 53,300 \text{ 非}$$

F_2 亦可用分力計算。因 $\triangle COL_7 \sim \triangle U_8 L_7 L_8, \therefore CL_7 O$ 為公共,則 $X = 70 = 15 : \sqrt{10^2 + 15^2}$ 以 C 點為力距原點 $45 \times 40 - 10(50 + 60) - V_{F_2} \times 70 = 0$ $V_{F_2} = \frac{15}{\sqrt{10^2 + 15^2}} F_2$, 故 $F_2 = 12000$ 非。

第二法,即力距法,較前者固好,但若過有兩柱平行時則感覺困難,必須用剪力法始可求得。

3. 剪力法。

在第五圖構架中, DE 剖切面通過 $U_5, U_6, L_5, L_6, L_5, U_6$ 三柱。令 F_4, F_5, F_6 代表柱上應力如右圖,設垂直力向上者為正,則



第七圖

$$\sum V = V_{F_4} - V_{F_5} + V_{F_6} - 40 + 45 = 0$$

但 V_{F_4} 及 V_{F_6} 皆為零,故 $V_{F_5} = 5$ 。故 L_5, U_6 柱之垂直分力即為 5-6 隔中之剪力。此即剪力法。故當一斜剖面通過兩平行弦及一垂直柱之構架,可用 $\sum V = 0$ 而求得垂直支柱內之應力。

此法亦可解決有斜弦構架上之問題。若弦上垂直分力知道,可用 $\sum V = 0$ 方程式計算。同時在計算全構架時,可與力距法聯合計算。

上面三法中,沒有絕對好,只有在各種特定環境下,可運用任何一種或兩種。同時各種皆只適合構架之一段。故對其位置,形態亦須考究。

茲要明確剪力計算法起見,特舉一有平行弦之翼內阻力構架計算如下:

已知一構架。負載如下圖八所示。求各柱內應力。

將各柱長計算,再作一圖如圖九。應用 $\text{Sec}^2 A = \text{Tan}^2 A + 1$ 得 $CE = FE \sqrt{\left(\frac{CF}{FE}\right)^2 + 1}$ 。

將斜邊應力之垂直分力算出。(用剪力法)且在每格之垂直邊上註明其所負重。應用

縱橫邊之比例,將各邊對應之力算出,由連接法計算 D 連接

點處之應力。 $\sum H = 0$ 得 $H_{CD} = 0$ 故 CD 內之應力為零。 $\sum V = 0$

得 $-V_{DE} - 100 = 0$ 故 $V_{DE} = -100$, 但因 DE 為垂直者故 DE

內應力即 -100 。再取 E 連接點 $\sum H = 0$ 得 $-H_{CE} - H_{EF} = 0$, 但

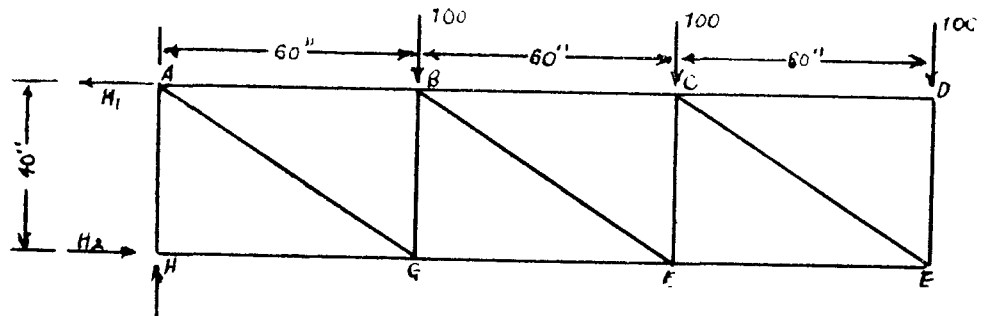
H_{CE} 為 CE 應力之橫分力, 為 150。故 $H_{EF} = -150$ 。再取 C 連接點;

$\sum V = 0$ 得 $-100 - V_{CE} - V_{CF} = 0$, 但 $V_{CE} = -100$, 故 $V_{CF} = -200$ 。再令 $\sum H = 0 = H_{CD} + H_{CE} - H_{BC} = 0$ $H_{CD} = 0$, $H_{CE} = 150$, 故 $H_{BC} = 150$ 。如此次第計算,可將全構架解決。

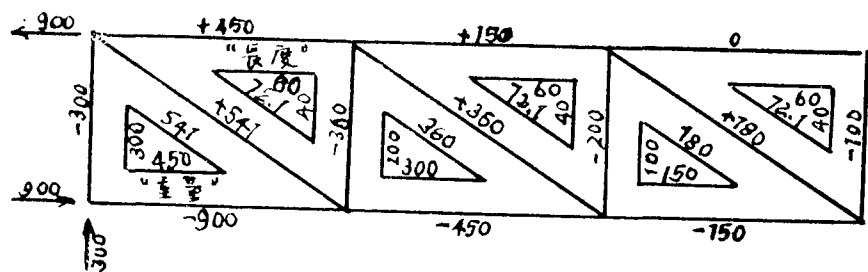
有時為防錯誤起見,可用連接點之平衡作用校正之。例如在 A 連接點, $\sum H = H_{AB} + H_{AG} - 900 = 450 + 450 - 900 = 0$, $\sum V = -V_{AH} - V_{AG} = 300 - 300 = 0$ 。在 H 連接點, $\sum H = 0 = H_{GH} + 900 = -900 + 900$ 。 $\sum V = V_{AH} + 300 = -300 + 300 = 0$ 。故 A 點及 H 點皆平衡。

飛機翼架上之應用

在任何單張間(Bay)雙翼機,以對稱面切割之。則每半邊皆含六構架,每翼各一個,用前後翼樑,擠壓肋,推力綫阻力綫組成。此類構架皆位於翼內。負翼組上荷載之弦分力。上下翼前樑與前升力綫,前翼際支柱頂架支柱等聯合組成“前升力架。”同樣後樑,支綫支柱等,組成後升力架。此類構架最要目的,即在負荷重之分力。另外有兩斜罩架,或傾側架。一在外支柱處,平面內。他在中翼或頂架支柱之平面內。外斜罩架,因為堅忍構造,能平衡前後升力架之變形。在此中間之斜支柱或支綫負平衡翼載工作,使翼面



第八圖

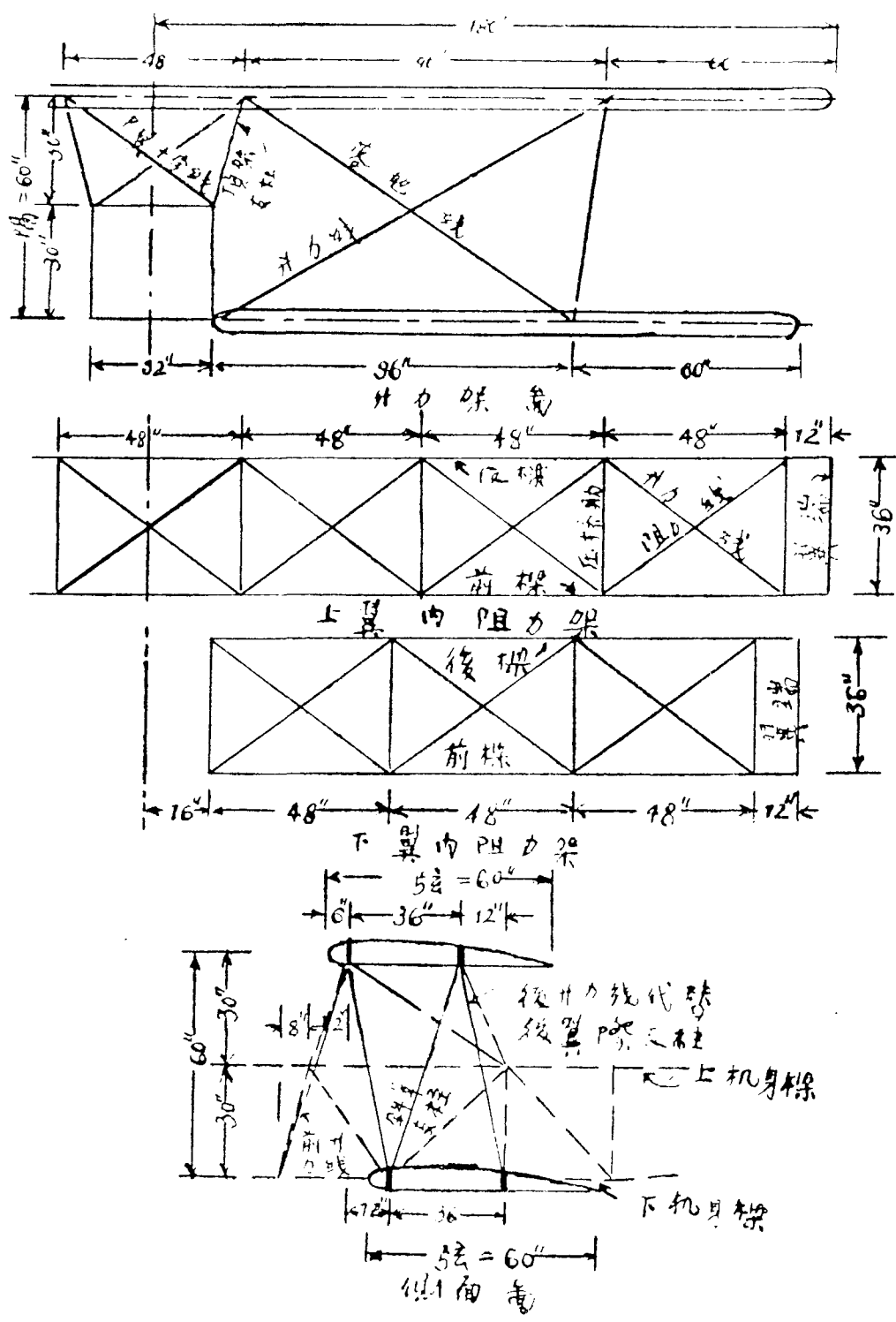


第九圖

負載重者,分一部於較輕者之上。此只有在飛機向下直衝時,始生作用,在普通情形下,可視為靜體。頂架支柱面內之斜罩架,負上翼負重之弦分力,於機身上。且保持上翼與其他各部構造之相當位置。

雖然在多數構造中,組成翼架之構架,皆假設其用無摩擦力之釘釘住,但在實際上,常用連續柱於構架上。因此生曲力距於間架連接點上。有時可用電焊法將一部曲力距傳於他部,亦可用其他方程式決定構架上之力距及反應力。由此可決定柱內軸方向之負荷。

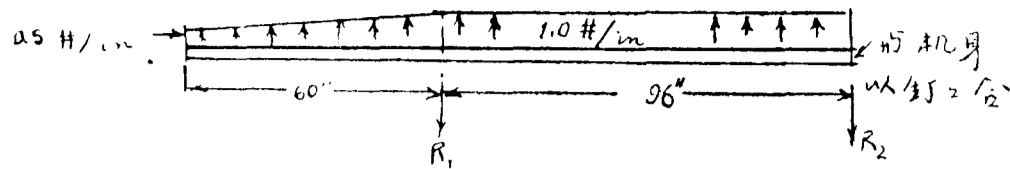
現在再分析上圖翼構架內各柱之應力。假設上翼樑為連續的。下翼樑則用釘連於機身上。翼弦負重很平均佈於翼樑上。再由翼樑傳至各升力架。上翼支持點可視之在一直綫上,每翼樑沿翼展方向之負載,在上翼講,從中心綫到外支柱點,下翼講,從機身連接點到外支柱點,在此中間之每處皆為 1 lb. 之荷載。過外支柱則向外漸次減少。直至翼梢為 0.5 lb. 之負載。下翼樑所負載之圖如下。其反應力為:



第十圖

$$-96 R_1 + \frac{1 \times 96^2}{2} + 0.5 \times 60 (96 + 30) + \frac{0.5 \times 60}{2} (96 + 20) = 0$$

$$R_1 = 105.5 \text{ 井} \quad R_2 = 35.5 \text{ 井}$$

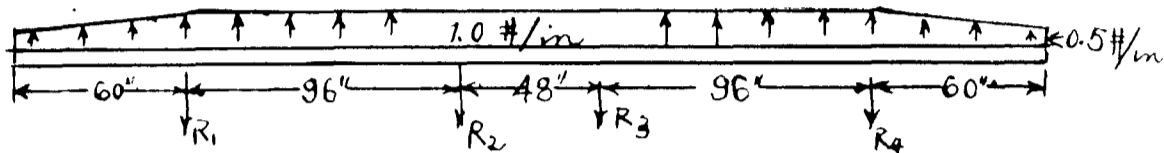


第十一圖

上翼樑負載之圖如下。外支柱點之力距，即：

$$M_1 = (0.75 \times 60) (0.444 \times 60) = 1200 \text{ in} - \text{井}$$

(在外支柱外，翼載之梯形重心，在從支柱點至樑端全長之 44.4%)。



第十二圖

設翼樑全長各部之彎力距為常數，且由對稱得 $M_2 = M_3$

$$\text{得 } 1200 \times 96 + 2 M_2 (96 + 48) + M_2 \times 48 = \frac{1 \times 96^3}{4} + \frac{1 \times 48^3}{4}$$

$$M_2 = 398 \text{ in} - \text{井} \quad R_1 = R_4 = 101.4 \text{ 井} \quad R_2 = R_3 = 63.6 \text{ 井}$$

上面所說為升力架上負載為每吋一磅者。若飛機在低襲角高度飛行，則翼樑上各部負載為

上翼前樑..... 3.5 井/in 下翼前樑..... 3.0 井/in

上翼後樑..... 9.0 井/in 下翼後樑..... 7.7 井/in

翼間架上之負載椽向分力，當如下表所示。

樑	間 架 負 載		
	每 吋 重 量	翼 際 支 柱 點	頂 架 或 機 身 處
上 翼 前 樑	1.0	101.4	63.6
	3.5	355.	223.
上 翼 後 樑	1.0	101.4	63.6
	9.0	913.	573.
下 翼 前 樑	1.0	105.5	35.5
	3.0	317.	107.
下 翼 後 樑	1.0	105.5	35.5
	7.7	813.	274.

茲再將升力架上各柱之射影及理論中心綫列後,俾構架之分析得完成。

柱 或 綫	B (in.) (椽向射影)	C (in.) (弦射影)	H (in.) (橫射影)	B ²	C ²	H ²	L ²	L 長 度
前 升 力 綫	60	20	104	3600	400	10816	14816	121.9
後 升 力 綫	60	12	104	3600	144	10816	14560	120.7
前 翼 際 支 柱	60	12	8	3600	144	64	3808	61.7
斜 罩 支 柱	60	24	8	3600	576	64	4240	65.1
後 翼 際 支 柱	60	12	8	3600	144	64	3808	61.7
前 頂 架 支 柱	30	12	8	900	144	64	1108	33.3
斜 頂 架 支 柱	30	48	8	900	2304	64	3268	57.2
後 頂 架 支 柱	30	12	8	900	144	64	1108	33.3

假設斜罩支柱不生作用且前翼際支柱點在下翼上,則 $\epsilon B = 0$, 前支柱之椽分力為 317 井後支柱之椽分為 813 井此支柱內之應力當為:

$$\text{前支柱 } 317 \left(\frac{61.7}{60} \right) = 326 \text{ 井}$$

$$\text{後支柱 } 813 \left(\frac{61.7}{60} \right) = 836 \text{ 井}$$

應用 $\epsilon H = 0$, 且設橫分力向右者為正則

$$-H_{\text{支柱}} - H_{\text{樑}} = 0 = 317 \times \frac{8}{60} - H_{\text{樑}}$$

$$H_{\text{樑}} = \text{下翼前樑上之應力} = -42.3 \text{ 井}$$

取上翼前樑上翼際支柱之連接點計算,且令前升力綫上生牽引力,則

$$\epsilon B = 0 = B_{\text{樑}} + B_{\text{支柱}} - B_{\text{支綫}} = 355 + 317 - B_{\text{支綫}} \quad B_{\text{支綫}} = +672 \text{ 井}$$

前升力綫上之應力當為 $672 \times \frac{1219}{60} = 1365$ 。再令 $\epsilon H = 0$ $H_{\text{支柱}} - H_{\text{支綫}} - H_{\text{樑}} = 0$

$$317 \times \frac{8}{60} - 672 \times \frac{104}{60} - H_{\text{樑}} = 0$$

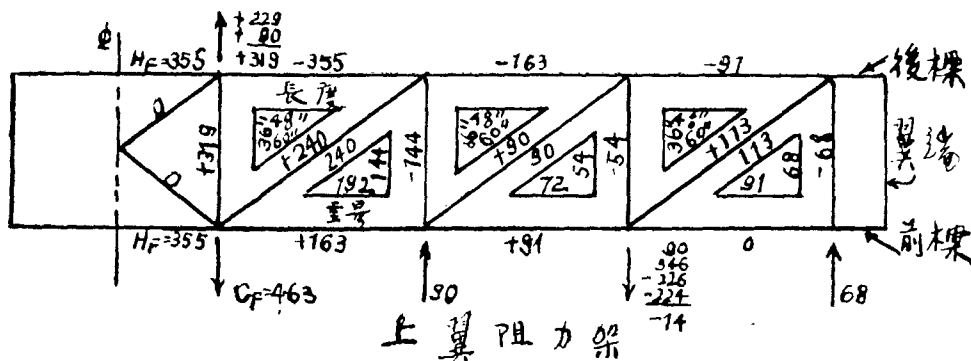
故上翼前樑上之應力 $= H_{\text{樑}} = 42.3 - 1163 = -1120$ 井。同樣後升力綫上之應力為 $(913 + 813) \times \frac{120.7}{60} = 3470$ 井,上翼後樑上之應力為 -2890 井,頂架後支柱上應力是 $573 \times 33.3/30 = 636$ 井,(牽引力)。此於頂架支柱前後樑上生一壓擠力,其值為:

$$-573 \times \frac{8}{30} = -150 \text{ 井}$$

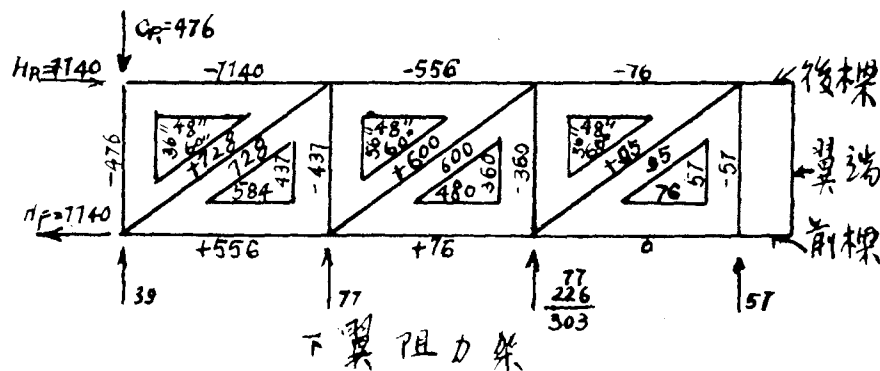
茲再將上翼阻力架因翼載弦方向分力關係,而生之應力計算之,設阻力架能負此重載,必抵抗翼際支柱,後頂架支柱及升力綫等負載之弦分力。此反作用力,由頂架

支柱維持一切弦分力皆由頂架之前支柱及斜支柱負擔。在翼上翼載之弦分力，將平均分佈，在低襲角飛行，為兩翼樑之垂直椽分力和之百分之十五。且假設阻力架上每間架相互皆以釘連接，則在飛行時上翼所負重將為每吋 $0.15(3.5 + 9.0) = 1.88$ 井。下翼則為 $0.15(3.0 + 7.7) = 1.6$ 井/in。此類力之方向皆為阻力方向，向隨緣方向作用。

上翼間架點之弦分力當為 $48 \times 1.88 = 90$ 井，而在外間架點則為 $36 \times 1.88 = 68$ 井。在外支柱點因前後翼際支柱關係所生之弦分力，是 $-317 \times \frac{12}{60} - 813 \times \frac{12}{60} = -226$ 井。(上翼向前，下翼向後)。前升力綫所生之弦分力，為 $-672 \times \frac{20}{60} = -224$ 井。後升力綫所生者為 $1728 \times \frac{12}{60} = 346$ 井，方向向後。後頂架支柱所生弦分力，為 $573 \times \frac{12}{60} = 229$ 井(方向亦向後)。上翼阻力架所負之重量，如圖十三上所示。中部間架上支綫無應力，因其割剪力為零，上翼阻力架之柱上應力，如圖十四上所示。圖十四則表示下翼阻力架上負載及應力。



第十三圖



第十四圖

已知因上翼而生之頂架支柱上之樑，弦及橫平分力。則可決定頂架及前樑中部之應力。前頂架之椽分力為 223 井，向上。弦分力 463 井在阻力方向內，外間架之前樑因升力架所生之橫分力為 -1120 井。因阻力而生之橫分力為 355 井。在連接點應用 $\sum H = \sum B = \sum C = 0$ 則：

$$\begin{aligned} - B_{\text{前柱}} - B_{\text{斜柱}} + 223 &= 0 \\ - C_{\text{前柱}} + C_{\text{斜柱}} + 463 &= 0 \\ - H_{\text{前柱}} - H_{\text{斜柱}} + H_{\text{樑}} - 765 &= 0 \end{aligned}$$

由上列方程式得在此頂架中前支柱上應力為 455 井(牽引力)。斜支柱上應力為 356 井(壓擠力)。而在頂架支柱間之前翼樑上應力為 825 井(壓擠力)。

上面已將各升力架及阻力架上各應力計算，故知有些柱，樑等即因其組成各種構架而負重量。翼樑既負升力架上重量，且負阻力架上一部重量。故其實際負載即為二者之和。

空間構架

以上所講,皆是將整個構架分析為數段,分析研究。然在有些情形下,不能分開成若干段或分成若干平面構架計算。如彎軸式落地架之構造。

在此構造中,若各外力在一軸方向內之和為零,且各力繞一軸之力距和亦為零,則此構架對外力講,為平衡,由此情形可得六方程式,即因三分力而生之 $\sum V = 0$, $\sum H = 0$, $\sum D = 0$;及繞三軸所生之力距 $\sum M_V = 0$, $\sum M_H = 6$, $\sum M_D = 0$ 。在解決空間構架時,此六方程式皆須用到。若有六未知數及獨立分力,則可求得六反作用力。若外力之反作用力,少於六個,則此構架為不穩定,反之則在靜力學上講為不定。此情形與在平面構架內者同。

至於內力,即每柱之應力之計算法如下:若各柱不在同一平面內,則在每連接點可得三獨立方程式。若各柱在同一平面內,則可得兩方程式。若各柱之軸交於一無阻力之連接點,則各柱在任何一軸方向內之力距方程式,將不能獨立,而此問題即不能解決。故在一空間構架中,每連接點,必在三度方向內皆有分力,而生三獨立方程式,設 n 代表此類連接點之數, m 表示在一平面內連接點之數, b 表示柱之數目, r 代表有三反應力分力之支持點。則不問此構架如何,可得一完內解決之規律:

$$b = 3n + 2m - 3r$$

若此構架為靜體可定的,則可連續利用連接法或剖切法,亦可用在三軸方向內之應力分力及方程式等解決。在三架中,普通皆用連接法解決,取三柱相交之點獨立計算之。將各柱應力分析成各軸方向內之分力。然後用平衡法將分力大小決定,應力可得到。有時亦可在三脚上割切一下,令任意二根在同一平面內而取面內一軸為力距軸,應用各力對此軸之力距平衡關係,可得第三柱之應力。此法與平面構架內之力距法相似。並且可解決三根以上支柱之構架。

茲為明確決定空間構架理論之關係,特舉數定律於下:

- (a) 設一構架上數柱交於一點,此中只有一根不在同一平面內,則此柱——不在平面內者——應力之垂直於此平面之分力,將等於此連接點各外力之垂直於此平面之分力和。
- (b) 在一平面內作用之任何力,或柱上應力,其對在此平面內任何一軸之力距為零。
- (c) 在任何連接點,無外力作用者,在此處各柱中,有兩不在一直綫上之柱應力為零,則其他各柱之應力亦為零。

應用上列各定律，於解決空間構架，頗多幫助。可省去若干麻煩。

飛機設計之一斑

歐陽績

一 飛機設計之基本原理

無論設計任何種類之飛機，或飛機之某一部分，設計者均應明瞭一定之基本知識，下述各項為普通設計飛機時所應切知者，爰簡述之：

(一) 飛機應具有夠量之速度馬力及適當之翼面與操縱面，使除負荷飛機之淨重外，並能勝若干之活載。當飛機馬力一定，活載愈多時，則飛機之效能亦愈大。

(二) 當載量一定，飛行速度愈大時，需任負荷之空氣動力面及其襲角亦愈小。

(三) 當飛機滾駛離地時，除飛機本身有阻力外，還有因飛機運動量所生之阻力。欲克復後者之阻力，有下數種方法：(甲)增加額外馬力，(乙)增大翼面面積與有用馬力相當，(丙)翼面有較好之升力效率與多餘之有用馬力，(丁)另具有飛機射出裝置。

欲增加馬力，則重量亦必增加，增大翼面面積，則阻力亦必增大。然近年各式飛機多採用前者，即儲蓄多餘之馬力是也。其他之改良法，殊鮮採用。

(四) 翼面面積須大小適度，以求安全之降落速度；進言之，如翼展縮短時，亦難取得同樣之效果。

(五) 翼面之形狀，翼背腹之曲度，及其襲角，因飛機之種類而異，以求飛機縱側之平衡與安定，載量大之飛機，速度每不能過高。

(六) 飛機各部之構造，應十分堅強，設計時宜盡量求阻力之減低。構造宜簡單，且須易於操縱駕駛。

(七) 飛機應具有適當之固有安定性，以求安全。在可能範圍內，飛機之飄落角愈大愈好。

二 設計飛機時之說明

設計飛機之先，第一步工作至少應將下列各項說明作為標準：

(一) 飛機之性能：如飛機在地面上之最高速度，降落速度，應用頂點，直昇速度，衝程距離，耐航時間等是。

(二) 飛機之活載：駕駛員與載客之重量，貨物郵件之重量，(在可能範圍內最好計算容量)。滑油汽油及各項設備之重量等。

(三) 飛機各部之構造，其力量應能勝任所規定之負荷，力量之大小，須精細算定。

(四) 各部份均宜加以詳細之考慮：如飛機之式樣，外型之大小，活載之分配，發動

機之裝置等。

(五) 其他問題：飛機之安定，輕巧，駕駛及造價等是。

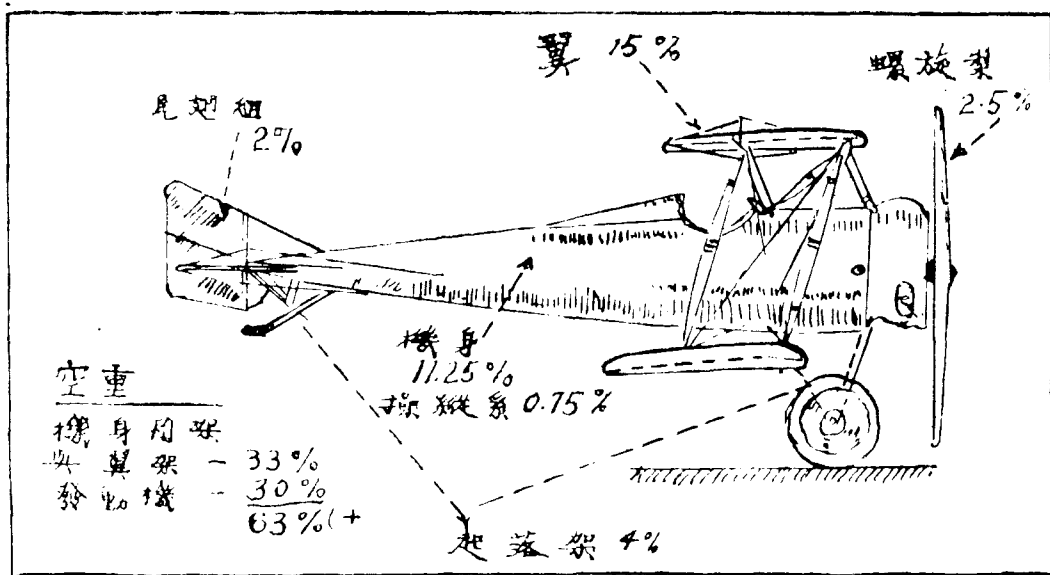
設計商用飛機，不若設計軍用飛機之繁複，說明亦稍簡明。上項說明，亦可代以飛機模型，在風筒中試驗所欲得之結果，作為標準模型，依樣製造。

三 尋常設計時之要素

近年飛機之式樣，與大戰以前者無甚懸殊，大概情形，仍相類似，惟於構造上加以改良而已。如機身之極近於流線形以減少其附加之阻力，機體外廓之改善，以減少磨擦之阻力是也。茲將設計之要點，大略述之：飛機之種類功用，目的，及造價等，先經決定，即可計及其要點，如翼面之負荷，馬力之多少，飛行及降落之速度，操縱系，載量，穩妥，舒適，與飛機降落區域之性質等，皆宜周詳考慮者也。過去曾經製造試驗良好之飛機，種類繁多，大可供設計者之參考，然苟欲擇各式飛機各部份之善者，而合構一新式之飛機，以求此飛機之效能為最高，則甚困難，各種飛機無論如何構合而成，供給以相當之馬力，皆能飛起，但效率或安定及其性能，則彼此各殊。

飛機活載與其重量之關係，頗關緊要，普通各種飛機約成四十與六十之比例，飛機之淨重由百分之六十至百分之六十五；有些飛機，設計之效率較高，所需之馬力因而較少，飛行之速度因亦較大。當飛機之重量一定，所需之馬力愈少時，燃料之消耗亦愈少，載一定量之燃料，其衝程自亦愈大。飛機各部重量之分配，約如圖一所示，但不必各種飛機盡按此比例分配，此不過示其一例，舉一反三可耳。飛機最好將淨重減至最小，活載增至最大，設一飛機，其淨重為總重之一半時，即成五十與五十之比例，則效率之增進甚大，因淨重減輕百分之十，活載即由百分之四十增至百分之五十，亦即活載較前增加百分之二十五，故設計飛機，其載量為一先決問題，首宜考慮。今設計一飛機，假令其活載量為一噸，（即二千磅）則飛機之淨重有過之無不及，可推知飛機之總重約為五千磅，先決定飛機為單翼抑為雙翼，即可決定翼面之負荷，翼面之負荷，現最低者為每平方呎四磅，但普通均為每平方呎十磅；繼考慮飛機負荷所擬之重量，速度應如何？舉力大之翼面，速度常低，現設翼面負荷每平方呎約為七磅，則翼面面積應為七百十四平方呎（ $\frac{5000}{7}=714$ 呎）如所製造者為單翼機，可知翼展約為六十呎，翼弦約十二呎，或翼展為七十呎，翼弦為十呎，即足負荷所擬之重量。如覺單翼之面積太大，則可改為雙翼機，每翼之面積，即祇有三百五十平方呎矣。如此則翼展縮短頗多，設翼弦為七呎，翼展僅須五十呎。翼之效率，因翼切形之不同而異。製造家可根據己意，在風筒中試驗，擇一最好之翼面採用之。

翼之面積既經算定，馬力之多少又如何決定乎？此可用一同樣之模型飛機，在風筒中試驗其阻力之大小？以所設計飛機之總重量速度為根據，而算定之，所供給之馬力，至少須足使飛機所生之舉力，等於飛機總重所生之地心吸力；然此又因直



第一圖

昇速率之大小而變，故所需之馬力，須能克復地心吸力與飛機所生之阻力和；但此又以時間為函數，飛機以快速直達頂點，則費時少而所耗之馬力多，以慢速達同一頂點，則費時多而所耗之馬力又少，時間與馬力雖殊，其所作之工作一也。

馬力與飛機之速度算好後，可考慮所設計之飛機，適合於單發動機抑多發動機。此時須注意飛機之安全率，一噸活載之飛機，可用單發動機亦可用多發動機，用多發動機飛機，安全率較大，可減少因發動機故障而發生之強迫降落與危險，然在氣動效率方面，則不如單發動機之為愈，設計者宜權衡利益而決定之。

每一馬力所勝之負荷，不宜太大，在高速飛機，每一馬力不得踰十二磅，尋常速度之飛機，每一馬力約夠載二十磅。現設採用前者，則總重五千磅之飛機，須六百馬力，故可用三百馬力之發動機兩個，或二百馬力之發動機三個，如欲飛機速率較快，可選用一六百馬力之單發動機。若欲造一慢速之飛機，則總重五千磅之飛機，祇須二百五十馬力，採用兩個一百五十馬力之發動機，尚多餘馬力五匹可供儲蓄，故當發動機汽門全開時，一個發動機已足維持飛行，縱有一發動機發生故障，亦無妨礙，祇用一個二百五十馬力之單發動機亦可，惟安全稍遜耳。

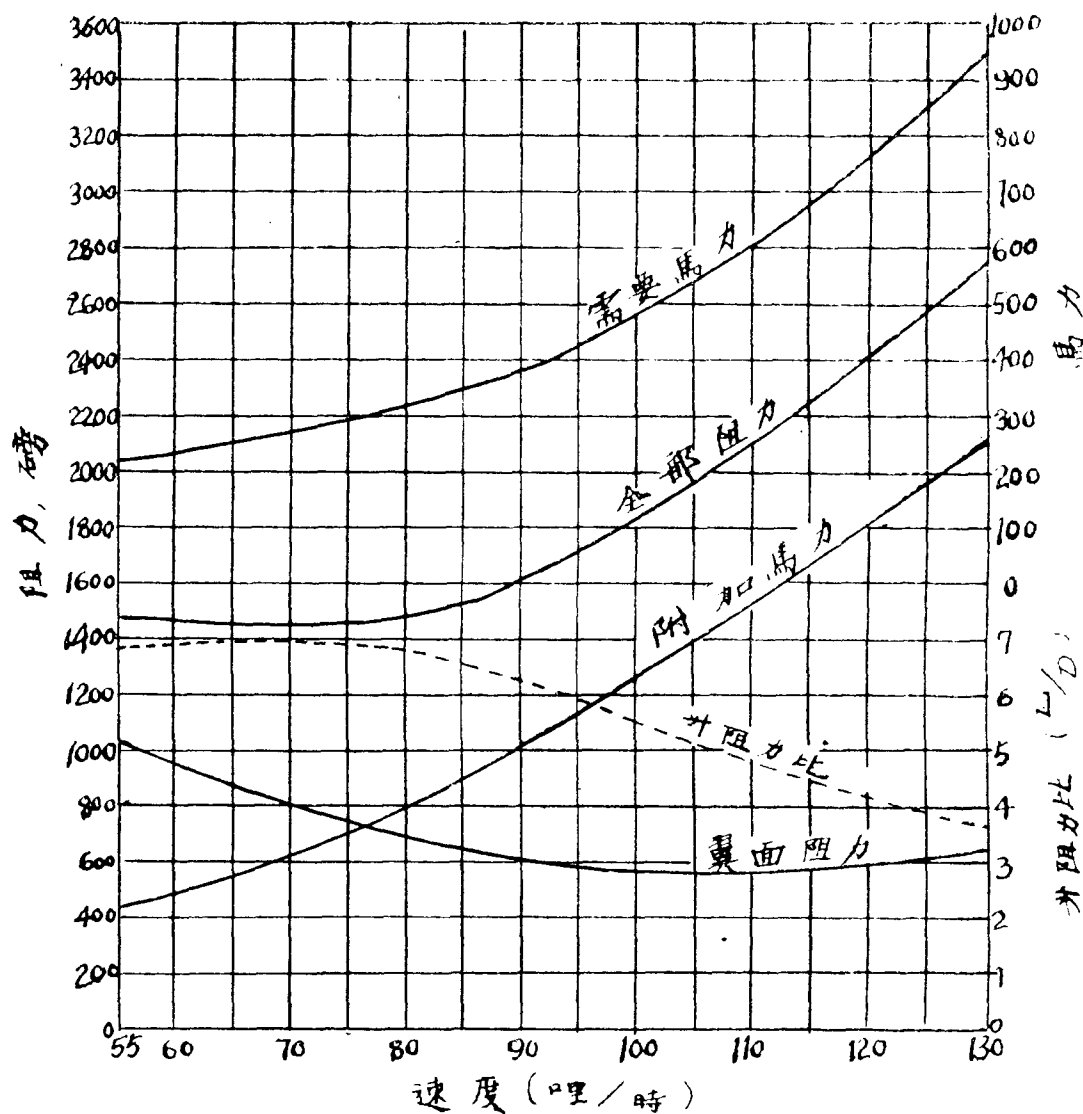
四 飛機各部份馬力之分配。

飛機大部份馬力消耗於翼之阻力，高速飛機尤甚；次為機身與附屬等裝置之阻力，故高速飛機在爬高時，消耗馬力獨多。飛機降落速度，是以翼面為標準，等重之飛機，翼之面積大可不同。翼面大者降落速度恆低，故兩等速之飛機，不論翼之形狀如何，需要之馬力各不相等。反之亦然，即馬力不同之兩飛機，速度未必不等。又設兩機機翼面積相同，重量不同，則重量輕者降落速度較低，而最高速度稍高。設計飛機時應將附屬阻力減至最低，使速度良好，且免除消耗過量之馬力。如屬商用載客機，翼之面積要選

擇適宜,使降落速度緩和,附加阻力是以附屬物裝置之多少而定,有些飛機,外面之支柱與支線較多,其阻力亦較大。飛機各部份需要之馬力,約如下表:

翼面	80%—25%
翼之附屬物	5%—25%
起落架	3%—17%
尾翅組	2%—15%
機身	10%—45%

飛機阻力速度與必要馬力之關係,如圖二所示。例如飛機總阻力為二千六百磅,每小時速度一百哩,由圖右方垂直線,知必要馬力約為五百匹,故既知飛機之阻力與速度,即可知飛機需要若干馬力,過去飛機因材料問題,致效能欠佳,翼之負荷,每平方呎由五磅至十二磅,每馬力能負載最低八又五分之二磅,最高二十四又五分之三磅,翼之負荷,最普通者為每平方呎八磅至十磅。馬力之負荷,常用者為每馬力二十磅以下。空重與總重



第二圖

之比例,最高達 55.6%, 即能容活載 44.4%; 其比例甚有至 79.6% 者,即祇能容活載 20.4%, 普通活載常在百分之三十至四十之間。今則因材料之改良,活載已增至百分之五十矣。

五 飛機壓力心與重心之配合

設計機身最重要之點,為各部份重量之適宜分配,與升力面之位置,以求壓力心與重心之配合。對飛機各部份之均衡,及求其與壓力心成相當之關係時,常較困難。

有些設計者,先將圖樣畫好,同時規定壓力心與重心之所在點,然後移動駕駛者

與乘客之座位,或汽油箱之位置,以求其相當關係者,此法極不妥當,因機身之支柱支綫等不能連結於最適宜之位置,而汽油箱應在可能範圍內,裝置於全機重心附近,不應移動故也。

司機座位既經得良好之位置,不宜輕易改變,否則欠自然。設計機身時,應詳加考慮,駕駛者之視線範圍,亦應計及,如雙座軍用飛機。駕駛者在前座,則後座應稍寬展,使觀察者得活動自如,利於射擊,其座前應可摺疊,使其能坐於底板上。利用所設之小窗,作觀察,照像,擲彈等工作。

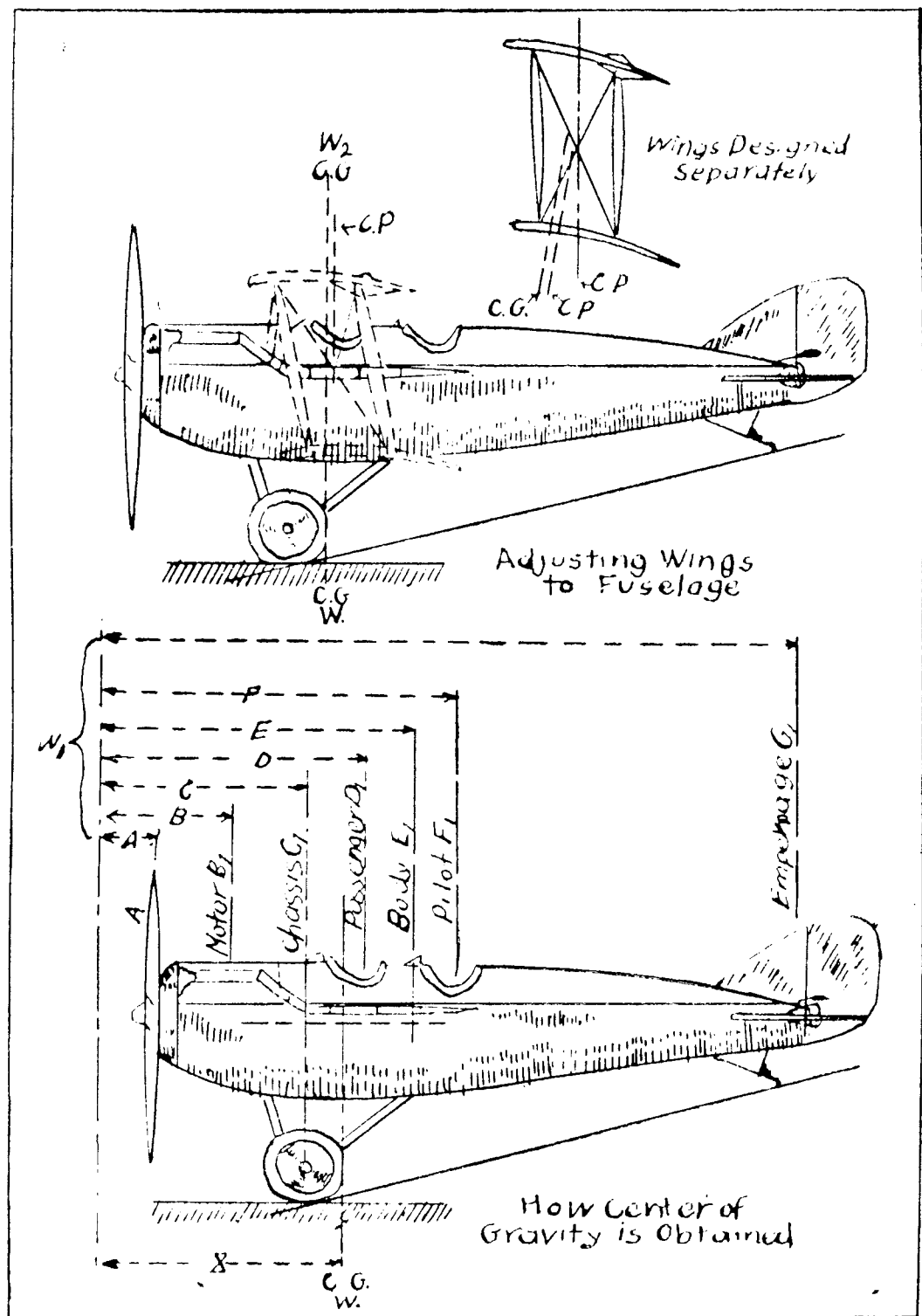
全機身重心之位置,可用一極簡單之方程式算得, (如圖三) 即各部分之重量,乘以各段之距離。

$$AA_1 + BB_1 + CC_1 + DD_1 + EE_1 + FF_1 + GG_1 + \dots = W_1 W$$

A 為任意假定之距離, W 為全機身之重量。

重心既得,可討論翼之裝配,事先應分畫一圖, [如圖三上] 決定其壓力心與重心。上翼之效能應較下翼為大,使可改變壓力心之聯合位置,乃以翼裝配於機身上,求所須壓力心與重心之關係。

但此不過適用於翼角為零之固定橫平面,如橫平面有正負翼角時,宜計算其空氣抵抗力,升力, (L) 與重力 (W) 以及拉力線與阻力線等力矩所生之各結果力,當安置橫尾翅時,必悉心研究,以求適度之縱長安定。



第三圖

螺旋槳之設計原理

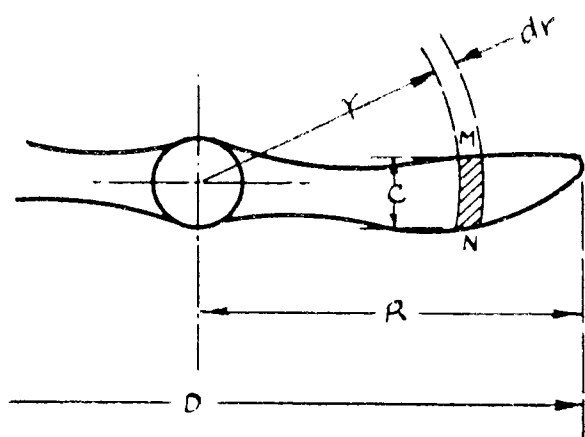
張新亞

螺旋槳之設計，原為極繁雜之工作，多賴諸風洞試驗。此處所介紹者乃其設計之原理；對於螺旋槳之設計，不過述略梗概而已。

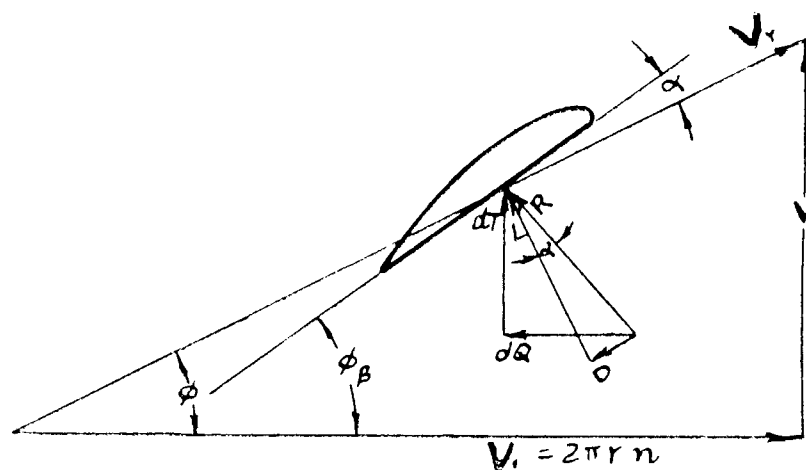
在飛機設計工程中，螺旋槳之設計，為其最後一步之工作，吾人於設計螺旋槳時，必先決定：採用何種發動機，何種機身，機翼；及其發動機之馬力若何，飛機之頂速若何。飛機之頂速乃受制於機身機翼之外形，及發動機之馬力；同時螺旋槳之轉速亦受制於發動機之性能；蓋因發動機有效馬力，當汽門全開時，幾與轉速成正比。欲得維持設計之馬力，螺旋槳必以相當之轉速旋轉方可。故發動機之馬力，螺旋槳之轉速以及飛機之頂速，在設計螺旋槳前，必先規定。

是以螺旋槳之設計，實為一種選擇之工作耳。使其能將所承受之有效馬力，在某前進風速下，變為最大之拉力。換言之，即在一定之馬力，頂速與轉速之下，得一效率最大之螺旋槳也。

吾人於設計螺旋槳前，對其馬力與效率不能不加以探討。今就圖一中之螺旋槳考察之：在半徑 r 處，取一 MN 切面， dr 為其寬， C 為其弦長。 R 為螺旋槳之全半徑。圖二為 MN 切面之橫剖圖：各部如圖示， n 為螺旋槳之轉數 (R. P. M)， V 飛機之前進速， v_1 為螺旋槳之轉速， v_r 為 V 與 v_1 之合力， $\phi = v_1$ 旋轉面所夾之角， ϕ_B 為弦與旋轉面所夾之角，襲角 $\alpha = \phi_B - \phi$ ， L 為舉力與 v_r 成 90° ， D 成爲阻力與 v_r 同方向。



第一圖



第二圖

如是；則 MN 切面上所承受之馬力：

$$dP_m = \frac{\rho V v_1 k_L (V \delta + v_1) c dr}{550 \delta \sin \phi} \dots \dots \dots (1)$$

其中 δ 為升阻比 (Lift/drag)， ρ 為空氣密度， k_L 為舉力係數。同時效率：

$$\eta = \frac{V}{v_1} \cdot \frac{v_1 \delta - v}{V \delta + v_1} \dots \dots \dots (2)$$

或 $\eta = \frac{\text{Tan } \phi}{\text{Tan } (\phi + \alpha)} \dots \dots \dots (3)$

故知整個螺旋槳,或其一部切面之效率,隨下列情形而變化:

(1) 升阻比: 升阻比愈大,則效率愈高。故於設計一最好效率之螺旋槳時,必選擇一翼切形,使其升阻比愈高愈好。

(2) ϕ 角之大小: ϕ 角之值,以 $\text{Tan } \phi$ 為函數,而

$$\text{Tan } \phi = \frac{V}{v_1} = \frac{V}{2 \pi r n} \propto \frac{V}{n D} \propto J$$

2-葉螺旋槳 A. B. 7322. $n=1090$ r.p.m. 當 120 m.p.h. $\rho = 0.874 \times 0.00237$,
 $R=5.6$ 呎. $V=176$ f.p.s. $v_1=2\pi r n=114.3$ r f.p.s. $\rho V=0.364$

1	切 面	F F	E E	D D	C C	B B
2	半徑 (呎)	5.22	4.37	3.51	2.66	1.80
3	股角 ϕ_B	19° 30'	22° 25'	26° 45'	32° 15'	41° 40'
4	弦 (呎)	0.525	0.845	1.000	1.017	0.905
5	弧度 (上)	0.084	0.084	0.105	0.155	0.711
6	弧度 (下)	0	0	0	0	-0.051
7	V_1 (f. p. s.)	596	499	401	304	206
8	$\tan \phi = \frac{V}{v_1}$	0.295	0.353	0.439	0.579	0.854
9	ϕ	16° 25'	19° 25'	23° 40'	30° 5'	40° 30'
10	$\sin \phi$	0.282	0.332	0.402	0.501	0.649
11	$\alpha = \phi_B - \phi$	3° 5'	3° 5'	3° 5'	2° 10'	1° 10'
12	k_L	0.256	0.256	0.320	0.355	0.320
13	δ	21.0	21.0	18.8	16.1	14.5
14	$V\delta + v_1$	4290	4195	3710	3140	2755
15	$\frac{dw}{dr}$	21,150	23,700	23,000	15,650	6,360
16	$v_1 \delta - V$	12,344	10,304	7,364	4,724	2,810
17	η	0.849	0.867	0.871	0.871	0.871
18	$\eta \frac{dw}{dr}$	17,950	20,530	20,050	13,640	5,540

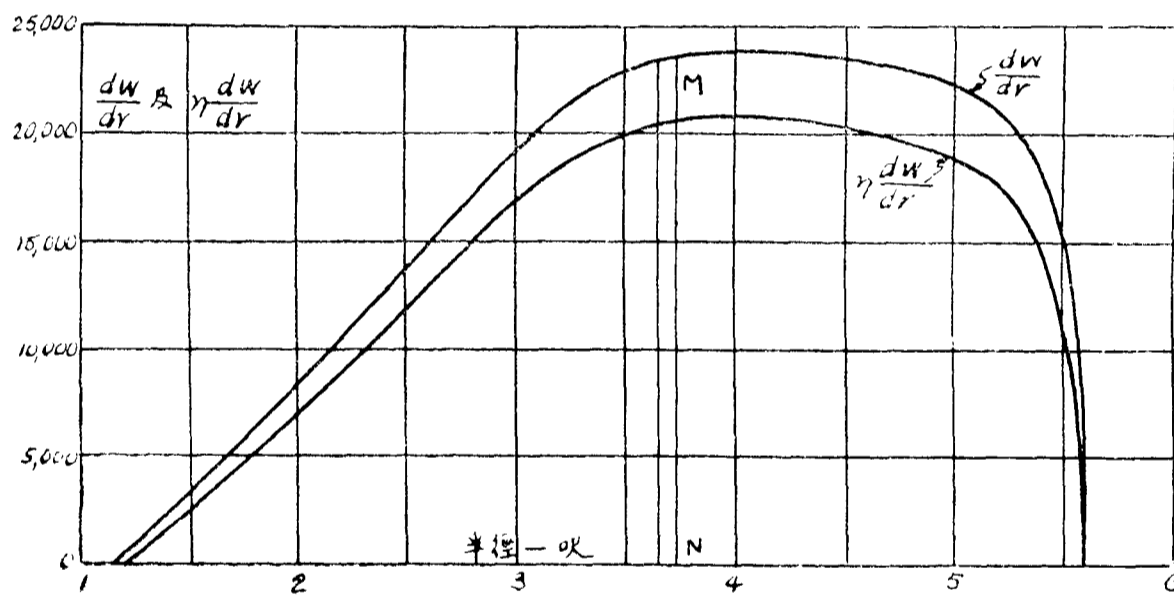
故在此原則下,若升阻比爲定值,則效率爲程徑比 J 之函數。(3) 微分式,可知 $\phi + \frac{\alpha}{2} = 45^\circ$ 時,效率最大。

螺旋槳之工作分析

從以上所討論之結果,吾人可將一螺旋槳在各不同半徑處,分析其各切面承受之馬力與效率。然後作曲線積分之,可統計整個螺旋槳之馬力與效率。

今試取一兩股螺旋槳 (Two blades propeller) 翼切形爲 A B 7322, R 爲 5.6 呎, $n = 1090$ R. P. M. $\rho = 0.874 \times 0.00237$, $V = 120$ M. P. H. 在半徑上取等距離之切面五,而計算其 $\frac{dW}{dr}$ ($dW = \frac{dP_m}{550}$) 之步驟如上表:

2, 3, 4, 5, 6 行爲各切面之幾何性能, 7 行爲 $v_1 = 2\pi rn$, 若 V 已知則 8, 9, 10 各行亦可算得。11 行爲襲角 α 等於 ϕ_B (3 行) 減 ϕ (9 行)。12 行與 13 行爲翼切面之性能, 爲由風洞中實驗得來, 翼切形決定後, k_L 與 δ 卽有定值求出, $V\delta + v_1$ (14 行) 後, $\frac{dW}{dr}$ 遂可由 (1) 式中求得。以 15 行之數值作直坐標, 以半徑作橫坐標, 畫一曲線如圖三。



第三圖

在 MN 狹條所夾之面積爲 $\frac{dW}{dr} \times dr = dW$, 遂代表各切面所承受之工作。16 行爲 $v_1\delta - V$, 17 行爲各切面之效率:

$$\eta = \frac{V}{v_1} \times \frac{v_1\delta - V}{V\delta + v_1}$$

17 行乘以 15 行遂得各切面之有用工作, 列 18 行。

$$V \cdot \frac{dT}{dr} = \eta \frac{dW}{dr}$$

再以 18 行爲直坐標, 半徑爲橫坐標, 比例與 15 行同, 畫一曲線。則此兩曲線面積之比, 卽爲整個螺旋槳之效率。

設計工作

應用以上諸原理,吾人開始設計工作時,其必先行決定者有:

- (1) 單位時間內螺旋槳之轉數。
- (2) 規定轉速及發動機之有效馬力。
- (3) 飛機之前進頂速。

此三項,設計家可隨意採取其所欲選定之數值。

例: 設今有一飛機,欲其在海平面上之平飛速為 100 M. P. H.。螺旋槳之轉數設其為 1000 R. P. M.。在此種轉速下發動機之有效馬力為 300 H. P.。

在海面上 800 呎以內,空氣之密度幾為恆數,可視為 0.00237。若設計之螺旋槳為雙股螺旋槳時,則:

$$\text{每股所受之馬力} = 300/2 = 150 \text{ H. P.}$$

從 (1) 式

$$\frac{d w}{d r} = \frac{\rho k_L C V v_i (V \delta + v_i)}{\delta \sin \phi}$$

如前述之分析法,亦可將此設計之螺旋槳分為六等份,計算其各切面之 $\frac{d w}{d r}$,用畫圖法積分,可求得全股之工作與效率。

然於分析之前,上式中尚有三個未知數。設計之先,應求得此等未知數,然後所設計之螺旋槳,其效能方與所欲要求者同。三個未知數為:

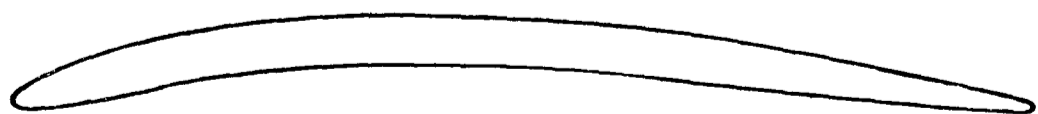
- (1) 襲角 α : k_L 與 δ 皆隨其變化。
- (2) 股寬 C :
- (3) 直徑 D : V 與 $\sin \phi$ 隨其變化。

故設計之工作亦可依此步次進行。第一步仍為翼切形之選擇;蓋 k_L 與 δ 皆隨翼切形之性能而決定。

翼切形之選擇

在討論效率時,已知翼切形之選擇,必使其升阻比 δ 愈大愈好。然而此種選擇,必須顧及製造之方便與堅牢。

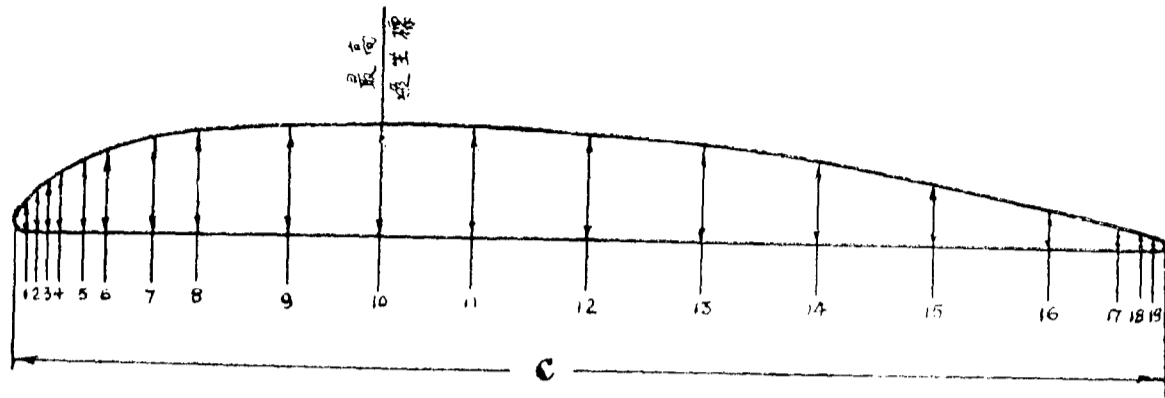
由試驗之結果,許多形如圖四之翼切形,往往能給最大升阻比,然而此種翼切形,因其尾部過於尖薄,且於製造時常失其準確之襲角。致使因升阻比增大所增加之效率,反不能補償其製造繁難而生出耗費。故實際上並不採用之,由實驗之結果,如顧欲及各



第四圖

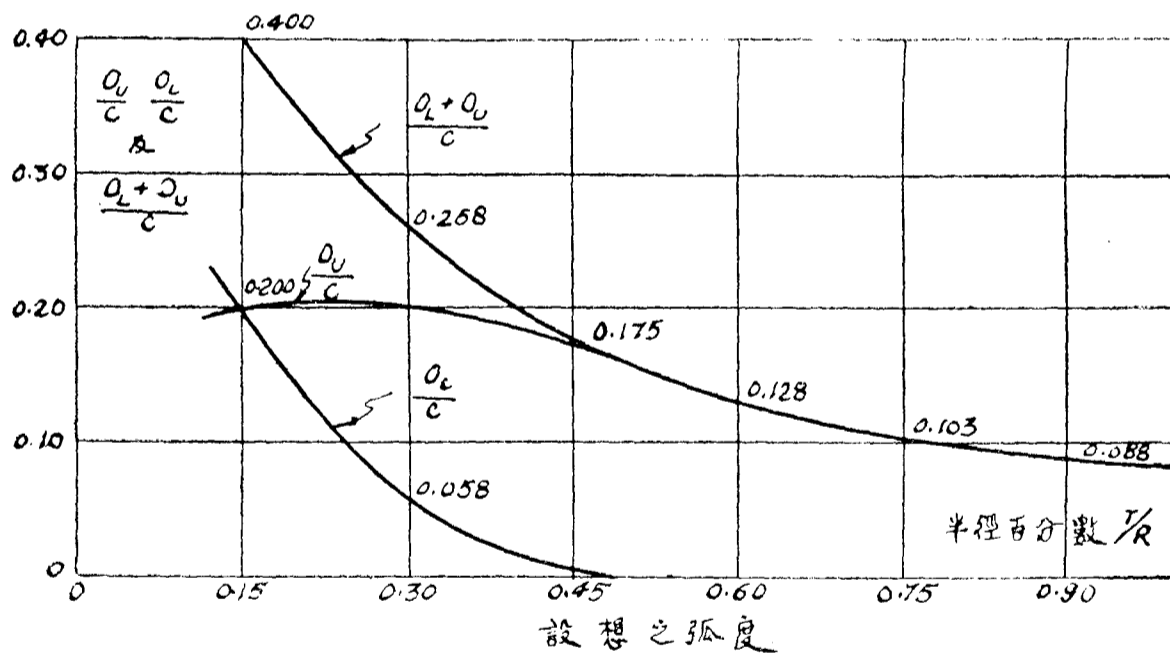
方之良好,設計家多採用如 R. A. F. 6 式之翼切形,其上弧拱起,下弧平坦,如圖五。

就理論言,翼切形之弧度以如圖五中所示者為最宜。又由試驗之結果,得知翼切形之最厚度,當為弦長之 0.05 倍時,其升阻比最大。然因圖製造之堅牢,應力之強大,多



第五圖

不能用此理想之槳葉。由試驗證明,為求可靠起見,股梢翼切形之弧度,往往不能小於其弦長之 0.07 至 0.08 倍。同時近轂處之翼切形,因司連接作用,其下弧亦須凸出,增加厚度,期得相當之應力。圖六乃示一設想之弧度,在各不同半徑處之變化。此種翼切形之效能極佳。



第六圖

k_L 與 δ 除與翼切形之形狀有關外,亦隨襲角之不同而異。故襲角之選擇必須使 δ 得有最大之數值。不同翼切形之最好襲角仍隨其翼切形之不同而異,可於風洞中求得之。R. A. F. 6 之最好襲角為 2° 度。可於圖八察出;蓋其升阻比最大也。

襲角決定後, k_L 與 δ 之數值乃一定。此時所未決定者,遂僅 C 與 D 而已, C 為最寬弦長, D 為螺旋槳之直徑。C 與 D 之比通常稱為形數,與螺旋槳之效能極有關係。用同

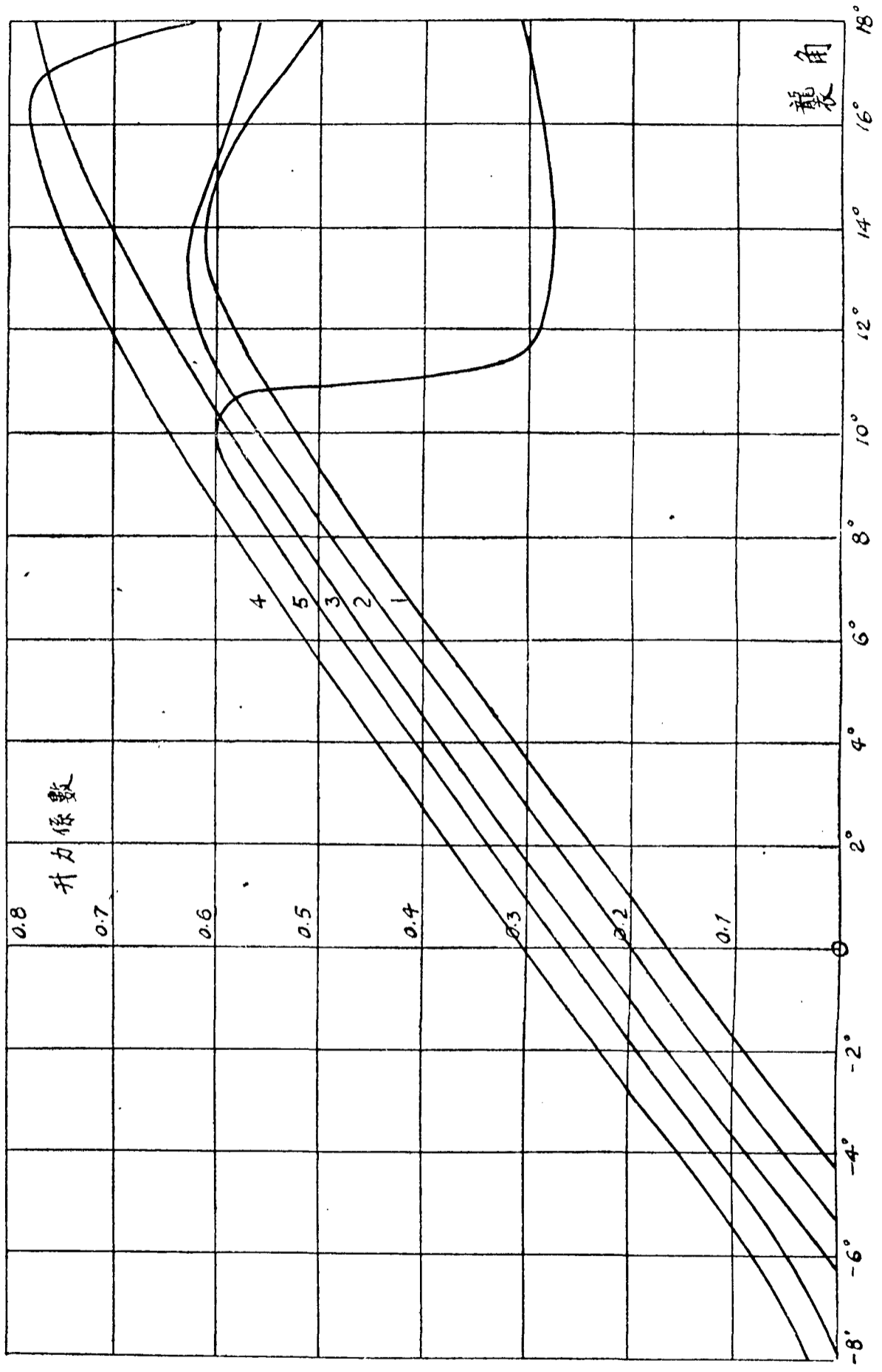
一翼切形而形數不同之螺旋槳,於風洞中試驗之。可知形數小於5.0者,效率不良,大於6.5者其應力與強度往往過剩,反而消耗馬力。故形數以在6之左右為最宜。

翼剖形之特徵

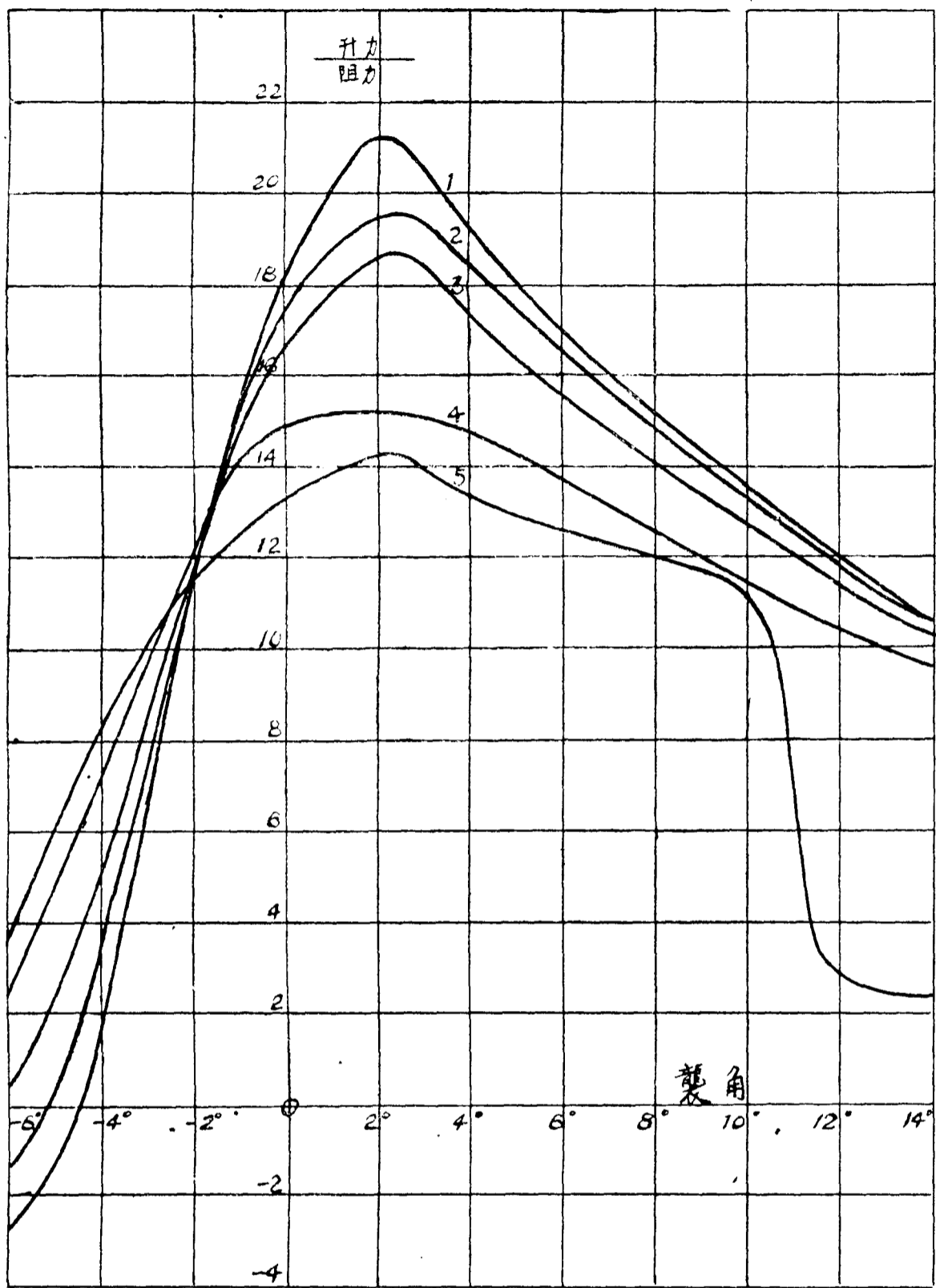
縱坐標之號碼	距前緣之距離	縱坐標之度高
1	0.01	0.256
2	0.02	0.359
3	0.03	0.449
4	0.04	0.513
5	0.06	0.641
6	0.08	0.731
7	0.12	0.833
8	0.16	0.910
9	0.24	0.975
10	0.32	1.000
11	0.40	0.987
12	0.50	0.943
13	0.60	0.865
14	0.70	0.737
15	0.80	0.558
16	0.90	0.346
17	0.96	0.205
18	0.98	0.145
19	0.99	0.128

所有縱坐標皆以最高縱坐標高度之百分數表明之

至前緣之距離則以弦長之百分數表明之



第七圖



弧 度		曲 線 號 碼
上	下	
0.088	0	1
0.103	0	2
0.128	0	3
0.175	0	4
0.200	0.058	5

第 八 圖

至於各半徑處，弦長之變化亦無一確實之定律，實用者常自每股之中央起左右遞減。圖九圖十乃示一木製螺旋槳與一鋁合金螺旋槳之平面圖。螺旋槳之平面與翼切形之厚度乃隨所用之材料而異。在木製螺旋槳，從平面望去，其股往往向前傾斜，以均衡因離心力而發生之曲繞，其尾端則後向；蓋消滅因繞亂氣流而發生之振動。然在金屬螺旋槳則無須如是；蓋其應力較木製螺旋槳為大，足以抵抗因離心力繞亂氣流而發生之曲繞與振動。故金屬螺旋槳之平面圖多平直。

直徑之求法。吾人既知螺旋槳之直徑與飛機之頂速，螺旋槳之轉速，發動機之有效馬力有關。故於設計時必須尋得此四者之互相關係，以公式示之。

前已述及各切面所吸收之馬力：

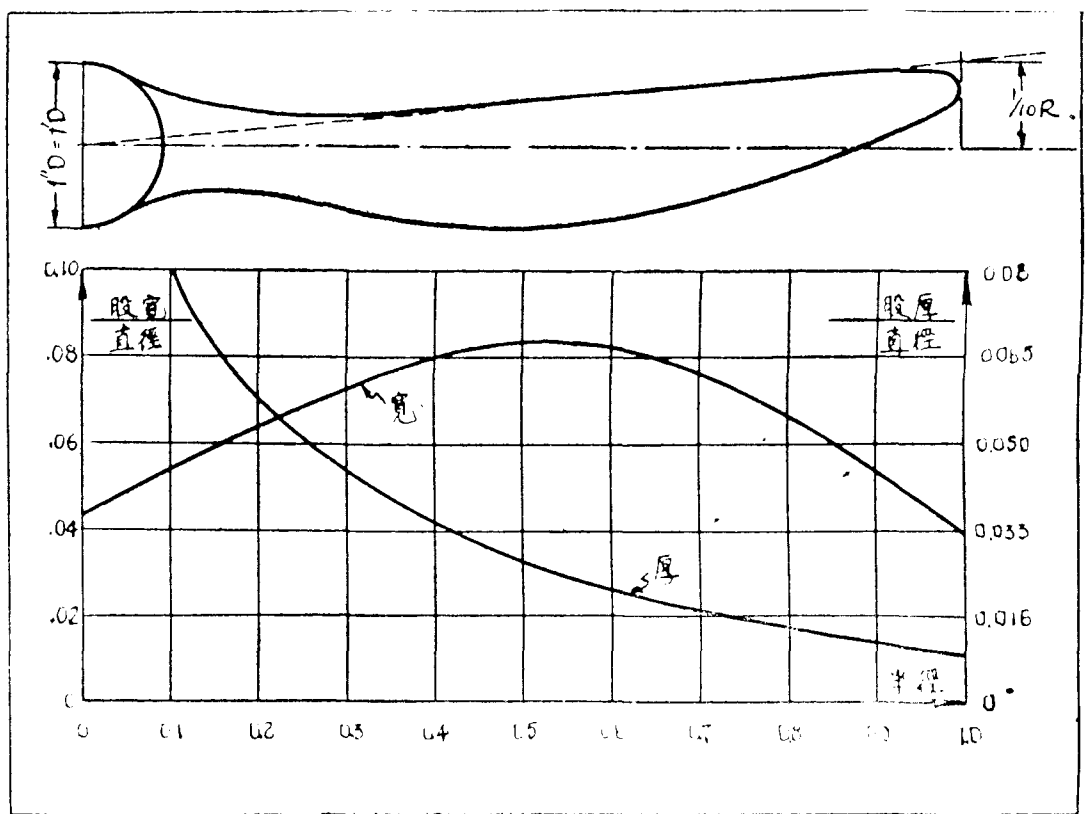
$$dP_m = \frac{\rho V v_1 k_L (V \delta + v_1) c dr}{550 \delta \sin \phi}$$

從圖二得：

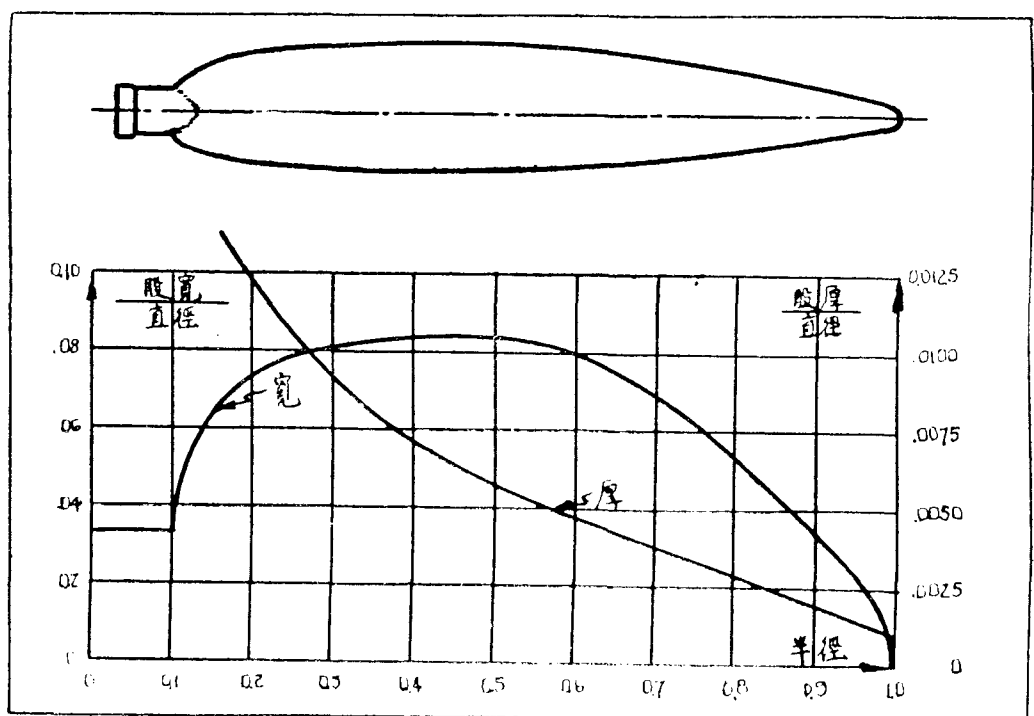
$$\frac{V}{v_1} = \frac{k_D}{k_L} = \tan \phi$$

故

$$dP_m = \frac{\rho v_1 V_1 k_D v_1 \left(\frac{V}{v_1} \phi + 1 \right) c dr}{550 \cos \phi}$$



第九圖 一木製螺旋槳之平面圖



第十圖 一鋁合金螺旋槳之平面圖

$$= \rho v_1^3 k_D \left(\frac{\delta \tan \phi + 1}{\cos \phi} \right) cdr \dots \dots \dots (5)$$

設 $E = k_D \left(\frac{\delta \tan \phi + 1}{\cos \phi} \right)$

阻力係數 k_D 與升阻比 δ 皆為襲角之函數；而襲角 $\alpha = \phi_B - \phi$ 。在幾何相似之螺旋槳上，于相當半徑距離處， ϕ_B 皆為定值。故 k_D 與 δ 皆為 ϕ 之函數。同時

$$\begin{aligned} \phi &= \tan^{-1} \frac{V}{\pi n D} \\ &= f \left(\frac{V}{n D} \right) \\ &= f (J) \end{aligned}$$

是以在幾何相似之螺旋槳上，(5) 式又可寫為：

$$d P_m = \rho v_1^3 f (J) cdr$$

故每個切面所吸收之馬力，隨以下諸項變化：

- (1) 空氣之密度表。
- (2) 表面面積在切面弦上之投影 cdr 。此面積以 D^2 為正變。
- (3) 直線轉速之立方 v_1^3 ，以 $(n D)^3$ 為正變。
- (4) $f (J)$ 。

即
$$\begin{aligned} d P_m &= \rho (n D)^3 f (J) D^2 \\ &= \rho (n^3 D^5) f (J) \dots \dots \dots (6) \end{aligned}$$

故所有幾何相似之螺旋槳，若 J 之值給定後，則其須要之馬力與其直徑之五次方，轉數之立方成正比。既知：

$$P_m = \rho n^3 D^5 f (J)$$

設 $f (J) = f \left(\frac{V}{n D} \right) = \left(\frac{V}{n D} \right)^t$

故在一定空氣密度下：

$$\begin{aligned} P_m &\propto D^5 n^3 \frac{V^t}{n^t D^t} \\ &\propto D^{5-t} n^{3-t} V^t \\ \frac{P_m}{D^5 V^3} &\propto \left(\frac{n D}{V} \right)^{-t} \propto (\cot \phi)^{3-t} \dots \dots \dots (7) \end{aligned}$$

再設：(a) 股上各切面之襲角皆相等。

(b) 各股皆十分幾何相似。

如此，則整個螺旋槳所吸收之馬力，與各個切面所吸收之馬力，幾成正比。此種設

想在變更 D 時十分確切；蓋各個切面之面積 cdr 是與 D^2 成正變也。但於單獨變更 V 或 n 時則不然。

故由 (1)
$$d P_m = \frac{\rho k_L V v_1 (V \delta + v_1) cdr}{\delta \sin \phi} \dots (8)$$

因 $cdr \propto D^2$; $\frac{v_1}{V} = \cot \phi$; $P_m \propto d P_m$

故重列 (8) 式，即得：

$$P_m \propto \frac{W_1 (V \delta + v_1) cdr}{\delta \sin \phi}$$

$$\propto \frac{V^2 v_1 (\delta + \frac{v_1}{V}) D^2}{\delta \sin \phi}$$

$$\propto \frac{v_1^3 V_1}{V} (\delta + \cot \phi) D^2$$

$$\propto \frac{\delta}{\sqrt{1 + \cot^2 \phi}}$$

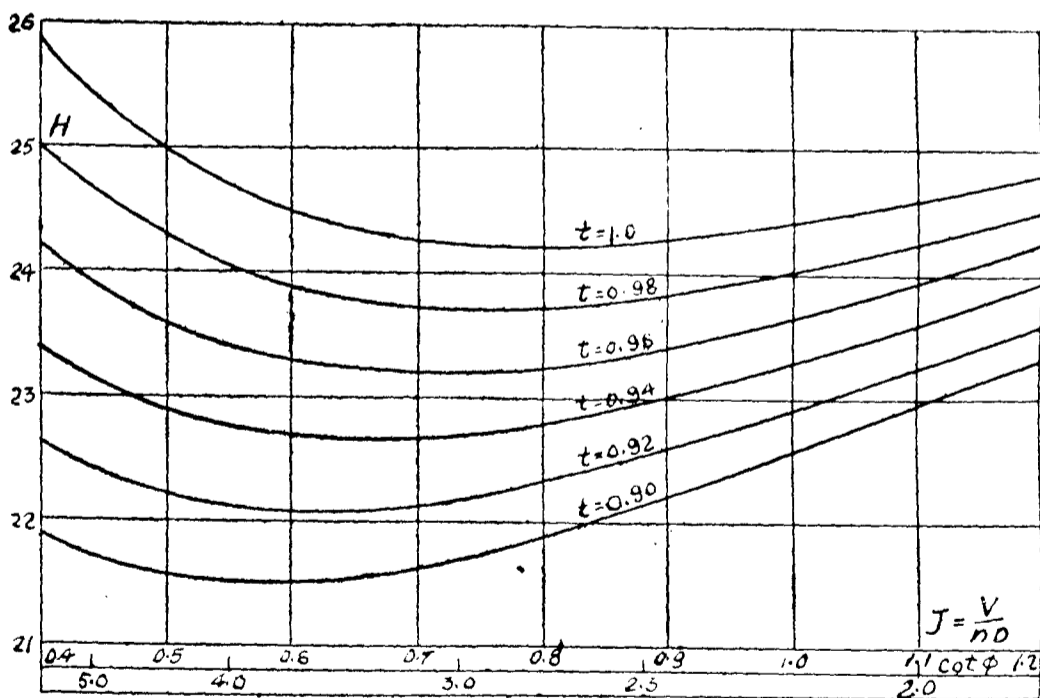
如翼切形與襲角已定，則 δ 與 k_L 為不變數，今設 $\delta = 20$ 。則 (9) 式

$$\frac{P_m}{V^3 D^2} \propto \cot \phi (20 + \cot \phi) \sqrt{1 + \cot^2 \phi} \dots (10)$$

如以上之兩假定皆十分準確時，則由 (7) 及 (10) 得：

$$\frac{\cot \phi (20 + \cot \phi) \sqrt{1 + \cot^2 \phi}}{\cot \phi^{3-t}}$$

之比值，幾為一常數 H 。圖十一乃以 $\cot \phi$ 為橫坐標， H 為直坐標，用不同 t 值所得之曲線。由此可見，當 $t = 0.98$ 時， J 之值在 0.464 至 1.2 之間， H 之變化，等於其平均值之百分之十五。然當 $t = 1$ 時， H 亦以其平均數之百分十五變化；不過 J 之值略為寬廣，乃自 0.5 至 1.25。故知 $t = 1$ 時為相宜之數。



第十一圖

故由 (6) 式

$$P_m = \rho D^5 n^3 f(J)$$

$$= \rho D^5 n^3 \left(\frac{V}{n D} \right)$$

$$= D^4 n^2 V \times \text{常數}$$

此常數之求法,可以一幾何十分相似之螺旋槳置於風洞中試驗之。所謂幾何相似者,即平面圖,形數,翼切形與襲角相似之螺旋槳也。如為免避形數與 K_L 所發生之影響,故列上式為:

$$P_m = B' \frac{K_L}{A.R.} D^4 n^2 V \dots\dots\dots (11)$$

蓋在相當範圍內, K_L 與所吸收之馬力為正變,與形數 $A.R.$ 為倒變,前皆述及。 δ 之變化其影響於馬力者極微細,故可不計。

用各種不同翼切形實驗,所得結果,取其 B' 之平均數,則:

雙股螺旋槳: $P_m = 2.55 \times 10^{-9} \frac{k_L}{A.R.} D^4 n^2 V$

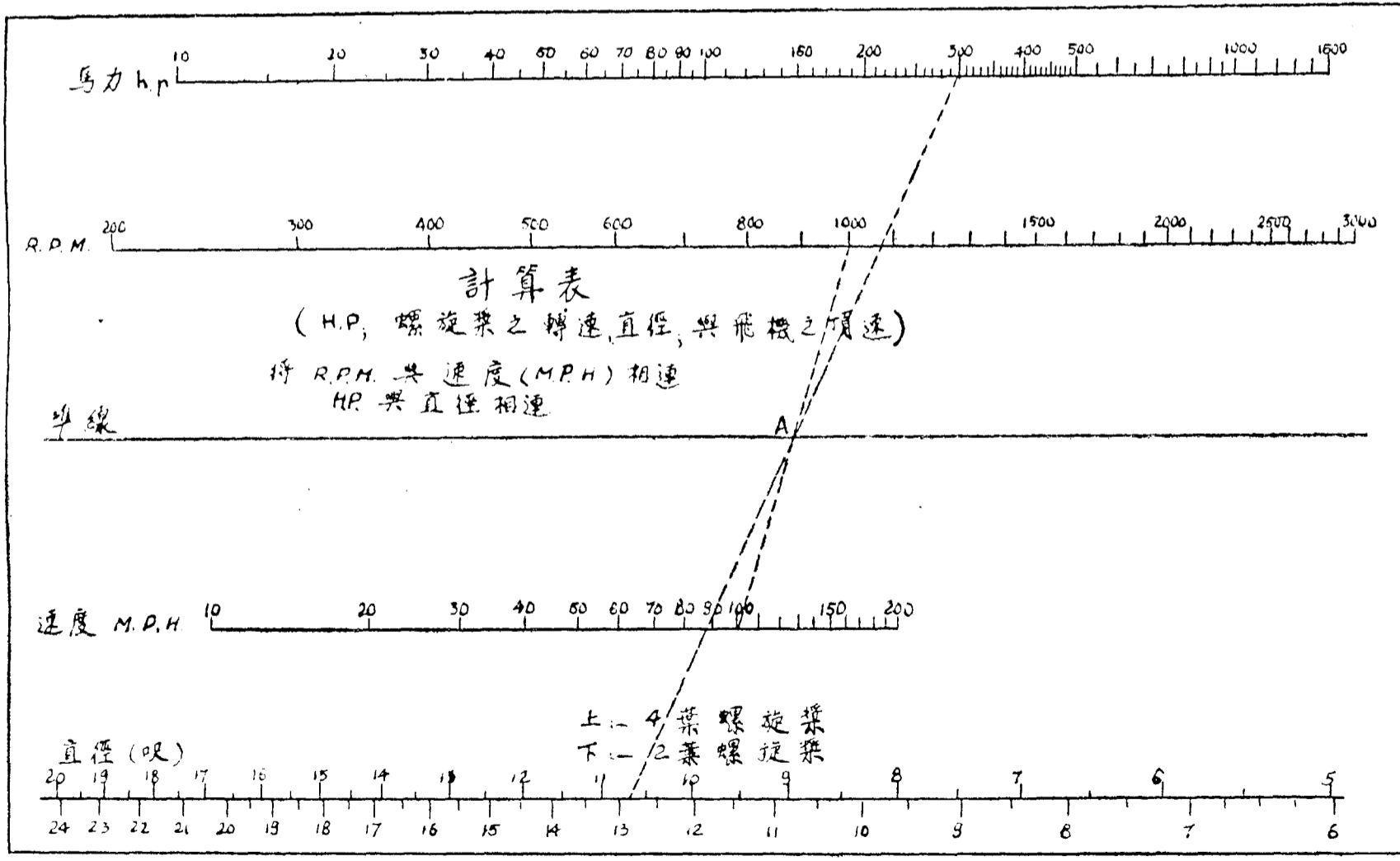
四股螺旋槳: $P_m = 5.33 \times 10^{-9} \frac{k_L}{A.R.} D^4 n^2 V$

如再取 K_L 與 $A.R.$ 之實用平均數,使 $K_L = 0.25$, $A.R. = 5.75$ 。則:

雙股螺旋槳: $P_m = 1.11 \times 10^{-10} D^4 n^2 V \dots\dots\dots (12)$

四股螺旋槳: $P_m = 2.3 \times 10^{-10} D^4 n^2 V \dots\dots\dots (13)$

由 (12) (13) 兩公式遂可列一計算表如圖十二。此表即代表 (12) (13) 兩公式。其原理乃使用數學函數得來,各表之格數,互相間隔之距離,皆有一定之關係。由設計家規



第十二圖

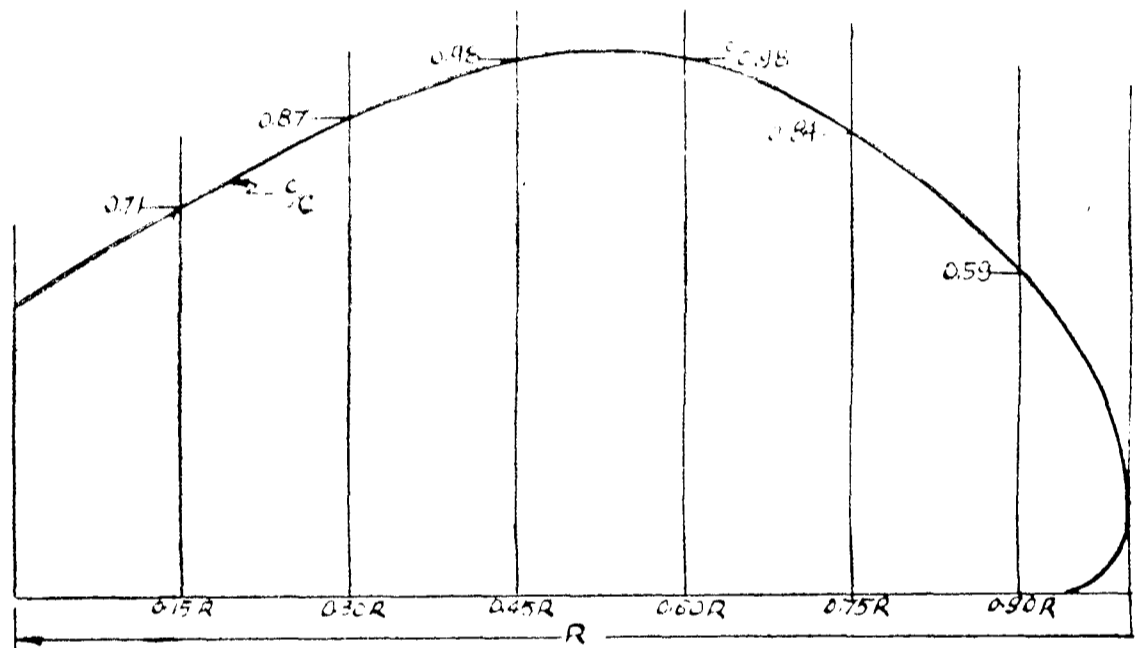
定之,如不用此表,而以計算尺求直徑亦可,不過較為繁雜而已。

今吾人欲設計之螺旋槳:其速度為100 M. P. H.,螺旋槳之轉數為1000 R. P. M.,發動機之馬力為300 H. P.故可利用此表,在速度格上取100 M. P. H.處連一綫至轉數格上1000處。此綫割準綫於A處。然後從馬力格上300 H. P.處,連一綫經A點,交直徑格於B點。此交點之數值,乃表所求之直徑。如為四股螺旋槳,則直徑為10' 9"。如為雙股螺旋槳,則為12' 6"。

最寬弦長之求法

如吾人欲設計之螺旋槳為雙股,直徑已由上表求得,為12' 6"。則亦如法分析,設最寬弦長C為未知,繼續討論如下:

- (1) 每股所吸收之馬力 = 150 H. P.
- (2) 轉數 $n = 16.7$ /秒。
- (3) $V = 147$ 呎/秒。
- (4) $\alpha = 2^\circ$ 。
- (5) 平面圖如圖十三。
- (6) 翼切形其性能 δ 與 k_L 如圖七圖八所示。
- (7) 弧度如圖六。



第十三圖

亦如前法分析,作表二。其工作曲綫 $\frac{dw}{dr}$ 之面積為三十二方呎,每方呎代表4.55C馬力。全股所吸收之馬力遂為 $4.55 \times 32 = 145.5 C$ 馬力。然每股所須要之馬力為150 H. P., 故

$$C = \frac{150}{145.5} = 1.03 \text{ ft.}$$

$$\text{形數遂為} = \frac{6.25}{1.03} = 6.07$$

此形數之數值,用於直徑為12.6呎之螺旋槳上為最適宜。最寬弦長之數值C既求得,在各半徑處之弦長,遂可依平面圖(圖十三)一一求得。弧度及各切面之厚度,亦不成問題矣(如圖八)。

從此遂可開始繪圖之工作。

$$\text{股角 } \phi_B = \phi + \alpha$$

$R = 6.25 \text{ ft.} \quad V = 100 \text{ m.p.h.} = 147 \text{ t.p.s.} \quad v_1 = \frac{6.28}{60} \times 1000 = 104.7 \text{ t.p.s.} \quad \rho V = 0348$

切 面	F F	D D	E E	C C	B B	A A
半徑(百分數)	0.9 R	0.75 R	0.60 R	0.45 R	0.30 R	0.15 R
半徑(呎)	5.62	4.69	3.75	2.81	1.87	0.935
v_1	589	491	393	294	196	98
Tan ϕ	.250	.300	.374	.500	.760	1.500
ϕ	14° 5'	16° 40'	20° 30'	26° 35'	36° 50'	56° 20'
Sin ϕ	.243	.287	.350	.448	—	—
α	2°	2°	2°	2°	2°	2°
ϕ_B	16° 5'	18° 40'	22° 30'	28° 35'	38° 50'	58° 20'
K_L	.238	.273	.310	.375	—	—
δ	21.2	19.5	18.6	15.2	—	—
$V\delta + v_1$	3710	3360	3125	2530	2300	—
C	.59 C	.84 C	.98 C	.98 C	.87 C	.71 C
$\frac{O_v}{C}$.088	.103	.128	.175	.200	.200
$\frac{O_L}{C}$	—	—	—	—	.058	.200
$\frac{d w}{d r}$	20700 C	23500 C	20000 C	14000 C	—	—
$v_1 \delta - v$	12340	9420	7160	4470	2630	—
η	.832	.842	.857	.884	.858	—
$\eta \frac{d w}{d r}$	17200 C	19800 C	17150 C	12380 C	—	—

表 二

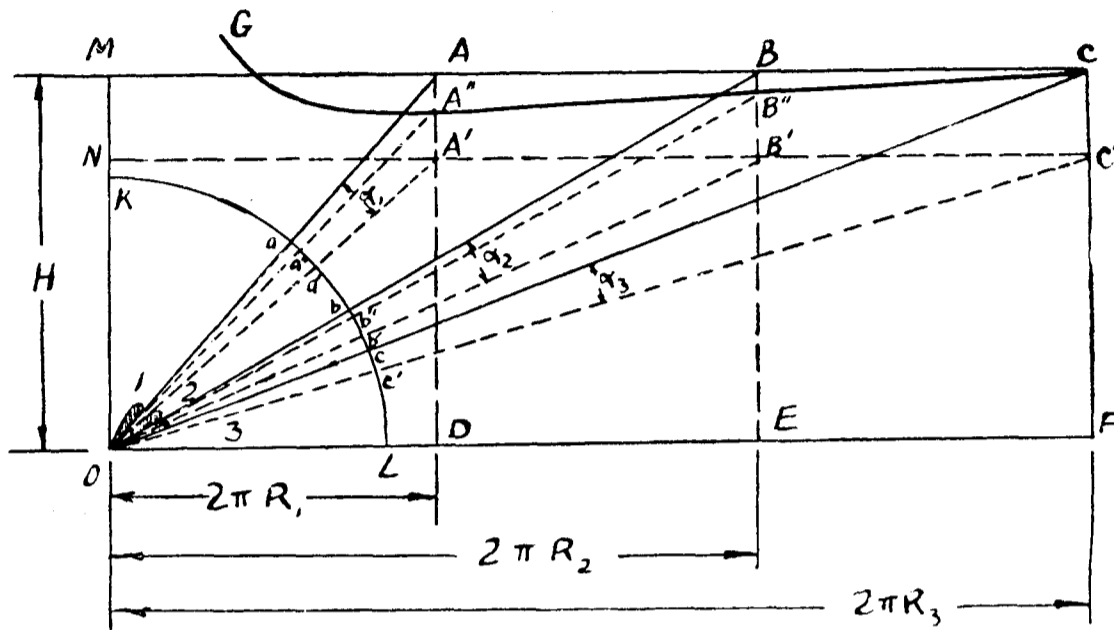
其中襲角 α 在各個半徑處均宜等於其最好襲角之值。但在恆距螺旋槳上往往不能如是，今試在一距螺旋槳之螺股上取 R_1, R_2, R_3 三處之切面 1 2 3 考察之。將此三切面均展開在同一圖上，如圖十四。如為恆距螺旋槳，則此三切面之螺距相等，是 $AD = BE = CF = H$ 。

在一轉內，切面 1 實前際進至 A' ，軌跡為 OA' 。切面 2 至 B' ，軌跡為 OB' 。切面 3 至 C' 軌跡為 OC' 。

其各個襲角(切面弦與軌跡所成之角)為:

$$\alpha_1 = \angle A O A^1; \quad \alpha_2 = \angle B O B^1; \quad \alpha_3 = \angle C O C^1$$

由 K_L 弦上即可看出 $\alpha_1 > \alpha_2 > \alpha_3$ 。若 i_3 為最好襲角,則其他切面之襲角即反是。故欲求整個螺肢上之襲角皆得最好襲角之值,則設計時應使 $a' a''$ 弧 = $b' b''$ 弧 = $c' c''$ 弧。而為一變距螺旋槳也。



第十四圖

表三乃一完全之繪圖表。以之可以求得各切面之形狀,再作整個之繪圖工作。設計工作至此乃畢。

繪 圖 表

雙 股 直 徑 12' 6''

切 面	半 徑 (呎)	股 角	弦 (吋)	厚 度 (吋)	
				上	下
F F	5.62	16° 5'	7.30	0.64	0
E E	4.69	18° 40'	10.38	1.07	0
D D	3.75	22° 30'	12.11	1.55	0
C C	2.81	28° 35'	12.11	2.12	0
B B	1.87	38° 50'	10.75	2.35	0.68
A A	0.93	58° 20'	8.78	1.75	1.75

表 三

馬力變化與高度之關係

康代光

內燃機所生之馬力,與週圍空氣之關係,不論在理論上,實際上,都是很重要的一個問題。以前對於這個問題大半注重于飛機或螺旋槳在空氣中的性能之分析,而忽視發動機方面的觀察。

最近從飛行時的探討,及實驗室的測驗,都證明單用氣動學的方法去研究,的確得不到正確的解答。所以除此而外還應該在發動機上去加以研究,茲分別討論于下:

1. 飛機性能與馬力因數。

決定性能的首要條件,自然是為實際馬力 brake horse power,但飛行之高低,機械效率之良否,均與性能有莫大關係,設

n = 發動機旋轉速度

D = 空氣密度

P = 空氣壓力

T = 空氣溫度

若在空氣壓力下,不計濕度的影響,則實際馬力 brake horse power, 以 n, D, P, T 為函數:

$$b. H. P. = f(n, D, P, T) \dots\dots\dots (1)$$

若空氣為絕對溫度時,則其壓力等于密度與溫度之乘積:

$$P = D \cdot T \dots\dots\dots (2)$$

$$\therefore b. H. P. = f(n, P, T) \dots\dots\dots (3)$$

在普通情形下,週圍的空氣,與旋轉速度無關,故馬力變化率,僅以 P, T 為函數:

$$\text{即 } b. H. P. = f_1(n) f_2(P, T) \dots\dots\dots (4)$$

如旋轉速度,在滿車範圍以內, (4) 式可以通用,但 n 太大, (如作 power dive 時,轉速超過滿車時數倍) 則 $f_2(P, T)$ 亦不能與 n 無關也。

“馬力因數”就是在已知氣壓下,與標準氣壓下 ($15^\circ C, 760 \text{ m/m}$) 所生馬力之比。(同在地面上,與同一速度)。所以若設 P, T 在地面上的標準壓力與標準溫度時,則 $f_2(P, T)$ 即為馬力因數之函數。設此函數為 ϕ 即:

$$\phi = f_2(P, T)$$

但在不同氣壓下, P, T 又隨高度變更。故函數 ϕ 可寫成下列幾式:

$$\phi = f_2 (P, T) = f_3 (P) = f_4 (T) = f_5 (D)$$

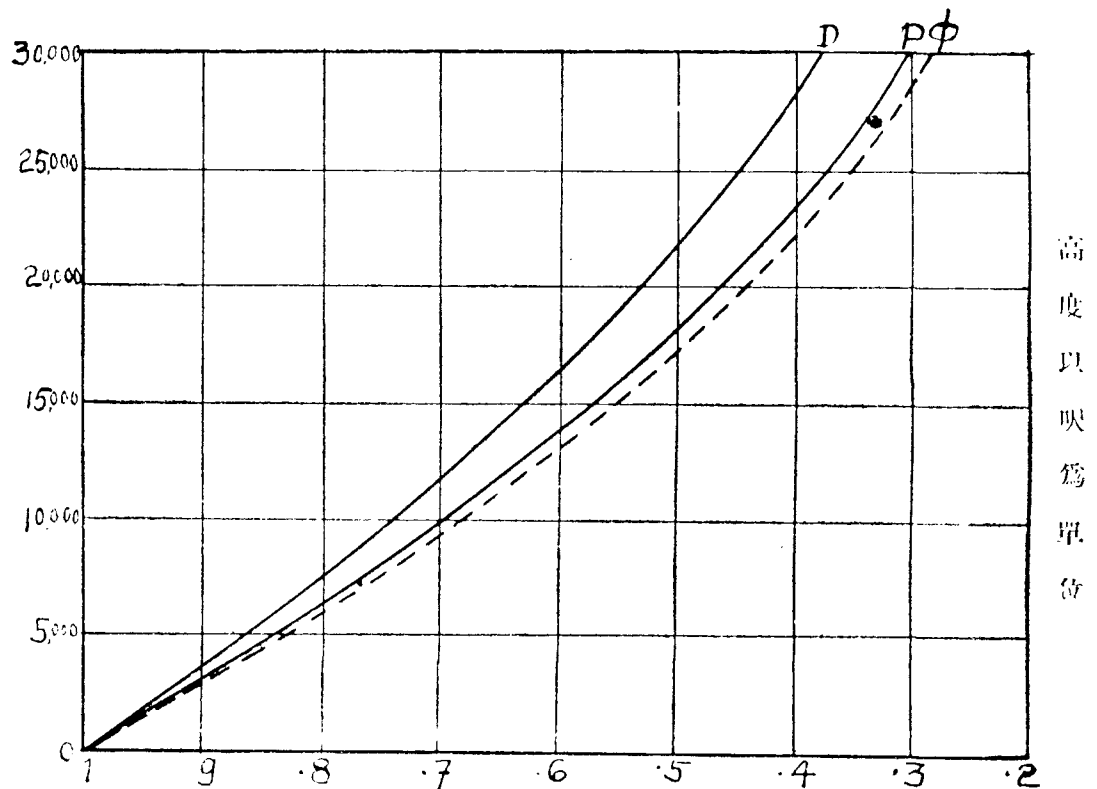
國際航空學會 National Aeronautical Corporation 求出各馬力因數的函數真值如下：

$$\phi = (P^{2/3} D^{1/3})^{1.12} = P^{1.05} = D^{1.3} \dots \dots \dots (5) \quad (\text{參看第4節})$$

在標準氣壓時, P, D 的數值, 如右圖:

製造家可就此表可以確定所造飛機在標準氣壓時, 各種高度的性能, 此即馬力因數定律也。

試驗飛機性能時, 須將所在地的空氣密度, 壓力等, 變成標準狀況 (0°C, 760 m/m), 乃算正確。故就(4)式以求馬力時, 應將 T 變成標準數值, 此宜特別注意者也。



第一圖

表大氣的密度 D, 壓力 P, 馬力因數 phi

2. 密度壓力與馬力因數。

最近許多研究家, 對於實際馬力的推定, 假設僅以密度為函數:

$$\phi = f(D) = f\left(\frac{P}{T}\right) \dots \dots \dots (6)$$

據實驗證明, 實際馬力之變化, 也有說是以壓力為函數的:

$$\text{即 } \phi = f(P) \dots \dots \dots (7)$$

總之, 馬力因數的變化, 不外受壓力或密度的支配。實際上, 多採後者, 較為精確:

$$\phi = f\left(\frac{P}{T^{1/2}}\right) = f(P^{2/3} D^{1/3}) \dots \dots \dots (8)$$

(5) 式雖為在標準狀況時各種馬力因數, 但亦可擴充適用於任何狀況也 (因可改變任何溫度壓力成標準狀況也)。

$$\therefore \phi = P^{1.05} \dots \dots \dots (9)$$

$$\text{或 } \phi = (P^{2/3} D^{1/3})^{1.12} \dots \dots \dots (10)$$

(9), (10) 兩式, 不過表示馬力因數的大概, 其詳細討論及來緣, 不在這個範圍以內, 故不詳及。

3. 馬力因數之標準公式。

地面上所生之馬力,普通用 Hnr 一式表示之。其大小應與螺旋槳所吸收之馬力 $\frac{2\pi}{550} k_0 \rho n^3 d^5$ 相等。

$$\text{即 } \phi Hnr = \frac{2\pi}{550} k_0 \rho n^3 d^5 \dots\dots\dots (11)$$

$H, r,$ 爲常數, n 轉速, k_0 偶力係數, d 螺旋槳直徑。

又設飛機之實際速度爲 V 並變 (11) 式爲標準公式之形狀:

$$\phi D^{\frac{1-r}{2}} = F_1 \left(\frac{V}{nd} V \sqrt{D} \right) \dots\dots\dots (12)$$

從實驗證明,飛機的上升率 rate of climbing, 是以飛機指示速度, indicate speed 螺旋槳速度, 及空氣密度爲函數。設 V_c 爲實際上升速, 則其上升率如下:

$$V_c \sqrt{D} = F_2 \left(\frac{V}{nd} V \sqrt{D} \right) \dots\dots\dots (13)$$

(12), (13) 兩式中若飛機指示速率 $V \sqrt{D}$ 爲常數則上升率 $V_c \sqrt{D}$ 從 (12), (13) 兩式之關係僅爲 $\phi D^{\frac{1-r}{2}}$ 之函數。又若在平飛時, $V_c = 0$, 則指示速率 $V \sqrt{D}$ 亦僅爲 $\phi D^{\frac{1-r}{2}}$ 之函數, 於是 $\phi D^{\frac{1-r}{2}}$ 可視爲在標準氣壓時的馬力因數。所以不管氣壓如何, 飛機的指示性能。如上升速率, 平飛速度, 旋轉速度 (螺旋槳) 等, 在一定高度時, 都可由 $\phi D^{\frac{1-r}{2}}$ 的數值, 描成曲線以表示之。這些指示數值, 可由 (12), (13) 兩式, 而各以 \sqrt{D} 除之即得馬力因數, 由氣動學的實驗測得者, 均以 $\phi D^{\frac{1-r}{2}}$ 表示之。但是有些發動機, 其 r 的數值, 幾等于一。故竟可以 ϕ 表示馬力因數也。

從代數學的方法, 可將 ϕ 或 $\phi D^{\frac{1-r}{2}}$, 化成 $(P^{1-a} D^a)^b$ 的標準形式。在此公式 $(P^{1-a} D^a)^b$ 中觀察, 可知飛機性能之變化, 不拘在任何氣壓時, 只與 P, D 有關而已, 即是只隨指數 a 變化, 而不隨指數 b 變化也。

4. 實驗測得之馬力因數。

飛機在飛行時的性能, 固可用直接量法以求得。但僅爲其大概, 不甚正確。關於馬力變化, 與高度變更的關係, 先設許多假定, 以便解決實際馬力與高度變化之討論也。

(1) 假定在定速度時, 指示馬力與進入氣缸之汽體的密度成正比。

又設進汽門關閉時, 要進入氣缸的汽體, 對於週圍空氣壓力有關。

茲先將空氣的壓力, 密度, 溫度之相互關係, 表明如下:

$$P = D T. \qquad P_i = D_i T_i$$

$P, D, T,$ 是表氣缸週圍的空氣壓力, 密度, 溫度。 P_i, D_i, T_i 是表氣缸內的空氣壓力, 密度, 溫度。

兩式相除得:

$$\frac{D_i T_i}{D T} = \frac{P_i}{P} \dots\dots\dots (14)$$

設 $\frac{P_i}{P}$ 為常數,則 D_i 與 $\frac{DT}{T_i}$ 成正比。已設 D_i 與指示馬力成正比。

$$\therefore \text{I. H. P.} \propto \frac{DT}{T_i} \dots\dots\dots (15)$$

(15) 式中,指示馬力 I. H. P. 之變化,可分兩種情形討論之:

a. 若氣缸內之空氣,只隨發動機週圍之空氣的溫度變化,而與發動機體的溫度無關;則 T_i 與 T 成正比。

故 $\text{I. H. P.} \propto D$. (證明第(5)式為不誤)

b. 設進入氣缸的空氣,隨氣缸壁的溫度變化,而與發動機週圍空氣的溫度無關;即 T_i 為常數,則:

$$\text{I. H. P.} \propto DT.$$

$$\text{即 } \text{I. H. P.} \propto P.$$

又設 ψ 為指示馬力因數,而與發動機旋轉速度無關,則

$$\psi = D \quad (\text{當 } T_i \text{ 與 } T \text{ 成正比})$$

$$\text{或 } \psi = P \quad (\text{當 } T_i \text{ 為常數})$$

實際上 T_i 一方面隨發動機體的溫度變化,一方面隨週圍空氣的溫度變化,但當地面上的氣壓與溫度,不為標準狀況時,實驗得來之結果為:

$$\psi = \frac{P}{T^{1/2}} \dots\dots\dots (16)$$

現在多採用此式,為發動機性能測驗之基礎標準公式,可以適用於任何高度時的壓力與溫度,而表出其指示馬力之因數也。

機械效率,與指示馬力之變化,有莫大關係。茲討論如下:

設	$I =$ 指示馬力	}	在任何溫度與氣壓時。
	$B =$ 實際馬力		
	$F = I - B =$ 摩擦損耗		

又設 I_0, B_0, F_0 為在地面上時的指示馬力,實際馬力,及摩擦損耗(兩種情形下的旋轉速度相同)于是在地面上的機械效率為 $\frac{B_0}{I_0}$ 。

從所設 $B = I - F$

$$B_0 = I_0 - F_0.$$

$$\therefore \text{實際馬力因數 } \phi = \frac{B}{B_0} = \frac{I - F}{I_0 - F_0}$$

因不在標準狀況時的指示馬力,等于指示馬力因數 ψ , 與在地面時的指示馬力 I_0 之乘積。在地面上的摩擦損耗 F_0 , 亦可以 $(1 - m) I_0$ 表之, m 之值小于 1)。

$$\begin{aligned}
 \text{于是 } \phi &= \frac{B}{B_0} = \frac{I - F}{I_0 - F_0} \\
 &= \frac{\psi I_0 - F}{I_0 - (1 - m) I_0} \\
 &= \frac{\psi - \frac{F}{I_0}}{m} \dots\dots\dots (17)
 \end{aligned}$$

(17) 式中的 m 是假設與氣壓無關, ψ 又為已知數者, 故實際馬力 ϕ , 可以求出。

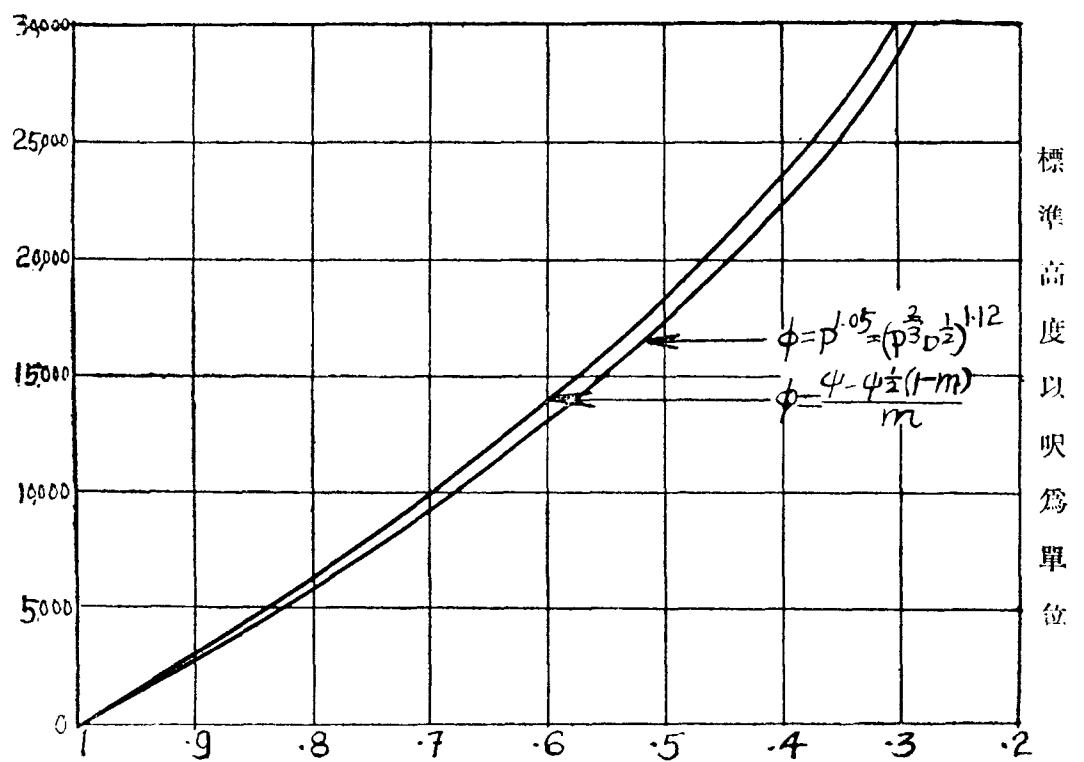
5. 氣壓變化與機械損耗對於馬力之關係。

由摩擦所損耗的馬力, 係包括全機損耗在內, 氣壓變化, 對於各種損耗的估計, 尚難確算。例如活塞與氣缸壁間的摩擦, 軸與軸承間的摩擦, 是與平均壓力有關, 即隨指示馬力而變化。其摩擦之在汽門及其他附件間者, 幾為常數, 究與氣壓之關係如何, 實難詳知。由經驗證明, 摩擦損耗, 是隨高度之增加而減小, 不過不如指示馬力減小之甚而已。如唧筒所生之摩擦是。除此經驗的定律而外, 還可利用下式以計其大概數值, $F = \psi^{1/2} F_0$ 。將此式之值, 代入 (17) 式, 更可求得馬力因數矣。

$$\begin{aligned}
 \text{從 (17) } \phi &= \frac{\psi - \psi^{1/2} \frac{F_0}{I_0}}{m} \\
 \text{已知 } \frac{F_0}{I_0} &= 1 - m \\
 \therefore \phi &= \frac{\psi - \psi^{1/2} (1 - m)}{m} \dots\dots\dots (18)
 \end{aligned}$$

令 $\psi = \frac{P}{T^{1/2}}$, $m = 0.88$, 則 ϕ 可以求出, 而劃成右圖, 又將從氣動學實驗, 所得之實際馬力因數 $\phi = P^{1.05}$ 或 $\phi = (P \frac{2}{3} D^{1/2})^{1.12}$ 的數值, 亦劃入此圖中, 以茲比較。

因為摩擦損耗, 不與指示馬力成正比, 故 (18) 式所表的馬力因數, 不能化成如像由氣動實驗所得的簡單公式 $(P_a D^{1-a})^b$, 來表示高度變化與馬力之關係。



第二圖
兩種馬力因數公式中, ϕ 的比較。

在任何溫度與氣壓時，(10) 與 (18) 式，所得的結果，均不相同。其用氣動實驗所得的馬力因數式， $\phi = P^{2/3} D^{1/3}$ ，對於溫度變遷的感覺，遠不如從發動機性能研究得來的 $\phi = \frac{\psi - \psi^{1/2} (1 - m)}{m}$ 式，所感覺之靈敏。其為馬力因數之直接函數的摩擦損耗，亦因氣壓，溫度不同而起極複雜之變化。所以表示馬力變化之較為可靠的函數，實為溫度變化也。

6. 接壓 Supercharger 發動機。

根據兩種實驗所得結果，以求發動機在任何高度時，其壓力，溫度保持一定者，即接壓裝置是也。有接壓裝置之發動機，其進入之空氣密度，壓力與溫度，皆為定值，不受高度影響，故其實際馬力，常為一定且更有在愈高時而馬力愈大者，是則接壓發動機之特點也。

接壓裝置，可分過量供給與欠量供給兩種，其實施方法非本篇討論之內，故不詳及。

接壓器與接壓裝置之討論

黃守基

(一) 任何內燃機在高空所供給之馬力，悉較其在地面所能供給者為少，此顯著之事實，完全由於氣壓之差異所造成，因大氣之壓力與其離海面距離，適成反比也。據放察所得，海平面氣壓每平方吋為十四又十分之七磅，五千呎高則為十二又百分之十三磅。離海面一萬呎之氣壓，每平方吋僅十磅。準此則氣缸活塞將吸入之混合體，壓縮至點火地步之最終壓力 Final Pressure 將隨大氣壓力之遞減以降低，換言之，即昇空愈高，則所壓縮之混合體愈益降低其能率 Power 也。茲舉例以明之，設壓縮率為 4.5:1 —— 意即汽缸全容積為 4.5 而爆發房容積為 1 —— 應用熱力學之標準公式

$$P' = P \left(\frac{V}{V'} \right)^{1.3}$$

在此 $P =$ 引擎所在地之氣壓

$P' =$ 最終壓力

$\frac{V}{V'} =$ 壓縮率 Compression Ratio

則 $P' = 14.7 (4.5)^{1.3} = 104 \text{ 卍/吋}^2$

此每平方吋一百零四磅之壓力，即引擎在海面效力極好之最終壓力。因求此數值時，僅受壓縮率之支配也。

今設此引擎昇高至七千呎，在此高度之大氣壓力每平方吋為十一又百分之二十五磅，重新代入公式，則現今之 P 為十一又百分之二十五，故得

$$P' = 11.25 (4.5)^{1.3} = 79.4 \text{ 卍/口''}$$

此每平方吋爲七十九又十分之四磅之最終壓力,較諸前在地面所得之百零四磅最有效者,大爲減削,則引擎所發馬力之必降低也,毋用置疑矣。

茲有應注意者,卽以上所云最終壓力,均係指絕對壓力 Absolute Pressure 而言,其數值內均含有引擎所在地之大氣壓力。如欲求其實際壓力,則在此例之第一情況,應減去十四又十分之七磅。第二情況應減去十一又百分之二十五磅。換言之,卽引擎在地面之實際壓力爲八十九又十分之三磅,在七千呎高,則爲六十八又百分之十五磅。

由以上所示,則求最終壓力達于効率頗好地步,必須採用另一壓縮率,意卽減小爆發房之容積是也。惟變更壓縮率以適應引擎所在之高度,事至困難,而馬力之減小,亦不克遏止,除非換一長活塞,使在高極點 Top dead center 時,得減小活塞頂與汽缸頂之距離。設如此已將壓縮率增爲 5:1, 最終壓力亦達于頗好地步,但所發馬力,仍不能與在海面所發者相埒,因馬力之遞減,適與引擎所在地氣壓高低成正比,僅最終壓力不變,仍不足維持馬力爲恆數也。例如一引擎在海面之馬力爲四十,則在七千呎爲

$$40 \times \frac{11.25}{14.7} = 30.6 \text{ H. P.}$$

設起始之壓縮率 4.5 維持未變,則馬力之遞減將更甚。此計算所示,能使從事設計高空飛機之設計人,注意其引擎馬力是否足夠補償因高度增加之不可避免之損失。因一引擎之規定馬力 Rated horse power, 在海面足夠工作之需,攜至數千呎以上,則有馬力不夠之虞也。故一未具接壓裝置之引擎,能達二萬呎之高度,則其在地面之馬力必更大。設其他情況不變,則內燃機之馬力,亦與所吸入混合體之重量成正比。卽引擎速度爲恆數,則在高空之馬力,將隨空氣密度之減小以減小。因摩擦損失 Friction Loss 不受高度之影響(有一小部份受高度影響),故淨馬力 Brake horse power 之降低,亦愈益迅速,看下式自明。

$$B. H. P = I. H. P. - \text{Friction Losses}$$

引擎所在高度之空氣密度,如爲地面之半,則所發出之馬力將不及在地面所發出者之一半。因吸入汽缸之混合體重量至多亦不過爲其在地面所吸入者之半也。

爲維持引擎在高空之馬力與在地面者相等,或更大起見,通常有以下之二法:

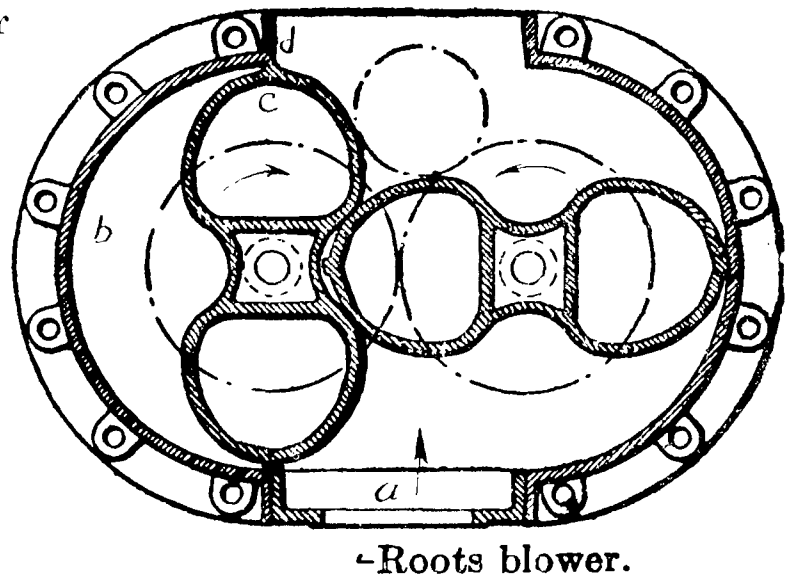
- 一。就所擬定之飛機最大高度。選一引擎使其汽門 Throttle 在該高度大開時,能供給所需之馬力。在低空則稍稍掩閉汽門,使供給較小之馬力。
- 二。選一引擎使其汽門在地面大開時,能供給實用之馬力,迨至高空,則隨引擎之需要,以他法供給汽缸內較該高度之汽壓爲大之空氣。此手續

名爲接壓 Supercharging, 完成此手續之器具, 名爲接壓器 Supercharger.

故接壓裝置者, 即所以增加汽缸吸入混合體之重量, 使較在平常壓力溫度下所入者爲多。換言之, 此裝置之目的, 在乎補償因高度影響而遞減之馬力也。採用長進汽管, 亦可藉空氣之衝擊作用, 完成相當之接壓作用。但所欲增加混合體之重量爲數甚大時, 必須仰賴扇風機 Blower 及壓縮器 compressor。

通常之接壓器, 約有以下數種:

- 一。 Roots Blower
- 二。 Centrifugal Supercharger: a. Gear Drive b. Exhaust-turbo drive
- 三。 Vane type
- 四。 Ricardo System
- 五。 Sturtevant Supercharger
- 六。 Schwade Supercharger
- 七。 Jupiter Supercharger
- 八。 Ratean Exh-turbo Supercharger
- 九。 Moss Exh-turbo Supercharger



第一一圖

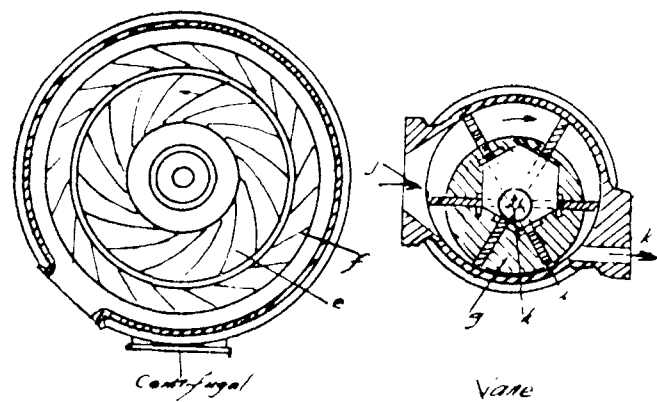
(二) 利用壓縮法之接壓裝置, 用于飛機及汽車引擎者, 最爲普遍。壓縮法接壓器以 Roots, Centrifugal 及 Vane 三式用于飛機及汽車引擎爲獨多, 自飛機引擎接壓裝置發明後, 前二者之應用更爲廣闊, 後者之作接壓器用, 殆爲新近之發展。茲擇要將各式接壓器, 加以說明:

Roots 接壓器之主要構造, 係由封於匣內之二對稱旋轉物 Rotor 組成, 此匣通常以鋁合金製成, 爲增強其抵抗及易於散熱起見, 匣外澆附以肋狀之薄片。旋轉物之外形爲擺綫式, 其尖端及腰部則各不相同, 前者爲圓周之弧形, 後者爲一狹長條。此旋轉物均係用鋼或其他輕合金作成, 各由齒輪帶動, 作反方向之旋轉。旋轉物與旋轉物, 及旋轉物與匣壁均各不相觸, 其餘隙亦不甚大, 藉免空氣洩走, 致壓縮不良也。此種接壓器之原動力完全仰賴引擎供給, 其最高速度可達七千 r. p. m., 即每分鐘可達七千轉也。

茲將其動作原因略述如次: 低壓空氣自 a 處入匣後, 即由旋轉物捲至 b 處, 當旋轉物之 c 與匣角 d 分開時, 高壓空氣即退回, 使 b 處之空氣同受壓縮。迨旋轉物再轉百八十度時, 此受壓縮之空氣即由 e 口放出。故旋轉一週, 即排出壓縮空氣四次。換言之,

即每旋轉一週，每旋轉物各有兩次排出受壓空氣之機會。

離心式接壓器由一封于匣內之旋轉風扇組成。風扇與匣內均設有扇葉，以引導出入之空氣。風扇及匣通常均係用鎂或鋁製造，為免除軸承上之拉力 Thrust 起見，此接壓器之設計，每每使空氣分邊進入，其入口亦必逼近風扇之中心。



第二圖

扇葉 e 須設計得宜，使于接受空氣時，不致有震動，又能與扇風本身以最大之強度。由於離心力之作用，當風扇以高速旋轉時，空氣在風扇之出口即發生最大速度，此具最大速度之空氣，射入分佈葉 Diffuser Vanes 後，即因分佈葉之作用，將最大速度一變而為最大壓力，此接壓器可按所需之旋轉速，配以適當之齒輪，直接由引擎帶動。

亦可利用廢氣以推盤開動之，用推盤 Turbine 開動之部署約如次：先將來自引擎之廢氣收集于噴射箱內，由噴射箱經過噴射管而達推盤輪 Turbine wheel。因推盤之軸與接壓器直接相連，故推盤旋轉，即以高速轉動接壓器。

活葉式接壓器係由裝于圓柱 Drum 上之多數扇葉組成。該圓柱以偏心裝于圓筒 Cylinder 內，當圓柱 g 繞中心 h 旋轉時，扇葉 i 即由彈簧及離心力，或其他機械之作用，向圓筒壁伸出，扇葉之利用機械移動者。效用頗好，在開動時，各葉均不與筒壁接觸而略有餘隙。

空氣由 j 處進入，當扇葉隨圓柱轉動時，即將空氣捲入葉與葉間，迨空氣被攜至出口地方，葉與葉間之體積，大為減小，故空氣即被壓縮。此受壓空氣即由 k 處射出。此接壓器由引擎直接開動。

Ricardo System 如圖所示，在活塞行程之低極點 Bottom dead center 附近，有一環形口 Ring port，此口不為活塞所掩閉。活塞有二不同之直徑，故有環狀隙 Annuala Space, A，此環狀隙之體積，隨活塞之下降減小。與環形口相連之冷却器 B，即與環狀鉤隙相通。F 為用手開動之掩門，必要時得藉此停止接壓作用。自動掩門 E 為空氣進入環狀餘隙之入口。

如圖所示，活塞乃在進汽行程期末之位置。壓縮空氣正由 B 經環形口以達汽缸，汽缸之進汽門適已關閉，缸內壓力，亦已增高。迨壓縮行程 Compression Stroke 開始，空氣即由 E 以入 A。及爆發行程 Power Stroke 開始，活塞下行，A 與 B 間之空氣乃被壓縮。迨至爆發期末，環形口露出，雖有少許廢汽入 B，但 A 與 B 間蓄積壓縮空氣，故放汽門啓

開時,壓縮空氣乃挾廢汽一併排出,汽缸予以潔淨。當活寒上行,排汽時,新鮮空氣乃由 E 入 A, 迄吸汽行程 Suction Stroke 開始,乃行壓縮。

Ricardo System 之接壓作用,僅屬中等,實一顯明之事實,因每吸汽行程所吸入汽缸之空氣,決不至較

$$L \times \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2)$$

為更大也。

在此 $L =$ 行程之長度 Length of stroke

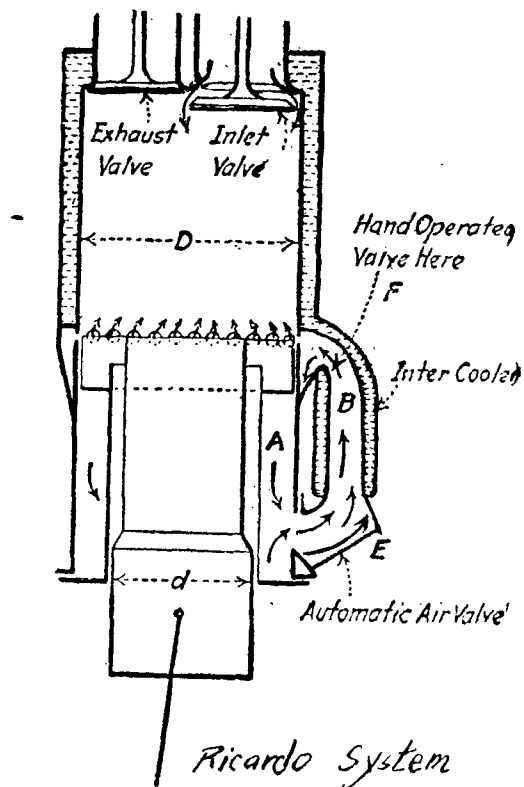
D 及 d 均為活寒之直徑

依汽缸通常吸入混合體之容積 $L \times \frac{\pi}{4} D^2$ 看來,則此吸入之空氣與混合體之比,為 $\frac{D^2 - d^2}{D^2} = 1 - \left(\frac{d}{D}\right)^2$ 如果 $d = \frac{D}{2}$, 則吸入之空氣即為全量之百分之七十五。據試驗結果,由此增加之馬力約為百分之五十。

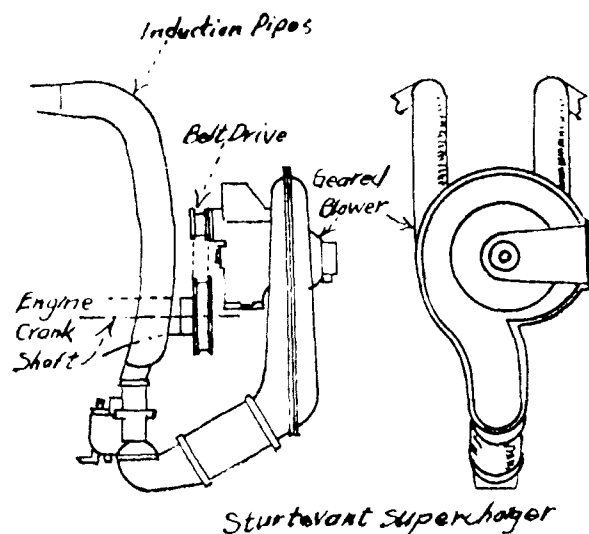
用齒輪直接由引擎開動之接壓器,常有打壞齒輪之毛病,因在高速旋轉時,旋轉物之動能 Kinetic energy 甚大,加速之力量又甚強。故引擎突然起動時,即與齒輪以最大壓力之襲擊,易致損壞情事。

為免除此弊起見,在引擎軸與旋轉物(風扇)間,宜用摩擦接合子 Friction clutch, Spring coupling or centrifugal clutch 或其他裝置以保護之。

圖四所示之 sturtevant Supercharger, 即為解決此問題之一法。引擎之動力,經過皮帶及藏于送風器匣內之齒輪之傳遞,使送風器以十倍于引擎之速度旋轉。



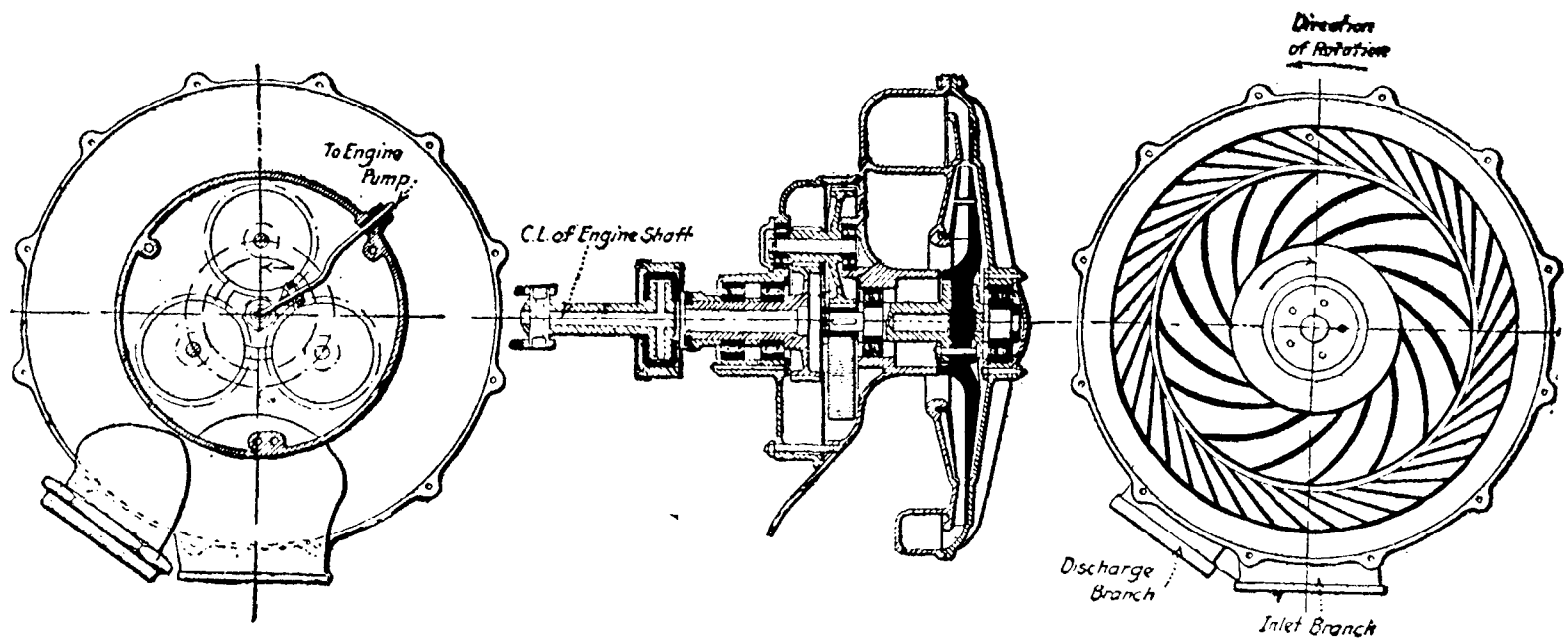
第三圖



第四圖

此種佈置,當引擎突然起動時,使皮帶在輪上滑走,故不致損害送風器。設所用之螺旋槳為恆距螺旋槳 Constant pitch propeller,則引擎之地面速度每分鐘二千一百轉者。在二萬呎之高度,將增為每分鐘二千五百轉。于是送風機之速度,即由每分鐘二萬一千轉增為每分鐘二萬五千轉。

圖五為英國式接壓器,引擎與送風機速度之比,為11:1。其全效率 Over all efficiency 為百分之五十三。



第五圖

德國複期壓縮器之邊緣速,每秒約自四百呎至五百呎。以如此速度設計,三期者可在一萬一千五百呎維持與地面相等之滿馬力,四期者可使之維持滿馬力達一萬六千呎。此壓縮器之旋轉速,為每分鐘一萬或一萬一千轉。此種壓縮器可單獨作單引擎之接壓器用,裝于引擎曲軸之後端,由引擎直接開動。亦可作多引擎飛機之總接壓器用,由別一引擎開動之,分配壓縮空氣于各引擎,用別一引擎開動者,引擎與接壓器間無須用鬆緊結 Clutch。但宜用一飛輪以防止加速過甚。損傷齒輪之弊。

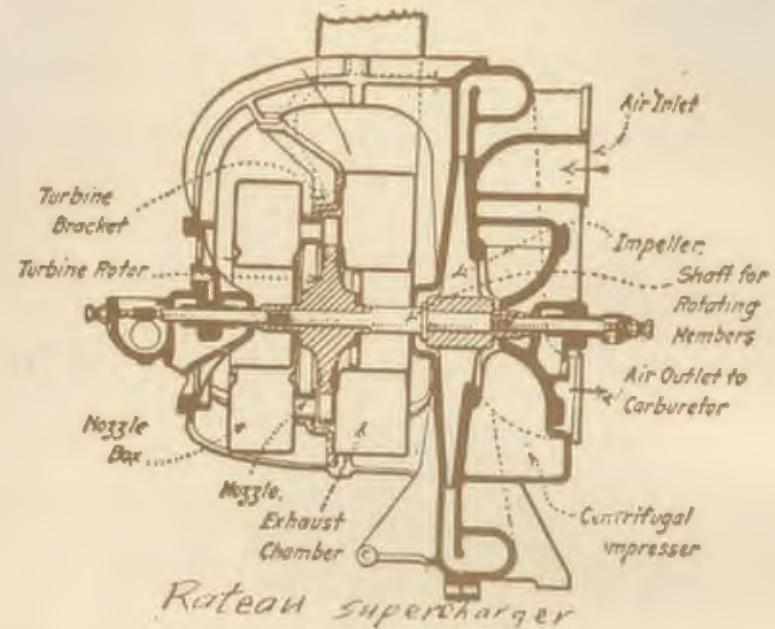
Schwade 接壓器為三期壓縮式,當壓縮率為1:1.52,高度為一萬一千五百呎,每小時能供給二千二百磅空氣于引擎。主軸速度每分鐘為一千四百轉,中間齒輪為三千五百轉。送風機則為一萬零五百轉。旋轉體之直徑為十吋,邊緣速度 Peripheral Speed 每秒為四百六十呎。送風機小環內裝有磨擦鬆緊結,當引擎速度每分鐘達六百轉時,此結即起作用。此接壓器之匣,支持物。間壁及分佈葉,均係鋁質。

Brown-Bover; 接壓器為四期壓縮式,其直徑為十八吋半,速度每分鐘為六千轉。邊緣速度每秒為四百九十呎。在0.52至1氣壓之境況下,每小時能供給空氣九千二百磅。其平均效率 Average efficiency 為百分之六十五,有時亦可達百分之六十八。

Moss 廢氣推盤接壓器之推盤輪直徑為九又十分之一吋，壓縮器直徑為十吋半，其邊緣速每秒為一千呎。此器性能不甚實用，故從略。

Rateau 式臥輪壓氣機，Rateau 公司做有合在百七十五，三百及四百五十馬力發動機上用者三種，除最前者，現已不製外，其在三百馬力發動機上使用者之速度，每分鐘為三萬二千轉，可在五千五百呎高度恢復大氣壓力，使與在地面者相等，輪週之切綫速度，在此情況下為每秒四百呎。在四百五十馬力引擎使用者，因尺碼較大，故旋轉較慢，每分鐘約二萬四千轉。

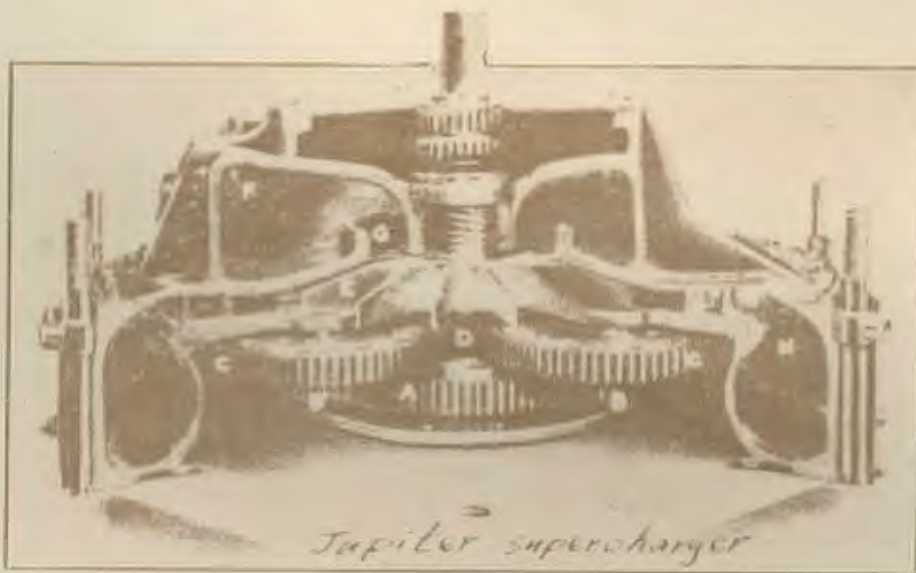
Jupiter 接壓點，此種接壓器之開動機關是與風扇不克分開者。此器為離心式，扇風輪乃用鍊鋼製成，有扇葉十六片，各依半徑綫位置。扇風輪是以槽裝于軸上，與曲軸同中心轉動；但支點則不在曲軸上。開動機關，富有彈性，壓氣機之速度為每分鐘一萬七千七百五十轉。



第六圖

General Electric Company 式之離心力壓氣機，Pratt & Whitney 之引擎，均配用此式壓氣機。在普通引擎上僅作分汽之用，轉動較慢，每分鐘約一萬轉。在特別引擎上，則用

以接壓使之維持高空之能率，其轉動速度亦極大。該種發動機之進汽管上，畫有黃色條，藉資標識。壓氣機之速度，是用加速齒輪加速，隨需要速度比，可為七比一，十比一，十四比一。如引擎每分鐘作二千轉，壓氣機之速度則為一萬四千，二萬，二萬八千轉。



第七圖

理想中之接壓器，以能滿足引擎之各條件為合格，重量宜小，構造宜簡，又須可靠耐用。自維護之觀點言，以易於照顧，不須常加翻修或補葺為妥。其最重要之點，一為所需馬力之數值，此數以佔引擎馬力之最小百分數為最好；次為受壓空氣溫度之增高，此增高之度數以愈小愈妙。

(三) 接壓器之應用，邇來日見增廣：有用以增加引擎馬力，使超過其在地面所發出者；有用以維持地面所發馬力，使在高空不致降低者。前者曰海面接壓，後者曰高空接壓。海面接壓之目的，在使接壓器供給引擎以高於海面氣壓之空氣，此種接壓除使空氣壓力及溫度增高外，引擎所受之機械應力 Mechanical stress 亦大為增加，但普通引擎類無此額外應力增加之設計，故只有賽速機，及特種用途，不顧引擎之損傷者用之。飛機汽車輪船等之世界紀錄，大都藉此種接壓裝置創造得來。他若為圖起飛 Take off 敏捷及短時之迅速飛到起見，設計人在應力分析方面，殆有另外之估計也。



第八圖

高空接壓即在維持引擎在高空之馬力使與在海面者相等。

接壓器如用之于 Diesel 引擎，則藉此既可供給空氣作燃燒用，又可加強掃淨汽缸之效。

攷察接壓器之各種用途，及其必須具備之點，則諸接壓器中，必有此優于彼，各自適合之場所與情況，或此式之能適合各種場合與情況，遠較其他式樣者為優之事實。為辨出某接壓器對於各種使用場合均甚相宜，或最適宜于某單一場合與情況，則各種接壓器之特性及其機械限制等之研究，至為重要，未可稍稍忽視也。

飛機引擎接壓器諸特性中之最重要者，厥為在某高度，每秒鐘壓縮某定量空氣，使與地面氣壓相等，所耗費之馬力。換言之，即接壓器於化合物方面維持地面氣壓，所需引擎馬力之百分數是也。

(四) 英國皇家航空顧問委員會，曾作一研究，按每秒鐘一磅之量，將空氣自大氣壓力壓縮至二九.九二吋水銀柱之標準氣壓，隨零呎至四萬呎之高度變化，計算其理

論上所需之馬力。并用一至二之算術級數為壓縮指數 Compression exponent。以算出因壓縮指數不同與所需馬力之差異，作此理論上所需馬力之計算時，在等溫狀態 Isothermal condition 下，則用 $HP = C P_1 V_1 \log e r$ 式計算。在複熱狀態 Polytropic condition 下，則用 $HP = C \left(\frac{n}{n-1} \right) (P_1 V_1) \left(r^{\frac{n-1}{n}} \right)$ 計算。

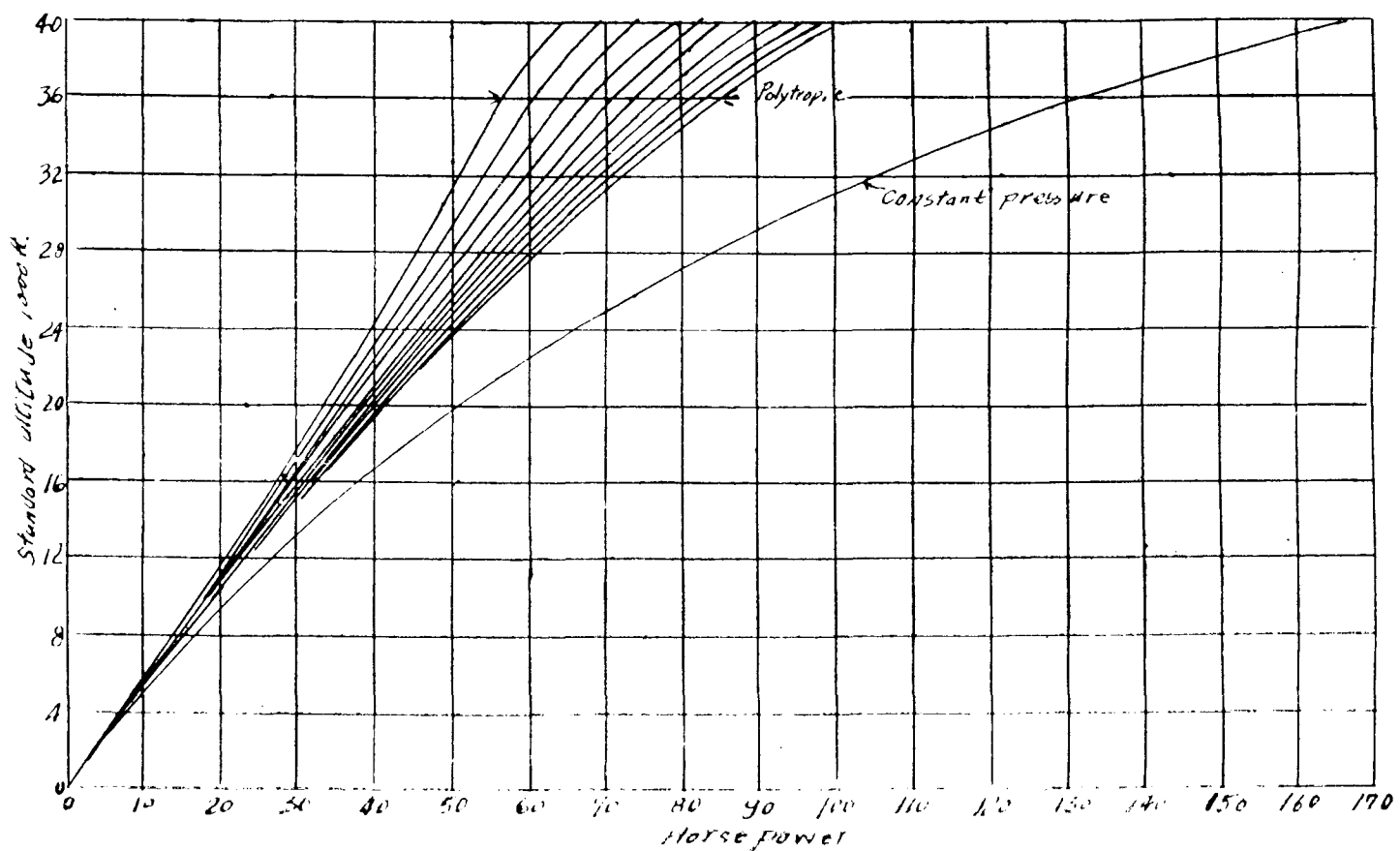
在以上之二式內， P_1 為各高度空氣進入接壓器之壓力， V_1 為各高度空氣每秒鐘進入接壓器之體積。 r 為壓縮率。 C 為常數，隨所用之單位而定。 n 為壓縮指數。

Roots 接壓器每秒壓縮一磅空氣，依理論所需之馬力。亦會隨上述壓力，高度與以計算，其所用之算式則為 $HP = C V_1 (P_2 - P_1)$

在攷察理論上所需馬力諸曲綫中，吾人有必須記憶者，即在高度變化頗大之範圍中，化合器方面之壓力，均擬定與地面氣壓相等。但在實際上，接壓器能將化合器之壓力，維持地面氣壓達二萬呎以上者，殊不多睹，圖九即為理論上所需馬力之曲綫。

由此理論曲綫表示之種種，吾人得知接壓器在維持壓力不變之作用中，就馬力一點言，以低空及中等高度，最為適當於高度頗大之情況，則接壓器所消耗之馬力，實屬過多。

壓縮指數 n ，對於放氣（自接壓器放出之壓縮空氣）溫度之影響，亦隨用以計算理論馬力之高度，壓力及壓縮情況為轉移。



第九圖

在複熱情狀下,排出空氣之溫度,得由熱力學公式 $\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{n-1}{n}} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)$ 以決之。圖十所示,即爲此式計算之結果。在此式中 T_1 爲空氣入接壓器之絕對溫度。左則爲出氣之絕對溫度。以上二值均以華氏度數計算。

用於接壓器以壓縮空氣所費去之馬力,幾全數轉爲熱力,增高出氣溫度。接壓器出氣溫度高,即化合器之進氣溫度高。但空氣進入化合器之溫度增高,即降低引擎之體積效率 Volumetric efficiency。因每單位體積之重量減小也。

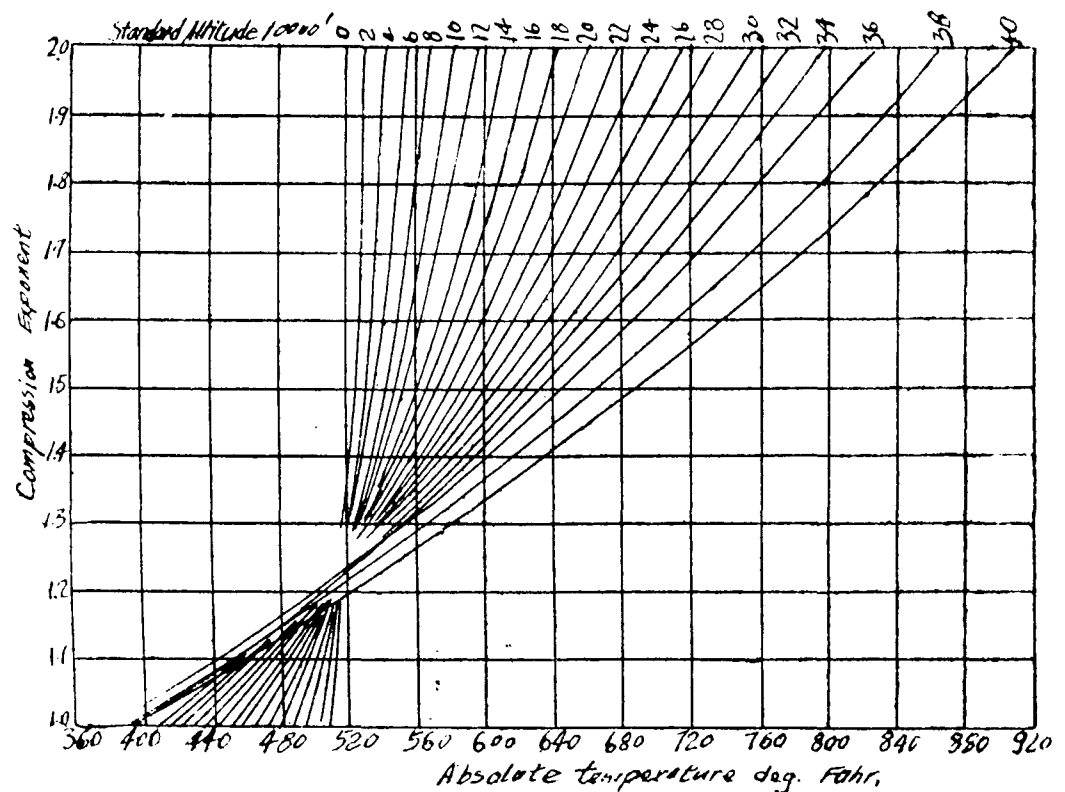
(五) 除由圖九所示,得知降低壓縮指數,可減少接壓器所耗之馬力外;自圖十又可知降低壓縮指數,可降低接壓器之排氣溫度。接壓器之排氣溫度低,則引擎之馬力增。因如此則空氣密度增大,引擎汽缸吸入混合體之重量較大也。爲增加引擎之體積效率起見,故在某種場合亦許採用適當之冷却器,以便排氣溫度降低。

分析推般接壓器及 Roots 接壓器試飛所得之結果,得知此二種接壓器排氣之溫度,適與以 1.6 爲壓縮指數者相當。設將每秒鐘消耗一磅空氣之引擎之壓縮指數,減作 1.235, 則

隨一萬呎,二萬呎,三萬呎,四萬呎不同之高度,引擎可增加 16.6, 23.8, 53.4, 79.9 馬力。此等數值悉以圖十所示之溫度爲基準,并擬定引擎之馬力隨絕對溫度之平方根成正比,由於減小壓縮指數,自 1.6 減爲 1.235, 所節省接壓器之馬力,與降低化合器溫度,引擎所增加之馬力相較,爲數甚小。因全效率爲百分之七十之接壓器,由減小壓縮指數,隨一萬,二萬,三萬及四萬呎之高度,不過節省 0.94, 4.13, 9.81 及 19.71 馬力也。

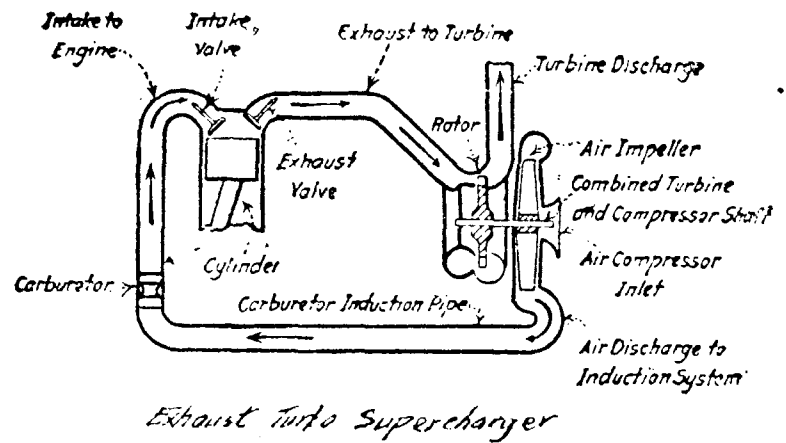
計劃一接壓器,使之常以 1.235 爲壓縮指數,壓縮大量空氣以供給引擎之消耗,頗多困難,因無滿意方法移去由壓縮而生之熱力也。

爲保持化合器空氣之溫度爲常數起見,採用空氣冷却器,實爲事實上之要求。如接壓器之效率頗高,則用一冷却器定可得到適當之溫度。



第十圖

比較有接壓裝置,無接壓裝置及不同之接壓裝置之引擎,所發出之淨馬力起見,圖十二悉以零呎到四萬呎之絕頂高度 Critical altitude 為計算準則。所謂絕頂高度者,即接壓器能供給引擎以等于地面氣壓之空氣之最大高度。此最大高度當以接壓器及引擎之容量 Capacity 為轉移,接壓器容量較引擎容量愈大,絕頂高度亦愈大。



Exhaust Turbo Supercharger

第十一圖

無接壓裝置之引擎之馬力及其能發出之最大馬力,悉以此絕頂高度決定之。計算之數值則以假想在海面能發出一百馬力之引擎為根據。

為決定無接壓裝置之引擎在上述高度變化中之馬力起見,吾人擬定引擎之速度為常數,則引擎馬力將隨下式變動:

$$[(P_2)^{1.5} / 29.92] [(T_2)^{-0.5} / 518]$$

此式幾經證明,頗為可靠。

(六) 計算有接壓裝置之引擎之淨馬力。吾人預擬化合器在各高度之溫度為華氏 59°, 其壓力則為 29.92 吋水銀柱,引擎轉速亦擬定為常數。此供作試驗之各條件,俱由有接壓裝置之飛機,試飛及本文所載之排氣溫度——為維持化合器之溫度等于地面溫度起見,得用一適當之冷却器——推算得來。至于引擎速度,則用變距螺旋槳 Variable pitch propeller, 即可維持常數不變。

排汽壓力降低對於在地面能發出一百馬力之引擎之影響,曾隨零呎到四萬呎之高度變化與以計算。此計算純以英國標準局試驗 Curtiss D 12 之結果為基準。依此計算所示,得知降低排汽壓力一吋水銀柱之高度,可增加引擎 2.56 馬力。

將接壓器所耗之馬力,自引擎全馬力減去以求引擎馬力之先,須將接壓器所耗馬力,依引擎在標準氣壓下工作之體積效率,加以校正。

計算配有推盤接壓器之引擎所發出之馬力,乃假想在任何高度,廢汽壓力悉與化合器之壓力相當。即等于 29.92 吋水銀柱高。化合器之溫度為 59° F, 引擎速度為常數。此假定幾經證明,頗為可靠。具有推盤接壓器之引擎,在各高度乃至絕頂高度,均有同樣大小之馬力。

(七) 圖十二所示為諸計算之結果,由諸曲綫得知在二萬呎高度以下,不論引擎所具之接壓器為何種式樣其淨馬力之數值,乃相差逾遠。獨廢氣推盤接壓器乃優異

出衆,殊少因高度遞增,減少馬力之趨向。Roots 接壓器則因高度愈增,愈益降落其淨馬力,因此式接壓器之壓縮方法,効率過低有以致之也。

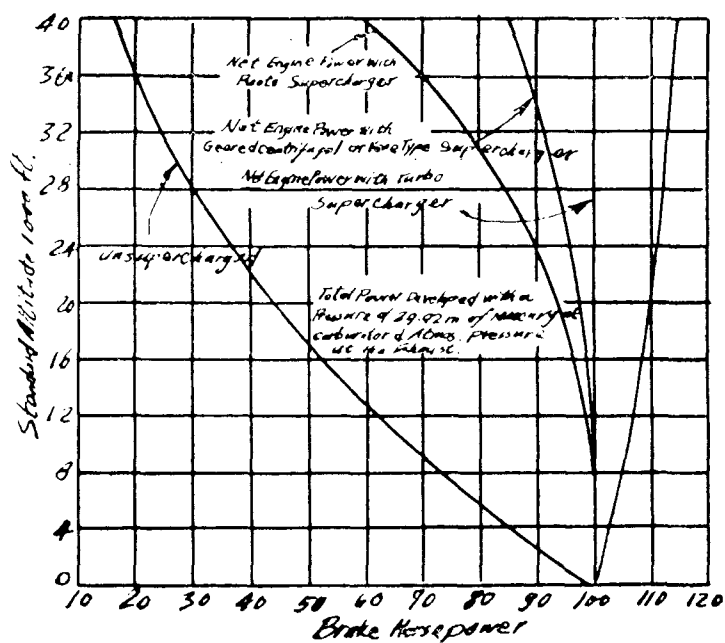
於此有不容忽視者,即圖中曲綫所示,乃各式接壓器之試驗結果。此各式接壓器之設計,亦各有其最適宜之高度為定則。在實際上吾人必須注意某一接壓器,在某一高度最為適宜,或利益獨多,因高度範圍一旦擴大,即影響此接壓器也。此影響之大小則視接壓器之空氣操縱方法為轉移,理想方法,乃變更接壓器空氣之進入量,使之適合引擎之需要,而不用喉門控制。

推盤接壓器之操縱方法,雖非理想方法,但亦甚能使人滿意。壓縮空氣之量及壓縮程度,悉以廢汽通過推盤輪 Turbine Wheel 之多寡調整之。此式接壓器之設計,能隨引擎之需要,充分供給空氣,并能達於某一定高度——在此高度廢汽全量通過推盤輪——而不誤。

(八) 調整廢汽以控制空氣之法,非常良好,凡圖十二所示以一定高度為基準而設計之 Turbo 接壓器所發馬力之曲綫,悉可採用此法操縱空氣所發馬力之曲綫代表之。若接壓器以一定高度為設計基準,如二萬呎,則圖十二所示馬力曲綫,即不能代表二萬呎高度以上之馬力。因過二萬呎以上則化合器不能維持 29.92 吋水銀柱之壓力,廢汽又以化合器壓力之降低,愈益增其反影響也。

用于 Roots 接壓器之操縱法不及用於推盤接壓器者之良好。Roots 接壓器乃直接由引擎帶動,其維持地面壓力達於某一定限度,恆以其設計之基準為轉移,其供給空氣于引擎也,在絕頂高度以下,如無副路洩放,每每有過多之弊。接壓器之以二萬呎為設計基準者,其在海平面所洩放之空氣約佔全量百分之四。其在低空洩放大量過剩空氣,所費馬力固不甚大;但在高空則不然,洩放過剩空氣之量雖小,而用以壓縮此些許空氣之馬力則甚大。故絕頂高度愈小,則在海面所放出之剩餘空氣亦小,因之近于絕頂高度,用以壓縮此些許剩餘空氣而耗費之馬力亦可減小。

齒輪離心力式接壓器之操縱空氣,係採用喉門控制法。在海面或低空時,空氣進入接壓器之量,悉由喉門開閉之大小,以適應引擎在海面需要之多寡為原則。其法即限制接壓器空氣之入口,以調整其吸入量,并壓縮此吸入之空氣,使其排出時,能與地

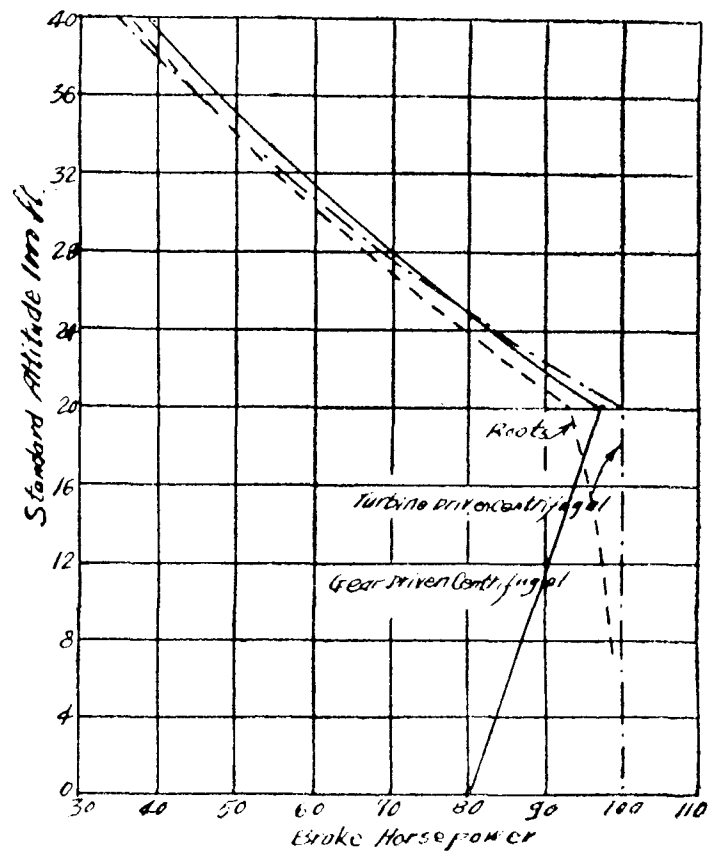


第十二圖

面標準壓力相等。

以引擎之淨馬力言,此法殊不經濟。因引擎馬力在低空及海面受有雙重之限制也。(一)壓縮由喉門透入之空氣須消耗馬力。(二)因吸入氣體重量減小——由壓縮結果,化合器內空氣溫度激增,體積效率大減——故馬力遞減。

以二萬呎為絕頂高度,各式接壓器自零呎至四萬呎之高度變化中之淨馬力,英國航空學會,曾經分別計算,在諸計算中亦經留意其所用之操縱法。為便於計算起見,擬定Roots及推盤二接壓器之冷却器,足夠維持化合器之溫度至絕頂高度。仍為華氏 59° 不變。於齒輪離心式,在低空時則加以校正,因壓縮由喉門透入之空氣必致增高溫度,而通過冷却器又有溫度降低過份之虞也。迨在絕頂高度以上,接壓器排出之空氣又須略略提高,藉補因冷却器降低過甚之度數,使與化合器內之溫度適合。引擎之具有Roots或齒輪離心式接壓器者其引擎馬力及接壓器所消耗之馬力,須隨高度與以體積效率之校正。

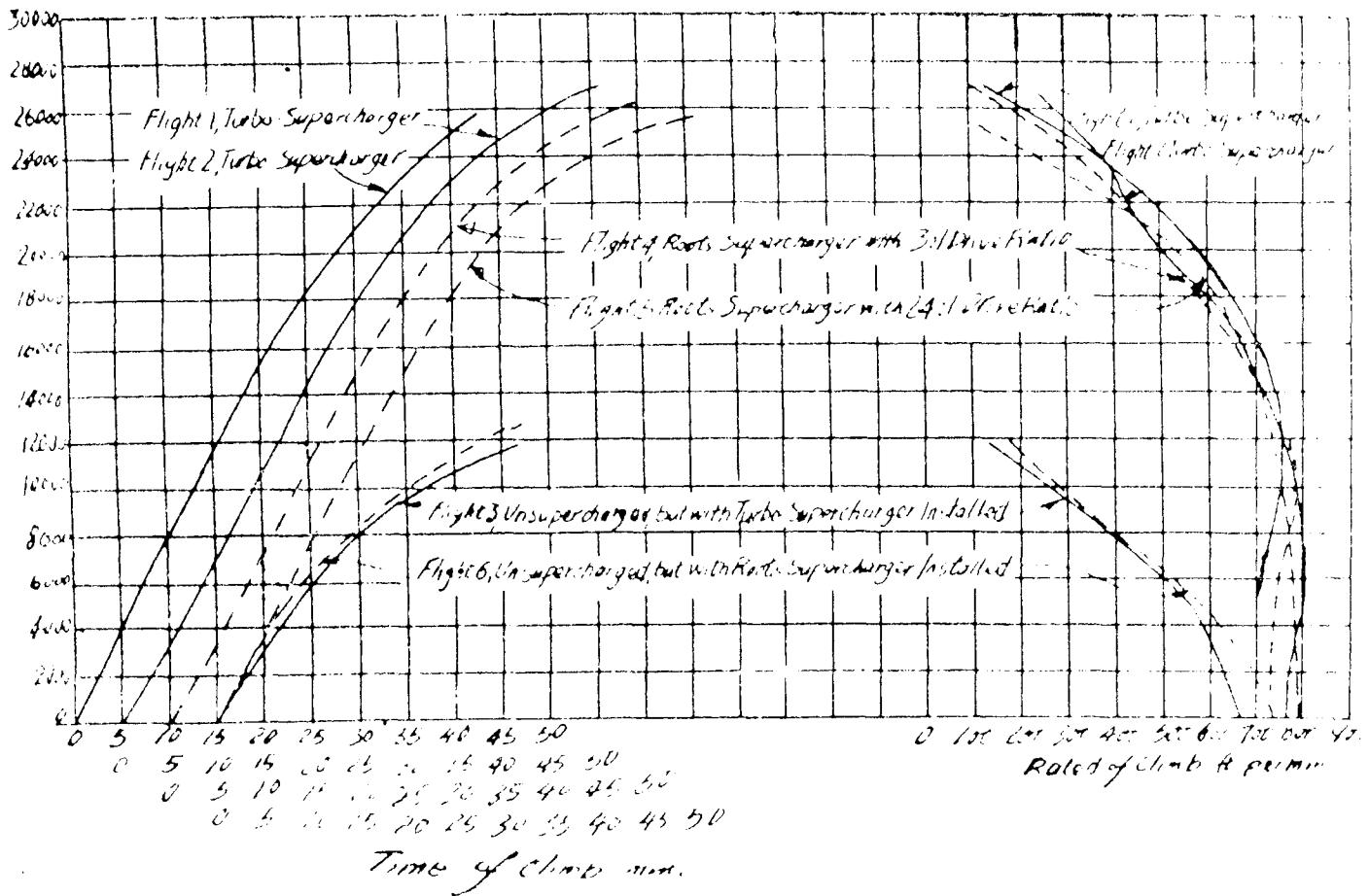


第十三圖

圖十三乃以二萬呎為絕頂高度,各式接壓器性能之比較,由圖得知在絕頂高度以上,各式接壓器在性能上無甚差別,至於在絕頂高度以下,則以齒輪離心式接壓器之淨馬力為最小,因其操縱不良也。接壓器之絕頂高度較大,在絕頂高度以上或以下,又顯最好之性能者,惟推盤接壓器堪首屈一指,允稱優越。倘絕頂高度稍大,不宜採用Roots接壓器,因此式接壓器,不論在絕頂高度,或絕頂高度以上均效率最低也。

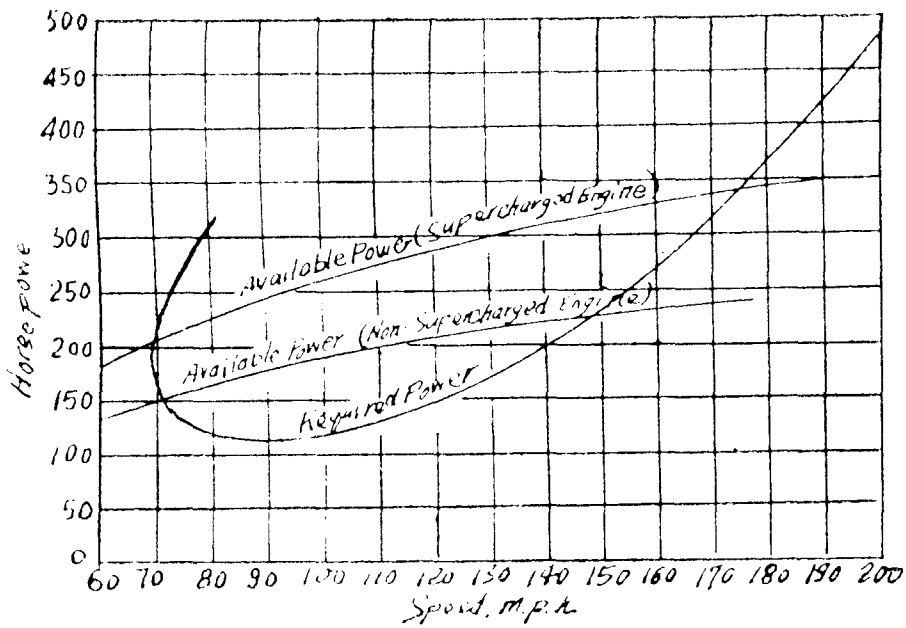
(九) 圖十四所示,乃爬高時間及爬高率等之性能曲綫,由此一望而知,具有Roots接壓器採用3:1齒數比之第五綫,較用2.4:1齒數比之第四綫更能與具有推盤接壓器之第一第二綫接近,是知齒數比大有影響于性能也。此兩種接壓器之爬高率Rate of climb及頂點ceiling之差異,雖不較各接壓器連續試驗,自身所顯之差異為更大;但此種差異已指出推盤接壓器實較Roots接壓器為好。

裝有接壓器停止接壓作用之第三綫(裝有推盤接壓器)及第六綫(裝Roots接壓器),兩兩相較,則第三綫之頂點及爬高率均遜于第六綫。因推盤接壓器較Roots接壓器所呈之面積為更大也。

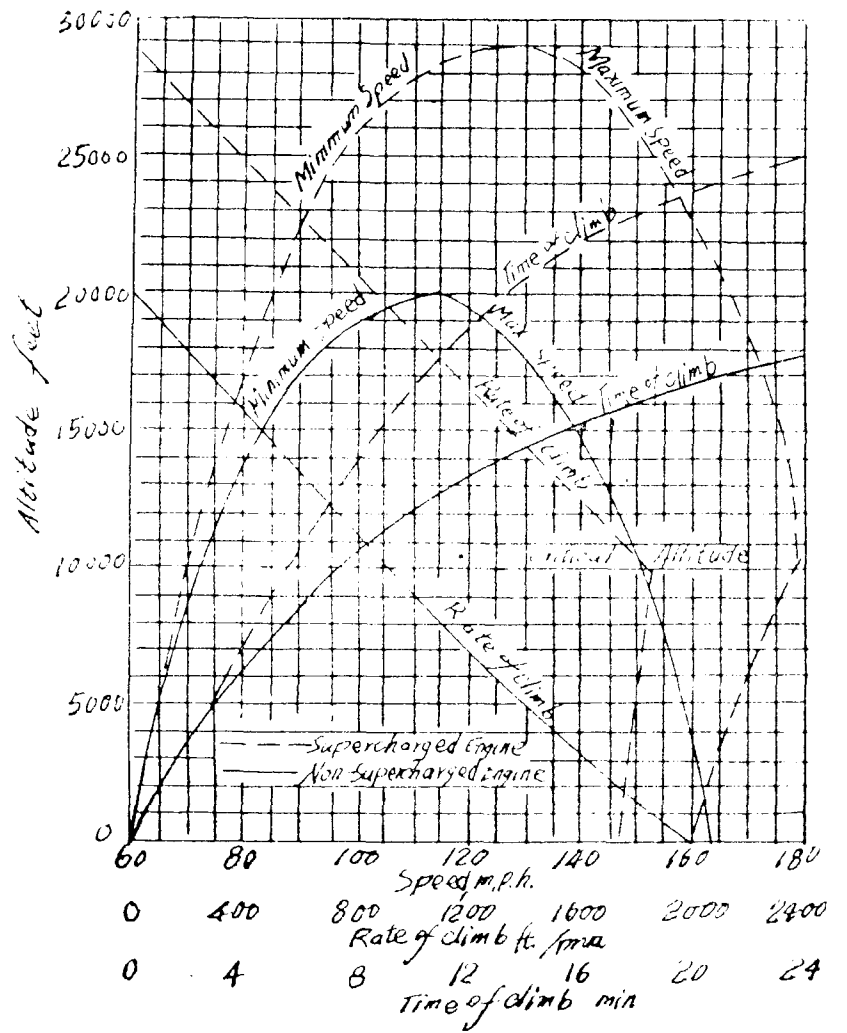


第十四圖

圖十五為有接壓裝置之引擎在一千呎之有用馬力曲綫 Available power curves, 與在此高度需用馬力之曲綫 curves of power required, 由諸綫所示, 接壓裝置可將最大速度自每小時百五十哩增至百七十六哩; 由圖十五又知可將爬高率自每分鐘九百二十五呎, 增至一千八百五十呎。

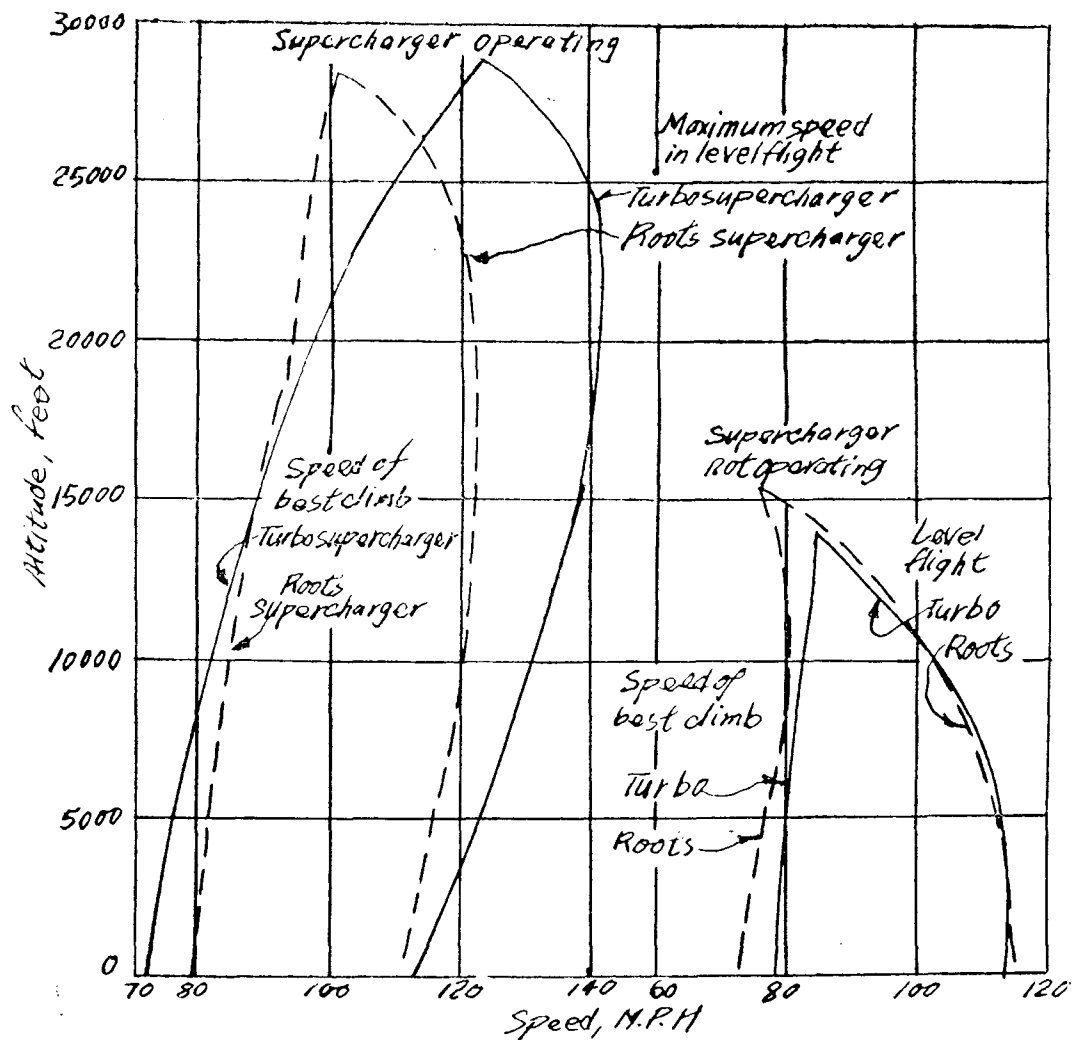


第十五圖

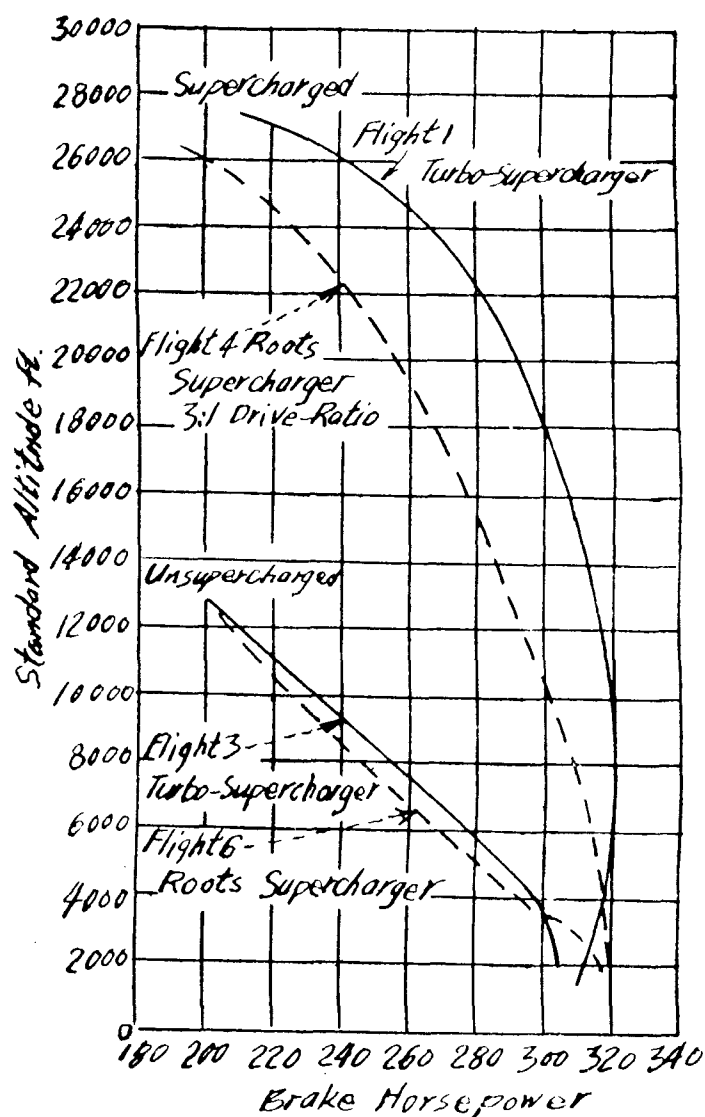


第十六圖

圖十六及十七為最大平飛速,最好爬高率,諸曲綫均得自推盤及 Roots 接壓器分別裝於同樣飛機試驗之結果。此中最顯著之差別,厥為推盤接壓器在高空之平飛速。為便于比較起見,同樣飛機分別裝有上述接壓器,停止接壓作用之性能曲綫,特採集于此,以供參照。



第十七圖



第十八圖

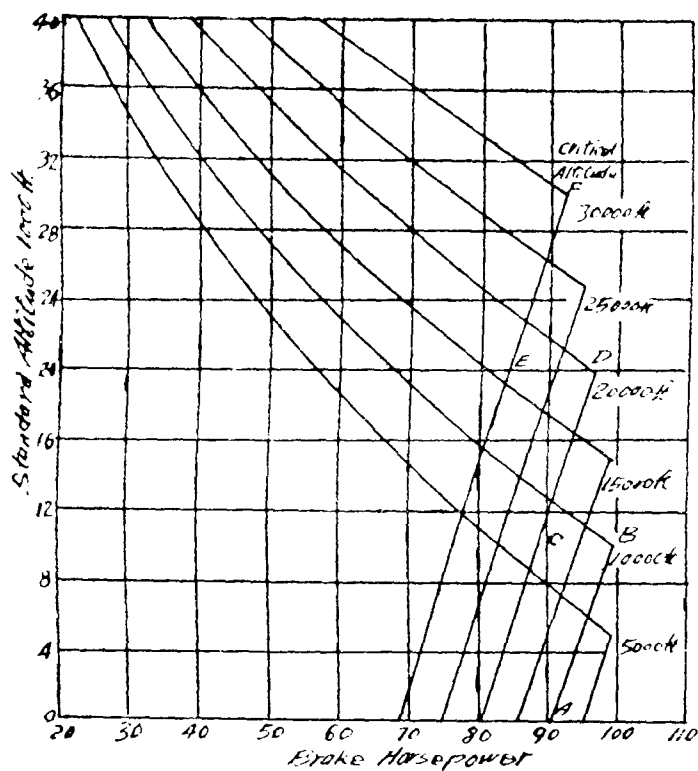
圖十八為飛機爬高時引擎馬力之比較。在高空時引擎馬力之差異,乃由於引擎速之不同,及接壓器所耗引擎馬力之大小所造成。引擎之具有推盤接壓器者,在高空之加速較遲緩。但比諸 Roots 接壓器則推盤接壓器之各種性能,又優點獨多。

在選擇一接壓器以適應一已決定性能之飛機,每有疑問發生,爰不知以採用足夠維持地面壓力于最大有用高度 Maximum useful altitude 之接壓器為好? 抑以消耗引擎馬力較小者為好也? 最好之選擇標準,乃視接壓器之種類,對於引擎馬力之影響為轉移。即注意一接壓器所需引擎馬力之百分數為若干,此引擎之使用方式為何類別。

(十) 圖十九所示乃具有六種不同大小之接壓器,能發出一百馬力之引擎所發淨馬力之曲綫。為維持化合器溫度在絕頂高度為華氏五十九度起見,于各場合均作

備有適當冷却器之假想,但實際上,因絕頂高度過大,仍不能使化合器之溫度無激增之虞;蓋絕頂高度愈大,則由喉門透入接壓器之空氣之量亦愈多也。設絕頂高度為二萬呎,則化合器因此增加溫度之結果,將減少引擎在海面之馬力之百分之七。採用單期或多期壓縮之接壓器之好處,適如鋸齒綫 ABCD 及 ABCDEF 所示。前者之絕頂高度為二萬呎,後者之絕頂高度為三萬呎。

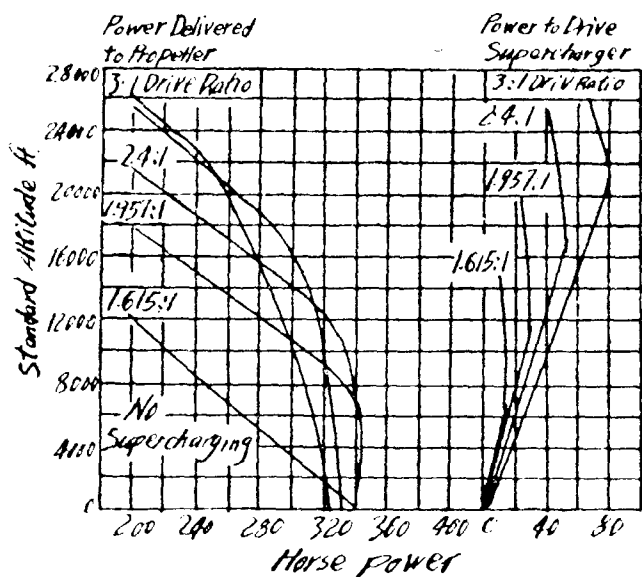
絕頂高度為三萬呎之接壓器,至少有二個壓縮期,因單期壓縮,不能獲得較好之壓縮比也。至于絕頂高度為二萬呎者,則採用單期壓縮,在高度頗大時設法增加其轉速,亦能節省馬力之消耗。在低空時,齒輪離心式接壓器所需之馬力極大,實為最壞之點。此種接壓器較諸 Roots 及推盤接壓器,遜色實多,因 Roots 及推盤二接壓器在海面所耗馬力,既不超過引擎馬力之百分之二,而在高空又不激增化合器之溫度也。



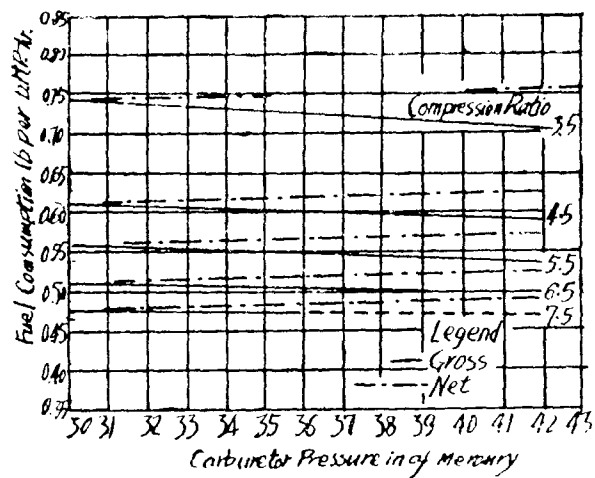
第十九圖

(十一) 圖二十所示,為用以開動接壓器所需之馬力,及用以開動螺旋槳之馬力曲綫。由此吾人得知絕頂高度愈大,則在地面馬力亦愈低。在絕頂高度以下馬力低落之原因,乃由於大容量之接壓器,所耗馬力較大所致。齒輪比愈大,則接壓器吸收之馬力,約為引擎馬力之百分之二十四。

圖二十一,二十二及二十三所示,為提高空氣壓力對於馬力,燃料,及汽缸壓力之影響凡增加化合器之壓力,即大量增高引擎之馬力。稍稍增加汽缸壓力,

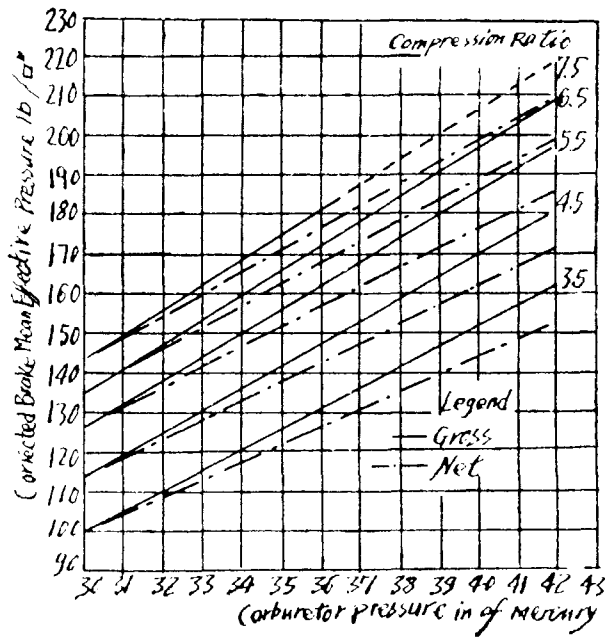


第二十圖

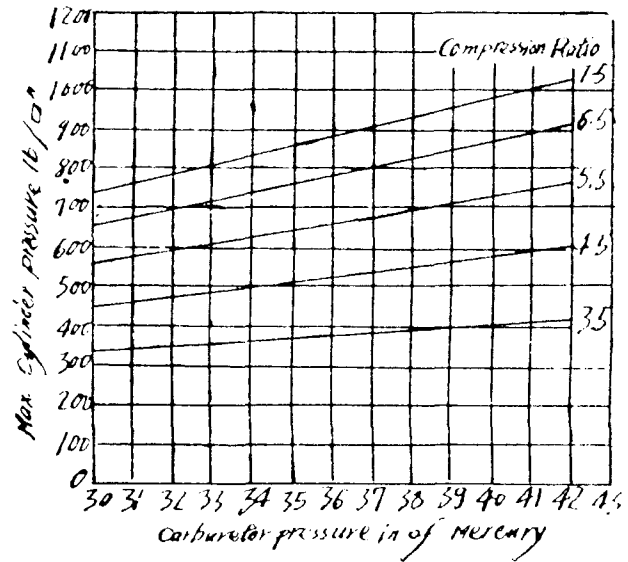


第二十一圖

即稍稍節省燃料之消耗。又壓縮率提高,即可使引擎增加適當之馬力,大量增加汽缸壓力,大量節省燃料之消耗。



第二十二圖



第二十三圖

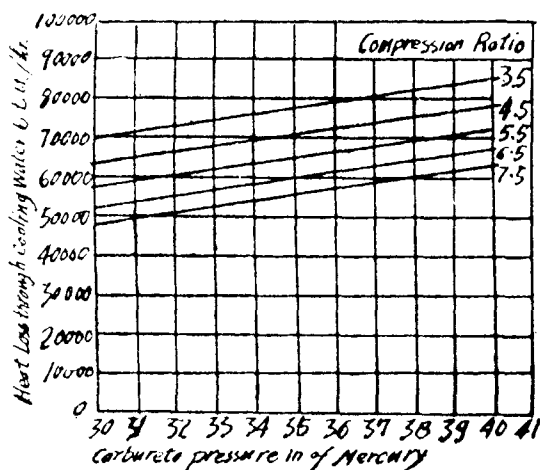
由此說明,則一經濟可靠之大馬力之引擎,應以壓縮率與化合器之壓力,調和適當為妥。但在求其彼此適當之先,有應注意者,即引擎之使用場合也。如引擎所需之安全性及馬力數遠較燃料問題為重大,則以採用較小之壓縮率,較高之化合器壓力為妥。設經濟問題為更重要,則以採用較高之壓縮率較小之化合器壓力為適宜。

如圖所示,壓縮率為 5.5:1 則平均淨壓為每平方吋百二十六磅半,最大汽缸壓為每平方吋五百六十二磅。壓縮率為 4.5:1 則化合器增高十吋水銀柱之壓力,平均淨壓為每平方吋百六十二磅。汽缸最大壓力每平方吋為五百八十磅。由諸最大壓力所示,則知機械應力方面殊少差異;惟燃料消耗則增加百分之七,平均淨壓增加百分之三十而已。

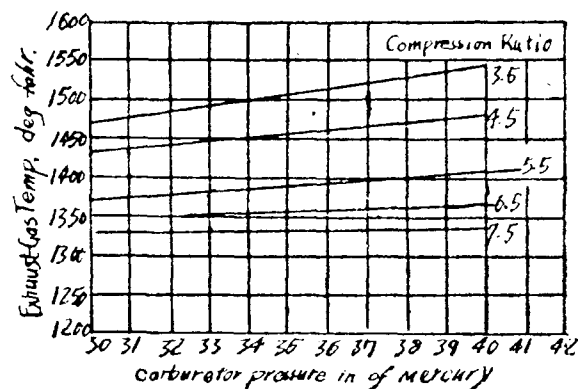
(十二) 如前所言,為維持化合器之溫度等于在地面之標準溫度起見,吾人可用一適當之冷却器,故冷却器必攜去壓縮空氣一部份之熱量。圖二十四及圖二十五乃冷水所帶走之熱量與化合器壓力之關係。此關係即被帶走之熱量與化合器之壓力成正比,其受壓縮率之影響,至為微少。

是故凡具同量接壓器之引擎,不論壓縮率如何,其冷却器之大小,得以同樣尺寸增加。但實際上有未能盡然者,即壓縮率較高之引擎所加之百分數,每較壓縮率低者為大。因用于高壓引擎之冷却器,每較用于同樣馬力低壓引擎者為小也。使一壓縮率為 3.5:1 之引擎之馬力增加百分之五十,則熱量損失增大百分之二十。使一壓縮比為 7.5:1 之引擎之馬力增加百分之五十,則熱量損失增大百分之三十四。

茲有須注意者，即高壓引擎受提高作用 Boosting，對於廢汽溫度無甚影響，而低壓引擎受提高作用，却使廢汽溫度激增。由熱力之強度 Intensity of heat 對於引擎之損害，遠較熱量 Quantity of heat 為大一點而言，吾人不難明白高壓引擎裝置接壓器之利益也。



第二十四圖



第二十五圖

由廢汽溫度及馬力大小二點言，低壓引擎實不宜有接壓器之裝置，可具接壓裝置之引擎之壓縮率，至少該為 4.5:1。

由以上各圖所示吾人得知有接壓器之引擎，在高空確有顯著之利益，但在低空却有減少馬力之趨勢。故以低空飛行言，則有接壓器之引擎，又遜于普通引擎。然權衡輕重，則知有接壓裝置之飛機在高空飛行，與以同樣馬力在低空飛行之普通飛機相較，前者之速度遠大於後者。又以同量之燃料言，前者之飛行距離又遠較後者為長。故現今軍用飛機及其他特種飛機——如各種比賽飛機——均具備接壓裝置，且可深信在最近之將來，各種民用機亦將採用接壓裝置，作高空之飛行，以取得經濟上之利益。

空中安全之探討

楊英庭譯

自一般情況言，飛行事業必須設法比其他運輸事業更為安全，因在空中或着陸或離地起飛時，偶一不慎，比海中兩船相撞或鐵道上發生意外，更易引起生命危險也。例如，在海中極不幸變故發生，船上之任何人，常有機會利用小艇，浮筏等脫險，而遭難海船發出求救信號，可致其他海船馳往營救。

當空中慘劇釀成，一翼破碎，或兩機相撞時，無法幸免。雖多數方法正在進展，萬一空中遭遇破裂時，可使乘客安然着地；但根本之圖，在防止空中破裂與互撞及取消易於出險不適當地面之強迫降落 (Force Landing)。

因駕駛員為保持空中安全主要成分之一，故應比服務他項運輸事業者，更加謹慎，留意本身常在適宜場合。今世各國之駕駛員，必須取得證書，證明其為一諳練之飛

航員，且證明其生理上之適宜性。此證書每隔六月必須更換一次，與汽車上司機者不同。且每次重行檢驗駕駛員體格是否合宜。駕汽車者，可以眇一目，可以有一木接之腿，可以患心病或其他任何體格上缺憾；但有一於此之駕駛員，即不准許飛行。彼必須任何時體格適合，如一旦不能保持其健全，即被取消飛行資格。機場負責者，如有任何理由認定某駕駛員不適合飛行時，可立刻拒絕其冒然從事。此種方法，實為保證空中安全之第一步，且為最要緊之一步，因乘客之安全，均寄託於駕駛員各方面之適宜性也。

任何飛機，在准許飛行及載客以前，必須取得航行證書。此證書為國家發出，表示證書上載明飛機已履行強度與安全一定標準之最低限度要求。每架機器，在准許載客前，必須經過滿意試飛。所有構成商用航空器與軍用航空器之各部工藝與材料，在飛行前，必須一一檢查通過。

最應留意者，為製造飛機時材料之選擇，因安全之程度，全恃所用材料之強度與效率也。所有鋼絲，應具備所構造特種機器規定強度；各處所用木料，須完全晒乾，並無各種缺點，如節疤等，免致脆弱。翼上蒙布，雖已用豆腐 (dope) 油與膠，但必須合乎一定標準。政府所派檢查員責任，即在考察各處材料是否合於航空器各部製造者所指定。一般航空工廠通則，均駐有政府所派之檢查員，檢查飛機或飛船各部構造，以便確定已否採用適合材料。

多數國家政府，不僅頒發優等材料說明書連同如何使用此等材料及由此所得優良結果各種情形下詳細敘述；且不斷在其國家特種形狀構造實驗室，特種材料實驗室等場所，舉行實驗，並將實驗結果付印，報告各航空製造家。

製造一架飛機每一步驟，均由經驗豐富者監督，從贊同飛機各部圖樣起，在最後製造完全成功以迄於試飛為止，每一螺釘，螺帽，每一零件，每一鋼絲，操縱系，發動機與螺旋槳，從最小至最大各部，均經細心檢查，並經有訓練之機械士與機械員通過。現在飛機在空中殊少因製造失敗而致破裂，皆由應用適當強度材料原故。且常有一整個飛機或一飛機之各部，用他項方法特別實驗，以期保險更為可靠。此點當詳論於後。一般發動機，在裝上飛機前，亦加以實驗，至少須繼續開動二十四小時。

各國物理實驗室及其相似學院，飛機小模型及飛機之各部，用各種不同方法實驗，以保證整個飛機之安全。在此等學院，設有鉅大之風洞 (Wind tunnel)，其構造為空氣之氣流，由輕緩之微風至狂暴之巨風，通過其中。中懸一飛機小模型。留意模型在此種情形下所起之動作，可獲得真正飛機當其在各種不同天氣中所遭遇動作概念。在此等風洞，安置各種不同之翼，實驗其升力各如何。飛機之各種形狀部份，亦放置風洞

中,考察其所呈阻力大小。因此,在一架飛機實際造成飛行以前,飛行之速度,及其他關係事件,已完全精確預知。風洞之用途,專在施行各種實驗,實即飛機性能之所由構成。因如飛機不確切適合要求時,則由製造飛機而試驗而毀滅,耗費太大也。

既已確定飛機尋常飛行時在空中各方面之安全性,常有發火,互撞,落地或離地起飛時災害之可能性。多數災害,皆發生於飛機剛起飛時,其原因大半由於飛機上升角度太陡峻,或速度不夠;但大部分關於此類偶然事變,現已因駕駛員技術進步與因災害原因積累所得之豐富知識,完全取消。英國Bramson反失速齒輪(Anti-stalling gear),使飛機起飛或落地災害機會,極端減少。Handley page開縫翼,形式特別,能開閉如百葉窗,使飛機上升或降落速度特慢,任何足致破裂速度減低,危險機會因之大少。將來之飛機,其離地與着陸時之速度,將有每小時僅二十英里之可能,故即發生破裂情事,結果必不甚嚴重。翼之各種新式形狀及飛機之新形狀,根據經驗,宜使此類速度減至最低。

在空中發生火災機會甚少。多數飛機上之防火壁(Fireproof Bulkheads),放於發動機與機身之間。汽油箱離發動機較遠,以期減少發火危險。發火最大危險,由於電導體走火,此點現因電導體與汽油箱鄰近離開,大部災害除去。最近將來之全金屬機器將在任何情況使火災之傳佈完全無效。

保險傘可增加乘客空中安全。自動保險傘今已發明,乘客可毫不費力以頭向前從機中跳出,安然着地。惟飛機離地至少當在一百英尺以上距離時,保險傘方能開張。此類保險傘纏牢乘客背上,自動張開。新式保險傘,稱為空中之救生帶(life-belt of the air)。

空中互撞,為事甚少,大都發生於軍用飛機操演時,在民用航空器,防止互撞特別規定,不甚拘泥。有數規則,航空器必須遵守,即當兩機空中彼此相遇或追上時,一如途中汽車之規定。此等規則,經各國贊同,因此,在駕駛員僅有一種空中運輸規則記憶,與飛行通過國境無關。

最緊要者,任何飛行機器,對氣球或氣艇,必須讓出地位。如兩飛機互相接近以致有互撞危險時,各宜改為向右航向飛行。如兩飛機飛至互相交叉航路時,右方有機器飛行之飛機,宜設法讓出航路。此等及與此等類似之規則,實際上可使民用航空器空中互撞之機會,極端減少。飛機到達飛機場,降落時,須得到機場管理員之許可,用無線電或信號,如此,可不致有撞碎甫由機場升起飛機之危險,或撞碎停放地面上之飛機而為機器中駕駛員所不及見者。

入夜時，飛機必須開動機器上電燈，與海上船隻黑夜行駛相同。每架飛機前部及尾端須各裝白光電燈一盞。右翼裝一綠色電燈，左翼一紅色電燈，如此，可對左右兩邊辨識清楚。電燈排列位置，從飛機左邊宜不能看見綠燈，或從飛機右邊不能看見紅燈。因之，當兩飛機黑夜互相飛過時，彼此可互相辨識對方飛機上之綠燈或紅燈。當在機場黑夜降落時，宜得到電話或信號之許可。機場之信號，通常為綠色燈光，如機場所示者為紅燈。此為警告駕駛員不可降落之信號。空中大航綫，備有飛機烽火燈 (Aeroplane beacon) 及地燈 (Ground light) 引導飛機在黑夜航行。更有特種設備使飛機能在大霧天氣降落。

所有飛機上均裝有各種儀表，作隨時報告駕駛員各種情況之用。高度表，指示駕駛員正在何種高度飛行；速度表，指示駕駛員正以何種速度在空中飛行。後者關係極大，特別是當駕駛員在空中因濃霧不能辨識地面時！因如所駕飛機飛行過慢，將必猝然墮落，釀成慘案。羅盤與地圖確定空中飛行航向。飛機上所用地圖與一般地圖不同，在飛機上看時，須極明白易於認識，標明地面目標 (Landmark)，作駕駛員引線用。并註明何處有適宜地點及機場。其他儀表為報告駕駛員在機器上油箱內之汽油與滑油量，油壓，與發動機之轉速等。

當飛機製造成功，在實行作載客用前，宜請駕駛員試飛，并使機器在各種速度飛行。多數著名之駕駛員，專施實行此種試驗，稱為試飛駕駛員 (Test pilot)。

保證空中安全多數精巧設計中之尤稱精巧者，為英國 Bramson-Savage 之反失速齒輪 (Anti-Stall gear)。飛機之失速，為其飛行速度太低，兩翼舉力不能支持飛機於空中。當飛機失速時，倉猝向地下墜落，使機器毀滅。實事上多數意外事變原因起於機器失速。例如，假令駕駛員強迫降落，希望選擇一良好降落地面，每於片刻間使飛機失速。Bramson Savage 反失速設計，專為警告駕駛員機器飛行速度太慢之用。

簡略言之：此種齒輪連接於機器之操縱桿或操縱盤，如兩翼與相對風向所成之角度太大飛機有失速之危險時，此齒輪急拉操縱桿向前，如此，因機尾上舉，機頭被抑向下。拉動操縱桿動作，如駕駛員為他事耽擱時，可以促其所處危險地位之猛省。故失速齒輪在保證空中安全一點，為一重大之進步。

保持操縱另一方法，藉旋轉儀 (Gyroscopic) 機械作用，開動方向舵與副翼，駕駛員可以之保持飛機居於適當穩定位置，無須照常留意由大風等所生之影響。

保證飛機在空中安全最有趣味而必須知之者，為在地面上舉行毀滅試驗。毀滅實驗時，一同樣大小機器或一機器之一部，在某種條件下完全破毀，藉以考察其在空

中破毀情形。

飛機實驗方法大要如下：

首先將飛機翻轉，次將特種扁平彈丸囊漸次放於兩翼翼面上，至兩翼鋪滿為止。彈丸囊之重量已知，故兩翼能擔負總重，在兩翼未破碎前，亦為已知。當飛機水平飛行時，作用於兩翼上之力約適等於飛機之總重。因之，一飛機在負載彈丸囊重量情況下破毀時，計算兩翼比在水平飛行所需要之更大強度，至為簡易。兩翼比需要最低強度可由四倍大至七倍，假定水平飛行具備此種要求，可使兩翼之重量特別減輕。

飛機飛行時必須轉角 (turn corners)，與汽車同，所不同者，為其各種進步動作，如俯衝 (Nose-diving)，爬升 (climbing)，翻飛 (flying upside down) 等。如有汽車繞一角急轉動時，巨大之扭力作用於車軸上及車身架上。同樣，飛機迅速轉灣時，或俯衝後急速平滑時，巨大之扭力作用於兩翼架上。如兩翼強度不比普通水平飛行所需要者更強時，必將翻折，使機器觸地破毀。即在巨大之載客機，亦不能阻遏此種循自然發生之現象。因此類機器飛行時多為水平，且必須在各種惡劣氣候及巨風等情況飛行，故即有扭力加於其構架上。

舉行飛機毀滅實驗，此法不獨可發覺翼架構造本身是否堅牢，更可發覺所用張絲或用以固結張絲於構架之金屬零件是否脆弱。

不僅整個飛機用此法實驗，飛機之各部，如屬於操縱面之副翼，升降舵，及方向舵等亦同。在此等平面上施以急猛烈之動作，極易致破裂，因此，考究各平面確切強度，甚關重要。駕駛員或設計家應知各平面安全耐久程度。飛機任何部分之強度，均可以數學方法計算得之。但此法在某一方面言雖云滿意，意外之脆弱，祇能將器翼實際破毀，始可顯露。且飛機上應用數學，用此種實驗方法，可證實某處之學理精確，某處錯誤。在此處實驗中，載於兩翼上之彈丸囊，可作為作用於翼面上已知空氣力量可能性之考察。

飛機機身實驗方法，與實驗機翼極相似。尤其機身之前後兩端主翼及尾連接之處，此等地方，飛行時常發生極嚴重扭力機身，并宜施以特種扭曲實驗，因機器機身在某種操演時常有扭曲趨向也。

落地架亦用此法實驗，以考察飛機在各種情況下落地時其強度是否足夠。粗糙地上，以高速着地，常扭傷落地架。如一旦破碎，機頭向前傾跌，每致破毀。實驗飛機落地車輪法，將整個落地架從各種不同高度墜下，以考察其實際對壓力抵抗作用。

黑暗中飛行不為難事。事實上假定駕駛員能看見星光時，在各方面比較白晝飛

行無多大困難。但在黑暗中落地，濃霧或朦朧天氣中落地，對於所有夜間飛行極為不利。如一旦可能在大霧中及黑夜中降落而且降落時安全確實，如同在白晝照耀之下時，則飛機將無分晝夜，照常飛行，如特別快車一樣。且飛機不拘任何濃霧，可無妨礙，與鐵軌上機車受一定範圍之限制者不同。因旅程之大部分，飛機可高升霧上在晴朗天氣中飛行，在霧中僅需極短之時間爬升於霧層上或在霧中降落。

導引飛機安然降落另一精巧方法，為利用羅氏引線 (Loth leader cable)。此法作用為以高壓電流通過線上，構成一強有力磁場，以與飛機上感應銳敏之特種設計發生作用。運用羅氏引線，可使信號傳達於三英里外或二千英尺高空之飛機上。此線對飛機有一種引導作用，使飛機得在線上或沿線飛行。飛機上之儀表，即指明在安置地面之線上若干高度飛行。

空中燈塔，對夜間飛行安全方面，為一極大進步，空中燈塔與普通燈塔，有多處不同。第一，空中燈塔，作指示空中安全用，非用以指示危險；第二，空中燈塔，發出強烈之光芒於其附近地帶，有此空中燈塔，駕駛員在達到目的地數英里外，可獲得一種引導目標。發光風向指示器 (Illuminated wind Indicator)，在飛機場確切將風吹方向指示駕駛員，使機器逆風降落，更為安全。

最近發明一種安全設計，尤其對夜間飛行，其構成為一種旋轉儀作用方向舵 (Gyro-operated rudder)。與副翼操縱系旋轉儀組織 (Gyro System of aileron controls)，用此種新組織，駕駛員可任其航空器在任何航綫上自動飛行，只須藉更換其升降舵操縱與調整發動機速度作用，將其飛行高度略加改變而已。

各種發明中證明其對空中安全貢獻價值最大者，厥為無線電。無線電使駕駛員從開始飛行起至完結止，始終與地面保持聯絡。可從大飛機場管理員收到各種命令；可得到天氣變化臨時報告；與其他各種有價值消息，即安全與災害所由區分之各種消息。駕駛員不幸在空中失蹤時，可利用無線電尋出途徑，如或誤入惡劣天氣或濃霧層不能辨識地面時，亦可藉無線電與地面互通消息作用脫險。

總之：凡為人類才智所能設計到之任何預防法，現正大半傾向用於增進空氣對人類之安全程度，如空氣對鳥類者然。

Aerodynamics of Horizontal flight and gliding

橫平飛行

運動公式

設一飛機以均勻速度橫平飛行,則其均衡條件應為:

- (a) 舉力和等於全重量。
- (b) 螺旋槳之拉力等於全機各部阻力和。
- (c) 附着於重力心上之各力距等於零。

第一圖飛機假設以零度襲角飛行,其螺旋槳軸始終維持橫平,但實際上殊未盡然,不過其與橫平綫所成之角極微,故可忽視,該機壓力心在重力心之後,所以機頭有下垂之勢。為維持其水平,則必將升降舵略為升起,而發生一向下力量, L_t , 於是舉力均衡變為:

$$\text{翼面舉力 } (L_w) = \text{重量 } (W) + \text{尾部力量 } (L_t) \dots\dots\dots (a)$$

螺旋槳拉力 (T) 必須克勝翼面阻力,以及其餘各部之耗廢阻力,故拉力均衡公式:

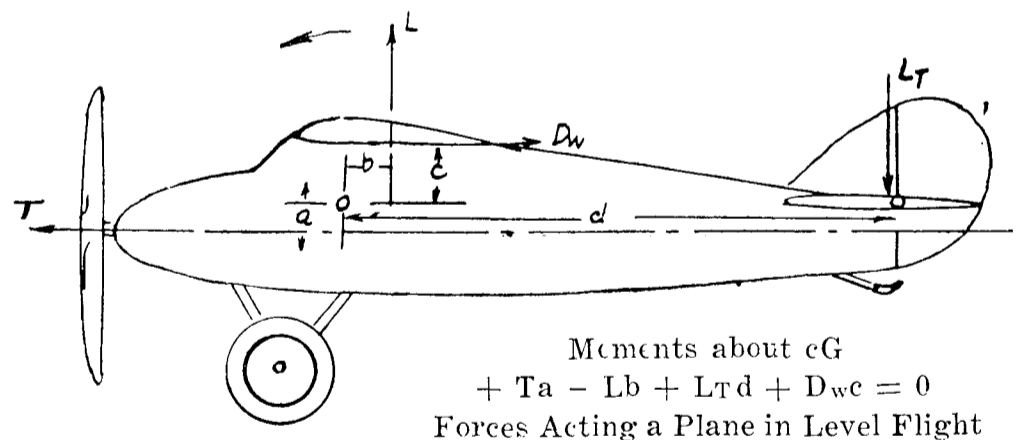
$$\text{拉力 } (T) = \text{翼面阻力 } (D_w) + \text{耗廢阻力 } (D_p) \dots\dots\dots (b)$$

然後再討論附着於重力

心上之各力矩,假設機頭向上力矩為正,則由第一圖可知:

1. 螺旋槳拉力在重力心之下,故有一失速力距 (Stalling Moment) $+ Ta$ 。
2. 翼上舉力有一下衝力距 (Diving Moment) $- L_w b$ 。
3. 翼上阻力有一失速力距 $+ D_w c$ 。
4. 尾部壓力有一失速力距 $+ L_t d$ 。
5. 耗廢阻力之結果力,在此種情形,乃位於重力心之下,故有一下衝力距 $- D_p e$ 。

綜上各力距,其均衡公式應為:

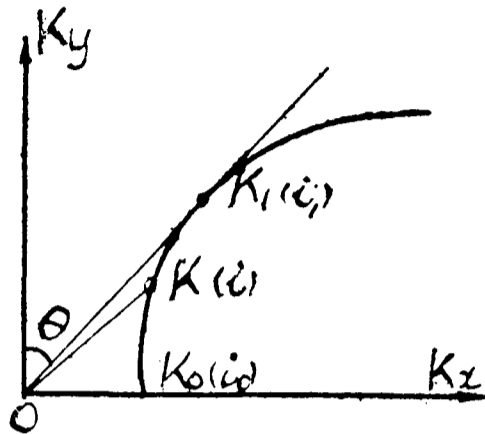


第一圖

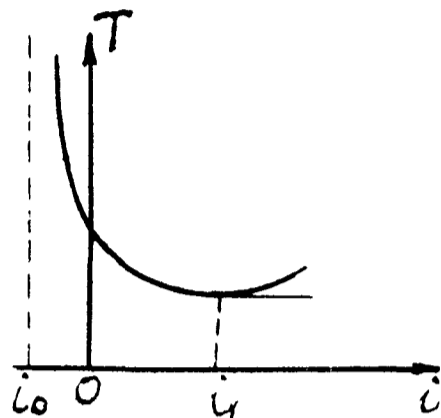
$$T a - L_w b + D_w c + L_t d - D_p e = 0 \dots\dots\dots (c)$$

拉力之變化

由拉力公式,與舉力公式之拉力舉力比 $\frac{T}{P} = \frac{K_x A v^2}{K_y A v^2} = \frac{K_x}{K_y}$, $T = P \times \frac{K_x}{K_y} = P \times \tan \theta$, 則可作當襲角 i 改變時, 拉力 T 變遷之研究。為此可取飛機極綫 (Polar) 考察之, 如圖二。



第二圖



第三圖

在 K_0 點時, θ 角為 90° , $\tan \theta = \infty$, 故所須拉力, 亦為無限大, 此時襲為 i_0 , (i_0 普通為負)。 $K_y = 0$, 由此 K_y 漸增, 於是 T 徐徐遞減, 至所引直綫與極綫相切 (K_1 點) 時, 拉力 T 在此時數值最小, 然後又行增加, 其變化曲綫則如第三圖所示。

如取一定數之拉力, 例如在最小數以上, 則可合兩個不同之襲角, 換言之, 即有兩個飛行區, 其一合小襲角, K_y 小, 故速度大, 為快速區, 其他合大襲角, K_y 大, 故速度慢, 為慢速區。

$\frac{K_x}{K_y}$ 最小值所合之襲角 i_1 為“最優角”。

必須馬力之變化

必須馬力為 $W_n = T \times V$, 由舉力公式 $P = K_y d A V^2$ 可得 $V = \sqrt{\frac{P}{K_y d A}}$, 將 V 值代入 W_n 式內, 則

$$W_n = K_x d A \times \frac{P^{3/2}}{K_y^{3/2} d^{3/2} A^{3/2}} = \frac{K_x}{K_y^{3/2}} \times \frac{P^{3/2}}{A^{1/2}} \times \frac{1}{d^{1/2}} \dots (d)$$

苟襲角不變, 則所須馬力與 $\frac{1}{\sqrt{d}}$ 起同樣之變化, 因此時之 T 為恆數, 故結果 V 是與 $\frac{1}{\sqrt{d}}$ 成正比例。

在一定之高度上飛行, 其必須馬力 W_n 則隨 $\frac{K_x}{K_y^{3/2}}$ 變更, 故根據極綫, 即可求 $\frac{K_x}{K_y^{3/2}}$ 以襲角 i 為函數時之表示綫。其變化亦經過一最小數, 合 i_2 襲角較最良角 i_1 稍大, 在此 i_2 角時所須之必要能率為最小。

第四圖表示必須能率在某種高等飛行之變化曲綫與第三圖拉力曲綫極似。在

最小能率以上,亦有兩飛行區,其一比 i_2 為小合較大之速度,為快速區。其他比 i_2 大,合極小速度,即慢速區。在此區內,飛行遇增加襲角,即行失速下降。減小襲角,則增加速度上升。常易失速,極為危險,故多不採用。

滑翔 GLIDING

滑翔飛行乃飛機當發動機停止以後之飛行也。就研究之結果,滑翔以勻直綫下降,殊不可能,本文後部曾討論之,茲暫假設飛機以均勻直綫速度與橫平綫成一 θ 角度滑翔,則在其上所發生之力,為(1)舉力:與軌跡垂直。(2)阻力:在軌跡綫上,但方向相反。(3)重力:方向下垂。將重力 W 分解為兩力,一為 $W \sin \theta$, 此力須與阻力相均衡。一為 $W \cos \theta$, 須與舉力均衡。故可得兩均衡公式:

$$W \sin \theta = D_t = K_x d A V^2 \dots\dots\dots (e)$$

$$W \cos \theta = L = K_y d A V^2 \dots\dots\dots (f)$$

與平飛公式相似,惟螺旋槳之拉力,今代以 $W \sin \theta$, 重量代以 $W \cos \theta$, 此等數隨軌跡與橫平綫所成之角 θ 變化。

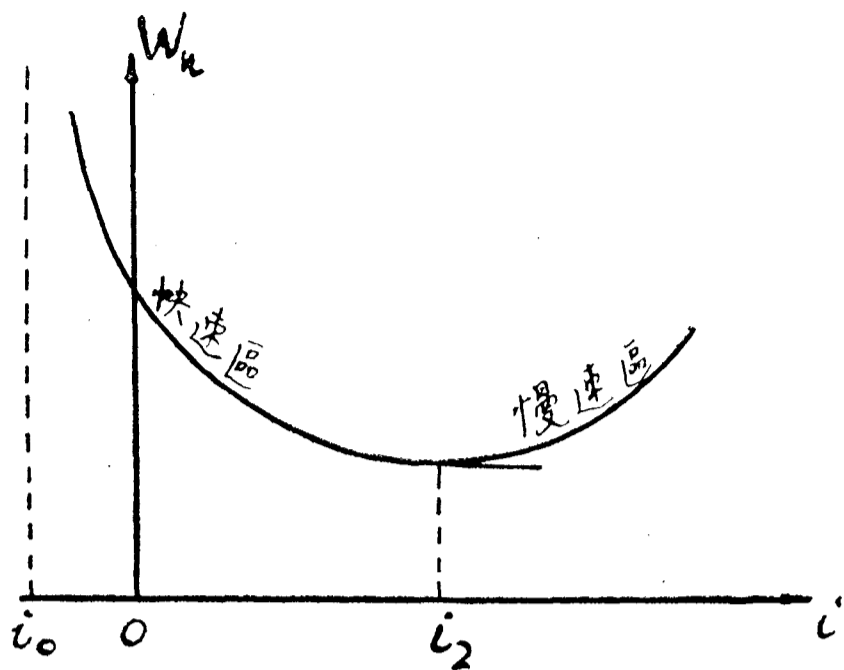
將 (e) 式之前項除 (f) 式之前項,後項除後項,得:

$$\frac{W \sin \theta}{W \cos \theta} = \tan \theta = \frac{D_t}{L} = \frac{K_x d A V^2}{K_y d A V^2} = \frac{K_x}{K_y} \dots\dots\dots (g)$$

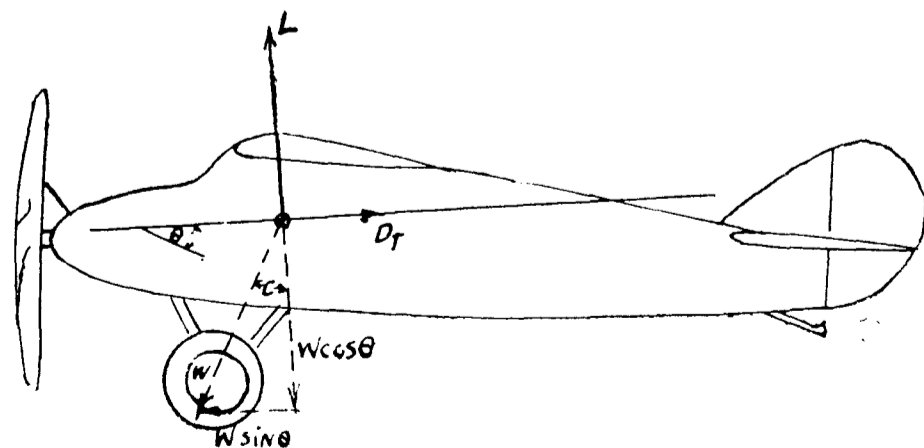
由此可知後項與平飛時拉力之變遷相同,故可總結得:

1. 有一最小下降斜度存在,即當襲角等於最良角 i_1 之時也。此角當飛機愈靈敏時則愈小。
2. 在一定斜度下,亦有二飛行區,一小襲角之快速區,一大襲角之慢速區。

在快區內遇增加襲角時,即



第四圖



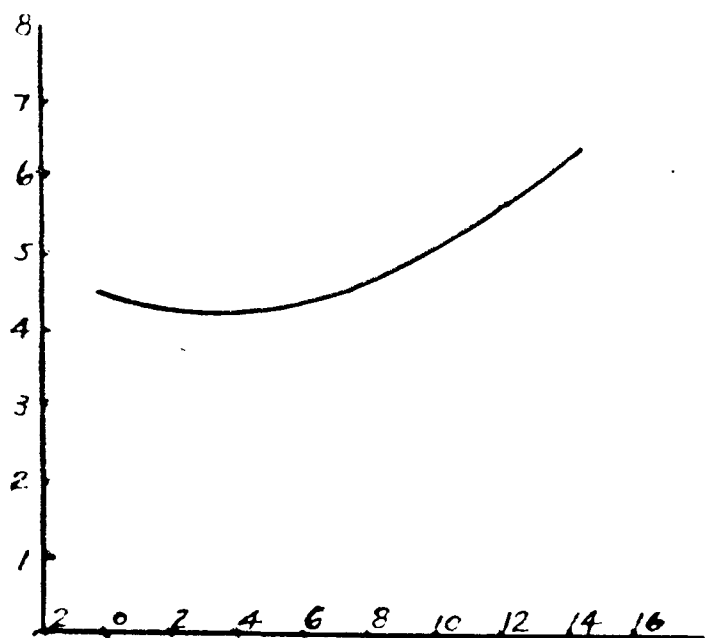
第五圖

減小下降斜度,慢速區內,則結果相反。

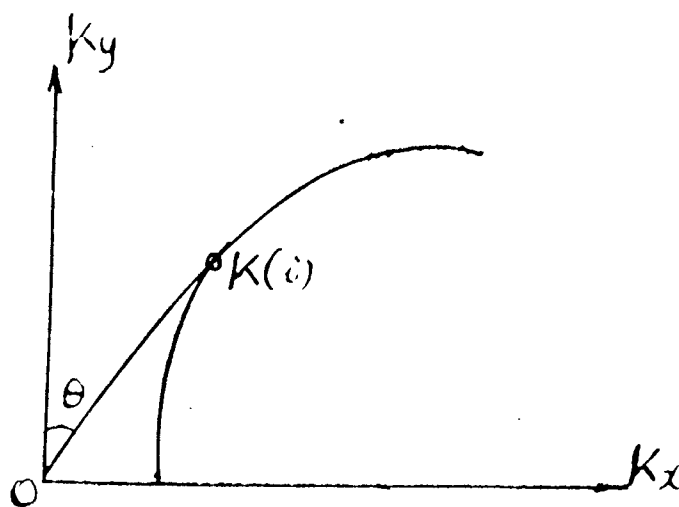
- 滑翔角度,隨舉力阻力比變遷,而與翼部載重無何影響,例如有兩相似飛機,當一機載重較他機所載者為大時,其滑翔角仍相等,其所不同者,即載重大之飛機,較載重輕之飛機滑翔速度快而已。

滑翔角既隨舉力阻力比變遷,故當滑翔時,可在零度與 90° 之間任採一平穩角度,進而言之,即每翼之襲角,各不相同,故舉力阻力比亦不同。結果各翼之滑翔角亦異。

第六圖乃滑翔角對襲角及每時速度之表示曲綫,由此曲綫,可察得最好滑翔角 $4^\circ 15'$ 乃在襲角為 3° 之時。自此點起,兩邊任何滑翔角皆行增加。



第六圖



第七圖

速度之變遷

由 (e) (f) 兩式消滅其中之 ρ , 則可得在軌跡上之速度 V 如下:

$$V^2 \times \sqrt{K_x^2 + K_y^2} = \frac{W}{Ad} \dots\dots\dots (h)$$

就飛機極綫考察,可知 $\sqrt{K_x^2 + K_y^2}$, 即半徑綫 OK , 速度平方乃與 OK 成反比例,根據此性質,則極易研究其變化。

速度當襲角愈減小時,即繼續增加。

由以上研究結果,可知在均勻直綫滑翔,殊不可能,因直綫之翔飛,須 θ 為恆數。換言之,由公式 $\tan \theta = \frac{K_x}{K_y}$, 即須 i 為恆數。但公式 (f) 證明速度僅當 d 不變時始能不變,詳言之,即須空氣密度不變時,方可保持 V 為恆數。但實際上空氣之密度,是因高度變化,與均勻直綫之設定完全不合。如精確立言,則凡恆襲角之滑翔均非直綫,不過與直綫相差甚微耳。普通遇高度差數細微時,均可視為均勻,而應用公式 $\tan \theta = \frac{K_x}{K_y}$, 至於速度如 (k) 式所規定者,當高度逐漸減小時,則與 $\sqrt{\frac{1}{d}}$ 起同樣之變化。

落地之可能範圍及降落之時間

當司機者,如遇發動機發生故障,由Z高度強迫下降時,其落地之可能範圍,總在最大半徑 $\frac{Z}{\tan \theta}$ 以所畫圓圈之內,要此半徑得最大,勢必須 $\tan \theta$ 最小,即說須以最良角下降也。爲計算從Z高度下降所須之時間,則可在Z高處下降速度 $-V_z$, 與及地面時之下降速度 $-V_{zm}$ 。二者之平均數,得:

$$\begin{aligned} -V_{zm} &= \frac{-V_z + (-V_{z_0})}{2} = -\frac{V_z}{2} \left(1 + \frac{-V_{z_0}}{-V_z}\right) \\ &= -\frac{V_z}{2} \left(1 + -\sqrt{\frac{1}{d}}\right) \end{aligned}$$

下降時間。

$$t = \frac{Z}{V_{zm}}.$$

開 縫 翼

湯 達 明

綱 要

前 言

開縫翼之理論

固定開縫裝置之效能

開縫裝置及其與小翼聯合裝置之比較

近年來開縫裝置研究之結果

自動開縫裝置

最近之趨勢

(1) 開縫與副翼聯合操縱之裝置

(2) 掠關式自動開縫裝置

(3) 攔截片式自動開縫裝置

前 言

飛機爲求減小起落速度,及起與落所須滾駛之距離,*實爲最近一最堪重視之問題。蓋如起落速度過大,則飛機遇有意外事件時,易發生危險。如落地時,若其速度過大,則其所蓄之動能亦甚大,設落地未得適當,飛機勢必發生極強烈之振動,使駕駛者及乘員,感覺不安,甚者人亡機毀。欲減小此種動能,可有兩法,一爲減少飛機之重量W,一爲減少降落速度V。依照前法,飛機重量,係不可變更者,即令能予以變更而減小之,因動能 = MV^2 ,其收效亦微。但依照後法,將速度V減小,事實既能設法實行。且其所收

*此係指起落於陸飛機場而言,若在水面者,飛機起與落所游行之距離,亦能愈短愈妙。但如能減小其起落速度,V,則所得之效果,與起落於陸面上者亦相同。

效能,尤為宏大。其次如起落速度過大,則起與落所須滾駛之距離,亦必須要極廣大之飛機場,若飛機場較小時,飛機即不能起落,此種現象,殊不經濟,尤其於商用者及於夜間起落者為甚。此滾駛距離之減短:於起飛時,只須減少飛機之起飛速度,即能達其目的,因如此種速度不大,則其起飛以前在地面上所滾駛之距離,不必過長,飛機即具有夠量之昇力,飛至空中;在降落時,雖有賴於制動輪之機械裝置,然其收効不大,事實上尤須減少飛機所蓄之動能。方克有濟。故亦必減少飛機之降落速度,方能得完善之結果。

今設飛機之起落速度為 V , 飛機之舉力(即飛機之重量)為 W , 主翼面積為 A , 機翼之舉力係數為 K_y , 則有以下之基本公式

$$V = \sqrt{\frac{W}{K_y A}} \dots\dots\dots (1)$$

欲達前述之目的,依照公式(1),可有三法:一即增大主翼面積 A , 一即增加舉力係數 K_y , 另一法即依前二者混合而併用之,按照前法,試將公式(1)微分之,即得如下之式:

$$\frac{2 dV}{V} = \frac{d \frac{W}{A}}{\frac{W}{A}} \dots\dots\dots (2)$$

由(2)式可知,增大主翼面積,所得之効率不佳。即使將主翼面積,增加一倍,以減少主翼面積每單位負擔之半數,其所減小之速度,亦僅四分之一而已,如設起落速度為80哩,則其減小後所得之速度,仍有60哩;故其効率頗低。况增加主翼面積,操縱既感困難,製造尤極不易實施,而體重又大為增加,對於飛機之良好品質,殊多損礙,故於應用上,亦頗不相宜。按照後法,因增加主翼面積,即將得前法之弊,而亦損礙飛機之良好品質,故亦不合於實用。按照增加舉力係數之法。最近飛機上所採用機翼之舉力係數,最大限度,鮮有超過0.0036者,雖吾人於風洞中試驗,亦有設計能達0.0040或竟達0.00456者,然如此設計之機翼,其阻力係數,同時亦被增大,對於舉力與阻力之比數 L/D , 反被減小;在平常飛行時,殊不相宜。

然吾人可使飛機於須要較大之舉力時,能隨意增加舉力係數,而於平常飛行之時,又能隨意糾正,使阻力係數,不致過大而得 L/D 之良好比例。為達到此種目的之方法,有下列多種:

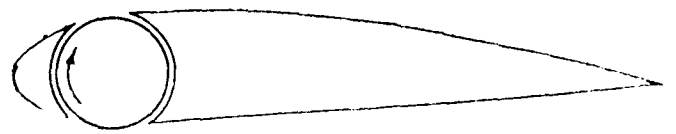
(甲) 改變機翼之傾角。機翼具有特別裝置,能隨駕駛者之意,變更機翼之傾角。此法所能增加之舉力係數甚微,故起落速度減小亦不多;况裝置複雜,於實用上,殊

少價值。

(乙) 採用柔骨翼。機翼能隨司機者之意，將其翼面之順流形曲度變更，以增大舉力，效能尚佳，惟於製造上，極感困難，尙未能入於實用之時期。

(丙) 助曲副翼法。副翼之動作，原爲一上一下，在此乃另設一種操縱裝置，使飛機於特別須要情形下，能同上同下；故亦能使機翼之切面形變更，而得增減機翼之舉力係數，飛機落地後，副翼同時向下，能限制飛機之餘速，以減短其落地所滾駛之距離。此法開動簡單，其效率於薄翼較大，於中厚翼乃漸形減小，尤其於厚翼爲甚，是爲缺點耳。

(丁) 採用轉筒法。此係於翼內係翼展方向，裝一能轉動之筒，如下第一圖所示。當須要增大舉力時，該筒可在翼內自由轉動，轉速度甚快，有達每分鐘數千轉者，此法目的在使空氣繞機翼上部之速度加快，下部減慢，以增加機翼上下部分之壓力差，効力甚大，但於平常飛行時，對於飛機上原有之良好品質，頗有損害；尤其於機械上之裝置，特別感覺困難；近已無人問津矣。



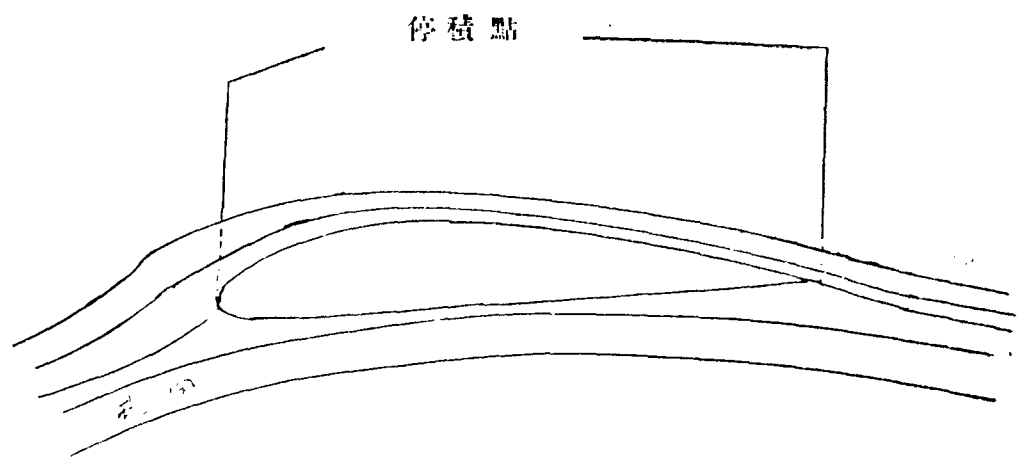
第一圖

除上列各法外，近有一種新發明，即亨得萊佩支 Handley Page 所發明之開縫翼是也。此法現在各工程家，正在努力研究，並已卓著成效，他日希望，實堪豫料，茲分述如下。

開縫翼之理論

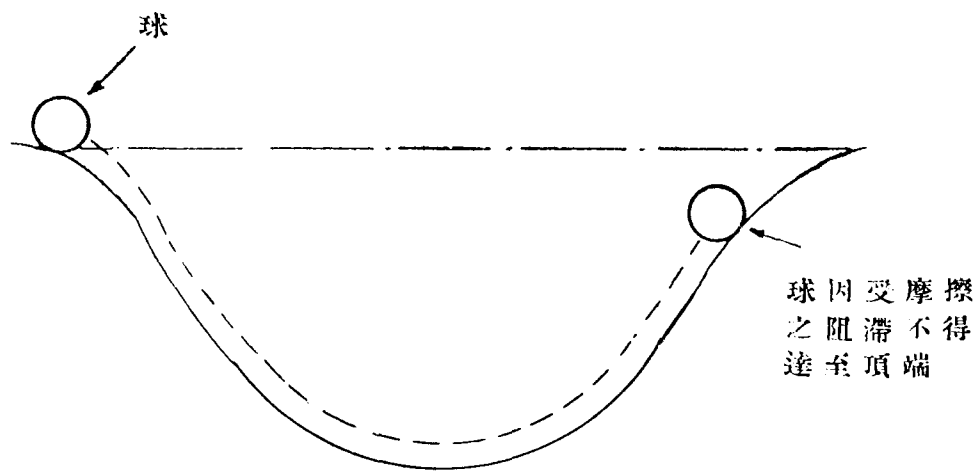
欲知開縫翼之功用及動作，須先考察機翼之旋渦現象。

當空氣沿繞機翼順流行動時，即發生有二停積點：一在翼之前緣，一在翼之後緣，如第二圖所示，此停積點因被空氣停留，故壓力最大；空氣流動於翼之上表面部份，乃由一最大壓力區，至另一最大壓力區。以分子現象說明，即爲空氣之分子，由一高壓點，流至另一高壓點；正如圓球之由一曲面滾下，而滾上至另一相同之曲面者然（見第三圖）。此球當滾下時，如無初速，則因受摩擦之阻滯，當達其他一面至相



第二圖

當高度時，必自行退回，或拽至他處，而不能到達頂點。空氣分子之流動，亦同此現象。當其於翼之上表面，由一高壓點順流時，不待到達另一高壓點，即先行退回或離散。此種

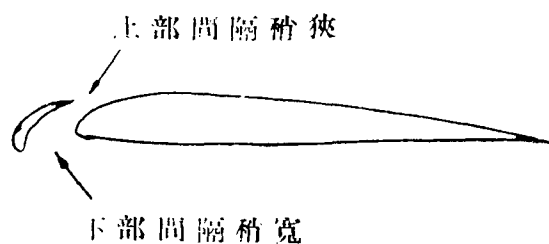


第三圖

現象,當襲角愈大舉力係數增加時愈甚;空氣分子距離後緣甚遠,即行離散,旋渦現象,乃由此發生。此種旋渦,使空氣流動於翼之上表面速度,大為減慢,影響於機翼之舉力殊巨。當襲角增加至一定角度時,其舉力乃達最大之數;如更超過此限度,則因旋渦關係,反突形減小,致飛機失速,向地面墮

落,極為危險,此舉力最大之角,謂之旋渦角或失速角。

開縫翼即係由機翼下部,開有一縫,使與機翼上部相通(如第四圖所示),以創一空氣之通路。因翼之下部壓力極高,而上部則極低,空氣乃由下部,經過此縫,流至上部。開縫之構成,乃在翼之前端(亦有在後端者),裝有一附屬之翼切形小翼;此小翼與機翼前端之間隔,使下部者稍寬於上部,則空氣經過此通路時,即發生加速;使空氣流動於機翼上表面之壓力愈大,因此空氣分子,得有一種反抗旋渦發生之力量,而能光滑沿繞翼面流動,達於機翼之後緣。

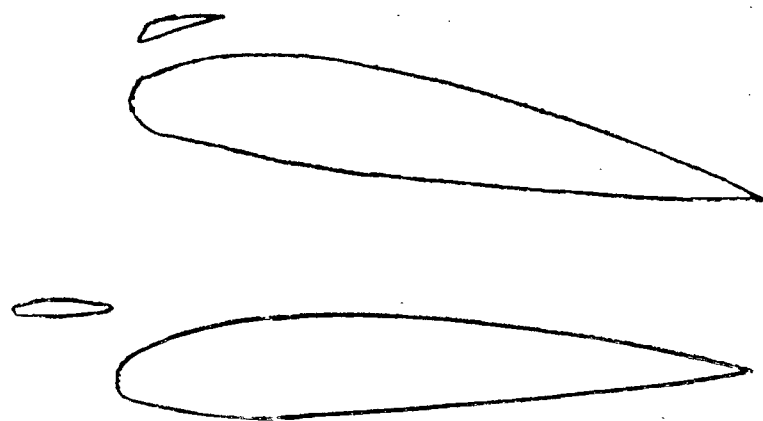


第四圖

由上所述,開縫翼之功用,即在減小機翼因襲角增大而引起之旋渦,故舉力得以增加,同時旋渦角之限度,亦因之得大為增加。工程家即利用此點,以減少起落速度,及起與落所滾駛之距離。另外因旋渦角可以增加,故飛機起落時之上昇角,得以增大;舉力大時,飛機之降落角,亦得以增大;因此可使飛機之起落迅速,且如飛機場周圍有高大之建築物或森林諸阻礙,飛機亦能越過,而不至有拚創之危險。

固定開縫裝置之效能

第五圖為固定開縫裝置之兩種式樣。此種裝置,能略增加機翼之最大舉力,而旋渦角亦能稍為增大。但同時因此開縫裝置之小翼與主翼,已組成一種串翼之形,空氣之流動,有向翼下之趨勢,故阻力大為增加,對於L/D之比數,反被減小。



第五圖 固定開縫裝置之兩種式樣

由此知機翼之固定開縫裝置,對於減小起落速度,效能甚微,而於飛機固有之良好品質,反大有損害。

開縫裝置及其與小翼聯合裝置之比較。

數年前亞勒宗德克勒門 Alexander Klemin, 曾作極多開縫翼之增加舉力試驗,而得一平均值之表,如下所示:

第一表

種類	切斷面之形式	平均最大凸度	最大舉力 K_v 平均增加數	機翼原具及有開縫裝置後之旋渦角	旋渦角之最大變換數
僅機翼前部開縫者	厚翼	14.67%	35.8%	15.8° — 24.25°	8.45°
	中厚翼	12.10%	44.0%	12.91° — 20.45°	7.34°
	薄翼	7.20%	61.0%	14.12° — 25.1°	10.98°
機翼開縫與小翼併合者	厚翼	15.1%	43%	16.67° — 22.34°	5.67°
	中厚翼	12.1%	68%	12.91° — 13.74°	0.84°
	薄翼	7.1%	75%	13.17° — 17.83°	4.66°

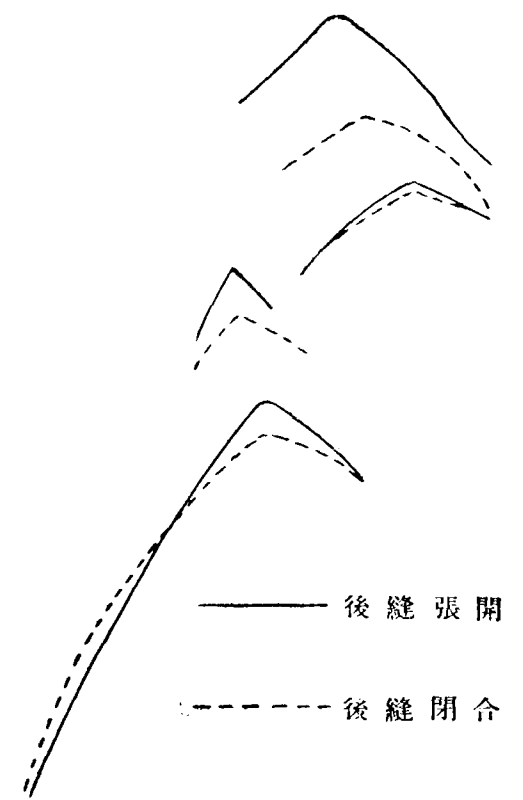
由此表可知,僅用機翼前端開縫裝置所增加之舉力,不若更聯合機翼後端小翼機之甚。僅用開縫裝置,在襲角最大時,方能得其最大舉力。然欲得其完全之效用,飛機必有一高蹺形之起落架;此種起落架,增加重量及阻力,即依設計觀察,亦殊有害。

近年來開縫裝置研究之結果。

由前列之表觀察,舉力係數之增加,薄翼較厚翼為甚。然據最近英美各國多數實驗,不論機翼切面之形狀若何,欲增加其舉力達原有者之二倍,已屬十分可能;即應用開縫與小翼聯合裝置,不拘薄翼厚翼,均屬有利。此類實驗甚多,茲舉一種 R. A. F. 之機翼說明之。如右第六圖及下第二表所示,乃由亨得萊佩支實驗所得之結果。

由該圖及表所示,即可得以下之結論。

(1) 僅用小翼,效力不大。



第六圖

第二表

前後縫及小翼之情形	最大舉力 K_v	襲角度數
1. 前縫關合後縫關合小翼在中平位置	0.0028	12°
2. 前縫關合後縫張開小翼在中平位置	0.0031	12
3. 前縫關合後縫關合小翼向下 20°	0.00367	10°
4. 前縫關合後縫張開小翼向下 20°	0.00408	10°
5. 前縫張開後縫關合小翼在中平位置	0.0047	24°
6. 前縫張開後縫張開小翼在中平位置	0.00474	24°
7. 前縫張開後縫關合小翼向下 20°	0.00525	20°
8. 前縫張開後縫張開小翼向下 20°	0.00602	18°

(2) 僅用開縫裝置,雖稍較僅用小翼者之効力為大,然亦不多。

(3) 用開縫與小翼聯合裝置,所增加之舉力極高,但最大舉力之角,則所增仍屬無多。

(4) 如小翼與機翼後端,亦能具有開縫,則其與前端開縫合併裝置,所增加之舉力更多。

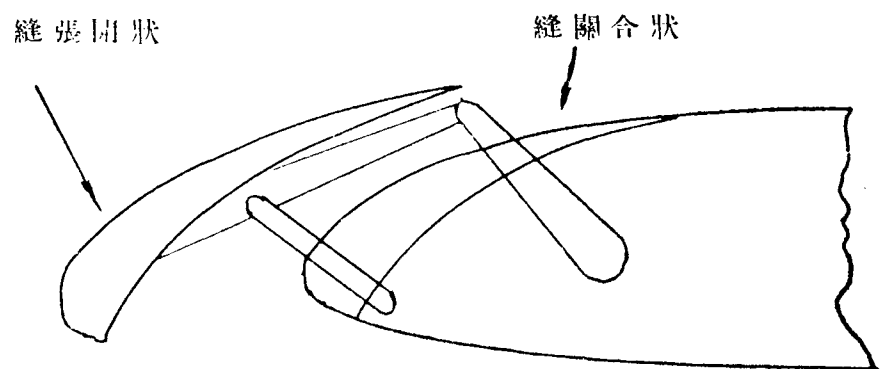
(5) 前後開縫及小翼合併使用,所得增加之舉力,能超過 100% 以上。

自動開縫裝置。

反對開縫裝置所持最大之理由,即以為使駕駛者,須另加一種操縱裝置,殊為不便;因駕駛者之操縱裝置,須愈簡愈妙,使不致多所顧及,反而誤事故也。

關於亨得萊佩支乃又發明一種自動開縫裝置,使開縫裝置能自動開關,無須駕駛者之操縱,以移去上述之困難。

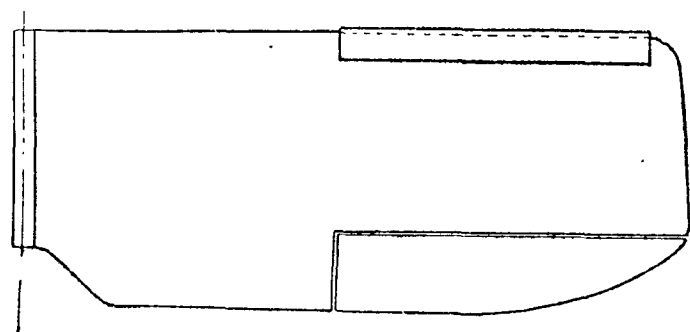
吾人由空氣動力學上,可知襲角愈增大,機翼上之舉力作用點,即愈近於機翼前緣(同樣壓力中心亦向前移);故於有開縫裝置之機翼上,當襲角增大,此開縫裝置之小翼面即受有一種力量,而使之有向前移動繞其樞軸旋轉,以離開主翼之趨勢,今若如右第七圖所示而裝置之,則當主翼之襲角增加至相



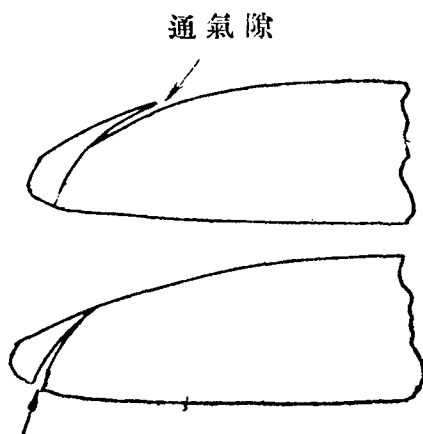
第七圖

當大之角度時,舉力之作用力,即可自動將此開縫裝置張開,英國曾將此種裝置,配用於茜司空 Siskin 飛機上,實地作飛行之試驗。據其試驗結果所云,於側操縱上,稍感遲鈍,其遲鈍度且與速度俱增;但在失速時,飛機極安全,有五駕駛者試驗此飛機,竟無一人能將其變成撕拚者。下第八圖即為茜司空飛機之機翼,配有此種裝置之平面圖式樣。

此種裝置,若其關合後所露之通氣隙,適當裝於機翼之上部,則開縫裝置之開動,可以延緩;若係適當裝於下部,則可以提早。第九圖即為表示通氣縫之位置。



第八圖

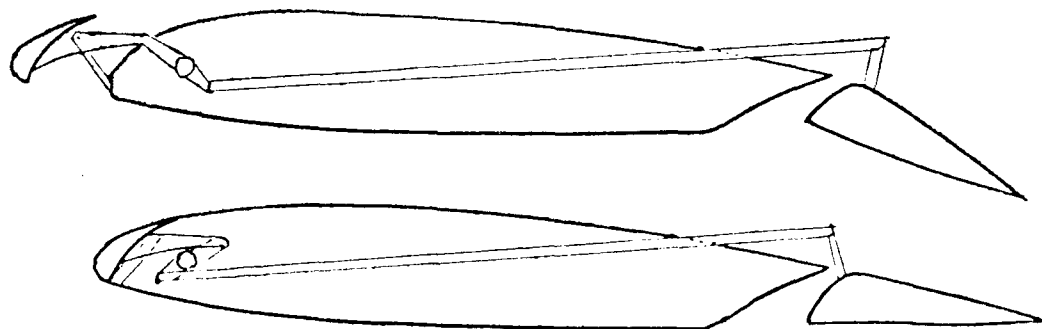


第九圖

吾人若更能將小翼與開縫裝置聯合之,則小翼亦能自動作用;當開縫裝置張開時小翼乃向下,關合時,則居於中平位置。下第十圖,即係此裝置之一種設計。當飛機作

開縫張開

小翼向下



開縫關合

小翼中平

第十圖

普通飛行時,此小翼即克將開縫裝置關合,而自居於中平位置。此種裝置,效力極佳,於飛行之安全上,尤極為可靠;美國寇迪斯 Curtiss 飛機,曾配用此種裝置,而獲得急驚風 Guggenheim 飛行安全

競賽之勝利。實可得其證明。當普通飛機,改用此種裝置時,起落速度能減少 30%,起落距離可減至 75%,故飛機場得以減小,而使起落十分便利;對於航空上之貢獻,不可謂不大矣。

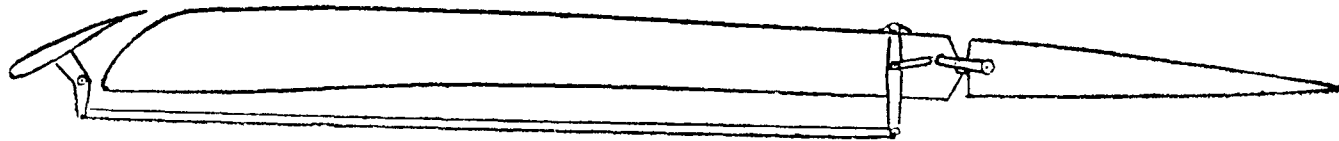
最近之趨勢

小翼之構造,原與副翼不同,係與副翼另外分開,副翼專司轉灣滾轉撕拚旋螺降諸動作,及保持飛機之側安定;而小翼則與開縫裝置合司增加舉力,以減少起落速度,及起與落所須滾駛之距離。惟最近據英國航空工程雜誌所載,則又已發生一種趨勢,

將小翼廢棄不用，而將開縫與副翼聯合裝置之。此種方法，對於副翼之功用，不但無何損害，反於飛機之側操縱動作及側安定，大有幫助。尤其當飛機在低速時之各種操縱，極為安定。如撕拚動作，竟可不至發生，即發生者，亦極易操縱或且能自行糾正。下列所述，係此裝置之三種設計，英國航空界，曾分別配用於西司空 Siskin 飛機上，作實地試驗；為求精密考察起見，該飛機上裝有一三軸轉率計，* 以考察一種飛行動作時，飛機對傾側俯仰偏斜之各種角速度。據試驗之結果，成績均甚優良，茲分別將其構造，及其操縱上之效能，敘述如下：

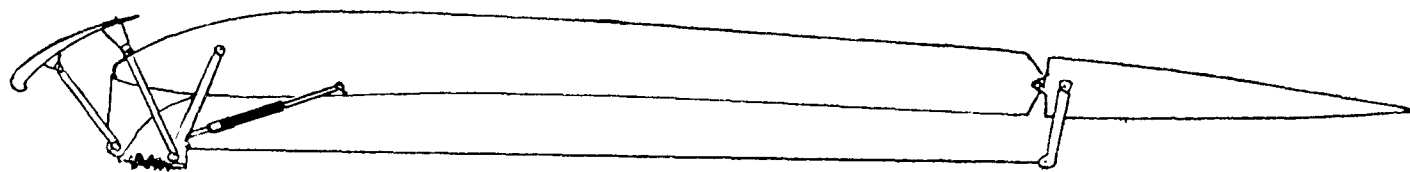
* 三軸轉率計，原文為 The axes rate of turn recorder，為測量飛機被操縱一種動作所得傾側，俯仰，偏斜之各種角速度，故又有譯之為三向角速度測量儀者。其詳細構造，可參見航空儀器學。

(1) 開縫與副翼聯合操縱之裝置。此種裝置，如第十一圖所示，構成開縫裝置之小翼面與副翼，為用一硬桿相連，當操縱副翼時，開縫裝置，即協同動作，視副翼之位置向上或向下，而關合或張開。當飛機配用此種裝置，在普通飛行時，其操縱均甚適意而有效，比較普通式之飛機，均輕捷而活潑；在失速時之操縱，亦極有效，惟略使人感覺不愉快耳。若有一邊之翼低落時，僅將駕駛桿合法移動，即可使該翼面上升，而恢復平飛時之原狀；但因由操縱而生之力矩，與由低落之翼開始上昇所生之力矩之間，使動作遲滯，未免為美中不足之點。作撕拚時，不拘其方向為左為右，糾正均極易易。



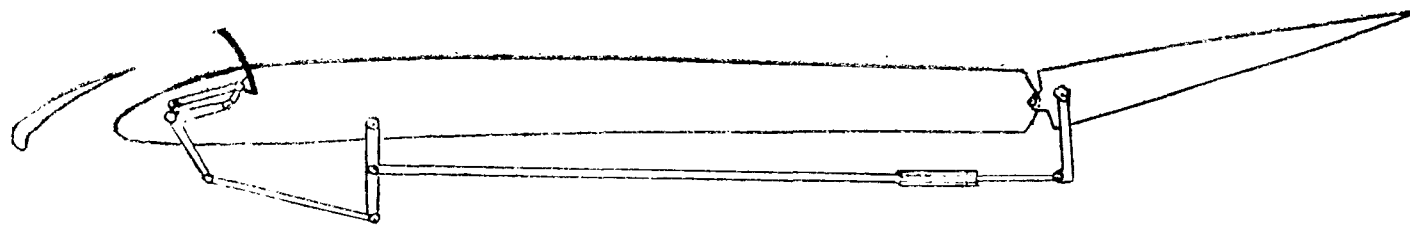
第十一圖

(2) 掠關式自動開縫裝置。此種裝置，為麥肯朗務德 Mr. McKinnon Wood 之設計，如第十二圖所示，開縫裝置連接桿後部之下端，用軸裝於一槓桿上，此槓桿另用鋼繩與副翼連接。當副翼向上時，則連接桿後部之槓桿，被扯向後方，將開縫裝置關合；當副翼向下時，因鋼繩不負傳達推力作用，故開縫裝置，依然關合，必待其自動之張開。當飛機配用此種裝置，在普通飛行時，大致與上述者相似，惟側操縱稍感困難而已；在失速飛行時，飛機極安全，凡駕駛此種裝置之飛機者，竟無一人能將其變成撕拚。此即為其所獨具之特點。



第十二圖

(3) 攔截片式自動開縫裝置。此種裝置，為享得萊佩支最近所設計，如第十三圖所示，其自動開縫裝置，除與副翼相連之鋼繩外大致與上述第十二圖所示者相同。攔截片為一彎曲狀之曲面，能令其繞機翼前端適當之點轉動，此曲面之長度，與開縫



第十三圖

裝置之縫長相同，其與翼肋相對處，須適當挖去，並須略具餘隙，使攔截片轉動時，不被其所阻礙。副翼與攔截片之連接，為用一管與二桿，一桿與管之一端鉸牢，管之他端，作有一卡，另一桿即放於此管之內，能來回滑動，桿放在管內之一端。稍大而成球狀；當副翼在中平位置時，攔截片全包在機翼內，其上邊與機翼表面，完全齊平；當副翼向下時，桿即在管中滑動，力未傳至攔截片，故仍如副翼在中平位置者然；當副翼向上時，在起始之 $3\frac{1}{2}$ 內，連接之管與桿，原即與以調整，在此限度內，亦不傳力至攔截片上，迨超過此限度以後，管卡即將桿卡住，而傳力至攔截片上，使之由機翼內伸出，而將開縫掩蓋；圖中所示，即係副翼在向上位置，而將攔截片伸出之狀。當飛機配用此種裝置，在普通飛行時，其操縱上之效能與感覺，大致與前二種所試驗者相同。其失速時之飛行，極為安全，亦不能使飛機變成撕拚；操縱性之良好，駕駛者無不同聲贊美，而譽其卓越者。若有一邊之翼低落時，僅攀動駕駛桿，即極足使之上昇，而恢復原狀，無論傾側之度若何，均立能予以糾正，而不至發生偏斜之動作。

由上所述三種裝置，在舊司空飛機試驗所得之結果，攔截片式自動開縫裝置；安全之效能及操縱之優良，均被認為最滿意之設計；他日之發展，實未可限量也。

可收縮之起落架

朱佩箴譯

飛機之為用，貴在速度。增加速度之法有二，即增大馬力與減少阻力是也。欲減少阻力，除將露於氣流中之機件飾成流線形外，收縮起落架，實為最有效之方法。近今高速之飛機，已有配用可收縮之起落架者。此文為美國 Richard M. Mock 所著，詳論陸地飛機，配用可收縮起落架之利益，及其設計。今不揣冒昧，特譯之以饗閱者，但謬誤之處，仍所不免，祈有以指正。

可收縮之起落架用於陸地飛機者，為時雖僅數載，然其設計，並非新穎。一八七六

年烹那 (Penand) 與格可 (Ganchot) 曾設計一飛機, 其前面車輪式之起落架及尾輪, 均可收縮於機身內, 使減少空氣之阻力。惟以前所設計者, 並未見諸實現。直至歐戰以後, 特頓賴候脫 (Dayton-Wright) 製一上連無支柱單翼機, 其車輪可收縮於機身兩旁內。該機曾於一九二〇年在教唐白納的 (Gordon Bennett) 競賽。但前此一年, 斯半列 (Lawrence Sperry) 曾造一船壳式水陸兩用機, 其起落架實為可收縮者之始祖。

上所述者, 係專供特別用途之飛機。當時在普通民用及軍用飛機上, 其起落架之阻力與全機總阻力之比較, 似屬有限。故因收縮起落架所增速度之利益, 實不足以抵償增設收縮機之耗費。迨後十餘年, 此問題始稍為注意。降至近今, 飛機之速度大增, 則起落架之阻力亦隨之而增, 其與總阻力之比較大。收縮尾輪所得之利益, 雖未決定; 但消除起落架阻力所得者實大。

一用可收縮起落架之飛機, 其速度與用固定起落架者相較。當在每時一三〇哩飛行時, 僅增百分之三四。如飛機之速度增至一五〇哩, 則前者之速度較大百分之六至七。若機速達一六五至一七〇哩時, 則較大百分之十。今有一高速下連單翼機, 當其裝用流線形起落架時之飛行速度, 每時一七五哩; 若將起落架完全收縮, 則速度每時增加二五哩, 即增百分之十四。如設計完美之飛機, 其速度每時達一八五至一九五哩時, 當用收縮起落架, 則速度可增加百分之二十。設計時, 如翼支柱與流線形起落架相連者則收縮起落架所得之利益, 頗堪注意。如許多下連單翼競賽機或愛爾抱斯機 (Bellanca Airbus) 是。

近今採用固定流線形起落架 (或係單支柱之一部) 或可收縮起落架之飛機, 其所得速度之成績, 全依設計家之機智以及飛機之用途, 形式, 大小等而定。

一。地位之選擇。

在某種飛機上, 機身或翼間可供收藏起落架之地位, 頗屬不夠。但高速飛機, 可略增其前部之面積, 以供收藏起落架之用。故各部分應集中於一處, 使成為最佳之外形; 不應將各部分散, 使其間起互相阻涉或擾亂作用。此點與收藏車輪之位置成為同一之問題, 將再述之於後。

二。重量之比較。

在一定航程內與同樣能率下飛行時如速度增加, 則飛行時間減少。故所需之汽油及滑油亦隨之減少。滑油及汽油之重量, 即可抵償收藏起落架機構所增之重量。

茲舉一例以明之。設有一飛機, 其總重為八千磅, 酬載三千磅, 長途飛行速度每時一五〇哩; 收藏起落架機構所增之淨重為六十磅, 故減少酬載六十磅。又設每時消耗

汽油三十五加倫及滑油三加倫，即每時共耗二三〇磅。在一定航程內飛行。若速度增加百分之十，則時間可減少百分之九·一，即每時約節省汽油及滑油共二十一磅。(因縮小油箱所減少之重量不計)若按上述之增加速度飛行四五〇哩，則因收縮機構所增之重量，並不影響酬載。

固定起落架之重量，通常為飛機淨重之百分之六至九或為酬載之百分之十至十四。至於可收縮起落架，則增加其原重百分之十至二十，故減少酬載百分之一至三。如飛機之荷載為每馬力十磅。則每時所耗汽油及滑油之重量，為酬載百分之七至十一。故在三小時航程內，如速度增加百分之五至七，則汽油與滑油所減之重量與收縮起落架所增者，適足以相抵消。如在二小時之航程內飛行，則速度增加百分之十至十三，即足抵消。

三。用費之估計。

關於商用航空，如欲速達目的地，必須提高價格。若增加飛行之速度，則僅需較少飛機，即可維持開航一定之次數。進而言之，在一定距離內飛行，如縮短時間，即可減少一切耗費：如汽油，滑油，飛行人員之俸給及飛機與發動機之保管與翻修等。

再攷察因收縮起落架所增之費用。設有一可收縮之起落架，其原價為五百至一千五百金元；但此數係依飛機之大小，形式及用途等而定。若定飛機之壽命為五千小時，則每時折舊之費為十至三十分。但有些運用者，能使保管可收縮起落架之費，較保管流線形固定起落架者便宜。設每飛行時增加保管費三至十分，則每飛行時所增之總費為十三至四十分。

按一般情形，保險費雖無增加，但亦可假定飛機破損與旅客安全等之保險費增加百分之一至二。據美國郵務部之統計，飛機之總保險費佔全部運用費百分之六·五。又設飛機破損與旅客安全保險費為總保險費百分之四十，或佔總飛行費百分之二·六。若照上述之因收縮起落架所增二項保險費為百分之一至二，則運用費之總增加，亦不過百分之〇·〇二六至〇·〇五二。

在上述各種範圍內，按其最可靠之數目；與設計極精確之理想飛機，並一致降低其運用費。而列表如下，以明因收縮起落架所增之費(直接運用費僅一部分與飛行時間成正比例，故僅計算百分之三十)。

在定距離內飛行，若長途飛行速度增加百分之五，則時間即可減少百分之四·八；故在此減少時間內所節省汽油及滑油等之費，適足以抵消收縮起落架所增之費，如速度增加百分之十五，則時間可減少百分之十三。故在標準狀況下，一可收縮起落

	三發動機之飛機	單發動機之飛機	理想飛機
每時飛行費 (註一)	119.00 金元	52.00 金元	35.00 金元
每時飛行費與飛行時間成正比例	35.70 金元	15.60 金元	10.50 金元
每時收縮起落架所增之費	0.35 金元	0.20 金元	0.15 金元
因收縮起落架之0.04%保險費所增之費	0.048 金元	0.021 金元	0.014 金元
因收縮起落架所增之總費	0.398 金元	0.221 金元	0.164 金元
原飛行費各部之百分增加與飛行時間成正比例	1.11	1.41	1.56

(註一) 根據美國務郵部所編之統計

架之裝置,應在運用費中減少直接飛行費百分之三至十二,或減少總費百分之一至三·六,此乃依增大速度之程度而定。如一運輸機可載旅客八至十二人,及其長途飛行速度每時一六〇哩時,則收縮起落架每時應減少總費一至二·五金元,或每哩〇·六二五至一·五六分。

四。損壞之危險。

當飛機落地時,如起落架不在相當之位置,便能發生危險。應加注意之原因。有下列四種: (一) 因設計,材料或製造等之疎忽,致使起落架部分或開動機關之結構損壞。(二)車輪張鏈或開動機關為冰屑或泥濘所污纏。(三)飛行員忘記放下車輪,但此弊可以預告之設備消除之。(四)當強迫降落時,放下車輪機關之動作太遲鈍。

因收縮起落架之作用不佳而使人員受傷之事件,尙少發生。當強迫降落下於狹小或不良之場地時,尤其是運載旅客,待速度漸漸減少,而後以提輪落地 (Wheel-up landing) 為最有利;因降落距離大可縮短,且機頭亦不致昂起。某先進航空公司曾發現一事實,即當強迫降落時仍收藏車輪,其損壞後之修理費比較車輪全部或一部放下降落時所損失者為少。在過去二年中,曾有各種私用與商用飛機屢次作提輪落地,其所受之損失,均少於一千金元。由經驗證明,當車輪一部分在收縮位置時落地,其所受之損失最大,因提輪落地所受損失之範圍,通常祇及于螺旋槳及機身腹部之蒙皮等。

欲保證可收縮起落架之動作正確者,其機構應設計簡單,使易於運用及保管;並

須妥爲保護,使不爲當飛機離地時,由車輪激起之污物所污染。當車輪露下機身或翼底下時,則機構不應暴露於泥濘中,以免起落架收藏後,泥濘凝結之虞。如以收縮一部分車輪落地者,則設計起落架之佈置時,應注意支柱,使不能穿進坐艙內。開動機關,尤其是鋼繩,不應担负任何落地重荷 (Landing loads); 並將鎖鏈 (Linkage) 之裝置,不應過於接近不着力之處,使能運用極大之力量。當車輪已達降下位置時,開動機關不應顛倒使用。

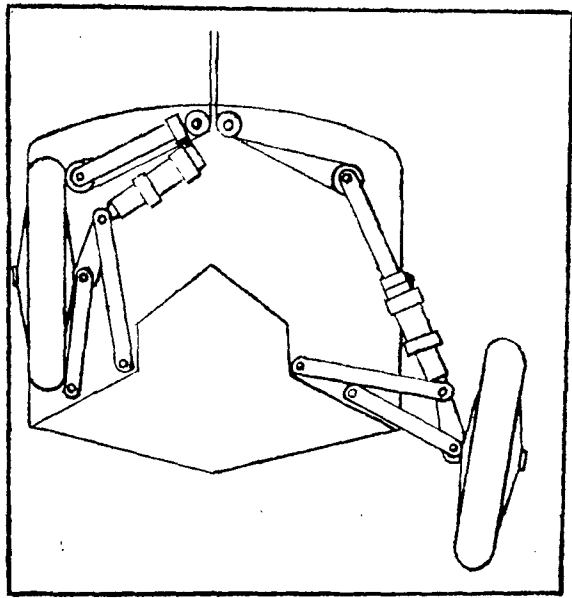
五。車輪之位置。

收藏起落架最好之方法與位置,是隨飛機之形式而異。收藏起落架之地位有五: 即翼內,機身內,多發動機型飛機之發動機短艙內,機身外部減阻物內及露於外部之位置,其前部面積或干涉阻力可減少者。決定採取某種位置以後,應即顧慮當離地與落地時,車輪出入處及一部分收縮起落架之空氣動力效應。車輪出入處所成之擾亂氣流,能使安定發生影響; 又翼面開口處,亦可影響其特性。但在大多數設計中,均將空氣動力之效應略而不計。近來美國國家航空顧問委員會在大風洞內試驗洛克希特單翼機 (Lockheed Monoplane), 證明當車輪伸出時,即車輪出入處設在翼下,亦無礙於飛行之特性。

迨至最近一二年內,美國所有之飛機,皆爲雙翼機或上連單翼機。因此等飛機之阻力較下連單翼機爲小,故其普通之佈置,應特別注意。下連單翼機之所以增加用途者,因其起落架易於收藏故也。今有兩同樣能率與負載之飛機,一爲可完全收縮起落架之下連單翼機。其起落架收縮後之速度增加百分之十四; 他爲上連單翼機係裝用固定流線形,單支柱,棒狀撐之起落架。但前者之速度,僅較後者大百分之三至四。故知如上連單翼機亦裝以可收縮起落架者,則其速度當較下連單翼機者爲大,但在事實上,如將起落架收藏於上連單翼機之翼內,頗爲困難。如裝單發動機時,可收藏起落架於機身內。

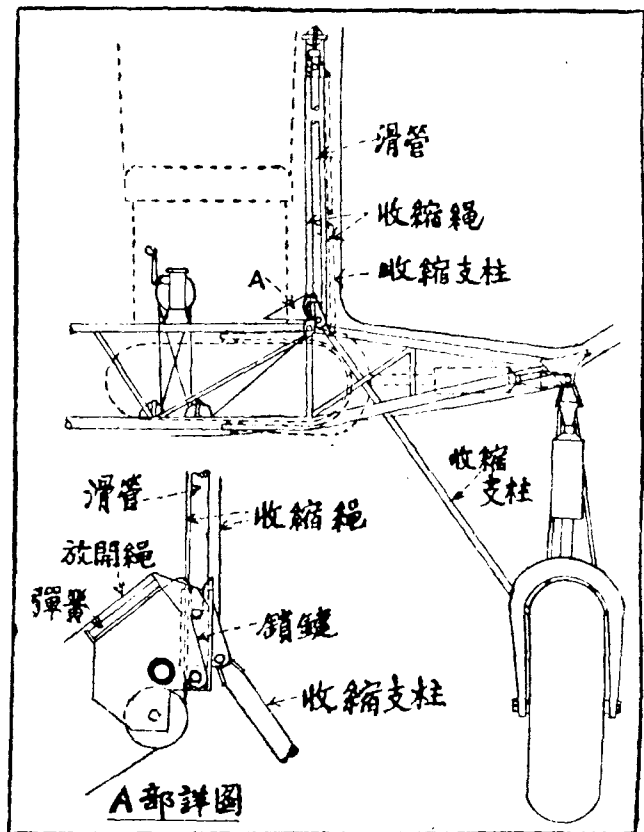
曾有許多飛機,其車輪可收藏於機身之兩旁或腹部。茲將收藏車輪於機身兩旁之構造,圖示如下第一圖。此平行四邊形構架之所以偏倚者,即供給落地與滑走時收進前端 (Toe-in) 之用。尚有他種平行四邊形之機構,係用於一九二九年所造之大湖 (Great Lakes) 水陸兩用機上。其平行車輪之部分,爲一滑油筒,係由輪軸彎曲而成者。一對角支柱,以樞鈕裝於滑油筒頂端與機身下部之間。如將此支柱之裏端提高,車輪即被提起並向內旋轉而藏於機身兩旁之凹處。

在車輪可收藏於機身腹部之上連單翼機上,如有足夠之車輪壓軌面時,則必須裝以微小凸出物,例如裝在斯的孫 (Stinson R-3) 機上者;或用廣闊之機身,如半尼里 (Burnelli) 機是。斯的孫機可收縮起落架之構造,可參閱第二圖。半尼里機係用一對彎曲之軌道,用為三足支柱一部分上端之通路。此外尙有其他不同之點,如可縮短或收縮之支柱及疊合支柱等。



第一圖

上圖係採自格老孟 (Grumman) 氏之可收縮起落架特許證。減震器之支柱,裝有樞鈕;故在壓縮時因向外之傾向,可保持支柱不曲。當收縮時,以繩拉轉減震器上端之滑輪,則上端即向內轉動,於是摺疊支柱。



第二圖

上圖為斯的孫 R-3 飛機收縮起落架之機構。在凸出翼內有二平行之桁。旁支柱是裝在後桁之位置,其上端可被一繩垂直吊起;另用一彎軸及蟲狀齒輪開動此繩。如繩停止繞曲,則蟲狀齒輪即自動鎖住,以阻擋車輪之下墜。放開鬆緊接,車輪即行落下,則鎖鑰自動移在降下之位置。在支柱開始橫向移動以前,提高曲柄,使放開鎖鑰。以水力減振器消滅各動作部分之振動。收藏車輪須時三十秒,但伸出僅二秒鐘。

欲收藏車輪於雙翼機或有外支柱單機之薄翼內,必須增加翼之厚度,以便收藏車輪或負載落地重荷。如一九二八年製造之洛孟 (Bellanca "Roma") 個半翼機,將其翼之一部稍為增厚,以供收藏車輪之用。該翼所載之落地重荷與愛伯斯 (Airbus) 機者相同,但其車輪可完全收縮於下翼內張間 (Bay) 之底部。在雙翼機上,其車輪可向內疊合於機身之腹部。最近所出之堪的斯 (Curtiss Yo-40) 軍用偵察機,即採用此種起落架者,其下翼根甚厚。

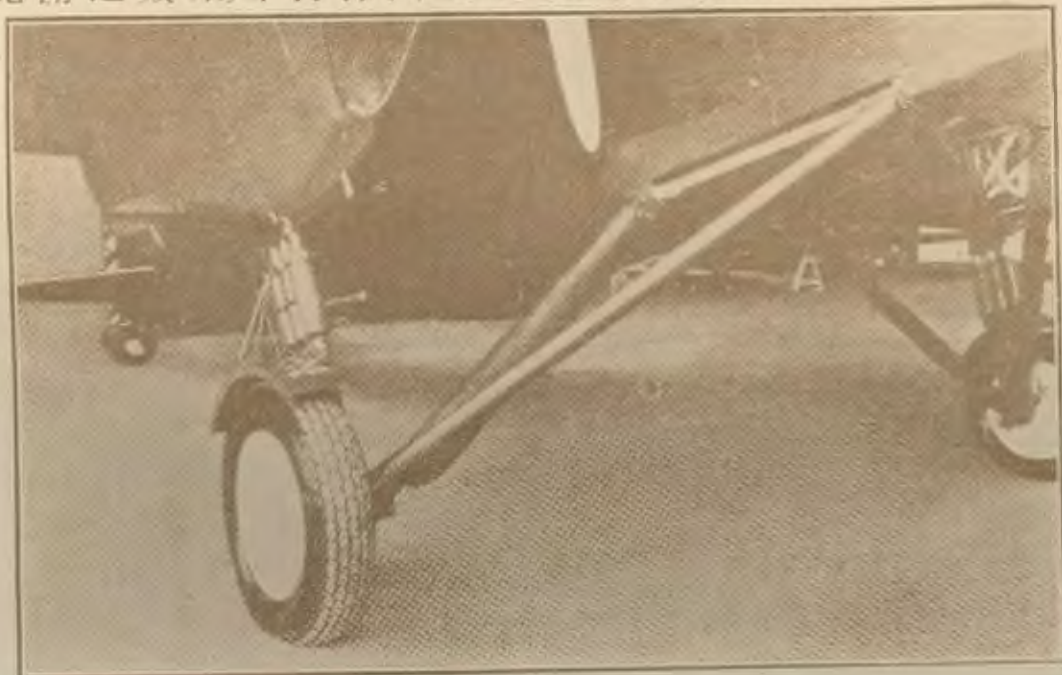
致起落架收藏於短艙內者舉例說明于下:

如機身外另設發動機短艙者,收藏起落架之問題,便易解決。因短艙可置備夠大

之地位,以供收藏起落架之用;且在集中重荷之下,能供給相當承輪而以放置車輪。在上連單翼機上,如發動機位於翼之前緣者,則起落架必須極高,因發動機在極高之位置,則翼不能如懸臂之担負側旁重荷。故須在機身兩旁添設支柱。如吉納爾 (General Yo-27) 飛機然(參閱第三圖)當車輪收縮時,支柱即露於氣流中。最近所出之福克 (Fokker F-XX) 機(參閱第四圖)已達完滿之效果,即仍採用上連翼,惟將發動機短縮置於翼

第三圖

右圖為吉納爾 Yo-27 雙發動機上連翼機起落架之右旁。車輪係繞一經過減振器支柱及後支柱上端之軸向後旋轉;前支柱之上端,即向後滑至機身之下樑。另以一繩自輪軸連至電動起重機以開動之。舉起車輪需時廿五秒;放下時,則僅需十五秒。當車輪收藏時,其速度增加百分之十。但全機之重量較裝用固定起落架者增加九十磅。



第四圖

左圖為福克 F-XX 高速運輸機飛行時之狀況,其起落架已收縮。該起落架僅連於發動短縮之下,可完全收縮者。主輪縮進短縮內以後,其出入口即以活門完全蓋住。尾輪亦可完全縮進於機身內。



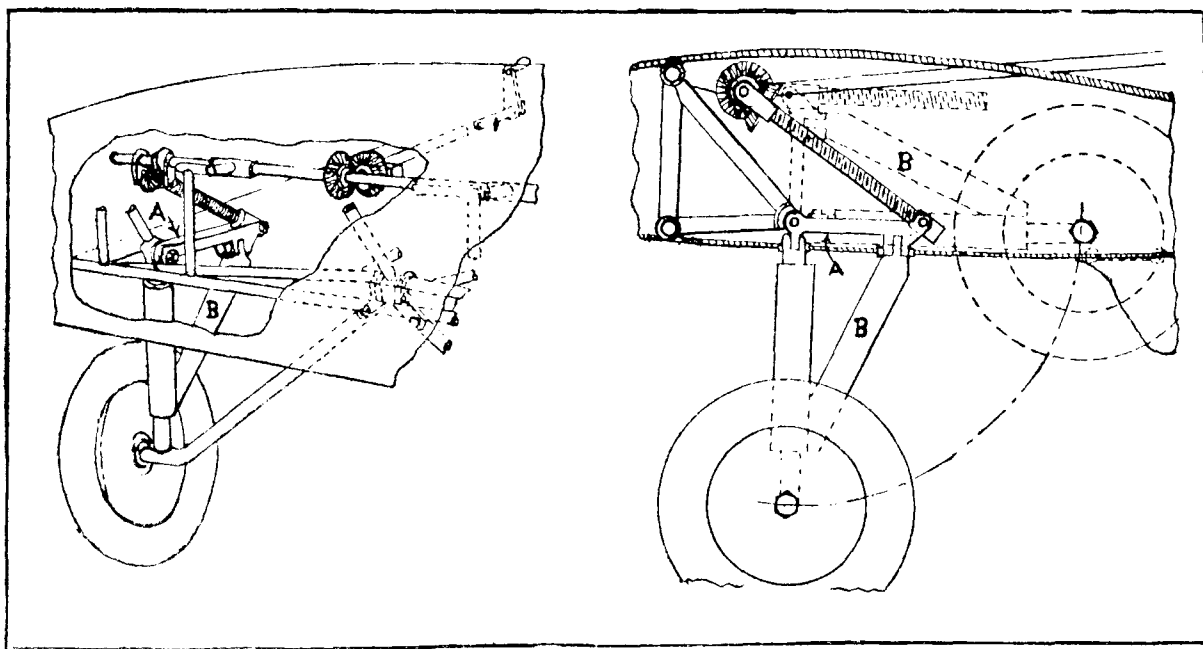
第五圖



第六圖

第五六兩圖表示馬丁雙發動機轟炸機起落架升起及降下之位置。一繩繫於輪軸,由座箱內之曲軸旋轉七十轉,即可提起車輪。另以一繩向前拉動後滑動支柱之上端,至落地位置,即行鎖住,起落架乃得降下。收縮機構全重七九磅。

下;故無須機身兩旁之支柱,且起落架可完全收縮及短艙能負載全部之重荷。福克並證明,以爲降低短艙所增之阻力甚微,不能抵消上連翼之利益;因上連翼之阻力與升力之比較小故也,並能使旅客得較好之視線,但有些設計家造成他種形式,卽位短艙於相關起落架之最適宜處。因此將翼降低,在其前緣裝置發動機。例如最近所造之馬丁(Martin)(參閱第五及第六兩圖)與波因(Boeing)等轟炸機及波因(Boeing)(見第七圖)與陶格拉斯(Douglas)等單翼運輸機是也。



第七圖

上圖爲波因運輸機提起車輪之機構。A部爲樞架,用爲限止B部向側旁移動者。以一可開閉之蓋板保護螺桿,使不爲污泥及沙礫等之侵蝕。此蓋板當車輪收縮時敞開,降下時關閉。如用電力開動時,降下需時三十秒,提起則須時四五秒。

上述收藏起落架之設計,與單發動機飛機之車輪向後疊合於下翼內者,成爲同一之問題。當前支柱上端裝以樞鉗時,則最簡之法卽爲移動後支柱之上端。在馬丁轟炸機上,當用繫於輪軸之繩提起車輪時,後支柱卽在軌上向後滑動。另以一繩向前拉動後支柱至落地位置(Landing position),卽行鎖住,起落架乃得降下。在波因運輸機上,一滾轉螺桿與螺帽,推動後支柱之上端,使離開落地位置而向前上方移動,將車輪提起。至詳細動作,觀第七圖便可明瞭。

六。裝樞鉗之支柱。

有一相同之設計,卽在後支柱中心之近旁裝以樞鉗,使支柱可分開。如一九二九年所造之蒲蘭特(Eaglerock Bullet)機,一九三〇年所出之福克(Fokker Xo-27)機,一九三一及一九三二年所造之利得(Keith Ryder)競速機,及新造之吉納爾(Clark-General)單發動機運輸機等是。在吉納爾運輸機上,有一水力唧筒,支柱起落架支柱之摺疊處,並給以開動之力。因水力機關可自動鎖住,所以如在車輪未完全降下時落地,起落架亦不變形提起,起落架須時十八秒,放下僅須八秒鐘。

第八圖

右爲洛克希特機起落架左輪之後視圖。右繩係連於一四呎長之水力唧筒上(裝在右前緣),在唧筒能提起兩旁車輪。在車輪出入處之支柱上端,可向右滑輪,該端係用繩連於一二呎長雙作用之唧筒(裝在後翼樑前之中部),此唧筒即爲壓下車輪或幫助收縮者。此二水力唧筒,復相連接,使起一致之動作。應注意障泥板,使機件不爲污泥所侵。同時須注意當起落架收縮時,遮蓋閉口處之減阻物。近今當車輪收縮時,再在減阻蓋板之外,加設減阻懸垂小片,使車輪出入門完全封閉。收縮起落架後,速度每時增加六哩。收縮需時三十五秒,但伸出僅需十二秒。



最普通之設計,即爲洛克希特機(參閱第八圖),其車輪係橫越翼面而疊合於翼內者。又如一九二二年所造之浦利曹(Pulitzer)競速機及前述之洛孟機,其減震器以樞鉸裝於前翼樑上,後支柱亦以樞鉸裝於後翼樑上,但其離身較減震器之樞鉸爲遠;故當起落架繞一經過此二樞鉸之軸收縮時,車輪即向後移動,直至前後二翼樑間爲止。法國波勞利歐特(Bleriot)單翼運輸機亦用此式起落架,惟其車輪向外移動。

在洛孟機上之車輪與在洛克希特機上者相同,亦用一繩拉起;惟此繩不連於唧筒,係直接連於曲軸者。洛孟機又無旁支柱,其側旁重荷係由連於前翼樑上下底之前支柱彎曲部分擔負者。拉回翼樑間下支柱,使其離原來之位置,以備提起車輪。當車輪降下時,初藉其本身之重量,繼則由一在機身外旁之繩拉至一定之位置。車輪可以手力提起須時十七至廿一秒;放出僅須七至九秒。

有將車輪之大部露於氣流中,而僅改變其位置以減少阻力者,如上述之馬丁轟炸機是。即車輪僅提高至機身外部發動機短艙之後,並不完全封閉。當車輪伸出時,速度即減少當車輪收縮時之最高速度百分之十二。故車輪外之減阻物,並不能維持最高速度,但車輪伸出時,減阻物反生極大之擾亂。

七. 各種開動機之比較。

當討論收藏起落架問題時,必先說明起落架之鎖鏈及開動機構等。吾人須攷察各種機構之主要利害,完全由機械組成者爲最佳,即僅有槓桿及樞鉸等件。此種構造簡單而正確,動作敏捷,價值便宜且易於保管也。由機械及繩索構成者,雖具有輕巧,簡單及便宜等優點,但有以下諸問題,如繩與滑輪之纏結,繩之擦傷及因繩之伸張,致應時機關不準確等;故欠完善。用滑管或軌道構成者,雖有輕巧,簡單,便宜及動作迅速等

特點，但易於壓斷。以螺桿及水力機構組成者，雖其作用正確並能發生大力；但除以機械力開動外，其動作通常甚遲緩。水力開動制雖有極柔和之優點，但重量較大，且與抽水機，洩漏，寒冷天氣凍結滑油等成爲同一之問題。

製造一起落架可以手力收縮或伸出，而無須極大力量者，雖無困難，但需時甚久。美國商務部採用一起落架，其降下約需時六十秒。此種動作，可用一鬆緊接完成之。該接可放開動作極慢之收縮機關，使起落架得以自己之重量落下。有時兼用補助機構以促進車輪降下者，如橡皮減震器之繩是。

在商用運輸機及軍用飛機上，除起落架能自然極速落下外，通常須在手力開動機關外，加以機械力開動機關，以補手力之不足。飛航員之職務，亦因是增繁；尤其是在惡劣天氣，降落時，其注意力不應爲放下起落架所擾亂。在軍用飛機上，用機械力開動之機關當飛機離地或落地時，不應擾亂飛航員之動作。用機械力開動起落架者，雖可利用空氣壓力，但普通均以電氣推動。

八。預告裝置之種類。

預告之設備，亦甚重要；蓋使飛航員在飛機落地以前，不忘放下起落架者。大多數預告器均使用電氣，當車輪在放下位置尙未鎖妥時，若汽門關閉，則此器即示警號。最初係用電光表示，經試驗不妥，乃改用警笛，裝在飛航員之耳旁。最近之設備，如吉納爾運輸機上所用係一電氣馬達帶轉一離心力對重，使駕駛桿發生振動。（此小馬達係裝於駕駛桿之下部，其軸豎立，並平行於駕駛桿。一鉛製小圓盤或飛輪套在馬達軸上。飛輪之一旁，加以鉛製小片，使其不能平衡。當馬達轉動時，此不平衡之飛輪，即傳動駕駛桿，使起極快之振動，不能以目力視之。電流由飛機內之蓄電池而來，但電路包含一個順結之小開關；將全數關連時，始能開動馬達。二開關裝在起落架上，另一則與汽門相連。故當連於汽門之開關連時，如車輪尙未放下，則駕駛桿即起振動。）大部分飛機裝有色光指示器，當各輪在提起或放下位置鎖住時，即發出光亮。商務部採用一指示器，能指示各時間內車輪之位置。

鴨型飛機

劉 堅

吾人常見之飛機，其主翼 (Main Wing) 在前，尾翅組 (Tail unit)——即直尾翅 (Fin) 橫尾翅 (Tail Plane) 方向舵 (Rudder) 昇降舵 (Elevator)——在後，如此佈置，以爲理所當然。而除此之外，當無其他方法，則揆諸事實，殊不盡然也。西曆一九〇三年曾有美國之賴侯脫 (Wright) 兄弟已造成一飛機，其機翼佈置之方法，適與普通飛機相反，即主翼在後，

機身之最前方，另有一小翼，司升降之作用，繼後有法國之三多杜芒 (Santo Dumont) 與瓦星 (Voisin) 及德國之藍斯納教授 (Prof. Reissner) 等之飛機，其小翼均是佈置在主翼之前方。而此種飛機，因其機頭昂起，其形頗似鴨狀，故名鴨型飛機。

鴨型飛機，嗣後因安定之關係，漸被淘汰。昔日賴侯脫式之鴨型飛機，學飛甚難，且常有不慎致令喪失性命者，其主要之緣因，在高衝角 (Angle of Attack) 飛行時，前面小翼之昇力，無甚增加，而阻力增加甚速。此種現象，係由於全機之重心和小翼剖切面之形狀及位置不妥之故也。

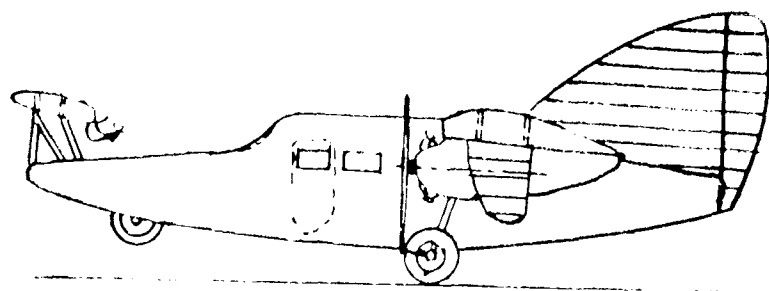
在一九〇七年有德國福克 (Focke) 兄弟，以大無畏之精神，不斷之研究，從事于鴨型飛機模型之試驗，于一九〇九年九月間，曾造出一架四十馬力之鴨型飛機，已試飛數次，成績尚佳，後因歐戰爆發，遂中止其發展。至一九二五年由賴侯脫與華爾夫 (Wulf) 所組合飛機製造公司之名義，向柏林之德國中央航空研究所提議，請求試驗鴨型飛機，先由干廷根大學氣動力學試驗所將其模型作詳細之試驗後，曾製造一架福克華爾夫 F 十九 (Focke Wulf F 19) 式鴨型飛機。于一九二七年夏季開始試飛，成績尚好。不幸于是年九月試飛時，機忽墜地，人機全毀，後經考究其出險原因，並非鴨型飛機本身之缺點，故仍繼續製造。再由德國著名之氣動學家迫倫特爾博士 (Dr. Prandtl) 與荷夫教授 (Prof. Hopf) 等，共同將鴨型飛機之科學原理，重新研究，自轉及尾旋之性質。詳細計算，乃于一九三〇年造成一架福克華爾夫 F 十九 A (Focke Wulf F 19 A) 式之鴨型飛機，(如圖一) 在五月間，開始試飛，結果極為圓滿。其後德國中央航空研究所，並准許該機載客，可證明此種特別佈置之鴨型飛機，其安全之程度，不亞於普通飛機矣。



第一圖

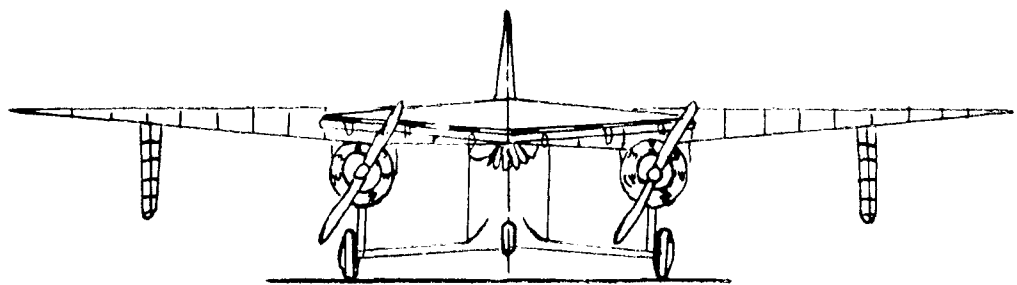
福克華爾夫 F 十九 A 式之鴨型飛機，其構造(如圖二)係為一無支柱之單翼機，機翼之大部份，由複層板結合而成，形狀與福克華爾夫機頗相似，而其剖切面甚厚，仿

特種葉 (Zannouia Leaf) 式, (如平視圖)。此種翼形,其橫安定性極佳。機身前方有一小翼,成梯形狀,司升降之作用,以木製造,用銅管結成構架,而支之于機身之最前端。小翼之後緣 (Training Edge) 上,有二狹長面相連接,中間留有縫隙。主翼後有立尾翅(即直立面及方向舵),司橫安定及方向操縱之作用。其前緣 (Leading Edge) 上,有二具西門士 (Siemens) 十四式一百一十馬力氣冷星形發動機。其螺旋槳在主翼前緣之前方,汽油箱在機翼內,滑油箱在發動機之後。其機身爲用銅管組合。焊接而成,除上部份,係用金屬板蓋罩外,其餘均用布蒙。靠近主翼之前緣,有一能載三人之客艙,艙前有駕駛者之座位,駕駛座前,其機身之高度,突然驟減,以增加駕駛者前方視線之範圍。機身下裝有起落架, (Undercarriage) ——即車輪與機腿等——其輪距甚寬,輪上並裝有掣輪器 (Brake), 距全機之重心前,約四米達處,另有一可擺動之車輪,與方向舵相關連,以作在地面滾行 (Taxying) 時轉向之用。



第二圖 (側視圖)

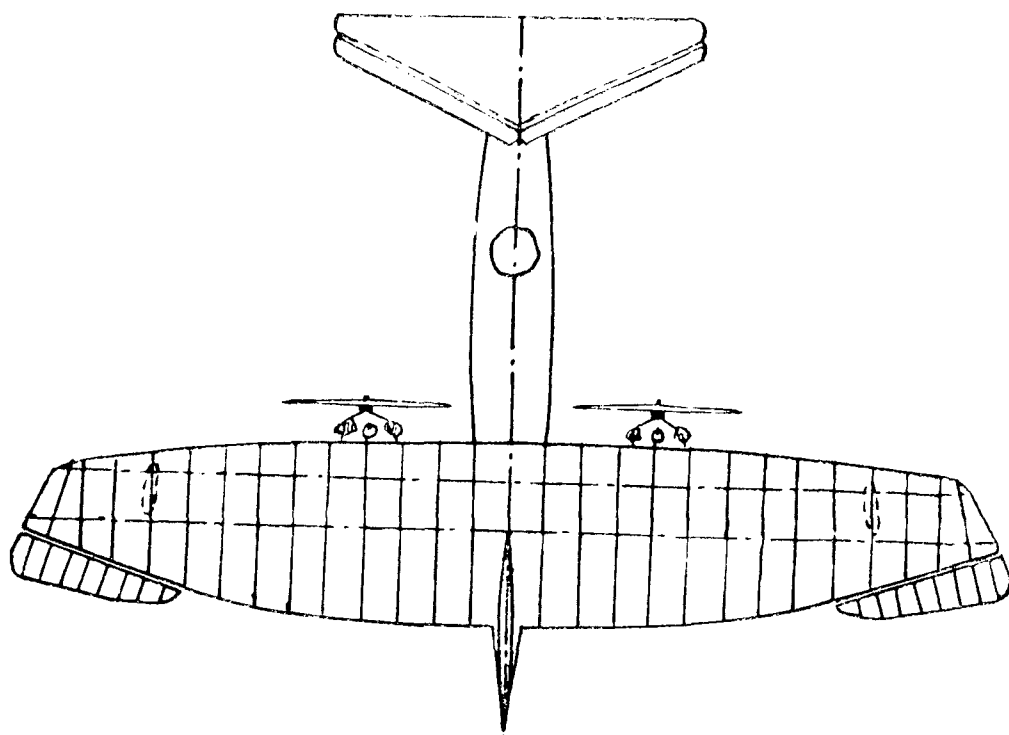
福克華爾夫 F19 A 式鴨型飛機正視圖



福克華爾夫 F19 A 式鴨型飛機正視圖

第三圖

鴨型飛機之操縱方法,與普通飛機之操縱相同。當欲使其機頭俯仰,可用前端小翼後緣上之狹長面,或升或降。但此小翼與機身所成之角度,在地面時,可加調整,如欲使機傾側,則利用主翼後緣上之副翼,而其方法與普通飛機之操縱一樣。苟欲使機轉彎,則可利用方向舵,或向左或向右。此方向舵前之直尾翅,因與機身之重心,相距甚近,爲欲得良好之橫安定,故此直尾翅之面積,常做成頗大,並在主翼兩旁之下



第四圖 (平視圖)

裝有起落架, (Undercarriage) ——即車輪與機腿等——其輪距甚寬,輪上並裝有掣輪器 (Brake), 距全機之重心前,約四米達處,另有一可擺動之車輪,與方向舵相關連,以作在地面滾行 (Taxying) 時轉向之用。

面,各設一小垂直面(如正視圖)以補助其橫安定之不足。

普通之飛機,實有許多缺點,吾人視為常態,而不加注意。但鴨型飛機,則可免除,茲將其優點分述於下:

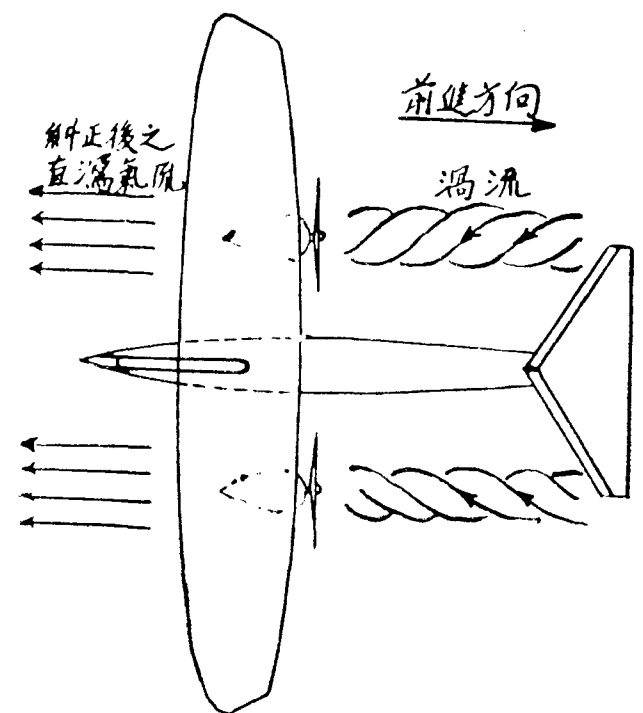
1. 普通飛機,其前方主翼之傾角 (Angle of Incidence), 常較後方橫尾翅者為大,而在飛行之時,主翼之衝角則大於橫尾翅之衝角,若當主翼之衝角超過相當之限度時,則其昇力,因而驟減,機乃陷於失速。鴨型飛機則不然,其後方主翼之傾角,常小於前方小翼之傾角,當在飛行之時,主翼之衝角,乃小於前方小翼之衝角。苟當其機頭昂起極甚時,則前方小翼之舉力,乃漸次減小,但後方之主翼,仍在合法之氣流中,尚未失却縱長安定。惟前方小翼之舉力,既被減小,則機頭因而慢慢下俯,自動恢復其夠大之速度,仍繼續飛行,故不致陷於失速之境,因此而無失速之危險。

2. 近代最新式之飛機,常在其起落架之車輪上,裝有掣輪器,以減小在落地後之滾行距離。但普通之飛機,因其重心之位置,頗近前端,當在落地時,飛機尚有相當之速度,假若強烈使用掣輪器,最易翻機。鴨型飛機則不然,因其重心距前輪頗後,在落地時雖有相當之速度,總可儘力使用掣輪器,當不致有翻機之虞。

3. 鴨型飛機之客艙,係在機身之中段,苟遇發動機發生毛病,致令飛機強迫降落,若遭遇障礙,機身之前段,雖會損壞,但客艙仍可保持無恙,故此鴨型飛機,對於旅客之安全,比較普通飛機為優。

4. 普通飛機,其後方之橫尾翅,為維持其縱長安定,故在飛行之時,不獨無舉力,且有阻力。但鴨型飛機,則恰相反,其前方小翼,所生之昇力,亦是向上,既能利用保持其均衡,復可補助主翼之昇力,且因其衝角常較主翼為大,故前面小翼之負載,有時反較後方主翼者為甚。

5. 鴨型飛機,若用雙發動機時,其兩旁發動機之軸綫,可放在前面小翼兩端而成渦流之中心綫上, (如圖五) 依氣動學之原理,氣流經過此小翼後,緣其兩端之氣流,常旋捲成渦,如螺旋形狀,向後方流去,距翼端後方頗遠之處,亦不會消散。如在此螺旋形狀之渦流中心綫上,安置發動機,並使螺旋槳旋轉之方向,與渦流旋轉之方向相反,即可糾正螺旋槳後方之氣流,使其不致轉動,向後直瀉。(如上圖) 並可將渦流中之



第五圖

空氣所失之能力收回一部份,以增高螺旋槳之效率。

6. 鴨型飛機,當其前方小翼傾側時所生之舉力,可分為二力:一與水平成平行者,為橫分解力,他與水平成垂直者,為垂直分解力。此橫分解力,即可用來操縱方向,而使飛機之動作,極為靈敏。且此前面小翼之傾側,對飛機前進之阻力,並不增加。如遇二發動機之飛機,苟有其中的一個停止行動時,則可藉此前面小翼傾側之作用,與行動發動機拉力相均衡,使飛機仍能繼續飛行。

7. 普通之飛機,其升降舵在後,駕駛者不能見其俯仰。鴨型飛機則不然,因其升降舵,佈置在前,駕駛者常能見其俯仰之程度。

由上諸點之觀察,鴨型飛機之安全與性能,確比普通飛機為優,現在製造方面,已無任何困難問題。苟製造家加以努力之研究,將來任何大小之飛機,無不可以鴨型式製造矣。

航空工程材料白克來之性質與用途

潘學彰

(Bakelite in Aviation)

無論那種工程,要得到很優良的成績,一定要用很好的材料。所以材料對於工程之關係甚大,尤其在航空工程上,更加重要。因為飛機上所用的材料,非但是力量大,重量輕,並且性能要好。航空工程已得到了合於上面各種性質的特殊材料,所以在極短的時間中,有這樣的進步。在特殊材料中,以白克來組合之硬膏,用途更多。白克來為培克來博士(Dr. L. H. Backland)所發明,在1909年,始發表其研究之結果,成功一種用於工業方面,且能調劑的極複雜之化學作用。這種作用,許多化學家曾經費了卅多年的研究,而尚未得到良好之效果者。法將石炭酸(Phenol C_6H_5OH)與甲醛(即一炭間質 Formaldehyde, $2CH_2OH + O_2 \rightarrow 2CH_2O + 2H_2O$)一同加熱,即發生此種作用。在某種情形之下,變化極快,直至變成有微孔之物質,及望外之副產物為止。此種微孔之物質很硬,且不溶於尋常之溶劑中。水,油,有機酸,稀硫酸,或稀鹼酸,與之均不起作用。惟遇強硝酸,濃硫酸及濃鹼酸,則分解成許多小塊。培博士覺得這種新產物,如能在未變之前,使做成各種形狀不同之物品。那末變硬後,對於工業方面的用處,一定很大的。為此,培博士費了許多的心血,很多的金錢,始達到此種目的。他對於這樣的製造,可以分成二個步驟。第一步先確定在一定之情形下,可操縱甲醛與石炭酸加熱後之作用。在其未硬之前,將其液體做成各種式樣。第二步,一方面加熱,一方面利用壓力,使其凝成一種密而潔,並具有上面各種性質的固體。若不與他物相混合,則此種固體與琥珀相似。而其物理性,則

遠過於琥珀。尤以其力量與不溶性，非他物所能及，故較天然之松番為優。培博士曾置白克來之液體於密塞之鐵器內。在壓縮空氣中加熱。利用各種模型，可以製成很著名的琥珀相似之叉口管，或有孔之假珍珠等。同時白克來之熱壓薄片組成之生產物，在工業中，可製由熱模壓之器具，故其用途極大。

白克來用作模壓材料時，所須之混合物質。

在製造模型材料時，脆而未硬之白克來中，加入木粉沫，或石綿，或相當之物質，使其精密攪和，那末可以增加模壓時之黏性，同時還可增加模壓器具之韌性。模壓工作，普通於溫度 300 F° 及壓力每平方吋一噸時，在硬鋼模型中行之。為抵抗振動起見，採用較長之細條，以為填料。又有以石墨質料，經模壓而成之自動加油之軸承，為填料者。由未硬之白克來與磨擦物之混合物所製成磨車輪，經烤烘後，變為極硬，可以抵抗磨擦時，所發之熱量。此種車輪其工作速度與截力，均較普通玻璃質者大二倍。故間接用之於航空工程，如導輪軸等重要部分，可減少其價格。又有不用木粉末，或石綿粉為白克來之填料，而以紙或毛絨布代之者。用毛絨布時，先將其浸入白克來之溶液中，使其充分浸透，而後取出，待其自乾。用紙時先塗此種溶液，待其乾後，將其一層一層疊起，使達到所要之厚度時為止。然後置於二個光滑之平面中，加熱及壓力，使其變硬。由此種方法，做成之產物，謂之由薄片合成之產物。此種產物，大都用作純粹機械方面，及電氣方面之絕緣體。由帆布組成之產物，可作汽車上之減聲齒輪用。

白克來在電氣方面之用途。

衛斯敦 (Edward Weston) 氏，首先用白克來作量電儀器之絕緣襯筒，開德麟氏以之試用於汽車之起動器，點燈系，及點火系等，如分電盤等頭及其他絕緣各部分，實為最適宜之材料。其他之絕緣體，或因製造困難，或因極易變形，故均不合用。而白克來則雖受極高之溫度，亦頗堅固。在製型時為助強起見，常插入金屬之細條。若在極光滑之模型製造時，則其生產品除磨去薄片之外，無須加以修飾之工作。

白克來在飛機上之用途。

將白克來加熱使成液體。乃加壓力，使其流入模型之各部，此時使其變硬，則鑄出之物品，可耐高溫。若對於流體之加熱與變硬，調整適當。則在一分鐘至三分鐘內，即可完成全套之模型。非但製造迅速，而物理上與化學上的性質，均非常優異。故除用於電器方面外，可用之於機械及化學工程中。在飛機工程上，白克來製成的物品很多。今述其大概於下：

磁電機之分電盤及盤蓋。

接觸塊時之絕緣體。

轉動電燈之絕緣體。

電氣儀器箱。

用於純粹機械方面的：

操縱桿之揸手。

有發光時的槓桿之揸手。

空氣門。

熱度計之盒子。

轉灣指示器之盒子。

由純硬的白克來，做成的物品，外表是非常之好看。

白克來亦可機製成透明或半透明的東西，如：

燈之鏡面。

操縱桿之揸手。

尺度儀器。

操縱桿柄。

瞄準器。

白克來在飛機上，製成的東西的確是很多。上面所述的，不過一個大概而已。茲將其製成物品的性質，列表於後：

第一表

白克來做成物品之性質。

	模壓的			由薄片組合而成的		
	純硬白克膏	1. 含有木粉者	2. 含有布質者	3. 含有石綿粉者	1. 由紙組成者	2. 由布質組成者
比重	1.2 - 1.3	1.3 - 1.4	1.3 - 1.4	1.8 - 2.0	1.3 - 1.4	1.3 - 1.4
牽引力 #/in ²	A.S.T.M. 沒有規定	A.S.T.M. 規定 6000 - 12000	A.S.T.M. 規定 4500 - 9000	A.S.T.M. 規定 5000 - 10000	8000 - 20000	8000 - 12000

壓擠力(Izod有槽
樣品)有 $1/2'' \times 1/2''$
與 $1/10''$ 之槽與折

斷力之比	0.04-0.2	0.08-0.2	0.8-2	0.04-0.3	0.4-2	0.8-5
闊 \times 厚 ²	0.5-2.5	1.0-2.5	10-25	0.5-4	5.0-25	10-65
彈性率數 非/ $\square^2 \times 10^5$	10-25	10-25	8.0-12	10-45	10-20	5.0-15

彎曲力非/ \square^2	12000-20000	10000-20000	8000-15000	8000-20000	平面或沿邊的 15000-30000	平面或沿邊的 15000-25000
-------------------	-------------	-------------	------------	------------	-----------------------	-----------------------

第二表

電阻率(體積) Ohm/ Cm^3 在 30°C 時	$10^{10}-10^{12}$	$10^{10}-10^{12}$	$10^{10}-10^{12}$	10^8-10^{10}	$10^{10}-10^{12}$	10^9-10^{10}
破壞電壓 Volts/mil (在 60 週期時)	250-700	300-500	200-500 (損失底之材料約)	150-400 450-600	500-1300	200-500
力因數 在1000000週期	0.005-0.05	0.01-0.10	0.05-0.10 (損失較低之材料約)	0.10-0.20 0.006-.008)	0.015-0.05	0.02-0.07
絕緣恆數 (在100000週期時)	4.5-7	4.5-8	4.5-7	5.-20	4.5-6	4.5-7

第三表

導熱率 Sec Cmr $^\circ\text{C}$	$\times 10^{-4}$	3.-4.	4-6	4-6	12-20	5-8	5-8
比熱		0.33-0.36			0.30-0.40		

漸漸變硬,略有收縮及有改進電氣性質之趨勢

熱之影響乾	可達 256°F , 不溶化	極短時間內可達 475° 不溶化	可達 250° 不溶化
濕	對於電氣性質, 略有損害。		
光之影響深紫色 日光	表面阻率遞減, 發光之面, 逐漸變黑。 在日光中, 此種影響較減。		
烽火之影響	毫無損傷, 可改進機械與電氣方面之性質。		

第四表

酸之影響	稀 濃	不起作用 遇濃硝酸與濃硫逐漸分解, 遇濃鹽酸或 濃氟氫酸與填料有損。
鹼之影響	稀 濃	漸漸變軟 裂成小塊
動植物油		不起作用

礦油				不起作用		
礦與炭之溶劑				不起作用		
火酒完基盤 擬間質				對於商用物品,略有作用		
水	冷	浸久後機械與電 氣性質略有損壞 作用較速		無論冷 熱均不 起作用	浸久後機械與電 氣性質略有損壞 作用較速	
在室中之吸 水量 % (每 24 小時)	0.05—0.07	0.2—0.4	0.3—0.5	0.02—0.03	0.2—1	0.2—2
	特種抗水模壓材料為 0.001—0.002.					

上表中之絕緣恆數 = Dielectri Constant 完基監 = Esters

擬間質 = Ketones 力因數 = Power Factor

破壞電壓 = Breakage Voltage 炸火 = Ageing

薄片合成白克來之用途。

由薄片合成之白克來,可作絕緣用。在地磁引誘羅盤上,即作為絕緣體。由薄片帆布組合而成之白克來,因韌性與力量均大,可作滑輪,操縱線,或操縱線導之原料。此外並可作為艙板之結合。因其質輕,力大耐用,不燃體,且製造物品,不致變形,故其用途頗大。顏色隨意而定。由細筋與薄片組合而成之白克來。雖其價格較現在一般所用者為貴,而其用心不減,蓋得失相衡,尚屬有利也。在大批製造時,更為經濟。故本來由木或其他金屬製成之小件,均以模壓而成之白克來代之矣。以其性質與形狀方面,均極改進也。

白克來之其他用途。

很多的工程師,常因材料問題,受到很多的困難。因其要打破種種的困難,遂發明各種具有特性之新材料。關於新材料方面,如白克來之柔軟模壓金屬,具有特強之附著性。若與他物模壓,可適合於各種溫度時之伸縮。受熱不致變硬之模壓生產品,當溫度增加時,對於電氣性質,損壞較小。故達相當硬度後之白克來,可作磁電機之絕緣用。在損失最低之白克來模壓金屬中,加以雲母石之粉沫,可作高低振動無線電之絕緣體。對於短波之裝置上,更為適宜。

含有細長筋條之高引力白克來之模壓材料,可用電門之外殼。此種材料,韌性特強,不用塗劑,可免腐爛。

高抗白克來之膏質,可作為金屬之最良塗劑。金屬刷此塗劑,經烘烤後硬而持久。

爲免除烘烤麻煩,及推廣其用途起見。最近發明一種能在空氣中自乾之白克來漆,可溶於桐油或其他之乾油中。用作塗劑後,可免水,酸,鹼類,太陽光或其他之侵蝕。故最近之製漆家皆採取爲製漆之原料矣。

飛機螺旋槳及水冷式發動機之檢查與維護

毛琦

凡飛機當裝配就緒,准予試飛之前,機之各部,務必逐一詳爲檢查與試驗,而其日常使用者,則必按期檢查,蓋此實爲飛行中之一極重要事也。此種檢查,且必循一定之良規,與合乎理論之步驟而絕不可取偶然之方式也;設查驗者於檢查時,不按規定之步驟施以檢查,將各重要部份無意疎漏或有意省去,則飛行時,必致發生意外,故今特將適當之檢查程序,與實驗飛行者(Practical Aviator)於週期查驗中所得來之經驗與要點,供述於後,藉作服務航空人員之參考。

A. 螺旋槳之檢查 其第一步,所應予以注意者,當爲螺旋槳,即對此必作極當心之查驗,而確定其槳葉,是在一良好情況之下,意即謂其:(1)清潔光滑,(2)無任何裂痕,(3)左右槳葉平衡,(4)左右槳葉之角度(Pitch)相等;若槳梢爲銅或布所蒙製者,則必視其在一固有安妥之位置是也。在槳葉上之任何破碎或裂紋,均可使螺旋槳歸於毀損,故如遇有此種情況發生時,則螺旋槳必從新更換,除非此槳葉爲絕對完美可靠;不然,是終不可續行採用。凡螺殼(hub-assembly)與螺旋槳所關連之各易鬆弛處,如(1)螺殼連釘,(2)螺帽,(3)銷鎖(Cotter pins)等,均應詳爲查驗。凡螺旋槳經用相當時期以後,其螺殼箝口,即將木面壓縮,——此乃專就木製螺旋槳而言,——是此螺旋槳即在螺殼之中鬆弛,惟遇此種情況時,普通的均極易於補救,即將螺旋槳之螺殼箝口緊束螺帽(hub flange retention nuts)取下,使螺旋槳與箝口夾緊,然後再行依法裝配。此外尚有一處必須視察者,即螺旋槳與發動機軸之裝接處。其視察之法,即以手緊握槳葉之一端,前後搖動數次,視其是否鬆弛,如有鬆弛,則必從新裝緊,使其至全不能搖動爲止。設螺殼箝口緊束螺帽未能特加轉緊,則當飛機飛行以後,此螺旋槳,必仍至於鬆弛,是其結果,必使螺旋槳成極烈之震動,而致損傷也。

B. 發動機之檢查 發動機乃第二步必須逐步詳爲查驗者,且較前者尤爲重要。駕駛者除必自行檢查,決不可聽信任何人之口頭言論,而謂此機一切情況均爲良好。當機尚未離地之先,駕駛者,必作堅決之自信,而後方可離地起飛。凡機上之散熱器與各水管接頭之處,務必詳爲查察一過,視其有無水路漏隙,同時視其散熱器中之水是

否盛滿。凡遇發動機之滑油表 (Oil Indicator) 裝於曲軸箱側者,則必視其盛於滑油匣中之滑油尙有多少。其裝於機外之各油管,尤其引至滑油壓力表處者,均應絕對緊接。即凡滑油所經之處,亦必詳加檢查,視各接頭之處有無漏油空隙。其汽油系統,則較檢查散熱及滑油各系 (Cooling or Oiling Systems) 尤爲重要,因汽油若有漏隙,則易演成火災也。至其極應注意檢查之處,即爲汽油箱與汽化器各油管之接頭處是。設此油箱爲用於重力導油者,——即汽油箱置於汽化器之水平線以上,——則其灌油處之通氣口應供其清潔活動,以便空氣得自由進入油箱中。設此油箱,爲用於空氣壓力者,則此油箱應使蓋與氣壓導管。務必以絕對緊密爲要。其壓力調整門,則必詳爲檢驗,視其每當壓力超過定點時,此門能否自行啓開將油放出,使壓力永不至超過定點,因過大之壓力,足使汽油過度消耗。此外,凡油箱之用於重力者,汽油務必滿注,而其用於空氣壓力者,亦必近於盛滿。其手抽油機關,則必檢驗,視其是否合乎相當之工作條件。設濾油器,爲藏於油路中者,則必使其常時空潔,絕不可有任何水份及沈渣存留,至使汽油污塞。

凡發動機,在開車時,起初必以慢車轉動,在確定其各汽缸之爆發果均良好,油壓油溫,均已達於相當之規定程序後,方可將車加快,再確定其是否能達規定之轉數。其汽門縫隙,與各進出汽門挺桿,均必一一驗過,必使其合乎規定之條例與良好之情況而後止。全機連絡之電線,務必使其清潔,並均有良好絕緣,所有各接頭處,均以緊接爲要。用以割斷磁電機電流之地線開關,亦必先行檢驗,使其確有適當之功效。其連於汽化器之汽門與手開關二者中之連桿或鋼線,必視其是否接緊,如在飛行之時忽變鬆弛,則油門必趨於自行關閉,使發動機之馬力逐步降低。其磁電機與汽化器,各必裝置穩妥,勿使稍有搖動。關於滑油壓力,則必常行看視,注意其是否能十足合乎發動機之需要,滑油壓力之變化,普通均在二十至一百磅之中,但此乃視發動機之設計如何而定。

當試驗發動機時,尤須注意於磁電機之定時,與各火花電流之分配。意即謂在兩割斷點間,應有適當之距離。二割斷點,極能適時開合;其分電盤與接觸炭刷,以及電流分配塊,情形均極良好。設火花之爆發,稍有錯誤,不惟於開車時,極感困難,即或能將發動機開動,而其對於全部之機件及馬力,均有莫大之影響也。

C. 檢查常規 力伯特 (Liberty) 與其他同樣之發動機。凡水冷式之發動機,如欲保其顯出極度之有效工作時期,則必每日檢查一次,即最低限度,在飛行五小時後,務必施以檢驗,此種檢驗,且必循一定之系統與步驟,如此,檢查者,方可按一定之程序檢查,不至有所遺漏,故今特將常規詳列於後,以作檢查者之必然導針:

1. 用手摸驗所有軸承 (Bearings) 視其是否過熱。
2. 檢視螺旋槳之螺殼連釘是否緊固。其鎖於連釘上之開口銷 (Cotter Pins) 或銅絲是否完好。此外極為重要者，即每經一長時 (五小時) 飛行後，須將連釘上之開口銷或銅絲取下，然後再將螺帽盡力轉緊。轉緊後，再將新有之開口銷或銅絲鎖牢。
3. 校正螺旋槳之螺距 (Pitch) 與軌跡 (Track)。
4. 視螺旋槳殼是否安穩裝於軸上。
5. 確定螺殼之螺帽為已鎖好。
6. 視察所有一切能目觀之螺釘與螺帽是否轉緊與鎖牢。
7. 小心查驗所有之汽門彈簧。
8. 注射少許之輕質滑油於各汽門挺桿上之汽門彈簧上。
9. 檢驗油門 (Throttle), 火花塞, 及高度校正器。確定其工作靈活, 油門可以全開, 分佈器均完好, 無過分鬆弛之象。
10. 試驗各汽缸之壓縮程度。
11. 試驗所有之搖臂 (Rocker Arms) 當汽門工作時, 務必動作自如, 並均完好裝於座上。
12. 校正所有之汽門縫隙, 當活塞在爆發點時。
13. 用定時盤校正汽門之定時開關。

散熱系 (Cooling System)

14. 檢驗散熱器 (Radiator), 水管, 唧筒, 水套及各接頭處, 是否有何漏隙。
15. 將散熱器中之水裝滿。

注意：設當溫度在冰點以下時, 即可應用氣候寒冷條例。

汽油系 (Gasoline System)

16. 檢驗油箱, 接頭套 (Trap), 油管, 以及各接頭處, 是否有何漏隙。
17. 將排水管中之水放出。
18. 將油箱中之汽油裝滿。

滑油系 (Oil System)

19. 將濾油器下之塞頭 (Plug) 取下, 以便將水及污物放出而暢油路。
20. 將後唧筒蓋板取下, 以便取出唧筒濾篩。
21. 用刷與汽油將濾篩洗淨。
22. 將濾篩與後蓋板裝上, 設舊有之墊圈於取下蓋板時毀壞, 則可換一新墊子。

23. 查驗蓄油器,冷套,以及各管易於發生漏隙之各接頭處。

24. 潤滑推力承軸圈。

25. 將各水管,滑油管,或汽油管等接頭處之軟管 (Hose), 凡已破敗者,均須重新更換。

電器設備 (Electrical Equipment)

26. 檢驗在發電機 (Generator), 節制器 (Regulator), 電門 (Switch) 電池 (Battery) 以及分電器 (Distributor) 等上之各電路接頭處是否乾淨與緊貼。

27. 檢驗所有各電線上之絕緣物,是否有何破碎,或被刮去。

28. 揩淨各分電器。

29. 潤滑發電機及速度表之接頭處 (Tachometer drive)。

30. 檢驗所有各火花塞,視其是否破裂或磁體鬆弛。關於此項手續,最好是在發動機停後,而火塞尚熱時行之。

31. 校對觸點割斷縫隙 (Contact breaker clearance), 並檢驗觸點 (Contact points)。

32. 校對點火時間 (Timing of ignition), 並檢驗分電器是否應時轉動。

注意: 在檢驗時,電門與汽油總門均須關上。

設電門關上,則電池中之電或磁電機中之電流均不能通過點火系,如須開機時,務必先將電門拉開,使電路接上。凡電門關上以後,則電流表上之指針,務必指於零上。

冷天建議 (Cold Weather Suggestions)

1. 極小心檢查發動機。

2. 放三加侖熱滑油於曲軸箱內。熱滑油時務必將滑油置入一開口器中,免使汽水落入油中。

3. 將足量之熱滑油灌入蓄油器內,使在曲軸箱內之三加侖滑油抽回後,而能成三分之二之滿度為限。

4. 將抽油機側之通氣塞拔去,以便熱滑油得先步流入抽油機中。

5. 將熱水灌入散熱系中。並以應用軟水 (Soft water) 為佳。如置防止結冰物於水中,設係用甘油與酒精時,則凡含有氯化鈣之物體,絕不可用。

6. 初開發動機時,可將油門關去一部,而以慢速轉動。

7. 將發動機之速度加快,再將速度逐步減低使滑油得射入汽缸中。將發動機在地面轉動,待滑油得全機佈滿油壓油溫,均達規定限度時為止。此種開動期間,不可繼續不斷舉行,設發動機果良好時,則須快慢交轉約數分鐘,然後作五分鐘之停止,再行

開動。

8. 不要急欲離地,務使水溫達華氏一百六十度方可起飛。

9. 設飛機不馬上離地,則發動機決不可使其有十分鐘以上之停止,蓋如是則必從新冷卻也。

10. 在試驗或飛行完畢以後,當機未冷之前,須將機中所有之水與滑油放盡,以防冰凍。

11. 設機停止過夜,或一相當時期,其火花塞必取下置於溫暖之處。

飛機之硬殼機身概述

潘學彰

1. 概述

飛機是由(a)翼(Wing), (b)起落架(Landing gear), (c)尾翅組(Tail Surface), (d)發動機(Engine), 及(e)機身(Fuselage)五大部分組合而成。這五大部分的中間,從利益上看起來,機身為最重要。因其須負擔飛機的有效載重。要是飛機不能載運的話,那末雖有翼的升力,起落架的支持力,尾翅組的方向操縱,以及發動機的推力,都是沒有用的,所以要裝載人員,和有用重量,以及發動機的油料等,先要決定機身的式樣及其大小。

上述的幾個重要部分,(翼,起落架,尾翅組,發動機等)都是直接底連於機身上。這種情形,對於機身的構造,都有極大的影響,尤其是在接連的地方更甚。爲了平衡及安定起見,同時因各部分直接固定於機身上的關係,所以這些部分,對於機身都有一定的位置。機身的式樣及其大小,影響於氣動阻力很大。故對於阻力應加以相當的考慮。理論上的機身,各部都應裝在適當的位置,因之牠的前進阻力,減至最小。但在實際,微有不同,今其大概情形,略述於後:

2. 機身之種類。

機身之種類,因分類方法之不一,而有異同,普通之分類法可分爲二;(a)以材料之分類。(b)以式樣方面之分類。茲將其大概類別,述之於下:

a. 以材料方面之機身,可以分做(1)木機身(2)金屬機身。

木機身	{	a. 木長桁機身。	金屬機身	{	a. 圓形鋼管機身。
		b. 木硬殼機身。			b. 鋁管機身。
					c. 鋁硬殼機身。

b. 以式樣方面,機身可以分做:

(1) 盒形機身(Box Girder type Fuselage)。

- (2) 硬殼式機身 (Monocoque Fuselage)。
- A. 助強硬殼式機身 (Reinforced Monocoque Fuselage)
 - B. 半硬殼機身 (Semi-monocoque Fuselage)
 - C. 硬殼機身 (Monocoque Fuselage)

盒形機身,從前用之者最多,現在亦復不少。硬殼機身,係屬初創,雖不如盒形者之普遍,但經多次試驗後,成績較佳於盒形者。現在一般之製造家,對於硬殼機身之改進,不遺餘力。故將來之發展,誠無可限量也,茲限於篇幅,僅將其大概情形,略述於後:

3. 硬殼機身之優點。

硬殼機身之優點頗多,今將顯著之各點,述之於下:

1. 抵抗和扭轉力 (Torsional Strength) 較大。
2. 內部無支綫,佈置較易。
3. 易裝適當形狀之窗門,在窗門處,不必另裝支柱。
4. 儲物處之容積頗宏大。
5. 流綫形大為改進,因之氣動效率較好。
6. 客艙或貨艙之改進,不致妨礙內部之佈置。
7. 因轉扭力較大,尾翅組,及發動機之裝置頗堅固。
8. 覆蓋物不易破壞。
9. 無須時常修理。
10. 外部頗為平滑,前進阻力亦減。
11. 不易變形。

硬殼機身,現因尙未十分發達,故其重量與盒形機身者(尋常包括蒙皮及減阻器等)不相上下。惟硬殼機身,僅須六層油漆,若為改進後,則其重量,據料想所及,可減輕原重之20%。同時應力之散佈,知者尙鮮。故一般硬殼機設計者,對於各部所用之材料厚度均等。他日若應力之散佈,經精密之研究後,則可在負重較大處,加以助強。負重較小之處,則減其厚度,以冀減輕重量。

4. 硬殼機身之切面形。

硬殼式飛機最大之目的,是減少前進阻力 (Head Resistance)。故對於切面形,不得不加以相當之注意。據風洞試驗之結果,證明前進阻力最小之機身切面形,為橢圓形或圓形。其對於機身之構造,亦很方便。惟一般切面形之製造,均用圓弧 (Circular Arc) 連合而成。圖1為圓弧連合而成的硬殼機身之切面形。用圓弧來作機身切面形時,無論在打樣時,及製造時,都極方便,且亦簡單。捲形之蒙皮,對於弧形亦易遮蓋。機身的切面

形,由上法合成者,那末對於搭客一定很舒適的。機身各艙間之距離,宜極均勻。為製造方便起見,宜大批製造,計劃切面形時,應用標準之半徑,如是則切面形得可均勻。半徑較小之切面形,都用之於機身之頭尾 (Nose and Tail Section)。與機身切面形,同屬重要者,為機身之縱橫弧度。(Longitudinal Curve)一個流綫形很好的機身,一定是重覆弧度 (Double Curvature)。所謂重覆弧度者,即其全長為一個大半徑的弧度,如弧度很微小,蒙皮之闊度適當,則無特殊之工作而成很好之形狀。

5. 硬殼機身之力量。

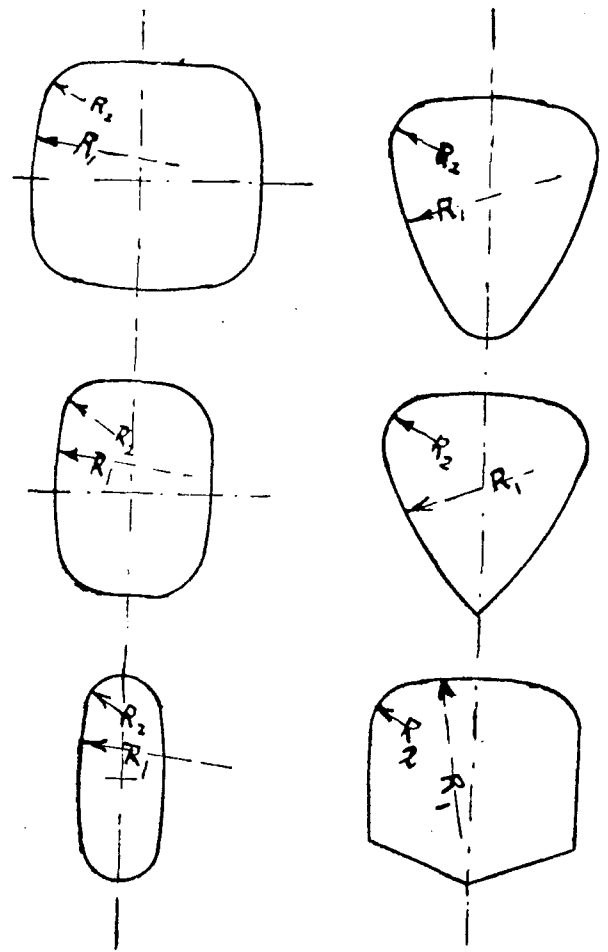
與重量有極大關係的,即是力量。在同一個機身,其在空中及下地時之負重 (Air and Landing Load) 等。要是其重量與力量亦等,那末,硬殼機身有幾處要比圓形鋼管者好。除扭轉力外,第一,有極堅固之尾翅組。按現在能作奇特飛行之飛機,其尾翅組之形比 (Aspect Ratio) 頗大。須有極堅固之尾翅裝置始可。第二,在硬殼式機身上,受極大之振動而略受微損後,尚能維持其所計劃之負重,使其安全降落。同時雖有幾個帽釘損壞,或蒙皮破裂,或機身滿佈槍洞,而其可靠程度,仍可維持。在圓形鋼管機身則不然,若長桁 (Longeron) 或支柱連結點 (Truss Joint) 稍有損壞後,則全機將失其效用。

圓形鋼管之機身,雖為一般人士所採用。但鋼管經焊接後,因收縮之關係,頗難裝置。且接頭之良好,端賴焊接之良否。而焊接之好壞,則賴於人工,人工常不免錯誤,故此種構造雖簡,亦頗困難也。

硬殼式機身,係屬初創。故一切精巧之設備,均付缺如。而其設備費用,亦不亞於其他之所需者。所以製造家喜造圓形鋼管者,以其裝置之較易耳。其法先將第一隻之樣板,照樣取下,妥為校正。則以後之機身,均可依此樣板,照樣抄錄。此法大多用之於構架, (Frame) 縱橫長樑 (Longitudinal Stringers), 及其他所需之各部,故其裝置,較為方便。若其抄錄未有稍變,則帽釘之裝配,易成良好之直綫,故整個機身之裝置,無甚困難也。

6. 木質硬殼機身。

硬殼機身,因其蒙皮負拒,與屈曲力量及剪力 (Shear) 之不同,復可分 a. 助強硬殼

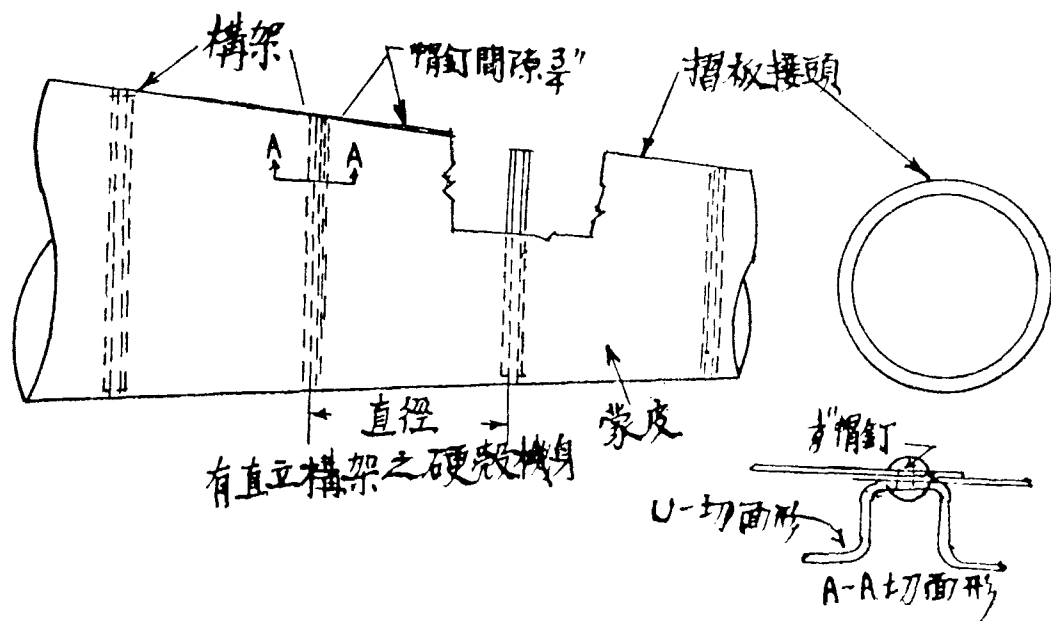


硬殼式機身之切面形

第一圖

機身, b. 半硬殼機身 c. 硬殼機身。所謂助強硬殼機身者,有蒙皮 (Shell Skin) 及構架。

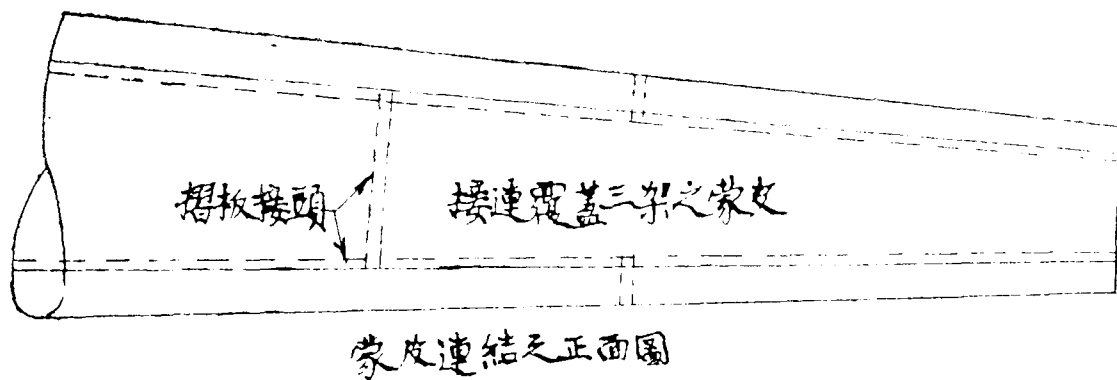
並為助強機架起見,蒙皮常以極薄之金屬片代之。此種金屬,用來僅助強側面以抗振動而已。如圖三,在半硬殼機身,除蒙皮外,既有長桁,復有構架,如圖四,故其力量由蒙皮及長桁共同負之。惟無對角之支柱,樑為連續者,嵌在構架之上。其機身之切面形如圖一。在硬殼機身上,僅



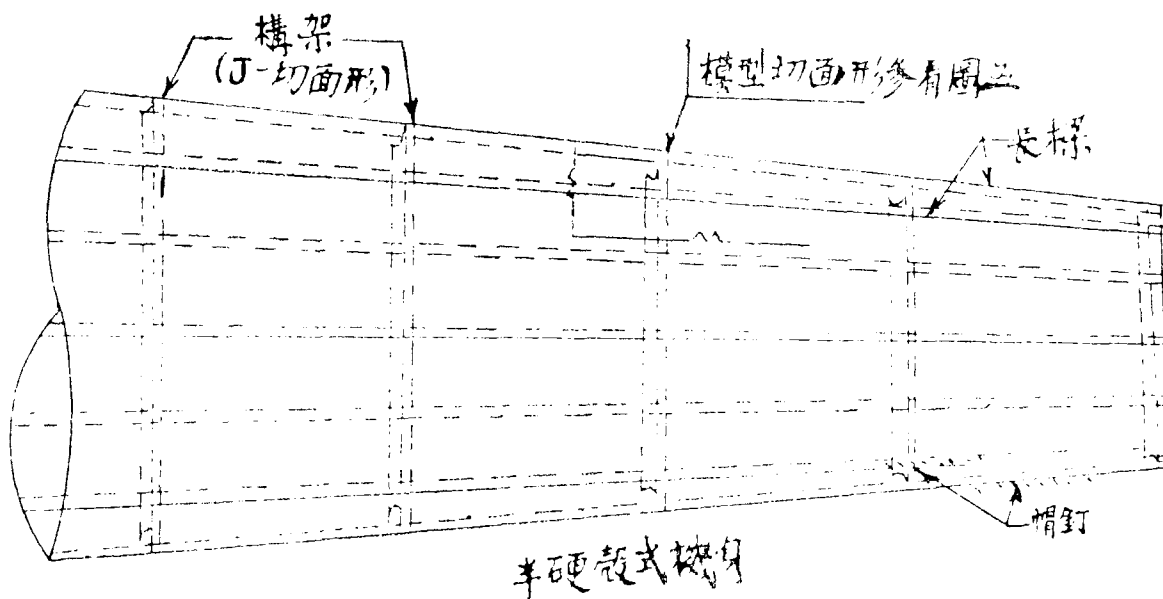
第二圖

有蒙皮而無長桁。故其所有之力量,盡為機身所負。為助強蒙皮起見,常以直立船板 (Bulk-head) 支持之。如圖二,因無長桁,故其製造頗易。惟其重量,不見減輕,因極薄之蒙皮,常須多量之直立船板加以助強,故其重量,亦隨之而增也。

木硬殼機身,全身為一整個之空殼,用夾板纏繞而構成。每夾板之間,膠以綢條 (Gauze)。構架做好之後,則以油漆或塗料染之。此種構造,頗易造成極好之流綫形。惟其設計頗難,且以裝置之必要,又須掘挖大孔,減少抵抗力頗大。為避免過弱起見,在空殼之內部,常用圓形及長樑木條助強之。



第三圖



第四圖

7. 金屬硬殼機身。

金屬硬殼機身之普通構造，內部都用圓形之構架，以金屬薄片蒙之。此種薄片，都用鋁合金爲之 (Aluminum Alloy Sheet)。爲避免腐蝕 (Corrosion) 起見，此種薄片，常塗以一層塗料 (Primer)，兩層油漆。有此種防護設備，亦宜時常檢查，以免萬一之損壞。故在硬殼式之機身，常開有小窗，以便檢查其內部。在圓形鋼管機身，僅在製造時，於管之內部，滿裝以滑油。在外部亦塗以漆料。故僅能檢查其外形而已。

硬殼機身之修理，頗覺困難，非有特殊之技能者，不可輕於嘗試。據美國商業部規定，此種機身之修理，僅限於本來機身之製造家，或已立案之硬殼式飛機修理廠。其修理之原則，均應按照原來製造家所規定者，不得稍有變更。若艙板間，受損頗烈，則改換一簇新之好艙。故原來製造家，擬將其堅固之程度，以及蒙皮與橫條之號數，詳細指出，俾便修理。新艙之一切佈置及油漆等，均應與舊者相同。廠中對於鋁之修理及其淬火，認爲最麻煩之工作。若蒙皮發現小孔，則以適當之鋁片，用帽釘補釘之。如孔較大，則鋁片之接縫，須在橫梁或長條之上。總上觀之，硬殼機身之修理，頗不易易。在圓形鋼管之機身，則不然，在設備完美之工廠中，均可修理。如硬殼式機身，經相當之改進後，在最近之將來，對於修理問題，亦可得一圓滿之解決也。

比較硬殼機身與圓形鋼管者之優劣，可以鋼鋁相比。在計劃時，所用鋁皮幾無廢料。故可免無謂之消耗。鋼管則因大小之不一，在製造時廢料殊多，此鋁之優於鋼也。但鋁之缺點亦多，如 a. 須經淬火後，方得最大之力量。b. 頗易腐蝕。c. 受熱後，易爲變形。d. 須塗防腐劑，以資保護。e. 受熱後，塗料極易剝落。上述諸點，鋼管均可避免。此鋼之優於鋁也。圓形鋼管之缺點亦多，(a) 須裝木假肋 (Former or False Rib)。 (b) 須用蒙皮。 (c) 須抹塗料及油漆。故鋁鋼相較不相上下。惟不透水之硬殼機身，無須特殊之設備，可在水中起落，此爲硬殼式之最大優點。故一般商用飛機，都樂於用之矣。

8. 設計硬殼機身時，應考慮之各點，在設計硬殼機身時，對於下列各點，應加以相當之考慮：

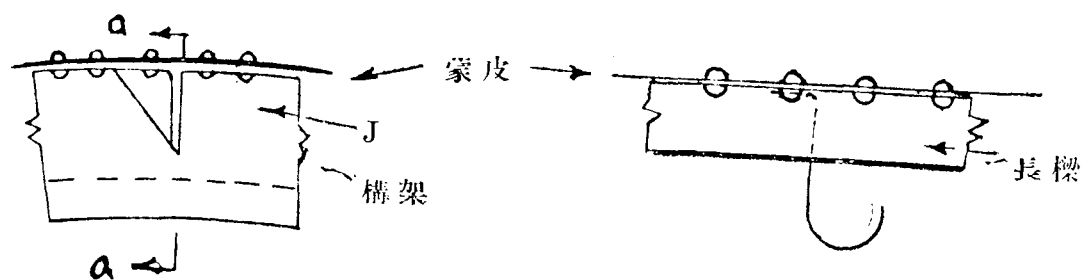
1. 氣動效率 (Aerodynamical Efficiency)。
2. 對於客艙，或貨艙之安全，及其舒適。
3. 選定構架 (Frame)，及其他各部之標準切面形 (Standard Section)。
4. 構架之間隔，宜極均勻 (Uniformity of Frame Spacing)。
5. 蒙皮之阻力，應減至最小。
6. 製定機身之外形，以便裝置蒙皮。

對於上述各點，經過詳細之考慮後，即可從事於計劃機身矣。

9. 蒙皮之厚度 (Thickness of Skin) 一般之設計學者,往往憑理論上之推想,致計劃所成之機身,既極昂貴,亦不堅固。要使極薄之蒙皮得到每單位較高之應力,常以長樑或橫條 (Stringer) 助強之。若計劃完美,此種工作,頗收效果。機身之堅固與否,由經驗證明,用 0.019 與 0.014 之鋁片,成績較佳。間有以不銹鋼 (Stainless Steel) 代之者。惜能負同樣力量而重量相等之不銹鋼其厚度太薄耳 (僅 0.010 吋)。故其用途未能如鋁之廣也。

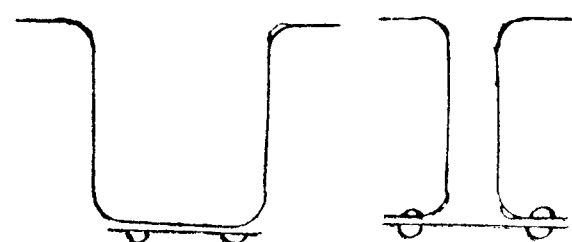
10. 長樑或橫條間之距離 (Stringer Spacing) 決定蒙皮之厚度後,乃可進行解決橫樑間之距離矣。在可能範圍內,設計者宜用最小厚度之蒙皮,最大間隔之長樑距離。雖以每單位之壓縮應力所限,其堅固與阻力,大多受屈於振動。據經驗證明,屈曲片之長樑距離,較大小平片者,稍有屈曲。其長樑或橫條間之距離,不得超過蒙皮厚度之 250 或 300 倍。此種裝置,頗多成效。若其闊度,超過或小於上述者,則蒙皮受到振動後,頗易破裂。情形極壞。

11. 長樑或橫條之切面形 (Stringer Section) 經許多試驗的結果,證明長樑每單位所負之力,較大於蒙皮者數倍。故對於長樑之選擇不得不加以慎重之考慮。圖五至圖九為長樑之普通切面形。此種長樑,均由鋁條或鋁捲做成,普通之厚度,約為 0.032 至 0.065 吋。兩邊外凸之切面形用途較廣。尋常之直立船板及長樑,為便利檢查起見,常用有孔之切面形。大都為 Z 形或 J 形。遇必要時,常鑽以小孔,以冀減輕重量。負重較大之直立船板,多用雙 Z 形之長樑。並在其兩邊,釘以蒙皮,以資助強。U 形則用之於架內



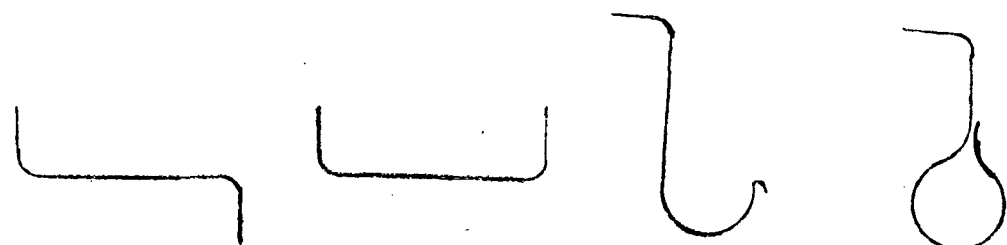
長樑及構架之切面形

第五圖



左一雙 Z 切面形
右一雙槽切面形

第六圖



左一 Z 切面形
右一有槽切面形

第七圖

左一 J 切面形
右一球徑切面形

第八圖



長樑及構架之 U 切面形

第九圖

之平板 (Flat Web)。以一排帽釘,釘之於蒙皮。如圖一,若其凸出之兩邊,亦釘於蒙皮上,則收效更大。既便檢查,復增力量。故一般設計人員都喜用之。

長樑切面形之選擇,漫無限制,上述之各種切形均可應用。若接合適宜,則裝拆兩便。有以填料助強者,關於蒙皮與長樑之釘合,常以經濟與有效為主。而後決定帽釘之多寡。

釘蒙皮於長樑或直立艙板上,普通都用 $\frac{1}{8}$ 吋之硬鋁帽釘 (Duraluminum Rivets)。間有用電焊 (Electrical Welding) 及螺釘接合者。惟鋁之焊接,尚屬幼稚。故用者尚鮮,各個帽釘間之距離,約為 $\frac{3}{4}$ 吋。蒙皮與蒙皮間之接頭,常釘之於長樑或橫條之上。如圖二及圖三。故於設計時,長樑與構架間之距離,計算宜確。如是則可免蒙皮之消耗矣。

構架間之距離,約為機身切面形直徑之半,所有起落架翼面所負之力。皆直接傳之於構架或直立艙板,由構架或直立艙板,再散之於蒙皮之上。故負重之散佈,亦為一大難題。設計者對此宜加以注意,若發動機架或架圈,與機身一體構造者,則在圈之附近,特別助強。尋常硬殼機身,僅到避火壁處為止,而發動機架或架圈,另裝於其上。蓋圈之附近,其形雖小,而力則較大也。

12. 硬殼機身之應力分析 (Stress Analysis of Monocoque Fuselage) 硬殼機身應力分析應考慮之重要條件。與其他之機身相同。所謂負重條件如下。

1. 襲角之大小 (High and Low of Angle of Attack)。
2. 倒置飛行 (Inverted Flight)。
3. 最大之升降舵 (Elevator), 及安定面之負重。
4. 最大之方向舵 (Rudder), 及直尾翅 (Fin) 之負重。
5. 水平落地 (Level Landing)。
6. 三點落地 (Three points Landing)。
7. 輪制落地 (Braked Landing)。
8. 有邊壓時之落地。 (Landing with side Load)。
9. 機頭上昇。

上述的幾個條件,對於整個機身,不必一一分析。不過各部份所負的力量,應該作一個很準確之計算。

機身之尾翅部分,須分析最大立尾翅及方向舵之負重,同時要注意直立尾翅部分之壓力重心,高於機身時所發生的扭轉負重。由這個條件,即可決定機身之縱側力量。在尾翅組之直立負重,須適合下列幾個條件:

1. 襲角之大小。
2. 最大之升降舵,及安定面之負重。
3. 三點落地。

在許多情形下,安定面及升降舵之最大負重,均為尾翅所負。翼與起落架之負重,直接散佈於其接連之構架,同時對於負重在蒙皮上之散佈,亦宜特別注意。關於整個之分析,隨各人之研究而有異同。

13. 設計時最大應力之計算法。

上面已經講過硬殼機身,可以分做助強硬殼式,硬殼式,及半硬殼式機身三種。三種機身中無論那一種都可以當作一個大而薄的管子。這個管子的形狀,或為四方或為橢圓,或為正圓。隨機身之切面形而定。普通之 D/t (D 為直徑, t 為厚度) 之比,約為 12000。尋常圓形鋼管機身之 D/t 比為 40., 所以雖是剪力與屈曲應力相同,不能應用硬殼機身,其最大之缺點,為易縐而變形。故欲求機身之最大應力,必以靜力法試驗之。

據美國航空顧問委員會,試驗之結果。下面的幾個公式,可以得到硬殼機身的相當準確之最大應力。

$$F_b = \frac{6000000}{D/t} \text{ 在圖二之 } D/t = 1200.$$

$$\therefore F_b = \frac{6000000}{1200} = 5000 \text{ 非/in}^2.$$

故最大之屈曲應力為 5000 非/in²。

圖四是個半硬殼式機身,有長樑助強。則其靜力試驗,沒有包括切面形之計算,故其最大應力 10000 非/in² 已夠。

美國商業部規定蒙皮之厚度,如以下之計算,其剪力不得超過 2500 非/in²。

$$f_s = S/2 tL.$$

此處 S = 切面形之剪刀。

t = 蒙皮之厚度。

L = 是切面形之長軸或其直徑之半。

上邊之公式,經多次試驗後,認為非常滿意。

14. 橫樑或長條切面形之性質。

由材料強弱學,證明外邊之最大應力,由下列公式求得。

$$S = \frac{MC}{I}$$

此處 $S =$ 外邊之最大應力,

$M =$ 屈曲力距 (Bending Moment),

$I =$ 惰性力距 (Moment Inertia),

$C =$ 自切面形之中立軸線 (Neutralaxis), 至最外壓縮邊間之距離。

上面公式中之“ I ”, 隨切面形之形狀而異。茲將圓與橢圓之惰性力距。述之於後;

圓之惰性力距 $= 0.3927 Dt$,

此處 $D =$ 外徑,

$t =$ 蒙皮之厚度,

橢圓之惰性力距如下:

a. 圍短軸之惰性力距 $= 0.09817 a^2 t (3b+a)$,

b. 圍長軸之惰性力距 $= 0.09817 b^2 t (3a+b)$,

此處 $a =$ 長軸,

$b =$ 短軸,

$S = \frac{MC}{I}$ 這個公式純賴於屈曲應力之大小而異。雖此式不十分精確, 大概已經夠用, 並且不易錯誤。如欲詳細計算, 殊非易易, 且易錯誤。故一般設計人員, 都喜用此種公式。

上邊的“ I ”僅為外邊之惰性力距。若長樑之惰性力距亦須計算, 則“ I ”為蒙皮之惰性力距, 與長樑之惰性力距之和。長樑之惰性力距, 為切斷面積與中立軸間之平方距離相乘之積。或 $I = Md^2$

上邊橢圓之惰性力距 (圍長軸), 用來計算機身之直尾翅與方向舵之最大負重。

橢圓形之機身, 很易製造, 即其短軸為長軸之 $\frac{2}{3}$ 長度。若整個機身, 用比例推算, 非特簡易, 抑且方便。

15. 蒙皮面積之計算法。

牽引或壓縮每單位之應力 $= \frac{P}{A}$,

$P =$ 為牽引或壓縮力 (以非計),

$A =$ 為切斷面之面積 (以平方吋計),

機身後邊的每單位應力, 雖是很小但亦不可忽視。尤在合於三點落地的機身尾翅部份, 雖是很小但其影響確是很大。茲將其圓形, 或橢圓切面形之蒙皮面積之計算法, 述之於後:

圓之蒙皮面積 = $3.1416 \times t \times D$,

此處 t = 爲蒙皮之厚度,

D = 爲切面形之面積,

橢圓蒙皮之面積 = $1.57 \times t \times (a+b)$,

在最大之直尾翅與方向舵之負重時,機身受到邊上的屈曲或扭轉兩種力量其扭轉力量之計算法如下:

圓之扭轉應力 $f_s = 0.67 T/D^2 t$,

此處 T = 扭轉力距 (Torsional Moment),

D = 爲直徑,

t = 厚度,

橢圓之扭轉應力 $f_s = 2.66 T/b (3a - 3b) t$,

此處 T = 扭轉力距,

a = 長軸 (Major axis)

b = 短軸 (Minor axis),

由上邊的公式,所求得的數目,是大概的。對於實際的應用已夠,原來公式中, t 已在兩次方之上。但 t 之兩次方時,差不多已經到 0.00009, 此數已極微小,故常略之。

16. 助強機身之應力分析法。

助強機之應力分析法,可以利用下述二種中之任何一種:

a. 假設整個機架,負全部力量,蒙皮不過用來持其兩側之力量。

b. 假設蒙皮負全部力量,助強部分之切斷面積,必定要包括蒙皮之面積。若設蒙皮與助強部分,均負相當之力量,則助強部分之力量,不得超過蒙皮之力量。否則其分析法,與他種機身相同。

17. 有效圓柱力量之推算法。

設有直立艙板的硬殼式機身,在設計時,所給條件之不足。所以須用靜力試驗試之。美國商業部規定,有直立艙板之硬殼機身。艙板之力量,應與對稱各部之圓柱負重相同。有效之圓柱長度,可以下列之條件決定之。

a. 若艙板之直立高度,大於切面形之 50% 以上者。則以 L 代其直立之長度。

b. 若艙板係弧形者,則其長度不得小於切面形深度之半。

在 b 種情形下,其最大之每單位應力,可以下式計算。

$$f = \frac{P}{A} \pm PeC/l$$

此處 P = 牽引或壓縮力量,

A = 切面形之面積,

e = 弦之最大長度,

C = 中立軸線至最外邊之距離,

I = 惰性力距,

其最大每單位之應力,與同長之圓柱者相同。在純粹壓擠時,其 $e = 2$ 並須特別注意。其剪力應為 P 之兩倍。因為上面的 P , 僅為一邊的應力。

由種種試驗之結果,上邊所設計的直立艙板,尚屬可行。若設計更進,則其重量,亦可減輕矣。

$S = \frac{Mc}{I}$, 此式專門用來計算表皮上的應力,遇有縐皮之蒙皮,則其屈曲應力,可用烏拉氏鋁管 (Euler Formular for Aluminum Tubing) 公式計算。用此式時 $C = 2$, L 為二塊主要直立艙板間之距離。若其中間之構架,不足支持其剪力,則 L 為構架間之距離。此時 $C = 1$ 。

在半硬殼式之機身,其直立艙板與長樑及硬殼者無異。不過此時之 L , 為直立艙板間之距離,並須注意長樑之面積。僅為蒙皮之一部,至於其他之分析法,致前述者,無甚差異。圖三之最大應力為 10000 磅/ in^2 , 此數僅隨切面形之惰性力距而異,與長樑無關。

由助強硬殼式機身,改成半硬殼式,或硬殼式。或由半硬殼式,改為硬殼者。須有相當之設備,以便由不連續之各部,傳達力量至蒙皮上。故接合時,常多接一艙,以免上述之變化。

接合時,若其面積足夠,則帽釘間之距離,隨蒙皮之力量而異。沿長樑之帽釘距離宜小,俾各釘對於負重有相互之幫助。至於帽釘之大小,可以下式計算之。

$P = 1.20 \times \text{帽釘間之距離} \times \text{蒙皮之厚度每平方吋最大之應力}$ 。

由上式所用之帽釘,可以支持 P 量之單行剪力,帽釘之大小求得後,乃可進行計算帽釘對於蒙皮之壓擠力,鋁片之壓擠力。為帽釘直徑 \times 蒙皮厚度 $\times 75000$,

由上式算出之壓擠力,可以等於或大於 P 。

18. 結論。

硬殼式機身,以種類繁多,式樣各異,故其設計,殊無一定之規律。如屬可能,則其各部力量之計算,都以靜力試驗法為之。蓋計算兩艙之力已夠,其餘各艙之力均可類推。希望設計者,在最近之將來,訂定各種機身設計之規律。則對於硬殼機身之改進,庶有利焉。

飛機設計中縱長安定之研究

饒國璋先生校閱 鄭汝鏞試作

安定之一般：安定，是一物體在均衡或均動之狀態。當受外力擾動時，該物體應發生相當恢復之力量或力距，以保持原來狀態。

飛機之運動，可分為三方面觀察：

a. 縱軸或 x 軸：係一通過重心之假想線，與公認所書之機身軸平行。該公認線在機身上常為發動機之曲軸——單發動機。

b. 橫軸或 y 軸：飛機在水平位置——此軸係一過重心之橫線與縱軸在水平面內垂直。

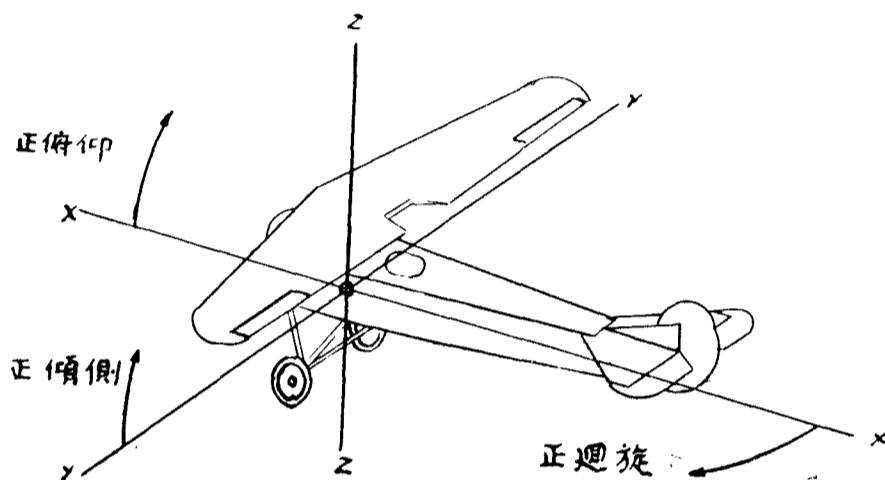


圖 一

c. 豎軸或 z 軸：此軸係一在對稱面內經過重心之豎綫，與他二軸垂直。(以上可參觀圖一)。

飛機之運動即繞此三軸，飛機繞 y 軸之角動，使發生上仰或下俯之動作者，謂之俯仰 (Pitching)，飛機繞 x 軸之角動，謂之傾側 (Rolling)。飛機繞 z 軸之角動，謂之迴旋 (Yawing)，正負動作可參攷圖一。

根據以上運動之分析觀察，可知飛機所需之安定有三：即縱長安定，橫安定，方向安定。茲將其三種情況，列舉三例以明之。

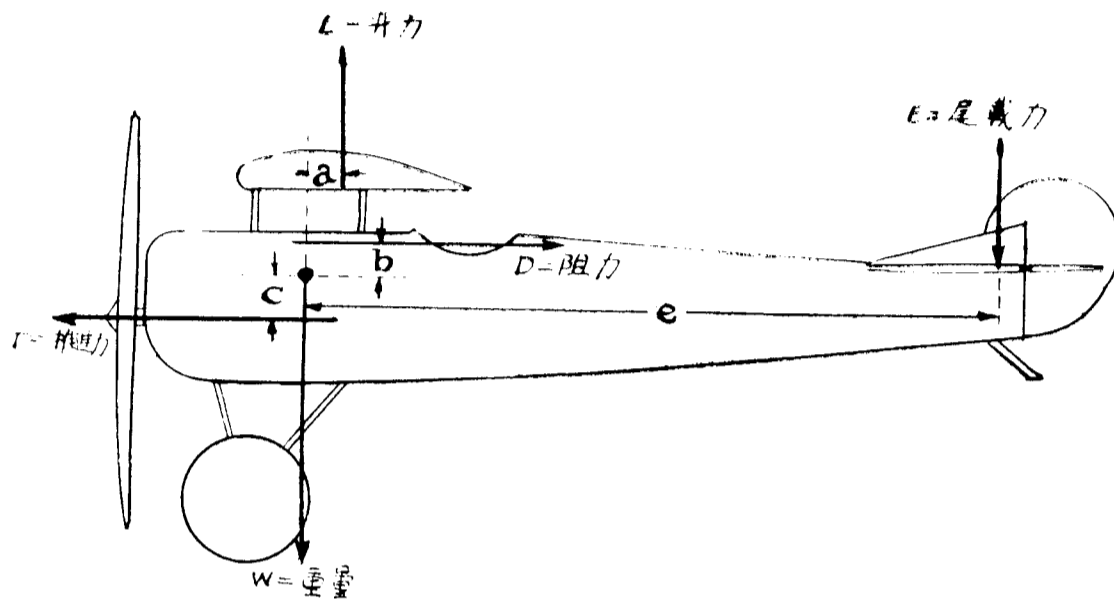
1. 設一飛機以某襲角飛行，如因沖流變化致襲角被改變，則該機應有恢復原來襲角之力量或力距發生，此即所謂之縱長安定。

2. 設機是在平飛，忽被氣流之舉動，致傾於一側，該機上勢必發生各種力量，使由顛覆狀態恢復原狀，此即橫安定。

3. 設一機按照已定之航綫飛行，偶有外力馳之離於該路徑，則應發生恢復原來

航綫之力,此種情況謂之方向安定。本篇專就縱長安定討論,其他二種暫付缺如。安定者,即該物於失却均衡後,仍能恢復均衡位置之謂,茲先就飛機之均衡考察之。

飛機之均衡: 飛機在任何狀態下,皆須均衡且須為安定之均衡,欲求均衡在飛機上所有繞重心之結果力適等於零,如圖二係表示飛機在平飛時力之均衡關係應與力學之三基本公式相符合始能滿足,即:



圖二

$$\Sigma F_H = 0$$

$$\Sigma F_V = 0$$

$$\Sigma M = 0$$

由上圖即知

$$\text{推力} = \text{總阻力} (T = D)$$

$$\text{升力} = \text{重量} + \text{尾載} (L = W + E)$$

今以 a 為重心與升力線間之距離

b 為重心與推力線間之距離

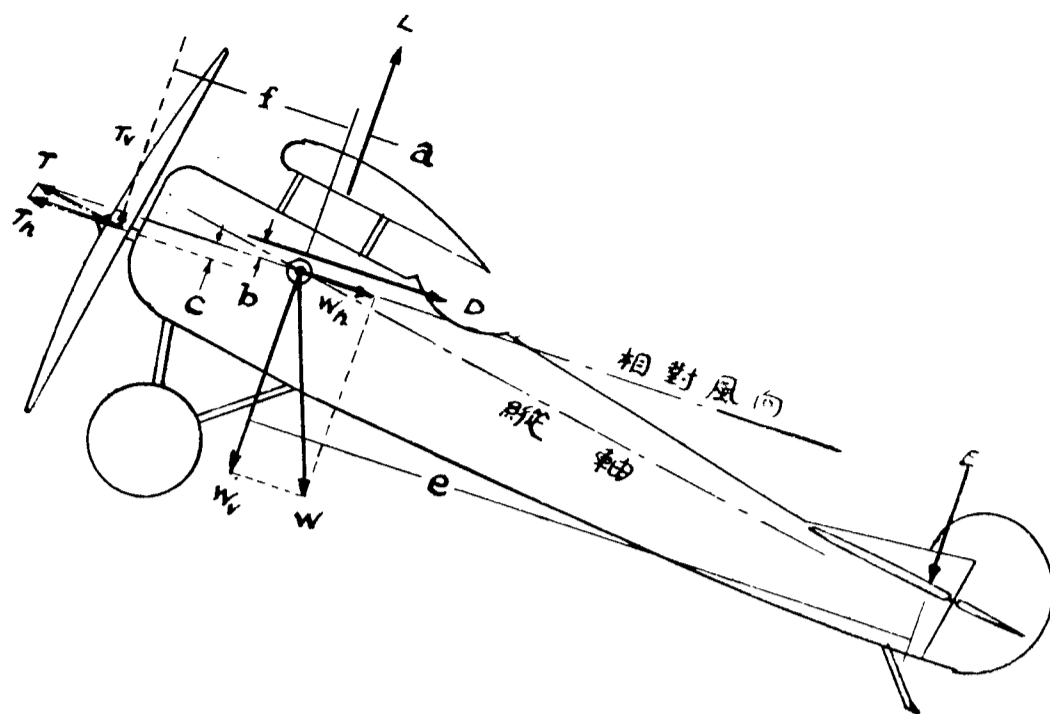
則按均衡之公式,可書為

$$(T \times c) + (D \times b) + (E \times e) = L \times a$$

$$\text{或} \quad (T \times c) + (D \times b) + (E \times e) - L \times a = 0$$

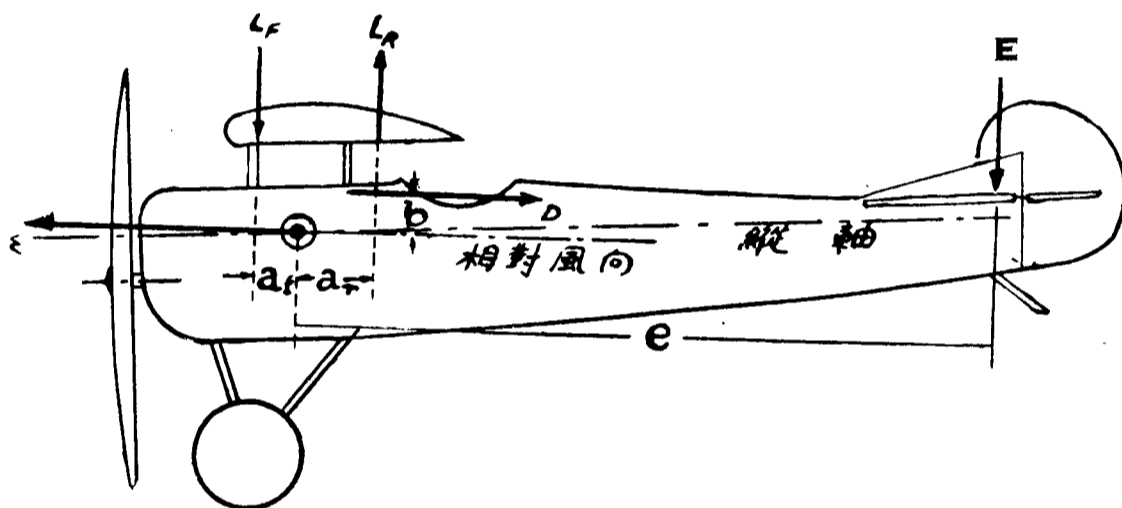
如飛機在上衝飛行時,其均衡之理,亦可以力學之基本公式表示之,如圖三。

按以上三公式之應用,則為



地平線

圖三



圖四

$$T_h = D + W_h$$

$$L + T_v = W_v + E$$

$$\text{故 } (T_h \times c) + (T_v \times f) + (D \times b) + (E \times e) = (L \times a)$$

$$\text{或 } (T_h \times c) + (T_v \times f) + (D \times b) + (E \times e) - (L \times a) = 0$$

飛機在直潛狀態時之均衡關係,如圖四。按上公式為:

$$W = D$$

$$L_R = L_F + E$$

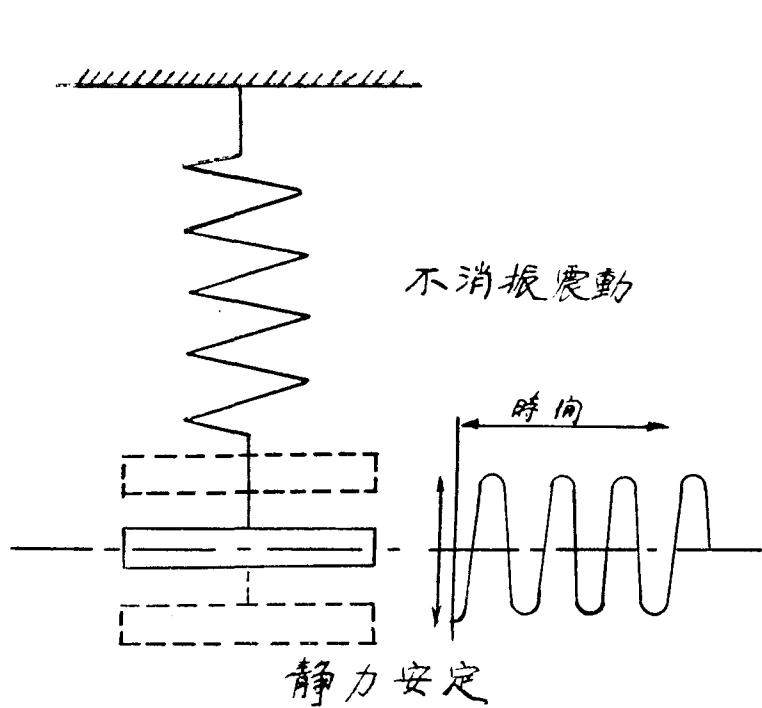
$$\text{故 } (L_F \times a_f) + (L_R \times a_r) = (D \times b) + (E \times e)$$

$$\text{或 } (L_F \times a_f) + (L_R \times a_r) - (D \times b) - E \times e = 0$$

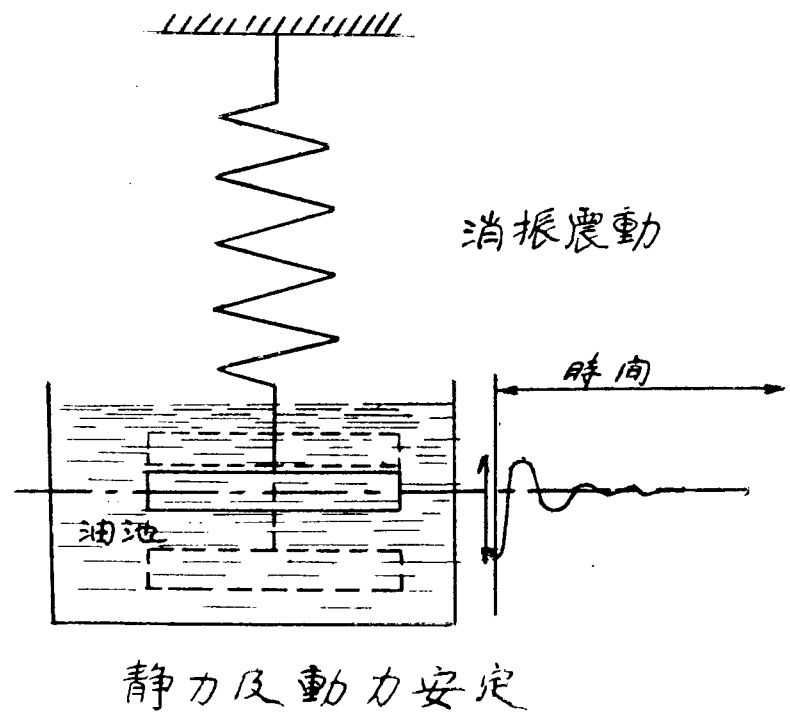
由以上等之情況推知,飛機在任何襲角飛行時,皆應合乎均衡之條件,實行時是

利用,舵面之佈置使不有不安定之情況發生。

靜力安定與動力安定: 安定中可分為靜力安定與動力安定,其區別可設一例明之。如上圖五,一彈簧繫一重物,以手向下拉之,後再放鬆,此簧即上下震動,俟震動相



圖五



圖六

當時間後,可回至原位靜止,此彈簧為靜力安定,但其震動是自由的,不消振震動(Free Undamped Oscillations)。將如將該簧置於黏性頗高之油池內,如圖六,其在靜止前之震動數目頗少。此簧係消振震動(Damped Oscillation)故不僅靜力安定同時動力亦安定。飛機當受外力擾亂均衡後亦應如油池中之彈簧,於稍微擺動後即能恢復原狀,否則其動力不安定。

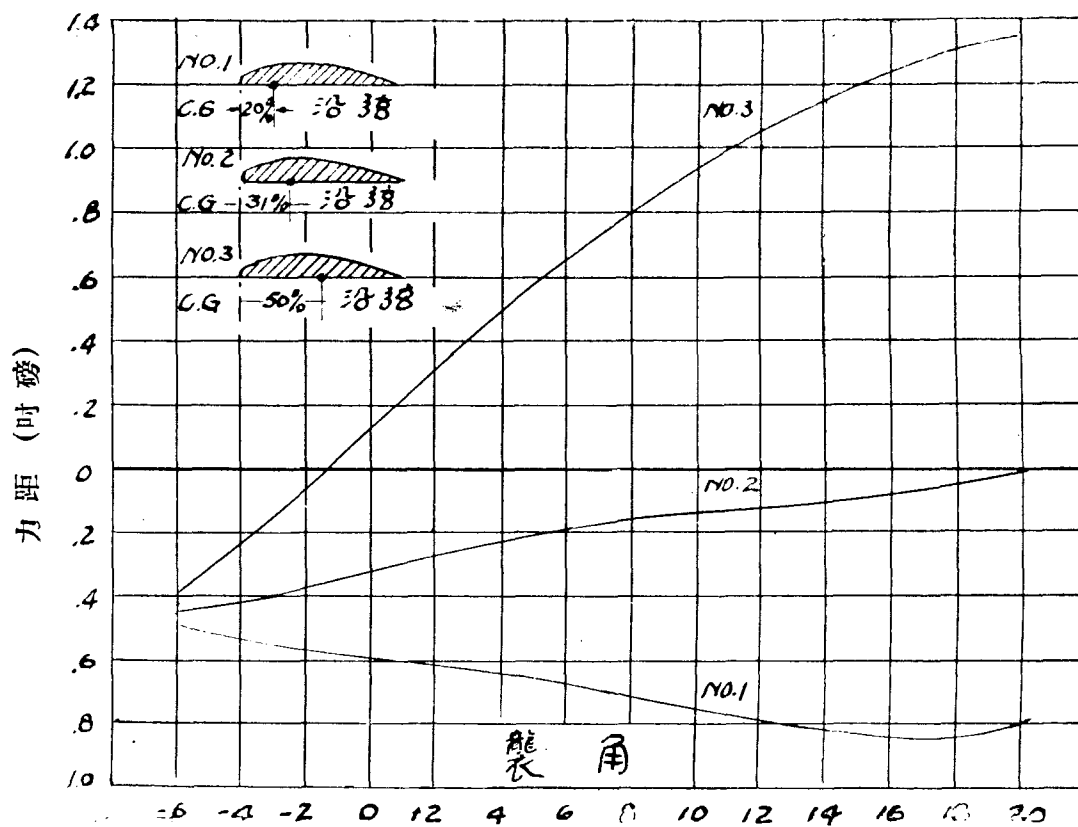
重心對翼弦方面位置之影響: 全機之重心,以翼為標準時,應有一定之位置此點對於飛機之安定,最關緊要,在雙翼或三翼時,可取平均弦之位置以為標準,重心之位置有二,即橫位與直位是也,今分別考察如下。

圖七所示係一橫位力距曲線,專取翼切形 Gottingen 387 研究者。

設重心在前緣之後弦長之 20%, 30%, 50%, 數處觀之可見 30% 一數係壓力心之最大前進位置。

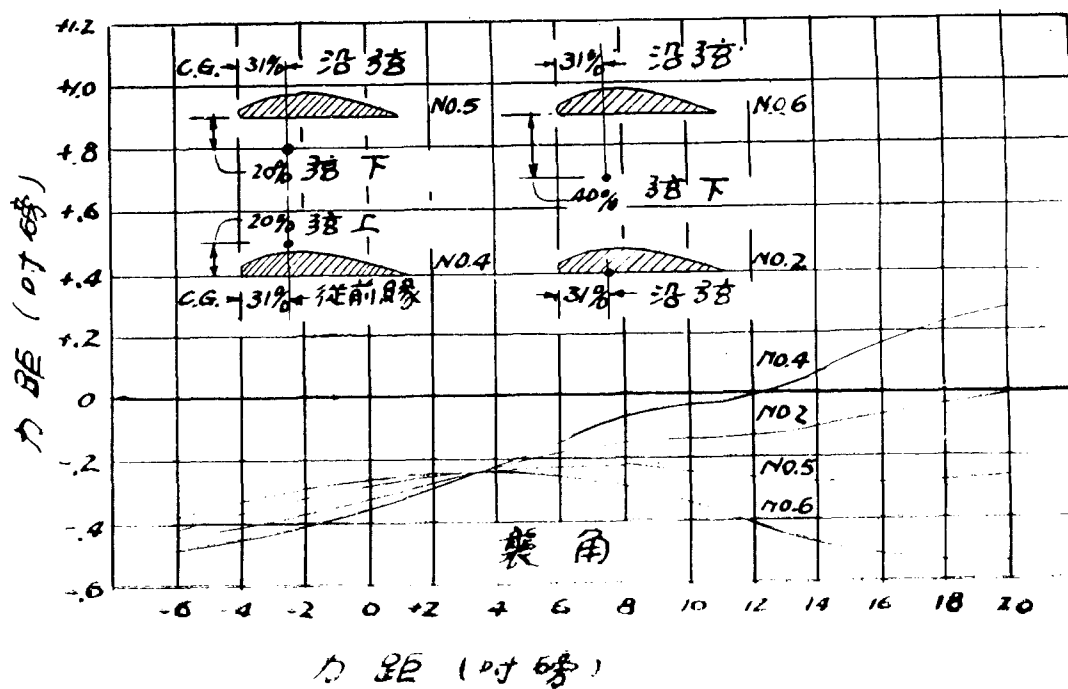
此曲線等,乃由 18×3 吋之風洞標本以每小時風速 40 哩試驗而得。研究該曲線等即知如重心在壓力心最大前進位置之前則安定,此時襲角增加,下潛力距即增加,襲角減少,下潛力距亦即減少,凡重心在壓力心之最大前進位置時。此種情況微不安定,並在最大升力角度而均衡。由此即知,凡重心位置之移動愈向後時,則該機愈不安定。

圖八是重心不在弦內而在其平行綫上三種位置之力距曲線，設重心之橫位置均是在離前緣全弦之31%處者。即在弦上等於弦長20%及弦下20%，40%等三處。



圖七

將圖七之第二曲綫再行繪入於此曲綫，以比較之，則見重心之下移對該曲線小襲角之坡度改變甚小，可視為未改變。但在較大之角度時，即有甚大之影響。愈下愈較安定。



圖八

尾面之影響：尾面亦為影響全機縱長安定之一有力者，在該原素中，對於改變尾面繞全機重心力距之因數有四項，茲臚列於下：

a. 自重心至尾面壓力心之距離。參看圖二,如增重心及尾面壓力心間之距離對於通常位置每度擺角之恢復力距得增大,換言之,即增加安定。

b. 尾面之面積。繞重心之力距,包括機翼下洗流 (Down wash) 之作用,本隨尾面積而增加。但面積之增加,則構架重量及阻力皆增加。故在可能時宜避免之。

c. 尾面之形數 (Aspect ratio)。當尾面之形數增加時,即該面之長 (Span) 增加,則在衝流外之部份更多,且在有馬力或無馬力等情況中均衡之區別將較小。增加形數與增加尾面有同性質之影響。換言之,因升力曲綫坡度增加,故尾面繞重心之力距亦增加,該二影響皆屬有利。

d. 尾面之切形: 用爲尾面切形之變化與變更形數有同樣之影響。蓋因對於所有切形升力之坡度,皆各不同故也,關於尾面切形之選擇,有三條件:

1. 升力曲綫坡度應愈大愈妙。
2. 在所有之襲角下,阻力之值應愈小。
3. 翼切形必須有適當之厚度及構架以支持之。

翼力距及尾力公式之研究: 根據空氣動力學之原理,翼上所生之力距是等於在該翼上所生之結果力 R 乘以飛機重心至該力方位線之垂直距離。若該結果力分爲二分力時,則可用下列之公式表示之。

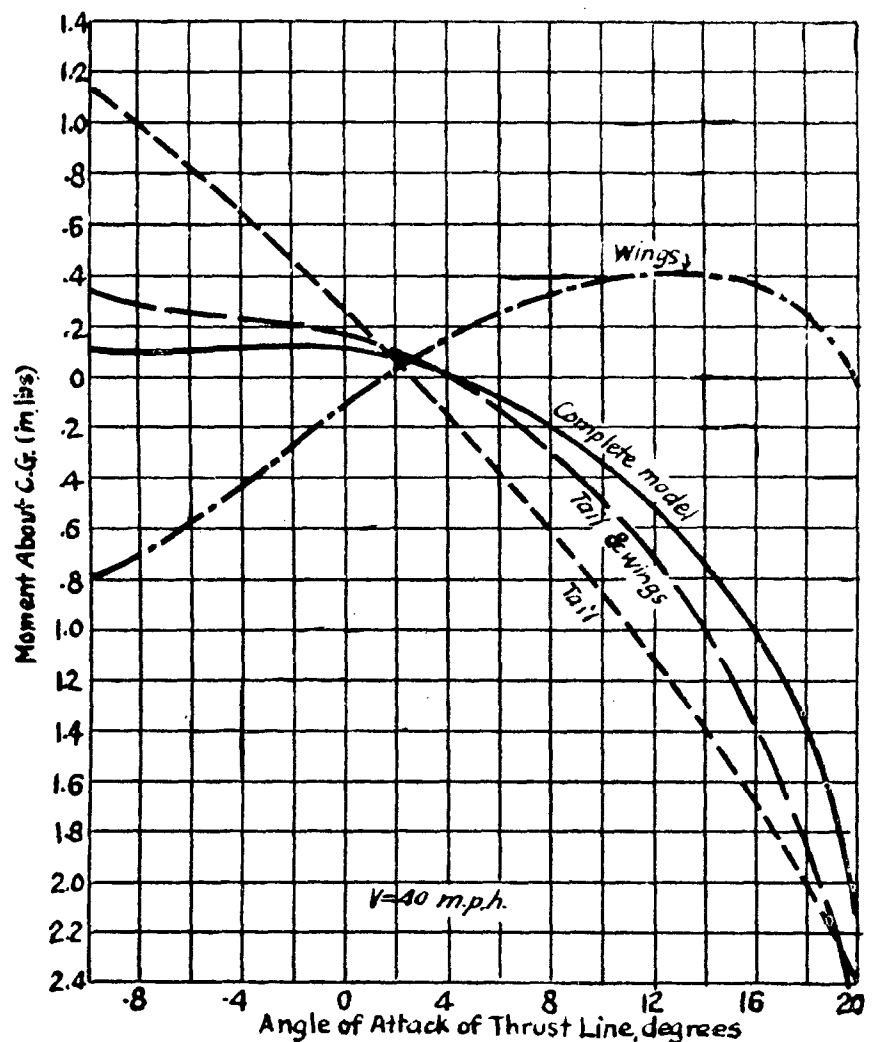
$$M_w = -(x - a) Z - b X \dots\dots (1)$$

x 爲從主弦前緣至翼壓力心之距。a 爲平均弦前緣至曲心之投影距離。b 爲由重心至翼弦之垂直長度。Z 爲主升力。X 爲主阻力。參攷圖九。

$$\text{上式或書爲: } M_w = -L_w (x_w - a) - X_w b \dots\dots\dots (2)$$

但縱長安定在各線坡時之力距不同。如求關於各襲角者,上式應微分之:

$$\frac{d M_w}{d \alpha} = - \left(\frac{d L_w}{d \alpha} (x_w - a) + L_w \frac{d x_w}{d \alpha} + b \frac{d X_w}{d \alpha} \right) \dots\dots (3)$$



圖九

上式如重心位於翼弦內，則 X 值消滅，負線坡之情況應為：

$$dL_w/d\alpha (x_w - a) + L_w dx_w/d\alpha > 0 \dots\dots\dots (4)$$

設升力曲線為一直線式，即 $L_w = \alpha dL_w/d\alpha$ ， α 由零升力角測定。此情況上式即變成：

$$(x_w - a) + \alpha dx_w/d\alpha > 0 \dots\dots\dots (5)$$

Lanchester 曾用幾何構造法以由壓力心曲線確定滿足此種條件之 a 值但此問題，以應用繞前緣之俯仰力距，較為簡易。今將 x_w 之關係，以一 M_w/Z_w 代入之。

$$\frac{dx_w}{d\alpha} = -\frac{dM_w/d\alpha}{Z_w} + M_w \frac{dZ_w/d\alpha}{Z_w^2} \dots\dots\dots (6)$$

同樣如前用直綫運動觀察之，則成

$$\frac{dx_w}{d\alpha} = -\frac{1}{\alpha} \frac{dM_w}{dZ_w} + \frac{M_w}{dZ_w} \dots\dots\dots (7)$$

此易置中，升力可與垂直力交換，(5) 公式則變為

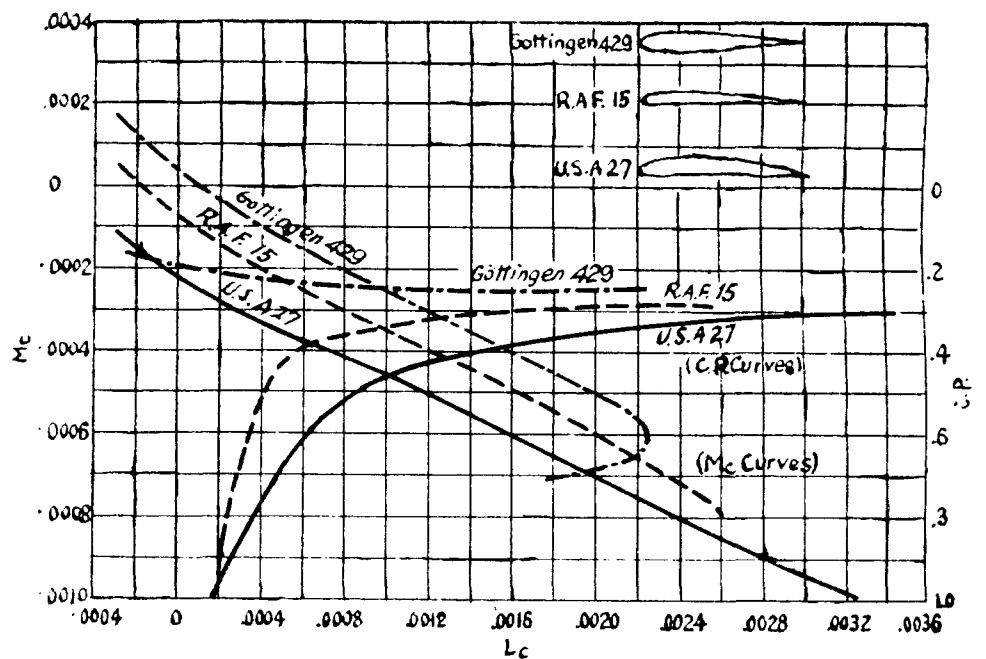
$$-\frac{M_w}{Z_w} - a - \frac{dM_w}{dZ_w} + \frac{M_w}{Z_w} > 0 \dots\dots\dots (8)$$

或略書為：

$$a < -\frac{dM_w}{dL_w} \dots\dots\dots (9)$$

理論顯示一薄翼切形繞前緣之力距係數以升力為函數之曲線，應有一不變之 0.25 之負線坡。現在之翼切形，此數值證實約在 0.20 至 0.28 之間，尤以在其中間附近數為常用。此力距係數以升力係數為函數之曲線在任何實際情形均是很近於一直綫。由是可知，重心之位置不可太後，於平均切面弦長 23%，若翼力距曲綫之形狀被認為安全者，則該曲綫必全為負斜坡，參攷下圖即明。

根據試驗結果得知 C. P. 在各種翼切面內之移動隨曳線坡度有懸殊不同，但各翼切面之力距曲綫之坡度則相同，是各翼切面之力距曲綫間之區別，不在曲綫之坡度而在其位置之垂直移動也。如右圖所示之三種翼切面之力距曲綫是平行，該翼面之外廓及 C. P. 亦已在圖中示知。當升力為零，力距為正數時，壓力心必近於前緣，其上之垂直力



圖十

極小，故此向前移動，襲角減小。反言之，當升力為零力距為負數，即向後移動，因壓此力

心曲綫之形狀,頗可規定該翼面之安定與否。在所有之情況中,雖力距曲綫坡度皆略同,如力距及升力係數變大時,對銷之效果,在零升力時即變為相對小,故所有之壓力心勢趨移近於52%或其相近之極限點,彼等之移動近此極限點,在襲角最大時,即會失敗,同時空氣變為亂流,無論升力係數抑或力距係數皆非一直綫。

據此得知,壓力心游程,安定之翼切形必須其C.P.常在25%綫之前或在其隣近。今可得一結論如下:

1. C.G.與C.P.在一直綫相合,在通常飛行狀態時,此機為均衡,尾面無力距。
2. C.G.在C.P.之前,壓力心之活動為不安定,此時尾面需要一向下之力以均衡之。
3. C.G.在C.P.略後,仍為安定,如太後即有失速力距發生,故尾面須要生一向上之力,以均衡之。

尾力距: 尾力距之公式與翼力距相同。 $M_t = -Z_t(x_t - a') - X_t b' \dots\dots (1)$

M_t 為尾面發生之力距, Z_t 為尾面所生之升力, a' 為翼弦前緣至尾面壓力心之距離, X_t 為尾面所生之阻力, b' 為重心至阻力綫之距離,但 X_t 與 b' 因數值過小,故可忽略之,上式可書為: $M_t = -L_t(x_t - a) \dots\dots\dots (2)$

此力距亦如翼力距之縱長安定然,在各綫坡不同,此公式各求關於各襲角者,應微分之為:

$$\frac{d M_t}{d \alpha} = - \left[\frac{d L_t}{d \sigma} (x_t - a) + L_t \frac{d x_t}{d \alpha} \right] \dots\dots\dots (3)$$

考察尾力距之曲綫,如圖九。此升力係數之綫坡,能以形數寫出之。今設 R_t 為尾面之形數。可得一實驗之公式如下:

$$\frac{d L_c}{d \alpha} = \frac{0.00025}{1 + 1.8/R_t} \dots\dots\dots (4)$$

則尾之力距為:

$$M_t = - \frac{0.0025 \eta_t \alpha_t S_t V^2}{1 + 1.8/R_t} (x_t - a) \dots\dots\dots (5)$$

上式中 η_t 係尾效率, α_t 為由無升力所得尾之實在角度, S_t 為尾之面積,其他與前者同。

進而將其他有關之因數,列入於尾與翼比中。

$$\frac{d M_t}{d \alpha_w} = - \frac{0.00025 \eta_t S_t / S_w (1 - \sigma e / \sigma \alpha)}{1 + 1.8/R_t} (x_t - a) S_w V^2 \dots\dots\dots (6)$$

將上式與翼之表示數合併,並以翼面積,弦及速度之平方除之,靜力安定之實際條件,如由風洞之所測定,負坡度之總俯仰力距曲綫變為:

$$- \frac{a}{c} - \frac{d M_{w_c}}{d L_{w_c}} + \left[\frac{1 + 1.8/R_w}{1 + 1.8/R} \times \eta_t \times \frac{S_t}{S_w} \left(1 - \frac{d e}{d \alpha} (x_t - a) \right) \right] > 0 \dots\dots (7)$$

$\frac{d M_{wc}}{d L_{wc}}$ 如在翼切形無特殊之數值時,可取整數 0.23。

今設一例以明其應用,如一機尾之形數 R_t 為 3。並有 60% 之效率,尾面積佔翼之 12%。壓力心在飛機重心後之弦上 3.4 處。下洗角當翼襲角每更改一度時改變半度翼形數為 6。

代入上式,安定之情況則為:

$$-\frac{a}{c} + 0.23 + \left(\frac{1.3}{1.6} \times 0.6 \times 0.12 \times 0.5 \times 3.4\right) > 0$$

或 $a > 0.33 c$,

洗流之影響: 洗流亦為安定及均衡之一要素,是空氣因受飛機各部除尾自身以外機件之影響在尾面轉向所成之實在角度。在風洞中測量甚易,故對於設計家在應用上頗為便利。

洗流之測定,是用一完全飛機模型測量其俯仰力距,再將同模型之尾移動而重測定之。然後從此多種力距差向後推算,計算作用在尾壓力心之升力,並將尾面單獨計算所得之升力與所測定之升力比較,二者差數,即係單獨尾部在自由流動空氣中襲角之變換。此空氣發生相同改變,此角度之改變,即命為洗流。

洗流之計算方法是引用下公式,

$$\frac{e}{2} = \frac{C_L}{\pi R}$$

或 $e = \frac{2 C_L}{\pi R}$

C_L 為升力係數, R 為形數,如以 x 表示尾翅前緣至主翼後緣之距離。 y 表示尾翅前緣在主翼後緣以下之數。Diehl 所研究洗流角則用下式:

$$e = \frac{85}{R'} (x + 1)^{-0.38} (y + 1)^{-0.52 C_L}$$

此式之標準數,多由雙翼機中引證而來,故其形數 R 以 R' 代之,雙翼機之形數平均常較等量之單翼機小 30%, 故在計算時應當注意以免錯誤。Diehl 公式所得之洗流角度是以度數計算。與基本公式 $e = \frac{2 C_L}{\pi R}$ 之值略等,惟忽略糾正因素 (Correction Factory) 故應以 $57.3 \times \frac{2}{\pi}$ 或乘之即變為度數。尾面之安置以在後緣後弦長 2.5 之距離處最為合宜,故上式之 $(x + 1)^{-0.38}$ 之實值為 0.62, 此值乘以係數 60, 約得 37, 再乘以升力係數除以展弦比 R 即得。但 Munk & Cario 經驗所得,此定數 37 代以 36 較為適當,故公式為:

$$e = \frac{36}{R} C_L = \frac{14300}{R} L_c$$

此公式應用於尾上之洗流是以度數計之。如無機翼及機身不規則形狀之攪亂，此洗流之流動方向即不變。

研究完全飛機模型尾面隣近之洗流，除異常者外，大都能與上公式相符合。

螺旋槳之推力 (Thrust) 與衝流 (Stipstream) 之影響：發動機開動後，即有推力發生，此時對於飛機之安定有二影響，一為不經過重心之推力所生之俯仰力距；他為在操縱時衝流之影響，今分別研究之。

若推力不經過重心在其上或下時，俯仰力距為：

$$M_P = Th' \dots\dots\dots (1)$$

M_P 表示因螺旋槳而生之力距， h' 係重心與推力線之垂距離。正號乃表示重心在螺旋槳軸之上。

微分之：

$$\frac{dM}{d\alpha} = h' \frac{dT}{d\alpha} = h' \left(\frac{dT}{dV} \times \frac{dV}{d\alpha} \right) \dots\dots\dots (2)$$

螺旋槳之推力及偶力，可用下列公式表示之：

$$T = T_c P N^2 D^4 \dots\dots\dots (3)$$

$$Q = Q_c P N^2 D^5 \dots\dots\dots (4)$$

Q 為偶力，指號 c 表示係數， N 為每分鐘轉數。 D 為螺旋槳之直徑。

如偶力不變，即當發動機維持一定之油門時，螺旋槳在任何特殊 V/nD 時之推力值是與彼數值時之推力係數比與偶力係數比之比成正比例：

$$T = T_0 \times \frac{T_c/Q_c}{(T_c/Q_c)} \dots\dots\dots (5)$$

指數 0 表示所根據之任何情況。

微分之：

$$\frac{dT}{dV} = \frac{d(T_c/Q_c)}{dV} \times \frac{T_0}{(T_c/Q_c)} \dots\dots\dots (6)$$

更進一步將普通升力均衡之公式微分之：

$$W = L_c S V^2 = a \frac{dL_c}{d\alpha} S V^2 \dots\dots\dots (7)$$

$$\frac{dL_c}{d\alpha} S (V^2 d\alpha + 2\alpha V dV) = 0 \dots\dots\dots (8)$$

$$\frac{dV}{d\alpha} = - \frac{V}{2\alpha} \dots\dots\dots (9)$$

據此得知

$$\frac{dM_P}{d\alpha} = - h' \frac{d(T_c \times Q_c)}{dV} \times \frac{T}{T_c/Q_c} \times \frac{V}{2\alpha} \dots\dots\dots (10)$$

$$\alpha = \frac{W}{dL/d\alpha}$$

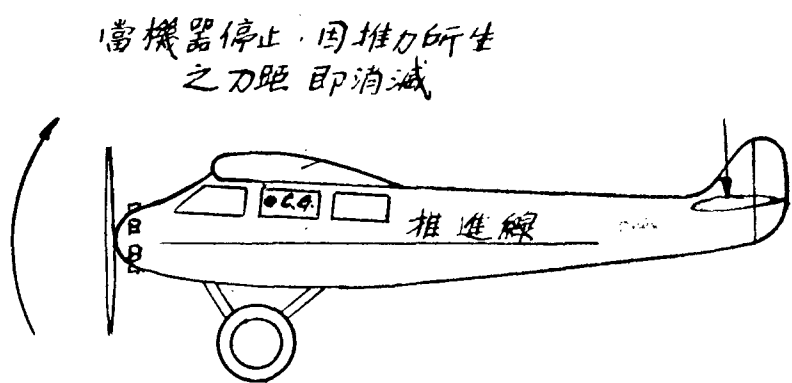
$$\frac{dM_P}{d\alpha} = -h' \left(\frac{d(T_c/Q_c)}{dV} \times \frac{V}{T_c/Q_c} \right) \times \frac{T}{2W} \times \frac{dL}{d\alpha} \dots \dots (11)$$

上式括弧內之數值約自 -0.7 至 -1.1。如飛行速度較高，此數值亦較大。推力與升力比當在全開油門時為 1/3，故此 $\frac{dM_P/d\alpha}{dL/d\alpha}$ 約為 0.09 h'。上者係表示 h' 與 α 值交換之重要，正如 $\frac{dX/d\alpha}{dL/d\alpha}$ 表明直立及縱長移動重心位置之關係。重心在縱長方面之位置移動一吋其影響與推心線在直立位置移動十一吋者相同。故飛機重心與推力線配合之位置，頗為重要。茲分別研究之。推力線之位置有三：

推力線位置與飛機重心位置相合者：此式飛機，推力軸與空氣抵抗之方位綫均過飛機之重心。為無差均衡式。當停止發動機時，安定並不受擾亂。

推力線位置在重心以下：此種在陸機上頗多採用，當平飛時，設 T 為前進力，d 為推力線與重心之位置。Z 為升力，x 為翼弦前緣至壓力心之距離，則 $Z \times x = T \times d$ 。當發動機停止後，T 力為 0，故力距 ($T \times d$) 亦為 0。但空氣升力之力距 ($Z \times x$) 仍然存在。此時如無尾面之力發生以調整之，則機頭下衝，自動降落。

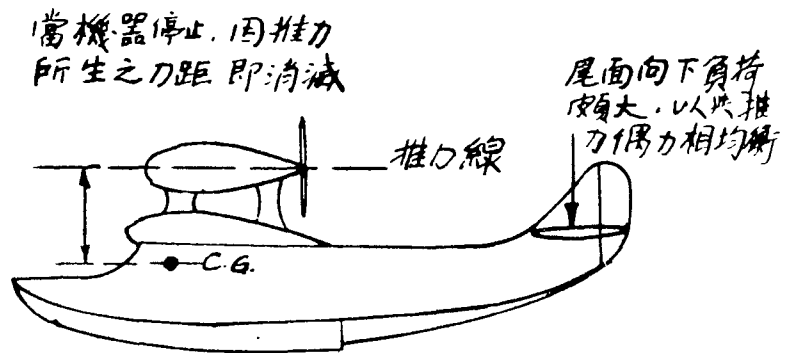
推力線位置在重心以上：此種佈置在水機多用之，因水機之下部有浮筒或船，其重量足使重心降低，此外為避免螺旋槳與水面接觸，應有相當之距離，此亦為將螺旋槳之推力軸提高之另一原故也，如十二圖。



當機器停止，因推力所生之力距即消滅

圖示 C.G. 在推進線之上

圖十一



當機器停止，因推力所生之力距即消滅

圖示一飛船之推力線在 C.G. 頗高之地位

圖十二

衝流之影響：衝流之分析甚複雜，其作用係增加經過尾面之流動速度並改變其方向。速度增加之計算，可應用下公式。

$$\frac{V_s}{V} = \sqrt{1 + \frac{1075 T}{D^2 V^2}}$$

V 為飛行速度以每秒之呎數計之。V_s 為衝流之速度單位如前。D 為螺旋槳之直徑以呎計之。T 表示推力以磅計。

* 此公式係參攷 "The Design of Screw Propellers for Aircraft," by Walts 及 "Slipstream Corrections in Performance Computation" by Edward P. Warner.

通常推力之估計,皆全部由螺旋槳之效率而推算,實不盡然。其中約有10%之錯誤是由於衝流速度之影響。故經驗所得,除飛船外因衝流在尾面所發生之失速力距可直接為下潛力距所抵銷,此力距係用於重心上之推力者。

關於衝流角度之改變,今假設螺旋槳及翼之行動是分別產生洗流(Down wash)此螺旋槳之動作是增加原來之大小及增空氣速度方向($V_s - V$)數量。此數與螺旋槳軸略偏,螺旋槳軸給於總洗流者變為:

$$d\rho = \frac{V_s - V}{V_s}$$

機翼之洗流為:

$$e_0 = d\rho \frac{V_s - V}{V_s}$$

上式中 $d\rho$ 是表示螺旋槳軸及飛行路線間之角度。

V_s 為衝流速度。 e_0 在無螺旋槳作用時之洗流。 e 為包括衝流影響之實在洗流。

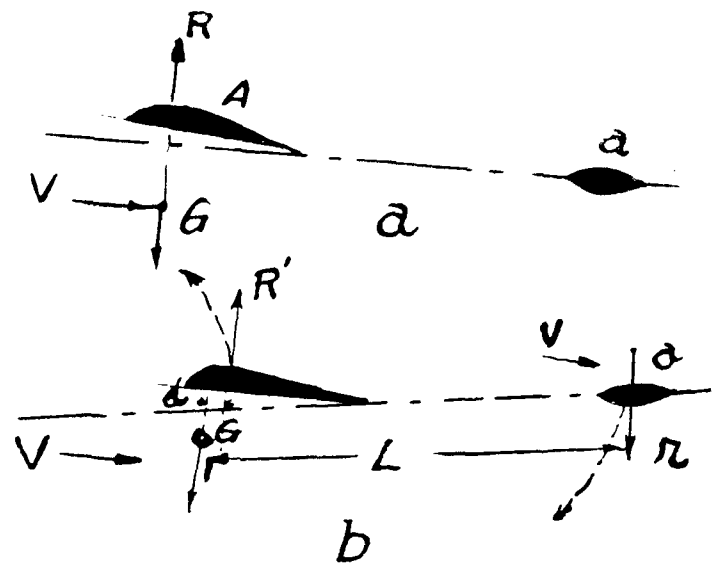
將上二公式合併,可得其結果如下:

$$e = e_0 + d\rho \frac{V_s - V}{V_s} \left(1 - \frac{de}{d\alpha}\right)$$

但在實際之試驗上,似覺應用上式所求得之數值太小。如在英國皇家物理試驗所(National Physical Laboratory in Great British)之試驗,其差數約在2度(此差數頗為複雜,今從略可參考“An Investigation of Down wash in the Slipstream” by L. F. G. Simmons)。

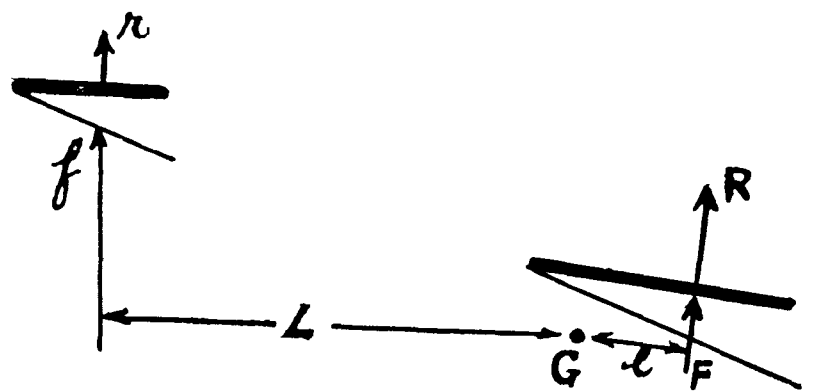
衝流之發生在任何通常飛行之狀態,皆有使下洗流角(Angle of Down wash)增加之趨勢。此方向改變與速度改變效果使在尾面產生擴大向下之負載,若是之失速力距,其大小可以大略計算,容許作均衡之初步調整。

橫尾翅(安定面)及其位置法: 橫尾翅實為保全飛機之縱長安定之一附屬尾翼,惟當飛機起縱長搖動時方顯作用。設有一機,主翼為A,尾翼為a,此a在風洞上之襲角為零。如圖十三(a)當在合法飛行時,壓力心即過飛機之重心。設機頭突然下俯,但仍依原方向前進。如圖十三(b)



圖十三

此時襲角減小,壓力 R' 乃不過飛機之重心。當以重心 G 為標準時,有一力距 $R \times L$ 。此力距愈增,翼面益下俯也。此時尾翼 a 即顯作用,風向在 a 上有一襲角,有一向下之 r 力



圖十四

發生，此 r 以 G 為標準之力距為 $r \times L$ 與 R' 之力距 $R \times L$ 之方向相反，故有糾正之作用使飛機復得均衡。因知尾翅力距必須大於主翼力距。在此情況均衡之條件為：

$$r \times L > R' \times d$$

為圖增大力距 $\frac{r \times L}{\rho \times d}$ ，可增加尾翼之面積，以增大尾翼之壓力 r ，或增長機身即增加其離重心之距離 L 。此外即因襲角變更而使 R' 及 r 變更，故雙方襲角應妥為佈置。茲略述於下。

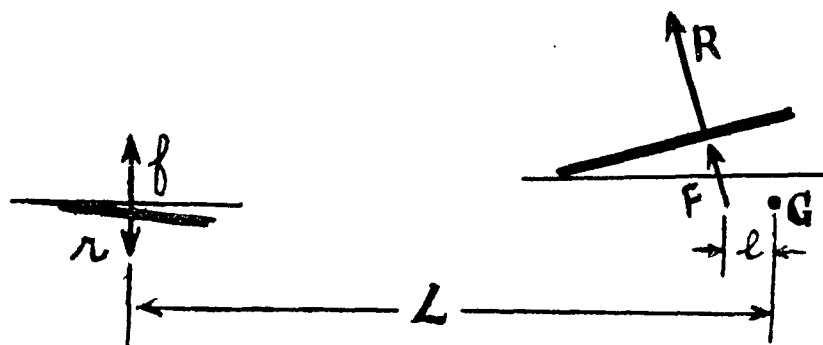
(1) 尾翅之襲角較主翼之襲角為大：此種位置為不安定，因空氣在尾翅上之力 ρ 頗大，飛機之重心在 P 後相距頗遠之處，即 d 甚大，故不合安定之條件。

(2) 尾翅與主翼平行：此種與前者類似，惟重心 G 距 P 稍近耳如 $F \times L = f \times L$ 。故該機為無差式。

(3) 尾翅之襲角較翼面為小：空氣在尾翅上之抵抗頗小，重心 G 與 P 相隔極近，當襲角有變化時，主翼力距因 d 小雖不安定然亦無關。此機之尾翅力距較主翼為大，故安定。

(4) 中性尾翅：即尾翅之襲角為零者，則空氣在其上之抵抗亦為零。均衡條件須主翼上之抵抗 R 通過重心 G ，因 l 為零故主翼力距 $R \times l$ 亦為零。如遇擾亂，則主翼方面無力距。尾翅力距 $f \times L$ 為安定偶力，故此機頗安定。

(5) 負襲角之尾翅：此種佈置之安定程度極佳。因二力距皆為安定之力距也。如右圖，當襲角變更時，例如在主翼上增加一力 F ，則該力距增加，此力距可使飛機恢復均衡位置，為安定者。同樣，尾翅力距因使飛機復原狀，亦為安定者，故飛機極安定。



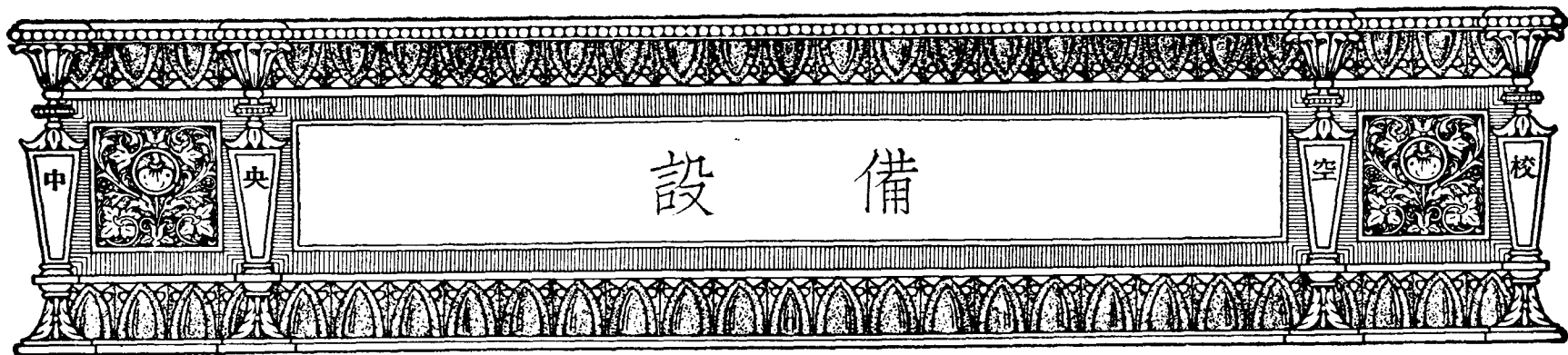
圖十五

縱長安定之操縱機關：升降舵為縱長安定之操縱機關，在飛行時，駕駛者可開動升降舵以保全飛機之縱長安定，當開動升降舵時，空氣在其上即發生一抵抗力，當舵面上翹時，則有一向下之力發生，此力以重心為標點之力距，使飛機機頭向上。反之，如舵面下俯時，則空氣所生抵抗之力距，將使機頭下潛。

本文之參考書：

Airplane Design by Warner
Simple Aerodynamics by Carter

Simplified Aerodynamics by Klemms
飛機學大要 饒國璋先生編



保險傘及其用法

蔡錫昌

I. 引言

吾人每下輪船,最先觸目者,厥爲「救生圈」,蓋船浮於水,觸礁及失火,乃意中事,若明知有危險而不加以預防與征服,則人類與社會,將無以進步,而人之才智,亦復何用?故有救生圈之設,以爲失事落水者藉以漂浮之用,此乃盡人皆知之事實;今夫飛機之飛行空中,亦即輪船之航行海洋,失火與互撞等不幸之意外事件,亦屬難免,故爲飛航人員在空中保障安全起見,而有保險傘之發明,其意亦即輪船之有救生圈,固明甚也。

保險傘發明之歷史,因過去少人注意,已難稽攷,惟十五世紀時,有 Vinci 者,世人公認爲保險傘之首創人, Vinci (1452-1519) (圖 1) 生於意大利之 Leonard, 後居法國 Florence 附近之 Vinci, 彼係美術家,建築師,工程師,而兼科學家;發明飛行之理論甚多,保險傘亦由其首創;有一 Venice 建築家名 Veraneic 者,曾試驗其保險傘之理論,傘爲一倒置之方袋,四角有桿,及索,於 1617-1618 年間試跳多次。



圖 (1)
“Vinci” 像

迨至 1797 年法人別蘭覺氏,亦曾以強韌之紙與布,製造一硬式之保險傘,且於巴黎市內某高廈,曾作實地跳下之試驗。

越年,英人複製同樣之傘,由熱氣球投下,爾後,此類硬式保險傘,更製出多數之式樣,且均收相當之效果,惟此等保險傘,於其構造及性能上,遠於實用之境尙屬遼遠也。

略具今日之模型,持之由氣球跳下,最初成功者,爲 1808 年博爾頓上尉也。

經多人之犧牲,及多年之研究,直至今日,已達完美之程度,而予飛航人員空中之安全保障,誠非淺鮮也。

II. 保險傘之種類

保險傘之種類頗多,各國航空部所常用者,約有下列數種:

- | | |
|---------------------|---------------|
| 1. Irvin. | 4. Schroeder. |
| 2. Russell. | 5. Wing. |
| 3. Hoffman. | 6. Irvin. |
| 7. Salvator "D" 30. | |



圖(2) "Hoffman" (背包式)



圖(3) "Schroeder" (德國製造)

前三種為美國製造,四,五,六叁種為德國製造,第七種為意大利製造;其實名目雖異,大致均相似,所異者,在乎帶套製造及傘包式樣之不同而已,其功用在乎負荷飛航員之體重,使徐徐下降,保障生命則一也。

現今所採用者,以美國之 Irvin, Russell, 及意大利之 Salvator "D" 30為最多,故本文所論,亦以三種較詳,其餘從略。

甲。Irvin

美國製造,傘形稍尖,傘衣之頂部有一小傘,名曰引導傘 (Pilot Chute) 以 500 磅拉斷力 (Tensile Strength) 之絲繩聯於大傘之頂端,其直徑為 36 吋,內支以有彈性之鋼製傘骨,故當傘包拉開時,引導傘必先彈出,且藉彈力開展,并引導大傘助其開展。(圖 5)

經多次試驗之結果,均認引導傘對保險傘之功用,實有宏偉之效力;蓋能引導傘衣脫離人體,以防糾纏,且當低空急墜時,亦能使大傘迅速開展,平安降落,此為 Irvin 之



圖(4) "Irvin" (德國製造)

獨到處,而被飛航人員之歡迎採用者亦在此;意大利之 Salvator "D" 30 現亦用引導傘。



圖(5) 引導傘引導大傘開展之情形



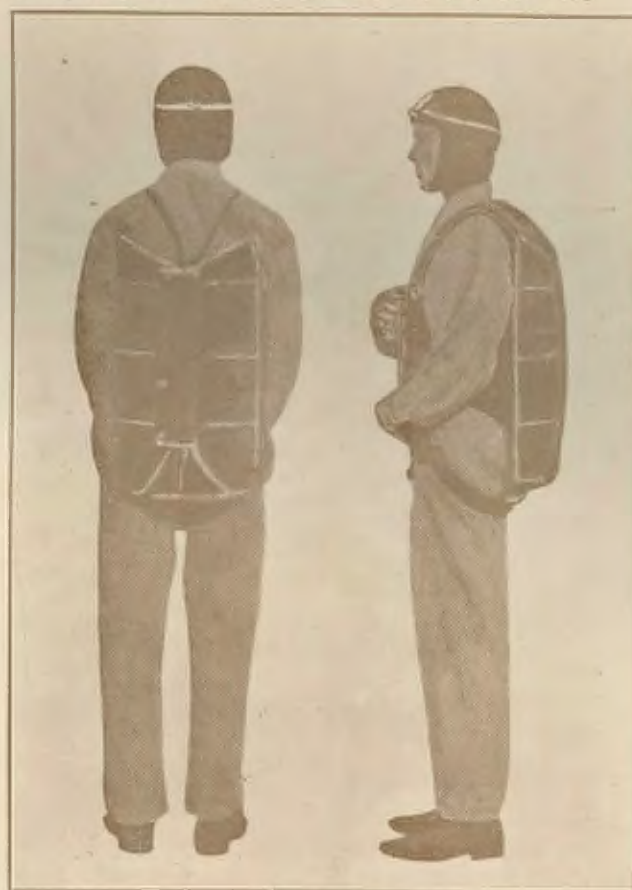
圖(6) 美國製造 Irvin 之座包式

以其直徑之大小,又可分為下列三種:

1. 直徑二十四呎: 此傘全重約十八磅,降落速度每秒十六呎,便於平常使用。
2. 直徑二十八呎: 降落速度每秒十二呎,因其速度緩慢,故多供表演及訓練用。
3. 直徑二十二呎: 此傘常與二十八呎者同時合用亦宜於表演與訓練用。



圖(7) Irvin 膝包式



圖(8) Irvin 直背式

又以傘包之式樣與帶套之不同,亦可分爲下列五種:

1. 座包式: 此式掛於飛航員之臀部,一如座墊,因此可減少負重所感之疲乏。(圖6)。
2. 膝包式: 此式掛於膝前,故便於觀察員及機鎗手之用。(圖7)
3. 直背式: 此式縛於背上,多供乘坐汽球及汽船人員之用,蓋便於行動及攀登也。
4. 曲背式: 此式雖亦縛於背上,但沿背部之曲線而製成曲形,蓋軍用飛機之坐艙(Cockpit)恆小,爲飛航員易於跳傘起見,故以採用此式爲最適宜。(圖9)
5. 快戴式: 爲欲平時減少飛航員長時間之負重,緊急時易於取戴而應用,故特別製成此式,平時掛於航空器內,急時取戴應用。(圖10)



圖(9) 在房艙飛機內穿帶曲背式保險傘坐於靠椅上之勢姿。



圖(10) 已掛在掛鈎上之快戴式傘包

6. 易卸式: 此式與座包式完全相同,惟無帶套鈎及帶套D形環,肩帶,外腿帶之端,繫一特製之銘銀合金片,片端有一圓孔;左胸帶之端,有一特製之圓形易卸鎖,當穿帶時,僅將肩帶腿帶之銘銀合金片之圓孔,插入易卸鎖內,卽能扣住,當將降落於水或森林等障礙物,而有迅速解脫保



圖(11) 易卸式保險傘

險傘之必要時，則祇將易卸鎖依所畫箭頭之方向旋轉九十度，再用力一拍則全傘即能脫離身體。(圖 11)

乙。 Russell,

此傘為美人 Russell 君所製造，頂平，如 (圖 12)，Russell 君原任職於 Irvin 廠，繼而離廠自造，即以其名名傘。

丙。 Salvator "D" 30

此傘如 D 字形，係意大利所製造，為保險傘中之最簡單者，重僅六公斤，茲述其大概如下：

此傘聯於飛航員身上者，僅一特製之帶套，縛於胸前，又有一堅而柔輓之帶，掛於右肩，因傘包與帶套聯接法之不同，亦可分為三種：

1. 座包式：如 (圖 13)。
2. 背包式：如 (圖 14) A, B。
3. 膝包式：如 (圖 15)。

雖有上述三種之分別，但傘包則完全相同。



圖 (12) Russell 全傘展開之情形



圖 (13) 座包式



圖 (14) A, 背包式之背面

III. 保險傘之製造

保險傘雖有上述之種種不同，但其製造之材料與方法，均大同小異，今分別述之如下：



圖 (14) B, 背包式之前面



圖 (15) 膝包式

1. 傘衣 (Silk Panels): 製造傘衣之材料,均採用特製之絲織品,或棉織品,以其有較大之抗張力,能維持由高空落下時空氣抗力也。

製造之方法,以其傘衣形式之不同而有分別,美國製造之 Irvin,則以四塊大小相同之三角形絲織品縫合而成。

任何種類之保險傘,必在其傘衣之頂部,穿一直徑十一吋半之圓孔,使一部份之空氣由此溜出;雖空氣抗力之公式為 $R = CAV^2$,而保險傘之目的在使落下之緩慢,即求空氣抗力之增大;但面積減小,——穿傘衣之頂孔,——所損失之空氣抗力甚微,而使高壓之空氣,得由頂孔溜出一部份,不致衝破傘衣所收之功效,實較宏偉,且落下之速度並不因此增加。

2. 吊傘繩 (Shroud Line): 以特種絲製成圓柱體之繩,上端聯於傘衣,下端聯於吊傘帶,此即吊傘繩也,其拉斷力為四百至五百磅。

美國製造之 Irvin 共有二十四根; Hoffman 共有二十八根; Russell 共有二十四根; Salvator "D" 30 共有十六根。

3. 吊傘帶 (Life Web): 共四根,以特種麻織成,每根之上端聯以吊傘繩六根或七根,下端聯於帶套;意大利製之 Salvator "D" 30 無吊傘帶。

4. 帶套 (Harness): 帶套為聯於飛航員身上之部份,係肩帶兩根,胸帶兩根,背帶兩根,內腿帶兩根,外腿帶兩根組合而成之總稱,用特種麻製成,其拉斷力為三千磅。

5. 金屬零件: 保險傘上所有大小金屬零件如下:

- (1) 適合環 (Adapter)
- (2) 帶套 D 形環 (Harness D Ring)
- (3) 帶套鉤 (Harness Snap)
- (4) 拉環 (Pull Ring)
- (5) 快戴式傘鉤 (Quick Release Snap)
- (6) 快戴式傘包 D 形環 (Quick Connector D Ring)
- (7) 鎖針 (Locking Pin)
- (8) D 形主環 (Main D Ring)
- (9) 拉繩 (Rip Cord or Flexible Cable)
- (10) 拉繩管 (Rip Cord House)
- (11) 易卸式易卸鎖 (Release Fitting)
- (12) 嵌扣 (Snap Button)
- (13) 引導傘鋼骨

上述金屬零件,均以鉻鎳合金製成;帶套 D 形環與帶套鉤之拉斷力為五千磅。

6. 浮水墊: 帶套與背部接觸之處,及傘包與臀部之間,有海綿類製成之布墊,性軟,質輕,平時可減少飛航員摩擦之痛苦,落水時有浮水之功效。

IV. 保險傘之使用

1. 穿帶: 在穿帶之前,必須檢查,檢查之手續與方法: 第一須檢查鎖針有否脫出鎖錐,再檢查傘衣是否完全納入傘包之內;最後,以手試驗開包膠皮繩是否鉤住而有彈力,如各方均認為適合,於是以兩肩帶穿帶於兩肩,先將胸前之帶套鉤與帶套 D 形環扣緊,並依各人身體之大小,以適合環調正之,務使舒適為度;次將內腿帶與外腿帶扣緊,在此有一緊要之事項,凡屬飛航人員均應注意者,即當扣兩腿帶之帶套鉤時左右不能交叉,否則,在跳下時,生殖器及兩腿必將受劇烈之創傷。

2. 低空使用: 保險傘在空中使用時,從鎖針脫出鎖錐後,至完全展開之時間需, $1\frac{3}{5}$ 秒,即扯拉環後 $1\frac{3}{5}$ 秒內,不發生效用,故在飛機上開始跳躍之高度,有一定之限制,此高度謂之「保險高度」。

保險傘完全展開之時間既為 $1\frac{3}{5}$ 秒,則依落體公式 $S = \frac{1}{2}gt^2$ 計算,當保險傘發生效力時,人已落下: $S = 16 \times (1\frac{3}{5})^2 = 40.9$ 呎,由此而論,則跳躍保險傘之保險高度,僅四十呎與五十呎之間已足,但理論雖如此,而事實未必盡然,據多數飛行家跳傘之經驗及試驗之結果,則須二千呎以上之高度,始能保險,然亦須以良好之天氣為條件。

當低空使用時，(在保險高度內)，因高度之有限，時間之匆促，故一離機身，須即扯拉環俾全傘迅速展開，發生效力，得平安降落，但因扯環之過早，有傘衣及吊傘繩等纏繞機翼及機尾之危險，故須極為留意，最好平時多多練習。

3. 高空使用：在高空使用保險傘時，雖人體脫離飛機後，而以加速度下墜，但離地有較大之高度，仍可有充裕之時間，為各種之動作與準備，當跳傘人脫離飛機後，因人體重心之關係，必連翻筋斗，在此時間，跳者可密數一，二，三，三個數字，(約經一秒餘)以後再扯拉環，蓋可脫離飛機較遠，不致發生火災及掛於機尾之危險。

若在10000呎以上之高空躍下，則竟可不扯拉環，任其自由落下，直至保險高度以上，再扯拉環，亦不致受傷；1933年10月11日，蘇聯航空界宿將，軍事航空科學研究所駕駛員埃夫塞伊夫氏，曾於23622呎之高度，自飛機中躍下，而僅於離地484呎時，保險傘始展開，仍未受傷；英人屈倫能氏曾成功在17500呎，高空躍下之壯舉。(圖16)

但落體之定律，愈近地面，則速度愈大，速度大，則空氣之抗力亦大，如此抗力超過保險傘之抗張力，則雖全傘展開，亦將遭慘酷之不幸。

4. 練習及表演時使用：保險傘原為飛行家在空中突然遭遇意外時，跳躍空中脫離飛機，使其負荷人體之重量，徐徐下降，保全生命之用，故在平時應加以練習純熟，俾臨時不致慌張失事。



圖(16) 英人屈倫能氏空中跳躍之壯舉
在一萬七千五百呎之高度跳下



圖(17)

爲避免練習及表演者種種危險,最好以直徑二十八呎之直背式與二十二呎者同時使用。(圖 17)

並於飛機離陸之前,站於機翼之後緣, (Leading Edge) (圖 18), 但須注意跳躍時爲機尾所阻擋; 待至相當高度後, 跳傘者可先扯拉環, 使全傘展開。(圖 19)



圖 (18)



圖 (19)

再將緊抱支柱之兩臂放開 (圖 20), 則人體脫離飛機, 隨傘飄蕩, 徐徐下降 (圖 21) 此法英文謂之 "Lift off". 如直背式不生效力時, 尚可拉二十二呎者。



圖 (20)



圖 (21)

如此練習數次, 當得空中下墜之經驗, 則可練習平飛時坐艙中之跳躍, 當跳躍之前, 應有準備之動作, 即在失事跳傘時亦然; 第一先將所戴之眼鏡推開, 再站上坐椅, 向一側俯衝 (Dive), 再扯拉環, 則人體脫離飛機矣。若至此而無錯誤, 則可更進一步練習, 失事時之跳躍, 法即駕駛者至相當高度後, 做螺旋下降之動作 (Spin), 練習者即於此時躍出飛機; 因飛機失事類皆螺旋下降, 若於平時練習有素, 則一旦突遭意外, 必能

應付自如,保全生命也。

據多數飛行家跳傘之經驗,當飛機向右螺旋下降時,必須向左跳躍,向左螺旋下降時,必須向右跳躍,如在同方向跳躍,則雖爬出坐艙,亦將受離心力之作用,身體緊貼機身,再須用力猛滾,始克脫離機身,此項事實,同期同學胡莊如君曾身歷,為余道之綦詳。飛航者不得不注意也。

5. 緊急時使用: 當飛機因某種關係在空中失事時,飛航員應以極短之時間,攷察該飛機是否尚有勉強駕駛,及強迫降落 (Force Landing) 之可能,蓋一旦昇空,飛機即為飛航員之生命,雖已遭受意外,亦應運用靈敏之腦筋,想種種之方法,務求保全飛機,所謂救飛機亦即救自己也,此為飛航人員應有之德性。如已認為無法挽救,不再跳傘,勢將同歸於盡,至此始可下決心跳躍,但決心既下,絕不可再有猶豫,跳躍之動作,全與練習時相同,先將眼鏡推上,以免障礙視線,同時將保險帶解開,立上坐椅,向飛機螺旋之反對方向俯衝 (Dive), 待完全脫離飛機後, (約經一秒餘鐘), 即將左手拉住右胸帶, 以免扯拉環時之扭轉, 同時右手用力猛扯拉環。傘即展開。可平安下降矣。 (圖 22)

當此時期,雖貴乎腦筋靈敏,動作迅速,但平時練習有素,亦有重大關係也。

6. 斜降及改變方向: 全傘既經展開,因無操縱機關,故必自由飄浮,而有降落障礙物頂及危險地帶之可虞,故跳傘者,須使其斜降及改變方向;斜降之方法,祇須將欲水平方向行進之吊傘帶下拉,則傘衣之一邊,必因此摺疊,而一部份空氣,即被逐出,故能水平行進,超過障礙物及危險地帶。 (圖 23)

雖無經驗之跳者,亦能在每降落一百呎之間,向水平方向移動十呎,如有相當之

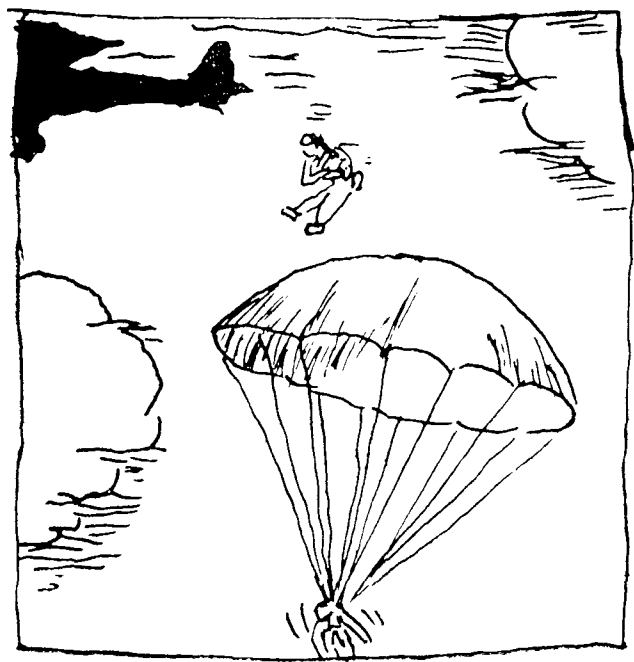


圖 (22)

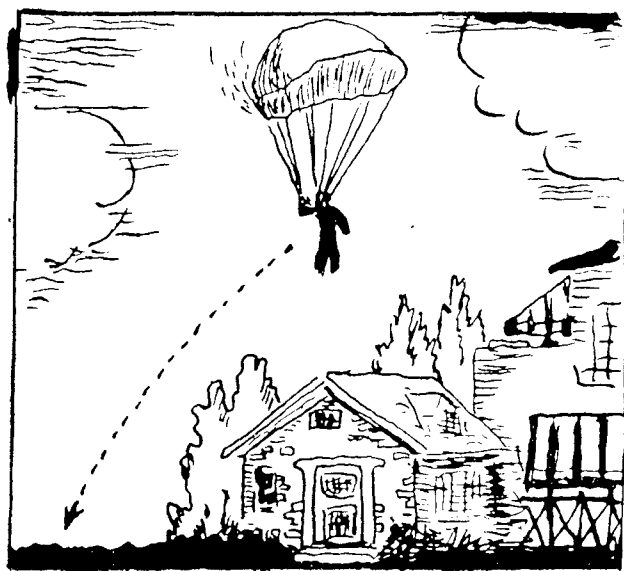
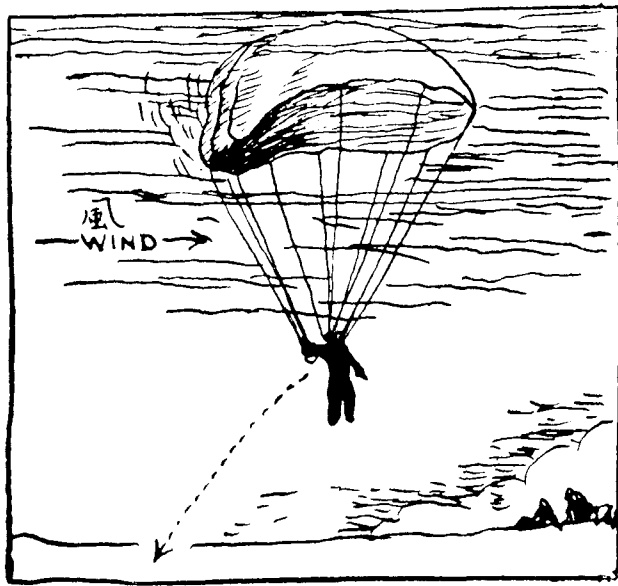


圖 (23) 斜降

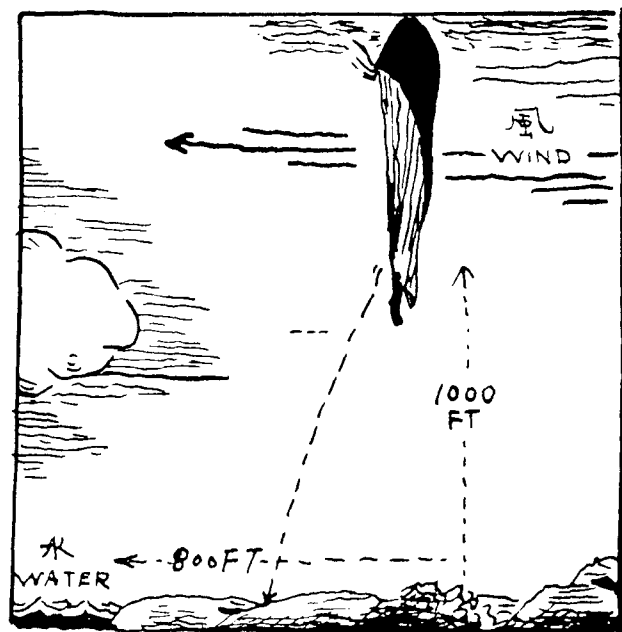
經驗者,尚可增加此數;但拉下過度,空氣排出,超過體重應有之浮力,則降落更快,危險仍將跟隨而至矣。

當風力較大之時,而欲避免吹落危險地帶,則可拉下逆風方向之吊傘帶,使逆風水平行進,(圖 24),但離地較近時切不可作此。

保險傘降落之速度,每分鐘約為一千呎,如遇風速每分鐘十哩之風,則降落一分鐘後,可使保險傘向水平方向進行八百呎距離外之水中,當此之時,跳傘者可多拉逆風方向之吊傘帶,使大部份空氣逐出傘外,增加降落之速度,避免吹落於危險地帶,但在將與地面接觸之前,必須再放鬆吊傘帶,使全傘重新展開,以減少觸地之震動。(圖 25)



圖(24) 逆風下降



圖(25)

改變方向之方法: 猶如在斜降時一手拉住一邊之吊傘帶,(如欲向左轉,則以左手拉住左方者,向右轉,則用右手拉住右方者。)使傘衣之一邊摺疊下降約三呎,同時另以一手擰其對方之吊傘帶,向欲改變之方向擰轉,而保險傘亦即移轉其方向矣;但距地過近時,切勿可作此。

當下降時,如覺身體過於前傾,則可用大手指按壓兩腿旁之坐位帶,使之向下,則可恢復正坐之位置。

如有搖擺之傾向,可拉下傘衣較高一邊之吊傘帶,以改正之,如過甚,則放鬆之,同時拉下對方之吊傘帶以改正之,如是反復拉放,則傘得其平衡而不致搖擺矣。

7. 落地與落水: 當降落將近地面時,跳傘者仍宜保持坐於帶套之姿勢,但兩膝須少屈,並宜放鬆筋肉,兩手握住吊傘帶,待保險傘失其效用之前,雙足適接觸地面之際,即將吊傘帶向下拉,而使全身立起,如此可減少落地時之震動,切勿挺直全身,須任

其自由接觸地面，即滾轉於地面亦無妨也。

如在暴風時降落，則兩足觸地後，即須將帶套解脫，或握住一邊之吊傘帶，拉回八呎至十呎，使傘內之空氣流出於傘外，則不致為風飄蕩矣。

如不得已必須降落水中時，為避免全傘之糾纏身體，礙及游泳，則可將全傘解脫；如穿帶者為標準式帶套之保險傘，則在空中時，須先將兩腿帶解開，待近水面時，再將胸帶解開，此時全身之重量，僅負於兩肩帶上，故兩臂須互抱，待距水三四呎時，再將兩臂上伸，身體即能滑出帶套，躍入水中，而保險傘因人體脫離，降落速度驟減，已被風吹開矣。（圖 26, A）及（圖 26, B）。



圖 (26) A 近水時準備解脫



圖 (26) B 解脫後之情形

若穿帶者為易卸式帶套之保險傘，則在距水面八呎至十呎時，先將胸前之易卸鎖，依所畫之箭頭旋轉九十度，至距水面二三呎時，再力按之，則人體即與帶套完全脫離，此物極易使用，故非至距水面二三呎時，不宜用之。

如用全套訓練時，（即二十八呎者與二十二呎者同時使用時。）則將胸前傘包頂於頭上，或即任其靠於肩上，以便照上述方法解脫帶套。

最近德國為求海洋中航空事業之安全，已發明一種鹽類化合物，盛於小袋，備在身邊，一旦落水，即能變成氣體，使人浮於水面，以待救援。（圖 27, A）及（圖 27, B）。



圖 (27) A 墮入水中後,身上備有小袋內之一種鹽類化合物,即變成汽體,使人浮於水面。



圖 (27) B 可如是漂浮待救

V. 結論

吾人既已明瞭保險傘之構造與作用,則對飛航人員安全保障之價值,自可想見。故各國航空部均有規定:“不穿帶保險傘者,不準駕駛飛機,”此不僅為個人生命着想,亦為駕駛人材造成之不易也;吾國向無此規定,故無辜犧牲者其數目實堪驚人,而以二十一年九月九日因成隊飛行互撞而毀機殞命之石曼牛教官尤為可惜,設當時而有保險傘,則在二千呎之高度,跳傘之機會頗多,決不致隨機殞命,喪失良材也。自此以後,始有“不穿帶保險傘者,不準駕駛飛機”之規定,故一年來同學間雖屢有失事,但均藉保險傘平安下降,而未遭難,此則不得不歸功於保險傘也。

時代轉輪,不斷向前推進,宇宙間之萬物,亦隨時序之轉變而演進,保險傘亦在科學家之腦筋中逐漸改進,予飛航人員空中平安之完全保障,此乃意中事,不難實現;但吾人覺得救人棄機,未免可惜,尤以尙不能自製之我國,亦應設法保障飛機,不使損毀,因此,吾人提出應以救護飛航人員之保險傘改進,使救護飛機,飛機得救,人亦可得平安矣;吾人之理想為:以能負荷飛機全重之保險傘,設置機上,以吊傘帶之下端掛於飛機之中心,一旦發動機停止或操縱機關失效,無法維持於空中時,駕駛者可一按機關,則全傘展開,使飛機仍能平安落地;但飛機重量與人體重量之比較,其增加之倍數甚大,則保險之面積必增至更大,面積大則包裝後之體積亦大,重量亦增加,如是,則飛機將難於負載,實一困難問題,此則有望於專家之研究也。

機槍瞄準器 (Gun Sight)

康代光譯

無的放矢，兵家所忌，故射擊者，咸用瞄準為能事，在昔機槍之用于航空器上者，均由槍手操縱，司機不負射擊之責，其瞄準方法，世人皆知，不須贅述。茲將討論者，乃裝于單座機上之協調機關槍，此槍固定于發動機之兩旁，或左右翅上。既無移動槍身之可能，復無寬裕時間之操縱，其將何以瞄準乎，是有研究之必要矣。下述 C-3 瞄準器，乃為解決此種問題而作，構造簡單，效用宏大。無論機槍之裝置如何，開動如何，均能適用。其全部機件，計有支柱二，橫杆一，及瞄準珠與瞄準圈而已。

機件裝配之大概。

全部機件，裝于機身上部座位前面之支持白上。前後兩支柱各位于此白中，可上下調整。後支柱上更有司橫向操縱之揔手，及上下移動之螺杆。

裝此後柱時，須先去鎖簧，揔手，及下端之彈性絞槍 (Spring clip)。每支柱均有六方螺帽二，各位于固定白之上下，以緊固支柱，並作初步之調整，使橫杆與飛機拉力綫 (Thrust line) 平行。瞄準珠與瞄準圈，則各位于前後方孔內，用頂端螺釘固牢之。

至兩支柱裝妥後，則將瞄準綫 (過珠心及圈心之直綫) 校準，使與拉力綫平行。其橫杆可前後移動，移至遮風板 (Windshield) 前，恰俟與槍手之視線合宜為止。

于是可扭轉揔手或下端螺杆，使成縱橫方向之移動，恰至瞄準綫與彈道軌跡之交點，適為所求之射程 (交點與槍口之距離)。此乃槍已固定用調整瞄準器以求交點之法也。又可將瞄準器裝成水平位置，而使機槍縱橫擺動，以求其交點。如一機裝用兩槍，則非二法同時使用不可。即先用前法以裝左邊機槍，再用後法以裝右邊機槍，或相反應用亦可。

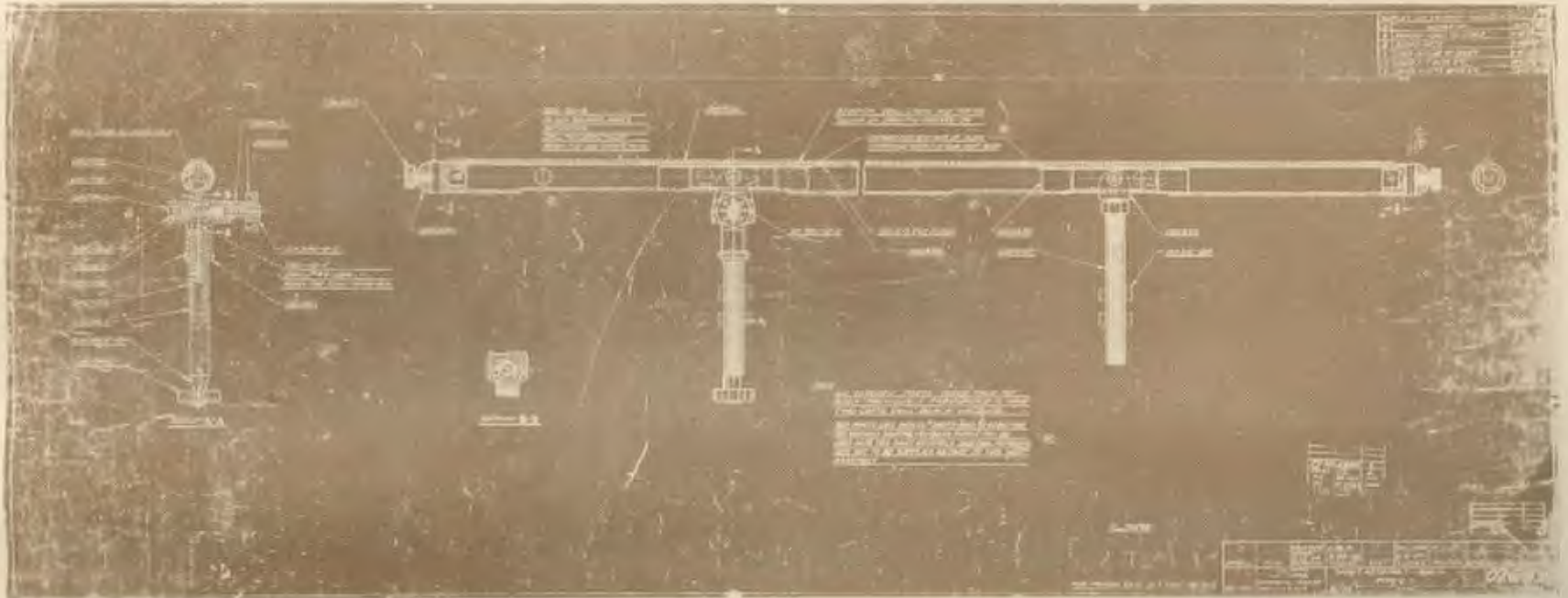
作此工作時，須先在拉力綫之延長綫上，立一目標，其距離等于欲求之射程。然後調整固定機槍之螺釘，使成縱橫方向之移動，令其彈道軌跡，針對目標，則裝置完竣矣。(由槍管內看目標時須以一小反射鏡置于彈膛，如其對準目標，則鏡內反射目標原形，否則尚未對準也)。

如用上述第二法調整，則先立目標于彈道軌跡綫上，然後調整瞄準器，使其對準目標為止。無論用任何方法裝置，飛機尾部，均宜墊高，使拉力綫成水平位置，並以重物擊于尾撬 (tail skid) 上，以免倒翻。

應用之一搬

C-3 瞄準器，可用于以協調裝置 (Synchronized) 或自由射擊之飛機上。此器裝妥後，可以視為射擊之龜鑑；在任何情況時，不受風向，飛機速度，子彈速度，與飛行狀況之影響。然亦非謂此器一經校準後，可以隨意應用也。如因欲射之目標不同，司槍者亦宜視情形而加以調整。故槍手必須熟記調整部份之運用，以便隨機應變云。

瞄準器之各部切形及名稱，如下圖所示。



又當飛行時，吾人尤須注意，當拉扳機 (Trigger) 之際，飛機必進行若干距離，若不調度得法，測算在此過程中進行距離之大小，而酌量先後拉機之時間，(如槍口向機頭，則提前拉扳機，槍口向機尾，則遲緩拉扳機) 實難命中。此種提前提後之時間，則視飛行速度之大小為依歸也。

在橫杆頂上之刻度平板，除為免除瞄準時反光外，餘無他用。飛行時槍手如欲改變其射程，可扭轉揲手，及螺杆足矣。致揲手滑動時所指之刻度，即可作為射程改變之大概準繩。改變一個刻度，增減射程之大小，應先有把握，始能臨陣不亂。否則仍以不加調整為佳。

附： 本文譯自 Instructions in use of Gun Sight C-3.

高空氧氣供給之裝置

潘學彰

空氣力學告訴我們，大氣壓力與空氣密度成比例的；如壓力變更，密度亦隨之而改變。同時壓力亦隨高度變更；當高度越增，大氣壓力越是減少。故密度在高空時，亦逐漸減少。一個人在高空時，每次吸入之空氣容積，與地面相同，可是內部氧的質量，已經沒有地面上那麼多。但是人體內部血液循環作用，及筋肉方面所需要的氧氣，始終沒有改變。那末每次吸入的氧氣，已經減小。我們要供給內部氧氣的不足，不得不增加呼

吸的次數，設在地面每分鐘的次數為三十次，那末在高空時，每分鐘的呼吸次數，一定要在卅次以上。我們走到高山的頂上，氣喘不止，即其明證。

由上面話，可斷定高度影響於人生的呼吸極大。航空人員在高空時，若沒有氧氣的供給，受到高度影響，呼吸必異常短促，故其所有的駕駛精力，一部分已集中於呼吸，因之知覺力，與視覺力，判斷力及全身的精力，逐漸的減少。便容易發生不幸的事情。要避免上述的危險，不得不設法在高空時裝置氧氣的供給。使其每次吸入的氧氣量，與地面無異。現在氧氣供給的裝置有二種。(1) 高壓氣體氧氣裝置，(2) 低壓液體氧氣裝置。茲分述之於後：

高壓氣體氧氣裝置。

此種裝置，發明最早，而其用途亦最廣。其原則，將氧氣用高壓使成液體，而裝入鋼質圓筒中。由圓筒經過調整器，而流到呼吸口套中，以補助吸入氧氣之不足。其裝置如第一圖及第二圖。

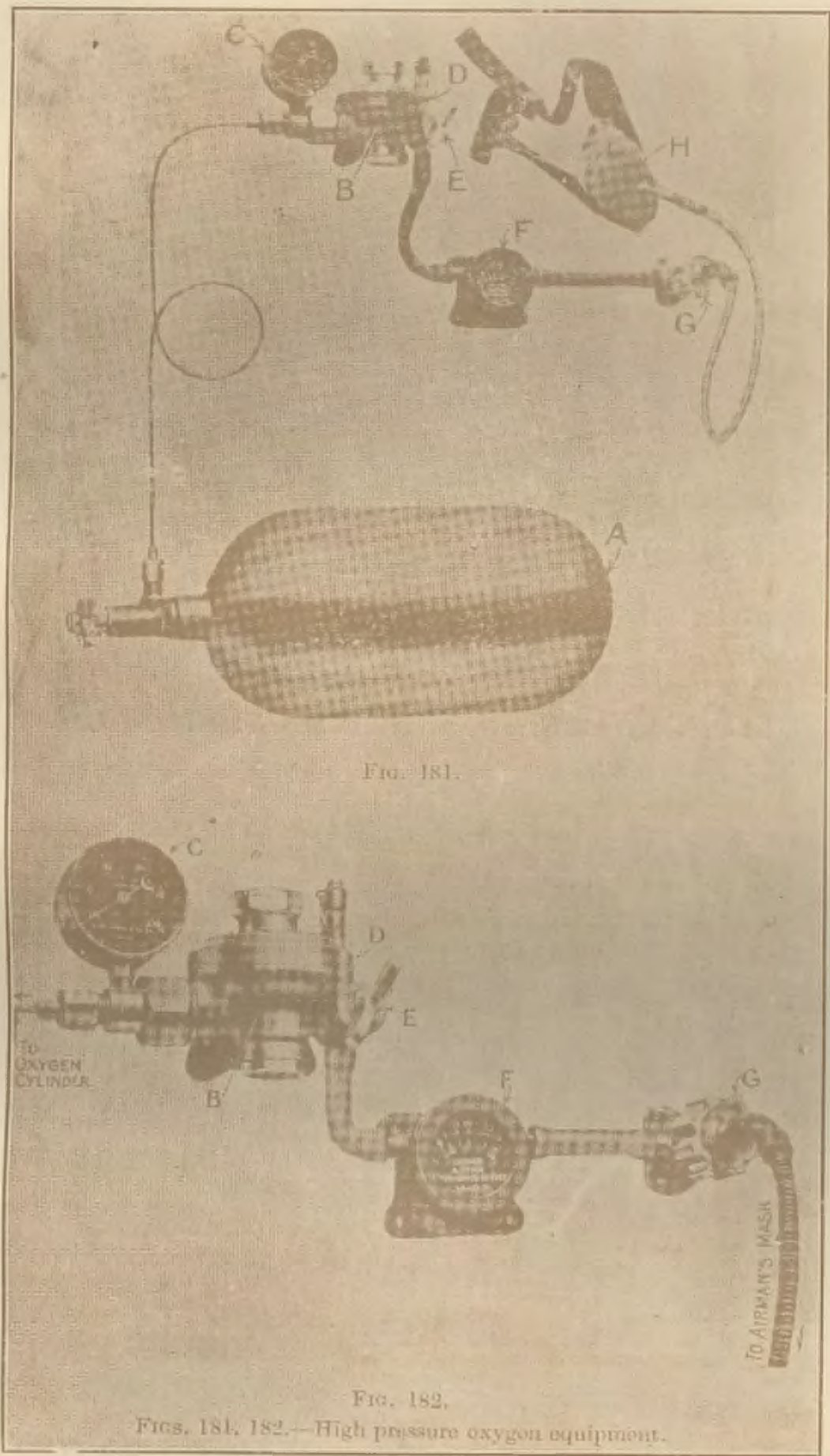
圓筒 A 內，滿裝每平方吋 1500 磅壓力之氧氣。用高壓金屬管連結調整器 B，圓筒上裝有一瓣，此瓣僅有兩個工作位置，即開與閉也。調整器上裝一壓力表 C，減壓瓣 D，操縱瓣及 E。C 表用以指示 A 筒內氣體之壓力。D 瓣用以減低由 A 筒流出氣體之壓力，使其減至每方吋等於 30 磅至 75 磅。E 瓣，用以限制供給氣體之多少。在低壓方面，裝一安全瓣及流動表 F。調整器與流動表之間，用低壓鋼管連結，遇必要時，此管可直接連在結合組 G 上。該組氣體得迅速流入口套之中。

為避免減壓瓣冰凍，以致塞住經過小管的氣體起見，將氧氣與圓筒於未裝入之前，使之極乾。如遇極冷時，在調整器處，須設法加熱。

高壓裝置，最大的缺點，是筒身太重，而筒的重量是隨能抵抗壓力之大小為轉移。普通之商用圓筒，其壓力每方吋為八噸。其重量與容量之比為 0.79 噸。如遇在多位之高空飛機上，因要儲蓄多量的氧氣，那末筒身的重量，給予飛機很大的阻礙。為此，許多的材料學家，想得一個重量與容量比例數較低的圓筒，曾經多次的試驗，結果均告失敗。同時還證明一個充滿氧氣，可由三十呎高墜下，而不致發生危險的，但遇到了子彈穿過後，極易破裂，而發生不幸之事件。英國儀器家司梯華德 (Stewart) 曾經設計一個重量與容積比等於 0.25 噸的圓筒，是一個八磅的圓筒，可容 500 磅的氧氣，在充滿時，遇到了子彈穿過後不生若何影響。故試驗的結果很好。

調整器可以分為兩種，(1) 用手調整器，(2) 自動調整器。第三圖為最新式之用手調整器，這種調整器的壓力，永不改變，薄膜 A，連於支柱 B，B 上裝一可調整之瓣 C，

此瓣與氧氣通過管相嚙合,安全瓣E,及用手調整瓣F,是裝於調整器之身上。第四圖為閣曼公司 (Siebe Gorman) 之最新式自動調整器,其減壓瓣之構造,與上述之調整器



第一圖及第二圖 (高壓氣體氧氣裝置)

相似,不過氧氣經氣瓣室,至流動表,而達出口。利用電池荷包開動之滑走活瓣,可操縱其排出量之多寡。第五圖表示壓力減少後,荷包膨脹之狀況。壓力減少,荷包即膨脹, V

形尖槽,與氧氣流動表之進口全合。而壓力減少,氧氣供給量,自動增加。流動表之尖形玻璃管內,裝一捲絲軸,有一小道,遇調整器有損壞時,可停止自動氣瓣之作用。第六第

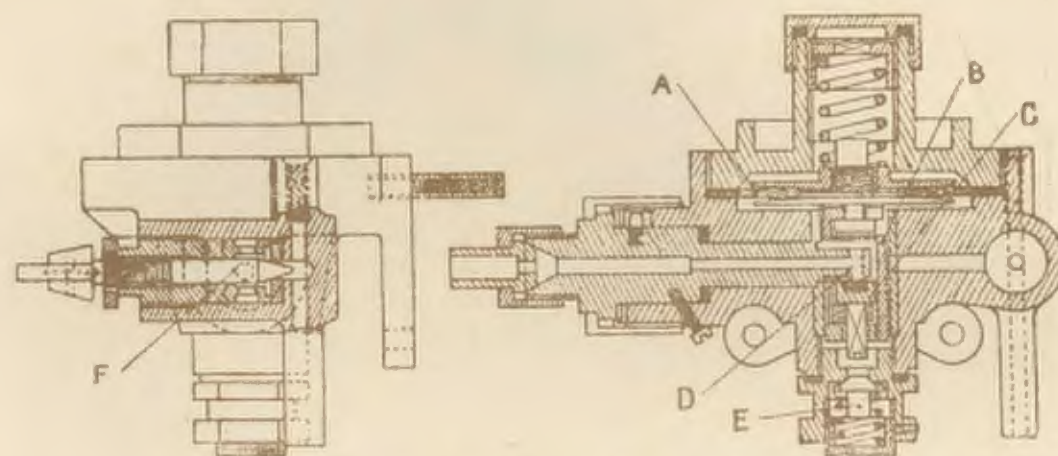


FIG. 183.—Hand-controlled regulator.

第三圖 (最新式之用手調整器)

七兩圖,爲法國馬賽兒阿金努 (Marcel Argenault Automatic Regulator) 自動調整器。此種

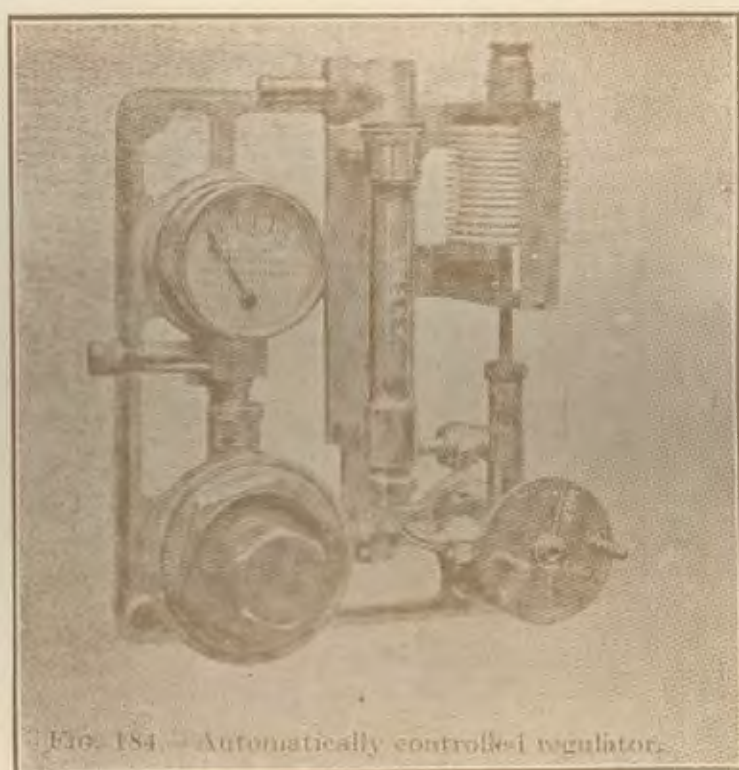


FIG. 184.—Automatically controlled regulator.

第四圖 (自動調整器)

調整器之構造,簡而牢固。一滑走活瓣,連結兩個薄膜。其接法爲氧氣進入活瓣室內,其壓力須隨大氣壓力之減小而增加。一個面積固定之氧氣排出管,利用壓力之不同,可以自動操縱氧氣之排出量。故高度漸增,大氣壓力漸減,瓣室內之壓力漸增,排出之氧氣,因之自動增加。故在各種不同之高度下,氧氣之排出量,均可補足人體內氧氣之不足。

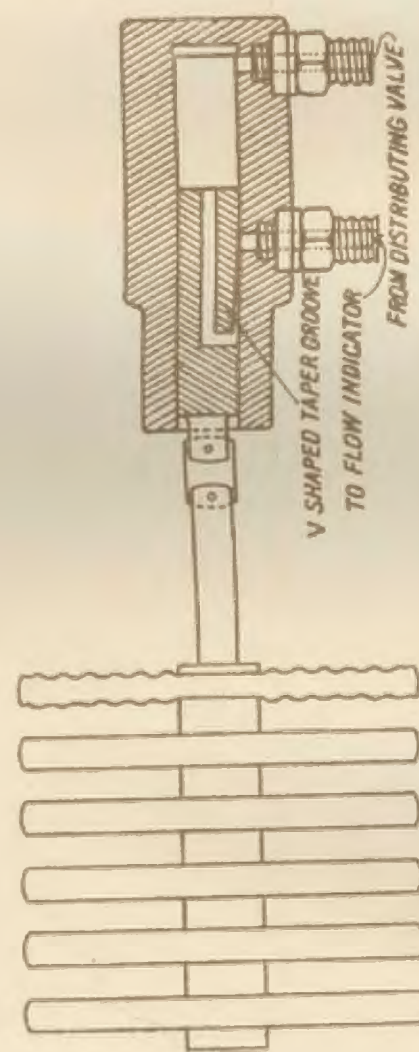
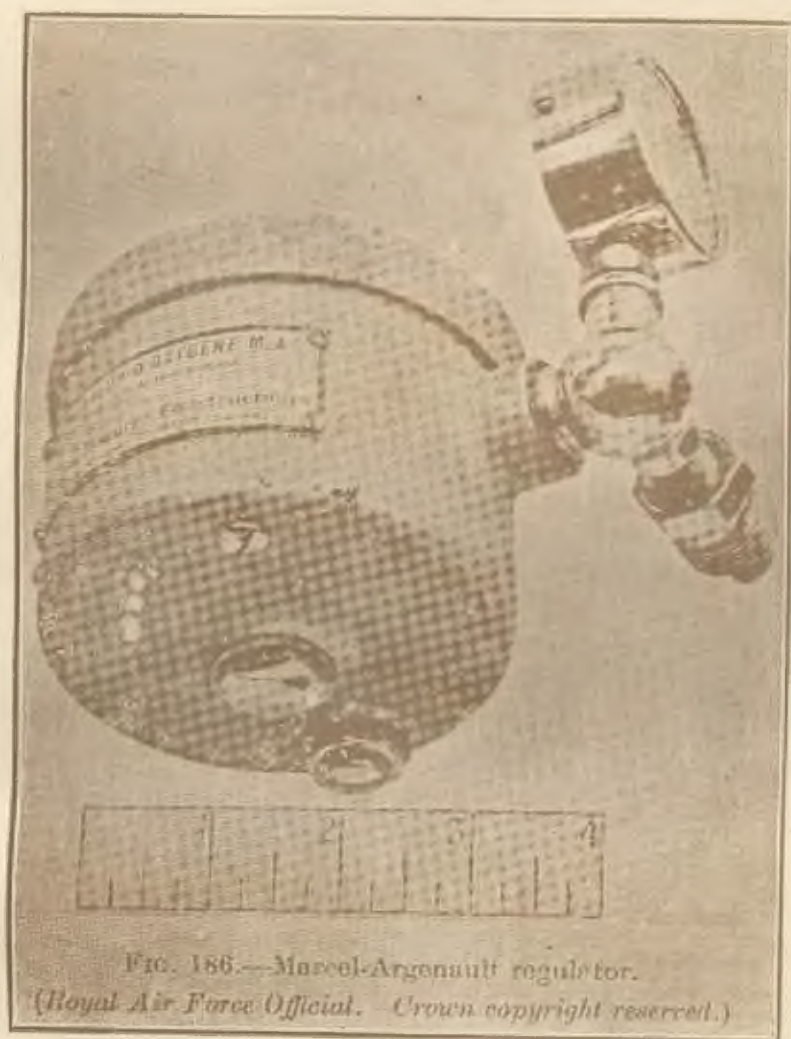


FIG. 185.—Automatically controlled regulator.

第五圖 (自動調整器)



第六圖及第七圖(馬賽兒阿金勞自動調整器)

呼吸口套,為高空氧氣供給裝置上之最關重要部分。尋常之接合組,亦裝在此套上。在座位多之高空飛機上,觀察員之位置,時有變更,故多用第八圖所示者為接合組。該組中,有一彈簧活瓣,此瓣當柄 C 不接合時,即將 B 室中之氧氣排出管封閉,故可免浪費。安全瓣 D,用以免除接合組尚未接合,及調整器之排氣瓣未關閉時,氧氣壓力之

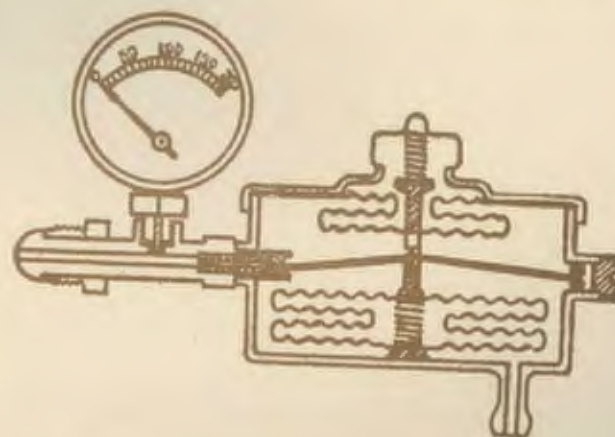


FIG. 188.—Bayonet union.

過高。故此瓣極關重要。

第九圖為呼吸口套。一蓋有雞皮之銅片軟膜上,設有空氣進出用之百葉窗,及一氧氣供給管。銅片軟套之兩邊,墊以軟褥,用皮帶可將鼻子及口部罩住。銅片軟套,須極柔軟,並適合於戴者之臉部。皮帶扣在頷之下部,為保護頰與頷不致凍傷起見,帶之全

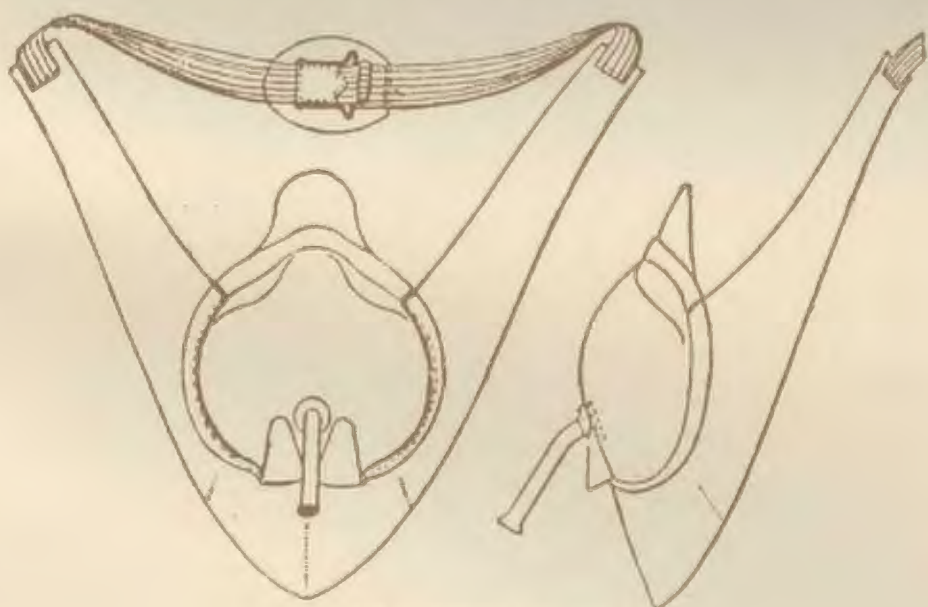
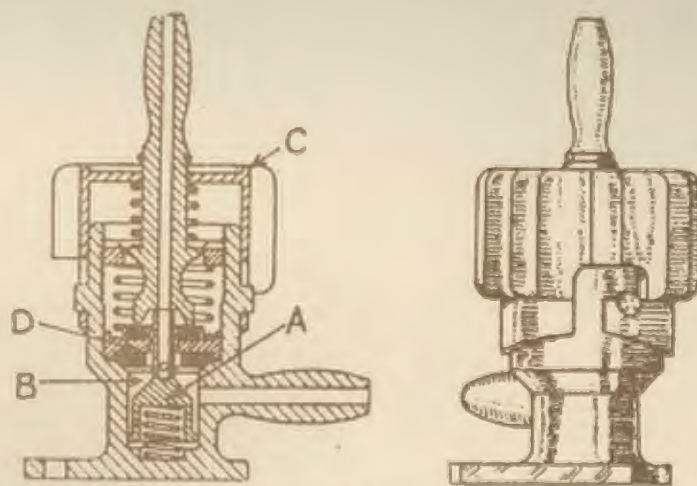


FIG. 189.—Breathing mask.

第八圖(接合組之裝置)



第九圖(呼吸口套)

部,均須纏以雞皮。

低壓液體氧氣裝置。

低壓液體氧氣裝置,即將液體氧氣,裝於一不傳熱之器具內。使其蒸發而成氣體,接至呼吸口套,以補助吸入氧氣之不足。普通氧氣之儲藏,及其蒸發,都在一器中之,此器名之曰氧氣蒸發器。蒸發之快慢,可用操縱零件操縱之。此項零件,為氧氣,由蒸發器至流動表,接合組,呼吸口套等所必由之路。

因氧之沸點很低,故其液體僅可裝於大氣壓力之雙層真空器之內,用於航空器上之真空器,多係球形,且極牢固。設計此種真空器時,對於真空方面,熱之輻射,與多氣體之對流,以及器頸方面之傳熱性,應使其極少。要減少真空器內器頸方面之散熱,此管一定要很長,很薄,口徑要很小。同時還要用傳熱率極低之金屬做成。要減少真空方面之對流及傳熱性,須用溫度與液體氧氣相同之吸收劑。(Adsorbent Materials)要維持極高之真空程度,則與真空處相鄰之裏壁,使其極光,這樣可將熱之輻射,減至極低。

第十圖為最新式之氧氣蒸發器。此器可分二部,即儲液器 A, 與蒸發器 B 也。B 用螺絲旋於 A 之上面, B 內有一根很長之虹吸管。(Syphon Tube) 管之下端, 沒入 A 器之液

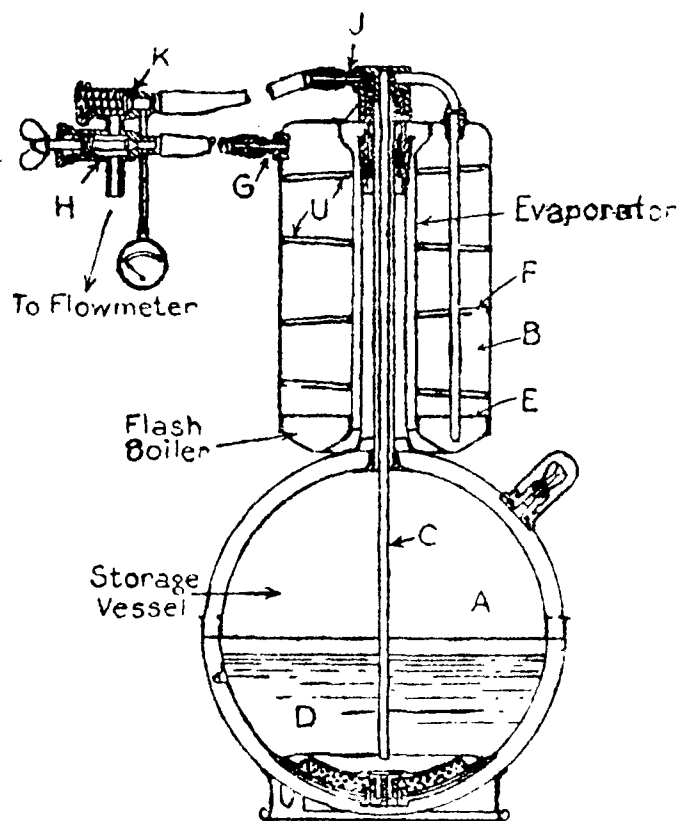


FIG. 190.—Liquid oxygen vaporiser.

第十圖 (氧氣蒸發器)

體中,下端與汽鍋E之最下部相連。E是包圍儲液器之頸管,係圓筒狀,內部裝有減震片(Baffle Plate)。蒸發器上端之出口G,是與操縱零件H之針形瓣相連。第二出口J,用螺絲旋在儲液器之頸管上,與操縱零件之彈簧瓣K相連。看第十一圖,即知氧氣之路線有二:(1)壓力路線,從儲液器內液體之上面起,經壓力表至彈簧瓣K。(2)氧氣放出路線,從虹吸管C起,經汽鍋E至放氣瓣G。在A內的液體,漸漸的蒸發,則發生一種壓力。壓力之大小,指示於壓力表上。壓力至夠大時,放氣瓣G開。汽鍋內之壓力遂減,故液體上面之壓力,即將液體壓入汽鍋內。液體至該處時,即迅速蒸發,變成氣體。至汽鍋內之壓力與儲液器內者相等時,則虹吸作用停止,液體遂不再上升。待氣體氧氣排出於G管後,則汽鍋內壓力復減,A中之液體,遂又被迫而上升。故放出瓣漸漸啓開,液體上升速度亦逐漸增加,因之排出之氧氣量,亦漸增多。由上可知,A器內之壓力,極關重要。故在未裝上航空器之前,

先試此種壓力。法將蒸發器之兩端,各用橡皮管接連於不同之操縱零件上,然後將 A 顛倒,至達所需之壓力時,將管剪短,而連於航空器之操縱器上,乃將剪短之橡皮管移去。操縱零件,尋常包括上述之彈簧瓣和氧氣排量之操縱瓣。如第十一圖所示,有二出口,如僅供給一人時,可將其中任何一個出口封閉。

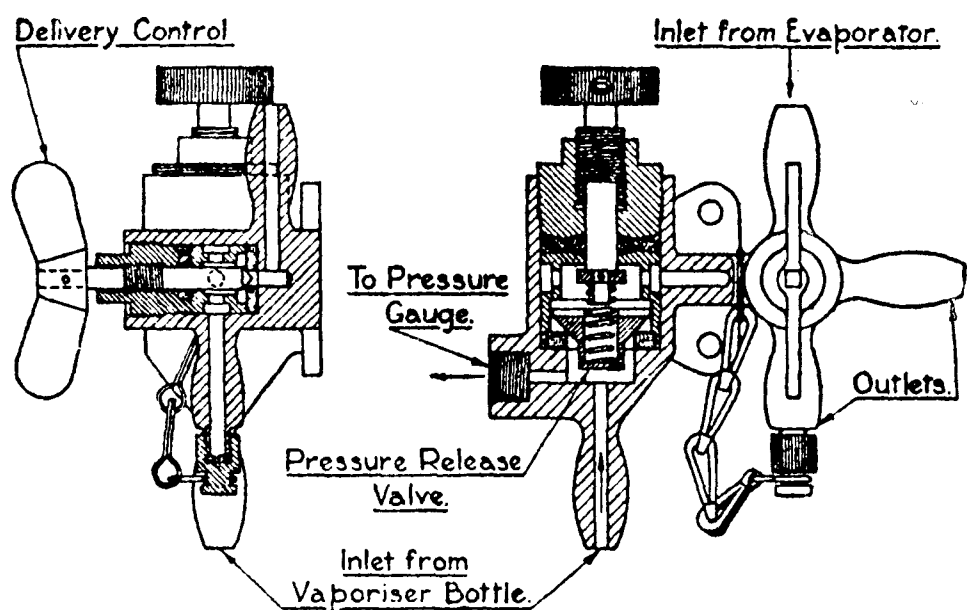
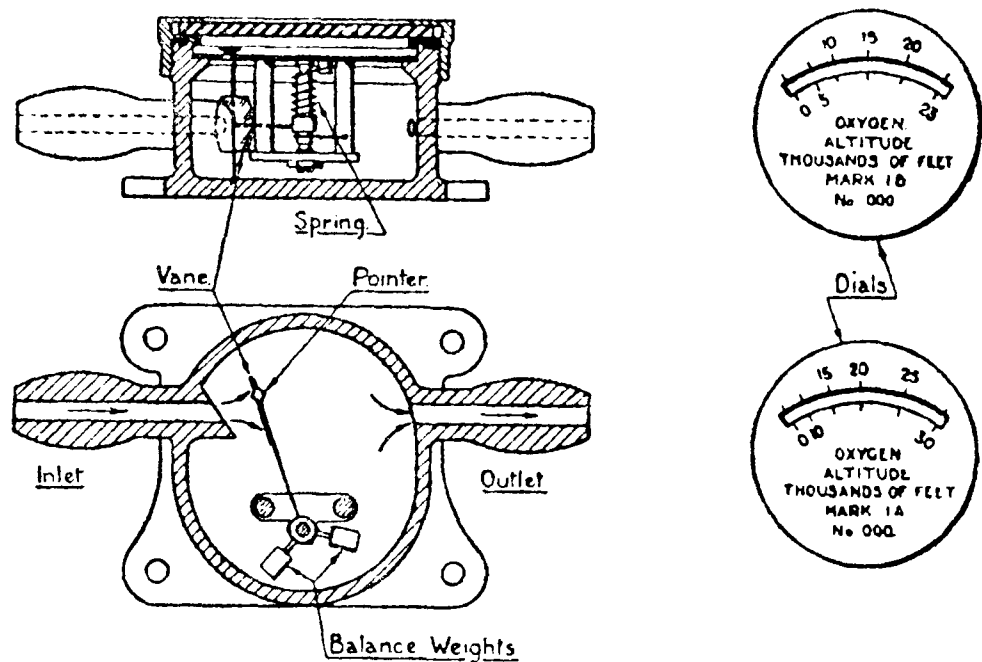


FIG. 191.—Control fitting.

第十一圖 (操縱零件)

流動表,用來指示氧氣流入呼吸口套之量。其最簡者,如十二圖。氧氣經過細長管後,速度漸增,撞於風標上,風標乃即改變,指針乃將其改變之程度而指示之。故在各種不同之高度時,即可指出適合於此種高度時之氧氣排出量。



第十二圖 (流動表)

用於低壓液體氧氣裝置之接合組,呼吸口套,與高壓氣體裝置者完全相同。故不多述。第十三圖為閣曼公司之全副氧氣裝置。

在飛行時,操縱零件上的壓力表之指度,微有變化。此種變化,無甚關係,茲述其變化之原理於下:

(1) 壓力表不過表示大氣壓力,與蒸發器內壓力之相差數。
 (2) 若其壓力差,大於地面時,則操縱零件上之壓力瓣,自動啓開。
 (3) 蒸發器中之壓力越增,則液體之沸點越高。相反亦如是。

在爬高時,大氣壓力減小,彈簧瓣啓開,放出蒸發器中之多餘壓力,蒸發器之壓力減少,液體之沸點亦減低,故蒸發極快,因之復有增加該器中壓力之趨勢。在爬高極速之飛機上,氧氣之排出量,不若理論上之迅速,故蒸發器中壓力之減低,不若大氣壓力減低之速。因之在爬高時,壓力表之指度,反而增加。在下降時,大氣壓力逐漸增加,彈簧

瓣因之逐漸關閉。在蒸發器中的壓力，除了尋常液體蒸發，略有增加外，無甚變化。故蒸發器內壓力增加，上升液體，逐漸減少。因之下降時，蒸發器中壓力之增加，不若大氣壓力增加之速。故壓力表之指度，反而減小。

飛機爬高後，即作水平飛行時，則彈簧瓣在等大氣壓力下工作，能驅逐蒸發器中之多餘壓力。因之壓力表的指度減少。若飛機下降後，即作水平飛行，則壓力表之指度增加。蓋蒸發器中之液體，尚在蒸發，因之器中之壓力反而增加也。

液體氧氣製好後，運輸或儲藏時，常裝於容量較大之瓶中。此種瓶之設計，與裝在飛機上之真空器相同。在運輸時，為避免損壞或破裂起見。常裝於竹籃內，在瓶與籃之中間，填以破絨布，如是則可以減少因蒸發而起之消耗。十四圖為可裝二十呎液體氧氣之瓶。

真空器之排洩法，經英國航空部屢次試驗之結果，認為下列幾點，為商用真空器排洩法之基本原則。

(1) 將真空器與黃銅做成的主排洩器相連結。用氣筒抽之。

(2) 用極大之抽氣機，將真空器中之壓力，不能得迅速抽到極低。

(3) 繼續抽氣，對其有效排洩，無甚增加。

(4) 真空器之內部，熱度增至 100 C° 時，可增加有效排洩。

在 1919 年末，英國航空部設一規模之排氣廠，該廠有同樣之小間十二，分作兩排。每排六個。一單汽缸弗來斯 (Fleuss Type) 之真空抽氣器，經過一小間，而連結於主排空器上，在同一排上，用一真空較高之屈立蒙 (Trimont) 旋轉抽氣機，連在第二個的小間上，尚有二間，內部裝以在液體空氣，或氧氣所冷成的木炭，如是則抽氣之結果甚佳。一麥克洛儀器表 (McLeod Gauge) 與第五小間相連，一安舒次儀器表 (Anschute Gauge) 與



FIG. 193. — Liquid oxygen equipment.

第十三圖 (氧氣裝置)

第六小間相連,要排空的真空器,連在其他一排之各間上。

吸收劑 (Adsorbent)。

裝液體氧氣之金屬瓶中,須裝以吸收劑。吸收劑之功用,能在極低之溫度時,吸收極大的氣體量。除了鐵器隔壁間,或接頭不健全而略有漏氣外,在真空器及鐸錫時所用之鐸劑方面,均有漏氣之作用,所以無論真空器怎樣的好,總免不了漏氣。故用吸收劑來吸收多量之氣體,以供給漏氣時,維持真空器內,效率之不足。由經驗證明,木炭為真空器的

最好之吸收劑。其最大之缺點,為氧氣飽和時,極易爆炸。故現在的吸收劑大多用二氧化矽 (Silicon SiO_2) 代之。二氧化矽之吸氣能力,與木炭不相上下。

低壓氧氣裝置與高壓氧氣裝置之比較。

1. 供給方面之比較。

高壓裝置。

商用較廣。

每100 磅值銀三辨士。

製造廠之資本,約三千磅至五千磅。

低壓裝置。

對於商用,時有限制。

每100 磅值銀五辨士, (加入運輸費約 $7\frac{1}{2}$ 辨士)。

製造廠之資本,約三千磅至五千磅。

2. 運輸方面之比較。

若11000 磅之氧氣,裝於航空器上用的小瓶中,約重187 磅。(差不多為液體氧氣的 $4\frac{1}{2}$ 倍) 若同樣的容積,而裝入大瓶中,則重量更增,同時還要一個用手開動之壓縮器,以維持氣體,由大瓶達小瓶時使壓力不變。

裝於瓶中20 磅之液體氧氣,約重42 磅,每天的損失,約四磅。若由大瓶移到小瓶時,其損失增到15%,故淨存之氧氣量約為 $13\frac{1}{2}$ 磅。如用輕便裝置,上面的損失則可減少。



第十四圖 (氧氣瓶與其竹籃)

3. 裝置方面之比較。

裝有氧氣之瓶子,可以放在任何之位置。爲便利補充及容易開動起見,須置在接近底板處。此種裝置,對於飛機,最爲適當。

蒸發器須置在直立之位置,並須放在接近底板處上,俾便更換。遇必要時,蒸發器重須裝置。

4. 重量方面之比較。

在二萬呎時,可維持 $3\frac{1}{2}$ 鐘點之重量。

39磅可供二人之需。

59磅可供三人之需。

78磅可供四人之需。

98磅可供五人之需。

即每點鐘,每人大概需氧氣之重量,爲 $5\frac{3}{4}$ 磅。

22磅可供二人之需。

25磅可供三人之需。

34磅可供四人之需。

47磅可供五人之需。

每人每點鐘,須氧氣量爲 $2\frac{1}{2}$ 磅。

5. 容量方面之比較。

6.8" (直徑) × 15" (長) 之圓筒,可容750呎之氧氣,即每1000呎,須0.42立方呎之容積。

9" (直徑) × 18 $\frac{1}{2}$ " (高) 之蒸發器,可容三呎之氧氣。即每1000呎須0.28立方呎之容積。

6. 保管方面之比較。

圓筒每隔兩年,用水力試驗一次。按時檢查,筒之內外,有無損壞。

因舉動粗暴,以致開動瓣內部有損,故每隔相當時間,須重換一次。調整器之細管,極易塞住。

壓力較高之圓筒,(約每平方吋1800磅以上)頗易漏氣。此種弊病,無法避免,爲害極大。

將蒸發器每隔相當時間,清擦一次,真空器損壞之處,容易堆積,故須重行抽氣。

操縱機關之細管,越大者越可靠。

7. 操縱方面之比較。

自動或用手開動均可。

僅能用手開動。

8. 安全方面。

圓筒被子彈擊到後,不致碎成薄塊,但極易變鬆。

圓筒被子彈擊到後,極易爆炸,但不易變鬆。

飛機前座機關槍之校準法

劉 堅

飛機前座機關槍,在飛機上之位置,有藏在機身內與機翼內者兩種;但近代之飛機,其前座機關槍之位置,裝於機身內者較多,如搭格拉司,容克司,好克飛機等。而裝在機翼內者亦有之,如可塞飛機等,裝在機翼內之機關槍,所發出之子彈,其彈道不會經過螺旋槳旋轉面內,故螺旋槳不致受子彈之損傷;而校準法較裝在機身內之機關槍者為易,故略之。而現所討論者,是為裝在機身內之機關槍之校準法也。裝在機身內之機關槍,所發出之子彈,其彈道均須經過螺旋槳旋轉面內之空隙間射出,因此若校準不精確,機關槍發出之子彈,定必傷壞螺旋槳,倘傷處過多或重,螺旋槳旋轉時,因離心力之關係,能立即斷烈;若飛機在飛行時,有此種不良現象發生,則對於螺旋槳之效率與駕駛員之安全,實有極大之關係與危險,故校準前座機關槍之工作,實屬重要,今特將其校準次序簡述於下:

1. 先將機關槍之槍筒,校成與飛機水平綫平行。
2. 稍微將槍口移向螺旋槳軸心一點,如有兩機關槍時,則槍管中之延長線均宜向螺旋槳軸心延長線移置之;其作用,是為使兩機關槍發出之子彈,離機身後約二百米尺處,其子彈相交叉;但亦有將槍口不移向螺旋槳軸心者,即機關槍之槍筒與飛機之水平線平行也。

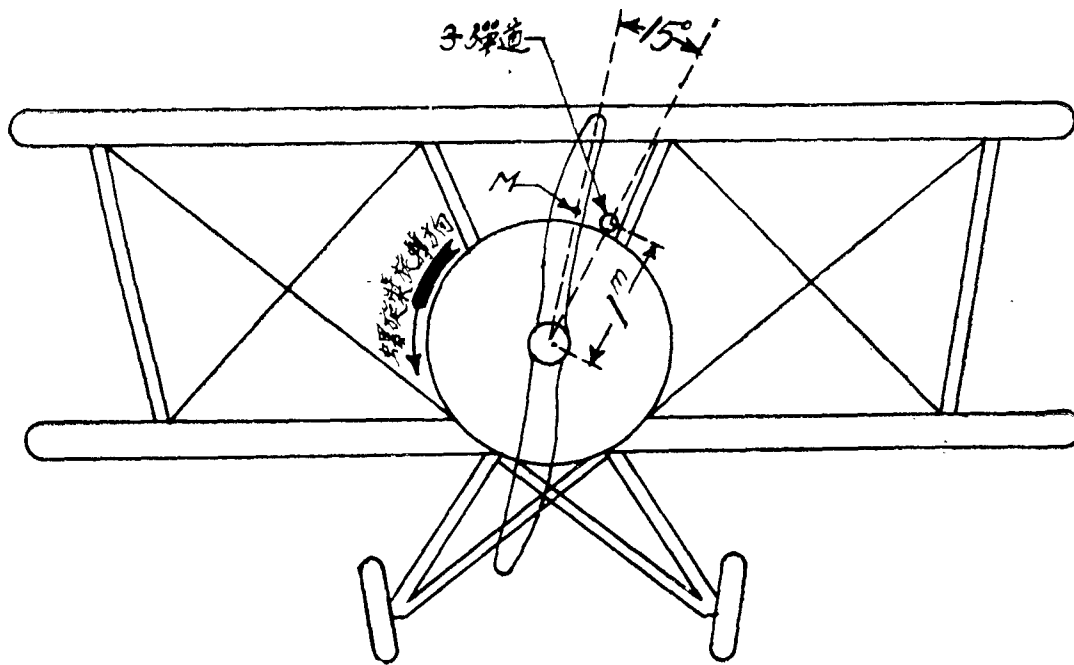


圖 (A)

3. 將螺旋槳慢慢地順方向攀轉至子彈道後約 15° ，如下圖 A，彼時機關槍恰正開火，若不開火，可在協調機處，調整之。
4. 將瞄準器（即望圈與準星）裝上。如下圖 B。

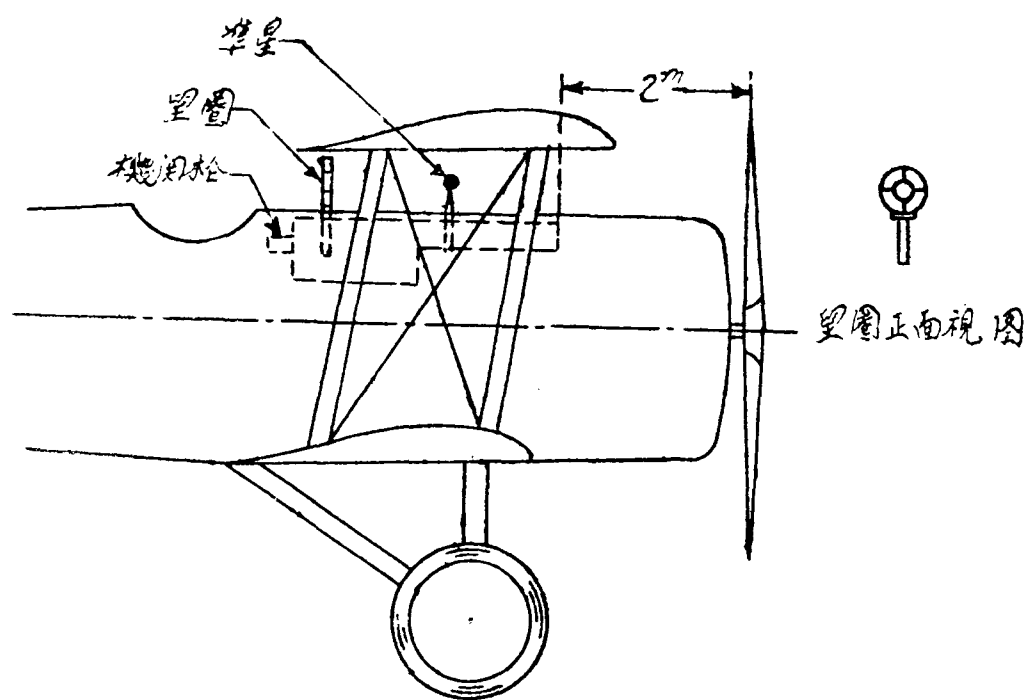


圖 (B)

以上各項，均做妥後，即可試驗所裝之機關槍，是否校得準確，試驗時，須擇一距飛機約二百米尺之目標，利用瞄準器瞄準後，即可放槍；若機關槍發射之子彈，能射中目標，則知所校準之機關槍，是非常之準確，倘若機關槍所發射之子彈，或中在目標之低處或高處時，則可利用準星而調整之；使準星與着點成爲一線，再移動機身，使準星正對目標，如是則機關槍所發出之子彈，能射中目標矣。假使有兩前座機關槍時，則可先放其中之一機關槍，而後再放他一機關槍，若兩機關槍所發射之子彈，能夠同中一目標上，則知該兩機關槍之校準，甚爲精確矣。但在放槍之後，須將發動機停止，檢查螺旋槳之翼上，有無傷處，若有傷處時，則知校準螺旋槳之角度，仍不準確，故須重行校準之也。

如一架飛機上，有兩支以上之前座機關槍時，一機關槍已校準後，則其餘之機關槍，亦可依照上法按次校準之。

現代飛機之前座機關槍，大都是校準在螺旋槳經過發射彈道後約 15° ，如上圖 A，因爲校準在這 15° 時，能使機關槍所發射之子彈，定不致損傷螺旋槳也。今特舉例並證明於下：

設子彈之初速，每秒鐘爲 800 呎，（但各種機關槍之初速不同，均已在說明書上說明矣）。

設機關槍槍口至螺旋槳旋轉面處之距離，爲 2 呎(如上圖 B, 但可在飛機上量得之)。

故子彈經過此 2 呎之時間，當爲 $2/800 = 1/400$ 秒，依理來講，應在機關槍之開火處計算起，但子彈在槍膛內之速度，係關於內彈道，其時間另行計算，今所舉例，爲由槍口起之速度。

設子彈道(在螺旋槳旋轉面內)至螺旋槳軸心之距離爲 1 呎(如上圖 A, 亦可於飛機上量得之)。

每圓週等於 $2\pi R$

今 $R = 1$

則 $2\pi R = 2\pi \times 1 = 2 \times 3.1416 \times 1 = 6.2832$ 呎。

設發動機每分鐘之轉數，爲 1800 R. P. M., 則每秒鐘之轉數，當爲 $1800/60 = 30$ R.P. M. (而各種發動機之轉數，各有不同，均在說明書上，已說明之)。

上圖 A 所示螺旋槳上之 M 點，每秒鐘所轉之圓週距離，應等於 $30 \times 6.2832 = 188.496$ 呎。

故子彈自開火後。到達螺旋槳旋轉面時，則螺旋槳又已轉 $188.496/400 = 0.471$ 呎。但 $1 \text{ Radian} = 180/\pi = 57^\circ .3'$ 。

故螺旋槳又已所轉之角度，爲 $57^\circ .3' \times 0.471/1 = 27^\circ$ 。

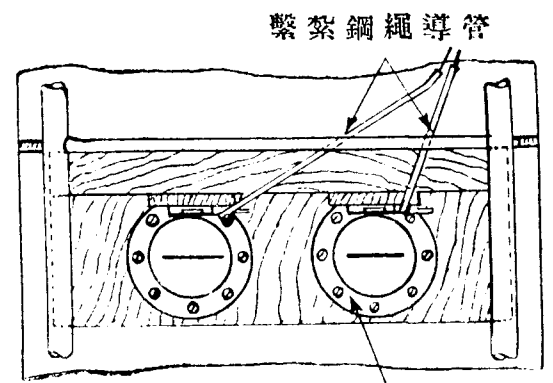
且螺旋槳先已校準在發射彈道後 15° ，現又待子彈到達螺旋槳旋轉面時，而螺旋槳又已轉過一個 27° 之角度也，即待發射子彈到達螺旋槳旋轉面時，螺旋槳則已到達發射彈道後約 $27^\circ + 15^\circ = 43^\circ$ 也。於是子彈即經過螺旋槳之空隙間而射出，故定不致損傷螺旋槳也。

落地照明彈

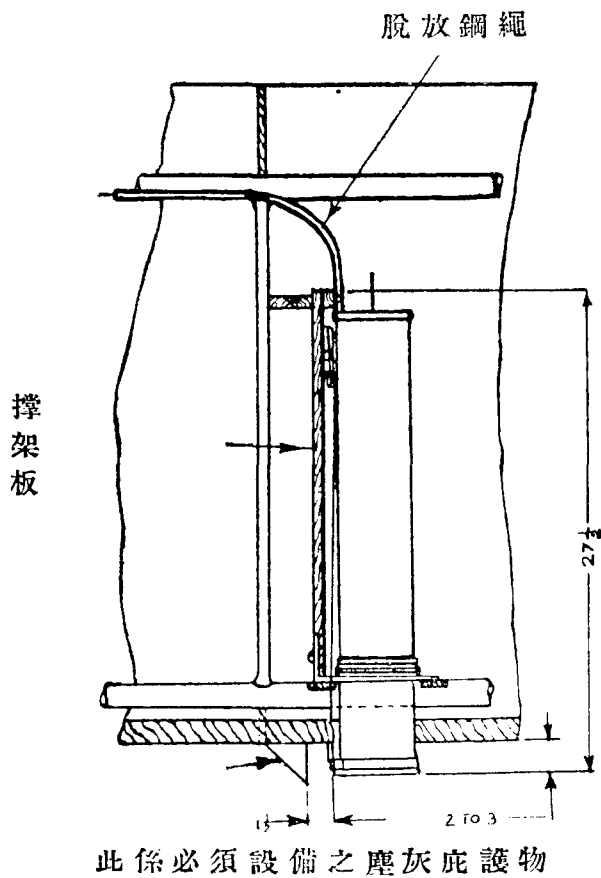
王宗寬

落地照明彈，乃爲飛行員在黑夜飛行強迫下降時，使其有明亮之光，照耀地面，得使飛機安全着地之彈也。換言之，即當地面有障礙物，而飛機在黑夜又需降落其間，則飛行員不能不有照明之光，以示其適當着地位置之所在，藉得安然降落，避免危險之發生焉。航空站落地照明彈，通常稱爲維來照明彈，(Wiley Flare) 此種照明彈在投放數秒鐘後，即開始發亮，並在離地二千五百呎之高度，能照耀置徑約一又四分之一英哩之面積，迨彈徐徐下落，照耀地面，愈加明晰；且在燃燒發亮時具有三十萬至四十萬枝燭光，並能延燒至三分鐘之久。投放此彈，宜於一千二百呎之高度行之。

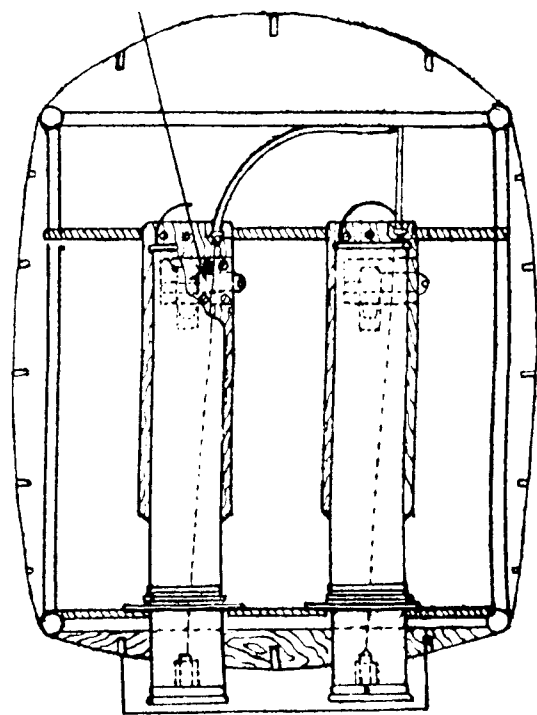
落地照明彈之裝備,是在機身內適中而易近之空隙處特設之柱架上,但通常是裝在駕駛員坐艙或房艙後面。其裝製法是用投放鋼繩將照明彈連接在特備飛行員操縱之手柄上。落地照明彈之構造係長二十五吋,直徑四又二分之一吋,重十九磅之圓筒形。有時式樣雖有不同,但構造之原理則一,俱有四重要部份(一)罩殼, (二)引線或熔線, (三)燭燈, (四)降落傘,此引線,或熔線,燭燈,降落傘等,皆容於金屬片裝成堅強之圓筒狀罩殼內。罩殼之底端成帽形,用固定於投放叉上之彈簧鋼絆以繫留之。當投放照明彈時,可拉動投放叉,彈簧鋼絆從罩殼帽底分開,數秒鐘後,彈已遠離航空器,降落傘被牽動而在離航空器下五十呎開始張開,載燭燈而徐徐下降,斯時引線或熔線因降落傘張開之撞激摩擦點火,使燭燈燒灼發光,而罩殼早為火藥炸裂也。此種點火發光方法,較其他同樣或任何藉機械或電流作用而生光者為可靠。投放照明彈,以當飛機下衝時為適宜,若當照明彈反向飛機飄盪時,飛機上衝即可使尾撐將降落傘扼住。



此為臺板在臺上鑽孔將臺板牢固於其上
維來照明彈裝配圖



此為撐架將滑扣拉開使照明彈與平板分離



落地照明彈之裝配法如上圖所示,為保護照明彈頭之清潔,以免塵灰堆積有礙投放時之靈活起見,須裝置泥土或塵灰庇護物。在彈與庇護物間,須維持有一又二分之一吋之空隙距離,使彈簧鋼鐵絆得自由動作。照明彈凸出在飛機下面之底部,於每

次檢查飛機時，須將有油爛布撕去，以免灰塵堆積於其上，照明彈之檢查，大致每隔一月一次，有雖依製作者之指定，但若改為一年檢查一次，亦無不可。兩個落地照明彈之普通裝配，正如同所示，茲不詳述。

寇蒂斯飛機機關槍協調機之動作與裝置 鄒滌暄

譯自 Handbook of Instruction, Export Hawk

概 述

協調機用以調劑機關槍之放射時間，在發動機任何轉速內，其彈丸不至射穿螺旋槳葉板。此機具有四部：即發撞器，打火機，傳動系及管理發射系是也。

發撞器：此器為聯於發動機之一部，具有偏心輪軸，偏心輪，齒輪及偏心輪隨動環等件。齒輪係被連動栓固接於偏心輪軸上，被一發動機軸上之齒輪轉動。偏心輪與其軸，本屬一體，以其與齒輪固接，故均被轉動，偏心輪隨動環，係與偏心輪相啣合，因以起滑走運動。偏心有二¼"凸部，互成反向，當偏心輪旋轉則發生撞力及於偏心輪隨動環。

打火機：此機用鴿尾式螺桿及一螺帽，裝置於機關槍之一側，具有活塞銷及其彈簧，滑動銷及其彈簧等件。活塞銷有尾，尾端有調整螺絲以接鎖帽。調整螺絲之末端，有一紐帽，用以叉墊拉線頭（詳下傳動系）。當調整螺絲在極前位置時，則可供紐帽與拉線頭相接合；而調整後，則將鎖帽扭緊，使調整螺絲緊牢。活塞銷具有缺口。與一有凸出之滑動銷。成90°角互相切合；因以傳達衝擊力於槍內之扣機滑銷上。扣機滑銷，係一水平滑動之板，置於機心之後端，為機槍動作之一部。所謂兩彈簧者；即活塞銷彈簧與滑動銷彈簧，用以使活塞銷及滑動銷，恢復原有位置者也。

傳動系：具有¼"徑之鋼護管，及.071"徑之拉線，一螺旋形彈簧，置於發撞器之一端，又有聯套，套住拉線之末端，使發撞器及打火機互相聯結。

傳動系在發撞器端之裝置：拉線鉸頭滑入聯結螺絲內，在聯套帽裝入適當位置後，套管末端套於帽上。此時彈簧已滑入套管之筒內。拉線之聯結螺絲，得與偏心輪隨動環相結合，然後將聯套帽旋緊於發撞器室，使套管緊牢，且調正其位置；此時彈簧，頂壓偏心輪隨動環。此彈簧之目的，係抵抗活塞銷彈簧力量之一部。以此使拉線緊張，且可離開偏心輪之一部撞動，否則偏心輪隨動環時被運動也。

傳動系在打火機端之裝置：先將管之長度決定，套入聯套帽，鉸住管頭；再將拉線穿入打火機之調整螺絲管內，然後可將聯套帽旋緊於打火機上；繼則調整拉線之

長度；再鉸住拉線頭。調整之法：係將打火機之調整螺絲，轉退約30%，使偏心輪隨動環，觸偏心輪凸部之最高點，斯時機槍在充彈位置；繼則將其推進，使活塞銷移動，遂使滑動銷，亦向扣機滑銷方向推移，迨至槍之扣機放鬆為止；(可由一撞擊聲偵知)。然後保留此活塞銷位置，拉緊拉線，線端緊結於紐帽，而截斷拉線以適宜之長度。然後將拉線之端部，鉸住拉線頭；而傳動系與打火機之聯繫乃完。

管理發射系：此系包含護線管，放射支托，及曲柄槓桿等，均裝於駕駛桿上；他如活塞銷及彈簧與復原器，則裝於發撞器端。

裝在發撞器端之各部：復原器為備滑動裝置，位於發射拉繩室端，彈簧在復原器內，螺絲之端與護線管用鉛鉸結合，操縱活銷即安置於螺絲之一端；然後將復原器用螺絲旋入於發撞器上，當將發射拉繩放鬆，使此器不生作用時，操縱活銷則以彈簧之壓力，將偏心輪隨動環陷住。

裝在駕駛桿端之各部：支托緊裝於駕駛桿握手之稍下處，一調整螺絲約有75%插入支托內；發射拉繩則位於調整螺絲內。護線管長之決定，係根據槓桿之考驗，及操縱活銷與偏心輪隨動環作用之程度而定；然後將管鉛鉸於銅銷上，繼將調整螺絲，完全插入於支托內，於是將銅銷盡量拉起，以直銷門住於曲柄槓桿上。調整螺絲之調正，務使操縱活銷，與偏心輪隨動環之啣接及脫離，均須適當。此時調整螺絲始可加鎖帽以安定之。至曲柄槓桿之調整，則隨駕駛者之意而定槓桿與握手之關係。

動作

欲射擊時，可將曲柄槓桿，向駕駛桿方向一扳，則藉發射拉繩之作用，將操縱活銷拉出，使與偏心輪隨動環分離。同時將操縱銷簧壓縮。當偏心輪隨動環放鬆，則打火機活塞銷彈簧發生之力，實大於與偏心輪隨動環相抗之彈簧之力，由是將偏心輪隨動環拉回，使之與偏心輪面相接觸，而偏心輪之凸部，將衝擊偏心輪隨動環，遂拉動拉線前進；因此線係聯於打火機活塞銷，故能使活塞銷向前，而將活塞銷彈簧壓縮。活塞銷缺口處之斜面，遂帶動滑動銷，使之與活塞銷成90°角而運行，及至使扣機滑銷將扣機放鬆為止，同時將滑動銷彈簧壓縮。調整螺絲之調整，須使扣機放鬆後，打火機仍能前進少許為宜。(約1/64")

如繼續放射，則偏心輪與其隨動環，常將拉線拉動，使打火機之活塞銷，及滑動銷向打火方向移動。活塞銷簧與滑動銷簧，則發生反抗動作，以完成打火之循環運動。

欲停止打火時，可先將駕駛桿上之曲柄槓桿放鬆，於是操縱滑銷，被彈簧擠壓，使緊觸偏心輪隨動環；當此環觸偏心輪最高點時，其上之缺口，被操縱活銷陷入，由是使

之與偏心輪脫離關係。於是發撞器，遂失其作用。在此位置，又將打火機之活塞銷彈簧壓縮，滑動銷亦停止於打火位置，其彈簧亦被壓縮。機心向前時，扣機滑銷僅使滑動銷之末端向前，而增加其彈簧之壓縮。滑動銷樞及滑動銷，均緊靠極硬之鋼銷，藉以減少其摩擦及損耗。至第二次動作時，滑動銷以其彈簧之壓力，恢復原有位置，而與扣機滑銷脫離，準備下次放射。若槍未充彈，機心仍前進。協調機亦生作用，則滑動銷仍起打火之動作，傳其衝擊於扣機滑銷(亦無損傷)。

裝 置

發撞器為聯於發動機之一部；有一帽盒，以容納拉線結頭；又有塞形盒，以容納操縱線結頭。後者又限制操縱滑銷，當發撞器轉速甚慢時，則固住偏心輪隨動環於中性位置，使偏心輪不受損壞。

將帽及塞卸下，則可將傳動系及管理發射系，裝於其各位置。

將拉線穿入打火機，然後裝於機槍上，於是傳動系乃完成。

管理發射系，應裝於駕駛桿之適宜位置。

調整：各部裝好及固定後，則可從事於調整。當調整時，必使槍無負載(却彈)，並發動機之電門須關閉。

打火機之調整：先將槍彈退出及發動機之電門關閉，然後以手扳動螺絲槳，至偏心輪隨動環與偏心輪凸部之最高點相觸乃止，繼則旋進打火機之調整螺絲，迨至扣機放鬆為止(由槍內衝擊聲察知)，然後再加旋進，約過活塞銷 $1/64''$ 而止。最後用鎖帽將調整螺絲鎖住。

完時法：定時須先將發撞器完全拆下，俾能將其與發動機軸齒輪相啣接之齒輪卸出。然後扳轉螺旋槳，俾槳葉之後緣，與彈道間約有 $8''$ 之距離為止。(用槍管延長線測知)。螺旋槳位置決定後，乃使偏心輪隨動環置於與偏心輪最高點相觸之位置，然後將齒輪接合；最後可施行校對；即用手扳動螺旋槳，如槍之衝擊聲，發生在槳葉後緣過彈道之 $6''$ 或 $8''$ 處，則此定時庶為正確。此時始可將發撞器裝定。

此後乃將發射拉繩，調整於駕駛桿支托上，務使操縱滑銷，能陷入偏心輪隨動環。此點可扳轉螺旋槳而注視打火機以測知；即視其是否移動也。如欲精細測驗，則當以指觸之，倘覺有衝擊，則是操縱活銷未能陷入，尙未克使偏心輪隨動環與偏心輪脫離關係；然後可將發射拉繩略鬆，使操縱活銷略前。調整後則以鎖帽鎖住。

曲柄槓桿之調整，則隨駕駛者手指所及之程度而定。

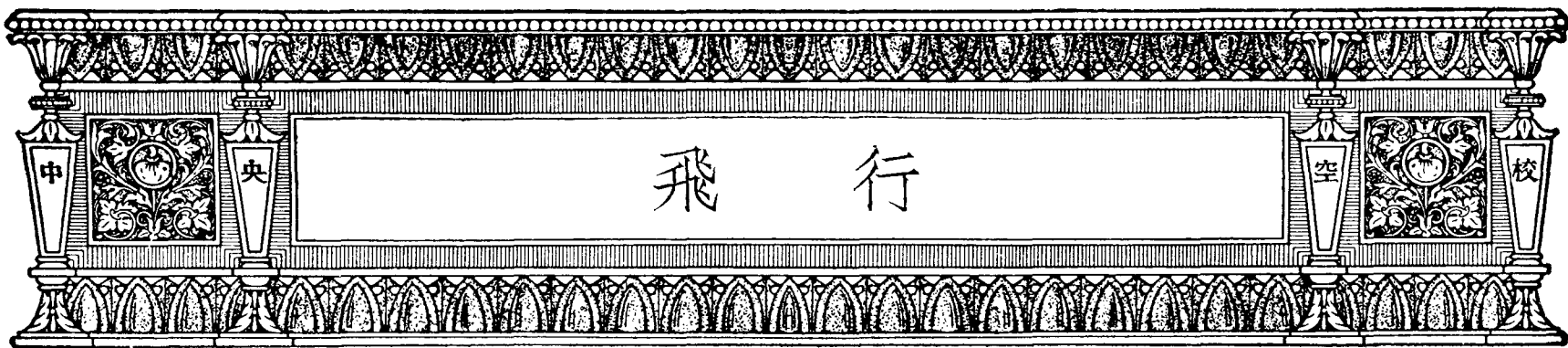
定位法：發撞部填有多數薄片，用以使偏心輪隨動環與操縱活銷間，得有適宜

之位置,惟優良之定位,則當賴發動機設計者之精心耳。

本文中西名詞對照表

Cynchronizer	協調機	Slide	滑動銷
Cynchronizer Generator	發撞器	End Piece	拉線頭
Trigger Motor	打火機	Coupling	聯套
Impulse Assembly	傳動系	Sear Slide	扣機滑銷
Operating Control	管理發射系	Sear	扣機
Cam Follower	偏心輪隨動環	Hinged Fork	紐帽
Plunger	活塞銷	Bowdenite Casing	發射拉繩室





長途航行法大要

方長裕

一 緒論

長途航行方法,普通分爲四類:

1. 引空法 Air Pilotage
2. 推測法 The Dead Reckoning
3. 天文航行 Astronomical Navigation
4. 無線電航行 Radio Navigation

在這裏,我祇寫了二種,就是引空法和推測法;爲了醒目起見,又把推測法分爲航行七法和推測法二篇。

航行上發生困難的;有磁針羅盤的差誤,和風力飄流的影響。現在我把牠大略的一說。

1. 磁針羅盤的差誤:

磁針羅盤的差誤有二種:

A. 地磁差。地磁差的生成,因地球的磁極沒有固定的位子,時時刻刻要變動的,所說以磁極的方向和真北所成的角,就是地磁差的角度。

B. 羅盤差。羅盤差的生成,因飛機的四週有許多磁性的金屬,且這許多的金屬帶了許多的磁力線,而成了一個複雜的磁場。這個複雜磁場的北方與真北所成的角度就是羅盤差。

羅盤爲了有這二種的差誤,在航行方向上就有地磁航向和羅盤航向的二個名詞。如飛機的真向爲 30° ——就是與真北所成的 30° ——,地磁差爲 X° ,羅盤差爲 Y° ,則

$$\text{地磁航向} = 30^\circ - X^\circ$$

$$\text{羅盤航向} = 30^\circ (X^\circ + Y^\circ)$$

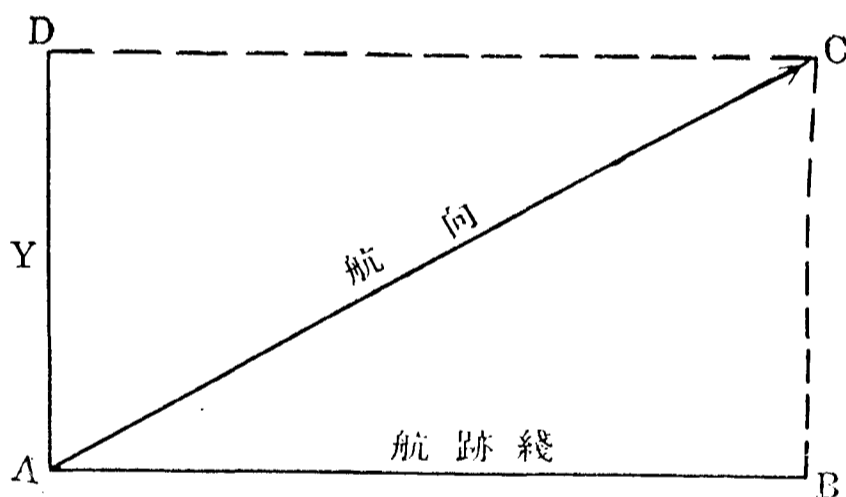
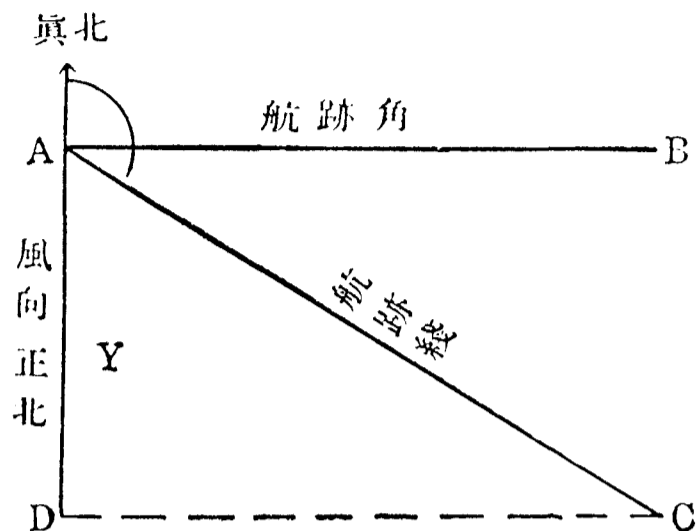
上面的 X Y 在真北之西其值為負,在真北之東其值為正。

2. 風力飄流影響。風力飄流影響的性質有風的方向和速度,假使飛機向正東航行速度每小時 X 哩;而風向為正北,其速度為每小時 Y 哩。那末航行一小時飛機必距目的地之南 Y 哩。

右圖的 AB 謂之航線或曰航向 Course, AC 謂之航跡線,就是飛機經過地面軌跡 Track, AC 與真北所交之角謂之航跡角 Track Angle。

但是 AC 不是所要的航跡線,而是受風的飄流造成的航跡線,所要的航跡線乃是 AB。

我們要所要的航跡線的方法就是要更換航向,更換航向的方法普通用平行四邊形的圖解,如下圖。



飛機本來是要方向 AB 航行,因受風的影響,而向 AC' 的方向,那末飛機經過地面的軌跡就是 AB。

二 引空法

引空法為長途飛行中之一般方法。飛航員在空港中觀察地面熟識之目標以定飛機之航跡線,此種航行方法謂之引空法。猶如大輪船從外洋進港時船主已失去其駕駛能力,當時另由引水員 (Pilot), 領導進港;因引水員熟識港中水道,何處水深可行,或何處水淺以及其他阻礙不能行;所以飛航員即等於航海中之引水員。故空港引空法與海港引水法同一方法也。飛航員運用引空法同時亦欲推測法 (D. R.) 幫助。推測法有重要三種原素;即為地速,時間,距離三者是也。其關係如下:

$$\text{地速} = \frac{\text{距離}}{\text{時間}}$$

從上式中可推知在某一時間內飛機應經過地球之距離爲若干,即知飛機前進幾分鐘後已某地到達某地。任何長途飛行其航跡線莫不取起點與到達間之最短直線。飛航員對於引空法是否運用巧妙,乃藉飛航員經驗如何,吾國先進飛航員對引空法之運用頗有成績也。

飛航員在未起機前,對於引空法應有手續之準備及實施:

1. 檢查儀器放置是否良好,此次飛行任務對所置儀器是否足於應用。
2. 儀器之錯誤點應須檢清楚。
3. 羅盤之錯誤須完全檢查清楚,在兩星期內所得之本航跡上地磁變化報告及羅盤自差各列一表,以便查閱。
4. 飛行地圖須擇絕少錯誤及最完善之地圖。對於最近所築之公路鐵道等該圖有否,若無則自行設法繪入。
5. 推進起點至目的地之真向及航跡線;兩點間之航跡線爲最短之等角航線 Rhombs Lines 該線在 Mercator 地圖上與各子午線相交之各角都相等。——若爲長距離則航跡線沿地球大圓之弧上。
6. 在地圖上之起點與目的地,用軟鉛筆輕輕的連以最短距離之直線。若以航跡線中間有大面積之高山或大水等,則其航跡線應改山邊或湖邊而過,萬一飛機發生故障亦得強迫降落於平地。
7. 用已知之磁差,算定磁航線。用羅盤差算定羅盤航線。若當時無風,飛機保守已算定之羅盤方向飛行,但無風時間爲日不多。
8. 從各地天文台報告,應知在本航跡線上之各風層風向及速度。
9. 在各種高度中,擇一可使飛行時間最經濟之高度飛行。
10. 從風之方向及速度以推定漂流角,加於航跡角上,決定飛機之航線。
11. 算定準確之油料支持時間。
12. 算定油料安全百分率 safety percentage。對此次任務目的地能否達到,或由目的地回至出發地落地以前是否足用。
13. 在地圖上記出航跡線於飛行時之時間與相關距離之節段。以每二十哩或四十哩爲一節段。
14. 未出發前應作一航行表。相關之時間與距離,羅盤方向,地磁變化,以及在地面

上應能看到之目標等；均一一記出。下例爲一理想之飛行表。

時間	距離	磁變	羅盤方向	地面目標
0 M.	0	2° W.	120°	
20 M.	30 哩	2° W.	120°	經過小湖,約東二哩有大鎮。
30 M.	45 哩	2° W.	120°	西三哩有一小山,有一公路橫貫其前。
1.00 M.	90 哩	3° W.	121°	北約半哩有火車站,站東有大鎮。
1.30 M.	135 哩	3° W.	121°	東五哩有鐵道,與航線平行。有一河與鐵道約成 30° 角。鐵道與河相交處爲大鐵橋。
1.50 M.	170 哩	2° W.	120°	有一小湖在大鎮旁,鎮東有大廟宇。
2.30 M.	225 哩	2° W.	120°	東北約三哩,有連貫五小湖,湖南有土阜。
3.00 M.	370 哩	1.5° W.	19.5°	東三哩有大面積農場,場中多樹苗。
3.20 M.	400 哩	0.5° W.	18.5°	北約一哩許有城市,城東有公路及汽車站。

飛航員起機後,對於引空法上應注意之各點:

1. 飛機離地後,擇一準確起點爲此次飛行之原點,然後飛機以已算定之羅盤方向及高度飛過此點,當飛過原點時即取爲飛行起始之時間,在飛行表上即能記出準確之飛行之起點時間。

2. 飛機過原點後,已在決定之高度及航線飛行;於算定所需之時間內能否到達第一相隔之目標。當時應檢閱地面與第一目標。關係之目標。第二第三目標挨次繼續檢閱之。

3. 時常觀察飛機航線及航跡線,是否在應行之航跡線內飛行。風之飄流能力是否有意外影響於航跡線,若有影響應改正航線,但勿更改航跡線。至於極少錯誤,可勿改正。

4. 從所算定之時間內,飛過航跡線上分段相隔距離以推定地速。同時從風飄流與地速儀器以檢驗地速。

5. 經過高山或長闊之江湖時應增加高度與速度,以防發動機發生故障時得飄

過高山或江湖以安全之強迫降落。

6. 飛航員在飛行時間內,應絕對信仰飛機不發生任何故障;或發生意外情形亦以鎮靜態度處理之。

飄流角之推求法。飄流角為航行學上最難解決之問題。飛行中途往往變更風向及速力以致影響於航跡線。如飛機在雲中飛行有此種情形,吾人可極力信任天文航行及無線電航行。黑夜飛行中對地面之適當目標極不易找覓,所以飄流角及地速之決定就發非常之困難。若飛行路程中有光亮之城市經過,吾人可用明亮之街道為一準確之定點,同時用儀器之幫助以決定飄流角及地速。

當此次飛行任務經過水面時,風力為非常強大。決定飄流角及地速可視水面之白色水泡,浮草,水花等被風吹動之方向及速度。萬一此時空氣運動不速,水面為平滑而無波浪之平面,白色水泡水花等更不能發現,際此情形之下則視水之水蒸氣及輕薄之雲的擴散方向可以決定飄流角及地速。

白天中在陸地上求飄流角之方法,可在航跡線前數十哩擇定一探求目標;飛機機頭對準其他方向保持一定角度前進,經過相當時間後,飛機若能在已擇定目標上飛過,則飛機機頭之對準方向角度即為飄流角。

引空法及其他航行法所幫助之儀器其他設置,約有十類:

1. 地圖設置。
2. 羅盤——最重要的飛行儀器。
 - A. 舵向羅盤 Steering Compass
 - B. 標準羅盤 Standard Compass
3. 計時表 Clock or Watch
4. 速度表 Air Speed Indicator
5. 高度表 Altimeter
6. 地速及飄流角推測器 Groundspeed and Drift Meter
7. 馬表 Stop Watch
8. 飛行指示儀:
 - A. 傾側儀 Bank Indicator
 - B. 轉灣儀 Turn Indicator
 - C. 機頭升降儀 Pitch Indicator
 - D. 爬高速度儀 Rate of Climb Indicator

9. 觀察羅盤 Observers 及啞羅盤 Pelorus

10. 無線電收發設置 Radio Equipment

三 航行七法

引空法為長途航行中所最需要之東西。今所研究之航行七法亦須以引空法為輔助，飛航員從甲地飛至乙地，當時時檢閱地面所得之景物是否與地圖所繪相符以定飛機之去向，但引空法之能力吾人時感不足。如在：飛行於橫越大洋及未開化之陸地，偵察在雲中飛行，夜間飛行任務，地圖不完全之陸地；引空法即失其效用。因引空法之能力不足，吾人更進一步研究航行七法，航行七法分為：

- | | | |
|-----------------------|---|-----------------------------|
| 平面飛行 Plane Flying | } | 平面飛行 Plane Flying |
| | | 曲線飛行 Traverse Flying |
| 球面飛行 Spherical Flying | } | 平行飛行 Parallel Flying |
| | | 中緯飛行 Middle-Latitude Flying |
| | | 美開托飛行 Mercator Flying |
| | | 大圓飛行 Great-Circle Flying |
| | | 混合飛行 Composite Flying |

航行七法之長度單位為海哩 Nautical Mile，與引空法以英哩或公哩計單位不同，因航行七法以決定飛機飛行之位子及方向乃用經度與緯度為單位，經緯度之分適等於一海哩，其英哩則與經緯度毫無關係。在航行七法中其長度單位用海哩外，尚有五個名詞，甚為重要，今分別略述如下：

1. 方向 Direction 或謂航跡之航向 Bearing of track = T

航向為真北與飛機之航跡線所交之角度，其計算方法為 0° — 360° ，順鐘轉。

2. 航跡線距離 Track Distance 或簡稱距離 = Dis.

航跡線之距離為飛機航行之總距離，從飛機之位子至其出發點之一條直線。平面飛行與球面飛行皆用之，以海哩計算。

3. 橫距或曰平行距離 Departure = Dcp.

橫距即為兩地同緯間之距離，計算該距離即從飛機的位子東或西沿緯線至與出發點同度之經線的距離，以海哩計。

4. 緯差 Difference of Latitude = DL_a.

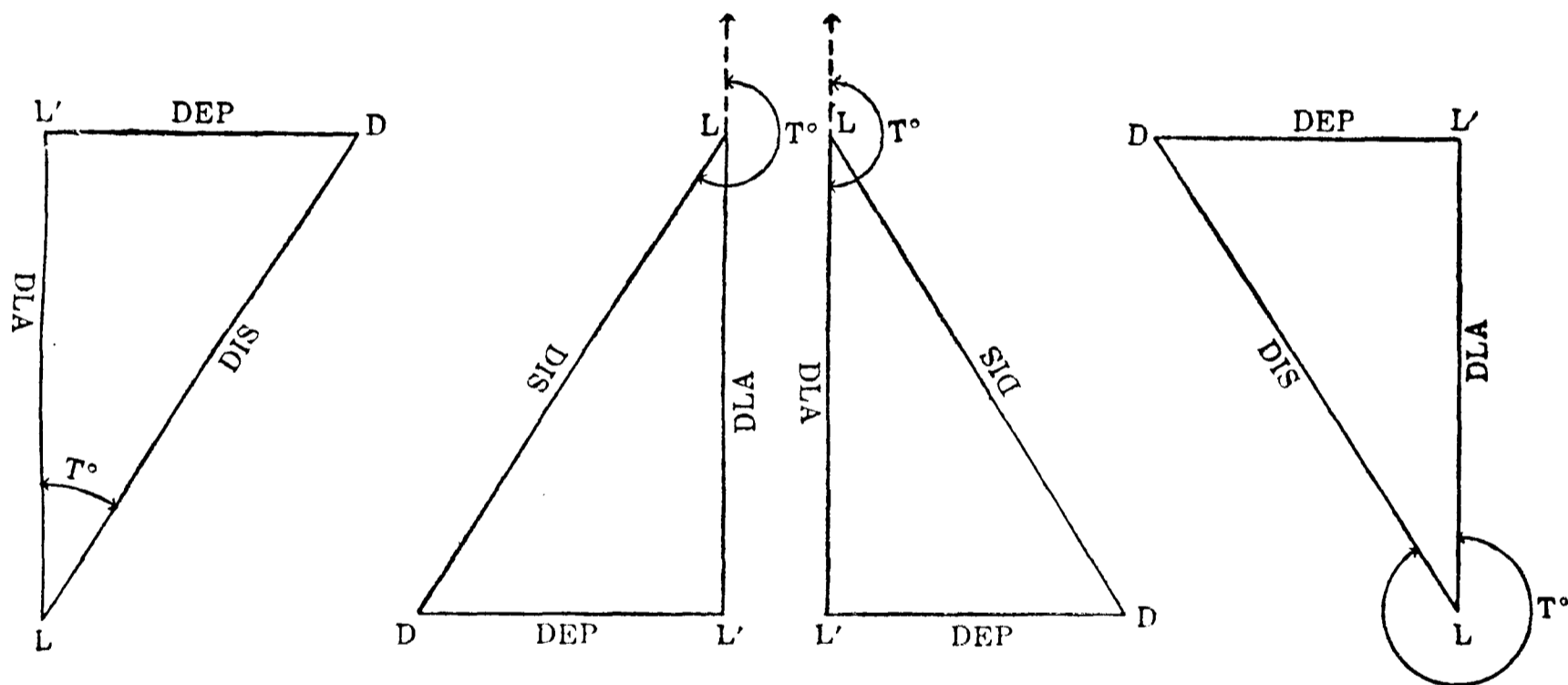
緯差為角的距離，相間於兩平行緯線之中，起於飛機之出發點，終於橫距。緯差計算恆用子午線，其單位用海哩。

5. 經差 Difference of Longitude = DLo.

經差之計算與平行距離同樣情形,平行距離以海浬計其單位。然經差以經度之角度計算單位。平行距離之單位恆與經差之單位互相交換。經差為角度之差,介於橫距之子午線與飛機位子之子午線之間,簡言之即在兩地子午線間之赤道上所得之弧。

A. 平面飛行

平面飛行其飛航經過之地面距離甚短,故吾人假定其地面為一完全之平面,地球面之曲度亦即消去,子午線亦假定為互相平行,且與各緯線垂直。此種方法用於一小時或三小時之短距飛航,所生之差誤極為稀微。平面飛行之原理乃根據平面三角術,其解法用圖解,筆算,或者用三角術之各種公式。平面飛行之解法係全用平面三角術之直角三角形,如圖:



T = 航跡角

DIS = 距離,或航跡之距離,以海浬計算。

DEP = 橫距,或平行距離,以海浬計算。

DLA = 緯度差。

L = 原點,或飛機之出發點。

D = 距離之點,或為飛航之目的點。

LD = 航跡線,或曰菱形航線。

LL' = 橫距之子午線。

L'D = 目的地之平行線。

以上四圖用於平面航行,其三角關係如下。

$$\text{SIN } T = \frac{\text{DEP}}{\text{DIS}}$$

$$\text{COS } T = \frac{\text{DLA}}{\text{DIS}}$$

$$\text{TAN } T = \frac{\text{DEP}}{\text{DLA}}$$

以上面公式,欲求平面飛行之問題,列成下表,俾便飛航員任意擇用。

已知事項	要求事項	公 式
航跡角及距離	{ 緯差 橫距	= DLA = DIS/COS T = DEP = DIS/SIN T
緯差及橫距	{ 航跡角 距離	= TAN T = DEP/DLA = DIS = DEP/SIN T
航跡角及緯差	{ 距離 橫距	= DIS = DLA/COS T = DEP = DLA/TAN T
航跡角及橫距	{ 距離 緯差	= DIS = DEP/SIN T = DLA = DEP/TAN T
距離及緯差	{ 航跡角 橫距	= COS T = DLA/DIS = DEP = DIS/SIN T
距離及橫距	{ 航跡角 緯差	= SIN T = DEP/DIS = DLA = DIS/COS T

平面直角三角形解法計有四種:

1. 計算盤
2. 圖解
3. Travers Table
4. 平面三角術

圖解：

以上四法以第二法為最簡便，茲將該法例題如下：

其飛機自某地出發，航跡角為三十度，地速一百哩，若繼續飛二小時後，橫距及緯差各若干？

1. 從L點作航跡角 30° ，及代表距離200哩之LD線，再作LL'線代表子午線為正北方向， $L = 0^\circ$ 。

2. 在D點作一角—— $90^\circ - 30^\circ = 60^\circ$ ——等於 60° 。再從D引長一線相交於子午線之L'點，代表橫距。

3. 航跡角T已知為 30° ，

$$\therefore LD = 90^\circ - 30^\circ = 60^\circ$$

$$LL' = T + LD = 30^\circ + 60^\circ = 90^\circ$$

4. LD線在尺上量將為200哩 = DIS。

5. L'D線在尺上量得為57.5哩 = DEP。

6. LL'線在尺上量得為98.5哩 = DLA。

7. 答：98.5哩 = 98.5分 = DLA = $1^\circ 38.5'$ 。

橫距 = 57.5哩。 B. 曲線飛行

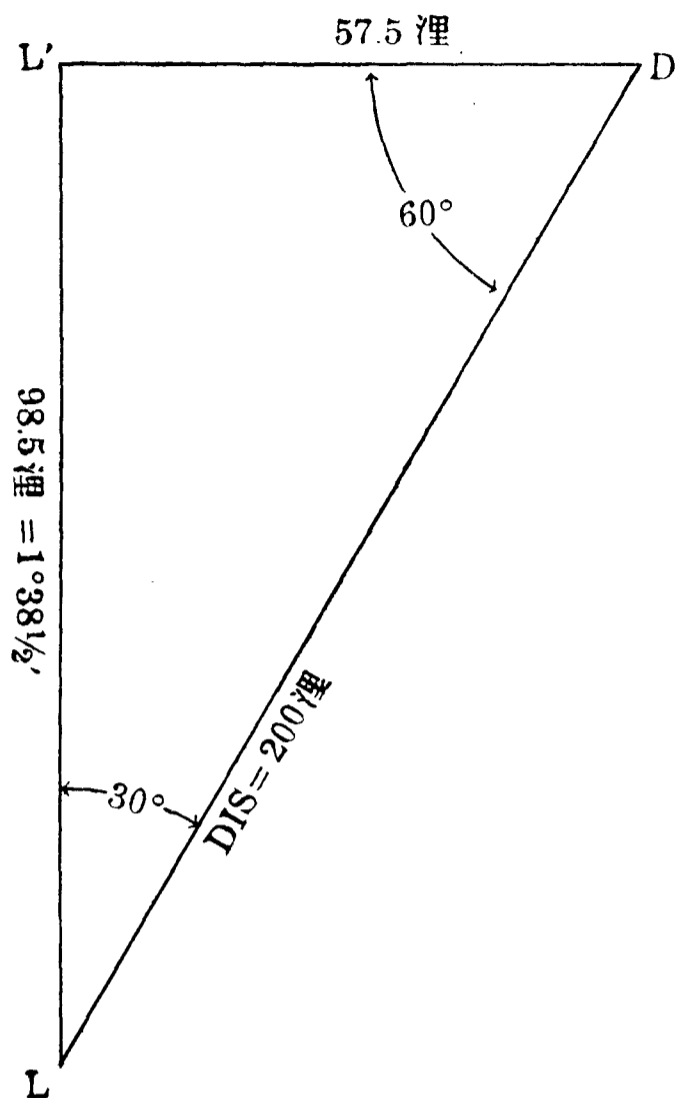
在商業上或軍事上之任務，連續飛經數地，求最後目的地至出發點之距離及航跡角經緯差等。如一飛機從甲地飛至乙地，由乙地至丙地，由丙地至丁地；若丁地為最後之目的地，則其求者為丁地至甲地之航跡角與距離。因其所經之航跡線為一曲線形故曰曲線飛行。

例題：一偵察機欲連續偵察敵區數處，飛機之航跡角及距離已知如下： 30° 飛70哩， 40° 飛80哩， 90° 飛10哩， 160° 飛70哩， 320° 飛50哩。

此題可用方格圖，量角規，及尺等，圖解之。此種解法不免有所差誤，然其所生差誤對飛行所受影響甚微。曲線飛行須要作成一表，該表所記為航跡角，距離，及東南西北座標。

解：1. 以出發點為原點。

2. 作OA線，代表航跡角 30° ，距離70哩。量得A點之縱座標為60.5，橫座標45。



∴ 縱座標 $60.5 = DLA$ 。

橫座標 $45 = DEP$ 。

3. OA 航跡線在東北象限內,故飛機之行程向北 60.5 哩,向東 46 哩。將第一航程所得各值,錄入表內。

航跡角	距離	北	南	東	西
30°	70 哩	60.5		45	
40°	80 哩	61		50	
90°	10 哩			10	
160°	70 哩		65.5	20	
320°	50 哩		32		39
總數		121.5 97.5	97.5	125 39	39
344°	86 哩	DLA = 24		DEP = 86	

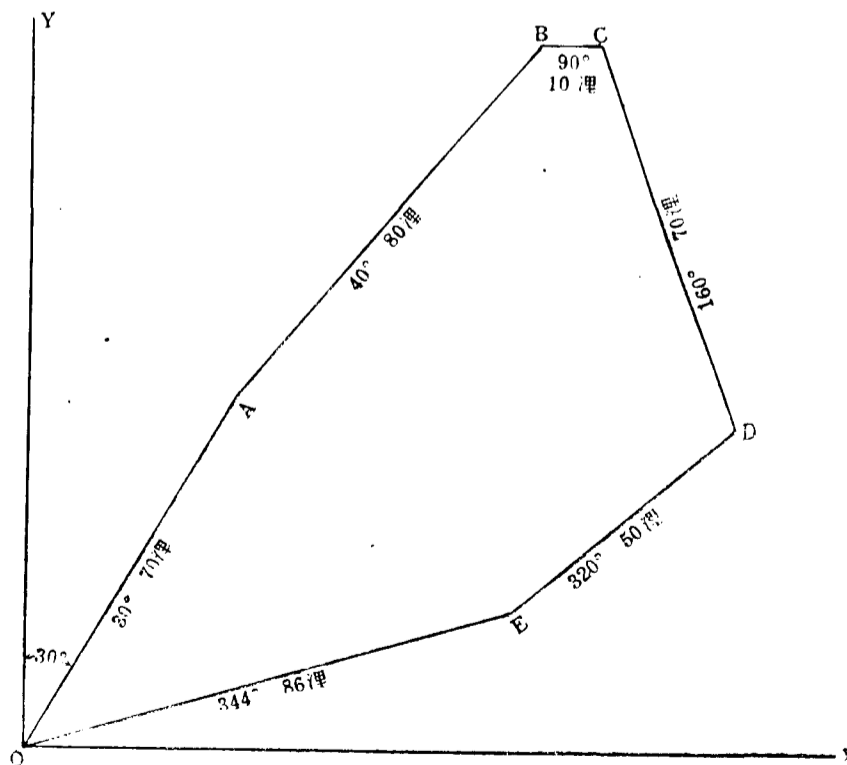
4. 以下各段航程與第一航程同法求其各值,依次錄入表內。

5. 第三航程為向正東 90° ,故無緯差而祇有橫距,所以表內只記東行中 10 哩。

6. 各段航行記入完畢後,將東南西北四行各稱其和。

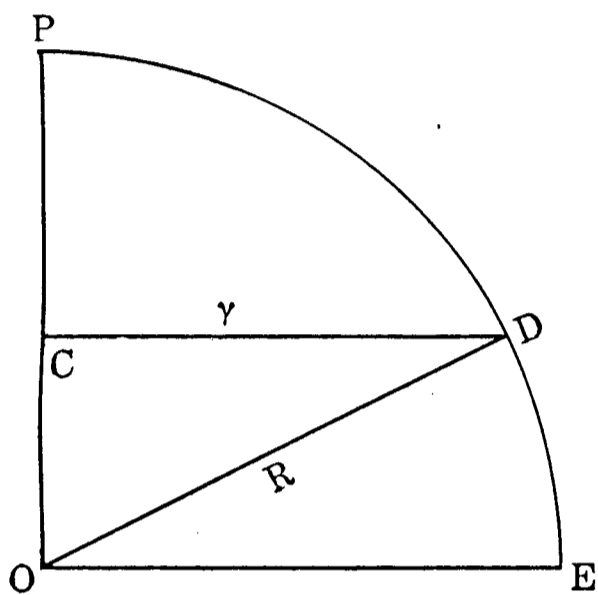
7. 以北與南兩和數相較,所得較數即為最後到達點至出發點之緯差,東和西兩和數相較,所得較數即為最後到達點至出發點之橫距。

8. 從最後到點至出發點用尺及量角規量之,得航跡角為 344° ,距離 86 哩。表明如右圖。

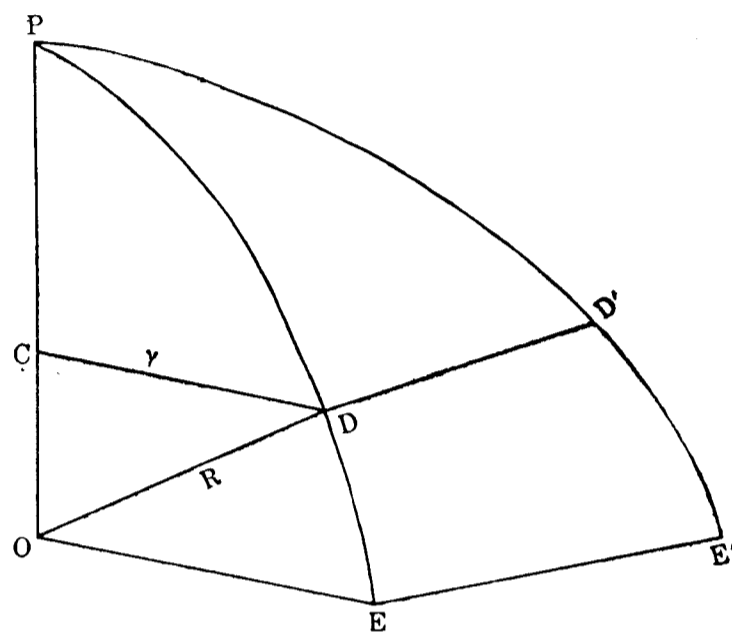


C. 平行飛行

飛機向正東或西航行,因其航跡線恆與緯線平行,故曰平行飛行。平行飛行為簡單之一種球面飛行,其原理乃以經度之單位轉變為橫距,或以橫距轉變為經度。橫距前已言及之,算計方法乃沿緯線以海裡為單位,緯度計算係沿赤道或平行緯線之弧的度數。橫距與經度之交換方法係用緯之平行小圓與赤道之比。案幾何學原理: 兩圓相似之弧與其半徑成正比例。如圖甲乙。



甲圖



乙圖

1. 在圖乙 DD' 位於地球之小圓或平行緯線上。
2. P 為地球之極。
3. EE' 為赤道之弧,與 DD' 相似,同相交於 PE 及 $P'E$ 兩子午線之間。
4. DD' 為橫距或平行線。
5. 二點之緯度等於 $LDOE$ 。
6. 地球之半徑即赤道之半徑, $R = DE = OD$ 。
7. 平行線 DD' 之半徑為 $CD = \gamma$ 。
8. EE' 與 DD' 乃兩相似形之弧,故與兩圓之半徑成正比例

$$\frac{DD'}{EE'} = \frac{CD}{OE} = \frac{\gamma}{R} \frac{DEP}{DLO}$$

$$\frac{DEP}{DLO} = \frac{R \cos LAT}{R} = \cos LAT$$

從上面公式可推定橫距之哩與徑線之度相交換的關係:

1. $DEP = DLO \cos LAT$
2. $DLO = DEP \sec LAT$

解：用計算盤解

例題：今有一機向東沿緯度 30° N. 飛, 其距離為一百海裡, 其經差。

右圖為計算盤四分之一部。今將轉臂 LD 移至東北象限 30° , 游臂所處之地位乃表示半徑 R。設想此盤 LL' 為赤道——EE'——, 於是在 LL' 上設 D' 點, 距 L 為一百海裡。LD' = $\gamma, 0^{\circ}$ 。從 D' 引長一線與 LL' 垂直, 交於轉臂 D。在轉臂 LD 間為 119 Min. 即所求之緯差。

$$DLO = 3^{\circ} 10'$$

D. 中緯飛行

中緯飛行為平面飛行與球面飛行相混合之航行方法, 以平面飛行假定地球為完全平面, 在短距離內則其球面與平面之錯誤甚小, 於以消去。若地面之平面代為球面, 則橫距與起飛時之緯度及到達點之緯度相同。故從橫距化為中緯幾乎相等也。飛機之航跡傾斜經過子午線時, 緯線之變化保持常數, 橫距與緯差相互變換方法, 即行中止適於應用。

中緯飛行之起點與到達點之緯度不同, 故所要求者為起點與到達點之緯度。

今以 LM 為中緯:

則

$$LM = \frac{(起點之緯度) + (到達點緯度)}{2}$$

到達緯度 = $2LM$ —— (起點之緯度)

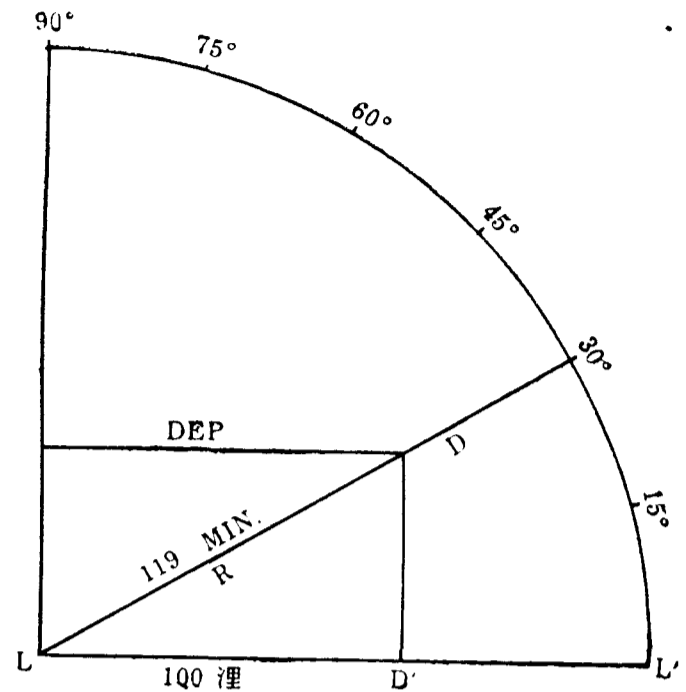
起點緯度 = $2LM$ —— (到達點緯度)

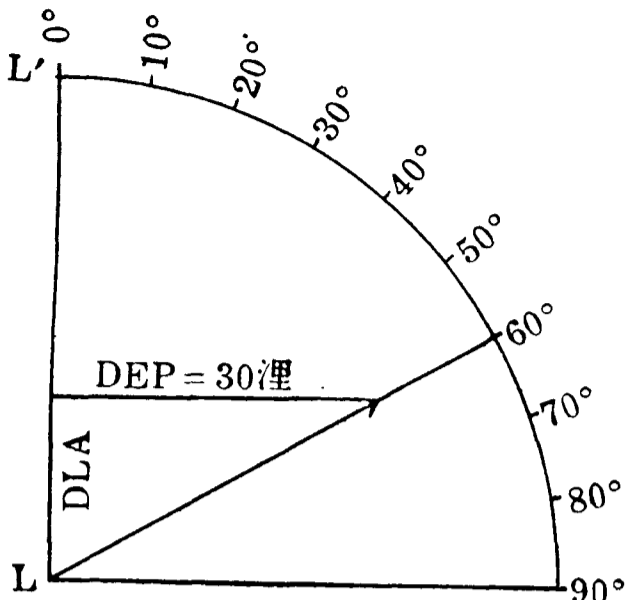
既知上式三種緯度之二者, 吾人解中緯飛行方法即為前所研究之平行飛行方法也。

例題：設一機從 LAT 30° N, LON 70° W, 出發, 航跡角為 60° , 距離為 350 海裡, 求到達點之經緯度。

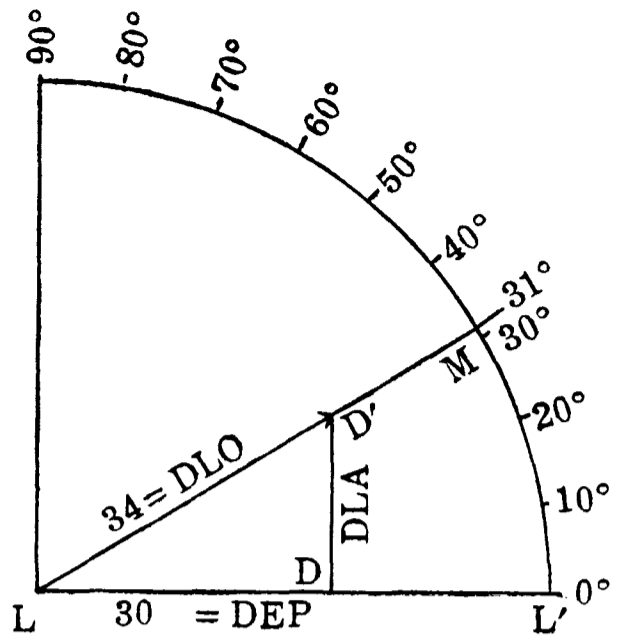
解：用圖解或計算盤均可。

因 350 裡之數甚大, 為便利計算, 除以因數 10, 得商 35。





A. 大圓



B. 緯度圓

1. 以轉臂置於航跡角 60° 。
2. 量出轉臂 LD 之距離 35 浬及定其點 D。
3. D 點直座標之值為 DLA, 橫座標之值為 DEP, 橫距計算乃從 D 點向在移動, 至 0° 線成直角。緯差之計算為 LL' 線, 從 L 點至代表橫線與 LL' 之交點止。
4. 量得 DEP = 30 浬, 緯差為 17 分, 乘以 10 = $17 \times 10 = 170$ 分 N. 或 $2^\circ 50' N.$
5. 到達緯度 = $30^\circ + 2^\circ 50' = 32^\circ 50'.$
 中距緯度 = $(30^\circ + 32^\circ 50') \div 2 = 31^\circ 25'.$
 已知到達緯度及中緯緯度則可求經差。
6. 在圖 B 上找出其值等於, 等於中緯 $31^\circ 25', 31^\circ 25',$ 在大圓內第一象限, 所以從大圓變換緯度圓, 其圖表以 $0^\circ - 90^\circ.$
7. 於 LL' 線作一點 D, 令 D 距 A = DEP = 30 浬。從 D 作一直線與 LL' $\perp,$ 交於 LM 之 D' 點, DD' = DLA。則 LD' 即為 DLO, 量之得 34, 乘以 10 = $340 = 5^\circ 40'.$

$$\therefore DLA = 2^\circ 50' N. (+)$$

$$DLO = 5^\circ 40' E. (-)$$

$$\text{到達緯度} = 30^\circ + 2^\circ 50' = 32^\circ 50' N.$$

$$\text{到達經度} = 70^\circ - 5^\circ 40' = 64^\circ 20' W.$$

E. 美開托飛行

前所討論之平面飛行, 平行飛行, 曲線飛行, 中緯飛行等, 都是短距離的飛行, 如果要長距離的飛行而要求其精與確, 則非用美開托飛行, 大圓飛行, 及混合飛行不可。美開托飛行的原理乃根據美開托地圖的作法, 兩者原理完全一樣。

赤道上之經度相間距離與緯度相間距離完全相等,但緯度漸漸增加而達於極 Pole,同時經度間之距離漸漸減小而達於另,然緯仍未更動也。美開托地圖以經線互相平行且與赤道垂直,等角航線 Rhumb Line 因經過各子午線其相交之角都是相等而成爲一直線。

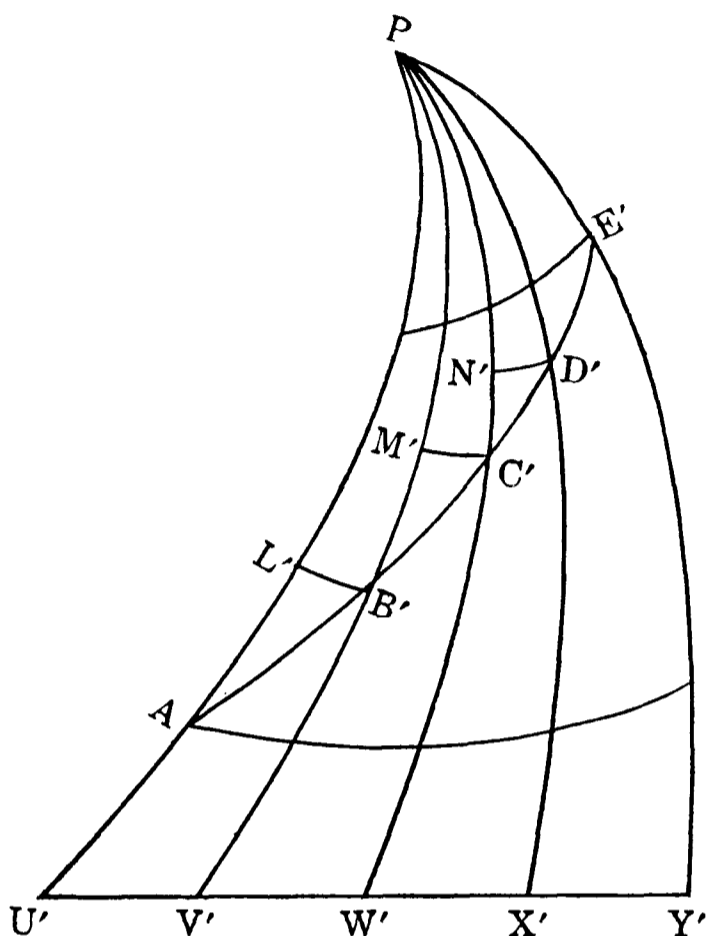


圖 A.

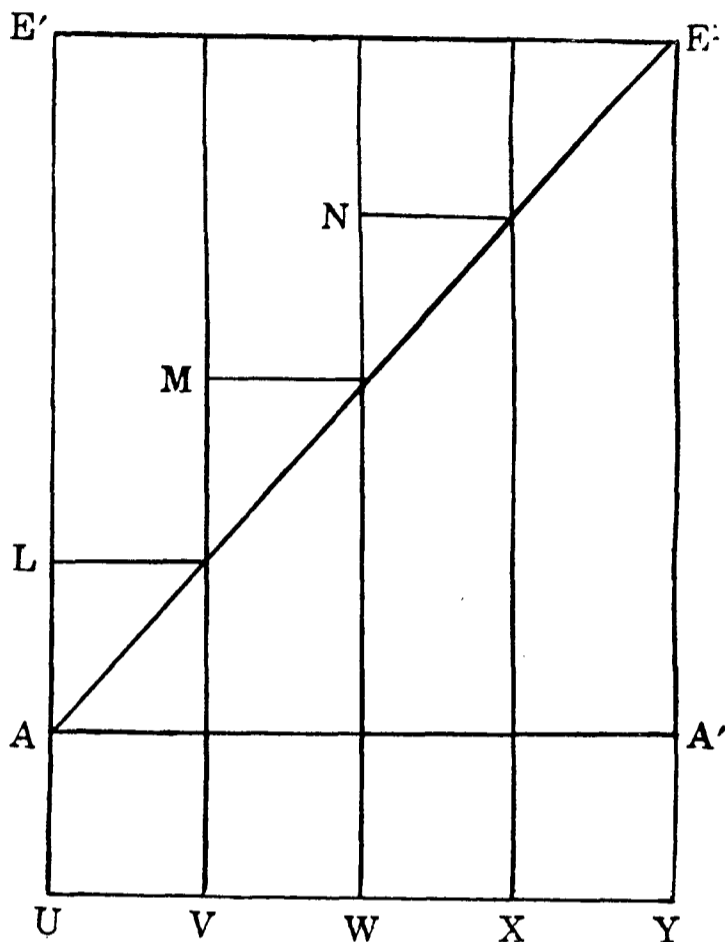


圖 B.

如圖 A 爲地球原形之一部, P 點爲極。圖 B 爲美開托氏將圖 A 之投影所成地圖。A E 爲同等角航線, U L 間之長度必較地球之真長度 U' L' 爲長。如緯線離赤道 15° 其距離爲—— $15 \times 60 = 900$ 哩——東或西九百哩,而在美開托地圖上爲東或西 904.422 哩。美開托地圖之緯線離赤道的長度可查 Meridional Part Table —— 簡稱 M.P.

今若從 A 點至 B 點之經緯度已知, 而 A 與 B 之距離和方向不知, 其所求之公式如下:

$$\begin{aligned} \text{TAN } \theta &= \frac{E' E}{A E'} = \frac{DLO}{M. P. DLA} \\ \text{DIS} &= \text{SIN } \theta \text{ A E} \\ &= \text{SEC } \theta \text{ DLA} \\ &= \frac{DLA}{\text{COS } \theta} \end{aligned}$$

例題:今有一機從緯度 53° S. 經度 16° E. 飛至緯度 56° S. 經度 78° E. 求航跡角及距離。

解：起點緯度 = 53° S. = M. P. 3745.1.

到達緯度 = 56° S. = M. P. 4054.5.

$$DLA = 3^{\circ} = 180 \text{ MIN.}$$

$$= \text{M. P. DLA } 309.4.$$

起點經度 76° E.

到達經度 78° E.

$$DLO = 2^{\circ} = 2 \times 60 = 120 \text{ MIN.}$$

$$\text{TAN } \theta = \frac{\text{DLO}}{\text{M. P. DLA}} = \frac{120}{309.4}$$

$$\text{LOG TAN } \theta = \text{LOG } 120 - \text{LOG } 309.4$$

$$\text{LOG } 120 = 2.07918$$

$$\text{LOG } 309.4 = 2.49052$$

$$\therefore \text{LOG TAN } \theta = 9.68866$$

$$\therefore \text{TAN } \theta = \text{S. } 26^{\circ} 1' \text{ E.}$$

$$\text{DIS} = \frac{\text{DLA}}{\text{COS } \theta} = \frac{180}{\text{COS } 26^{\circ} 1'}$$

$$\text{LOG DIS} = \text{LOG } 180 - \text{LOG COS } 26^{\circ} 1'.$$

$$\text{LOG } 180 = 2.07918$$

$$\text{LOG COS } 26^{\circ} 1' = 9.95360$$

$$\text{LOG DIS} = 2.12558$$

$$\text{DIS} = 133.6 \text{ 浬}$$

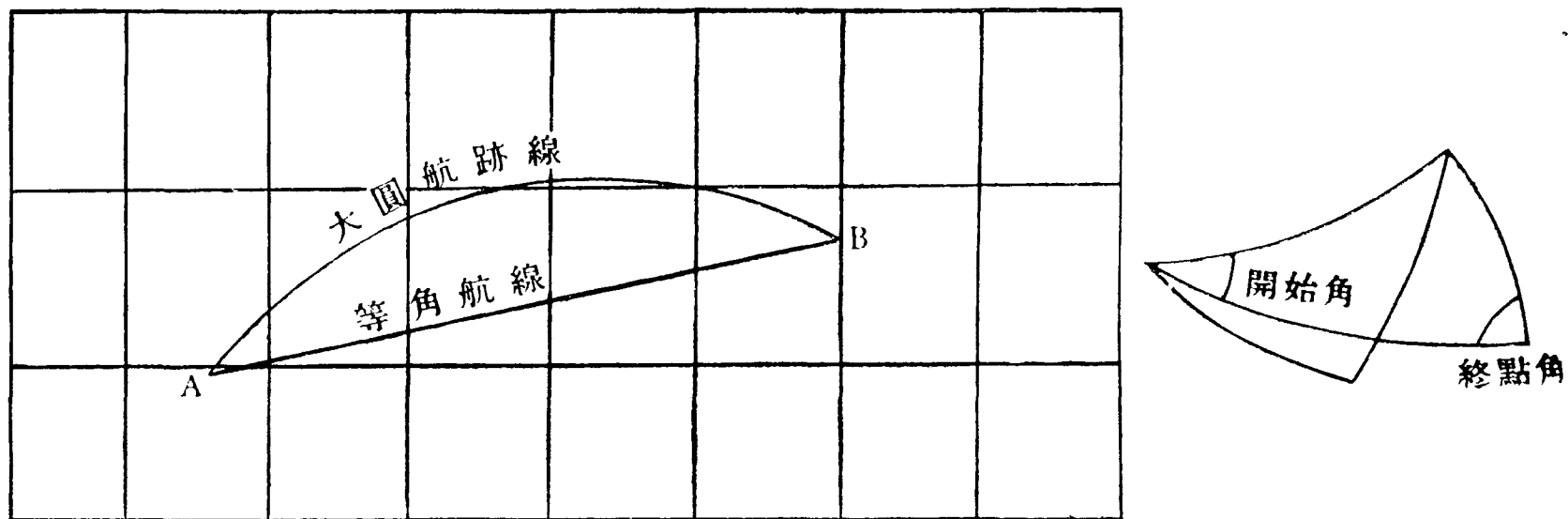
答：真向為 $153^{\circ} 59'$ ，距離 133.6 海浬。

E. 大圓飛行

大圓飛行為節省時間與距離之一種航行學。飛越大洋或大面積之地球面。從起點至目的地，其航跡線乃在大圓之弧上。大圓飛行的困難處為：航跡線經過每一子午線所交之角各不相同；兩地間之短距離不在子午線及緯線之上。大圓飛行之航跡 Great Circle Track 繼續變更航跡，故從甲地至乙地大圓上之各點經緯度數須欲記出。等角航線常較大於大圓之距離，除非彼與子午線或赤道相合所以對於大圓要在可能情形之下須時與之接近，除非飛航於危險或不可能情形中。

飛機沿等角航線航行，航跡線與連續之子午線成相等之角，但航跡線之方向永不直接對準目的點，除非飛機到達目的點。若沿大圓航跡線飛行，飛機之航跡線直接對準目的點，然對連之續子午線所交之各角都不相等。大圓航跡線從起點至目的點，

因其方向繼續變更,所以大圓飛行之方向往往不能測知也。



上圖所示, A 爲起點, B 爲到達點, A B 等角航線與各子午線所交之角皆相等。A B 大圓航跡線與各子午線所交之角都不相等,且繼續變更。大圓航跡線及等角航線在美開托地圖上的畫法。等角航線爲連接兩點之最短直線,大圓航跡線畫在等角航線接近地極之一邊。

大圓航跡線之起點與大圓起點子午線所交之角,謂之開始角 Initial Angle。大圓航跡線之終點與大圓終點子午線所交之角,謂之終點角 Final Angle。大圓的距離爲大圓弧的距,該弧以形成兩點間之航跡。

大圓飛行之最便利解法乃用大圓海圖 Great Circle Charts。首創者爲美國水道測量局,此法求航跡線及航線祇在圖上量之即得。不但簡便且爲精確。於我航行上誠有不少之幫助也。

G. 混合飛行

大圓飛行都在接近兩極的地方,經過大面積的時候,若有一部份的危險或高大冰山險阻,或其他之危險;此時要避免危險即可放棄大圓航線,以平面飛行法調節。待經過危險面積後,再以大圓航跡線前進。此種飛行方法謂之混合飛行。

四 推測法

飛機在準確方向及航跡線上飛行,當時不能看到地面上任何景物;飛航員從真確推算時間及地速,在任何時間內可立即求飛機所行之地位;此種方法謂之推測法。求真確之航跡線和推算距離之要素有三種,即爲空速,風速,風向;從此三種要素中即可算出地速。現今少數飛航員往往以推測法與引空法混爲一物,或誤爲類似相同;實則不然,推測與引空法爲完全不同之兩種航行法。推測法上飛機距離之變遷,其所關係者爲經度,緯度,橫距;而引空法與三者毫無關係,引空法上之有密切關係者,乃表明

於地圖上；因地圖上繪有川河山谷，城池都市，及鐵道公路等等對於經緯度之變化當無庸顧及也。

航行上應用推測法，在下列兩種情形下必須用之：

1. 不熟識之陸地，或地圖不完全之區域；飄流程度已測知，航跡線及地速可以決定；
2. 在雲霧中，水面上，或陌生鄉野夜間之飛行，同時飄流程亦不能測知。

第一種情形應用推測法，須十分當心對航行上幫助之事件，但較長之距離須用天文觀察以檢合飛行之位子，其所得結果必能使人滿意也。

第二種情形，單為應用推測法，事實上未必可能，因飄流角不能測知，最易發生錯誤，故在此種情形下，最重要之幫助為天文觀察。飛航人員對飄流角為最麻煩之一件事，若天空中之空氣不流動，則對吾人可免去大量腦力，且推測法亦變成非常簡單之一種航行方法。

在短途飛行上，地面景物可以看見；飄流角可以測知，則應用推測法可謂極端毫無錯誤。而在長途飛行，雲霧中飛行，及水面上飛行；不免有所錯誤，然以天文觀察校正此種錯誤亦易事耳。推測法之真確與否，係依靠推測上各種事件決定及應用情形如何，應用合宜其缺點極為微小，否則亦可展至不可思議之程度。

飛機是否在真確航跡線上飛行，下例各種原因往往促成飛機不能在真確航跡上飛行，此種所生成之錯誤，飛航員須時時注意之：

1. 羅盤差與地磁差是否真確。
2. 羅盤差與地磁差改算航線有否算錯。
3. 方向航是否合宜，或不能稱職。
4. 風向與風速有否測錯。
5. 風向與風速之中途變更，往往不能立即知道及預先測知。
6. 空速儀之不確，能對速度三角形生成錯誤。
7. 地速計算錯誤。

推測法所包含者亦為航行七法，其主要應用者為平面飛行，曲線飛行，及中緯飛行。推測法之重要使用為陸軍之巡查任務，及短途飛行之引空法能力不及時，如經水面或鄉野及地面缺乏目標之地域等。飛機繼續在一條航線上飛行，若航向不更換，則行表不甚重要。當航跡線在某種任務下，航跡線依各段距離之變更，故航行表較之引空法中之航行表處於同樣之地位。航行表中所記之最重要事件，普通分為十六縱行，

記法如下：

1. 第一行記時間，起點時間記於頭上，然後以各段航跡線之開始時間依次記出。
2. 第二行記地磁差，以各段航跡線之地磁差記出。短途飛行地磁差無甚變化，然在長途飛行中地磁差變化可從地磁差地圖中查得。——中國現尚無此種地圖。
3. 第三行記盤羅差，以與航跡線關係之羅盤差記出。
4. 第四行羅盤校正，以地磁差與羅盤差之代數和記出。
5. 第五行記各段航跡線之羅盤航線。
6. 第六行記真向，因有真向可與風速風向算出速度之角形。
7. 第七行記飄流角，飄流可從速度之角形中算出。其所記之角以正號或負號表明飄流角之方向，飄流角在真向之右方或順鐘轉以(+)表明，在真向之左方或逆鐘轉以(-)表明。
8. 第八行記各段航跡線之修正航向，即以飄流角與羅盤校正及真向三者之代數和。修正航向即飛行時機頭所對與正北之角。
9. 第九行記空速。
10. 第十行記各段航跡線之地速。
11. 第十一行記各段航跡線之地面距離。
12. 第十二，十三，十四，十五，四行記橫距及經差。用圖解算出向東，向西，向南，及向北之各方距離。
13. 最後一行記經差。在短途飛行橫距無庸變換經差，但最後到達點之橫距必須變換，因可求得到達點之經度。長途飛行因欲求非常真確，故對各段航跡線之經差務須求出。

飛機在任何時間內，其所處之地位須要知道；南與北兩行——12行，13行——先取各行之總數，再該兩總數相較；所得較數即為飛機起點與到達點之緯差（單位為分）。吾人可應用緯差從起點緯度求到達點緯度，再起點緯度與到達點緯度求出中緯。

東西兩行——14行，15行——亦先取各行之總數，再以兩總數相較，所得較數即為橫距，以海浬計。求起點與到點之經差，應先知中緯，然後由橫距改算為經差。從橫距改算經差後；經差之值在西相加，在東相減。各點決定後即可作成三角形，以求從起點之距離及航跡，並完成所需之事件。

例題：今有項偵察任務，於本地時間下午一時從 LON 103° 30' E. LAT 36° 30' N. 為起點。空速為一百浬。風速每小時 30 浬，從正北吹來。地磁差 2° W. 各航跡線之羅盤

差從羅盤差表上查知,記於航行表.航行方向及時間如下: 30° 30 分; 60° 40 分; 130° 60 分; 220° 60 分。

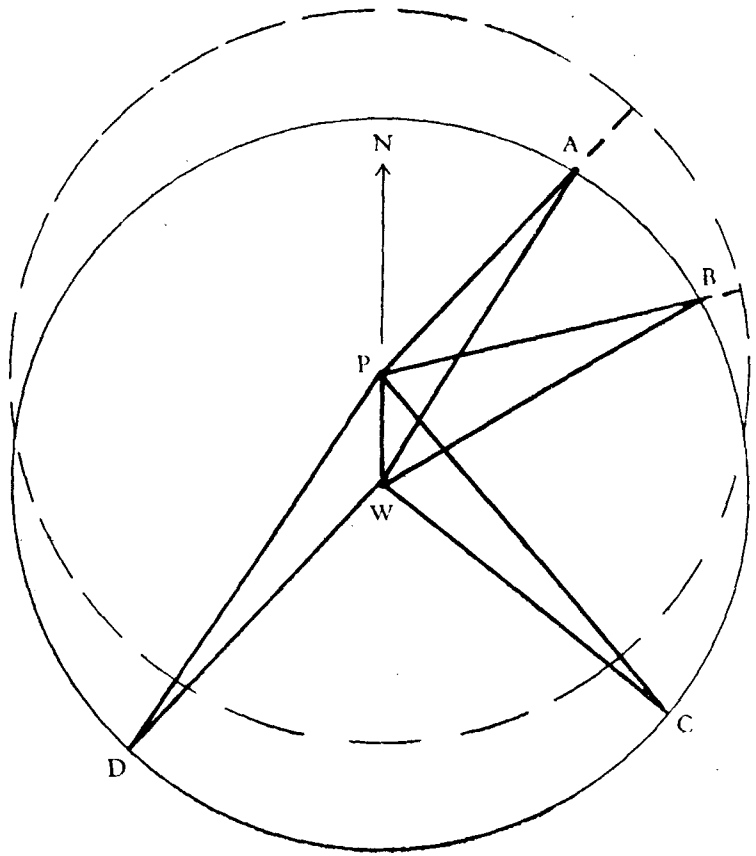
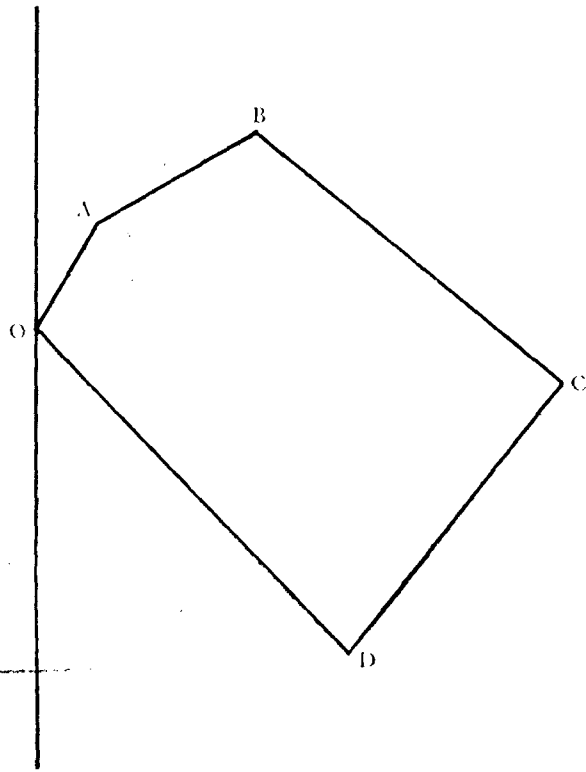
求: 在航行表上須完成各事:

- | | |
|----------------|-----------------|
| 1. 曲線飛行之每段真向, | 4. 曲線飛行之每段距離, |
| 2. 曲線飛行之每段航跡角, | 5. 推測飛機之經緯度地位, |
| 3. 曲線飛行之每段地速, | 6. 最後目的地之航向及距離。 |

解: —— 圖解 ——

1. 作 P 點為起機之點,然後作 P W 線為風向及風速。
2. 以 W 為中心,空速為半徑,作一圓。
3. 以 W 為中心,作半徑 W A, W B, W C, W D, 為曲線飛行之各段羅盤航向。
4. 作 P A, P B, P C, P D, 各線為各段航向及地速。

下午一時	1:30	2:10	3:10	4:10	結 果	
地磁差	2° W.	2° W.	2° W.	2° W.	—	起點緯度 36° 30' N.
羅盤差	1° E.	2° E.	2° W.	2° W.	—	緯差 1° 47'
羅盤校正	1° W.	0	4° W.	4° W.	—	到點緯度 34° 43' N.
羅盤航線	31°	60°	134°	224°	—	中緯 35° 36' 30''
真向	30°	60°	130°	220°	—	起點經度 103° 30' E.
飄流角	+12°	+17°	+6°	-10°	—	經差 2° 17'
航跡航向	43°	77°	140°	214°	320°	到點經度 105° 47' E.
空速	100	100	100	100	—	
地速	77	89	122	125	—	
距離	38.5	58.5	122	125	—	
北	33	30			63 156 -107	
南			78	78	—	
東			94	66	162 66 96	
西						
經差				137		



高空的探討

曾鎮南

我們住在地球面上，仰起頭來只看見那蔚藍色的天空與往來的浮雲。天究竟是怎樣的，高度又究竟有多少，這是我們很需要了解的；尤其是現在航空器很進步的時候。譬如說我們的飛機是不是可以一直向上飛去的呢！是不是可以飛到一處地方所謂天的呢！因為我要曉得上空的事的緣故，在過去的時代裏就有過很多有名的科學家，冒了很大的危險去研究這說不出其奧妙的高空，研究的結果大概可分氣體為對流層，等溫層，臭氧層，伊洪層與貝母雲等。現在將這各層的性质與現象略加討論一下：

對流層——雲層 (Troposphere)

對流層是接近地面的一層氣體，牠的厚度，據科學家測得的結果，在地球赤道之上約有十五六公里，在英國的倫敦的上空約有十公里，在地球南北兩極只有五六公里的樣子。對流層的厚度問題，與節令地域都有一種變化，厚度當然是參差不齊的，不過普通說牠約有十一二公里的厚度。對流層裏的溫度是愈高愈減的，在十九世紀末葉的時候，就有人求得每上昇二百公尺，溫度的下降約為攝氏一度；據近幾十年來更詳細測得的結果，才知道對流層裏的溫度的變遷，四季都不一致，平常可以這樣說，空中溫度的減低，夏日要比冬日減低得快，甚至冬日早晨地面的溫度反要比高一層的溫度來得低。不過平均計算起來，氣溫確實是向上慢慢的減低，大約海上昇一千公尺，

氣溫減低約為攝氏六度的樣子。但是，這并不是一直遞減下去而沒有止境的，牠的遞減到了一個相當的高度時，牠就不能再向下遞減了：發見這種情形的科學家，就把牠劃出一個界線來研究牠。在此氣溫降至不能再降的底下，就叫牠為對流層。換句話說對流層的厚度，也就是氣溫不能再遞減時定出來的。在對流層的頂高處，發見一件很奇怪的事，地面上的溫度，是由赤道漸向兩極低減，在這十五公里的高空，氣溫反而要由兩極向赤道低減。現時氣象學上測得，在赤道上空最低的氣溫為攝氏零度下九十二度，在南極上空最低的氣溫為攝氏零度下六十度，世界最熱的地方的上空的溫度反要比最冷的上空的溫度低二十度，這是很奇怪的事了。——對流層在地球上各處的厚度與高空溫度的分佈請看第一圖。

空氣的成份，化學家分析的結果，有下列的成份。

氮——78.08%

氧——20.94%

氫——0.94%

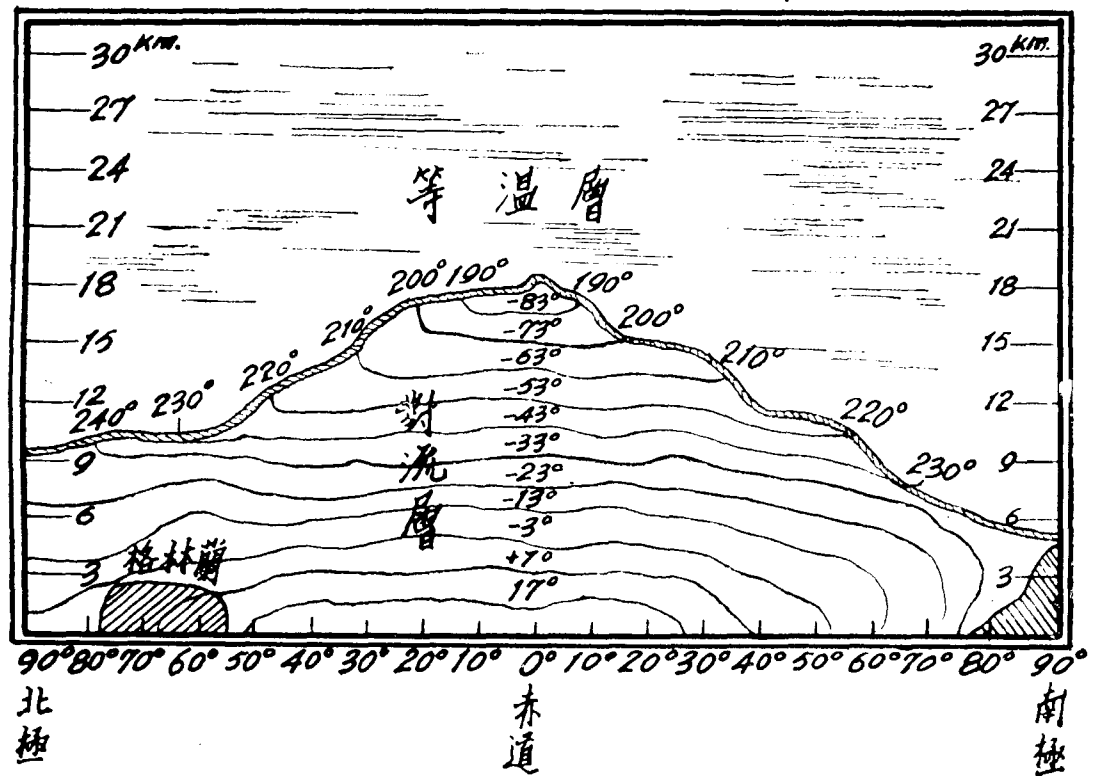
碳酸，氫，氦，氖——0.0524%

這裏所列的成份，是專指對流層內的空氣的組織，超出對流層的，那就不能這樣說了。空氣中除了這幾種成份外還有水蒸氣，水蒸氣在空氣中的分佈與以上幾種氣體完全不一樣，水氣的多寡是在溫度的高低而定的，

溫度高，空氣中就可以容很多的水氣，溫度低就是原來所含有的水氣，也會被逼變為雲，霧，雨，雪和冰雹等。接近地面的空氣，因為有海洋江河森林大澤的接近，在低層的空氣是要比較高空的來得潮濕，尤其是在熱帶的地方與夏季的時候。高地或有山嶺的地方，正當海風時，那一定雲霧很多，但是，水氣所達高度，并不是沒有限度，一般學者都測得高至十公里左右，確實也再沒有水氣了；卷雲算是最高的雲了，牠的高度也沒有超過十公里的。普通一般的雲只能在對流層氣體的境裏活動，所以對流層又有雲層的名稱。

對流層境裏因為有水氣的緣故，並且牠散布在氣層裏很不均勻，各地方的溫度

第一圖 高空氣溫之分布



又有高低的關係,而至釀成地面氣象的現象,譬如風,雲,雨,雪,冰雹,雷,電等,都是出沒在這層裏,尤其是風向的變化,在各個高度都沒有同一的風向,假如地面一百呎內所吹的風向是東風,在二千呎的高度,所吹的風向,北風或西南風都是沒有一定的。地球旋轉的方向也是有影響風向的。貿易風的造成就是由地球旋轉所致的。因為有這種種的關係,就在這層裏釀成非常紛亂的氣流;飛機的飛行,最高不過在五六公里上下,普通的飛行只有一公里至二公里之間的高度,受這紛亂的氣流的攔擾,有如海船在浪花中航行一樣,這當然不是很舒適,今日的飛機僅能在這層氣流中飛航,委實不是我們認為滿足的!

從海平面算起,對流層的氣溫愈高愈減,但是到了牠的頂點——約十公里左右——可就不能再減了,這最低的溫度,大概在攝氏零下七十五度,就是再上昇也是同樣的溫度,這同樣溫度的區域裏科學家稱牠為等溫層。至於對流層內的密度與氣壓,都是愈高愈減小,高十公里處的氣壓約為海平面上的 $\frac{1}{4}$;這些情形,是近幾十年來氣象學用盡了許多苦心探求的結果,他們探求的方法,多半是利用風箏,氣球或飛機帶了各種儀器去測驗的。到了六公里高處,如果不用人工吸氧的裝置,可以使你失去知覺的,1861年八月五日英國的Coxwell,與Glaisher就是嘗過這失去知覺的滋味的。現在一般學者對於這層氣層的探討的結果,雖不能說十分詳盡,然而也可以說有了相當的了解了。所以繼之而起的,就有開始研究等溫層的創舉。

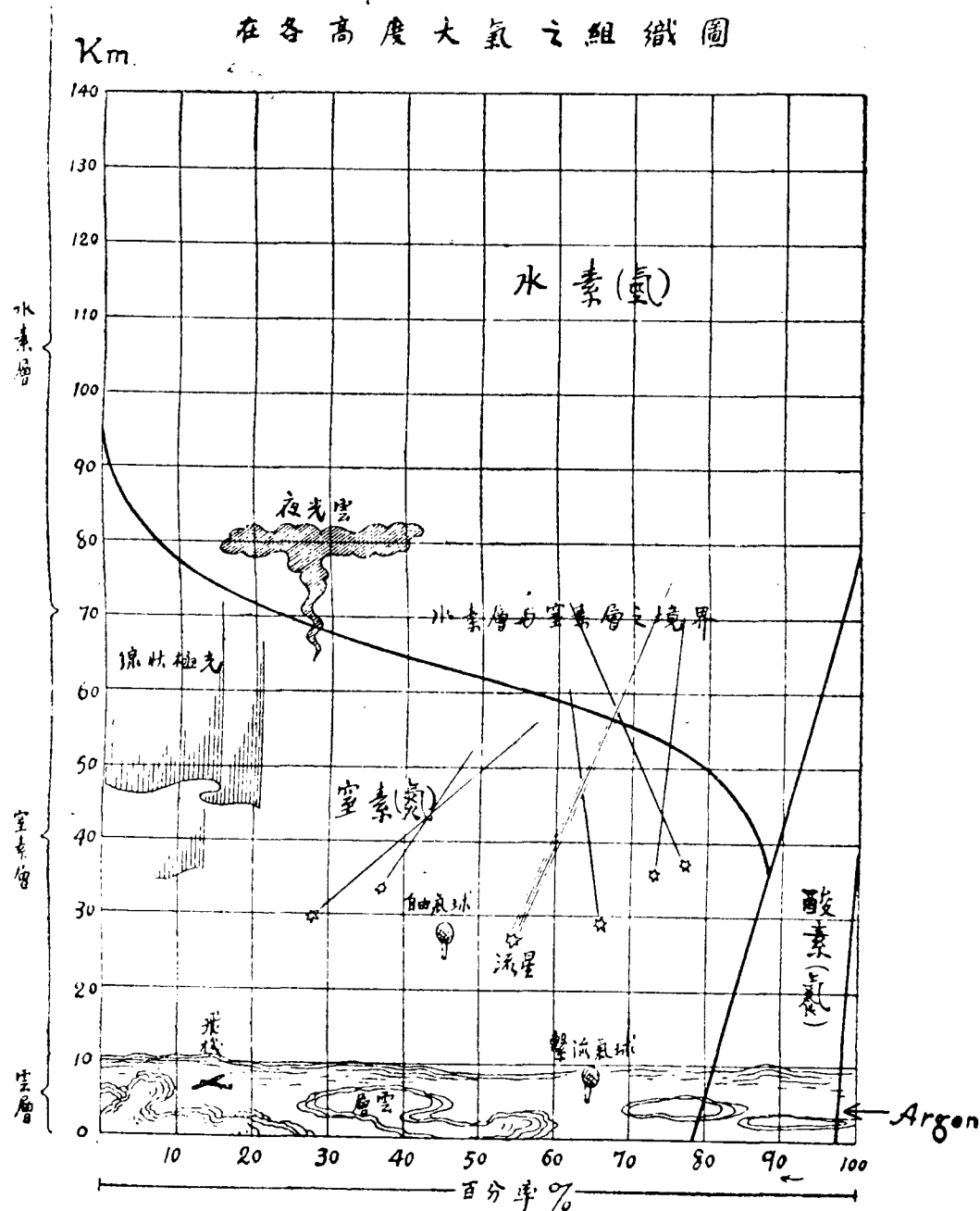
等溫層——同溫層 (Stratosphere)

等溫層是在對流層上面的一層氣體,離地面的高度約十一二公里至四十公里左右,在這層氣體的溫度在攝氏零下五十三左右,雖是高至四十公里的地方,牠的氣溫還是攝氏零下五十幾度,所以叫做等溫層的緣故,也是為此而來的;這層氣體非常奇怪,牠環繞着地球,地球在牠的懷抱裏旋轉,而絕不影響牠的安靜,牠始終很平靜地流動,像溫和的惠風一樣,對流層裏的一切變化,如颶風雷電等,也擾亂不到牠。總之牠是終年平流着的。到了這層氣體境裏時,就可發覺一種極奇怪的光,科學家叫牠為宇宙光 (Cosmic Rays),這光的來源十分奇怪,牠是從物質破碎散開時而發射與通透於空間的;在地球上的人類雖有十多公里厚的空氣來遮蓋着與抵抗之這光的進行,然而,關於這點還可以證實這宇宙光通透宇宙的力量是要現在的無線電與X光線的通透力量來得強大。一般著名的科學家都這樣說,假如人類的身軀或飛機放在這層空氣境裏去,那就要立刻像一塊糖放到一盃極熱的茶裏去,溶化了一樣!這個是什麼

道理,我們大概可以這樣曉得,高至十公里處之氣壓為海平面之 $\frac{1}{4}$,高二十公里處為 $\frac{1}{16}$,高百公里處為 $\frac{1}{10000}$,二十公里高處的氣壓只有海平面 $\frac{1}{16}$,我們身軀到了這種高度,減少了這十幾倍的壓力,血管當然要炸開的,由這點着想更可以了解他會像一塊糖溶解在熱茶裏一樣,況且還有那奇怪的宇宙光的力量!等溫層氣體在這樣沈靜的狀態中,沒有上下或對流的氣流,空中各氣體的分佈當然要依牠自己的輕重而排列,輕的浮在上面,重的沈下來,這是必然的道理。據氣象學家 G. Hann 的測算,近地面五十公里處空氣中的氮氧二氣雖占大部份,但是,在五十公里以上的情形就完全不同,差不多完全是氫氣的成份了。德國的 A. Wegener 也曾推算而斷定八十公里以上的空間大氣,幾等於全部為氫氣。第二圖中之曲線所示者,即各氣體在各高度之分佈成份。

第二圖

在各高度大氣之組織圖



上面已經說過,現在的航空器只能在極其紛亂的對流層的氣層境活動與行駛,飛行家與旅客人等,在這顛簸不定的氣浪裏飛行,是感到十分的困苦,況且還有風,雲,雨,雪,霧,雷的各種氣象的影響,關於這些對於飛行都不是十分安全的事,因此現在很多的科學家都意想天開地想設法到這安靜的等溫層裏去飛行,假如一旦達到到這境裏去飛行的目的,那至少可以減少了許多氣象上的阻礙。但是想到這層境裏去飛行,事先對於這層的氣象現象必須有相當的明白;近年來歐美各國的學者對於等溫層的探討非常努力,他們探討的方法:

1. 使用氣球攜帶小規模之實驗器具。
2. 使用飛機。

3. 特別設備之機械火箭飛機。

1931年五月二十七日,瑞士的Picard教授曾乘氣球上升至十六公里的高空中,實創人類高升之最高記錄。他對高空各種氣象的觀測,認為與以前使用氣球攜帶小規模之實驗器具所測得的,沒有什麼很大的差異,可見科學上的一切測算,都甚近于事實的。本年九月三十日,俄國的「蘇聯號」飛機,已飛到十九公里的高空去,已打破以前所有的紀錄,他們也證實前次一切理論的不謬;同時得表現等溫層有進行正常科學觀察的可能。不但如此,並且還可以進行到這層空氣裏去飛行的可能,還有一層可以使大家明瞭的,空氣層從海平面算起,愈高則氣流愈平靜,這是很顯然的事實,有時縱有流動的風,也不會像接近地面的下層氣流那樣紛亂。

科學家與航空器製造家,都正在那裏處心積慮想製造一種特別設備的航空器昇入等溫氣層裏去飛行,他們在想,最重要的莫過於特別設備於飛機的艙位,這艙位是要堅固而密不漏風氣的,機身的構造要輕巧與最好的流綫形(Stream Lines);同時要採取製造上的各種學理與最高舉力效率。在此稀薄的空氣中的螺旋槳(Propeller)的製造也就要特別加長與寬,才能得到牠的效能。這樣長的一個螺旋槳,我們可想像得到,飛機的起落架也不能不格外高大了。像這樣到等溫層去飛的一個飛機,就是形狀來說也是奇怪極了,然而,改良後自能設法將起落架造成在高空飛行時可以收縮起來的,並且還可以使用可以操縱的螺旋槳距(Pitch),這雖是件理想中的事,不能說不是很有價值的設計;因為這種螺旋槳對於空氣體的壓力,可以增加十倍,換句話說即是增加了發動機的工作效率。至於艙位一定要使牠密不漏氣與溫暖,並且還要很足的氧氣來做補助。到等溫層裏去的飛機,假如牠的馬力的消耗與海平面上飛行所消耗的馬力的數目是一樣,而飛行的速度不能一直達到比海平面上的速度的二倍以上,這種情形不能與空氣密度減少而速度增加的數目成爲一定的比例,這就是我們不能完全了解等溫層的地方,也是工程上着手與解決的問題!

發動機所以能促飛機的飛行,可以說完全是依靠地球面上的空氣密度與壓力,同時還得適度的螺旋槳與轉速,旋進有密度之空氣中而得速度藉以支持機身而飛的。在四十公里至五十公里之間的高處,空氣的密度,只有海平面的密度的 $\frac{1}{1000}$,這樣看起來,發動機使螺旋槳在此密度稀薄的空氣裏旋轉藉以得浮力,這是明明不可能的事情;但是;另一方面說,若用與在海平面上同樣的馬力,而在這稀薄的密度裏飛行,那麼牠的速度就該比海平面上的速度大三十倍,照現在航行的飛機,如果用牠所有的馬力到這種高度去飛行時,那牠每小時的速度就該有五千公里!

利用火箭式的飛機去解決等溫層的問題,也是很合於情理的。然而,火箭式飛機的推進力量,也是要靠空氣的密度與壓力而得速度的。假使我們想像火箭,飛機確實辦得到的話,那末我們可以看見將來航空事業是要到等溫層境裏飛渡了大西洋;這種火箭飛機假如從倫敦(London)射出,經過十五分鐘的時間,就可達到牠要到的高度等溫層,在這等溫層的氣流裏平飛三刻鐘的時間,再加上十五分鐘就可飄至紐約(New York)的飛行場。完成這條施程,總共的時間不過一時十五分。旅客坐在緊閉的艙位裏,第一件他可以看得見各種的光輝,地球南北兩極放射出來的光芒,與極清新的空氣。飛航的人,由始至終都可藉各星光的光去尋覓他的航路,又可對照他出發時所帶的表冊是否適合他的航行,像這種幻想的概念中很足以喚起一般人對於等溫層的探討,以後或許還會引起更熱烈的研究哩。

飛到等溫層裏去的問題,是件非常複雜的事,也不是馬上可以成功的,等溫層境裏如果只有行駛商業航空的價值,那麼研究這事業所須的經費,就不見得很有代價了。軍用方面着眼,或許也會引起相當的注意,幾年以後說不定會製就可以操縱的螺旋槳距,與可以抵抗不洩空氣的艙位去解決等溫層的飛行,這事成功了,將來在等溫層的航空事業當然可以更形發揚光大而實際建築起來。

上述對流層與等溫層各種氣象現象,是近幾十年來一般氣象學家費盡了苦心探求的結果,他們探求的方法和工具,上面已經說過是用風箏,氣球和飛機,但是風箏,氣球和飛機,普通所達到的高度不過五六公里,最高的高度不過二十公里,像最近的蘇聯號的飛機,也不過達到十九公里而已!至於二十公里高度以上的情形,殆皆出於利用科學方法測算的罷了。近幾年來,科學家用天空的流星,北極光,聲浪,無線電等種種的方法來斷定高空的狀況,與以上所說的各種現象都沒什麼兩樣,這樣一來,將來的高空氣象問題,就有確切的辦法了。

流星是空中小塊的鐵質或岩石,當牠飛入或撞進地球大氣中時,那被阻與摩擦的關係,發生熱力而放光,流星發現,常在離地面一百六十至一百八十公里的高度,行動極速,每秒速度約在十五公里以上,高空大氣雖極稀薄,但是速力太大的緣故,阻力也格外大,摩擦也格外利害了,在流星前端的空氣,被流星挾制,不能脫離,變成一帽的形狀,帽中空氣溫度極高,使流星變成熾熱而揮發,我們自地面遠望,好像是星火一樣,等到揮發完了,流星的小塊也盡化成氣體了。這樣從數千粒流星的速度光亮和高度的測定,就可以知到空中大氣的密度。英國牛津大學教授Lindemann和Dobson用這種方法,斷定六十公里以上高空大氣的密度,比較理想上用Laplace方程式算出來的

要大得多；換句話來說，就是六十公里以上大氣的溫度，比等溫層的溫度還要高得多；據 Lindemann 說，六十公里高處的溫度，高至絕對溫度表三百度以上，這溫度實在要比我們地面的溫度更爲暖熱了。還有一點可以在此印證的，離地面五十公里的地方，極少流星出現，Lindemann 說，這是因爲五十公里以下大氣溫度寒冷的緣故。

單靠流星的測算，以定高空的溫度，還不足以取信，在科學上要成立一種學說，一定要好幾種證明都得到同一的結果，殊途同歸，這樣我們才敢相信他是確實的。最近又另有一種強有力的學說證明高空的溫度。他說高空聲浪速度的增大，在平地靜止乾冷空氣中，牠的傳聲速度爲每秒 1.089 英尺，極大的聲音，火藥庫的爆炸，往往可以傳達到二百公里之外，在 1903 年 Dem Borne 已證明決大的聲音傳達於外，有兩個能聞帶，中間隔有一個不能聞帶，譬如南京城內火藥庫爆炸，南京附近居民固受震驚，遠如常州，無錫亦可聽到，而夾在鎮江的居民，一點都沒聽到。這種奇怪的事實，實是很有興趣的事。歐戰告終以後，大批的火藥都無用武之地，所以近三四年來英國在 Bristol，德國在柏林，法國在巴黎，曾將大批炸藥燃放，以試驗兩重能聞帶的學說，據英國 Whipple 的報告：聲音傳達的速度，在內能聞帶裏的聲浪與尋常的聲浪沒有分別，但是在外能聞帶的聲浪，並不是由平地傳來的，是由高空反射傳來的。牠所經的路道，也可推算出來，因爲知道這外能聞帶的聲浪是比較普通的聲浪速率來得大；相差至百分之六，有疑爲速率之大，是受風向影響所致。但是，在震爆中心四周，凡在外能聞帶內，所收聲浪，都較平常爲快，其原因實由高空的氣體是非常暖熱。據 Whipple 的計算在五十公里處，當爲絕對溫度表三百八十度。以上兩種證明，雖未盡符合，但是從前的人以爲等溫層高至六十公里，現在確實將這種說法推翻了。

然而，五十公里以上之高空溫度，何以忽然增高起來呢？在 1921 年法國的 Buisson 和 Fabry 發表說太陽光帶中的紫外線所以會忽然減少了一部份的緣故，全是爲大氣中的臭養層所吸收，但是，地面上附近的大氣所包含的臭養，成份是極少；後經法國的 Lambert 的研究，才知道大氣中臭氧多在四十五公里至五十公里之高度，三十公里以下可以說絕無僅有；此臭氧層雖共厚不過三耗，但是，牠能吸有紫外光線而增加高空的溫度，據加拿大的 Gowan 的測算，說臭養的功用可使高空六十公里處的溫度，達絕對溫度表五百度以上，近數年的研究，對於高空的溫熱已有確切的證據，從前以爲對流層之上均極寒冷，但是現在已知道這種說法是不可靠的了；就是高空五十公里以上的空氣的成分大部份爲氫的說法，也似乎不能成立了。高空大氣的成分有兩種方法可以推知，一爲極光 (Aurora) 的光帶，一爲高空的伊洪層 (Ionized Layer)——或稱爲

遊離層——極光爲太陽所放射之電子，入地球大氣中後爲南北兩磁極所吸收，於是遂集中於地球南北兩極之左近，在南北緯線上四十度以上各處，於晚間無月光時在地面都可以隱約見此極光。挪威的北部就是世界最著名極光的地方。上面曾說過，假如火箭飛機成功了，在等溫層高空裏飛行時，可以看見的光芒，就是太陽放射的電子爲地球兩磁極所吸收而放的光。這光我們叫牠爲極光；極光的光帶可分爲兩部，一爲綠色線狀光帶，牠的波長爲 5,577A. 一作帶狀，牠的波長爲 5,227A. 與 3,914A 之間，此帶狀光帶已由 Lord Rayleigh 證明其爲氮之分子所發之光；綠色線狀光帶，則近來由 McLennan 發現其爲氧之厚子所發之光。極光之高度，經挪威氣象學家 Stormer 二十年之觀察，已測定其離地之高度爲八十公里至五百公里之間。氧厚子與氮分子的光帶在此高空中，雖屢屢發現，而氫的光帶在高空中到現在還沒發現過一次，由此便可以證明高空五十公里以上不但是全爲氫，而且是沒有氫的存在的事實了。這樣說起來八十公里以上的高空，還充滿了氧與氮的成分也是很可能的事。

伊洪層——游離層

高空之伊洪層，即所謂 Kennelly—Heaviside Layer 的，因爲 1902 年時 Kennelly 與 Heaviside 同時發現的緣故，所以有這種稱號，伊洪層在高空有兩層，下一層離地約高一百公里，稱爲下游離層；上一層稱爲上游離層，離地約高二百二十公里。據謂游離層中有游離之電子，對於無線電收音極有影響云。從游離層的狀態中，很可以斷定大氣在高空之成分與組織，1931 年時，英國之卓地曼在皇家學會 Bakerian Lecture 講演中已斷定上游離層之成因，由於太陽所射出之紫外光線影響於空中之原子，使成游離狀態；然而，已有一部氧之分子和氮之分離在一起所成的游離狀態空氣。至下游離層，是由於太陽發射共來的中平質點 (Neutral Corpuscles) 遇氮之分子使成游離。照卓地曼的立論，高空自一百公里至二百二十公里間，空氣的成份，還是氧與氮組成的。

貝母雲 (Mother of pearl cloud)

貝母雲，彩雲，景雲等的名稱，都是同一件事，現在我們總稱牠爲貝母雲就是。貝母雲是什麼？從前的科學家，總以爲水分的分布祇限於對流層內，據現在的觀察，好像這種說素，有點動搖了。

在 1885 年夏天的晚上常見貝母雲一類的東西出現，牠的高度離地約有七十公里至八十三公里之間，但是當時的學者只以爲是火山噴出的灰塵或水氣所成。1929 年底，施托美又發現貝母雲之出現，由兩處同時攝得小影，最後斷定牠的高度，遠在卷雲之上，計離地約爲 26.130 公里；最近二三年中，貝母雲在挪威曾發現數次，尤以 1932

年二月十九晚間所發見的貝母雲爲最美麗。這天晚上，施托美共攝得小照百餘幀，同時還得其他七十餘處地方的報告，從月亮旁所發生的暈等，當時施托美斷定貝母雲實係極微細的水點所成，水點的直徑不過 0.0025 耗而已。由此又可知由水而成的雲不專限於對流層，而同溫層中也可因有水氣的變化而發生對流的現象哩，不過沒有對流層變化得那樣顯著罷了。

總結上面所說，我們所知的地球面上的氣體的結構，可分爲四層：

1. 對流層——自地面溫帶地方算起，高至十一公里止，爲對流層，這層中溫度向上遞減，雲霧以此層爲最多。

2. 等溫層——自十一公里至四十公里左右，此層中溫度極低，約在絕對溫度表 220 度左右，雖有雲霧，但不常見。

3. 臭氧層——自四十公里至八十公里中，空中臭氧均集中於此層，臭氧能吸收太陽輻射中之紫外光之一部份，計有太陽光熱力百分之四，故此層溫度獨高。

4. 伊洪層——八十公里以上爲伊洪層，爲流星與極光出沒之所，至二百公里以上蔚藍之色，完全沒有了，天空除星辰外全作黑色；空氣成份在伊洪層中，還是氮與氧。但是氧的存在，完全是游離的原子狀態。

未起飛前應有之檢查

武維志

一般飛機失事的原因在大體上可以分爲三種。一，氣流的不好。二，飛航員的粗心。三，飛機本身有障礙。在這三種原因中前兩種是比較少見些，因爲天氣可由氣象台的報告及飛航員的經驗來斷定牠好壞及能飛與否。飛航員的粗心那是個人的天性，別人去干涉他很少有大的效果。致於第三種原因呢，就比較要常見些了。本來飛機在空中發生障礙的機會確與地面檢查飛機精確的程度成反比。要是你在地面上能把飛機檢查好了，那你在空中發生障礙的機會一定很少。檢查飛機有機械員負責，他應當很細心的將飛機檢查一下，要沒有一點不可靠的地方然後才能給飛航員飛。可是爲慎重起見，飛航員最好能在未飛前親自檢查一次。這種檢查當然不能如機械員的詳細，不過在重要的地方也得要細心的注意一下。現在我把檢查時應注意的地方就我所知的寫在下面：

在檢查之始，尤須注意全機是否清潔。

1. 尾部： A. 注意各諸線之鬆緊是否合宜。

B. 昇降舵及方向舵與安定面及直翅之鉸鏈處是否牢固與靈敏。

- C. 所有鋼線有無損傷。
 - D. 蒙布有無損壞。
 - E. 各螺門及開口銷是否牢固。
 - F. 尾掌或尾輪有無損壞。
 - G. 各關節之施油程度如何。
2. 機身：
- A. 蒙布有無損壞。
 - B. 內部諸線之鬆緊如何。
 - C. 機身有無變形處。
3. 機翼：
- A. 各諸線飛行線及落地線等之鬆緊合宜否。
 - B. 翼與機連結處牢固否。
 - C. 支柱是否轉動或損壞。
 - D. 副翼之鉸鏈處是否靈敏及有無損壞。
 - E. 與副翼連接之操縱線有無損壞。
 - F. 各螺門及開口銷是否牢固。
4. 起落架。
- A. 各接觸部分牢固否。
 - B. 胎輪之氣壓合宜否。
 - C. 減震器良好否(有無漏油或彈簧之損傷)。
 - D. 制輪機靈活否。
5. 螺旋槳。
- A. 與曲軸之連結是否牢固。
 - B. 有無傷痕及裂紋或轉動處。
6. 發動機：
- A. 發動機與機身之連結牢固否。
 - B. 各油路良好否(有無漏油處)。
 - C. 汽化器清潔否。
 - D. 各螺門及開口銷牢固否。
 - E. 電路有無損壞處。
7. 操縱系：
- A. 舵及駕駛桿或盤靈活否與裝置是否牢固。
 - B. 舵及駕駛桿之動作與副翼方向舵及昇降舵等符合否。
 - C. 各操縱線與舵及駕駛桿之連結牢固否。
 - D. 各操縱線有損傷否。
 - E. 引導操縱線之滑輪是否靈活或損壞。

8. 座艙及儀器。 A. 檢查座艙各處有無損壞。
B. 保險帶裝置是否牢固。
C. 檢查油量表油壓表溫度表等是否適合規定。
D. 其他儀器有損壞否。
E. 校正高度表。
9. 試驗發動機。 A. 將油門開至一定處視轉數表是否退後。
B. 發動機爆發之聲音是否均勻及有爆發不妥者否。
C. 檢查油壓 (Oil Gasolin) 油濕 (oil) 是否合于起飛時之要求。
D. 油量 (Gasolin) 充足否。
E. 試驗左右點火柱。

從歸德飛到蚌埠

蕭作楫

濃密的烏雲，瀰漫了安徽北陲，離地面不滿二百呎高的低空，也被似煙般的濃霧籠罩了，如珠串般的大雨不住下着；使兩架由洛陽東歸的飛機迷失了航向，在一片禾苗將出土的田地上面盤旋着，那正是四月十九日清晨所要發生的一幕事件。

我們學習飛行尚不滿三十五個鐘頭的矇矓時期裏，談不上有飛長途的把握，因為受羅蘭顧問的委託，只有不顧生命的安全扮一次『阿木林』隨各人教官的尾巴上東飄西蕩，我和甘德教官飛的二架教練機在中途被大雨大霧包圍了，大概這遠渡重洋的顧問拿過去經驗來證實這天所遭遇的氣流是不祥之兆，所以他不得不發出強迫下降的手勢來要我同他降落在這被大雨浸透的麥田中。

我並不知道什麼是危險，不過我在未出發之先，教官再三囑咐我應付事變的方法，他似乎知道這天定有強迫下降的事變發生，一方面因為我那時尚沒有應用側滑的能力；再一方面因為雨點太猛，飛行鏡上被H₂O蒙蔽了，失掉透明作用，所以教官的飛機雖已安全着地，而我仍在演 over shot，要是平常被羅蘭 check 的話，早已送上了 wash out 之途。

費了全副精神二架飛機終於安全陷落在泥土中，教官爬出了座位，我也解開了保險帶，背着綿羊尾巴式的保險傘去聽他的指揮，兩架飛機雖然只隔五十呎的距離，可是像這樣一步一拖的不知買掉了多少氣力才渡過這溼泥不堪的鬆土。

「蕭！我的飛機 R. P. M. 沒有，不會飛」，教官怕我不懂他說出英文的意思，所以他不用着不大順通的中國話來向我解釋這天強迫下降的原因，甘德顧問是一個身體魁

悟思想很聰明的人，他們到中國來不滿一年，十多個顧問當中還只有他一人說得幾句簡單的中國語。

大雨還是很猛烈的拋下，在偏僻鄉村中自開天闢地以來從未看過飛機的人們被好奇心所驅使，不顧一切如潮湧般的向這曠野中奔來，所可慶幸的是我們所降落的地方離匪區尚有百里之遙，不然；我和教官早成了無罪囚犯，在洛陽尚未起程的親愛同學們，聽說於當日接着我和教官失蹤的電報，也替我們耽這一樁心事。

「蕭！我不看見郝橋樓，You ask them.」他用手指着擠在一旁拿奇異的眼光看飛機的民衆向我繼續的說：

我愕然了！我翻開教官在洛陽送我的一幅中國全圖上找不出這個從未而聞的地名來。

「Sir！沒有郝橋樓」我在猶豫不決的當中回答他這一句。

「蕭！有」他用手指着被雨淋濕的地圖上的一條津浦路。

呵！我知道了，我向教官微笑着說：「火車路」，教官也報之以微笑的復誦着：「火車路」

歸德是隴海線上的一個車站，因為本黨過去討逆的原故，所以有一個設備不完善的飛行場，此場在鐵道之南，由歸德飛蚌埠只有離開鐵道之南向一百五十度的航向飛行，蚌埠是津浦線上的一個大鎮市，在未到蚌埠之前，此航線一定要和鐵道相吻合，我和教官在風雨中奮鬥了五十分鐘，飛機上的汽油消耗了三分之一，可是還看不到鐵道的影子，他現在問起車路來，我想這就是強迫下降的最大原因，經過我和民衆二分鐘的談話，知道此地隸於宿縣，離蚌埠尚有一百八十里，火車路就在東方六十里處。

「Sir！twenty miles at east to Railroad；sixty miles at south-east to Peng-Pu.」我把民衆對我說的話用簡單的英語譯給他聽了，他向我點頭。

「蕭！You first take-off I follow you.」他向我提議着：

我很忠實的遵照他命令行事，可是因為地上太潮溼的原故，着地輪陷沒在泥土中，恐怕飛機有倒頂之險，所以機尾不敢抬起，以致飛機滾過了相當距離，仍然得不着上升的速度，不過機翼上增加了幾十磅黃泥。

「Sir！I can not take-off」我把飛機駛回了原處很誠懇的向他申述着；他叫我關閉了電門，我們再無計可施，惟有呆立在風雨淋漓中，四週送來的嘈雜聲音，埋沒了我的理智，唉！這是飛航員不應該具有的頭腦，我現在還感覺得歉愧！

教官在靜默中首先開口了，他要我發電報到蚌埠報告羅蘭，我是在中國偏僻鄉村中生長的，深知我國各處交通不便，雖然相隔五十里的地方，也須整天功夫才能來回，我若別教官而去，他一定因言語面貌的關係會和農民們發生許多誤會；我怎敢放心呢！況且我們現在所感覺困難的不是要求他人之助，而是乏少了一塊堅硬的荒場給我們起飛，我想遍覓附近，教官怕我觀察不仔細，如是他隨我請的幾個當嚮導的農民消逝了，我仍留在原處照管 Fleet。約五十分鐘後，教官氣喘如牛的回來了，據他的口氣竟找不出一塊適意的場所，我心中暗自焦灼，我又請求了教官要背向他已經搜索過了的方向去搜索，果不出我之所料，在停機處北方二里地有二塊未耕的荒田，一塊是迎風的，長約四十米，寬約三十米，一塊是側風的長約百米，寬僅十米，我雖不敢斷定這二塊小場能否予我們以相當幫助，但是我的心花怒放了。

教官也看過了這認為滿意的場子，他覺得那短寬的荒田根本不夠飛機應滾的距離，而那狹長的場子又是側風，他擔心我這沒有經驗的小飛行生沒有這種能力使飛機離地，所以他用疑惑和希望的神氣來向我：「蕭！cross wind take-off 你不會」。

「Sir！我會」我用很懇定的態度急刻回答他。

「好！回去開我們的飛機」。

我們很高興彩烈的向着停機處進行着，雖然大雨仍是不住的向我們頭上襲來。

教官搬螺旋槳，我開電門，他搬到精疲力盡的時候，又換我去充搬手，搬了八號再搬十二號，搬了十二號再搬八號……打油呵！倒車呵！無論你如何設法，終無開動的聲音發出，教官心焦了，我更增加一層煩悶，不知飛機出了什麼毛病，檢又檢查不出，在對於發動機很少認識的我，更加莫名其妙，這是無可奈何的情況，除發電求援外，別無二法，明知道這天飛回蚌埠是絕望了，再不出發，等待何時？

在四周看熱鬧的農民中，找不出一個人物來擔負這二架飛機和外國顧問的安全責任，發電報尚須至六十里外的南宿州，這是我心靈中最難解決的問題。

「誰願意到南宿州代我們發電報的，我們願用重金賞他」此話雖然經我向民衆宣佈了但沒有一人應徵過，這大約是過去軍人留給民衆深刻的印象，經過我數次柔和態度的詢問，才跳出來一個形似鄉長的人物來向我建議着：「離此十二里的南平有一區公所你可以親自去請士兵來保護飛機，派人連夜進城去發電報」時已正午了，所以我請教官速擬電稿：

To Peng-Pu Airdrome Mr. Rowland

Am. down in wet wheat field 60 Miles north-west of Peng-Pu both Airplanes O.K. But Motors.

wet Am. about 20 Miles west of Railroad will come to Peng-Pu when I can to-morrow Foxie

我拿了這一張電報離開教官出發了，因為人行的速度太慢，所以僱了二匹小馬和一個當嚮導的農民向南平道上箭發，身重一百五十二磅的我，騎在一匹氣力不足的馬兒上，路途很滑，馬簡單拖曳不前，比纏小足的姑娘們走路還要艱難，我用皮鞭恨命的在馬屁股上抽打，牠才肯向前奔馳，可是這不爭氣的馬打了一下仆脚，把我送出二丈外翻了一個筋斗。

到達鎮市的中心了，本來我穿的飛行衣和戴的飛行帽很可以引起羣衆的注意，再加之我染了滿身黃泥，面孔上分別不出耳目口鼻來，這種狼狽態度，幾乎駭煞了鎮上的小孩，全市幾百隻奇異的眼光都集中我的身上，我做了南平市民眼目中的猴把戲。

區長是一個很知禮的人，經我把大概的情況和現在所要求的事件說了後，他馬上派人進城發電報，並請我吃飯，我雖然是餓了一整天的人，但是我教官還在停機處等候着哪！我怎好停留一刻鐘呢！我力辭却，我帶了四個兵士和二張布蓬就原路而歸。

天氣開朗了，日光與地面成二十度角發射出來，我回到停機處的時候，附近的麥田中都變成了大路，降落的那一塊麥田比我們將學習飛行的笕橋機場還要平坦，這完全是看的民衆驟增的原故。

教官這時頭戴着法蘭西便帽，身穿着黃皮短上衣，下着灰色西裝褲，顯然的要比我去南平時穿飛行衣精神要爽快多了，我把去南平的成績報告他聽了以後，他認為很滿意，他看了腕上的手錶，時針正指在五句鐘上，他要我同他再開飛機，力氣是白費了，可是二架飛機，仍然像一對黃色大鵬金翅鳥棲息在麥田中。

金黃色的霞光漸漸隱沒了，看稀奇の民衆們都四散回家，整天沒有進食的我們，現在感覺得飢腸轆轆，把我看管飛機的責任移交給四個士兵同志，我們向四里外的村莊步行着。

在一個高不滿十呎的瓦屋中，燃燒着一盞像螢火的茗油燈，門口圍着數十位男女，每個人口中發出一種蒜臭和屋中本有糞臭，混合着，比化學中的阿摩尼亞還要臭得厲害，要是外面地上沒有泥漿，我們情願在外面露宿一宵，教官向我獠笑着，我也知道中國農村所有的不景氣象，都印入了他的腦海，換句話說：就是中國所有的醜態都暴露在他的眼底，拿這天發生的一件事實來說吧：當我由南平回來的時候，他告訴我有一個小脚姑娘爬上機翼去看飛機，所以機翼上留下三寸多的一個裂痕，他因言語不通，不便干涉，我聽了這話代我的同胞臉紅，中國男子教育尚不普及，何況婦女？！最

可痛心的是同胞們若沒有用武力恐嚇，他們就不守紀律的胡作胡爲起來，唉！號稱有五千年文化歷史的祖國的同胞呵！怎麼致甘落伍到這麼田地？！

南平鎮上的紳士們驅一架牛車來接我師生到鎮上去餐宿，誰願意在昏天地黑的當兒遠離飛機而去呢？我用言語壁謝了，他們似乎很難過，最後還是接受他們的盛意住在同村的鄉長家中，最可笑的是我這在航空學校授課時尚要請同學翻譯的小子，現在公然一變而爲紳士們的翻譯了。

積集看有半年未洗的油垢的一張桌兒上，安排下了四盞小磁盤——炒鷄蛋，辣椒，生蒜，鹹菜——二碗粗黑的麵條，一盤烘餅，這是他們很客氣請我和教官充飢的食物；不說外國顧問不能下咽，就是我這貧民化的小學生也只好睜牠兩眼，教官皺着眉頭望着我，我知道他的意思，連忙在皮夾裏抽出一元鈔票來吩咐鄉長去村中買一隻鷄和幾個鷄蛋，因爲時間不夠，只有留作明日的早餐。

一張小坑上舖着又髒又亂的兩條棉被，兩個比拭桌布還要黑的枕頭，虱子，跳蚤，滿床遊行着，我也不曉得安徽人怎麼講衛生竟到這般田地！可是受過整天煩心勞力的人，一上安息窩就失掉了知覺，雖然紳士們還坐在旁邊不關緊要的詢問着：

到底有事在心頭的人們是容易醒的，在東方將現出魚白色曙光的時候就起床了，面也不洗的向着停機處走去，我估料着在這頃刻間蚌埠的飛機一定可以到來，但是教官很不耐心等候，我們又重先做開車的工作，可喜的是我飛的十二號機已開動，而可惡的是教官飛的八號機仍然如故，教官想先我而飛到蚌埠，他的意思是怕昨日發的電報因故不能到達，痴候着不如親自去蚌埠接機械士來得妥當，我應允了，他才向150°的舵向逝去。

紅玫瑰的驕陽走出了地平線上，所有在停機處二十里以內的人民都扶老攜幼的總動員了，我被羣衆們形成了一個垓心，雖然有四位士兵同志護衛着，但是秩序非常之混亂，聲音非常之嘈雜，地方上負有領導責任的區長也無法制止，這大約是人民對於飛機好奇心太甚的原故，我相信在最近數十年來南平區域裏絕沒有這大的集會——數千人的集會。

我因爲怕飛機受羣衆敲拍而摧毀，所以我利用羣衆注意我的心理來實施講演而支開羣衆，混過這教官接濟的飛機尙未到來的時間，效力是發生了一點，可是從未受講演訓練的我，以致所要對同胞說的話不到半句鐘就告竭了，眼前的秩序，又恢復了原有狀態。

「蕭同志！請你把飛機的輪子滾動一下，民衆們一定會離開飛機的」，南平的區長

不知飛機的構造很幼稚的向我說：我向他解釋着飛機下面的兩隻輪子滾動，全靠發動機開動後，使螺旋槳在空中旋轉而引進，若發動機不能開動，輪子本身是不會轉動的，今天發生困難的問題就是發動機失掉效用，若是要使輪子能夠轉動的話，我也能起飛到空中去了。

這時我默想到過去的事情；記得有一次在學校練習飛行時，一隻飛機很難開動，機械士檢查結果是電火塞不能發火，這次八號機不能開動，大半也是電火塞在汽缸中作祟，不管三七二十一，檢查後再看，發不發生效力沒有什麼關係，我向區長要了一塊白布，把五隻汽缸上所有的電火塞完全取下，有的是被黑烟蒙蔽，有的是粘有泥土，有的是附着水滴，經我清擦裝上以後，自己想試一試，雖然我從來沒有做過一個人開車的工作，但是我不感覺得有絲毫危險，只有汽油門開小，搬螺旋槳細心一點就是，我調正了螺旋槳的角度——便于自己搬的角度——跑過去給了一點油門，並打開電門，又跑回來搬螺旋槳搬不開再去關電門這樣重復的兩頭跑來跑去，終于達到我的目的，才得一聲，發動機開了，民衆們闐然向四面奔跑，哭喊之聲，振動天地，可憐了一般小孩和婦女。

我去尋找區長他也擠向人叢中去了，我告訴他，「我現在要單獨飛往蚌埠，若我的教官和我在空中錯了航線再飛到此地來，你可請他迅速飛回蚌埠」。這大塊田因我飛機降下而糟踏，或應照價賠償，地主非常遜讓，結果他只接收了五塊錢，教員在臨行時交下大洋十五元，其餘的錢我都給了爲我們飛機出過力的人。

我開始檢查飛機了，操縱系完善，汽油尚可支持一點十分鐘，倘若自己在航線上不飛錯，四十分鐘可以到達蚌埠，飛機上的溫度表指到三十五度，我請了十位大力士抵住機翼使我試車。油門開滿可得1500轉，這已經表示有飛行的速度，我請那四位士兵同志趕走民衆闔開迎風的一條道路來，便于我起機，飛機已經升空了，萬頭瞻望着，我向羣衆們來了一個 Dive。

單獨戰鬥術

劉粹剛

緒言

大戰經驗之結果知單獨戰鬥不可輕于嘗試，故後乃有驅逐編隊之組織，然驅逐編隊之能從事戰爭與否？須視各國飛航員對於單獨戰鬥術有無精確之訓練。蓋戰時雖爲大多數之飛機共同協作，若各國飛航員均皆明瞭純熟單獨戰鬥戰術，方能操獲

勝任。此點無論空中戰略戰術如何發展，如何進步，均不能外此原理，況遇有特種情形，必須單獨進行工作時；如：

- 一。遇有天氣惡劣或他種情形，編隊不能動作時。
- 二。敵機潛入友境轟炸偵察等；須將其立即毀壞時。
- 三。攻擊汽球汽船時。
- 四。夜間驅逐時。
- 五。誘惑敵機時。
- 六。隊形散亂時。
- 七。或暫須離開隊形單獨作戰時。
- 八。或履行其他特別任務有單獨作戰之必要時攻擊。

凡攻擊者必須有優越之地位，良好之時機，此為不移之原則，故空中作戰須有更高之高度，方能操獲勝任！尤能以藉雲彩之際，或敵機與太陽之間，我能明見敵機，而不為敵機所發現。詳查敵機之構造；先知其弱點之形在，攻其不備，而不為敵所查覺。為主要密訣！更以駕駛員之能應付環境，勇敢果斷，兼籌並顧缺一不可也！

對單座機之攻擊法

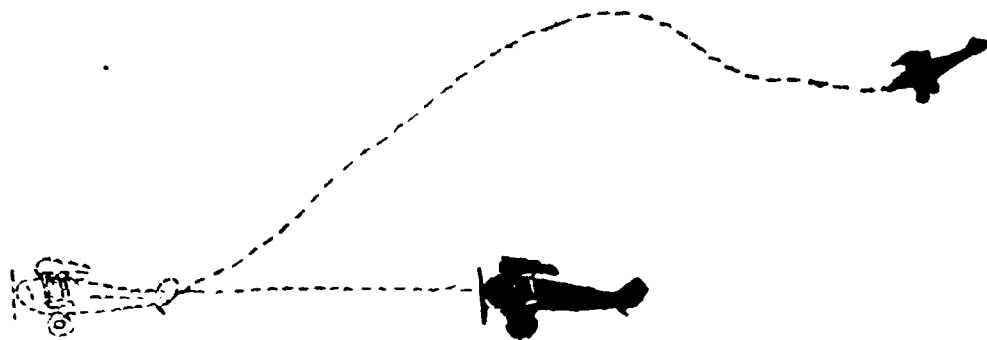
攻擊單座機之最佳位置，沒如在敵之後上方（圖一）施行攻擊；蓋斯時敵機盡為死角，不能實施有效射擊，吾人可從容攻擊，俟其動作至反攻地位時，則又不免飛近吾人射程以內。

其在上方之攻擊方法，則須有更高之高度，從敵之上方急處下降（dive），然俯角不可過大。距敵機約二百米達處時，即可開始射擊，至敵約五十米達處時，須停止射擊，然後利用下降之餘力轉灣上昇（climbing turn）再實行攻擊如（第二圖），然此法容易傷失高度，若連續攻擊，則不免陷於同高度之戰鬥矣。

有時亦可自其前上方攻擊，然須乘不備之際，利用敵單座機翼處前上方之死角先行痛嚇之射擊，蓋敵機普通之飛航員，忽聞附近有機關槍聲音，必立即回轉上昇，庶不知其未注意其前上方攻擊之吾機。而此時又陷於被攻之地矣。（如第三圖）。



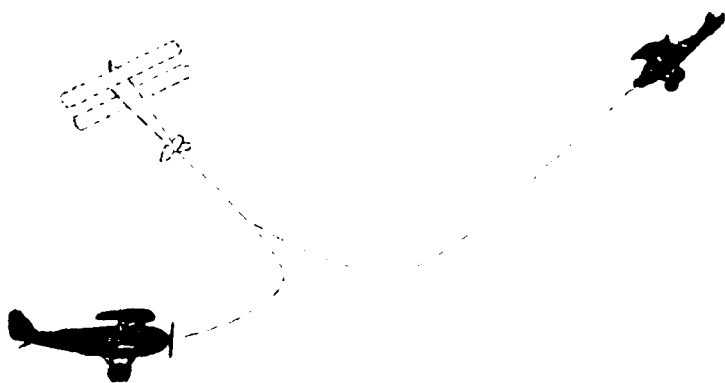
第一圖 自雙座機後上方攻擊法



第二圖 轉灣再攻法

單座機如發現敵機由背後襲擊時,可利用下面四原則似應付之:

- (一) 用上昇轉灣法以備迎擊;
- (二) 極力上昇,俟敵機追過後,再由後方追擊;
- (三) 利用不規則的飛行,
- (四) 附近如有內外通視容易之雲霧時,可即隱匿,以備向敵機伏擊。



第三圖 前方攻擊及轉灣法

對敵雙座之攻擊法

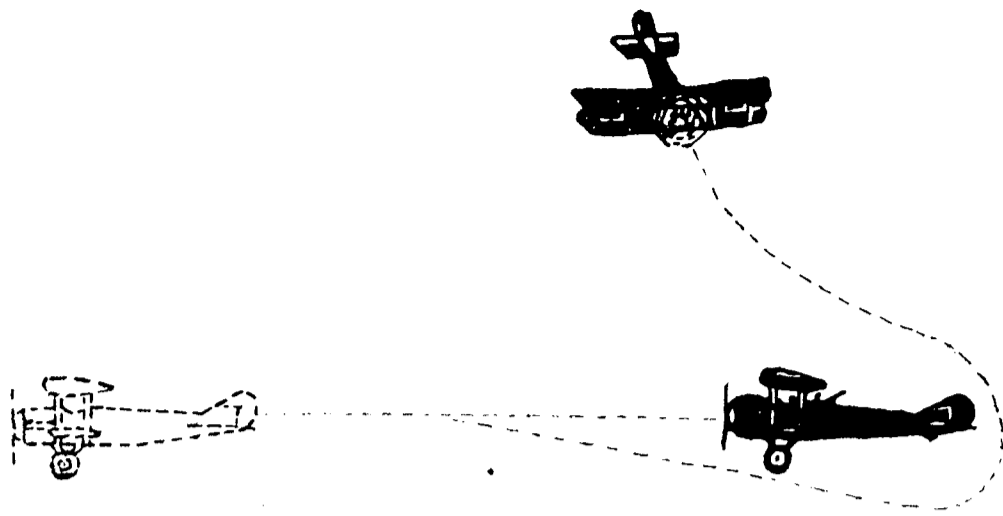
單座驅逐機,欲對雙座飛作奇突有效之攻擊,頗甚不易,因雙座機之死角甚微,射擊力強,除前固定之機關槍外,後方還有上下左右旋動自如之機關槍,故其防禦之能力,極為完善,駕駛者無須顧慮自己背面之必要,是以對於自己之目標,可以隨意攻擊,而單座機之最感缺點者,則在不能防禦背面及側面,除前方僅有一二挺之機關槍外,無他攻擊防禦之武器,故駕駛者極多顧慮,然單座機之速度較大操縱靈敏,而雙座機則因速度小,動作頗不如單座機之自如,故單座機實有避免砲火之能力,攻擊者若能利用時機,小心從事,則左券自歸吾有矣。

接近雙座機之最佳位置,沒如其後面下方,約距敵機尾部後面百碼,下面五十碼之處飛近,此法如技術精巧之飛航員,能隱蔽常久時間,不為所見(如第四圖)除後方外亦可由他方進攻雙座機,然亦須視單座機之樣式而定也。



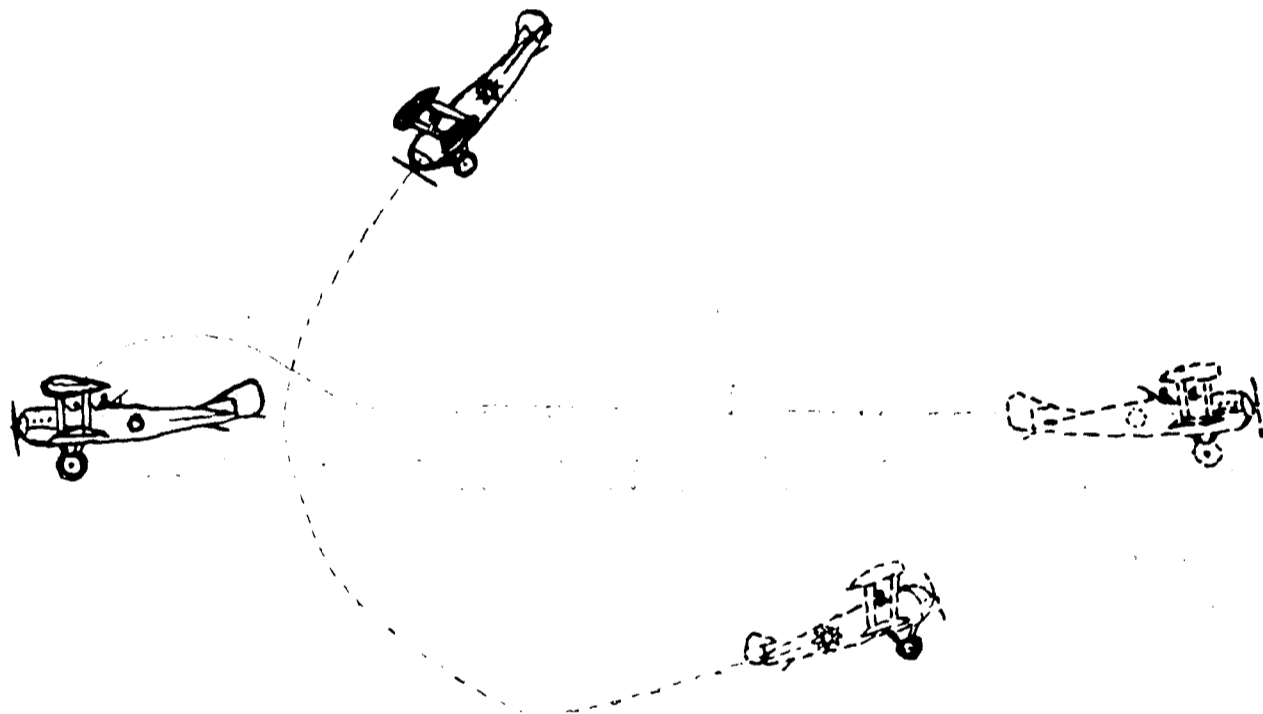
第四圖 接近雙座機法

側面攻擊 側方攻擊每易奏效,因雙座機之重要部分及飛航員全部顯露(如圖五)但射頗不易瞄準,非有精確之斜面射擊不為功,應照定敵機頭部稍前之處瞄準,庶



第五圖 側面攻擊法

作俯衝之射擊,此時敵機後座槍手雖已查覺,但其欲往上射擊,亦不易瞄準,如雙座機因被迫而轉灣時,吾人因速度關係可向其反對方向轉灣,以免超越敵之機前,然後再行攻擊。(如第六圖)



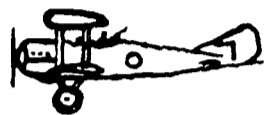
第六圖 由雙座機上方攻擊及轉灣法

下方攻擊 由雙座機之下方進攻,通常較易,因可藉敵機身機翼爲之遮蔽,以免座機後座槍手所射擊,進攻之法,可先在敵機後面火力不及之處,俯衝下降,使敵機後座槍手意我必由其上方進攻,而我則利用極大速度自其下面攻擊矣(如第七圖)但敵機身裝有機關槍洞者,須稍科攻擊。

蓋單座機在敵後方下降之時,雙座機前方駕駛員雖欲使後座槍手從事射擊,然有時因動作過速,反足以增加發槍人之困難,又雙座後方槍手瞄準射擊時,必須依照敵機之速度及自機之速度,加以修正之方可射擊,故極少見成效。

單座機如遇有大發動機及大機身之雙座機,有時亦時自敵前方進擊,藉敵發動及機身為之掩蔽,然後再利用方法由敵機下面或後攻擊,但此種攻擊法甚是危險,故不易輕用。

同高度作戰單座機甚為不利,若因攻擊而失去優越地位時,則須以槍口對正敵機,藉發動機以為之遮蔽,要之單座機須有更高之高度,宜從死角進行攻擊,避免敵之射擊方向,為攻擊雙座機之主要秘訣。



第七圖 由雙座機後方攻擊法

對多座機形之攻擊法

現今實用之多座機,因其速度與靈敏之關係,普通均在夜間工作,顯有於晝間進行者,然因其武器之增多,機中有多數之機關槍手,故其防禦之能力極為完善,進攻者頗感困難。進攻之法可自其下方飛進,因多座機無下方射擊之強烈設備也(如第八圖)。



第八圖 攻擊多座機法

對單座機隊形之攻擊法

單獨機之進攻隊形,殆極難能之事,宜有更高之高度為絕要之條件,對正敵隊之編隊長機,突然下降,作準確之射擊,然後反轉上昇,以種種增加高度之方法,以防敵隊之反擊,然後再乘第二時機進行攻擊,如萬不得已時亦可選擇其最落伍機而射擊之,

但須一射即逃，否則必為敵隊所包圍，且不可採用同高度作戰，若單座機進攻數次而敵隊尚未成混亂狀態，吾人此時宜增加高度向自己領空飛回為佳。

此處應注意者，為在敵隊編隊長機明知吾人之進攻而偽作螺旋下降時，吾人且不可向彼追擊以防其後方之多數飛機所射擊。

對雙座機隊形之進攻法

雙座機因其後方有強烈防禦之砲火，故單獨攻擊是項隊形，更感困難，可以乘其不備之方法作不定之攻擊更須有更高之高度。對正敵機編隊長機作準確之射擊，然後反轉上昇逃出隊形之外，此時敵隊編隊長機如為吾人射落而全隊必因恐慌而成混亂狀態，如無法攻其嚮導機時亦可選其落伍機或後殿機而射擊之，若採用同高度作戰則無異自去滅亡。

惟對於笨重之轟炸機，靈敏之單座機因進攻較易，亦有獲勝之可能，但須特別小心，禦防其後方旋轉活動自為之機關槍。

對梯隊形之攻擊法

單座機如欲進攻敵方梯隊形，更極為難能之事，蓋梯隊形實有攻擊防禦之能力，攻擊者可乘敵不備之際，飛入敵人所能豫料之地方或敵機與太陽之間，使敵無法發現，從最上一層而攻擊之為要。

對汽艇之攻擊法

氣艇為專供遠途偵察及轟炸之用，然因其速度小目標太大，故尋常不在敵境活動，但有時亦供海軍巡航之用，其包囊內蓄有多量氫氣，故直昇甚速，可利用雲塊，作常時間之隱蔽，備有多數機關槍或他種武器，以資防禦。攻擊之法，可自其下面或後面下方接近向其油箱及操縱系統射擊，或擊穿其汽囊，使氫氣與空氣混合而爆炸燃燒之為要。此處飛航員宜注意者，惟在攻擊時，因汽艇之形體甚大，致每估測距離，遠離開火。現今實用之汽艇不但不常見於戰場上，且不能置於離戰場上三小時以內之航程之繫留塔上或棚場內。

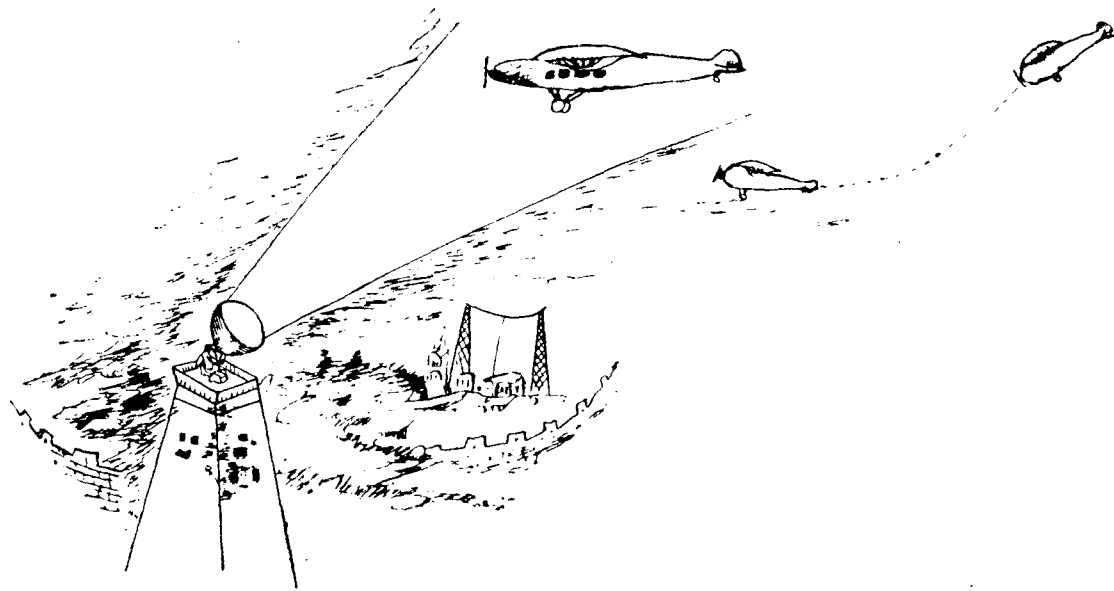
對繫留汽球之攻擊法

氣球之在軍事上為供觀測或遼望遠方敵情之用，其上昇高度，普通在三千米左右，尋常不攜帶武器，僅賴地面之高射砲與機關槍為之保護，攻擊之法有二：如汽球在高空時，須利用高空攻擊，反之再須利用低空攻擊，前者須藉雲片日光或自然環境攻擊之，後者須有同等高度或稍低一點，利用迅速之速度及靈敏之動作向之攻擊，以免敵方地面高射砲之射擊。

夜間驅逐

夜間驅逐歐戰之沒，尙屬試驗時期，然以夜間因視界不明，頗難聯絡，故是項工作僅限於單獨驅逐機進行，在黑夜有星光時能於二百米達內辨見敵機，明月之夜能於六百米達內辨明敵機，然所見者不過爲一黑影耳。頗難確定敵機之位置，故又必須藉探照燈或照明彈以爲之助，於能確見敵機之位置後，實行攻擊爲宜。攻擊之法爲在敵機機尾後面稍下之處，斯時敵機人員因爲我方之探照燈之光線所困，幾完全不能明見，我機自其下方飛近也（如第九圖）。

[夜間驅逐亦有專備驅逐機若干架，規定區域以顯明之日標分界，如森林池沼等，無之可設一燈塔分明之]。



第九圖 夜間驅逐法

防禦

1. 如遇單獨機偷打我時，忽聞背後有機槍聲音，應立即作短距離之上昇或他種增加高度增加速度變更方向不規則之飛行，使敵人無法射擊瞄準爲要。

2. 前方或側方被敵偷打時，應立即作小轉彎變更方向，迅速發見敵人爲要，切不可作一秒鐘之直線飛行。

3. 如明知敵人由前方或側面來襲時，宜迅速轉彎上昇，逃出攻擊者之圍阻後，則設法接近從事應戰。

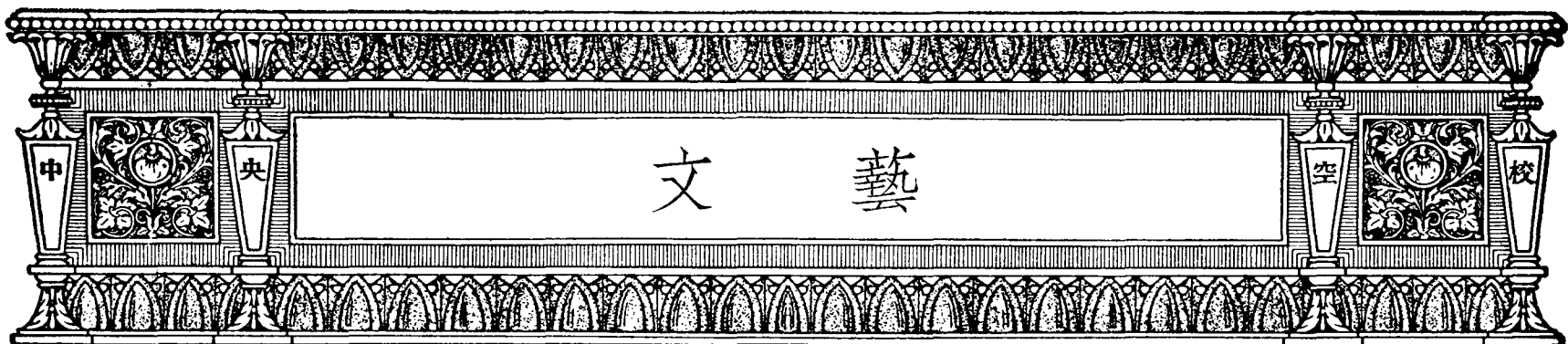
4. 吾人於單獨工作完畢返途時，突遇飛自遠方下降進攻之敵機，切勿惶慌，宜利用最大速度向我領空飛回爲佳，若敵機已迫近我時，吾人此時全陷于被攻地位。應反轉上昇對正敵機之頭部加以有效之射擊，若我機之速度更優于敵機時，以急對之下降逃脫之爲要，因此時之下降有益而無害也。

5. 總之增加高度增加速度變更方向爲單座機防禦最重要之原則也。

6. 如遇隊形包圍我時,雖多數敵機圍繞吾人,但其恐射擊其友機起見,故僅一機對我開槍,然吾人亦不可作短時間之直線飛行,更無論如何亦不可作急降逃脫,蓋敵機可以利用最大速度向我攻擊壓迫我也。宜作不規則之飛行,或 Holp roll, 上昇反轉 Immelmann turn, 一面防禦一面攻擊之爲佳,要與之硬幹則恐難免作無味之犧牲也。

統括上述吾人應注意的幾點

1. 勿爲敵所誘惑。
2. 須先詳查敵機之構造,而後能知其弱點之所在。
3. 高度足以壓倒敵人,故見遠上方之敵機,且不可冒然與之應戰。
4. 急降攻擊俯角不可過大,宜在二百米內射擊五十米停止。
5. 作戰之時飛機旋轉不已方向不定,羅盤因受猛烈之振動,恐將失其效用,故事先必須注意太陽方向及他種目標,以免迷惑。
6. 俯衝攻擊時,速度愈急射擊之時間愈短,故俯衝之始速度愈低愈妙。
7. 全無雲際之晴天,四顧茫茫,遠處之飛機僅能見其爲一小黑點,故非詳細視檢之不可。
8. 敵機如螺旋下降,吾人切不可輕忽視之,蓋敵機于危險時常以此法欺騙吾人,宜前後追驅射擊之爲要。
9. 如見單獨敵機,飛行路線不規則者,此敵人挑戰之誘惑機也,其上方必有驅逐機爲之保護,吾人更不可不注意及之。
10. 見敵人陣地上空往還飛繞者,此敵人之砲兵聯絡作戰觀測機也。
11. 若見敵機在我陣地附近突上突下高度在四百呎以內飛行路線不規則者,此敵人攻擊機也。
12. 如有小隊飛機見其毫無顧忌大膽飛行者,則其上方必有他種飛機爲之保護,吾人且不可忽略攻擊。
13. 攻擊隊形時敵嚮導機明知吾人進攻因而螺旋下降以欺騙之,吾人切不可向彼追擊,如欲冒險行之則其背後多數之飛機必將行包圍。



獻詩(贈給空軍戰士)

周 達

蓬勃的雄偉的空軍戰士你要認清你的目標，
東鄰三島的敵人你須刻刻記牢！
爲民族生存而戰呵！熱血爲國魂而拋；
替億萬的炎黃子孫把新的生命建造。

.....

聽呀！那猛烈的驚人的衝鋒號正在鏗鏘地狂叫！
看呵！那白山黑水間殷紅的血屍，與簌簌的淚潮；
那裏有鬥士們犧牲的精靈在雲天微笑，
顯示着這時候是你奮勇復仇的時機到了！

.....

太平洋的怒潮狂吼地直沖雲霄；
帝國主義者戰鬥的烽火已經熊熊高耀；
你祇有拿出你的鮮血和智仁勇的法寶，
去把你危害你民族的敵人消滅盡掉！

.....

東北四省的無辜已深深地鎖進了鐵牢，
偌大的中華幾處又沒有敵騎縱橫飛跑！
你這負有復興民族重大使命的主力軍呵，
應該如何環念你的際遇；此地；今朝！

.....

蓬勃的雄偉的空军戰士你要認清你的目標，
東鄰三島的敵人你須刻刻記牢！
爲民族生存而戰呵！熱血爲國魂而拋；
替億萬炎黃的子孫把新的生命建造。

戰 歌

威 廉

男兒意氣雄，
壯志欲征空，
天上作飛將，
報國誓精忠。

君不見太平洋上風雲惡，
君不見中華民族遭橫兇，
昂藏七尺好少年，
應如赫赫古英雄。

昔日勇破萬里浪，
今朝穿雲去空中，
上昇復下衝漫漫陣勢壓長虹，
南北與西東處處逐盡敵機蹤。

努力！努力！爲國執干戈，
爲民作先鋒，
他年完成克敵功，
空军健兒都光榮。

奇 蹟

湯卜生

韓國女兒金一子微笑的默幻着，她覺得今夜的月亮也是因慶祝她計劃的成功而格外的光耀似的。

記得她前四年，還是十六歲的時候就偷偷的來到東京了，她靠着自己的靈敏和

美麗。尤其是一對烏黑而發光的大眼睛，由下女而侍女而成爲現在名滿全東京的舞女了，但是在東京，這四年的光陰中，她從來沒有感到愉快，她更從來沒有看到像今夜這樣皎潔的月光。

四年來，在東京她結識了不少的大和男子，學生，教授，雄壯的軍人，高貴的紳士。但是，她從沒有賜下過她的真實的情感，她怕兒女情長，消頹了她的救國大志啊！

她出席各種救國密會，她參加各種革命的工作，甚至在前年她還加入了韓國革命黨的暗殺團，但是，在組織嚴密的日本警政之下，誰個革命黨人都不能創造任何一點驚天動地的事業來。

在所有拜倒在她高跟鞋鞋下的大和男子中，比較對有一個帝國飛行第一隊的中尉航空官叫龜子太郎的，他幾乎每天都要從那城之西隅的航空隊駐紮處，來到金一子的櫻花舞場，他對我們的金一子，貢獻着整個的愛。

金一子也很愛龜子太郎，但是，金一子是更愛她的祖國。然而愛祖國便不能愛情人，愛情人便不能愛祖國。我們的金一子便陷於這種矛盾的悲哀中。

可是韓國有過許多先烈，矛盾的迷途中，先烈的血跡，幸而做了她的指標，指，指，指，指她向那革命的大道上去。

明天，八月廿二日，是日本正式宣佈併吞韓國的紀念日子，日本天皇並定在這一天中，檢閱他御下的帝國空軍，在廣大的曠場上，佈置了各種莊嚴的儀式，四週圍又有足容十餘萬觀衆的平野，呵！這帝國的威武！

然而，同是一個日子，在我國亡了祖國的金一子，心中是感到如何地悲痛，悲痛得使她憤怒，她頓時提起了勇氣，她要來好好的利用這個難逢的機遇，她要在這個大典中，落下一個偉大的奇績。

她親自下廚房，用她的纖手做了許多精巧的菜物。預備好了，她才用她很快活很妖媚的聲音打電話請龜子太郎說，請他來吃一餐甜密的晚飯，她說，她知道他很忙於公務，但是，她愛他的心是這樣的切，她很想立刻就見他的面，她願在今天晚赤裸裸地表示給他她的愛情，並慶祝他明日大典中的幸運。

金一子自動召龜子太郎來玩，雖然這並不是第一次，但是她從來不曾有這樣親切過。這種過份的親切，真使龜子太郎受寵若驚。在接到電話後的半點鐘，龜子太郎已在金一子的身旁了。

今天的金一子格外的活潑而富春情，全身是打扮得像一個花后，蓬鬆的秀髮上，束着兩條金黃色的帶子，左邊耳鬢上，貼着一只雪白而點着粉紅點子的蝶蛙兒，走動

時，蝶翅像在飛，還有那東京著名舞娘的那張粉臉，尤其精彩的，再配上那一付從前人們在那張臉上未曾見過的溫和而帶着微笑的小嘴，真叫龜子太郎顛倒。

使龜子太郎顛倒的，還不止是這，還有那整個蠱惑性的肉身，右臂是裸露着，一葉輕衫，從左肩掛下，直垂脚面，隱約可見那豐滿而光潔的肉色，是如何的迷人欲醉啊！

他們，一邊吃，一邊談，唱，舞，調情，龜子太郎是醉了，他忘了一切，除了他的金一子。

金一子，她又告訴他許多羅曼司故事，她說，她直到了今天，才知到真愛情，那是龜子太郎所感化的。

她說，假使她將來嫁人，除龜子太郎這人，就沒有第二個了呢，他現在像一隻馴羊，他伏頭在金一子膝上。金一子說完，龜子太郎也說了，他講着他從前種種飛行的冒險，有一次他在雨雲中，飛機觸電着火，他勇敢的從那着火的飛機中跳出。又有一次他在試新造成的追逐機時，忽然升降舵操縱線阻滯了，他竟側飛利用方向舵以平安落地，他在這兩次中，都得了榮譽的獎狀和勳章。

金一子是聽得極其出神，她羨慕極了，她用一種崇拜的態度從沙發上爬起，倒在龜子太郎的懷內，要求明天大典時帶她一起升空。

龜子太郎也很願意同她一起作天空之遊，可是，明天便不行，他正想告訴她他的理由，快快的，一片軟綿綿，香噴噴的東西，塞住他的嘴。

今天夜裏，我們的金一子，她為祖國而犧牲了。

八月，廿二日。

日本吞併了韓國幾歷週年的日子。帝國在今天舉行空前的航空檢閱的大典禮。金一子，她四點多鐘就離開了寢床，似乎在忙碌了一回，於是她又開始打扮了。今天的金一子是打扮得更美了。

七點多鐘，她已給龜子太郎架着汽車所載到了檢閱場。

大典的時間到了，天皇，皇太子暨各部大臣都相繼的蒞臨檢閱台，軍樂隊奏着悅耳的慶祝曲時，全體大和奴隸們都向他們的天皇致敬。還有許多金一子的同胞。成大隊的飛機升空了。

龜子太郎架了一部九一式重轟炸機，當然他今是這樣快樂，兼以他技術的精良，今天他是最有成績，最有精彩的一個。

過了各種表演和競賽，最後是搭客飛行，這是昨天龜子太郎用種種理由，要求航空大臣准許增加的一項表演。

當然，龜子太郎是搭載着金一子的，他們架的是舊型的八二式戰鬥機，龜子太郎

恐怕金一子經受不起，所以也不多做動作，只在場子四周高高低低的和在許多飛機中間，飛機穿花似的飛舞着。

一個時機，龜子太郎把飛機從場中四千多呎的高處，表演側飛下墜的時候，金一子從身邊取出她今晨所特製的小袋，拉開鎖線地面拋去。

『唰』，一幅薄紗做的韓國國旗，開展在日本的東京天空，飛揚在天皇及十餘萬的日本臣民頭上。那袋子正像是一個氣球似的，浮着那久不見天日的韓國國旗。

地面上一陣騷擾，夾雜着許多聲音叫着韓國萬歲的口號。

龜子太郎還不知是什麼事情，他以爲是觀衆在贊嘆他這個曾經取得榮譽勳章的絕技，各種獨出心裁的技術。

最後，他飛到檢閱台前面，三推機頭表示慶祝的時候，金一子從龜子太郎後面摸出她預備的小手槍，瞄準着他的後腦。

『碰』！

飛機失去了操縱，向那檢閱台上直衝，然而不幸竟爲風力所阻，墜落在台之左側。

地面上又起了一陣騷擾。

洶洶的火光中，金一子還抱着她所愛的人。

國 魂

彭允南

那時？是初春的景象，人們個個歡心，小鳥在枝頭招展，好似獲得了偉大的勝利一般似的。

這時，溫暖的陽光普遍地賜惠於大地，美麗的自然更覺格外美麗，宇宙間人們享受着甜蜜的相安的生活，萬物呈現着蓬蓬勃勃地朝氣。

我們炎黃的子孫們，在最近的幾十年當中，差不多整個的生命都掌握於最兇橫的帝國主義者之手；今朝，他們得到了最後的勝利，怎得不萬分痛快哩？

老的，秀着頭，顛，攜着孫兒，四處向隣居傳說勝利的偉蹟。他們善愁多紋的額上，因爲歡笑過度的關係，更使得額上縐紋加多。

少的，興高彩烈，手舞足蹈，奔波地跳躍地奏成一團；他們高歌，他們狂歡，高歌狂歡的聲音，幾乎振動得把宇寰破裂。

他們無論男的女的，都以爲這樣偉大的勝利，是空軍鬥士熱血換得來的；他們又以爲這樣偉大的勝利，是值得他們熱烈慶祝，值得他們永遠紀念。

.....

一九三六,一九三七,一九三八,……就算我們憶想的那一年吧!我們與敵人的掀天揭地的大戰開始了。

這回猛烈戰爭的結果,我們是大獲全勝!小鬼子對我們強訂的一切不平等條約,我們已經全數撕毀,矮寇給予我們的所有恥辱,我們也已洗刷淨盡,我們是已經痛痛快快的大出一口烏氣了。

駭人的轟動的轉變遠東局勢的戰爭,牠的全般經過的情形,大概是這樣吧!

——兩國的陸軍,對壘的互出於滿鐵沿線上,各不相下支持着;有時我們的陸軍,雖也能衝破敵人陣線的一隅,或佔領滿鐵的一站,但總不能將敵人全線動搖,更談不到將敵人驅逐出于我東北國土之外。

接着,兩國的空軍,在空中肉搏,格鬥,奪取空權,雙方冀圖掌握戰爭全部勝利的樞紐。

矮寇空軍的戰鬥能力,委實地充實得可怕;我們的空軍,不僅是在數量上不及他,並且有力的能戰的空中鬥士,也是望塵莫及,瞠乎其後。

我們只有犧牲的精神和奮鬥的決心!

.....

我們在前線上與敵人作戰的陸軍,在數量上還趕得上,但質量上——科學武器,化學武器,現代他的組織……又那能敵得過敵人;我們在前線上能夠與敵人支持,完全是靠着我們的熱血,精神。

我們的海軍,談到固守沿海一帶的港塞,都感覺着不足,又那能與敵人強大的海軍作海洋戰哩。

我們的空軍,輓近購來了帝國主義者過剩的殘餘的幾架飛機,湊就國產的所有飛機,也不過只有五百餘架;其間近有許多受了損害的飛機,失掉了固有翔空的能力;這樣的飛機,無形中已減少了空中鬥士與敵人鏖戰的自信力。

但是敵騎壓境,寇機縱空,肆意地奪我河山,殺我同胞,我們又怎能顧慮到物質和武器的缺乏哩。

我們不能讓敵騎壓境,我們不能讓寇機縱空,我們覺得這樣才是我們軍人的職守;我們更不能容許敵人肆意地奪我河山,殺我同胞,不然的話,我們覺得是我們軍人莫大的恥辱。

我們只有犧牲的精神和奮鬥的決心!

.....

我們五百餘架飛機,當然不能全部出動在前線上與敵人作戰,我們還得要留下一部份防守我們的通都大邑,我們不能任敵人的飛機,隨意地就可以轟炸我的資源地,我們也不能任敵人的飛機,長驅直入的來爆擊我們的國都;因此,我們僅使用了二分之一的空軍勢力於前線上,二分之一的實力配置於我們的資源地,國都,大邑。

所以,我們在前線與敵人作戰的飛機,還不過只有二百餘架。

敵人在前線上與我們作戰的飛機呢?他們有各種各式的驅逐機,轟炸機,攻擊機,偵察機,他們有三倍于我們的數目——八百餘架飛機,他們有成千成萬的空中鬥士,而我們的空中鬥士,一機只有一個,沒有後備者補充損失後的缺額。

我們如果以衆寡懸殊和物質優劣的觀念,來判斷勝利之誰屬?那我們只有敗北一途了!我們又怎能顧到這麼多哩!

我們要以一當十,以一當千,.....

我們只有犧牲的精神和奮鬥的決心!

.....

是一個未來的慘日,天空中掛着一層稀稀朗朗地薄雲,浮蕩着,迤邐着,約在四千英尺高空之上,太陽時出時沒,嬌羞似的時常露出半壁而又不肯出來,不,有時牠一刹那從雲裏攢出;不,有時牠一轉瞬即透入雲霄。

正因為是這樣,天空中的惡鳥,立體戰爭的利器——飛機,恰是牠正好活動的時期。

敵人的驅逐機,就在這樣的時日,橫衝直闖地侵入我們陣地的上空,來與我們挑戰。

敵人很知道此次空戰的重要;將要轉移戰爭的重心,將要取決戰的勝負;所以敵人的飛機是大部份出動了,掃數的驅逐機,一百二十架,在我們的上空結隊肆威。

我們爲要驅逐敵機撲滅敵人起見,我們是甘愿敵人這樣地猖獗,不容許敵機這樣地橫行;我們是要拿我們的熱血,來貫溉我們國家自由平等之花。

因爲這樣,我們只有與敵人拼命一途了!

我們只有犧牲的精神和奮鬥的決心!

.....

我們有驅逐機一大隊約五十架,即時升空迎敵,我們就這樣地與敵人開始空戰了。

在地面上的戰爭,老早就形成堅固的陣地戰,在這長久的對抗的局勢之下,當然

敵我兩方偵察機的活動已成過去,現在就是空中決戰的時期了。

這時,我方的驅逐機雖然遠遜於敵人,幸賴我們富有革命犧牲精神的全體隊員,鼓舞着勇氣,爭先恐後的去駕機殺敵,所以我們在空中的飛機雖少,然而我們的飛機是活躍,我們的隊形是穩固。

「噠!噠!噠!」敵人成隊向我方射擊了。

當頭的壁空,幾乎全被飛機掩避,我們抬頭一望,只見飛機在翱翔。發動機濃濃轟轟傾軋的聲音,不提防恐怕要振破你的耳膜。

「噠噠噠.....」看來似我們的飛機在還擊。

經過了約五分鐘的格鬥,敵我兩方的隊形仍緊接。

「黃色的飛機摔下一個了!」我們大家都這樣地喊,同時面上浮着愁意,因為黃方的飛機是我方的,淡灰色的飛機才是敵方哩。

我們隊形中少了一架,我們繼續與敵決戰!

我們只有犧牲的精神和奮鬥的決心!

.....

接二連三的我們的飛機跌下了三四架,地面上的人們有些倉皇了。

「轟!」淡灰色的飛機忽然在空中發出爆裂的聲音來,繼續地由尾後貫出一縷濃厚的黑烟;一陣黑烟過去了,機身上發出火光來。

「淡灰色的一架發火了,一定是我方射中了他的油箱。」大家又不約而同的這樣喊精神上振奮了一些!

過了十餘分鐘,我方因衆寡不敵,繼續地犧牲了五架。敵人總共也犧牲了六架。

這時我方的犧牲雖大,然而我們的攻擊精神較前增加,隊形緊接而活躍,看來我們的戰局轉佳。

「呵,淡灰色的有三架失掉效力了,在滑翔降落。」

「呵,淡灰色有一架尾旋墜地了!」

「呵,淡灰色的隊形凌亂無次了!」

這樣的叫聲,連續不絕的喊着,周遭的空氣分外緊張,戰場上的士氣爲之一振。

我們鬥士們的精神緊張了!我們鬥士們的熱血沸騰了!

我們只有犧牲的精神和奮鬥的決心!

.....

「撲!轟!撲!轟!」槍聲與炮聲交響着,地上與空中起了共鳴!

「轟轟轟……」敵人的炮隊向我陣地連續發射,似乎在鼓着勇氣助空中戰。

空中的戰局,是在瞬息萬變中;忽然,我們的飛機不幸的又遭敵機擊下了五架。此刻我們差不多已犧牲了四分之一,敵人的飛機十足的有我們二倍。

我們時刻有被敵包圍的厄運!

敵人先是一線地成隊向我們攻擊,現在敵人以中隊爲單位分散繞向四方向我們包圍攻擊了;在這樣不利的形勢之下,我們飛機的犧牲是在與時俱增。

「黃色的一架被擊下墜了!」

「黃色的一架……」

「黃色的又一架……」全戰場都是在這樣地哀鳴!

我們空中的鬥士們是在流血!捐軀!

我們戰場的戰士們是在憤恨!狂怒!

我們只有犧牲的精神和奮鬥的決心!

.....

這時候,我們空中的鬥士仍然打在一齊,鎮靜地沉着地應戰。鬥士們在大隊長 A 君指揮之下,改變了與敵決戰的方略。

「集中火力射擊敵機的隊長。」大隊長由記號傳達出來!

「噠噠噠……噠噠!」是敵人的槍聲抑是我們的槍聲,恐怕誰也不能分別出來。

「敵人東邊的隊形紊亂了!」

敵人東邊一隊的隊長被我射下,全隊即隨之瓦解。

我們空中鬥士的勇氣增加,精神抖擻,越發活動得利害。

「好呀!敵人西邊的一隊也瓦解了!」陣地上大聲的叫喊,個個都是很興奮地流露出來。

此際的空戰最爲熱烈,敵人飛機的犧牲也以此際爲最多。

在這樣緊張的險惡的戰況中,在這樣殘酷的悲哀的場合裏,徵象着四萬萬民族生死存亡的關頭。

我們的空中鬥士們深深地明白這一點。

我們只有犧牲的精神和奮鬥的決心!

.....

到了這時候,戰爭已經過了二十餘分鐘,戰局也已轉變了四五次。

敵人雖然損失較大,但此刻纔是囁強,一點也不甘示弱,他們是鼓着餘勇繼續地

與我們鏖戰。

「敵機向我方猛撲！」敵人素有一種驕矜氣概，這次受了意外的挫折，他們想孤舟一擲挽回已成的頹勢。

幸喜，我們的鬥士們始終沉着鎮靜應戰，沒有落在敵人的暗算裏。

敵人猛烈地向我方攻擊，他們企圖接近我們飛機的死角，向我們的要害猛射。

在這次格鬥的時候我方是一架一架被敵命中。是一架一架的墜地，泯滅。

我們大隊所屬的三中隊，只剩下了一中隊，我們的大隊長A君幸能安全無恙！

我們的中隊長犧牲了兩個，分隊長犧牲了六個，隊員犧牲了三十五個。

我們勇敢善戰的大隊長A君，他確還繼續地與敵決戰，與敵奪取最後的勝利。

我們只有犧牲的精神和奮鬥的決心！

.....

敵人方面呢？他們被我們擊落的飛機。在這次也有三十餘架，他們只有殘餘的三十餘架，在空中苟延着。

我們的大隊長A君，不知逃生，只知決鬥！不知衆寡，只知犧牲；這種偉大的精神，終於取得了最後的勝利。

我方由大隊長重整零亂的隊形，向敵人猛撲！

敵人的飛機！此刻一架一架的被我們擊落，好像決口般的不可收拾，他們三十餘架飛機頃刻間被我們完全消滅。

這時我們完全掌操空權了，空中沒有敵機的踪影。

我們的轟炸大隊接連着破壞敵人的炮兵陣地，後方交通網，輸運機關，敵人重要建築物，.....

我們的攻擊大隊繼續着攻擊敵人的後方預備隊，橋樑，軍隊集中點，.....

敵人在這種不利的情況之下，退却，奔潰，全線動搖，以至於敗北！

.....

我們來清算這次戰爭我方勝利的功績，當然是在空軍這一方面；固然戰爭的全部不是這樣的單純，還有其他陸軍，海軍，國民軍，工業，資源.....但是事實是這樣，空軍勝利了以後，戰爭全部才能很順利的解決。

我們再來清算空軍方面的功績，全部居功於驅逐隊；驅逐隊中，我們的大隊長A君厥功殊偉！

大隊長A君過去的一切，我們也可以簡單的介紹一下：大隊長在沒有學習航空

以前,他曾經畢業於新制高中學校,他平素對於各種功課,是不十分留心,他的爲人是忠直,接友是信實,辦事是負責,他的個性是暴躁,他想到他是不適宜於在文學校求學,縱然他是能夠在大學裏畢業了,幹那教書匠或吹牛拍馬的工作,他是無興趣弗適宜而且不屑于去幹;他是決心到軍事學校裏去求學,直接的幹一點救國的工作。

[天下無難事,只怕志不堅。] A君志願堅決,所以他的理想終於成爲事實。他是考入中央航空學校第二期飛行科了。今朝!我們勝利!雪恥復仇!全都是我們大隊長A君賜予!今朝!我們勝利!國魂歸來!全都是我們空軍的功績。

初夏之晨

曹起成

可愛的,美麗的春日,是悄然地不辭而別,離開人寰了。這兒遺賸給人們的,是對她的追憶;對她的戀慕,對她的懷想。唉,可是啊,她對人們何嘗不也是依戀呢!不過是爲着大自然的宇宙的循環的關係,她是忍淚地走了啊!當然接踵而來的,就是這可惱最可憎的炎熱夏日。

事體都是相對的,一切也是比較的。沒有春日的煦和,是顯不出夏日的酷熱;同時沒有夏日的殘忍,兇暴,更如何顯出春日的嫵媚,溫柔。

剛剛踏進宇宙來的夏日,第一件遭人怨恨的,就是牠的連朝暴雨。這真給人們以十二分的難堪,滿天充溢着灰黯的顏色。死一般的顏色。瀰漫於整個空間的,是令人窒息帶着沈重的空氣。人們不敢睜眼,因爲世界充溢着灰黯,這像是象徵着他們的灰黯人生。人們不敢呼吸,因爲帶着沈重水分的空氣,實在令人頭腦感覺到一種說不出的暗痛。同時再想到那未來的炎暑,誰過不是心頭悸悸啊!

今朝總算是幸運,天氣忽然晴朗了。人們纔敢睜開眼睛,重睹光明,啊,蔚藍色的天空中,呈現着隔夜的點點微星,他們有的如蜂房般的密結排列;有的如棋子般的成行;有的如荒地上雜草般的亂堆。他們時忽閃爍那惺忪的睡眼,似乎在慶祝他們底復生,也似乎在祝賀人們的重睹光明。

地上綠草,含着滴滴雨珠,在晨曦微光中,反耀成若干嬌小的水晶鏡子,陣陣微風吹來,振撼了綠草,這小小鏡子也在巔巔地,作那適人的舞姿。他們一會兒變成紅色,一會兒又變成綠色,這似乎是在徵象着人生的善變。但是一陣風的潮流過去了,一切恢復靜止。紅的朝陽從東邊出來了,星兒隱退了,雨珠也沒有了,一切皆幻滅了。啊!這難道是人生的歸宿嗎?!你看那一些星兒,不是也在掙扎,但是那龐大的外力,壓在他身上,如何能抵抗?終久牠被殲滅了。唉,這難道就是說人們掙扎一生,結果就是這樣無意義

地走向墳墓中去嗎？

這兒 在池邊坐着兩個年幼的小學生，他們相互的辯論着，像是在討論國家大事一樣。

『喂，阿寶，你可曾見過飛機嗎？昨天我爸爸帶我一道去看，啊，那那真好看極了。飛在天上還呼呼在響呢！那一次我們在放風箏時，不是見到一個大鳥嗎，那就飛機啊！』

“何嘗不是呢！”另一個搶着說：“我的哥哥就在一個飛機工廠內做事，那一天我回去問他，他說那就是飛機。”

“我的哥哥還說，現在我們國家政府實在不上算，飛機總還是買外國的。每一架飛機要值好多萬呢！”

“啊，那一次先生不是講中國每年漏卮要好多萬萬嗎？連這一個打仗的東西也要在外國買來，也有送錢給外人，真是太不上算了。唉，爲什麼政府裏不提倡自己製造呢？”

“是喲，我也這麼想，爲何不自己製造，而要買別國的；難道我們中國人比外國人笨些，不懂得製造嗎？聽說日本人也還可以製造呢！真醜啊！”

“回去同你哥哥說，叫他努力些，也造一架出來看，爭爭口氣。”

“哼，我哥哥說等我再過幾年，也同他一道學，那時我做一架很好的能打仗的飛機飛到日本去，炸掉他的叢爾三島。

“好，你肯替我同去嗎？爸爸常常同我說，日本人可恨極了。我長大了一定要報仇，雪恥。你該也記得吧，我們底先生不是說，中日有世仇嗎？什麼“五九”，“五卅”，“九一八”，“一二八”等，都是日本人欺侮我們的國恥紀念節啊！”

“是啊，什麼不記得呢？除非不是中華民族一份子可以忘記的！好，我們大了，一道坐飛機殺日本人去。”

太陽漸漸上升了。牠那紅黃的顏色，反映在池水之中，更外地可愛，兩位小雄辯家的面部，也感到細微的熱度。他們凝神地，看着映在水中的朝陽，發怔，似乎是在理想設計他們的飛機，並且如何殺日寇去。

“呼——呼”飛機從他們頂上飛過，才把他們從凝想中沈思中拖出來。

池邊的清水，曾經他們的聲浪畫碎了的清水，現在又恢復常態了，向東流去。一切又歸於靜止。

父 親

鄒滌暄

學校放暑假了，火車，輪船，馬車，汽車，肩輿（因爲帶有行李），換過了好幾次，到了數

千里外而且兩年闊別的故鄉响鼓嶺——一個鄉間的小市場，離家三里，那裏還住有我的家族，——這是去年八月間的事。剛剛走過這市場，一個人瘦骨支離弱不勝衣的遠遠地向我走來。

『呀！那是父親！』我從肩輿裏跳下來。他手裏拿着一個油壺。

『爸爸！你到那裏去！』『兒，你回來了。好好！母親，天天望你；我也望你，』兩個聲音同時發出。

『二伯母家裏去買油，你先歸去，我馬上就回來，』他繼續說。帶着悲喜交集的狀態。

『爸爸！我還欠一塊錢轎力金，你找給我！』

『有！有！你回來了，錢我有的。』於是兩人又漸漸走開，環境又靜寂了。

“怎麼這樣瘦弱呢？”我想。

『“我從前大病一場”這是父親二月間來信的一句話，就忘記了嗎？』我自己又責備我自己。

與夫飯完了，父親緩緩地走回來了。

“錢我有的”一隻皮包骨而帶慘黃色的手，從破舊的汗衫袋裏掏出一塊錢遞給我。與夫道謝走了。

『兒！拿酒來，同安軒哥哥和泉生哥哥兩個人喝！』這真出我意料之外；因為從前我每次喝酒他都要罵，說‘酒是有害的’。這次因為是陪客。或者是兩年闊別後見面的賞賜吧。

『姪兒！沒有好菜，同弟弟把酒閒談罷。』他索性恨酒，可是這次也坐在桌緣，同我們談話。

『日本飛機炸笕橋，學校受損失嗎？情形怎樣？』泉兄發問。

『不大損失……機關槍潑潑潑……炸彈轟一轟一』我述得有聲有色。

『你驚嚇麼？』父親問。

『沒有，我並且用步槍向他射擊呢，可惜不中！』

『爲甚麼不中呢？』他失望似的。

『他是學機械的人，怎麼能射中呢！但是已經算勇敢了。』安軒兄爲我解釋。

於是我開始述航空對國防的重要和機械對航空的重要，想博得父親的歡心：

『歐戰以後，各國都已認識航空的重要；因為他的速度，他的威力，比別的軍隊強大得多。這次瀋滬諸役，都是受着日人空軍的威脅，不能支持的；所以政府現正積極準備空軍了。但是現在所缺乏者就是飛機，因為國內尚沒有製造的能力，一切都要從外

國買來，每架須十餘萬元，按照我國土地之廣，國防鞏固，是然要幾千架飛機。這樣巨款，中國人怎麼籌得出呢？所以唯一的方法還是要自己製造。政府籌設機械科，目的也就在這點。所以兒所學的，也是復仇救國的事業。

他開始有喜色了：『那麼也好。你努力罷！從前你讀書的費用，都由我在萬難中籌出；現在一切費用，都由政府供給；政府對你有這大希望，你至少有一半是國家的了。這也是我所願意的。兒！你要努力；但是也要保重！曾文正公的父親有一句話：“賣田教子，昔年曾笑老夫愚。”我希望我有一天也能夠講這句話。』這是一些很誠懇而富有希望態度的聲音。

『叔叔！有的！』這是他們的答覆，我却只是喝酒。

.....

又是一個月白風清的晚上，父親，母親，厚哥都坐在一起。我偶然談到出外求學交通不便，旅途艱難的事情，並且說“我狠希望航空特別發達”有從杭州坐飛機一天到我家裏的一日！

『這是可能的』我武斷地說。

『不要講遠了！從响鼓嶺到高椅山，足有五六里路沒有一個亭子；但是這條路趕場的人很多。每逢驟雨的時候，他們迅竄無所，真是可憐！尤其是有些靠着販賣餬口的人，担着商品；因為浸濕的原故，往往效用和價值，都減少大半。這件事情我所受到感觸很久了。我很想在社公嘴建築一亭，叫做“雙壽亭”。一則減少行人的痛苦；二則紀念我和你母親的六十雙壽，我現在沒有錢，兒！你能設法嗎？不多，兩百元夠了。』他的聲音帶有感傷和希望。

『爸爸，六十還早哩，到明年再講罷。』

日子過得真快，假期漸漸消逝了。在一個黎明的早上，我起來了；父親也起來了，——在他是特別；因為病的關係，他每天起得很遲的——同在一個桌子上吃飯。『兒！努力！保重！』這聲音有點嗚咽了。飯後他給我從那困苦艱難中籌出的數十元：『旅費在這裏』聲音更嗚咽了。

我出了大門，他也送出大門。『努力！』『保重！』我沒有答話，祇是含淚回顧。及至到了對門山頂上，還可模糊地看出他的瘦影。

.....

正是準備畢業考試的時候，接到家書兩封：『.....父親病.....竟於古七月初六日辰時長逝了！.....待弟考完後歸來發喪.....。』這是撫與二伯承嗣的胞兄厚

哥奉着母命寫來的信。

『兒！你回來了！母親天天望你，我也望你！』

『兒！你至少有一半是國家的了！』

『賣田教子，昔子曾笑老夫愚』

『雙壽亭』

『努力！保重！』

這些聲音，又在我耳中震盪了。

在一個黑沈沈而悽慘的夜裏，恍惚父親來了。

『是的，爸爸！我有一半是國家的了。‘我知道努力’！我也知道‘保重’。‘雙壽亭’呢？等到你六旬冥誕同母親六旬壽誕那一年，舉行落成典禮；並且把你曾經告訴我那一段話，寫在上面；可是“雙壽”二字要改做“痛思”二字了！爸爸！』

失 蹤

周 召

『王同學永福，少年英俊，志趣超羣；兼之秉性豪爽，體魄精幹，遇有不平事，輒起而鳴之，師友咸謂有俠士風焉。民廿一年，由中央軍校轉學中央航校，素日奮勉有加，得臻學術於極峯。滿擬學成之後，駕機東去，轟沉三島，報我夙仇，不幸於客歲四月十日練習空中高等動作，機損被狙，當時身亡。嗚呼！胡天不吊，喪我英俊，回首思之，不禁踈然。茲者歲月蹉跎，畢業屆邇，紀念刊物，瞬付竹帛，不吝應籌委會之徵託，特作一短篇小說，以資紀念，而誌永恆不忘耳。作者識』。

W君的體格健而美，尤其是他的卓越超羣的志趣，他的富有血性的氣節！在瀋陽日大學校中的全體師生，差不多沒有那一個不是讚美的仰慕的。

W君的爲人，是非常爽快，無論在交友處事那一方面，都是舍己卽人，他甯可自己刻苦一點，不願意在他的左右，有一個精神上受痛苦的同學。

他對現代險惡動搖縱橫抑闔公理泯滅的國際局面，恨之透頂。他感覺得世界上所有的不平，簡直是與他個人的不平一樣，因之他的整個日常生活，時刻是浸潤於悲憤，呼號，不平……之中。

日本併吞韓國的時候，W君尚在襁褓之中。他的父母日示韓人亡國的痛苦，有時不免暗自掉淚，悲恨萬分。他從他的父母痛恨日本的談說中，知道日本軍閥如強盜般的竊奪了我們東北四省，明白了我們國家的東邊，尚有虎視眈眈不顧公理蠶食中國的惡鄰。

W君因為受了家庭和學校的教育關係,造成了他的堅決的牢不可破的反日人生觀。

九一八事變爆發了。

且大學校受了暴日槍林彈雨惡勢力的壓迫,不得不關門大吉。固然那時還有少數有志的青年,想團結起來,企圖作一次最後的掙扎以挽回已奔潰的狂瀾,無奈一般都是怯弱,沒有堅決的毅力拼命的與惡劣的環境奮鬥。

神勇的W君,他確領導一部份的同志與敵人奮鬥,單獨的排演這一幕慘劇。

獸兵進了瀋陽城的第二日,就如潮水般的闖入了且大學校裏;他們肆意地檢查,攪擾,俘掠,他們口中還喊着:『支那奴隸們快滾出去,讓我們來享受,讓我們來以且大學校做行營』。

無能的怯懦的同學們,他們都俯首就範竄了出去了。惟有W君感覺得非常的痛苦非常的悲哀。他想到偌大的中國,為什麼還受爾叢三島侮辱?他以為中國終竟是中國人的,又怎能隨便的讓日本人搶去?他以為中國人心絕不會盡都麻木,麻木到亡國滅種的程度都不會知道奮發圖存!

W君,他不忍坐視河山日促,國是日非;他看見有些同學畏縮地東裝返里,過着偷閑苟安的日子;他認定這樣是青年莫大的恥辱。他又看見有些同學潛行入關,轉入北平各大學校裏求學;他認定這時等學成救國,恐怕敵人要將中國的土地奪盡了。他說:『時間未能允許我們求學,只有實際地「硬幹實幹快幹」起來,中國或許有很大的希望』。

W君在這樣的信條之下,在瀋陽城裏組織了一個抗日的集團。義勇軍後援會。

W君從脫離且大學校以後,不久就開始抗日組織的活動。他有一個同學L君是與他志同道合,同樣感覺得中國非常危險;但是,L君確沒有像他那一樣堅毅果敢硬幹的精神,經他明白的解釋,大義的激發,L君最後也能激勵起來,並且L君還情愿以瀋陽城裏的家宅,作為後援會活動的中心。

經過了二月的活動,後援會的範圍漸漸擴大,會員也漸漸增多,差不多有商工學各界的會員百餘人。

偉大的後援會正式成立了。我們可敬可仰的W君,在人們的意料中當選為後援會會長。

這個義勇軍後援會的任務,不僅在物質上和精神上援助義勇軍,並且還組織有一個別働隊,幹一些實際暗殺敵人的工作。專門預備消滅漢奸與偽國領袖日本首腦

軍人。

別働隊隊長 W君,是後援會的會員擁戴出來的。除了W君以外,委實地沒有他人能夠擔任這樣的要職,這是後援會全體會員研究產生隊長的結果。

別働隊在W君領導之下,在瀋陽城裏建立了許多功業,暗殺了許多的偽國官吏和日本軍人。這時,整個瀋陽城內的空氣,已被W君所指揮的別働隊鬧得異常緊張,所有偽國的官吏幾乎不敢越雷池一步。

抗日的義勇軍後援會,不僅在瀋陽城裏幹這些殺敵致果的勾當,並且他們還與城外的義勇軍有連絡。

瀋陽城覆亡不久的一些日子,日本的軍隊大部開拔到了黑省,以應付馬占山將軍所率領的忠勇軍隊。因為馬軍非常猛烈,暴日幾無暇兼顧後方,所以我們義勇軍的間諜能夠佈滿瀋陽全城,城外不出十里的近郊也有我們的義勇軍活躍着。

十二月十二日 是義勇軍進攻瀋城後援會別働隊在城內響應的一天。

別働隊的隊長W君,與城外義勇軍的首領,在過去的一些日子,已有信使往來頻繁。他們彼此敵方的消息都是十分靈通的。他們估計敵人的力量,大多數的軍隊已開赴前方,守城的不過僅有一團的兵力和沒有戰鬥力的三百警察。以他們現有的力量和拼命的精神,足以消滅敵人而有餘。他們興奮的決定了,決定在十二月十二日,城內外夾攻的暴動起來。

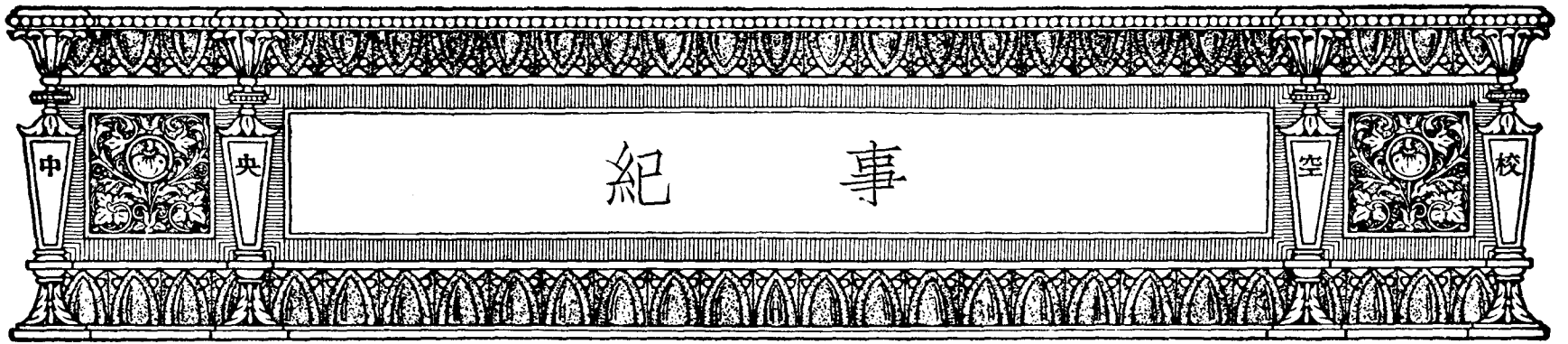
沒有到暴動的前四天,天是已經降雪了六日。那時雪舞六曲,盡成銀幕世界,地面上的積雪,十足的有三尺,道路莫辨,行旅維艱,談到軍隊的運動,作戰,更其是不相宜;然這種時機,確是我們義勇軍與別働隊正好活動的時候。

W君們的熱血沸騰了,他們慶祝着得到了這樣一個殺敵的良機。他們的準備已經妥當了,他們自信這一次定能將城奪得,自信能夠殺盡日閥和偽吏;他們只等待着,等待着殺!

事實是非常的奇突,想不到我們的義勇軍和別働隊的一切計劃,會被敵人的密探發覺。

敵人 日本軍閥知道了義勇軍準備於十二月十二日攻城,知道了城內有後援會別働隊響應,並且還知道W君為首領L君的家宅為活動中心。

十二月十一日,城內一般居民發覺了L君的家宅被日本憲兵封被!W君的所有同志,也發覺了W君已經于先日失蹤了。



當我第一次爬進飛機

卜生

是去年十月二十一日的时候，我第一次爬進飛機。

飛機，這是爲我全國人士準備復仇雪恥所屬望的最有效的武器，您看，牠頭一抬，尾一蹲，肚皮下就會生出一個蛋來，叫在陸地上的人吃不消，飛翔萬里，神出鬼沒，的確是一件利器。

在飛行學科有了一個相當結束之後，我的終生就要與飛機相共了，我要知道怎樣去駕駛它，自然，我不能不去仔細的考察牠的外形，構造，性能的種種了，這就猶如我們預備去和一位女子結婚，在先必定要充分的認識她的面貌，性情，能力...等等一樣。

這是叫做 Fleet 的教練機，唯其是教練機的原故，所以牠有個純和的外貌，全身是「豆腐漆」Dope 的亮光，在那伸展出的兩頁翅膀的當中，緊緊的架着具引進式的發動機，閃光的螺旋槳就深鎖在發動機的正中，牠有三條腿：前面的兩個輪子和後面的一個叫着尾撐的鐵腳，支撐着發動機和飛機的機身。

在坐籃裏，除掉些電門油門氣門和儀器之外，有兩個很重要的操縱器——一根支持上下和平衡的駕駛桿，兩塊支持左右轉灣的腳踏橙，這真似乎是神祕不過的事：許多的驚人的奇技；螺旋下降；快慢打滾；翻筋斗一切的一切，都只有這簡單的器械中發姪出來。

發動機「開車」了，各部分的機件檢查完善了，我們的飛行教官就叫我爬進去。他說：

「背好保險傘，扣住飛行帽子，好，從左邊上去，腳踏在那踏腳的地方！」

這是我開始同飛機接近的第一遭，我完全照着教官的吩咐，很妥善的坐到坐籃裏去了！

「緊好保險帶！」教官又說，「仔細的感覺着我飛——動作要柔和細緻，輕輕的扶着

駕駛桿，輕輕的踏住脚踏橙，要週到，要沈着，眼睛要四週的瀏覽……」

在教練機上，操縱器是有兩具的，坐在前坐的教官是怎樣的動着，後坐的也相同動着，就這樣的，由感覺把所有教官的技術傳遞給一個學生。

發動機是因教官的某一個動作而怒吼了，彷彿我是向前在移動着——地下的草，是那樣的疾駛的向後滑去——我在努力的想發現我是在怎樣的一個情形之下離開地下的，但是，我竟不能夠，我連這機在地下滾動了多遠都不知道，教官，是那樣的慎重的望住前面，我可以感覺到他的手脚是不斷的忙動着，可是，我却來不及知道的清楚點他是怎樣的在動着。飛行之所以難，大約也就在這點上吧！

忽然，我看到地下一個人，他竟只有尺來長，於是，我的直覺告訴我，我是已經完全的走進天空中。我就拿這個成見再去看我環境，啊是那樣的有趣的，田園屋宇都像是兒戲般的什物，很小，很整齊的擺在地上，飛機場，當置身其中的時候，是如何的遼廣的一片平野！但是，在上面所看到的却只是很小的一塊較方正的場子塊兒，鐵道，那條每日來往運載着數十萬人的滬杭甬綫，是一根小小的長線，兩邊的草樹夾着，格外的顯的坦明，就像我們的小弟弟們玩的小火車一樣的有趣，錢塘江，據說有三里多闊，可是，我的目光之下，不過是一條活動的灰色的帶子而已，池沼，就像那日光穿過樹林，只是圓圓的一塊影子映在地面的同一的樣子，差不多都是圓的，假設我們就目測的結果，製成一個小的園地，到不是極有味的事麼。

坐飛機，是一個最痛快也沒有的，騎馬雖然也有味，可是化的氣力太多，汽車雖是不用化力氣，但是，崎嶇的路上，是那般的顛播的難受，飛機就沒有這些毛病了。牠是很平穩而又敏速的，記得吳老頭吳稚暉先生說過飛機的平穩，他說發動機的聲音雖然有點振耳，而他依然可以用筆來和朋友們談話——（其實，有的飛機上也裝有聽筒，一樣可以口談）。

只是因為兩個原故，我是第一次坐飛機，而且這是軍用機，所以不覺的身上像有了拘束般的不暢快，尤其是在轉灣的時候，橫風打得極凶，幾乎壓的鼻子不能呼吸，現在是習慣了，有幾天下雨不能去吹吹風，竟像是身上癢癢的！

是的，飛機是極平穩而迅速的，只是，那是在我們的富有經驗的教官的手中才如此。當教官把手往後面一指的時，只我來支撐着的時，啊，那真奇怪，我竟好像還沒有摸着牠，而牠，就上下左右的顛動，就像個醉酒的人般的，是再也不能要牠平穩的，可是，馬上教官把手往駕駛桿上一扶，奇蹟吧，那是！飛機即刻就又安安穩穩的向前滑翔着。

這是飛行學習的第一步工作，水平直線飛行，可是，却儘管有些人，飛過很多年月的，也是歪歪斜斜，曲曲彎彎的，——沒有飛行常識的人，有誰能相信平平的飛尙且如此之難呢？

第一次的飛行，是讓我們沒有「上過天」的人去領賞領賞空中的生活，所以，只廿來分鐘就回來，接連的就是一個「着陸」好像汽車跳過一個小阱般的一震，我就知道我是又回到大地上來了。

於是，在一個滿足的感懷之下，我又第一次爬出飛機！

南京回憶

文士龍

一 赴考。

一九三一年的夏天，天作霖雨，整個的首都變成了威尼思市。街道大半沒在水中。交通是異常的不便。我那時居在洪武街某號的一間小屋子內，過着窮苦的生活，等待航空學校報名期日的到來。到了報名的期間，我的旅費已經用完了，幸喜這學校不收報名費，所以我得有資格去參加。

攷試場是定在中央大學的體育館，我很歡喜，因為我從我的住所去，只要經過一條短短的成賢街。攷試的那天早上我從容的起來，吃了一個燒餅，挾了筆墨慢慢的走去。成賢街還沒有走過一半就被水阻住了。當時有許多人力車夫圍着我善意的叫我坐過去，但我不敢答應他們，我心裏此時異常的懊喪，前進與後退的兩個念頭交戰着，結果還是前進的戰勝了。我就將鞋子脫下來和筆墨一同夾在脅下，把褲管捲上隨着一輛人力車的後面一步步的探過去，赤裸裸的足踏着下面尖磷磷的石子，好幾次痛得我不能把身子支住起來。走到中大的前面踏上水門汀的走道，彷彿脫離了苦海一般，心裏十分舒暢。望見牆上的建國大綱順次的一條條地讀下去，因為攷試的第一場就是黨義建國大綱是必攷的一課。

走入中央的前門，在一棵梧桐下將腳上的水在青草上揩乾，穿好鞋子。到了體育館的前面還不看見一個人，暗自詫異，莫非走錯了地方？但「航空學校第一期機械科攷試場」的字條明白地揭示在我的前面，急忙跑進去，已經是躋躋一堂，我恐慌我的資格因遲到而被取消；一個職員走來指示我的座位，我才安心下去。

第一場攷試完畢七百多同志都擁了出來，我細細的觀看他們大多數是西裝革履，氣宇軒昂，使我感覺得以一身布衣學裝的我能同他們在一起投攷是異常的榮幸。

第二場攷試完畢，每人發給一塊麵包，報名不納費而攷試尙有點心發給，這樣優

異的待遇我生平是第一次遇到。在午膳的時間，西裝同志都離了放場，到街上去了，剩下我一人在馬路上徘徊着，見着被拋却的麵包，狼藉各地，有的整塊，有的半邊，不禁使我連想到漢西門外的災民已有三天沒有進食的慘狀。

二 九一八。

新的學校，新的職員，新的同學，新的功課，在這一切對我都是新的環境之下，開始我的新生活。在入校還不到一個星期，我們的國家遭遇了重大的危難，東北三省忽然淪喪了。在九一八的第二天晚上，同學集合在一間小小的屋子裏討論我們應該怎樣的工作，空氣緊張情緒熱烈，結果辦法是張貼標語，及組織宣傳隊。宣傳的地點是在復成橋花牌樓一帶，我跟隨在一組同學的後面，擔任張貼標語的工作。每條街的兩邊牆壁上，標語早已滿了，我只得加貼上去。在講演回來的時候，剛才我親手貼上的標語又被別人的新標語掩蔽了。

在公共體育場開民衆大會的那一天，我們參加在內。當一位東北的同胞報告遼甯失陷的經過並說他以後是一個無家可歸的亡國奴時，我們的熱淚奪眶而出了。

我們轟轟烈烈的鬧了幾日，忽然學校下了一道命令軍事學校的學生不得參加民衆的救國運動，從此我們就埋首在教室和實習室裏做實際的救國工作，外間民衆的運動只能在報紙上讀到了。

三 武裝。

我們進入軍事學校雖然有了一個月的時光，但我們的外表還是一個普通的學生，因為我們還沒有穿上軍服。在一天下午，我們盼望已久的軍服由隊長發給我們，每人兩身灰布軍裝，一頂軍帽，一根皮帶，一雙翻裏皮鞋。我們一個個高興的抱向寢室裏去，打開來看所有的扭扣都銹脫了，因為這衣服還是民國十八年軍需處製的，質料既劣，式樣又古。我們費了一晚的工夫補綴整理，第二天早上起來點名時，儼然一隊徒手的丘八了。

因為國難的嚴重，我們的軍事操加速度的進行。立正，轉法，慢步，正步，幾天就學會了，我們就熱烈的向隊長要求操槍，理由是預備殺敵。幾天之後，槍由軍政部頒發下來，每人一桿。當我把槍筒擦亮，試試瞄準時，我忽然感到這動作意義的重大。同是一桿槍，可以保民衛國，也可以禍國殃民，全在其口之所向。我的這桿槍口應該要瞄準的是用武力攘奪我國土的敵人。

四 甄別試驗。

從入學開始，每個同學的心裏都隱藏着一個恐慌，這就是三個月後的甄別試驗。

時間一週一週的過去,恐懼也就一天天的加重起來。日間的課多到八小時,這八小時功課的預備復習全在晚間的兩小時內。應用力學和電機的題目總是堆積起來,因此許多同學不得不開夜車了。我們的隊長十分的愛護我們,常常起來禁止,但聰敏的我們,一聽到甬道內的腳步聲,很快的將蠟燭吹熄了,等到他推門進來時,大家都已倒在床上,有的還故意裝出呼呼的鼾聲來。

在舉行攷試的時候,教育長對我們訓話說:「甄別試不僅是甄別你們的學問,最要緊的還是你們的品行,因為軍事學校的學生只有學問而無品行是不能擔負救國責任的。又在攷試的時候,若有學生用不正當的方法以求取得分數時,這樣的行為是絕對不能原恕的。因為他在學校裏以不正當的方法取得分數,將來到社會上也可以不正當的手段取得其所欲取的種種」。在考試完結後,我們都自信沒有違背上述的訓言。

從杭州到洛陽

韓文炳

國步維艱時候的話。

「現在某國兵已把某地的要塞完全佔領,某鐵路已盡落敵人手中,各港口將均被封鎖,沿海各地悉有被敵人襲擊之虞。」老李說完後垂頭不作一語,彷彿若有其事。

「真事麼?」老張很驚訝的問,接着就說:「昨天報載敵我兩軍還在熱河相持,戰局變化劇然這樣快麼?」

「大概他又是放炮!」我在無意中的話。因為老李素日是很滑稽的,若聽他的話是不可靠的。老李便似乎鄭重而不會鄭重的樣子,就說:「真的,這是我方從杭州朋友處聽到的消息,你若不信就去問問他。」這話無論是真合假,我們暫且置諸不問,但在現在的遠東局勢及中國日下的狀況從軍事的眼光方面推測,實為意中之事。不過我們國民的血,已經受了不少這樣的刺激,「習慣自然,」「五分熱度,」早渾然忘却;當我正在想的中間,便聽院子裏一聲嘯笛的聲音:

「命令:限明日上午八點鐘以前,飛行科學生與應帶的行李,一律在笕橋火車站集合。」

我自接到這個命令,已不暇研究所傳的消息是否真假,各個人都在倉皇中整頓自己的行李。手忙腳亂,跑東跑西;我自己也跑到寢室裏,收拾行李,把應帶的書籍衣被及隨時不可缺的東西,緊緊的打了一個包,其餘的拋的拋,丟的丟。晚餐後,見三五成羣仍在談着國事,有的唏吁抑鬱,長呼短嘆,有的捩腕捶胸睚眼欲裂,有的談笑自若,沈着

異常,可是無論如何,個人理智上,念及國家前途一切,已感受到無理性的殘暴威脅的象徵,活現於我們的眼前,悲慘淒涼情況,襯滿在春風院中!似乎我們全民族的生命綫,就在眼前,勝敗關鍵專看明日!

火車站頭別離情況!

合衣一臥直到天明,似睡不睡的已聽到廚房裏刀板鐵釜聲。趕緊跳下牀來,隨同學們到飯堂早餐,兩口合成一口,狼吞虎咽,頃刻中杯盤狼藉。飯後便成隊到火車站上,檢點行李,安排位置,準備遠行;這時候站的周圍已竟來了許多送行的人,男女老幼等等不齊,有的是官長的親屬,有的是我們機械科同學,有的是機械師的家眷,有的是我們同學的女朋友,其外一羣一堆的也許是勤務兵的故交。總之全是「送行人。」他們多半在站台佇立,遙望火車中,欲近而不得,欲語不能,惟我們是團體生活,固不能擅自離開車上,祇有憑窗遙望,兩地相思,彼脈脈情深,神思未免繾綣,行子斷腸,百感悽惻,這也是人的常情!

碧色春泛的人間,
甜蜜可愛的春天,
錢塘江北的笕橋車站,
離恨情感,
偏要在我們的思想中出現!
並不是兒女情長英雄氣短,
家國恨萬里烽烟!
說不出的心思,感情支配了理智,酸腸幾轉!
拭淚眼,
看神州河山!

一聲汽笛,這火車就蠕蠕的向前移動,我們雖在百忙中,忘了我們身體的搖動,仍然不斷的探身窗外,向那些送我們的人擺手。口裏是大聲急呼着「再會」,眼裏所看到的是那些人的帽子在空中亂舞,耳內聽到的,也祇是「到洛陽去,」心裏仍在想,「我們怎樣與敵人作戰?」一面想,一面聽,聽的聲音漸漸低微,想的範圍愈形擴大。

究竟在想什麼?

由杭州去洛陽去,或以江南天氣恰在雷雨時節,陰雨綿綿,已是月餘,長此以往則有礙於飛行教育的進度,而國家前途的自衛武力即減少成色。大概一班人全是這樣

解釋遣去洛陽的原因，但另一方面說法，則謂北方戰雲緊急，全國民衆已抱有「甯爲玉碎，不爲瓦全」的決心，而敵人已深知華南空氣亦不利於彼等現有的殘暴行爲。生聚教訓，正待來日戰場上的解決，故敵極欲先發制人，摧毀我現有的萌芽，企圖達到其帝國主義的目的，杭州位置又距沿海甚近，況一二八戰後中已得到了不少的教訓，爲避免無意識的犧牲計故有移到西北方向之舉。

熱血青年的希望是願將國有的武力，最短期內，造成足以自衛的程度，以期與敵人一拼，所謂「武力如何？」「國力如何？」蓋不計及，航校忽移，雖有以上的兩種說法，終難解釋我們的疑問。

我們此次顛沛流離，究屬何爲？風聲鶴淚，偷下洛陽，孰而致此？我中華既不爲某國的屬地，或共管區域，祇要最高政府，在獨立行使職權原則下，與搶掠侵略者正式宣戰，亦無不可。獨惜內憂外患天災人禍，尾大不掉，收拾殊難，祇有忍痛苟辱，不敢與敵對者決一雌雄。則所謂局部敵抗可也！復何沿海要塞悉受敵人威脅？而節節退讓。洛陽甯獨高枕無憂？反躬自問，吾等與矮奴同一種類，彼爲刀俎我爲魚肉，奈何彼能者我獨不能？是否爲吾漢族祖宗羞？有何臉面，對我們血的顏色？願同胞羣起努力，淬礪以許，尤其是我們空軍同志。待他年挽回河山，正看空中男兒身手！

到上海去的火車上。

這時火車已竟離開笕橋數站遠了，我的胡思亂想也慢慢的成了過度，斜依在窗前向車外細看，綠野天色，固是可人，碧草平舖，更有無限的詩意，覺外面風還有些涼，所以我坐了窗的旁邊的位上。偶然回頭一聽，在無數車輪進展旋轉的聲音裏，隱隱約約絮絮切切含有無數心思的歌聲，如絲如縷的飄到我的耳孔中，定睛一看原來是一個同學寫信，因爲他一面寫一面念，念的出神，就不知不覺的讀出聲來了。我合老王說：「你看有×給誰寫信？他寫的那信。帶着許多神祕的狀態。彷彿有令人不可思議的神氣，而且還似乎有要緊的事。」老王「哼，他是給他愛人寫的，你不見在笕橋站我們將要開車的時間？站台上來了不少的女生，她們爲的避免官長的眼，未便上車來合她的情人告別，祇等到我們開車的時候，她們勉強帶着微笑，向車上一點頭，可是眼裏全含着眼淚了！×寫信，大概是安慰她們那一羣中的一個，申訴他離開杭州的原因。」老王接着又說「你看，那裏不是還有好幾個同樣的寫這種信麼？」我再用我同一副的眼睛來看，果然不少，「好多啊！真是不少！」

將要到嘉興，各個同學全都覺着餓了，於是各自打開帶來的食物，“你叫我”“我

叫你”的，三五成羣，一堆一堆的大啖大嚼，吃完了以後，便有種種消遣的方法，活現在我們的眼前，有些人面孔帶着那博士的神態，低着頭正在想他的新發明，不言不語的也有時大翻他的書籍，最消閒自得的，可算那些愛吃甘蔗的，他們一方面吃一方面唱，而且還在演說式的演講，「津津有味」真不愧此語當之。也有不道士不和尚的，一手拿着流水賬似的地圖，一手拿着賣膏藥鈴似的羅盤，而在指手畫腳，轉東轉西的，校正地圖。也有臥在車橫板上，唱「和平奮鬥吃饅頭」的小歌兒。

「命令：火車到上海不停，請大家注意，」這又是值星班長在每輛車上張着大口喊的聲音。不大時間，果到上海，猛然抬頭一看，見鐵路兩旁祇要我能瞧見的房屋，全是敗壁殘垣瓦礫碎亂不堪，殘餘的木石，一塊一塊的又擺佈在灰燼中裏！而人烟渺渺，燐骨多半就在這些土中。腥膻寒鼻，血跡斑斑依然能于粉壁上見之。詢諸同學始知此地爲一二八的戰區呀！現在雖荒涼滿目，悽慘萬狀，渺無人烟！當戰役以前，此亦繁勝區域！想當時數萬生靈，慘遭敵人的轟炸，我們無辜的同胞號洵悲慘，曾不知作何等的悲哀？或者可以此詩比喻「幾處敗垣圍古井，向來一一是一家！」

春野農家正斜陽。

在上海站停少刻即開車西進，從此離開繁榮都市遭遇慘敗的上海，我們對着那恥辱的遺恨暗暗點頭，那些枯骨血跡敗垣殘瓦，也彷彿對着我們空軍同志們哭泣，訴他們含冤於地下，囑我們來日爲他雪盡此恨！天色漸漸的要晚了，已竟離開上海很遠了，太陽慢慢的到西方快要落下，田間工作的農人，也都全在回家途上，鮮紅的陽光掛在樹稍的西面，晚霞的顏色合一片綠野反映起來，生出一種淺絳的光綫，橫射在地面上。樹枝上的鳥巢，於是也成了古銅的面貌，就是茅屋蕭寺也都染上新鮮春色。越看越愛看，更覺這種景況是難在黑板前頭書架旁邊，輕易看到的！我不願夢化蝴蝶，我願變個小鳥，立刻從火車窗中飛出，去飽嘗這個大自然的農野風味。在這暮烟靄靄裏，縱縱橫橫通村落的小徑上，全都是農家人，在作完工後回家。有一對一對的夫婦們牽着牛背着筐，利用他們回家途上閒暇時間，咕嚕咕嚕的談話，不是說東家之長道西家之短，就是在計算他們明日的的工作，或是籌畫家務。一些老年人，腰彎腿曲，走的極慢，可是無精打彩，仍在一搖一顛的向前移動，也許是他們無有兒孫替代，祇有自己拼這老命掙扎生活，也許是他們太窮，兒孫全到繁華市裏找飯吃，剩下了這老弱不堪的不得已在家謀生，想到如此，未免令我們愁到國家經濟啊！但看到那天真爛漫，氣概活潑的小孩們，幫助他們的父母，攜帶農具，嘻嘻笑笑，唱着山歌，也走也跳的悠然自得。有時還興味淋

滴，把道旁的野花採下來，插得滿身都是，娉娉娜娜的作些滑稽劇兒。也有在拿着木刀木槍演些有趣的戰鬥，這種印象鑽入到我們的腦海中裏，國家前途是有希望的，我們將來的青年助手是有作爲的，勵兵秣馬的努力幹去，合這些朋友會攻黃龍，待他年同去喋血仇虜，是何等痛快！這個時間我的腿已竟立的筋疲力竭，於是坐下靜默數分鐘，稍資休息，再舉頭看窗外，已是暮烟蒼茫景物糶糊，真箇「夕陽無限好，祇是近黃昏」。

月明中裏蘇州街上皮鞋聲。

值星班長又在高呼，「到蘇州停車一點鐘俾使大家吃晚飯。」車到蘇州的時間，天色已是八九點鐘，待進了站停下車，我們同學便一隊一隊的往蘇州城裏，去找飯館用晚餐，我們雖不認識道路，抬頭一望，那座古城的狀貌，在月光下可微微的看出。縱使大路彎彎曲曲，無人引路，也能迷不了我也不知走了多少時間，跑了多少道路，轉了多少灣兒，竟然來到極繁華的街道。也是兩路旁的電燈明煌煌的，光耀奪目如同白晝，及後找到一個較清潔的飯館。老胡作先導，擇了一個雅靜的桌坐下，當時有老胡，老王，老陳合我共四人，要了肉麵及佐膳品，一面在談笑，一面在大嚼，並切研究蘇州飯食的優點，不但是製作精細，口味的調配，也不亞於上海最高等的飯館，價廉物美，時間又經濟，與杭州比較起來，真是好的多了。在吃完後再到街上閒走，順便看看蘇州究竟如何：終是走來走去，止就是那一部份的商場，特具洋化風味，至於其他的街，亦不過平常，則蘇州名勝，却未得領略，因爲天不作美，偏偏的正趕在夜間，任牠勝過天堂，我也不敢相信。固然我是未到過天堂，就勉強蘇州是天堂，我想那些清高神仙們無處找個愛迪生給牠們發明電燈。我們正在糊談亂說，一聲號音，忽從人叢裏飛起，弄得我們莫明其妙，仔細一聽，方知道是我們航空學校的「集合號」於是急向車站走，却不謀而同的，同學們漸漸集攏起來，因爲各個人的皮靴鐵底，撞在那蘇州街的石子路上，偏逢月明星稀更深人靜時候，這些鐵蹄聲分外顯明，乍聽見直如無數戰馬，偷渡吳江夜襲蘇州，不禁令人毛骨悚然，終以爲這些聲音全是向車站去，故愈聚愈多，不大時已集成五六十人，自動的排成四路縱隊，踏着那無知覺的石子，奏着那有節段的音調，勇往直前竟奔火車站去。卒至惹起一班老百姓的驚訝不少，他們不知這些「天兵」究由何處飛來！全都偷在門後邊，探出頭來東看西看，雖在月夜中裏，視綫不足。而我們可是無反抗的接受他們合她們的秋波，「取之不盡，用之不竭，愈多愈善！」無論如何我們終要離開蘇州，直到一聲汽笛就合牠分手了！

拭眼看金陵！

自車離開了蘇州，我們也就入了睡鄉，這許多空中的飛將軍，身體正在慢慢的搖，頭腳正在微微的動，眼迷迷而不自主的睡去。這帶有發動機的「搖窩，」遂大施其魔力，實行其麻醉手段，待東方漸白，太平洋中徧染血色，人生循環便開始的奮鬥，已不容我們這樣晏安高枕，所以各個全都抖擻精神跳將起來。準備與目的物宣戰。孰知睜眼石時，火車已竟到達金陵城外的下關。

我們留一部人看行李，有一部人到城裏辦事去，我也是進城一個，遂搭公用汽車到中央軍校訪友。到軍校門前，我合衛兵說，「我們以前就是這學校的學生，請你准許我們進去找幾個老朋友，可以不可以？」這衛兵足然很和藹的允我們進去。我以前是甚知道軍校衛兵的厲害，真個「教你走側門就不敢走正門，」他們是神聖不可犯的！因為誰也演習過衛兵勤務，我想這次允我們進去，是為表示「故舊情誼」及「親愛精誠」這幾段訓語。及至校內找到幾個同學，遂再出軍校到街上閒遊，見有不少的汽車來來往往，更有不少的穿着些特殊色彩的衣服，足高氣揚，自鳴得意，我有心合這些老朋友們開玩笑，遂着向他說：我這次回到南京，真箇觀光不少！當我在此時亦不覺怎樣的特別，究竟一個新都的面目，是日新一日，何況離開此地將近一年的人，更要看出南京是突飛猛進的，」有一個同學就問我：「杭州風景固然甲天下，亦不過美在自然。若與名勝的金陵比較，恐怕相差不少，你這個常住杭州的以為如何？」我說：「你這話，確實不錯，縱教西子湖「淡裝濃抹也相宜，」較其他勝地。則高出一籌，若較龍盤虎踞的金陵，不能不手屈一指！可是現在的青年自應立定脚跟，就幹決不是遊山玩水嘯傲風月縱談千古的時際」又有一個很開玩笑的同學問我：「如此說來，就你此次到京的印象，究竟如何？」我答道：「我在國難的逃遁途中，無時無地的不找尋一種新藥劑去根本解除這些羞辱病，滿希望到南京國都的地方來問醫，不待我找到土貨，却倒撞着些洋味，這洋味究竟能治此病與否真不敢判定，不過以我想，病是本身的病，第一的要務是求自己，你看那個大商店不充滿舶來品，摩登婦女們的渾身上下固然全是外國貨，所可怪的，就是這些知識份子，依然喜歡用洋東西，尤其是那些大人先生，西裝洋服穿着，西餐大菜吃着，自以得意洋洋：抑不知中國國家的體面，就教他們丟了！我希望你們這些將來的將軍，千萬不要步他們的後輒！我們都知道中國的人超，近幾年來已有驚人數目，已顯示帝國主義者經濟勢力，已竟潛入我們城市農村上下市場，且將一些醉生夢死的賤主麻醉，牠這種力量在如此經濟的中國，足以制我們死命而有餘；我們又在內憂外患氣息奄奄時候，千瘡百孔之不暇，那能再有餘力，實行戰時的經濟與侵略者作一整個的敵抗？這些話本來用不着再從我的口中說出，因為今日受你們的包圍所以賣

了些膏藥,再會吧!時間不早了!]行一個舉手禮,又向各個握手,在他們說着[別了再會][請到洛陽賣膏藥吧.....][哈哈]的聲音裏,上了汽車直奔下關去了。

大江北的浩浩風味。

下午四點鐘光景,我們的火車就開始由浦口北上在這個情況裏便覺到「江南終是異江北。」乾田較多,水田較少,叢林綠樹亦極少看見,滿目中祇是平原浩浩,塵沙暗淡偶見羣山簇簇,也是像出家和尚禿頭先生,真個「牛山之木」!一望無涯的荒野裏,風土中隱隱約約,看見幾堆的枯樹林,那便是農家村莊,炊烟起處彷彿能聽到雞犬聲音。看見若干的農夫駕駛着兩個大輪三五個牲畜的牛馬車,在大道上走。以此地還較江南冷,所以他們仍戴着將要破的皮帽,而滿臉上都是塵土,他們的眉毛合鬚鬚幾乎教這些塵土掩埋了,祇在遠處能看到兩眼兩鼻孔是黑的,其餘的全是黃灰色。他們穿着些半破爛的土布大衣,多半不扣鈕,只將腰帶一束,手裏拿着鞭子,似搖不搖的抱在懷裏。而那部皮繩鞭身,隨着風吹,在微微飄動,那些牲畜也就低着頭向前拉着車走。而車上駕駛的人口裏含着短小烟袋,還常發出怒喝聲音,去恐嚇那些牲畜。也有兩兩三三的旅行人,背着很大的行李,更有挑着鍋盪的,用人力車推着小孩,後邊跟着些年老年壯的婦人。在這黃沙滾滾的大江以北,無限荒涼的田野,祇見這些人們合牲畜慢慢的向前移動!

他們合她們的這種毅力合精神,不辭千辛萬苦,憑着那本能來掙扎,務企戰勝他這不滿意的環境,費盡無數血汗與精力,終期達到目的,真是令我們感愧萬分!風塵僕僕中裏飢寒交迫,自爲的生活問題,不得不盡力掙扎奮鬥,致使面黃肌瘦,頹廢不堪,朝生暮死猶難預料,真是令我們一設想一垂淚耳!而這些景況,在大江以北,時常的看到,惟我們是一介學子,祇有良心上的悽慘悲傷,徒喚「奈何?」「奈何?」

火車站頭燒雞聲。

自過了徐州入了隴海路,各站上的食物,價錢是很便宜。雖然作的精不精緻,却還過得去。天然生長的東西。較人工的東西已少了若干的「矯揉造作,」而買着又省錢,這些東西也就算上價廉物美了!圓而大的雞蛋,在杭州是一毛錢買三四個,來到這地方,一毛錢可買八九個,而這裏的燒雞更可說便宜至極了。

[三毛錢一個,五毛錢兩個,又肥又大,任擇任挑!]買燒雞的聲音,我們每聽到此種聲音,拿錢不要命的向站台上跑,惟恐怕人家賣完,祇看見各個人拿着四五個又肥又大的燒雞,往車上跑,到了車上就開始用小刀割碎,用麵燒餅將雞肉夾在中間,便大啖

大嚼，愈咬愈美。吃的滿嘴盡油，甚至滿手滿臉也是弄的滑流流的。有一次合一個素識人在某站相遇，他問我「你們這些同學，爲什麼臉上放光，尤其是夜間，電燈光合你們這些臉一反照，真箇光芒萬丈，不知道的以爲車站失了火。是不是你們塗的修飭品太多？究爲什麼偏塗在嘴的周圍？」我聽了這話後，向各同學臉上仔細一看，原來是爲吃燒雞弄的油，我答他「原以河南的雞生產過剩，我們航空學校的人們，不忍的暴殄天物，故食其肉而抹其油，專爲『廢物利用，』你不要少見多怪！」那個人又說：「究竟你們是從天上來，你們的見解確是高明，我恐怕你們未見過雞，也從未吃過雞，人家棄之，你們偏取之，雙手抱雞，大嚼其筋，安得滿臉無油呢？」我說「完了！我佩服你！再會吧！」

土匪究從何處來？

由津浦南段轉入隴海路，在這各段當中，無時不見到那廣野浩茫一望無涯的平原。黃沙萬里衰草滿目，塵土黯淡蔽滿天空，除去幾個小樹林，就是些敗垣殘瓦的荒涼村莊。北方天氣雨水太少，而又無山泉小渠，以浸潤土地，所以生產極難。盡農夫一年的力量，或不得一飽，縱任他拼上老命，將滴滴血汗灑遍他的田地，也是照樣的挨餓，決不似南方民衆，祇有一角之田，殷勤耕種，定可得一歲飽暖。在這氣候乾燥平漠原野裏，他們的生活愈形簡淡，雖在簡淡更屬艱難，遂養成其強悍冒險性。亦何怪乎遍地土匪，掠劫殺虜屢見不鮮，致一班良民，聞而色變，亦不得安居樂業。

當我們到鞏縣車站，就有人通知我們勿許前進因爲距此站不遠的村莊，已被土匪佔領，合官兵抗戰數日了。假若我們的車仍然前進，發生了意外當地官吏聲明，概不負責。我們雖不全是幹的槍杆生活，究有若干衛兵同志。還能在火綫上作我們的保護者。況我們的劉隊長，也是個久經大敵慣戰槍火中裏的人物。故未將此事放在心上竟通令火車，照常前進。當火車離開車站慢慢的移動時候，我突見有若干的大漢穿着灰色衣服全身的武器，全都跳上來，將每輛車的前後門完全把守。我的神態上立刻現出不安的颜色，再看他們的刀已竟出鞘，插在槍口上。槍膛裏也滿裝了子彈。他們黑灰色兩手緊握着槍，頭上帽緣底的兩個眼睛，都帶着令人恐怖的光芒，尤其是他們的頭左右亂轉，前顧後盼。愈是令我們心中不安。我想，再待一刻鐘後離站較遠時，他們或許動手，開始搶劫。我遂低聲向一同學說「你看土匪不是已經上了車麼？」他嗤的一聲笑了。他說「這不是土匪啊！這是本地的兵來保護我們過路啊！」可是胆小的我，已是飽受虛驚了。

從杭州到洛陽！

連綿不斷的車輪聲音，仍在前進着，鑽過了幾段土山洞，我們吃了許多煤烟，聞了許多臭味。提心吊胆的經過了若干村莊，看了些上古時代穴居而處的遺民。這時太陽也壓倦了，牠漸漸的到了西山下，樹梢的上邊，一羣北征的小鳥，從我們頭上飛過，向那遠遠的松樹林飛去，微微的聽見牠們那宛美清脆的歌聲。田野的農夫們，也正荷着鏟鋤在回家道上，一步一步的走。這時候我們居然在洛陽西站下車了。回想在江南努力訓練時節本校設備是何等的完美！而不測的風雲竟遽然瀰漫了亞東，使我們這些學生，不得不捨去一切遁去西北！來到簡陋的洛陽！孰能想到從杭州到洛陽！

杭州啊！

西子湖畔的杭州！

你那副秀美溫柔令人酣醉的面貌。

還能在我們的想像裏畫出。

我們如今是「避秦人！」

我們如今是蒙着恥辱！

雖在與你訣別！

但恨你離我們遠，又恨不能把你搬到此處！

人往了物在，看關東便是如此！

想你也必恨我們爲什麼去洛陽便捨了杭州！

從死傷裏逃出

卜生

我提筆來述敘這兩樁污迹的事，真是禁不住滿腹的奮恨氣怨，我，謹遵着教官，我那穩重的，熱心的，仔細的，愛國愛學校……的陳棲霞教官的訓導，教誨，戰戰兢兢，兢兢業業的，很平安的差不多飛了一年，這一年中，雖然也有不少違犯了飛行規則如起落太近了停機線等事，但是，經過了略一指點，就依然改過了，所以，一年之中，一點什麼對於飛機的損失都沒有。這，固然是飛行規則的嚴謹和教官諄諄教誨的結果，然而，也可以證實我並不是一個不知道謹細的孩子。

我時常這樣的想過，我相信我這樣的思維決定是在人情倫理和事實之中：我以爲沒有一個人不願意自己能做的比別人好，起碼，是沒有人願意自己做的比別人壞些，我以爲沒有一個人不是時時刻刻在替自己當心，最少限度也會有像別人替他當心的那種深度。就拿飛行的一項事來說吧：那一位學習飛行的同志，同學，不是急急的求自己能夠飛的像別人一樣好？！無論是在教官嚴勵的或寬和的要求之下。教官急

他飛的不好,而他自己又何嘗不急呢?只是,各人的飛行的天才和進步率所限,才不得已偶爾有落後的現象啊!又比方,有時,有人落地失速把尾撐摔壞了,未必他就是一個不知道當心的人?不然!他也許是一個在平時最較人當心的人,不過那一時應付欠缺週到所致的罷了!

同時,我又以為,一個最願意自己能做的好的的人,決不是一個不會顧忌到危險的人,我更敢說任何一個現在的青年,尤其是被稱為國家精華的本校的同學,沒有一個不知道愛惜國家的財力——我敢說,青年的一切錯誤,不是主觀的青年本身的有意所造成的,而是他的客觀的經驗的欠缺所釀成。

本來,這兩樁事,都是使我一想到就慚愧而心痛的事,兩天,就犧牲了兩駕驅逐教練機數十萬國幣,我非涼血無腦,何能不怨恨欲死!

依我好強而剛燥的性情,我真恨不殺身以殉我那兩架可愛的飛機!我們平時五體投地的佩服,聽從陳棲霞教官的指導和訓誨,——其他的同學當然也一樣的敬戴他們的教官。無論何時,教官的教訓中,從來不忘了指示我們去愛惜政府,護衛國家,教官不但是我們的一個良好的盡職的飛行的教官,而且,簡只是一個全善的,倫理的,訓育的導師啊!但是,在這種完善指導之下,而我竟……!

飛機,摔的,是已經粉碎了,我只能更努力的加重我的責任,我要四倍,五倍的努力國家的和學校的一切事務,以圖報我這筆超過一切別的同學培植的代價!以圖報一切長官教師的期望。

.....

我動筆來寫這篇東西,其主要的目的就是在告訴一般飛行的同志,這些危險的經驗,以後,能因此而減少些許人事上及財物上的損失,那就是我最大的奢望。

九月十三日,[九一八]二週年的前五天。

我們分科的訓練,已經有了好幾天,那天的科目是飛到四千呎高度時,調正高空節制器,然後練習 Loop 和左右邊的快的 Rolling。

我離地時是九點四十三分鐘,離地約有一千呎高時,我就用最大的上升角度往上爬,不到二分鐘就已在五千呎高了,那時,雲層很厚,約自二千餘呎,以上以及四千五百呎,所以飛機爬到五千呎時幾乎又是一幅天地,原來的天地是為雲所收藏了!

調正了高空節制器之後,我就預備練習動作,那時,四週的天邊都為雲層所蔽,簡只無目標物之可言,我先本是在江的東南岸邊的一塊沙灘的上空,因為,我曾聽見高志航教官組的同學說過,高教官無論飛什麼動作,他都要找在有一塊小場子的附近,

那怕是由喬司飛回本場,他也要先爬到有一千呎高才飛回——以便萬一飛機發生了毛病可以隨意的強迫落下,所以,我也時常在可能範圍之內,找着在有安全的強迫降落的場子的上面飛,但後來以那個場子的上空上,簡只難得找一個目標作我練習動作的標準,所以我就飛到錢塘江上,以那帶形做目標,以便較正我的動作是否準確。

先,我來了兩個 Loop, 平均每個 Loop 約減高二百呎,因為每個 Loop 之先必定要 Dive 下四百呎,以達到每點鐘一百八十哩的速度,做完之後又升高二百呎,所以兩個 Loop 之後,就只有四千六百呎上下的高度。再,我就開始作 Rooling。

做 Rooling 是只要每點鐘一百廿哩的速度,所以我就慢慢的減低油門,減到恰恰為每點鐘一百廿哩的速度時,我就週圍的觀望了一下,並向下面,看了看,再把保險帶摸了一摸,然後,我就按着要領,用力的同時向右後方拉駕駛桿,蹬右邊的方向舵,『呼』! 飛機很吃力似的緩緩的滾了過去,並不比 Fleet 要快好多。

那時的高度是依然在四千五六百呎高,而速度則只有一百哩每點鐘的光景。三四月間,在洛陽,我曾因做 Rooling 飛機沒有了速度而沒有稍開油門,就接着做 Spin 以致飛機完全失速,很慢很慢的不由我的操縱的轉下去,轉到離地百餘呎才有了速度而改出。所以,當時我就稍加點油門,又加到一百廿哩每點鐘的速度。再來一個右邊的 Rooling, 和第一個一樣,飛機一個滾身之後,又很平正的擺在空中。

第三個 Rooling 是向左邊的,向左邊的 Rooling 我從來沒有做過,而且向左做也比較的不習慣,所以這個第三個 Rooling 就轉的更慢,而半徑也更大,就好像一個小小的 Loop 一樣。

我當時就想,任何一邊的 Rooling 做的完善,其他的一邊只要是知道怎樣做,做出來是怎樣的形狀就夠了,所以我預備再來一個右邊的就回場子去做 Slip-Landing。

這是第四個,也就是那天的第末個 Rooling。

依然按照一切和任何從前做 Rooling 的要領一樣,不過比較的多用點力,我是覺得先轉的幾個都太慢了。

很奇怪的,舵是那樣的輕,『噓』! 過去三個好像蹬不滿舵似的,而這次則是竟是滿滿而有餘,但是,飛機却是朝左上角邊翻去,就猶之乎一個右後方拉駕駛桿而蹬滿了左舵的一種形態,猶疑的心理正在我心中醞釀的時候,飛機就那一翻過去接着旋轉起來了。

這種形態不是我所需要的,當然我要想方法去制止牠,我先以為是個普通我們所常常做的 Tail Spin 所以,我就關了油門,放鬆了駕駛桿並蹬回左脚橙,而飛機還是

一個又一個的轉過,那一條寬帶似的錢塘江,就像走馬燈似的幌過。

這時,我就記起了一件事,當初次訓練完畢,羅蘭顧問考試一位姓李的同學做Spin時也是一轉了就改不出,結果還是羅蘭顧問推滿了駕駛桿,開大了油門才衝出來,我當時恐怕我也是那種相似的情形,我就也將駕駛桿推滿而開大油門,並蹬反對方向的橙,這時,彷彿方向舵沒有受到什麼風力,左腳踏橙是重重的,右腳踏橙依然是輕輕的,而飛機則轉的更快,我從來沒有嘗到過的快,仰頭一看,只看到自己飛機的翅膀圍着自己在轉動。

我知道我的能力已經不能使我和那架飛機同時平安,同時存在了,跳傘的念頭,在這時,就充分的決定!

我拉回油門,用右手去撥保險帶,只幾分之一秒鐘,保險帶的扣梢剛剛脫頭,我就已被飛機甩出,直直的像站在天空中般的,面則朝着錢塘江的東南岸。

當自己感覺到自己已經離開了飛機的時候,真是說不出的萬痛鑽心,十數萬緊縮下的國家財力的代價,就在我這一離開而毫無挽救的餘地被犧牲了!

那一位騎士不愛他的馬?那一位飛行者不愛他的飛機?何況這個還是將來,替我們民族國家在戰場中(In the Field of Operation),取得光明的猶榮的戰友呢?但是,我竟將牠從我自己的手中,毫無代價的犧牲了!我真不知道要怎樣的形容我的痛心。許多,站在國家的立場上,對於這筆重大的損失給我責備的些同志,教官,尤其是殷勤苦心熱望他的學生,將來能一手造成點事業的陳棲霞教官,我真是深深的愧感,我誠懇的接受您們的責難,我要更毫無遲疑的更勇邁的爲我國航空的發展和進步去努最大的力。我願您們永遠的不棄我,指示我,幫助我,供給我學識,供給我經驗,熱血我是有滿腔的,胆量勇氣是我所不缺的!

離開了飛機之後,我感到我是懸在半空中,不上下,不左右,我回頭一看,飛機是腹面朝我,而在我的下面。我用左手去摸着那個繫有拉環的塊布面,同時右手循着布面往中間移,摸到了拉環,只輕輕的一拉,一根鐵線就在我眼間擺過,大約只半秒多鐘之後,身體猛被向上一提,兩頰際感到有東西打了一下,一種好像迎風展開一面大旗的聲音在耳端響着,我知道保險傘是已經開了!

接着,又是一聲大響,轟!我回頭一看,就在我的左後下方,我的那個戰友很靜的扎在江中沙灘上!!濃綠色的汽油,圍滿機身而流成一片。

傘落下很慢,幾乎使我不能感到牠的下落,落的時候,牠把我轉的向江的北岸,我想再轉過去,但是很難,慢慢才轉的面向江的上流,我往上一看,小傘在大傘上面不定

的擺動着,我就想做側滑,滑近江東南岸邊的一塊大沙灘旁,但是風正從大沙灘那面吹來,滑動幾乎是不可能——雖然也略爲滑了幾丈似的,但却落下得更快,看看離水面不高了,我才不敢側滑,而準備入水。

在約二十呎高時,我就開始想脫去保險傘,我用的保險傘是Irvin新出的一種,只有一個總的扣梢在胸中,除去時,只須略略轉過九十度再往下一按就可以,但是,我那時竟急切轉牠不開,我不敢多轉了,我就用兩手分別抓住左前同右後兩方面的吊帶,稍稍把身子向上提點,到感到兩腳着水時,就把兩手猛一放,傘向上一頓馬上就因風勢而倒在我的前面。

落水後,我就丟掉了那根拉環的鐵線而努力的游泳,那時,傘我也不想解掉了,因爲,我感到那個背上和臀部的兩個墊子還有些浮力,我想利用牠的浮力來幫助我的游泳,我是才學游泳不過十來次的。

風向和水流是相反的,風把傘吹在我的前面,而水則叫傘往我身上包圍來,先是那小吊帶纏住了我的右手,我馬上換仰泳來逃避,而一方面則解去那小吊帶,但是,水流是太兇了,那傘幅竟向我腳上包來,那個人游泳不用腳呢?我越用腳牠竟越向我的腳上包,我只能用手來闔浮起,疲倦了,我讓牠沉一下,再用力浮起,換一口夾水的空氣,約游了五六分鐘,才被一艘炭船救起。

那船上的人說,他們先看到飛機中跑出一個東西來,他們以爲是炸彈,馬上停止了前進,忽然那個東西變大,變成一個大白的,後來看到底下一個人招手,才趕快的把船撐攏。

他們說有三十多丈高,落的很快,一下就到水中了。

上船後,我解那扣梢還花了好些力氣才轉開。那時,不過只十點鐘的光景,我叫他們替我雇一輛單輪車,但是,竟雇不到,只找到一個人替我背保險傘我則步行回來。

船過碎飛機的地方,飛機是粉碎的仰在水中,兩個輪子朝天,上翼及機身簡只看不到了。

五點鐘才到笕橋,又重新的看到毛代校長羅蘭顧問和許多外籍的教官,劉超教官是站在飛機場中,替我慶幸,同學們聽到這個消息,都湧到飛機場裏來,我那時說不出是幸慰是慚愧,一個區區的小我,竟引得全校師長同志的掛念!憂慮!

還勞王勳教官,胡信教官,牛醫官,張看護長,克拉克顧問和梁亦權李克元兩位同學冒着大雨狂風駛船到錢塘江中去撈救,到晚間八九點鐘才回來,真是感愧無容!

政訓處蔣處長還派人慰問,全校各同志也都安慰我!我下生何幸如此,而有勞諸

師長同志平日之辛勤導誘,更勞爲我操心慮顧!

我未能逐一敬謝,只在此地表示我的敬意,謝忱!

第二天,九月十四日。

早,八點四十五分鐘的時候,我飛着劉超教官的八號飛機,做了兩個三百六十度定點落地,我看到平日向來指在四百以至四百過點點華氏溫度的汽缸溫度表上,只在一百度的記號處,我恐怕是有點什麼不對,趕緊檢查了一下其他的儀器,都和往常一樣:油壓在三到五之間擺動,汽油在四十加侖以下一點點,高空調節表在二十二或二十八度中間.....只氣缸溫度表不對。我遂馬上落下,等到機場稍空即滑走回停機線,問問那機器是否有毛病。當時只史盤色兒顧問和外籍教官桑史伯跑來,說,沒有關係。我於是又滾出來,飛,一個三百六十度定點落地,落在場中,開油門再走,飛機出了場子離地不多高,(胡克靜同學看到,以爲只有五六十呎)。發動機一『噓』——就停止了,只剩得螺旋槳空轉,我此時記住了。“當您起機時發動機停了,向前落,不論前面是房子或是樹”的一句話,我就向前飄去,此時,真是天下沒有文字語言可以形容的出我滿腹的氣恨!同志諸君!第一天出了一件意外,第二天飛機發動機又停了,這是如何的一件不幸而氣恨的事啊?

我只有準備一個強迫的落地了。

前面是一個三角形的平地,一條小河和一垠堤壩組成一個交×角,我要是向前落,落進×中,連打 Ground Loop 的空地都沒有,向左,則要碰在堤上,向右剛好落在河的這邊而滾入河中,陸飛機落河是定會翻過去的,我只有向着河做個很兇的側滑,我企圖落在河邊三數丈的地方,再馬上轉灣,讓牠去打 Ground Loop,最壞也不過把右翼端擦破。

發動機停止了的側滑機頭是不能拉的很高,那樣是會失速的,當改正時。所以我是平着機頭的做着側滑,因此,牠的斜進力很大,到地面一兩呎高時,我剛改正機身,而飛機還向右邊斜滑過去,右輪先着地,那土質是太軟了,一衝,把土陷下一個長丈餘,深尺許的長條,此時,飛機猶有向前的衝力,而輪子已不能稍進,如是很快的就翻了過去,雖無恙,而可愛的八號驅逐教練機就此犧牲!

痛定思痛,倍覺傷懷,尤以幾見不測之後,復又有此厄運,我真不知淚從何處!

兩事已隨昨日俱逝,只是永遠的留下一付不可漠滅的,殘險的痕跡在我腦中,刺殊激深。我深願航空各同學,讀完這點東西之後,有所警惕,有所心得,此後得以減少任

何犧牲危險，則我心安矣！

最後，我致歉意於諸技械士同志，謝謝管理保險傘的技械士同志，謝謝製保險傘的公司，和牠的發明人！

飛行人的迷信

孟廣信

飛的人常是有點迷信，不過有人是好玩，有些人則很認真。比如航空很普通的忌會是一支火柴不燃三支烟，否則就會遇到不順心的事。孫桐崗先生飛機裏總掛着一個小黃絨狗，我沒問過他爲什麼，不過我想總不外：他覺得有這個狗陪着他就會諸事順利。結果他真的由德國平安安的飛回中國，而開國人的新紀元。這是不是那小絨狗的力量呢？

這種 Charm 的使用在航空界很早就有了。有人用黑貓，小馬，甚至一塊獸皮，一方破布。歐戰時有一個美國人由他打下的第一架飛機上撕下一塊布也算 Charm。他信牠能保佑他。但是至終他還沒逃出死神的掌心！靈耶？不靈？

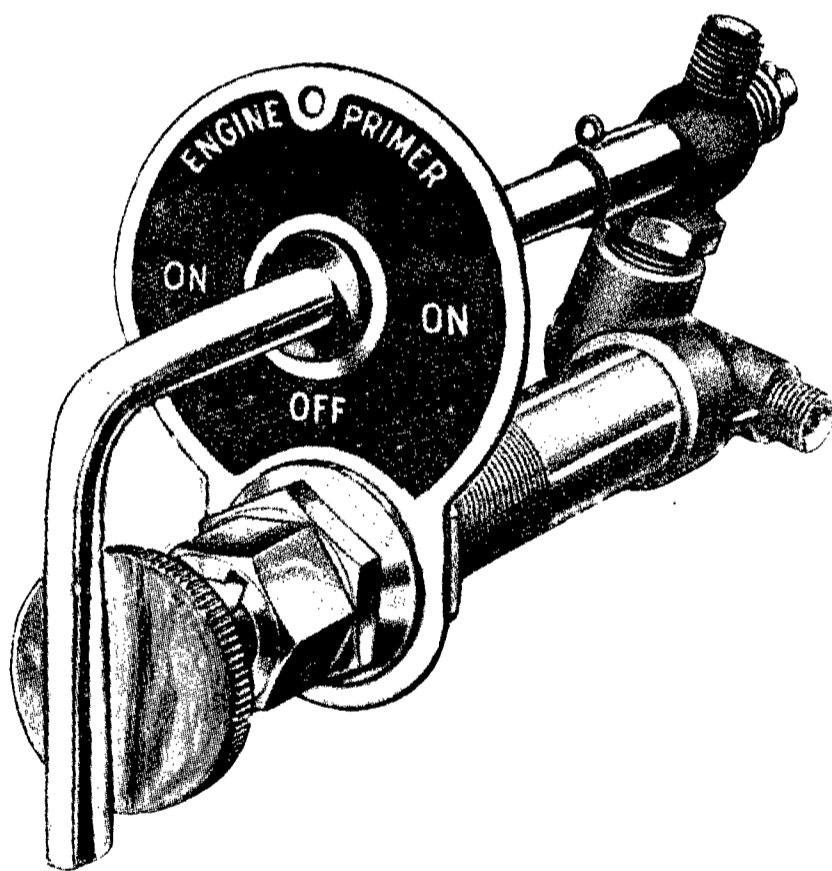
現在該談到 Charm 到底有沒有用處？如果無用爲什麼這多飛行家用牠？假定有用，有什麼用？

上邊我說過好幾次“覺得”，這就是 Charm 的用途。他們不是說有 Charm 一定不會失事。他們乃是“覺得”帶牠則生命能更多一層保障。因爲在空中是那樣危險，那樣精神緊張，而帶 Charm 並不麻煩並能得一種精神上的安慰。何樂而不爲呢？

另有一種迷信是由歷史上的遺蹟而養成的。最顯明的例子是：在預備上飛機的時候不照像尤其是德國人——也許你看過一個飛行家正要是飛機時的像片，我告訴你那是假的，那是他在飛機場上玩的時候隨便照的。因爲在歐戰時有幾個德國 Supper Fighters。都是在臨征的時候照了個像，結果一去未返。如 Boelcke，如 Richthofen。尤其是後者來的更顯明。讓我把這故事寫在下面：當這位大英雄打下第八十架聯軍飛機之後，在四月二十四日，早晨他又預備去獲他第八十一次的勝利。照例是先將飛機檢查一次，正在檢查的時候，有位軍官替他拍了張照。Richthofen 馬上覺得很不舒服（他也有這種迷信，因爲 Boelcke 是他的老師，他很知道他老師死的情形）要上飛機的時候又有個老機械師請他在照片上簽個字他說“你簽好字我就將我這相片寄給我兒子，當傳家之寶去。” Richthofen 覺得早晨這些事簡直是種不祥之兆，覺得很不痛快但勉強笑着說：“你爲什麼必得要我現在簽字呢？你以爲我不會再回來嗎”結果他真的沒回來！

有個老飛行教官有個奇癖。他不准他的學生由左邊上飛機。如有人由左邊上的飛機，他今天甯可今天不飛。年青的學生就用一種諷刺的口氣問他：“你爲什麼這樣迷信啊?!”他說：“你笑迷信嗎?你現在是不會迷呢，但飛久了你自然會的!”

我想這就是飛行人迷信的來由。飛久了你看到還多事是那樣巧，那樣準，就不由你不生一種迷信了!比如我們學校出事大半是在星期三或是十三號，十三號又是星期三，那最糟糕。還有本來預備停飛，但事後又因某種緣因照常飛行，也很容易出事。能不叫人懷疑嗎?所以每逢到以上的情形都特別小心!說起來好像可怕，其實也很好玩的。你如果有志學飛不要因這短短的一篇字而畏縮了，不會罷!



紀念刊終

編校後記

從編輯計劃的擬訂到全書完成，這中間經過半年的光陰，當初主持編輯的是廣信，英庭和士龍而文奎獨自一個人主編文字，大約辛苦了兩個月的光景，因為閩變的關係，除廣信外其餘都離校去了，本來我祇負委員會整個計劃和策動的責任，這時候編輯的事就漸漸到我身上來了，茲後廣信，士龍，文奎都出國深造，由是乎全書的編輯整個的堆在我肩上，幸而有瀛初在一塊，許多地方都獲得了幫助，延了這麼半年的時間，成就了這樣一冊書，當然在時間方面，大家都盼望着她早早殺青，可是終於遲得這麼久，這麼令人焦心，這一點是我最抱歉的。

生活影片本來我們搜集的很多。因為有許多相片不能製版，終於割愛了，目前留下的祇是全部的二分之一，我們對於攝製和寄贈相片的許多同學表示十分的謝意。照片的布置多半是廣信的辛苦，從汗水裏做出來的工作，特別使人懷念他的勞苦。

文字的計劃是文奎擬的，這兒所有的祇是他規模的十之一二。假如照我們原先的計劃做，那一本書至少可以成為現代中國航空著作的最大權威者，可是因為時間的關係，才力的關係……不能盡如企圖，不過收到的文稿還有二百多篇，在我手裏選出了一百多篇交給印刷局，因為經濟的關係，我抽去了一篇又抽另一篇好幾次都忍心硬着頭抽，最後留下這麼多，我覺得對於那些熱心寫稿而沒有機會在這兒發表的同學，真覺得有無限遺憾，可是我真是無可奈何的那樣選的。

對這本書的成功，努力最大的是廣信，文奎，英庭，士龍，歐陽績，鄭汝鏞，……幾位同學，在事務方面我們該特別感謝瀛初和起鵬，此外令人夢寐不忘的阿曾——你試看他游泳的姿態夠多麼有勁！——他的努力寫稿而不及看到這書的完成，真是憾事。

最後在印刷方面我願意說，這本書的美觀，大半是鄭式欽先生的努力所成就的，別發公司的工作人員，使我們紀念冊的印刷有美滿的成績，是值得大家感謝的。

寫這短記的時際，全書是已經完成了，謝謝天，我們委員的使命算是達到了，我的責任算是卸肩了，我們畢業以後，星散萍飄，已經半年啦，在這書裏看到往日的情景，令人憶起昔日的友誼，願我們大家永遠親愛！強壯！努力！永遠親愛！強壯！努力！

二十二年九月 石 英

附 錄

我們爲什麼編輯這本紀念冊？

1. 爲紀念我們畢業而作
2. 爲研究航空學術而作
3. 爲促進我國航空事業而作
4. 爲發揚航空救國之意義而作
5. 爲普及航空常識而作
6. 爲引起國人對航空興趣而作

第二期同學畢業紀念刊籌備委員會

組織大綱

- I. 全體委員名單 文士龍, 孟廣信, 楊英庭, 石英, 毛琦, 毛瀛初, 張新亞, 蕭起鵬, 林文奎, 歐陽績。
 - II. 幹部全體職員名單
 - (甲) 總務部 正部長石英 副部長蕭起鵬。
 - (1) 文書股 主任歐陽績(中文) 林文奎(西文) 幹事林羽, 竇祖麟。
 - (2) 交際股 主任毛瀛初
 - (3) 庶務股 主任蕭起鵬
 - (4) 會計股 主任韓德輝
 - (乙) 編輯部 正部長文士龍 副部長楊英庭, 孟廣信。
 - (1) 收集股 主任孟廣信 幹事秦家柱, 黃光漢。
 - (2) 美術股 主任張新亞 幹事楊濟煥, 冷培基。
 - (3) 校對股 主任毛琦 幹事彭允南, 黃守基。
 - (4) 印刷股 主任黃裕彪 幹事舒邦榮, 曾鎮南。
 - (5) 攝影股 主任毛瀛初 幹事王裕麗, 蕭起鵬。
 - (6) 文字股 主任林文奎
- 幹事：石英, 歐陽績, 李元焯, 曹起成, 曾鎮南, 謝郁清, 彭允南, 梁亦權, 韓德輝, 陳恩偉, 張福, 黃守基, 楊濟煥, 鄭汝鏞, 周祖達, 鄒滌暄, 韓文炳, 蔡錫昌, 賴遜岩, 黃裕彪, 胡莊如, 毛琦, 孟廣信, 楊英庭, 文士龍, 劉粹剛。

遠東飛機公司

上海四川路六九五號



漢利沛夜間轟炸機



Three-quarter front view of the Handley Page "Heyford" express night bomber which has been ordered in quantity for the Royal Air Force. The July issue of the "Bulletin" contained a special page of pictures showing the fields of fire of this aeroplane. The machine has monoplane view and biplane manoeuvrability. Defence against attack from the front is secured by the gunner in the forward cockpit. From the rear it is secured by both the gunner in the upper rear cockpit and the gunner in the retractable and rotatable turret underneath the fuselage. "Flight" photograph. Vue de trois quart avant de l'avion de bombardement de nuit express Handley Page "Heyford." Vista de frente de tres cuartos del Handley Page "Heyford."

遠東飛機有限公司，係英國著名航空器件廠家駐華直接代表，專為供給航空一切用品：自航空人員之飛行衣以及機身之織物及

2 Rolls Royce Kestrel Engines

翻雷狐狸式兩座日位間轟炸機

油漆，或極小之配件至商
 用航空之發動機，或私家
 自置小飛機至最新式之軍
 事飛機等，無不一應俱全
 也。



One Roll Royce Kestrel Engine

C. I. D. E. O.

COMPAGNIA ITALIANA
D'ESTREMO ORIENTE
MARELLI INDUSTRIAL DEPT.
SHANGHAI

Kiukiang Road 16 A.
Tel. 14723.



C R 30—SINGLE SEATER PURSUIT AIRPLANE
as used in the Chinese Airforce
WINNER of the International Speed
Contest, Zurich—1932
and
PRINCE BIBESCO TROPHY—1933
1,140 Km. covered at 356 Km. per hour



G2—All Metal—3 Engine Civil AEROPLANE.



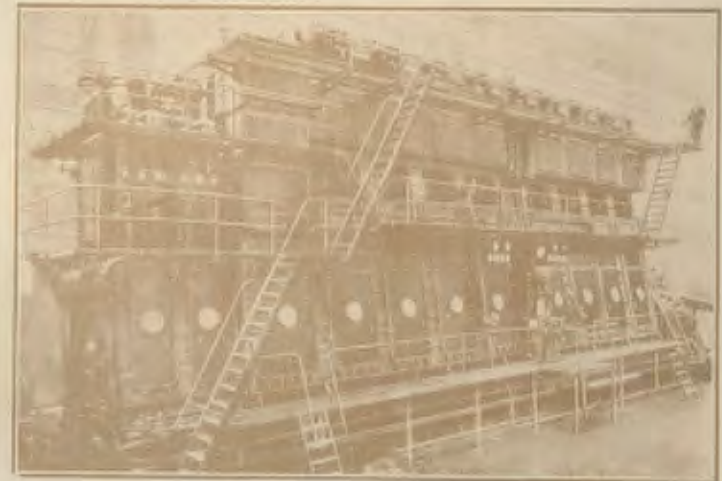
G2—All Metal—3 Engine Civil AEROPLANE.



FIAT—Military & Agriculture Tractor



Aerial View of the
FIAT—LINGOTTO WORKS.



FIAT Diesel Engine of 6.00 B. H. 1.



Submarine with
FIAT DIESEL ENGINES
6,000 H. P.
Holder of the world distance
record for Submarines
5,000 miles non stop.



The Roof Track at the
LINGOTTO WORKS.



6-wheel top—Deck
100 passengers
FIAT OMNIBUS.



A S 6
WORLD'S MOST POWERFUL AIRCRAFT MOTOR
2,800 H. P.
Holder of the world Speed Record

TWO LEADING HOTELS OF SHANGHAI

"THE METROPOLIS OF THE FAR EAST"

The Cathay



Cable Address: "CATHOTEL"
ROBERT TELFER,
Manager.

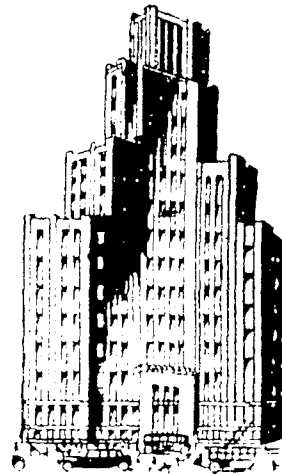
COMMANDING an extensive view of the Whangpoo River and environs of the Settlement, the Cathay Hotel contains 250 Rooms and Suites each with Private Bath.

9 Three-roomed "Apartements de Luxe," each comprising bed-room with two bath-rooms, sitting-room and dining-room.

The Restaurant on the Eighth Floor, overlooking the Bund and River is an ideal Rendezvous
for

LUNCHEON and DINNER

The Metropole



Cable Address: "METHOTEL"
EDWARD O. ARREGGER,
Manager.

SITUATED at the corner of Foochow and Kiangse Roads, in the heart of the Commercial, Banking, and Shopping centres, the Metropole Hotel contains 200 rooms, each with private bath. Many rooms have their own private balconies, from which unsurpassed views of the city and surrounding country may be obtained.

Banquet Room, with a seating capacity for approximately 300 persons, on the First Floor. Spacious Lounges and American Bar.

REASONABLE RATES

CATHAY HOTELS, LIMITED

E. CARRARD, *General Manager*

欲求安全及優美之效果請用

丹阿荻牌飛機汽油及引擎油
茄高兒牌H字摩避飛機油

美孚行謹啓

For safety and best results, use

“STANAVO” AVIATION GASOLINES & ENGINE OILS
GARGOYLE MOBIL OIL AERO “H”

STANDARD-VACUUM OIL COMPANY.

THE GLOSTER GAUNTLET, SINGLE SEATER FIGHTER.

The latest type adopted by the BRITISH AIR MINISTRY
Fitted with AIR-COOLED—“BRISTOL” MERCURY ENGINE

The most reliable engine in the World

Speed at 16,000 ft.
216 miles per hour



Climb to 20,000 ft.
11 minutes

Equipped with 2 Guns, Wireless and 4 Bombs. Fitted for Night Flying.

AGENTS: ARNHOLD & CO., LTD.

上海德商禮和洋行

本行經理德國蔡司光學
 儀器廠凡研究院學校及
 工廠應用之各種精密光
 學儀器醫療器械攝影及
 電影器具均備大宗現貨
 本行經理德
 國名廠各種
 工具機器狄
 瑞爾柴油引
 擎以及工廠
 種種設備與
 機械如荷
 賜顧無任
 歡迎之至



Refueling Curtis Condor with Texaco Ethyl Aviation Gasoline and Texaco Airplane Oil at Shanghai, April, 1934.



Safe and reliable
aviation is mainly
a matter of engine
efficiency - - - -

“SHELL”

AVIATION GASOLINE
AND AIRCRAFT OILS

Are proving their dependability
and efficiency every day in
every part of the world.

The Asiatic Petroleum Co. (North China) Ltd.

殼牌飛機滑油
汽機油

航空事業之穩當與安
全全靠機器之效能

之可靠及效能在全球各
地與日俱進確有明證

亞細亞火油有限公司啓

CHANG HSING PRINTING Co.

25 Kian Yuan St. - Hangchow - Telephone 1050

PUBLISHERS, LITHOGRAPHERS, ACCOUNT BOOK
MANUFACTURERS, STATIONERS, PROCESS BLOCK
MAKERS, BOOKBINDERS AND PAPER DEALERS, ETC.

長興印刷公司廣告

本公司現已擴充營業增加各項科學設備業務方面專印中西書籍文憑股票講義雜誌洋裝簿記各種表冊五彩石印圖書等等印刷精良出品迅速並精製照相銅鋅版兼售中外紙張以及他印刷材料應有盡有本公司不惜巨資力求出品精美適應現社會需要國內唯一新科學機關中央航空學校為本公司大主顧之一該校各種印務均由本公司承辦一切滿意足徵本公司成績之一斑如蒙各界賜顧無任歡迎

開設 杭州開元路 廿五號

電話 一〇五〇號

KELLY AND WALSH, LIMITED

(Incorporated in Hong Kong)

PRINTERS OF THIS YEAR BOOK

400 FERRY ROAD - - - - SHANGHAI

QUALITY
PRINTING
AT
MODERATE
PRICES

QUOTATIONS
SUBMITTED
FREE OF CHARGE

LETTERPRESS, LITHOGRAPHIC, AND PHOTO
LITHO-OFFSET PRINTERS: HALFTONE, LINE, AND
THREE COLOUR BLOCK MAKERS: BOOKBINDERS:
ENGRAVERS: DIE CUTTERS AND DIE STAMPERS

上海图书馆藏书



A541 212 0018 0882B





畢業紀念刊



民國卅三年