

廈大航空

汪法耀

交換

N. A. U.



A. E. S.

目錄

發刊詞

飛機動力機最近之發展與前途

火箭飛行之原理與設計

關於超音速飛行

克勞氏力矩分配法及力矩分配問題

戰後飛機用各種之效能

降落在不平的地上

十六年來噴射引擎設計之檢討

飛機應力之簡易計算法

建台實習記

會友誌

國立廈門大學航空工程學會出版

發 刊 辭

在這原子能時代中，超音速飛機，火箭飛機，甚至原子飛機將在我們的眼簾前迅速的飛過去，但是我們又不幸生在這烽火連天，民不聊生的中國，有這種科學萬能與科學落後的兩種矛盾的環境中，我們感覺得我們的負荷與工作要比其它科學先進國人格外艱巨，格外繁重。

廈大航空工程學會的這本學術性小刊物就是在這種環境中出版的。有一個共同信仰是普遍相同的，這就是唯有以研究學術的精神，努力研究與創作，才能打倒一切惡魔，才能開出一條太平的大道，讓後起之秀作更進一步的努力。

因此我們默祝這點元始工作的微光能夠發散到各方面去，由各方面的元素再發射更有力與新鮮的能力，於是累進起來，普照大地，那麼中國才有強盛的希望。

葉繡理 卅七年元旦日誌於廈門

新 書 介 紹

Aviation, Cap Bailey Wright, Ray F. Kuns 等十六人合著

6 vol. American Technical Society 出版, 1944.

本校關於航空工程原版及翻版書籍已購置有數十種，新近高祖鎔先生又捐贈一部巨著，名曰航空工程學，頗值介紹，是書可為自修讀本及實際問題參攷之用；對於飛行基本原理，飛機之構造及修護，飛機發動機及儀器，航空氣象等均有實用而扼要之解說；尤能深入淺出，力避數學，故大學一二年級學生即可用為自修之用，即高級學生，在未入廠實習工作以前，如能細讀此書，則事半功倍，並可知理論與實驗之會合矣。

本書共分六冊，每冊均由專家分担執筆，藉收集中廣益之利，茲再就每冊內容分述如下。

- 第一冊 飛行理論，空氣動力，滑翔，降落傘等。 283 頁
- 第二冊 藍圖研讀，航空木材，冶金，電焊，飛機製造，飛機裝配及修理等 259 頁
- 第三冊 飛機發動機，輕發動機，Lycoming 發動機等 362 頁
- 第四冊 大氣，氣象圖，航空攝影，無線電，飛機儀器，航行。 467 頁
- 第五冊 航空工具及製造機械，模板計劃，藍圖，金工，焊接，膚皮裝配，鉚釘，修理等 371 頁
- 第六冊 實用算術問題及飛機製圖等 333 頁

就上列所舉舉大者，足見此書內容豐富，尤為良好參攷書籍，是書印刷精良，插圖甚多，例如在第二冊中對於各種航空木材之細微組織，均有放大照相，增加讀者興趣不少，發動機部分對於 Lycoming 廠出品敘述特別詳細，因此對於它廠出品未免忽略，關於飛機製造程序如亦能就一種輕型飛機詳細敘述，則讀者獲益將更多矣。此外美國所製發動機及飛機形式可執世界牛耳，但本書對於其性能均未列表敘述，此對於初學者亦感失望。至於如直昇機，噴射發動機及超音速飛機均未及敘述，希望將來新版能加以增訂。

是書每冊附有問答式題目，以促起讀者之迴想。總之此書不失為一部實用良書，可以補充現在大學偏重理論之缺點，航空工程系學生在入廠實習以前，如能先將此書讀過一遍，則思過半矣。

(理)



廈 大 航 空

MG
V2-53
1

飛機動力廠晚近發展之面面觀

丁履德

(Trend of development of the airplane Power Plant)

戰爭每能使工業產生不平衡的發展，科學有着了一致的進步。這個意思在第二次世界大戰中是表現的更清楚了。除了如原子彈雷達儀等化時代的產物外，飛機的進步是顯然的不能忽視的。要討論飛機的進步，似乎又需要把飛機本身的進步和飛機動力廠的進步分開來講，前面一半不在本題範圍之內，現在只就後面一半略事東述。在第二次世界大戰期間和在戰後的兩年內，飛機動力廠的進步，可以說是多方面的。一方面在儘量改良原來的發動機——即四衝程內燃機。務使單位油耗量(S.F.C.)儘可能的減低，發動機重量儘可能的減少而馬力儘量的增加。另一方面則致力於新式的飛機動力廠。因為戰鬥機在作戰中的威力大部份靠速度和高度，被遺忘了很久的內燃氣輪機又應運而出世了。這就是因為內燃氣輪機只有在飛機用接近聲速之速度在接近同溫層之高度中飛行時，才會發揮巨大的效率的。而內燃機則適相反，在這種高速高空的飛行情形下，牠的效率反而銳減。在推進器一方面，有的用螺旋槳固也在不斷的改進中，但同樣的在高速及高空兩條件刺激之下，差不多和人類歷史同樣久遠的噴射推進法，又被搬出來了。內燃氣輪機固然非常適用於噴射推進。同時還有別的種類的噴射推進之研究與試用，如火箭(Rocket)及內燃噴管推進機(Duct Engine and jet)即其顯例，下面就是這各種發展的一點簡略的介紹。

(一) 飛機發動機之改進：即便是最精良的飛機發動機，牠的熱效率也不會太過百分之三十，意思即是只能夠把燃料熱能的百分之三十變成有用工作。差不多同值的熱能要被冷卻液體帶走，剩下的就全跟着廢氣排出去。飛機發動機本身已經完善到不大能夠大事改進了。在沒有發現新燃料之前要再增加熱效率確是不大容易的。所以現有的改進發動機的路只有在利用廢氣熱量及冷卻熱量上作工夫。

第一種利用廢氣熱量的方法就是用噴射式的排氣管。這個方法並不需要添加任何設備。只要把每氣缸之短排氣管或數氣缸之集氣管口做成噴嘴式，使噴嘴的方向和飛行的方向相反即可。這種方法簡單，但是效果却不大。就是因為廢氣之排出速度常過高於飛機前進速度，致使噴嘴之效率非常之低。因而所能利用之廢氣熱量也非常之少。

第二種利用廢氣熱量的方法就是用廢氣氣輪增壓器，這種嘗試在第一次世界大戰終了時就已有。現在已是在普遍的應用着。方法是用自發動機排出之廢氣推動一氣輪機。用氣輪機帶動增壓器。此增壓器即可將高空之稀空氣壓至相當之密度再送入氣缸。理論上可使發動機的馬力不因飛機升高而變更。一般的說用廢氣氣輪增壓器較用齒輪帶動增壓器為優良。因為後者需吸收發動機的有用馬力。雖然加上廢氣氣輪機定使廢氣反壓力增加，也足以減少發動機的有用馬力。

第三種利用廢氣熱量的方法就是把廢氣氣輪機和內燃機連裝做成複合機。(Compound engine)在原則上，這種措施是非常有利的。因為如只用廢氣氣輪機來驅動增壓器，在通常的情形下，是只需用一部份廢氣的熱能就夠了的。所以多餘的廢氣不經過氣輪就從排氣管中排掉了。這樣當然不能充分利用廢氣的熱量。如用複合機則在任何工作狀況下，是儘可能的全部利用廢

氣熱量的，但是實際上，這種裝置也有着牠的特殊的困難。如內燃機和氣輪機之間必需用特殊接頭，甚而至於需要更換速度之牙齒箱，因而增加裝及修理的困難。此外，整個動力廠的重量亦必因而增加。這就是複合機的應用到目前為止還是非常之少的主要原因。

第四種利用廢熱的方法就是導管散熱器 (Ducted Radiator) 和廢氣噴射管的合併應用。方法就是把液冷發動機的散熱器裝入一導管 (Duct) 之中部。導管之進口小出口亦小；因使空氣由進口至中部速度由大而小，壓力由小而大，換言之，即經過散熱器之空氣先受壓縮此已受壓縮之空氣經散熱器時即吸收熱量，然後由出口排出。唯空氣由中部至出口，速度由小而大，壓力由大而小，即為膨脹。此由出口排出之高度熱空氣即可生噴射作用而有助於飛機之推進。此導管之作用即相當於一最簡單之熱力機。如把廢氣引至導管出口部份使和熱空氣同由導管出口噴出，將倍增導管之噴射作用。因如只用導管，熱空氣之噴射速度只能略高於飛機前進速度，致噴射效率甚低。如只用廢氣噴射管則因廢氣量少而速度過高噴射效率亦甚低。如將二者聯合應用，則截長補短，噴射效率是可以希望相當之高的。

(二) 用內燃氣輪機為飛機動力廠：因為晚近冶金工程的突飛的進步，就產生了能抗高熱的合金鋼。於是內燃氣輪機的工作循環最高溫度便可增加至華氏一千七八百度的樣子，因使熱效率大增。原來熱效率很低絕對不能和內燃機競爭的內燃氣輪機竟一躍而變為佔有優勢的競爭者了。到目前為止，除了熱效率仍較低於內燃機因使單位油耗量 (S.F.C.) 較大之外，在別的方面他是全都優越於內燃機的。如：(1) 低重量馬力比，一個等馬力的內燃氣輪機的重重約只有內燃機的一半還不到些。(2) 迎風面積很小，因可減少飛行前進阻力。這和通常的飛機發動機比較確是有利的多了。但如果和用導管散熱器的水冷發動機或用風扇導管氣冷發動機比較，優劣則是很難判斷的。(3) 振動甚微，非但可以增加乘客及駕駛員的舒適感，且可減少一切防振的設備。機架等也可以做的較輕便些。(4) 因無須火花點火 (已經開動，即可自燃) 故可使動力廠之可靠性大增。而發火系常為最容易發生故障的一部份。(5) 可用較次級的燃料。非但可以比較經濟，同時還可以防止火險。因為較次級的燃料總是比較不易蒸發的。上面的幾點很顯明的指示出，在不很遙遠的將來，如果內燃氣輪機的工作溫度可更提高，因使熱效率和油耗量與內燃機的相差無幾。那麼，內燃氣輪機就可以代替現行的飛機發動機作為飛機的主要的動力廠了。下面再略論應用內燃氣輪機時兩種可能的推進方法：第一種推進方法是噴管推進。把氣輪機所生的馬力完全來驅動壓氣機。因可壓入大量之空氣，此空氣在燃燒室內和燃料混合燃燒後，經過氣輪機中之膨脹程序，溫度依舊是很高。即由噴射管中以高速度排去，這樣依照牛頓定律就一定生出一個向前的推動力量，這種推進方法就叫做噴管推進。噴管推進的效率定須在飛機前進速度甚高時，才能到頂點。可以在飛行速度甚小時，效率就很低，因此噴管推進方法只適用於高速度之飛機，也就是因為這個原因，用噴管推進的飛機的起飛滑行距離定較用螺旋槳推進的長的多，同時在低空時的爬昇速度也較低。第二種推進方法是用螺旋槳推進。這和普通飛機發動機驅動螺旋槳完全一樣，不過用氣輪機代替內燃機罷了。因此氣輪機發生的馬力，只能用一部份來驅動壓氣機，剩餘的一部份馬力就用來驅動螺旋槳，當然在通常情形下，當熱經過膨脹然後排出時，仍有推進作用，不過和螺旋槳的推進作用比較起來是很小罷了。這和內燃氣輪機和螺旋槳的合併應用，確可以補償用噴管推進方法的缺點，就是在低速度時，推進效

率也是相當之高的。但是當飛行速度接近聲速時，噴管推進的效率就要比較的高了，因此氣輪機和螺旋槳的合併是不宜於用在極高速的飛機的，據目前一般的估計，在飛行速度超過每小時五百英里，飛行高度超過四萬英尺時，是絕對應當用內燃氣輪機合噴管的。在飛行速度超過每小時三百英里，飛行高度超過兩萬英尺時，是較宜於用內燃氣輪和螺旋槳的，但是，在飛行速度低於每小時三百英里，飛行高度低於二萬英尺時，用通常的飛機發動機和螺旋槳仍然是最合算的。

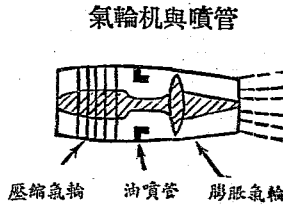
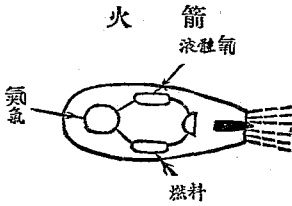
(三) 用他種噴射推進動力廠：第一種噴射推進動力廠就是用火箭噴射推進法，火箭與他種噴射推進動力廠的分別就是牠不靠大氣裡的氧氣來完成燃燒，牠本身即攜帶有氧化劑，原則上任何種類的氧化劑都可以應用，但通常應用的多為液體氧。這樣就使牠的推進力不受飛行速度的影響，但是當飛行速度甚小時，推進效率却是很低的。火箭用燃料又可分為固體和液體兩種，唯用固體燃料時，燃燒效率常是很小，因燃料漸次消耗，則燃燒室的容積就逐漸增大。如在小容積時燃燒效率高，則在容積變大後，燃燒效率就逐漸減低，這是很不合理的，除此之外，如低噴射速度無法管制燃燒等都是牠的缺點，因此現有的火箭都用液體燃料，任何液體燃料都可以，如普通汽油，火油、酒精，液體氫等皆是。在第二次世界大戰中，德國用的 V2 飛彈就是用這種火箭動力廠的，但終因為管理液體氧的困難，燃燒室溫度過高，致使一般材料不能耐用，在低於聲速的速度飛行時，推進效率太小等種種的問題；火箭推進動力廠尚不能應用於通常的飛機，唯現已可用為起飛時加力的輔助動力廠。如果將來飛機要昇到空氣很稀薄的高空，或作星球間之航行時，無疑的火箭推進將是最主要的飛機動力廠。第二種噴射推進動力廠就是內燃噴管動力廠。因為火箭所使用的氧化劑須要自行攜帶，而重量又常比燃料的多，如用汽油為燃料，重量比約為七比二，如用氫氧則為八比一，這是假定液體氧氣為氧化劑的估計法，如用過氧化氫或硝酸等為氧化劑，則比例還要大，因此當火箭初起飛時，全部重量之大部份即為氧化劑，這樣當然比例的減少有用載荷或巡航時間，如依舊在空氣層中飛行，似乎仍以用空氣中的氧氣為適當，這就是內燃噴管動力廠所以產生的原因，因為需要空氣裏的氧氣為氧化劑，所以必須將空氣吸入管內，吸入空氣的方法可以是間斷的，也可以是連續的。無論那一種，在靜止的時候，全不能吸入空氣，故必須用投射法使之起飛，當飛行速度漸高時，即生沖壓作用 (Ram effect)，因可將空氣壓入管內，如果間斷的壓入空氣，則在管口，必須有一面葉窗式的柵 (Grill)，每葉均向內開，有彈簧頂住，當飛行速度達到一定值後，柵葉即被空氣壓開，空氣即壓入燃燒管內，燃料是繼續不斷的噴射進燃燒管，經電火花點燃，燃燒即開始，因燃燒而管內壓力增加，即將柵葉關閉，然後高熱之燃燒氣即由噴管內噴出，發生推進作用。經此管內氣壓即降低，新空氣又將柵葉壓開衝進管內，循環即依此週而復始，在第二次世界大戰裡，德國人用的 V1 飛彈，就是用的這種間斷內燃噴管推進法。至於繼續內燃噴管現尚在研究狀態中，噴管作圓筒狀，前口進空氣，後口即為噴口，中段即為燃燒室，燃料即在中段前部一週小孔中噴出，由進口至中段，管徑漸增，流速漸減，壓力漸高，即為循環中之壓縮程序。燃燒即為加熱，由中段至噴口，流速漸增，壓力漸減即為膨脹程序，在熱工原理上，這種循環實在是和內燃氣輪機差不多的，不過熱效率低些罷了。

於上，略論飛機動力廠各方面的發展趨勢。誤認之處，在所難免，望指正。

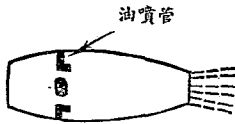
度 大 航 空

附各種飛機動力廠簡圖六幅

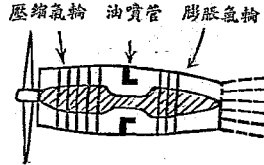
★ 註：亦有在進口處裝風扇來增加空氣的流量的，如為氣冷機，可將整個發動機裝在導管裏。



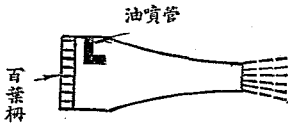
繼續內燃噴管



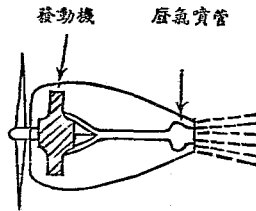
氣輪機與螺旋槳及噴管



間斷內燃噴管



發動機與螺旋槳及廢氣噴管



B-29 空中保壘封存起來了

爲了將來可能的用途，美國空軍部最近將一千五百架B-29空中保壘，在最新的封藏程序之下，用五種特別的可塑體 (Plastics) 糊上。在引擎和其他裝備取出之後，爲了能知道噴射得很完全，這五層可塑體都用不同的顏色 (在空隙的地方先用合成的斜樑Synthetic Co-webs架好)，最後一層的可塑體是用鋁的顏色，這樣能反射陽光，使內部保持一定之溫度。他們希望這樣能保存這些飛機十年之久。

火箭飛行之原理與設計

葉 蕊 理

最簡單之火箭為我國自古早已發明之爆竹，而最科學化之火箭當推在美國即將試飛之「海王星」，然而爆竹依舊故形，海王星則預計可一躍而升高至二三七哩，儼然有實現唐明皇仙遊月宮之雄圖焉！考火箭之發明非自今日始，俄人Ziolkowsky在一九〇三年已知用液體推進料可使火箭獲得更強大之昇高力，在第一次歐戰前數年，美國R. H. Goddard繼之以德國Hermann Oberth以及法國之Robert Pelletier與Esnault 昆仲等對於火箭之設計與製造均已各有專門之研究，筆者回憶十餘年前聆聽Esnault 氏演講火箭學時，觀其指地劃月，不覺禁為之神往，然以未經實驗，不免疑信參半，然時至今日，真實之火箭業已一再表演，二次大戰，德製V-2，乃集火箭之大成，故深信火箭飛行實為近代科學與工程之一大奇蹟，其重要性何亞於原子彈，爰特就其原理與設計，擇其犖犖大者，略加檢討焉。

夫火箭之推進，乃恃一種氣體受熱膨脹而生之反動力也，故一切以此種方式為原動力之飛行器，在廣義上均可謂之火箭，例如現在美國新造P-SOR，打靶速度最高紀錄時，（每小時623.8哩）曾用渦輪噴射機（Turbojet），但後者須用推進氣裝置，以吸收空氣而與燃料混合，發生燃燒，方得強大之反動力，吾人現欲討論者，則為一種「純粹火箭」，此種火箭之前進不恃大氣，完全由自身之推進料（Propellant）燃燒後可發生。

至於火箭用途不特火箭投射器（Rocket Missile），附以無線電設備，加以控制，於是可作為破壞武器如V-2，又可試探高空氣象及宇宙線組織，成為探空火箭（Sounding Rocket），晚近飛機體重增大，起飛不易，奮起飛時須在限定之機場範圍內及限定之時間內，加速至相當之高度與速度也，此種動力可利用火箭（所謂Jato）方法以完成之，如是則起飛路程可減少三分之一，故對於大飛機在小飛機場上起飛甚為有用，在正常跑道上，如用火箭起飛，則飛機體重可增加百分之廿，此在長距離飛行時甚為有用，因飛機可多載燃料也，機場如在高原，例如在一萬呎時，則起飛跑道須較海平面增加一倍，但如用火箭起飛，則仍可縮至海面路程，用火箭起飛又可將爬昇速度增高一倍，此則對於軍用飛機亦極有價值，至於爬昇角亦可同時增大，此則對於避免障礙物又有利焉，新式「超音速」飛機（Supersonic Airplane）之翼面太小，故必需用火箭協助方可起飛或著陸，此時火箭之推進料為固體或液體，可裝於飛機上，或用後揚棄之，在高空時，空氣稀薄，螺旋槳之效率減少，可改火箭推進器，吾人已知音速機翼之空氣動力學有頗超音速風洞實驗，但如將機翼模型掛在火箭鼻部，並用無線電波傳遞，可將此部空氣動力之特性傳至地面記錄器，加以研究，此種火箭乃可謂「火箭試翼器」（Raft）是也。

火箭之推進雖不利賴空氣，但火箭在其初飛時，則在大空氣之中，對於火箭之效率影響甚大。故理想之火箭環境為真空，如是則可最大之效率，今吾人欲將一物體由地面昇至高空，不外三法，首曰砲彈射擊法，但欲將物體射出地心吸力範圍以外，則須用龐大之原動力，即使將砲身加長至三百尺，亦無法抵消地心吸力，況出口之時，退壓之反動力極大，非人物所能忍受，且以此高速度射出時，砲管空氣受到壓縮，溫度驟然升高，並使任何現實合金溶化，其次再就飛機而言，近世雖有「同溫層飛機」之製造，但空氣動力為飛機飛翔於太空之主要因素，故至接近真空環境，則無力前進，遑論月宮之遊？故欲作太空之旅行，實捨火箭莫屬，亦即吾人可欲

述者，抑尤省進者，砲彈之動力源僅發生於一極短時間內，飛機之動力係由引擎不斷出力，至於火箭之動力作用時間則與前者完全不同，火箭由升火出發，攀登至高空時間雖暫，然究屬有限之時間，例如V-2在七十三秒中，逐漸加速至最高限度，以後則如一流彈依道牛頓定律而飛行於太空矣，故火箭之性能(Performance)實有賴於其在燃燒完畢後可得之速度也。

關於火箭之性能問題，可分為兩方面討論，一方面火箭之速度與推進料及其構造之關係，此種問題屬於熱工學及工程製造問題，另一方面，火箭具有此性能之因素後，再須研究其在高空飛行之情形(例如軌道，航程等)，此乃天體力學問題，茲擇其主要者分述如下。

火箭推進之原理——就一般而論，火箭為一包含推進料而產生動能之物體，但此動能須在指定方向上射出，推進料(固體或液體)在火箭本體中為靜止，但一經燃燒作用，即變為連續液體而排出，產生排氣速度(Exhaust Velocity)V，氣流既有一部份自火箭之尾部排出，火箭之質量m乃發生變化，設 $\dot{m} = -dm/dt$ 為氣流排量率，m為火箭當排氣時之質量，於是此氣流之動量率， $\dot{m}v$ 乃傳給於其餘之氣體及固體(火箭本身)而變為一反動力，亦即加於火箭上之一種推力(Thrust) F，故在真空中根據牛頓律，吾人可書：

$$F = \dot{m}v \quad (1)$$

由此可見動量變化愈大，則拉力愈大，但欲將此拉力維持相當久之時間，則火箭之排量率必加節省，因此排氣速度必須增大，火箭之功用乃將氣體分子擾亂熱運動變為有規則之定向運動，使得最大之動量，而收最大之效果，但事實上，火箭內部燃燒作絕熱膨脹時，係在有相當氣壓之大氣中，因此難得最大之動量，結果火箭之效率不能達到理想之程度，此為自然界之限制。

由此簡單推動原理，可見火箭之推力係來自連續排氣所生之動量變化 Vdm ，因此有一相當之衝量(Impulse)為 Fdt ，故吾人亦可謂火箭之推進，實賴排氣連續產生之衝量，今如假定推力F為常數，則經過t時間之衝量為 Ft ，飛機推進有待螺旋槳所生之推力，此推力為發動機之曲軸傳動螺旋槳而生之空氣動力，故如氣壓降低，則推力減少，此乃飛機推進有礙外界大氣所致；反之，火箭之推力則與大氣無關，飛機在水平飛行時可維持恆定之平飛速度；反之，火箭在動力飛行(Power Flight)時，則為一加速運動，以至於最後「終端速度」為止，此後則在真空中永以此速度飛行，總之，火箭運動所受之力係來自於氣體之衝量，此衝量之大小須視所用氣體之化學熱焓而定，設 m' 代表推進料在t時間內所消耗之總量，則在同一時間內所產生相當之衝量為 Ft ，故吾人可稱 $I' = Ft/m'g$ 為衝量比(specific Impulse)，吾人欲測量推進料對於火箭性能之效用，與其說明其所生之動能，當可用此衝量比以表明之。於是各種推進料有其特別示性之衝量比，此數愈大，則其對於火箭之功效亦愈大矣。反之，衝量比之倒值 $C = 1/I' = m'g/Ft$ 則可謂之推進料消耗比(Specific propellant consumption)，亦即一磅推力在一秒中所消耗之推進料重量也，今如考慮積數 $I'g = v'$ ，則 $V' = Ft/m'g = F/m'g$ 或

$$F = \dot{m}'v' \quad (2)$$

將此式與(1)式相比可見 V' 亦代表排氣速度，可謂之實效排氣速度(Effective exhaust Velocity)，此實效速度 V' 就似應與排氣速度V相等，但因大氣對於噴氣所生之反壓力，可以降低理想之速度也。 I' 雖為考核推進料之數據，但頗受火箭體形，燃燒壓力，以及大氣壓力之影響，故在比較各種推進料之優劣時，吾人不能不分別加以檢討。

各種火箭之推進料雖可以其重量比為標準，但如比較其對於火箭全體性能之影響，則又不得不計及對於火箭全重量之影響。火箭之全重量為 $m_0 + m'$ ，而 m_0 則為火箭不受膨脹而流動之固體或液體質量，於是火箭全重量 $(m_0 + m')$ g 除衝量 $I = Ft$ 之商： $Ft / (m_0 + m')g$ 可謂之重量

$$\text{重量比 } I' \text{ 但 } I' \text{ 又可書為 } I' = \frac{Ft}{(m_0 + m')g} = \frac{Ft}{m'g} \left(\frac{1}{1 + \frac{m_0}{m'}} \right) \quad (3) \text{ 或即}$$

$$I' = I \left(\frac{1}{1 + \frac{m_0}{m'}} \right) \quad (4)$$

由此數可測整個火箭設計之優劣。某種火箭推進料之重量比可能較它種為高，但因其比重較輕，放在重量一重量比之觀點上可能為劣也。

氣體之絕熱膨脹。吾人欲設計火箭必先將其推力用熱力學加以計算。但推力由 (1) 式示明推力為氣流排量率 m' 與排氣速度 V 之積，故此二量當用熱力學加以計算。

(a) 排氣速度—吾人假定在燃燒中之氣體服從理想氣體定律，則用熱力學原則及 Bernoulli 方程式，不難證明在絕熱膨脹時，氣體排出噴嘴時之速度，可用壓力及氣體特性常數表出。設 ρ, P, T 為氣體在噴嘴部分之密度，壓力及絕對溫度，而 ρ', P', T' 為在燃燒室中相當之量，則可算得排氣速度為 V 為

$$V^2 = \frac{2k}{k-1} \frac{P'}{\rho'} \left\{ 1 - \left(\frac{P'}{P} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right\} \quad (5)$$

由此式吾人結論如下，因 $P' = P$ 故膨脹時壓力降低愈大，則括弧中之數愈接近單位，因此排氣速度愈大，故在理想情形中如氣體壓力降至真空，則排氣速度亦可增至最大，因此推力亦可增至最大，蓋此時所有熱能均可轉變為動能也。普通式中 k 為氣體定壓，比熱與定容比熱之比率，普通火箭推進料之 k 約為 1.25，一氣體之 k 愈小，則排氣速度亦愈大。又因 P'/ρ' 二 $(R/m) T'$ R 為氣體常數， M 為其分子量，故欲得高排氣速度，氣體必輕而燃燒溫度必高，執此之故，在火箭推進料中，常有大量氫之成份，蓋在同等之排量率下，較輕之氣體所生動量較大於重氣也。

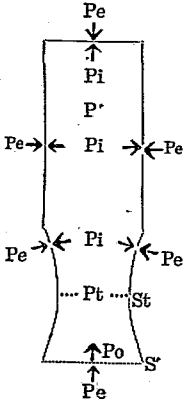
(b) 排量率與氣壓之關係，一在未作此計算以前，吾人必設計一種流體導管，使氣體在絕熱膨脹時發生超音速之氣流。此在瑞典工程師 de Laval 氏研究超音速氣流時，即曾發明一種收放噴嘴 (Converging-diverging Nozzle) 此管之剖面具有能將氣流之速度由收斂部分增至喉部 (Throat) 之音速，繼續在發散管中增加，此喉部速度高出數倍，同時壓力比 (即 p/P_t , P_t 為喉部壓力， p 為某處壓力) 則由大於單位之數降至於零事實上，增倍數之大小，當由噴嘴之壓力決定，在此處之壓力與喉部壓力有一差數，此差數增至相當值時，乃在喉部開始發生音速流動，此相當值可謂之臨界壓力差。在火箭中，之壓力差較此初生時之值為大。設 S 為導管中任一截面之面積， ρ 為氣體密度， V 為其流速，則在此截面之排量率 $m' = \rho v$ 。自在喉部發生音速之氣流後，排量率在下流之任一截面均為常數，與噴嘴以下之流體壓力變化無關，此乃所謂噴嘴效應 (Nozzling)：蓋音速為有限值，且流速既變為超音速，則喉部以下壓力縮小時不復能再向上流傳達矣。

排量率既為常數， $m = S \rho v = \text{常數}$ ，於是 $S = m / \rho v$ ， ρ, v 均可用 P/P_t 表出因此截面積 S 亦可

用 P/P' 表出，設 S_t 為在喉部之截面， d_t 、 v_t 為在喉部氣體之密度，與速度，故結果 \dot{m} 可表為 k 、 P/P' 等之函數，於是熱力學可算出排量率

$$\dot{m} = S_t d_t v_t = \frac{S_t P'}{a'} \times K \times \left(\frac{2}{K+1} \right)^{(K+1)/2(K-1)} \quad (6)$$

此式意義即既知喉部之面積 S_t ，以及在燃燒氣中之壓力 P' 與音速 a' ，則假定排量率僅為氣體常數 k 之函數。音速 a' 未能直接量出，但在計算火箭之推力 F 時，因 $a' = kp'/d'$ ，自然消去，可無碍也。



反動推力——既知排氣速度及排量率可用壓力及氣體常數表為公式，於是火箭之推力亦可利用氣體壓力及其常數加以估計。事實上，在噴嘴之外向有大氣，因此在火箭四周之火氣壓力 P_e 亦不能不計及而得實效之推力 F 。今為設計便利起見，假定燃燒室為圓筒狀，則此種側面之大氣壓力與筒之外壁正交，故得互相抵消，無碍於火箭之推力。在火箭靜止時，所有大氣壓力 P_e 對於其各部分之總作用，亦必互相抵消。但在火箭行動時，則沿火箭之軸向之外力不能平衡，此不平衡力之效果為在推力相反之方向上生一阻力為 $P_e \times S'$ ， S' 為噴嘴之面積。至於火箭內壁之壓力對於推力所生之效果亦可分多方面討論：一方面為在火箭內壁所生內壓力 P_i 沿軸向所生之推力，一方面為氣體流出噴嘴時所受氣體本身反壓力 P_o 。此兩種力量相加乃得火箭全體受氣體排出而生之推力，此力應等於氣體動量變化率 $\dot{m}v'$ ，此時 v' 為排氣在噴嘴處沿軸向之平均速度，故內壁所受之推力實等於動量變化率加上在噴嘴所受推力 $P_o S'$ 。結果火箭全體所得實效推力 F 為

$$F = \dot{m}v' + (P_o - P_e) S' \quad (7)$$

在 $P_e = P_o$ 時，推力完全來於排氣之衝量作用，並可證此時亦為最大之值。如將上式寫為 $F = \dot{m}V'$ ，則 V' 為實效排氣速度。

火箭之推進料——火箭所用推進料可分為固體與液體兩種。許多軍用火箭（如Bazooka）以及飛機起飛火箭往往用固體推進料。固體之特點為製造、動作及搬運較為便利。例如在助飛火箭中，在同一推力下，固體所須之重量較液體者為小。但固體之弊端為易受氣候之影響，控制亦不容易。茲將下列三種固體推進料列表如下。

推 進 料	火焰溫度(°F)	排氣速度(呎/秒)	衝量比(秒)
Bullistite	5000	7000	270
NDRC	3000—4000	5500	180
GALCIT	3000—4000	5500	180

用液體燃料有兩種優點；一可置於較輕之桶中而用唧筒打至燃燒室中。其次液體可任意調節，至於固體推進料則一經燃燒，即不易遏止矣。但在另一方面，設備則較為繁複，至於用何種液體，則當擇在高度流量下能發生最大之熱能者。由公式(5)可見欲求排氣速度高，則分子重量須小，氣體常數 k 須大，密度高，反應快，以減少燃燒室之容積，易燃性，使兩種燃料混

大 航 空

合後，可迅速發生反應。茲將各種液體推進料之特性列表如下：

推 進 料	衡 量 比 (秒)	排氣速度(c) 呎/秒	燃燒溫度(°f)
Liquid oxygen) 75% Alcohol } 25% Water }	239	7998	5079
Liquid oxygen } Liquid Hydrogen }	358	11550	4290
H ₂ O ₂ (87%)	126	4065	1216
H ₂ O ₂ (87%) "Cstoff"	215	6921	3711
Redfuming Nitric acid- Aniline	221	7091	5065
White Nitric acidfur- fural Alcohol	214	6885	4750
Nitro methane	218	7020	3950

在此表中算得之排氣速度假定燃燒室壓力為 30lb/in²，大氣壓力為一大氣壓，實驗數值較此數約小10%。

由此表可見各原料之性質雖大有不同，但其性能之差別鮮有超過百分之五十者。由熱力學計算可知最佳之推進料之衡量比亦不至超出現有最佳者百分之八十。蓋氫、氧及炭之混合燃燒出品在 T=4000°F 即容易分解而吸收熱能，故燃燒溫度實不能超過 6000°F 也。

設計火箭時所須預定者為推力，燃燒壓力，大氣壓力，以及所用推進料之特性。由此乃可計算氣流噴嘴之喉部面積，噴嘴面積，燃燒室容積，推進料流量率等。

至於液體或固體推進料均可用注射器射入燃燒室中使迅速發生均勻之混合。如所用原料為一種，則僅須用原子分散器，使發生細微粒子。如係兩種原料混合而起燃燒，則兩者之噴孔之設計，須能使兩者射出時具有高速而易混合。兩者相遇即起燃燒者，有如 Acid 加 Aniline。有須加促媒劑者，例如 H₂ O₂ 加用 Calcium permanganate 溶液，則迅即引起分解矣。

在上次世界戰爭時，德人曾造成各種液體火箭炸彈，小者則直徑僅有四吋長六十吋，名曰 Taifun，大者則有如 V-2，載重約十四噸，茲將一種 V-2 特性數據列表如下，以資參攷：

最大航程	200哩 (近似)
直昇最高度	100哩 (近似)
燃燒完畢時速度	5000呎/秒
全長	46呎
體直徑	5.5尺
全重 (包括推進料)	27,300磅
推進料	
燃料	75%酒精 + 25%水
氧化劑	液體氧
混合比	1.25
實效推力 (海面)	55,000磅
推力歷時	80秒
喉管直徑	16吋

廈 大 航 空

燃燒壓力	225 磅/吋方
衡量化	202 秒
淨重	6800 磅

終端速度——設有一火箭，今試用力學計算其由地面鉛直向上空射出後之終端速度 (Terminal Velocity) 與火箭性能之關係。火箭作動力飛行時所受之力在其軸向計有推力F，空氣阻力D，地心吸力mg等。此後列二力足以減小其上昇之速度。為簡算起見，吾人假定地心吸力隨高度而減少之變化可以不計，則火箭之加速運動方程式可書為

$$a = \frac{dv}{dt} = (F - D - mg) / m \quad (8)$$

假定排量率m為常數，則火箭質量m與其在出發時之初值m_c與時間t有下列關係式

$$M = m_0 \left(1 - \frac{Xt}{tp} \right) \quad (9)$$

式中X為火箭推進料在初時之質量 m' 與火箭全體量之比，tp為火箭中動力歷經之時間。M x = m'o/mo。m'o為推進料在初時之質量。設V'為氣體實效排氣速度，則因排氣歷時tp，故排量率m = m'c/tp，因此推力F：

$$F = \frac{m'o}{tp} \times V' \quad (10)$$

v'本與大氣壓力有關，得隨高度而變，但為簡便起見，吾人可假定為一常數，因此推力F亦可認為一常數。

至於阻力D照空氣動力學可寫為D = CA₂ dv²，式中C為阻力係數，隨速度而變，因在超音速時，此數與Mach數有關也。A為火箭之截面積，d為空氣密度，v為火箭速度。但為簡明起見阻力暫置不論，於是利用上列諸公式不難演出在燃燒完畢之終端速度V_p

$$V_p = -v' \log(1-x) - gt_p + V_0 \quad (11)$$

在此式中V₀為火箭在初時速度相當之高度h_p亦可算為

$$h_p = v't_p \left\{ 1 + \frac{1-X}{X} \log(1-X) \right\} - \frac{1}{2} g t_p^2 + V_0 t_p \quad (12)$$

吾人如令y = mo / (mo - m'o)，則 1/y = 1 - m'o/mo，因此 1/y = 1 - x，y可謂之質量比，(Mass ratio)，是即火箭在初時之重量與其最後質量之比，此時全部燃料已用盡。於是(11)式與(12)又可書為：

$$V_p = V' \log y - gt_p + V_0 \quad (13)$$

$$h_p = V't_p \left\{ 1 + \frac{1}{1-y} \log y \right\} - \frac{1}{2} g t_p^2 + V_0 t_p \quad (14)$$

火箭到達高度h_p後，仍繼續上昇，直到其所得動能被地心吸力消耗為止，故設h_c為此種延飛高度 (Coasting flight)，則由力學可知h_c = $\frac{1}{2} V_p^2 / g$ ，因此火箭之全高度h為

$$h = h_p + h_c = h_p + \frac{1}{2g} V_p^2 = \frac{V_p^2}{2g} (\log y)^2 + V't_p \left(1 + \frac{y}{1-y} \log y \right) + \frac{V_0^2}{2g} + \frac{V_0 V_p}{g} \log y \quad (15)$$

(10)

由(13)式與(15)式吾人可作多種重要之結論。故火箭之終端速度大，則第一須有增大排氣速度 v' ，其次須增大質量比，同時燃燒時間亦須短促。在理想中，質量在 y 甚大時，意即推進料之質量占據火箭大部質量時，則不論排速 v' 如何小，均得甚高之 V_p 。對於高度 h 亦可作相似之結論。第二須常為負數，故燃燒時間愈短促，愈能昇高。事實上推力甚大，火箭本體之金屬必有相當之重量方可抵抗不破，因此質量比 y 決不能如理想之增加，且由海面起飛時空氣阻力實亦不可忽去，此阻力之影響由計算可知與截面積成正比例，與質量正反例。故欲減少阻力對於速度及高度之不利影響，吾人務必用較大之 m_c/A ，此數約與火箭之長度、密度成比例，故火箭之外形多取長而細之筒形，而巨大之火箭所受阻力之影響反小於粗小者焉。

脫離地球問題——欲將火箭射出地球，務必先確定地心吸力對於剛體加速或減速之影響。假定有一剛體自無限遠無初速降落至地球時，其終端速度為一有限值，此時剛體之位能為其完成之功。反之如將此剛體昇至及無限遠（地心吸力為零），則必與以充分之初速方可達到目的。一克剛體在地球上之位能為 $V=kM/R$ ， $k=6.95 \times 10^{-8}$ （萬有引力常數） $M=5.97 \times 10^{27}$ 克（地球質量）， $R=6.37 \times 10^8$ 厘米（地球半徑），故 $V=6.24 \times 10^{11}$ 爾格/克此位能均等於一馬力在一分鐘內對於一克物體所作之功。反之若將一克之物體向地球鉛直方向射出，則須令此動能 $\frac{1}{2}V^2=6.24 \times 10^{11}$ ， $V^2=124.8 \times 10^{10}$ ， $V=11.2$ 千米/秒。意即欲將此物射出地球

之勢力範圍，則初時速度約須每秒11.2千米約合36,700尺/秒，又式約合7哩/秒。但是 V^2 在動力完畢後之最高速率亦僅為5000尺/秒，故相差尚遠。所幸者吾人非為至無限遠，如能到達月球，則此種脫離速度（Escape Velocity）當可減少。設有一火箭之排氣速度為3.5千米/秒，又設其質量比為7，則由(13)式可知終端速度可達7千米/秒。若計及地心吸力減速之作用，則此速度將減至5.5千米/秒，此外因空氣阻力關係，假定在高度200千米時動力停止，火速速度減至4千米/秒，火箭如用此速度延飛，則再昇高 10^6 千米，將仍舊降落地面。但是總計火箭已可昇高至1200千米，約合40,000,000呎！此種高度不難在最近數年內完成；美國海王星火箭預計可昇高至1,255,970呎，但此離開到達月球之境尚遠，故僅用單獨火箭尚須在燃料及設計方面加以強有力之增進，而事實上現用推進料質量比至少須增至50方可到達脫離速度。

總之僅用一個火箭目前尚無脫離地球之可能，於是乃有提議用多級火箭（Multi-Step Rocket）者。其目的有如替力競走，但其原理則不同。用多數之火箭依序順軸而連接之。先使排列最後之第一火箭升火而高飛，使得最高之速度，於是至此相當之高度揚棄之，再令第二火箭升火，並利用第一火箭之動能前進。如是類推，至最後一火箭僅載有酬負荷（Pay load），於是此最後火箭自可到達理想最遠之太空，故吾人若能設計二級火箭，若第一級之最高加速能到達5.5千米/秒，則第二級之剩餘火箭即有到達月球之望，問題當然在於自動機關之設計，使第一級火箭能及時揚棄，同時可增加衝量與重量之比，因此速度亦可增加。美國Malina-Summerfield曾預計如以Acid-Aniline為推進料則用五級火箭即可將10磅之有酬負荷射至月球，但火箭本身之尺度則較大矣。

結論——總之用火箭以探索高空，助動飛機起飛或飛行，已成為目前最強有力之利器；至於射出地球而實現唐明皇之夢想，則在原理及基本技術上亦不成問題。假如再改用原子能以為火箭推進能，則即用單個火箭亦許可直接射出，而脫離塵世，但其在科學上與工程上所引起之新困難，則有賴於未來之研究矣。

關於超音速飛行

林士謬

引 言

由於噴氣及火箭式發動機應用上之成功，飛機速度從第二次世界大戰前每小時四百餘哩，最近竟達每小時六百五十哩之紀錄。比較海平面標準音速每小時七百六十哩，已接近音速百分之八十五左右。而尚在試飛中之飛機，聞已達音速百分之九十左右。五年後之將來，每小時一千至一千五百哩之超音速飛行，大有實現之可能性；大戰期內，德國製造成功之 V-3 式飛彈，及戰後列強競造中之各式飛彈均達超音速度之上。故近代航空工程師，必須略具超音速飛行氣動力學上基本原理及淺近之常識始不致落後也。

氣動力學權威庫卡門 (T. von Karman) 於 1947 年發表一篇超音速氣動力學原理及應用之專論，文長數萬言；參考文獻亦達百餘條之多。茲特參考該文，介紹一些比較淺近之基本原理，俾吾人對超音速飛行，得有較進一步之認識。

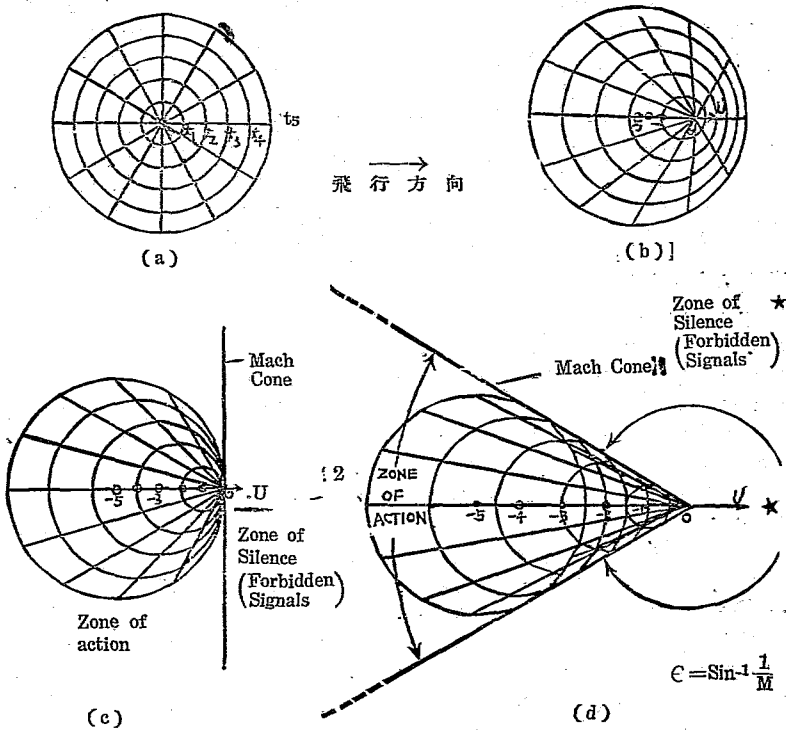
音速與壓力傳播之關係

牛頓為最初研究聲音在大氣中傳播速度之物理公式者。音速可視為空氣中微小壓力之變化，漸次向外播送，直至無限遠而漸消失之速率。音速之大小，與空氣抵抗壓縮彈性之平方根成正比，與空氣本身密度之平方根成反比，依照牛頓之理論公式，標準海平面情形下空氣之音速為每分鐘 979 尺（或每小時 666 哩）。但牛頓用發射槍彈測量音速之結果，却是每分鐘 1142 尺，約較理論快百分之十五左右，當時牛頓找不出理論與實驗間相差之原由，而歸於空氣中水氣及塵土影響理論公式之準確，後來數學家拉帕氏 Laplace 始發現牛頓假定空氣受壓縮時，溫度保持不變，而實際上，空氣受壓時，溫度增加，即今日熱工學內所習用之 Adiabatic Compression Process。由於牛頓時代，尚未有熱力學上較為完善之研究，以致理論在實驗所得音速，發生誤差。以牛頓之天才，尚有被迫而採自圓其說之誘惑，誠為科學史上之佳話也。

以上所提音速與大氣物理性之關係，可令吾人明瞭音速在空氣中傳播，和壓力變化發生直接之關係。如果空氣無壓縮性，（好像固體及液體般），則傳播壓力變化的速度，相當於無限大，所以在假定空氣為 Incompressible Fluid，即假定音速相當無限大的意思，亦即音速快慢之關係，對 Incompressible Fluid 所生影響可以省略的意思。物體在空氣中運動速度較低時（約在四五百哩內）省略壓縮性對於氣動力所生之誤差約等於 $\frac{1}{2} \left(\frac{V}{C}\right)^2$ 倍，V 為物體運動速度，C 為代表空氣壓縮性之音速。通常稱 $\left(\frac{V}{C}\right)$ 為 M，或馬哈數字 (Mach Number) 藉以紀念英國物理學家馬哈氏。如果飛行速度為 150 m.p.h.，M 約等於 $\frac{1}{5}$ ，則氣動力計算時由於假定音速為無限大所生之誤差約等於 $\frac{1}{2} \left(\frac{1}{5}\right)^2$ ，或百分之二左右。飛行速度超過四百哩時，則壓縮性影響漸漸重要，計算氣動力時，便必須把壓縮性計算在內，氣動力學上，在三四百哩以下，稱為無壓縮性氣流 (Incompressible Flow) 四百至六、七百哩稱為準音速氣流 (Subsonic Flow)，與音速不相上下之流速（即馬哈數字在 1 附近時），稱為過音速氣流 (Transonic Flow) 馬哈數字在 1 與 3，或 4 左右，通常稱為超音速氣流 (Supersonic Flow) 馬哈數字在 4 以上時為遠超音速氣流 (Hypersonic Flow)。

超音速飛行時，氣流壓力播送現象

物體在大氣中飛行，週圍氣體，因受擾動而改變其靜止狀態，氣動力和動壓 Dynamic Pressure 成正比。而動壓之影響週圍氣體，其傳播速度與音速相等，故傳播壓力變化影響之程序與物體運動速度有密切關係。



(第一圖)

(a) 低於音速時，壓力播送之現象

第一圖 (a)，表示一靜止之物體，在O點上如果對空氣作壓力變化之擾動 (例如搖鈴的振動)，壓力之變化，以音速向四週播送，1, 2, …, 5, … 為在時間 $t_1, t_2, …, t_5, …$ 可能抵達之球面積，(Spherical Surface)，離O點之距離，為 $t_1, t_2, …, t_5, …$ 與音速相乘之積。(b) 表示位於O點上作壓力變化擾動之物體，向右方作每小時380哩前進之速度 (即M約為 $\frac{1}{2}$) 在時間 $t_1, t_2, …, t_5$ 時，壓力擾動向外播送抵達之地點。由於物體運動速度，致生不對稱之分佈現象，但仍

可抵達於四週。

(b) 超音速壓力播送現象

由圖(c)及(d),乃見物體速度增力至等音速或超音速時,壓力靜止區內乃發生播訊隔絕之現象。由是產生馬哈平面或馬哈錐體面積作為一力送達區(Zone of action)與壓力播送靜止區(Zone of Silence)間分界線。O點上物體對空氣所生之擾動,僅能抵達該區而不能影響靜止區內氣流,致生播訊禁絕作用(Forbidden Signals),故超音速飛行時,O點前面之氣流,不復受物體運動之影響矣。(指物體上觀察者而非地面觀察者而言)超音速愈高,則馬哈錐體面積(Mach Cone)愈為尖狹。

低於音速飛行時,壓力變化影響因向四週分散,故易於消失而不致發生壓力集中作用。但在超音速飛行,則動壓變化之影響集結於馬哈錐體面積上而無四散消失之可能。由是物體前進時,馬哈錐體內之空氣受物體運動連帶影響均獲得動能,換言之,能力由物體放射至週圍之空氣,而增加對物體前進之阻力,此阻力稱為波紋阻力(Wave Drag),而物體超音速運動所生之馬哈錐體,在實驗觀察時,稱為撞擊波紋(Shock Wave)。

波紋阻力產生之分析

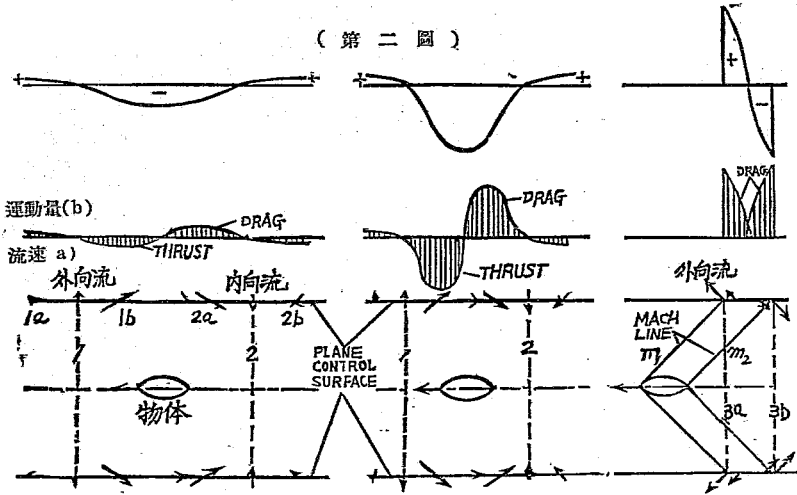
物體在大氣中飛行,阻力產生之來源,約有下列各端:—

- (1). 由於空氣與物體間表皮上磨擦力所生之阻力,稱為“表皮磨擦力”Skin Friction。阻力之大小,與空氣黏性及接觸層 Boundary Layer 流速分佈之情況發生直接關係。
- (2). 由於物體在氣體中運動時,氣流因受物體形體之擾動而生分流(Flow Separation)作用,致物體前部之壓力,高於物體後部之壓力。此種氣流壓力所生之差異,對於物體前進產生阻力作用,通常稱為體狀阻力(Form Drag),在亞音速流體內,空氣壓縮性所生之阻力,其大小相當於切面厚度(Thickness Ratio)增加後所生之體狀阻力,故亦併為相當體狀阻力(Equivalent Form Drag)。通常計算體狀阻力之方法為蹤跡法(Wake Method),利用測量物體週圍氣流動能損失率,以推算體狀阻力。理論上及實驗上均稱便利。
- (3). 誘導阻力(Induced Drag)之產生由於物體運動時,對空氣散播動能以產生昇力作用,故其大小與昇力或衝角平方之大小成正比。

以上三項均為低速氣流內物體運動所遭受之阻力來源。超音速飛行時雖阻力隨速度而增高,發生之理論程序亦較為複雜,但以上三類之阻力係數,仍可照低音速原則推演獲得。但由於衝擊波紋之產生,而更多受另一波紋阻力,此種阻力之大小與物體形狀,物體運動速率之馬哈數字發生直接關係。單單波紋阻力一項其大小往往數倍於其他來源所生阻力之總和。研究超音速飛行,必須設計適宜之物體形狀,俾波紋阻力時,得以減低至最小程度。

計算波紋阻力時,仍以計算體形阻力常用之“蹤跡法”為宜。(Wake Method),因物體在流體內運動,其附近流體之壓力及流速,均受此影響而發生變化。物體運動所受阻力之大小,端視其週圍流體運動量增減而定。所謂動量蹤跡法(Momentum and Make Method)即分析流體在物體附近某一區域圍(Control Surface)內因運動量增減而生之反應力影響阻力之大小。此種分析法即可同樣用以計算波紋阻力。

(第二圖)



第二圖(a)及(b)，表示裂切面在亞音速流體及無壓縮性流體內運動時，苟無空腔現象及分流現象，則其附近流體區域內流體運動量，壓力及流速，雖發生變動，但一部份反應力對物體前進發生拉力，一部份發生阻力彼此對消，故應力之總和為零，此即所謂 d'Alembert 氏“不可理解”之現象(Paradox)。實則欲實現此現象，必須根據無粘性，無分流現象及無漩渦現象之假定而任一真流體均不能完全切合也。

圖二(a)及(b)之1段部位之流體因受物體運動影響，而向外流動。2段部位之流體則發生內流現象，藉以填滿物體經過後之空隙 1(a)處之外流體其流速與物體運動方向相同，依牛頓定理，其反應力對物體前進發生阻力作用。1(b)處之外流速與物體運動方向相反，對物體前進乃發生拉力之作用。2(a)處內流體與物體運動相反故生阻力作用，2(b)處內流體則生拉力作用，速度較低之無壓縮性流體(圖二(a))壓力變化，流速及拉力，阻力均較亞音速流體(圖二(b))內同樣變化為小，然兩者之阻力總和為零。

圖二(c)則為超音速流體內壓力，流速及阻力分佈之分析。由於馬哈錐體分隔作用，靜止區內流速及壓力均不能接受物體運動傳播之影響，而僅為物體分讓流體路線，故按照區域間電動能分析時，只有阻力作用而無拉力之產生。由於 m_1 及 m_2 切線處流速及壓力均作突然之變動，致 $3a$ 處壓力為正， $3b$ 處壓力為負， $3a$ 處流速與物體前進速度相同而向外流， $3b$ 處之向內流速則與物體前進速度相反，故兩者因運動能變化而生之反應力均直接造成對物體前進上阻力之作用。

當馬哈數字增加(即物體速度增加)，則馬哈錐體更為尖狹，因而產生之波紋阻力更為強烈。超音速飛行時，物體運動所生之波紋阻力必宜先事測算，然後再利用低音速流體阻力推算及測量其他原因所生之阻力，其總和即為所需之拉力。

減低波紋阻力之法則

根據上述原理，即可應用數學方程式以計算各種形狀物體在超音速飛行時所遭受之波紋阻力係數。例如一無窮大翼展之對稱翼切面 (Two Dimensional Airfoil With infinite span) 其波紋阻力係數可推算為 $C_D = 4 \left(\frac{t}{c}\right)^2 / \sqrt{M^2 - 1}$ ， t 為翼切面厚度， c 為翼弦 (Chord)， M 為馬哈數字，例如 $\frac{t}{c} = 6\%$ ， $M = \sqrt{2}$ 時， $C_D = 0.0144$ ，約為亞音速飛行阻力係數之兩倍左右，當翼

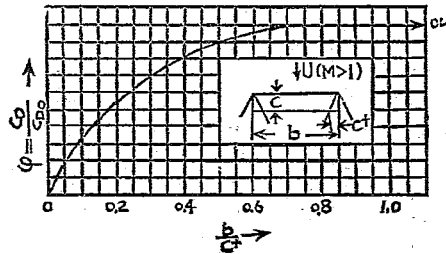
展為有限時，則波紋阻力係數較無限翼展時為小，或相等，其公式可寫作

$$C_D = C_{D\infty} \phi (A.R. \sqrt{M^2 - 1})$$

C_D 為有限翼展之波紋阻力係數，
 $C_{D\infty}$ 為無限翼展之波紋阻力係數，
 ϕ 為一函數，其數字由零至 1，

(見圖三)

$A.R. \sqrt{M^2 - 1}$ 為有效形數， $A.R.$ 則為實際幾何形數 (Geometrical Aspect



(第 三 圖)

Ratio)。 $A.R. \sqrt{M^2 - 1} = b/c^*$ ， b 為翼展， c 為翼弦， c^* 則為翼後部馬哈錐形內之翼弦部份在圖 (三) 中，看出 b/c^* 大於 1 時， ϕ 為 1，而 $C_D = C_{D\infty}$ 。 b/c^* 小於 1，則 ϕ 亦小於 1。故通常為有限翼展之阻力係數與無限翼展者相等。翼形比例數僅在兩翼端馬哈錐體展蓋全部翼後邊 (Trailing edge) 時，始能減少阻力係數之作用。

此外機翼作斜後退時，開始產生無限翼展，波紋阻力之馬哈數字可能延緩。例如機翼斜後退 (Sweep back) 度為零時，波紋阻力在 $M=1$ 即行產生。如機翼作 45° 斜後退度，則波紋阻力可延緩至 $M = \sqrt{2} = 1.414$ 時始行產生。但波紋阻力一旦產生後 (在 M 大於 $\sqrt{2}$ 時)，阻力係數較無斜後退度機翼在同一情況下所生阻力為大。翼斜後退度所以能延緩波紋阻力之基本原理為主機翼軸向流速因斜退作用而減低。設 R 為翼斜退度，則翼軸向流速達超音速時，向流速 M 與 R 之關係為 $\tan R = \sqrt{M^2 - 1}$ 。通常用 $\beta = \frac{\tan R}{\sqrt{M^2 - 1}}$ 來測定延緩波紋阻力之指數 (Effective Sweep

back parameter)。 $\beta < 1$ 時，斜退機翼始發生波紋阻力。但阻力一旦發生後，其大小較無斜退度者增高為 $C_D = \frac{C_{D\infty}}{\sqrt{1 - \beta^2}}$

C_D 為斜退機翼之波紋阻力係數

$C_{D\infty}$ 為無斜退度機翼之波紋阻力係數。

由前述公式可知當 $\beta = 1$ 時，斜退機翼之波紋阻力為無限大， $\beta > 1$ 時，則為零。

翼形比例數為有限而作斜退之機翼 (Sweep back with finite aspect ratio) 其阻力係數為：(指對線翼切面，Double wedge wing)：

$$C_D = 4 \left(\frac{t}{c}\right)^2 \phi (A.R. \sqrt{M^2 - 1}, \beta) / \sqrt{M^2 - 1}$$

設一機翼之A.R.=1，後退度 $R=63.4^\circ$ ，而 $\beta=2$ ，則具斜退機翼之波紋阻力 C_D 在超音速相當 $M=\sqrt{2}$ 時，與無斜退度機翼之波紋阻力比較約為 $C_D=0.002 C_{D_0}$ ；(C_{D_0} 為無斜退度機翼之波紋阻力)，波紋阻力減低竟達十倍左右！但上述機翼，如斜退度不夠 ($R=45^\circ$ 時， $C_D=1.15 C_{D_0}$ ， $R=26.5^\circ$ 時， $C_D=2.38 C_{D_0}$) 則波紋阻力不但未有減少，反而增加。

適當斜退度之箭頭形機翼 (Arrow head Wings) 常可大大減低波紋阻力。但因計算阻力之公式較為繁複，姑從略。

總結說來，減低超音速飛行波紋阻力之基本法則不外為翼切面應尖銳，薄扁飛行時衝角亦較通常低音速時要特別小。此外，翼面的排列，亦可能利用干擾作用 (Interference effect) 達到減低波紋阻力。蓋波紋阻力之產生，乃由於物體作超音速運動時，擾動向空氣中播送動能至無限遠，此種繼續放射之能力，即相當於波紋阻力。假如此動能不致脫離物體運動體系，則波紋阻力不致發生。例如兩片翼切面，其外面與流向平行而內面彼此相對，則可能生干擾作用因而減低波紋阻力。但此種翼切面不能產生昇力。

又如雙翼機之上下翼間可能適當安排，使播送之壓力互相對消，因而減低波紋阻力。直至目前為止，利用干擾作用，對消能力播散之方法尚須繼續研究之處頗多，又如前述之機翼斜退度，與馬哈數字有適當之設計，波紋阻力即可大為減低，故箭頭形機翼及三角形機翼 (Delta-wing) 在超音速飛機設計上均佔有重要之位置，尤以三角形機翼設計時，數學程式比較其他形式更為直接簡便。

此外超音速飛行操縱方法亦為急需加以研究之問題，利用氣流接觸層，Boundary Layer 設計操縱機構，或有極大成功之希望。

以上約略介紹超音速飛行上一般問題及基本原則，讀者如對此問題有更多之興趣，則宜參閱原文及附錄之文獻也。

Reference:- Supersonic Aerodynamics—Principles and Applications, by T. von Karman Journal of Aeronautical Sciences, Vol. 11, July, 1947, No. 7.

可駕駛的降落傘

最近正在陸軍部試驗之中，一種在布幕上開有楔形缺口的新式降落傘，使跳傘者能隨心所欲地在任何方向飛行，這缺口，在跳傘者後面，恰使降落傘前部成爲一張帆，控制的帶子在缺口的兩邊，只要拉這帶子，整個降落傘便能向左或向右滑翔，如把缺口兩邊吻合，亦可能迎風而落。

克勞氏力矩分配法及力矩向號問題 程本蕃

引言——連續梁之分析以克來比龍之三彎矩公式及克勞氏之力矩分配兩法應用最廣。此兩法均以梁荷載後之彈性曲線公式為根據，故其基本原則實相同。所謂基本原則者即（1）在一支點左右之力矩平衡，及（2）在一支點左右之傾斜一致。所不同者，前者直接以梁在各支點應有之一致傾斜為根據，聯立數個三彎矩公式以解各支點之平衡彎矩；後者則以維持梁在各支點相聯為原則，逐步平衡各支點左右之力矩以達到力矩平衡傾斜一致兩原則。

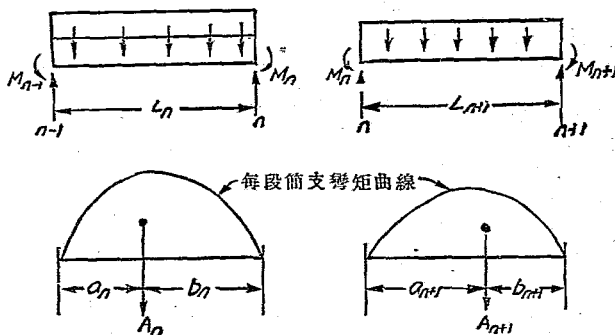


圖 一

三彎矩公式（圖一）

$$M_{n-1} L_n + 2M_n (L_n + L_{n+1}) + M_{n+1} L_{n+1} = - \frac{6 A_n a_n}{L_n} - \frac{6 A_{n+1} b_{n+1}}{L_{n+1}}$$

內 M_{n-1} , M_n , 及 M_{n+1} 均為梁在各支點截面之彎矩，故其向號自可按照彎矩向號慣例。力矩分配法雖亦以求梁在各支點截面之彎矩為目的，在分析過程中，雖仍可援用彎矩向號，然每分析一彎矩時，非僅須求其值更須隨注意力矩向號與彎矩向號之變換，手續較煩而易引起錯誤。欲避免此弊，則可在分析過程中可一律援用力矩向號，分析完畢後，在各支點截面之彎矩祇須一望而知。如此，結果雖同，可收事半之效。

A. 力矩分配法提要——力矩分配法係於各支點上重複施行各點鉗住及逐點解放手續以達到梁荷載後之實際彎曲情形。茲分述於后

（1）各點鉗住——在未荷載前，將各支點同時鉗住。如此，在荷載後，可不使梁在各支點之截面轉動，即梁在各支點之傾斜度均為零。此鉗住作用，一方面使梁在各支點上適合連續原則；一方面則可求出抵銷各跨因單獨荷載而轉動之固端力矩。

連續原則不過為力矩平衡傾斜一致原則之特殊情形之一。力矩平衡時之傾斜一致必適合連續原則，而特殊情形之連續未必適合平衡時之傾斜一致。換言之，此鉗住作用，既非實際情形，其影響亦不能符合實際現象。

故由鉗住作用求得之固端力矩，不經改正，必非支點上之轉率。然此固端力矩至少適合連

籍原則，故亦祇須修改此鉗住作用以適合傾斜一致原則，即可得平衡轉力。

(2) 逐點解放——在求得固端力矩後，將各點逐一點解放；惟解放一點時，其他各點須仍行鉗住，如已解放，須按新傾斜度重行鉗。此解放作用，一方面使解放點得自由轉動以達本點平衡，其他各點仍不得轉動，及各點仍維持連續原則；一方面則可得每點解放對於左右兩跨各端力矩之影響。因此，此左右兩跨之固端力矩可得下列兩種修改。

(a) 分配力矩——解放後支點上截面之所以轉動，實因原有荷載此時已能發揮進一步作用所致。今首以左右兩跨分別言之，則支點上截面轉動方向必各與固端力矩相反，轉動若干必各依每跨之倔強性而定。依次兩跨合併言之，則此截面之轉動祇能有一方向，及平衡後，祇能有一傾斜度；轉動方向，因須視兩跨之荷載而定，則必與原有兩固端力矩之代數和相反；轉動若干則依兩跨倔強性之和而定，蓋兩跨同時在反抗此轉動也。此屬於兩跨之共同截面既向一方轉動而達平衡，則其中一跨本受過份之固端力矩約束而得稍行鬆弛；其他一跨則本受不足之固端約束而稍增緊張。換言之，各支點左右本不平衡之固端力矩得因此而分兒於兩跨而達平衡，是為分配力矩。

(b) 傳達力矩——解放點上截面之轉動必影響左右兩跨以達於兩遠端，亦即分配力矩必傳達於此兩遠端。此兩遠端因尚在鉗住中不得轉動，其鉗住點必產生相當固端力矩以平衡分配力矩之影響而使傾斜度不變，是為傳達力矩。

3. 重複鉗住及解放——逐點解放平衡後，每支點已由傾斜度為零之連續狀態改進為另一傾斜度（有時仍可為零）之連續狀態；然其他各點解放平衡之影響尚未計及。分配力矩傳達兩遠端後，即可將他點解放之影響計入；然因此各鉗住點之固端力矩又可因其左右傳達力矩不同而重不平衡。故又須重行各點鉗住及逐點解，分配傳達循環不已，直至各點不平衡力矩已微小而不必再計時，事實上可云已達到此梁荷載後之實際彎曲情形。各支點左右之力矩為各點固端力矩，及迭次之分配力矩與傳達力矩之代數和。

各點之所以不同時解放者，蓋因同時解放，每點平衡時受他點平衡影響，致分配力矩與傳達力矩混不可分，既不能求得逐步之分配力矩，亦不能計算傳達力矩。

B. 力矩分配法之計算——力矩分配法既以傾斜度為零或傾斜一致為原則，故計算各端力矩時均以支點傾斜度為根據。簡支梁兩端傾斜度可用似梁方法計算，在任何荷載情形下，(圖二)兩端傾斜度

$$\alpha_L = -\frac{Ab}{EIL} \quad (a)$$

$$\alpha_R = +\frac{Aa}{EIL} \quad (a')$$

在祇有兩端力矩情形下(圖三)

$$\alpha'_L = -\frac{L}{6EI}(2M_L + M_R) \quad (b)$$

$$\alpha'_R = -\frac{L}{6EI}(M_L + 2M_R) \quad (b')$$

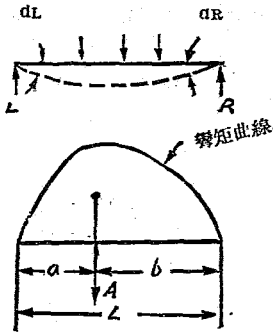


圖 二

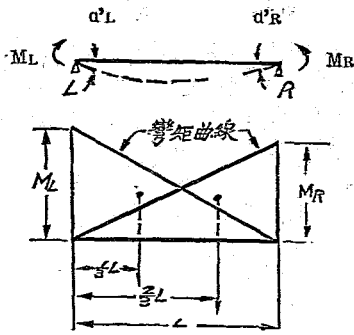


圖 三

上四公式內之標記均詳載於圖不贅述，惟公式內之向號均以彎矩曲線面積為根據。

(1) 固端彎矩——一梁荷載而兩端固定不能轉動時，可想像一簡支梁固荷載所致之傾斜率適與因固端彎矩所致之傾斜度相等相反（圖四）故固端彎矩可將 $d_L = a'L$ 及 $d_R = a'R$ 由公式 (a', a) 及 (b, b') 解得之，即

$$M_L = \frac{2A}{L^2} (a - \xi b) \quad (c)$$

$$M_R = \frac{2A}{L^2} (b - 2a) \quad (c')$$

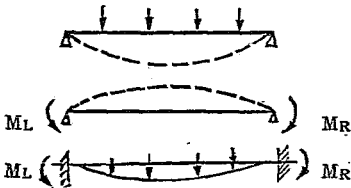


圖 四

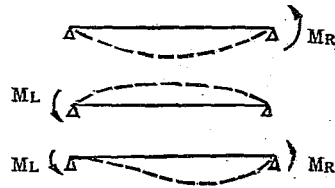


圖 五

(2) 傳達因數——簡支梁之一端受力矩而他端固定不能轉動時，可想像一簡支梁之兩端受彎矩而一端之傾斜度為零。（圖五）若左端固定，則可將 $d_L = 0$ 內公式 (b) 求得

$$k = \frac{M_L}{M_R} = -\frac{1}{2} \quad (d)$$

此比例謂之為傳達因數；而 $-\frac{1}{2}$ 為等截面梁之特殊值。故固端彎矩為

$$M_L = kM_R = -\frac{1}{2} M_R \quad (e)$$

瘦 大 航 空

(3) 偏強因數——凡加力矩於梁之簡支端，此端必轉動，其傾斜度係與梁之偏強性成反比。今以此端所加之力矩與其傾度之比例謂之偏強因數。偏強因數除依梁之材料，截面，及長度而定外，亦視他端之支持狀況不同而異，由公式 (b') 及 (e)

$$d_R = \frac{L}{6EI} (kM_R + 2M_R)$$

偏強因數
$$K_R = \frac{M_R}{d_R} = \frac{6EI}{(2+k)L} \quad (f)$$

若梁為等截面而他端固定時， $k = -\frac{1}{2}$

$$K_R = 4 \frac{EI}{L} \quad (f')$$

他端可以自由轉動時， $k = 0$

$$K_R = 3 \frac{EI}{L} \quad (f'')$$

(4) 分配因數——若加力矩於一梁之中部 (圖六)，則其左右兩跨在同時反抗轉動，故加力矩之截面轉動若干須視兩跨偏強性之和而定。其個別反抗作用則依兩跨之個別偏強性而定。

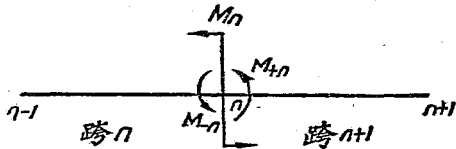


圖 六

如圖，此梁之偏強因數為

$$K = K_n + K_{n+1} = \frac{M_n}{d_n}$$

兩跨之個別偏強因數各為

$$K_n = \frac{M-n}{d_n}$$

及

$$K_{n+1} = \frac{M+n}{d_{n+1}}$$

由上述關係，可求得

$$M_n = M-n + M+n$$

$$M-n = d_n K_n = \frac{K_n}{K_n + K_{n+1}} M_n \quad (g)$$

$$M+n = d_{n+1} K_{n+1} = \frac{K_{n+1}}{K_n + K_{n+1}} M_n \quad (g')$$

內 $\frac{K_n}{K_n + K_{n+1}}$ 及 $\frac{K_{n+1}}{K_n + K_{n+1}}$ 為每跨偏強因數與兩跨偏強因數之和之比例，謂之為分配因

數；而 M_n 及 M_{n+1} 乃依個別備強性而分配於兩跨之力矩。

C. 力矩分配法之步驟及向號——固端彎矩，分配因數及傳達因數之計算已如上述，此後不過為刻板式之填表工作。惟表中彎矩向號均易以力矩向號，即順時針為正，反之為負；最後平衡時再易回彎矩向號，此項須將每跨右端力矩向號相反，左端不變，或每支點之彎矩向號均以支點之右近端為根據。

茲以一等截面梁之 n 支點為例，說明各步驟如下，等截面梁中，傳達因數 $k = \frac{1}{2}$ ，及分配因數為 $K_n = K_{n+1} = 0.5$

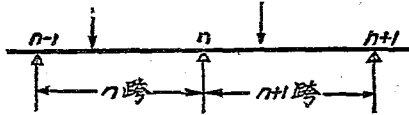
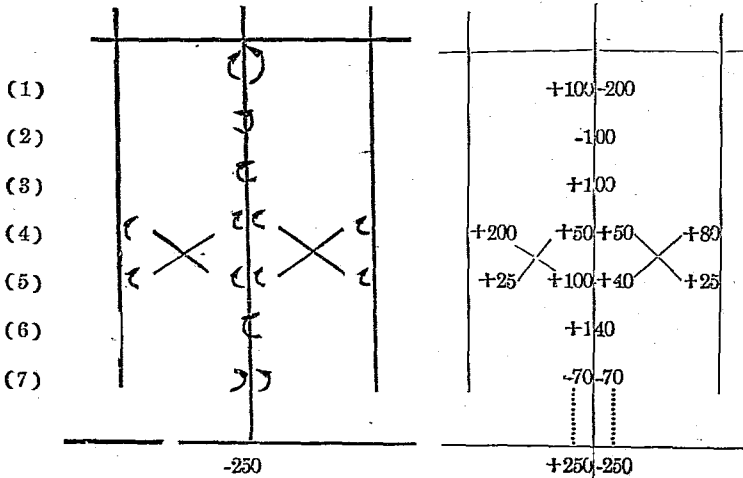


圖 七

- 步驟：(1) 固端彎矩 M_n 及 M_{n+1} 之計算；照力矩向號記入表中。
 (2) 支點上不平衡彎矩為支點左右力矩之代數和 ($M_n + M_{n+1}$)
 (3) 此不平衡力矩相當於不解放而外加反力矩— ($M_n + M_{n+1}$)
 (4) 照分配因數分配於支點左右： $M'_n = K_n (- (M_n + M_{n+1}))$ 及
 $M'_{n+1} = K_{n+1} [- (M_n + M_{n+1})]$
 (5) 照傳達因數計算傳達彎矩；照力矩向號記入表中；
 $M''_n = k M'_n$ ； $M''_{n+1} = k M'_{n+1}$
 (6) 第二次支點上之不平衡彎矩 (2之重複)
 (7) 第二次分配 (3及4之重複)

餘類推。



戰後美國軍用飛機之改觀 張啓先閱

美國軍用飛機之諸新名稱，吾人於報章雜誌上每數見不鮮，蓋因大戰結束，甚多戰時之秘密可以公開，於是諸新飛機之命名始如雨後春筍相繼問世，於此吾人若不將其辨別清楚，則甚易相混，因之有作一概括敘述之必要，對於已發表諸新飛機之命名，讀者中或不少早與之熟悉，然于性能及其他方面恐獲知甚少，作者亦然，故深感抱歉，于目前尚不能將諸新飛機逐一列表加以詳盡說明，而僅能將其型式與製造方面分門別類作一索引而已。吾人可注意之事，則為美國正在大量製造噴氣式軍用飛機，此實開軍用飛機之新紀元。

茲將戰後美國軍用飛機分為下列數類：

一 陸軍用戰鬥機

1. Northrop製 XP-79型“攻城飛車”號 (Flying Ram)
斯乃一組大之噴氣推進飛翼，載重9600磅，擁有兩 Westinghouse 噴氣渦輪機，為普通戰鬥機推進方面之一重大改革，至于其他獨特處，則為有一四輪着地輪及自動駕駛器，並於翼梢上備有風箱狀之方向舵。
2. Lockheed製 XP-50型“流星”號 (Shooting Star)
此架戰鬥機，頗有聲名，裝有一只能產生4000磅靜拉力之 G. E. J-33 噴氣引擎，最高速度每小時600多哩，爬高每分鐘5000呎有奇，據報載，XP-50機已破“流星”號 (Meteor) 速度 616 哩 / 時之世界紀錄，該機顯著特點，厥為于機翼附近裝有若干吸入空氣之側管，翼梢上則備有若干可攜汽油箱。
3. Consolidated Vultee 製 X-P31型
此機係由具有起飛與遠航優秀性能之螺旋槳，及具有高速度之噴氣發動機混合而成，一 G. E. T-31 渦輪氣機推進器曳于機首，另一 G. E. J-33 噴氣渦輪機則推于後，至于後一引擎所需之空氣則由裝于座艙後之二空氣濾流器而來。機之全長 44 呎 8 吋，高 13 呎 6 吋，翼展 59 呎 6 吋，為一架總重 19500 磅之單座戰鬥機，最大速度達 500 多哩 / 時云。
4. North American 製 P-52_B“雙野馬”號 (Twin Mustang)
由 P-51 野馬式演化而來，其主要用途乃輔助“黑寡婦”充作夜間戰鬥，然亦可作長航程之護航機，為戰後戰鬥機中之僅有藉螺旋槳推進者。
5. Bell 製 XP-58 型長航程戰鬥機。
此機翼底附近裝有二重 12 噸多之 G. E. J-33 噴氣渦輪發動機，因似美國第一架 Bell 製 P-59 噴氣推進飛機，故酷似“空中彗星”之親兄。
6. The Republic 製 XP-84 型“噴雷”號 (Thunderjet)
藉一改良之 G. E. J-35 式有 4000 磅靜拉力之 T. G-180 噴氣渦輪機推動，其最大速度每小時 600 多哩，現已成為美國之標準軍用戰鬥機，飛機之大小與 P-50 型相近，然 P-84 型之吸入空氣管係位于機首，不若“流星”號之藉裝于機翼左近之許多側管，是乃兩者表面上之異處。
7. McDonnell 製 XP-85 型寄生戰鬥機。

廈 大 航 空

該機裝—4200磅靜拉力之 J-34 噴氣引擎，圖供 B-36 機在轟炸時攜帶以防敵機攔擊。

8. North American 製 XP-36 型。

此種噴氣推進戰鬥機尚在製造中，其速度估計可達 630 哩/時，詳情容探。

9. Curtiss Wright 製 XP-87 型。

係由 Curtiss Wright 製具四噴氣推進機之 XA-43 攻擊機改造而成，此機僅有兩噴氣推進機，然能于任何惡劣天氣情形下作戰。目下猶在製造，其他詳情未悉。

二 陸軍用轟炸機

1. Northrop 製 B-35 型“飛翼”式轟炸機。

用四 Pratt & Whitney R-4330 Wasp Major 引擎推動，其最大速度據云可 400 哩/時多，全長 53 呎 1 吋，高 20 尺 1 吋，翼展 172 尺，翼面積 4000 平方呎，是一架總重 209000 磅之有名轟炸機，該機原型，曾于 1946 年 6 月在 Muroc 陸軍用空軍根據地試飛，成績完滿。

2. Consolidated Vultee 製 B-36 型

此頗重之長航程陸軍用轟炸機為目前世界上所有轟炸機之最大者，全機重 278000 磅，為一擁有六引擎扇形翼推進式單翼機，正常航程有 10000 哩，並可攜帶炸彈重達 10000 磅，至于短程轟炸時更可增至 72000 磅，其最大速度約 330 哩/時，而于 90 哩/時失速。

3. Douglas 製 XB-42 型“混合霸王”號 (Mixmaster)

此機之特點在機尾上裝有對轉之推進式螺旋槳，而該槳之轉動則藉一置于機身內之轉軸從數 Allison 活塞引擎取得動力。至若其新改進之型式，則同時可于其翼下吊 1600 磅拉力之兩 Westinghouse 19-XB 噴氣渦輪機以增大活塞引擎之作用及使最大速度從 425 哩/時增至 500 哩/時，但在正常巡航時，該機仍藉 Allison 引擎，在緊急事件改換馬力時始用噴氣推進機也。

4. Douglas XB-43 型

斯機實係完全用噴氣推動機，XB-43 Mixmaster 之改良式，然言之奇怪，倒是美國第一架噴氣推動轟炸機。故于 XB-42 機身中裝 Allison 引擎處代以兩供出 8000 磅靜拉力之 G. E. J-35 引擎即得，機長 51 尺 6 寸，翼展 71 尺 2 寸，裝有可收縮至機身中之三輪式着陸輪，其最大速度可超過 500 哩/時云。

5. North American 製 B-45 型

此機乃一四座位之中型高流速線形噴氣推進轟炸機，四 G. E. Allison J-35 噴氣渦輪發動機，成對置于兩機艙中，能發出 16000 磅靜拉力，又機中常裝有冷熱設備，冀使駕駛員于低空高速與高空低速戰鬥時舒適如常，美國空軍部 (A. A. F.) 雖將此機列為中型，然其大小與航程方面實可與戰時之 B-29 重型機為伯仲焉。

6. Consolidated Vultee 製 B-46 型

擁有四噴氣推進機之中型轟炸機，較 North American 製 B-15 機略大，該機長而小于 B-29 型，然比 B-45 更為流線形，所以綽號曰“飛針” (Flying Needle) 目下此機尚在試飛期間，但據云其速度已至臨界馬赫數 (Critical Mach Number speed) 又因 B-46 之設計較其 North American 之型為後，故無論速度大小抑有酬負荷 (Pay load) 諸方面

度 大 航 空

成有顯著之改進。

7. Roeing 製 XB-47 型

波音公司擬製之六噴氣引擎轟炸機尚在發展中，此機之翼後掠，在 30000 尺高空可有 600 哩/時之速度，故常譽為高空性能最好之轟炸機，其六噴氣引擎四裝于兩翼箱中，餘兩各置于翼梢，共能產生 24000 磅之淨拉馬力。

8. Martin 製 XB-48 型

此為另一六噴氣引擎轟炸機，較 B-45 與 B-46 均為重，然以大小而言則適居兩者之間，能載較 B-17 “飛行堡壘”與 B-24 “解放式”更多之有礙負荷，其置于兩旁之三噴氣引擎并列于二隔別之發動機艙中，故裝法頗與 B-46 型不同，另一顯著之特點則為擁有全新之備有制外動小輪之“前後兩輪式”著地輪以確保地面上之橫安定性。

9. Northrop 製 YB-49 型

此乃 Northrop 製 B-35 飛翼式換以噴氣引擎而成，B-35 之螺旋槳轉動，則代以噴氣引擎推動，因之全機擁有八 G. E. J-36 噴氣引擎之多，並設有垂直鰭或所謂“空氣隔離器”(Air separators) 以增加橫安定性，此“飛翼”之總重有 160 噸，頂高速度可達 500 哩/時強。

10. Boeing 製 B-50 型 “超級空中堡壘” 號 (Super-superfortress)

裝有四引擎係由威名赫赫之 B-29 超級空中堡壘發展而來，其與 B-29 之不同點，主要在于發動機部分(裝有 Pratt & Whitney 4360 Wasp Major 引擎，各有 5500 匹馬力) 以及其他甚多機械上之改革，據說內部機械經過六百多次之變換始完成此一新形式，因之目前被採為美國陸軍用之標準長程轟炸機，于須要時補助 B-29 轟炸用。

三 海軍用戰鬥機

1. Mc Donnell 製 FC-1 型 “鬼怪” 號 (Phantom)

為美國型氣式飛機發展程中之最早者，亦為最早用于航空母艦上之純噴氣式戰鬥機，其顯著特點則為將兩隻能產生 1600 磅拉力之 Westinghouse 19-B 噴氣渦輪機裝于機翼根部，此乃 Mc Donnell 所出之數種飛機之特色，故有“Mc Donnell Flying Fillet”之盛名，蓋此種裝置頗多有利處。最高速度 500 哩/時許。

2. Mc Donnell 最近設計之 XF 2D-1 型 “幽靈” 號 (Banshee)

此機由鬼怪號改良而成，以兩只 4000 磅拉力之 Westinghouse 24C 噴氣引擎代鬼怪號中之 1600 磅拉力之引擎，故外形頗似鬼怪號而性能則遠勝之，據稱其最高速在每小時 600 哩以上，為海軍戰鬥機中速度最大者。

3. Grumman 製 F F-4 型 “虎貓” 號 (Tigercat)

為一對分裝于兩翼中部能產生 2100 匹馬力之 P&W R-2800 引擎所推進，機長 45 呎 5 吋，翼展 51 呎 6 吋，最高速度 425 哩/時許，爬高則為 4300 呎/分。

4. Grumman 製 F6F-1 型 “熊貓” 號 (Bearcat)

為 Grumman 最新製“貓號組”(Cat Series) 中最新近者，具一 P&W-2300 引擎，此機係依 F6F 型“猛貓”號(Hellcat)改良而成，兩者之主要差別則為前者具“氣泡式駕駛

廣 大 航 空

船罩”(Bubble Canopy)四葉螺旋槳，全機重9300磅，機長 28呎 6吋，翼展 35呎 6吋，最大速度 450哩/時，最大航程2200哩，而後者則具普通駕駛罩三葉螺旋槳，全機重 6800磅，翼展42尺6寸，最大速度400哩/時，最大航程1900哩。

5. Grumman 設計之 F9F-1 型

此為 Grumman 最近所設計尚在製造中之噴氣式戰鬥機，係由兩 P&W 製 British Nene 引擎及一新 Allison 噴氣機所推動。

6. North American 製 XFJ-1 型

噴氣式戰鬥機綽號曰“飛牛奶瓶”(Flying Milk Bottle)具一新設計與 J-35相似之 G. E. 噴氣引擎，最高速度每小時 500 哩許，外形之特點則在兩着落輪間之距離甚大，水平舵成10度之傾斜翼形為“超薄”(Super thin)而短整流形剖面之高速度機翼。

7. Ryan 製 FR-1 型“火球”號(Firball)

此型飛機合機首之 Wright R-1820 圓形引擎轉動一三葉螺旋槳及機尾之 G. E. J-31噴氣渦輪機而成，早期唯有此型飛機能用於航空母艦上，蓋噴氣推進飛機在起飛時所噴出之熱氣足以燒毀航空母艦上之甲板也。“火球”號起飛時單用機首引擎)此型飛機雖速度較低約為400哩/時，然其爬高率則較任何相當之噴氣式飛機為大。

8. Ryan 製 XF2 R-1型“混合”號(Hybrid)

具一 G. E. TG-100 渦輪推進機及一 G. E. J-31噴氣渦輪機，最大速度每小時 500多哩，爬高性能則令人驚愕。

9. Chance Vought 製 XF5 U-1 型“飛餅”號(Pancake)

此機與通常飛機不同者則為兩翼梢裝有螺旋槳，其作用在消除翼後蔓延之旋渦，因此感應阻力大為減少，而翼弦比亦可減小，機之外形成圓形，在低速時能如直升飛機之“頭指向天”飛，在水平飛行時有如通常飛機之在高速度下飛行。其速度範圍，用活塞引擎時可40到425哩/時，而用渦輪氣機推進時則可自0到550哩/時。

10. Chance Vought 製 XF6 U-1“海盜”號(Pirate)

此係“超500哩/時”類中之另一種海軍戰鬥機，為輕噴氣式，用於航空母艦上，其特出之改革在於利用以兩片甚堅固之鋁合金薄片包于白蠟(Balsa)木上而成之 Vought-developed Metalite，此種合金光滑如玻璃，且在高速飛行時因空氣摩擦而生之高溫下，仍能保持其特性，是於雖輕之非常而堅固亦堪驚人。

四 海軍用轟炸機

1. Martin 製 XP 4 M-1 型海軍用轟炸機

合活塞引擎及噴氣引擎而成，具四發動機，裝于兩引擎艙中，故外形乃為一巨大之雙發動轟炸機，最高速度為 398 哩/時，最大航程3000哩，有巡邏及轟炸兩用。

2. Lockheed 製 P2-V-1型海軍巡邏轟炸機

創世界最大航程紀錄，9月29日 Odr. T. D. Davies 駕駛 P2-V 名曰“野魚”號者(Truelent Turtle)，自 Australia之Perth 起飛，繞一大圈繞過太平洋抵 Ohio之Columbus，歷時55小時18分飛行11236哩，打破以前7929哩之世界紀錄，機長75呎6寸，高38尺1寸，翼展100尺，其特殊之外形則為裝有能改變水平表面曲度以調整平衡之 Lockheed 所造“Varican”機尾面，具有產生2,000匹馬力之 Waight Duplex Cyclone引擎兩只，全機總重53000磅，正常航程3,000哩，最大速度300哩/時許，巡航速度170哩/時，降落速度則為78哩/時。

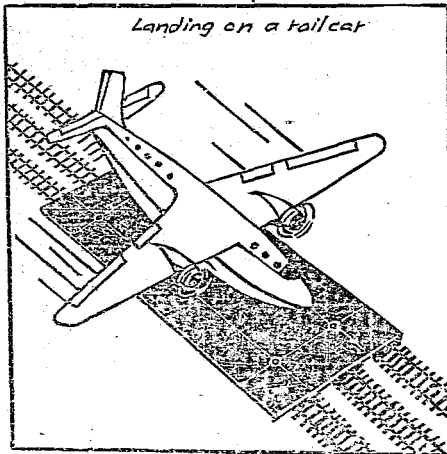
3. Consolidated Voitee 製 P-5 Y-1 型

此為噴氣式之巡邏轟炸飛機，裝有產生5500匹馬力之 Allison 渦輪噴氣推進機四個，由此馬力而估計之，其起飛之路程當為 11 秒鐘。

摘自 Technical Bulletin. Bureau of Aircraft Industry. No. 23.

降落在有軌的車上

陸家沂



以同樣大小的飛機，假如設計者能想出一種代替起落輪(Landing Gears)的裝置，可以多負擔五千磅也許更多的重量。許多人都相信降落在有軌而扁平的車上或在轉動的皮帶上是最安全的答案。

像 Lewis H. Rodert, 美國國家航空顧問委員會(N. A. C. A.)的一個工程師，他說工業界如要趕得上目前高速和長程飛行的趨勢，這是惟一的辦法，現在的飛機，起落輪裝佔全重量的十分之一——這種每次飛行只用到幾分鐘的裝備，對於有報酬負載(Pay load)的收入真是不折不扣的虧損。英陸，除了起飛和降落的一剎那外，這起落輪幾乎是一種使人討厭的累贅。

Rodert建議用高翼的單翼機，有堅硬與平底的身，這樣不但適於置腹降落(Belly landing)，而且在危險時對乘客和貨物也是一種保護。高翼的設計，可使發動機(Power Plant)噴氣(Jet)或者活塞(Piston)很安全地和降落面(Landing Surfaces)分開。

在降落的時候，飛機隨着無線電和滑翔路徑控制設備降落在高速移動的車上。這車子在飛機飛過一標誌後，自動地開動。飛機引擎是由人工或者自動地調節到一個固定速度，直至飛機接觸到降落台為止。車上裝有煞車(Brake)，震動吸收器以及阻止飛機在車上滑行的齒輪(Arresting Gear)。

目前之跑道皆為多向的(Multiple directions)，所以這種單向軌道將在兩端都能運用。由於風向的關係，在飛機縱軸和車子方向之間，阻滑齒輪必需供給夠大的偏逸角(Yawing angle)。起飛時車子加速，到達爬高速度(Climbing Speed)時，即將飛機放出。

用平底的飛機亦能消除許多因為複雜的起落輪而引起的意外危險。今日的飛機，多非為緊急時機降落而設計的，故常常壞得很慘。

另外一個建議，是利用一串高速度轉動的皮帶，用轉子(Rollers)隔開在地面轉動；皮帶必需隔開地運轉的理由，是要使得修理和維護都較簡單；而皮帶不斷地轉動，即使在很惡劣的氣候下，亦可避免積雪和結冰。

譯自 Popular Mechanic July, 1917.



圖 二

十六年來噴射引擎設計之檢討 王祖爵

引言：

舉世聞名之氣體渦輪 (Gas turbine) 自1930年開始萌芽，當年英人智慧之星惠特 (Frank Whittle) 首先應用於其噴射發動機上，彼當時醉心於氣體渦輪之研究，確信由一離心式壓縮器，(Centrifugal air Compressor) 燃燒室，渦輪及噴嘴 (Exhaust Nozzle) 四者結合即成爲一原動工具，惠特式第一次設計者爲一甚大之螺旋形燃燒室，在1937年試驗時，運轉達三小時又半，從此惠特更具信心，潛心研究力求改進，第二次設計時即將此笨重之螺旋形燃燒室改爲數個罐形小室，如此可使結構較爲緊密，此即爲舉世聞名之惠特式氣體渦輪，且爲第一架用以推進飛機者，一九四一年五月試飛時，此機飛行達十小時之久，至此，內燃渦輪能用於作航空發動機之說得以證實，且爲噴射引擎之設計開一坦途。

(一) 英國之設計

英國爲世界噴射發動機之先驅，其早期出品較著者爲海佛蘭公司 (De-Havilland Co.) 之惡魔式 (Goblin) 及羅爾斯，羅艾斯公司 (Rolls Royce Co.) 之尼尼 (Nene)。惡魔式之主要部份爲單進口體心式壓縮機 (Single entry) 及一直流式燃燒室 (Straight through flow type)，但尼尼之壓縮器爲雙進口式，燃燒室爲迴流式 (Reverse-flow type)，二者有顯著之不同。此後英國在各方合作下，進展甚速，維克斯 (Metro-politan-Vickers) 及雪特萊 (Armstrong Siddeley) 公司先後亦有產品問世，前者爲維克斯 F. 2，而後者爲雪特萊 A. S. X，此二者之特點爲打破惠特之傳統觀念，改用沿軸式壓縮機 (Axial-flow Compressor)

維克斯 F. 2 發動機之燃燒室係環形 (Annular) 並將壓機中之個別的圓盤改成鼓狀 (Drum) 並以一空心圓錐形之軸連接壓縮器及渦輪，如此可使發動機輕得多矣：(該公司後期出品尚有 F. 3 及 F. 5—譯者)

雪特萊 A. S. X 發動機在進氣方面有獨特之優點，空氣自各方徑向 (Radial) 流入壓縮器，然後經燃燒室而至渦輪，此種迴流式引擎頗適合于翼根吸氣 (Wing root intake)，故以後演變而成 Python 式發動機以推動飛機之螺旋槳。(Propjet)

Theseus 式爲 Bristol 公司之出品，亦係用以推動螺旋槳者，該機係以轉動之渦輪推動二個螺旋槳，爲經濟起見，並使用熱回熱器 (regenerator) 使空氣在進入壓縮器前先經回熱器預熱，此爲航空發動機應用回熱器之首次。

(二) 德國之設計

德國科學素稱發達，對噴射發動機之研究亦不遺餘力，故在設計及製造方面之成就，較之英國實有過之而無不及。

德國最早之噴射發動機爲 Jumo 024 由八級沿軸式壓縮器六罐形燃燒室及一單級渦輪構成，在末端並有一類似彈頭形之物可隨意調節噴射出面積之大小，此機壓縮器馬力之大幾難以令人置信，某日 Capt. Gerler 在萊脫機場 (Wright field) 作此引擎之試驗，發覺附之接頭已鬆，以致漏油，一機械士自告奮勇立即從事修理，渠知甫近機器，即被強勁之空氣吸至進口處，其襯衫隨風吸入壓縮器，引擎停閉後，此人方得獲釋，此後檢查發動機，機內無

絲毫衣服，鋼筆，鉛筆碎片殘留，除機械士外，發動機本身毫無損傷。

此外，德國之 B. M. W. 003 亦頗聞名，其設計與前者略有不同，003 之壓縮器為七級沿軸式，燃燒室為環狀包含十六個火嘴口 (Burner) 渦輪亦為單級，但其圓盤係以一有帽螺釘圍着于轉軸，而 004 則係用貫穿螺旋穿通圓盤，此式之噴射面積，亦可由一圓錐形物自由調節之。

(三) 美國之設計

噴射發動機，美國較為後進，但目前却進展甚速，有多數廠家從事設計及製造，奇異及西二公司之出品尤為聞名。

美國第一架自製之渦輪發動機為奇異公司之產物，稱為 I-16，(美國空軍稱為 J-31) 但其設計全係抄襲英國之惠特式。第二架 I-10 (A. A. F's, J-33) 仍以英國之設計為藍本，唯稍加修正與放大而已，此後美國朝野合作力求改進，始脫離英國而趨獨立，完全美國自身設計之發動機如 T. G. '80 (A. A. F's J-35) 及 T. G. '180 先後出現，二者均利用沿軸壓縮機，個別罐形燃燒室及一單級渦輪。

西屋公司之設計與奇異不同，它使空氣先經油類冷卻器，(Oil Cooler) 然後進入一六級沿軸壓縮器，壓至高壓，入環狀燃燒室與燃料相遇而燃燒，產生高熱氣體以轉動渦輪，然後經一噴射面積可以調節之排氣噴嘴出機外，產生一反作用，使飛機推進 (最近該公司出品尚有 9.5, 19-A, 19-B, 24-C 等各式—譯者)

上文已將各國之設計作一輪廓的介紹，茲再略述發動機各部之設計于次：

(一) 減速齒輪 (Reduction gear)

氣體渦輪在每分鐘 6000 至 30,000 轉之高速下運轉，故欲用以推動飛機之螺旋槳，必需一減速齒輪以減低其轉速。普通之齒輪如倒退齒輪 (Back gear) 輪，螺輪，蝸輪及行星齒輪，故均可應用，但在航空發動機中堅密與重量為必具之先決二條件，螺輪及蝸輪之減速比雖高，但其效率甚低，倒退齒輪雖有較高之效率但太大太重，故行星齒輪為較為理想者，通常均以此為用。

(二) 壓縮器：

壓縮器可大別為離心式與沿軸式二大類，二者各有千秋，至今尚無定論，美國工程界對此曾有熱烈之辯論，大致奇異公司認為離心式較優，而西屋及其他公司却屬意于沿軸式，事實上二者各有優劣，離心式製造成本較廉，而沿軸式之效率較高，根據試驗結果，離心式之最高效率約為 80-92%，而沿軸式却高至 87-92%，故選擇時須視價格與效率何者為首而定，壓縮器之轉部，係以球軸承或柱軸承支持之，滑油係由一噴管徐徐注入，軸承之溫度必須低於華氏 250 度。

(三) 葉片 (Blade)

渦輪之轉部係由圓盤與葉片合成，葉片係將個鑄成固着於圓盤，普通葉片可分球莖式 (Bulb) 與聖誕樹式 (Christmas tree type) 二種，與圓盤接頭處須特別小心，亦有用螺釘固着者，此式之優點在葉片之角度可隨意調節，以期獲得最大效率，從機械設計之觀點而言，渦輪為最難設計之一部份，因渦輪必須在高熱之氣體下作高速之運動，因之容易損毀。

(四) 燃燒室

大 航 空

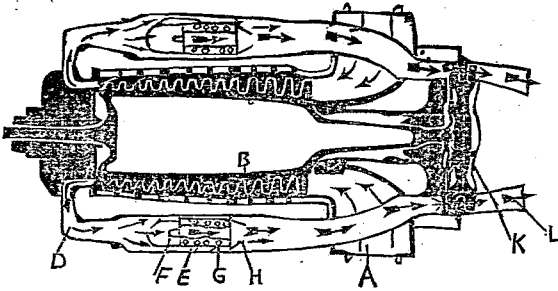
燃燒室之溫度極高，普通均在 3000°F 以上而進入燃燒室是氣體之壓力速度均極可觀，空氣速度約為 400fps ，放熱量約為 $5 \times 10^6 - 10 \times 10^6 \text{ Btu/cu. ft}$ ，設計時必須注意此種現象，使燒毀部份容易調換，罐形燃燒室之優點即在調換容易，且因其個別之體積甚小故容易管理，環狀燃燒室之使用亦頗成功，因其構造簡單，整個體積較小故也。

氣體渦輪之原理實甚簡單，且發明甚早，當時因耐高熱，高壓，高速之材料無法獲得，以致棄置至今，近年來在冶金方面有長足之進步，故噴射發動機之進展亦一日千里，但其效率及耗油量等未盡理想之處尚多，將來之進展尚有待于讀者們之努力。

節譯自 S. A. E. Journal May 1947. Review of Jet Design 1933-1943.

By Clifford T. Lane.

譯者按：冶金學之進步為今日噴射機成功之關鍵，例如在壓縮器部分葉片工作溫度為 1350°F ，負荷為 4500lb ，壓力為 $25,000 \text{ psi}$ ，普通用高成分之 Cobalt alloy，例如 Vitalium 等，最近據 Clyde E. Williams 博士發表言論，有一種“高超金屬”(Super Metals)係以 Chromium 為基本，可受 1600°F 之高熱，而壓力則可達 $20,000 \text{ psi}$ ，可用作噴射機及火箭之用，並即將出售云。



空氣由位於十一個燃燒室間之進口管 A 進入十四級沿軸式壓縮機 B 壓至力高至五個大氣壓然後分至十一個燃燒室 C 空氣中 25% 進入混合室 F. Paraffin 燃料即由此注入，餘下空氣由小孔 G 進入燃燒室之後部，經 H. J 後推動二級渦輪 K，最後由噴嘴射出機外。

附圖：Siddeley reverse-flow axial Compressor turbojet.

本會此次出版大航空，因物價日漲，原列預算不敷，承 諸先生慨予經濟上之援助，特此鳴謝。

茲將捐助數目，公告於下：

汪校長 十五萬元

葉蘊理顧問 林士霽顧問 丁履德顧問 程本蕃顧問 黃禮鎮顧問

陳天佑先生各十萬元

阮孟光先生 郭亨嘉先生 阮忠漢先生 連祺祥先生 楊思文先生

曹祖慶先生各八萬元

航空工程學會幹事會謹啓

飛機廢阻力之簡易計算法 王笑天

摘要 在日常飛機設計問題中，廢阻力之估計往往需要繁複之計算，而本文所介紹者，乃假定飛機之整個表面面積 (Superficial area) 與廢阻力存在一函數關係即 $C_{dp} = C_f \cdot S / A_w$ 。因之按此法尋求廢阻力時，僅需近似計算整個飛機之表面面積 S 并同时估計其相當摩擦阻力係數 (Equivalent friction drag coefficient) 最近飛機設計者，皆以此法為決定廢阻力之捷徑，故本文特就在飛機表面積已知時，詳細分析計算廢阻力之方法。

公式之導演 吾人為適合實際應用上之準確起見，可先假定在海平面時，飛機之最大速度照下式表之：

$$V_{max} = 3 \sqrt{\frac{14,000PE}{A_w/C_{dp}(1+C_{di}/C_{dp})}} \quad (1)$$

式中 V_{max} = 在海平面時最大速度 (以 M. P. h. 計)

P = 額定制動馬力 E = 螺旋槳效率 A_w = 翼面積 (ft²)

C_{dp} = 廢阻力係數 C_{di} = 誘導阻力係數

但在性能研究中，普通具有較大發散尺寸 (Divergent dimension) 之飛機在海平面時，其 $\frac{E}{1+C_{di}/C_{dp}}$ 之值均近似不變，因此吾人可進一步假定最大速度表照下式：

$$V_{max} = \left(\frac{110,000PE}{A_w C_{dp}}\right)^{1/3} \quad (2)$$

若更假設 C_{dp} , S_w 之乘積與表面面積成比例即 $A_w C_{dp} \propto S$ 則可得下式：

$$V_{max} = K_{vm} \left(\frac{P}{S}\right)^n \quad (3)$$

式中 S = 整個表面面積 (Wetted area)

如以對數圖解描繪 V_{max} 與 $\frac{P}{S}$ 之關係時，則可證實上列假定而兼得下列結果：

$$V_{max} = K_{vm} \left(\frac{P}{S}\right)^{0.435} \quad (5')$$

在不光滑之飛機中 (Dirty Airplane) —— $K_{vm} = 242$ 在普通一般飛機中 (Average Airplane) —— $K_{vm} = 265$ 在較光滑之飛機中 (Clean Airplane) —— $K_{vm} = 293$

若令 (3) 及 (5') 兩近似方程式相等則廢阻力係數可解出如次：

$$K_{vm} \left(\frac{P}{S}\right)^{0.435} = \left(\frac{110,000PE}{C_{dp} A_w}\right)^{1/3}$$

$$\frac{C_{dp}}{S/A_w} = \frac{110,000E}{(K_{vm})^3 (P/S)^{0.30}} = C_f' \quad (4)$$

$$C_f' = \frac{KP}{(P/S)^{0.30}} = C_{dp} \left(\frac{A_w}{S}\right) \quad (5)$$

$$\text{即 } C_{dp} = \frac{KP}{(P/S)^{0.30}} \frac{S}{A_w} = C_f' \frac{S}{A_w} \quad (5')$$

式中 C_f' = 相當摩擦阻力係數。 KP 之價值則由經驗給出如下：

在不光滑之飛機中 $K_p = 0.0078$; 在普通一般飛機中 $K_p = 0.0058$
 在較光滑之飛機中 $K_p = 0.0044$ 。

以上計算公式可用於初步近似估計中 (First Approximation) 惟欲求較大準確程度時，必需計及瑞氏數 (Reynold's Number) 在摩擦阻力上之效應。在此種研究中，超過某一定限度之瑞氏數時，其來於亂流 (Turbulent) 之機殼摩擦係數 (Skin friction Coefficient) 可以下式求之：

$$C_{ft} = \frac{0.00433}{(RN/10^6)^{0.16}} \quad (6)$$

此係數與馬力對表面積比之關係可就經驗方法給出 $C_{ft}' = \frac{0.00237}{(P/s)^{0.15}}$ (7)

由之相當摩擦阻力係數可以下式表之 $C_f = C_f' + C_{ft} - C_{ft}'$ (8)

式中 $C_{ft} = \frac{0.00433}{(RN/10^6)^{0.16}}$; $C_f' = \frac{K_p}{(P/s)^{0.30}}$;

是故 $C_f = C_{dp} \frac{A_w}{S} = \frac{0.00433}{(RN/10^6)^{0.16}} + \frac{K_p}{(P/s)^{0.30}} - \frac{0.00237}{(P/s)^{0.15}}$ (9)

吾人已知在 $RN = 9350 VL$ 式中 L 應為有效長度等於其總表面積，除以兩倍翼展之值，故

$$RN = 4675 \frac{VS}{b} \quad (10)$$

表面積之估計 (1) 機身——機身之頂面與側面之投射面積可以求積計 (Planimeter) 或在距離端 (Nose) 後若干位置 (Station) 上量出其高度及寬度而後平均估計之

即平均寬度 $= W_{av} = \frac{\sum w}{n}$ 平均高度 $= H_{av} = \frac{\sum H}{n}$ 。

式中 n 為所取位置之數目， $\sum w$ 與 $\sum H$ 為若干位置上所量得之寬度或高度之和。

因之機身之頂面投射面積 (Projected top area) $= LW_{av}$

側面投射面積 (Projected side area) $= LH_{av}$

放在截面積為平行四邊形之機身中面積 $S_f = 2(LW_{av} + LH_{av})$ 在截面積為橢圓之機身中

表面積 $S_f = 1.57(LW_{av} + LH_{av})$ 而一般實用公式則為 $S_f = 2LH_{av} + 1.14LW_{av}$ 。

但若機身之截面不能如上所述時，吾人亦可以下列因子校正之

即校正因子為 $\sqrt{\frac{A_f}{WH - 0.215w^2}}$ 其中 A_f = 迎風面積 (Frontal area)

W = 機身迎風面之寬度， H = 機身迎風面之高度。但因其缺少精確證明故通常均不用之。

(2) 機翼——不包括機身部分之機翼為梯形所組成，故其頂面投射面積 (即 Planform area)

$A_w' = 2 \left(\frac{C_1 + C_2}{2} \right) \left(\frac{L_1 + L_2}{2} \right) + A_i$ 其中 A_i 為半橢圓翼尖之面積應等於 $A_i = \frac{\pi}{4} ab$ ， a 則分別為橢圓之長軸 (Major axis) 及短軸 (Minor axis)

因之機翼之表面積 $S_w = \left(\frac{P}{C} \right) A_w'$ 式中 $\left(\frac{P}{C} \right)$ 為翼之周界對弦之比，假定翼之最大厚度在

前緣 (Leading edge) 後 40% 弦長時則 $\frac{P}{C} = 2 + \left(\frac{t}{c} \right)^{3/2}$; $\frac{t}{c} = \frac{t_1 + t_2/2}{c_1 + c_2/2} = \frac{t_1 + t_2}{c_1 + c_2}$

若計及翼弧 (Camber) 之效應時則可得 $\frac{P}{C} = \frac{4 + \left(\frac{t}{c} + 2m\right)^{3/2} + \left(-\frac{t}{c} - 2m\right)^{3/2}}{2}$ 其中

$m =$ 最大翼弧對弦之百分比

(3) 橫尾面——不包括機身之橫尾面之頂面面積 (即 Planform area) $= A_h'$ 可以類似機翼之方法求之

故橫尾面之表面積 $S_h = A_h' \left(\frac{P}{c}\right) = A_h' \left[2 + \left(\frac{t}{c}\right)^{3/2}\right]$

(4) 鉛直尾面——不包括機身之鉛直尾面之表面積可以下式求之 $S_v = A_v' \left(\frac{S_h}{A_h'}\right)$

(5) 輪及其屏蔽——輪之頂面及側面面積假定為其外接四邊形之 72% 因之

輪之頂面投影面積為 $A'wh_t = 0.72db$

輪之側面投影面積為 $A'wh_s = 0.72hb$

故輪及其屏蔽之表面積 $S_{wh} = 2(0.72hb) + 1.14(0.72db)$

(6) 着陸輪——設輪暈之長度為 L 其側面平均寬度為 B_{av} 則輪暈之側面面積 $= LB_{av}$

故輪暈之表面積 $= 2(LB_{av} \times P.F.)$ 其中 $P.F.$ 為周界因子。

(7) 引擎——與 (5) (6) 類似計算之

(8) 其他各項之推廣

翼根與機身之結合部分之表面積 $S_{Jw} = 2 \times 0.718 \times C_{av} \times t_{av}$

橫尾面與機身結合部分之表面積 $S_{Jh} = 2 \times 0.718 \times C'_{av} \times t_{av}'$

鉛直尾面與機身結合部分之表面積 $S_{Jv} = 2 \times 0.718 \times C''_{av} \times t_{av}''$

輪暈與機身結合部分之表面積 $S_{JL} = 2 \times 0.718 \times C'''_{av} \times t_{av}'''$

結論 當各項表面面積皆已算出後，則將其相加而得總表面積 S ，由是 V_{max} 可由公式

(5') 求得。因之 R_N 亦可由 (10) 式算出，是故 C_f 可以從 (9) 式計之，故吾人所欲求之

廢阻力可迅速由 $C_{dp} = C_f \left(\frac{S}{A_w}\right)$ 算出矣。

譯自：Aero digest. March, 1942.

廈大航空出版委員會委員名錄

主任委員：王笑天

委員兼總編輯：王祖壽 邵幼祥

委員：曹惟慶 李自珍 陳大成 黃建 王克銘

特約編輯：楊敬讓 陸家沂 閔育 馮能光 黃俊欽 傅錫壽

封面設計：黃發光

赴台實習記

李自珍

六月二十六日我們搭利民輪直駛基隆港，二十七日的下午便到達了。因為人地生疏找不到旅舍，所以我們隨即搭火車往台北。台北在日本人佔領期中，曾被譽為「台灣之上海」。實際上除上海以外，要想再在國內找到與它具有同樣工商業發達的地方確實也不容易。

二十七日我們自台北搭火車前往台中，這段路程很長，火車須經過許多很長的山洞，假使你有興致觀察的話，向車外瞭望，便時刻可以看到不少的吊橋，日月潭發電廠所裝的輸電塔以及高低形式不同的煙囪等等的工業建築物。火車走了五個半鐘點終於到達了我們所盼望的目的地——台中。到台中的第二天我們三人便逕赴空軍第三飛機製造廠報到，當天將一切入廠手續辦好，次日便正式入該廠開始工作了！

三廠範圍很廣，機場與製造廠隔城區約有十華里，官佐技工宿舍距城市約二華里，每天員工上下辦公處都是搭廠方自備的交通車，故甚為方便！我們入廠後，工務處胡處長便很快就替我們排好實習日程表，預定實習時間為兩個月，前一個月便分配我們在工具部（Tooling Department）工作，至於第二個月的工作地點，他說須看我們第一個月工作所得成績再行決定。接着胡處長李主任再根據我們每個人的興趣將我們三個人分派在三個不同的小組中工作，並於各組中指派一位工作人員負責指導；黃俊欽同學分派在製造機翼（Wing）工具的小組；林頤聖同學分派在製造翼樑（Spar）工具的小組，我分派在製造機身（Fuselage）工具的小組。各人所研究的對象雖然不同，但工作的程序可謂完全一樣。在最初三五天幾乎完全是看藍圖，因為他們要我們明瞭各部分詳細圖（Detail Drawing）彼此間的關係，所以各人將所看的東西也得作一個詳細探討；這些藍圖差不多都是由美國波音公司直接寄來的，所以圖樣清晰，很容易看出它們的構造與彼此在結構上的關係。俟我們個別將藍圖看完後，他們便進一步要我們個別對幾張比較重要的構造圖的尺寸（Dimension）作一仔細的校對；在這步工作中，幾乎完全是平面坐標與立體坐標的應用，所以只要有耐心，工作是沒有不會順利進行的；我們對各藍圖上各部分尺寸都有相當清楚的了解，他們再進一步要我們在這些機構的工具圖上找出它們在實際製造方面的困難處，然後再設計一二件小小的零件給予補救，這樣一來我們在工具製造圖上便得到進一步的了解！至此工具工程室的工作可謂做得差不多了。半個月的時光也就這樣輕輕地溜走了。（當然不是說全部藍圖都校正與設計過，只是對於工具工程室的工作內容與程序得了一個概念。於是下半個月李主任便將我們完全派在工具工廠中工作，以便獲得一些實際製造的經驗。該工廠裏面計分四部分：第一為機工場（Machine shop），日常主要的工作是製造工具，機架上所需要的細小零件，如螺絲（Screw），桿釘（Pin）等等。第二為鉗工場：一平常我們總以為鉗工在製造飛機上是不會佔有甚麼地位的，其實不然，最重要的機翼剖面（Airfoil section）以及工具架竟幾乎完全由該部分的技工決定，所以在這部分工作的技工不但需要具有耐心，而且對於工具的構造圖須有相當的熟識。第三便是木工場（Wood thop）：一這裏是做製造機肋（rib）及機樑（Spar）所用的工具，所以工作方面也相當繁重。尤其是目前該廠所製造的 PT-17 型初級教練機，配用的機翼幾乎全是大工場製造出來的！第四便是焊接部（Welding Shop）：一它內中分電焊室與氣焊室；在製造工具機架的過程中，佔有特別重要

的地位。關於焊接在工程上的重要那誰都能想像得到，因為它能節省製造時間，減少機架的重量。飛機在天空中飛行的時候，大部份的性能都受着它本身重量的限制；假若我們可以減少機體不必要的重量，那末我們便可以造出更好性能的飛機！該廠開工期間並不久，所以製造的工具差不多都是我們在工程室中個別所研究過的。現在重新把它拿來實際動工製造，這當然使我們對於這些工具圖在製造時可能遭遇的實際困難得一個徹底的了解；同時也可以看到它在製造時的程序與方法。並且可以知道它在製造時與各部分的關係是如何！因此我們每個人只要緊緊注意看三四張工具圖便可以明瞭每一部分的實際工作情况。

在這第一個月的工作剛好快要結束的時候，航空工業局突然來了一個電報通知廠方將我們停工，前面說過，當我們去的時候工作的日程是排定為兩個月的；這樣一來，下一個月的工作還沒有開始，換句話說，除工具部外，其他各部的工作情況完全不知；這一個霹靂轉變，顯然給我們滿腔求知慾一個極大的打擊。於是，胡處長便和我們說：「假使你們能自己供給伙食的話，我相信廠長一定會允許你們繼續實習一個月的，希望你們考慮……」我們三人討論以後，決定願在廠中再工作十天，當時胡處長聽到我們說只願意工作十天，便表示出一點失望的樣子，其實他那裏曉得我們每人所帶用款都不夠，多挨幾天可回不了廈門哩！這是我們的苦衷。

在這最後十天中，我們曾過了三個部門；第一個部門便是實驗室，那裏面有很多材料試驗機，其中有一架可試驗到三十八噸的負荷，可謂相當大的，在國內像這樣的機器恐怕還難找到幾架！這架機器是用來試驗材料的張力，壓力，扭力。其他試驗機有的是試驗材料的硬度，材料內部的構造……在實驗室中，我們工作了三天，作了一次「台灣紅鷄木」的受壓試驗，得出來的結果與材料力學書中所畫曲線圖差不多，所以當時我們非常高興，過三天後我們又調到支配部（Production Control Department）工作；在那裏面我們所能做到的工作很少，所以只能看到它與別部在工作上的關係以及在製造過程中製造的次序。目前該廠預定製造100架，該部便擬好一出產程序表，如同甚麼時候出多少架，甚麼時候可以完全將100出廠。又如：在製造每件機架的時候分工程才也必須規定，那一部分該先做，那一部分後做，做好後再送到甚麼地方去加工。最後將做好的各種成品怎樣依次裝配；所以該部工作的人員對於機架的構造，機器的性能與技工技術，性情都應有徹底的明瞭。如此方可達到大量生產（Mass Production）的目的。在該部我們僅僅工作了三天，剩下的四天我們便在製造部（Manufacture Department）工作，該部工作的重要我們可以想像得到，因為飛機上的一切機件都需由該部製造出來，然後再將製造好了的機件裝配起來便成了最後的結晶品——高翔天空的飛機。製造部裏面也分為機工場，鉗工場，鍛工場，焊接室，油漆室，裝配室等等，因為那時全廠還只是剛剛開工，所以製造工廠可謂根本沒有工作可做，因此就成了一個變相的工具工廠了。其實它與工具工廠不同的地方也就是它的機工場比工具工廠的機工場範圍來得大，同時它有鍛工場，油漆室，裝配室而工具工廠都沒有。在製造部工作四天後，我們工作可謂結束，因此便向廠方辦理離廠手續而返校。

總之，此次赴台實習是一個難得的機會，而我們却得到了，總算是萬幸！在實習期間廠方規定我們每門一處工作，便得各作一份原文的工作報告，並且須抄寫四份，一份是呈繳工業局，一份是存廠方，一份是呈繳校方，另外一份便留存給自已，所以白天整天在廠中工作，晚上回到宿舍便得趕做當日的工作報告。一個多月的生活，大抵是忙忙碌碌的，實習的滋味和讀書成了一個對比，本來學科學的人，也根本是個忙人，這一次，我們真實的嘗試過，馬達聲，機動聲……給予我們極悠然的記憶。踏上輪船，眺望茫茫大海，心坎上倒有點來也匆匆，去也匆匆了！

會 友 通 訊 錄

姓 名 籍 貫 永 久 通 訊 處 姓 名 籍 貫 永 久 通 訊 處

(一) 顧問：

汪德耀	江蘇滬寧	北平東城演樂胡同甲47號	丁履德	山東青島	青島李村水源地
黃蒼林	福建莆田	福建涵江下徐鋪鼎和	林士謬	廣東平遠	廣東平遠東石鄉孝友堂
葉蕓理	南京市	上海福煦路四明邨107號 李公館	程本蕃	浙江杭州	杭州義井巷2號
朱家沂	湖北江陵	湖北沙市杜工部巷襄漢棧 後朱宅	張稼益	廣東大埔	廣東大埔漳溪
			黃禮旗	福建南安	福建南安洪瀨宮園頂美溪

(二) 特別會員：

郭亨嘉	河南鎮平	河南鎮平東大街41號	連祺祥	四川璧山	四川璧山大同路2號
阮孟光	浙江黃巖	浙江黃巖司前78號	阮忠漢	江蘇奉賢	上海襄陽路357弄15號
曹祖慶	江蘇高郵	江蘇界首鎮曹大場	陳天祐	廣東汕頭	廈門厦禾路225號2樓
楊思文	江蘇太倉	江蘇太倉城內海甯寺弄西口			

(三) 一九四八級會員：

楊敬讓	福建福州	福州東街廠巷6號	湯深淵	上海市	上海愚園路668弄來福邨
方立華	安徽蕪湖	蕪湖長街公祥布號	過鮑生	江蘇無錫	江西南昌杜栢巷9號
王朝瑞	江西臨川	江西臨川怡大祥號轉	熊振楠	江西南昌	南昌崗上街
王祖謙	浙江諸暨	浙江杭州臨浦店口有堊 嶺下	陸家沂	廣東新會	福州南台匯豐巷3號
王金郎	浙江黃巖	浙江黃巖孟家巷	黃俊欽	廣東興甯	廣東興甯大新街宏昌號
王笑天	江蘇泰縣	江蘇姜堰世界書局轉	林頤喫	福建福州	福州南台下杭路185號
張許南	浙江諸暨	浙江諸暨東蔡	林翼亮	福建莆田	福建莆田花園巷19號
張啓先	江蘇靖江	江蘇靖江廣陵鎮	李自珍	江西臨川	江西臨川新安圩
張功輻	江西奉新	南昌三經路2號	陳國荃	福建莆田	莆田城內金橋愛吾
聶能光	福建福州	福州官巷24號	陳洪元	福建惠安	福建惠安提督衙
閔育	浙江安吉	浙江吳興梅溪	陳大成	福建晉江	福建晉江萬壽路170號
屠益萬	浙江鄞縣	南京鼓樓金銀街5號	忻鼎定	浙江鄞縣	浙江鄞縣陶公山一號
郭再生	福建南安	廈門大同路265號	曹惟慶	江蘇吳縣	上海成都路155弄36號

(四) 一九四九級會員：

王南壽	浙江諸暨	浙江諸暨牌頭	尹經文	江西永新	江西永新石灰橋
吳重福	福建屏南	福建屏南路下村	吳志成	江西南城	江西南昌華陀廟11三號
吳瑞玉	廣東豐順	廣東豐順中山路健記	李正修	福建福州	福州洗馬路九十六號
何管略	廣東大埔	廣東大埔虎北信樓	林大任	福建林森	福建林森林浦鄉
林元剛	福州	福州鼓東路一號	邵幼祥	江蘇宜興	江蘇宜興和橋賦村

姓名	籍貫	通訊處	姓名	籍貫	通訊處
周建功	福建長汀	福建長汀中正路二六號周萬茂宏起	涂伯璋	江西宜黃	江西宜黃大公路二十號
陳治	杭州	上海市社會局涂百立博東伯馨	徐統	江蘇如皋	蘇北如皋豐利鎮
陳德風	福建南安	福建南安溪美小巖美	陳公任	江蘇清江	江蘇清江北門內
陳智介	湖北漢陽	漢口打銅巷一號	陳俊炳	浙江鄞縣	甯波倉基街石柱醬門內一號
孫安世	福建廈門	鼓浪嶼中華路九號	陳恩鴻	山東蓬萊	福建省立福州醫院
黃建	福建邵武	福建邵武忠孝街黃巷三號	黃養光	江蘇松江	江蘇滬杭錢糧運太平坊
黃仰吾	廣東大埔	廣東大埔湖寮延壽堂	黃坤木	福建南安	福建南安洪瀨官園頂美溪
舒志	江西餘干	江西餘干小南門傅萬聚交	張元培	福建永定	福建永定胡雷
熊大遠	江西南昌	南昌民德路六十六號	傅錫壽	江西蘆川	江西蘆川鵝田
鄒玉光	福建大田	福建大田奇稻	劉齡德	江蘇泰興	蘇北口岸恆太布號
鈕山	浙江桐廬	浙江浦江潘周家轉松山	樊惠廉	浙江紹興	浙江紹興八士橋

(五)一九五〇級會員：

王克銘	福州	廈門廈港禮拜堂轉	江天河	福建連城	福建連城廟前
岳允斌	江西大庾	江西大庾老城東外七號	周玉佩	福建莆田	福建莆田涵江后郊六二號
孫德全	江蘇丹陽	上海海甯路八七〇號	黃積基	江蘇吳江	吳江平望西塘街
陳明風	福州	福州石井巷紅氈街二號轉	陸麒	江蘇江陰	江蘇無錫初塘
郭中達	福建林森	福州郭宅鄉	謝希文	福建晉江	福建晉江

(六)一九五一級會員：

史鴻江	江蘇吳縣	上海西門路西湖坊三十號	林中文	福建永泰	福建永泰梧桐鎮
林露飛	廣東大埔	廣東胡安宏興	林家驊	福建林森	福州黃巷二十三號
何國贊	廣東大埔	廣東大埔菴里	余景文	福建晉江	福建晉江中山路一六七號
吳從先	江西金谿	杭州浙贛鐵路理事會吳祚千轉	李樹民	江西萬載	江西萬載三四八郵代所轉
馬景華	浙江東陽	浙江東陽平祥金川	姚蔭東	福州	福州倉前山馬廠街一二〇
高商卿	浙江臨海	浙江黃岩三港口轉上禁	陳庚車	福建晉江	福建晉江金魚巷四九號
彭勝雲	台灣	台灣台中市台中路	葉松壽	福建林森	福建林森后嶼鄉
劉世興	福州	鼓浪嶼福建路四十號	楊祥生	福州	福州倉前山嶺後街三號
薩本澤	福州	福州官巷二四號	鮑樹森	江西上饒	江西上饒壽公廟十四號

勘 誤 表

頁	行	誤	正	頁	行	誤	正
		尺漿	呎漿	1	14	効	效
1	15	顛倒	顛仰	1	17	推進和	推進機
1		氣缸	氣缸	1	29	太過百分之三	太過百分之三
2	30	可以在	所以在	2	29	推動力量	推進力量
3	4	內燃氣輪和	內燃氣輪機和	2	35	當熱經過膨脹	當熱氣經過膨脹
3	21	爲 化劑	爲 氧化劑	3	20	如用 O ₂ 氣	如用 O ₂ 氣
				3	27	即彼空氣	即彼空氣
4	1	簡圖	簡圖	5	3	海火星	海王星
5	5	Goddard	Goddard	5	7	不禁禁	不禁
5	28	乃可謂	乃所謂	5	29	大空氣	大氣
5	30	則可最大	則得最大	5	35	吾人可欲	吾人所欲
6	11	質量	質量	6	22	傳動	轉動
		$\frac{1}{1+\frac{m_0}{m}}$	$\frac{1}{1+\frac{m_0}{m}}$	7	7	放在	放在
7	4及5			7	15	P' ² =P	P' ² >P
7	14	誤 $V^2 = \frac{2K}{K-1} \frac{P'}{d'} \left\{ 1 - \left(\frac{P'}{P} \right)^{(K-1)/k} \right\}$	正 $V^2 = \frac{2K}{K-1} \frac{P'}{d'} \left\{ 1 - \left(\frac{P'}{P} \right)^{(K-1)/k} \right\}$				
7	29	m' = s dv	m = s dv	8	9	火氣	大氣
8	29	Bullitite	Ballistite	9	2	衡量比	衡量比
9	3	799S	769S	25	5	靜拉馬力	靜拉力焉
10	29	誤 $h = \dots + V^2 t \left(1 + \frac{y}{1-y} \right) \log y + \frac{V_0^2}{2g} + \frac{V_0^2 V^2}{g} \log y$	正 $h = \dots + V^2 t p \left(1 - \frac{y}{1-y} \log y \right) + \frac{V_0^2}{2g} + \frac{V_0 V^2}{g} \log y$				
11	1	故火箭	欲火箭	11	1	須有增大	須增大
11	4	第二須	第二項	11	6	與質量正比例	與質量成比例
14	4	力送達區	壓力送達區	14	2L	切面厚度	翼切面厚度
46	26	誤 $C_D = [C_{D_0} \sqrt{1-\beta^2}] (\beta 1)$	正 $C_D = C_{D_0} \sqrt{1-\beta^2}$				($\beta < 1$)
17	2	機翼之	機翼之	19	1	平衡轉力	平衡轉矩

編 後

這本小冊子我們原想在元旦出版，不料竟在印刷店裏耽擱了二個月之久。因為廈門印刷技術落後，鉛字缺乏，技工連一點起碼的數學智識也沒有，所以進行得異常緩慢，校對非常吃力，有時他們竟尋不到第二遍校對就匆匆付印，所以錯處相當多；錯處一多就會影響原作的價值，這使我們覺得無限的內疚和慚愧，謹向賜稿的諸位先生和同學致萬分的歉意。

本刊的目的在增進在校同學一些課外智識，所以有理論，也有常識，爲了紀念航空工程學會成立三週年，所以刊上了會員錄，同時因為經濟和印刷條件的限制，無法刊印大量的公式和插圖，不得不文字來描繪理論，這誰都知道這是一件事倍功半的事，但也無法可想。

在這時局動盪，物價飛漲的今天，本刊得能順利出版，不得不感謝汪校長，葉主任以各位先生出錢又出力的熱誠的援助和指示。由於時間的匆促，謬誤之處尚多，我們渴誠希望航空界的先進和同學隨時給我們指示和扶持，使我們能爲這正在萌芽的中國航空事業，多盡一分灌溉的力量，雖然我們的力量是那麼的微小。

本刊排列先後以稿件收到先後爲序，并此聲明。

(王祖爵)