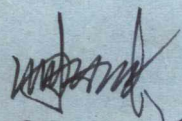


1626

國防工業譯叢

第一輯

2
6



1957-6-15

國防工業出版社編



國防工業譯叢

第一輯

*

國防工業出版社編輯出版

北京市書刊出版業營業許可證出字第 074 號

北京市新中印刷廠印刷 新華書店發行

*

書號：刊0001·737×1092紙1/25·2¹⁴/₂₅印張·72,500字

一九五六年 六月第一版北京第二次印刷

印數：1201—3200冊 定價：0.49元

出版者的話

爲適應國家大規模經濟建設的需要，和滿足廣大讀者的迫切要求，我們決定出版這本刊物。

“國防工業譯叢”暫定爲不定期刊物。主要內容着重介紹機械工業的先進技術經驗、製造工藝及有關現代軍用武器的識知等。

本刊可作爲從事國防工業建設的專門工程技術人員的參考資料，同樣對有志從事於該項工業建設的青年們亦是有所補益的。

目 錄

- 從活塞式發動機到噴氣式發動機的發展.....B·貝什諾夫(1)
- 利用混合空氣提高噴氣發動機的推力效能.....B·克爾齊卡拉(12)
- 在低溫條件下噴氣發動機的使用.....A·普加喬夫(18)
- 燃油箱的修理.....
B·哥羅霍夫(23)
B·梁賓科
- 飛機無線電設備故障原因的判定.....K·巴賓科(26)
- 表面着色探傷方法.....列寧格勒斯大林金屬工廠的經驗介紹(32)
- 精密鑄造中的新方法.....
B·A·阿列克賽也夫(36)
П·С·別爾興
- 保證座標鐘床精確度的方法.....A·Д·波赫羅夫斯基(47)
- 火箭砲彈彈道的特點.....B·羅曼諾夫(56)

從活塞式發動機到噴氣式 發動機的發展

功勳科學技術工作者、教授、工程技術少將 B·貝什諾夫

動力飛行祇有在發動機的比重降低到某一值時始為可能。從全部航空發展史中可以看出，發動機的改良是多麼迅速地促進了飛機飛行性能的提高。

飛機的飛行重量 G 可以分為下面四個主要部分：1) 飛機載荷量 $G_{\text{нагр}}$ ，其中包括乘務組和設備；2) 飛機結構重量，或者像普通所說飛機組重量 $G_{\text{пл}}$ ；3) 動力組重量 $G_{\text{дв}}$ ，其中既包括發動機本身，也包括螺旋槳、潤滑系統、冷卻系統、泵浦等；4) 燃油重量 $G_{\text{т}}$ 。

在研究飛機的特性時，並不一定要取各部分重量的絕對值，而是要看它們與總飛行重量之比，即 $\frac{G_{\text{нагр}}}{G}$ ， $\frac{G_{\text{пл}}}{G}$ ， $\frac{G_{\text{дв}}}{G}$ 和 $\frac{G_{\text{т}}}{G}$ 。

結構重量所佔的比例 $\frac{G_{\text{пл}}}{G}$ 取決於它的完善性、安全係數、飛機尺寸和材料的質量。

飛機尺寸的增加，一般說來，不但使結構重量的絕對值增大，同時還使它所佔的比例相對地增長。可是對於大型飛機的靈活性要求並不太嚴，所以安全係數可以較低。總起來說，結構重量大約佔飛機重量的三分之一；特技飛機的結構重量增加到 35~40%，重型飛機在飛行開始階段，當安全係數最小時，此重量降低到 25%。

這樣一來，載荷量、發動機重量和燃油祇佔飛機重量的 65~70%。根據飛機用途的不同，載荷量約佔 20~30%。所以燃油及發動機祇佔飛機重量的 40~50%。航程愈遠，燃油重量所佔的比例愈大，而發動機所佔的重量就愈小。為了使飛機的航程儘可能達到最遠或有效負荷達到最大，發動機的重量應取最小值。不過，此時動力組的拉力就會相對地減小，最快速度也不大、界限不高、機動性亦差。

反過來看，如果動力組的重量佔較大的比例，那麼飛機就可獲得較大的最快速度和界限，並且能夠作各種超負荷的特技而不影響飛行高度。但是飛機的航程就不會太遠，有效負荷較小。因此改變動力組的重量就可解決飛機製造中的各種問題。

我們研究動力組單位特性的作用是怎樣的？螺旋槳發動機組的主要單位特性是：動力組的比重 $\frac{G_{AB}}{N}$ ，式中 N 為發動機的最大功率；發動機單位燃油消耗量 C_e ，即在一小時工作中產生一匹馬力所消耗的燃油；螺旋槳效率 η ，一般說來不是定值。用 η 去除上兩個單位參數，即得每一有效馬力的發動機重量 $\frac{G_{AB}}{N\eta}$ 和動力組有效功率的單位燃油消耗量 $\frac{C_e}{\eta}$ 。

發動機功率與飛行重量之比 $\frac{N}{G}$ 是安裝活塞式發動機的飛機的很重要的單位指數。比值愈大，則飛機在速度、昇限、爬高速度和機動性方面的飛行性能也愈好。 $\frac{N}{G}$ 之比可寫成下式：

$$\frac{N}{G} = \frac{N}{G_{AB}} \cdot \frac{G_{AB}}{G}$$

由此可以得出結論，如果動力組在飛機重量中所佔比例是一定的話，那麼發動機比重 $\frac{G_{AB}}{N}$ 愈小，飛機的飛行性能便愈好。

也可以從另一個角度來提問題。譬如，為了保證所需的飛行性能，必須使 $\frac{N}{G}$ 為某一值，於是如果 $\frac{G_{AB}}{N}$ 愈小，則 $\frac{G_{AB}}{G}$ 也愈小，而有效負荷或燃油重量（航程與此相應的增加）就可較大。

茲舉例來說明：假使運輸機的 $\frac{N}{G}$ 不得小於 0.2，則當重量為 10000 公斤時，功率應為 2000 馬力。如果 $\frac{G_{AB}}{N} = 1.5$ ，則動力組的重量應為 3000 公斤，飛機結構重量約 3500 公斤。於是載荷及燃油將為 3500 公斤，即 35%。如所採用的動力組的 $\frac{G_{AB}}{N} = 0.8$ ，則它的重量為 1600 公斤，而載荷和燃油就可為 4900 公斤，即 49%。降低 $\frac{C_e}{\eta}$ 之有利性是很明顯的，我們暫不多加敘述。

從裝有活塞式發動機的飛機發展史中可以看出 $\frac{G_{AB}}{N}$ 和 $\frac{C_e}{\eta}$ 之值不斷減小。翻閱歷年的統計資料，我們就會發現動力組的比重是在減少着，但極不顯著。假使在 1910 年 $\frac{G_{AB}}{N} = 2 \sim 3$ ，那麼在 1940 年，祇不過是 0.8~1.0。燃油消耗量降低得有限，而軍用飛機所用的大功率發動機的燃油消耗量却增加了。但另一方面，氣缸單位工作容積功率及正面積功率 $\frac{N}{F}$ 却顯著增加。現在來解釋一下活塞式發動機單位特性改進極不顯著的原因。特性 $\frac{G_{AB}}{N}$ 無論在低空和高空都值得研究。假使發動機不是高空發動機，則它的功率隨高度而迅速降低。在 5000 公尺的高度

時，功率降低一半；在一萬公尺，下降2/3。在1900~1940年這一時期內，發動機上昇高度的增加特別快，並促使發動機在高空工作時的比重降低。試將1920年的非高空發動機與1940年的高空發動機相比，我們就可看出，比重降低了3/4~6/7。無論是攔截機、殲擊機或者轟炸機上所採用的發動機，它的正面積 F 的改變是比較小的。譬如在1920年，一般正面積約 $0.9 \sim 1.0$ 公尺²；到1940年，則為 $1.2 \sim 1.4$ 公尺²。頗為有趣的是當設計出大功率發動機正面積過大時，它們就不能獲得採用。在航空發動機製造的發展史中，每一平方公尺正面積的功率，即 $\frac{N}{F}$ 是在增加的，即從 70 增加到 1200，或者說增加了 16 倍。而在高空工作時，則增加了 34~39 倍。應該認為，這是航空發動機製造業中的一项巨大成就。

增大轉速，增添星型發動機每排的氣缸數或排數，從而增加通過發動機的空氣重量消耗量是提高 $\frac{N}{F}$ 的一種主要方法。利用增壓器提高發動機進氣的密度能收到良好的效果。然而，這種方法却使發動機的經濟性降低。因為要防止產生爆震現象，工作混合氣就需富油，這樣大量燃油沒有完全燃燒便從發動機中排出。

現在來看螺旋槳發動機組的拉力。拉力公式是大家所熟知的：

$$P = \frac{75N\eta}{V_M} = \frac{270N\eta}{V_{KM}}$$

式中 N ——發動機功率，以馬力計；

V_M ——飛行速度 公尺/秒 V_{KM} ——公里/小時。

在某一相當大的飛行狀態範圍內，螺旋槳的效率 η 比較恆定，達到 $0.8 \sim 0.85$ 。於是，每匹馬力的拉力為：

$$\frac{P}{N} = \frac{75\eta}{V_M} \approx \frac{60}{V_M} \approx \frac{216}{V_{KM}}$$

當速度為 100 和 150 公尺/秒 時， $\frac{P}{N}$ 值分別為 0.6—0.4 公斤/馬力。然而當螺旋槳的工作與設計工作狀態發生較大的偏差時， η 值便迅速下降；定矩螺旋槳降低得尤為顯著。在原地工作時，每匹馬力的螺旋槳拉力等於 1—2.5 公斤。對於輕型發動機來說，此值較大。當功率為 1500—2000 馬力時， $\frac{P_0}{N}$ 之值約為 1.2~1.5，視螺旋槳直徑及槳葉面積的具體情況而定。

螺旋槳發動機組尚有阻力，其中主要是散熱裝置——散熱器或氣缸頭散熱片——產生的阻力。這一阻力應從螺旋槳拉力中減去，始能得到螺旋槳發動機組的淨拉力。圖 1 為 $\frac{P}{N}$ 之近似曲綫圖。虛綫係按 $\eta=0.8$ 而作的，即 $\frac{P}{N} = \frac{216}{V_{KM}}$ 。實綫是將 η 的變化及散熱系統的阻力全部估計在內作出的。

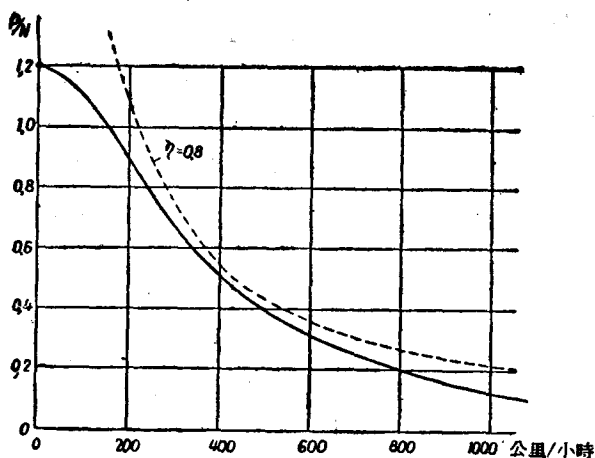


圖 1 $\frac{P}{N}$ 隨飛行速度而變的曲線圖

我們求發動機組每一公斤重量的拉力：

$$\frac{P}{G_{DB}} = \frac{P}{N} \cdot \frac{N}{G_{DB}}。$$

設 $\frac{P_0}{N} = 1.2$, $\frac{G_{DB}}{N} = 0.8$,

則我們可以作出 $\frac{P}{G_{DB}}$ 隨飛行速度而變化的曲線圖 (圖 2)。

這樣一來，螺旋槳發動機組的拉力以及 $\frac{P}{G_{DB}}$ 的值便隨着飛行速度的增大而降低。在平飛的時候，所需的拉力等於飛機重量除以氣動性能， $P_{\text{порт}} = \frac{G}{K}$ 。作機動飛行所需的拉力等於飛機重量除以氣動性能，再乘超負荷係數 n ：

$$P_{\text{порт}} = \frac{G}{K} \cdot n,$$

根據此式我們可以得到下面的關係式

$$\frac{P_{\text{порт}}}{G} = \frac{n}{K} = \frac{P}{G_{DB}} \cdot \frac{G_{DB}}{G},$$

如果 $\frac{n}{K}$ 為已知，則 $\frac{P}{G_{DB}}$ 愈小，發動機重量 $\frac{G_{DB}}{G}$ 所佔的比例就愈大，設 $\frac{n}{K} = 0.2$ ，如果 $V = 100$ 公尺/秒， $\frac{P}{G_{DB}} = 0.6$ ，則 $\frac{G_{DB}}{G} = 0.335$ ，當 $V = 150$ 公尺/秒，即得 $\frac{G_{DB}}{G} = 0.5$ ，即發動機的重量應為飛機的一半。在以最大速度飛行的條件下，

拉力 P 應等於阻力:

$$P = C_x S \frac{\rho V^2}{2}$$

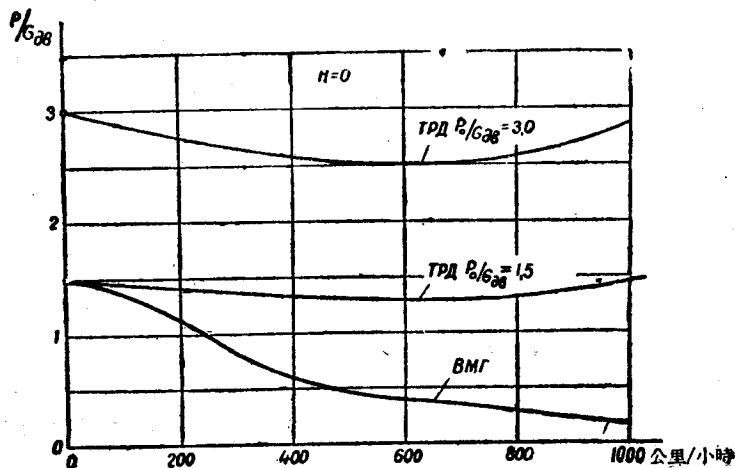


圖 2 $\frac{P}{G_{ДВ}}$ 隨飛行速度而變的曲線圖

將此式除以飛機重量，則得:

$$\frac{P}{G} = \frac{P}{G_{ДВ}} \cdot \frac{G_{ДВ}}{G} = \frac{C_x \rho V^2}{2G/S}$$

根據此式，可以得出飛行速度:

$$V^2 = \frac{2 \frac{P}{G_{ДВ}} \cdot \frac{G_{ДВ}}{G} \cdot \frac{G}{S}}{C_x \rho}$$

$$V = \sqrt{\frac{2 \frac{P}{G_{ДВ}} \cdot \frac{G_{ДВ}}{G} \cdot \frac{G}{S}}{C_x \rho}} = 4 \sqrt{\frac{1}{C_x} \left(\frac{P}{G_{ДВ}} \cdot \frac{\rho_0}{\rho} \cdot \frac{G_{ДВ}}{G} \cdot \frac{G}{S} \right)}$$

這一公式很清楚地表明影響最大飛行速度的各種因素為：良好的氣動性能，即 C_x 應很小；良好的動力組，即較大的 $\frac{P}{G_{ДВ}}$ （此值應除以空氣的相對密度 $\frac{\rho}{\rho_0}$ ）；發動機應佔飛機重量很大的一部分，而機翼所承受的單位負荷 $\frac{G}{S}$ 亦應較大。然而當 $\frac{G_{ДВ}}{G}$ 值很大時，航程就不會很遠；而 $\frac{G}{S}$ 值較大時，則影響了起飛着陸性能和機動性。飛機設計家勢必解決很複雜的問題，以選擇最有利的飛機主要參數。

從曲線圖（圖 2）中可以看出，螺旋槳發動機組的拉力與動力組重量之比不大。增加這一比值的企圖沒有收到良好的效果。噴氣發動機的性能與螺旋槳發動

機的性能在這方面有着根本的區別。噴氣發動機的特點是拉力與速度的關係很小。液體噴氣發動機的拉力幾乎與速度無關，而且與大氣壓力的關係也不大。隨着速度的增加，噴氣發動機的拉力起初稍微降低（15~17%），然後逐漸增加，在超音速時，拉力將超過原地拉力 P_0 。渦輪噴氣發動機的特點不僅在於拉力的改變性質，而且在於發動機重量與拉力之比 $\frac{G_{ДВ}}{P}$ 不大，正面積較小，沒有發動機冷卻系統的附加阻力。

噴氣發動機的有效功率 $N_{пол}$ 等於：

$$N_{пол} = \frac{PV}{270},$$

式中 P ——拉力（公斤）；

V ——飛行速度（公里/小時）。

譬如，當速度為 1000 公里/小時時，1000 公斤的拉力就會產生有效功率 3700 匹馬力，螺旋槳發動機組的發動機大約要有 4500 匹馬力才能發出這樣大的有效功率。可是，此時螺旋槳發動機組的重量大約達到 3500 公斤，而噴氣發動機則祇有 350 公斤，則小 9/10。從這裡便可清楚地看出噴氣發動機在重量方面的優點。下面我們來研究發動機主要單位特性，即拉力與重量之比 $\frac{P}{G_{ДВ}}$ 。

圖 2 是螺旋槳發動機組和噴氣發動機的 $\frac{P}{G_{ДВ}}$ 曲線圖：一台噴氣發動機的 $\frac{P_0}{G_{ДВ}} = 1.5$ ；另一台改進的發動機的 $\frac{P_0}{G_{ДВ}} = 3$ 。圖 3 是同一發動機的類似曲線圖，祇是在 7500 公尺的高空所作出的而已。作此曲線圖時，我們假設，螺旋槳發動機組

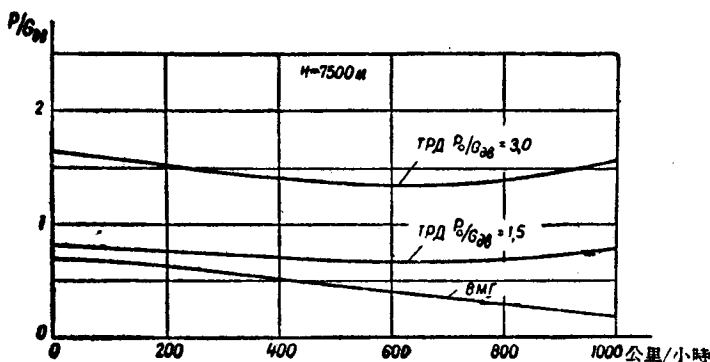


圖 3 7500 公尺高空時， $\frac{P}{G_{ДВ}}$ 隨飛行速度而變的曲線

是高空的，能保持功率不變；噴氣發動機的拉力與壓力比 $\frac{P}{P_0}$ 成正比，而與溫度比值的平方成反比。圖 4 是 15 公里高空所作的曲線圖，假設螺旋槳發動機組的昇

高度等於 7500 公尺。

可以看出，在低空時，渦輪噴氣發動機在重量方面有很大的優點。在 7500 公尺的高度時，這一優點有所削弱，但是仍舊相當顯著。譬如，當 $H=0$ ，速度為 200 公尺/秒 (720 公里/小時) 時，渦輪噴氣發動機大約要輕 7/8，在 7500 公尺的高度時，要輕 3/4 多。在 15000 公尺高度時，輕 5/6。速度愈快時，渦輪噴氣發動機的優點愈顯著。

將渦輪噴氣發動機和螺旋槳發動機組作上述比較，可以充分地表明，在高空和高速的飛行條件下，渦輪噴氣發動機的優點多麼突出。應當指出，隨著渦輪噴氣發動機進一步的改良， $\frac{P_0}{G_{ДВ}}$ 將會繼續增大。

但是，另有一種情況，在某些程度上降低了渦輪噴氣發動機的經濟利益，這就是在低速飛行和以中等速度飛行時燃油消耗量較大。既然發動機與燃油要佔飛機重量的一部分，如果在規定的航程內所需的燃油愈少，則發動機的重量就可以大些，而發動機的功率愈大，飛機飛行性就愈好。所以，不僅是航程，就是一般飛行性能都與動力組的經濟性有關。

活塞式發動機的經濟性是由單位燃油消耗量 C_o ，即每工作小時內產生一匹馬力所消耗的油量來評定的。但研究單位消耗量與有效馬力之比，即 $\frac{C_o}{\eta}$ 將更能說明問題，式中 η —— 螺旋槳效率。噴氣式發動機是按每工作小時內產生一公斤拉力所消耗的油量 C_{YA} 來評價的。

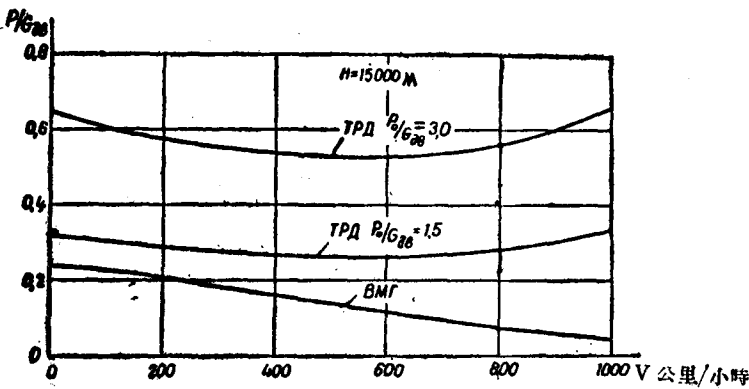


圖 4 在 15000 公尺高空時， $\frac{P}{G_{ДВ}}$ 隨飛行速度而變之曲綫圖

在比較動力組的時候，我們將螺旋槳動力組的燃油消耗量也化爲 C_{YA} 。在每工作小時內，螺旋槳發動機組消耗 $g = C_o \cdot N$ 公斤的燃油。所產生的拉力以 $P = \frac{270 N \eta}{V}$ 來表示，以 P 除 g ，即得 C_{YA} ：

$$C_{YH} = \frac{C_e NV}{270 N \eta} = \frac{C_e V}{270 \eta} = C_e \frac{N}{G_{AB}} \cdot \frac{G_{AB}}{P},$$

式中 V 以公里/小時計算。

在圖 5 中繪出了當 $C_e = 0.2; 0.25; 0.30$; $\frac{G_{AB}}{N} = 0.8$, 而 $\frac{P}{G_{AB}}$ 值取自曲綫圖 2 時之螺旋槳發動機組的 C_{YH} 曲綫。同時還繪出了渦輪噴氣發動機的 C_{YH} 曲綫。我們可以得出頗有意思的結論: 在 300~500 公里/小時的速度時, 渦輪噴氣發動機的經濟性比螺旋槳發動機組要差 1/2~3/4, 所以在低速飛機上, 應用渦輪噴氣發動機不合算。但是, 爲了作短時飛行, 即使在低速時, 渦輪噴氣發動機仍有採用價值。在速度超過 850 公里/小時時, 渦輪噴氣發動機的經濟性便超過了螺旋槳發動機組。

我們來求平飛時所需的燃油儲備量。螺旋槳的拉力 P 必須等於阻力 Q , 阻力則等於飛機重量 G 除以氣動性能 K 。這樣, 每一公里的燃油消耗量 C_K 爲:

$$C_K = \frac{P C_{YH}}{V} = \frac{G C_{YH}}{K V},$$

裝螺旋槳發動機組的飛機, C_K 爲

$$C_K = \frac{G}{270} \cdot \frac{C_e}{K \eta},$$

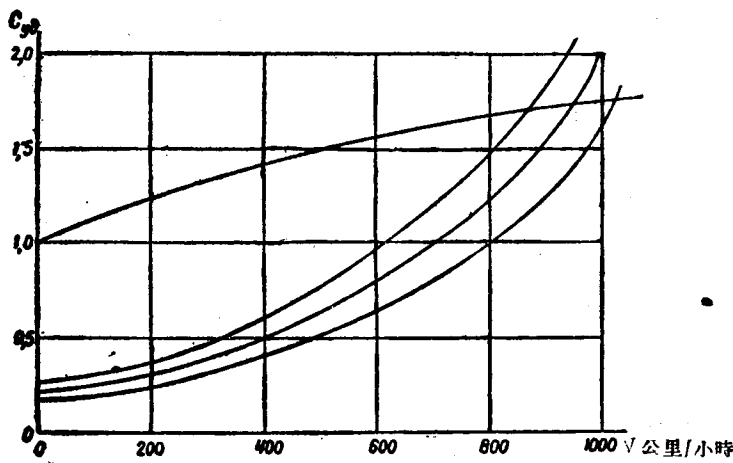


圖 5 螺旋槳發動機組的 C_{YH} 值隨飛行速度而變的曲綫

飛機經濟性的特性爲 $\frac{G}{C_K}$

$$\frac{G}{C_K} = 270 K \frac{\eta}{C_e} \circ$$

從上式可以看出，飛機經濟性的特性是氣動性能 K 與動力組經濟性 $\frac{\eta}{C_e}$ 的相乘積。裝有渦輪噴氣發動機的飛機的 $\frac{G}{C_K}$ 公式為：

$$\frac{G}{C_K} = K \frac{V}{C_{yH}}$$

將活塞式發動機與噴氣式發動機的 $\frac{G}{C_K}$ 兩式相比，我們即得 $\frac{\eta}{C_e}$ 相當於 $\frac{1}{270} \cdot \frac{V}{C_{yH}}$ 。圖 6 為螺旋槳發動機組的 $\frac{\eta}{C_e}$ 和渦輪噴氣發動機的 $\frac{1}{270} \cdot \frac{V}{C_{yH}}$ 的曲線圖。從圖上可以看出，螺旋槳發動機組的 $\frac{\eta}{C_e}$ 在速度增加時，起初很快的增大，當速度到達約 400 公里/小時時，即達最大值，以後即開始下降；渦輪噴氣發動機的 $\frac{1}{270} \cdot \frac{V}{C_{yH}}$ 增加雖然較慢，可是却不斷增大。

$\frac{\eta}{C_e}$ 和 $\frac{1}{270} \cdot \frac{V}{C_{yH}}$ 可算是動力組經濟性的特性綫。但是可以更準確地作出經濟性的特性綫。動力組每飛行 1 秒鐘所作的有效功為 $\epsilon = \frac{P \cdot V}{3.6}$ ，式中 V ——飛行速度 公里/小時。發動機每秒鐘工作內燃油燃燒所分解的能量，即所消耗的能量

$$\epsilon_{\text{затр}} = \frac{P C_{yH}}{3600} H_u A,$$

式中 H_u ——燃油的熱值約等於 10200 卡；

A —— 1 卡熱量的機械當量； $A=427$ 。除以 3600 則將小時消耗量化為每秒消耗量。現在來求所得能量與消耗能量之比，即動力組的效率，並以 $\eta_{\text{ДВ}}$ 來表示。

$$\eta_{\text{ДВ}} = \frac{\epsilon_{\text{пол}}}{\epsilon_{\text{затр}}} = \frac{3600}{3.6 \cdot 10200 \cdot 427} \cdot \frac{V}{C_{yH}} = 0.00023 \frac{V}{C_{yH}} = 0.062 \frac{\eta}{C_e}.$$

譬如，對螺旋槳發動機組來說，當 $V=400$ 公里/小時， $\frac{\eta}{C_e} = 3.0$ ， $\eta_{\text{ДВ}} = 0.186$ 或 18.6%；至於渦輪噴氣發動機，當 $V=400$ 公里/小時， $\eta_{\text{ДВ}} = 6.8\%$ ； $V=1000$ 公里/小時時， $\eta_{\text{ДВ}} = 13.3\%$ 。

上述的推論祇有在較低的飛行速度下才適用。當在超音速飛行時，必須將燃油隨飛機而運動所消耗的能量也估計進去，這樣就會使 $\eta_{\text{ДВ}}$ 減小。因此，所有噴氣發動機的 $\eta_{\text{ДВ}}$ 到最大值後，便開始降低。

氣動性能 K 與迎角有關，而在最有利的迎角時達到最大值。在低空時，於較小的飛行速度下氣動性能達到最大值。圖 6 表示在 2000 及 10000 公尺高度時 K 與 V 之關係曲綫。裝螺旋槳發動機組的飛機，在最有利的速度時之飛行相當於動力組最大的經濟性。裝渦輪噴氣發動機的飛機（在本例中）其最有利的速度却並不是

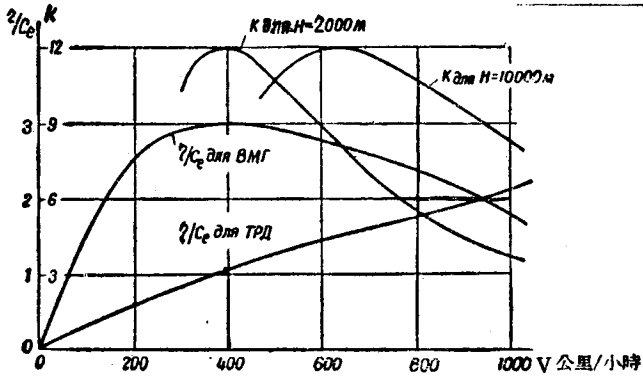


圖 6 $\frac{\eta}{C_e}$ 隨飛行速度而改變的關係曲線

動力組的最經濟工作狀態。航程的公式如下：

$$L = 2.3 \frac{G}{C_K} \log \frac{1}{1 - \frac{G_T}{G_{ВЗЛ}}}$$

式中 $\frac{G_T}{G_{ВЗЛ}}$ —— 起飛時的燃油相對儲備量。

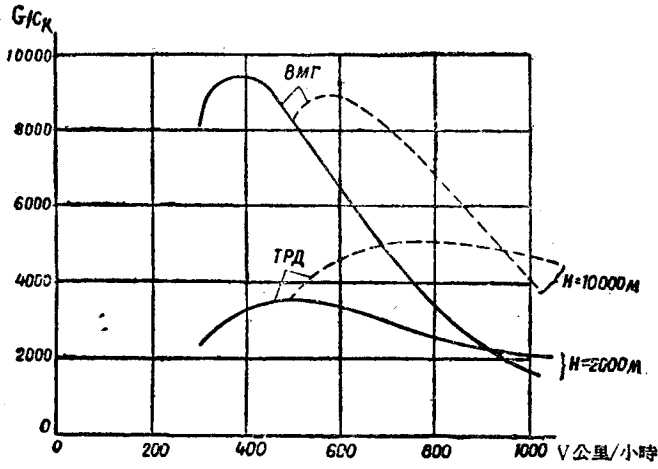


圖 7 $\frac{G}{C_K}$ 與飛行速度之關係

圖 7 是根據圖 6 的曲線圖作成的，它表示 $\frac{G}{C_K}$ 與安裝渦輪噴氣發動機和螺旋

槳發動機組的飛機的速度之關係曲線，此時 $C_e = 0.25$ ，高度分別為 2000 和 10000 公尺。研究此種曲線圖，我們可以得出這樣的結論：當 $H = 2000$ 公尺，裝渦輪噴氣式發動機的飛機的經濟性大約比活塞式發動機的差 60%。在 $H = 10000$ 公尺的高空時，裝渦輪噴氣發動機的飛機的經濟性祇差 44.5%，高度再增加時，經濟性的差別則愈不顯著。裝螺旋槳發動機組的飛機， $\frac{G}{C_K}$ 的最大值與飛行高度的關係很小。裝渦輪噴氣發動機的飛機，在高度增加的時候，經濟性就來得好，航程也就隨着而增大。事實上，此種飛機的經濟性比圖 7 上所示的還要增加得多，因為在低空時，發動機的節流很厲害，使得單位消耗量增加。

圖 1 ~ 7 的曲線圖並不指某種具體的飛機或發動機，祇是為了將裝螺旋槳發動機組和裝噴氣發動機的飛機在近音速飛行時的飛行性能作一比較。根據比較的結果，我們就可看出，渦輪噴氣發動機在重量方面比螺旋槳發動機組有很大的優點，可是在另一方面，它的經濟性較後者為差。在重量方面的優點却大大地補償了在經濟性方面的缺點。茲舉例來說明。

假設有兩架飛機：一架裝着螺旋槳發動機組，它的 $\frac{G_{AB}}{N} = 0.8$ ；另一架裝着渦輪噴氣發動機，它的 $\frac{G_{AB}}{P_0} = 0.35$ 。假使結構重量為 35%，燃油與發動機的重量佔 40%，乘務組、載荷和設備的重量為飛機起飛重量的 25%。裝螺旋槳發動機組的飛機，其發動機重量佔 25%，燃油佔 15%，因此。當 $\frac{G_{AB}}{N} = 0.8$ 而 $\frac{P_0}{N} = 1.2$ ，則 $\frac{P_0}{G_{AB}} = 1.5$ ，即開始起飛時的拉力為發動機重量的 1.5 倍，而拉力與飛機重量之比為：

$$\frac{P_0}{G} = \frac{P_0}{G_{AB}} \cdot \frac{G_{AB}}{G} = 1.5 \cdot 0.25 = 0.375。$$

我們選一台渦輪噴氣發動機，使 $\frac{P_0}{G} = \frac{P_0}{G_{AB}} \cdot \frac{G_{AB}}{G} = 0.375$ ，即最初拉力相同的發動機。於是，當 $\frac{G_{AB}}{P_0} = 0.35$ ，則 $\frac{G_{AB}}{G} = 0.375 \cdot 0.35 = 0.13$ ，即渦輪噴氣發動機幾乎比螺旋槳發動機組輕一倍，但其燃油重量為飛機重量的 27%，而在發動機螺旋槳組則為 15%。

這樣，兩架飛機的航程便幾乎是相等的。但是裝有渦輪噴氣發動機的飛機的飛行性能就要來得好，譬如在 500 公里/小時的速度時，螺旋槳發動機組的拉力就會少 2/3，而，渦輪噴氣發動機則祇減少 15%。

高速飛行時採用渦輪噴氣發動機的合理性是極明顯的。而渦輪噴氣發動機在重量和經濟性方面，正在迅速地改進，因此，在使用上前途是無限的。渦輪噴氣發動機給航空展開了超音速飛行的遠景。卓越科學家，齊奧爾柯夫斯基的預言已

經實現了。對於超音速飛行的可能性的研究已成為很重要的課題。

採用渦輪噴氣發動機以後，駕駛技術就簡化了，飛行的安全性增加了。完全有根據可以確信，經濟性優良的渦輪噴氣發動機在低速航空，如體育航空上得到應用。祇要有相等於飛機重量 15~20% 的拉力，便足以保證安全的飛行。如果 $\frac{G_{AB}}{P_0}$ 為 0.25~0.3，則發動機重量祇為即飛機重量的 5%。 $\frac{P_0}{G} = 0.2$ ； $\frac{G_{AB}}{P_0} = 0.25$ ； $\frac{G_{AB}}{G} = 0.05$ 。

重量為 500 公斤的體育用飛機需要重 25~30 公斤、拉力約 100 公斤的發動機，此時，飛機結構重量為 150~180 公斤，燃油及載荷尚剩 300 公斤左右，或 60% 的重量。飛行時的平均拉力約 40 公斤；燃油消耗量每小時 35~40 公斤。8~10 公斤 或者更小些的渦輪噴氣發動機就可以保證滑翔機獨立起飛和爬高。

在這篇文章裡，我們祇將低音速飛行時的渦輪噴氣發動機和螺旋槳發動機組作一比較。在超音速飛行時，就沒有必要將它和螺旋槳發動機組相比，而是作各型噴氣發動機相互間的比較，並須用另一種比較方法了。 周廷秋譯

利用混合空氣提高噴氣發動機的推力效能

B·克爾齊卡拉

提高渦輪噴氣發動機推力的方法有以下三種：1) 往尾噴筒中補充加入燃料進行燃燒；2) 在壓縮機或燃燒室前噴射冷卻液體（如甲醇和水的混合物）；3) 利用特殊的噴口或渦輪壓縮機補充吸入空氣與燃氣混合。第一種方法雖然可以大大地提高推力，但燃料消耗量大，熱負荷高，所以只能在短時間內應用。第二種方法同樣需要增加燃料消耗量，只有第三種方法可以不增加燃料消耗量而提高推力。在下面我們將對這種方法加以詳細的研究。

利用混合空氣提高推力的方法

圖 1 是提高推力的混合氣噴口示意圖。由通常的噴口 1 排出的燃氣進入噴筒 2（混合氣噴口）並將噴筒內的空氣帶走，由於壓力的降低便有空氣流入噴筒內（與燃氣混合）。在此過程中燃氣的速度稍微降低，在噴筒出口處空氣和燃氣的速度大致相等。噴筒出口處燃氣的質量 m 比起不帶第二個噴口的發動機來有所增加，速度 C 却降低。其推力和動量（ mc ）也隨着噴口效率 η 的提高而增加。

如果用渦輪壓縮機來代替混合氣噴口，那麼由主渦輪排出之燃氣將在吸入混

和空氣用的渦輪葉片上消耗部份能量，因此其噴出速度也相應的降低。第二渦輪帶動低壓壓縮機，由大氣中吸進空氣，使其以一定的速度進入噴筒，這時排出的燃氣可以和流進的空氣混合也可以不混

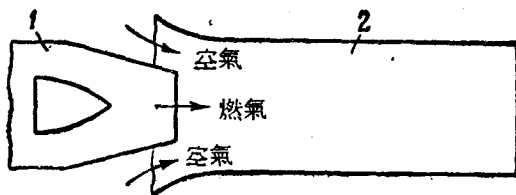


圖1 藉助混合氣噴口提高推力
1—發動機噴口；2—混合氣噴口。

合。第二個渦輪壓縮機的作用，只是使吸入的空氣加速。這種流動過程與利用混合氣噴口提高推力的情況基本相同。

空氣的混合將增加氣流的損失（如摩擦損失、氣流在噴口中混合時的損失、低壓壓縮機中的損失等），這些損失都是應該計算進去的，但在航空發動機中此種損失非常小，因為此處的空氣係由機翼或飛機之其他外表面的邊層流中引入。

為了便於進行研究，我們假設吸入的相對於飛機運動速度的空氣為 c_2 。在吸收邊層流以外的空氣時 c_2 等於飛行速度 v （但方向相反），在吸收邊層流內的空氣時速度 c_2 應界於零與 v 之間。

利用加速器（特種噴口或混合空氣用的渦輪壓縮機）所增加的推力，即用加速器較不用加速器所提高的推力（將阻力之增加計算在內）是與加速器的效率 η 有關的，也和混合空氣與“初級空氣”（未用加速器時進入發動機的空氣）的流量比 G_2/G_1 有關（式中 G —空氣消耗重量，底數1表示排出的燃氣，2表示及進的空氣）。效率 η 是混合空氣增加的動能與初級空氣損失的動能之比。在這裡將燃氣與混合空氣之間的熱交換略去不計。

現在我們研究一下各種相對於飛機的速度。燃氣流出的速度由 c_0 （不帶加速器時之排氣速度）降低到 c_1 （裝上加速器後之排氣速度），此時用於使混合空氣加速的能量 N 為：

$$N = \frac{G_1 (c_0^2 - c_1^2)}{2g}, \quad (1)$$

式中 g ——重力加速度。

此種能量可以使少量混合空氣獲得較高的速度，或者使大量混合空氣獲得較低的速度。採用加速噴口時混合空氣排出的速度一般不大於燃氣排出的速度 c_1 ，但在採用渦輪壓縮機時則此速度可以超過 c_1 。無論是燃氣或是混合空氣它們排出時相對於飛機的速度實際上都大於零，也就是說它們的絕對速度大於飛行速度 v 。

混合空氣以速度 c_2 流入，以 c_3 排出，速度 c_3 的每一定值都和混合空氣流