

# 航空機械

北碚



第四卷 第十二期



一九三九年



CENTRAL LIBRARY

CHINA

RECEIVED

# NORTH AMERICAN AVIATION INC.



*The new North American Bomber (NA 40-A)  
top Speed above 310mph*

# CHINA AIRMOTIVE CO.

*Fed. Ins. U.S.A.*

*\* REPRESENTATIVES \**

*CHUNGKING OFFICE*

*2 TaChiPieh Shui*

*TaChiKou*

*HONGKONG OFFICE*

*TaiPing Bldg.*

*Queens Rd. Central*

# 改裝或添裝飛機機件時應有之考慮

管 義 懷

**提要：**飛機機件之改裝及添裝，現頗盛行，然成功的設計，非經多方面之考慮，與夫不憚煩之改進，不能獲得。本文即就一般的考慮，擇要闡述。分列：位置，支承，式樣，製造，裝配，檢查及養護，修理，使用，重量，強度，工作性能，及安全等方面討論。全文側重於設計方面之事實問題，至於原理，則力求簡略。本應提供實例，奈以篇幅太廣，且不無關及軍機，姑暫省略。如有機會，自當另文補充也。

## 一 緒言

中國空軍之每一部門，每一人員，在抗戰的軍事行動中，均受到嚴密而翔實的檢閱。

各型飛機之實際功效如何？武器裝備之作戰威力如何？凡此種種，於戰前均屬難能確知。至多憑藉智力之理解，與夫演習之結論，而加以推測估計。然估計祇是估計，與戰時之實際情形，難免差異。蓋智力之理解，不免以平時的情況為出發點。演習時之行動，當較作戰時者為簡單。所得結果，容易滿意。試問：在未有事實表現之先，中國防空演習何止千萬次數，可有人想到情報線斷了怎辦？！電廠炸毀了怎辦？！

由於作戰的經驗，中國空軍對於每一飛機，每一零件，都加以詳細的考驗。現實的刺激，自力的發展，飛機機件之改裝及添裝，遂趨盛行。以優良之機件，換置不合要求者。以合宜之機件，增添於所需要者。配合實際的要求，就是進步。能判斷現有的錯誤，而加以改進，即是自行設計飛機之先驅。斯皆抗戰的賜予，而堪慶幸者也。

然成功的設計，非經多方面之考慮，與夫不憚煩之改進，不能獲得。爲了精益求精起見，作者願將三年來從事設計工作所得之經驗，供給航機同志，聊備參考。

目 錄	
管 義 懷	改裝或添裝飛機機件時應有之考慮
柏實義擇譯	航空工程中所用之應用力學
李登梅譯	飛機上液壓機件之動作原理及其保管法
談錦生譯	高速飛機螺旋槳研究

當夫着手改裝或添裝飛機機件之時，應即多事考慮，務期週密詳遍。所謂考慮，非是“前怕狼，後怕虎”的猶疑不決；而是各方顧到，權衡輕重，以求得設計途徑的整個過程。考慮並非壞事情。所患者考慮雖多，而無決斷。多考慮絕對不能誤事。誤事者即由不能決斷。以是考慮之時，須加權衡，俾求決斷。

考慮之範圍，因改裝或添裝之機件的性質而異殊。以下各節所及者，只是一般的考慮，而非所有考慮。且亦有多種機件，其考慮毋需如此週詳。讀者幸勿誤會。

改裝與添裝並無絕對界限。有時添裝演變成改裝，而改裝也離不了添裝。其應有之考慮，實亦大同小異也。

## 二 位置

倘欲添裝飛機機件，自須尋覓適宜位置，俾得安裝。

或須改裝任何機件，其位置問題亦預考慮。蓋原有機件與新用機件，其型別未必相同。應裁位置，或當變更。且其形狀大小，亦有差異。原來位置是否可用，亦成問題。

某數項機件，其位置輒有一定。如該處空間發生問題，只可改換該件之型別大小，以求適合。其數項機件，其位本無一定。則以該件之型別大小配合位置，或以位置配合型別大小，或兩者相互解決，或以其他重要考慮決定之均可。

位置之選擇，如在飛機內部，當較困難。尤以企求在座艙之前者為甚。於機翼內部添裝機件，除金屬硬殼式者外，幾屬不可能。惟安裝於飛機內部，實較向外發展者為佳。故非於萬分不得已時，位置之尋求概以向內發展為鵠的。

脫竟安裝於飛機外部矣，飛機阻力因之增加。所增阻力之大小，與該件之大小，型別，及位置均有關係，今姑就位置之於阻力而言，如所裝機件緊貼機身，機翼，或支柱等件之旁，而更謹以減阻包皮，則所增阻力當為最小。如稍離機身等大件，並無減阻包皮或其他設備，所謂阻力即為最大；蓋是時之干涉阻力，殊為可觀也。如所裝之件，位於螺旋槳滑流之內，阻力亦當較大。斯堪加以注意者也。

所裝機件之位置，對於飛機昇力，亦有影響。誠然，除機翼外，其他物體之昇力，率皆略之不計。倘所裝之件與機翼緊貼或距離殊近，則不論其有無減阻包皮或其他設備，昇力之改變難容忽視。一般情況之下，所有改變，多為昇力之減退損失。

關於視界問題，也應注意。如係細小之件，寧以遠離大件為妙。蓋飛航員微動頭部，即可視知其所隱蔽之部。倘緊貼於機身兩傍，或機頭上方等處，則視界為之劇減。然除非情況特殊，一般的安裝機件，頗易避免視界之妨礙也。

所裝之件如非單獨機件，而係某個機系之一部；則該件與其他機件之通連，或聯繫，對於位置之選擇決定，佔有重要因素。

合宜之位置須有充裕之空間；安裝後并不擁擠；對於該件及隣近機件之裝配，檢查及養護等無有妨礙不便之處。

### 三 支承

如係改裝機件，以其型別，形狀，大小，位置之不同，所用支承機構或須改做，甚之換用他種式樣。至若添裝機件，則該件與飛機重要構肢之聯合，自須詳細攷慮。

支承機構之決定，當以所裝機件對飛機之相對位置，及其附近之重要構肢，為出發點。所裝機件之情狀，大小，構造等項，於支承機構之設計，固須慮及。然如前者之形狀，大小，構造為可變更者，則支承機構之確定，亦即所裝機件一部份問題之解決也。

關於支承機系之合理考慮，首要即為支承之密合。蓋在各種不同之飛行動作中，支承機系應能作用不同方向之力。於所裝之件，俾得固定其位置。支承力之分佈，亦頗興趣。無論其為支承機系對於所裝之件，抑或支承機系對於飛機構肢；所有力之分佈或有一定方式，或則可以改變。設若可能，支承有應分佈合宜，俾支承機系之重量最輕，對於飛機構肢強度之影響最小。

支承機系之聯合，或為其各件之聯合，或為其與所裝之件之聯合，或為其與飛機構肢之聯合；雖亦有用永久性質者，然實以可拆者較為優良普遍。用鉗子夾住一法 (Clamping)，其應用尤廣。

所有接觸面，如由於飛機之飛行而可能相互摩擦，則須以皮革，橡皮，毛氈或膠布等物夾襯其間，以減摩擦，音響，損傷。如隣近物體，雖距小隙，而亦可能撞擊，摩擦，則亦須用物襯隔。

如所裝之件係航空儀表，或其他精巧之件，則減震裝置之設備不可忽視。

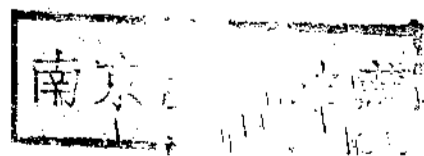
倘有支承機系暴露飛機外部，其空氣阻力，應為設法儘量減低。

由於減摩，減震等設備，或其他原因，摩擦，感應而生之靜電遭受絕緣，不得通至地線。為防止靜電讓災起見，所裝之件須併附電綫，其另端則導至可靠地線。

### 四 式樣

所謂式樣者，其範圍包括殊廣。所有整個機系之性質，各機件本身之構造，以及各機件之傳動，路線等，皆統稱之為式樣。

式樣之決定，大致不外三種方式：第一種方式是選擇。就是把現有的及可能



的各種式樣都收集一起，比較優劣，以找出與現狀況最爲適合的式樣。第二種方式是改良。就是把現有的某種式樣加以改進，使之較未改進前與現狀況更爲適宜。第三種方式是發明。新的機構，普通機構新的應用，或重大的改良，均可稱爲發明。

式樣之選擇最爲普通。然其選擇決定之迅速合理，厥在個人平時之修養。在多着多想，處處尋求利弊。不因式樣之新奇，而目眩心奪。不因應用之廣多，而意之平淡。否則即易陷入迷信的偏見，喪失客觀地位。一般之說明書，爲企圖掩飾其不欲宣揚的秘密起見，每多牽附兩可之詞。不論其爲有意的抑無意的，該項辭句往往導至思慮之歧途。是以須持評判者之地位，步步留心，鑑別每字每句，以免陷阱之厄。倘能慎思明辨，比較早分；則問題一來，立可於短時期內求得決斷。否則盲目抄襲，非惟難能盡善，且恐無以完成任務。

至若式樣之改良及發明，更須考慮詳盡。改良後之利弊，與改良前者相互權衡。發明式樣之弊利，與現有各式者逐一比較。考慮週到，利多弊少之後，倘應多事試驗。蓋在此種情況之下，每易發生兩種流弊。其一爲客觀地位之喪失。文章是自己的好，固爲人之常情。然若由於偶或的主觀，而收得與改良相背之效果，殊失改良之初衷也。其二爲利弊和協（Compromise）之失當。取利捨弊，自是一貫的手段。但如和協失當，弊雖盡除，而其利亦以減至太小，甚或不能担任應負之使命。斯亦無足取也。

然改良及發明，初起試驗雖遭失敗，只要理論有據，可勿氣餒。或於設計及製造等技術問題，稍經改換，即可成功也。

機件之位置，支承之機系，所用之材料、製造之設備，及使用之便利等，均影響式樣之決定。而式樣則轉而影響強度，重量，視界，空氣阻力等問題。故其決定亦以其有關各項爲依據也。

## 五 製造

在改裝或添裝之設計過程中，每一零件之製造程序，厥須仔細顧到，俾符現實情況，蓋如只管紙上工夫，做成洋洋大設計。稀奇的合金，古怪的特種鋼，材料就難配齊。熱處理，鋸，鉋，銑，磨，還得用特殊機器，精細工具。尺寸的上下極限，又經嚴格規定。製造部份看了大作，不是叫苦連天，就是請教原設計人。甚至設計雖好，實際難能製造，還歸無用。斯即所謂“閉門造車”者也。

材料之取給，工廠之設備，技術之水準，數量之多寡，在均影響製造之一切。

材料之選用，除一般設計的考慮外，尚須顧及國家的資源，市面的價格，製造的難易，及庫存的現貨等方面而定取捨。設計者應與材料庫部份，常保密切關

聯。初次試造之時，由於製造、更改之便利，及經濟起見，可暫用價廉或便於改換，重製之材料。

製造之方法及程序，由於工廠的設備而不同，應竭力避免超出設備範圍之外。有時不得不窮思竭想，尋求特別的製法，俾能完成企圖。如逢此種情況，所有需用工具及工作程序等項，均須詳為說明。

技術之水準，係指一般工作人員之技藝，經驗而論。技藝優良，經驗宏富者，可減少設備之應用。同時亦係設計者之可靠担保。賴而選用材料，機構，估計成品精度，中心有恃無恐。否則稍較精細或難製之件，設計者即將躊躇，不敢應用，而另找其他方式矣。

製造之規模，因數量之多寡而異殊。數量稀少，則可逐件湊配。繪圖說明，均得簡單。數量巨多，則須出品一律，互可拆換。圖樣仔細。說明詳盡。甚或自製特殊樣板，鋼模，工具等等，以便製造，增進效率。其間繁簡，大有差別也。

初次製造之全部期間，設計者應在旁觀察。其意義實有多方面的：第一，可避免工作者偶或的疏忽，而致錯誤，延遲全部工作。第二，設計者與工作者，得有討論機會，或可臨時改設計。第三，便於編製說明。如不規則包皮之展開面積，或彎曲管路之直綫長度，均得確實量出。以後製造時，取用材料可免浪費。第四，如係設計者之研究工作，或外界需要並不迫切時，可防工作者之輕忽而壓積一邊。此種延誤，廢時最多，非加推動不可也。

如能應用現成之標準零件，或利用原有機件之一部份零件，則製造可較簡易。

## 六 裝配

每一機構之內部或每一零件，其可能裝配與否，設計時亦需顧及。一般簡單的聯繫，自易處理。若係密集繁雜的機構，長距曲折的路線，則如思慮稍疎，即難獲得滿意結果，於此乃有簡易之補助辦法，即儘量利用實樣是也。所謂實樣，範圍至廣：或即現成之零件；或即相似之零件；或係其他材料所製，而與所代表之零件，其形狀，大小完全相同，或一部份相同，或僅表示其中心線。總之，實樣可不拘材料，不論外形，而以能完全代表零件之主要性格即可。實樣之應用，非僅解決裝配之可能性問題，於零件之設計，亦大有裨益也。

各機構或各零件相互之裝配，校正程序，實影響其手續之繁簡，甚而及於裝配之可能性。或竟非將已經裝配就緒之機件拆下重裝，即無從裝配他件。斯固須先為規定者也。

某些機件，一經裝置，其位置即自行固定，毋需調準。斯為“自定”。某些機件，則或由其固有之結構；或備各零件之鬆張，裝配後非經調準不可。然此兩者之分界，實非劃然不混，倘能精確製造，則後者機件之一部份，可得改為自定

機件。然如需要件數不多，因欲製造精確而所須之特項設備，即嫌昂貴，仍以後者為宜也。

裝配須簡易，調準須迅速，此固一般之期望。然事實上亦不易達到企圖。聯繫之式樣，螺釘之位置及方向，對之均有重要影響。於設計時固應週密考慮，設計者亦可自行裝配及調準。至少須要徵詢裝配者之意見。倘發現不妥之處，或另有改進可能時，逕即改製可也。如情況許可，切勿留待下次改良。蓋多改製一次，即進步一次，且說不定更改以後，尙有更進者也。

裝配及調準所須根據之各項基點，自當確實規定。最好用漆顯著指示，並在附近加書說明。

螺絲，銷子，螺母，螺絲塞及鬆緊套等所用之“保險”，式樣殊多。選用時宜視其位置，性質而定。其要旨除能確保安全外，一般裝配的簡易，及檢查，養護之便利，亦頗重要。為增加安全的因數起見，螺絲之頭或銷之大端，應在上方。蓋若萬一“保險”不妥，螺母脫去後；在正常飛行姿態，螺絲或銷得不致自規定位置落下，而仍能繼續負擔其使命。

## 七 檢查及養護

除特殊之檢查外，進行一般經常的檢查時，同時須對各機件施以必需之養護工作。故檢查及養護二者，在事實上殊難分離，自以併同討論為宜也。

機件之檢查及養護，其先後兩次可能間隔之時間，每次檢查必需之項目，及其確實程度，養護應需之工具材料，每次檢查及養護所需之時間，均與機件之式樣有關。故為企求檢查及養護之配合要求起見，厥須留意選擇機件之適當式樣。

合理的檢查及養護，應具備以下各項條件：第一，須要手續簡單，迅速確實，同時並不影響其他機件之檢查及養護。設計者應預測改裝或添裝之機件，及其隣近有關各機件，所有各種可能的檢查及養護。設計則即須預為留心。迨機件裝配妥善後，設計者應將各項檢查養護，逐一演習，以便檢視有無不妥或更可改進之點。第二，所需應用之工具，形式尺碼，必須普通。其標準至多以飛機工具包內所具備者為限。蓋使用特殊工具，其最大之缺點，即在檢查，養護之不便。需要多帶一件工具，否則即無從着手。如飛機不帶工具，降落其他場站，而該站又未備該項特殊工具者；則需要檢查及養護時，其情況之窘迫，自可想見。第三，需要適合一般場站之設備，及其水，電，高壓空氣，油料等項之供給。我國場站，等級不同，設備自異。雖其充實進展，殊為迅速；然為便利計，設計者仍需以現在一般場站均具之設備，及易供給之器材為對像也。第四，如係作戰飛機，則機件之檢查及養護，需要適合軍事要求。如加油，洩油，裝子彈，掛炸彈等作業



，及各項主要檢查及養護，務期迅速，尤以驅逐機為最，蓋作戰降落後，即須檢查，加油，並於最短期內，重行起飛，警戒或迎戰也。

飛機經改裝或添裝機件後，應須特別標明：俾與其他同型飛機不致混雜，且於檢查及養護時引起注意。一般的辦法，即於機件本身或其附近，漆書機件名稱，其須要檢查及養護之處，亦可註明該部效用。此外如有檢查及養護時特別需要注意之事項，并宜書明。

常須開啓之包皮及檢查門，其卸裝或開關動作，須簡單迅便。一般而論，檢查門之開關，視包皮之卸裝較為迅便。故於包皮上開設檢查門，實係合理而許可者也。

，所有蓋子，螺絲塞等小件，應以鏈子聯繫於主要部份，俾免由於不經意之遺失，及尋找之際時。

## 八 修理

進行飛機機件的修理工作，非僅修理而已。其先則須拆卸該件，次則修理之，再則裝配之。而機件之修理，以其損壞程度及修理的可能性，大致可分三種方式：第一為修補原件，第二為配製新件，第三為換置現貨。

易致損壞之件，須便於拆卸及裝配。蓋不論其需要修補或須要換置，施工自可簡易。然施行修補之前，並非必須拆卸。如係簡單微小之修理，該機件即在裝配位置，亦可施工。關於修理後裝配方面，設計者應行注意之點，可參閱“裝配”節。

如巨大機件之某一部份每易損壞，則可將該部份另成一件，而配附於巨大機件之本身。應修理時，可將該一部份單獨拆下，不致影響巨大機件全部。

修補後之機件，其強度，重量及其他主要性格，應不致變更，或變更殊微，特種鋼或經熱處理之鋼質零件，如為愛好以氣焊解決一切問題者負責修理，則其結果，可不待言。以是一般修理工廠之設備，及虛劣之工作技術，不得不預為估計在內。易致損壞之件，其所須修補，如施工簡單，則將不致蒙受重大變更。

易致損壞之件，其材料不可特殊。免因待領特殊材料而延遲修理。甚或由於修理者之疏忽，使用普通材料而致發生危險。且其製造方法，須與一般修理工廠之設備配合，俾免另送他廠代製。各零件間之配合隙差 (Fit)，最好能列表印行，俾配製時有所遵循。

應用現成之標準零件，或與該飛機他部相同之零件，非僅便於製造，且換置零件時，可以一索即得。不致延誤修理工作。

任何傳力或傳動機系，如有損壞可能，則該機系中最易拆卸更換，最易製造之件，其強度應較其他各件稍弱。設計時可應用較小之負載因數 (Load factor)

。萬一發生意外事故，預期該件首即損壞，吸收擊觸之“能”的一部或全部。其他部份得以減輕受害程度，或竟幸免。固不必拘泥於“同等強度”之原則也。

電棧之長度，應稍優裕。倘其端末損壞折斷，可不必須更換，逕即另銜接頭可也。

## 九 使用

本節所述之“使用”，其範圍至為狹隘。僅指飛航員或地面試車者，對於該機件之運用及操縱而言。其他方面則於有關各節分別闡釋之。

就使用方面而論，飛機機件可分為四種：第一種，完全固定，不可操縱或毋須使用者。第二種，完全自動，不可操縱或毋須使用者。第三種，自動或人力操縱均可，視飛洞之情況及飛航員之意圖，而可變易者。第四種，完全人力操縱者。改裝或添裝機件時，對於此後飛航員應有之工作，須加考慮。要之，以竭力減少飛航員之新添工作為原則，如所裝機件係屬第一、二兩種者，決無增加工作之虞，或竟減少也。如係第三、四兩種者，即須嚴密注意。然第三種機件實較第四種者易於應付，蓋有自動機構可備應用，不必全由人力控制也。

如須操縱或使用，須考慮其對於其他機件操縱之關係。第一，是否該機件之使用，在任何任務或情況之下，與其他機件之操縱絕對無關。第二，倘或有關，是否該機件之使用，或可稍早，或可稍遲，而不必與其他機件相互操縱或同時操縱，且不致妨礙任何情況下任務之完成。不論該機件之操縱與其他機件者如何複雜，設計者應使飛航員，單用右手或單用左手，即可操縱，使用妥善。任實際狀況中，至少須為飛航員留出其兩手之一，俾資操縱飛機。雖飛航員兩手脫離操縱桿，飛機亦可飛行。然一般實際情況，實較之複雜多多，故不足為論。如所裝機件之操縱，須與其他機件相互或同時作用，設計者可將有關之控制器，裝在一起。或將其某一控制器，裝在操縱桿上。總之，以能確實把握，任何情況下，操縱之可能性為目的。

所裝機件之操縱，調準，讀數等項，須易於眼到，手到，迅速確實。儀定等項之置，除視空間之許可外，須與其他儀表或控制器，比較重要性而決定。

使用時所需力之大小，與該機件之性質，及操縱機構之式樣等均有關係。手指，手掌及臂所能作用之力，其方向對於大小，有莫大影響，所需力之大小，自應以通常所能作用者為限度。如所裝機件係常需操縱者，則應以不致感到疲勞為限。

如須精確迅速之標準，則可應用二重調準機構。

使用時所應注意事項，須於控制器附近，漆書詳明。俾飛航員不必記憶使用法或各種數字。所用極限，最好另用紅漆指示，俾得醒目。

## 十 重量

如經添裝機件，飛機總重自將增多。改裝機件，亦不免變更其原有重量，飛機重量對其性能影響至大，故須嚴密注意。

倘飛機重量增多，其他各項均保持不變，其主要性能之變更如下：第一，地面或任何高度之最大平飛速度行將減低，惟其影響不若其餘各條之重大。第二，地面或任何高度之最大上升速度行將減低。第三，上升至任何高度所須之時間行將增多。第四，絕對頂點或任務頂點行將減低。第五，降落速度或任何高度之最小平飛速度行將增大。但若機翼裝置，發動機性能，螺旋槳效率，空氣阻力等亦同時改易，則上述之五條變更，將不盡然。

倘飛機重量減少，其他各項均保持不變，則其主要性能之變更，適與增重者相反。

重量之境減，位置之更換，不免移動飛機重心之位置，而致影響飛機之安定性。若重心移前太甚，飛機即感頭重，然無不安定可能。減低安定面前緣，即足補救。若重心移後太甚，飛機即感尾重，且有顯著不安定性。加高安定面前緣，只能改正尾重，不能改進安定性。故一般而論，飛機原有重心之後，所增重量，不能太多；原有重心之前，所減重量，亦不能太多。

飛機重心移下，增加其安定性。飛機重心移上，減少其安定性。故所增重量，以在下者較在上者為妙。所減重量，以在上者較在下者為妙。

如欲保持飛機之原有重量，及重心之位置，可更改其酬載，油量，設備或乘員之數量或位置。然此法通常難能實施，故重量之增減，愈小愈好，免致影響性能太大。

飛機機件重量，以其性質可分下列三種：第一種，固定的重量。此種重量範圍至廣，設計者最須留意，非時時刻刻企求減輕不可。第二種，可投棄的重量。如下油箱，炸彈等。應希望所裝飛機，在投棄油箱或轟炸目的物之前，對於攻擊或防禦，亦得應付優裕。此種重量固須減小，然其對飛機性能之影響，實較第一種者為次。蓋必要時，即可減輕也。第三種，逐漸減少的或可增減的。如汽油，子彈等。其重量較事實需要者稍裕即可。額外的多裝，係無謂的浪費。飛機性能計算，如以滿載重量為根據，則飛行時，其實際性能必漸趨優良也。

## 十一 強度

強度問題可分兩方面考慮：第一，機件及其支承機系之強度。第二，對於所裝飛機之強度的影響。

機件及其支承機系之設計，自以工作時及各種飛行狀態之最大負載為根據。

不可太弱，否則不克承受負載，零件每易損壞。不可太強，蓋增大結構重量，減低飛機性能。強度計算適可之後，尚須顧及定形性 (Rigidity) 問題。不可有太大的變形，免致影響機件的精度。然亦雅不欲喪失合度的柔順性 (Flexibility)。機件及其支承機系之震動週期，須嚴密控制，避免共振現象，然此固由試驗得之為確也。

對於所裝飛機之全體，或一般結構而論：重量之增多，實減弱其固有強度。蓋飛機結構之設計，即根據飛機總重與負載因數相乘之積。今就固有之結構，而飛機總重增加，則其負載因數即形減低。倘重量逾輕，則將增強其固有強度。所裝飛機新的強度與其原來強度之比，可以新的負載因數與原來負載因數之比表示之，約即原來總重與新的總重之比也。

就所裝飛機，部份之強度而言：則機件之添裝或部份重量之增加，在部份原有結構上或可承受，或竟抵消原有應力之一部或全部，且增強其強度。其影響未可一概而論也。至部份重量之減輕，則原有結構之強度殊易增強。若重量之移位，則可分為甲部重量之增加，與乙部重量之減輕，而加以觀察也。

慎勿損壞所裝飛機之原有結構，俾免減弱強度。必要時須小心從事為要。如硬殼式結構之開洞，重要構肢之鑽孔等是也。

倘部份的原有結構，不足承受最大負載；或重要結構部份，由於開洞，鑽孔等原因，而致強度減弱太甚；則有兩種補救辦法：第一，加強原有結構，或受損部份。加強之方式，自與該零件之材料，式樣有關。然其要旨則一，即加強後之強度，須視固有者略高；第二，支承力巧妙之分佈。此點已於“支承”節中提及。惟設支承機系及飛機強度變方之利害不同，則為減少飛機部份強度之影響起見，稍稍犧牲支系機系方面，自無不可。

## 十二 工作性能

所謂工作性能，係指某一機件，或其整個機系，作用時所有之性能。與飛機之飛行性能，自有差別。雖前者或能影響後者，然其涵義實較狹隘也。

機件之改裝或添裝，自以改善其工作性能者為多。然一般的要求，正確者固係常事，而不合理者亦或有諸。或由飛航員之誤解，或由養護者之偏見。倘不加考慮，即行從事，則雖設計完善，試裝成功，但以出發點之錯誤，終致無裨實益，或竟弄巧成拙。是以工作性能所得，是否由於合理前提及合理原則，實屬切要判明者也。

改裝或添裝機件之後，其工作性能之所得，能否是以抵償飛機性能或其他各項之損失，亦須預加估計。如改裝較省燃料而較重之發動機，或較高效率而較重之螺旋槳，其所得所失自易權衡。他若民用飛機關於舒適或美觀方面之裝飾，軍

用飛機關於攻擊或防禦方面之設備，亦須分析比較。

關於軍用飛機之改裝或添裝機件方面，厥有兩點，應須特別提明：第一，即機件之改裝或添裝，應使任何機種之固有特長，趨於尖銳。如非萬不得已，切勿企圖變成“全能飛機”。蓋所謂全能飛機之獲得，多自犧牲其固有特長而來。而全能飛機之應用於任何方面，每不及各該方面專用之飛機為佳也。第二，所有可能省免或使用殊罕之機件，應須竭力少裝。不必五花八門，各色俱全。蓋飛機之設備愈多，即其性能愈低。軍用飛機只要配合企圖，作戰優良即可。毋須一如外國飛機商人廣告上所云者然。且非備作教練機或航機學生教材之用；就這一架飛機，可以教許多課目，做許多實習也。

改裝或添裝機件之後，其單獨的或整個機系工作性能之變更，須在合理範圍之內。蓋如某一性能的改進，而其他者蛻退過甚，致有不便，亦非設計者所預期也。倘有儀表可得指示，則其讀數應在可能極限之中。

所裝機件應不致妨及其他機件之工作性能。如由熱力之輻射，或由磁電之感應等是也。而其自身之工作性能，自須不為其他機件所影響。

所謂工作性能之合理範圍，及各機件間相互之影響，或與飛機使用地帶之氣候及時令有關。自可斟酌情形，稍加變通，不必拘泥成例也。

### 十三 安全

所裝飛機之對於安全問題，應須注意。蓋飛機之飛行，其首要條件，即係安全。

飛機之安定性，對其飛行之安全，關聯殊大。故重心之移位，須加注意。詳見“重量”節，不復贅，

飛機設竟起火，其危險性殊大。故所裝機件須不易起火。支承用之夾纜物，如毛氈，……等，應避免汽油或滑油之滲滴積蓄其間。裝在機身下方之機件，應不致被注油時所溢出之汽油滴及，防止為排氣所燃着。機件之裝置，須不妨礙滅火器之運用，及其向最易起火之處的噴射。再飛機起火後，有否引起爆炸之可能，及爆炸之遲速，亦宜慮及。蓋如僅係起火，尚有施救可能，乘員生命易於保全。而短期內即能發生之爆炸，則殊危險也。

倘遭飛行失事，對於飛航員及乘員之損傷可能，須力求減小。故如所裝機件，係在座艙內者，應不致妨礙飛航員及乘員，跳傘前或跳傘時之動作。如在儀表面或其附近，則應避免堅硬之突出物或邊緣。恐飛機降落而顛覆（Nose over）時，刺傷飛航員之頭部。如能裝有緩衝設備，則更佳妙。

機件如竟損壞或發生故障，最好附有意外設備可資使用。意外設備須用紅色標出。緊急處理之手續須求簡單。或可於該設備附近書明要點，免致慌張錯誤。

如於飛行時，有即刻修復之可能，則更佳。然此非於乘員衆多之飛機不辦。修理所需之工具材料，須貯放於其附近。以便一索即得。

所裝機件如屬於汽油系、滑油系、液體冷卻系、高空氧氣系等，則滲漏之防止，自屬重要。倘係軍用飛機者，對於敵彈及破片之損害，尤應多事顧慮，竭力減免。第一：所述各項機件，如在飛機火力之死角部份，則被敵機攻擊機會較多，自易受彈。第二：面積或體積之開展巨大者，其受損機會，當然較多。第三：如在機件四週，有其他堅強機件可資掩護，則較安全。第四：本身裝附防禦物者，其損害自可減少。四者以外，餘如材料、構造等項，亦均有重大關係也。

#### 十四 結語

所謂研究，考慮，其目的在乎尋求結論。其根據，即在吾人日常生活之所接觸，個人平時之修養。詳見“式樣”一節。茲所申述者，即抗戰之今日，實係進行該項技術修養之黃金時代。

中國飛機種類，型別之多而且雜，誠令吾人感覺困難。然自研究之觀點而論，則斯誠是福。在此繁雜的機種中，各式各樣之結構、設備，奚得勝舉。誠能加以分析研究，其中得益，何可量度？！況自抗戰的軍事行動，實係領受“血的教訓”的良機。

今日舉國上下一致之路線，即在一面抗戰，一面建國。吾人除致力目前任務之外，應爲自行設計飛機，建設強大空軍而努力。或則收集材料，或則研究討論。均可作爲設計時之根據，參攷。對日抗戰，固已刺激我國各方，猛晉平時一、二十年之進步。然尚可儘量利用時機，推展航機技術，至於可能最前之點“迎頭趕上”之昭示。其涵義即在斯也。

雖今日吾人所處之環境，難能安心研究。小如材料設備之補給，參考書籍之購置，均成問題。然士不可以不弘毅，任重而致遠。仰凜堅苦卓絕之浩氣，深體力行，俾克有成。斯作者之所自勉者也。

本文觀察或有不確，措詞或有不切。掛一漏萬，在所不免。尙祈先進賢哲不吝指正也。

(本文完)

# 航空工程中所用之應用力學

Charles H. C Hatfield

“Applied Mechanics in Aeronautical Engineering”

Proceedings of fifth International Congress

for Applied Mechanics.

Pages 265 — 278.

柏實義擇譯

## 引言.

航空工程師是盡量採取應用力學各部份智識；主要的如液體力學，結構力學，動力學，熱力學及材料力學等，以解決其所遭遇問題，以期於可能範圍內，得到最高成就，廣泛言之，飛機是一堅固物體在液體中行動，而被動力作用所生抵抗力支持於該液體中。進一步攷察，則知飛機結構是有相當韌性，而其質量則比其發動機為小。同時飛機受其重量及外形限制極巨。而在各種工程中所有機器中似乎僅有飛機是實際上有六方向移動者。所以飛機設計家所需研究飛機工作情形極夥，其中有些是可用理論分析或實驗方法解明之。然而仍有很多問題，在目前學識範圍內，至多可說有點模糊認識而已。

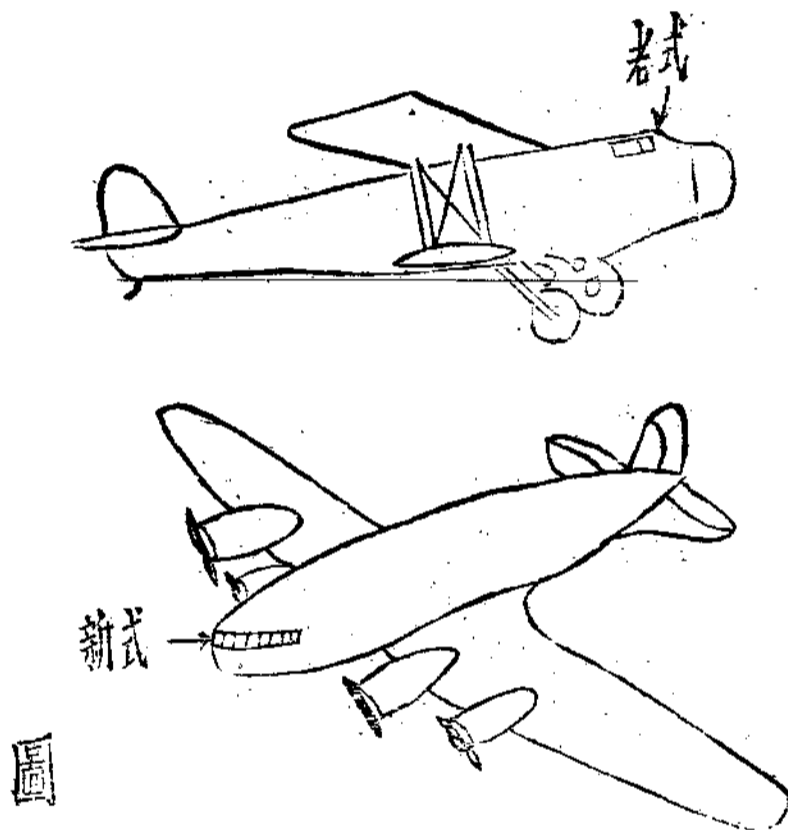
氣體動力學。飛機既然可視為一堅固物體，在液體中行動，航空工程師當然要用到很多液體力學原理解決各種問題。但是我們回憶到偉大學者牛頓，對空氣動力學也有極大錯誤認識時，這就難怪很多設計家，視理論氣體動力學為不易了解之物也。因此新式飛機之氣體動力改善多根據實驗方法而少用理論方法。航空工程師主要利器厥為風洞，同時用實飛試驗用作解釋飛機風洞結果之根據。當然實飛試驗亦為收集有用材料之一方法也。

氣體動力學中最大問題是改善昇力與阻力之比率。在這問題中，柏蘭圖(Prandtl)氏之引誘阻力理論是有無上價值的，而今日對這理論已到無需再用實驗證明即可信任之地位。在引誘阻力理論中，知道單翼飛機而有大展弦比率之優越性，同時因結構力學及材料力學之發展而使此理想條件見諸實現。下表即示這方面進展程序。

1. 年度	1929	1930	1931	1932	1934	1936	1938
2. 翼展弦比率	6	6.5	7	7.4	7.8	8.3	8.6
3. 全飛機最高“昇力阻力比率”	8	8.6	9.4	10.2	11.4	12.5	13.5

以上2,3兩點關係，僅與柏蘭圖公式相近似，是不足為奇，因為昇力及阻力之值是為全飛機之值而非僅為翼之值，且飛機設計除翼展弦比率外尚有其他改進也。

單翼飛機之額外支持線柱等可以免去，減低其他部份之阻力漸趨重要。起落架因有效結構設計及完善機構計劃，減低阻力極多。既無外部支持物，飛行時起落架又不暴露於機身以上，而引擎阻力又銳減（這點以後當詳論之）飛機設計家開始注意到以往認為不重要的阻力來源，而使整個機身絕對流線型化。例如避風窗設計即有使避風窗與機身無斷裂形態之趨勢，如下圖所示。



圖

當飛機各部式樣逐漸流線型化，表面磨擦力漸成爲阻力來源之主因。其中所需研究之問題是如何延遲低阻力之平穩氣流臨界層變爲高阻力之騷動氣流臨界層；以及如何阻止臨界層中氣流之分流，因而破壞整個流線型氣流行動。前者之趨勢是隨樂氏係數而增高，現在飛機速度及大小均日漸增高，這問題亦日漸迫切。增加相當製造費用而得到好流線型及平滑表面，已公認爲值得之舉。普通鉚釘已用無頂鉚釘

或接焊來代替，而磨光飛機表面也不僅限於競賽用之飛機。這些改進是可以免除氣流中斷之障礙。現在關於引擎短給及前拖式螺旋槳對臨界層惡影響也有相當注意。

二十年前很多人想信，有用的飛機大小限度即將達到，因爲飛機重量是與其長度立方成正比而支持面則與其平方成正比是也。不過這種理論是根據二個假設而來。第一是飛機之外形及其內部構造完全相似。第二是形狀相似飛機的氣體動力性能不因其大小而變更。這兩個假設，實際上均不確實。蓋增加飛機大小，可以便於改進其結構設計，而較高樂氏係數是與氣體動力性能有利，因此上述假設限制早經過去，如今日工程師仍有飛機大將達某種最高限度，則此限度不是理論方面推得而是由於實際製造困難，飛機不飛時管理麻煩及經營不利而已。

從經驗上得知，現在改進氣體動力設計傾向尚未達十全十美之境。若飛機大



小增高時，將有更大改善也。現在飛行之飛機，其翼之厚度尚無可容一人直立其中者，因此飛行人員必需位於不生昇力之機身內。如果機翼厚度超出七尺以外，而機身仍然存在的話，即其作用必於僅裝人員而外有其他功效也。雖然增高展弦比率及翼負荷，減慢翼厚度增大率，而起落架及引擎又佔領其中大部份，期望很久的“飛翼”也計不久將來可以見諸實現也。

究竟此種飛翼應採取何種形式，目前尚難確定。因為對此飛翼，必需不用現時之尾翼及其支持物，而如何改進主翼形狀而得到相當穩定與控制是需很多考慮。

另外一點可以改進飛機性能是在低密度之空氣中飛行，即是在高空飛行。在同溫層及準同溫層中飛行主要問題，與現在的飛行無大區別。但是在高空飛行中產生很多細小困難，解決這些問題的實際可靠力法將俟諸將來也。

穩定與控制。次於純氣體動力學而對航空工程師有用的應用力學是穩定及控制原理。動力穩定的綱領是早經樹立然實際應用中之困難仍多。動力穩定中主要假設是認為騷動振盪極微。但是工程師鑒於實際騷動並不微細，對這假設正確性很生疑問。此外測定各重要飛行情況中常數也是很準確，因為有這些困難，航空工程師通常是依賴相似飛機飛行實驗結果，而希望他自己飛機飛行時缺點，可根據這種結果而改正之。

若干年前，穩定與控制中主要問題是如何避免不良“旋轉”(Spin)性能。這問題大部份已用經驗方法解決。在低速度及高仰角時得到完善控制，尤其是橫控制，也有相當成就，其最著者厥為利用高昇力設備而得低速度。此設備干擾經過控制面正常氣流而損害其效率。因此工程師雖用理論為規範，仍須同時運用風洞及實際結果發展高昇力設備及與之適合之控制方法。這方面進展是很無規律，而困難亦多，但是進展也極有希望也。

螺旋槳。佛勞德(Froude)氏運動量原理，是利用應用力學對飛機螺旋槳得有完善了解。如 $M$ 為空氣質量， $\Delta V$ 為空氣經過螺旋槳盤所增之速度。則推力與 $M\Delta V$ 成正比而其後空氣氣痕中所損失功能是 $\frac{1}{2}M(\Delta V)^2$ 。是以於一定推力下，當 $M$ 值大，而 $\Delta V$ 值小時，效率最高。因此增大螺旋槳直徑是有利的，不過實際上增加螺旋槳直徑是受其重量及其可能間隔之限制的。

獨威箕(Drzewiecki)氏翼剖面原理則視螺旋槳之每一小部份為一小翼面；因此設計良好螺旋槳即是使這些小翼單位在最佳氣體動力條件下工作也。這工作條件可以“ $V/nD$ ”表示之。 $V$ 是飛機前進速度， $n$ 為螺旋槳旋轉率，而 $D$ 為其直徑。現在螺旋槳最高效率約為85%，此值是較船上用螺旋槳之值為高。但這效率並非特殊優越，如果不能得到這效率則多半由於裝置上之困難耳，如直徑受限制等是也。現在情況下，如對螺旋槳效率再有顯著改進，恐非易事也。

飛機螺旋槳不受孔竅作用 (cavitation) 之損失。孔竅作用是海航螺旋槳上主要損失。但是如果螺旋槳上局部速度達到空氣中音速時，其效率則銳減。

飛機螺旋槳所吸收之動力能可以寫為

$$P = C_p \rho n^3 D^5$$

其中  $C_p$  為一係數， $\rho$  為空氣密度， $n$  為旋轉率，而  $D$  為其直徑。

從這公式知增高高度時，空氣密度或減低，在一定動力能下，螺旋槳之直徑必需增大。當高度增大，聲音速度減低，這對增大直徑需要是不利的。現今引擎動力逐增，飛行高度漸大，不久將來螺旋槳之直徑或可達二十呎。設計這種大螺旋槳能避免危險振盪及重量在一定合理限度內，是需要新方法及新材料。不過用四葉及六葉螺旋槳金理限度內，是需要新方法及新材料。不過用四葉及六葉螺旋槳在短時期內尚可不用這種巨大螺旋也。

發展變距螺旋槳之要點是機構設計問題。雖然變距螺旋槳之最高效率，並不比在同樣情形下而完善設計之定距螺旋槳為佳；但變距螺旋槳對新式全能性格飛機有顯著供獻。不但起飛時低速度前進下可利用引擎最大動力能，並且螺旋槳葉角度也較定距螺旋槳之角度為低，因此每葉之失速 (Stall) 趨向也減低。

與設計飛機其他各部份相似，螺旋槳之空氣動力效率也因製造材料改進而增高。尤其是全金屬螺旋槳可用較薄而有效之翼剖面，其結果遠較舊式木材造螺旋槳為佳。做俾的很薄葉面頂端最高速度可較厚葉者為大，其最高速度是依空氣壓縮作用所產生巨大影響而定。

發動機阻力及“涼冷”。整個飛機氣體動力性能大部份是視如何使發動機冷而定。使發動機“涼冷”之最佳方法是要得有氣體動力及熱力規律完善調和，故解決方法則依這兩方面工作情形而定。

現在氣涼引擎為減低其阻力起見，引擎多置於一整流罩中，其前端開口處冷空氣由彼流入而後端圓環形槽，空氣由彼流出。引擎氣缸四週則有導流物 (Baffles)，其作用是使經過整流罩之空氣皆與被冷表面相接觸。用變距螺旋槳飛機在所有飛行速度下引擎均發生最大馬力，這種飛機引擎是需要性能，隨時改變最簡單而得有此種變更方法是於整流罩出口處設置可控制輔翼。

用液體涼冷引擎中，其散熱器可依有充分涼冷效用及最小阻力之原理設計及裝置之。設計家可將散熱器與翼面及機身相合併。這種表面冷卻法從氣體動力及熱力方面觀之均屬有利，但是在重量，設計複雜及易於損害方面觀之則屬不利。是以這種表面僅於競賽用飛機中有用之者。但在競賽用飛機或其他高翼負荷飛機，僅用翼表面將不足使全引擎涼冷也。

當飛機大小逐漸增高，而發動機之單位也隨之增多。因此有一種趨向即是飛

機大小比每個單位引擎大小增加得快。不久將來一定可得到普通機翼中可容引擎放置之。引擎如果置於機翼之中，其形態阻力即無有，僅剩有冷却空氣所生之阻力。若氣流孔道及進出口處位置設計完善，則需要推進冷却空氣之能力，僅較空氣經孔道時之擦力消耗略增而已。

結構力學 飛機結構設計之需要是極嚴格，是以航空工程師必要有結構專家協助之。不但是飛機結構要有最大強度及最輕重量，並且其形狀從結構學觀點視之是最不利的。這種結構又需很堅固，而不受由引擎及或空氣動力所生振盪影響，即是這結構之自然振盪週率，應在上述主動力所生振盪週率以外。十年前盛行之雙翼飛機從結構觀點說是很完善，但是從氣體動力學觀點說則缺陷仍多。以前說過，由雙翼飛機進展到單翼飛機，是由於有新的構造材料可用，但是主要的原因還是由於結構工程師能利用這些材料，在不增加重量條件下，可得到合乎氣體動力學者理想中結構式樣也。

舊式結構設計方法是在需要形態的主要結構上，套以合乎氣體動力需要的附加結構。然而現在這種雙層結構已被“表面強力結構”所淘汰。這種“表面強力結構”的表皮是負荷主要分子，惟表皮內部是用支架撐住因而表皮可充分發展其強度。

航空工程師所處理結構，因其性質之特殊，故對於從各方所得之次要彎曲及距影響也要仔細分析。設計“表面強度結構”更需對於平面及曲面薄板之彈性及彈力不穩定諸問題詳加研竟之。

但是有些方面，航空工程師對理論計算方面感到相當困難，因為可利用材料精密程度不夠，使他們如用較精密計算方法似乎不相稱。最大的不確實值是飛機外部壓力分佈情形。這種分佈情形變化極大，不但是是一個飛機與另外飛機不同，就是同一飛機在這一個飛行情況下與另一個飛行情況下也是不同的。理論計算方法有時太複雜而難於下手，有時則嫌不夠準確。實驗決定又不幸不常舉行。所以無論用若何完善結構分析方法其所算主要負荷值仍不準確，總是美中不足耳。

除用優良方法對結構作多至十四種不同條件下分析外，航空工程師並用靜力試驗至破壞此主要結構而斷定飛機強度。此靜力試驗中負荷是被認為最嚴重飛行條件下之負荷，當增加每一小負荷時，各重要點偏移距離均需紀錄下，並繼續增加負荷，直至一二次破壞發生為止。

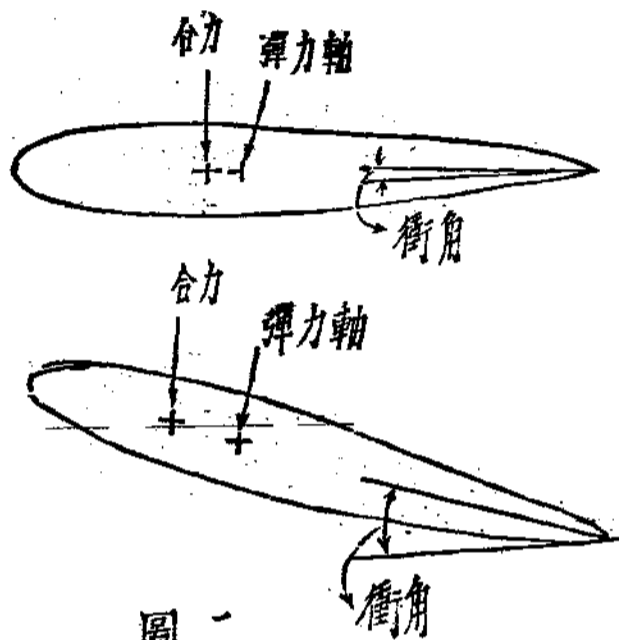
結構設計近十年來雖驚人進步，但飛機構結的重量並未減低，這原因是由於飛機大小及速度不斷增加，而負荷因素也增高，並且又增多了很多新設備。

前文已述過，飛機從若干點上看來是一堅實物體，但實際上，並非絕對堅實。譬如飛機結構受到大有週率性力所生不良振盪即為一例。避免這種振盪是極困難的，這種問題是合氣體動力學，固體動力學及彈力學於一爐，其複雜可知

也。

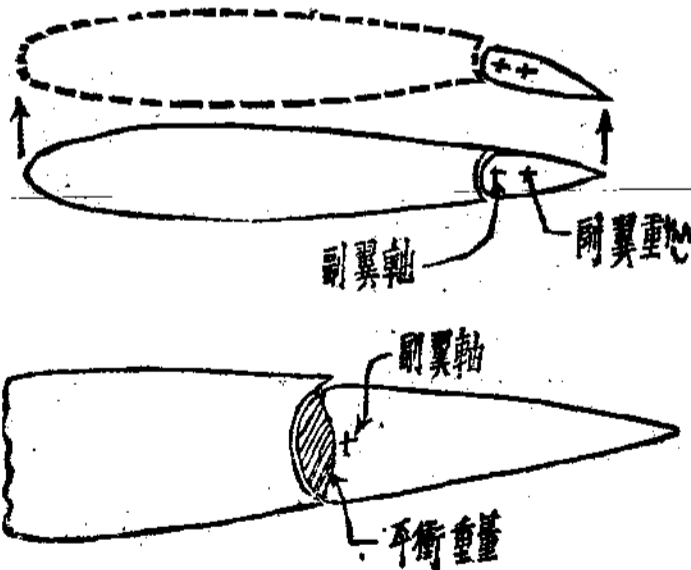
第一次世界大戰將終時，漸用最外支持物的單翼飛機。那時有很多次飛行時，翼上發生急烈的振盪。這現象的主要原因極簡單，可從圖二及下段述明中解白之。

一假設彈力軸較普通常用的為後，則當衝角驟增時，例如由於大風而生等，總合力亦增，同時着力中心向前移動。而翼因扭力距所生移轉，使翼衝角更增大，這樣繼續不斷增大，直至由彈性而生恢復力量超過氣體扭力距而後止。這時翼開始向其原始位置移動，總合力逐減而着力中心向後移動，而翼向下移動可以超過其原始位置的。如果沒有充分的阻止力則這種運動將循環不已。這種困難，早經被增加結構堅固性及改縱其內部分佈情形而使彈力軸向前移，而完全解決。



圖二

副翼有時產生另一種振盪，從機翼前端看去，機翼可視為一共槓式樑。顯然的很，如果更改其上負荷則變更其因彎曲而生移動。當然有外支持物及無外部支持物翼面在這一點作用不同。但是不論其有外部支持物與否，若驟然增加負荷。



圖三

機翼尖端必向上移動。副翼之軸亦必隨之上升而副翼亦有一向上移動也。當副翼軸上升時，副翼將向軸作正方向之轉動如圖三所示，這作用等於增大連副翼部份之機翼弧度，結果是增大總空氣抵抗力，而彎曲移動又隨之增大，是以循環振盪可以產生。這種彎曲振盪有時可與前述之扭轉振盪同時發生。

改良這彎曲振盪方法是於副翼控制系統中加以不可回動

之機構，例如用一螺旋及一扇形規是也。這樣除非駕駛員移動其控制器，副翼與主翼是成一堅固物體故可除去造成振盪主因。用這種不可回動機構之缺點，是使駕駛員控制不靈，而當機構消蝕後這飛機將驟然產生副翼振盪也。

另外一種簡單而常用的方法是僅加一固定重量或使副翼在其軸之前端特別重。避免副翼當主翼彎曲時所生扭轉作用，這種固定重量延翼展方面分佈情形是與需平衡之副翼弦成比例，而在翼尖端則略多加重些，因尖端之運動幅較大，該處所加重量，成效必大也。

另外一種困難現象名之曰擱 (Buffeting)，是由於主翼尾部渦流振盪週率可使平尾翼發生共鳴振盪。於正常飛行情況下，這現象發生可能性很少，但是在機翼近於“失速”時，主翼內部氣流有發生分流現象而產生巨大渦流可能。這種現象之危險性很大。蓋此時飛行情形常為引擎不能轉動而飛機在低空飛行即將降落之時也。和主翼振盪相似，這種振盪性格已完全明瞭，而設計新式飛機對於這一點困難可以完全解決，尾翼應很堅硬而置於較主翼為高之地位，而離開急烈渦流地帶。機翼與機身相接處設計亦改良很多而機翼近中心部份頂端形狀亦有改善這些都是延遲“分流”減少渦流之良策也。

專家對於另一振盪問題亦有顯著之供獻。這問題是由於鄰近發動機之結構是較引擎轉動及來回動部份之質量小而生的。因此設計引擎架及如何支持引擎是相當困難的問題，蓋實飛時，引擎在各種不同工作情況下，不能對於引擎架，或在引擎架中，或對於任何飛機結構發生嚴重的共鳴振盪。

最初設計引擎架及其支持物是採取強大堅硬程度，這種設計已經失敗，因引擎振盪週率很高而常發生共鳴作用。某一次，幸而是一個很有趣而非嚴重結果，一個很堅固引擎架，時常因傳遞振盪產生很多困難，忽然他的性能呈顯著改進。這改進立即被發現是由於架中一根柱子拆斷而使其自然振盪週率減至比引擎自然振盪週率為低所致也。

現時實用方法是利用橡皮使引擎附着於其架部份相當“軟”引擎與其支持結構相對運動之自然振盪週率減低。在普通飛行下，引擎所感動振盪週率、及經過螺旋槳而至機身，機翼之振盪週率都是很高，是以傳到引擎架上振盪可以減到最低程度。當引擎不產生有用功能時，略有振盪發生之可能，但是此時引擎馬力極小，若使引擎中管子及控制桿有些彈性則可避免嚴重損害。於引擎不產生有用功能時至相當於最低飛行速度時之間，或可發生共鳴振盪現象，惟引擎於此速度範圍內工作為時極短，僅於起飛時而已，故其害亦微。

軍用飛機及商用飛機在狂風中飛行時是受相當大加速率，這種情形下，必設置阻止物以限制引擎與其架間相對運動。如無此間阻止物，發動機若干部份，尤其是螺旋槳葉將因旋動及其他隨性而生巨大之應力。在阻止物限度中，引擎對於

其架是可六方向自由移動。引擎能對其曲柄軸有些微轉動可以減低引擎扭距變化成程度，而螺旋槳葉彎曲應力也可因之而減低。

**特種設計問題。** 降落架有幾個動力問題學可討論的。最顯明的是吸收振盪問題，尤其是當飛機在不平滑道路上高速度行動或在不幸情形下，飛機被迫用相當大垂直方向速度落地時。降落架主要的任務是避免任何結構產生過度應力及飛機發生跳躍舉動。吸收振盪器必須能吸收很大功能。鋼彈簧是缺乏這性質而像皮須經相當長時間方可吸收大量功能。雖然橡皮高度消耗功能現象是很有利，惟橡皮吸震器是太笨而易於消蝕的。

現在最通用的吸震器是“水丸”吸震器。其所吸收功能是經黏性液體磨擦力耗費之。這種裝置包括：一連接降落輪之柱，柱之頂端則於一儲半滿油的蓄水池式筒中。降落時，機輪着地，而油受很大壓力而在高速度下由筒下小孔中流入圓筒，此孔中有尖柱形，當此尖形柱上昇，孔口變大，而油即易於流動，吸震器可不過於急烈。

因為這類吸震器不久即將完全被壓縮，而對飛機於地面行動時不能發生作用，故必須於圓筒其中下部支持柱間置一可支持全飛機重量之彈簧，是以該吸震器不致於因連續不斷負荷而完全壓縮也。

設計飛機降落架，尤其是關於輪的分佈情形，必需能使飛機於地面行動時得有相當控制能力及穩定。普通的降落架，用兩隻前端輪，一個後尾輪，控制能力可由使後端輪能轉舵而得。尾輪轉舵機構可附於直尾翼控制系統中或用單獨之控制器，而位於駕駛員脚易於達到之處。另外一種控制方法是尾輪不轉動而駕駛員利用兩主輪上不同制動程度而控制之上述輪之分佈是不穩定的。若飛機進行速度過低，其直尾翼將無效用，此時驟然吹過一陣疾風，則該飛機很易於地面上轉圈子；即是，該飛機驟然於地面上改變其方向，有時竟達一百八十度也。

“三輪降落架”，即是機身頂端下部置一大輪，而機翼下置兩個平行大輪之裝置，是比較穩定許多；並且於降落時，可充分利用制動器而飛機不至翻倒。雖然此地“第三個輪”所在位置，如果將輪收入機身，這地方平常是備作儲放其他物件之用，而該輪上負荷亦大於普通裝置中之尾輪。但是此“三輪架”之優點是超過其劣點，現在新式飛機漸多用此裝置矣。

水上飛機設計要素是：飛行時是與其他飛機完全相同，而在水中行動時，則初起行動如平常船舶，而後期行動若水動力機 (Hydroplane)。自從第一次歐戰後。經過大量水動力學研究。飛船機身設計要有顯著進步。飛船起飛之改進，半由於水阻力之減低，大半由於利用可控制角度螺旋槳於低速度前進時增大推動力也。

**引擎。** 引擎設計者之目的是要使引擎有最小重量及體積同時可產生最大馬

力。新式飛機之工作範圍逐漸增大，而其飛行高度亦不斷增高，引擎設計者更應注意到耗油量必需少而在低密度及低壓力之空氣中引擎必需得維持其馬力。雖然引擎設計者是以動力學及熱力學之原理為根據而同時利用新發明之材料力學，其主要之辦法還是依賴經驗及實驗結果耳。

一個固定式樣及大小之引擎，若其馬力增加，必需增加其扭力，速度或兩者均增加。姑不論式樣，旋轉引擎，內燃臥輪機及其他式樣，之可改善引擎性能；扭力本身是代表每一推擊之動力能，若是將引擎當作一個空氣幫浦看，更顯然知道，增加每一推擊之能力，可用增加每次所用空氣而得。關於這方面，從改善出入氣管及氣塞中之損失已有相當成效，而最大成效則由於增壓器而來也。增壓器或為曲柄轉動之鼓風器或為出氣推動之臥輪機均可。前者則較為普通耳。

增壓器的兩個主要作用是：增加引擎在水平面綫時之動力及在高空中維持此水平時之動力也。後者作用是使飛機能在低氣壓之高空中動作也。當在高空中增加引擎進氣管中空氣壓力，此增加器之壓縮比率，此比率是依增加器周圍速度而定，必須很高，因此在水平綫時，引擎油門將不能全開以免氣筒中發生過度壓力。現在實用的壓縮比率大約是  $2\frac{1}{4}$  比 1 而其周圍速度為每秒一千零五十呎。而在大引擎中，有時轉動增加器之動力，需高至二百五十匹馬力者也。

第二種增加每一推擊之動力是，增加引擎氣缸之壓縮比率，此並可以增加引擎效率，而增壓器法則不能也。此壓縮比率在十年前是五比一而最近引擎中已增至七比一。

增加氣壓及增加壓縮比率均能增大氣缸中最高壓力及溫度。這種增加限度是以何時發生“驟擊現象”(Detonation)而定。這現象是一種離火花塞相當遠處發生自能燃燒結果而產生一陣很急烈波動壓力。如果驟擊時間太長，將生機械損壞也。

驟擊不僅視氣缸中溫度及壓力而定，燃料也很有關係，有些物質如濁偏蘇油 (Benzol) 及四烷化鉛 (Tetra-ethyl Lead) 可以阻止驟擊發生，在高動力飛機引擎中用藥化燃油 (Doped Fuel) 是常有的事。飛機用汽油抵抗驟擊程度是以辛烷 (Octane) 示數表之，示數為一百時則該油抵抗驟擊程度與純辛烷完全相等。增加辛烷示數是需要增加汽油價格及減少其供給量，但是從改進引擎產生動力及經濟方面觀之，增加辛烷示數仍為合算之舉。

第二個可利用方法使引擎設計家增加其出品能力是增加引擎速度。關於這一點是要假設當速度增加，氣缸中平均有效氣壓不減低。

引擎速度是大半依其惰性作用而定，以前速度主要限制是由主要來復系統，活塞及聯桿而定。而活塞與氣缸壁間相對速度也是一次要限制。現在利用較佳製造材料及優良製造技巧，這限制已不似數年前之嚴重，現在主要的惰性限制是由

於氣塞齒輪，尤其是於通用裝軸式氣塞用彈簧作回縮力者是如此。

這種限制引起人們這旋轉氣塞式引擎多加研究，但是在飛機引擎方面尚無一旋轉氣塞式引擎是達成功之境。此中主要困難是如何可使氣塞緊密而且在變化極大溫度下工作能有悠久壽命。於裝軸式及旋轉式氣塞之外，袖式氣塞 (Sleeve Valve) 也有相當優點。因為在較佳單袖式裝置中，其中各點是在圓上移動，其惰性很小，並且這機構可受引擎循環作用之推動也。

袖式氣塞對冷涼問題是相當困難，現在尚無好定結論，不過細心設計之單袖式氣塞必將較裝軸式流氣口大而幫浦損失小。雙袖式氣塞之機構及動作均複雜，飛機引擎中很少應用之。

潘 (Pye) 氏指出引擎動作一重要限制是保持其潤滑表面，軸承及氣缸壁，在高負荷，速度及溫度下之能力。溫度更能直接影響若干不受磨擦部份，如氣缸頂，之強度。溫度亦為燃燒中一重要因子。

選擇引擎涼冷方面是有很多攷慮的，有些是根據熱力原理得來，另外的則從實際工作情況中得知。直接氣涼是已往十年至十五年來多數引擎設計家所採取方法。這方法無疑的是輕便而簡單且應用時無困難。氣涼理論是利用被冷部份及冷空氣溫度巨大差別也。但是實際上有時得不着最佳效率。氣涼有一缺點是某些不易涼部份，如氣缸頂，常會發生過度熱度也。關於這些已由於設計巧妙，利用導流物，及改進翻砂技能而很相當解決辦法。有效涼冷用是需要有充分冷空氣經過被冷部份。有充分空氣供給而且不生較大引擎阻力則引擎上必需佈置導流物，如“發動機阻力及涼冷”節中所述者。雖然這種涼冷效率相當高，然今日一班引擎設計多受涼冷限制而不能增進矣。單行引擎氣涼是無若何困難，而關於雙行 (Twin-row) 引擎，氣缸可交叉放置之。雙行引擎氣缸已佔據全引擎盤。如再增加引擎行數則必需用另外一種完全不同而稍微不利之佈置方可也。

液體冷引擎最近又漸漸發生興趣液體冷引擎之氣缸可密接排列，就是氣缸前後並列也無任何障礙。引擎前面面積因此可以減低。與氣冷者相比較，液體冷引擎氣缸設計比較自由，而此式引擎關於局部過度發熱現象很少。液預冷引擎另一優點，前以述過，是散熱器之位置可與引擎位置不發生任何關係。此式引擎可放到機翼以內而其散熱器則為翼面之一部。前已述過，而今因結構及氣體動力學之改進，已寧願增些重量而不願增多阻止，這點對液體涼冷引擎是有利的。

另外一種液體冷系統之佈置是將散熱器置於機翼內，而用風扇及氣槽供給使冷空氣。風扇所吹空氣是依使冷系統需要而定。如果將氣槽進口及出口位於機翼相當部份他們因自然空氣之流動而得到相當氣壓差也是可能的事。但是這種佈置如果在巡航及高空飛行時正夠用，則於低速度，大衝角，如起飛時即將感不足。起飛時發動機馬力比較大而所需耗熱量也多。這自然吸氣法在使翼上氣流平穩而



又有充分使冷空氣條件下，也感困難。

利用內燃機以外機器作飛機之發動機之可能性可作下列簡單討論。採用蒸汽機為飛機發動機在飛機最初發展時期內已有這種建議。關於這一點參攷材料很多，此地要述的是除蒸汽機附件複雜之外，其熱效率尚較不增壓內燃機為低且縱然將其鍋爐與臥輪機合併製造，其單位重量亦遠超過內燃機。

另外一種大困難，是關於飛機用蒸汽機之凝汽器。僅需有相當程度熱效率，則引擎或臥輪機之出氣氣壓是遠低於大氣壓力。但是，假設出氣真空氣壓為27吋水銀高，飽和蒸汽溫度僅華氏 115°，而標準飛機發動機使冷系統中之冷空氣是在華氏 90° 之溫度，可用溫度之差僅為華氏二十五度。還有，當內燃機耗於其冷系統中熱量為其產生馬力百分之五十，則蒸汽機將耗於其凝汽器之熱量將等於該馬力之百分之一百也。根據通用散熱器之面積與其溫度差及散熱量比例的假設，則蒸汽機所需之散熱面將較內燃機散熱面大八倍。這比率在今日飛機設計及工作情形下是不能做到的。

材料力學。航空工程師能如何製造其飛機及發動機，完全依照他所能利用之製造材料及其對這些材料在飛機結構中性格之認識而定。好多年中，木材曾經是製造飛機之主要材料就是現在木材仍有他的優點而非其他材料所能及也。但是現代新式優越性能之飛機均為完全金屬所製的。關於以拉力為主要負荷之部份，多年來均以合金鋼為其主要製造材料。關於這點利益已無須討論。摩登單翼飛機其內部受拉力部份是很少，尤其是在設計機翼及機身時不但他們需受正常負荷也需受與正常相反負荷之能力。因為受壓力及剪力結構之強度大部份由其局部穩定程度決定之，選擇材料乃不能完全以強度與重量之比為依規，必需同時顧及在一定強度下該材料之厚度。將飛機表皮亦當做一可受負荷之部份之優越性，前文已述及，如果採取這種製造方式，最低程度對於中等以下大小之飛機，輕合金，不論是薄片，管或其他形狀，比較同一重量及強度下之較薄的鋼為有利。直至今日，輕合金，其中以鋁合金(Duralumin)可作以超越例子，有一大缺點是接頭處需用鉚釘，螺絲及其他機械方法接牢之。雖然關於不主要結構及若干主要裝置，如油箱，已有用銲接者，設計家還是不願將銲接方法用到主要結構部份去。銲接輕金屬研究最近幾年來已發明若干機器及技能，在普通工廠實際工作下已可得到安全銲接部份。現在銲接受應力表皮結構之內部若干部份已認為極安全，而有時更有用銲接外部表皮者。這不算一件希奇的事，十年前發展銲接鋼架之歷史將從演於今日銲接鋁合金之主要結構之中也。

雖然鋁合金之防腐能力是常被人懷疑的，若於其薄板，或其他形狀鋁合金之表面塗以純鋁再加上若干防腐處置，而後用到飛機結構上；這樣，縱然在熱帶鹽水中飛行之飛船的嚴重條件下，也能得到很好的防腐性格也。

鋁合金在質及量的方面均能作成好的飛機結構材料惟是飛機大小若繼續增加，局部穩定對結構限制減低時，合金鋼將比較更有利些。現在最有意味的合金鋼是鉻鋼，即所謂18-8式不銹鋼。這材料有優美熱處理及物理性格並且至少已有一種完善的銲接方法是已經發現了，並且他有良好的防腐能力。現在不銹鋼已在大飛機受集中應力部份採用，但是仍不及鋁合金被人們所樂於應用也。

最近幾年來，對於黏性物體（Plastics）採用亦有大量發展。航空工程師對這方面有很多注意，固意中事也。現在已有幾種這類材料被認為可用，但是實際用到飛機設計製造上，還需要更多的經驗而後可。

引擎，螺旋槳及有些飛機結構上，其受重複負荷應力是比較受穩定負荷應力為嚴重。關於這一點已有大量材料試驗研究之而實際工作時決定這全尺度循環應力強度也有很大發展，是以航空工程師已能減低其機器因疲勞而損壞的次數。

有些人推測假使航空工程師有比他今日所用的材料有更優的物理及化學性格之材料時，他究竟能做出些什麼樣的出品。吾人知設計之成功是依賴材料力學，當材料力學有進展，設計亦必隨之進展也。

**結論。** 對於悲觀者是有許多理由認為今日飛機收獲是逐漸的。航空工程師之嘆進展末日將至，已非一次。但是以往均沒有達到盡頭之日，今後也許不會就到盡頭之日。航空工程師應當如以往一樣，留心應用力學的發展，以便解決他們目前認為困難的問題。

# 飛機上液壓機件之動作原理 及其保管法

李登梅譯

(From Aero-Digest may, 1940.)

新式飛機上利用液體(通常為滑油)壓力間動之機件，種類繁多，本文中勢不能對各種不同機件單獨加以研究，是以僅討論液壓機件之一般動作及保管之原理，而不詳及各機件之構造；且若能明瞭一般原理，則其對於任一特殊機件上之應用，均較簡單也。

液壓機件動作之基本原理為液體之不可壓縮性。即當施一力於貯有液體(水，油，或其他)之密閉管路中時，則此力立即全部傳至管路中之各部份，是以液體柱，形向一壓力管，乃應關於飛機液壓機件管路中，以傳遞液體唧筒之能力達至一工作圓筒上，使其發生運動，然後此工作圓筒之運動推動另一機件以達到所需之動作。普通液壓系中必需備有壓力調節器 (Pressure regulator) 選擇器 (Selector)，止回瓣 (Check valve) 及保險瓣 (Relief valve) 以保證工作圓筒 (actuating Cylinder) 能在適當之時間向所需之方向運動。

例用飛機上開動襟翼 (flap) 之液壓機件以說明一般液壓機件中所包括之主要部份及原理。設在此機件管路中同時裝用發動機帶動之唧筒與手唧筒各一具，雖在實際上此種簡單液壓機件管路中通常僅裝用一手唧筒即可。

油壓系主要部份 油壓系管路圖解如圖 (1) 所示，包括下列各主要部份：

(1) 貯油箱 (reservoir) 貯油箱用以供給管路中由漏洩之油量損失及當工作圓筒動作時容積變化所需之油量，常裝於全系之最高處，使油可藉重力之作用流進唧筒入口。

(2) 發動機帶動之唧筒 (engine driven Pump) 此油唧筒直接由發動機帶動之，使在飛行時油壓系中能隨時得到工作能力。油壓力可設計達至每平方吋 200 磅(用旋板式唧筒)或 1900 磅(用齒輪式唧筒)。油唧筒之出量常根據飛機上收縮起落架油壓機件中之工作圓筒在正確動作時每分鐘所需油量之乘數而定。因此機件工作時所需之油量常較油壓系中其他圓筒動作時所需者為多。是以除起落架收縮機件之工作圓筒外，其他圓筒上均備有適當之量油孔及保險瓣，用以減少油之流量並將過剩之油流迫貯油箱。

(3) 手唧筒 (Hand pump) 備以在飛行中發動機所帶動之油唧筒損壞時應急之用，並用以在地面上發動機不開動時試驗油壓機件之動作。

(4) 保險瓣 (relief valve) 其作用為防阻管路中受過大之壓力，並保持預定之工作壓力。附圖中雖示如一單獨部份，但通常均為自動油壓調節器之一部。

(5) 自動油壓調節器 (Automatic pressure regulator)，此設備係用以保持油壓系中工作壓力之不變，並當壓機件不工作時自動解除唧筒之載荷。附圖所示之調節器為機械式者。

(6) 積壓器 (pressure accumulator) 如圖 (1) 中之虛線圖所示，因實際上此並非吾人現述之襟翼操縱油壓系中之一部，僅作為了解較複雜油壓系之參考。其作用為貯蓄在空氣壓力下之液體以備作同時開動數種油壓機件之能力，及當發動機所帶動之唧筒損壞時，作應急之用，裝有積壓器時即無須另用一量油式之選擇瓣，因積壓器即能處置過剩之油量，油之流量可由裝於連接至工作圓筒之管路上之一簡單限制瓣操縱之。

(7) 油壓表 無論在用發動機所帶動之唧筒或手唧筒時，均能隨時指示管路中之油壓。

(8) 油濾 用以除去油中之污物，通常為多片式 (Cuno type)。

(9) 選擇瓣 (量油式) (Selector valve—metering type) 用以導油至工作圓筒之正確一端以得到所需運動，同時從圓筒之他端導油經回油管返貯油箱，備有可調節之量油孔以操縱油壓入圓筒之速度及由圓筒操縱之機件動作所需之時間。亦裝有保險瓣以節制加於量油孔之壓力，並備使過剩之油返回貯油箱。此種保險瓣在本文中以後將稱之為調壓器 (Pressure governors) 以別於油壓系中其他保險瓣。

在起落架收縮機件及其他類似機件之油壓管路中，需用全部油量及壓力以得到高速運動者，則裝非量油式 (Non-metering type) 選擇瓣，此式中不備量油孔。

(10) 工作圓筒 (Actuating cylinder) 備以將油壓管路中之能力達於欲使運動之機件上，通常均為雙向作用 (double acting)，即油可壓入圓筒中活塞之兩端，使在兩方面均能得有力量。

亦有為一端封閉之小圓筒，僅為單向作用 (Single acting)，則油僅可壓入活塞之一端，另備有彈簧以使活塞回迫。

(11) 止回瓣 (Check valve) 用以阻止油經過某管路中之回返。圖 (1) 中示用止回瓣二具一置於發動機所帶動唧筒與油壓調整器之壓力管間，以免當發動機帶動唧筒損壞或不工作時，手唧筒壓出之油經發動機所帶動唧筒回返貯油箱；一則裝於手唧筒之壓力管上以解除此唧筒受發動機所帶動唧筒之壓力載荷。

(12) 管路及接頭 上述液壓系中之各部份均應用合宜之管路及接頭以連接之，使油可在管路中通暢流動且不漏洩。

**油壓系之動作** 設發動機已開動，選擇瓣在中間位置，襟翼關閉，此相當於飛機在正常平飛狀況下之油壓系情況，則油壓系無動作。參閱附圖(2)此時油之流動路線如下：

發動機所帶動唧筒從貯油箱吸油壓出，經止回瓣達壓力調節器，從此處由側路 (by-pass) 經回油路及油濾返油箱。由壓力調節器內之緩衝室 (Surge chamber) 保持管路中每方吋 600 磅至 800 磅 (按油壓調節器之調節而定) 之正常工作壓力。此緩衝室之作用猶如一積壓器，此時發動機所帶動之唧筒除有一小部份能力消耗於管路磨擦外係在無載荷之情況下工作。

管路中壓力由油壓調整器維持之。若內部或外部之漏洩損失 (此點在妥當裝置乃保管之管路中需經相當時間) 增大至使油壓降低達某預定標準，則調整器即發生作用，關閉發動所動所帶動唧筒之側路，並引導油唧筒之出量至管路中之壓油路方面，至管路中油壓增加達調節器之關閉點 (cut out) 調節器又生動作，開放發動機所帶動唧筒之側路，使壓出之油不壓入管路中而直接由側路返貯油箱，管路中油壓乃不復增加。

當需妥開襟翼時，將選擇瓣之操縱手柄推至襟翼下 (flaps down) 位置，則管路中油壓立即暫時下降，使調節器打開 (cut in) 發動機所帶動之唧筒，唧筒壓出之油乃經調節器，選擇瓣及量油孔，推動工作圓筒中之活塞，使機件運動放下襟翼。超過圓筒所需之油由量油孔節制經選擇瓣一邊之調壓器 (Pressure governor) 返貯油箱。工作圓筒之活塞抵達行程末端時 (襟翼完全開)，受影響之調壓器將更開大以吸收管路中之暫時波動，並繼續將發動機帶動唧筒壓出之油側流過貯油箱，直至選擇瓣之操縱柄推回中間位置為止。量油式選擇瓣勿在工作位置停留過久，因當在此位置時，發動機帶動唧筒係在有載荷之情況下工作，當選擇瓣在中間位置時，調節器立即發生作用，使唧筒壓出之油不壓入壓油管路中而直接經側路返貯油箱。

如欲襟翼停止於某中間位置，可先將選擇瓣之操縱柄推至“襟翼下”位置，當襟翼達所需位置時，即將操縱柄推回中間位置。調壓器之作用保持管路中油壓乃使襟翼固定於此位置。

關閉襟翼之動作與開放襟翼正相反。

增加其他利用油壓以開動之機件如起落架，炸彈筒，砲塔 (gun turrets) 等於圖(1)所示之油壓管路中時，主要者包括增加所需之選擇瓣及工作圓筒。管路中之主要動作無須更改。

**油壓系之保管法**

(1) 發動機所帶動之油唧筒 通常所用之旋板式油唧筒為四旋板正排量 (Positive displacement) 式。油壓約可達每方吋 200 磅。此種唧筒之主要部份包

含一鑄鋁合金盒，內裝一偏心圓筒，筒內為一中空轉子，具有二或四個旋板。旋板間常裝有輕力彈簧使旋板外緣雖在較低之工作速度下亦能與套筒周圍密切接觸。在正常速度時，離心力之作用即足保持此種接觸，其工作原理為當旋板在偏心圓筒中旋轉時，二相鄰旋板間遂構成一排量容積產生進油及壓縮行程。

齒輪式油唧筒為在一適宜金屬盒中裝一對密切銜接之鋼齒輪。唧筒盒之一端由一蓋板密閉之，他端裝唧筒帶動軸及壓蓋墊片。

發動機所帶動唧筒之轉軸上軟墊通常需加以彈簧壓力。如有漏洩時更換軟墊，手續甚為簡單。由經驗得知油唧筒之唯一故障為在速度過高或載荷過大時，唧筒帶動軸斷裂。普通發動機帶動唧筒若在全載荷下開動超過三四分鐘，恆產生過熱之故障，結果因載荷過大而效率降低。

有時齒輪式唧筒盒傍裝有彈簧保險瓣。其調節法為增加彈簧壓力則增加液體壓力，減小彈簧壓力時，則液壓降低。

(2) 手唧筒 手唧筒通常為雙向作用之活塞式構造。在其前進及後退行程上均能壓出液體。活塞運動時即引油經一球式止回瓣進入活塞之一端，同時他端則將油由另一球式止回瓣壓出，主要部份為圓筒盒，活塞，進油及出油瓣，與一工作手柄。

有時因有一止回瓣之下積有污物使手唧筒之活塞有一端不能排壓出液體，此種故障可按下法修理之。將唧筒出油管拆下，使活塞手柄能自由運動，然後迅速推動手柄，直至止回瓣下之污物洗淨為止。

普通手唧筒中均備有活塞阻洩圈及活塞桿軟墊圈。當裝置新活塞阻洩圈時，活塞螺帽應加緊至須用相當手力方能將圈沿活塞上旋轉。但不可過度旋緊以致阻洩圈膠住於活塞，發生過熱及磨損。當內部發生漏洩時不可嘗試增加活塞之緊密以阻止之，應更用新活塞。活塞桿之軟墊螺帽應充分加緊以避免漏洩。須過分加緊時，應更用阻洩圈。

(3) 油壓調節器 現用之自動油壓調節器有機械式及平衡式二種。平衡式者須與積壓器聯合工作，故在簡單油壓系中應用頗少。機械式調節器則無需用積壓器。

機械式調節器利用一緩衝圓筒，筒內受彈簧壓力之緩衝活塞經適當之槓桿連接至一側路瓣(By pass)。槓桿作用可容受緩衝活塞之過程(Overtravel)以免因活塞之微小波動致側路瓣發生運動。有時在槓桿上裝一受彈簧力之導輪，使側路瓣當開(cut in)及關(cut out)位置抵達時，動作迅速靈敏。調節器經調節當油壓超過管路上之正常工作壓力約100磅時即發生作用而開放(cut-out)，此時油壓力量超過彈簧壓力，緩衝活塞之槓桿乃推動側路瓣至開放位置，由唧筒壓來之油遂不受阻礙流返貯油箱。緩衝筒中之油由裝於側路瓣及緩衝筒間之球式止回瓣

阻止其流出。

緩衝室之作用如一小積壓器，室內所貯之油可補償工作圓筒，活塞桿軟墊，式活瓣等處之漏洩。當因漏洩或將選擇瓣置於工作位置致緩衝箱內油量供給定盡時，則緩衝活塞即被彈簧壓回，自動關閉側路瓣而連接至唧筒來油路。側路瓣保持此位置直至管路內油壓達正常數值，開與關間之範圍約為每方吋 250 磅。

調節器一經裝置並調節以保持正常壓力後，有時尚須加以微小調整，如經長時間之運用後，緩衝活塞及導輪之彈簧彈力因金屬疲性之作用而稍減時，即應節增加之使管路內油壓增至正常值數，機械式調節器若動作過滯時，應調節側路瓣調之導輪彈簧，法將螺節螺釘帽取下，然後旋轉螺釘，每次增加四分之一轉以增加彈簧壓力，至調節器動作充分靈活為止，調節器之動作可在地面用手唧筒及襟翼機件校正之。

平衡式調節器之動作如下：由唧筒壓來之油經一止回瓣至管路中，當油壓超過緩衝活塞之彈簧力時，活塞即被壓上昇，活塞桿上端乃打開一球式保險瓣，由唧筒壓來之油遂直接由側路由貯油箱管路中之油壓由止回瓣保持之，機件構造如附圖(3)所示。

(4) 選擇瓣 (Selector valves) 選擇瓣可分為量油式與非量油式二種，瓣形之設計，種類繁多，但大部為旋轉形與菌形。其構造為在一盒子中用四個操縱瓣或油孔，擺列裝置以便由一操縱軸按適當之順序開閉之。裝有止回瓣二具以防止油經進油瓣流返唧筒，並有二保險瓣以備管路中之油因熱而容積膨脹，及在量油式選擇瓣中作調壓之用，量油式選擇瓣尚須用一對可調節之量油孔。

選擇瓣之型式及設計雖有各種不同，而其動作情況大都相似。即引導受壓力之油進入工作圓筒之一端以推動活塞，而從他端導油返貯油箱。

例如舉一菌形量油式選擇瓣作說明選擇瓣之操縱軸可在其中心線之兩側各旋轉五度而不打開活瓣。當操縱軸旋轉超過五度時，則菌形瓣即開始打開，使油得進入工作圓筒之一端，另一菌形瓣亦打開，使工作圓筒他端之油可流返貯油箱。將操縱軸左旋時，開放一對活瓣，操縱旋轉達約  $40^\circ$  時，活瓣即完全打開。

經由打開之進油瓣受壓力之油由一通路進入可調節之量油孔，流入工作圓筒之油量按量油孔開口大小而定。過多之油因調壓器用側路流返回油路，是以保持量油瓣中所需之壓力參考附圖(4)。

除未備量油孔外，非量油式選擇瓣之工作情況與上述量油式者相同。調壓器之作用則僅用以防止管路中因熱膨脹而生之過大壓力。參閱附圖(5)。

裝有調壓器 (Pressure governor) 之量油式選擇瓣在開位置時，壓油管繼續壓油入工作圓筒，直至選擇瓣推返中間位置後，調節器方發生作用關閉來油路。是以必須注意當所需機件動作完成後 (如襟翼已完全放下) 應立即將選擇瓣推

返中間位置，非量油式選擇瓣則否，選擇瓣之操縱柄留在“開”位置時，壓油並不繼續，因當工作圓筒推達其行程之末端時，調節即發生作用關斷來油路。

量油孔及調壓器均可調節，欲減低工作圓筒行進速度時，可將量油孔關小；欲度增加則將量油孔加大。調壓器之調節方法與一般保險瓣相同——增加彈簧速壓力即增加作用於工作圓筒之壓力。量油式選擇瓣中之調壓器不可調節使保持油壓使低於正常管路中壓力超過每方吋 100 磅。非量油式之調壓器則應調節至當油壓為正常管路工作壓力  $1\frac{1}{2}$  倍時即開放。

(5) 工作圓筒 (actuating cylinders) 工作圓筒為一末端封閉之圓筒，內裝一雙向作用之活塞，活塞連聯桿上，聯於桿則伸出筒外與所欲推之使動之機件相連。

當有壓力之油進入圓筒之一端時，即推動活塞前進，接於活塞之聯桿遂推動機件，同時圓筒他端前次工作行程所留下之油即流回貯油箱。聯桿施於所欲推動機件上之力等於活塞面積乘所加之油壓力。

在閉鎖機件 (lock mechanism) 上有時用一種單向作用之小工作圓筒，動力行程僅有一種方向，另藉彈簧力量使活塞回返。

工作圓筒內活塞阻洩圈及聯桿軟墊之裝置法及注意點與前述手唧筒內者相同。

(6) 保險瓣與止回瓣 液壓機件中所用之保險瓣與止回瓣均為加彈簧力之網球式。此種構造重量輕而可靠性大。保險瓣通常備有調節螺絲以調節彈簧壓力而變更開放點。亦有在彈簧後加墊片以增加壓力者。

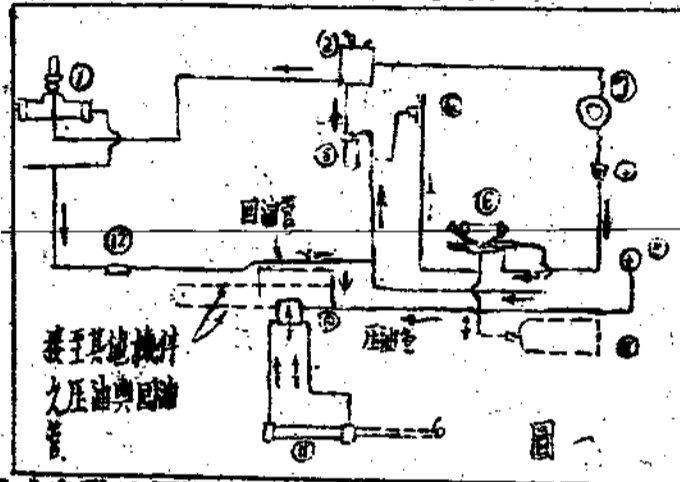
飛機上液壓系之能否良好工作，大部依賴其所用之液體是否適當，及管路中是否無有污物而定。故在液壓系中清潔與可靠之意義相等。

液壓系所需之定期檢查有二種：一為每日檢查貯油箱內之油平面；一為 20 至 25 小時之全系表面檢查其動作是否正常及有無漏油之顯示。通常貯油箱內之油量恆按日稍有損失，惟如當每日檢查時發現油平面下降過多時，應立即檢查有無漏洩。

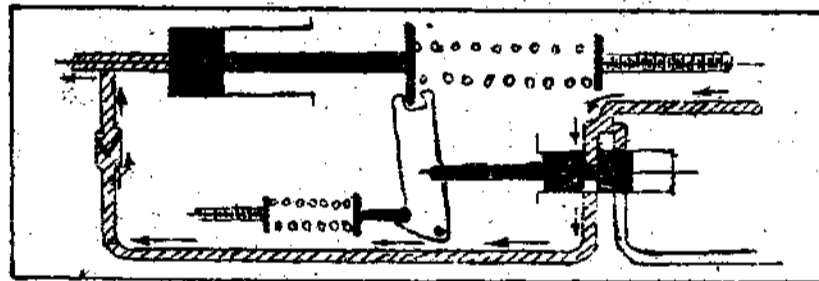
液壓系之管路接頭如有損壞時，則空氣將引入管路中。發生此種情況後，應在飛機起飛前將全系管路小心加以吹氣。系路中之高處常沒有吹氣孔洩塞子。逐一打開此種設備，推開適當之選擇瓣位置，搖動手唧筒直至無氣泡之油由通氣孔處流出為止。如未備吹氣孔時，則須鬆開管路中高處之數接頭，由此等處吹氣，然後旋緊接頭，開動在地面所可能動作之數種完全工作循環，以便將所有引入之空氣逐入於貯油箱內。作此種工作時，應注意毋使貯油箱內之油排盡，因將另引空氣進入管路中，致需重作吹氣手續以清除之。



- 圖(1) 利用發動機所帶動唧筒之液壓系統略圖
- |              |             |
|--------------|-------------|
| (1) 手唧筒      | (2) 貯油箱     |
| (3) 發動機所帶動唧筒 | (4) 止回瓣     |
| (5) 油壓表      | (6) 自動壓力調節器 |
| (7) 積壓箱      | (8) 油濾      |
| (9) 保險瓣      | (10) 量油式選擇瓣 |
| (11) 機翼工作圓筒  | (12) 止回瓣    |

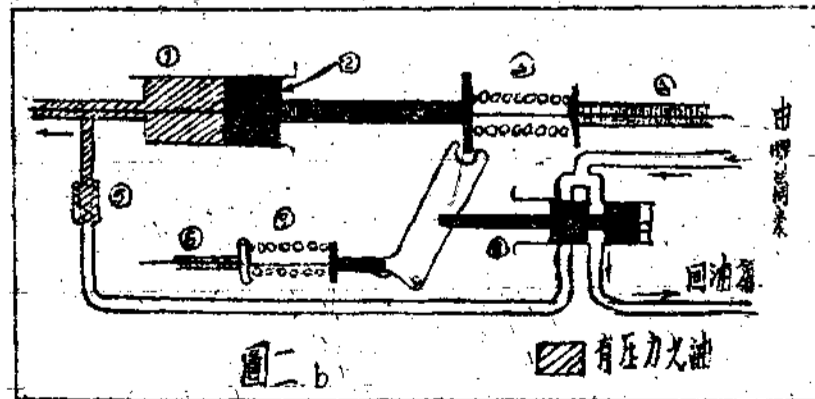


圖(2a)機械式自動油壓調節器油路圖——調節器“開”“Cut-in”，唧筒壓油至管路中。



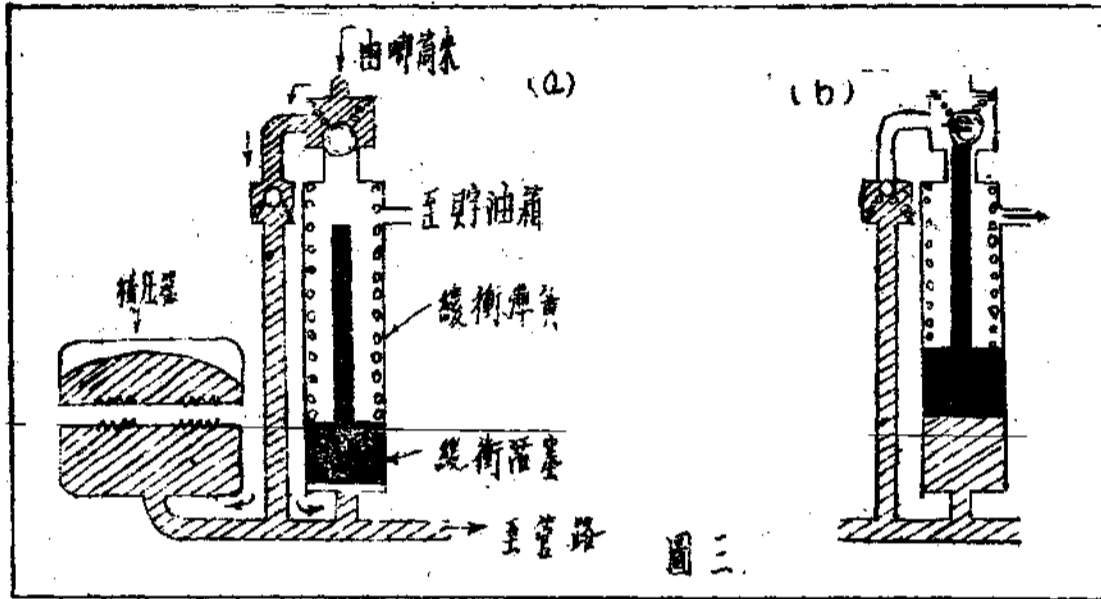
圖(2b) 壓節器“關”“Cut-Out”，唧筒壓油出量由側路由貯油箱。

- |          |          |
|----------|----------|
| (1) 緩衝圓筒 | (2) 緩衝活塞 |
| (3) 彈簧   | (4) 調節螺絲 |
| (5) 止回瓣  | (6) 調節螺絲 |
| (7) 導輪彈簧 | (8) 側路瓣  |

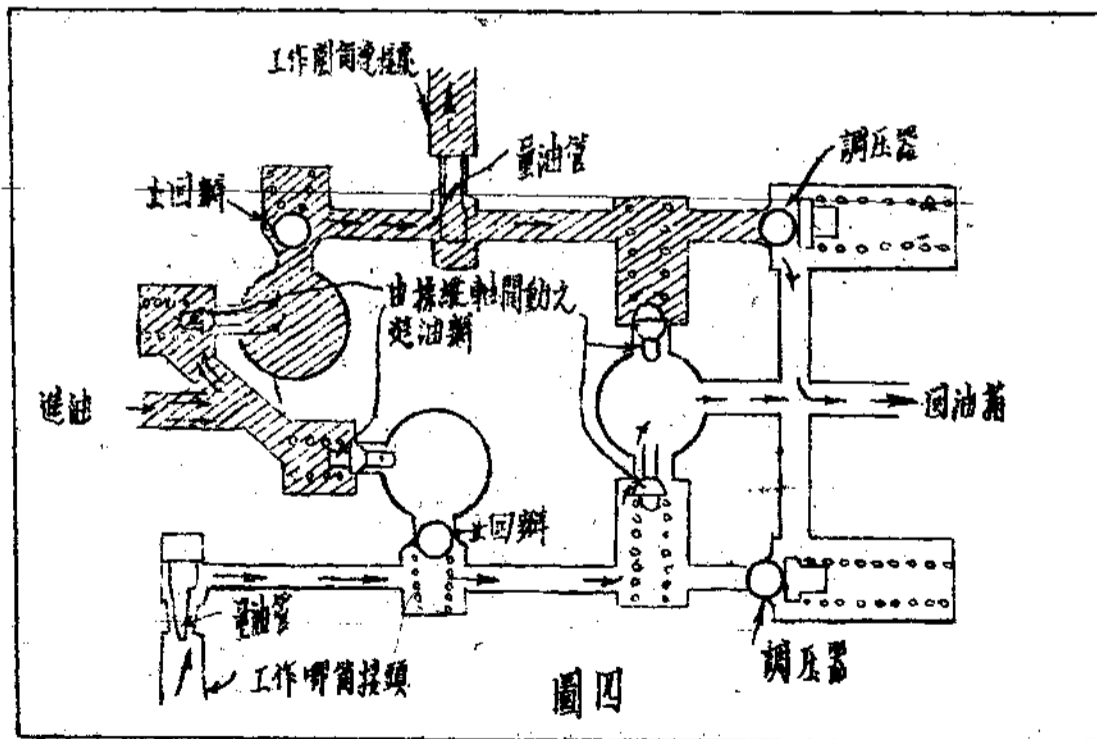


圖(3) 平衡式自動油壓調節器油路圖

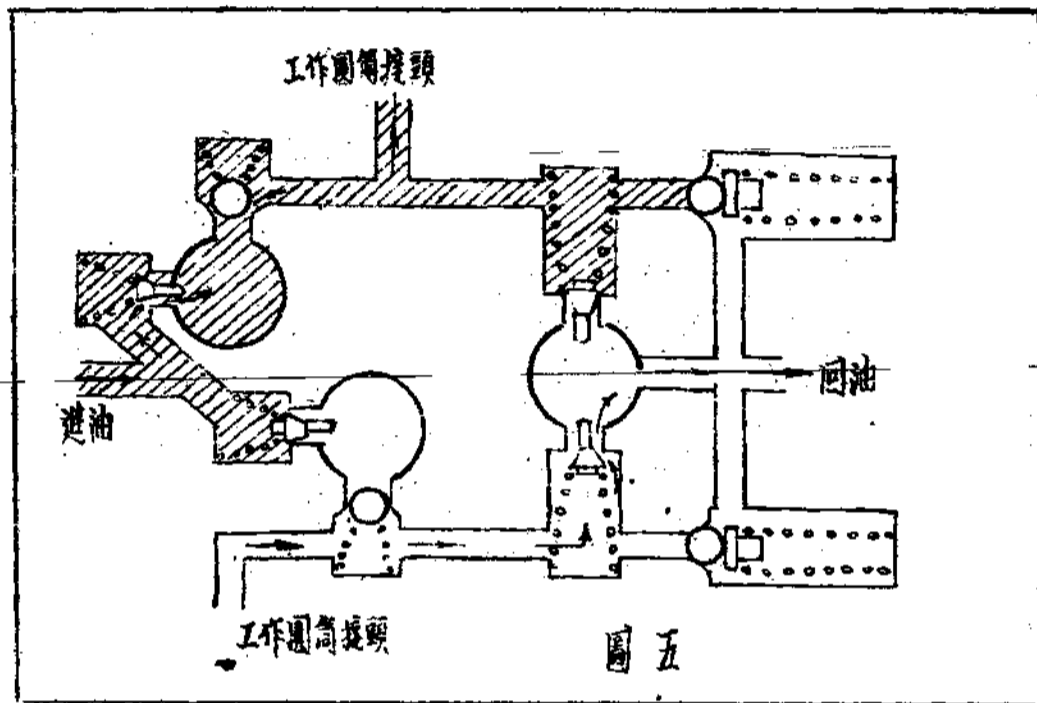
- (a) 調節器“開”，唧筒壓油至管路中及積壓箱
- (b) 調節器“關”，唧筒壓油由側路回貯油箱



圖(4) 量油式選擇瓣油路圖



圖(5) 非量油式選擇閥油路圖



# 高遠飛機螺旋槳研究

(Study of Airscrews For High speed Aeroplanes)

By Lucio Lazzarino

談 鎬 生 譯

原文刊載 "Aerotecnica", July, 1939, 作者係 Lucio Lazzarino, 後經 Professor Pistolesi 之許可, 由 F.M. Buss 譯成英文, 載於 "The Journal of The Royal Aeronautical Society", April, 1940. 本文係由英譯文轉譯。

本文除說明何以當速度增高時, 相當於最良效率之螺旋槳直徑, 以及其可能達到之最大效率數值, 均漸低減外; 又對於兩個反向旋轉螺旋槳組合, 當其速度不同時之效率, 以及因兩螺旋槳角速度間關係變化而引起之效率變化, 亦加以決定。

隨飛行高度及速度之增高, 螺旋槳性能必然減低, 有時極為顯著; 其主要原因係由於槳葉截面在高馬赫氏值時, 其空氣動力效率降低之故。

本文目的, 即在分析各種不同因素對於螺旋槳性能之影響, 而尤著重於與飛行速度及高度相關連諸項。

又由對於兩個反向旋轉螺旋槳組合之相類研究, 可以得到在同樣情形下吸收相等動力時, 其與裝用單個螺旋槳之比較。

由本文所述之方法, 更利用已有之實驗根據, 吾人可以作一螺旋槳性能之近似的數字推測。

## (一)

在半徑  $r$  處螺旋槳元素之效率  $\eta_r$ , 可視為兩因數之乘積: 即誘導效率  $\eta^i$ , 及翼面效率  $\eta_e$ 。

在一般情形下, 誘導效率  $\eta^i$  實際上可視為與該螺旋槳元素之位置無關, 而僅視螺旋槳葉梢半徑  $R$  為定。當其他因數均不變時, 此值即隨  $R$  之加大而增高, 其理由後面將解釋之。

螺旋槳元素之翼面效率  $\eta_e$  則大都視其截面形之氣動力學性能而決定, 後者又為截面形厚度弦長比, 及該元素馬赫氏值之函數。在最後之分析中, 吾人發見在馬赫氏值始終保持低於一定之臨界值時,  $\eta_e$  之值繼續增加。但當此點一經

過之後， $\eta_e$  之值即隨  $r$  之增大而加速降低。

倘在葉梢之馬赫氏值超過臨界值時，則葉梢元素之效率  $\eta_R$  必然低於較其接近旋轂之諸元素；有時相差極甚，致該螺旋槳葉上超過臨界值諸元素之馬赫氏值增大時，常使  $\eta_e$  之值迅速降減。因之在此情形時其  $\eta_R$  之值較整個螺旋槳效率為低。

如將較小半徑  $R'$  之螺旋槳替代原來半徑  $R$  之螺旋槳時，雖由於直徑之減小而有使誘導效率  $\eta_i$  降低之缺點，惟由於螺旋槳各元素平均翼面效率之增加，結果仍可使全效率  $\eta$  為之增大。

關於此點之數量上的重要性，可由不少實例得到證明。

以上所述雖係一般的通性，但在高速飛機上却尤屬重要，故此處有作進一步致究之價值。在高速飛機，必然需用大量動力，而為吸收此大量動力，在飛機上裝用具有高週速之螺旋槳，乃無可避免。如於此高週速再加以飛機自身之速度時（向量加法），其在螺旋槳週緣部份之相對速度將為極高，相當於高馬赫氏值，有時遠超過開始令  $\eta_e$  發生迅速降落之臨界值。而倘如此高速飛行係在高空進行時（通常多係如此），則螺旋槳之性能將更為惡劣，因聲速係隨高度之增加而降低也。<sup>\*1</sup>

由此可見，同一螺旋槳元素，在同樣速度時，隨高度之增加，而其馬赫氏值亦增大。

今一螺旋槳之效率，通常以下式表之：——

$$\eta = \left\{ V_0 \int_{R_1}^R dT \right\} \left\{ \Omega \int_{R_1}^R dQ \right\} \quad (1)$$

式中  $V_0$  = 飛行速度， $\Omega$  = 螺旋槳角速度， $R_1$  = 旋轂半徑， $dT$ ， $dQ$  為作用於半徑  $r$  處螺旋槳元素之阻力及力矩，即：

$$\begin{cases} dT = n \rho \Gamma r (\Omega - \omega') (1 - \epsilon \tan \phi') dr \\ dQ = n \rho \Gamma r (V_0 + v') (1 + \epsilon \cot \phi') dr \end{cases} \quad (2)$$

式中  $\Gamma(r)$  = 在半徑  $r$  處圍繞槳葉截面之循環， $n$  = 槳葉數， $\rho$  = 空氣密度， $\omega'$ ， $v'$  = 在螺旋槳圓片上之角速度及軸速度增量， $\epsilon$  = 槳葉截面氣動力學效率之倒數， $\phi'$  = 在半徑  $r$  處槳葉元素上速度  $r\Omega$  與有效相對空氣速度  $W'$  間之夾角。

沿半徑上  $\Gamma$  之分佈原為任意的；但為計算之簡便起見，今假設其分佈為使螺旋槳具有最小之誘導能力損失，則按照布朗脫氏 (Prandtl's) 近似理論公式得：

$$\Gamma = \frac{8 \omega'}{n} \frac{V_0 r^2 \Omega^2}{V_0^2 + r^2 \Omega^2} \cos^{-1} e^{\frac{-\pi(R-r)}{a}} \quad (3)$$

式中  $\omega'$  係一常數，而  $a$  之值為：

$$a = \frac{2\pi R V_0}{\pi V \sqrt{V_0^2 + R^2 \Omega^2}} \quad (4)$$

將(2)式，(3)式所得代入(1)式，可得：——

$$\eta = V_0 \int_{R_1}^R \frac{(\Omega - \omega') r^2 (1 - \epsilon \tan \phi') \cos^{-1} \frac{-\pi(R-r)}{a}}{V_0^2 + r^2 \Omega^2} dr + \Omega \int_{R_1}^R \frac{(V_0 + v') r^2 (1 + \epsilon \cot \phi') \cos^{-1} \frac{-\pi(R-r)}{a}}{V_0^2 + r^2 \Omega^2} dr \quad (5)$$

今引用通常採用之下列諸式：——

$$\eta_i = \frac{V_0(\Omega - \omega')}{\Omega(V_0 + v')} = \frac{V_0}{V_0 + v'} \quad (6)$$

$$\phi = \phi' - \alpha_i = \tan^{-1} \frac{V_0}{r \Omega} \quad (7)$$

$$\alpha_i = \frac{v'}{r(\Omega - \omega')} = \frac{r\omega'}{V_0 + v'} = \frac{\bar{\omega}' r \Omega}{V_0^2 + r^2 \Omega^2} \quad (8)$$

吾人略去等於或小於  $\alpha_i^2$  之項，可將(5)式書成如下形式：—— \*

$$\eta = \eta_i \frac{\int_{R_1}^R \left( 1 + \frac{\bar{\omega}' r^2 \Omega^2}{(V_0^2 + r^2 \Omega^2) V_0} \right) \left( 1 - \frac{V_0 \epsilon(r)}{r \Omega} \right) \frac{r^2 \cos^{-1} \frac{-\pi(R-r)}{a}}{V_0^2 + r^2 \Omega^2} dr}{\int_{R_1}^R \left( 1 + \frac{\bar{\omega}' r^2 \Omega^2}{(V_0^2 + r^2 \Omega^2) V_0} \right) \left( 1 + \frac{r \Omega \epsilon(r)}{V_0} \right) \frac{r^2 \cos^{-1} \frac{-\pi(R-r)}{a}}{V_0^2 + r^2 \Omega^2} dr} \quad (9)$$

又因在任何一定高度， $\epsilon$  大致為  $W_0 = \sqrt{V_0^2 + r^2 \Omega^2}$  之函數，故為簡便起見，(9)式可化成：——

$$\eta = \eta_i \frac{\int_{W_0'}^{W_0''} \left( 1 + \frac{\bar{\omega}(W_0^2 - V_0^2)}{W_0^2 V_0^2} \right) \left( 1 - \frac{V_0^2 \epsilon(W_0)}{\sqrt{(W_0^2 - V_0^2)}} \right)}{\int_{W_0'}^{W_0''} \left( 1 + \frac{\omega'(W_0^2 - V_0^2)}{W_0^2 V_0^2} \right) \left( 1 + \frac{\sqrt{(W_0^2 - V_0^2)} \epsilon(W_0)}{V_0} \right)} \frac{W_0^2 - V_0^2}{W_0} \cos^{-1} e^{\frac{n W_0''}{2 V_0} \left( \sqrt{\frac{W_0^2 - V_0^2}{W_0''^2 - V_0^2}} \right)^{-1}} dW_0}{\frac{W_0^2 - V_0^2}{W_0} \cos^{-1} e^{\frac{n W_0''}{2 V_0} \left( \sqrt{\frac{W_0^2 - V_0^2}{W_0''^2 - V_0^2}} \right)^{-1}} dW_0} \quad (10)$$

在(9)式中所有積分符號下之函數，除  $\epsilon(r)$  外，均表為  $r$  之陽函數。

至於函數  $\epsilon(r)$  或  $\epsilon(W_0)$ ，則上所述，非惟受各不同槳葉截面幾何特性之影響，并受相當於其工作情況下馬赫氏值之影響。因此， $\epsilon(r)$  或  $\epsilon(W_0)$  須由高度，飛行速度，螺旋槳角速以及槳葉截面形狀而決定之。

決定  $\epsilon$  為各不同截面馬赫氏值之函數的實驗，目前尚極少，而結果亦多有參差，其故蓋由於實驗之情況不同，因而與在螺旋槳葉上所得之結果迥異耳。在此項實驗中，由於所用方法而生之實驗誤差極為重要，且由於量測上之複雜精微，精確之測定亦屬困難。

既經決定各槳葉截面之馬赫氏值，為半徑  $r$ ，高度及速度之函數，必要時再引用前述實驗之結果，則吾人可作一  $\epsilon(r)$  函數之近似的表示式，由此(9)式之積分可用圖解或計算方法求得之。

由此種方法所得結果之精密程度，顯然需視決定函數  $\epsilon(r)$  或  $\epsilon(W_0)$  時之精密與否而定。惟此處可以申明者，即由於超過馬赫氏數臨界值後， $r\epsilon$  之值迅速增加，因之在相當於臨界值以至相當於螺旋槳最良動率的  $R$  間， $r\epsilon$  值之範圍，頗為狹窄。因此即使在決定此範圍時略有差誤，在決定具有最良性能螺旋槳半徑時之影響極微——至少在一般實際情形上確屬如此。

當用(9)式計算  $\eta$  時， $\eta_i$  必需由(6)式決定之；因此常數  $\bar{\omega}'$  亦須先行決定。此最後之變數可用近似法求得如下。今螺旋槳所吸收之動力  $\Omega$  為

$$\Omega = \Omega_n \int_{R_1}^R \rho \Gamma (V_0 + v') r dr \quad (12)$$

在(12)式引進公式(3)之  $F$  值，并注意(8)式之最後一項，吾人(略去  $\alpha i^2$  之項)可得到  $\bar{\omega}'$  之二次方程

$$\Omega = \bar{\omega}' 8 \rho \Omega^2 V_0^2 \int_{R_1}^R \frac{r^2 \cos^{-1} \frac{e^{-\pi(R-r)/a}}{V_0^2 + r^2 \Omega^2}}{dr} + \bar{\omega}'^2 8 \rho V_0 \Omega^4 \int_{R_1}^R \frac{r^5 \cos^{-1} \frac{e^{-\pi(R-r)/a}}{(V_0^2 + r^2 \Omega^2)^2}}{dr} \quad (13)$$

由上式即可求得 $\bar{\omega}'$ 之近似值。今如已給螺旋槳所吸收之動力 $\Omega$ ，飛行速度 $V_0$ 及其高度，則由(9)式即可作函數 $\eta(R)$ ，而求得其最大值及其相當之最良直徑。

在引用上述步驟時，必需注意此等公式僅適用於不可壓縮性流體；因此在函數 $\epsilon(r)$ 或 $\epsilon(V_0)$ 中必需包括所有由於流體可壓縮性而應加之改正。倘在任何一點，其螺旋槳與空氣間之相對速度超過聲速時，此公式僅有一種示性的價值，因在超聲速情形下此部份之氣動力學現象已有顯著改變也。

(3)式所表沿槳葉之循環分佈，其所以被採用之故，即因由此式吾人可將誘導效率 $\eta_i$ 與螺旋槳平均翼面效率分開，表成如(9)式之分數；如此可使手續簡單故也。

又對於任何所假定之 $F$ 分佈情形，上法均可應用，蓋因所需用之(1)，(2)及(8)式，係在各種情況之下均屬確實也。

下舉例題除表明此方法之應用外，并指示在一般情形下各數量之大小。

\* \* \*

今假定一螺旋槳吸收動力 1,400 hp = 105,000 Kgm./sec; 飛行速度為 200 m/sec; 高度為 6,000 m.; r. p. m. 為 1,910 相當於  $\Omega = 200 \text{ sec}^{-1}$ ; 槳葉數目為三。

今由(4)式求得函數  $a = a(R)$ ，對於不同之 $R$ 值，解(13)式，得到函數  $\omega' = \omega'(R)$ ；於是，由(6)式可得函數  $\eta_i = \eta_i(R)$ ，結果如下(參看圖—1)

：

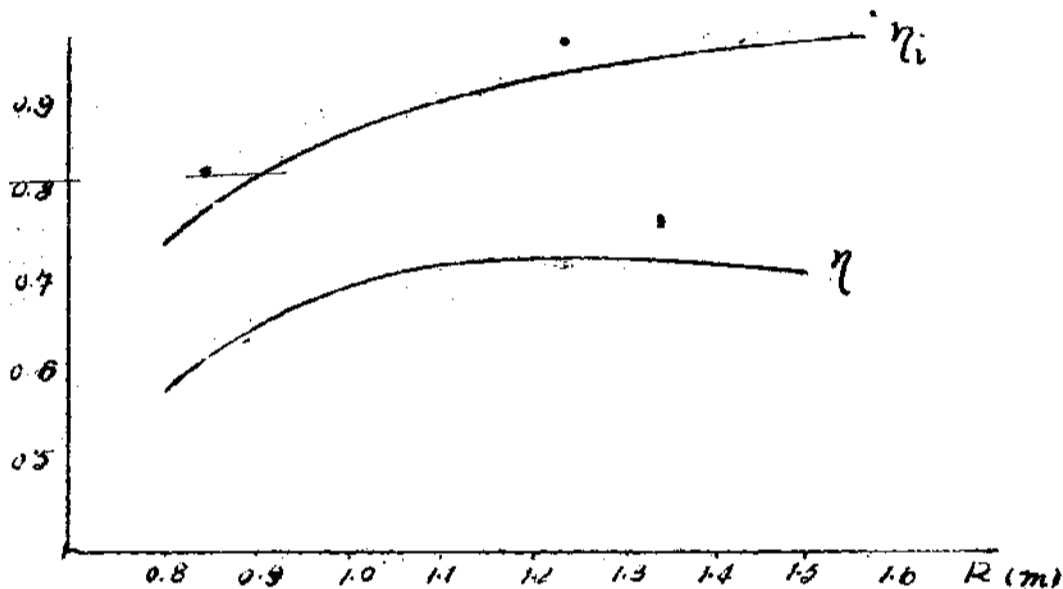
R m.	a	$\omega'$ m/sec	$\eta_i$
0.8	1.308	71.08	0.738
0.9	1.401	46.44	0.819
1.0	1.481	31.87	0.863
1.1	1.550	22.89	0.897
1.2	1.609	16.97	0.922



1.3	1.660	12.95	0.939
1.4	1.704	10.13	0.952
1.5	1.743	8.08	0.961
1.6	1.776	6.56	0.968

利用參考 \*3 中所給實驗結果，吾人可假設函數  $\epsilon(r)$  之近似值：——

$r = (m)$	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
$\epsilon =$	0.0556	0.0581	0.0614	0.0667	0.0730	0.0826	0.0990	0.1163
	1.0	1.1	1.2	1.3	1.4			
	0.1351	0.1515	0.1675	0.1786	0.1818			



第一圖

最後，解(9)式，求得(參看圖 1)：——

$R (m) \dots$	1.0	1.1	1.2	1.3	1.4
$\eta \dots \dots$	0.693	0.714	0.725	<u>0.727</u>	0.725

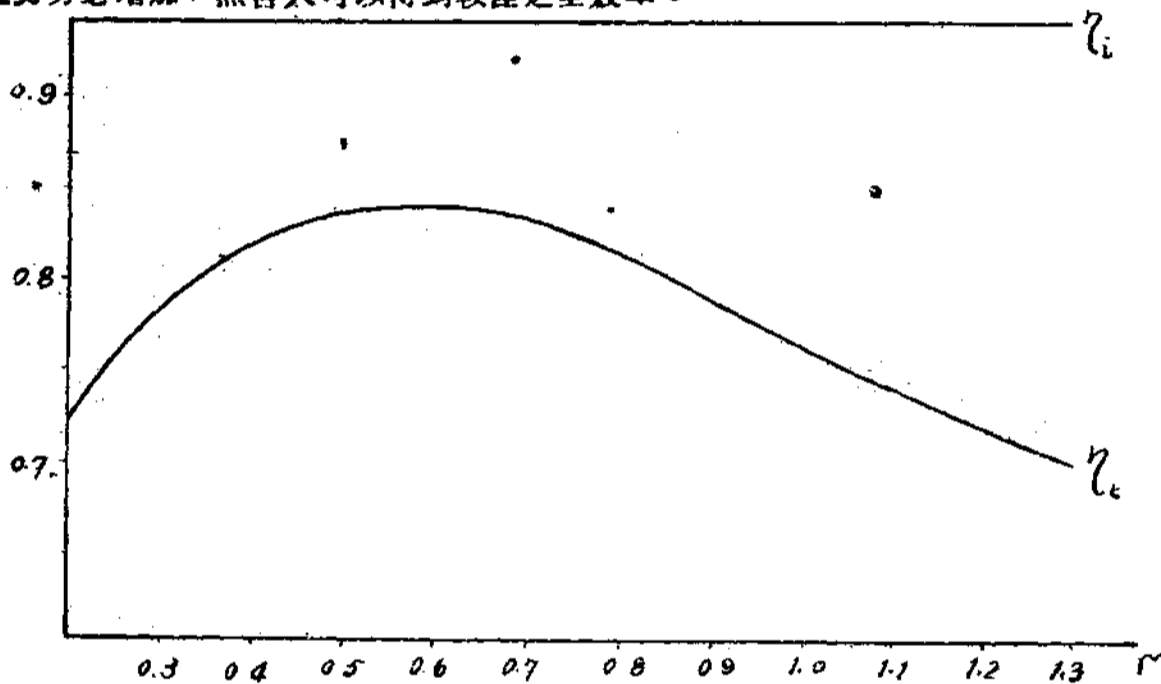
由上計算，吾人當得結論，此螺旋槳之最良直徑約為 2.60 m.，而最大可達效率僅為 0.727。

以上結果之實際價值需視所擇函數  $\epsilon(r)$  形狀之可靠與否而定，關於此項，因目前尚在實驗期間，祇可勉強採用。但無論如何，此例顯已明示，在高速飛行之情形下，當一螺旋槳需在高轉速吸收相當大之動力時，其效率必然遠較在低近度時為低。茲將上表中具有較高效率螺旋槳上在不同半徑  $r$  處之  $\eta_e$  變化情形附錄如下，頗堪注意(參看圖 2)：——

$r = (m.)$	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2
$\eta_e$	0.780	0.817	0.832	0.836	0.829	0.808	0.787	0.760	0.738	0.713

由上表可見在螺旋槳週緣部份其翼型效率極低；即因此故，整個螺旋槳的效率亦為之低降，蓋在此處其誘導效率仍相當高也。

在上述例題中，吾人假定螺旋槳之升力分佈係按照 (3) 式之情形。此僅為欲使吾人易於由整個螺旋槳效率中得到其分開的誘導效率部份，俾令決定螺旋槳性能的含  $r$  之函數，其數量作用更為明顯故耳。如細察  $\eta_e(r)$  表，或圖 2，可見所採用沿螺旋槳葉之循環  $F$  分佈情形，雖有最小誘導阻力，惟并非最佳。倘使稍加改變，即將螺旋槳之大部推力置於沿槳葉離葉稍某一定距離之地點時，雖則誘導阻力勢必增加，然吾人可以得到較佳之全效率。



第二圖

函數  $\epsilon(r)$  之性質——其與速度  $V_0$ ， $\Omega$ ，聲速以及構造上槳葉幾何特性間之關係，目前由於實驗根據之缺乏，尚無法求得——使欲求沿槳葉最良循環  $\Gamma$  分佈一問題之解答，成為極其困難。

惟在實用上，關於此點，吾人仍可藉有系統地應用公式 (1)，(2)，(8)，作多次實驗；或竟用與上述相似之準則，實際試驗解決之。

註\* 1:— 高度與聲速之變化:—

高度 m.	0	2000	4000	6000	8000	10000
聲速 m./sec.	342	335	328	319	310	301

註\* 2:— 倘  $\alpha i^2$  及  $\epsilon \alpha i$  之項不略去，則公式 (5) 成為:—

$$\eta = \eta_i \frac{\int_{R_1}^R \left( \sin^2 \phi_0 + \frac{\alpha i \cos \phi_0 \sin \phi_0 - \alpha i^2 \sin^2 \phi_0}{1 + \alpha i^2} \right) R_1}{\int_{R_1}^R \left( \sin^2 \phi_0 + \frac{\alpha i \cos \phi_0 \sin \phi_0 - \alpha i^2 \sin^2 \phi_0}{1 + \alpha i^2} \right) R_1}$$

$$\frac{r^2 \left( 1 - \epsilon \frac{\sin \phi_0 + \alpha i \cos \phi_0}{\cos \phi_0 - \alpha i \sin \phi_0} \right) \cos^{-1} e^{\frac{-n(R-r)}{a}} dr}{r^2 \left( 1 + \epsilon \frac{\cos \phi_0 - \alpha i \sin \phi_0}{\sin \phi_0 + \alpha i \cos \phi_0} \right) \cos^{-1} e^{\frac{-n(R-r)}{a}} dr} \quad (11)$$

參 考 文 獻 :—

- I. Stack and A. E. Von Doenhoff: Tests of 16 Related Airfoils at high speeds N.A.C.A. Report No. 492, 1934; A. Ferri: Studi e ricerche eseguite alla Golleria ultrasonora di Guidonia. Hauptversammlung, 1938 der Lilienthal Gesellschaft. (Translated. R. Ae. S. Journal, October 1939.)

# 高速飛機螺旋槳研究

(Study of Airscrews For High Speed Aeroplanes)

By Lucio Lassarino

談 鎬 生 譯

(二)

吾人已知高速飛機螺旋槳之所以效率甚低，係由於在螺旋槳上大部份有過高的相對速度  $v (\sqrt{V_0^2 + r^2 \Omega^2})$  之故。今欲將此速度減小，則  $\Omega$  之值必須減至能與引擎及減速齒輪之要求相合之最低限。但由於重量及構造上之困難，此方面不得受限制。至於直徑之減少，則又因誘導阻力之故，亦不能超過某一定點。因此，唯一可能辦法遂祇有減少每個螺旋槳所吸收之動力，而將飛機全部動力適當分配於數個螺旋槳，俾使每個螺旋槳之直徑可以減小，而不致令誘導阻力增加。此即相當於將全部動力分配於多個具有較小最良直徑及較大效率之螺旋槳也。

今最簡單之方法既為增加螺旋槳之數目，則若就目前技術上言之，亦即增加引擎之數目。惟飛機重量，構造上之簡單，以及其裝製——視用途而定——常為決定引擎數目之因素。因此，有時當無法將其動力分配於各個螺旋槳時，常有採用同引擎同軸，反向旋轉螺旋槳裝置之必要。此在實際上亦已有成例。

因此，目前之問題即為研究此種裝置應滿足何種條件，方能得到最大效率。

今設想有一組同軸，等直徑之兩螺旋槳，以相反方向之角速度旋轉。

所有屬於第一螺旋槳之數量均以 1 標誌之，而屬於第二者則以 2 標誌之。凡不加標誌之數量即為屬於此整個組合者。今此兩同軸，反向旋轉之螺旋槳相置極近，其中心面可以視作相合。假設此兩螺旋槳在洗流中各自誘導生成相反之角速度增量  $\omega'$ ，因而將此組合之反應力矩大部抵銷。此種裝置在結構上及氣動力學上之優點，顯然易見。由此吾人得。

$$\omega_1' = -\omega_2' = \omega' \quad (14)$$

應用公式 (8) 於各反向旋轉之螺旋槳，將所得相加，可得在公共中心面，由於兩反向旋轉螺旋槳所生軸速度增量  $V'$  之值如下：——

$$V' = v_1' + v_2' = \frac{r^2 \omega' (\Omega_1 - \Omega_2)}{V_0 + v'} \quad (15)$$

在半徑  $r$  處此兩反向旋轉螺旋槳剖面元素組合之誘導效率為：——

$$\eta_{ir} = \frac{1}{1 + v'/V} \quad (16)$$

由此推進組合之性質，可見自第一螺旋槳葉所發生之螺形旋渦係受第二螺旋槳作用之擾亂而消滅。至於在兩螺旋槳後方所發生之現象自屬極為複雜，且具有週期性，但在洗流中相當短小部分內，其角速度之增量(在中心面無之)必因分子間之減震影響，迅趨於零。同時，在洗流內除邊緣部分外任何截面之軸速增量必趨於一定中值。

對於目前階段，如吾人設想此組合係為一在洗流中并不使角速有所增加，僅在兩螺旋槳圓板上使各部均發生同樣之軸速增量  $v'$ ，即已足夠構密。

如是則無論何處，其誘導效率均等於其中值：——

$$\eta_i = \frac{1}{(1 + v'/V_0)} \quad (17)$$

式中  $v'$  必需滿足使此組合發生拉力  $T$  之條件。由下表示加於推進組合之運動量之式：——

$$T = 4\pi\rho \int_{R_1}^R (V_0 + v')v' r dr \quad (18)$$

吾人可得：——

$$v' = -\frac{V_0}{2} + \sqrt{\frac{V_0^2}{4} + \frac{T}{2\pi\rho(R^2 - R_1^2)}} \quad (19)$$

或，兩邊各除以  $V_0$ ：——

$$\frac{v'}{V_0} = -\frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + \frac{T}{2\pi\rho(R^2 - R_1^2)V_0^2}} \quad (20)$$

平方根號中第二項之兩倍，通常稱為載荷係數 (Load coefficient)。

由(18)式，吾人求得：——

$$[V_0 + v']v' = \frac{T}{2\pi\rho(R^2 - R_1^2)} \quad (21)$$

如將上式引入 (15)，即得  $\omega'$  之值：——

$$\omega' = \frac{T}{2\pi\rho(R^2 - R_1^2)(\Omega_1 - \Omega_2)} \frac{1}{r^2} = \frac{C}{r^2}$$

式中  $C$  顯然為一與  $r$  無關之數量，僅為  $T, R, R_1$  及  $(\Omega_1, \Omega_2)$  之函數。

應用公式 (2) 於各反向旋轉之螺旋槳，將所得之  $dT_1, dT_2, dQ_1, dQ_2,$

引進(1)式，而得：——

$$\eta = \frac{V_0 \int_{R_1}^R (n_1 \Gamma_1 (\Omega_1 - \omega') (1 - \epsilon_1 \tan \phi_1'))}{\left[ \Omega_1 \int_{R_1}^R n_1 \Gamma_1 (1 + \epsilon_1 \cot \phi_1') r dr \right.}$$
(22)

$$\left. + n_2 \Gamma_2 (\Omega_2 - \omega') (1 - \epsilon_2 \tan \phi_2') \right] r dr + \Omega_2 \int_{R_1}^R n_2 \Gamma_2 (1 + \epsilon_2 \cot \phi_2') r dr \} (V_0 + v')$$
(23)

由(23)可見  $\eta$  係與誘導效率  $\eta_i$  及另一視兩螺旋槳葉截面之氣動性能——相應於該截面馬赫氏值之性能——暨比值  $x = \Omega_2 / \Omega_1$  而定之數量成比例。

今爲使比最後之因素明瞭起見，吾可暫假定對於各  $r$  值時：——

$$\epsilon_1 \simeq \epsilon_2 \simeq \epsilon$$
(24)

將(8)式與習知之下式相較：——

$$\alpha_i = \frac{1}{4\pi r} \frac{n\Gamma}{W' \sin \phi'}$$
(25)

并應用(22)，吾人可得：——

$$n_1 \Gamma_1 = -n_2 \Gamma_2 = 4\pi c$$
(26)

因此，用下面公式：——

$$|\tan \phi'| = \frac{V_0 + v'}{r(\Omega - \omega')}$$
(27)

此式必需用絕對值，又用(21)，(24)及(26)，吾人可將(23)書成如下形式：——

$$\eta = \frac{V_0 \left[ (\Omega_1 - \Omega_2) (R^2 - R_1^2) - 4(V_0 + v') \int_{R_1}^R \epsilon dr \right]}{(V_0 + v') (\Omega_1 - \Omega_2) (R^2 - R_1^2)} + 2(\Omega_1^2 + \Omega_2^2) \int_{R_1}^R \epsilon r^2 dr - 2v'(V_0 + v') \int_{R_1}^R \epsilon dr$$
(28)

爲簡短起見，使：——

$$\frac{2}{R^2 - R_1^2} \int_{R_1}^R \epsilon dr = A \quad (29)$$

$$\frac{2}{R^2 - R_1^2} \int_{R_1}^R r^2 \epsilon dr = B \quad (30)$$

引進參變數  $x = \Omega_2 / \Omega_1$ ，而將分式 (28) 之分子及分母各除以  $\Omega_1 V_0 (R^2 - R_1^2)$ ，可得：——

$$\eta = \frac{1 - x - 2 \frac{V_0 + v'}{\Omega_1} A}{\frac{1 - x}{\eta_1} + \frac{\Omega_1 (1 + x^2)}{V_0} B - \frac{V'}{\eta_1 \Omega_1} A} \quad (31)$$

將 (31) 式對  $x$  積分而使之等於零，吾人可得  $x$  之第二次方程，由此可求得  $x$  之最良值：——

$$x_{opt} = 1 - 2 \frac{V_0 + v'}{\Omega_1} A - \sqrt{\left(1 - 2 \frac{V_0 + v'}{\Omega_1} A\right)^2 + 1 + \frac{2V_0^2 A}{\eta_1 \Omega_1^2 \beta}} \quad (32)$$

(32) 式中  $x_{opt}$  之值大致視  $V_0 / \Omega_1$  而定，蓋因  $v'$  與  $V_0$  及  $A, B$  相較時通常為極小；而數量  $A$  及  $B$  又視槳葉截面之氣動性能，亦即相當於槳葉截面工作情況之馬赫氏值而定也。

公式 (32) 係根據於 (24) 式之假定。因此除非 (32) 式之結果為  $x_{opt} = -1$  外， $x_{opt}$  之值僅可視為近似的。如 (33) 式所得之  $x_{opt}$  值近於  $-1$  時，此值即甚為精確可靠。倘  $x_{opt}$  之值與此相差過甚時，(24) 式不可視為適用，而  $x_{opt}$  之值須由第二次近似得到之。

實際上如由 (33) 式得到其第二螺旋槳角速  $\Omega_2 = x'_{opt} \Omega_1$  之初次近似值後，其在各截面相應於工作情況下馬赫氏值之  $\epsilon_2$  值即可決定。

今 (24) 式既不再適用，則由 (32) 式即不能得到 (28) 式而應得如下之結果：——

$$\eta = \frac{V_0 \left[ (\Omega_1 - \Omega_2) (R^2 - R_1^2) - 2(V_0 + v') \left( \int_{R_1}^R \epsilon_1 dr + \int_{R_1}^R \epsilon_2 dr \right) \right]}{(bV_0 + x') (\Omega_1 - \Omega_2) (R^2 - R_1^2) + 2\Omega_1^2 \int_{R_1}^R \epsilon_1 r^2 dr + 2\Omega_2^2 \int_{R_1}^R \epsilon_2 r^2 dr - 2C\Omega_1 \int_{R_1}^R \epsilon_1 dr - 2C\Omega_2 \int_{R_1}^R \epsilon_2 dr} \quad (28)$$

式中C之值係由(22)式所得之第一次近似\*1。

今為簡短起見，令：——

$$\left. \begin{aligned} A_1 &= \frac{2}{R^2 - R_1^2} \int_{R_1}^R \epsilon_1 dr \\ A_2 &= \frac{2}{R^2 - R_1^2} \int_{R_1}^R \epsilon_2 dr \end{aligned} \right\} \quad (29')$$

$$\left. \begin{aligned} B_1 &= \frac{2}{R^2 - R_1^2} \int_{R_1}^R \epsilon_1 r^2 dr \\ B_2 &= \frac{2}{R^2 - R_1^2} \int_{R_1}^R \epsilon_2 r^2 dr \end{aligned} \right\} \quad (30')$$

則吾人由(28')，與由(28)式得到(31)式相同，可得：——

$$\eta = \frac{1 - x - \frac{V_0 + v'}{\Omega_1} (A_1 + A_2)}{\frac{1 - x}{\eta_i} + \frac{\Omega_1 B_1}{V_0} + \frac{\Omega_1 B_2}{V_0} x^2 - \frac{c}{V_0} (A_1 - A_2 x)} \quad (31')$$

由此，對於x積分而使之等於零，吾人可求得  $x_{opt}$  之第二次近似，即：——

$$\begin{aligned} x_{opt} &= 1 - \frac{V_0 + v'}{\Omega_1} (A_1 + A_2) - \\ &= \sqrt{\left[ 1 - \frac{V_0 + v'}{\Omega_1} (A_1 + A_2) \right]^2 + \frac{B_1}{B_2} - \frac{C(A_1 - A_2)}{\Omega_1 B_2}} \\ &\quad + \frac{V_0 (V_0 + v') (A_1 - A_2)}{\Omega_1^2 B_2} \left( \frac{1}{\eta_i} - \frac{CA_2}{V_0} \right) \quad (32') \end{aligned}$$

同樣方法吾人可求得其第三次以及更高次之近似。

上述(32)及(32')式顯然僅當  $\Omega_1$  為已定而欲求  $\Omega_2$ ；其他各獨立參變數均不變之情形方為有用；而其所得結果，亦僅當  $\Omega_2$  之絕對值較  $\Omega_1$  為不過大時，方有實用價值；假使超過甚多，則構造上之原因必使  $\Omega_2$  無法實現。因此必需考究減小  $\Omega_1$  之可能性。在此情形公式(32)及(32')即不再可用。但由仍然可用之(31)及(31')吾人可直接求得為  $\Omega_1$  及  $\Omega_2$  之函數的  $\eta$  值，而由實驗求得最適合之解答。



倘不用 $\Omega_1$ 或 $\Omega_2$ ，而用一連合 $\Omega_1$ 及 $\Omega_2$ 之數為參變數，則當一值已定，其另一值亦即決定，并同時表示引擎或減速齒輪之條件。用此新參變數以求 $X_{opt}$ ，更為迅速。

例如吾人假定角度速 $\Omega_1$ 及 $\Omega_2$ 絕對值之中值 $\Omega^*$ 為不變數，或即：——

$$\left. \begin{aligned} \Omega_1 &= 2\xi\Omega^* \\ -\Omega_2 &= 2(1-\xi)\Omega^* \end{aligned} \right\} \quad (33)$$

則公式(31')可用如下較簡單之式代替之：——

$$\eta = \frac{V_0(2\Omega^* - (V_0 + v')(A_1 + A_2))}{2(V_0 + v')\Omega^* + 4B_1\xi^2\Omega^{*2} + 4B_2(1-\xi)^2\Omega^{*2} - 2A_1C\xi\Omega^* - 2A_2C(1-\xi)\Omega^*} \quad (34)$$

式中C為由(22)所得之值，在此處與 $\xi$ 值無關。

$\xi$ 之最良值必須由實驗得到之，因無法可藉解析方法將數量 $A_1, A_2, B_1, B_2$ 精確表成 $\xi, C, V_0, \Omega^*, T, R, R_1$ 之函數故也。

此處可設想 $e$ 或即A, B值與 $\xi$ 無關之情形。將(34)式書成如下形式：——

$$\eta = \eta_i \frac{1 - \frac{A}{\Omega^*\eta_i}}{1 + \frac{2\eta_i B \Omega^*}{V_0} - (2\xi^2 - 2\xi + 1) - \frac{Ac\eta_i}{V_0}(2\xi - 1)} \quad (34')$$

假設A及B為常數而對 $\xi$ 積分，使之等於零，吾人可得 $\xi$ 之最良值：——

$$\xi_{opt} = \frac{1}{2} + \frac{Ac}{4B\Omega^*} \quad (35)$$

此公式可用作上述實驗之準則。而當反向旋轉螺旋槳有較低之馬赫氏值時，并可視為一極佳之近似。

倘吾人能將 $e_1(r), e_2(r)$ 表為解析函數時，則 $x$ 或 $\xi$ 之最良值可由解析方法求得之。例如假定在馬赫氏值小於某定值 $M_1$ 時， $e(r)$ 為一常數 $e_0$ ，而在此以上時， $e$ 之增加與馬赫氏值 $M$ 及 $M_1$ 間差數 $M - M_1$ 成比例。易言之，即：——

$$\left. \begin{aligned} \text{對於 } \frac{\sqrt{(V_0^2 + r^2\Omega^2)}}{u} < M_1, \quad e = e_0 \\ \text{對於 } M_1 \leq \frac{\sqrt{(V_0^2 + r^2\Omega^2)}}{u}, \quad e = e_0 + a \left( \frac{\sqrt{(V_0^2 + r^2\Omega^2)}}{u} - M_1 \right) \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中 $u$ 為聲速。此顯然為關係於函數 $e$ 之最簡單可能的假定，并可視為其第一近似。一通常在類似問題中亦如此。

則直徑半徑：——

$$R' = \frac{\sqrt{(u^2 M_1^2 - V_0^2)}}{\Omega} \quad (37)$$

$\epsilon$  之值均為常數。而在此以上時 $\epsilon$  之值即依(36)式第二項之關係變動。

於是對於(29), (30)及(29'), (30'), 可以下式代替之：——

$$A = \frac{1}{R^2 - R_1^2} \left\{ \int_{R_1}^{R'} \epsilon \cdot pr + \int_{R_1}^R \left[ \epsilon \cdot + \frac{a}{u} (\sqrt{(V_0^2 + r^2 \Omega^2)} - u M_1) \right] dr \right\} \quad (29'')$$

$$B = \frac{2}{R^2 - R_1^2} \left\{ \int_{R_1}^{R'} \epsilon \cdot r^2 dr + \int_{R_1}^R \left[ \epsilon \cdot + \frac{a}{u} (\sqrt{(V_0^2 + r^2 \Omega^2)} - u M_1) \right] r^2 dr \right\} \quad (30'')$$

當積分之後得：——

$$\left. \begin{aligned} A &= A' + \frac{A''}{\Omega} \\ B &= B' + \frac{B''}{\Omega^2} \end{aligned} \right\} \quad (38)$$

式中  $A'$ ,  $A''$ ,  $B'$ ,  $B''$  各有如下之值：——

$$\left. \begin{aligned} A' &= \frac{2}{R^2 - R_1^2} \left[ \epsilon \cdot (R - R_1) - a u M_1 (R - R_1') \right] \\ B' &= \frac{2}{R^2 - R_1^2} \left[ \epsilon \frac{(R^3 - R_1^3)}{3} - a u M_1 \frac{R^3 - R_1^3}{3} \right] \\ A'' &= \frac{2u}{R^2 - R_1^2} \left\{ \frac{a}{2} \left[ M(R) \sqrt{(M^2(R) - M A^2)} - M_1 \sqrt{(M_1^2 - M A^2)} \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + M A^2 \log \frac{\sqrt{(M^2(R) - M A^2) + M(R)}}{\sqrt{(M_1^2 - M A^2) + M_1}} \right] \right\} \\ B'' &= \frac{2a}{R^2 - R_1^2} \left\{ \frac{u^3}{4} \left[ (M^3(R) - \frac{M A^3 M(R)}{2}) \sqrt{(M^2(R) - M A^2)} \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - (M_1^3 - \frac{M A^3 M_1}{2}) \sqrt{(M_1^2 - M A^2)} \right] \right. \\ &\quad \left. + \frac{V_0^3 M A}{8} \log \frac{\sqrt{(M^2(R) - M A^2) + M(R)}}{\sqrt{(M_1^2 - M A^2) + M_1}} \right\} \end{aligned} \right\} \quad (39')$$

在式中  $M(R)$  係對於槳葉梢之馬赫氏值，為  $MA = V_0/u$ 。公式 (31') 及 (34) 即成：——

$$\eta = \frac{1-x - \frac{V_0+v'}{\Omega_1} \left( 2A' + \frac{A''}{\Omega_1} \frac{x-1}{x} \right)}{\frac{1-x}{\eta_i} + \frac{\Omega_1 B'}{V_0} (1+x^2) + \frac{B''}{V_0 \Omega_1^2} \frac{x-1}{x} - \frac{c}{V_0} \left[ A'(1-x) + \frac{2A''}{\Omega_1} \right]} \quad (31'')$$

$$\eta = \frac{V_0 \left[ 2\Omega^* - (V_0+v') \left( 2A' + \frac{A''}{2\Omega^*(\xi-\xi^2)} \right) \right]}{2(V_0+v')\Omega^* + 8B'\Omega^{*2} \left( \xi^2 - \xi + \frac{1}{2} \right) + \frac{B''}{2\Omega^*(\xi-\xi^2)} - 2c(\Omega^*A' + A'')} \quad (34'')$$

上兩式當將第一式對  $x$ 、第二式對  $\xi$  積分後，而使之等於零，即得如下之二  $x$  或  $\xi$  之代數方程式，由此  $x$  及  $\xi$  之最良值即可求得：——

$$\begin{aligned} & \left( 1 + \frac{V_0+v'}{\Omega_1^2} A'' \frac{1}{x^2} \right) \left[ \frac{1-x}{\eta_i} + \frac{\Omega_1 B'}{V_0} (1+x^2) \right. \\ & \left. + \frac{B''}{V_0 \Omega_1^2} \frac{x-1}{x} - \frac{c}{V_0} \left( A'(1-x) + \frac{2A''}{\Omega_1} \right) \right] \\ & + \left[ \frac{2\Omega_1 B'}{V_0} x - \frac{1}{\eta_i} + \frac{cA'}{V_0} + \frac{B''}{V_0 \Omega_1^2} \frac{1}{x^2} \right] \\ & \left[ 1-x - \frac{V_0+v'}{\Omega_1} \left( 2A' + \frac{A''}{\Omega_1} \frac{x-1}{x} \right) \right] = 0 \quad (40) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \frac{A''}{2\Omega^*} \frac{2\xi-1}{\xi^4-2\xi^3+\xi^2} \left[ 2(V_0+v')\Omega^* + 8B'\Omega^{*2} \left( \xi^2 - \xi + \frac{1}{2} \right) \right. \\ & \left. + \frac{B''}{2\Omega^*(\xi-\xi^2)} - 2c(\Omega^*A' + A'') \right] \\ & + \left[ 2\Omega^* - (V_0+v') \left( 2A' + \frac{A''}{2\Omega^*(\xi-\xi^2)} \right) \right] \\ & \left[ 8B'\Omega^{*2} (2\xi-1) + \frac{B''}{2-\Omega^*} \frac{2\xi-1}{\xi^4-2\xi^3+\xi^2} \right] = 0 \quad (41) \end{aligned}$$

上述之解析方法，即使用  $e$  之第一次近似，仍須解 (40) 及 (41) 之方程式，在此處以用似解法為佳。此方法如與直接應用公式 (32) 及 (32') 或 (34) 相較，并無何種優點，蓋因直接方法係多少由對於函數  $e$  之可靠的假定而得到，并由此可得到一各參變數對於效率  $\eta$  之影響之綜合概念也。

下舉例題表明公式之應用，并指示在一般情形時各參變數對於效率之數量上

的影響。

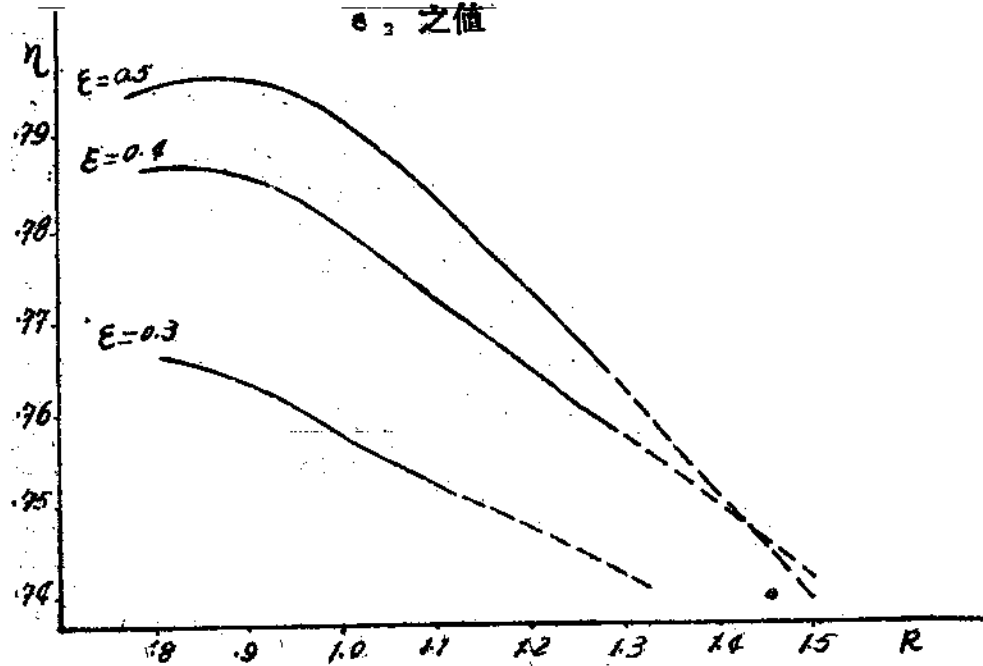
今吾人假設有與前例同樣之條件，即  $\omega = 200 \text{ sec}^{-1}$ ， $V_0 = 200 \text{ m/sec}$ ， $\rho = 0.0025$ ， $\mu = 105,000 \text{ Kgm/sec}$ ，令  $\eta$  之第一次近似為  $\eta = 0.75$ ，吾人求得  $T = 393.75 \text{ Kg}$ 。

計算函數  $e_1$  及  $e_2$  時，引用上述 Ferri. Stack 及 Von Doenhoff 氏書中之根據，得到下列之值：——

$e_1$  之值

r(m.)	$\xi$	$e_1$ 之值				
		0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
0.2		0.0544	0.0550	0.0556	0.0565	0.0585
0.3		0.0550	0.0565	0.0581	0.0599	0.0621
0.4		0.0565	0.0584	0.0614	0.0654	0.0724
0.5		0.0578	0.0614	0.0664	0.0730	0.0833
0.6		0.0599	0.0654	0.0730	0.0870	0.1053
0.7		0.0621	0.0704	0.0826	0.1053	0.1209
0.8		0.0654	0.0763	0.0990	0.1282	0.1539
0.9		0.0694	0.0870	0.1163	0.1515	0.1754
1.0		0.0730	0.0980	0.1351	0.1734	0.1818
1.1		0.0794	0.1136	0.1515	0.1786	—
1.2		0.0870	0.1282	0.1695	0.1818	—
		0.7	0.6	0.5	0.4	0.3

$e_2$  之值



第三圖

應用公式(34)·并參酌(20)·(24)及(30)·吾人求得下列之 $\eta$ 值·(見圖三)。

$\eta_i$	R(m.)	$\xi$				
		0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
0.971	0.8	0.767	0.787	0.795	0.787	0.787
0.977	0.9	0.764	0.786	0.796	0.786	0.764
0.982	1.0	0.758	0.781	0.792	0.781	0.758
0.985	1.1	—	0.773	0.784	0.773	—
0.987	1.2	—	0.765	0.765	0.765	—
0.989	1.3	—	—	—	—	—
0.990	1.4	—	—	—	—	—

由上表可見此組合之最良效率約在  $R=0.9$  左右。其  $\xi$  之最良值為 0.5。

(注意：此時  $\xi$  及  $1-\xi$  之值相等。)

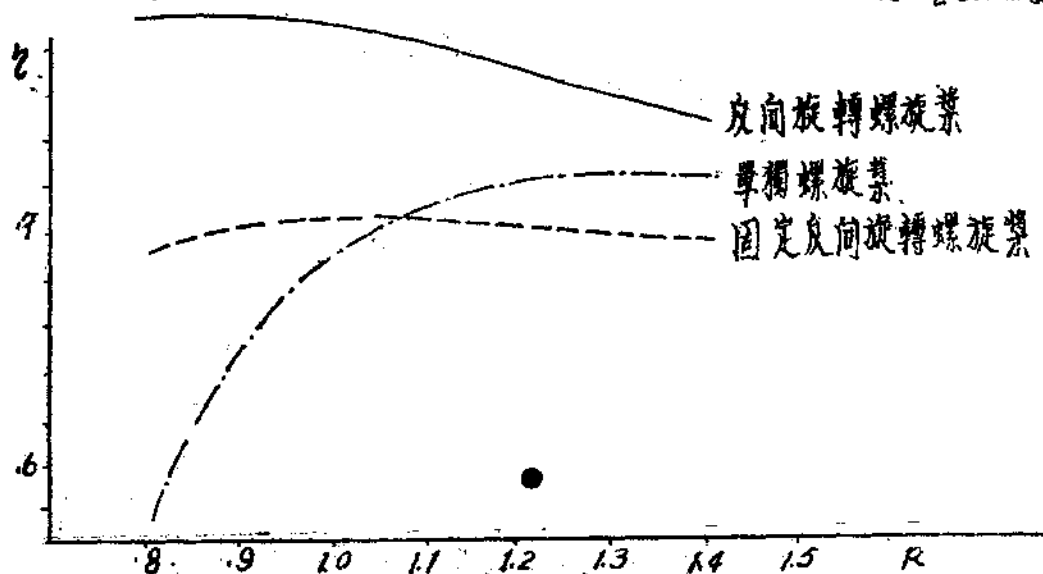
倘螺旋槳截面之速度增至聲速以上，而  $\epsilon$  之值仍不變，等於最大值 0.1818，則吾人可得在  $\xi=0.4$ ， $R=1.5$  時有最高之半徑效率。

將此兩反向旋轉之螺旋槳組合與相應之單獨螺旋槳比較，可見最良效率大有增進，由單獨螺旋槳之 0.727 至兩反向旋轉螺旋槳之 0.796。其最良效率之直徑由單獨螺旋槳之 2.6m 至兩反向旋轉螺旋槳之 1.80m。

實際上，由於洗流中旋渦之消滅係由兩反向旋轉洗流相混而得，其動力或有損失；因此以兩反向旋轉螺旋槳替代單獨螺旋槳時，其最良效率之增加或當較計算所得為低。

而此效率如與低馬赫氏值時之螺旋槳相比，則即使在反向旋轉螺旋槳之情形，由於其高週緣速度以及所需吸收之鉅大動力，其效率將屬更低。將第二螺旋槳固定時并不能獲得較好之結果。

$$\omega = 2000 \text{ sec}^{-1}$$



第四圖

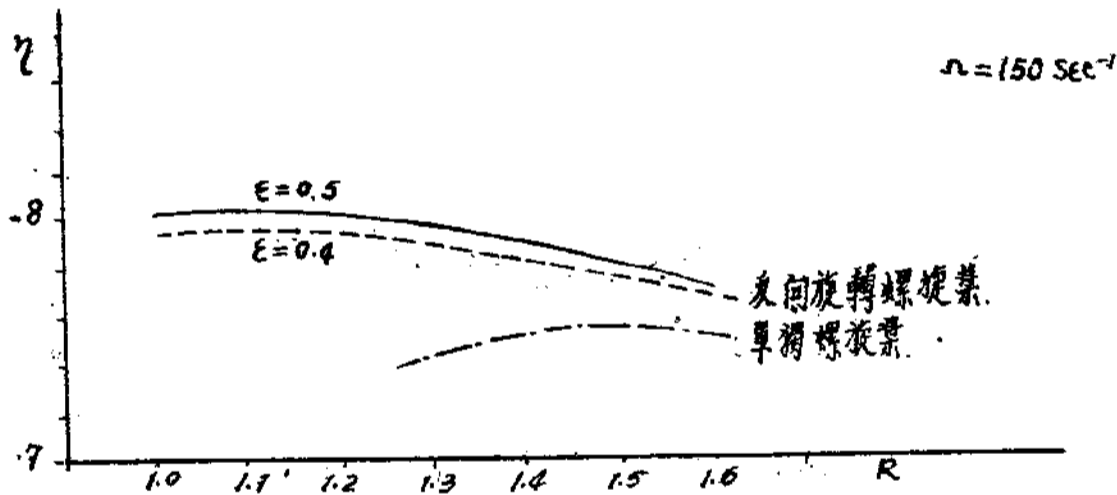
今假設後者有定常中值  $\epsilon = 0.05128$ , 仍令  $\Omega = 200 \text{ sec}^{-1}$ ,  $V_0 = 200 \text{ m/sec}$ ,  $T = 393.75 \text{ kg}$ , 吾人由(31'),  $x = 0$ , 可算得在不同R值時之效率  $\eta$ 。

$\eta$  之值可由關於反向旋轉螺旋槳之表用, 首行為  $\eta = 0.5$  之列中找得。

在下表及圖四中, 除表示“固定反向旋轉螺旋槳”之  $\eta$  外, 并表示相當單獨螺旋槳之  $\eta$  以及關於兩相對角速度反向旋轉螺旋槳之  $\eta$  值; 在目前研究之情形, 以最後之排列法為最佳。

$V_0 = 200 \text{ m/sec}$ ;  $\Omega = 200 \text{ sec}^{-1}$ ;  $u = 319 \text{ m/sec}$ ;  $\Omega = 105,000 \text{ kg m/sec}$ .

螺旋槳直徑 (m)	1.6	1.8	2.0	2.2	2.4	2.6	2.8
單獨螺旋槳之效率	0.574	0.650	0.693	0.714	0.725	0.727	0.727
兩反向旋轉螺旋槳之效率, $\xi = 0.5$	0.795	0.796	0.792	0.784	0.774	—	—
固定反向螺旋槳之效率, $x = 0$	0.693	0.704	0.709	0.708	0.705	—	—



第五圖

今因  $\epsilon$  均係同一來源, 故相應三推進組之相對  $\eta$  值, 非為絕對值, 而為近似。後者之可靠性, 須視所用實驗結果對於目前研究情形之可靠程度, 及其近似之精確程度而定。

當各  $u, \rho, V_0, \Omega$  值保持不變, 而將  $\Omega$  由  $200 \text{ sec}^{-1}$  減至  $150 \text{ sec}^{-1}$ , 吾人可得到如下表之值及圖五之結果。

$V_0 = 200 \text{ m/sec}$ ;  $\Omega = 150 \text{ sec}^{-1}$ ;  $u = 319 \text{ m/sec}$ ;  $\Omega = 105,000 \text{ Kgm/sec}$ .

螺旋槳直徑 (m)	2.00	2.20	2.40	2.60	2.80	3.00	3.20	3.40
-----------	------	------	------	------	------	------	------	------

單獨螺旋槳效率	—	—	—	—	0.745	0.754	0.756	0.749
兩反向旋轉螺旋槳效率, $\xi = 0.5$	0.801	0.802	0.803	0.799	0.793	0.784	—	—
兩反向旋轉螺旋槳效率, $\xi = 0.4$	0.793	0.793	0.794	0.788	0.782	0.766	—	—

在此情形，推進組中最佳者仍為相對角速度反向旋轉之螺旋槳。將此表與前者相比，吾人可見由於減低角速度時所可得之優處；最大效率由  $\Omega = 200 \text{ sec}^{-1}$  之 0.796 增至  $\Omega = 150 \text{ sec}^{-1}$  時之 0.883。又注意由於角速度之減低，吾人以兩反向旋轉螺旋槳替代單獨螺旋槳所可獲得之效率增大即因之減小。

推進組之選擇不能單獨視其效率，而同時亦須考慮飛機之結構及其用途——此種因素即影響於效率之修改。

反向旋轉之合顯然比較複雜，而尤其當必須採用在飛行中時加調整之可變螺距螺旋槳時為甚。但由於力距之減小，其構造及空氣動力上均屬有利，至飛機起飛及飛行之操縱性亦更佳。

\* \* \*

吾人已知對於一高速飛機螺旋槳之效率  $\eta$ ，可用下列諸數量  $\rho$ ， $\Omega$ ， $V_0$ ， $R$ ， $\Omega$ ， $u$  之函數表之，祇需  $R$ ， $V_0$ ， $\Omega$  同時決定螺旋槳之形式（通常確屬如此）。

按照勃金漢 (Buckingham) 氏理論， $\eta$  可用下式表之：——

$$\eta = \eta \left( \frac{\Omega \Omega^2}{\rho V_0^5}, \frac{V_0}{u}, \frac{V_0}{R \Omega} \right) \quad (44)$$

對於每種螺旋槳，以及每組三獨立變數值， $\eta$  之值均為一定。將前兩參攷變數——此顯然包含問題中所有之根據——保持不變，吾人用上法，可求得  $V_0/R\Omega$  之  $\bar{\gamma}$  值，使對於此推進組合可得到最良  $\eta$  值。

因此對於每種螺旋槳，吾人可作如下之函數：——

$$\bar{\gamma} = \bar{\gamma} \left( \frac{\Omega \Omega^2}{\rho V_0^5}, \frac{V_0}{u} \right) \quad (43)$$

由上式，藉適當之圖解或數字表示，即可得一求取最良推進組合極迅速，簡單而實用之方法。

\* \* \*

在此對於余著名之同僚畢斯托里西 (Prof Pistolessi) 教授所予本文許多指示，深表謝意。

## 軍事雜誌

第一三零期

## 目次

## 國際軍事

歐戰檢討  
 英法意蘇日之裝甲部隊及其用法  
 今日之蘇聯空軍  
 追紀德波戰役經過及兩軍所用戰略之研究

蕭 健  
 倪 晉 培  
 杜 久  
 楊 友 梅

中國之軍官學校與日本之士官學校(續一二九期)

楊 言 昌

抗戰三年餘日寇的毒氣進攻

葛 春 霖

## 戰術研究

據點攻擊之研究  
 山地戰防禦配備之要領  
 空軍降落兵團之運用與訓練  
 孫子兵法在現代戰爭中的價值

張 尙 澄  
 陳 性 斌  
 吳 啓 泰  
 蕭 健

## 戰地通訊

山陝間的黃河形勢(續一二九期)  
 襄河西岸會戰之前後

蔣 君 章  
 銳 鋒

戰報紀要

抗戰忠烈錄

軍事法規

國府命令

訂購地點：重慶冉家巷十二號軍事雜誌社發行部

通訊處：重慶郵局第一一三號信箱

價目：每册訂價伍角外埠每册加印三分

歡迎投稿 給酬從優 歡迎訂閱 寄送從速 歡迎批發 定價從廉



全國唯一航空書店

# 鐵風出版社

發行航空新書

歡迎定閱

## 發行七大航空雜誌

歡迎推銷

中國的空軍	航空雜誌	大衆航空	青年空軍	航空機械	空訊	鐵風畫刊
-------	------	------	------	------	----	------

本社特聘請名畫家梁又銘氏設計雕塑各種空軍石膏模型及皮質保險傘陸軍勇士抗戰壁報等價廉美觀爲送禮無上珍品各大書局均有代售備有書目函索即寄

社址：成都東城根街二十三號

### 本刊徵稿簡章摘要

(簡章全文載於第三卷第三期底內)

- 一、本刊歡迎各界投稿。
- 二、投寄本刊稿件，請切勿一稿兩投。
- 三、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。
- 四、來稿文字務求清順，凡有引用定理公式者因篇幅關係不能詳爲說明者，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。
- 五、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。
- 六、對於投寄之稿，本刊有刪改之權。
- 七、投稿經登載後，一律以現金致酬，酬例爲本刊每面(約一千字)五元至十元，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號  
 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

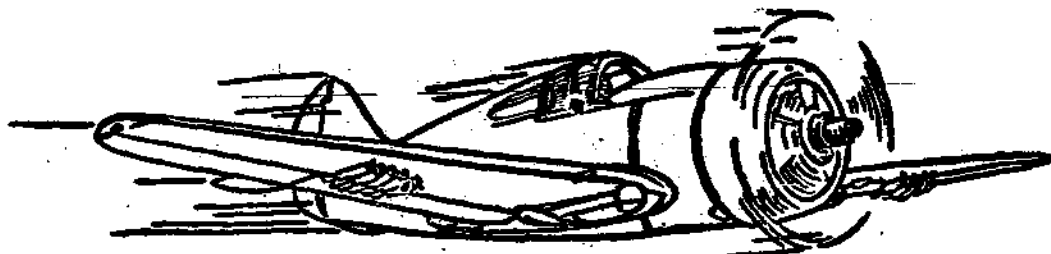
訂閱辦法：  
 全年定費：二元  
 空軍同志直接訂閱：一元  
 郵費國內免收國外照加

### 歡迎直接向本社訂閱

以五分以下之郵票代洋十足通用  
 零售每册二角  
 訂戶如有更改地址等情，請寫明訂單號碼，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。

# THE INTERCONTINENT CORPORATION

HONGKONG & SHANGHAI BANK BUILDING, HONGKONG



CURTISS PURSUIT AIRPLANE

機 逐 驅 斯 特 克

## 司 公 空 航 洲 聯

樓 二 行 銀 豐 滙 港 香

### 理 經

- |   |                             |
|---|-----------------------------|
| Colt Patent Fire Arms Manufacturing Co. | 機 飛                         |
| Pump Engineering Service, Corporation,  | 機 動 發                       |
| Chicago Pneumatic Tool Company.         | 器 儀 行 飛                     |
| American Armament Corporation.          | 具 用 場 機 飛                   |
| Winchester Repeating Arms Co.           | 備 設 毒 防 空 防                 |
| Sperry Gyroscope Co. Inc.,              | 備 設 電 線 無 空 航               |
| Wright Aeronautical Corp.               | 船 汽 用 軍 車 汽 用 軍             |
| Lear Developments, Inc.                 | 器 武 切 一 及 鎗 機 重 輕           |
| Kollsman Instrument Co.                 | 械 器 機 飛 造 製 , 料 材 空 航       |
| Curtiss Wright Corp.                    |                             |
| Breeze Corporation.                     |                             |
| Ray-O-Vac Company                       |                             |
| B. G. Corporation.                      |                             |
| Vultee Aircraft                         |                             |
| and others                              | 械 機 業 工 重 輕 切 一 及 池 電 乾 種 各 |

中 華 郵 政 登 記 認 爲 第 一 類 新 聞 紙