

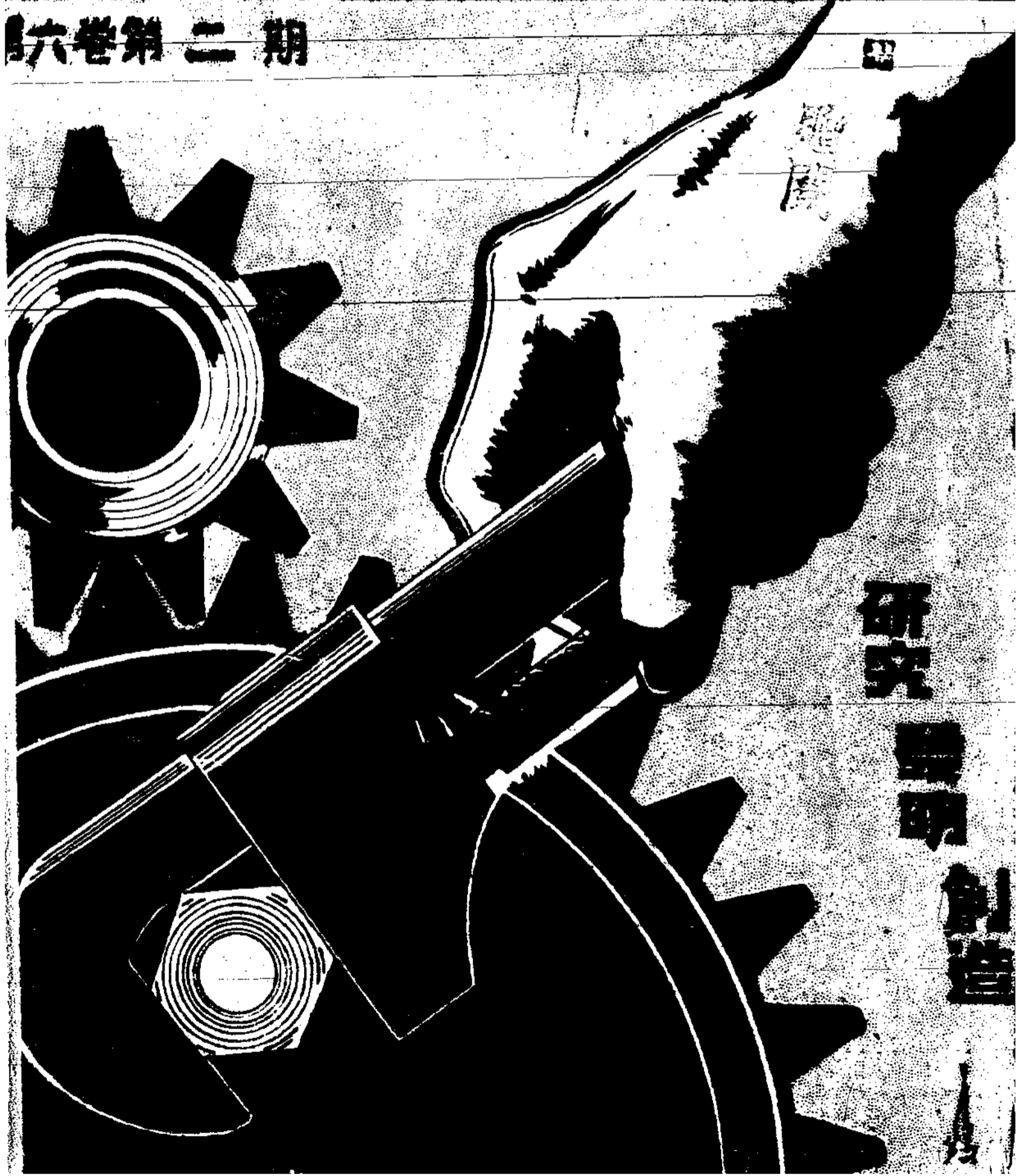
444

# 航空機械

吳家鑄



第六卷第二期



研究

發明

創造

---

# 航空機械月刊

第六卷 第二期

目 錄

---

航空發動機之震爆	胡則寅譯	1
空中列車	同 譯	5
廿五年來美國航空材料之進步	任心力譯	11
防水性動物膠	陳芳翰譯	17
可壓縮性流場中之阻力問題(續)	談篤生譯	21

---

# 航空發動機之震爆

胡則寅

譯自蘇聯空軍雜誌 1940 第十二期

## 1. 航空發動機震爆之原因。

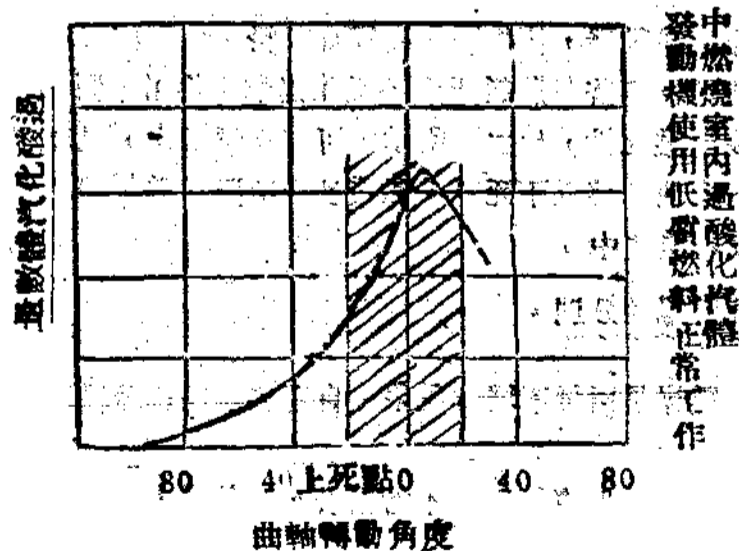
發動機使用不適當燃料時，混合汽體在汽缸在內，經物理的，化學的，裂解過程形成一種非正常的突然爆發。這種爆發產生的性能，於發動機工作上非常有害，致使發動機發生巨烈撞擊。

混合汽體在壓縮行程中，炭氫氣已起氧化。汽缸溫度，壓縮比，混合汽體燃料成分，及燃料種類等均與酸化反應的速度有關。

混合汽體爆發後，其未燃着部分，酸化反應特別活躍。混合汽體燃燒是不可能驟然波及全部的。實際上每分鐘兩千轉的發動機，燃燒延長到 0.003 秒。燃燒的時間無論怎樣短促，在那未經燃着部分，混合汽體發生極大的變化。

在壓縮，燃燒極短過程中，酸化反應結果，形成了特別狀態的各種過酸化化合汽體。這種過酸化汽體是一種不堅固的，極易起反應的。發動機震爆的主要因素即燃料在未經爆發以前過量集中過酸化汽體形成，且與集中之程度成正比例。這種過酸化汽體在混合汽體燃燒最末期，經極高溫度接觸，才能突然分解而燃燒。

圖一 發生震爆的燃料



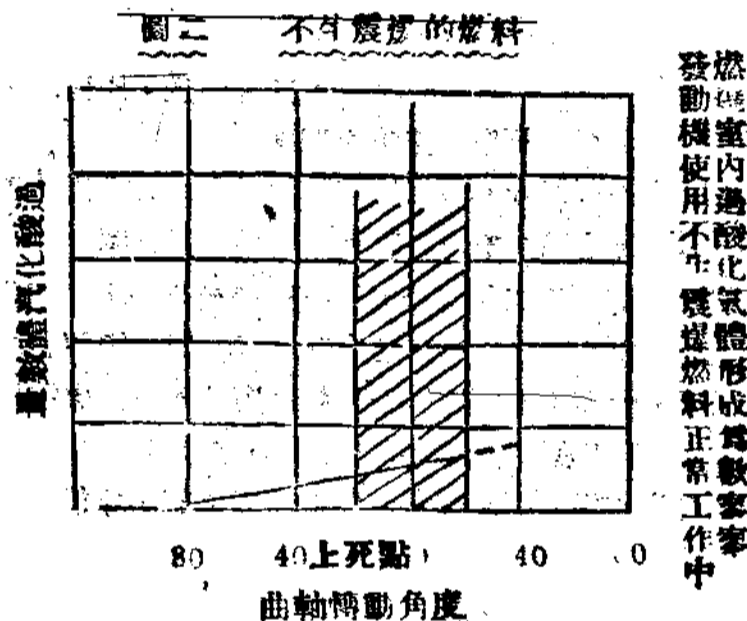
發動機室內過酸化燃料汽體

國立中央圖書館  
NATIONAL CENTRAL LIBRARY  
CHINA

震爆過程：火燄傳播極快，由試驗得知，震爆時燃燒的速度每秒鐘由19—20公尺，而正常燃燒速度每秒鐘至多不過3公尺。

震爆：氣浪將汽缸身壁阻隔折回，遭遇着追蹤而至的浪潮，互相撞擊。由照像得知，汽浪在汽缸內週轉的時間佔據了大部分膨脹行程。後來汽浪多次縮小，速度因之減慢，發動機經過這樣震爆，結果即引起劇烈振擊；美、英、法、蘇、日等國曾由工作發動機燃燒室內，取出一部分化合汽體，試驗結果告訴我們，在壓縮及爆發二行程，過酸化汽體形成集中之狀態，有如第一二兩圖所示。

由第一圖可以知道 化合汽體經化學變化形成了震爆。這個曲線指示震爆的發生，事先必有過酸化汽體最高之集中。



第二圖正常工作的發動機，使用不發生震爆燃料，由曲線可以看出，其集中過酸化汽體的程度很低。有許多燃料根本不發生過酸化作用，例如甲烷。

燃料如含有極少過酸化性，如二圖所示，可增加壓縮比，溫度等等。使燃燒前的酸化作用加速，或使其移近下死點。鉛質油精能阻止震爆燃燒之過酸化，並分散過酸化氣體使其不能集中。

### 2. 自發燃燒與震爆的分別。

燃料自發燃燒與震爆是兩種不同的現象。自發燃燒係因發機汽缸溫度極高而形成的。

發動機因自發燃燒，各個汽缸工作不能協合，其總動力必減少，燃料消耗量必因之而增加。

自發性燃燒汽缸內發出撞擊聲音，與震爆所發出的聲音完全兩樣。自發性燃燒發出聲音不十分響亮，震爆的聲音則是一種突擊的金屬聲。但這兩種撞擊的聲音，非富有經驗的人不易分辨。

又單汽缸發動機震爆時甚易查覺，多汽缸發動機震爆必富有經驗的人才能由撞擊聲音區別。

自發燃燒的形成，汽缸溫度必須極高，設將電門關閉，發動機工作不致因閉電而停止，震爆則不然。

震爆自發燃燒作出的功圖，有許多不同之點。震爆的功圖壓縮線是正常的，燃燒膨脹線是突變的，這是自發燃功圖上所沒有的。

常期震爆，汽缸溫度很快的增高，最易造成適合自發燃燒的客觀條件。

震爆及自發燃燒常是併行的連繫的，且經久震爆一定形成自發燃燒。可是由排汽管簇的散佈性及發動機工作之情形可以知道它們有顯然的區別。

### 3. 發動機震爆的查覺及確定。

檢查人員須注意排汽管，如清查時看見一個或幾個循環內，每分鐘幾次的，冒出爆炸聲音連續帶出的許多黑烟，將化油器調整後，（即減少混合汽體燃燒配合 $\lambda$ 分）設黑烟照舊突出，此種現象即可確定為真正震爆。設再加大油門，則全部汽缸即同時震爆。當震爆最劇烈時，發動機作有力動搖，這種動搖與未經修理調整完善的發動機的動搖完全不同。震爆作劇烈衝擊甚至於全部機構搖動，排汽管陸續出冒火簇，轉數很快降低，這時排汽管上冒少許黑烟，發動機在這種情形下甚易損壞。

發動機排汽管常有間斷爆炸的聲音，因之發生疑問，欲確定是否震爆可作下幾種測試：

1. 打開高空油門，如黑烟停止或稀少，即可決定為非震爆，如係震爆，在減少混合汽體內燃料成分時，震爆當反面加強。

2. 設有手拉式提前發出設備時，可將提前發火稍許推後，如係震爆，則黑烟與聲音，完全停止或顯然減輕。

3. 輕微震爆，可將發動機轉數減少5—10% R.P.M.，震爆即可停止。

震爆發生本來有許多因素，本文所提出來的幾種，是發動機在地面或空中工作時常遇得的。

### 4. 震爆之實際處理

1. 震爆的產生，主要的是使用燃料的不合適，高壓縮比及高轉數。增壓器發動機必須用高辛烷數的燃料。M—25B風涼式發動機確定使用87號汽油，設假

使用 95—97 號汽油時，則應使發動機發揮最高性能，燃料消耗量可因而減少。以此推論，則震爆的產生是使用低質燃料所致。設如發動機必須使用低質燃料時，（照發動機所定標準燃料），則應減低增壓器壓力，或發動機轉數。

發動機 M—108 規定燃用 (35—74) = 91—92 號汽油，但使用 (45—70) = 89 號汽油，亦不至減低飛機性能。如發生震爆，可調整增壓器壓力，將增壓器壓力減低 30—40 公釐，轉數必隨之降低，此可減小螺旋槳葉角度調節之。

M—103 發動機甚至使用 (35—70) = 87 號汽油時，增壓器須更減低，在這種情形下，飛機性能必因之而受影響。

為省經濟計算，如某種發動機必須使用較低辛烷數燃料時，則須以合理方法解決所生的一切問題。

例如飛機裝有 M—103 發動機，使用 (25—70) = 85 號汽油是可能的，不過增壓器需減低很多壓力，飛機起飛距離必須加長，甚至必加長機場跑道。

設如實地工作遇有以上情形時，可照樣處理之。

2. 震爆因高度增加而減輕。發動機 M—17 確定使用 (5—70) = 70 號汽油，在兩千公尺以上時，使用 (5—89) = 59 亦無障礙。

裝 M—103 發動機的飛機，起飛時使用 (35—74) = 91—92 號汽油，在 3000 公尺高度，可使用 (3—70) = 87 號汽油，甚至再低幾號的汽油亦無不可。

最適合的處理，是飛機在起飛，爬高時，用高質的燃料，其他飛行程中可用適當環境需要的燃料。在普通軍事教練時期，能省高貴燃料消耗量可到 70% 以上。

## 空 中 列 車 同 譯

在克里特島戰役中，我們聽到德國運用大批空輸部隊，除降落傘及運輸機外，還廣泛的運用空中列車。所謂空中列車，即用一隻強力的飛機，拖曳着許多滑翔機，大隊的空輸部隊就乘着這許多滑翔機，到目的地上空，離開拖機，各自滑翔着陸，担任軍事任務。

德國人所用的滑翔機，大概可載十五個全副武裝的士兵，連滑翔機本身，總重在 6300 磅以上，一隻德國拖機可以拖曳如此的滑翔機在十架以上，這種運輸能力之大，實在可觀，所以無怪乎這種新運輸工具特別為近世軍事家所重視。

我們現在根據航空科學知識來對這件事作個分析研究。好比講，被拖曳的滑翔機的重量如何影響全部列車的速度？是否拖機的速度愈快，則列車的效力愈大？例如德國米式戰鬥轟炸機 Me-109 可以拖曳滑翔機重量四倍於他本身的重量，而列車的巡航速度仍可維持到每小時 110 哩。反之，一個舊式的比較慢的飛機，就不能拖這麼重的滑翔機。

研究這個問題，同研究一切飛機的問題一樣，我們試根據下面幾個步驟來加以分析：

- (a) 在平飛時，列車要多大動力？
- (b) 列車速度如何？
- (c) 列車的攀升力如何？
- (d) 應當採用那類飛機當作拖機，被拖的滑翔機應當如何設計？

為簡單起見，我們假設拖機同  $n$  個滑翔機在同一高度上飛行，這一個假設並且相當合理，根據駕駛員的經驗，一列空中列車，無論是駕駛拖機，或是駕駛滑翔機，最方便的情形，是都保持在同一高度。我們還假設列車是採用直線拖曳，因為要適合第一個假設，直線拖曳比較合宜，並且可以省去拖索上的垂直分力，因此計算起來容易些。

令  $T$  = 總推進力

$$T = T_1 + nT_2 \dots\dots\dots (1)$$

$T_1$  = 拖機的推進力， $T_2$  = 每一隻滑翔機的推進力。

在下飛時，如果列車速度為  $V$ ，則總推進力又可以寫作：

$$T = \frac{W}{E}$$

$W$  = 列車總重量， $E$  = 在速度  $V$  時  $\frac{L}{D}$  之比，以此代入(1)式則

$$T = \frac{W_a}{E_a} + n \left( \frac{W_s}{E_s} \right) \dots\dots\dots(2)$$

假設

$\eta$  = 螺旋槳效率， $P$  以 b. h. p 為單位， $W$  以磅為單位。  $V$  = 呎/秒  
將(2)式兩邊各乘以  $V$ ，則得實際需要的動力，

$$550 \eta P = W \left( \frac{V}{E_a} \right) + n W_s \left( \frac{V}{E_s} \right) \dots\dots\dots(3)$$

$$\text{或 } 550 \eta \left( \frac{P}{W_a} \right) = \left( \frac{V}{E_a} \right) + \left( \frac{W_s}{W_a} \right) \left( \frac{V}{E_s} \right) \dots\dots\dots(3a)$$

其中  $\frac{V}{E_a}$  = 在速度  $V$  時，拖機螺旋槳靜止時拖機下沉速(Sinking speed)  
(靜止的螺旋槳阻力不計)

$\frac{V}{E_s}$  = 在速度  $V$  時，滑翔機的下沉速度  $V_s$

那麼， $\eta P$  的動力就悉數用在抵抗地心吸力上，

而  $550 \eta \frac{P}{W_a}$  就是拖機的攀升率。

我們名此攀升率叫做虛攀升率 (Fictitious rate of climb) 用  $V_{ct}$  的記號來表示。

再用  $V_s$  來代表下沉速度，則 (3a) 可以寫作

$$V_{ct} = 550 \eta \left( \frac{P}{W_a} \right) = V_{za} + n \left( \frac{W_s}{W_a} \right) V_{zs} \dots\dots\dots(3b)$$

在  $V_s = \frac{V}{E}$  的方程式中，祇有一個變數  $V$ ，那麼，我們可以用

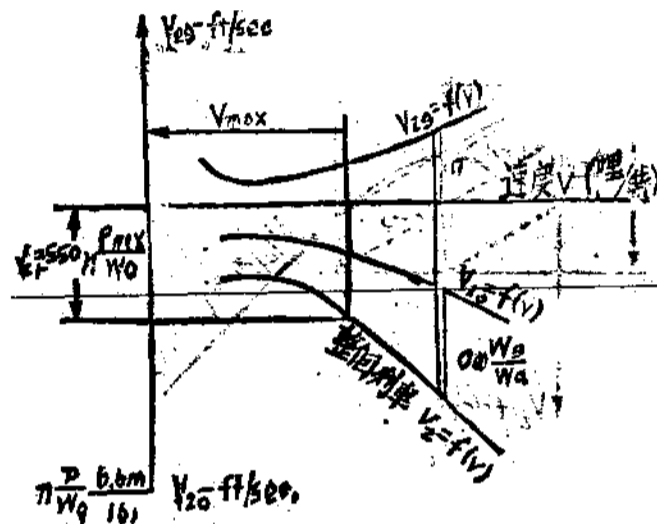
$V_s = f(v)$  來代表他們間的關係。

用  $V_s = f(v)$  的關係，我們作出拖機(無螺旋槳)的速極圖線(Speed polar diagram)，也作出滑翔機的速極圖線，然後運用簡單的曲線加法，則作出整個列車的速極圖線。

如第一圖所示，那麼許多關於空中列車的基本問題，就可以很容易的研究出來。



如果我們有風洞作試驗，作這個圖線當然很容易，我們祇要知道機身荷重同飛行高度的空氣密度即行，如果我們沒有風洞做試驗，我們可以用機翼展弦比，同飛機的  $C_{Dmin}$  來作出。



第一圖 空中列車的速極圖線

在第一圖中，上部的圖線代表“翔機”的速極圖線，下部的圖線代表拖機的速極圖線，飛行速度用橫坐標來表示，要作出整個列車的速極圖線，則援用(3b)式，將滑翔機圖線的縱坐標乘以  $\left(\frac{P}{W_0}\right)$ ，或者乘以滑翔機總重拖機重量之比。然後加上拖機的極圖線，則作“整個列車的速極圖線”。

如果在飛行高度  $h$  的  $\eta$  同  $P$  已知，則可以引用(3b)找出整個列車最大平飛速度，其步驟即是先將飛機單位重量的有效馬力算出，在縱坐標軸上定出此點，然後由此點作一根線與橫坐標軸平行，與整個列車的整極圖線相交，則此交點的橫坐標即代表列車的“最大平飛速度”。

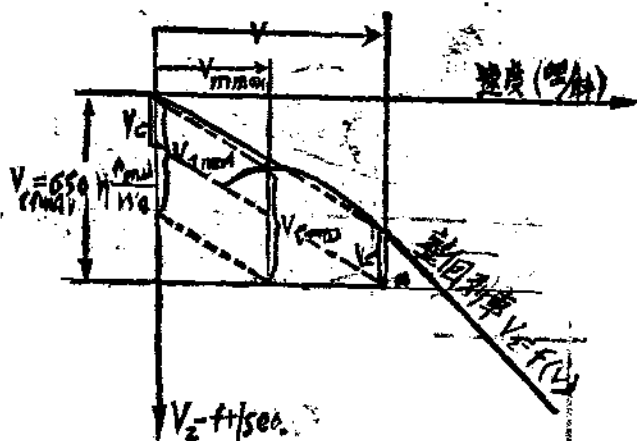
至於在速度  $V$  時的列車攀升率可以如下表示：

$$V_c = 100 \eta \left( \frac{P}{W_a} \right) - \left\{ V_{z0} + n \left( \frac{W_g}{W_a} \right) V_{z0} \right\} \dots \dots \dots (4)$$

利用速極圖線，見第二圖，我們可以看得出來， $V_c$  所代表的，即是  $V_{c0}$  與在速度  $V$  時，列車速極圖上縱坐標距離之差，同時，我們也可以看得出來，最大攀升率  $V_{cm_{max}}$  時的列車飛行速度，應當在速極圖線上縱坐標最短的部分。如果以算式表示則

$$V_{cmax} = 550 \sqrt{\frac{P_{max}}{W_a}} - V_{min} \dots \dots \dots (4)$$

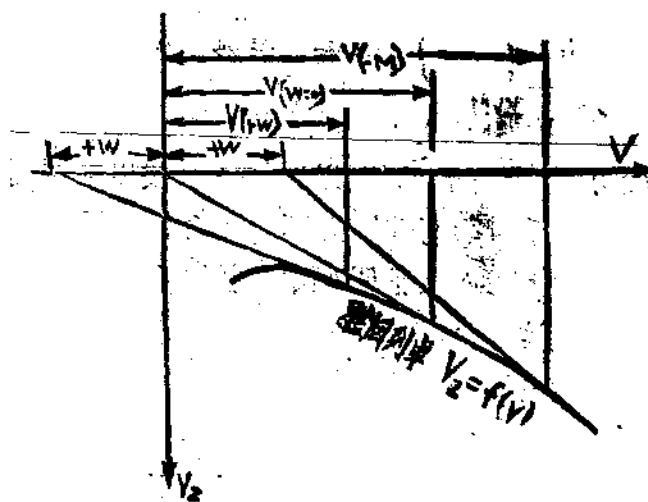
$V_{21}$  = 整個列車的速度圖線上最短縱坐標。



第二圖 列車變升率的說明

列車要行最大航程，其速度應當如何？

在無風的情況下，可以由原點對速度圖線上作一切線，如第三圖所示。則切點的橫坐標即是所需要的速度，如果有風的話，逆風則+W向左邊移動些，順風 -W 向右邊移動些，其他步驟相同。



第三圖 最大航程時飛行速度測定之說明

很明顯的，整個列車的最大速度同巡航速度總是較拖機為低，減低之程度，則須看列車的下次速度如何，與  $n \left( \frac{W_c}{W_a} \right)$  之數值即滑翔機總重與拖機重量之比

如何而定。至於被拖曳的滑翔機宜乎採用一兩隻大的或是很多隻小的，亦無所選擇，祇需看設計製造的方便，載搭同樣數目的人員，何者比較可以輕些以及觀摩的便利，地面上橫縱的便利合乎軍事上的要求等等能決定其宜於採用何種。如果要求小的下沉速度，則宜乎用小的滑翔機，因此也可以用大的展翼，不過，即是用大的滑翔機，也沒有多大關係，並且假如失事滑翔機的機翼荷重相同，那麼，大小滑翔機的阻力則也差不多相等，因此速阻關係線作起來，也差不多相同。

在列車中，如果拖機的動力一定，那麼，最好的機翼荷重可以求出。

根據第一圖，我們可以看出，拖機速度因拖曳滑翔機所減低之數值，是減低於  $n \left( \frac{W_p}{W_s} \right)$ ，如果以飛行動力為  $P$ ，滑翔機最小的下沉速度一定相當於列車的巡航速度，或者講，假如列車的機翼荷重不大，低的滑翔機，下沉速度則相當於高的飛行速度，因此也決定了高的機翼荷重，如果被拖的滑翔機重量增加，則低的下沉速度向前移動，因此飛行速度變低，就得到一個低的  $\frac{W_p}{S_p}$ 。

一般的實際情形，常常不能夠一定顧慮到動力的經濟問題，我們要兼顧到滑翔機的下陸速度須低於每小時 70 哩，要顧慮一切地形情形的看陸，還要顧慮到起飛跑道的長短，因為跑道長短與看陸速度的平方成正比，假如我們在滑翔機上用一個的增加升力的裝置使  $C_{Lmax} = 1.7$ ，那麼，在實際情形上，機翼荷重可以達  $\frac{W_g}{S_g} = 20 \text{ 磅/sq. ft.}$

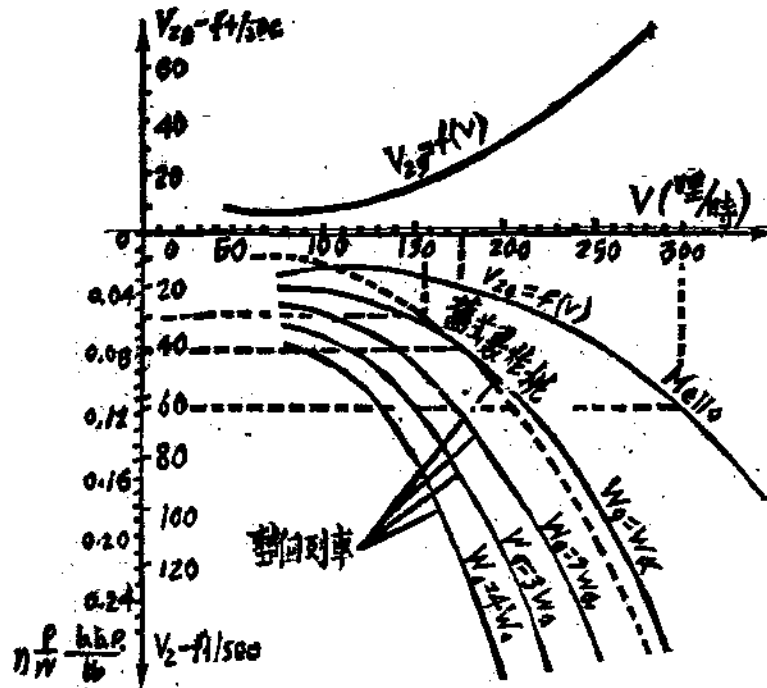
假如： $C_{Lmax} = 1.7$   $\frac{W_p}{S_p} = 20 \text{ 磅/sq. ft.}$  拖機的最小阻力係數估計為  $C_{Dmin} = 0.02$  展弦比 = 13

我們來試看此種滑翔機與不同的拖機所組成的列車情形如何？

第四圖中 上半圖是我們剛剛講到的滑翔機的速度關係線，下半圖的細線是新式戰鬥轟炸機 Me-110 在水平面時的速度關係線，這隻飛機的阻力很低，由風洞中試出  $C_{Dmin} = 0.023$ ，翼荷重很大， $\frac{W}{S} = 35 \text{ 磅/sq. ft.}$  圖上虛線是隻比較舊的轟炸機，也是來做拖機的它的； $C_{Dmin} = 0.034$ ， $\frac{W}{S} = 17 \text{ 磅/sq. ft.}$  至於動力荷重的情形，Me-110 的  $\eta P = 0.77$ ，則  $\frac{\eta P}{W} = 0.415 \text{ B.H.P./lb.}$  那隻比較舊的轟炸機呢？就祇有  $0.055 \text{ B.H.P./lb.}$  如果載荷重減低，它的動力荷重也可以大些，到  $0.075 \text{ B.H.P./lb.}$

現在我們試研究空中列車的實際情形。

假設一列空中列車中，滑翔機的總重量等於拖機的兩倍、三倍及四倍，我們由第四圖可以看出，拖機如用新式的M-110則在海平面的攀升率是每分鐘110呎，用兩隻1150匹馬力的發動機，即雖滑翔機總重量達拖機重量的四倍（飛機重14800磅），最大平飛速度仍可維持每小時130哩。



圖四圖 實際列車之例

那隻比較舊的轟炸機就不能拖這麼重，因為他的  $\eta$  ( ) 太低，最高速度同巡航速度減低得太利害。新式飛機，如果設計得很清爽 (Aerodynamically Clean ness) 最宜於採用作拖機，因為他消耗在抵抗自己阻力的動力少，可以剩很多多的動力來拖滑翔機，不過，我們並不是講舊式設計的轟炸機就不能用作拖機，一隻舊式設計的轟炸機往往有較大的飛行重量，他自然也可以拖些，不過滑翔機總重量與拖機重量的比值低些吧了，實際上的選擇情形，則要看軍事上的要求如何？要求一定了，採用此法來比較，一定很方便。

第一段係譯自 "Flight" Wag 29 th, 1941, "Troops by air", 其他原文載 "The Aeroplane" April 25, 1941 "Transport by gliders"

## 二十五年來美國航空材料之進步

任心力譯

1911年春，美國陸軍部公佈軍用飛機規範書，係美國政府購買軍用飛機之第一次正式法令，其中僅包含飛機骨架及製造等之條則，而於器材方面并無特別規定，當時關於器材質料之管制，則由陸軍部檢查員依照下列規則查考：

- (1) 未經檢定而為可用之材料，仍須予以精確之試驗。
- (2) 構造鋼料，對於因振動而生之結晶，應有甚高之抵抗能力。
- (3) 其他材料，須經試驗證明其受振動不致結晶，未經試驗證明者，不得採用。
- (4) 金屬部分及結合之木質部份，易受鹹水與潮濕之侵蝕，故其防水防潮之保護料必須完好。
- (5) 疊層木製部份，其防受鹹水及振動影響之保護物料必須完好；而於膠合面，接口處，接頭等處之防濕保護料尤須注意，且此種保護料必須於裝置以前完竣。
- (6) 翼蒙布應採用最上等纖維品，其重量每平方碼不得少於2.75磅(Ounc)；蒙布方法，應使其牢固平滑而自適宜之緊度為原則。每兩翼肋間，於翼下面距後緣1.5呎處，應各開直徑約3/6吋之孔，孔上并須罩以防塵蓋。
- (7) 顏色配合應採用標準塗油與假漆(Varnish)。
- (8) 承受拉力之線及操縱接頭，應採用標準鋼線，且需便於校正。
- (9) 製造螺旋槳葉梢之材料與方法，應能使葉梢擊定，且能不受砂礫衝散之作用。
- (10) 汽油箱，最好能有特別保護物料，於中彈時，得使汽油損失可達最小程度。
- (11) 製造各種零件所用之鋼料，其彈性限度，硬度及其他重要物理性質，俱應依照可靠試驗所得之據數使用。（如經熱處理者，即須依照最後熱處理之據數）
- (12) 木製物件，其材料之來源，時間與烘乾方法，均應根據紀錄而使用。
- (13) 膠合劑，油漆等，均應根據試驗紀錄（包括定時浸濕烘乾之更替試驗而

使用)。

時至今日，則已大改舊觀，美國現在公佈之軍用飛機規範書，參照第二十三號公報，內中列舉關於器材方面者即有八百二十五條之多，且每月印出，以備工業界提供新的或修正的意見。

往昔冶金學家雖未將“結晶”(Crystallization)視為金屬材料在疲勞限度內衰弱之原因，但仍注重於振動之防止，今日則已知振動及反復載荷 (Reversal load) 實為大部份飛機及發動機衰壞之原因，因此，設計或製造之錯誤而產生之集中應力，較材料使用前之疲乏限度，已被視為更重要之因素。

油料研究者亦已覺悟到飛機結構及螺旋槳應有充分保護之必要，故塗料改進亦在不斷研究之中，原用之亞麻子油 (Linseed oil)，氧化鐵金屬塗底料 (Iron Oxide Metal Primer) 需要十二小時至十六小時始能乾透，現已改用鉻化鋅塗底料 (Zinc Chromate Primer) 代替，此種塗底料係與綜合樹脂溶液 (Synthetic Resin Vehicle) 調合，乾透極快而防蝕性極佳。多年來用為木材塗面料 (Finishes) 之桐油，磁漆 (Enamels) 樹脂油漆 (Gum Varnishes)，現亦有甲醛化式 (Formaldehyde type) 及有機鹽基化式 (Alkyd type) 之綜合樹脂 (Synthetic Resins) 代替，此種塗面料僅需塗施一層，應用時，配成預定之顏色塗上，於三十分鐘至六十分鐘時間內即可透乾，形成一層極薄而堅牢之表層，具有足以避免因振動而生之破裂之柔弱性。此種塗面方法，最近已在偽裝方面得到成功。

以前飛機上膠合接頭，係採用熱的獸皮膠 (Hot hide glue) 或冷的液體膠 (Cold liquid glue)，二者均易吸收濕氣，長生黴菌。1917年動物質膠 (Blood Albumin Glue) 始應用於層板結合，乾酪膠 (Casein Glue) 始應用於普通木材結合，因其有極佳之抗濕能力，故即被廣泛採用。現在又有冷卻定形尿素甲醛膠 (Cold setting urea formaldehyde glues) 已被採用，此種膠不僅具有與乾酪膠同樣之膠合能力與抗濕能力，且能不受黴菌影響，將來必有漸次代替乾酪膠之勢；不過現時在飛機工廠中，乾酪膠仍為主要之膠合劑耳。此外酚甲醛膠 (Phenol formaldehyde glues) 以薄膜狀態使用，可製成合於海陸軍規範之抗濕層板。又有用以黏合各層玻璃之亞塞脫一比特勒化式熱力可塑膠 (Thermoplastic glue of Aceto-Butyrate type) 亦已採用作黏合層板之用，但在高溫時，其抵抗解體 (Creep) 之能力不及熱力定形膠 (Thermosetting Glue) 之強耳。

為求節省並儲存金屬材料以供戰鬥機之用，於是各種代用品之進步，亦足可觀，此類代用品均用之於教練機上或戰鬥機之非受高力部份，如艙門，艙內鋪板，座位，鉸板，托架等，大別可分為數類：

(I) 在標準壓模機 (Standard platen press) 製成而成之層板，或以蒸汽

加熱彎曲成形或即使用平板，膠合於飛機構架上。

(2) 以一層一層的薄木片或薄木條，包繞於固定形狀之模型上，而製成之層板。

(a) 在普通高溫下以乾酪膠膠合，膠合時僅施以壓力——此法現已不用。

(b) 以熱力可塑膠 (Thermoplastic glues) 或低壓尿素甲醛熱力定形膠 (Low pressure urea formaldehyde glue) 并用定形柔模 (Flexible die) 將整個物件置於蒸汽蒸氣器 (Autoclave) 中於定溫定壓下製成。

(c) 用酚甲醛熱力定形膠 (Phenol formaldehyde thermosetting glue) 用陰陽模在高溫下壓成。

(3) 使用塑膠，並將布或木或紙在定溫定壓下浸染黏合以助強，此種材料堅強，可黏合各模製小件而成各種複雜整件。

(4) 以塑膠溶於模子內而製成固定形狀之整件或零件。

往昔飛機機身多使用平面層板，以螺釘旋於木質構架上，此種構造，重量過大，又因其接合處易受霉菌及振動影響，維護費用亦太高，至1917年美國始採用銲接鋼管蒙布機身。前緣與機翼，以定形之板片製成，確甚適用，但近代膠合劑之進步，分開的摺片或模片亦通常使用於機翼或前緣之製造。有些部份，如輪門，儀表板，整流罩，操縱面等用層板或塑膠作為蒙皮，已收得顯著成績，而塑膠則具有更大之防濕能力。

層板依其表層塗料之保護效力，能吸收重量4%至30%之濕氣，塑膠通常則吸收不到1%。採用層板，設計時通常乘樣之各種應用據數，已經實驗求得，且已習用，除特別挑選材料而外，已難更有改進；但木料一經特別精選，於供應上將受極大限制。塑膠之研究，已引起廣大的注意，一般對塑膠或飛機設計無甚了解的人們，視塑膠為航空工業之萬能原料，所有有關工程方面的軍事及的，經濟的，技術的問題，均可藉以解決，不過一切構造材料，其使用時，在各種情況下亦有各種相對之性質，應用於工程設計之前，所有抗拉抗壓之應力應變性質，及剪力，解體強度，疲乏限度等之據數，均須全備，此等據數，必須根據標準實樣求得，在溶化情狀下，亦需詳加試驗；而目前關於塑膠之據數，則尚未全備足供應用也。飛機工作情況之極度已經規定，溫度自 $-65^{\circ}\text{F}$ 至 $+160^{\circ}\text{F}$ ，濕度100%，在此情況下，希望塑膠應有之性能如下：

\* 抗拉強度率 (Specific tensile strength) 22,000 磅/平方吋

\* 屈服強度率 (Specific yield strength) 13,000 磅/平方吋

\* 彎曲強度率 (Specific Flexural strength) 22,000 磅/吋<sup>2</sup>/q9, in.

\* 彈性係數率 (Specific Modulus of Elasticity)  $3. \times 10^6$ .

疲乏限度 (Fatigue limit) 抗張強度之 3 %

抗擊力 (Impact Resistance) 3 t. in.

解體力 (Creep) 等於合金 - 5°F 至 + 10°F 間 解體力

硬度 (Hardness) 足以抗表面侵蝕

耐久性 (Durability) 浸水，汽油或滑油中，不自變軟，  
膨脹，泡或其他缺點；暴露於半熱帶空  
氣中一年，不致破壞，裂紋，彎曲或變形。

註：(\*) 強度除比重。

透明塑膠之耐用與透光能力，已有長足之改善，故被大量採用以代替玻璃 (Laminated glass)，僅能使用兩月之明膠 (Celluloid) 已有用 Acrylax 代用，經時六月，透光能力并未見減低。表面硬度雖不及玻璃，但現亦在研究改進之中。

第一次大戰時，亞麻布來源突然減少，不得已採用家庭織造之麻布以供飛機蒙布之用，其後應用有效的工業方法製造棉布，即為美國飛機主要蒙布材料，供用已達二十餘年，尚無若何變化。

政府因鑒於硝酸纖維塗油 (Pyroxyline dope) 太易燃燒，即覺有設廠製造醋酸纖維塗油 (Cellulose acetate dope) 之必要，後經證明，溫度甚高時，醋酸纖維塗油在保持蒙布緊度方面較硝酸纖維塗油為劣，其後即另有一種含有緩燃色料之黃色硝酸塗油 (Pigmented Nitrate dope) 代用。透明塗油 (Clear dope) 經着色後亦得較佳之持久性。最近之發展，塗油係含有頗多之凝固質，故需於較熱時工作以減少其黏性而利噴塗工作。

橡皮為軍需方面之重要材料，最近對於橡皮代用品之研究，亦大有進展，現已獲得一種人造化合物，其性質較天然橡皮為優。飛機上有些易受油質，溫責，天氣等影響之部份，應用此種代用品尤為必要，故近代飛機均得裝有橡皮油管，(Hoses) 橡皮油箱外包層，(Fuel cells) 減振器 (Vibration dampeners) Diecets 以及用紐配霖，博郎，吸阿珂 (Neoprene, Buna, Thiokol, 為三種不同方法的製成之三種橡皮——譯者) 所製成之各式填充料。

飛機上椅墊亦已完全改變，最先係用羊毛及天然皮墊，隨後改用人造硝酸纖維皮革，此物易受火災，又改用不很美觀但頗堅實之漆布；現今則通用防火的人



適皮革與棉皮海綿體以爲椅墊矣。

此外有些材料尚無變化的，鉻鎳鋼 S.A.E. 4120，在 1916 年，有些飛機上採作銷釘之用，現有則以製造該蒂斯爾接鋼製螺旋槳葉。原來規範者規定「鋼料須鍍於赫洛梯電爐中 (Herault Electric Furnace) 以去污垢」，現在鍊鋼廠仍本此念以治鍊飛機零件，以前大部份銷釘，係用 0.95 碳素鋼，直至飛機速度增高，動力因數加大後，始有一種機械性質較佳之合金代用。鉻鎳鋼 x-4130 初用於陸軍飛機爲鋼管機身之構架，現有則已成爲鋼板或鋼條之標準成分。因爲鎳之缺乏，含鎳鋼不可多得；鉻鎳鋼價格較低，而具有優良性質，如可以銲接，展性良好，在空氣中，硬而耐得較高之抗拉強度及較高之抗拉屈伏比 (Tensile Yield Ratio)——能行淬水或抽冷工件——其抗拉強度強大之範圍亦極廣，因此，實際上，鉻鎳鋼已爲世界各國所通用。厚於 3/16" 以上之鋼料，現已採用高碳素鉻鎳鋼 1.0 或 1.1 鎳之高碳素鉻鎳鋼 x-4130。此外，有一種可以空氣淬火 (Air quenched) 使抗張強度達 140,000 磅/方吋之鋼，在某些應用上可以代替 x-4130。現時之飛機構架及蓋罩均可使用者，僅有一種含鉻 1% 含鎳 8% 之鋼。此鋼易於銲接，經點火銲而其強度與抗蝕能力并無顯著之損失，且可施行液體或抽冷之冷作法，故其強度上與低密度鎂合金相比，因其具有如許優點，故一俟其各種試驗數足供其應用時，此種鋼料將被廣泛採用，殆無疑義也。

鎳鋼 (Ni-steel) 亦，有些水上飛機用爲齒翼構架，已見優良效果，現在火輪及其需要堅硬表面之附件亦已通常採用；以鉻或鈷爲安定劑施行回火處理後，即可作排汽管及進汽管，以代替往昔之碳鋼。康康 (Inconel) 爲一種含鎳 80% 之合金，具有最佳之抗熱蝕能力，但可供用，則因必需儲存鎳量之關係而大受限制矣。

第一次世界大戰時，美國飛機製造方面尚無熱處理之鋁合金使用，當時美國鋁公司已有硬鋁皮製成，具有下列性質：(見 Bureau of Standard Report, February 1, 1917)

鋁皮厚	0.04 吋
平均抗拉強度	55,000 磅/方吋
彈性限度	24,000 磅/方吋
伸長率 (標記長度)	1 %

此種合金，現時稱爲 75，通常已改用含 1% 以上而抗拉強度較高 15% 之鎂合金。1917 年，E.A. Dix 公司發明純鉛表面可具防蝕能力，於是硬鋁皮之腐蝕問題亦已解決。此外有些鎂合金及熱鋁合金亦已大有進步，以供特別應用。

以金屬薄片爲機翼蒙皮，於 1919 年始作第一次試驗，其材料爲 0.008" 厚之鋁皮，當時以爲金屬蒙皮較漆油蒙皮重三倍，而對於斷裂之抵抗能力，並未見增強，其能否用作蒙皮，實屬問題；時至今日，則當不復有此疑慮矣。以此可知每種新材料之產生，必須經過長時間之分析始供採用，而此器材之各種特性，尤須經過詳細研究，方能應用達最優程度也。

鎂合金，引用於 1928 年，雖其密度較鋁合金爲低，但除鑄造外，其強重比亦未見稍有優點。熟鋁合金因其製成精造形狀，比鋁合金較難，其抗蝕能力又小，故在飛機骨架上已不復採用；鑄鋁合金在發動機方面採用頗多，其重量已佔有全飛機總重百分之二至百分之三。

現在鋁與鎂之生產正大量擴充，無疑地，在戰後，對於此種材料之供用將有影響，不過因爲大量生產可使價格減低，則目前鋁鎂材料在航空工業上必不致失其重要性也。

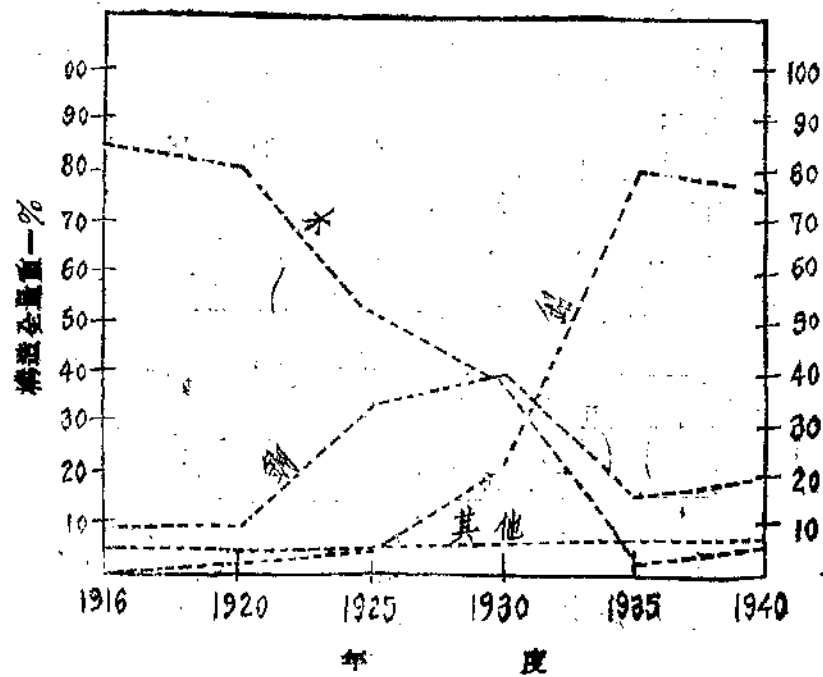
第一次大戰時，對於飛機器材開源節流之需要，亦如現在之迫切，當時主要的飛機材料是雲杉 (Spruce) 等而當時得有此種木材可供應用，不過需用大量人力與很多工具以砍鋸，烘乾，又爲儲存起見，有些可用之木材，因有小疵，亦必須捨棄也。製造螺旋槳之硬木 (Hard wood) 及製造飛機骨架之槲木 (Ash) 已擴用膠合疊層木代替，於是較小木料亦可利用；鋁合金，整塊鋼，鉚接鋼等金屬螺旋槳之採用，亦已減少硬木原料缺乏之困難。頗堪注意者，在極早時塑膠螺旋槳 (Molded Plastic Propeller) (浸染於酚甲內製成) 即已發明採用，其機械性質與近代塑膠亦無大差異。

1917 年製造發動機軸承之錫尚無代用品，以後銅鉛軸承與鐵軸承之出現，即減少錫料缺乏之困難，滲錫鋼的與箱滑制箱，現亦用鉛製成，戰鬥機上，則以柔軟的塑膠來製造。

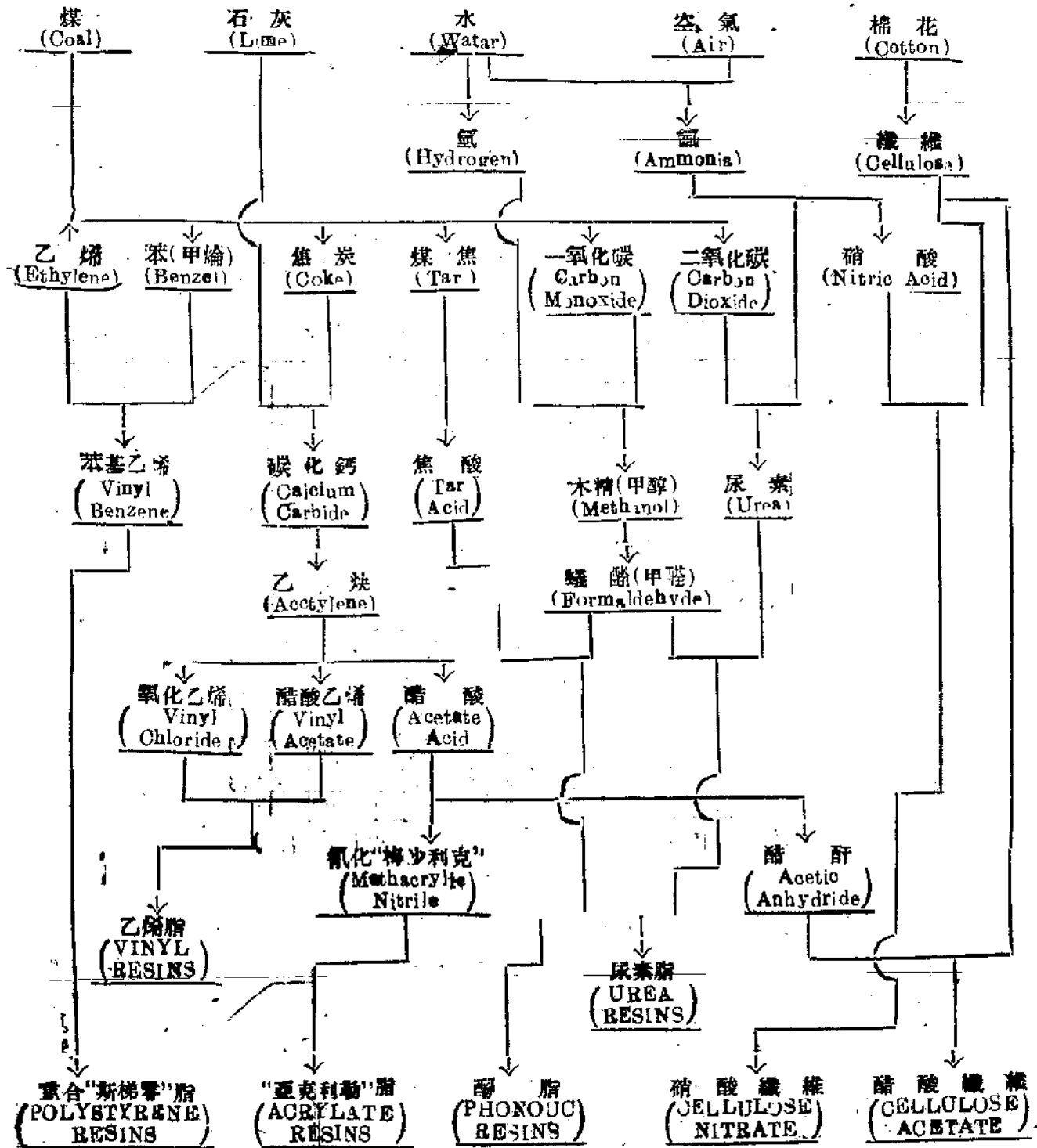
值此非常時期，爲求儲存金屬材料以備戰鬥機最主要部分之用，於是木料，層板及其他非金屬材料亦特別被人注意；不過此類材料，在戰後是否仍將被採用爲主要構造材料，則尚屬疑問耳。

現時對於新合金之研究并未減少，一些新奇的製造與接合零件的方法，將使生產成品更爲經濟，將來舊器材之使用與新器材之進步均將有更多的變更，此則足堪注意者也。現在美國航空工業界已有一個強大而有訓練的工程師結合，此新興而進步的組合，足以發明并利用一些新的材料與新的方法，而造成更大的成就也。

美國二十五年來陸軍飛機構造材料比較圖



# 非軍用原料製造塑膠



## 防 水 性 動 物 膠

by F. L. Browne . 陳芳翰譯

1. 前言——近世飛機用膠，常以人造樹脂膠為最優；其力量大而能絕對防水。乾酪膠 (Casein Glue) 次之，因其不能絕對防水；惟其製作簡易。普通動物膠 (Animal Glue)，成本便宜，來源充足；祇以其缺乏防水性 (Water Resistance)，故不適用。然顧我國內，牛乳之產量不豐，價值亦昂，製成乾酪膠，成本既高，且來源時有缺乏之虞。至於人造樹脂膠 (Synthetic Resin Glue)，更非容易；尤以在此抗戰時期，須用化學藥品，多仰給於國外，其來源幾完全斷絕。是故設法增進動物膠之防水性，以適應用，殊為重要。本篇特介紹一種防水性動物膠之製作及效果，以為有興趣於斯問題者之研究參考。

2. 配合成分——普通動物膠一受濕潮，其膠着力即行減退，甚至膠質溶化，膠接口分離。用於飛機之結構，或其他須具防水性之部分，甚不適宜。惟若加入相當之化學物質，更調節其溶化之溫度，則普通動物膠，亦可得良好之防水性。美國 Forest Products Laboratory 經若干試驗，製出一種防水力甚高之動物膠。力量既佳，又適於工業上之應用。根據以 1/16 吋之樺木 (Birch) 三層板所作之標準試驗：乾燥時平均剪力 (Shearing Stress) 為 475 lb./sq. in.，浸水兩日後之濕性剪力為 165 lb./sq. in.，與具有防水性之乾酪膠比較，其數值不相上下。該膠之成分如下：

動物膠.....	100 份 (計重)
水 (註 -) .....	99.5 份 (計重)
草酸 (Oxalic acid).....	5.5 份 (計重)
複狀甲醛 (Paraformaldehyde) .....	10 份 (計重)

3. 製造之手續——將普通動物膠切成小片，放水浸軟，然後慢慢加熱，至 140°F；待其完全溶化，將溫度降至 105°F 至 115°F 之間，保持不變。乃將小結晶體之草酸  $\begin{pmatrix} \text{COOH} \\ | \\ \text{COOH} \end{pmatrix}$  及白色粉狀之複狀甲醛 (CH<sub>2</sub>O) 兩者混和，徐徐加入膠液中。繼續攪勻，至草酸完全溶解，便可應用。另一調製方法：為先將膠片浸入 200 份之水中煮溶，其餘水 25 份，留為濕調草酸及複狀甲醛之用，然後加入膠

液中，如此則可避免複狀甲醴生成團聚離勻之小顆粒 (Dry Lumps)。

**4. 用膠之注意**——在某溫度中，普通動物膠液，加入草酸及複狀甲醴，往往減小該膠液之膠黏度 (Viscosity)；惟用此種防水性動物膠，所須溫度，應較普通者為低，其膠黏度自亦較大。適與加入草酸及複狀甲醴所減小者相抵，故膠液之膠黏度，可按所用之普通膠質之等別 (Grade) 直接加減水份而配合之。

配合後膠液之溫度，須注意保持其適當之範圍。用純正之複狀甲醴；溫度在  $105^{\circ}\text{F}$  至  $115^{\circ}\text{F}$  之間，膠液從加入草酸及複狀甲醴起，6 至 8 小時依然為流體狀態；過此而後，則將成為一種極黏韌之糕狀體，不復溶化。

溫度亦不宜超過  $115^{\circ}\text{F}$ ，否則其施用時間 (Working Life)，將行短縮。在  $120^{\circ}\text{F}$  時其施用時間為 5 至 6 小時； $140^{\circ}\text{F}$  時，祇 2 至 3 小時而已。

施用時間之長久，除受溫度之影響外，與動物膠質之等別，無大關係。

此膠所須之溫度雖低，但亦可保無細菌腐化之弊；蓋複狀甲醴乃一優良之防腐劑也。反之，有複狀甲醴加入，溫度及腐化點 (Gel Point) 較低，比普通動物膠，施工容易。

甲醴之加進膠液中，實非即時溶解；實際上，在施用時間中，乃不過係均勻混和於膠液中而已。故為防止其沉澱，應設法不遺拌攪。所用之複狀甲醴應為粉狀而以能過得 50 眼之篩為標準，蓋非此攪拌器不克將其攪勻也。

塗膠完畢，混和器，攪拌器，塗膠器等工具，應注意於膠液凝固前，立即洗淨。否則膠液一凝成為點之糕狀體時，實不易清理。

**5. 複狀甲醴種類之影響**——市面上經售之複狀甲醴，其性質每不相同。尤其化學反應性 (Chemical Reactivity) 差異甚大。按上列成分配合，間有在短時間內，膠液即凝結至不能施用。試取五個不同化學物品廠出品作試驗，在溫度  $115^{\circ}\text{F}$  時，其施用時間如下。可見複狀甲醴之品質，影響於膠液之施用時間一斑。

廠號	施用時間 (Working Life)
1	6.5 小時
2	5 小時
3	3 小時
4	2.75 小時
5	2.5 小時

將快反應 (Fast-reacting) 之複狀甲莖，置於密封器皿中，熱至 212°F，凡數日，則可成爲慢反應 (Slow reacting) 複狀甲莖。

6. 膠種等別 (Grade) 之影響——按上表之成分，因所用膠之不同，其膠黏度亦異。欲求膠黏度適宜，須加減水份調節之。除膠黏度外，他如施用時間，接口強度 (Joint Strength)，防水性等，與膠種等別之黏度及凝結糕狀體強度，無大關係。下表結果可見之：

膠種等別 (註二)		施 用 時 間	層板試驗		接口試驗	
膠 黏 度	凝 結 糕 狀 體 強 度		乾 性	濕 性	每 方 寸 磅	木 材 損 壞
Millipoises	Grams	小 時	lb/in <sup>2</sup>	lb/in <sup>2</sup>		百 分 率 %
118	379	7	449	139	3560	31
95	299	7½	463	163	3600	36
76	210	6½	452	155	3385	38
65	190	7	.....	.....	.....	.....
55	181	7	449	113	3720	39

7. 防水性生效所需之時間——以上列成分製成之新膠，欲試驗其防水程度，起碼須將製成之板片，乾燥 (Season) 十日，然後始行浸水，蓋該膠成板片後，其防水性生效甚緩也。曾試驗若干塊單面塗膠 (Single Batch)，而乾燥時間不同之板片，結果如下：

乾 燥 時 間 (日)	層 板 浸 水 試 驗 (每 方 寸 磅 值)
2	80
3	65
5	95
7	115
9	140
10	145
12	150
17	155

試驗此項防水性動物膠之防水性，係按照乾酪膠之規定標準；其浸水為室內溫度或較低。若浸水之溫度增高，則其數值將見低減，適與溫度成反比例，有下列之試驗：

乾性試驗樣本	每方寸磅值	409
濕性試驗(浸水二日)		
水溫 59°F	,,	188
77°F	,,	174
95°F	,,	138
113°F	,,	94
140°F	,,	0

8. 其他可用之化學物質 —— 草酸及複狀甲醛，皆為有毒之物質，用者宜小心，切忌入口，以防中毒，草酸可以同重量之 Mucic acid 代替，無毒。其作用一如草酸。膠液加酸之作用，係使膠液之施用時間延長至適當期限，以便施工。然其劣點則係隨之而減弱膠液之防水性，及乾性強度 (Dry Strength)。

有多種物質可為複狀甲醛之代替品，然亦不外為甲醛 (Formaldehyde) 所製煉者。其毒性與複狀甲醛無異。

用上列之成分膠合之層板不發甲醛之氣味，不妨害嗅官。因其不為鹽基性 (Alkaline) 故不損害薄片 (Veneer)。比之普通動物膠，亦無特別損害木工工具之點。

(完)

註一：加水之比例，與所用動物膠之等別，及所須之膠黏度有關大致而論，上表所列之分量已甚合用。

註二：膠之等別其量度法係根據美國 National Association of Glue Manufacturers 所定之方法，Indus. Eng. Chem. 16, 310, 1924.

本文係譯自 United States Department of Agriculture, Forest Service  
Forest Products Laboratory 技術報告小冊

Water Resistance Animal Glue.



## 可壓縮性流場中之阻力問題 (續)

談 鎬 生 譯

前文要目：

1. 緒論——熱力學關係
2. 機械相似
3. 阻力之一般分析
4. 可壓縮對於摩擦阻力之影響
5. 在低於聲速時可壓縮性對於一流體阻礙物流勢之影響
6. 低於聲速時可壓縮性對於洗流阻之影響
7. 二度流場波阻近似理論
8. 震波及繞物體二度超聲速流之第二次近似
9. 細長旋轉形體波阻之近似理論

三度流之波阻理論，即使在軸對稱之情形，亦遠較二度流為複雜。在超聲速二度流中，吾人知作用於一傾側表面之壓力僅視其微面積之傾斜為定，而在三度流中則無此種簡單關係存在。蓋因在二度流中，一微擾動僅能影響於沿經過擾動表面駐波面上之點；而在三度流中，譬如在  $x$  軸上之微擾動，則可以影響及整個錐體之內部；此錐體之軸為  $x$  軸，其頂端即擾源，而其半垂直角則等於馬赫氏角。因此，倘吾人設想沿  $x$  軸有一串列微擾動，則其在任一點  $x, r$  之速度及密度即由在點  $\xi = x - \alpha r$  上流各擾動決定之，此處  $\sin \beta = \frac{r}{U}$ 。在第一次近似中——即直化第七節中之流體方程——微擾動之效應可以相加，因此吾人求得速度增量之流勢如下形式

$$[\text{9.1}] \quad \phi = \int_0^{x-\alpha r} f(\xi) \frac{d\xi}{\sqrt{(x-\xi)^2 - \alpha^2 r^2}}.$$

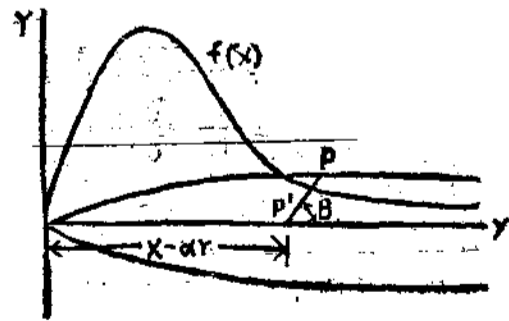


圖 10

式中  $\alpha = \cot \beta_M = \sqrt{\frac{U^2}{a^2} - 1}$ 。顯然易見  $\frac{1}{\sqrt{(x-\beta)^2 - \alpha^2 r^2}}$  乃為與軸對稱時超聲速流線化勢方程之一基本解答。吾人假定在  $\beta < 0$  時無擾動存在（易言之，即物體前端係在  $x=0$  處）。至於‘源分佈’  $f(\beta)$  之物理意義，則由以下所述即可明瞭。

[9.1] 式之積分，可以變換成在微分上較為方便之形式。令  $\frac{x-\beta}{\alpha r} = \cosh u$

$$[9.2] \quad \phi = \int_{\cosh^{-1} \frac{x}{\alpha r}}^{\infty} -r \frac{x}{\alpha r} f(x - \alpha r \cosh u) du$$

速度分量  $\frac{\partial \phi}{\partial x}$  及  $\frac{\partial \phi}{\partial r}$  即為

$$[9.3] \quad \frac{\partial \phi}{\partial x} = \int_{\cosh^{-1} \frac{x}{\alpha r}}^{\infty} -r \frac{x}{\alpha r} f'(x - \alpha r \cosh u) du$$

$$[9.4] \quad \frac{\partial \phi}{\partial r} = -\alpha \int_{\cosh^{-1} \frac{x}{\alpha r}}^{\infty} -r \frac{x}{\alpha r} f'(x - \alpha r \cosh u) \cosh u du.$$

再將  $\beta$  引進以替代  $u$

$$[9.5] \quad \frac{\partial \phi}{\partial x} = - \int_0^{\frac{x}{\alpha r}} f'(\beta) \frac{d\beta}{\sqrt{(x-\beta)^2 - \alpha^2 r^2}}.$$

$$[9.6] \quad \frac{\partial \phi}{\partial r} = \frac{1}{r} \int_0^{\frac{x}{\alpha r}} \frac{f(\beta)(x-\beta)d\beta}{\sqrt{(x-\beta)^2 - \alpha^2 r^2}}.$$

由 [9.6] 得

$$[9.7] \quad \lim_{r \rightarrow 0} \frac{\partial \phi}{\partial r} = \frac{1}{r} \int_0^{\frac{x}{\alpha r}} f(\beta) d\beta = \frac{f(x) - f(0)}{r}.$$

吾人假定  $f(0) = 0$ （前端為尖銳點）。因此  $f(x)$  顯然表示一種造成相當於流勢  $\phi$  與速度  $U$  勻流疊置而成的發散流線之源。今設想一包含  $x$  軸之流線束；倘其截面等於  $S = r^2 \pi$ ，則每單位長所有截面積之增加為

$$\frac{dS}{dx} = 2r\pi \frac{dr}{dx} \quad \text{或以} \quad \frac{dr}{dx} = \frac{1}{U} \frac{\partial \phi}{\partial r},$$

$$\frac{dS}{dx} = 2\pi \frac{f(x)}{U}.$$

吾人稱  $f(x)$  為源分佈之強度； $f(x)$  為正值時造成發散流線，為負值時造成收斂流線。

今設想一細長旋轉形體，則問題即為決定其源分佈，俾使

$$[9.8] \quad \frac{1}{U} \frac{\partial \phi}{\partial r} = \frac{dr}{dx}$$

式中  $\frac{dr}{dx}$  係由旋轉體經線之形狀得到之。此處需要解伏脫拉式 (Volterra type)

9.9) 積分方程

$$[9.9] \quad \int_0^{x-\alpha r} f'(\xi) \frac{(x-\xi)d\xi}{\sqrt{(x-\xi)^2 - \alpha^2 r^2}} = U r \frac{dr}{dx}$$

式中  $r$  為  $x$  之一已知函數。在討論此問題之前，吾人應先試求波阻之一般表示式。

今設此物體有一有限之長度，或即便在下流方向為無窮延長時，假設其在無窮處有一有限之截面積。在此二情形中當  $x \rightarrow \infty$  時  $\frac{\partial \phi}{\partial x}$  及  $\frac{\partial \phi}{\partial r}$  均消失，而此時倘有一阻力作用於物體上時，其相當之動量應由一包涵該物體之任意柱形透層所傳送。應用此處之近似分析，吾人確求得積分  $-2\pi\rho \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\partial \phi}{\partial x} \frac{\partial \phi}{\partial r} dx$  係代表一經過半徑  $r$  柱面之動量，而對於該流體線化方程之解，與  $r$  無關。引 [9.5] 及 [9.6] 式，吾人得到此物體所生成全波阻之式如下

$$[9.10] \quad R = 2\pi r \rho \int_0^{\infty} dx \left[ \int_0^{x-\alpha r} \frac{f'(\xi)}{r} \frac{d\xi(x-\xi)}{\sqrt{(x-\xi)^2 - \alpha^2 r^2}} \right] \left[ \int_0^{x-\alpha r} \frac{f'(\xi)d\xi}{\sqrt{(x-\xi)^2 - \alpha^2 r^2}} \right]$$

如沿小半徑  $r$  之柱體式取其積分，較為方便。吾人注意

$$\lim_{r \rightarrow 0} \int_0^{x-\alpha r} f'(\xi) \frac{(x-\xi)d\xi}{\sqrt{(x-\xi)^2 - \alpha^2 r^2}} = f(x)$$

則得

$$[9.11] \quad R = -\pi\rho \int_0^{\infty} \int_0^{\infty} f'(x)f'(\xi) \log|x-\xi| dx d\xi$$

由此公式，一旋轉形體之波阻與一翼型或荷載線之誘導阻頗為相似。今假設  $x$  軸之正值部份代表一荷載線， $\Gamma(x)$  表單位長之循環流；則誘導阻由下列公式：

$$[9.12] \quad D_i = \frac{\rho}{4\pi} \int_0^{\infty} \Gamma(x) \int_0^{\infty} \frac{\Gamma(\xi)}{x-\xi} d\xi$$

或部份積分

$$[9.13] \quad D_i = \frac{\rho}{4\pi} \int_0^{\infty} \int_0^{\infty} \Gamma'(x) \Gamma'(\xi) \log|x-\xi| dx d\xi$$

得之。

假如吾人以  $2\pi f(x)$  替代  $\Gamma(x)$ ，式中  $f(x)$  為源分佈強度，則公式 [9.19] 所得之  $R$  值與公式 [9.14] 所得之  $D_1$  值相同。

如以富麗積分 (Fourier integral) 表示源分佈  $f(x)$ ，其所得結果亦同。在此情形相應於 [9.1] 之解答  $\phi(r, x)$  可以貝塞爾函數 (Bessel's functions) 表之，而 [9.10] 式所指示之積分對於大值之  $r$ ，極易求得。照此吾人得

$$[9.15] \quad R = \pi^2 \rho \int_0^{\infty} \{ [a(\lambda)]^2 + [b(\lambda)]^2 \} \lambda d\lambda$$

式中

$$a(\lambda) = \frac{1}{\pi} \int_0^{\infty} f(\xi) \cos \lambda \xi d\xi \quad b(\lambda) = \frac{1}{\pi} \int_0^{\infty} f(\xi) \sin \lambda \xi d\xi$$

為源分佈之“富的係數”。相當之誘導阻表示式  $[a(\lambda)]$  及  $[b(\lambda)]$  在此情形為槽流之富的係數。

$$D_1 = \frac{\pi \rho}{4} \int_0^{\infty} \{ [a(\lambda)]^2 + [b(\lambda)]^2 \} \lambda d\lambda$$

見最近作者所著 “Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik”。

由是倘源分佈已知時，波阻之計算極為簡易。故主要問題即為如何求得物體形狀與源分佈間之連繫，或即決定對於一已知形狀物體應有之源分佈是也。

在討論此問題之前，吾人可計算一有趣之例題，即求一有小環形波紋表面圓柱體之波阻。表面之方程為

$$r = r_0 + \cos \left( 2\pi \frac{x}{l} \right) = r_0 + f \cos(\lambda x)$$

相應之勢函數解為下列形式 (貝塞爾函數所用符號見 Lamb, “Hydrodynamics” P. 503)

$$[9.16] \quad \phi = R_2 [A D_0(\lambda \alpha r) e^{i\lambda x}]$$

式中  $D_0 = Y_0 + iJ_0$ ， $\alpha = \sqrt{\left(\frac{U}{a}\right)^2 - 1}$  而  $A$  為常數。最先吾人利用

假定勢函數 [9.16] 求取一“波紋長”  $l$  所產生之波阻。今書

$$[9.17] \quad R = -2\pi r \rho \int_x^{x+l} \frac{\partial \phi}{\partial x} \frac{\partial \phi}{\partial r} dx$$

則如計及貝塞爾函數  $J_0(z)$  及  $Y_0(z)$  間之已知關係： $(J_0 Y_0' - Y_0 J_0') / z^2 = 2/\pi$  時，吾人得

$$[9.18] \quad R = 4\pi \rho A^2$$

A 值由邊界條件決定之。今吾人假定一近似滿足之邊界條件，即當  $r = r_0$  時  $\frac{\partial \phi}{\partial r} = U \frac{dr}{dx}$ 。則

$$[9.19] \quad A = \frac{f U}{\alpha \sqrt{[r_0'(\lambda \alpha r_0)]^2 + [r_0'(\lambda \alpha r)]^2}}$$

因此

$$[9.20] \quad R = 16\pi^2 \rho U^2 \frac{f^2 r_0^2}{I^2} g(\lambda \alpha r_0)$$

$$\text{式中} \quad g(z) = \frac{1}{z^2 \{ [Z_0'(z)]^2 + [Y_0'(z)]^2 \}}$$

為將此種結果與二度流情形之結果相比較起見，吾人行進流斜之平均方速度  $\theta_m^2 = \lambda^2 f^2 / 2$  而計算其單位面積之阻力  $C_D$ ，吾人得

$$[9.21] \quad C_D = \frac{4}{\pi} \frac{\theta_m^2}{\alpha} (\alpha \lambda r_0) g(\alpha \lambda r_0)$$

對於二度流之相當公式由第七節(方程 [7.11])

$$[9.22] \quad C_D = 2\theta_m^2 / \alpha$$

方程 [9.21] 及 [9.22] 表示，在二度流中當  $\alpha \rightarrow \infty$  ( $U = a$ ) 時  $C_D = \infty$ ，而在三度流場中則當  $U = a$  時  $C_D$  有一極限值，該值等於

$$C_D = \frac{\pi}{4} \theta_m^2 (\lambda r_0) = \frac{\pi^2}{2} \theta_m^2 \frac{r_0}{I}$$

又對於小值之  $1/r_0$ ，當  $\alpha$  增加，亦即  $U/a$  比值增加時， $C_D$  下降極速；但對於大值之  $1/r_0$ ，則在大部  $U/a$  比值範圍內， $C_D$  之變化極小。吾人在極細長物體之情形發見其阻力係數有相似之性質。

#### 10 細長旋轉形體之波阻(續)

應用適宜於小  $\frac{f}{\alpha x}$  值之 [9.7] 式以替  $\frac{\partial \phi}{\partial r}$  值，吾人可得到積分方程 [9.9]

之第一次近似解，方程 [9.9] 成如下之簡單關係。

$$[10.1] \quad \frac{f(x)}{r} = U \frac{dr}{dx}$$

或

$$[10.2] \quad f(x) = U r \frac{dr}{dx} = \frac{U}{2\pi} \frac{dS}{dx}$$

在此近似中源分佈係比例於物體截面積之增加速。

吾人注意在此近似中波阻係與  $PU^2$  成比，因此波阻係數與  $U/a$  比值無關。

在第二次近似中，源分佈  $f(x)$  因  $\frac{U}{a}$  之不同而變異；惟設如計及在二度流中即

令為第一次近似，其阻力係數之減小亦與  $\tan \beta$  或  $\frac{1}{\sqrt{\left(\frac{U}{a}\right)^2 - 1}}$  成比，則吾人可

得結論，因速度比而生之阻力係數變化在三度流中不若任二度流中為甚，又，當  $U=a$  時之無窮值在三度流解答中亦不發見。因此，假如所謂波阻之“共振理論”果有物理上的基點時，此亦僅為在二度流中方能成立。

最良形體之問題，可述之如下：

決定在長度  $l$  中截面積  $S(x)$  之分佈，俾令對於一定之最大截面積  $S_{max}$

能有最小之波阻。作  $f(x) = \frac{U}{2\pi} \frac{dS}{dx}$ ，則此問題在數學上即同於對一定翼展及

總載生成最小誘導阻時之翼截分佈問題，其解答為  $\frac{dS}{dx} = \text{常數} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2x}{l}\right)^2}$ ，

式中  $l$  為柱長，其頂角在  $x = -l/2$  處。相當之縱截面曲線見圖 11。此最佳形體

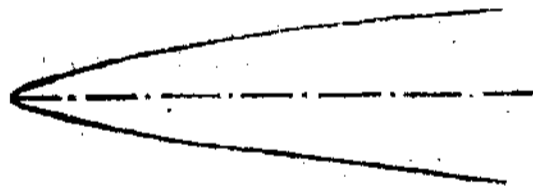


圖 11

有一鈍端，相當於在近  $x=0$  處， $r = \text{常數} \cdot t^{3/4}$ ，此與吾人之假定多少有所抵觸，并便在頂端發生無窮壓力。但實際上之壓力則為有限，且減低極速，因此計算所得之波阻最小值或總代表三極細長物體之相當近似，吾人得最低阻力

$$R = S_{max} \frac{PU^2}{2} \left(\frac{d}{l}\right)^2$$

式中  $d$  為此形體之直徑， $l$  為其長。今假設此形體之長與直徑比為 3，則最低波阻係數應為  $C_D = 0.11$ 。

圖 12 示一方程為  $r = r_0 \sqrt{2 \left(\frac{x}{l}\right)^2 - 1 \left(\frac{x}{l}\right)^3}$  之形體及其壓力分佈。計

算壓力時應用公式  $\Delta^2 = -\rho U \frac{\partial \phi}{\partial x}$ , 而  $\frac{\partial \phi}{\partial x}$  則由方程 [9.5] 算得。由圖可見壓

力分佈頗受速度比之影響，惟由壓力分佈算得之空阻則與之無關，但此僅當應用 [10.2] 之源分佈近似時方為正確。由精密計算結果，吾人發見即令在此處所考究之一次理論中，其物體形狀與源分佈間之關係仍視  $U/a$  而定，雖則源分佈與波阻間則否。至於物體形狀與源間之確速關係則由積分方程 [9.9] 決定之。此方程在目前尚未求得一普解。惟方程左邊可以發展成一比例  $d r/x$  之函數，在細長物體及中值之  $U/a$  時為一微數。華特博士 (Dr. M. Ward) 曾求得下列之關係：

$$\int_0^{x-r} f(\xi) \frac{x-\xi}{\sqrt{(x-\xi)^2 - a^2 x^2}} d\xi = f(x) + \frac{a^2 r^2}{2} \left[ f''(\xi) \log \left( \frac{x+d r}{x-\xi} \right) \right]_{\xi=0}^x + \frac{a^2 r^2}{2} f''(0) \log \frac{x+d r}{x} - \frac{a^2 r^2}{2} f'(0)$$

應用此項近似，可求得通常當  $U/a$  比增加時波阻多屬減低。

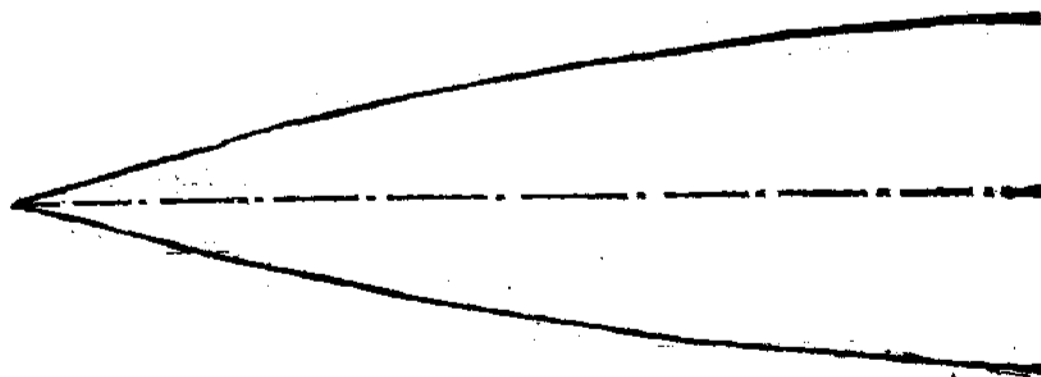
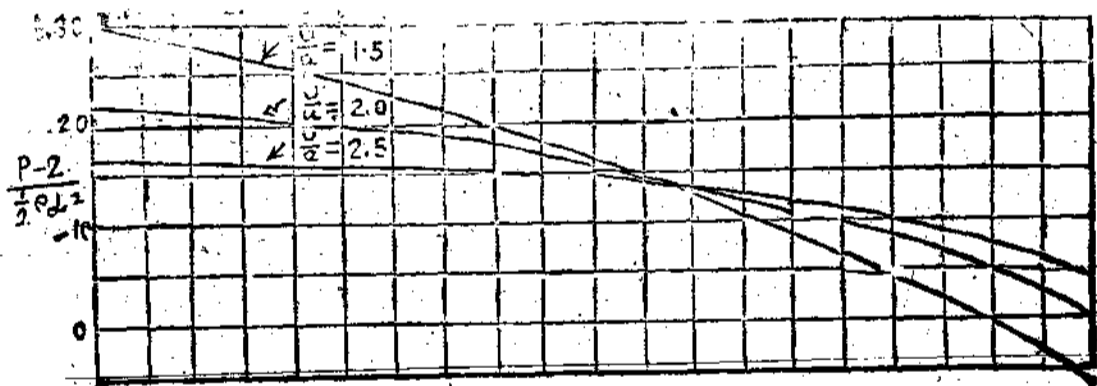


圖 12

## 11. 軸對稱流之確適方程

## 另一三度流問題

一有軸對稱三度流之確適方程，可藉將流勢 $\phi$ 及流函數 $\psi$ 表速度分量 $V_x$ 及 $V_r$ 而求得之。吾人得下列之方程。

$$[11.1] \quad V_x = \frac{\partial \phi}{\partial x} \quad V_r = -\frac{\partial \phi}{\partial r}$$

$$V_x = \frac{1}{\rho r} \frac{\partial \psi}{\partial r} \quad V_r = -\frac{1}{\rho r} \frac{\partial \psi}{\partial x}$$

因此得

$$[11.2] \quad \frac{\partial}{\partial x} \left( \rho r \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left( \rho r \frac{\partial \phi}{\partial r} \right) = 0$$

及

$$[11.3] \quad \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{1}{\rho r} \frac{\partial \psi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left( \frac{1}{\rho r} \frac{\partial \psi}{\partial r} \right) = 0$$

上列兩方程中 $\rho$ 僅為 $q$ 之函數。在超聲速時兩方程均為雙曲線式，可用特性方法逐步求其積分。惟不幸經路線方法在此遠不若在二度流中之簡單。其故蓋因將速度函數表示 $\psi$ 方程時，并非 $\psi$ 之直線微分，因此其特性（即波阻之經路線）不再代表一速度平面上之不變曲線系（invariable family）。但在此對於謝潑列琴方程解或布郎特勃塞曼氏解法之能否普遍化應用於此情形，則頗值得考究。

已經應用確適方程計算過之惟一情形為繞一錐體之流。勃塞曼發見對於此問題，可得到一解，在其中 $V_x$ 及 $V_r$ 僅為 $x/r$ 之函數，因此吾人對於[11.2]及[11.3]得到一同樣之微分方程。泰勒（G. I. Taylor）及馬谷（Maccoll）曾計算此解，并討論震波由尖端開始或移開尖端上流前方之各不同情形。包嘉（F. Bourquardt）曾應用經路線法於此同一問題。由上節所述近似理論，對於一小值垂角，其作用於錐面之增壓力如下：

$$[11.4] \quad \Delta P = \rho U^2 \theta^2 \frac{\cosh^{-1} \frac{1}{\alpha}}{\sqrt{1 - \frac{1}{\alpha^2} + \theta^2 \cosh^{-1} \frac{1}{\theta \alpha}}}$$

或近似作

$$[11.5] \quad \Delta P = \rho U^2 \theta^2 \log \left( \frac{2}{\theta \alpha} \right)$$

圖 13 示當 $\theta = 10^\circ$ 時上述結果與確適解之比較。



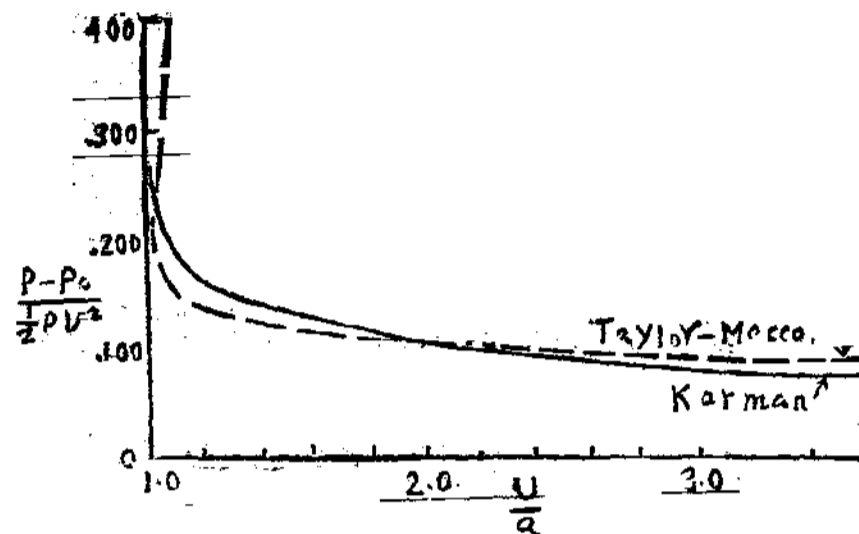


圖 13.

確適方程之解，即在軸對稱之情形，仍極為困難。因此應用確適方法討論其他三度問題之希望殊微，惟應用線化方程於下列情形時，或可得不少幫助：

(a) 一三度平坦物體——如一定式樣之機翼或操縱翼——之波阻，可藉假定在物體中心面上一組源分佈計算得之。

(b) 源方法之普遍化，即引進雙源，可以幫助吾人計算在超聲速流中有極小仰角或偏角之旋轉形體上作用之力及力矩。此問題之理論解答對於射彈之穩定及前進上頗有價值。

#### 12. 超聲速範圍實驗結果之檢討

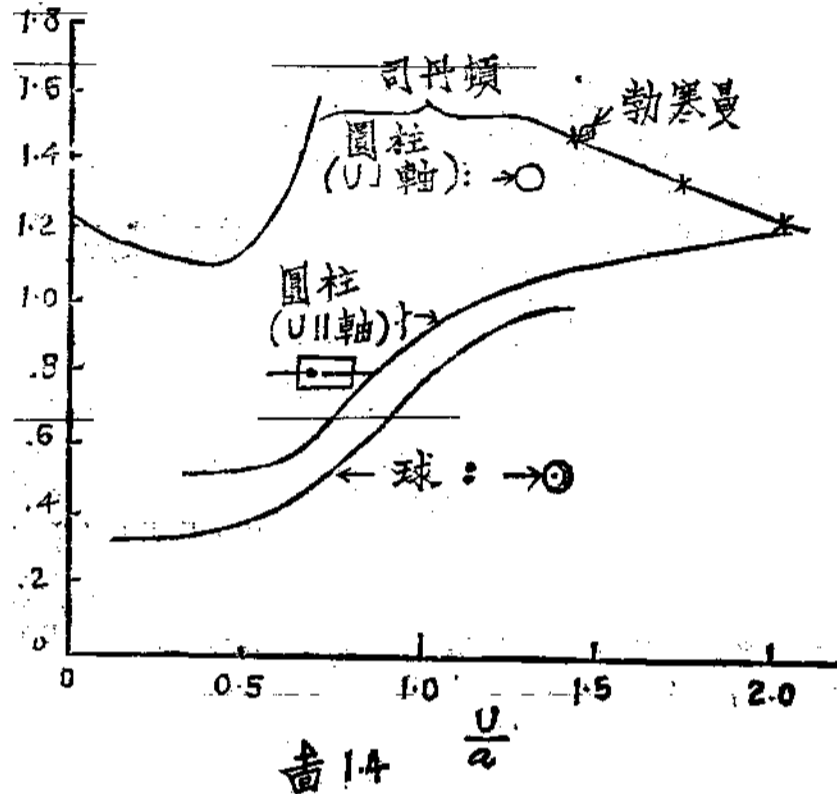
關於不同物體在超聲速時之阻力，目前可利用之實驗材料僅為已發表之少數風筒實驗及許多彈道試驗報告。

奎廷根 (Göttingen) 高速風筒中之薄翼型風筒實驗，係在相當於  $U/a = 1.47$  之一定超聲速下所作。此項實驗所得結果，顯示對於“阻力——升力”曲線之形勢，與理論計算所得頗相符合，惟上述量得以及計算所得之阻力，則僅在小衝角下對於一有 0.081 厚度比之雙凸翼型方始滿意。在此情形量得之阻力較計算得之波阻為大，而其間之差值亦為正確之級次，此與在所試雷諾氏值 ( $R = 90,000$ ) 下應得之表皮磨擦係數 ( $C_f = 0.007$ ) 相當。但對於其他翼型，則量得阻力與計算得波阻間之差，對於表皮磨擦而言，多屬過小，甚至有負差值者。

一圓柱之阻力係數，在奎廷根風筒中測得當  $U/a = 1.5$  時為  $C_D = 1.5$ 。司丹頓 (E. T. Stanton) 在其高速風筒中測得當  $U/a = 1.42$  時， $C_D = 1.48$ ；當  $U/a = 1.75$  時， $C_D = 1.36$  而當  $U/a = 2.04$  時  $C_D = 1.27$ 。在奎廷根風筒中又求得：如在圓柱形體前面加以厚度長度比為 0.14 之楔形基阻時，其阻力減至一半以

下，而將同樣之減阻置在後端時則僅減少 20%。

圖 14 示少數簡單幾何形體之阻力，對於橫風圓柱之記錄，係為上述風筒實驗之結果，而表示順軸向柱體及圓球阻力之曲線則係由彈道試驗所求得。



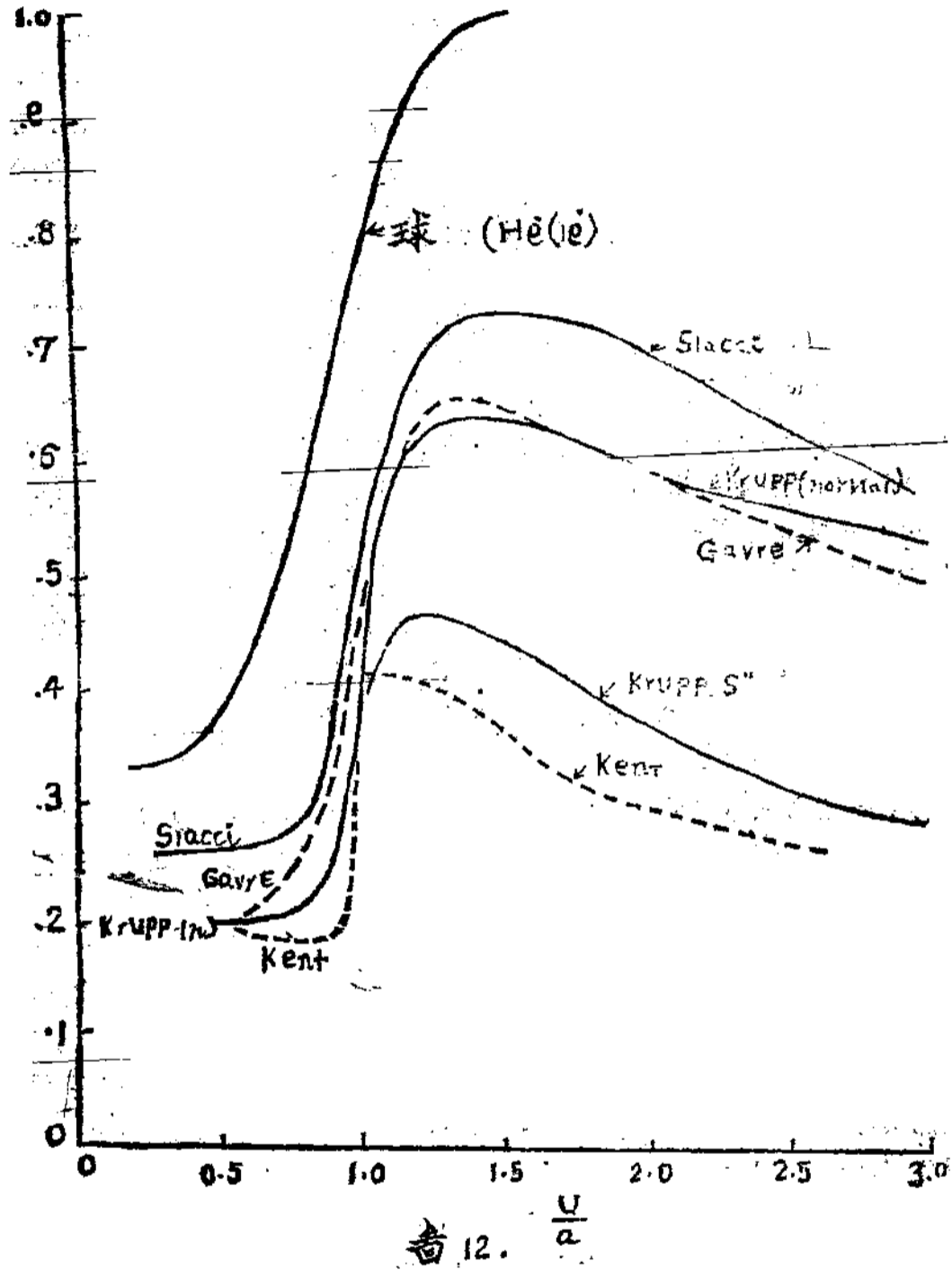
由彈道實驗所得豐富之材料，由下列情形，因此其理論的探討殊屬困難。

(a) 所有實驗中之射彈或射彈模型，幾乎盡用全部或部份平坦後尾，因此對於存在於尾部之真空，其大小極難確定。

(b) 射彈之旋轉與編航對於阻力有相當影響，而通常無辦法可以減去旋轉與偏航之效應。

計算彈道表所用方法，通常多係根據於所謂“普遍空氣抵抗函數”之假定。即假定阻力係數  $C_D$  為等於速度比  $U/a$  之普遍函數與一常數“型係數”之乘積。圖 15 示通用之數種普遍函數。西亞塞 (Siacci)，茄夫 (Gavre) 及克虜伯 (Krupp) 曲線所用彈頭係某種標準式樣，型係數為 1。標有“克虜伯 S”之曲線應用於德製尖端細長彈頭，而“肯脫” (Kent) 曲線則表示肯脫 (R. H. Kent) 氏在阿伯丹 (Aberdeen) 試驗場所作一種新式美國彈頭之結果，顯然易見最後曲線與多少具有鈍端彈頭之普遍函數，頗為不同。尤其在新式細長尖端彈頭之情形，其最大阻力係數發生於聲速時，而在老式彈頭則須至相當高過聲速時方始發生。一般曲線均無不連續，獨有“肯脫”曲線則有一顯著之折斷，最近賈滋氏 (Dunham) 之試驗結果顯示短形體彈頭阻力曲線亦有不連續發生；以前所以無此折斷

者，恐係在連接試驗結果之曲線時故意使其平滑而感耳。



在聲速左近阻力之迅速增加無疑的大部係由於“頭部阻力”，此量當  $U/a < 0.9$  時原可忽視，而當  $U/a = 1$  時則極為顯著，其阻力係數增加之大小相當於前節所述理論計算得之細長物體波阻，又隨後所發生之阻力係數降低亦已由理論正確預示，惟不幸在吾人未能獲得更多關於尾部真空之大小以及隨  $U/a$  比而異之表皮紊流化之知識以前，吾人無法得到一確實之數字表證。作用於薄翼前部及尾部之壓力對其氣阻與之影響，最近派有 (M. Pinatti) 及哥加立 (P. Cicala) 曾計

論及之。

許多專家認為當彈速接近或超過聲速時尾部真空增加極速，因此使阻力係數增大。在都林 (Torino) 所作一彈頭模型之旋轉實驗表示確有真空之增加 (見圖 6 曲線 c)，加皮脫 (Gabeault) 由對於沿尾部週線旋渦之理論考究，曾預測當速度比  $U/a$  經過一時尾部真空應增加 100%。但赫爾 (G. F. Hull) 所發表美國測得之結果，至少直至  $U/a = 0.96$  為止，真空係數  $\frac{P_0 - P_b}{\frac{1}{2}\rho U^2}$  ( $P_0$  為遠離彈頭處之壓力， $P_b$  為尾部壓力) 并無任何增加，在特來登 (H. L. Dryden) 未發表之測定結果中，則證明直至  $U/a = 1.07$  為止，有同樣情形，惟巴斯托 (L. Baston)，福勒 (B. H. Fowler)，及哈脫利 (D. R. Hantree) 氏測定飛行砲彈上壓力分佈之結果，則顯示作用於頭部之合力對於全阻之增加并無影響，因此表明當經過聲速時真空係數亦行增大，此或係由於在短禿彈頭與細銳彈頭上情形不同之故。在後者之情形，其真空係數似并不受由亞聲速至超聲速間變動之影響。而在短禿彈頭則其真空係數之增加可以第六節中可壓縮性對於流線分離之影響解釋之，蓋吾人已證明可壓縮性之影響係與沿運動方向將物體縮短之影響相同，而此效應當可解釋在洗流中真空增加之原因也。

由於壓力之絕對值受“完全真空”之限制，顯然隨聲速範圍下真空係數隨速度比增高而生成之增加率最後必漸減而當  $U/a = \infty$  時即趨零也。加皮脫氏由其旋渦學說得下面結論，即當速度為聲速之二倍時達到完全真空。關於存在於尾部真空之情形，由干涉照相方法或可獲得若干知識，格勒西 (Gretsch) 氏在某一情形下曾求得當  $U/a = 2.3$  時有零值絕對壓力，其相當之真空係數  $\frac{P_0 - P_b}{\frac{1}{2}\rho U^2}$  則等於 0.27；如與在低速時量得之真空係數相較，此值似嫌太高，又考慮繞尾部週線之流體，吾人求得  $95^\circ$  之流線偏折相當於向完全真空空間之膨脹，至於實際之偏折可從託潑勒氏方法 (Toepler Method) 所得像片估計得之，惟由此所得結果，其尾部壓力較高，即真空係數較小。

作者在 "Trans. American Soc. Mech. Eng. Applied Mechanics" (1932) 中曾與莫爾氏 (N. Moore) 共同發表一論文，建議計算尾部壓力  $P_b$  時，假定在洗流中流體追隨彈頭之速度與彈頭本身速度間之比值與  $U/a$  比無關。由此可得下列對於尾部壓力之公式：

$$[19.11] \quad P_b = P_0 \left( 1 - \frac{r-1}{\gamma} \frac{\lambda U^2}{a^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

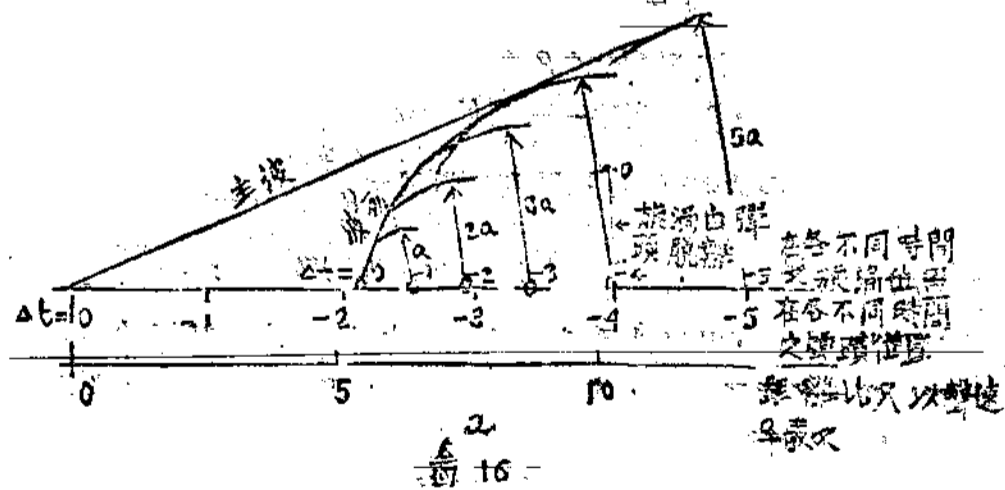
式中  $\lambda$  為常數，可由低速時之  $P_b$  值得到之。當  $U/a < 2.5$  時上方程可推如下之近似式：

$$(19.9) \quad P_0 - P_{\infty} = \lambda \frac{\rho U^2}{2} \left( 1 - \frac{\lambda}{2} \frac{U^2}{a^2} \right)$$

由上式可見 $\lambda$ 即等於在低速時之阻力係數，例如當 $\lambda = 0.9$ 時其真空係數應相當於 $U/a = 0.5$ 之情形，前傳較低速時小31%。

在阻力現象之瞭解以及核證波阻理論之可能性方面論，則對於此點更進步之知識，極其重要。

在超聲速時流場中流體之情形至少可藉由拉波勒氏方法所得照相之適當解說敘述之。最近吾人可見由尾部邊界開始有一收斂運動（膨脹波），此顯係由尾部真空所造成。在物體後部極近距離內有一近似於錐狀之壓縮波發生。由照相顯見在此錐體內部有一近似於圓柱之流流存在，至於此流流是否係由旋渦環所組成則無法斷定。但由照片顯見內部確有週期性壓力變化發生，而至少在高 $U/a$ 值時並造成週期性波線，此週期性波線之曲度即指示造成波線之壓力衝動係以變動速度前進。藉分別研究各個旋渦之壓力衝動，此現象頗易解釋。其變化可用下述圖解法說明之：當由於恰在物體後部前進流體與由外部進入流體間之不連續因而生成旋渦之瞬間，其速度大致與與物體本身相同，惟隨後此項旋渦即脫離物體而以漸增之滑動追隨物體之後，即與在亞聲速運動中之尾旋渦相似，有一漸減速度量也。因此在與尾旋渦外緣之交處，波線之傾斜係相當於照相時旋渦之瞬間速度。當吾人考究旋渦之生成及經過時，可見波線傾斜之減小相應於旋渦速度之變化，最後各個波線與主波線相連；此主波線即係恰在生成旋渦之彈頭後部開始，此種由於變速衝動而生成之波線，略如圖16示。由照相中所見之波線之分析，表示分離後旋渦之速度突然降落至於彈頭速度之一半左右，惟在照相中僅當旋渦與周圍空氣間相對速度大於聲速時方始顯現。事實上在數種低速度比下所攝照相結果，并無波線由流流發生，而僅在接近主波之處波線方始顯明。



流場中之穩定情形，為一值得作實驗及理論上研究之問題。愛德華斯曾示出在超聲速時在某種假定下一所謂“希基茲旋流” (Helmholtz vortex bubble)。

即不連續面，應視作穩定。在二度流中之穩定情形似需有旋渦頁與其兩邊流體間相對於速度高過聲速，亦即速度之不連續至少為一倍聲速之條件。而作者以為一圓噴射安定問題之研究似更為重要；由於二度情形之考慮，吾人僅可作如下之結論，即圓噴射對於波長極短之擾動方為穩定。

射彈照相又顯示，所謂“船形尾”(boat tail)并不使洗流中之流狀有所變化。今船形尾無不影響於首部阻力，則吾人可得結論，船形尾對於高值速度比之彈頭阻力影響極微。此與彈道之經驗相符合。所不幸者，則在通常由平扣尾造成船形尾時，其細長比與頭部形狀同時改變，因此各不同因子之影響難於分開。惟彈道經驗及赫爾氏風管實驗表示，在低速度比，尤其當  $U/a < 1$  時，對低阻力而言，船形尾有極顯著之優點。

吾人將阻力係數視為速度比  $U/a$  之函數，惟不幸對於雷諾氏數之影響，即尺度效應 (Scale effect)，則所知無幾。1919 年古德伯所作應用形狀相似原理不同彈頭之彈道試驗，顯示大小之影響極為重要。因此許多專家結論認為確有相當之尺度效應。幸而在聲速範圍為甚，惟彈頭之偏斜率則與全彈其大小而定，則尺度效應係由於此種次級影響亦可知。前述赫爾氏之氣流實驗亦顯示極小之尺度效應，又寶渡司彈道試驗表示忽視尺度效應之簡單相似律在高速度時頗近於正確值。

13. 速度比聲速為極大之極限情形

由傾斜波之分析吾人得角“偏折角”  $\theta$  極小時，自由流與波之傾斜角  $B$  與馬赫氏角相差甚微。惟此情形當  $B$  本身為小值，或  $\theta$  極小時即不復正確。本節所討論，即為小  $B$ ，亦即大值  $U/a$  或  $\Delta\rho/\rho$  之極限情形。

方程 [2.3] 顯示對於任何高值之  $\Delta\rho$ ，其密度變化  $\Delta\rho$  之速率有一定極限。當  $\Delta\rho/\rho = \gamma$  時，吾人可得  $\Delta\rho/\rho = \gamma/(r-1)$ ；因此如  $r=1.4$  時可能之最大  $\Delta\rho/\rho$  值為等於 5，即其密度——在始終保持絕熱變化時——永不能大於六倍不擾流之密度也。由方程 [8.1] 得到相當於  $\frac{\Delta\rho}{\rho} = \frac{\gamma}{r-1}$  時  $B$  之低極限值，吾人得

$$\tan \frac{r-1}{2} B = \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \theta, \text{ 或對於小 } \theta \text{ 角, 近似得 } B_{min} = \frac{\gamma+1}{\gamma} \theta, \text{ 因此對於極高之速度比 } U/a, \text{ 其波傾斜 } B \text{ 為表面傾斜 } \theta \text{ 之一某倍數。}$$

此情形在一般原子氣體，或  $\gamma=1$  時，亦極明顯。在此情形當  $U/a = \infty$  及  $B_{min} = 0$  時  $\Delta\rho$  可能增至無限。因此在極高速度時實際上祇有包含於一與物體正截面相接觸之柱體中之空氣始受物體存在之影響；而在此柱體外面之氣流則實際上不受影響。在此柱體內部之空氣點有直接與表面接觸，其行動不受擾亂；而在此接觸之瞬間，則失去其垂直於表面之速度而沿表面以等於發生震動時沿表

面切線速度之常速繼續行動，此震動即造成——見方程[8.2]——等於  $\Delta P = \rho U^2 \sin^2 \beta = \rho U^2 \sin^2 \theta$  之增壓，相當於所失去垂直於震波方向或在極限情形時相同——垂直於表面之動量。惟壓力  $P_0 + \rho U^2 \sin^2 \beta$  與作用於表面之壓力不等。勃塞曼氏指出，在所考究柱體內部之空氣，概需沿物體表面通過——在極限情形時有有限速度與無限密度。因此經過此“越超聲速邊層氣流”(ultrasonic boundary layer)，由於離心力而生之壓力降係與增壓  $\Delta P$  本身其同級。事實上，極易證明對於一細長彈頭或流線體之前端，此壓力降使阻力降至相當於由震擊所生之一半。令此阻力  $R$  與失去之動量相等，吾人得下式：

$$[13.1] \quad R = 2\pi \int_0^{r_{\max}} \rho_0 r U (U - u^+) dr$$

式中  $u^+$  為空氣在經過主截面平面時切於表面之極薄氣層內所有之速度。今  $u^+ = U \cos \theta$ ，式中  $\theta$  為距離軸  $r$  處表面之傾斜，因此

$$[13.2] \quad R = 2\pi \rho_0 U^2 \int_0^{r_{\max}} r (1 - \cos^2 \theta) dr$$

或

$$[13.3] \quad R = 4\pi \rho_0 U^2 \int_0^{r_{\max}} r \sin^2 \frac{\theta}{2} dr$$

而其壓力  $\Delta P = \rho U^2 \sin^2 \theta$  之合力則為：

$$[13.4] \quad R_N = 2\pi \rho_0 U^2 \int_0^{r_{\max}} r \sin^2 \theta dr$$

對於小值之  $\theta$ ， $R = \frac{1}{2} R_N$ 。

$R_N$  之值顯然與牛頓對於空氣阻力之觀念相當； $\Delta P$  為各個空氣質量與物體表面以無彈性碰撞後沿切線方向前進時之反應力。由於此煤質之連續特性，故實際阻力較  $R_N$  值為小；在  $U/a \gg 1$  及細長物體之情形則約為牛頓氏值之一半。在後方之壓力絕對值不能低於零；因之此部份之影響當  $U/a \gg 1$  時可以略去。由是倘取正統牛頓觀念所應得空氣阻力之半值時，吾人得到一細長物體全阻力之良好估計。

在  $r > 1$  時，情形較為複雜，蓋因當  $U/a \rightarrow \infty$  時感受震動影響之氣層厚度為有定也。在此情形其阻力亦較牛頓氏值為低。

有頗興味，即牛頓本人曾估計，在一連續煤質中，如一物體不同時刻所有之質點均碰，而僅較遠之質點使其轉瞬如壓縮時，其阻力應減少一半。為明確起見，彼將酒精、水、油及汞等均為“連續煤質”；惟由以上所述，可見牛頓氏之推測，在空氣中僅當一物體以“越超聲速”前進時方為正確也。（完）

## S. A. E. 的鋼號規定

### 建 題

S. A. E. 是自動工程師，協會 (Society of Automotive Engineers) 的縮寫。  
在工廠裏面，在規範冊上，我們常碰到什麼 1120 鋼，1025 鋼，51220 鋼，  
這些鋼號究竟有含義沒有？是怎樣定出來的呢？

這兒，將 S. A. E. 鋼號的規定，作一個簡略的介紹。

鋼號的第一位數字，是表示鋼的重要特性或主要原素，牠的意義續列如下：

- [1] 字表示碳鋼 (Carbon steel)。  
[2] 字表示鎳鋼 (Nickel steel)。  
[3] 字代表鎳鉻鋼 (Nickel—chromium steel)。  
[4] 字代表鉬鋼 (Molybdenum steel)。  
[5] 字表示鉻鋼 (Chromium steel)。  
[6] 字表示鉻錒鋼 (Chrome—vanadium steel)。  
[7] 字代表錳鋼 (Tungsten steel)。  
[8] 尚未規定代表何種之鋼。  
[9] 字表示矽錳鋼 (Silico—manganese steel)。

第二位數字是用于合金鋼的場合，表示主要原素的平均百分率。

我們知道 [2] 是代表鎳鋼的，加上第二位數字，便有如下的意義：

- 20 × ×，含 0.50% 鎳。  
21 × ×，含 1.50% 鎳。  
23 × ×，含 3.50% 鎳。  
25 × ×，含 5.00% 鎳。

再舉三種重要合金鋼例：

[3] —— 鎳鉻鋼：

- 31 × × —— 鎳 1.2%，鉻 0.6%。  
32 × × —— 鎳 1.7%，鉻 1.00%。  
33 × × —— 鎳 3.50%，鉻 1.50%。  
34 × × —— 鎳 3.00%，鉻 .80%。

[4] —— 鉬鋼：

- 41 × × —— 鉻。  
43 × × —— 鉻，鎳。  
46 × × —— 鎳。

[5] —— 鉻鋼：

- 51 × × —— 低鉻。  
52 × × × —— 中鉻。

在第一位和第二位以下的數字是表示含炭成分的平均‘點’數 (0.01% 為一‘點’)。

- × × 10，含炭 0.05—0.15%。  
× × 15，含炭 0.10—0.20%。  
× × 30，含炭 0.25—0.35%。  
× × 45，含炭 0.40—0.50%。  
× × 12，含炭 0.05—0.16%。  
× × 100，含炭 0.95—1.10%。



全國唯一航空書店

# 鐵風出版社

發行航空新書

發行六大航空雜誌

歡迎定閱

歡迎推銷

中國的空軍	航空雜誌	大眾航空	青年空軍	航空機械	機
-------	------	------	------	------	---

本社特聘名	書家梁又鈞氏	設計師明各	空軍石膏模型	及各種保險傘	陸軍第十師戰	陸軍等儀美	觀音菩薩無上	珍品各大書局	均有代售	備有書目	函索即寄
-------	--------	-------	--------	--------	--------	-------	--------	--------	------	------	------

地址：成都祠堂街一百號

## 航空機械月刊第六卷第二期

中華民國三十一年二月出版

編輯及發行者	航空機械月刊社	成都上桑里一號
印刷者	成都協美印刷局	成都書院南街
總經售及訂購處	鐵風出版社	成都祠堂街一百號
分銷處	全國鐵風出版社及各大書局	

### 定價表

冊數	一冊	預定六冊	預定十二冊
定價	四角	二元二角	四元二角
郵費	本國	三角	六角
	歐美	二角	一元二角

內政部雜誌登記證警字第八二〇一號  
中華郵政登記證爲第一類新聞紙  
本刊經中央圖書雜誌審查委員會核准免審原稿

## 航空機械月刊徵稿簡章

- 一、本刊宗旨在介紹航空機械學術，策勵研究，促進同人在航空機械方面之發明與創造；凡有關以下諸稿件，均表歡迎，(1) 研究心得，(2) 工作經驗，(3) 發明介紹，(4) 航空時事述評，(5) 航空學術論著或譯述，(6) 各型航空工業(製造及管理方法)(7) 世界航空論文摘要及書報介紹(8) 與航空有關含諷刺而贊揚之小品文字(9) 國內外航空通訊。
- 二、來稿請用格紙橫行繕寫清楚，付郵之前，務請細心讀校一次，並加標點。紙只可寫一面，若有附圖，請另用速乾紙黑墨水繪製清楚。
- 三、來稿文字務求清順，凡有引用定理公式，因篇幅關係不能詳爲說明者，務請註明適當參考書誌之名稱及頁數，以便編者及讀者之查閱。四千字以上之文，并請自寫二百字以下之提要一段，附於篇首。
- 四、翻譯、摘譯、編譯、介紹等類文字，請附寄原書，或詳示原書書名，著者，出版年月，出版書局之名稱及地址。如係雜誌，并請詳示其卷期數。
- 五、對於投寄之稿，本刊有刪改之權。
- 六、來稿一經登載，即不退還。未登之稿亦不退還者，請先聲明并附還稿郵票。
- 七、投稿郵登後，一律以現金致酬，酬例爲本刊每面(約一千三百字)八元至十二元，圖表在內，有特殊價值者則外。却酬者請先聲明。除稿費外，並贈該期本刊一冊。稿費按期結清，毫無積壓，投稿人將本社寄上之稿費單填蓋後，寄還本社，本社當即按開來地址，奉寄稿費。
- 八、已載之稿，其著作權即歸本刊所有，非經允許，不得在他處發表。
- 九、本刊非但歡迎投稿，凡對本刊之一切關心詢問及建議函件，均所歡迎。本刊當分別專函奉復，或在本刊上公開發表。
- 十、投稿請寄成都外南上桑里一號航空機械月刊社收。值茲戰時，來稿最好以航空或掛號寄下。本社對此等投稿人之稿費，亦用航空奉寄，以示優待。