

航空機械

劉芳秀 敬自



第一卷 第一期



本期目錄

吳家鏞	卷前語	第1頁
驅逐總隊第三工廠合述	E-16軍翼驅逐機起落架之研究	第2頁
李登梅	飛船之新設計	第5頁
俞永安	始動 S-B機應注意之事項及M-100發動機之檢查	第6頁
長英	航空器材的廢物利用	第10頁
長英	飛機破壞學	第12頁
談鎬生	飛機引擎之燃料節省可能	第13頁
曹鶴蓀	憶一湖	第20頁
楊英庭	高度表的誤差	第21頁
李登梅	賽克隆G-200	第27頁
張立民	防冰之形成之新材料	第28頁
羅錦春	皮層應力之分析	第29頁
李定一	幾個關於高速度飛行機設計的問題	第32

本刊徵稿簡章摘要

(簡章全文載於第三卷第三期中內)

- 一、本刊歡迎投稿，最好請投稿人書明簡單履歷，以便登稿時酌予介紹。
- 二、來稿請用格紙橫行繕寫清楚，付郵之前，猶請細心讀校一次並加標點。
 - 紙只可寫一面，若有附圖，請另用富士紙，硬鉛筆，或藍墨水鋼筆繪製清楚。
- 三、來稿文字務求清順，凡有引用定理公式，因篇幅關係不能詳為說明者，務請註明適應參攷書誌之名稱及頁數，以便編者及讀者之查閱。四千字以上之文，并請自寫二百字以下之提要一段，附於篇首。
- 四、翻譯、摘譯、編譯、介紹等類文字，請附寄原書，或詳示原書名稱，著者，出版年月，出版書局之名稱及地址。如係雜誌，并請詳示其卷期數。
- 五、對於投寄之稿，本刊有刪改之權。
- 六、投稿經登載後，一律以現金致酬，酬例為本刊每面(約一千字)三元至十元，投稿人務請填蓋本社所寄上之稿費收據單後，擲還本社，本社當即按開來地址，寄奉稿費。

航空機械月刊

總編輯 曹鶴蓀

編輯 葉玄 葉衍鑫

總行及總訂售處： 航空機械月刊社
成都武字信箱八十七號附一室

印刷者： 成都成城出版社
代售處： 各地上海雜誌公司
各地生活書店
香港申報館

訂閱辦法：

全年定費：一元二角
空軍同志直接訂閱：一元
郵費國內免收；國外照加

歡迎直接向本社訂閱

以五分以下之郵票代洋十足通用
零售每冊一角二分

訂戶如有更改地址等情，請寫明訂號碼，原址及新址，通知本社。

關於投稿事宜，請寄本刊編輯部；
訂閱，廣告及一般詢問事宜，請函本社發行部。

606778

卷前語

吳家鏞

本刊自民國二十五年冬間出版以來，因抗戰軍興，社址遷移，停刊達一年有半，至去年春季，始行復刊。在此一年之中，承各地同仁之維護，內容乃得逐漸刷新擴充，閱者亦日見增加，祇以內地紙張印刷，俱較遜色，故每多因陋就簡，尤以刊中插圖一項，不能合乎要求，閱者當難滿意，此尙有待於今後之改進者也。

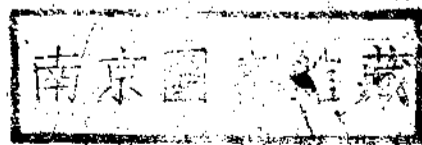
猶憶去年本刊復刊之始，曾於第三卷第一期中揭櫫四義；

- 一、利用抗戰期間擊落之各種敵機，儘量研究，表揚其優，揭舉其弱，以作借鏡。
- 二、使留學歐美研習航空人士，於彼邦突飛猛晉之新穎發明，得多一介紹供獻之機會。
- 三、抗戰以來，各種新式飛機之使用與保管，在不涉洩漏戰術戰略範圍內，寫成篇章，公諸同志，共策改進。
- 四、航空技術人員研究精神既因抗戰而愈見振作，在某一種研討或使用方面，應有一交換學誦經驗之論壇，藉以爲發揚光大航空工業之基礎。

復刊以後，即懸此四義爲鵠的，力求實踐，惟自軍興以來，吾航空技術同人馳驅軍旅，不遑寧處，每以時間空間之限制，於各種新式航空利器，不獲爲詳細之探討，囿於一隅，見聞既寡，本刊擴充內容，未能達預期之什一，肯以此也



觀歐美各國，對於航空事業之推進，莫不首重研究，不但於飛機及各部航空機件之製造，力求自給，且在使國內保持有最新穎最精銳之機種，殫精竭慮，務底於成，一旦遇事，此項新機，大抵性能優越，故能發揮其作戰效果。吾國創設空軍，歷史甚短，專門人才缺乏，製造原料，取諸國外，航空工業，方略具雛形，成效本難遽觀，惟就兩年來敵我作戰情形暨雙方消耗數量而論，吾國究亦不無相當進步，獨念抗戰艱苦，今後敵人謀我之亟，必更十倍於往時，我技術界同人，應有迎頭趕上之精神與決心，如何而後可使國產材料自足自給，如何而後可使製造計劃得以早日完成，舉凡航空機械之改革，技術方面之觀摩，均宜盡心研究，著爲鴻文，付本刊發表。同時本刊既以溝通航空學識，培養研究精神自任，則區區刊物雖極渺小，而所負使命，實至重大，已往揭櫫四義之實踐，選紙製版插圖付印之改善，尤應唯力自視，當茲獻歲之始，爰再引申前義，藉資策勵，並以自勉，幸垂察焉。



E—16單翼驅逐機起落架之研究

驅逐總隊 合述
第三工廠

俄造E—16式單翼驅逐機，往往於飛行空中時發生起落架不能收放之故障，其因收起後不能放下致強迫降落者，爲數甚多，攷其原因，不外機件不靈或使用不當，茲將其全部裝置繪成簡圖(圖一，二，三附文後)並將發生故障之原因及使用時應注意各點，擇其要者分述如下：

甲、故障

此種起落架之昇落，係用鋼線操縱(圖一)，在收輪時手搖搖把鋼線4,5向上搖起，鋼線10及11經過滑輪(12,17,20及13,19,21)將左右支柱(2)向外方拉動鋼線7,9漸漸鬆弛，同時橡皮繩38因鋼線6，隨支柱向外移動亦漸次伸長，張力因之漸次增強至着陸輪完全升起爲止，放輪時，着陸輪因本身重量下沈鋼線4,5則向下放，同時鋼線7,9將左右支柱(2)向內拉動，鋼線6,8因橡皮繩張力作用亦將支柱2向內拉動，鋼線10及11逐漸鬆弛，至着陸輪完全着陸爲止，輪之升降，各條鋼線之動作，均有相互關連，故往往因其中任何一條絞亂，遂致全部動作停止，此乃最重要之故障，推其原因，可分爲下列數端。

(1)拉輪之鋼線4,5(圖一)均太長：照原廠之規定鋼線4之長度爲3公尺，鋼線5爲4公尺，通常兩邊均有1.0—1.2公分多餘之線，以免鋼線4及5之張力太強，着陸輪不能放至最後位置，在開始收輪時，操縱箱內之絞盤A(圖三)因被鋼線3,7,8,9拉緊不能旋轉，僅有絞盤B因傳動齒輪M,L,K,J,I及E,F(圖三)之聯動作用而旋轉，直正絞盤B將4,5兩線之餘線絞完後，4,5兩線之張力增加，A,B兩絞盤作一齊動作，着陸輪方漸漸上升，若此種餘線太多，而且包圍絞盤B外面管理鋼線之鋁片Q(圖三)離開絞盤太遠，致鋼線4,5不能緊繞在絞盤B之槽內，故開始收輪時極易在校盤B上絞亂或繞至絞盤B之軸N(圖三)上，勉強收起以後，則不能放落，或竟不能收起矣。

(2)拉輪之鋼線4,5有一條太長：如果鋼線4,5之中有一條太長，在校盤B上其長者即易逃出槽外，於收輪時將絞盤之槽壓壞，不循軌道，以致發生絞亂情形，若在收輪時鋼線幸未被絞亂，則兩輪不能全時升至最後位置，但在放落時并無大礙。

(3)拉支柱之鋼線10,11(圖一)中有一條太長：如10,11中有一條太長，則在校盤A上(圖三)有一條不能繞緊而逃出槽外，在校盤B旋轉時即易絞亂，以致起落架不能放落。

(4)拉支柱之鋼線7及9太長：如圖一，在收輪時左右支柱2被鋼線10及11向外拉動，鋼線10及11收緊，因鋼線7,9與10及11纏繞在校盤A(圖三)上之方向正相反

，鋼綫7及9即隨之放鬆；如此時鋼綫7及9太長，則易逃出槽外，絞盤A旋轉以後，即易發生絞亂情形。

除上述之鋼綫絞亂發生故障外，尚有下列數端亦有引起故障之可能：

(5)鋼綫6,8上之橡皮繩(38)力量太弱；在着陸輪放落時，必須開鉤(24)鉤住支柱接頭(25)第三齒方為正確，(圖二)設若鋼綫6,8上聯接之橡皮繩(38)力量太弱，則左右支柱(2)向內拉力小，以致着陸輪不能落到最後位置，飛機着陸時危險至巨。

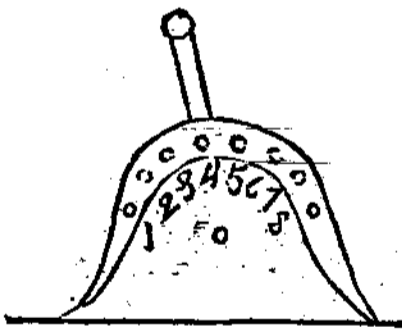
如鋼綫7及9之長短不協調，兩綫上之張力大有差異，則兩着陸輪降落時不能同時動作；往往只有一輪放到最後位置，即祇有一邊支柱接頭(25)滑過開鉤(24,) (圖二)飛機着陸時便向一邊傾翻，極為危險。

(6)鋼綫脫離滑輪：如拉輪鋼綫4及5在空中脫離所經過之滑輪無論收放均能使其在絞盤B上(圖三)絞亂，若拉支柱上之鋼綫7及9或10及11與所經過之滑輪脫離，則有在絞盤A上(圖三)繞亂之可能，即使鋼綫未曾繞亂，則收放均極費力，且易發生鋼綫斷折等故障。

乙、使用

由上所述，可知此種起落架收放之機構相當簡單，機構本身發生故障為數甚少，通常不能昇落之現象，多係因使用不當而發生，如第二圖所示各操縱部份，必須按照一定步驟使用之，方不致發生意外之事，茲將使用時應注意各點分述於下：

(一)保險裝置



無論在收輪或放輪時保險27(圖二)均應推至最近位置，如此保險未向前推即行收輪，則操縱箱內齒輪E(圖三)為保險所固定不能轉動，絞盤B亦即無法旋轉，僅有絞盤A因齒輪J,K,L在內齒輪I上自由轉動(圖三)得隨搖手T而旋轉，兩輪僅能升至60度左右，此時鋼綫4,5易由絞盤B槽內脫出或與所經過之滑輪脫離，再行收放時，即易絞亂，同時鋼綫10及11所受之張力極大，放落時鋼綫7及9亦有在絞盤A上絞亂之可能。

(二)開鉤操縱

如第二圖，在收輪時開鉤操縱36應提至上端小孔位置，則開鉤34(圖一)即為鋼綫32,23拉動脫離支柱接頭35，於是支柱接頭35方可在圓管26上滑無阻，若開鉤操縱26在放輪位置，即開鉤34與支柱接頭35并未脫離，同時反正鉤S將齒輪R(圖三)鉤住，搖把根本不能向反時針方向轉動，則兩輪均絲毫不能上昇。

設若拉開鉤之彈簧39(圖一)失去作用，開鉤操縱提至收輪位置將開鉤拉起，

但俟開鉤輪縱至放輪位置時，開鉤因無彈簧拉力，即不能與支柱接頭25緊緊接合，惟此種情形在檢查時極易發覺。

此種裝置上，有一反正鉤34(圖二)無異一自動保險，當開鉤操縱36在收輪位置時，搖把28僅能循反時針方向轉動(圖三)；開鉤操縱至放輪位置時，搖把28僅能循順時針方向轉動，故在收輪動作手不握握把，着陸輪亦不得自動下降，故開鉤操縱在放輪位置，兩輪決放不下；反之在放輪位置，兩輪亦決不能上升，惟若36與34間之鋼絲彈簧脫落，(圖二)此鉤即失效用。

(3) 鋼綫調節裝置



在收輪時着陸輪因本身重量下沉，恐其降落速度太快或不能放至最後適當位置乃用此種裝置以資調節，如圖二所示，在放輪時，將拉手37向後拉動，通常拉至第三第四小孔，(依照各機鋼綫鬆緊之程度而定)則圓滾30向後將拉輪鋼綫4,5壓緊，但亦不至張力太強，因有彈簧33可以調節；同時輪擊D(圖三)將I輪壓緊，使其旋轉稍慢，一俟着陸輪已完全放落，此時指示器29兩邊均已止90°位置(圖一)再將拉手37放回第一孔而後着陸，以免發生拉輪鋼綫4,5太緊之弊。

總上所述得下列各點：

A. 起飛以後

a. 收輪

1. 保險在前
2. 開鉤操縱在上，
3. 鋼綫調節裝置不動，

b. 放輪

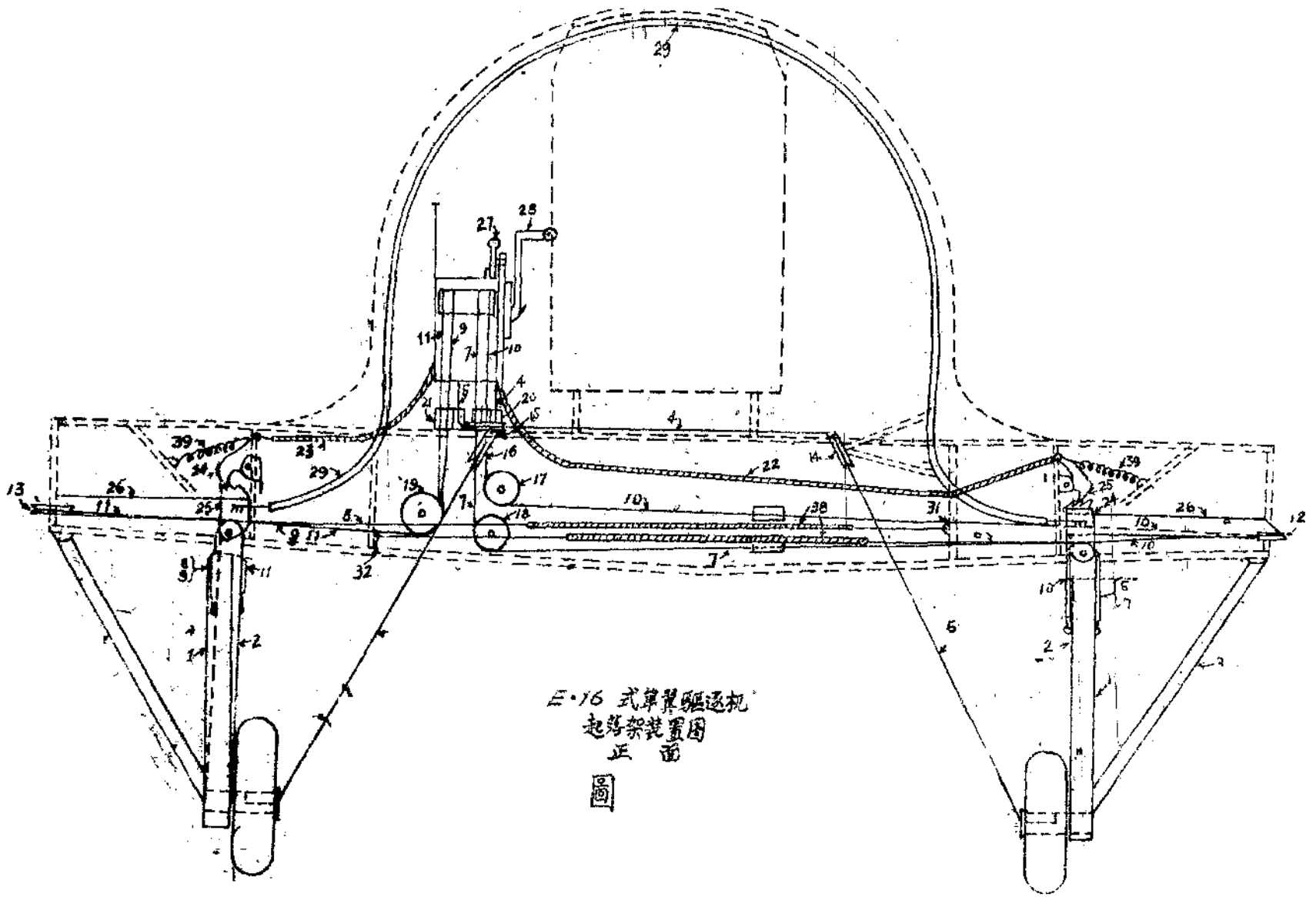
1. 保險在前
2. 開鉤操縱在下，
3. 鋼綫調節裝置在開始時向後拉，兩輪完全降落后放回。

B. 着陸以後

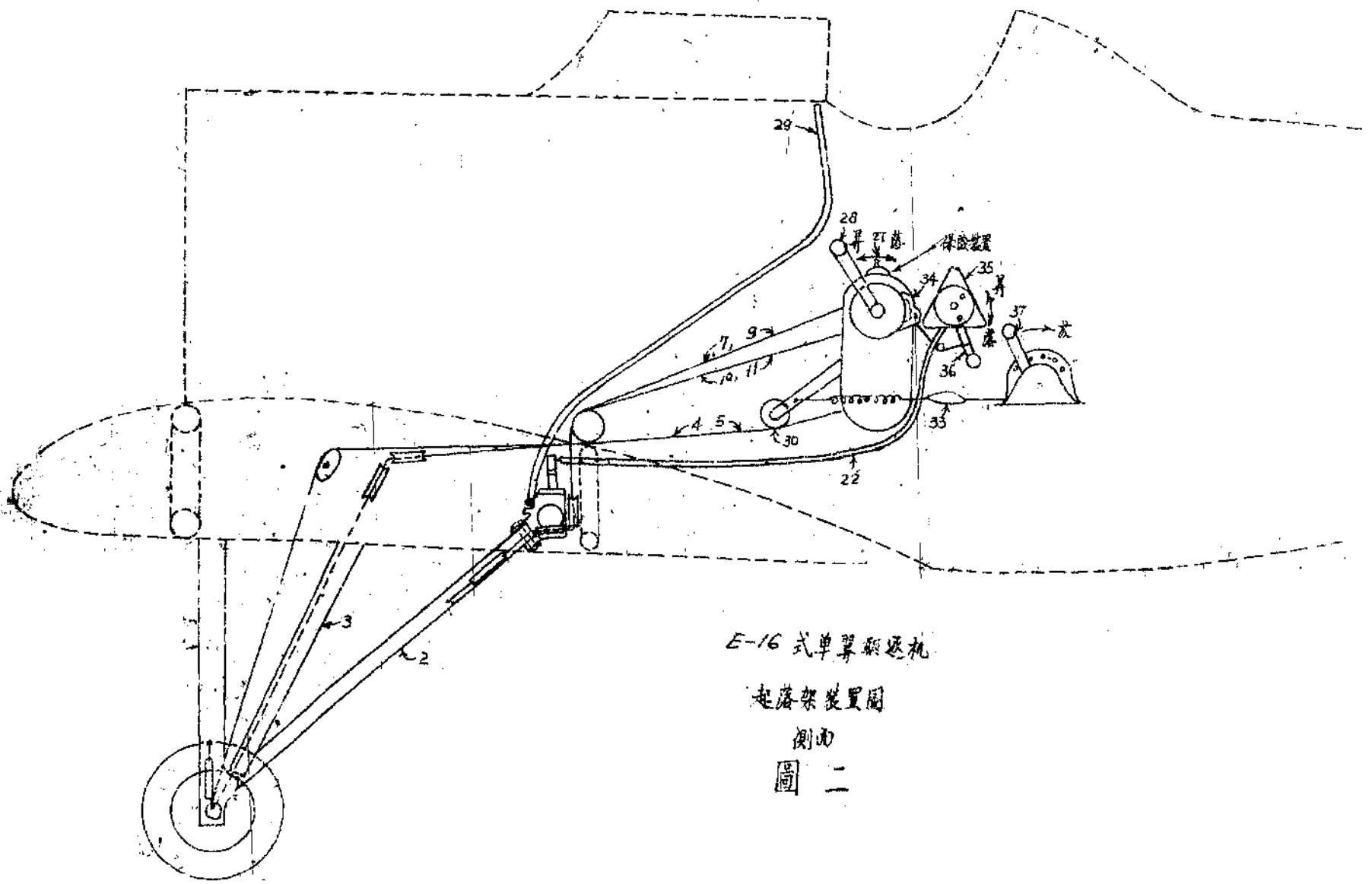
1. 保險在後
2. 開鉤操縱在下
3. 鋼綫調節裝置在最前。

丙、結論

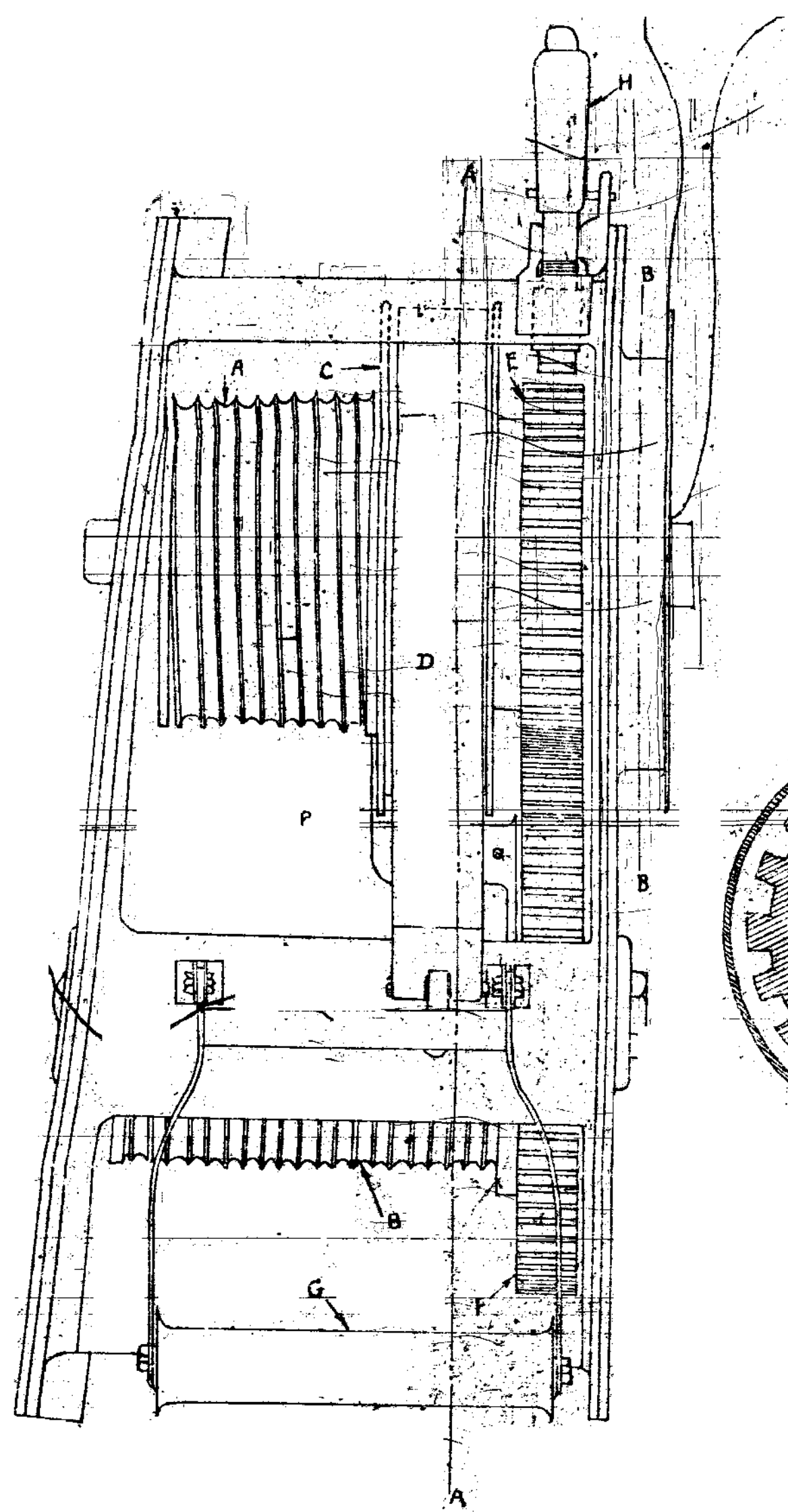
總之，此種起落架之故障，最主要者為鋼綫繞亂，而致亂之原因，已於甲項內闡述清楚，至於鋼綫在空中斷折或鋼綫脫離滑輪等情，實乃鮮見之事。



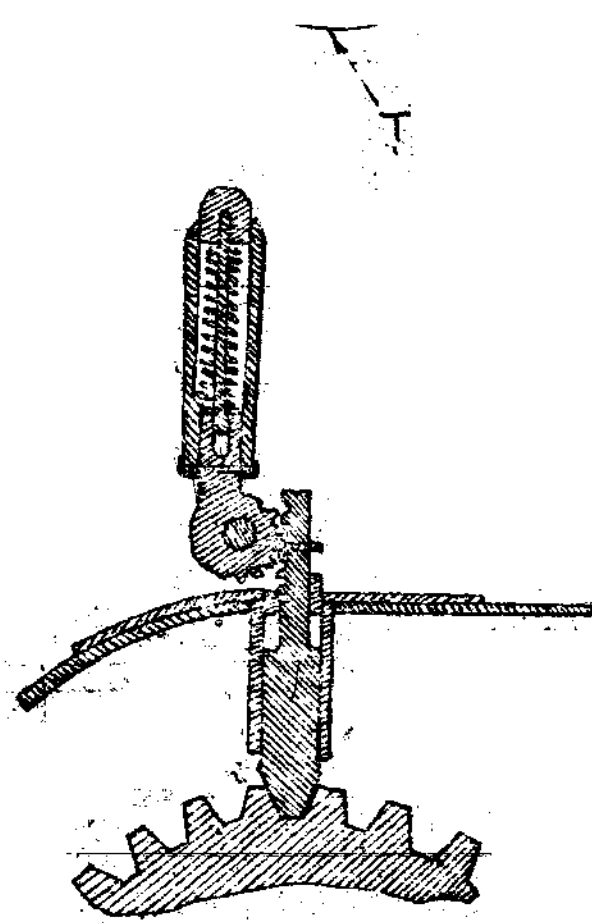
E-16 式单翼驱逐机
起落架装置图
正面
圖



E-16 式单翼驱逐机
起落架装置图
侧面
圖 二



E-16. 單翼驅逐機起落架縱箱圖



H 切面圖

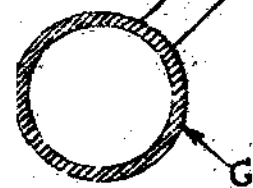
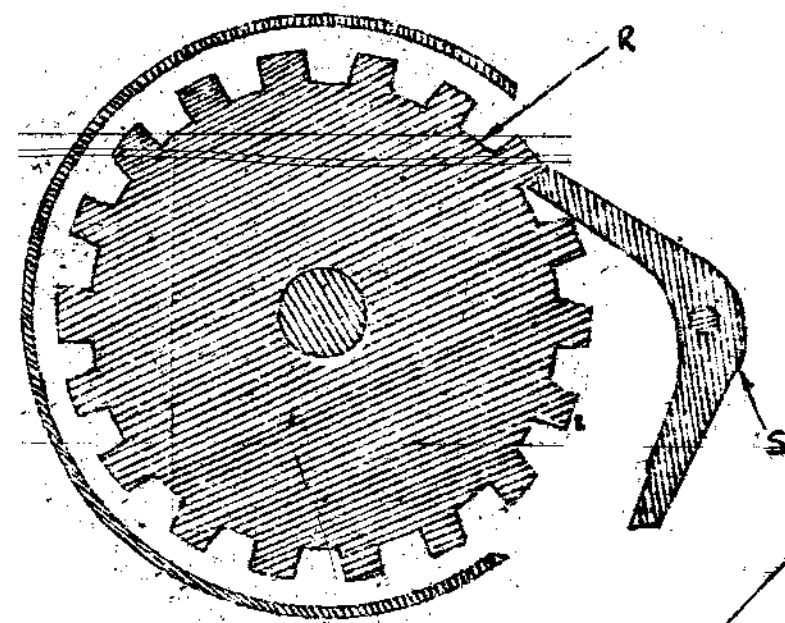
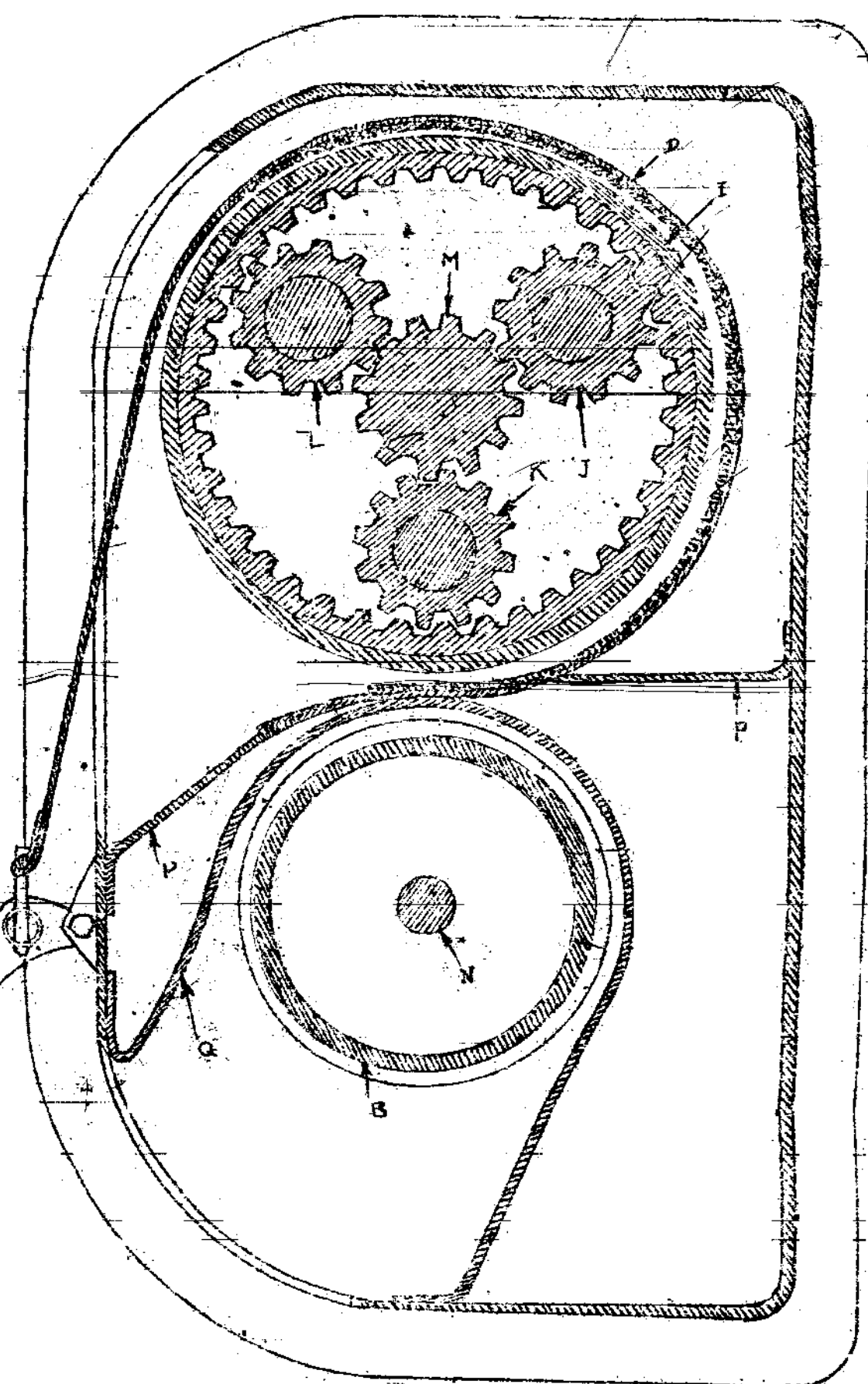


圖 三



切面 A-A

概凡此種E-16驅逐機在空中飛行時忽發現起落架發生故障，不能放落，若駕駛者能臨時判斷其原因設法調整以解決之，固為最妥，如不能即時判別其原因，則可設法先將拉輪鋼綫4,5剪斷，試行放落，若無效，則做快滾動作，如仍無效，則再將鋼綫10及11剪斷，並做快滾動作，則兩輪必可自行下沈，快滾動作之作用，在利用離心力以增加兩輪向外拉動之力量，且使兩輪得放至最後適當位置，以保安全耳。

——終——

飛船之新設計

飛船所用之翼端浮筒及附根翼(stub-wings)通常均具有缺點。翼端浮筒常見在粗暴降落時損壞或丟失。附根翼則因其浮力作用之槓桿力矩小而不能阻止飛船之側滾。

從前飛船之翼子——無論雙翼機之下翼或下單翼機之翼子——曾遠裝於船體之下，以致翼根作用猶如一浮筒但此種裝置之飛船仍有相當之側滾，且其翼端深入水中，妨礙飛船恢復原狀。

德國唐尼工廠(Dornier Werke)過去曾致力研究附根翼在水中之橫方安定性。在其四發動機之Dornier D0,26機上應用亦可伸縮之船外浮筒，但此浮筒在水中仍易損壞。

最近唐尼氏(Dr. Dornier)發表一使飛船在水中有良好安定性之新設計。其設計為在一高單翼機上，船身兩側之翼子均斜下作一峭急之下翻角，至與水面接觸為止，然後翼子復上昇一峭急之上翻角以使翼端與水面有相之距離。

由前方視之此種新設計飛船之翼形相當於「W」字母之一邊，船身相當「W」字母之中心。浮筒裝置於「W」字母頂點之翼下，毋須將浮筒由翼下伸長以達水面。

此新設計之優點係整個翼構架可以提高而阻力則減小，且可以免去一均側滾之趨勢。

翼端浮筒因其重量與阻力之龐大使張臂翼，(cantilever Wing)承受甚大載荷；附根翼則昇力未見增高而阻力反增大甚大。此新設計之浮筒裝置已無任何上述缺點，且翼與水面接觸之部份可製造使不受水力撞擊之損害。

此新設計尚包括一用同原理製造之水陸兩用機，其起落輪裝於翼子下端，收縮時可裝於下翻之翼根內。並有一浮動接頭可將船身外之上翻翼子折落。

此最後計劃更有趣味，庇柏頓(Mr. Pemberton)數年前即計劃飛船在強迫降落時可將整個翼架折脫，而其剩下之船身則為一獨立之汽船。唐尼氏之新設計當與庇氏在同一之研究途徑上也。(本文附圖見11頁)

始動S·B機應注意之事項及 M-100發動機之檢查

俞永安

始動時注意事項

先得申明一聲，就是這裏所述的SB飛機，係專指裝用M-100發動機而螺旋槳無變距裝置者而言，這種發動機，是採用冷氣始動或由始動車帶轉的，所謂始動，俗語叫做開車，開車的手續原來是極簡單的，不過我們要知道，每種飛機，都有它一定的特性，如果機務人員，對它不甚瞭解，或是疏忽了，那末輕則可以縮短飛機的壽命，重則竟致損壞某部機構，因此，作者特地提出下面應該注意的幾點，或可作為機械同志工作時的參考：

- (一) 檢視汽油箱內，所裝汽油是否過滿，以勿堵塞通氣孔為宜。
- (二) 檢視滑油箱內，所裝滑油是否過多，用標尺量之以35-40kg為宜，(約合40-45公升)
- (三) 檢視水箱內之水量，以超過最上層銅管一公分為宜。
- (四) 檢視始動用小油箱內，已否裝足74號汽油。
- (五) 檢視始動用冷氣壓力表，所指指度是否為30公斤/平方公分(但在夏季天熱時，即氣壓為15公斤/平方公分亦得始動)
- (六) 打開總開關(即着火開關，其操縱柄位於汽喉門操縱柄之下部)後，須先用二內油箱(靠近機身之二油箱)之汽油，約經使用30分鐘後，再可將二外油箱之開關打開，因機翼有上反角，外油箱之位置較高於內油箱，若同時使用，則外油箱之汽油必有一部能自內油箱之通氣孔流出，而遭無謂之損失。附「內油箱之開關即機上汽油開關(1)，外油箱之開關即機上汽油開關(2)」
- (七) 在冬季氣溫低於攝氏二十度，及換裝滑油第一次始動時，應使用兩排汽缸間之滑油加潤器，以使聯桿頭及汽缸壁得良好之潤滑，待滑油溫至攝氏四十度後，即停止使用。
- (八) 冬季始動時，可將風門關閉，待水溫達攝氏五十度後，即行打開。
- (九) 按捺助電器時，務須一按一放，往復繼續動作，切勿一按不放，因恐電源自電瓶來至變壓器處，所應感之高壓電過多，供汽缸發火而有餘剩時，將變壓器之線包燒壞。
- (十) 注油手續完畢後，須將注油柄提起，以便始動之冷氣，能帶走此時筒內所存之汽油，一同送入汽缸也。
- (十一) 注油時，應注意油壓表之指針是否移動。

- (十二)地面暖機工作，應在700R.P.M.時使行之，切不可將汽喉門放在800—835 R.P.M.時使行，因其時正為汽化器各噴油嘴之交替期間，噴油不勻，易生震動。
- (十三)在滑油溫度攝氏四十度水溫，攝氏五十度以下時，絕對不許開快車。
- (十四)在地面試車時，慢車轉數通常為300—400R.P.M.最大轉數為1700R.P.M.在天空航行時，平常轉數為1900R.P.M.最大轉數為2400R.P.M.
- (十五)地面試車時，不准用高空調整器。
- (十六)在地面試快車時間，最多不得超過五分鐘，否則震動甚大，溫度甚高，各部易於受損也。
- (十七)在1500R.P.M.時，將電池上之接頭取下，插入機身內電瓶座上之插孔內，以視電壓表所指是否為24伏特（此時所指度數即發電機工作時之電壓）
- (十八)在1000R.P.M.時，試驗左右磁電機之作用是否良好，方法與一般飛機相同，其用單磁電機發火時之轉數，不得低於原來（用兩磁電機時）轉數30R.P.M.以上。
- (十九)在1400R.P.M.時，可試驗滑油加潤器之作用是否良好，將其操縱桿拉出時，滑油壓力表之指針應即降低。
- (二十)地面試車時，不准打開油量表之電門，以視油量之多寡，因恐儀表受震動而致指示不確。
- (廿一)地面試車時，並須注意下列各項儀表之指數，是否適度：
- A.滑油壓力表所指是否為5—7公斤/平方公分
 - B.汽油壓力表所指是否為0.15—0.3氣壓（普通為0.2）
 - C.滑油溫度表所指是否為攝氏70度至110度（地面試車以攝氏80度為宜）
 - D.增壓器壓力表所指是否為86—92公分水銀柱高（最好為88。平時為76）
- (廿二)水箱蓋上之調節門彈簧，為1.2大氣壓之彈力，過出，調節門即啓開，使水溫不超過攝氏八十五度為宜。
- (廿三)地面試車時，遇有着火情形時，應即將着火開關（即汽油總開關）關閉，並用手壓儀表板上方左右角之滅火機操縱柄頭。
- (廿四)倘遇有不得始動時，除照一般之檢查法尋找故障外，並應注視各汽缸之始動分氣嘴外部，如發現藍色，即示該嘴已被燒損也，此時要換裝新嘴，再作始動工作，若仍不得起動，則應再檢查分氣器及通新嘴之分氣管，蓋恐其被燒損失之炭質所堵塞故也。

發動機各部檢查之法則

當飛機經過長途飛行或是執行任務回來後，吾人必須施以嚴密之檢查工作，

此種檢查之標準，亦即為再作飛行時前之必須具備之條件，因為S·B是收縮起落架的關係，所以無疑的，我們最要注意的，也就是最易發生故障的，就是這部，每次飛行後的檢查工作，第一步就是起落架部，其法則已詳本刊三卷十期，第二步即為發動機部，茲特列述其檢查法則於下：

打開發動機下方的包皮

- (一) 檢視各氣管，油管，有否漏氣漏油等情形發現，如有則應設法阻止之。
- (二) 汽油唧筒下部有一黃色小管接至大氣中，倘有汽油流出；即示唧筒內之油擋已損，則唧筒不能再用，務須取下，重新換裝軟木，鉛質，及橡皮墊子。
- (三) 滑油散熱器左邊之各放油嘴，須勿使鬆動，其保險絲更應特別注意，遇有折斷或鬆脫情形時，應重加旋緊之。
- (四) 滑油散熱器，可用手力加以推搖，倘有鬆動情形，則須將其固定螺釘旋緊之。
- (五) 發動機下方之包皮，其前端之二固定點，不必緊密嵌接，最好能用手力微加推搖時，聞得聲音，但要不許過度寬鬆，因恐被震動而致折斷此二固定螺釘也。
- (六) 水唧筒前後之各水管接頭處，須不使其漏水。
- (七) 檢視發動機下機匣前部之各固定螺釘，有否鬆動。（在地面試快車，絕對不得超過五分鐘，否則，此等螺釘，易於鬆動。）
- (八) 下機匣之前下方，有一滑油壓力表接頭，須注意其有否鬆動，去儀表之小管，當其經水箱附近時，外纏有很多銅絲，係防其與水箱摩擦及受水箱溫度之影響而設。
- (九) 其他各管之接頭處，及開關處，須保持良好情形。
- (十) 換裝新發動機及翻修後之發動機，經飛行達五小時後，即須換裝新滑油，並將機匣內之存油漏出，檢視其有無金屬渣沫等物。
- (十一) 普通發動機經20小時飛行後，即換裝新滑油，並洗淨其紗濾。
- (十二) 此發動機在該出產國內，並規定飛行達50小時後，須將下機匣打開，而整個發動機仍固定不動，檢視其內部情形是否良好。（惟在我國境內，且值戰時，可經140小時後施行之）

打開發動機上方的包皮

- (一) 細視發動機之表面各部，有無隱傷存在。
- (二) 汽化器的操縱桿有否折斷。
- (三) 汽化器之操縱桿本為極小，而其與汽喉門等接合處的螺釘及保險絲又更小，故易致脫落，應注意其是否良好。

- (四)兩排汽化器(六個)的動作是否一致，否則各汽缸爆發不勻，易生震動。
- (五)汽油自油箱經汽油唧筒而分入各汽化器時，其各處接頭有否鬆漏情形，如有應速加修理，因發動機溫度很高，如遇漏油，每易引起火災也。
- (六)汽化器上接操縱桿處，有一電木墊子，進油口要有一皮墊子，有時因發動機久擱不用，此等墊子，能因乾燥而致漏油，應注意之。
- (七)汽喉門操縱桿有數處與電線相離甚近，須注意有否相互磨損及妨礙等情形。
- (八)高空調整操縱桿之檢查法與上述汽喉門操縱桿相同。
- (九)磁電機斷電部的蓋，係用一螺釘固定，須注意其有否鬆動。
- (十)排汽管之接連於排汽門處須檢視其有無破裂或漏氣情形，如有，則非加以修整即不能起飛，蓋排汽之溫度甚高，易引起火災故也。
- (十一)每排汽缸之總排汽管與其前段之接頭處，常因震動而受損，故極宜注意，(現今其接連方法，有採用鋼絲圈箍者，因其具有彈性，故較好。)
- (十二)排汽管之後段，因溫度甚高，故第5,12二汽缸頭上，特加一硬器擋熱片，該片常因受震動而致破裂，應注意之。
- (十三)檢查發動機連接於裝架上之固定螺釘，有否鬆動。
- (十四)打開斷電部之弧形蓋，以千分熱量取白金釘空隙是否為0.45m.m.，如不合應予以校正。
- (十五)檢查分氣咀及注油咀有無滲漏情形，
- (十六)飛行達50小時後，應檢查分電刷與分電塊有無污損情形，並用呢絨拭淨之。
- (十七)飛行達10小時後，加注純淨之稀礦油(普通飛機上所用之擦槍油即可)於磁電機上。
- (十八)飛行達50小時後，將全部電咀取下檢查，量其空隙是否為0.30.32 m.m.，並加以清洗之。
- (十九)平常飛行回來時，如欲檢查電咀，可分日拆卸一排而行之。
- (二十)飛行達五十小時後，應將偏心盒蓋打開，量取汽門空隙是否為2m.m.，並檢視汽門彈簧是否完好。
- (廿一)飛行達五十小時後，汽化器內之濾油器及浮筒室均應打開，以74號汽油清洗之。
- (廿二)汽化器內之噴油咀面積，隨冬夏而有不同，須按時改裝，其規定如下：
- | | | |
|------|-------------------|-------------------|
| 主噴油管 | 夏季1.6 sq.m.m. | 冬季1.85 sq.m.m. |
| 副噴油管 | 夏季0.8—1.0 sq.m.m. | 冬季0.8—1.0 sq.m.m. |
- 內中副噴油管無冬夏之分。但在我國境內，則因氣候溫和，故無須改裝。
- (廿三)檢視水箱內之各水管，有無漏水情形。

上述各項檢查法則，表面雖極簡單，但吾人須知延長飛機使用之壽命，增高飛機使用之效率，為戰時機械人員唯一之職責，願勿忽略之。

航空器材的廢物利用

(三卷九期本刊徵稿)

長 英

中國航空史最初的一二十年中，許多航空利器常常棄置不用，寧願叫他朽爛了，變為廢物，所以那時根本談不到「廢物利用」。在全民族奮起抗戰了兩年半之後，已充分了解航空之重要；又因航空工業不發達，和由國外輸入不便利，而感覺到補充航空器材之困難，所以提出「廢物利用」問題，在現今是很需要的，我將利用航空器材廢物的意見，條列如下：

甲，廢物來源：

- 一，敵機：1. 俘獲之敵機，
2. 擊落之敵機，
二，我機：3. 飛行失事之我機，
4. 太舊而不適飛行之我機，

乙，利用方法：

一，紀念與宣傳：

1. 俘獲或擊落之敵機，先行公開展覽，以利宣傳。
2. 有重大意義者，可永久保存或送入歷史博物館。

二，充實我軍器材：

3. 全機完整或修理後仍可用者，當然全部利用，
4. 完好部份，盡量利用，
5. 微損部份，修好備用，
6. 過分損壞或不能直接利用者，可選用其原料。

三，撫卹烈士家族：

7. 不能利用部份，可公開拍賣，以所得款項，撫卹空軍烈士之家族。

四，軍事研究：8. 參謀人員研究敵機，可得綫索推斷敵軍虛實。

9. 飛行人員研究敵機，以改進應付敵機之方法。

五，技術研究：10. 技術人員研究敵機上各部份，探討其設計上及製造上之特點。

11. 充航空工程學校之標本或模型。

丙，實際辦法：1. 組織一「廢物利用委員會」負責下列各項：

2. 議定利用廢物之詳細具體方案。
3. 詳細檢查廢壞各件，並決定如何利用。

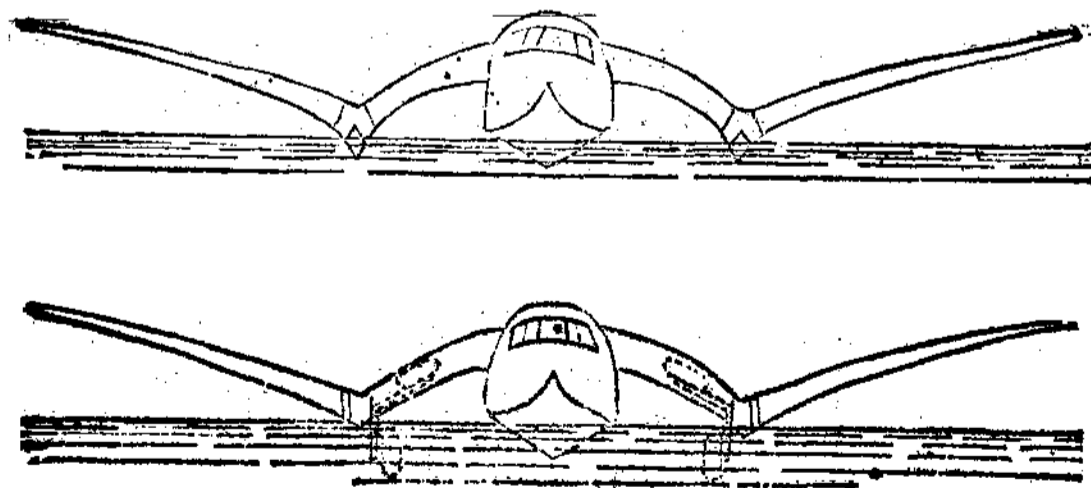
4. 實際支配各件之出路。

以上所列，只是一個大綱，每條的意義是很明顯的，因此我只對利用方法的第十一條稍加較詳的說明：—

二十多年來，中國所買的飛機器材，真可說是種類繁多，各色俱全，這在建設空軍，雖是大忌；但要當作標本，對於航空工程教育，極是有利的，譬如學生聽先生講解某種機件或構造，有標本在旁參證，確可以事半功倍，又如各種實習，缺少設備，就無從着手，可惜無數舊器材，都不知那裏去了，中國航空工程教育，歷史很淺，各校設備不多，想要添置也限於經費；雖會承空軍分贈過一些機件，仍是少得可憐，在抗戰時期，我們可俘獲或擊落無數的敵機，我機的損耗必也較平時為大，如果一方面缺乏而需要，而另一面將許多有用之物廢棄不用，豈非太不合理麼？

說到學校中所需要的標本或模型，倒不在乎來自敵機或我機，好的飛機固好，破爛的也好，全架飛機固好，任何單位或另件也好，甚至如一段支柱或翼樑，一個翼肋或接頭，一方蒙布或包皮，等等……，都是好的，而且是有錢無處買的，在空軍裏面，不要另外的耗費，只要一舉手之勞，就可化無用的廢物為無價之寶，這何樂而不為呢？！

第五頁飛船之新設計一文中附圖



飛機破壞學

長英

「飛機破壞學」是我所提出的一個新名辭，在抗戰中力圖建設的今日，以空軍而論，建設，製造，修理，還覺來不及，無論誰聽到這新名辭，必定都要搖頭，或認為是標奇立異，別有用心；不然就以爲是驚世駭俗，不合時宜，然而不然，請看我的理由：

在抗戰初期，我軍爲誘敵深入，讓出平漢、平綏、滬寧、滬杭等鐵路，雖曾經我軍加以破壞，可惜不澈底，稍經修理，便成敵方交通幹綫。我軍退出青島和其他城市時，雖曾將電力廠和大工廠等加以破壞，可惜也不澈底，稍經修理後，便成了敵人的財源，又據傳說前年南口戰役，有一次我軍曾俘獲幾輛坦克車，大概是當時前方沒有工兵和機械化部隊，所以對俘來的坦克車，開又開不走，拖也拖不動，破壞也不得其法，終於被敵人反攻上來，奪了回去，稍加修理後，仍是殺人的利器，從此可見「破壞」雖是消極的不好聽的名辭，但有時不但破壞是需要的，而且是必要的；不但要破壞，而且要澈底的破壞，一件東西經過「澈底」的破壞，是不能修理的，除非再從新建造。經過不澈底的破壞，是可以修復的。修復時所耗費人工，時間，材料愈多，也正表示破壞的效果愈大，破壞的效率好，就是破壞時要用最短的時間，最少的人工和器具，而能得到最大的效果，「破壞」很是一種學問，「飛機破壞學」也是值得講求的；空軍人員，固然應該知道，一般民衆和士兵，也都應該知道，並且他們都有實行的機會的。

飛機破壞學大綱

- 一，破壞的時機：1. 在地面有機會接近敵機，而無充份時間和能力俘獲運走時，必須破壞之。
2. 我機在地面不及起飛，而將被敵俘獲時，必須破壞之。
- 二，飛機的種類形狀：我機有我空軍人員負責，故可專注意敵機的種類和形狀。
- 三，可破壞部份：那部分在甚麼位置，那部分最爲緊要或最易破壞。1. 油箱。
2. 發動機。3. 機翼和操縱面。4. 輪胎。5. 其他。
- 四，所用器具：1. 手榴彈。2. 手槍和步槍。3. 刀斧和金屬農具。4. 火柴。5. 徒手。
- 五，破壞方法：破壞何部，宜用何器具，如何方法。
- 六，破壞時間：完成各種破壞方法所費的時間。
- 七，破壞效果：破壞後，如要修復，所需之人工，時間和材料。

本文我只說明「破壞」的重要，「破壞」的定義。并提出「飛機破壞學」的大綱，至於詳細的理論和方法，我希望同志們一齊注意共同研究。

飛機引擎之燃料節省可能

By D.S.Hersey.

談鎬生譯

鄂圖循環(Ottocycle) 飛機引擎之燃料節省，可由用高壓縮比，高機械效率，及最良電花早發得到之。至於引用是項原則之限制因素，則為震爆作用；雖然，此仍可設法制止之。當視所需係為巡航動力抑為高出功率之情況而不同耳。

本文略舉現有飛機引擎在各種情況下燃料節省之需要條件及其節省效果，至於在高出功率及節省情況下影響震爆作用之因素，以及避免震爆之折衷辦法，則闡論較詳。

由於邇來商用及軍用方面對於巨型，長距航行飛機需要之結果，高出功率節省燃料引擎益見重要。本文目的即在討論用鄂圖循環飛機引擎之燃料節省可能性，以及限制此種改良之因素。

新式飛機引擎之設計，係根據於滿足兩種或三種運用情況而定。當起飛時，需要較短時間之最大出功率，此後上昇時需稍小之動力。而當達到高効工作高度時，則僅需最大動力之50%，即是使飛機在此高度作正常巡航速之平飛。所幸在起飛及上昇時燃料節省並非必要；而反之，在高効巡航飛行時高出功率亦屬無需，因稀混合氣與巡航燃料節省之結果；可以增進引擎散熱，即減少震爆傾向也。新式引擎避免震爆方法為，當起飛之短時間內，因需要最大動力，故用濃混合氣，而在巡航動力時則用稀混合氣。又折中之電花早發，即稍後於動力及節省之最良早發位置，亦用以增加制爆作用。

整個飛機之燃料節省，并不僅限於引擎燃料消耗一方面，而為飛機，引擎及螺旋槳製造者之共同問題，惟本文所論，則限於引擎之製造，如何可以達到減少巡航動力實際單位燃料耗量之目的，而同時不影響於起飛出功率。

茲先論理想工作狀況下之節省可能，以及高出功率之需要與燃料本身對於此方之限制，然後再論如何可以避免此種限制而達到節省之理想。

理想情況下之節省可能

影響引擎工作最小實際單位，燃料耗量之因素頗多。對於一鄂圖循環引擎，其較重要因素為：

- (1) 壓縮比。
- (2) 電花早發。
- (3) 機械效率。
- (4) 平均有効壓力。

(5) 廢汽返壓。

上述數因素之一般效應，雖屬習見，但此間略舉對於最近飛機引擎之數種觀察結果，當不無裨益也。

第一圖表數種單汽缸及複汽缸引擎試驗所得最經濟燃料耗量與壓縮比之關係，單汽缸試驗之壓縮比變化，自6.5:1至8.2:1。此曲線每點之求得，係根據於最良之電花早發及同樣之廢汽返壓，與汽缸溫度求得。複汽缸試驗各點則在近於最良電花早發位置，惟汽缸溫度則不能精確管制耳。此兩種紀錄均不用實耗量而以指示單位燃料耗量表之，因藉此可以免去機械效率變化之影響也。此圖包括相當之指示熱效率，及理論空氣循環效率曲線以資比較。在計算試驗之熱效率時，假定汽油之含熱量為每磅18,500B.t.u. 此熱效率計算之公式如下：

$$E = 1 - \left(\frac{1}{R}\right)^c$$

式中 E=熱效率，

R=壓縮比，

c=在0.260至0.265間之一常數。

上式表示在任何壓縮比時即圖循環引擎所能達到之指示熱效率。惟必需當發火時間，燃料空氣比，及平均有效壓力，均在最良值時方可得到耳。c 之較低值用於計算複汽缸引擎效率。

理論熱效率，包括混合氣之比熱變化及分解作用影響時，對於最經濟混合氣，上方程式中之c值，以0.295代入，結果極為相近。此種計算所得之關係見圖一，實際上可達到之指示熱效率約為此理論熱效率之92%。

圖二示數引擎之最經濟指示單位燃料耗量與電花早發之關係，係在不同平均有效壓力與引擎轉速下求得。每次試驗時，壓縮比，廢汽返壓，及汽缸溫度均為不變。其熱效率則用指示效率以避免機械效率變化之影響。與電花早發相當之壓縮比變化對於熱效率之關係見同圖，由圖可見電花早發自45度左右之最良位置減至20度時，對於燃料節省之影響，與壓縮比減少1.4單位相當。

圖三示複汽缸引擎機械效率及平均有效壓力對於其實際單位燃料消耗量之關係，上圖為不同工作情況之機械效率，中圖為相當情況下之實際單位燃料耗量；下圖則為指示單位燃料耗量之曲線，指示燃料耗量之值可由實際單位燃料耗量之值除以相當之機械效率之值而得，計算效率所用磨擦馬力之值係由常用之拖動法 (motoring method) 求得。此種磨擦馬力求法之絕對準確性雖屬疑問，但在此處無甚關係，因當化成「指示」值後仍須化還為「實際」值，於此不準確性之影響大部抵銷也，在正常工作平均有效壓力範圍內，指示單位燃料耗量與引擎工作情況無關，當平均有效壓力續行減小時，燃料耗量之曲線隨之增高，此項現象。頗堪注意

。由上可見當引擎汽喉門全開，指示平均有效壓力大於130磅/平方英寸時，方能得到最經濟實際燃料消耗。

由上圖可見任何引擎當在低平均有效壓力時最節省指示單位燃料耗量逐漸增加，但此指示燃料耗量在何種平均有效壓力之下開始上增，則因引擎之不同而各異，最低者竟在70磅/平方英寸之低平均指示有效壓力。

第四圖示複汽缸飛機引擎廢汽返壓對於實際單位燃料耗量之關係。是項試驗雖非在最經濟汽油空氣比率下所得，但混合管制則均不變，因此所得結果可視為代表返壓變化之影響。由圖，實際單位燃料耗量雖隨廢汽返壓而變，指示單位燃料耗量則與廢汽返壓無關。可見實際單位燃料耗量之變化，必由於廢汽返壓影響機械效率之故。單汽缸試驗結果(此處略去)，知在任何進汽道壓力，機械效率隨返壓之減少而增加，因失壓損失之減少與出功之增加同時發生故也。

在理想狀況之下，以10:1壓縮比之鄂圖循環引擎在最良電花早發位置，用完全抗爆燃料工作時，吾人可以希望得到之指示單位燃料耗量約在0.307磅/IHP-Hr. (即每指示馬力時耗汽油0.307磅)左右。由圖三所示，汽喉門全開時最高之機械效率為92.5%，由此可得到實際單位燃料耗量應為0.332磅/IHP-Hr. 約較用6.5:1壓縮比工作之較遲電花早發時之耗量減少22%。惟欲達到此種改良因需用上述之增加壓縮比，汽缸內最高壓力大約增加60%，因之汽缸及活寒之重量亦必須同時增加。

由於震爆效應而生之限制

假令有相當之全抗爆汽油可以應用，則鄂圖循環之理想的節省即可達到，可見鄂圖循環飛機引擎燃料節省之改進，其最重要因素，實為全抗爆燃料問題之發展。惟在目前此種燃料尚無法利用之時，則吾人祇有設法利用現在可資利用之燃料，以求其如何可以接近於此種理想耳，於此需要討論若干震爆之本身問題。

下列諸項為影響震爆之因素：

- (1) 壓縮比，
- (2) 電花早發，
- (3) 平均有效壓力，
- (4) 進氣溫度，
- (5) 汽缸溫度，
- (6) 燃料空氣比，
- (7) 燃料之抗爆數，

前述諸因素中，第一至第五項之值與震爆趨向同時增加。試再察圖一至圖三，吾人立即可見最前三因素之值愈高，則燃料節省愈佳，故其次之問題即為如何可以調和因巡航情況及高出功率情況需要所發生相對立之條件。

今假定應用商業上可以得到之最高抗爆數汽油，則第七項因素可不必討論

而其餘六變數則按其重要性求得最良之折中辦法。

圖五示二種壓縮比，高度及低度電花早發位置時，巡航指示平均有效壓力震爆限變化與增壓器轉子邊緣空氣溫度之關係。爲使本圖簡單起見，用轉子邊緣空氣溫度作主變數。選擇此變數時，假定空氣經過增壓器後汽化工作業已完成，此可由不用通常低壓汽化器而用高壓汽化器或用進汽管燃料噴射方式得到之。此假定之好處，即在可以避免不同增壓器因燃料汽化吸熱效應所生溫度變遷之相異。因此不論用何種汽化器進汽門溫度常爲不變。

由本圖可見轉子邊緣空氣溫度增加 50°F 時，其平均有效壓力限減低30磅/平方英寸，故用混合汽溫度減低以制止震爆現象之重要性顯然易見。圖五之結果係由一引擎以兩種壓縮比試得，其值爲6.7:1及8.0:1。在相近之電花早發及進汽溫度時，此壓縮比之不同，使平均有效壓力限減低35磅/平方英寸，約爲28%。在震爆所限之指示平均有效壓力，用兩不同壓縮比計算所得之汽缸最高壓力適相等，此或係偶然之事，惟亦頗堪注意。

電花早發變動與壓縮比或轉子邊緣空氣溫度變動之效應相同。即在一定之壓縮比及空氣溫度時，電花早發時間之減短使平均有效壓力震爆限增加。

圖五之四變數中，僅轉子邊緣空氣溫度爲與指示單位燃料耗量無直接關係，雖則在正常工作狀況下，平均有效壓力之變化與指示燃料節省無大關係，但因此因素對於機械效率之影響可令實際單位燃料耗量發生變化。故減少震爆作用最好方法，實爲令引擎在最良電花位置及壓縮比，而調節轉子邊緣空氣溫度，平均有效壓力，或其餘影響震爆傾向之因素。

燃料空氣比之變化絕於轉子邊緣空氣溫度震爆限之影響如圖六。大約在完全燃燒之燃料空氣化學正確比時其震爆傾向爲最大，在巡航情況時用過量空氣可以不使最經濟燃料消耗受有損失而達到制止震爆之目的。此種減少震爆方法在裝有常工作於汽喉門半開狀態直接增壓器者用之最佳。

此種方法略述如下。燃料空氣低比值可由令電花早發在燃料節省最良位置，而逐漸稀化混合氣，使超過正常最小實際單位消耗量之點。堪注意者，當進汽道壓力增加，用以維持所需之動力時，其實際單位燃料耗量不變，而隨進汽道壓力增加之過量空氣非惟減少震爆之傾向，同時并可增進汽缸散熱之作用。此方法之最大困難在於，對於引擎之任一轉速，過量空氣之需要條件必使汽喉門全開巡航出功或其高度極限減低。此種試驗曾用于單汽缸複汽缸引擎，空氣燃料比高至25:1，并無困難。因極薄混合氣不易燃着，故應用此種震爆管制時電花提早須至 45° — 50° 之間。此種制止震爆之方法，惟有當其他更有效之方法失效時始用之。

震爆之制止無疑地可由引擎散熱之改良而增進。氣冷單汽缸引擎在極高極低溫度試驗之結果，在燃料節省情況下低溫之指示平均有效壓力震爆限較在高溫時

高40磅/平方英寸。

因欲對於上述數種制止震爆方法作更透澈之研究起見，吾人曾作一組氣冷單氣缸引擎之試驗，至於複汽缸引擎之情形，大致相仿。其規定狀況如下：

A. 後電花塞墊溫度	500°F
B. 進油溫度	185°F
C. 相當複汽缸引擎出功	700bhp.
D. 最大容可引擎轉速	2600r.p.m.
E. 增壓器葉秒速	0.363×r.p.m.

本實驗所用燃料之抗爆數為 87，震爆之制止可由調節下列之諸因素得到之：

- (1) 壓縮比。
 - (2) 電花早發。
 - (3) 混合比。
 - (4) 平均有效壓力。
 - (5) 轉子邊緣空氣溫度
 - (6) 引擎轉速
- } 相合

試驗方法為工作於一選定的壓縮比，電花早發引擎轉速及轉子邊緣空氣溫度而逐漸稀化混合氣使震爆開始發生，因增壓器葉秒速與引擎轉速及巡航動力間之關係定為工作情况，故轉子邊緣空氣溫度與平均有效壓力因引擎轉速所生之變化須維持一定。此項試驗係在壓縮比 6.0:1 至 6.6:1 間所作，其結果如圖七所示。此圖概略解釋如下。

上部表複缸汽在 700h.p. 巡航出功情況下之機械效率，指示平均有效壓力，及轉子邊緣空氣溫度因引擎轉速所生之變化。其下示在每一轉速下所能得到適當震爆發生前之最小燃料空氣比。最下圖表示相應複汽缸之指示及實際單位燃料耗量因引擎轉速所生之變化。由圖可見，對於一裝有直接增壓器工作於在此燃料震爆範圍內之規定巡航動力時，必有一節定之引擎轉速，使在該點可得到最低之抗爆實際燃料耗量。又可見在此最良之引擎轉速，減少引擎壓縮比所得之純淨燃料節省較用加濃混合氣以阻止震爆為勝。

在近於最良引擎轉速時電花早發對於制止震爆效應之關係，其試驗結果，如圖八。此項試驗同時表明，由經濟立場觀之，則用延後電花早發位置方法制止震爆較用加濃混合比為值得，但此處須申明是項結論僅應用於當在高巡航出功時欲求制止震爆之情形。倘減低引擎出功之要求，則相應之平均有效壓力亦減低，而情況即不同。

進氣溫度變化對於震爆限制效應之關係，試驗結果如圖九所示。此間假定入汽溫度之減低可藉改換增壓器輪齒比數或中間冷卻得到之。在此等試驗中，假定

—700h.p 巡航出功及不變之imep, 引擎轉速, 電花發火位置。壓縮比為6.6:1。在選定之電花早發, imep, mep值, 吾人可能在25°電花早發及適才所述之高壓縮比得到與在較低電花早發及6.0:1壓縮比時同樣之抗爆節省。以減低進汽溫度作震爆管制其效果與前所論他種震爆管制方法正埒。

由前所述, 巡航情況下之震爆制止係由電花早發, 進汽溫度, 壓縮比, 及平均有效壓力之管理得到之。在不變之動力出功下, 改變平均有效壓力以管制震爆, 係由增加引擎轉速得之。但超過某定點之後, 此種增加同時即造成實際單位燃料耗量之增大, 因引擎轉速增加而欲發出所定之馬力時, 非推平均有效壓力減小, 同時又使磨擦平均有效壓力增加也。引擎之機械效率為

$$\text{機械效率} = \frac{\text{bmep}}{\text{bmep} + \text{fmep}}$$

故實際平均有效壓力之減少與同時因轉速加大而生之磨擦平均有效壓力之增加, 結果遂令機械效率大為減少, 而使震爆限制的實際單位燃料耗量增大; 雖則其相應之限制的指示單位耗量仍屬減低。

應用上前述最節省情形時避免震爆之方法多少有所限制, 較好之方法似為減低其壓縮溫度而同時并不十分減少汽缸之平均有效壓力。進汽溫度及汽缸溫度之減低, 過量空氣之應用, 均為最有效之方法。

最大出功之限制

迄今除巡航情況下震爆限制及其燃料節省之可能已曾討論外, 至于各種變數對於最大引擎出功之效應尙未述及。通常, 鄂圖引擎之最大出功受最高容可引擎轉速, 汽缸與軸承荷載, 以及震爆發生之限制。此等限制中引擎轉速及建造因素視設計及材料而定, 茲不論。即使假定此種建造因素已可由增加重量或設計及材料方面之改良而獲得解決, 震爆問題仍屬存在。足以影響在最大出功情況時震爆限之因素與前在巡空出功情況時者相同, 但因此時節省問題係為次要, 故制止震爆之方法亦因之而異。目前採取之震爆制止方法為用汽油, 空氣之濃混合體及延後電花早發。圖十示加濃混合氣方法之效率, 注意當燃料, 空氣比增高而超過0.105時, 抗爆出功方面所獲甚微。此值即為目前應用于6.5:1壓縮比, 及100抗爆數之引擎者。因之從此方面不能再望有所改進。至濃混合氣對於單汽缸震爆限之影響, 以及用此方法能否更有進步可能, 其試驗結果如下。

圖十一示此研究之前部。由濃混合氣及最大動力混合氣之溫度與其極限imep關係曲線, 可見加濃混合氣之制爆效應大部依其進氣溫度而定, 且在極低進氣溫度用此法所得之效果不若在較高溫度時為佳。又他種用抗爆數87汽油之正確混合氣, 以汽化熱高于汽油之副燃料充加濃物質之震爆試驗, 此種副燃料為

A. 驗 Benzol

B. 烷 Methanol(甲醇)Methyl Alcohol)

C. 五號醇精No.5 Anilol (醇油Aniline+ 醇精Alcohol)

D. 同質醚Isopropyl ether+鉛lead

是項試驗之結果如圖十二所示，其中以兩種含酒精副燃料之制爆性為最佳，此種副燃料不但有相當之燃料價值且有最高之汽化熱。醇精較醇精為佳，因其在混合氣中，正如 Tetraethyl lead，自身具有抗爆效應也。

電花延後對於制爆效應之單汽缸試驗，結果如圖十三。與應用濃混合氣情形相同，減少電花早發至於頂點前10度時，可得到較高平均有效壓力，當然同時空氣耗量亦隨之增加。

壓縮比之效應多少為通常習知，且前已論及。圖十三示數種在高燃料空氣比時之試驗結果，表示在起飛動力，不使震爆作用及最高壓力限制引擎最大出功，用低壓縮比之優點。

前經指出，用含醇精之副燃料，低溫度混合氣，延後電花早發，低壓縮比及高燃料—空氣比均足以增加引擎起飛出功，雖則同時工作效率因之低減，但為燃料之節省起見，如巡航情況時之制爆係用其他方法，則此間應增高壓縮比之值。與巡航情況相同，燃料本身之改良可以免去此種低效率之工作。圖十四示使用最佳質燃料之利益。關於燃料本身改良問題，漢倫及倍蒂太太之有文詳論之。

燃料節省方法之建議

由以上所論，可見現用引擎燃料節省之改進，僅需少數構造或設備上之改變，不必影響及起飛出功率，即可達到。

第一點最重要之改良，即須置備一自動電花早發調整器，高值電花早發應用於低速及低出功之巡航情況，低值電花早發則用於起飛出功情況。在此兩極端間，以用逐步的改變為佳。倘能再加利用其他高出功及巡航制爆方法時，如用抗爆數100之燃料，則壓縮比亦可予以有限度之增加。惟用較高之壓縮比時，必須設法使混合氣溫度愈低愈妙。此可由令經過增壓器後之混合進汽有一中間冷却或用以供給巡航平均有效壓力必須之最低葉輪秒速，或二者並用得之。後法需用透平式或多速式齒輪推動增壓器。欲求燃料之盡量利用，最高之機械效率自屬必須。此最高機械效率在足以發出所需之巡航動力，汽喉門全開或最高平均有效壓力下之最低引擎轉速得之。此項條件同時包括變距螺旋槳之需要，而尤以等速螺旋槳為適宜。

倘一鄂圖引擎專重在巡航動力之燃料節省，而其大小及重量為次要，則吾人可望得到更佳之結果。對於某一燃料，欲不影響及其節省，則混合氣溫度實為制爆之最要因素。欲使此溫度愈低愈妙，可藉增加引擎排汽量，使在相當之低巡航引擎轉速時，不必升壓，即足以供給所需之最大巡航出功率而得到之。易言之，

即以一低轉速，無升壓而能在海平面當汽喉門全開時，供給所需最大巡航出功之引擎作為基本引擎。此引擎應用在汽喉門全開平均有效壓力，最良電花位置，最佳質之燃料，並不發生震爆條件下之最高壓縮比。如以抗爆數100之燃料，有完善散熱之無升壓引擎，最高指示平均有效壓力為145磅/平方英寸，在最良電花位置，大約可用8:1之壓縮比，則雖當隨後加裝增壓器，升至15,000英尺高度時，亦不至發生震爆現象。對於所需之起飛出功，引擎轉速及平均有效壓力之增高同時為必需。因增高平均有效壓力而必需增高之進汽壓力可由一多速齒輪推動增壓器供給之，而震爆之制止則用一含醇精之副燃料以加濃原來抗爆數100之汽油。電花早發位置之延後亦可增加制震效應。在高空巡航飛行，此增壓器僅供給汽化器進口以足量之壓力使能維持海平面原有之巡航出功，並須用中間冷卻，令進汽溫度愈低愈佳。如此之引擎在海平面工作時每實際馬力時應耗汽油0.380磅，在15,000英尺高度每實際馬力時應耗汽油0.395磅，若所需巡航高度限可減低時，可用9:1之壓縮比而得在海平面時每實際馬力時0.365磅之汽油耗量。在各巡航動力均應令汽喉門全開其巡航出功值由引擎轉速調節之。在汽喉門全開或低引擎轉速及巡航出功，由于機械效率之增進，燃料之節省常更有利，當動力減小，此引擎用8:1壓縮比工作時，可得到海平面每實際馬力時0.365磅，在15,000英尺高空，每實際馬力時0.380磅之燃料消耗量。

原文見 S.A.E. Journal June (1939, P.235—250)

憶 一 湖

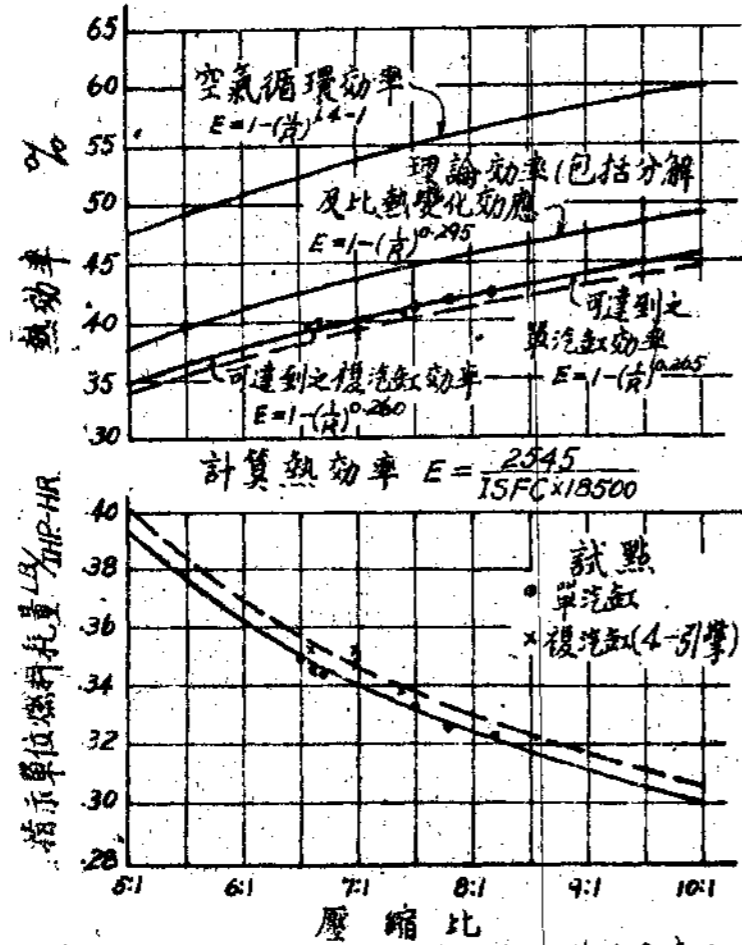
曹鶴蓀

××廠廠長方一湖君忽於本月九日自殺，噩耗傳來，不勝駭異，君生平甚瀟灑，處事極謹慎，竟爾自殺，其乃厭世歟，抑有不得已之苦衷歟，慘矣。

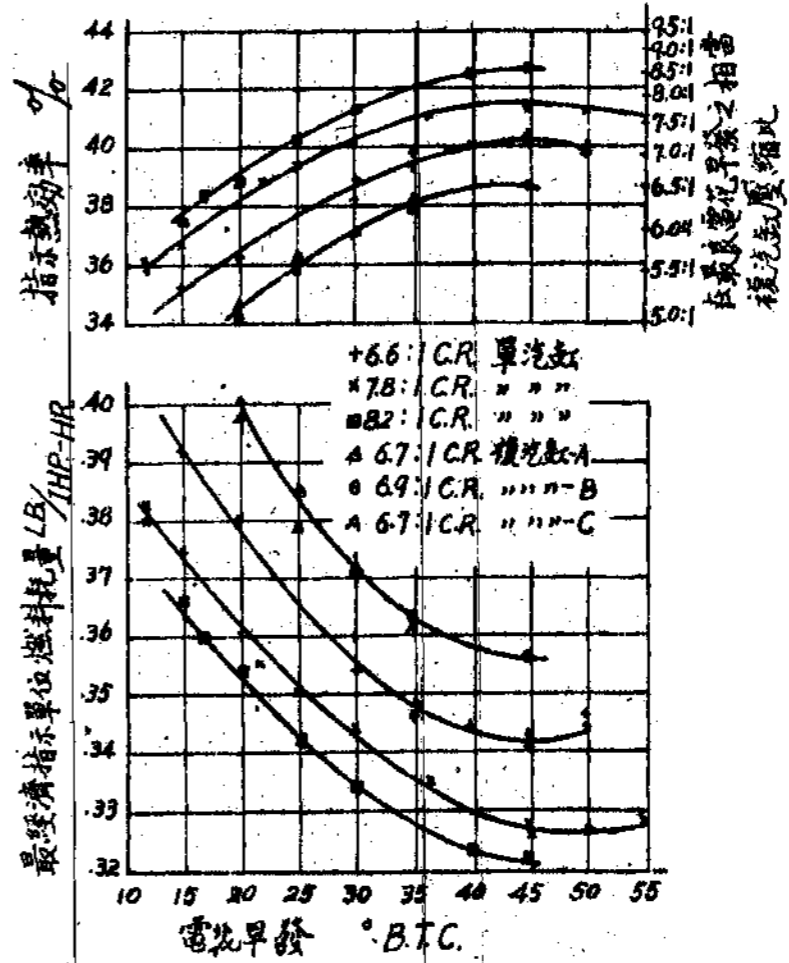
君國內畢業於唐山交大土木工程系，出國後，復專攻飛機結構學，每試輒冠羣儔，黃毛碧眼，威矚乎其後，君性喜動運，幼居故都，精溜冰，于國外時，每值寒假必登阿爾卑斯滑雪焉，君善划船，那城海濱，素以風景名，划船與洗海水澡者靡集，離海岸一公里許，置有浮標，浮標上插有紅旗，划船者，均不越此警戒範圍，以防意外，一日與君等三人，共划一船，甫越紅旗線，風浪大作，余與另一同學，相顧失色，而君鎮靜如常，獨把船舵，常使船身與波浪相垂直，不致傾覆，約半小時後，風息浪靜，始平安返常。

君喜藝術，精丹青，結構草圖，係君拿手傑作，又擅卡通，其筆記簿上，時見小黑貓像，嗜照相，一日，於那城皇宮後，攜一照相機，禁衛軍疑其攝取宮中秘密，沒收其底片，君嘆惜不置，所攝照片，依其先後，貼于照片簿上，井井有條，不啻君之編年史焉。

君于廿八秋離蓉，一去竟成永訣。悲夫。

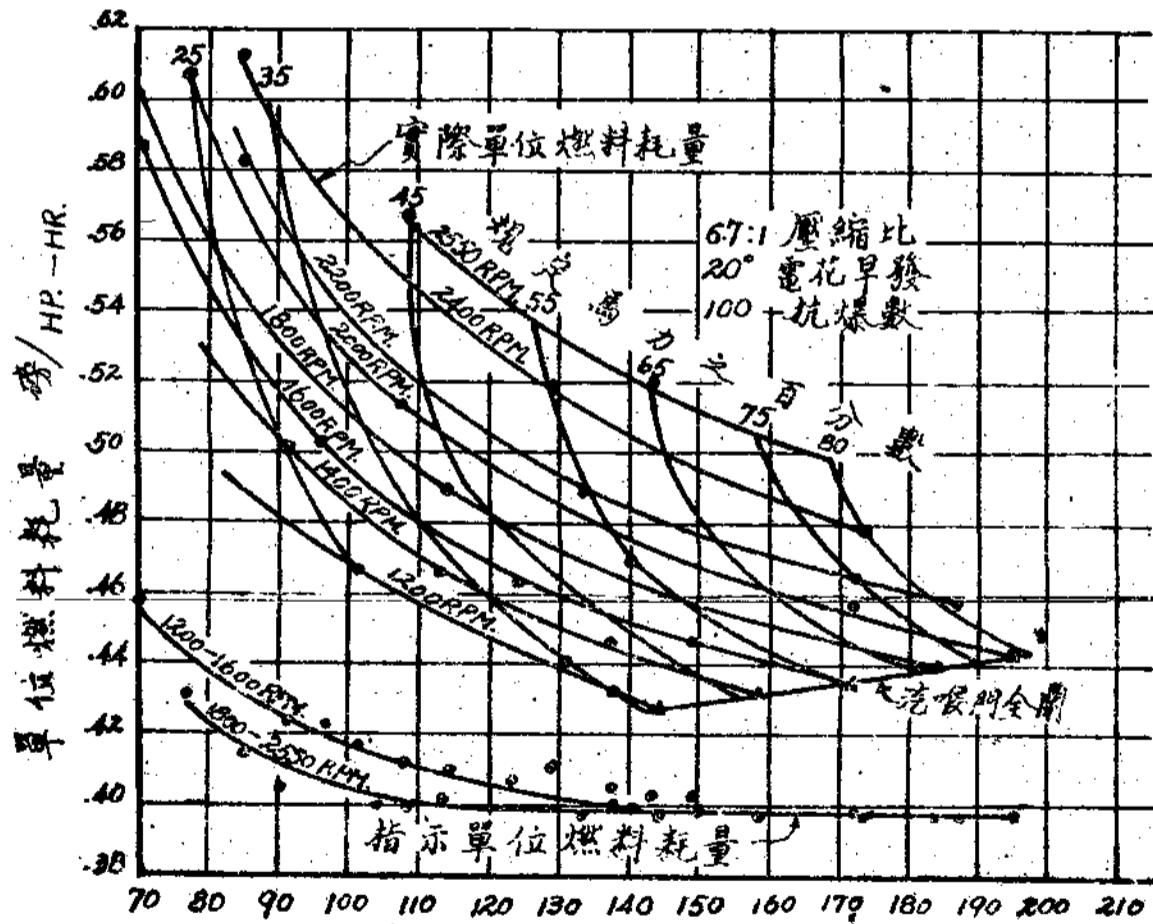
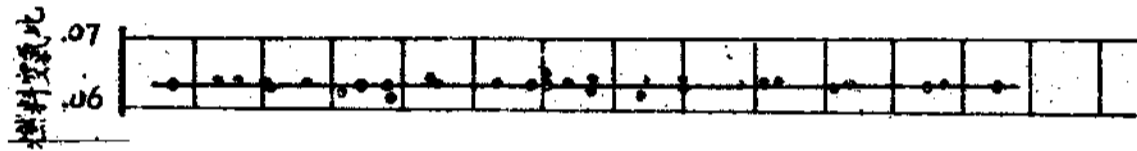
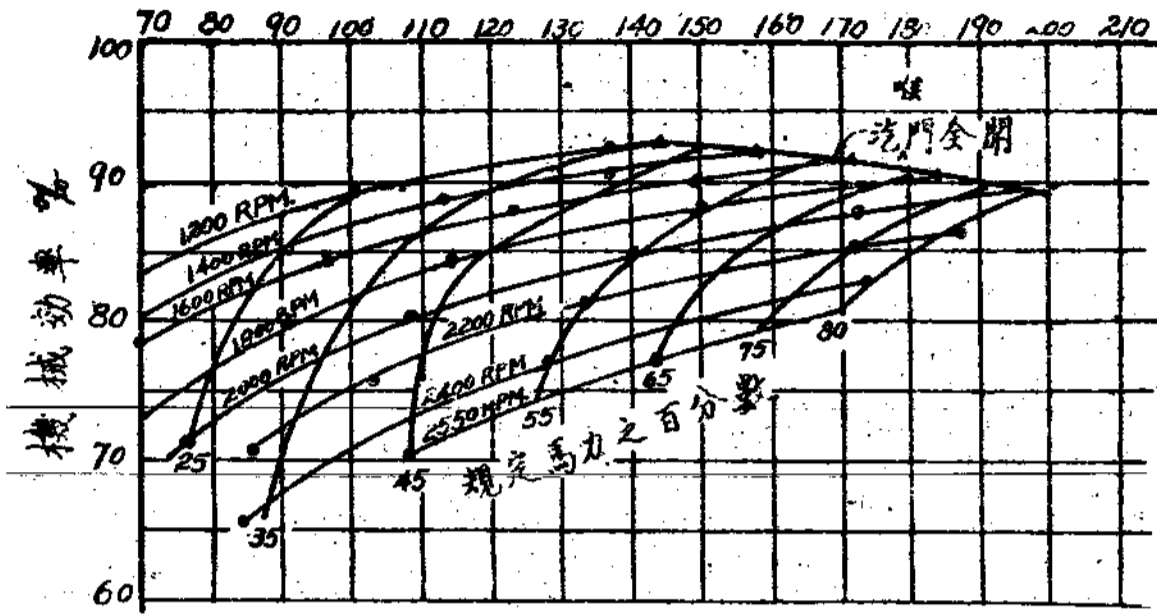


第一圖：— 單汽缸複汽缸引擎試驗結果表示壓縮比對於燃料耗量節省之關係



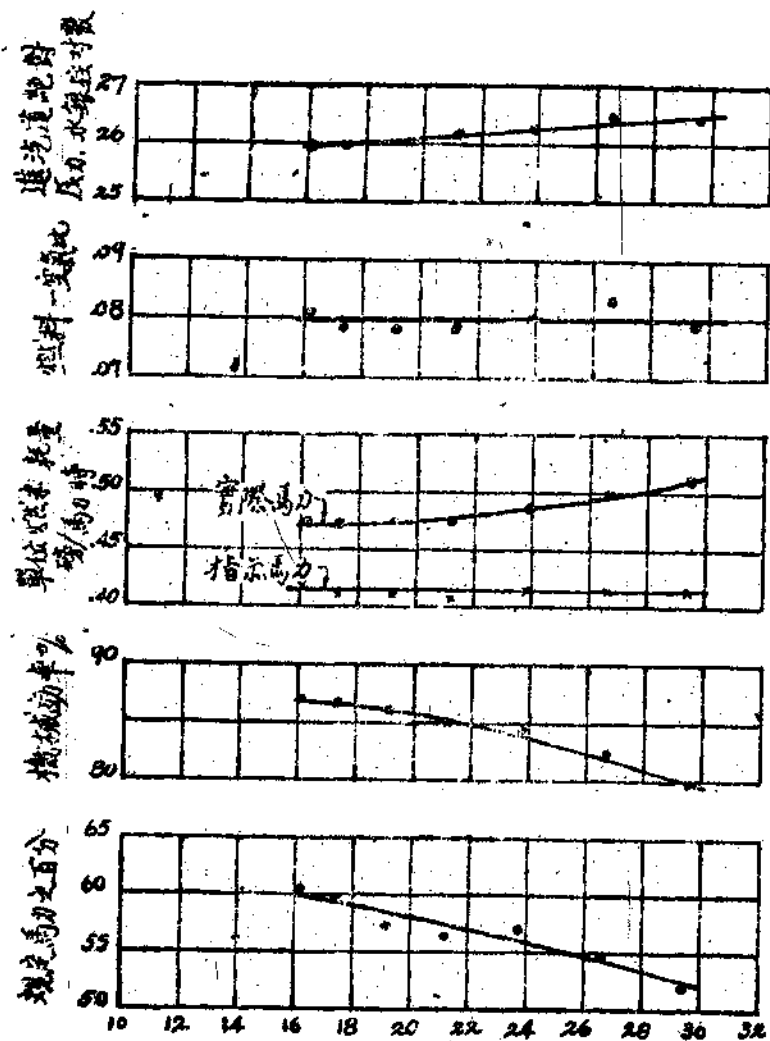
第二圖：— 數種引擎不同壓縮比之電花早發與最經濟燃料耗量及熱效率之關係。

指示平均有效壓力 磅/平方吋

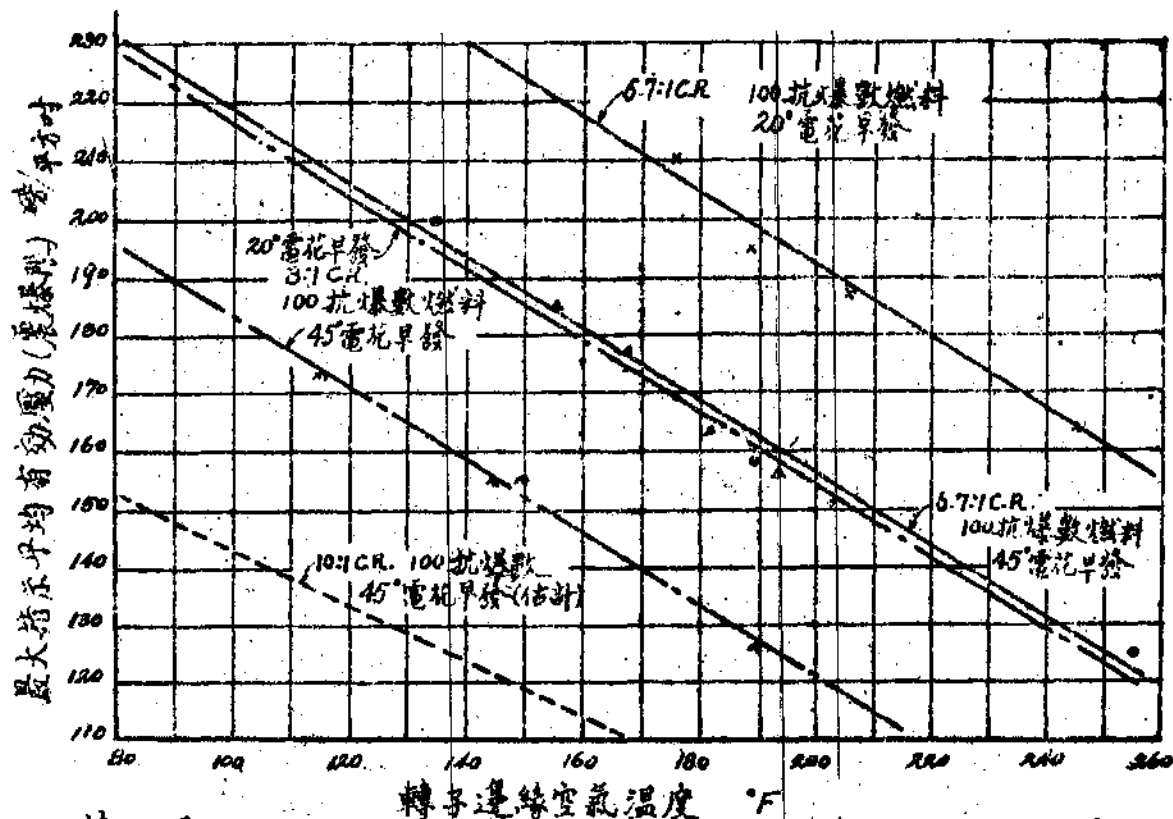


指示平均有效壓力 磅/平方吋

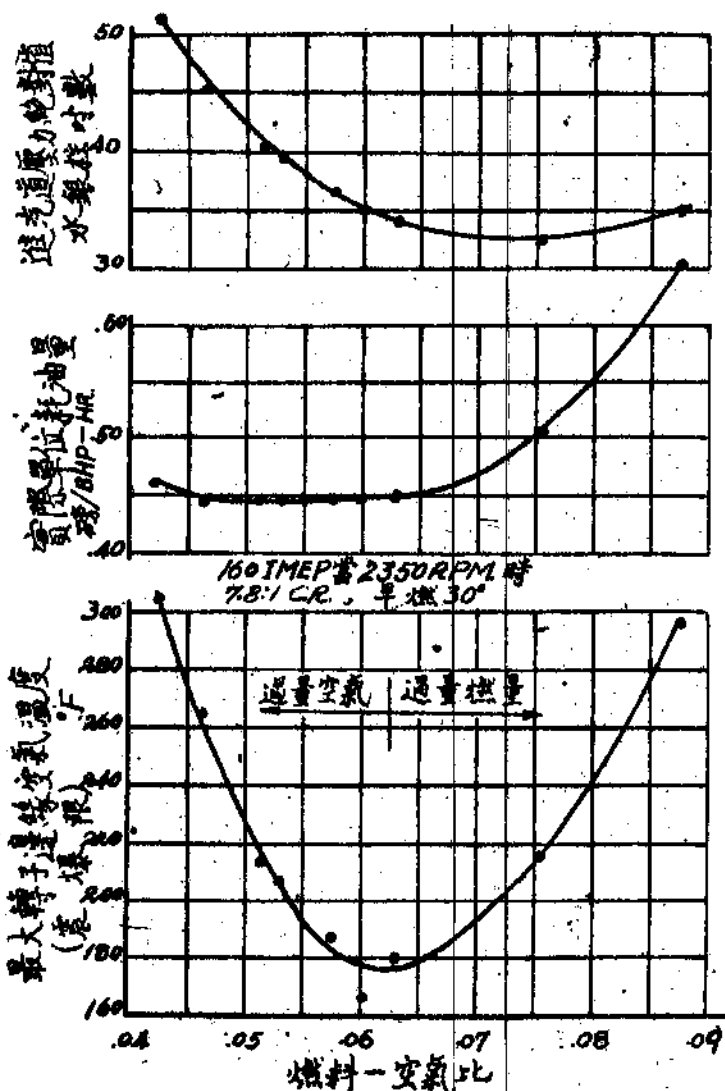
第三圖。—頂上圖表示在各種工作狀況下之機械效率底下一圖為在相當情況下之最經濟實際單位燃料耗量及指示單位燃料耗量曲線



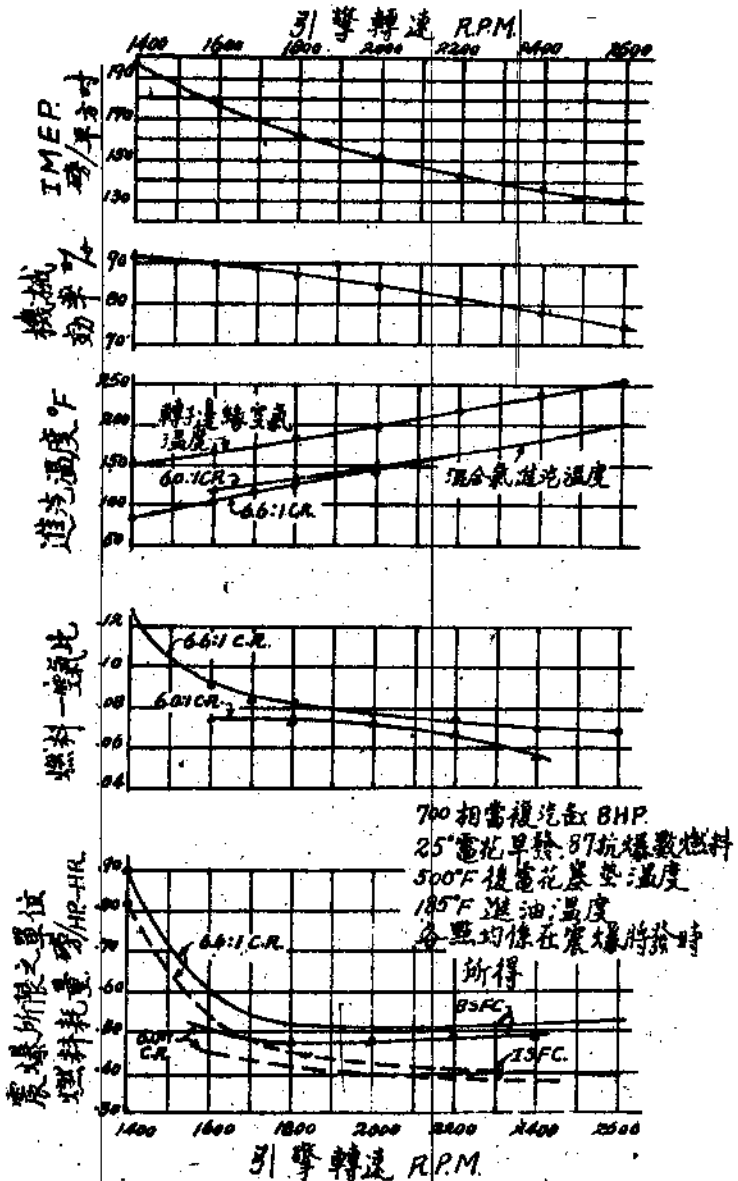
廢汽返壓絕對值 水銀柱吋數
 第四圖：一 在一定轉速，汽喉門開度及混合管制
 下廢汽返壓之效應



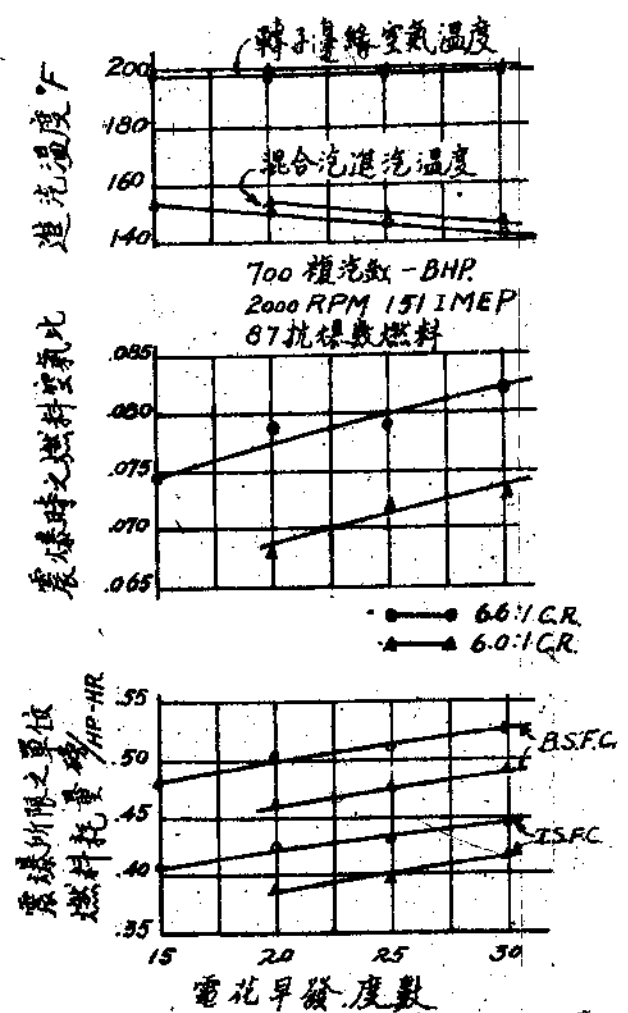
轉子邊緣空氣溫度 °F
 第五圖：二 在兩種壓縮比及高值低值電花早發時最經濟混合比之震爆限



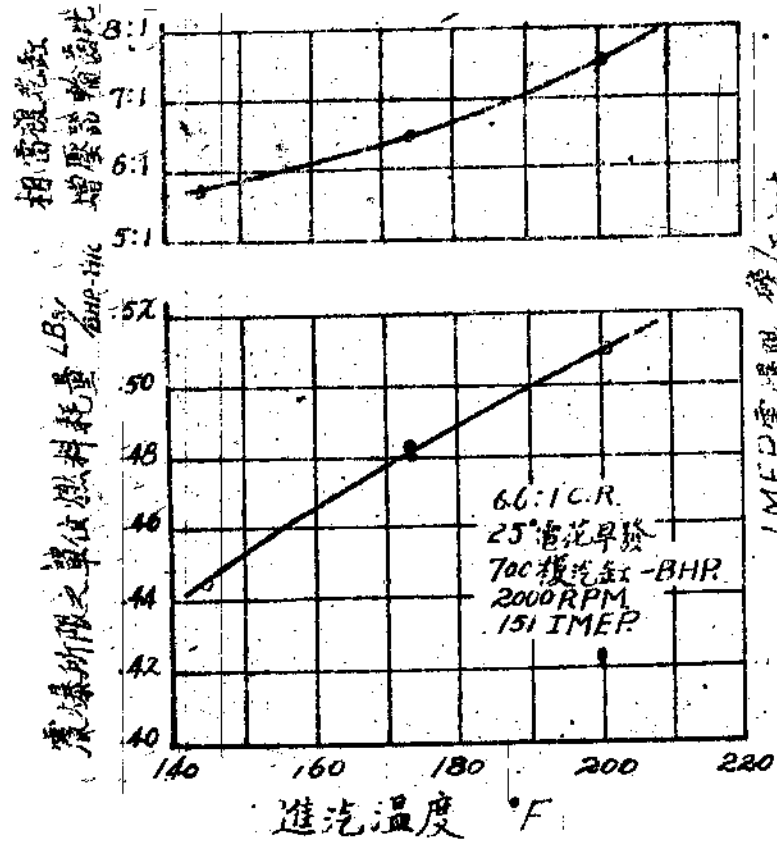
第六圖：— 轉子邊緣空氣溫度等之震爆限均隨燃料-空氣比而變化。



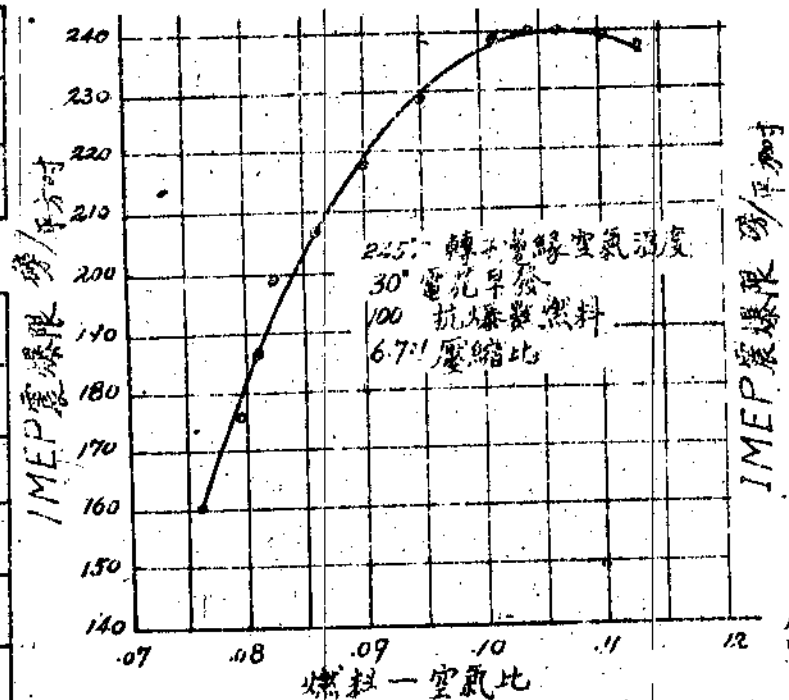
第七圖：— 在兩種壓縮比下，imep, 機械效率, 進氣溫度及震爆所限之單位燃料耗量與引擎轉速之關係。



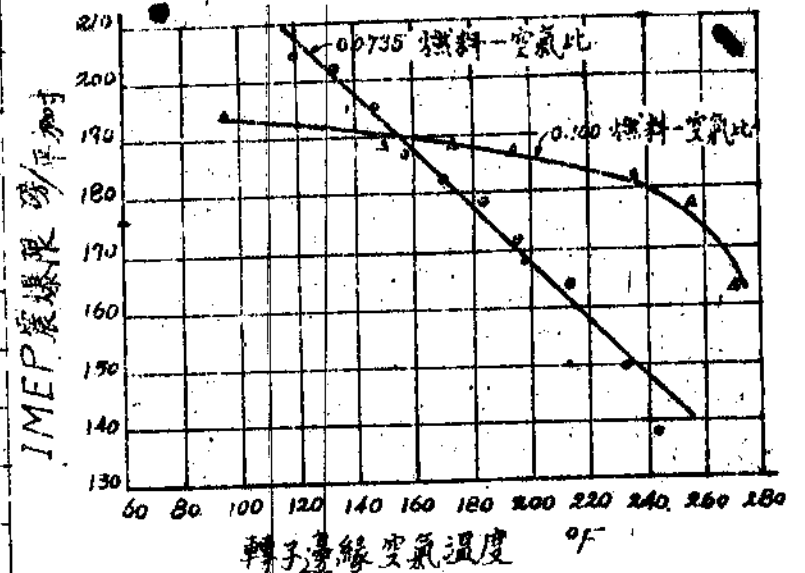
第八圖：— 電花早發與壓縮比對其震爆所限之燃料耗量影響。



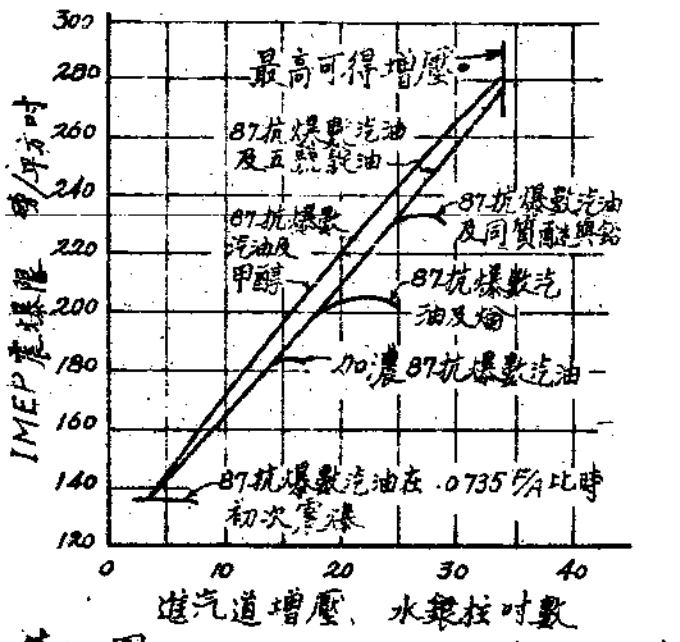
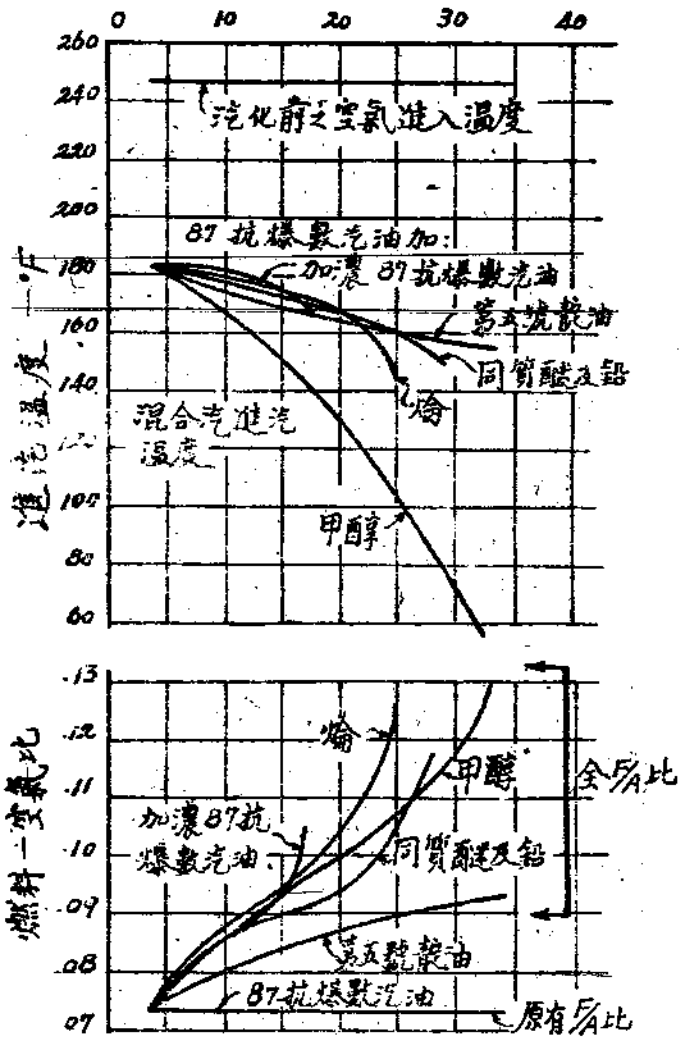
第九圖：— 轉子邊緣空氣溫度對於震爆所限之單位燃料耗量之關係



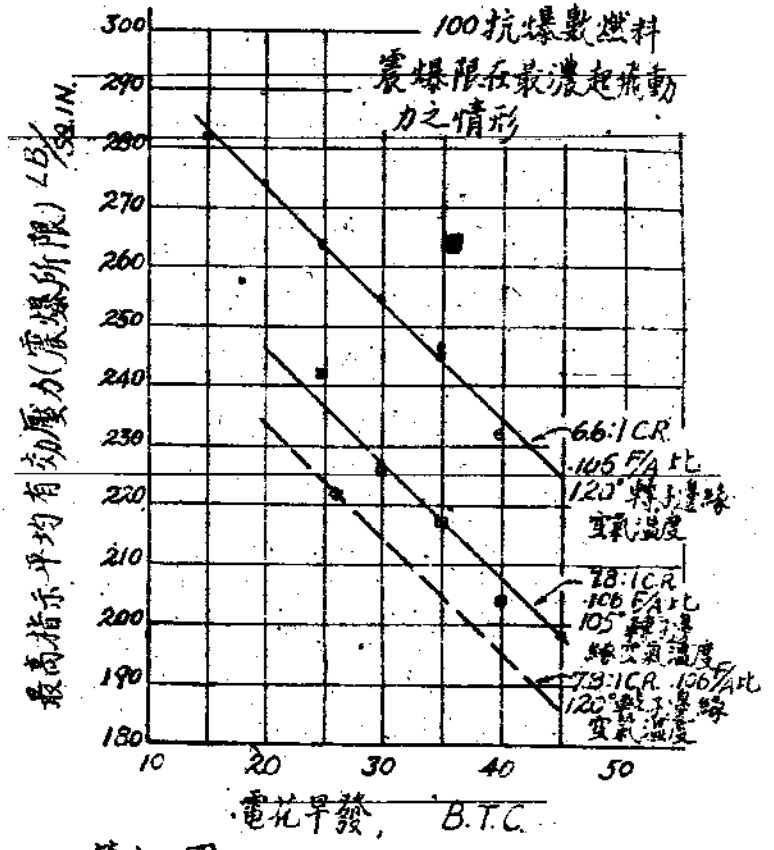
第十圖：— 因進汽混合比而生之 IMEP 震爆限變化示加濃混合汽制爆法之効力。



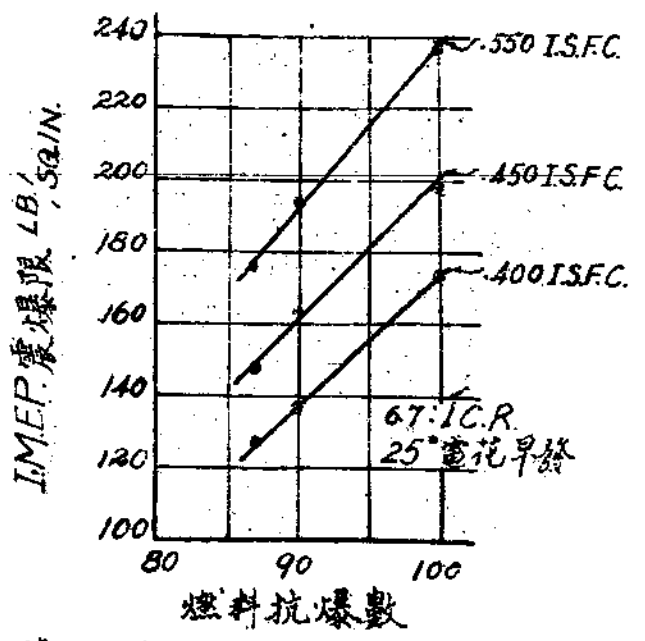
第十一圖：— 因進汽溫度而生之起飛 IMEP 震爆限變化，示加濃混合汽制爆効應大部依仗於其進汽溫度。



第十二圖 - 用 87 抗爆數汽油及以其他副燃料加濃後使發出所需動力之震爆試驗



第十三圖 - 延後電花早發之制爆效應



第十四圖 - 燃料性質對於震爆之影響

高度表之誤差

楊英庭

一、高度表之改正

高度表在極端情況下高度變遷甚大之場合，經過三小時飛行後，其因此所生出之誤差，可達到二千英尺。此類現象，雖罕見，但在此種飛行情況，一千英尺誤差之例，實為常有之事。本文所論列者，其所用估計改正，其精度通常在一百英尺之內，其用意在於及在特殊情況時所生出之例外事態，而避免在計算其基準下作判斷飛行之企圖也。

為降落之故使改正之計算精確至十甚或二十英尺，為不合事實之舉，因包含多種因素在內也。最有效而可靠之辦法，為在地面上之無線電收發員與飛行員彼此各備相同之儀器，無線電員調整其高度表，使指示真正飛機場高度 (Elevation)，而將相當氣壓改正標尺 (Barometric correction scale) 示數通知飛行員即得。例如：在三千英尺高度之機場，無線電員將靈感高度表調整至三千英尺，讀下壓力表改正標尺之示數為三〇·一六英寸。再將此數用無線電報告將降落之飛機上駕駛員，駕駛員即按三〇·一六英寸，將其高度表之壓力改正標尺加以調整，故當其飛機降落該機場後，其高度表之示數恰為三千英尺。

溫度誤差大小之決定，即使不出一百英尺，對於例行飛行定期計算誤差時仍屬含混無補於實際，但在寒冷或溫暖空氣中誤差之方向，應澈底明瞭，而於其大約數量之概念，應胸有成竹。

另一方面在高壓與低壓二者中由於氣壓差異發生誤差之約數，在天氣圖上，計算極易，此點俟後詳論之。

本文之旨，對以下各問題將予以圓滿之答覆：

(一) 在某特種飛行，由於空氣溫度過高或過低之影響，高度表之讀數太高抑太低？

(二) 以上溫度誤差之約數為何？

(三) 從天氣圖上沿某特別航路由於氣壓差異而生出之高度表誤差之方向及其約數為何？

二、普通原理

現今普通採用之高度表概為無液式 (aneroid type) 此種儀器之靈感機構，為一薄膜真空盒，壓力變遷時薄膜即隨之伸張或收縮，而將此種運動傳達於一按英尺 (或公尺) 分割刻度盤上而轉動之指針。此處須注意者：儀器指示數目之變遷，由於在儀器上而整個大氣柱之重量之變遷而成。

在海平面每平方英寸，平面上整個大氣柱之重量約為十五磅，其壓力能支持

水銀壓力表管內之水銀達三十英寸之高度，因之高度表之設計，當壓力每平方英寸為十五磅，或水銀高三十英寸時，即指示海平面高度。氣壓在海平面高度（或任何其他高度）隨時略有變動，故須轉動儀器之刻度盤或內部機構，使儀器在起飛或降落時之實際大氣壓力情況下，正確指示機場之高度。刻度盤（或內部機構）作此種調整時，須轉動之數量，用一附設之「氣壓改正標尺」表示之。此種改正標尺是按照海平面之氣壓以英寸（或公厘）分點而成。上升一千英尺後，儀器上之大氣壓力較起始時約減少半磅（或水銀柱一英寸）因此使真空盒膨脹至適當程度使高度表指示數為一千英尺。

高度表誤差有二主要來源：

- (一) 溫度改變因而使大氣柱重量隨之改變；
- (二) 氣壓因高壓與低壓區域之故隨地改變。

以下再將此兩種誤差分別討論之。

三，大氣溫度之改正

測量高度時所不幸者，大氣每千英尺之重量隨空氣之溫度而改變。極寒冷之日，大氣因冷而密，一千英尺厚度之大氣較平時為重，其結果使高度表在寒冷日須轉動到較真正一千英尺高度以上之高度，在溫暖日，空氣之密度較平時為小，一定高度之改變，其相應壓力之變遷較平時為少，因而高度表之指針，指示數之變化較實際高度之變遷為少。大氣層之重量，當溫度降低每華氏五度時增加百分之一。

在寒冷之日，高度表之指數可以太高或太低隨飛機所飛之高度高於或低於機場之高度而走。此等機場為高度表用以調整正確指示實際高度者。例如在平均溫度較標準溫度降低華氏五十度之日，高度表之指針須轉動較高度真正改變增加百分之十；如在此日，兩飛機同時離開高出海平面五千英尺之機場，一向與海平面同高之機場飛行，一向高出海平面一萬英尺之機場飛行，兩飛機均應改變高度五千英尺，但彼此機上高度表指示數之變遷為五千五百英尺，一為此數之減少，一為此數之增加，其結果如次：

	高度表在五千英尺機場起飛時之示數	向真正高度去向	示數之變遷	高度表之新示數	高度表之誤差
第一飛機	5000	0	-5,500	—500	500英尺太低
第二飛機	5000	10,000	+5,500	10,500	500英尺太高

如在空氣平均溫度較標準溫度高四十度之日，高度表指針須少轉動較真正高度之變遷百分之八，如上列，同樣飛機到相同實際高度之目的地，則將生如下之結果：

	高度表在五千英尺 機場起飛時之示數	向實際高度 去向	指示數 變遷	高度表之 新示數	高度表 之誤差
第一飛機	5,000	0	-4,600	400	400英尺太高
第二飛機	5,000	10,000	+4,600	9,600	400英尺太低

將飛機上高度表指示太高或太低之情事，以一簡單之規則歸納之，頗為困難，因包含之要點，有空氣溫度與飛機離開其高度表所由調整之機場向較高處或較低處飛行是也。茲勉為歸納如下：

I. 高度表指針在冷空氣中指示太大而在暖空氣中則太小飛機通過空氣層之實際溫度與標準溫度每相差華氏五度時，其誤差為其高度改變之百分之一。

以上所陳述誤差之數量，其事實根據，係空氣密度每當空氣溫度降低華氏五度時，增加百分之一，其逆定理亦正確。

標準空氣在海平面之溫度為華氏五十九度，且每升高一千英尺之高度，約降低華氏三又二分之一度，在空氣中之任何高度，高度表均經檢驗示數正確。高度表本身對溫度影響均施行校準(Compensation)本文所討論之誤差，全由於溫度加諸空氣密度之影響，而此種誤差不能直接在儀器構造方面加以改正者。因其由各種不同高度之平均溫度面決定，而非起於在飛機上之空氣溫度變化也。正確高度表，其檢驗時溫度之標準，分配如次：

高度(英尺)	標準溫度	高度(英尺)	標準溫度
0	59°F	10,000	23°F
1000	55	11,000	20
2000	52	12,000	16
3000	48	13,000	13
4000	45	14,000	9
5000	41	15,000	6
6000	38	16,000	2
7000	34	17,000	-2
8000	30	18,000	-5
9000	27	19,000	-9
10000	23	20,000	-12

精確決定一空氣柱之平均溫度，頗非易事，但如無強烈之逆溫(Inversion)現象存在時，為實際應用關係，將上次高度表改正時其所在地之地面溫度，與飛行高度處之空氣溫度取二者之平均數值即可。此理可用以下例題說明之：

某飛機從一千英尺機場起飛，高度表示數為一千英尺，空氣溫度為華氏三度問當真正高度為八千英尺，在其處之溫度為負十八度，高度表示之示數為何？

	真正高度	高度表指數	標準溫度	實際溫度	與標準之差異
起飛時	1000英尺	1000英尺	55°F	3°F	-52°F
飛行時	8000	?	30°	-18	-48

平均溫度為標準下50°
誤差百分率為高度百分之十
或七百英尺

因溫度比標準為低，指針多轉百分之十，高度之實際改變，為七千英尺，其百分之十為七百英尺。高度表示數，將因之增加為七千七百英尺，故如其真正高度為八千英尺時，高度表指數將為八千七百英尺。

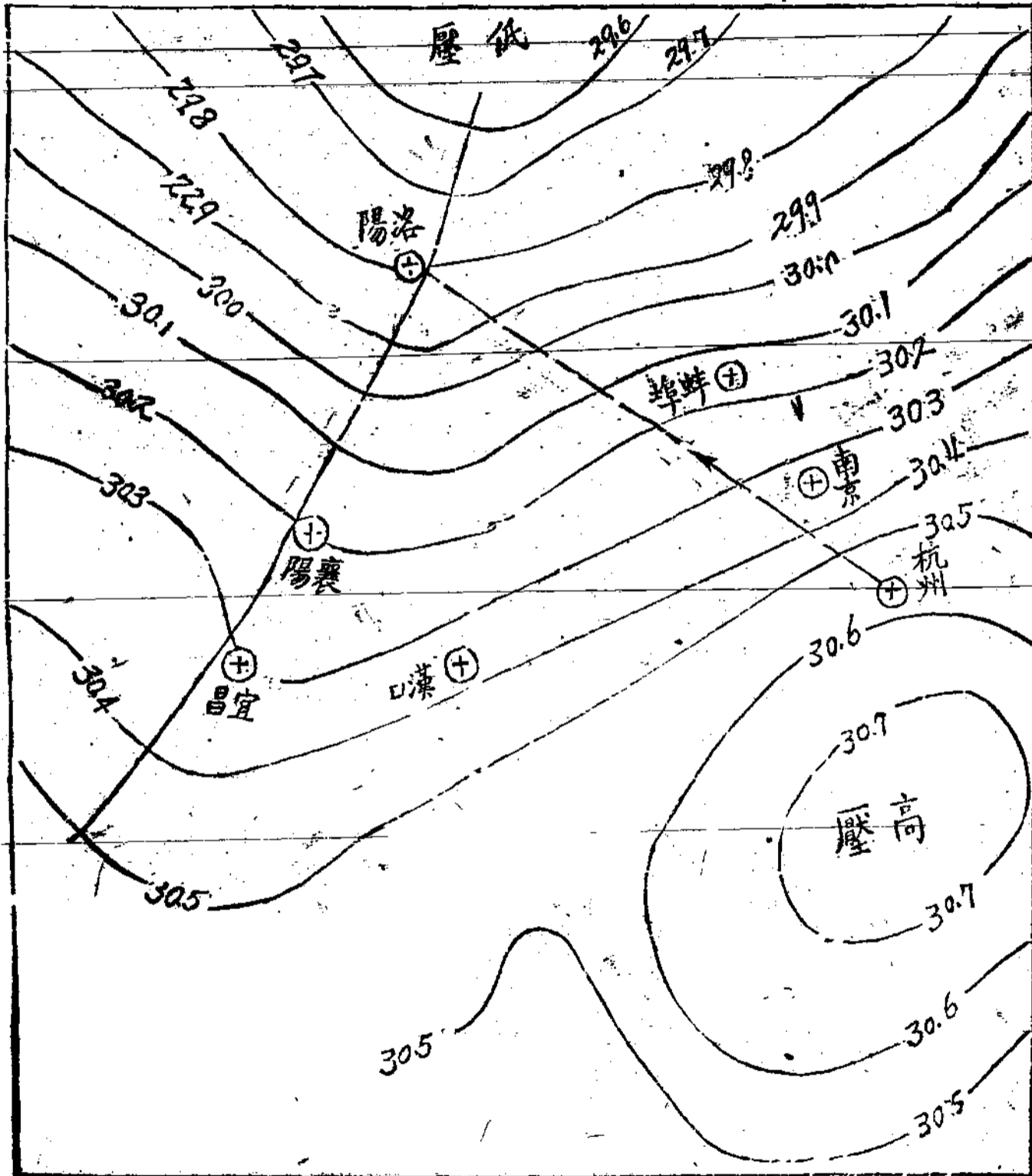
四，氣壓之改正

第二基本改正之事實根據，為氣壓在同一高度，各地常不一致。此可由天氣圖上之高壓與低壓顯示之，因高度表之作用，由於其空盒上壓力之變遷，壓力減低一英寸，常使高度表讀數約增加一千英尺。例如置于棚廠內之某飛機，當氣壓為三十英寸時，其高度表指數調整為零，如高度表不被擾動，則一二日後，因壓到臨，壓力降低為二十九英寸，高度表之指數改變為一千英尺。此現象亦可由另一情形說明之：有某飛機由杭州之海平面起飛，在青島附近海平面降落，是日杭州氣壓為三十英寸，青島之氣壓為二十九英寸，如高度表在起飛時指數為零，在飛行途中並不起變動，則在青島海平面降落時其指數應為一千英尺，前已言之，氣壓為三十英寸時，高度表調整指數為零，當壓力為二十九英寸，其指數應為一千英尺也。在杭州一千英尺以上之高度，其氣為二十九英寸，而在青島海平面氣壓亦為二十九英寸，是高度表可在以上大氣中之二處得指示數值為一千英尺也。寧有是理？

在此次飛行途中之最後一百或二百英尺，駕駛員須維持指示高度二千五百英尺，使恰能在一千五百英尺障礙物之上空通過，此可在未離杭州前從天氣圖上決定之。斯時駕駛員或記憶改正數，於接近青島時將其高度表之氣壓改正標尺減少一英寸，或最好在飛行全行程中，施行數度改正，以使其高度在其飛行區域內之在何時均大約正確可靠。

此時須特別留意者：高度表上氣壓改正標尺之調整與天氣圖所註明之氣壓並不相等（此種差異實屬必然，因氣象局氣壓計作繪天氣圖用之示數，必須推算至海平面高度並假定空氣之密度，與其時實際空氣溫度極相符合，至於高度表僅有一種高度與壓力之比例關係，須適用於寒暑兩種不同季候）但此點無足過慮，因天氣圖上壓力與高度表氣壓改正標尺示數，在某特殊場站，或大相懸殊，而高度表標尺在到達降落場時之調整，其必需改變數與兩站間天氣圖上壓力差，幾完全相同。除兩站間溫度差與高度差（超過三千英尺）同時均大外，上項規則實非常合用。如兩站間高度差達到三千英尺以上時，其中天氣圖上之壓力差或係起源於用以推算至海平面時之假設所致，因之其相對之壓力差，均不真實。

II. 當到達低壓範圍內，高度表指數未大在天氣圖上壓力每減小十分之一英



寸時，高度表多指一百英尺。

或用下述則改正儀器，較記憶其誤差更為合用。

III 當場站報告失效時，為使在長途飛行時高度表之調整更為密接，其氣壓改正標尺示數可隨時按照作繼續調整之兩地間天氣圖上壓力差之等量或增或減。

今舉例說明此規則之應用：

檢閱以上天氣圖，並假設某飛機從杭州不停飛往洛陽，如高度表在杭州起飛時，指數正確，則在到達洛陽時，高度表之示數將多七百與八百英尺間高度。因洛陽之壓力較杭州約低十分之七英寸也。如正確調整不能從中途用無線電收到時，駕駛員只須記憶其高度表在到達其目的地時，指示數將較實際約大八百英尺，或用慣例調整其高度表氣壓改正標尺，約較離開杭州時低十分之八英寸(外加溫度改正)

有時極大之壓力變化，釀成甚大之高度表誤差，通常相借而至之情況為低雲，降水，能見度不良等，因此，飛行員須記取：飛行低壓區域時，高度表示數將太大。

五，原理複習

- (一)高度表在冷空氣中轉動太多，(在向上或向下時)在暖空氣中轉動太少。
- (二)由於空氣溫度發生之誤差當實際空氣溫度與標準空氣溫度二者之差每華氏五度時，其數為其高度改變之百分之一。
- (三)標準空氣溫度在海平面為華氏五十九度，每上昇高度一千英尺減少三度半。
- (四)天氣圖上壓力每減少十分之一英寸，高度表指示數多一百英尺。
- (五)高度表之氣壓改正標尺，不應按天氣圖壓力調整，應調整至與場站高度表標尺之示數相同，或當飛機在地面上時，高度表應按已知真實高度調整。
- (六)當新氣壓改正標尺讀數無法從場站得到時，此時調整之改變數，應按最近上次高度表改正處與其正欲飛行處二地天氣圖上壓力之差之相等數量加以調整。
- (七)高度表誤差總和，等於溫度誤差與壓力誤差之合。

——(完)——

賽克隆 G-200

李登梅

萊特工廠新出品之1200匹馬力發動機

萊特賽克隆工廠出品之賽克隆發動機經八年來之改良結果，在相同之壓縮比下所生之馬力較以前增加二倍。1931年出品之賽克隆R-1820-E發動機規定馬力僅有575匹，而最近出品之G-200則在起飛時，主軸轉數為每分2500轉，規定馬力達1200匹。G-202及G-205發動機均裝有二速度增壓器 (two-speed supercharger)，在海平面及4500英尺高空長期運用之規定馬力為1000匹，在14500英尺高空時則為900匹。長期使用時規定主軸速度為每分2300轉。此種G-200單排九汽缸發動機之汽缸內徑為6.125吋，行程為6.875吋，壓縮比為6.7:1。可裝減速齒輪使螺旋槳轉數減至3:2或16:9。全機乾重量為1302磅，故馬力重僅為每馬力1.08磅。

G-200之汽缸與G-100之汽缸大部相似，惟汽缸身及汽缸頭部之散熱片均較深而密。進汽及排汽出口均增大。排汽門座為新設計之鋼製物，並將以前之黃銅製進汽門座亦改為鋼製者。搖臂室之高度稍有增加以便裝置搖臂螺釘之襯套，但搖臂室蓋已加改良使發動機直徑不因臂室之增高而增長。搖臂室蓋均鑄有突起之緣以裝置導流板。每排氣管均備有二螺樁以裝整流罩，每汽缸用24隻螺釘固定於機匣上。

前機匣現用鎂合金製成，內裝減速齒輪，並加改良以便直立裝置等速螺旋槳之調速器，此調速器現由偏心盤介紹齒輪經一斜齒輪帶動之。

分汽機匣為鋁合金鑄物經加工做成。用長螺旋釘 (capscrew) 以代替螺樁 (stud) 將其連接於後主機匣上。仍備有進汽管接頭，惟其進汽管為輻射型 (radial) 與以前之切線型 (tangential) 不同，裝置發動機之圓周及其螺釘間隔均與G-100相同。

在汽缸中心線分為兩半之主機匣現由內部螺釘連接之。並另備有一邊緣以裝置前機匣。此邊緣可避免在主機匣周圍鑽螺樁孔以得到較強力量。主機匣形成一回油池以增良發動機回油性能。前後主滾筒軸承均較以前所用者為大。

增壓機匣由鎂合金鑄物經加工製成。裝有新式風扇及分佈片。進汽導路已加大並做成流線形。所用之汽化器連接部份係向後傾斜，並加新設計以得到較大之混合汽流動量。後機匣內之齒輪裝置與G-100大部相同，裝有一自動卡諾 (cune, 即多片式) 滑油濾及標準汽油唧筒接頭。

增壓機匣蓋亦為鎂合金鑄物加工製成。備有發電機接頭。

此機現用一兩端封閉之主聯桿軸承以支持曲柄銷與聯桿間之載荷。此軸承由

一外部通路將滑油引導至關節銷以免去在軸承上之必需鑽油孔，致任何點之滑油薄膜發生破裂。主聯桿軸承兩端封閉可阻止滑油在達到軸承受力部份之前即溢出外部。汽缸壁之潤滑現由主軸上之二特製噴油管供給之。

主軸仍為常用之二部分割式，後主軸用螺釘固定於曲柄銷上。惟 G—200 有一新改革者即在二配重上均裝有萊特動力減震器。

活塞為鋁合金鍛成，備有六漲圈槽。活塞銷上部裝三壓縮漲圈及二刮油漲圈，下部裝一括油漲圈。刮油漲圈槽仍為普通習用形式，活塞銷兩端均備有新製彈簧活塞阻止圈，將活塞銷固定於加硬之活塞銷孔內。

零件傳動系除裝於後機匣之標準汽油唧筒接頭，滑油唧筒上之轉數表接頭及調速器操縱接頭外其他與 G—100 均相似。各零件之轉動速比如下：起動器—1:1；磁電機—1.125:1；機槍協調器—16:9 或 8:2；汽油唧筒—1:1；轉數表—1:1；調整器—1:1。

混合汽進汽系除導路加大及做成流線形外其他均與 G—100 相同。增壓器傳動與舊 G—100 亦相當。裝有萊特二速度增壓器，低風扇速比為 7.14:1；高風扇速比為 10:1。所裝之汽化器為斯屈朗泊不結冰之 PD12B5 型。

點火系為通常之二磁電機。左磁電機接後部九電燭，右磁電機接前部九電燭。點火提前均為 20°BTC。磁電機為醒特拉 SF9L—3 型，並備有一點火定時補整裝置使各汽缸之點火提前度數均相同。電燭用 BG298GS 型。

16:9 之減速齒輪裝係置用二十個小行星齒輪介紹於主軸上之斜齒輪及前機匣之太陽齒輪之間以得到減速。3.2 減速齒輪裝置則用六個大行星齒輪以得到減速，在任何減速情況下螺旋槳軸均備有適宜設備以便裝置變矩螺旋槳。

(譯自 Aviation July 1939)

防冰之形成之新材料

張立民

英人哈勃特(J. Halbert)君，近完成一種防冰之形成之混合物，名為「消霜」(Killfrost)。此種消霜之運用，為塗於航空機之翼，操縱面，以及螺旋槳上，以防冰之形成，而免飛機遭遇不幸之結果。帝國航空公司及其他航空機，今已在某部上塗有此種消霜。在一實驗中，一無線電天線之不塗消霜者，當冰積於其上時之重量，乃使此天線忽行折斷；另一天線因塗有消霜，故無損壞之處。此消霜混合物之性質，今仍在守秘密中，帝國航空公司所用之四發動機巨型帝國飛船，其塗有此種消霜者，計增加重量約三十磅，其工作所費約計每磅為二先令六便士。此種防冰之設施，在美國方面乃採用裝於前緣之橡皮管之設備，因其機械誘導之脈動，故使此橡皮管破除積於其上之冰。此種設備已由美國航空當局批准之。

皮層應力之分析

羅錦春

（本文附圖刊於封底前一頁）

航空事業之發展，由簡單而趨複雜，由粗糙而臻精微，處此人類過程中，固宜若是。以故飛機之構造，亦依人類進化之公式而演進，昔之粗淺，今則替以精密，昔之重笨，今則代以輕巧，其目的端在乎力求輕便，堅固，敏捷，經濟四項條件而已。戰是之故，而利用鋁合金製造飛機，應用皮層應力 (stressed skin) 之構造於是乎現矣。蓋鋁合金 (ALUMINIUM ALLOY) 之適宜於飛機構造之用，久為吾人所稔悉，獨以昔日學者，對於機構之力學分析，尙未能作縝密之計算，乃遂蹉跎以至近代始能實現耳。此項根據科學理論而產生之合金機構力學計算法，最初源自美國，但既不詳細，又無系統，故未知名，後經英德法各國科學家之殫精竭慮，遂得發揚，迄至德人韋那博士 (DR. WAGNER) 之改善，乃臻詳審，結果，使鋁合金對於飛機之構造，開一新紀元，不但堅固，且更輕巧，又能減少邊層 (BOUNDARY LAYER) 振動而生之空氣阻力，故能增加飛行速率，并因不易銹蝕，表面光澤，乃得耐用而兼具美麗，深自吻合經濟之原則，溯自鋁合金製造飛機成功以來，無形中解決昔日航空機構之困難矣。

通常支柱式之飛機結構，其力學分析以張力 (TENSION) 與壓力 (COMPRESSION) 之互用，及平衡荷重為原則，是以支柱式之結構，為線形之力學分配，但鋁合金之皮層應力結構則不然，其力量之分配為平面式，即整個飛機之剪力與撓力，均由合金皮層，及皮層附着之經力幹 (STRINGER) 與節力圈完全負責。是以支柱式之構造，較易計算，而合金皮層應力之機構，雖經韋那博士之探討，仍有若干之局部小困難也。蓋鋁合金機構之中，往往於同一面積，同樣慣性性能率 (MOMENT OF INERTIA) 之部分，竟得不同之壓力與撓力，是為難耳。茲就機身之結構而言，最普通之構造，則為金屬皮層之內，固以經力幹，及節力圈 (FRAME)，使機身之力率分佈，得藉骨幹而作均衡之散集，每節節力圈所受之力量，無異於機翼之翼樑 (saps)；為重力集散之所，但其接近機尾之處，則因負重較輕，得減薄其金屬皮層之厚度。如圖(一)為通常鋁合金機身之概況，圖(二)與圖(三)為簡便而經濟之經力幹構成，但恆因外緣之局部屈曲，而影響全局，是其短處。至於圖(四)則能負較大之壓力，但須兩行之綴釘 (RIVET) 以夾固之，乃增加不少之阻力矣。至若圖(五)則為凸露之結構，甚為堅強，惜重量較增而材料多耗，殊不經濟耳。

皮層應力之飛機構造，其力學之分析，可大別為三種如下：—

1. 皮層合金板剪力 (SHEAR) 強弱之估計。
2. 皮層壓力大小之估計。

3. 節力圈因受外力而生之各種撓應力 (bending stress) 與剪應力 (shear stress) 之探討。

鋁合金皮層，與節力圈或經力幹所生之剪應力，為德國章那博士所創作，加以學理之解釋而供諸世界，(其全部精密之解釋，可於英國 N.A.C.A. TECHNICAL NOTE NO.469中得之。)彼對於剪應力之分析，至為精密，茲就述者所知者，略為加以研究如下：—

設合金薄板一塊，卷成方圈狀 ABCD 如圖(六)，中間以交叉之鋼條連繫之，而以 P 為重力。如是則 AC 為感受壓力之處，而 BD 為感受張力之地位，倘若 P 之重量愈加，則 AC 形成不穩之狀態，繼以彎曲，以至全部之重力，統由 BD 負擔矣。今若試將中間之鋼條取去，而換以合金之板片代之，四周與方圈卷板內壁連接，如圖(七)，如是則重力 P 必使中間橫隔之板片，感受兩種力量，一為感壓應力 (compressive stress)。一為張壓應力 (tensile stress)。感壓應力循 x 之方向，張壓應力沿 y 狀而變遷。若 P 之重力續增，則中間之薄板，先受壓力而漸向 x 摺卷，於是全部重力又進而加諸負擔張力之 y 方向矣。是項壓力與張力互生之結果，使居間之合金板片，形成 y 向之角對線摺紋，如圖(七)之虛線然。此種現象，稱為對角線張力場 (diagonal tension field)。至其延伸之應力，則為張力場應力 (tension field stresses)。

今且續論利用鋁合金板片構造飛機之力學分析，俾作理論之研究。設有工字形合金角板一塊，其上下之邊角平行，且有垂直之支柱 (strvt) 為之連結穩固，如圖(八)。因重力之影響，使角板之中部，發生對角線張力場之現狀，張力場與邊角所成之角度為 α ，就理論言之， α 未必為 45° ，但吾人姑以 45° 算之，雖不能絕對正確，然相差亦必不遠。

- 設 f = 張力場應力。
- H_T = 邊角之張力。
- H_c = 邊角之壓力。
- V = 張力場影響於支柱之負重。
- t = 角板之厚度。
- S = 某點之剪力。
- M = 某點之力率。
- h = 角板高度。
- s = 支柱距離。

據章那博士之證明，而得下述之結果：

$$f = 2S/ht, \quad (1),$$

$$H_T, C_s = \pm M/h - s | 2, \quad (2),$$

$$V = -S(d/h), \quad (3)$$

倘角板間之支柱，因受力而屈曲，則角板平面部，因失去支柱之支力，而延伸其張力場，故在此情況之下，其張力場應力為：—

$$f = (S_L + S_R) / ht \pm Pn / dt \quad (4)$$

S_L, S_R 為某點剪力之延伸剪力，因支柱之失效而生之現象。 P 為支柱間之平面， n 為平面之數目。

自角板失去支柱之支力後，其邊角遂不平行而成斜狀，但上述第(2)方程式為表示邊角負重之水平分力，未能適合於傾斜後之力量計算，故須先行測明邊角受力而生之斜度。斜度已明，則可照式核算。

邊角之垂直分力，負擔局部之剪力於其間，此項剪力存於角板之平面間者，為：—

$$S_w = S(M/h) (\tan \delta T + \tan \delta C) \quad (5)$$

此處之 δ 為邊角之傾斜角度，而 S_w 為角板平板面之剪力，亦可用以計算平行邊角之角板， h 為代表上下邊角距離之平均值。此項計算方法，不能計算傾斜角度太大之已變試驗物，蓋是項方程式，適於計算水平時之情形。故邊角之傾斜率愈大，則其精密性愈減，其準確性與傾斜角度成反比例。

倘邊角上下兩邊均十分堅韌不屈，而各支柱之距離，又介乎角板高度之 $1/6$ 與 $1/2$ 之間，則由張力場之合理分力而影響於邊角，此時邊角所生之撓應力，如下式，且與支柱之力相遇。

$$MF = (Sd^2 / 12h) \tan \alpha \quad (6)$$

若邊角受力而屈曲，或支柱之距離太疎。則其對角張力場，祇能延伸至一定之長度，達至角板平面寬度之 δd 而止。此種情形，乃引起撓應力之縮小，由 MF 變為 MF_1 如：—

$$MF_1 = C_1 \times MF \quad (7)$$

倘當一部分之角板平面負重時，則第一方程式表明其平面之平均應力，而其最大之應力為：—

$$f_{MAX} = f / C_2 \quad (8)$$

$\delta d, C_1, C_2$ 均為 ωd 之函數，可於第(九)圖見之。

$$\omega d = 1.25d \sin \alpha \left[t / (I_T + I_C) \right]^{1/4} \quad (9)$$

I_T 為邊角中心軸周圍之張力慣性能率 (MOMENT OF INERTIA OF TENSION)

I_C 為邊角中心軸周圍之壓力慣性能率 (MOMENT OF INERTIA OF COMPRESSION)

上述之鱗爪，為合金機構中之一小部分淺見，本不足以質諸大雅。惟茲抗戰聲中，亦祇作蕪蕪之筆云爾。

幾個關於高速度飛行機設計的問題

李定一譯

(Journal of the Aeronautical Science, May 1938)

提 要 本篇提出設計高速度飛行機的幾個學術上的問題，對於增加航速的幾種不同方法用圖表來表示其優劣，從這些圖中可以看出在海平面飛行增加航速的最有效辦法是：增加翼載重(wing loading)。本篇指出求最大航速用最適宜的翼載重是當翼面和尾面的L/D為期大時所需的翼載重，并用圖表示海平面飛行航速與最適宜的翼載重是同時增加的；至於飛行高度的影響也用圖解說明，在航速每小時四百哩時；海平面用最適宜翼載重是300磅/平方英尺，而六萬英尺高空用最適宜翼載重僅有25磅/平方英尺。最後本篇并貢獻幾點關於提高現用翼載重時設計方面應有的改革。

引 言 航空界設計潮流是趨向於增加速度，雖然現在的軍用和商用機比幾年前的飛機已經快得不止兩倍，可是設計家并不以此為滿足。增加航速的探尋反比以前更極積了。將來航空機必然趨向於更高航速，因此設計飛機時速率的問題一天天的更重要了。

在這突飛猛進的時代中，學術上的檢討實在非常重要；不幸飛機速度已經提高到今日的程度，再增加航速是要遭遇到很大的困難，從前對於低速飛行沒有甚大關係的設計中可變因子(variables)，現在在高速問題中却都佔了很重要的位置。本文祇對影響航速很巨的幾個可變因子作初步的討論，文中並有許多假設，藉此假設可將次要因子的影響刪略。

阻力的計算 飛機恆定平飛(Steady Horizontal Flight)時所受全部阻力可分為：翼阻力，尾阻力，和寄生阻力。本文所謂寄生阻力，與通常所用意義不同，包括除翼和尾阻力外的所有阻力；翼和直尾面橫尾面當做一單位，并假設尾面總面積是翼面積的25%。此外又選用以下數值： $C_D=0.009$ ，推進效率(Propulsive Efficiency)=80%。

前述 $C_D=0.009$ 之值，比在低衝角(Angle of Attack)和高雷氏數值(Reynold's Number)時用光滑的風洞模型試驗所得 C_D 平均值大。但實際飛機表面的細微不規則形狀常不可免所以 $C_D=0.009$ 和實際情形相去很近。至於高雷氏數值的影響則除去不計，因為在實際設計時很高的雷氏數值常和高的航速是不分離

的，所以在高雷氏數值時， C_D 的減小差不多和高速度時 C_D 由于壓縮現象 (Compressibility) 的增加互相抵消。實際測定工作表示 C_D 的數值在每小時 250 哩附近時開始漸漸增加， $C_D=0.009$ 代表本文所討論到的飛行情況中最正確的 C_D 平均值。

依上述假定可得下式：

$$C_D P S_p = [370,000 / (e v^3 / e_0)] - 0.01125 S_w / P \quad (1)$$

C_D — 寄生阻力係數， S_p — 寄生阻面積 (Parasite Frontal Area)

S_w — 翼面積， P — 發動機馬力數，

e/e_0 — 空氣密度比， V — 飛行速度 (英尺/秒)。

式 (1) 中 S_w/P 表示每馬力的翼面積平方尺數，即等於動力載重/翼載重 (Power loading/Wing loading)。 $C_D P S_p$ 為「寄生因子」(Parasite Factor)，係表示在一已知的寄生阻力係數時每馬力的寄生阻面積平方英尺數。

飛機性能圖 Performance Graphs 圖一表示「寄生因子」與海平面航速的變化情形。現在飛機設計中，所用 S_w/P 的極大值是 5；這數值代表一輕載 (Light Loaded) 低馬力 (Low Powered) 的飛機。圖一的斜線部份 (shaded Area) 表示真正飛機動作的實際極限。在圖一中，一飛機的性能可以一點表示。A 圓附近的點，代表輕級飛機的性能。B 圓附近的點，代表中等速度的飛機。C 圓附近則表示高速的運輸機。D 圓附近則表示極快的軍用機和特別的競賽機 (Racing Plane)。

圖的用法 圖一的高速部份特用放大的圖二表示之，如果已知任何飛機的 S_w/P 和航速數值，則在圖中可決定一點，這點即代表該飛機的性能。自這點起，在圖上橫方向的移動表示翼載重的值在變動；翼載重的增大或變小同時使 S_w/P 的值也變動，二者的變動是成正比的。圖中的橫坐標軸表示航速的相應變動。(corresponding variation) 假使翼面積減小到零，可得航速限度的絕對值，在圖中是 $S_w/P = 0$ 曲線和橫坐標軸相交點。

無論是寄生阻面積或是寄生阻力係數的變動都可使寄生阻方變更。圖二中 $S_w/P =$ 常數的曲線表示這種變更。寄生阻力值的變更是用寄生因子值的變更來代表。由于這種變更而生的航速變化在橫坐標軸上也可以讀出。 $S_w/P =$ 常數的曲線和橫坐標軸的交點，表示當寄生阻力減小到零時，所可得到的航速；普通所謂「飛翼」(Flying Wing) 就與這情況很相近。

馬力的變化在圖二中是以沿虛綫的變化表示。馬力與寄生因子是成逆比變化的。

總之，在比較各種增加航速的方法時，圖二是對飛機設計很有幫助的，使一種飛機的設計者可以選最有效的方法去增加航速，並且可以估計同時變更設計中

幾個可變因子的可能結果

寄生阻力係數 設計的簡潔 (Cleaness of Design) 可以減低飛機的寄生因子。從現代比較簡潔的飛機分析的結果知道：假使將設計改良，寄生阻力係數可以減低到現在數值的 60%，從圖二可以估計任一飛機由于寄生阻力降低而得的航速增加。

最適宜的翼重 Optimum Wing Loading 翼載重大時舉力係數 (Lift coeff.) 也大，因之誘生阻力 (Induced Drag) 也變大，在寄生因子中因此須加入誘生阻力變動的影響。寄生因子遂可以下式表示：

$$C_{DPSP}/P = 370,000 / (\rho v^3 / \rho_0) - [(C_{D0} + 0.00225) / (C_L + C_L / \pi A)] 341 (W/P) (\rho^2 v / \rho_0) \quad (2)$$

C_{D0} —剖面阻力係數 (Profile Drag Coeff.) C_L —舉力係數
 A —展弦比 (Aspect Ratio) W/P —動力載 (Power Loading) 磅/馬力

(2) 式中括弧 [] 內的式子代表翼和尾面 (當作一單位) 的 D/L 。因此，

$$C_{DPSP}/P = 370,000 / (\rho v^3 / \rho_0) - (D/L) W + T 841 (W/P) (\rho v^3 / \rho_0) \quad (3)$$

假設其餘可變因子都有一定值，則航速增加時 $(D/L) W + T$ 必減小。因此，如展弦比為一定值，則須在 $(D/L) W + T$ 極小值時的 C_L 才可得到變更翼載重所得的最高航速；在這種 C_L 時，飛機飛行所用的翼載重稱為「最適宜的翼載重」。

圖三係根據有效雷氏數值 (Effective R.N.) 為 8,160,000 時，NACA 23012 翼的試驗紀錄繪成；表示在三種展弦比時， C_L 和 $(D/L) W + T$ 的關係。展弦比愈增加 $(D/L) W + T$ 的極小值愈減小。因此展弦比的值愈大愈好。在本文中祇找出展弦比為 14 時的最適宜翼載重。(雖然比 14 大的展弦比，在結構上是許可的。) 依圖三： $A = 14$ 時， $(D/L) W + T$ 的最小值是 0.0321，這時的 C_L 是 0.65。以 $(D/L) W + T = 0.0321$ 代入 (3) 式，寄生因子遂變成。

$$C_{DPSP}/P = 370,000 / (\rho v^3 / \rho_0) - 27 (W/P) / (\rho v^3 / \rho_0) \dots (4)$$

圖四有三曲綫，代表海平面上最適宜的翼載重。這曲綫是從 (4) 式算出來的。在圖示的 W/P 時，這些曲綫指出在一定的寄生因子值時，變更翼載重所能得到的最大海平面飛行速度。

幾種標準飛機的分析 假設翼載重 = 25 磅/平方英尺，動力載重 = 10 磅/馬力，最大航速 = 240 英里/小時，圖四中 T_w 和 T_c 兩點各代表在最大航速和巡航速度 (Cruising speed) 時的標準現代運輸機。又假設翼載重 = 35 磅/平方英尺，動力載重 = 15 磅/馬力，最大航速 = 375 英里/小時，圖四中 R_m 和 R_c 兩點各代表在最大航速和巡航速度時的標準現代競賽機。上述兩種情況皆係假定在巡航速度

時飛機的馬力是最大速度時的 65 %。

自圖四知：運輸機在最大速度時、如果將翼載重從 25 增到圖中最適宜的翼載重，則速度可從 240 提高到 274 哩/小時；如果維持原來的翼載重而能將寄生阻力完全消滅，則速度提高到 295 哩/小時；如果寄生阻力祇減成 60% 原有價。則速度提高到 258 哩/小時；如果同時將寄生阻力減成 60%，又將翼載重增到最適宜值，則速度可提高到 318 哩/小時。以上所述增高速度的方法並沒有增加馬力。如果將馬力增加一倍，速度就可提高到 303 英里/小時；但是還不及改良流線形 (streamlining) 和增大翼載重的收穫大。

增大載重的利益 用上述步驟分析圖四中各標準飛機的代表點可以發現一條例律：由減小寄生阻力所得的速度增加的變動很小；由增大翼載重所得的速度增加，在速度增大時，愈變愈大。例如圖四 Rc 代表巡航速度的競賽機，如果將此機的寄生阻力完全消滅，巡航速度的增加不過是從 325 到 355 哩/小時；但在巡航動力載重 (Cruising Power Loading) = 7.7 時，如果增加翼載重到最適宜的翼載重值，則巡航速度可以增到 425 哩/小時左右。從此可知：增加翼載重對於海平面高速飛行的重要性比改良流線形大得多了。

海平面上最適宜的翼載重 圖五中表示展弦比為 10, 14, 20 時，海平面上最適宜的翼載重和飛行速度的關係。這種翼載重的值隨展弦比和航速而增加。在高速時，這翼載重的值非常之大。譬如：在展弦比為 14，速度為 250 哩/小時，所需要的最適宜翼載重比 100 磅/平方英尺還稍微大一點；如果速度增到 425 哩/小時，這翼載重必須是 300 磅/平方英尺。圖六中虛綫，表示按現在起飛和降落情況的需要而設計的普通飛機，牠的翼和尾的大小皆依普通常用的比例。如果增大翼載重，則這飛機翼和尾的面積大為減縮。圖六中實綫表示一翼載重為 300 磅/平方英尺的理想競賽機。

最適宜的翼載重與飛機的高度 如果飛行速度為一定值，當飛行高度增加時，由於空氣密度的減低最適宜的翼載重必因而減小。在很高的高空中，最適宜的翼載重可以比現在起飛和降落所需要的翼載重還小。因此，如飛行在高空中。雖極快的飛行速度也不須要很大的翼載重。如展弦比為 14 時，在幾種最適宜翼載重情況下，飛行速度與高度增加的關係可以圖七表明。假設翼載重為 25 磅/平方英尺，則在 40,000 尺的高度時，速度為 250 哩/小時；在 60,000 英尺高度時，速度為 400 哩/小時；如果翼載重增到 100 磅/平方英尺，則僅在 30,100 英尺高度，就可得 400 哩/小時的速度。

飛翼 高度大時最適宜翼載重的減小對於同溫層高層 (Upper stratosphere)

用「飛翼」運輸的理想是非常有利的。在較低的高度時，最適宜翼載重增大，因而重量不變機重却須減小；所以，「飛翼」較不大合用。至於接近海平面的運輸飛行，因欲維持最適宜的翼載重值，「飛翼」是絕對不合實用；除非飛行速度極低，或者載重量奇高。

可壓縮性 圖七中的虛線是空氣的可壓縮性給予最大飛行速度的限制。在這限制以內，海平面上飛行速度的限度大概是 540 哩／小時；35,000 英尺高空中這限度減低到 470 哩／小時；更高的高空中仍舊維持這數值。所以除非將可壓縮性的壞影響除掉，在 470 哩／小時以上的高速飛行祇是在低空方才可能。

實現最適宜翼載重的可能性 假使要增加航速最好是飛行時用最適宜翼載重。在高速飛行中要實現這理想，祇有兩種辦法：一是將飛行高度增高，一是將翼載重增大。

高空飛行須用增壓器 (supercharger) 和壓力艙 (pressure Cabin) 增加設計上許多困難。而且升高和降落須時很久，祇適於長途旅行的採用。又從前段可知：在空氣的壓縮性限制之下，低空飛行比較對於極高的速度有利。因此，高空飛行雖利於實現高速度時最適宜的翼載重，但無論如何，高空飛行並非解決高速飛行的最滿意答案。唯一的另一途徑就是增大翼載重。雖然關於如何在實際設計中解決這問題的方法的詳細敘述，是不在本文範圍以內，但本文特提出幾個值得注意的要點。關於增大翼載重這問題的最理想答案是：設法使飛機完全不靠翼的幫助而能起飛和降落。這樣可使任何理想的翼載重皆能實現。有人提議在常用的飛機設計中：設法改良提高舉力的設備 (Lift Augmenting Device)；并用投擲器 (Catapults) 幫助起飛；又改良落地架 (Landing Gear)，使落地的震動減少而制動 (Braking) 的效用增加。可是即使應用上述的及其他的所有一切改良方法，恐怕仍舊不允許將現用的翼載重提高到 300 磅／平方英尺。因此，如何實現較高翼載重這問題是值得研究的。這問題的解決，將在高速飛機中樹立新的紀元。

結論 (A) 海平面飛行速度增加的方法中提高翼載重比改良流線形重要。

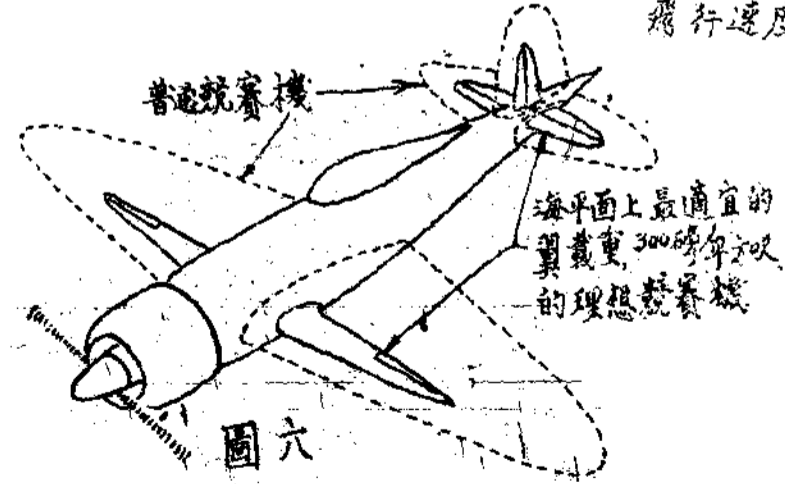
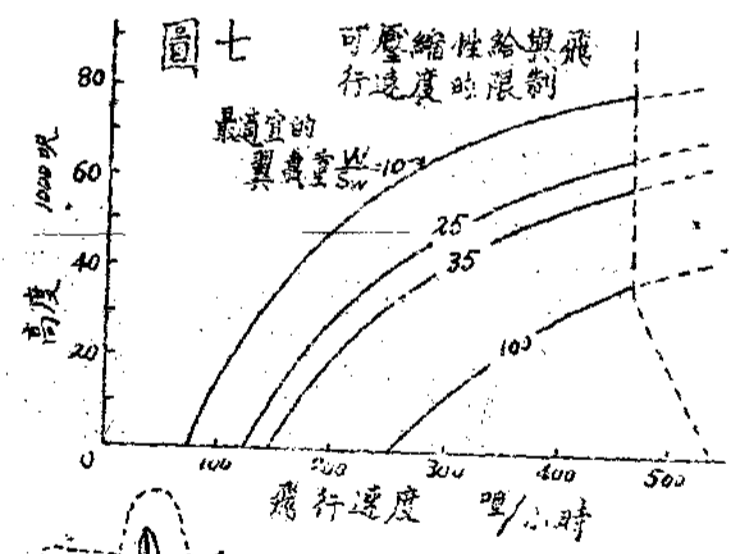
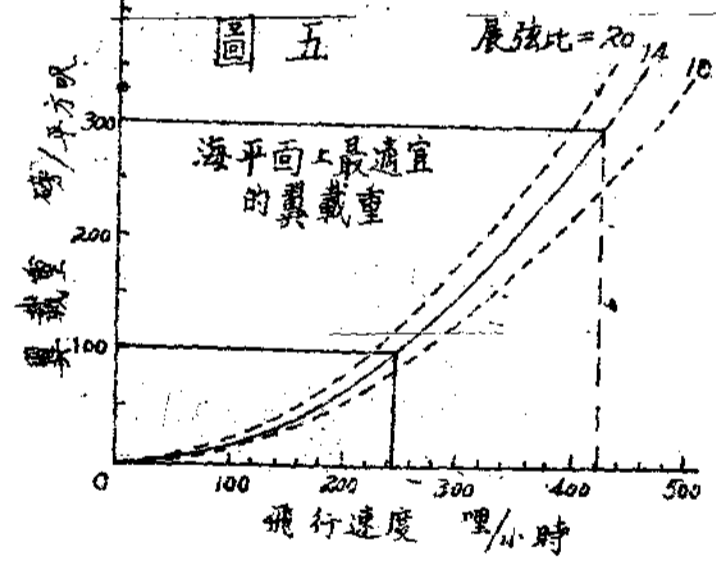
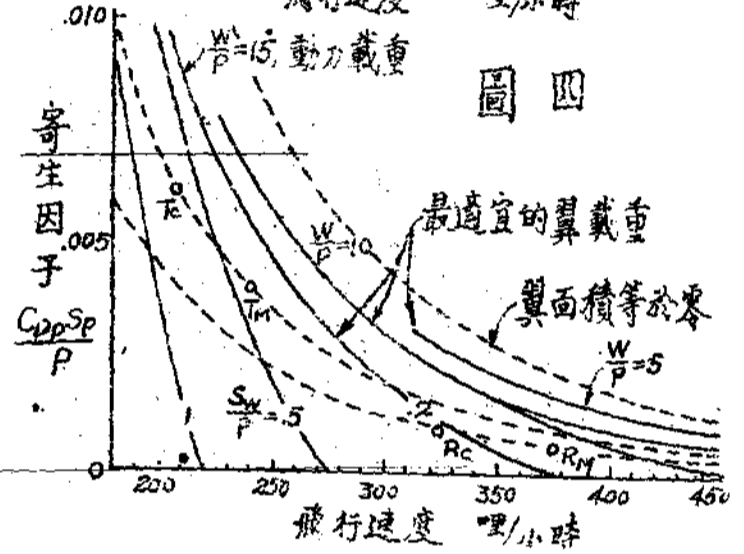
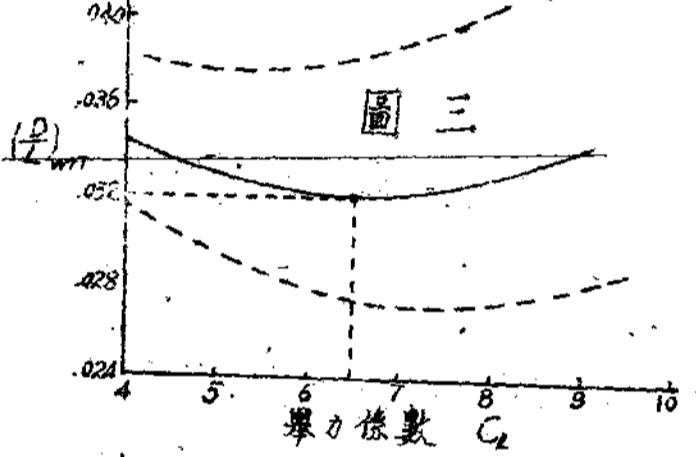
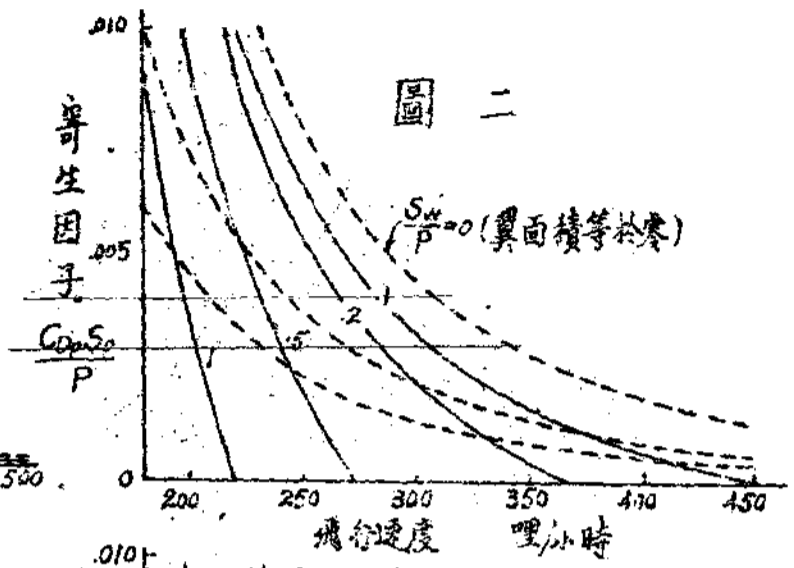
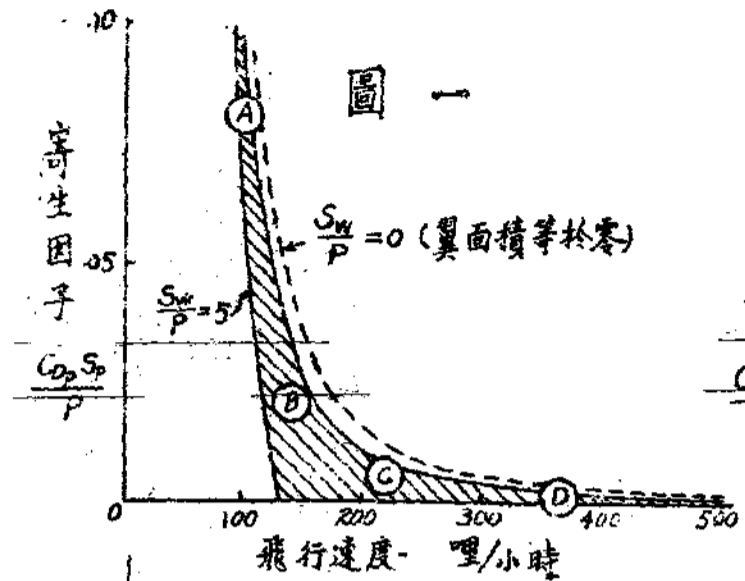
(B) 求最大飛行速度所用最適宜的翼載重是當翼面和尾面的 L/D 為最大時所需的翼載重。

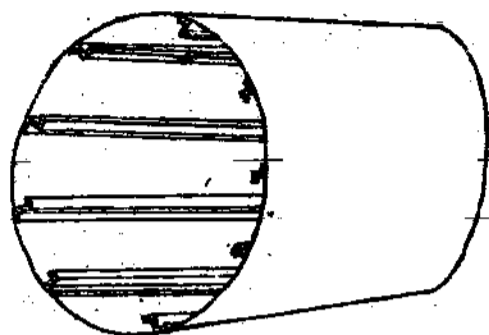
(C) 在一定高度時，飛行速度愈增最適宜翼載重也愈增；在一定飛行速度時，高度愈增最適宜翼載重卻減小。

(D) 在飛行速度超過 400 哩／小時時海平面上最適宜翼載重約為 300 磅／平方英尺。

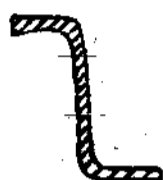
(E) 在高度為 60,000 英尺飛行速度為 400 哩／小時時，最適宜翼載重僅為 25 磅／平方英尺。

(F) 提高翼載重應當考慮如何改革飛機的設計和動作。

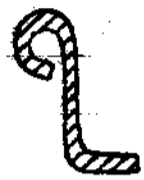




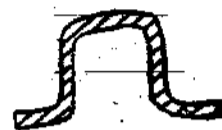
第一圖



第二圖



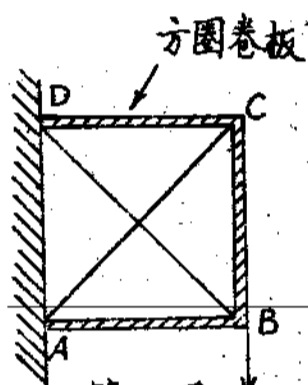
第三圖



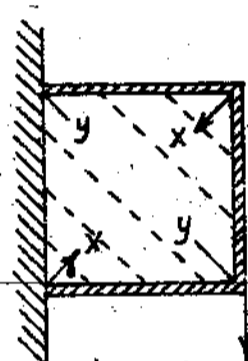
第四圖



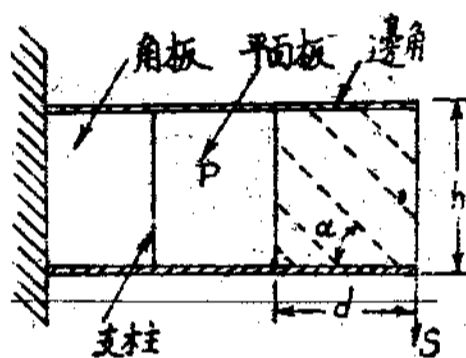
第五圖



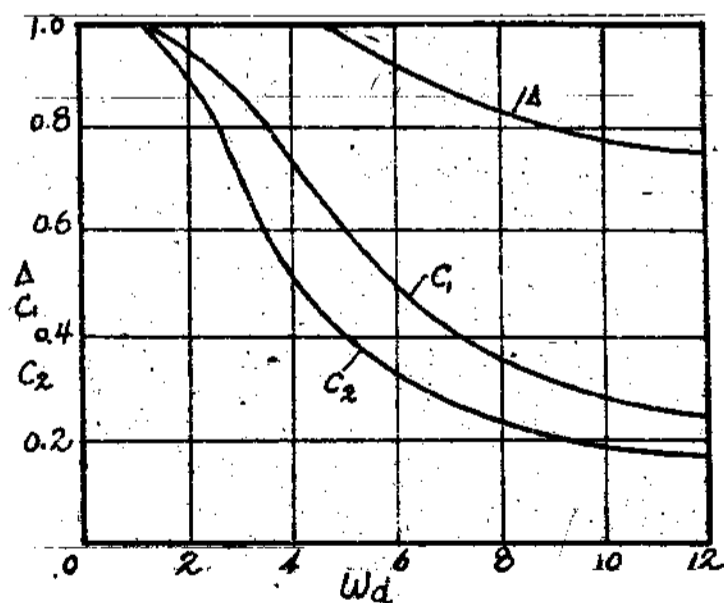
第六圖



第七圖



第八圖



第九圖

本刊第三卷索引

1. 總類

目次	文	名	著譯者	期數
1.	卷首語		王承勳	1
2.	三十五年飛機工程之回顧		萬泉生	1
3.	飛機之使用與保管		亢 蓮	4
4.	兩年來日本空軍之我見		家 讓	7
5.	日本航空軍事工業之鳥瞰		雪 白	7
6.	日本九六式艦上戰鬥機說明書		吳有榮	1
7.	飛機能造得怎樣大		蕭立坤	5
8.	飛機性能之簡便測驗法		李登梅	10
9.	飛機速度之新紀錄		編 者	13
10.	試飛		郭力三	6
11.	滑翔發展之經過		韋 超	11
12.	利用舊機發展民航		蕭立坤	3
13.	關於防空情報的幾個基本問題		亢 蓮	2
14.	伏機失事原因之研究		施兆貴	3
15.	加拿大驅逐轟炸機 FDB-1		吳天綱	11
16.	美國加省理工大學近來航空工程之設備		柏實義	9
17.	英法意德及慕尼黑會議之遠因及近果		王承勳	2
18.	以轟炸還轟炸		王承勳	5
19.	與房卡門博士談話錄		錢昌祚	1
20.	關於機校畢業機械士服務上的一些問題		李柏齡	5

2. 空氣動力類

1.	風洞一席話		楊 任	11
2.	飛機模型之翼展當不依風洞截面之主軸置放時其阻力干涉之檢討		曹鶴蓀	4
3.	怎樣設計風洞轉角		曹鶴蓀	12
4.	風洞干涉因數圓		曹鶴蓀	9
5.	裘氏機翼切面繪圖儀說明		曹鶴蓀	4
6.	最高爬昇速度與最大爬昇角度		丁 東	12
7.	流線型的科學		葉 金	9
8.	地面感應		一 鴻	12
9.	螺釘頭對於飛機所生的阻力		鴻	12
10.	利用熱力變距螺旋槳		金體坤	6

3. 結構類		
1.	決定多桁結構桁度之運法	林致平 2
2.	靜定結構與靜不定結構鑑定	王德榮 6
3.	立體構架之圖解法	朱越生 11
4.	忠-28-甲 P-8001之靜力試驗	葉蘊瑩 11
5.	起落架設計法	常撫生 8
6.	收縮式起落架及其減震裝置	俞永安 10
4. 發動機類		
1.	航空發動機設計概要	葉衍鑫 8
2.	航空發動機故障之檢討	華文廣 8
3.	發動機故障及其處理方法	張丕茲 1
4.	航空發動機之檢查	張丕茲 2
5.	航空發動機之瞻望	葉玄 12
6.	高速度柴油機與汽油機之比較	王裕齊 5
7.	接談柴油機	伯修 5
8.	關於可用馬力之計算	呂鳳章 11
9.	震爆和馬力損失	華忠 9, 10
10.	抗爆數，高空調整器，及 M-103 發動機	力一溯 8
11.	談汽門定時上之差誤問題	俞友田 5, 6
12.	校正 M-100 號機汽門度數法	姚慎晨 7
13.	發動機活寒磨場及不靈活的幾種原因	劉德成 8
14.	○○號汽油	李登梅 2
15.	飛機加油自止器製成後之圖樣說明書	趙士表 4
16.	二十八年式加油自止器說明書	趙士表 11
17.	怎樣防止汽化器結冰	楊景麟 1
18.	磁電機正負極發火之調整	全陸詩 12
19.	怎樣去檢查或校準磁電機割斷器上白金釘	榮之夫 9
20.	利用熱力變距螺旋槳	金體坤 6
21.	劍橋混合比指示器	周惠宗 6
22.	從黃汪兩同學的死談到機械人員在開車前對發動機應有的認識	黃季釗 10
23.	新“Bristol” Taurus 雙列旋套汽門發動機及其試驗經過	曹盛春 4
5. 軍械類		
1.	轟炸彈道計算法	宋遂昌 2
2.	轟炸瞄準是怎樣一回事	張福 3, 4
3.	日本式引信	張鑫發 4
4.	日本引信及炸彈之研究	吳星才 7

5.	掛彈法	葉兆蔭	6
6.	感應電圈式初速試驗儀	王裕齊	8
7.	子彈浸激物體的討論	劉乃濟	11
6. 儀器類			
1.	航空儀器修理保管之回顧與前瞻	蘇用中	5
2.	儀器飛行歟？盲目飛行歟？	楊英庭	2
3.	飛機所用的陀螺儀	張耀三	12
4.	介紹一種高度表——羅伯特高度表	劍虹	2
5.	絕對高度表	中葵	2
6.	劍橋混合比指示器	周惠宗	6
7.	在飛行時量螺旋槳應力的新方法	續	9
7. 電氣類			
1.	飛行場站之電氣設備問題	尤佳章	1
2.	飛行場之水電設備問題	王占常	5
3.	倭九四式空中無線電收訊機之研究	唐光勳	4
4.	倭九四式空中無線電收訊機長波檢波管之討論	劉錫才	8
5.	倭九四式無線電收訊機之討論	劉錫才	9
6.	同志們，請緩旋燈絲電阻器！	劉錫才	7
7.	飛機之屏蔽及導聯	劉錫才	10
8.	怎樣去檢查或校準磁電機割斷器上白金釘	榮之夫	9
9.	從黃汪兩同學的死談到機械人員在開車前對發動機應有的認識	黃季釗	10
8. 材料類			
1.	介紹幾則簡易的材料試驗方法	王士倬	10
2.	利用舊機器材的建議	羅錦春	11
3.	冶金術之進展及航空工業	趙淳	12
4.	製造飛機的新材料	葉玄	10
5.	飛機結構之金屬材料	李彼得	8
6.	機械實工作法	李煥	7
7.	煨鋁合金之熱處理	蔡鎮寬	8
8.	飛機之塗料工作實施	吳星才	3
9.	飛機蒙布試驗機	郭力三	11
9. 氣象類			
1.	航空氣象學與機場測候設備	朱崗崐	7
2.	建設雲貴高地航空氣象網之擬議	黃廈千	9
10. 航站類			
1.	關於飛行場	伯德	2
2.	談飛機場	雄	10

3.	站場設備	雲澄	2
4.	飛行場站之電氣設備問題	尤佳章	1
5.	談飛行場的加油設備	祝震崑	2
6.	飛行場之水電設備問題	王占常	5
7.	航空氣象學與機場測候設備	朱崗崑	7
11. 雜俎			
1.	中國航空雜誌介紹	編者	1,3,4,5,6,7
2.	世界航空雜誌摘要	編者	3,4
3.	雜誌摘要	雄	9
4.	問題解答		6,7,9,12
5.	翻譯科學名詞之原則	正名	9
6.	Douglas DC-4	梁炳文	3
7.	Curtiss Wright CW-21	吳天綱	5
8.	參觀飛行酒店(轉載中航第十一期)	倫	5
9.	由E-15說到關於機械人員	王樹法	6
10.	美國航空工廠現有之生產力	黎子	5
11.	加速度對於人體之影響	管凌	5
12.	介紹炸頭鉗釘	雄	9
13.	這裏可以開洞嗎?	李華愷	4
14.	怎樣訓練機械士的手	李煥	5
15.	錢昌祚被選為美國航空科學社社員	修	4
16.	詩	伯修	1, 2
17.	校餘隨筆	伯修	5
18.	短評二則	編者	1
19.	三個稱職的機械士為全大隊爭得兩個光榮的獎品	黎子	3
20.	空軍機械學校的一個盛典	松	4
21.	機械士的手	伯修	3
22.	機械士的壯烈犧牲	松	5
23.	王德明同志傳	姚慎晨	6
24.	空軍生活在衡陽	吳星才	6
25.	廣州出差記	林偉民	7
26.	潼南遇匪記	劉子敬	7
27.	遷址後的青雲廠	慎晨	4
28.	青雲廠幹的精神	姚慎晨	10
29.	中大近訊	瑞	4
30.	金佛廠近訊	鵬	4
31.	想到去年的七月	吳錫山	10

本刊啓事〔一〕

本刊爲提倡滑翔運動，並引起一般對於滑翔機之興趣起見，將于本年度五月刊行滑翔專號。凡：

- (一)各國滑翔運動之情況與消息，
- (二)滑翔飛行之經驗，
- (三)滑翔機之設計，
- (四)滑翔機之製造，及製造上之經驗，
- (五)滑翔與測候，

(六)其他有關滑翔之文字等稿件，均所歡迎，尙祈海內名家，撰著鴻文，惠寄本刊，代爲刊行，則不僅本刊之幸也。

本刊啓事〔二〕

本刊通訊處自廿九年一月一日起改成都武字信箱第八十七號附一號

通俗化·大衆化的——

抗戰科學 月刊

週年紀念特大號

第十三期 二十九年一月二十日出版

要目

鐵的支流底一年(週年紀念文).....	編者
科學與時代.....	日新
科學是民主的一面.....	樂華
機關槍.....	丁尾
低溫度.....	潘昌運譯
竹樑架.....	日月
新的自動操縱系.....	王培生
生命與機械.....	清明譯
電是怎樣產生的.....	魯凌
解三次方程的簡單儀器.....	錫才
西洋科學史講話.....	考古
怎樣初學科學.....	實質
我怎樣對數學發生興趣.....	一知
給有志工程的青年們.....	鎬生
雲南箇舊的錫礦.....	普生
耀龍的水電廠.....	幼真
各國科學新動態.....	撫生



Curtiss

HELLDIVER 77

機門戰炸轟衝俯式77士特克
 起遠績成果結較比驗試格嚴經選機門戰炸轟衝俯磅千之美精最軍空國美乃機此
 的日向度速烈猛極以肆高絕率速回堅造構其蓋置購量大已近最故機之型同餘其
 也器利之上無空防敵制為實如裕付應而炸轟衝俯物

司公空航洲聯

樓二行銀豐滙港香

