

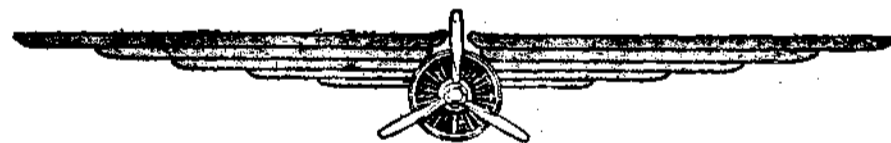
航空機械

二十六年八月一日
第二卷 第三期



目 錄

房卡門博士談話錄.....	錢昌祚
改善飛機性能之途徑.....	房卡門教授講演 王士偉筆記翻譯
航空發動機上之數種測驗法.....	黃曼莖
美國航空顧問委員會一年來研究報告.....	李登梅譯
容克斯久摩(Junkers Jumo)航空重油發動機.....	李遠巽譯
克狄斯(Curtiss)等速變矩螺旋槳.....	李登梅
航空發動機設計的趨勢.....	C.F.Taylor著 徐昌裕譯
空速動靜壓管安裝位置之討論.....	俊鋆節譯
機械工作經驗談一(一).....	借 莖



徵 稿 啟 事

本刊自創刊以來，瞬逾半載，辱承同仁愛護，差幸不負使命，近為充實內容，益求完善起見，除將篇幅重加改進，排印力求美觀以外，特再徵求航空機械學術之論著，舉凡與飛機，發動機，軍械，器材，設備，有關之創作，及各項珍聞，均希空軍同仁，及全國關心空防人士，勿吝珠璣，源源賜稿，藉光篇幅，無任厚幸。

航空機械月刊社謹啟

房卡門博士談話錄

錢昌祚

引 言

房卡門博士 Dr. Theodor von Kármán，係匈牙利人，其父為著名神學教授。博士幼有神童之譽，聰穎絕倫，初習工程學於匈京，1902年得碩士學位。繼入德國哥庭根大學，從空氣動力學大師普蘭德 Prandtl 教授肄業，1908年受博士學位，極為普氏器重，即留任該校助教。1913年至1928年任德國阿亨 Aachen 大學教授及航空研究所所長，其間屢至日本美國講學，日本之航空研究所風洞，曾由其設計，並由其高徒 Wieselberger 維色白干博士在日主持研究工作多年，實樹日本航學術研究之基。1928年以後，任美國加省理工大學 (C.I.T) 航空學院院長，造世界能率最高之風洞，指導改進羅安琪埠附近之航空工業，不數年間，該埠進而佔世界飛機製造業領袖地位，博士與有功焉。博士對於航空學之貢獻，於表面阻力，氣流擾亂及表面應力構造等，研究最為深湛，偶有著作，世界學者，奉為圭臬，蓋普蘭德教授，年事已高，近年世界各空氣動力學家，實以博士為泰斗也。

博士為人，幽默好客，對於中國文化，尤多欽敬，其加省寓中，有中國室一，俱係歷屆過中國時搜集中國書畫及陳列品。自一二八戰役日人以空軍殲我淞滬以後，對於中國航空落後情形，尤為關切。前年清華大學，聘請航空學教授，由博士介紹其高徒華敦德 Dr. F. L. Wattendorf 承乏，為該校設計研究所風洞，並經博士隨時指示意見。本年五月，博士應英國皇家航空學會敦請，擔任萊脫 Wilbur Wright 紀念演講 此項演講，為紀念飛機發明家萊脫兄弟中之已經殉難之大萊脫而設，為每年該會公開演講中最重要之一部，應徵演講者俱為航空學術界之權威。在英演講之後，並應聘至歐陸演講，吾國航空委員會暨清華大學聞其行蹤，敦請其繞道中國返美，幸蒙允諾。博士昔年，雖曾到過中國，但未與航空技術界，發生接觸，此次藉各處演講參觀，使我航空技術同人，多一問難質疑機會，

於技術研究進步，當多有裨益焉。

不佞去歲出國考察，於八月一日參觀加省工專，蒙博士指示該校最近研究工作及設備，並商談南昌風洞設計問題，復由該校中國同學邀請餐叙。博士對於華敦教授在中國所受之禮遇，及清華大學諸青年教授熱心航空研究情形，引為快慰，並於不佞對於南昌風洞策動及協進工作，謬加推許。曾謂數年前過中國時，晤中央研究院諸公，悉其研究計劃，有純粹科學性之天文研究所，而於國防有密切關係之航空研究，未加注意，殊感緩急倒置，引以為恨，所盼能亟起直追，猶未為晚也。

不佞去年在美國考察飛機製造廠二十餘處，感覺美國海陸軍飛機之製造，泰半集中羅安琪 Los Angeles 埠附近各廠，而各廠之風洞研究，咸惟加省工大是賴，故博士對於美國軍用機製造之趨勢，所知當在一般學者之先，並得就其見解，從而左右之。博士與華敦君曾備介紹函多通，備不佞參觀歐陸各航空學術機關之用，所介紹者，多係博士高足，每有外交手續方面，未得滿意結果，而賴博士或華敦之介紹函，得相當照料者，其資望為各國之推重，可見一斑。聞博士在英倫及歐陸各國演講，備受各國航空當局之優禮，而其門生故舊，多佔各國航空界優越位置，因之於各國航空進步情形，見聞尤屬深切，不佞於半年前曾遊歷歐美各航空工廠及研究所，與博士最近所見者，執以證詢，尤感各國航空技術努力改進之殷。茲就博士來華後各航空同人問答情形，雜記於後，閱者與本期本刊所載博士演講題，參照研討，當足以啟發航空技術改進之思路也。

二十五年八月一日於美國加省工專

錢昌祚問：貴校風洞係十呎口徑，敵國因建築費較廉而動力價貴，擬仿造一十五呎口徑，使得相當之雷拿氏數 Reynolds number，未識尊意如何。

答：(凡答俱係博士答辭，下倣此)敵校之十呎風洞，供各製造廠研究新機，已甚適用，現在每週工作七十小時，敵校有重造同樣者一座之計劃。如僅就飛機模型試驗，十呎者已頗適用，試觀現在所試之雙發動機飛機模型，已甚笨重，裝置時須二三人協力扛抬。如為十五呎風洞，則模型將重至二百磅，每次裝卸，勢

必用吊車，然而十五呎之風洞，供全個螺旋槳及發動機試驗，猶嫌太小，如美國國立航空諮詢委員會之風洞係二十呎，英國空軍部航空試驗所之風洞係二十四呎，鄙意中國如欲造一風洞可以試驗螺旋槳者，至少應有口徑十八呎，最好能作兩種裝置，尋常用十呎，必要時改十八呎，效用可廣。至於天秤方面，敵校設計者，有一部份不能自動調測，新造者自可改良也。

二十六年七月十一日於南昌

毛邦初問：現在各國趨勢，轟炸機速度增加甚速，驅逐機幾不能保持優餘速度，將來設計方面，二者進步途徑如何。

答：驅逐機與轟炸機之進步，本是迭相消長，就現在設計程度而論，雙發動機轟炸機之廢阻力與全機升力比例，確可較單發動機驅逐機為小，故最近美國軍部，有改造雙發動機驅逐機之各種新設計，預料不出一年後，機種必大有更動，貴國如欲購置新驅逐機，大可稍待一年，略事觀望，俟新設計趨向有定局後再行決定。

毛問：雙發動機驅逐機運用上恐不甚靈敏，何如？

答：將來之驅逐機兼攻擊用者，當用雙發動機，而原有之單發動機驅逐機，逐漸限於防空及與敵驅逐機盤旋戰鬥之用，至驅逐機速度過高時，盤旋戰鬥，本屬難能，故運用上不靈敏，不至成大問題也。

錢昌祚問：聞報載美國有海軍單發動機驅逐機，速度每小時達五百哩，確否，如有其事，則驅逐機速度究仍遠過於轟炸機也。

答：凡飛機速度達聲浪速度十分之六以上，氣流起大變化，現在通常之機體形狀，不復適用，五百哩已超過此項限度，殆不可靠。

毛問：驅逐機與轟炸機之保險倍數，應為若干？

答：據西班牙戰事經驗，意國驅逐機；保險倍數，原為十三，仍有在俯衝放平時，翼折失事者，現已改用十五，至轟炸機約為七與八。

錢問：余所知美國設計所用保險倍數，根據材料之破斷力，而歐洲各國，有根據引伸點 Yield Point 者，故其數字不同，甚難比較，如諾司落卜機之保險數

，似爲5.5倍，是否太低，美國制度，與歐陸所用者，何者爲合理？

答：根據破斷力之5.5倍，與引伸點相較，當在七八倍以上，至二種制度，鋼料木料，有一定之引伸點，可以計測，硬鋁無一定引伸點，當以美制爲合理。

錢問：近人有謂大型飛船之性能，可與陸飛機不相上下，中國有相當之海岸線，而無有力之海軍，不識能以飛船代軍艦否。

答：大型飛船，在五十噸以上者，或可與同樣重量之陸飛機，達同等性能。惟現在一般飛船，距此限度尙遠，如用轟炸機，自仍以陸機爲宜。惟海岸偵察巡航，現在雙發動機飛船，頗多用處，大可代小型巡洋艦之地位，頗有採用之價值也。

毛問：現在遠程飛航機，有何特種造法。

答：遠程飛航機，近多將汽油分貯全翼內，於初航時油重可與翼面升力抵消一部，至油用罄時，機重已減輕，故全機設計載率可以減少，能達遠距離限程。

錢問：就以前與閣下商談感想，似低單翼機爲近來設計顯然趨勢，然則教練方面，應否改用低單翼機。

答：將來恐亦不免，目前或有一部份飛行員狃於積習，不願更動也。

錢問：貴校承試各軍用機，究否以裝用雙排汽缸發動機或單排者爲多。

答：雙排汽缸，阻力較小，以前有許多冷卻問題，現將後排汽缸之散熱片改良，逐漸解決困難，似有趨用雙排汽缸之勢。

錢問：貴校爲廠家試驗飛機模型，所須手續時間如何。

答：試驗員負責爲廠方嚴守秘密，飛機模型，由廠方交來，有時廠方要求在研究所實習各員，立誓填寫志願書，決不洩漏秘密。至每次全機試驗，約須二十天，連工作計算在內，每天約費美金一百五十元，例如達格拉斯 DC-2 機之試驗，亦不過美金三千元，而因風洞試驗結果，改良設計，達格拉斯廠得定貨美金一千五百萬元，此三千元之試驗費，可算值得也。

七月十二日於南昌

錢問：貴校研究所，處美國五大飛機製造廠之中心，平時是否受各廠補助。

答：鄙人曾建議各廠，免利貸金敝校，添建一風洞，將來逐年拔還，此議尙未實行，目前祇按各廠交辦之工作，收取試驗費耳。某次曾有一發明家，送模型至敝校試驗，余以其結果不佳，告其計畫謂不適用，並索試驗費約千餘元，其人謂有資本家願意投資，如試驗報告謂其計劃有希望成功時，渠可得數十萬元之投資，而欠費即可解決，余不為動，結果欠費雖未索到，某資本家當可免虛擲之投資矣。

華敦德：吾師猶憶數年前，有一發明家，來吾師辦公室，以計劃見商，吾師告以不合用，其人怒詈而出，謂吾師程度幼稚，毫不懂科學原理乎！

朱霖：余所知某教授，受人諮詢，來者不拒，從不指摘，余曾助其審查某發明家模型試驗，略有薄酬，但鄙意該項發明殊少希望也。

房卡門問：余所見南昌各技術機關，如製造廠之材料試驗室，及隊校廠站研究所，規模大有可為，祇要有計劃人才，但不知於試飛工程員人才，有無訓練。

錢答：試飛員曾有少數受訓，但其工程智識，恐嫌不足耳。

房卡門：此項人才，於航空技術發展，非常重要，願足下注意及之。

馮桂連：余以前求學時，曾學習飛行，頗思造就為試飛工程師，惜後此與政府航空機關，不知聯絡，未能精進也。

錢問：試飛工程師，以飛行員學工程或工程師學飛行，何者為易？

答：美國海軍部各飛機母艦上之飛機隊工程員，每為飛行員送至敝校或相當學校受工程教育者，可見飛行員受工程教育，亦非難事。

房卡門問：貴國有無資本家，願意投資航空製造工業，如日本三菱公司，製造飛機，頗能獲利，何以貴國無人繼起。

錢答：中國對於軍火工業，俱係國營，飛機製造廠，雖亦有他種辦法者，但主顧全賴政府，資本家患投資不得利益，多有觀望，且中國固不若美國之多資本家也。

房卡門 中國有許多銀行家，當然有相當資本，鄙意中國地大物博，有類美俄，甚宜於民用航空之發展。

錢問：余感民用航空，甚屬重要，尊意以爲何如？

答：世界各國，天賦不同，如中歐各小國，土地狹小，祇有軍用航空，民用不易發達，德國土地雖不大，而能推廣營業航線至國外，以事調劑。如貴國之處境，民航發達，未可限量，可助軍用航空之潛勢力，未可忽視。

錢問：余所知各國航空工業情形，如蘇俄之大規模國營，法國之由民營改國營，英德意之民營由政府督率，美國之自由競爭，環境各有不同。吾國經濟落後，人才缺乏，既不能如美國之自由競爭，任令缺少定貨之廠倒閉，又無俄國之魄力，作大規模之國營製造，再法國更改制度，聞有不少困難，閣下新歷各國，有何高見。

答：僅就技術方面進步着想，則美國之自由競爭，誠屬最佳。例如數年前波因雙發動機轟炸機初出時，波因廠佔技術之先，其後達格拉斯 DC-2 運輸機出，達廠驟加發達，其總工程師 Kindelberger 向達格拉斯廠要求搭股未遂，憤而脫離投入 General Motors，組織北美航空公司，一年來獲得陸軍部不少定貨，有後來居上之勢，達格拉斯君本人，因工潮關係，反將本廠股票售諸銀行家，自己退處每年三萬元廠長職雇員地位。而波因廠又新建風洞，竭力爭先，因競爭之劇烈，故時有進步。蘇俄則國營事業，規模宏大，余所見之轟炸機製造廠，用大量生產鋼鍊運輸制，頗類美國之汽車製造，預計出品，該廠每年當在一千架以上。法國工業改組，似未成功，現仍凌亂，未有大量出品。英德二國，統制各民營工廠辦法，有選定甲廠之機種，強迫乙廠向其購買製造權，大批製造者，如在美國，則乙廠設計機種，不獲選定，勢必毫無定貨，自尋出路。英德辦法，可以救濟乙廠，而乙廠獲利較薄，下次競選，自必加倍努力，以期勝過甲廠，竊意此種辦法，頗爲適中，貴國或可仿行也。

七月十四日於牯嶺

房卡門問：余與華敦德馮桂連諸君，草擬貴國航空研究所計劃，見閣下原擬各項分組，頗爲詳盡，但竊意研究所應大別爲試驗研究兩部，試驗部可多放技術軍佐，無須入學畢業者，其職務爲解決空軍亟須試驗問題，如工廠材料試驗，飛

機性能試驗等，研究部須多有科學家工程師，作較為基本之研究，不識尊意以為何如。

錢昌祚答：閣下代擬研究計劃，至為感荷，至鄙人原計劃，雖明知目前應注意實用之試驗，而不為劃分試驗研究三部者，其故有二：一則在上長官，不明瞭基本研究之需時三四年，或仍未易見效，如見劃分研究部，一二年內無成績表現，必多責難，反不如將各組分配一些基本研究及應用試驗工作，每組每年，多少有一些表面工作，而同時得樹基本研究之根基；再則一般技術軍佐，根抵稍遜者，如限令歸入試驗部，不得加入研究部，必有自非之心，對於研究部心存歧視，而試驗工作，亦未必有良好結果，現擬各組設專員技術員若干人，視程度高下核叙職級，似於人事上較易處理。閣下高見，當轉達主辦人員，於草擬計劃時，詳加考慮採納也。

(待續)

波因新轟炸機

龍節譯

美國陸軍空戰隊之最大最強之近代空戰武器——新四發動機波因(Boeing) XB-15型轟炸機，已於本年六月初在美國西雅圖波因航空器公司(Boeing Aircraft Company)全部造成，並經最後檢查，準備試飛。

此XB-15型轟炸機更大於四發動機之波因YB-17型『飛行堡壘』，並被目為世界載重最大飛機之一。在祕密中進行製造，幾窮三年之力。此機為全金屬流線型單翼機，發動機為1000匹馬力之Pratt & Whitney公司雙Wasp Sr.式者四架。機上有供給駕駛者膳宿之設備，並裝有世界第一之110伏特交流航空電氣系統之設備，其中一發電機由附屬之汽油原動機帶動之。

強斯華特公司(Chance Vought Aircraft)新設計一有特出價值之全金屬低單翼驅透機。此機裝以派萊特公司(Pratt & Whitney) 1-35型雙Wasp Jr.發動機。此機之最高速度為每小時505哩。

因其結構力量之強大，此強斯華特驅透機能以承受極限速度俯衝，並能安全的恢復平飛，在全載荷時試驗，曾以超過每小時400哩之速度俯衝並以地心加速常數之七倍半之加速率恢復平飛。恢復平飛時之高速損失約為2000呎。由俯衝復原時操縱桿所需之力非常輕微。此種特點可予飛行員以安全自信之感覺。

此機在全載荷時可作種種奇技飛行，並可向左或向右作螺旋十轉，而在一轉之內即可復原。

改善飛機性能之途徑

房卡門教授講演
王士偉筆記翻譯

關於飛機一般之性能，自從歐戰以來，莫不有長足之進展。歐戰時代戰鬥機之上昇速度 Rate of Climb，極爲設計者與作戰者所重視，惟近年來漸次次要；蓋因彼時飛機之肉搏戰 Dog Fight 爲重要戰略，孰能居高臨下，卽佔優勢，而近代空軍，趨重於成隊作戰，肉搏之重要性大減，故上昇速度亦不甚重視矣。

近代飛機之設計，大都以平飛速度 Speed in Level Flight 與飛行航程 Range of Flight 最爲重要。二者皆爲新式高速轟炸機之特色，而驅逐偵察等機，亦不得不隨之進步也。商用之載客飛機，亦以速度與航程爲最重要之性能。美國之商業航空，初辦時亦無利可圖；必待達格拉斯之運輸機出 Douglas DC-2 Transport，從紐約至羅安琪得於二十四小時以內到達，然後旅客郵件，始應接不暇，而商用航空，始蒸蒸日上。余（房教授自稱，下仿此）對於達格拉斯機之性能改善，不無貢獻之處，詳細情形，容後分別述之。

改善飛機性能之途徑，門別甚多。如化學或電氣方面之研究，均可促成進步；惟余以時間所限，僅欲在下列四部類之中，略述梗概。（一）氣動力學之部，（二）材料之部，（三）結構方法之部，（四）發動機之部。

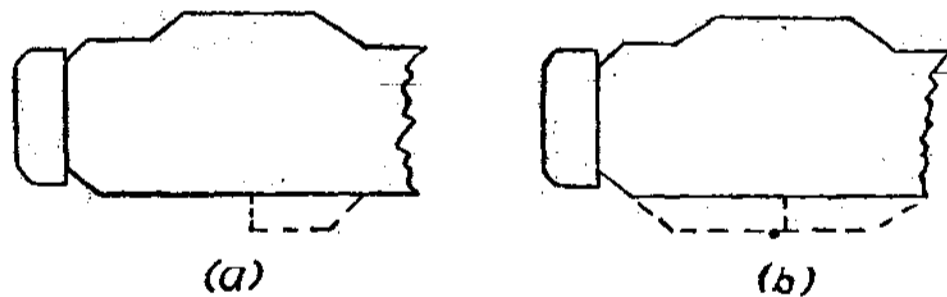
氣動力學之部

利用風洞之設備，以研究改良飛機之性能，已爲世界各國專家所公認之最有效方法。余知南昌方面，正在建築一偉大而效率極高之風洞，其將對於貴國航空事業之前途，作許多重要貢獻，余敢斷言者也。普通一架飛機之上，其機身機翼等所發生之阻力，或可估計而約略得之；然而欲據以爲詳細設計計算之張本，則苟非經過風洞測驗，其結果不可靠也。卽以達格拉斯運輸機爲例，其翼尾與機身接合處之順滑彎板 Fillets，設計艱難，可以想見，歷經數十次之風洞試驗，始成今日之式樣；或謂達機特長優點，卽在此也。吾人試以數年前轟動世界之德國飛船 Do-X 作比，Do-X 所用之螺旋槳效率達 87% 可謂至高，然而其機身等等之設

計，對於順滑方法，太不注意，其結果使純淨之推動效率Propulsive Efficiency僅得61%，殊可惋惜。整個飛機之推動效率，惟於風洞中始可測驗之。又如美軍部十分注意整流罩設計，其優劣之判，亦莫不由風洞測驗之。

航空工業之三期過程

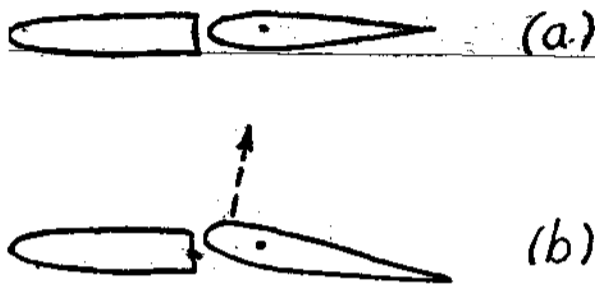
大凡一個國家之航空工業，其進展可分三個時期。第一期為購機時期，飛機與發動機及一切另件，均取給於友邦，昔捷克波蘭等國皆如是。第二期為仿造時期，即購取外邦之圖樣及製造權，自行設廠訓練工人製造，歐美日本諸國均有之。第三期則為自行設計製造。在此三個時期中，氣動力學之研究，風洞之測驗，皆可作實際有效之貢獻。在第一期中，吾人須知，凡友邦之飛機，售到吾國之時，該項飛機至少已有兩年至三年之歷史。以近代航空工業進步之速，兩年三年之中，發明改良，何可勝數，吾人苟假手風洞，則如整流罩之裝置也，起落架之抽藏也，襟翼之添設也，皆可能而有益之改良，貴國諸位專家，當知所以改善現有飛機之性能者矣。即簡易如更換一座發動機之事，亦宜根據風洞之試驗，始可完善無弊。在第二時期，即仿製外邦設計之時，尤宜不憚改進，以期迎頭趕上，而風洞之功效尤大焉。嘗憶某次美國某飛行軍官，曾因後座射擊員之便利，提議將機身之下部改裝凸出之位置，略如第一圖(a)所示者，某工程師則大不以為然，



第一圖 機身阻力之比較

視為阻力太大必致犧牲飛行速度，相持甚久之後，決定暫製模型交由風洞測驗。惟據風洞測驗之結果，如改成第一圖(b)式，則阻力非特不增，反減少焉，故經過風洞試驗後之改良設計，其速度較原型為高，而射擊員之便利，尤為顯著。又

如達格拉斯運輸機初出世時，左右轉彎，每作過度之變向，駕駛者苦之；旋經風洞試驗，始發現其尾舵設計，如第二圖 (a) 所示者，其後半部流線形圖樣，初以



為大有好處者，實則舵角苟一偏轉，如第二圖 (b) 所示，即發生旁向之吸力，使偏轉益劇，而呈極不安定之現象。上述皆顯明之實例，說明凡製造或仿造飛機者，利用風洞可以獲得改善性能之效。至在第三時期，自行設計飛機時，更不可無風洞試驗，無待言矣。

第二圖 尾舵之旁吸力

飛行速度之增加

近年來對於飛機速度之增加，最明顯有效之方法，當為起落架之收藏。其次為各種接縫處之順滑方法 Filleting 之注意。主翼前緣之磨光，尤以埋藏鋸釘頭為重要。至於將來飛機之速度，日日進步，究竟有無底止？余以為聲浪速度每小時約 750 英哩，飛機苟達到聲速之 60% 左右時，阻力系數當陡增，前途困難殊多。故自每小時 450 英哩之飛機，演進而至超聲速之飛機，其間難題尚多，恐非三年五年之期，所可解決者也。至於火箭式推進 Rocket Propulsion 之飛機，從事於此項研究者甚衆，即如名震全球之飛行家林白上校 Col. Lindbergh，亦為熱心贊助之人。然而余以為火箭式飛行，在理論上頗可疑慮，成功之機會，恐不多也。

長距離飛機之設計，其主翼之展弦比 Aspect Ratio，必需甚高。近年來飛行航程日趨重要，已如上述，故一般機翼之展弦亦日大一日。為求展弦比之增大，而使主翼之構造不太笨重，勢需採用尖端式翼面 Tapered wings。然而尖端之翼，常常發生翼端失速 Tip Stalling 之弊。查舊式長方形翼面，失速之時，昇力固亦銳減，但其銳減之發生，始自翼之中部；駕駛員苟發覺較早，尙易改正，因

其主翼仍能維持平衡也。今在尖端式翼面則不然；昇力之銳減，自翼之左端或右端開始，翼展既頗寬大，則苟有一端開始失速而他端尙未失速之時，其所形成之側滾偶力 Rolling Couple，當何如耶！此誠爲目前嚴重之問題，尙待研究而解決者。

隨飛行速度之增加而來者，落地速度之限制也。現已普遍採用之限制方法爲襟翼 Flap，計有裂緣式 Split Flap 與法魯氏式 Fowler Flap 兩種襟翼，（按法魯氏式襟翼之構造，大致與普通之副翼相仿，動作時向後向下移動），俱見功效。運用襟翼時須注意者，即每當襟翼展開之時，主翼之壓力中心 Center of Pressure，不免向後移動。壓力後移之結果，易使機頭下俯，偶一不慎，顛覆可虞。因此之故，新式飛機漸已採用三輪式落地架矣。其第三個輪，裝於機頭之下，所以防止顛覆也。

材料之部

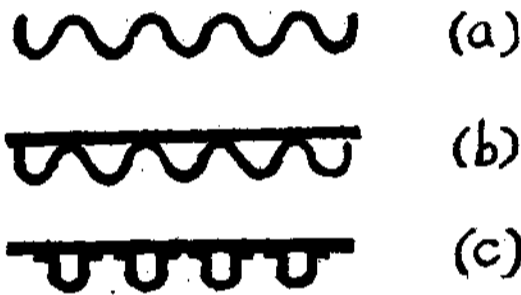
美國爲天富之邦，其材料供給，不成問題；在歐洲則不然。英德二國，尤華於新的材料之探究。英人對於膠質 Plastic 材料之試驗，甚有成績。三拼板 Plywood 之中間一層，墊以較軟之木料，使易減消震力，亦屬頗有價值。余以爲木材構造，仍有不少前途，未可視爲陳舊無用之計。貴國重工業基礎未固，金屬原料之供給匪易，尤宜於木材方面致力。余意如教練飛機，各國均注意此項，力求使造價低廉，貴國宜設法自製，以100—200匹馬力之發動機與三拼板製造之低單翼最新式樣設計，大約造價可在美金二千元至三千元之間也。

新的金屬，最足引人注意者爲鎂 Magnesium 之合金。鎂合金之防銹問題，大致業已解決；發動機之機匣及其他翻砂鑄件，都有採用者。螺旋槳採用鎂合金製造，自爲勢所必趨，惟鎂合金性質頗脆 Brittle，又使人不無顧慮耳。較鎂又新之輕金屬爲“鈹”，Beryllium 似有優點甚多，惟其價格過昂，約千倍於鋁。最近聞已跌價十倍，但仍屬太貴。

鋁合金之使用，業已極爲普遍。將來之趨勢，似將不用鉛釘，而以電點接焊 Spot welding 代替鉛釘。

結構方法之部

今日飛機之結構，要可分為兩大方式。其一即架子式構造 Truss Construction, 其二即表皮應力式構造 Stressed-skin Construction 也。孰優孰劣，言人人殊；據余所知者，則設計同一飛機，架子式與表皮式之重量可以無分軒輊，惟表皮式構造在同樣載重之下其變形 Deflection 可以較小耳。表皮應力式構造之日漸風行，亦係不可掩飾之事實。初出世時，表皮之外形為波紋狀態，如福特機及舊式容克斯機皆然，見第三圖 (a)。嗣後為減少飛行阻力計，求表皮之滑順，演進



至第三圖 (b) 式；更為減輕重量計，演進至現時常用之 (c) 式及相似式樣。全金屬表皮應力式構造，需用機器設備至多，其中如重壓力機，如機器鐵鏈，均價值昂貴而消耗馬力亦甚多。苟不能從事大量生產，則此種設備每致得不償失。較為價廉之設備，為抽製機器 Drawing Press, 用者甚多。

第三圖
表皮應力式構造之演進

英人發明之全金屬經緯式構造 Geodetic Construction 據云可減省重量20%。其法不用縱橫之骨幹，而使支持各種外力的重要材料，隨着應力幹線 Lines of Principal stresses 的方向排列，結果形成如同地球上經緯線的結構。

發動機之部

發動機的馬力，日趨強大，這種趨勢，似乎尙無止境。美國人對於液冷式發動機，不甚注意；但歐洲各國，仍頗努力，余意將來大馬力之發動機，恐終須趨向於液體冷卻。航空發動機之馬力增大，與增壓器之設計自然甚有關係，高空飛行時尤甚。

高空飛行之最終目的，是同溫層飛行。同溫層的好處甚多，軍事上可使敵人無法在地面見到，駕駛時可不受地面氣候如風雨雪霧的限制；或謂其惟一缺點在

於呼吸需帶養氣設備，其實在歐洲現時之飛行，如超越阿爾卑斯山脈時，呼吸已感困難，養氣之供給，吾人現時即宜計及之。今試略談同溫層的幾個問題：如機身之設計，宜使密封不透空氣，即將機身內部，維持地面壓力之空氣，並供給乘客所需要之新鮮養氣。惟到高空時，外面氣壓低，裡面氣壓高，其作用有如蒸汽之鍋爐，故高空飛機之機身，其各段橫切面應為圓形以受內壓力，其縱剖面應近為流線形，以增速度。為同溫層飛行用之發動機，其增壓器勢不能沿用齒輪傳動。蓋因齒輪式增壓器之效率，如高度超過四千米達時，即逐漸下降。由此以上，似非採用法人拉都氏所發明之排氣透平 Exhaust Gas Turbine 不可。（按排氣透平之動作，即以汽缸內爆發完畢後之氣體，從排氣管洩出，經過透平式之槳葉，而轉動一輪軸。）排氣透平現今之困難，係在材料方面，材料每被燒壞，故尋求能耐高熱度之材料，與夫改良此項透平之冷卻裝置，當為同溫層發動機之先決問題矣。至於增壓器本身之設計，為應同溫層飛行之用者，余意至少須經過兩程壓縮 Two stage Compression, 而經過壓縮後空氣之冷卻，亦須計及者也。

狄色爾發動機，在德國俄國，俱有長足之進步。凡汽油產量不豐之國家，均應注意此項發展。

法國伊士班努 Hispano Suiza 公司，近作一種水冷器之試驗，余視為頗新奇者，特為諸君介紹之。其法使空氣經過一整流罩之內，滿儲熱水之冷卻片亦排列在此項整流罩之中段，空氣自前而後經過冷卻片，自然發熱而膨脹，膨脹而仍受整流罩後段之限制，則壓力陡增。此項高壓力之空氣向後排洩，遂形成類似火箭之作用，向整流罩與其內部之冷卻片發生前推之力量。此項前推力量，自不甚強大，然而苟其足以抵消冷卻片與整流罩在空中之阻力，則其設計之巧妙，與夫影響之重大，當超過美國航空顧問委員會之氣冷機整流罩 NACA Cowl 也無疑。

結尾語

最後余盼望貴國諸位專門學者，繼續努力，作航空技術之研究。航空事業，發軔未久，前途大可以有為；切勿以為君等現已落後，急起直追，時猶未晚也。諸位大都年事尚輕，余亦素知貴國青年之聰明善學。予以設備，予以教育，貴國航空學術之前途，定無限量！

航空發動機上之數種測驗法

黃燮堃

- | |
|-------------------------------------|
| (1) 活塞及汽缸溫度之測驗 |
| a 使用熱電偶法——b 融點觀察法 |
| (2) 汽缸燃燒室容積之測驗 |
| a 直接的方法——b 加壓測驗法——c 間接的方法——d 混合汽分析法 |
| (3) 燃料及滑油消耗量之測驗 |
| a 燃料消耗量之測驗——b 滑油消耗量之測驗 |
| (4) 發動機馬力之測驗 |
| a 水涼式發動機之測驗——b 氣涼式發動機之測驗 |
| (5) 燃料之爆擊之測驗 |
| a 聽音法——b 躍衝針法 |
| (6) 燃料奧丁值之測定方法 |

欲謀航空發動機之改進，固不能不賴乎發動機上之各種研究與測驗，而吾人欲深切明瞭發動機各部份之構造與性能，對於發動機之各種測驗，亦應有相當之了解。如吾人輒遇見許多名詞或單位，明知其然，但不知其所以然，此即因吾人缺乏此項常識故也。

航空發動機上之測驗，種類繁多，但本文僅就數種普通而重要者詳述之，以期得到一個基礎。

(1) 活塞及汽缸溫度之測驗

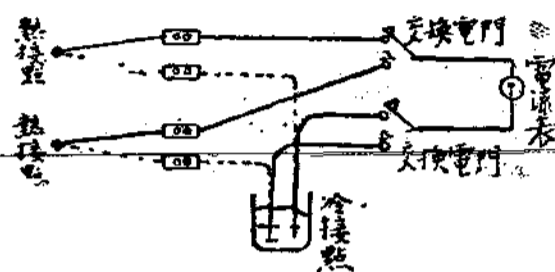
a. 使用熱電偶(Thermo electric couple)法

活塞，汽缸壁等溫度之測驗時，使用熱電偶者，可為最多，而各種熱電偶之使用溫度範圍與溫度係數，概如第一表所示。

第一表 各種熱電偶

熱電偶	溫度係數	溫度範圍 C°
Pt.—Pt Rh.(10%)	$4.3+0.0038 t$	0—1300
Pt.—Pt.Ir (10%)	$11.3+0.0104 t$	0—1000
Pt.—Ni.	$7.3+0.1325 t$	300—1300
Cu.—Ni.	$244.0+0.016 t$	0—325
Cu.—Constantan	$42.3+0.058 t$	0—320

熱電偶之配線法，略如第一圖。活塞或汽缸之溫度，即由電流表檢出，而如圖所示使用交換電閘時，以一電流表則可測驗數個場所之溫度，惟在此種情形，各熱電偶之電阻，務宜一樣。



第一圖

在高溫之測驗，冷接點若不能為零度時，可將之移置室內，利用室溫而行補正。熱接點(即連接於測驗部份之點)

之固接，如能以電氣點鎔接，為最合於理想，但以電弧鎔接，亦無大礙。

$\text{Cu}_2\text{-Constantan}$ 之熱電偶，因係使用於低溫測驗，其熱接點可用銀鑲銲接。

測驗急速變化之溫度時，熱電偶之熱容量，必要較小，故普通多採用 $\text{Cu}_2\text{-Co}$ 之熱電偶以測驗之，但在此種測驗，如溫度變化之振動數為 600 Cycle/min 及振幅由 100' 至 1400°C 間，其所用金屬線之直徑，須在 0.05 公厘以下，且普通之微電流表 (milli-voltmeter) 若因慣性過大而不能應用時，須改用弦線電流表 (String galvaometer) 代之。

b. 融點觀察法

有時，因活塞及汽缸壁之溫度甚高，於測驗點不能設置熱電偶，或因熱電偶導線之配置，感受困難，乃使用此法。

在測驗之先，預將一已知融點之金屬片裝置於測驗點，測驗開始經相當時間後，檢查該金屬片之融解狀態如何，由其融解狀態以察知測驗點之溫度。依此法，並能判斷測驗點之溫度範圍，但不如使用熱電偶時之正確，惟欲知大概之溫度時，則至為簡便。

(2) 汽缸燃燒室容積之測驗

a. 直接的方法

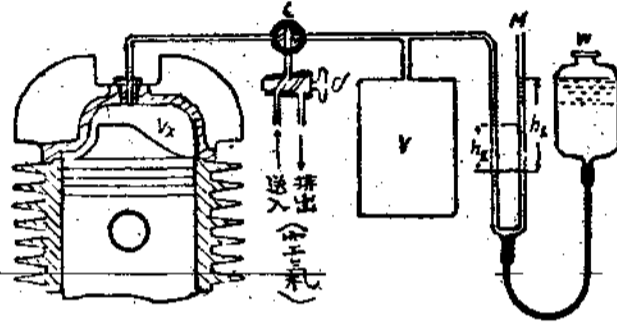
此法最為簡單，先取一種油類(汽油或滑油等)灌入於汽缸燃燒室內，使各部份均有流到，而後將油盛於計量玻璃器 (Meter-glass) 內，測驗其流入量乃可。但此法僅適宜於半球形或圓錐形汽缸頭之簡單燃燒室，若形狀複雜時，室內頗難

免有氣泡(Air-Pocket)之發生，故不易準確，且欲驅除此等氣泡，殊費功夫，尤其於不能隨意搖動之大型機械，更感不便。

b. 加壓測驗法

此法略如第二圖所示，即由空氣壓力之變化，以既知容積而測驗未知容積之方法。

圖中 V_x 為被測驗之燃燒室容積， V 為既知容積。此兩容積以玻璃管使之相聯，而其間設置一活嘴 C 。 V 容積之壓力，由壓力計 M 而測定，且以水筒 W 之調整，可使壓力計之水



第二圖

面位置常保持一定。測驗方法，先操動 C 及 C' ，使 V_x 內保持與外面大氣同等壓力，而僅增加壓力於 V 內。而後將活嘴 C 旋轉，使 V_x 與 V 相通。 V 之壓力最初為 h_1 (水銀柱 200 mm; 左右)， V_x 與 V 相通後，因兩容積之壓力平均， h_1 遂變為壓力 h_2 。但在此操動前後，兩容積及連接管內之空氣量，須絕無增減。今依熱力學上之基本公式： $PV = MRT$ ，並假定溫度 T 為一定時，則得次式

$$V_x = V \frac{P_1 - P_2}{P_2 - P_a} \quad (1)$$

此處 $P_a = V_x$ 內之空氣壓力， $P_1 =$ 最初 V 內之空氣壓力， $P_2 =$ 平均後 V_x 及 V 內之空氣壓力。故結果：

$$V_x = V \frac{\{P_a + h_1 - (P_a + h_2)\}}{P_a + h_2 - P_a} = V \frac{(h_1 - h_2)}{h_2} \quad (2)$$

依(2)式，可知由操作前後之壓力差，即能求出燃燒室之容積 V_x 。

然以嚴格言之，溫度 T 因 V_x 容積之受壓縮及 V 容積之膨脹，不能視作一定，惟此種影響甚微，故實際上可以忽略之也。

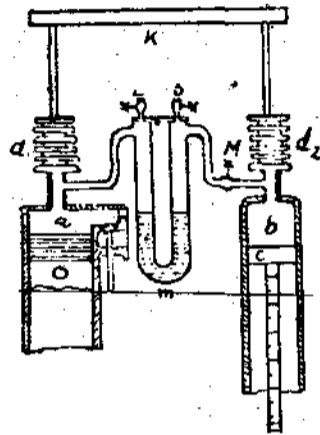
又此方法之使用時，因加於 V_x 之壓力，須約有水銀柱 100mm，故對於燃燒

室之空氣洩漏，非特別注意不可，且 V_x ， V 兩者之溫度，在可能內亦宜保持一樣。

(C)間接的方法

此為美國斯巴羅氏(S.W.Sparrow)於N.A.C.A報告中所述之方法。第三圖

即此法之略圖， a 為被測驗之汽缸燃燒室容積， b 為既知容積， d_1 及 d_2 為加壓唧筒， c 為加減 b 容積之活塞。若由 d_1 及 d_2 唧筒加以相等壓力於 a 及 b 容積時， a ， b 內兩壓力之差，得於壓力計 m 檢出。又 b 之容積若干，得由 c 之刻度讀出。



第三圖

測驗開始，即操節活塞 c 以加減 b 容積使壓力計 m 上之壓力差等於零度。當 m 之壓力差為零時，則 a ， b 兩容積之值為相等。由此讀 c 之刻度，故 a 之容積亦能得知也。

在此項測驗時，須特別注意者，則為 a 容積之洩漏，故測驗之先，必須作一番檢查。倘發現燃燒室內有洩漏部份，可利用活瓣 M 作同樣程度之洩漏以補正之。

(b)混合汽分析法

此法與前數法不同，對於被測驗容積無加與壓力之必要，而既知容積與未知容積之間，亦不發生關係。

第四圖所示者，即為此方法之一例。圖中 A 為空氣之送入清淨裝置， G 為混合汽分析器， C 為 CO_2 發生器，(8)(9)(11)(12)為容器。但(11)容器之容積 V_0 ，須有正確之測定。

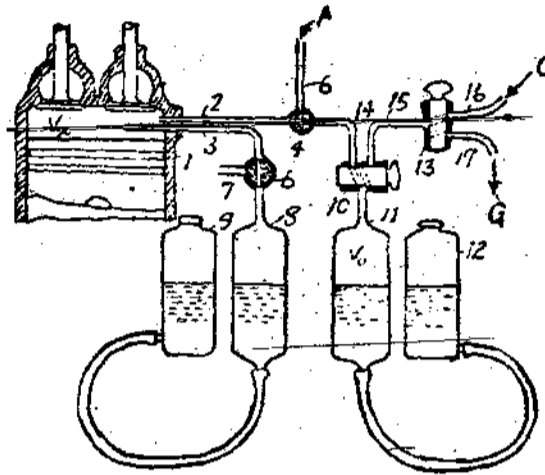
測驗前，將(2)(3)玻璃管之管端，附以橡皮栓，插入於燃燒室之發火塞座，以使燃燒室完全封閉。由是從 A 裝置向 V_x 送入清淨空氣，而將(8)容器之空氣用水力壓出，同時由 C 器使(11)容器充滿 CO_2 。但此時 V_x 與 V_0 內之壓力及溫度，必須相等。而後將 CO_2 徐徐導入於 V_x ，並以同流入量之混合汽充入容器(8)。

今於(11)容器之 CO_2 既已押出，於此即將(8)容器之混合汽反向(11)送入，

送入後再由(11)押回(8)內，如此反復操作，俟得到完全均勻之混合汽爲止。最後使混合汽採集於G器而施行分析，並判定混合汽中之空氣與CO₂元比r。由此從次式求出V_x之值。

$$V_x = V_0 \times r$$

V₀ 容積與r既已知悉，故V_x便能求出矣。此種測驗裝置之精度頗高，若留意測驗時，其誤差可在0.1%以內。又CO₂與空氣混合之操作，通常往復三次，殆能得到完全之混合汽也。



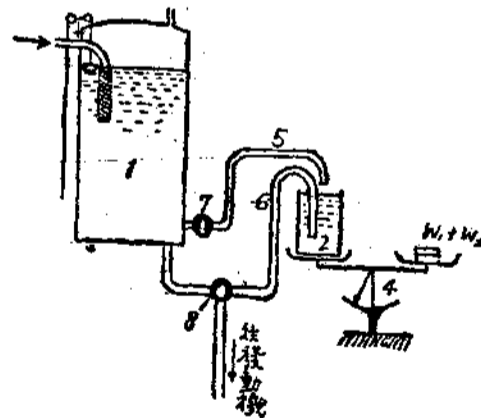
第四圖

(3) 燃料及滑油消耗量之測驗

a. 燃料消耗量之測驗

燃料消耗量之測驗方法，最廣用者，爲以秒單位而計算一定重量燃料之消耗所需要時間之方法。其裝置略如第五圖所示。燃料由大燃料箱(1)經三路活嘴，(8)直接供給發動機，另一方面由管(5)流入於天秤一端上之小燃料箱(2)。

在測驗之先，使小燃料箱(2)滿盛燃料，而其重量稍超過天秤他端上之W₁與W₂ = 重錘之重量。至測驗開始，即將活嘴(7)關閉，而旋動三路活嘴(8)使燃料由(2)直達發動機，以供應用。



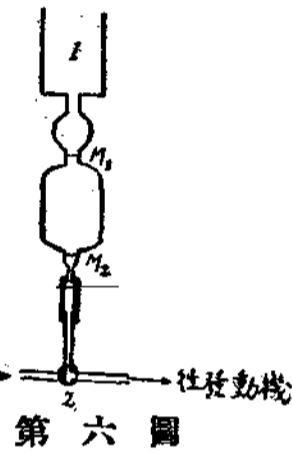
第五圖

開機後(2)之燃料逐漸消耗，遂使天秤由平衡狀態而漸傾向於有重錘之一端垂下，其瞬間即開始計算時間(以秒爲單位)。稍頃，將重錘W₁除去，因燃料箱之一端較重於W₂，故又隨即傾下，由此繼續計算時間，俟天秤達到平衡之點而後停止。如此，根據消耗W₁重量之燃料所需要時間之多少，便可算出單位時間之燃料消耗量。

其次，尚有以秒單位而計算某一定容量燃料之消耗所需要時間之方法。其概要如第六圖所示。燃料由燃料箱流入於(1)，最初油面使在印線 M_1 以上。後將三路活嘴(2)開通，油面漸漸下降，達至 M_1 時即開始計算時間，而迄 M_2 印線時停止。 M_1M_2 間之容積，因為已知之數，故單位時間之消耗量，一算便得。

燃料消耗量之表示方法，有使用重量單位者，有使用容量單位者。依前法測驗之結果，即使用重量單位，依後法測驗之結果，使用容量單位。

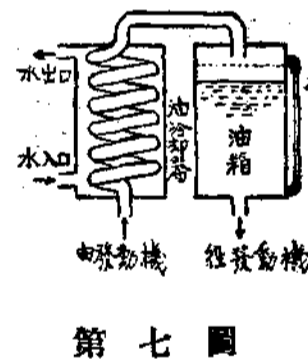
又以上三法之測驗時間，因由數秒而至數分，且消耗量為此時間之平均數，故測驗時，對於發動機之運轉狀態，務宜保持一定。



b. 滑油消耗量之測驗

滑油消耗量之測驗方法，普通略如第七圖所示。但發動機若為濕式潤滑法時，可直接利用機匣測驗之。

在發動機一定之運轉狀態下，將測驗油面作一印痕如圖之(1)，同時開始計算時間。經相當之長時間運轉後，停止計算時間，隨即添加新油而使油面達於原來(1)之油面。於是，所添加之油量即滑油在此測驗時間內之消耗量。若以測驗時間除之，則得單位時間之消耗量，再以發動機之馬力除之，則得每單位時間每馬力之消耗量。



在測驗時應留意事項，為滑油出入口之溫度。此在可能內須保持一樣。蓋滑油之消耗量，因發動機摩擦狀態及溫度之變化頗受影響故也。

(4) 發動機馬力之測驗

馬力測驗之裝置，有水動力計，電氣動力計，平衡運轉架，風車制動器，埃華斯(Aivaz)運轉架等數種。但最適宜於航空發動機馬力之測驗，為平衡運轉架及埃華斯運轉架兩種，而因螺旋槳(或制動器)之氣流關係，前者多用於水涼式發

動機，後者多用於氣涼式發動機。茲再分述如次：

a. 平衡運轉架

此種運轉架之構造，略如第八圖所示。測驗之發動機，置於架之支框上，而其主軸端裝有螺旋槳或有同樣作用之制動器。支框能繞與發動機主軸平行之水平軸O旋轉，且為減少摩擦計，其兩端均以滾珠軸承承托。又其繞動之範圍為A、B兩點所限制。

當發動機將螺旋槳(或制動器)轉動時，發動機自身有向相反方向而以同等扭力率旋轉之傾向，但依滑動於水平臂上(此臂固定於支框)之重錘Q，得能與此扭力保持平衡。於此，由Q之重量(kg)及距離L(m)可求出發動機之扭力T。即

$$T = Q \times L \text{ kg.-m}$$

今若假定每分轉動數為N，則發動機之馬力得由次式算出。

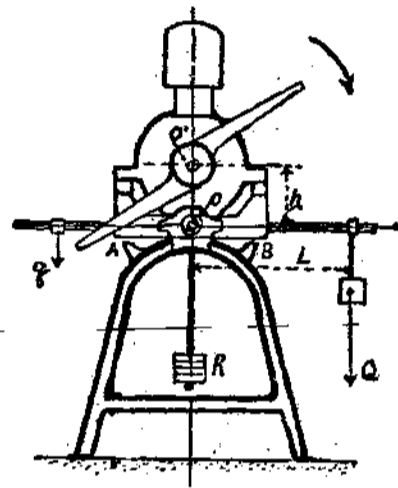
$$\text{H.P.} = \frac{2\pi QLN}{75 \times 60} \text{ 或 } \frac{QLN}{716.2} \quad (\text{公尺制馬力})$$

在此測驗裝置，為獲得正確之結果起見，發動機及支框等繞動部份之重心，務使能在垂直面上通過水平軸O，故在Q之反對側置有一平衡配重Q及在O之下面附吊數層重錘R，必要時變更其位置及重量，以修正重心之通過線。

又測驗之發動機，若為減速式時，測驗得之扭力須再除以減速比，其商而後為發動機之實際扭力也。

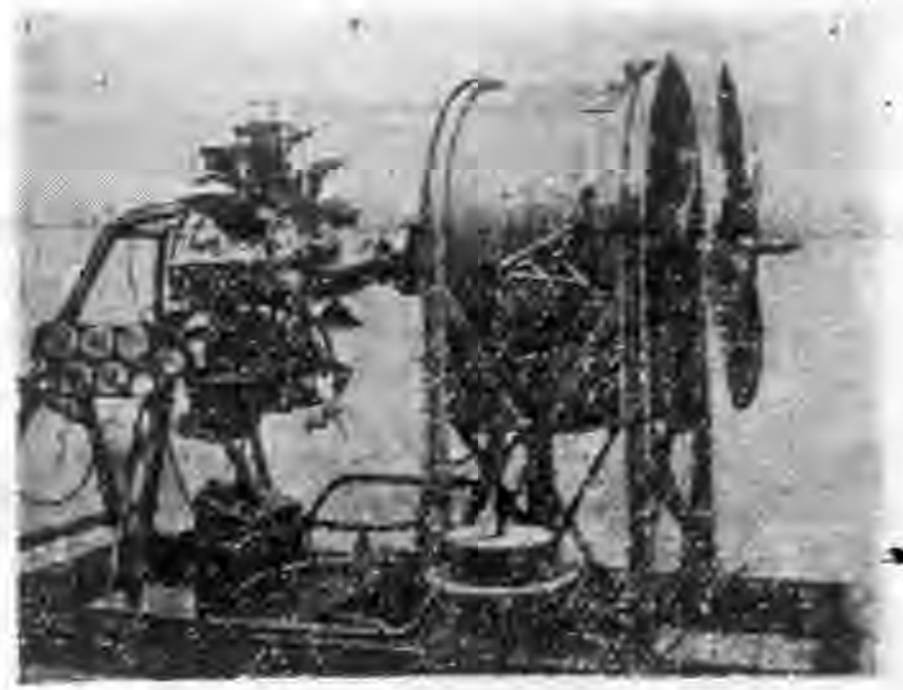
b. 埃華斯(Aivaz)運轉架

氣涼式發動機馬力之測驗，如使用平衡運轉架時，當螺旋槳之氣流使汽缸受涼却之際，同時須按照平衡臂之長短及重錘重量之多少而計算其扭力。如此求出之馬力，不甚正確。一方因發動機之馬力隨汽缸涼却狀態之變化而有差異，且扭力之測計方法不能簡單時，亦能使測驗得之馬力，發生誤差。為補救此項缺點，

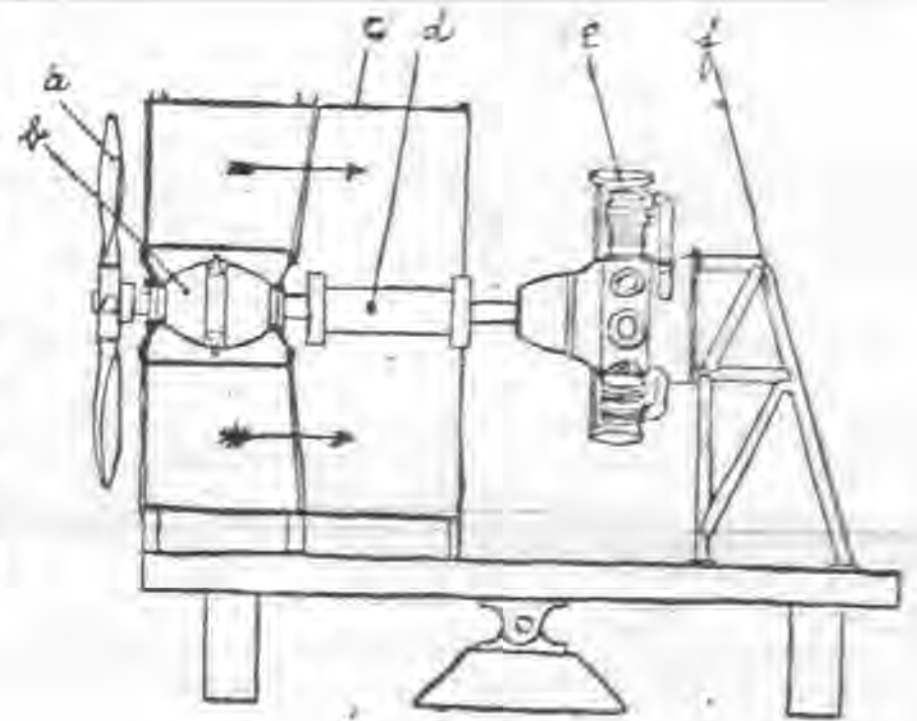


第八圖

普通多採用埃華斯運轉架。此種運轉架之螺旋槳所生之漩渦氣流，先經導風板改正而後向汽缸涼却，而發動機之扭力可直接由扭力測驗裝置測驗而得。如第九圖所示者，即為其外形，第十圖者，為其構造內容。於第十圖，a 為螺旋槳，其螺距在靜止時得能變更。b 為扭力測計裝置，其內部構造略如第十一圖，軸(1)與發動機之主軸連結，經傘形齒輪(5)(4)(7)等之傳動將動力傳帶於軸(2)。此(2)軸與螺旋槳相連繫。又齒輪(4)乃旋轉於軸(3)之上，因軸(3)固定於外框(6)，故發動機之扭力傳至此框上。由第九圖所示，框(6)之外側固接有一平衡臂而吊以重錘。測驗時依此平衡錘之重量，則如天秤方法，立可測知扭力之多寡。

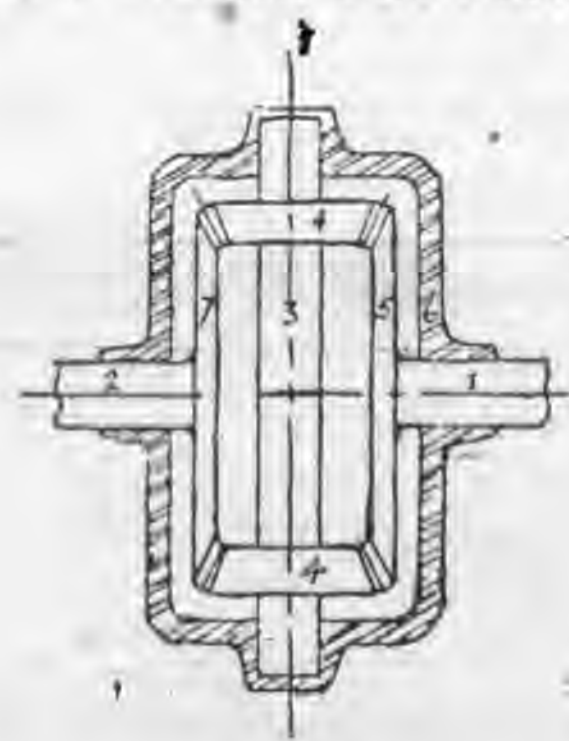


第九圖



第十圖

在此種裝置，螺旋槳之後流，不觸着外框，但稍有擊於平衡臂。外框之後面設有固定導風板，以改正渦動氣流。在導風板內之氣流，對於扭力之測驗，無甚影響，但衝擊於平衡臂者，則能使測驗得之扭力，比實際之值有些微低下。又扭力測計裝置內之傳動齒輪效率，因構造關係稍有低減，普通為0.95-0.97左右。



第十一圖

(5) 燃料之爆擊(Knocking)之測驗

發動機之壓縮比增大時，發生之馬力增大，所需之每馬力燃料消耗量反而減少，故近時航空發動機之壓縮比，有漸次增大之傾向。從前之發動機只在5至5.5之間，近來6以上者頗多。特別競賽用者，甚有8至10之概。但壓縮比之增大，有其最

高之效用界限，如在此界限以上，燃料熱效率之增加率變小，而至使碳酸氣起離解，所謂爆擊現象便隨之發生，遺害非小。

· 今例如有一可變壓縮比之汽油發動機，在運轉之初，壓縮比四，其工作狀態為順調，如壓縮比增至五，則生出一種特別叩音，更繼續增大，叩音漸強，漸成爲全部震動，出力減低，涼却水溫度上昇，終至發生過熱而不能轉動。此種現象即謂之爆擊，在英文上稱Knocking或Detonation。

爆擊之測驗法，種類頗多，但因篇幅關係在此僅選述一二。

a. 聽音法

此法是由耳聽取發動機內之特殊聲音而測驗爆擊之發生者，蓋當可變壓縮比發動機(專供試驗之發動機)之壓縮比漸次增大時，常有如下之叩音順序生起：

1. 間斷微小叩音。
2. 連續微小叩音。
3. 間斷較強叩音。
4. 連續較強叩音。
5. 間斷強烈叩音。
6. 連續強烈叩音。

普通如聽取最初之微小叩音不能清哲時，可移至次之較強叩音。

由此種測驗，可以確定某燃料之效用程度，即在聽取叩音時，同時記錄其瞬間之壓縮比，並附其名曰界限壓縮比，而後按此界限壓縮比以定某燃料壓縮比之堪受程度，即某燃料只得在本界限壓縮比以下可以使用，倘過之，則將生起爆擊現象。但記錄壓縮比時之叩音，有取最初微小時者，有取較強初起時者。依作者之過去經驗，以前者所得結果常不一致，以後者較爲優良。

然此法有下列之缺點：

1. 不同測驗者，會發生差異。
2. 測驗者非練熟時，難分明音響。
3. 各種不同燃料發出之叩音互異，不易測覺。

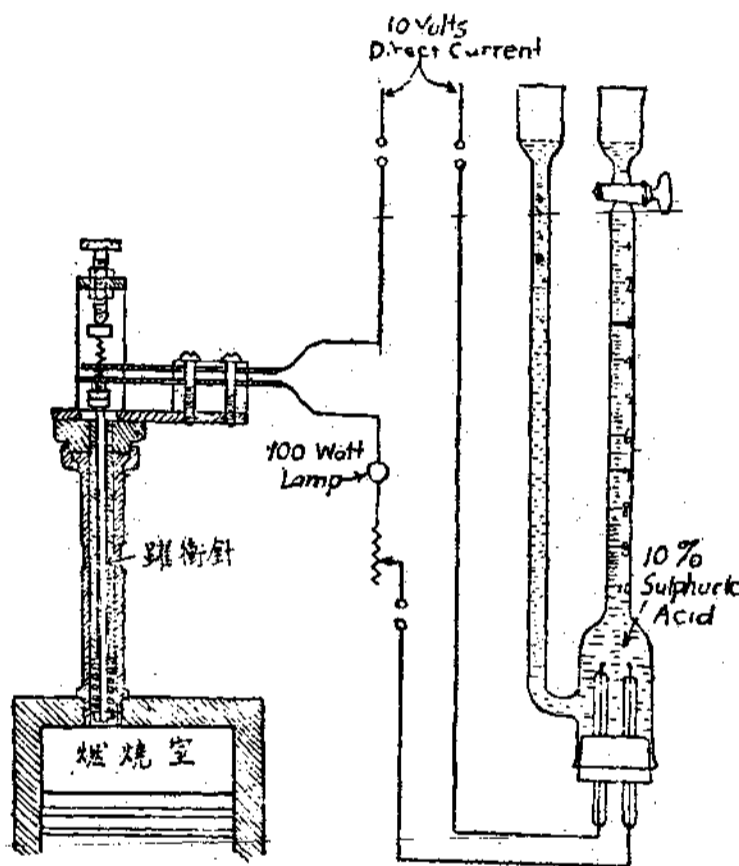
4. 高壓縮比時之叩音較低壓縮比時者聽取更難，故壓縮比愈高，測定值之差誤，會成爲愈大。

b. 躍衝針(Bouncing Pin)法

此乃利用爆擊發生時之爆擊壓之一種方法。由Dickinson 博士始創，其後經Midgley及Boyd兩氏改良，至現在使用者甚廣。其原理如第十二圖所示，躍衝針隨爆擊壓之發生程度，

自由躍衝。如電流回路中之間隙被壓至最小時，電流則能通過(爆擊未生起時，電流不能通過，因此間隙可以視測驗之需要如何而調整)

。如此依回路中之微電流表及水電解器上所生之汽量如何而定爆擊之程度或燃料所堪受之壓縮比。例如依假定爆擊所生起時之微電流表所示爲80-90而調整其間隙，試驗燃料時當微電流表指示80-90之際，即讀其壓縮比



第十二圖

。此壓縮比便爲某燃料所能耐受之最高程度者也。

此法又有與聽音法併用者，即先開聽音法將最高有效壓縮比大概確定，再用躍衝針法取另一最高有效壓縮比相近之標準燃料試驗，而後比較兩者所得之結果。

普通燃料之奧丁值(Octane Value)便由此等測驗而確定者。在此處且將其確定方法附帶說說，以爲本文之結尾。

使用奧丁值而表示燃料之安定值(Anti-knock Value)者，初爲Edgar氏所

提倡，後經美國石油技術委員會(Sub-Committee of Institution of Petroleum Technologist)採用，更由燃料共同研究會(Co-operative Fuel Committee)選製一標準測驗機，以制定奧丁值之測驗方法。該委員會簡稱為C.F.R.委員會，其標準機及奧丁值稱C.F.R.燃料試驗機及A.S.T.N.奧丁值。

其方法：取Iso octane (C_8H_{18})及Heptane(C_7H_{16})兩燃料為標準燃料，假定前者之奧丁值為100，後者之奧丁值為0。當某燃料就上述爆擊測驗而確定安定值(或曰最高有效壓縮比)後，即將此兩標準燃料使成整數百分比相混合(例如Iso octane為65%，Heptane為35%)，在同樣運轉條件，置於測驗，依情形逐次調節其混合比，使得到與某燃料之安定值完全相等為止而後察算 Iso-octane之百分比(容量)若干。此百分比即某燃料之奧丁值矣。

至於測驗時之測驗機運轉條件，普通以面所列為標準。

測驗機速度	每分900旋轉
涼却水溫度	攝氏96-102度
涼却液	蒸溜水，雨水，但高溫涼却時則為 Ethylene glycol
滑油	S.A.E.NO.30
滑油壓力	每平時25-30磅
點火提前	在壓縮比五時 26度 在壓縮比六時 22度 在壓縮比七時 16度
點火塞	Champion Spark Plug Co.No.80 間隙0.025吋
汽門縫隙	進汽門 0.003吋 排汽門 0.01吋
汽喉門開度	90度(全開)
汽化器之調節	能使爆擊達至最強烈之空氣吸入栓之調節。
混合汽之溫度	攝氏150度
離衝針接觸子間隙	0.003-0.005吋。

(完)

美國航空顧問委員會一年來研究報告

李登梅譯

美國航空顧問委員會 (N.A.C.A.) 一年來研究飛機改良之結果，已於五月中旬發表。其最重要之收穫即為飛機阻力之減小，及氣動效率 (Aerodynamic efficiency) 之增進。在 Langley Field 實驗館風速每小時 150 哩之風洞中，一年來之研究，已得到充分記錄，足以預定將來飛機之性能，經濟之動作性質，及高大之效率等等。

整流罩頭部開縫

風洞試驗已確定無論減小飛機任何部份之阻力，其影響於飛機速度，未有如整流罩之重要者。為適合較大馬力之發動機，及速度超過此後數年內可能之飛機速度之用，乃設計一新整流罩。此新整流罩之設計及製造實為一長時間之困難事業，然許多風洞及實際飛行之試驗已證明其無疑之優良價值。

新罩為頭部開縫式 (Nose slot type) 其與舊式整流罩之不同點在舊式整流罩中，空氣涼却發動機復向後沿側緣流出，而新式者空氣向前流出。舊式整流罩在飛機速度低時涼却不足，而在高速度時，則涼却過多。新式整流罩備有一新設計之阻板系 (System of baffling) 可消滅此種缺點。散熱試驗表明此阻板系之效率較舊式增加一倍。

過去數年星形氣涼發動機之能力由 400 馬力增至 1500 馬力。發動機動力出量 (Power output) 之增加，乃受氣缸散熱能力所限制。氣缸散熱能力之需要增加，可表明新罩發明之重要，問題集中於設計一高效率之整流罩，且成為飛機之一部分，而不破壞全飛機之氣動效率者。整流罩對於氣涼式發動機之重要，實如水涼式之水套。現在有三具此種新式整流罩已作成，其設計之完滿及機件之簡單，已在美國海軍戰鬥機上表明矣。

阻力之減小

飛機機體構件所生之阻力，在高速度風洞內加以試驗。結果表明接縫 (Lap) ，鑲釘，及其他零件之阻力甚居重要地位。雖小至主翼前緣之一細絲，其阻力亦頗可觀。洗磨如稍為粗劣，例如用油漆及油砂粉之混合物塗於翼面上，在 225 哩時速時，所費馬力亦將不貲。新式十噸大飛機，翼面積 1000 平方呎，若翼上用磨光接縫及埋頭鑲釘 (Round laps and flush rivets) ，在高速度時，可節省至 200 匹馬力。新式航線上，飛機在每站停止時，須立即將翼洗淨及磨光，亦經濟之道也。

起飛用彈射設備

現代飛機趨向於翼面載荷之增大。航空站當局，遂須設法縮短其所需之起飛距離。

假使翼面載荷大至每平方呎 35 磅，動力載荷每馬力 10 磅，速度每小時 250 哩，不用變矩螺旋槳時，則須有 4000 呎之起飛距離。如用等速變矩螺旋槳可減少至 2100 呎。加用一襟翼 (flap) 及其他增加上昇力之設備，可再減至 1800 呎。惟此距離一般尚認為過大，遂不得不趨於考慮彈射機 (Catapults) 之應用。委員會所擬用之彈射機，將能發最大加速度達至平常地心吸力之加速度之一半。此彈射機與其他設備合用，可將起飛距離再減至 1150 呎。

例如一飛機大小如新型 DC-4 達格拉斯機 (此機之詳細構造及性能曾載本刊第二期) ，翼面載荷為 30 磅，重 60,000 磅，則須用一能發 15,000 磅推力，(Thrust) 之彈射機，以使其能在 1150 呎距離內起飛。設此推力由一電動機供給，則須用 3250 匹馬力之電動機。此種電動機之價格，當亦可觀矣——此彈射機須設於航空站中心之一地穴中，並須能旋轉，以便可在各方面動作以取得風向之利益。如將能力 (energy) 預先貯藏於一飛輪中，並約予以五分鐘之時間使飛輪達至所需之速度，吾人可僅用一不過分重大之飛輪，及相當低馬力之電動機，即得到 15,000 磅之推力。

飛機失速之消除

增加翼面載荷之問題，同時引起須有精密設備以展延在翼構造上之失速力矩 (Stalling moment) 已經試驗數種變更翼曲面之方法，以定一可用以建立安全方程式之常因素。最近委員會已發明一稱為失速調節襟翼 (Stall control flaps)，以消滅一切突然無預兆即發生而且不能操縱之失速。

此方法已在一可變密度之風洞內試驗，模型之上昇曲線 (Lift curve)，在失速近最大衝角後，即行變平，表示一足夠之警告使駕駛員安定其飛機。

兩種新式儀器

委員會本年工作結果，已造成二新儀器而試用之。一為像潛望儀 (Periscope) 之器具，使水上飛機之駕駛員用以確定起飛情況所需之俯仰角 (Trim)。一名為 V-G 記錄器，以精確測量飛行時所過之垂直疾風 (Gust)。此儀器已在多數大飛機內應用，現在往來平洋之飛剪號飛機亦在內。委員會宣告已有 160 架此種儀器在各種不同型式之海陸飛機上應用。經數千次記錄之結果，表明平均上下疾風之速度約為每秒 30 呎。

此數字對於飛機設計者甚為重要，如速度，推力，載重等飛機設計因素已知後，即可從平均上下疾風速度之記錄以定構造上應用之安全係數。

(註一) 彈射機 (Catapult) 本為航空母艦上使飛機起飛之設備，將飛機置於小車上，小車之加速度極快，此種初速 (空速) 乃傳至飛機，因而起飛空中。

(註二) 本篇譯自紐約時報。

求戰之野心不可有，
應戰之決心不可無，
武裝起來維持和平。

容克斯久摩 (Junkers Jumo) 航空重油發動機

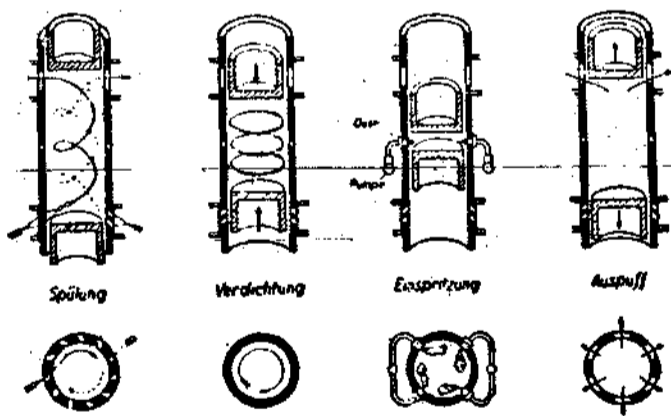
李選豐譯

1. 緒言

自1920年起，世界各國競相着手研究及試造航空用重油發動機，迄至今日幾有20年之歷史，其間所製成者雖有相當數目，但均未能達到預期之效果；同時因汽油發動機轉動之完善性，相當於出量負擔之重量，燃料消費率等均有顯著優良之進步，故專門家遂對於重油發動機之將來進步發生疑問，因而對於重油發動機之研究感覺相當之失望與沮喪。但容克斯久摩 (Junkers Jumo) 發動機自1932年為魯夫漢沙 (Luft Hansa) 公司定期航空機採用以來，因其逐年之需要遂得進步，近日則達到一月之飛行時間為2000小時以上，且有非常良好之成績。

2. 一般構造及其動作方法

久摩發動機最初之形式乃為行程容積約28公升之久摩 204 型，其後又發表一種同一樣式而出量小之久摩205型(行程容積17公升)最近更製作成功一種比204型



第一圖容克斯之航空重油發動機久摩 205 型之動作狀況
 Spülung = 掃除；Verdichtung = 壓縮；Einspritzung = 噴射；Diise = 尖嘴噴管；Pumpe = 唧筒；Auspuff = 排出

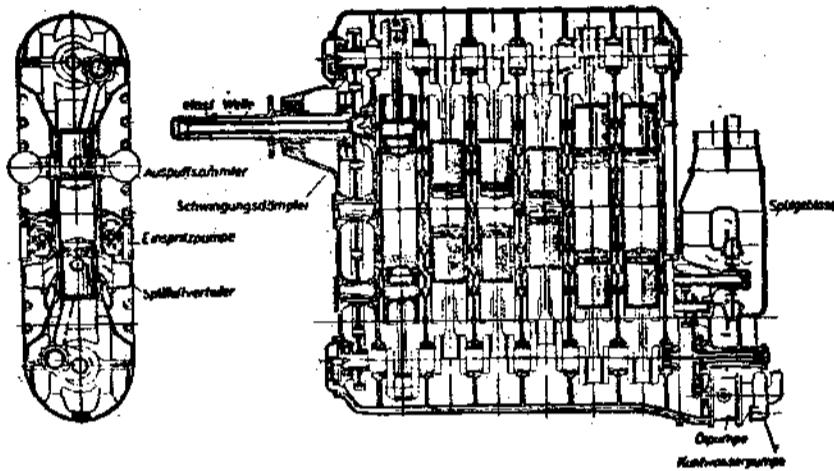
第一圖

續而使沿氣缸圓周所設之對稱四個噴射口噴射之燃料與空氣之混合良好。如此不

高度低少重量減輕而出量增大之久摩206型(行程25公升)。以上各型均為二循環式，一氣缸內則有兩個活塞對向運動，於氣缸裡襯 (Cylinder liner) 穿有吸氣孔及排氣孔，以兩個活塞之開離而行掃除作用及排氣作用(第一圖)。排氣由吸氣孔以切線方向進入氣缸而造成強大之轉動運動，此運動直至壓縮行程終結時仍然存

用普通氣門或褶動氣門乃為高速度機械之理想方法，其轉動數可由 1500-2500 R.P.M. 達到 3000-4000 R.P.M.。

第二圖示久摩 205 型之斷面圖，其中 (1) 為高大強硬之機箱，(2) 為非常輕



第 二 圖 久摩205型斷面圖

elast. Welle = 彈性軸；Auspuffsammler = 排氣聚集管；Schwungungsdämpfer = 減振裝置；Einspritzpumpe = 噴射唧筒；Spallluftverteiler = 排氣分配管；Spalgebläse = 排氣增壓器；Öl-pumpe = 滑油唧筒；Kühlwasserpumpe = 涼却唧筒

盈而彈性力強大之氣缸裡襯，(3) 為對向運動之二長活塞，(4) 為連絡二機箱之裝置，(5) 為對於彈性強大螺旋槳軸所設之振動減衰裝置，(6) 為行掃除作用所要之排氣增壓器，(7) 為各氣缸兩側所設之燃料噴射唧筒，以上所述均為本發動機構造上之特徵。

久摩 204 型，205 型及 206 型之區別，主要為大小之不同，其新式者較舊有型式更有相當之改善，其行程容積對於發動機重量各型式殆完全相同，但對於所出馬力之重量與行程對於容積之出量之比較，則約略如下：

	重量/出量 (kg/HP)	出量/重量 (HP/e)
久摩 204 型	0.95	28
久摩 206 型	0.63	42

如此每單位行程容積對於出量之增加，其構造上之主要原因乃在同一活塞速度為使得到高轉數計，須使行程與氣缸內徑之比例減少。若求出內徑與行程二倍之比時，則成：

204型——1.3.5; 205——型1.3.0; 206——型1.2.6

除構造上改良之外，其他使燃燒系統優良，平均有效壓力增高等均甚重要，茲就此各點加以深甚之考慮與研究如次。

先就本發動機最大負荷轉動求出最大爆發壓力，約為100倍於大氣，比之在同一行程容積及同一出量之最新汽油發動機之最大壓力約大50%。因之本發動機必須有非常堅固而沉重之運動部分，同時於壓縮行程中使空氣壓力強大可使出量增加，惟最大爆發壓力常示一定之值而不能增大，故現在雖欲使平均壓力增高亦不須使運動部分加強，從之出量之增加可不依增加重量而得之。

氣缸內最大爆發力與其壓力上昇之百分率增大時，則曲柄軸之扭力振動增大。為避免此種危險振動，於本發動機則使用富有彈性力之螺旋槳軸，使危險振動數移於發動機使用轉動數範圍之外，其殘餘之振動使依減振器 (Schwingsdämpfer) 減衰之。

3. 掃除作用及吸氣作用

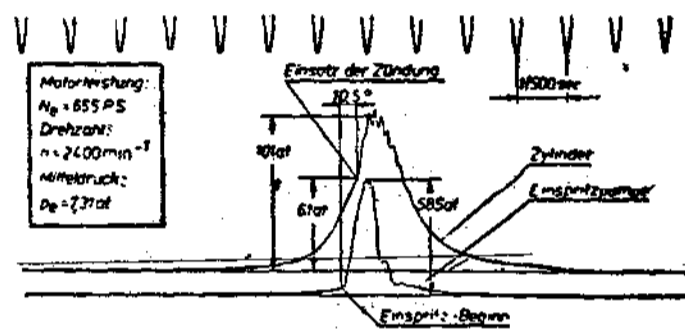
關於掃除作用及吸氣作用之重要事項乃為在可能範圍內須使用密度濃厚之空氣；換言之，須有溫度低壓力高之純粹空氣供給於氣缸之內。然如久摩 206 型對於氣缸內徑若使行程縮小則掃除作用顯著惡劣，如此為使空氣與燃料混合優良而用強大回轉運動則更加阻害燃燒氣體之逐出，即因回轉運動使寒冷沉重之新空氣押出外側而氣缸中央部之熱燃燒氣體仍然殘留，且此種影響對於氣缸內徑若行程愈減小則愈顯惡劣。因此將各個掃除孔之方向於活塞下降運動最後時間開放，且使掃除孔對向氣缸中心以便逐出殘留之氣體。結果則試驗成功，以此法曾試驗造成之久摩 206 型，其排氣之損失乃為行程容積之1.3倍，比之久摩 204 型及205型約減少2成。故於206型以同燃料消費率則平均有效壓力可由7倍大氣增大至8倍大氣。更於最近之單氣缸試驗發動機其平均有效壓力更可增大20%。以此值若換算為四循環式發動機之平均有效壓力，則為16至19倍大氣之可驚的優秀值。

使平均有效壓力增高仍有一有效方法，即將排氣預壓器改良。排氣增壓器效率增加對於有效功能可生兩種利益，其一為對於排氣增壓器所要之馬力小；其二

依排氣溫度之低下，發動機之出量即可增加。尚於排氣溫度之外希望其壓力增高，但於本發動機因掃除孔之開閉非常適當，故雖在轉動數增高時亦可不致使壓力低下，而可將氣缸內壓力之掃除壓力增高。

4. 燃燒及燃料系統

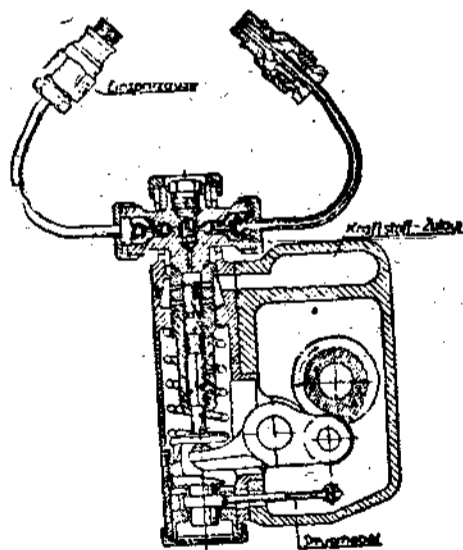
第三圖乃於出量 655HP，轉動數 2400 R.P.M.，平均有效壓力 7.31 倍大氣時，依壓力計求出之燃料噴射及燃燒狀況。觀此可知燃料噴射非常正確銳敏且幾不生振動，即可實施。從噴射開始起至氣缸內壓力上昇止之期間，即點火遲緩而以曲柄軸角所示約為 10。此期間即於本發動機之全負荷運轉相當全燃燒期間約 2/3。此種程度之遲緩點火，



第三圖 氣缸及燃料唧筒內之壓力經過
Einsatz der Zündung = 點火開始，
Einspritz-Beginn = 噴射開始；
Zylinder = 氣缸；Einspritzpumpe = 噴射唧筒

乃使空氣與噴射燃料能混合優良而成爲所希望者，若點火不甚遲緩時，則燃燒甚

早而最初由點火所生之壓力波即防礙所殘餘之空氣與燃料之混合，致使燃燒不完全。爲正此說使用點火性優良而 Cetane 價高之特種燃料時與用 Cetane 價 50—70 通常之重油時之比較的試驗結果，則可確認後者能得到良好成績。

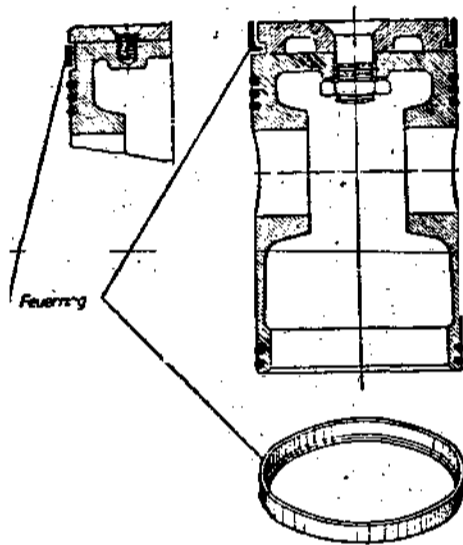


第四圖 久摩 205 型之燃料噴射唧筒
Einspritzdüse = 噴射之尖嘴噴管；
Kraftstoff-Zulauf = 燃料供給室；
Steuerhebel = 調節桿

燃料噴射唧筒如第四圖所示，燃料以約 550 倍大氣之壓力向 1/1000 Sec 以內噴射。其構造上之特徵乃唧筒各運動部分爲能耐高強之噴射壓力及高速度而便特別堅固，且驅動裝置及補助裝置使之微小，故可裝設極接近

燃燒室。

如久摩發動機為2循環對向活塞式，在燃燒室內——特別於排氣側活塞之傳熱問題，甚關重要，但若能完全防止活塞與氣缸裡襯間燃燒氣體之侵入，則必須首先解決此問題。通常之活塞漲圈完全防止此種氣體之洩漏則不可能，故本發動機則如第五圖所示使用薄環(防火環)。



第五圖 防火環 (Feuerring)

此種防火環裝設於活塞頭部插入於特種防熱圓板與活塞之間，與氣缸裡襯之間有微小遊隙，可自由運動。氣體壓力推動此環時，其下面對於活塞側面及對於氣缸均緊壓而能防止洩漏。防火環與氣缸裡襯間之遊隙於轉動中之溫度，其間僅許有一極薄油膜存在，此薄油膜因毛細管現象可不致被高壓力之氣體吹飛。尚且於活塞受最大之熱荷重時，防火環能否運動及防火環自身被加熱後是否燒壞兩問題，但因防火環之厚度對於其直徑非常微薄，若最初預留適當之遊隙，則上述均可

不成問題。

防熱圓板依螺釘而固定於活塞頭部，但如圖所示活塞面與圓板間留有一部空隙，因此空隙可使傳於活塞之熱量減少而能將溫度低下。

又因氣缸裡襯沿其中心軸有顯著溫度差別時，則防火環之作用當然有低下關係，故於最大負荷轉動時依熱電對而可實測裡襯溫度之分布。依之可知上死點附近裏襯之溫度能在 200°C 以上，與涼却水間則可知其有甚大之溫度差，因而防火環依此種急激溫度之上升則氣缸裏襯膨脹，上死點附近則大加脹膨，遂不得不受非常之內力。為緩和此種溫度變化則穿特種之孔使於裡襯極內部通以涼却水，如此則裡襯之溫度約可減少 100°C 。將各活塞及其裡襯改善之結果，例如久摩 205 型，其出量可由600HP增加至700HP。更由以上研究之結果，本發動機可行高溫涼却，久摩205型用此於飛行試驗出量可為600HP。依此在涼却液最大容許溫度

130°C時，其燃料消費率與普通水涼却時全然相同。此種高溫涼却可使涼却器之重量減輕，同時因可減少抵抗故對將來用於高速度運輸機之重油發動機更有採用之可能。

5. 增壓裝置

航空發動機為經濟的使適應於高空飛行，則廢氣渦輪(Exhaust Gas Turbine)增壓器甚早以前即有研究，但重油發動機廢氣之溫度以500—550°比汽油發動機為低，故對於渦輪翼之製作非常有利。於容克斯以前亦曾研究，最近曾作成兩種增壓器。其一乃於4000—5000 m保持一定空氣壓力之一般廢氣渦輪增壓器，於地上此種增壓器使空氣對於掃除壓力增高而使預壓器之作用僅依發動機而被驅動。發動機與增壓器之間，另有一差動齒車，至高空時依廢氣使渦輪運動而得到充分強大之運動量，渦輪經傳此種差動齒車而使增壓器運動。即此時渦輪於高空為使增壓器之轉動數增加則有供給所必要馬力之效能。

第二種乃使增壓器分為二段，即廢氣渦輪對於第一段之增壓器與發動機全然個別連結。

此兩種之中，前者已於昨夏用久摩205型在高度6000 m作飛行試驗，後者在地上曾作實驗，更已得到良好之成績。現在廢氣渦輪之性能於高度6000 m出量160 HP時，其重量約為30 kg。第六圖乃示增壓器之翼車，甚翼完全為箱狀，側面之空氣吸入口轉動導流之裝置。用此翼車因剛性強大故可使增壓器之壓力比增高2.2。

如此若使用廢氣渦輪增壓器在同一燃料消費率之下於規定高度之發動機出量可與在地面上之出量相同。但現在之燃料消費率於高度4000—6000 m約為時160gr/HP/h。



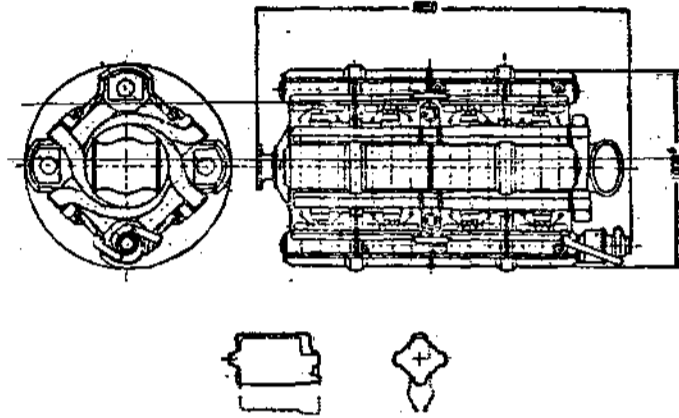
第六圖高壓增壓器用羽車

6. 結言

本發動機之出量若為1500-2000 HP，則其對於出量之重量可使其在0.5 kg/

HP 以下。第七圖乃示其將 6 氣缸工型變為 4 個曲柄軸之可能性。如此則出量，重量，容積均可有非常良好之成績。

依上所述，讀者對於久摩發動機進步之路程及今後之發展方向，想能得到相當之瞭解。要之重油發動機因轉動上優點甚多且燃料安全性強大，將來於航空運輸機自必特別樂被採用也。



第七圖 四曲柄軸之重油發動機(出量2000馬力，下圖為與久摩204型出量750馬力之比較圖)

附：久摩206型重油發動機性能表

型 式	2 衝程壓縮點火式
氣 缸 配 置	6 氣缸直列型(對向氣缸式)
涼 却 法	水涼式
淨 重	660公斤
比 重 量	0.63公斤/馬力
最 大 出 量	1050馬力
氣 缸 直 徑	129公厘(?)
行 程	160公厘×2(?)
全行程容積	25公升
平均有效壓力	8 氣壓
比 馬 力	42馬力/公升

前敵將士浴血應戰，後方民衆
應該盡我們的力量努力援助！

克狄斯(Curtiss)等速變矩螺旋槳

李 登 梅

鑒於現代飛機設計之趨於高空增壓多發動機式，吾人對於變矩螺旋槳更增加三種新要求，即等速調節，槳角動作範圍廣大，及能完全停止轉動是也。克狄斯電動等速變矩螺旋槳為能適應上述要求之最新設計，茲述其特點及構造之大概如下：

特 點

1. 可以完全縱槳(Full Feathering)

此螺旋槳之廣大變矩範圍使其能達到完全縱槳(增加槳葉角達至 85°)。其對於多發動機式飛機有下列諸優點：

A. 當多發動機式飛機之發動機中有一架發動機發生障礙時，此損壞之發動機及因風力而使螺旋槳旋轉之風轉“Windmilling”，常使發動機及飛機更加損壞。若螺旋槳之槳葉角可以變動達到 85° ，或完全縱槳(使槳前緣正迎風，對風之抵抗力最小)，則不能因風力而生風轉，而可避免上述之損失。同時並能充分利用其餘良好發動機之能力繼續預定飛行，或作一安全之強迫降落。

B. 近代之高性能多發動機式飛機設計，趨於研究當發動機發生障礙時使其停止之方法。此僅有三法可行即螺旋槳加掣及縱槳是也。螺旋槳掣(Propeller brake)常因機件過複雜及過重而不適於應用；且當低螺矩角加掣時，其所生之阻力(drag)較縱槳甚大。克狄斯變矩螺旋槳則可得到縱槳之性能而毫不增加重量。

2. 變矩機件之獨立

因變矩機件與發動機機件完全分離，故發動機發生障礙時，螺旋槳之變矩動作絲毫不受影響。且更重要者即螺旋槳毫不防礙發動機之正常動作。

3. 適用於任何氣候。

因變矩機件與電動者，故完全不受惡劣氣候如苛冷，熱，濕度，式結冰等之

影響。機件之設計使螺旋槳之正常動作不受結冰之影響。一切動作部份皆加嚴閉裝置，且裝有各種防冰器具以免槳葉及槳殼套筒上之結冰。

4. 變矩範圍廣大

槳葉之固定法使槳角可以運動大至 120° 。此範圍已足適應一切在陸、海、及飛行時所需之槳角。

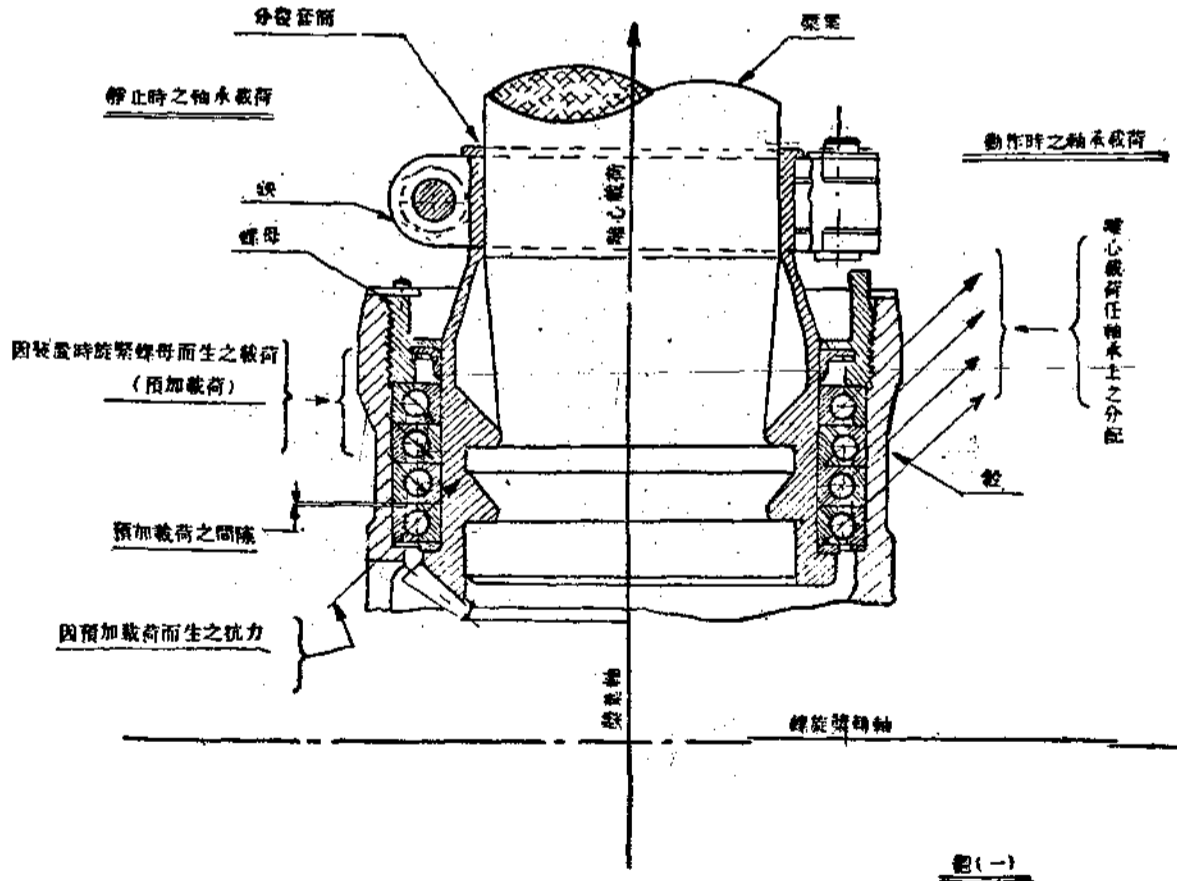
5. 多發動機之聲音協調

多發動機飛機之各發動機常因轉數不同而生煩囂之共鳴 (beat)，等速螺旋槳可以自動消滅此種現象。若無自動等速裝置時，駕駛員常須費時作微小之汽門調整以使各發動機轉數相同而消滅共鳴 (beat)。

構 造

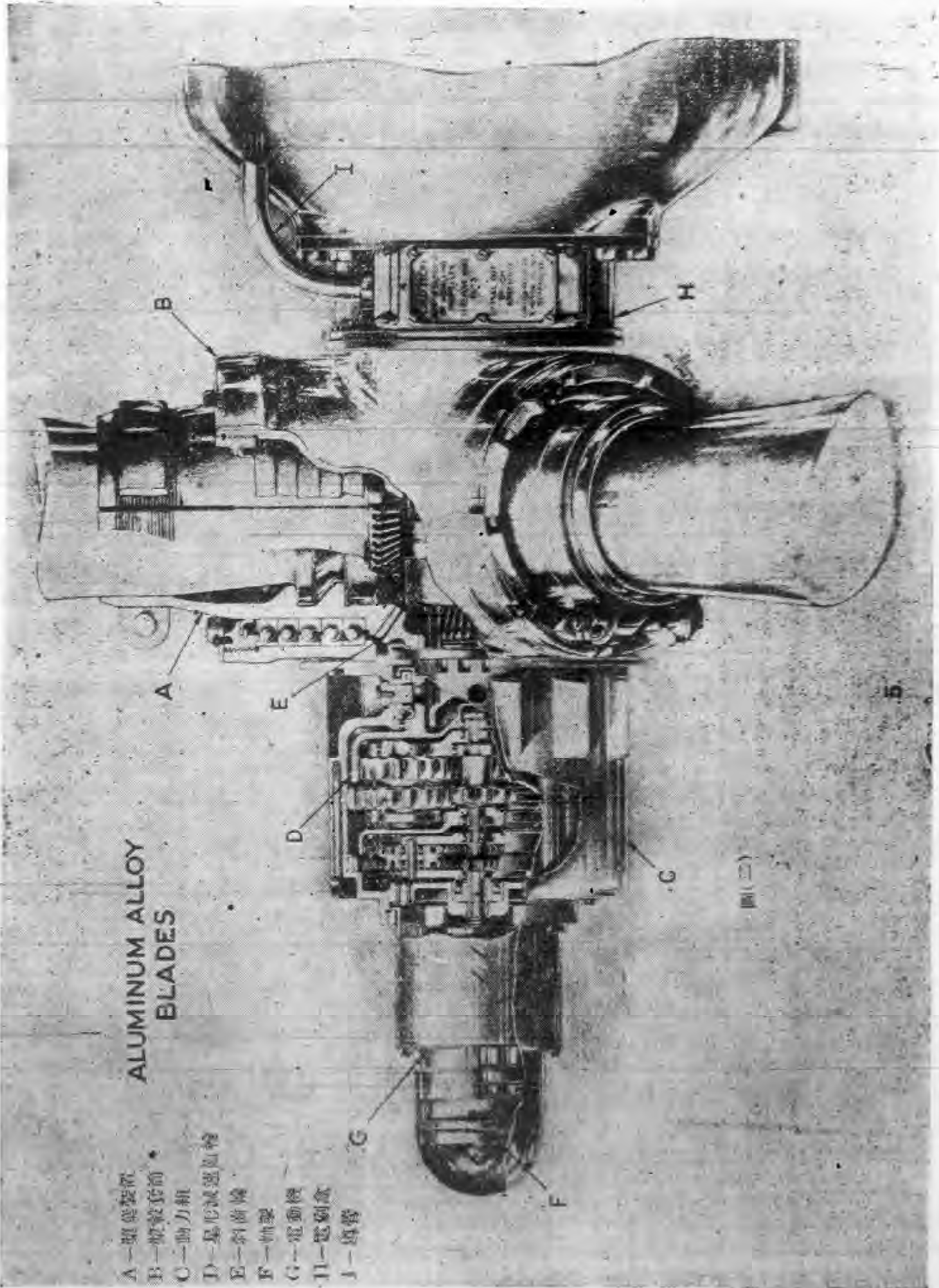
1. 槳葉之裝置

圖(一)為一槳葉之剖面圖，此圖已顯示槳葉裝置於槳殼套筒內之方法，同時表示螺旋槳靜止及動作時球軸承所承受荷之分配。



圖(一)

2. 槳殼及其附件



槳殼之構造使能適合於空心鋼質槳及鋁合金槳，係用大強度之合金鋼鍛造加

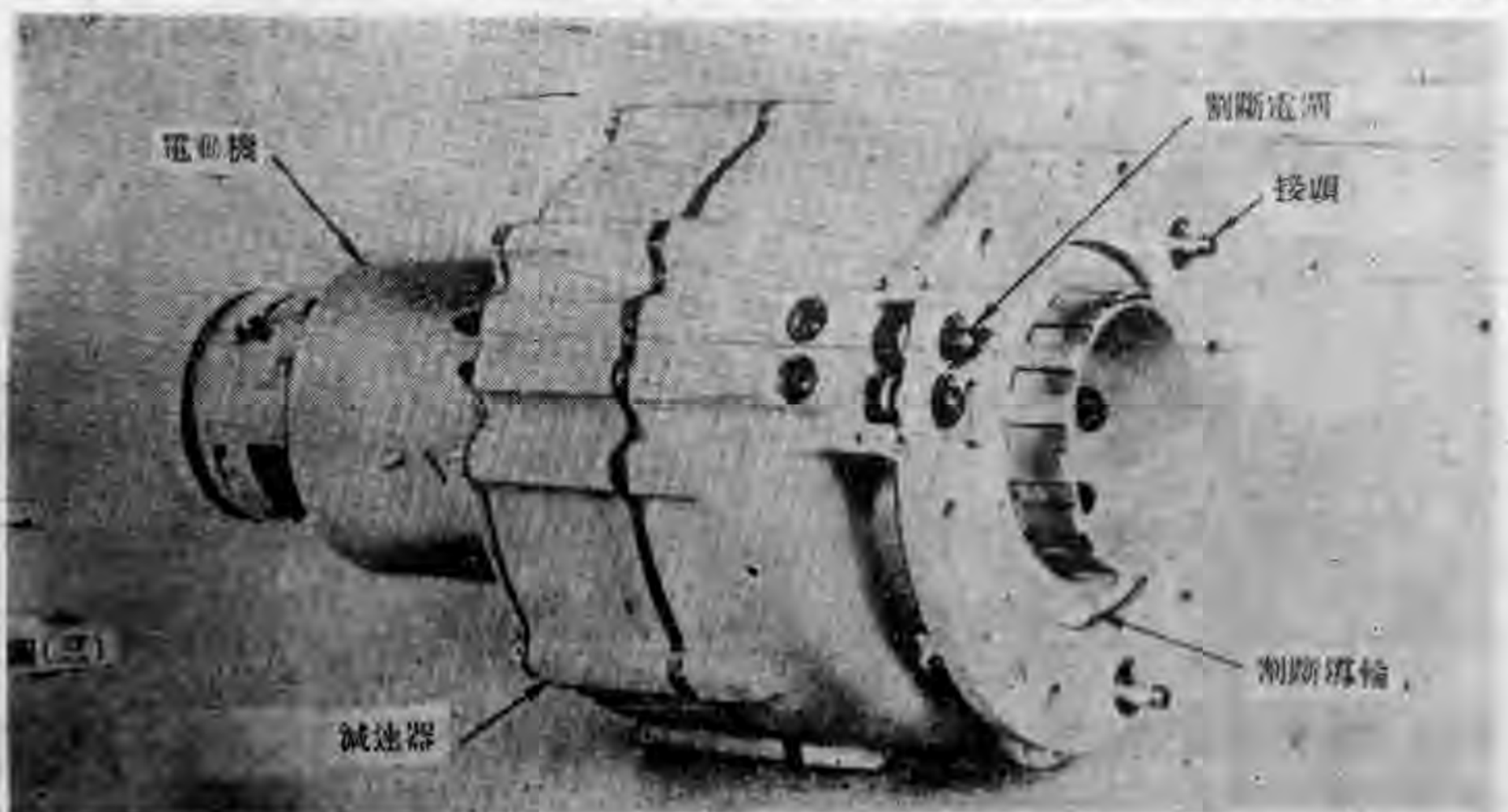
金工製造而成。尾部裝有一聚電圈，將電由固定之電刷導至前部之固定接頭。聚電圈上裝有一對加彈簧之炭刷，其下裝具絕緣體，並加有特製之橡皮套墊以減震動。此聚電圈及電刷全部裝於發動機頭部上之一輕合金盒(圖(二)H)內。輕合金盒完全遮蓋有電部份，以防阻濕氣，灰塵，及其他外物之侵入。

3. 動力組

變矩之能力乃由一12弗打直流串繞電動機(圖(三)G)供給之。當變矩時此電動機需有平均18安培之電流。電動機之扭力經一兩層星形減速齒輪，圖(二)"D"，全減速比為14706:1，而傳至鋼斜齒輪。此斜齒輪稱為主齒輪與槳葉之齒輪在F"點相接。電動機備有二相反之磁極繞線(Field Winding)以使螺旋槳葉能有相反方向之轉動。通電於不同磁極使槳葉向不同方向轉動，增加或減少槳葉矩。

為防阻變矩時槳葉之過度轉動及齒輪系之因震動而生之爬動(Creeping)計，在電動機之前部電動機軸上裝有一受彈簧力之輪掣"F"。當電動機無行使變矩作用時此掣即掣止電動機軸之轉動。當變矩開始作用時，輪掣受一與電子(armature)串聯之電磁石作用即自動鬆脫。

減速齒輪系之後端(低速端)裝有二割斷電閘，此電閘可以調節以限制任何方



向之變矩範圍。並有一可調節之低限停止具(low-limit stop)機件，當電閘低限作用後變矩尚繼續進行約一度時，此停止具即阻止之。此停止具僅格外備以防阻

槳葉矩變低至達於不安全之動作範圍。

4. 變矩調節裝置

此螺旋槳備有自動等速調節器，或人工調節器，或二者俱備。由一種調節形式變至他種調節形式時，對於螺旋槳毫無需要改變。

A. 自動等速調節器

自動等速調節器係用一常用之離心力調速器(Flyweight type Governor)。調速器被帶轉動與發動機速度幾相等。發動機之正常速度，可依駕駛員之選擇，以鬆緊彈簧之壓縮而加以調節。當速度高過或低於所要求之速度時，調速器之離心機關即推動一活柱，帶動一電閘以關閉增矩或減矩之電導路，而得到所需之改正。調速器之調節可由座艙內用機件或電實行之。

B. 人工調節器

人工調節器包括有二簡單之“開”及“關”電閘以連接電路，並有二瞬時接觸電閘(momentary contact switch)用以增加或減少槳矩。人工調節時須參考轉數表及氣管壓力表(manifold pressure gauges)，以得到正確之槳矩調節。將瞬時接觸電閘保持在“增加轉數”或“減少轉數”記號上直至各表皆到正常之指示數目後，駕駛員將手離開電閘時，電閘立刻回轉至中和式“關”位置，螺旋槳之變矩乃立刻停止。

Dog Team 氣球

東山頭人

同溫層探險之成功者，畢格教授之弟Jean Piccards 約翰畢格計劃一Dog Team氣球，用以上昇同溫層探險之舉。並用二千個小球成一氣球，用亞麻及木棉輕質織料製成，形式類如婦人之外帽，上昇下降之際雷管水素作用，且能調節數個氣球，並可使之分散，其進口可以充分阻塞，絕對安全。氣球之尺寸約三百八十公尺偉大體形，豫行演習實驗後，擬繼續工作，其計劃之上昇高度為廿至廿五英里，如實現成功後，則科學上必有更大之貢獻也。

航空發動機設計的趨勢

C.F. Taylor 著

徐昌裕 譯

在航空發動機的領域內，一九三六年雖沒有驚人的變動，但也發現了不少重要的進步和新的趨勢。

或許最重要的趨勢是雙排星型發動機應用的增加。這類發動機在一九三六年所生產的大型發動機中，佔了重要地位，而且和單排星型發動機一樣已經在軍用及商用機上被採用。另一值得注意的趨勢是縱列發動機 (in-line engine) 應用在小型飛機上比例的增加。很滿意的前向視界和伶俐的外形是這類飛機的普遍特色。

此外，幾年來研究的成果而在一九三六年正式被採用的有等速螺旋槳，活動減振器，混合氣自動調整器和一百奧克頓 (Octane) 汽油在軍用飛機上有相當的應用。

幾年來已很顯著的起飛馬力和活塞速度的增加，一九三六年繼續進展。賽克隆和雙排華斯波在活塞速度每分鐘二千五百呎的情況下，都確實的有一千匹起飛馬力。活塞排氣量祇有一千八百立方吋左右的發動機能有這樣大的動力輸出量確是驚人的。

在巡航速程內得到最低燃料消耗率的問題，幾年來已引起嚴重注意。而且有很多研究。這種努力有很大成就，因此現在幾種上等發動機的巡航燃料消耗量，已能和在同等使用情況下的狄色爾航空發動機相比。減低燃料消耗率的因素是自動或手搖混合調整器的改良；有時另有燃料空氣表 (fuel-air meter) 的應用。劍橋儀表公司 (Cambridge Instrument Company) 所製造的航空器燃料空氣表已被採用。這種儀器依靠廢氣的轉熱量而起作用。在各種飛行狀態下，指示駕駛員何時有正確混合比例是非常重要的。同時這儀表也能防止混合氣過份稀薄而使發動機過熱。

星型發動機散熱和整流罩的改進仍在繼續。賽克隆 G 型發動機上，一個二百立方吋排氣量的汽缸有二千八百平方吋散熱片面積，真是製模，翻砂和金工的一大勝利。在起飛時能有一千匹馬力，這種巨大的散熱面積是最重要的一個因素。使這發動機有良好散熱性的另一因素是採用 BG 公司有散熱片的長型電火塞。有螺絲線部份長度的增加供給很大散熱面積，因此電火塞的溫度比汽缸頂附近部份祇略高少許。

由於航空顧問委員會和其他飛機，發動機製造商的努力，幾年來繼續的整流罩和阻板的改進仍在進行。在最好的氣冷式星型裝置上，因散熱而受的阻力，小到不能使人相信；據報告祇佔發動機動力輸出量的百分之一，五。去年春季顧問委員會所公佈的殼頭間隙整流罩 (Nose-slot Cowling) 似乎能使星型發動機的散熱有更大的進步。

一九三六年一個很重要的進步是大型星型發動機上的不結冰汽化器。強特爾格羅浮 (Chandler Glover) 汽化器有一特殊細腰管，在這上面冰不能結集。斯屈郎白 式依靠汽門和汽化器管的加熱。在特別嚴重情況，另有酒精的注射。

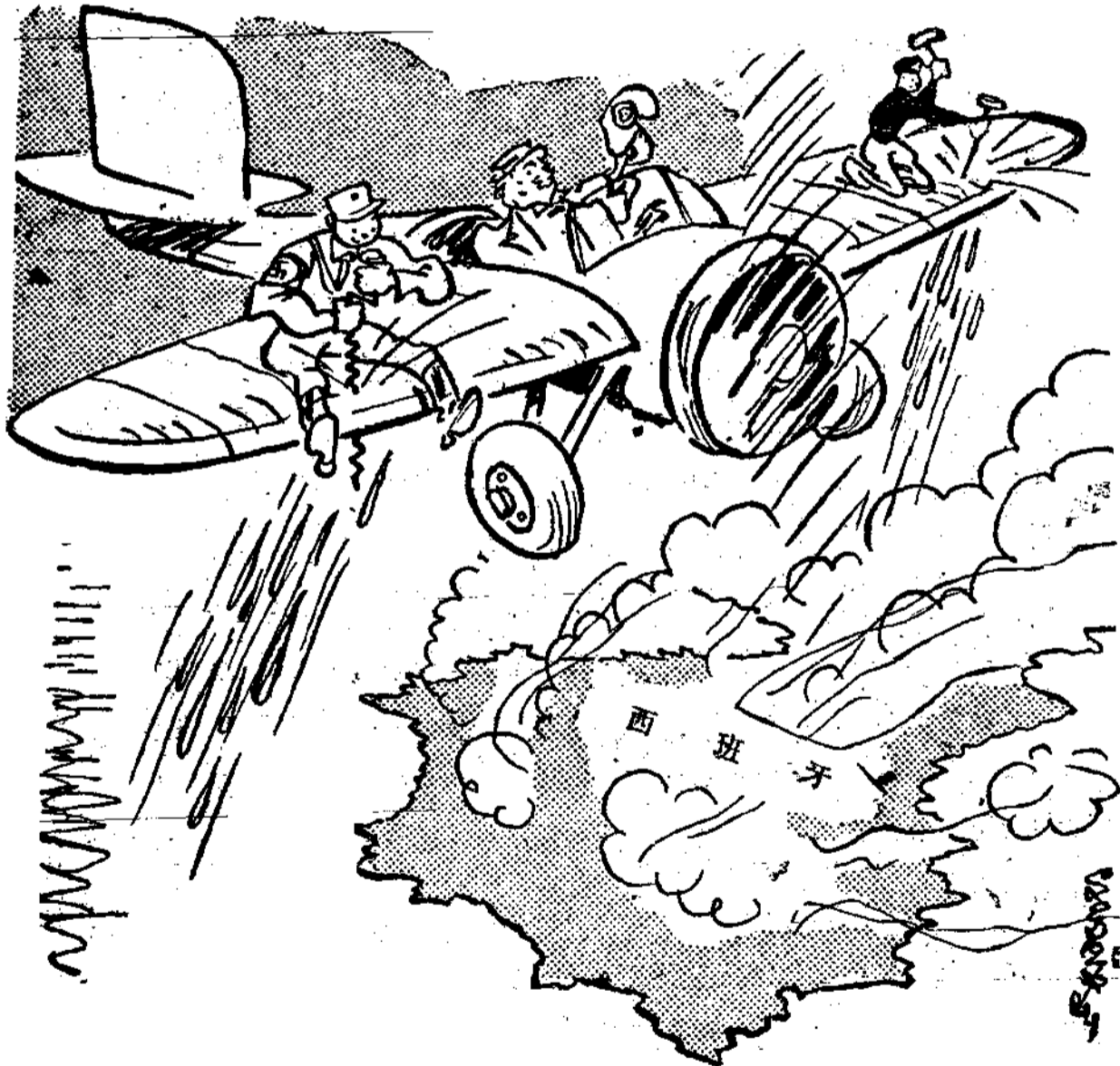
在狹塞爾領域內魯夫漢沙公司 (Luft-Hansa) 的聲明以後該公司一切運輸機全將裝容克斯久摩 (Junkers Jumo) 發動機確是航空界一樁重大事件。不說新近訪問紐約和波士頓的二架，就拿定期南大西洋飛行所用的陶尼安 (Dornier) 水上飛機，裝置久摩五號發動機的事實看來，證明狄色爾發動機已經進展到可以應用在長航程的飛機上。可是從另一方面說，容克斯是惟一的廣泛應用的航空狄色爾機，也可見。這種發動機進步到能與火星燃點機競爭地位的不易。在美國幾種大型狄色爾機，還滯留在試驗時期。

同樣在試驗階段的，還有不少計劃製造有多數小汽缸的超高速度的發動機。雖然近年來有相當進展，可是沒有一種能達到普遍的試用階段。最近一年內也沒有新式液體冷卻機能達到實用程度。其已被採用的液體冷卻機，康克爾 (Conqueror) 的生產量，在美國航空發動機總生產量中的比例有下降之趨勢。雖然現在已經採用的液體冷卻機，不能像氣冷機一樣適應於飛機的推進。

在研究的範圍內，工程界密切注意航空顧問委員會對散熱和整治罩的詳細，廣泛研究，特別是縱列式發動機的散熱設計。顧問委員會關於二行程機的實驗和壓縮點火發動機的研究也引起相當注意。

一九三六年又看到幾個團體研究發動機振動及使振動和機架隔絕的努力。賴脫飛行場(Wright field)製造的柔韌機座和麻省理工大學研究所得的紀錄振動的儀器值得特別注意。這項儀器可以同時紀錄直線和扭轉振動。幾所重要的實驗室已經採用來考察曲軸，機座，和螺旋槳的振動。

附註：原文載 Aviation 一九三七年一月號



實施空軍監察計畫？

空速動靜壓管安裝位置之討論

俊鏊節譯

動靜壓管(Pitot static tube)為測量空速之一種儀器，然苟其地位安裝不宜，則甚易因受擾動氣流(disturbed air)之影響，而大減其指示之準確性。

動靜壓管之最適宜位置，為不受擾動氣流所侵襲之範圍。苟能如斯裝置，則其指示，可望準確至巡航範圍(Cruising range)內速度之百分之一。但因飛機本身，對於氣流發生頗大之擾動，在其周圍，甚難尋得適宜之境域。理論上曳在尾後之動壓管(Trailing pitot tube)使與飛機遠隔數十尺，最為適宜；但照此法安裝，顯覺不便，此亦不過用作試驗工作之一種特例耳。

在正常情況之下，動靜壓力管係用以測量流動空氣之動壓力(impact velocity pressure)與靜壓力(Static pressure)之差數。在不受擾動氣流侵襲範圍以內，空氣之靜壓力係一常數，而動壓力則隨空速之平方而變化。故根據此項壓力差數，即可測得航空器對空氣之速度。惟機翼或整個飛機之各部能否按照上述原則，以作動靜壓力之分值，則全視位置而定，經過多次探試之後，吾人每可尋得一位置，使其氣壓與空速之指示得到正常之關係，然而適合此種關係之各位置，不幸常因裝配上之關係，而未便安裝此項動靜壓管。

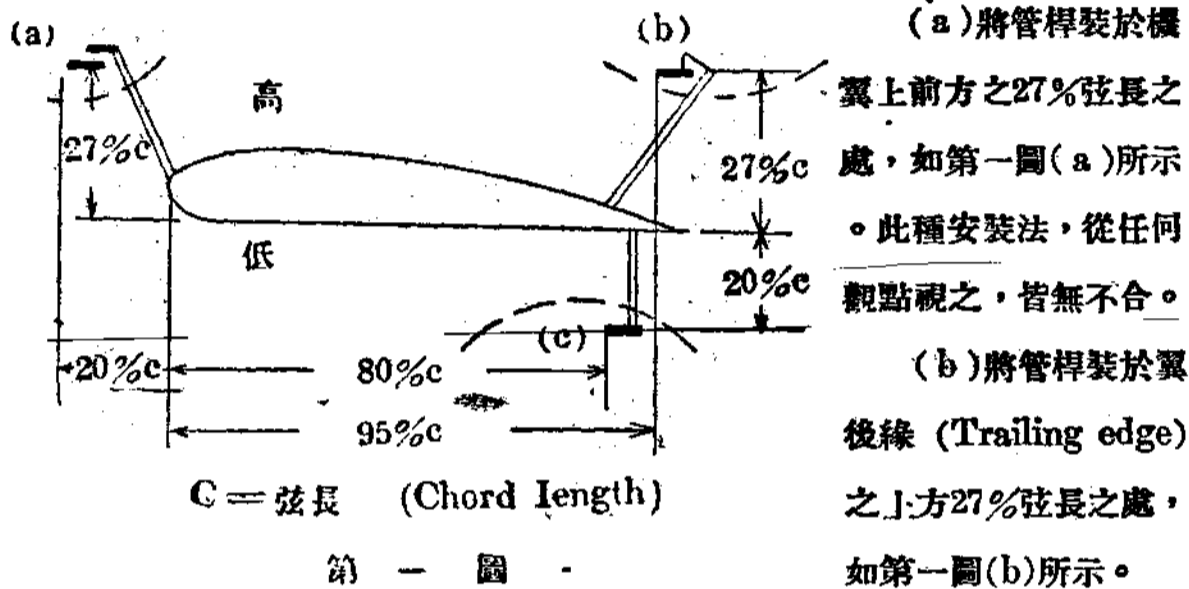
在特種情況之下，有時可用某種方法以校正局部壓力影響(local pressure effect)，有以薄圈加之於開口之前以減低其靜壓(static pressure)者，亦有將管稈斜向飛行路徑裝置者。但因高度表及升降速度表之能否指示準確，係以靜壓之是否正確為依歸，上述方法，使靜壓為之減低，當然減低升降速度表及高度表之準確性，故均屬不宜。

指示器與動靜壓管間之聯管，亦宜注意。該項聯管務使對於因空氣中濕氣而凝結之水份易於擠出，同時為避免壓力減少起見，各連接處，務使無漏氣之情事發生。聯管亦以短直堅牢為宜，不應彎曲以增其長度，俾遲差(lag effect)得以

減少。

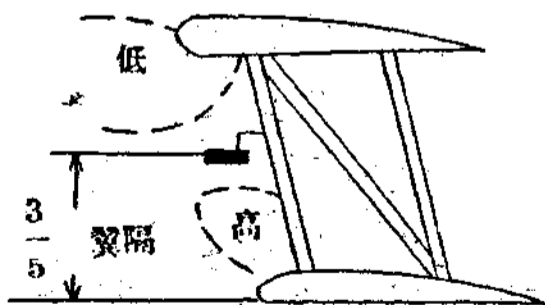
適宜安裝位置之尋求，每因各種飛機型式之不同而有差別。從實驗室及飛行實驗中以及從實際裝中所得之經驗，得知下列各種之安裝法，可以採用。

1. 單翼機 單翼機之動靜壓管安裝方法，計有三種，分述如下：

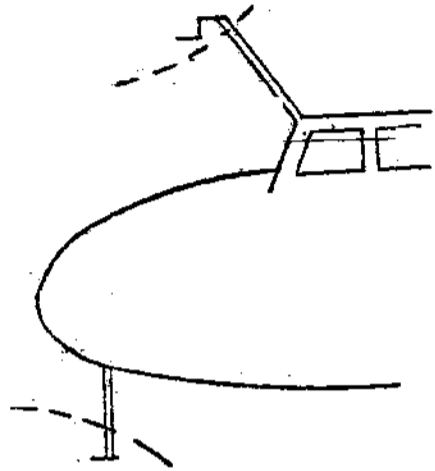


在(a)(b)兩種安裝法中，所宜注意者，為管桿所裝之位置，不宜低於27%弦長之高度，否則將予較高速度之指示，為圖中高字部份。在(c)種裝置法中，距離翼面亦不宜小於20%弦長之距離，否則必予較低之速度指示，如圖中低字部份。(b)(c)兩種安裝法，皆可給予優良之結果，惟常因裝配地位在後緣之上下，事實上或不無困難也。

2. 雙翼機 在雙翼機上，動靜壓管多裝於翼際支柱(interplane strut)之上



。從多次之經驗，吾人得知動靜壓管如裝在低於 3/5 翼隔 (Gap) 之處，則常予較高速度之指示，反之如高於 3/5 翼隔，則常予較低速度之指示。故通常裝於距下翼 3/5 翼隔之處，如第二圖所示。



第 三 圖

3.運輸機 在雙發動機或四發動機之飛機上，動靜壓管常安裝於飛航員之上前方或機頭之下方，如第三圖所示。此兩種安裝法，皆可予優良之結果。而尤以裝於機頭下方為最適宜，蓋如是，非但可以防止濕氣之凝結，對於安裝方面，亦頗便利也。



穽 爲 玉 碎

機械工作經驗談(一)

借堃

- (1) 連接電線之先，須把電咀(Spark plug)旋緊。
- (2) 在電咀之螺絲扣(Thread)上須薄施以黃脂油或相當之油脂(Grease)
- (3) 洗刷發動機僅能用汽油煤油或重性柴油(Diesel)，切忌用自來水或天然水洗刷之。
- (4) 各軸承及一切之金屬機件，如已洗淨，須立塗以潤滑油。
- (5) 如機件各部折開之後，須用清潔之油布蓋住之，以免塵埃及雜物之進入。
- (6) 在工作時，切勿令工具之某一部份脫落於機件內或碎布(Rag)軋入機件之內部。
- (7) 如整個發傳機上有一汽缸因工作關係把牠拆卸修理或調整時，同時須把該機上所裝之螺旋槳繫住，使牠不克移動為要，否則，任其轉動，其結果必損壞聯桿(Connecting Rod)及其他機件。
- (8) 如欲刮去活塞表面積炭時候，最好使用鉛製的刮刀或較活塞所鑄之材料為軟的金屬刮刀，如此可以免除那些不必要的刮削與損蝕。
- (9) 在工作之可能範圍內，最好以鋼絨毛(Steel wool)擦洗機件。
- (10) 凡以螺門桿(Stud)及用保險螺帽(Safety nut)二者連接之處，切勿以開口銷(Cotter Pin)門之，須用保險絲(Safety wire)保險門緊之。
- (11) 凡各螺門或螺釘(Bolt)原有之螺帽，當牠拆卸後，仍須旋上附着原來之螺門或螺釘，如此可免凌亂遺失。
- (12) 工作完畢後，須將機件放置原有之位置，以免紊亂錯誤。
- (13) 鉗子(Plier)只能用於保險絲等之工作，其他如旋緊螺帽螺門及鬆緊套等之工作，切勿使用之。
- (14) 當旋緊或鬆出螺帽等之工作時，須用相等之扳手(Wrench)，切忌濫用不等之扳手實施緊鬆工作以致損壞螺帽或螺釘。

(15)當旋緊或鬆出螺帽螺門時須小心，切勿將螺絲扣剝削或折斷。

(16)當用錘錘擊時須考慮被敲機件的材料是否較錘之材料為硬，否則用硬錘敲較軟材料之機件，則必使該機件損壞，以致不克使用。

(17)機身各部螺帽，一待旋緊，須即將開口銷門牢，切忌過去那種欲求美觀起見竟將開口銷放成一直線之惡習慣，因吾人須知使開口銷成一直線則螺帽等必不合乎規定之緊鬆矣。

(18)在裝配活動部份機件之先，須塗以潤滑之油。

(19)如機件是藉多個螺門螺帽連接固定者，當實施旋緊該種螺帽時，須用力均勻或兩人對角互相同時旋緊之，如此各螺門所承受之力量才得均勻。

(20)在未裝螺旋槳之先，須將主軸前端塗以少量滑油，如此可使螺旋槳裝置於大軸(Crankshaft)上更緊貼(Freezing on)

(21)凡洗刷機件後之髒膩汽油，須用布濾過，然後再傾之於規定處所，如此可免另細機件及工具之遺失。

日本遠航飛機構造概要 東山頭人

日人模倣性極強，歐美新發明物件，轉瞬間莫不一一倣造而代替之，對製造飛機亦何獨而不然，最近航空工業狂漲，已詳載名各刊物，無容再贅，近東京帝大教授航空研究所長和田小六氏對新創作遠航飛機之聲明，亦可見其航空狀況一斑。遠航飛機為低單翼飛機，以打破耐航記錄為目標，間接若擔任轟炸職務，何常不可。擬與列強優秀機一較高下，直接設計者為小川太一郎，木村秀政，田中敬吾，山本峯雄諸氏，帝大航空研究所，過去十五年對於飛機·發動機，風洞·材料，物理化學，測器，冶金等關於航空各方面之理論研究，充分實際應用，各部專門所員總動員，完成純國產遠航飛機。至於打破記錄之目標可分為三點，速度記錄，高度記錄，耐航記錄，對於耐航距離之相當速度，及燃料消耗經

濟之要求，至於空氣抵抗減少阻力方面，機體及翼之流線形式，特製木織棉蒙布，醋酸性賽璐塗料，使減低空氣摩擦抵抗，起落架及尾輪皆可收縮機內，重量問題，蒙面用特種輕合金，防腐蝕起見同時施用塗料。

發動機耐航性能一萬二千至一萬四千里，約七十小時以上活動直徑耐航飛行，發動機為川崎造船所製造B.M.W. 九型水冷式八百馬力，採用特殊散熱方法，燃料節省，散熱器使用普通水份，沸點一〇〇度至一五〇度，上述為各部新設計之要點。製造者為東京瓦斯電氣工業會社，駕駛者為藤田上尉，高橋曹長，據試飛十七分鐘成績，起飛約滑走二五〇公尺方始離陸，上昇一千公尺約五分鐘，降陸約滑走六〇公尺，降陸速度一〇〇公里，若時速二八〇公里，則耐航距離確達一四〇〇〇公里之期望，再經長途試飛後，則擬挑戰世界耐航飛行之計劃云云。該機最初之預期為二年，後繼續延長至四年之久，引起國內部份非難之聲，製造預算為二十四萬日金，實際已費四十餘萬日金，且螺旋槳，輕合金使用材料等，接受川崎造船所，日本樂器會社，住友伸鋼廠等犧牲供給，否則所費尙大，該機經過及性能概況也。日本除自造機外，歐美輸入機亦不在少數，最近購置大批貝萊蓋雙發動機輕轟炸機，Breguet-Vulture 以及第伏鼎Dewoitine 驅逐機，軍部認為試驗結果滿意，預料不久將來，或購入證書，大批製造，吾國人士所不能忽視者，筆者略述概要，非增人家氣概，聊供知己知彼云爾。

機是我們生命，血在我們胸膛，
我們捍衛祖國，我們奮展長空。



介紹新刊並誌謝悃

二十六年七月三十一日識

名 稱	卷 期	地 址
北 洋 週 刊	第一六一二期	天津西沽國立北洋工學院
軍 事 彙 刊	第二十八期	南京軍事參議院
經 理 月 刊	第四卷第三期	武昌行營經理處駐鄂分處
綏遠農村週報	第一五九期	綏遠新城西街二十號
邊事研究月刊	第六卷第一二期	南京百子亭四十號
民 鳴 月 刊	第一卷第九期	天津石山街協昌里十九號
輿 論 週 刊	第一卷二十三期	北平西四前毛家灣二十九號
北 碕	第一卷第九十期	四川巴縣北 嘉陵江
勤 奮 體 育 月 報	第四卷第七六期	上海勞神父路三九二號
廣 播 週 報	第143 144-145期	南京中央廣播事業管理處
黃 浦	第七卷第六期	南京中央陸軍軍官學校
時 論	第五三·四·五期	南京秣陵路文佩里五號
中 外 問 題	第十九卷第四期	上海白克路同春坊新光書局
禮 拜 六	第六九卷期	上海福州路崇讓里五號
海 王	第九卷第三期	塘沽永利製鹹聯合公司
月 報	第一卷第六期	上海梧州路三九〇號開明書店
農 村 副 業	七 月 號	北平國子監
中 外 月 刊	第二卷第六期	南京建鄴路一七四號
中 國 學 生	第四卷第十期	上海呂班路蒲柏坊一四三號
復 興 月 刊	第五卷第一期	上海政府路滄滬路口
共 信	第一卷第十卷期	上海古拔路餘慶坊七號

電 信 界	第一卷第四期	南京平江府南街六號
國 訊	第一百六十期	上海呂班路六十六號
震旦理工雜誌	第三卷第二期	上海呂班路二二三號
中外經濟拔萃	第一卷第六期	上海霞飛路一九六〇號
中 興	第二卷第五期	南京土街口江蘇銀行中山學社
康 藏 前 鋒	第四卷第八九期	南 京 曉 莊
合 作 青 年	第一卷第八期	南京蘆蓆營二十三號
商 專 月 刊	第一卷第五期	上海江灣路法學院商業專修科
邊 疆 半 月 刊	第二卷第十期	南京馬路街松竹里一號
知 行 月 刊	第二卷六月號	南昌馬家池
廈 門 青 年	二十六卷第三期	廈門青年會
海 軍 雜 誌	第九卷第九十期	南京海軍部編譯處
勞 動 季 報	第 十 一 期	廣州東山梅花村二十三號
鐸 聲	第 六 期	北平中海懷仁堂東四所
正 風	第四卷第十期	北平北長街五五號
現 代 評 壇	第二卷第二十期	北平西單興隆街十一號
新 北 辰	第三卷第六期	北平迺茲府甲六號
體 育 季 刊	第三卷第二期	上海延平路中華全國體育協進會
漢 口 青 年	第 六 十 二 期	漢口黃陂路青年會
中 華 月 報	第二卷第十七期	上海河南路中華日報館
國 際 電 訊	第 七 期	上海仁記路沙遜大廈
現 代 青 年	第七卷第六期	北平宣內抄手胡同
科 學 大 衆	第一卷第二期	上海大陸商場南洋同學會
新 湖 州	創 刊 號	上海貴州路湖社
新 秦 月 刊	第 二 號	南京明瓦廊六四號
交 通 雜 誌	第五卷第六期	南京新街口燕慶坊一號

健康雜誌	第五卷第六期	上海霞飛路四四四號
行政研究	第二卷第六期	南京行政院行政效率研究會
建設評論	第四卷第三期	武昌大朝街北段二十六號
中國醫學	創刊號	上海北京路八三〇弄三〇號
教育研究	第七十六期	廣州市石牌國立中山大學
汗血週刊	第九卷第三期	上海白克路同春坊三十七號
南昌青年	第八卷第七期	南昌法院後街青年會
焦作工學院週刊	第五卷卅八期	焦作工學院
工業中心	第六卷第四期	南京實業部中央工業試驗所
浙 棉	第二卷第七期	杭州七堡浙江棉業改良場
電信效率	第二卷第九期	南京中山北路七六九號
時時月報	七月號	南京鼓樓
現實生活	第一卷第十二期	南京獅子橋梅溪山莊內
電友月刊	第十三卷第二期	南京中山北路七〇八號
中央警官校刊	第一卷第六號	南京中山門外五顆松
鐵道月刊	第二卷第十一期	南京鐵道部
市政評論	第五卷第七期	杭州羊市街如意里十一號
四川經濟月刊	第七卷第四期	重慶四川省銀行經濟調查室
北平醫刊	第五卷第七期	北平西四磚塔胡同二十六號
農行月刊	第四卷第五期	鎮江中山路農民銀行總務科
江蘇時事月刊	第九期	鎮江水陸寺巷
遠東雜誌	第二卷第六期	上海呂班路三〇弄三十一號
道 路	第五四卷第二號	上海古拔路七十號
狂 風	第 二 期	南昌書院街五十四號
科學世界	第六卷第七期	南京秦巷四號
航海雜誌	第三卷第七期	上海四川路一二六弄二十一號

國 民 經 濟	第一卷第三期	南京白下路廣藝街華都七號
牢 騷 月 刊	隨 別 號	天津河東小石道
周 報	第一卷創刊號	上海文廟路劉公祠街
國際貿易導報	第九卷第六期	上海江西路四〇六號
鐵 工	第二卷第七期	南京鐵道部總務司
實業部月刊	第二卷第七期	南京實業部
世界政治	第二卷第一期	南京成賢街四十八號
中國建設	錢 弊 專 號	南京首都電廠左巷
新 青 海	第五卷第五期	南京和平門外曉莊
警察週報	第一二三四五六期	長沙市里仁巷第十二號
世界軍情畫報	第 十 一 期	上海愛多亞路五五號
清華機工月刊	第一卷七八期	北平清華園
新 建 築	第 五 六 期	廣州市教育路卅二號四樓
工 業 安 全	第四卷第四期	上海環龍路三一五號

本刊第二卷第一期自出版後，即完全售罄一空，致勞各地愛讀同志，迭次賜囑補寄，實難應命，深表歉仄，伏祈原諒。

本刊得各地愛讀同志之維護，蒸蒸日上，以後希望直接定閱，按期附贈航空機械小叢書，聊答雅意。

本 刊 歡 迎 批 評

本 刊 歡 迎 投 稿

本 刊 歡 迎 定 閱

軍事委員會軍事雜誌社用箋

刊行軍隊教育研究專號徵稿啓事

敬啓者：際茲國防建設伊始，一切興革已入於實施時期，而軍隊教育之整理，

尤爲國防之重大工作；本誌有鑒及此，爰擬刊行專號，搜集關於軍隊教育之理

論與實施各方面材料，供獻國人，藉資研討，夙仰 台端爲軍學界泰斗，用特

函達，敬祈 不吝珠玉，錫以鴻文，俾光篇幅，國防前途，實深利賴！如蒙

惠稿，揭載後定當奉報厚酬，藉答雅意，諸希 亮察！順頌

著祺！

軍事委員會軍事雜誌社敬啓

社址 南京白下路一四九號 電話 二一二四〇

海軍編譯處投稿簡章

一、徵稿範圍

甲 論述

關於各國海軍之設施及討論等
關於海軍之戰略 戰術 航海 氣象

乙 學術

輪機 機械製造 槍砲 魚雷 水雷
無線電 深水炸彈 航空 防空 水
路測量 及其他海軍學術之研究等

丙 歷史

各國海軍史及戰史等
以與海軍有關者為限

二、酬金等級

甲 每千字五元至十元

乙 每千字三元至五元

丙 每千字一元至三元

照片每張一元至三元

來稿經刊載出版後查明確無在他處發表者即由本處酌給酬金如已在他處發表概不給酬不受酬者請書明(不受酬)字樣

三、來稿每篇字數以一萬字左右為限(如有價值之長篇著作不在此例)材料務求新穎凡屬譯稿須附原文稿中附圖亦須詳細繪就

四、來稿以條達明順為準字體須寫清楚勿用鉛筆及一紙兩面繕寫并將字句點明稿末并須注明姓名地址加蓋圖章以憑領取酬金

五、來稿本處有刪改權刊登後版權為本處所有

六、來稿登載與否概不發還如須退還應預先聲明并附足郵資

海軍雜誌第九卷第十一期要目預告

最近各國之潛艦
不受限制之兵器與排水量被限制之軍艦

尼加拉瓜運河
海戰之與精神力

潛艦之超量問題
民用航空與國防之關係

第二次海戰情況之預測
無條約下之各國潛艦

德國廢棄凡爾賽和約後之海軍
法國海軍空力之現況

英國國防計劃
最近各國海軍陸軍航空隊之概勢

現代戰術
砲之固有偏差之研究

發射大砲測程鏡
無線電實用問題釋論

船舶無線電測向器
世界航線與探險家小史

大不列顛之歐戰紀略
遮特蘭海戰之結果

歐戰中德國大海艦隊之戰史
國際公法

海軍戰術講義
海軍名將納爾遜

世界海軍要聞
海軍辭典

輪機辭典

其餘細目不及備載

南京海軍部海軍編譯處出版

定價

全年十二册 三元六角
半年六册 一元九角
另售一册 連郵費 三角五分

按
月
出
版

交 通 雜 誌

材
料
豐
富

第 五 卷 第 六 期

般屯公路巡遊記

交 通 政 聞

- 甲、政聞
- 鐵路
- 公路
- 電政
- 郵政
- 航政
- 乙、消息
- (國內之部)
- (國外之部)

洪素野

編者

編者

陸翰芹

張律仙

劉駿祥

翁朝慶

章江波

遇崇基

貢乙青

陳明遠

戴世文

唐雄傑

薛觀澄

黃昌言

李季清

沈奏廷

劉傳書

江波

交 通 插 畫

- 1. 正大鐵路于關車站等
- 2. 廣九鐵路新設廣州美女號
- 3. 美國舊金山山洞
- 4. 德國汽車公路

三幅
二幅
一幅
四幅

(定價) 月出一冊 每冊三角 兩期合刊 定價六角 預定半年 連郵一元 六角全年 連郵三元

(總發行所) 南京新街 口燕慶坊 一號交通 雜誌社

中國國際聯盟同志會主編

世界政治

第二卷 第一期 要目

二十六年七月十五日出版

論中美合作的前途	郭斌佳
國際貿易統制與國際貿易學理之對立	程瑞霖
內戰與國際法	周子亞
國聯與中立	卓運來
西班牙內亂與地中海的將來	石九譯太
羅斯福總統新政策之再檢討	蔣國啓
中國隱爲世界強列之一	Lucien Romier
國聯批判下之中國禁煙問題	Stuart J Fuller
最近世界大事述評	周書楷
日內瓦簡訊	呂浦

出版者：南京成賢街四十八號 中國國際聯盟同志會

每本大洋一角二分 全年十册 一元

遠東雜誌

社評

第二卷 第六期目錄 (六月號)

國大代表競選方法論 (五)

遠東論壇

- 開發海南島實業計劃..... 陳獻榮(一一)
- 荷領新畿內亞..... 許榮瀾(一九)
- 暹羅華僑之回顧與前瞻..... 逸凡(三一)
- 現階段中國應有的地方政治建設..... 譚樹黔(三六)

◎大學生問題特輯◎

- 大學畢業生的職業問題..... 林國材(四四)
- 大學生集團生活之危機..... 孔敏(五五)
- 準戰時期之大學生..... 聞征西(五七)
- 從青年本質的分析談到大學生的任務..... 金白巾(六一)

專著

- 都市社會之家族與婚姻制度..... 邱敦中(七〇)
- 經濟學各派原理叢談..... 文真熙(八二)

研究

- 希特勒統制下之德國教育改革與人材訓練..... 蕭自強(九二)
- 我國的國字改革問題..... 漆宗豪(九九)
- 編輯室談話..... 報錦(一〇五)

國內發行所：上海呂班路三十弄三十一號

每册另售國幣一角五分

預訂全年一元五角

本月刊徵稿簡章

一、本月刊爲航空機械人員研究學術之刊物，暫定徵稿範圍如次：

- (1)關於研究航空機械之譯述文字。
- (2)機械學術研究通訊。
- (3)學術講演記錄。
- (4)從事機械工作之心得。
- (5)世界航空珍聞。
- (6)摘要介紹中外科學書報。

二、來稿文字，白話文言均可，惟須繕寫清楚，並加標點符號。

三、來稿所附插圖，須用黑色濃墨，或白紙或透明紙上，繪畫清楚。

四、來稿如係譯文，請附註原著者姓名，原書名目，原書出版日期及地點，必要時並應附寄原著，以資核對。

五、來稿本月刊有刪改之權，不願者請預先聲明。

六、來稿登載與否，概不退還，如欲退還者，須預先聲明並附足郵票。

七、來稿一經登載，每千字酌致酬金二元至五元，但有特殊價值者另定之。

八、來稿登載後，其著作權即爲本月刊所有。

九、來稿請寄交南昌老營坊一二二號航空機械月刊社。

版權所有·不許轉載

航空機械

第二卷 第三期

中華民國二十六年八月一日出版

編輯兼出版者 航空機械月刊社
南昌老營坊一二二號

批發定閱處 各省大書局

定價表	訂購辦法	冊數	價目
	零售	一冊	五分
	預定半年	六冊	二角五分
	預定全年	十二冊	五角

附註：國外照價加倍。

