

# 噴氣式航空發動機

上 冊

陳壽祖編著

中國科學圖書儀器公司

出 版

# 噴氣式航空發動機

上 冊

陳壽祖編著

中國科學圖書儀器公司

出版

## 內 容 提 要

本書注重噴氣式航空發動機的理論闡述與性能分析，並附有計算實例，以資參證研究。全書分為上、下兩冊，上冊自第一章起至第七章止，敘述基本熱力學及壓縮性流體力學，以及透平噴氣式發動機，離心式與軸向式壓縮發動機的原理與性能分析等。

本書可供大學航空系及機械系作為教學時的參考用書，亦可供有關工廠的技術人員在業務學習中作為進修用書。

## 噴氣式航空發動機(上冊)

---

編著者 陳 壽 祖

出版者 中國科學圖書儀器公司

印刷 上海延安中路537號 電話64545

上海市書刊出版業營業許可證出○二七號

經售者 新 華 書 店

---

★有版權★

A.E. 5—0.15 206千字 開本:(762×1066) $\frac{1}{32}$  印張:12.00

新定價 ¥ 17,200 1954年9月初版第1次印刷 1—1500

## 序

航空科學在二次大戰以後發展甚為迅速，不僅在速度方面已接近音速，飛行高度有顯著增加，其他在結構方面、裝備方面亦有巨大改革。究其原因則由於噴氣式發動機已經過試驗階段而開始廣泛應用於各種航空器上。在來日之超音速飛行領域中此類發動機之發展尚屬無限，故凡學習航空科學者必須了解噴氣式發動機之原理、構造及應用。但國人對於此項專著尚不多，西文書籍不但文字隔膜，且在關鍵問題每多語焉不詳，筆者不敏謹綜合有關參考書籍雜誌及個人研習心得，整理成篇，以供學者參考。此書資料曾兩次用作同人業務學習講稿，其中略有增刪，筆者體會用作大學航空系、機械系參考書及有關工廠技術人員業務學習教本尚為相宜。（讀者具有大學理工學院二年級以上之數理基礎閱讀此書可無何困難）。

全書着重理論之闡述及性能分析並附有算例對照，共分十四章：第一章介紹噴氣推進技術發展梗概及其優越性，着重說明我國古代對噴氣原理之運用及俄國科學家在此方面之卓越貢獻；第二、三章為學習本書之熱力學及流體力學基礎；第四、五章為噴氣式發動機性能計算與分析；第六、七、八、九章分別討論透平噴氣式發動機各主要組成部分之工作原理及設計原則；第十章討論高速轉動部分之應力分析及震動問題；第十一章介紹現代噴氣機製造材料及施工方法；第十二章介紹二次大戰以來德、英、美諸國噴氣機之性

能及構造，並附帶說明有關噴氣式發動機之試驗及維護常識；第十三、十四章分別討論火箭及衝壓式噴氣機工作原理及性能分析，並介紹現代德、英、美諸國火箭特點及構造，與衝壓式發動機目前之試驗概況及將來之展望。

蘇聯在航空科學方面不僅發明最早，而且十月革命以後在列寧和斯大林同志英明領導下發展尤為迅速，今日蘇聯航空技術無疑為最先進者，但有關蘇聯近代航空發動機構造及性能因屬機密未能編入本書。書中實例均取自已公佈之資料，所附插圖及數據可作參考，有關參考資料見各章最後所附書目。

本書參考來源大多取自英文書籍，故書中工程單位仍暫沿用英制，但關於德國噴氣機資料原書用公制者仍保留為公制，惟於書末附有常用單位換算表讀者可自行換算。書中術語名詞除已為公認者外，部分名詞仍從工廠中之習稱及筆者之試譯。書中某些部分之解釋及公式之導演係筆者個人體會，個人水平有限錯誤之處在所難免，敬祈讀者不吝賜教俾得訂正。

本書承上級及同志們之鼓勵始克完成，因本身工作較忙，時寫時輟歷時一年有半，編寫期間承愛人藍鎮圭同志之協助抄錄原稿，均此致謝。

陳壽祖謹識

一九五三年八月一日

# 目 錄

## 第一章 概述.....1-14

- |                     |                               |
|---------------------|-------------------------------|
| 1-1 發展簡史..... 1     | 1-4 透平噴氣機與活塞式螺旋槳發動機之比較.....10 |
| 1-2 噴氣式發動機發展之原因.. 3 |                               |
| 1-3 噴氣機之分類..... 6   |                               |

## 第二章 氣體熱力學性質及理想噴氣機循環..... 15-60

- |                     |                       |
|---------------------|-----------------------|
| 2-1 理想氣體.....15     | 2-9 多變過程.....37       |
| 2-2 氣體之比熱.....16    | 2-10 壓縮與膨脹效率.....40   |
| 2-3 道爾頓定律.....18    | 2-11 幾種工作過程之討論.....48 |
| 2-4 氣體之內能.....21    | 2-12 伯萊登循環.....52     |
| 2-5 氣體之熱焓.....22    | 2-13 等容循環.....54      |
| 2-6 氣體之熵.....24     | 2-14 藍金循環.....56      |
| 2-7 空氣熱力學性質表.....26 | 2-15 標準大氣表.....57     |
| 2-8 能量方程式.....28    |                       |

## 第三章 壓縮性流體力學概論.....61-104

- |                        |                          |
|------------------------|--------------------------|
| 3-1 音速與馬哈數.....61      | 3-10 激波.....89           |
| 3-2 伯努利方程式.....63      | 3-11 馬哈波.....90          |
| 3-3 氣體膨脹後得之速度.....67   | 3-12 膨脹波與壓縮波.....92      |
| 3-4 速度係數與噴咀效率.....68   | 3-13 伯蘭特氏激波關係.....96     |
| 3-5 通過噴管之流量.....70     | 3-14 通過激波後氣體狀態之改變.....97 |
| 3-6 噴口外壓力對氣流之影響.....73 | 3-15 通過激波之衝壓壓力..... 100  |
| 3-7 拉瓦管.....77         | 3-16 進氣管效率..... 103      |
| 3-8 噴管剖面變化之計算.....79   |                          |
| 3-9 最佳面積比.....85       |                          |

## 第四章 噴氣推進原理..... 105-138

- |                    |                  |
|--------------------|------------------|
| 4-1 動量方程式..... 105 | 4-3 熱效率..... 111 |
| 4-2 推進效率..... 107  | 4-4 總效率..... 113 |

|     |             |     |      |          |     |
|-----|-------------|-----|------|----------|-----|
| 4-5 | 各種推進機總效率之比較 | 116 | 4-8  | 燃燒過程     | 127 |
| 4-6 | 擴散進氣過程      | 121 | 4-9  | 透平內之膨脹過程 | 130 |
| 4-7 | 壓縮過程        | 126 | 4-10 | 噴管內之膨脹過程 | 133 |

## 第五章 透平噴氣式發動機性能分析 139-182

|     |                   |     |            |               |     |
|-----|-------------------|-----|------------|---------------|-----|
| 5-1 | 引言.....           | 139 | 性能之影響..... | 156           |     |
| 5-2 | 因次分析.....         | 139 | 5-8        | 高度特性.....     | 157 |
| 5-3 | 透平噴氣機循環討論....     | 145 | 5-9        | 速度特性.....     | 160 |
| 5-4 | 熱效率.....          | 148 | 5-10       | 轉速特性.....     | 162 |
| 5-5 | 最佳壓力比.....        | 151 | 5-11       | 透平噴氣機之特性調節..  | 165 |
| 5-6 | 最高燃氣溫度對效率之影響..... | 154 | 5-12       | 起動性及加速性.....  | 170 |
| 5-7 | 壓縮機效率與透平效率對.....  |     | 5-13       | 溫壓法對性能之改進.... | 173 |
|     |                   |     | 5-14       | 後燃室對性能之改進.... | 179 |

## 第六章 離心式壓縮機原理及設計 183-233

|     |                  |     |      |                |     |
|-----|------------------|-----|------|----------------|-----|
| 6-1 | 壓縮機之要求與比較        | 183 | 6-8  | 特性曲線           | 206 |
| 6-2 | 氣體與旋轉機構間之能量轉換方程式 | 184 | 6-9  | 工作條件改變對壓縮機性能影響 | 211 |
| 6-3 | 離心式壓縮機型式         | 187 | 6-10 | 葉輪直徑之計算        | 215 |
| 6-4 | 壓縮機需要功率與昇溫       | 190 | 6-11 | 葉輪出口寬度設計       | 220 |
| 6-5 | 壓縮機之各種損失         | 193 | 6-12 | 輪葉氣體通道之設計      | 222 |
| 6-6 | 絕熱效率與壓力係數        | 197 | 6-13 | 無葉擴散部分設計       | 225 |
| 6-7 | 離心式壓縮機流量公式       | 202 | 6-14 | 擴散片設計          | 228 |

## 第七章 軸向式壓縮機原理及設計 234-292

|     |               |     |      |              |     |
|-----|---------------|-----|------|--------------|-----|
| 7-1 | 引言            | 234 | 7-9  | 昇力係數與阻力係數    | 259 |
| 7-2 | 單翼剖型原理        | 235 | 7-10 | 軸向式壓縮機性能參變數  | 262 |
| 7-3 | 動輪與定輪中氣體靜壓之增加 | 238 | 7-11 | 軸向式壓縮機之流型    | 265 |
| 7-4 | 葉片損失及葉形效率     | 240 | 7-12 | 氣體流動一般穩定性之討論 | 268 |
| 7-5 | 葉片昇力係數        | 244 | 7-13 | 葉片性能試驗       | 275 |
| 7-6 | 空氣壓縮性影響       | 246 | 7-14 | 壓縮機各級特性計算    | 278 |
| 7-7 | 格式翼型原理        | 253 | 7-15 | 有關設計之參攷資料    | 285 |
| 7-8 | 格式翼形之速度三角形    | 257 | 7-16 | 軸向式壓縮機特性曲線   | 292 |

# 第一章

## 概論

**1-1 發展簡史** 火藥為我國古代三大發明之一，約在西漢末年（紀元前後）即已發現配製火藥之基本原料如硝石、硫黃。相傳三國時馬鈞發明爆仗，隋煬帝時發明花匣、流星，可見我國很早即發現氣體反作用力推動物體之原理。我國並最早將此種原理應用於軍事方面，遠在宋太祖開寶二年（公元 969 年）馮義昇、岳義方二人發明火箭法，據武經總要記載：“以火藥五兩貫鏃後燔而發之”與今日固體推進劑火箭原理相同。當時為抗拒北方民族入侵更加强對火藥之應用，已能利用瀝青控制燃燒速度，此種引用瀝青之光輝發明在西洋尚係近百年內事。南宋理宗開慶元年（公元 1259 年）在壽春大批製造突火鎗及火箭，用鉅竹作筒能發射百五十步遠，已具近代火箭雛形；金哀宗時（公元 1232 年）於開封使用火箭擊潰元兵，明嘉靖四十年（公元 1553 年）戚繼光更成功地使用火箭破倭寇於浙江定海。火箭原理以後由元人傳入歐洲，西洋直至 1853 年克里米亞戰役方第一次使用火箭。但火箭之命中率差，射程近，以後逐漸為火礮所代替，直至二次大戰期間，經改良後方又開始運用。

我國民間流行之走馬燈亦係利用氣體膨脹之反作用力推動，為今日燃氣透平<sup>(1)</sup>始源，發明之年代雖不可考，但於宋人詩集中已有詠走馬燈之詞句可證（古稱馬騎燈），故至遲在北宋時即已發明，而西洋直至 16 世紀始有相似之烟輪<sup>(2)</sup>出現。今日精密鑄製透平葉

(1) Gas Turbine

(2) Smoke Jack



片之失蠟法<sup>(1)</sup>亦始源於我國，古稱潑蠟法，周代鑄造鐘鼎時即發明。元朝中葉歐人東漸此種工藝技巧逐漸傳入歐洲。惜我國勞動人民許多天才發明為當時封建社會制度所絞殺，未能繼續發揚，噴氣推進技術停止發展數百年之久，實可惋惜！

對近代噴氣推進技術貢獻最大者，當推俄國學者：1886 儒可夫斯基教授發表“流體流入與流出之反作用力”一文，對流體運動量改變所產生之反作用力曾作精密分析。1897 年米什車耳斯基教授對火箭理論深入研究，由噴氣速度、空氣阻力、燃料貯量確定火箭航程及飛行速度公式。1903 年柴耳可夫斯基教授發表“噴氣機探測宇宙的研究”論文，作出火箭各方面之計算，奠定近代火箭理論基礎，並設計可達到任何速度之“宇宙船”<sup>(2)</sup>，該船由多數火箭組成，最後一節火箭推此“船”飛行，此節燃料用完自動與船體脫離，第二節火箭繼續工作。此種理想以後為德人所利用，二次大戰時製出 A-9、A-10 “火箭列車”<sup>(3)</sup>。柴氏學生昌德耳於 1930—1931 作出兩枚液體推進劑火箭進行試驗。1929 年斯傑乞肯院士發表“空氣噴氣式發動機原理”，深入闡述噴氣發動機理論及計算方法；此外，烏瓦羅夫教授對燃氣透平理論貢獻亦極大。

在噴氣機設計方面俄國工程師亦有許多天才發明如：1911 年哥羅霍夫設計內燃機壓縮式空氣噴氣機，包括一內燃機帶動之壓縮機及燃燒室與一噴管，廢氣由噴管噴出產生推力。1914 年海軍上尉尼古里斯基倡導透平螺旋槳式噴氣機，1923 年巴札洛夫設計製造燃氣透平，1933 年留里可設計衝壓式發動機，蘇聯著名工程師米庫林、克里莫夫、留里可等對今日新式噴氣機設計與製造方法之改進貢獻均極大，設計有新型噴氣機多種，曾榮獲斯大林獎金與蘇

(1) Lost Wax Method

(2) Space Ship

(3) Rocket train

聯社會主義勞動英雄稱號。

燃氣透平原理雖發明較早，但因缺乏耐高溫之合金材料，燃氣溫度不能甚高，因此效率甚低，過去並未廣泛使用。二次大戰期間，各國競相研究高溫合金，促進噴氣式發動機之發展。德國於 1942 年製出裝有脈動式衝壓噴氣機之飛彈 V-1 及液體火箭炸彈 V-2，並曾製造軸向壓縮式空氣噴氣機 Jumo-004 及 BMW-003 等。英國於 1928 年懷特氏<sup>(1)</sup> 開始倡導透平噴氣機，但直至 1941 年始製出，1942 年開始與美國合作，在通用電氣公司製造。戰後噴氣式發動機之發展更快，各國高速飛機均採用此種動力裝置，其發展前途尙屬無限。

**1-2 噴氣式發動機發展之原因** 飛行速度為空軍戰術主要要求之一，因高速飛機在空戰中隨時均可維持其主動性，容易進行突然襲擊、追擊及脫離敵人，且易於獲得高度，對地面敵人防空火力射擊之危險性小；和平時期高速運輸機對加強與中心地區之聯繫，與促進邊遠地區之經濟發展均有其特殊意義。但飛行速度增加，飛機之阻力增加，因此需用功率增加，由以下諸式可得證明。由空氣動力學基本公式：

$$\text{飛機阻力} \quad D = \frac{1}{2} C_D \rho S V^2 \quad (1-1)$$

式中  $C_D$  = 阻力係數與機翼攻角及飛機幾何形狀、光滑程度等有關。

$\rho$  = 空氣密度，斯勒/呎<sup>3</sup>

$S$  = 機翼面積，呎<sup>2</sup>

$V$  = 飛行速度，呎/秒。

(1) Frank Whittle

水平飛行飛機阻力應與螺旋槳產生之拉力相等，因此飛機之需要功率應為：

$$\begin{aligned} HP &= \frac{1}{2} C_D \rho S V^2 \cdot V \cdot \frac{1}{550 \eta_e} \\ &= \frac{C_D \rho S V^3}{1100 \eta_e} \text{馬力} \end{aligned} \quad (1-2)$$

式中  $\eta_e$  = 螺旋槳效率

由上可見速度增加一倍需要功率將增加八倍 ( $HP \propto V^3$ )，例如初級教練機速度 150 哩/小時，需用馬力僅 150 匹，高級教練機速度 300 哩/小時，需用馬力為 1280 匹，倘速度增至 600 哩/小時其需用功率將達 10,000 匹馬力。以上尚僅涉及需用功率與速度之影響，其實速度在 400 哩/時以上必須考慮空氣之壓縮性，流過機翼之空氣受壓縮，流線彎曲有如機翼增厚，阻力係數顯著增加。當飛行速度增至 600 哩/時， $C_D$  增至原來之 5~10 倍，因為機翼上某點與氣流之

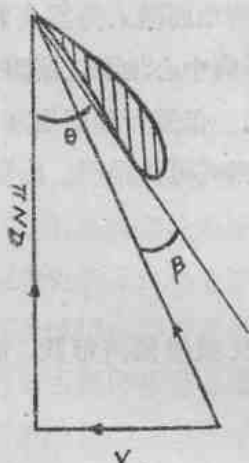


圖 1-1 槳葉角度

相對速度可能首先達到音速，產生激波<sup>(1)</sup>。高速飛機激波阻力遠大於翼型阻力，故由上式計算之需要功率，尚遠低於實際需要者。根據計算結果在海平面飛行速度達到音速 760 哩/時，其推進需要功率將達 30,000~40,000 匹馬力之巨。

其次，飛行速度增加，螺旋槳效率將隨之降低。根據空氣動力學試驗：螺旋槳功率與其攻角<sup>(2)</sup>有關，參閱圖(1-1)，攻角  $\beta$  之定義為相對氣流方向與槳弦所夾之角，圖中  $\theta$  稱為槳葉角，為槳弦與旋轉面所夾之角。只有  $\beta$  在某定值時， $\eta_e$  方最

(1) Shock Wave

(2) Angle of attack

大；但在一定之槳葉角  $\theta$ ,  $\beta$  為  $V/ND$  之函數 ( $V$  為前進速度,  $N$  為轉速,  $D$  為槳葉直徑)。螺旋槳轉速受材料強度等限制不能甚高, 故轉速  $N$  一定時,  $V$  增大,  $\beta$  值減低,  $\eta_e$  亦隨之減低。且飛行速度增加, 槳葉之相對氣流速度增大, 葉尖相對氣流速度很可能超過音速產生激波, 將更降低  $\eta_e$  值。

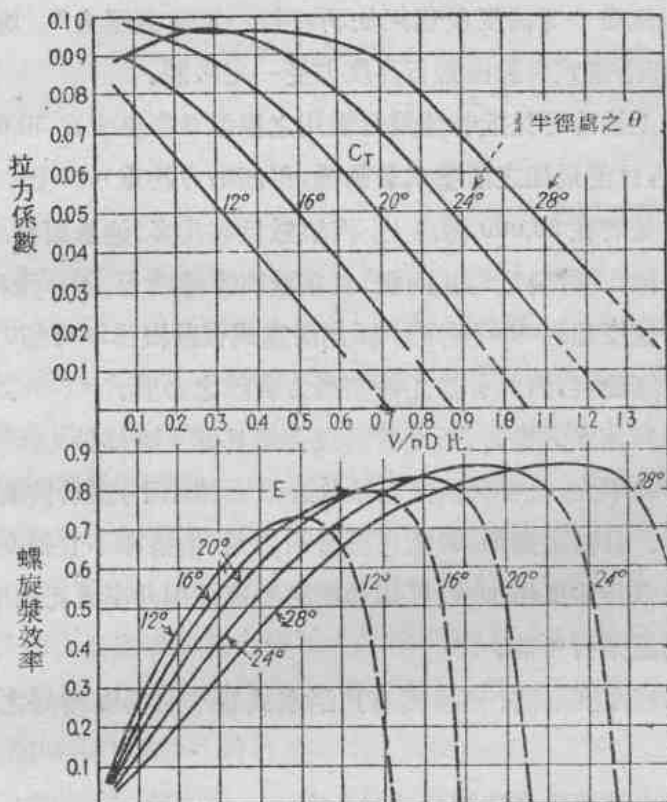


圖 1-2 螺旋槳效率與  $V/ND$  關係曲線

由圖 (1-2) 上看出可變距螺旋槳<sup>(1)</sup> 效率雖可較高, (圖上各曲線之包線), 但速度增加,  $V/ND$  超過一定值後, 效率仍迅速減低, 例

Variable pitch prop.

如飛行速度 320 哩/小時  $\eta_e$  爲 0.83, 飛行速度超過 500 哩/時  $\eta_e$  恐在 0.5 以下矣。故高速飛行需要功率當更高。

爲減少飛機之廢阻力, 最有效方法係在高空飛行, 例如在三萬三千呎高, 空氣密度僅地面之  $1/3$ , 六萬四千呎高, 空氣密度僅地面之  $1/11$ 。爲欲使飛機能在高空飛行, 活塞式發動機雖裝有增壓器<sup>(1)</sup> 但超過一定高度後仍無法再維持一定進氣壓力<sup>(2)</sup>, 功率迅速降低, 即活塞式發動機飛行高度亦受一定限制。

由以上推論可見近音速飛行需用之推進功率至少在 30,000 匹馬力以上, 目前最佳之活塞式發動機, 每匹馬力約重 0.95 磅, 則此發動機重量將在 29,000 磅以上, 汽缸數目必甚多, 迎風面積必增大, 構造複雜, 設計製造均甚困難, 且重量與體積過大, 不合飛行要求。故飛行速度超過 450 哩/時, 採用活塞式發動機已不可能, 近音速飛行更無論矣, 因此有採用新型動力裝置之必要。

隨飛行速度之提高, 新型發動機必須具備下列條件:

(一) 功率大, 但發動機之重量及迎飛面積須小, 便於按裝於機翼或機身。且構造簡單, 製造與維護均容易, 價格亦不宜過高。

(二) 飛行速度增加時, 可用功率應能與需用功率成比例增加, 方有在高速飛行可能。

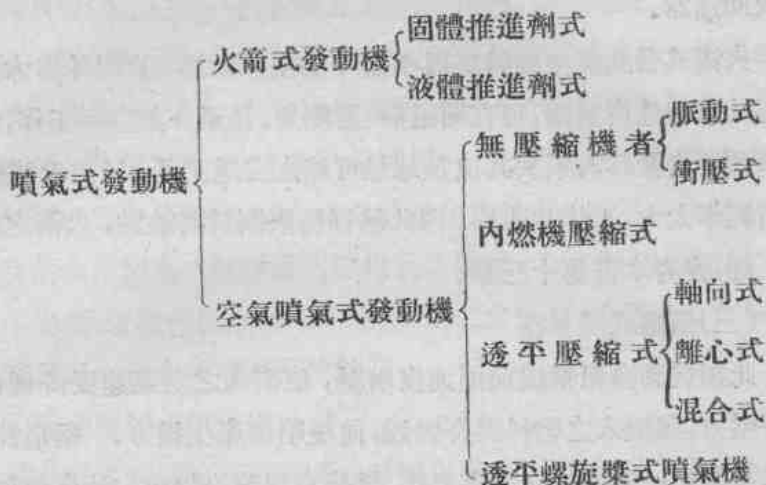
(三) 無高度限制, 至少要有比活塞式航空發動機較好之高空性能。

符合上述要求者即噴氣式發動機。

**1-3 噴氣機之分類** 賴噴射氣體之反作用力, 推進之發動機均稱爲噴氣機。按其工作性質分爲下列幾種:

(1) Supercharger

(2) Manifold pressure



### (一) 固體推進劑火箭

採用之固體推進劑多為黑色火藥或無烟火藥，本身即包括燃料與氧化劑，故不需外界空氣助燃，構造異常簡單，僅為一鋼製彈筒，內部為火藥室，尾部為噴管並有安定翼，一般由電燃式引信引燃。燃燒後氣體壓力可達4,000磅/吋<sup>2</sup>，噴射速度視推進劑性質而異，無烟火藥噴射速度可達4,500~5,000呎/秒。黑色火藥之噴射速度較低約3,000呎/秒，每秒消耗一磅推進劑所產生之推力為200~400磅。此種火箭之缺點為火藥之發熱量不大（僅1,400英熱單位/磅）燃燒速度過快無法調節推力，火藥攜帶量有限，續航時間不過數秒鐘，目前僅用作飛機起飛助速器及火箭砲。

### (二) 液體推進劑火箭

此類火箭採用液體燃料及氧化劑。燃料用汽油、酒精或硝基甲苯，氧化劑用液態氧或二氧化氮，燃料貯於特製之容器中賴泵浦抽出或用惰性氣體壓出之，如德國V-2及ME-163飛機上之HWK式火箭發動機。此類火箭用作試驗用之超音速飛機之動力、飛彈

及助速器。

火箭式發動機主要特點因不需外界空氣助燃，故與外部大氣情況及飛行速度無關，可在同溫層、游離層，甚至在真空中工作，科學家預測火箭為人類到其他星球最可能之交通工具，目前尚嫌燃料消耗率太大，工作時間短，因此航程受限制為其缺點，火箭之詳細原理，參考本書第十三章。

### (三) 衝壓式噴氣機

此類發動機賴飛機前進速度增壓，使衝入之空氣速度降低而獲得壓力，與噴入之燃料混合燃燒，向後噴出產生推力。構造簡單，本身即為一聯通之擴散進氣管、燃燒室與噴管組成。速度增加，氣體壓力增加，推力增加，效率亦提高，為最理想之航空發動機。惜不能自行起動，必須用投射方法或用其他飛機帶至空中投射，獲得一定速度後，方能單獨工作，且在低速度時效率過低。以後超音速飛機發展，此類發動機方有發展前途，目前實用者甚少。此種發動機原理及構造參閱本書第十四章。

### (四) 脈動式衝壓噴氣機

此類發動機賴飛機前進速度及混合氣之等容燃燒使壓力提高，與上述衝壓機不同之點在燃燒室入口有彈簧片控制之空氣入口，起動時用電咀引燃混合氣，因尾噴管較細而長，接近等容燃燒，壓力得以提高，燃氣膨脹向後噴出，燃燒室壓力降低，此時燃燒室前之壓力，大於室內壓力，將彈簧片張開，新鮮空氣進入，繼續噴油，又開始第二次循環。此種發動機可在地面起動，但燃燒消耗率仍太大，工作時抖動，彈簧片連續在高溫下震動容易損壞，是其缺點。二次大戰時德國採用之飛彈 V-1，即屬此類發動機推進。

### (五) 內燃機壓縮式噴氣機



此種發動機中包括一內燃機帶動之壓縮機，壓縮後之空氣送入燃燒室，燃燒後氣體在尾噴管中膨脹，速度增加產生推力，此種發動機構造複雜、重量大，未曾廣泛運用。1946年後英國李加多<sup>(1)</sup>氏又復提倡此種發動機，彼之設計係利用一二行程壓燃式發動機，帶動壓縮機或其他負荷，此發動機之廢氣用在透平中或噴管中膨脹，彼之目的在使活塞式發動機汽缸代替燃燒室，在高溫圍範燃氣在汽缸中膨脹，低溫範圍在透平中膨脹，兼二者之長，希望提高效率，但仍重量過大目前尚不適用於航空。

#### (六)透平壓縮式噴氣機

此種發動機為目前高速飛機普遍採用者，為本書討論主要內容，簡稱透平噴氣機。空氣自發動機前端衝入，在擴散進氣管中壓力略有提高，空氣主要在壓縮機中壓縮，壓力可提高3~4倍，然後進入燃燒室與高壓噴入之油料混合燃燒，氣體溫度昇高，在透平中膨脹使其高速旋轉，帶動同軸的壓縮機及其他附件工作。離開透平後之燃氣，溫度壓力尚高，在噴管內繼續膨脹，使氣流速度增加，噴射氣體之反作用力即產生之推力，使飛機前進。倘空氣在壓縮機內流動方向與軸平行者稱為軸向壓縮式，倘空氣在壓縮機內流動方向與軸垂直者（徑向）稱為離心壓縮式，此種發動機構造請參閱十二章附圖。兩種壓縮機同時採用者稱為混合式，透平螺旋槳發動機有採用混合式者。

#### (七)透平螺旋槳式發動機

此種發動機為活塞式發動機與透平噴氣機之過渡形式，工作原理與前同，但透平除帶動壓縮機之外，尚由游星減速齒輪之傳動，帶動螺旋槳旋轉，故所產生之推力實為螺旋槳產生之拉力與噴管

(1) H.R. Ricardo.



噴射氣體產生推力之總和。低速範圍主要由螺旋槳負擔，高速範圍噴射推力乃逐漸增加，由於螺旋槳之限制，此種發動機只適用於 400~500 哩/小時以下速度，低速及起飛性能優於透平噴氣機。其構造包括多級軸向式壓縮機(8~18 級)及多級燃氣透平(2~3 級)，為抵消過大之陀螺效應多裝置兩個反向旋轉之螺旋槳以吸收甚大之透平功率(3,000~5,000 HP)，構造圖參看十二章之附圖(12-27)(12-8)。

此外在某些高速飛機上尚可應用透平噴氣機及液體推進劑火箭發動機組合，後者僅在起飛及作戰時使用，如德國 BMW-003 R 即為此種組合式發動機。

#### 1-4 透平噴氣機與活塞式螺旋槳發動機之比較

##### (一)推進功率之比較：

活塞式發動機制動馬力雖與飛行速度無大關係，但速度增加，螺旋槳效率減低，因此推進功率隨速度減少。但透平噴氣機之推進功率約與速度成正比，此為噴氣機之最大優點。

$$\text{推進馬力} \quad \text{HP}_F = \frac{FV}{550} \quad (1-3)$$

例如英國 Nene-2 噴氣機，當飛行速度  $V = 560$  哩/小時，(820 呎/秒)推力  $F = 4,400$  磅，其推進馬力為 6,600 匹，而在同等重量及速度之活塞式發動機絕不可能獲得如許功率。因活塞式發動機螺旋槳產生之拉力隨螺旋槳情況而變，故一般以發動機之制動馬力作輸出大小比較標準，而透平噴氣機之軸馬力全部為壓縮機吸收，其推進功率又隨速度而變，因此只能以噴氣產生之推力大小作比較標準。以下各項比較，均只能假設在同一高度、速度下之推進