

科學圖書大庫

噴射飛機動力系統

(下 冊)

譯者 郭 功 儁



徐氏基金會出版

徐氏基金會科學圖書編譯委員會
監修人 徐銘信 發行人 王洪鎧

科學圖書大庫

版權所有



不許翻印

中華民國六十八年四月六日再版

噴射飛機動力系統 (下冊)

基本定價 3.10

6.20

¥14.70

譯者 郭功儁 英國皇家空軍航空工程專校第28期

本書如發現裝訂錯誤或缺頁情形時，敬請「刷掛」寄回調換。謝謝惠顧。

(67)局版臺業字第1810號

出版者 臺北市徐氏基金會 臺北市郵政信箱53-2號 電話 7813686 號
發行者 臺北市徐氏基金會 郵政劃撥賬戶第15795號
承印者 燕南彩色印刷有限公司 電話：3121392 • 3015790

本書章目

第十四章	奇異廠 J-47 型渦輪噴射引擎	1
第十五章	奇異廠 CJ805 後扇型引擎	57
第十六章	普懷廠 JT3D 前扇型引擎	109
第十七章	渦輪旋槳引擎	145
第十八章	各型民用渦輪旋槳引擎	175
第十九章	運用、維護與翻修	277
第二十章	燃氣渦輪引擎之材料	291
第二十一章	現代噴射空運機巡禮	307
附錄(一)	索引—名詞、術語中英文對照表	333
附錄(二)	參考數值與換算表	353

第十四章 奇異廠J-47型渦輪噴射引擎

自從美國開始研製航空燃氣渦輪以來，奇異廠即為研究與生產此類引擎之巨擘。早在航空燃氣渦輪問世以前，奇異公司即已置身於渦輪之設計與發展的類似活動中。多年以來該廠曾努力研究發電用之渦輪機械。第二次大戰期間奇異廠曾製造數以千計之渦輪致動增壓器 (Turbine-driven Superchargers) 裝置在空軍之轟炸機引擎上，遂使轟炸部隊可以遠走高飛，使敵人之防空砲火無法予以截擊。

一九四一年秋季一具惠WIX 型渦輪噴射引擎之樣品運來美國，交由奇異廠做製與發展。一九四二年十月當美國第一架噴射推進之飛機，貝爾廠 X P - 59 A 機一架在加利福尼亞州麥諾克 (Murdoc) 地方順利試飛時，此一發展活動遂到達其高潮點。XP - 59 A 之動力系統係裝用 I - A 型引擎一具，以 16,500 RPM 運轉時可產生 1,200 磅之推力。

繼 I - A 型以後，有奇異 I - 16 型，可產生 1,600 磅之推力。I - 16 裝備離心式之壓縮器，利用回流式燃燒流路，(Reverse-Flow Combustion System)，該型引擎經多次改進後，I - 40 型繼之而出廠。I - 40 型引擎亦裝用離心式壓縮器，惟燃燒路型則為直流式 (Through-Flow type)，以 11,500 RPM 運轉時可發出 4,200 磅之推力。I - 16 型引擎美空軍命名為 J - 31 型，I - 40 型即美空軍命名之 J - 33 型。其後奇異廠將 J - 33 轉交通用公司之艾力生廠繼續生產與改進。J - 33 裝在射星號戰鬥機及 T - 33 噴射教練機上在軍方曾有優良之服役成績。J - 33 型引擎亦曾由多種飛機及飛彈所應用。

奇異廠交出離心式渦輪引擎之製產工作後，即轉向於發展以——

7,600RPM轉達產生4,000磅推力之軸流式引擎。該引擎定名J-35，是為一系列負盛名，軸流引擎之先驅。爾後自J-47型開始，每一型別在推力方面均是後來居上，例如J-73，J-79，J-85，J-93，每一型別又各有其多種細部上之改進。

其後J-35引擎亦步J-33之後塵交由艾力生廠繼續發展與生產。J-35引擎曾由美國諾斯洛普廠天鵝號夜間攔截機（Northrop Scorpion Night Interceptor）以及某數型F-84雷霆號戰鬥機（Thunderjet）所採用。

本書擬依次對J-47與J-79（即民用型之CJ805）兩引擎作詳細之介紹，蓋此兩型引擎所具特徵堪為最負盛名渦輪噴射引擎之典型範例故也。

J-47渦輪噴射引擎

奇異廠各型J-47渦輪噴射引擎之實績，已在航空動力系統方面建立光輝燦爛之史實。此型引擎在戰場上服役之總飛行鐘點已超過其他各型之總和。北美廠F-86軍刀戰鬥機即裝用J-47引擎一具，在韓戰中與俄國造之Mig-15米格機交鋒，獲有輝煌之戰績。J-47引擎亦曾用以推進四引擎之B-47噴射轟炸機。在B-52重型噴射轟炸機出世以前，B-47機曾是戰略空軍之主力。

一九五五至一九五六，一年間，J-47平均每日飛行總鐘點接近11,000小時，易言之，近乎有458具J-47每天二十四小時晝夜不停在運轉之中。

鑑於J-47引擎運用上之成功以及通常用之於訓練示範，故本書特將其設計，構造與附屬系統詳加解釋。

表 14.1 海平面靜止時J-47之性能表

推力	轉速 %	轉速 (實際)	噴射推力 (磅)	耗油率 磅/時/磅	溫度 °C	溫度 °F
最大值	100	7,950	7,500	230	705	1300

推力	轉速 %	轉速 (實際)	噴射推力 (磅)	耗油率 磅/時/磅	溫度 °C	溫度 °F
最大值 (放置濾網)	100	7,950	7,160	2.33	705	1300
軍用值	100	7,950	5,425	1.15	705	1300
正常 (連續)	98	7,950	4,990	1.13	655	1210
90% 正常	98	7,790	4,490	1.12	655	1210
75% 正常	92.2	7,330	3,730	1.11	655	1210
慢車	37.8	3,000	400 (最大)			

引擎基本描述

J-47-GE-17 型引擎為 J-47 之改進型別，備有再熱排氣系，易言之，裝置有後燃器之加力設置。引擎之本體備有十二級之壓縮器，憑連軸器 (Coupling) 與單級衝擊式之渦輪輪盤相接合。其燃燒室組屬罐式 ("Can" type)，共有八只直流式燃燒筒環佈於引擎中機匣之週圍。雙流噴油嘴裝於引擎之中機匣，向前伸至燃燒筒之最前端。

再熱組，亦稱後燃器，備有兩片眼簾式機構，俾可變動排氣噴口之面積。

性能

參閱 14.1 表，該表之性能係在美國航空太空總署，(NASA) 標準大氣情況下調製之數據，並未修正進氣管之損失，亦未補正附件致動之載荷，或自壓縮器取氣之載荷，惟引擎本身之載荷除外。

圖 14.2 為 J-47-GE-17 型引擎之剖析圖，依次表明自前端附件組至排氣噴口之安排。圖 14.1 所示為此型引擎主要部門之分組要圖。以下將依自前方之分件解釋其構造至尾端排氣噴口為止。

輔助附件齒輪匣

輔助附件齒輪匣 (Auxiliary Accessory Gear Case) 位於

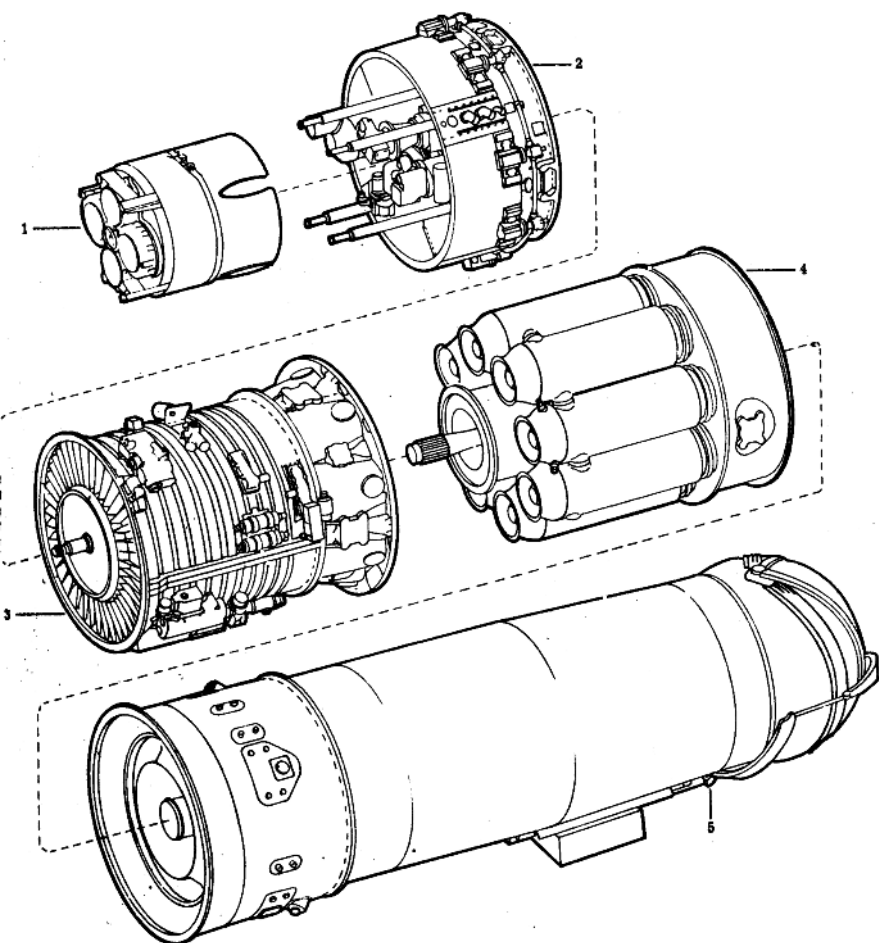


圖 14.1 J—47—GE—17 引擎之主要部份：(1)輔助致動組，(2)前機匣附件與進氣組 (3)壓縮器組，(4)渦輪組，(5)排氣組。

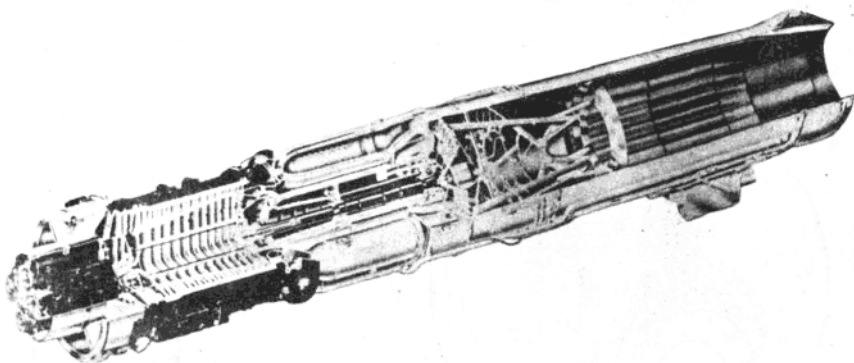


圖 14.2 J-47-GE-17 型渦輪噴射引擎剖視寫真。

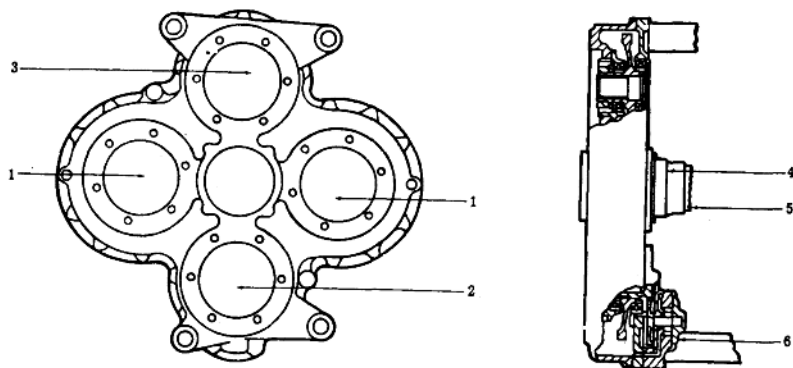


圖 14.3 輔助附件齒輪匣：(1)液壓泵，(2)發電機，(3)交流發電機，(4)箱匣
(5)傳動軸，(6)回油泵。

引擎之最前端，藉四只支承螺桿固裝於附件齒輪機匣上。此部份由鎂合金箱匣及蓋板製成，內部容納四只動力輸出安裝座之齒輪系如圖 14.3 所示。輔助附件齒輪匣之功用旨在提供動力輸出安裝座，以便帶動飛機運作必需之附件設備。

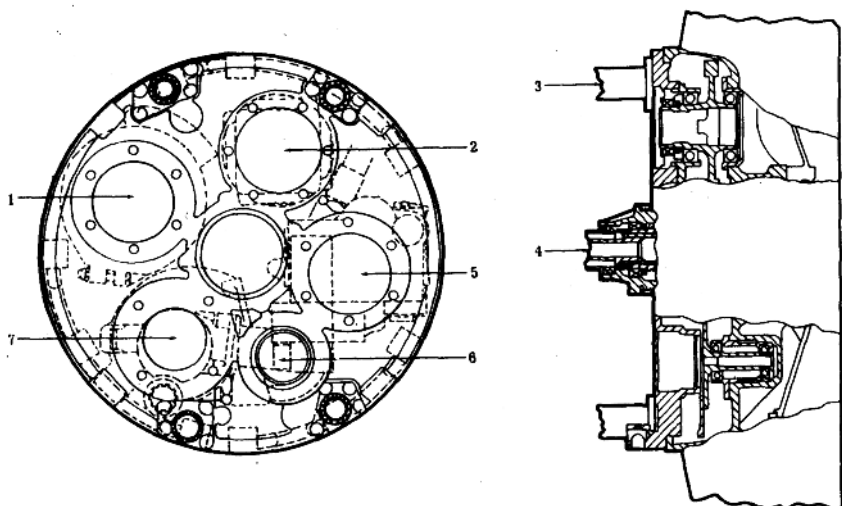


圖 14.4 附件機匣：(1)起動發電機，(2)附控制轉速表之電動放大器，(3)輔助附件支承座，(4)輔助附件致動軸，(5)串列泵浦，附有控制瓣，(6)滑油泵與指示轉速表，(7)增壓泵。

典型之設置包括裝於頂上安裝座之交流發電機 (Alternator)，裝於底下安裝座之發電機，以及裝於左右水平安裝座之液壓泵浦。箱匣內之齒輪由制動軸所帶動，該軸一端以鍵槽連接輔助帶動齒輪，另一端連接附件齒輪匣中之中央制動軸，如圖 14.4 所示裝於壓縮器前機匣中。

附件制動軸憑連軸器直接與壓縮器葉輪接連，並由壓縮器葉輪傳動，而附件制動軸則帶動輔助附件制動軸。輔助制動軸一端備有剪切組 (Undercut Shear Section)，俾使輔助附件齒輪匣載荷過重時，不致損傷壓縮器。此軸在安裝時應使剪切組靠近壓縮器為要，旋轉軸之兩端以封油膠圈與機匣密封。

輔助附件蓋非在引擎製造廠安裝，而是在引擎裝上飛機以前予以裝置。

附件機匣

附件機匣位於壓縮器前機匣隱縮之中部，備有帶動引擎附件之必需傳動齒輪。所有引擎附件均裝置在機匣蓋之安裝座上。由附件帶動者計有起動—發電機，超音調節器，電動放大器 (Amplidyne)，主控油閥，及主燃油泵等項。

由於附件機匣為壓縮器前機匣組成之一部份，故不能做為單獨之整體，完全拆下。機匣蓋，各項附件，以及齒輪可以逐次拆卸。蓋板分為上下兩半，以螺桿裝緊於壓縮器之前機匣上。兩半蓋板曾經劃綫校準，以期保證軸承與齒輪之安裝均獲適當之校驗，兩塊蓋板可密切拼攏，設在壓縮器前機匣加蓋其他蓋板，則均有失準之可能性。

引擎附件各項與壓縮器之旋轉方向相反，有一磁性塞裝置於機匣之底下，可由引擎前方伸手觸及。當實施檢查時，旨在查核滑油中有無鋼屑存在，果真如此，意味此一具引擎可能隨時因故障而停用。

進氣組

進氣組位於壓縮器前機匣之前端，環繞附件組之周圍。進氣組之功能在引導空氣自前機匣進入壓縮器。進氣組由內殼，外殼合組而成。內殼將引擎輔助附件機匣與附件機匣所佔空間整個圍住。進氣內殼由兩塊單片組成。其底端有一空隙，用以集積可能漏入此區內之滑油，燃油或液壓油。滲漏之油料，經空隙出口流經壓縮器前機匣底部之鑄件 (Casting) 所容納，再送往機外漏油系。(Overboard Drain System) 此件漏油設置稱前機匣漏放系。壓縮器前部漏油管即可附裝在漏油鑄件孔之兩旁。鑄件尚有一小孔，防水系空氣即循該孔自噴孔之通道吹至支柱之前端。

進氣組之外環殼，由四塊扇形合成，以螺桿固定於壓縮器前機匣上。再用蓋板接連為一體。蓋板亦稱“島形蓋罩”，(“Island Cover”)，兼作燃油，滑油，防冰，及電路匯合點之用。匯合管路可自各島之整形罩通過氣流，以防造成亂流。

進氣濾網

引擎進氣組共有八個單獨操作之濾網。濾網之設計旨在避免飛機於地面或低空飛行時吸入外界雜物而損壞引擎。此等濾網可以收放。收放馬達裝置在引擎頂端壓縮器之右邊。單一電動馬達可以帶動分佈於附近之若干柔順索。裝在每一濾網上之蝸齒與起重螺桿機構 (Worm and

Jackscrew unit), 即可憑柔順索之傳動而司操作。每一蝸齒螺桿機構並裝有一離合器, 以避免某一濾網阻塞不能收放時以致損壞機件。

遇有結冰情況, 進氣濾網應即捲收。捲收機構之動力來自駕駛艙中之三位置手操作電門。如電門放在引擎濾網伸張 (Engine Screen - EXTENDED) 位置, 濾網即行張開。電門如放在捲收位置, 濾網即行捲縮。如電門放在附件蓋罩位置 ("Accessory Cover"), 濾網即行捲縮, 同時防冰瓣啟開, 容許壓縮後之暖氣經彈頭罩 (Bullet - nose) 通至各島形蓋罩。

壓縮器前機匣

壓縮器前機匣為單一之整塊鑄件, 以螺桿直接固裝於壓縮器固定子機匣上。八根空心之流綫形支柱使壓縮器前機匣之內圈與外圈結成一體, 並形成供進氣流通之環形路經。

前機匣之內圈, 即中央部份用以支承附件致動齒輪, 傳動軸之座架, 第一號軸承之座架以及裝置其他有關機件。

由於支承壓縮器葉輪之前軸承, 壓縮器前機匣實為壓縮器葉輪前端之重要支撐結構。其外殼上備有四只引擎對外耳軸安裝架 (External Engine Trunnion Mount), 兩只位於中央水平綫上, 兩只位於垂直綫上。壓縮器前機匣同時亦作為進氣導片, 平衡室, 第一號軸承氣與油封圈之座架。八根流綫形空心支柱, 除支持內、外圈而外, 尚履行以下之功能: 頂上之第八號支柱, 直接使機匣通氣。惟此通氣道應未應用, 故須以蓋帽經常塞住。第一, 第五, 第五, 第七等支柱負責使第一號軸承氣與滑油封圈此一區域獲致通氣。第三與第六號支柱之空心部份應與平衡室相連通, 惟 J-47-GE-17 型引擎不用此一通路, 故須以蓋帽密封其菱形出氣口以免平衡室之氣壓因洩氣而走失。第四支柱除承受壓縮器前機匣漏油鑄件外, 有一鑽孔之通道通至支柱後面與漏油管接連, 負責第一號軸承氣與油封圈此一部份之漏油與通氣。第二, 第四, 第六, 第八等支柱均有防冰用之鑽孔通道。

進氣導片組合併:

進氣導片組合併之設置旨在使進氣以適當角度引導氣流進入壓縮

器之第一級，俾進氣與第一級葉片間建立正確之衝角 (Angle of attack)。同時藉導片之角定位 (Angular Setting of the vanes) 招致之阻擾使空氣進入壓縮器發生限量作用。

進氣導片組合併為三十七塊空心金屬片組成之機件，每片分為同心圓之內、外兩截。葉片以螺桿固定於壓縮器前機匣之內部。空心導片之外端組成歧管，以第十二級壓縮後之暖氣引導入內。空氣灌入空心導片之作用，在使平衡室保持氣壓。此一氣壓可對作用於壓縮器葉輪向前之推力發生抵制力量，遂能分擔推力軸承之部份載荷。

流經進氣導片上之暖氣同時亦可避免導片上結冰。

防冰系

凡屬全天候飛行之飛機或引擎，均應有防冰系之設計，或在結冰之際備有除冰之設備。渦輪噴射引擎常應用經壓縮後之空氣供除冰之

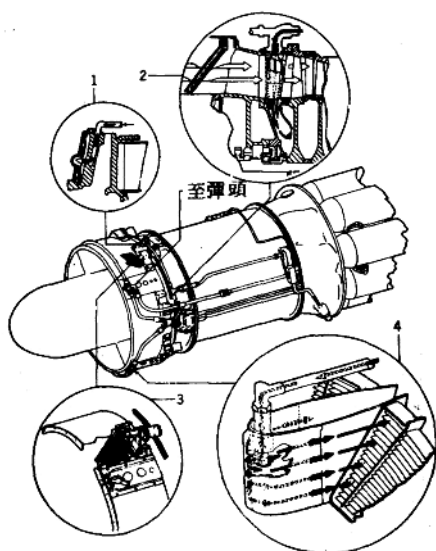


圖 14.5 防冰系：(1)防冰前機匣支柱(2)進氣導片防冰(3)可收放之濾網(4)各處防冰整流罩。

需，蓋壓縮後空氣溫度即行升高。圖 1 4 · 5 所示即為 J - 4 7 引擎之防冰系結構。

熱空氣連續不斷吹入進氣導片之內部，以及壓縮器前機匣未經島形蓋罩涵蓋之支柱。進入未罩蓋支柱之空氣，來自推力平衡活塞之通氣管，經支柱前端鑽孔之氣道而獲充氣，然後自支柱前方一蓋帽洩出空氣。逸出之空氣繞過支柱重行返回壓縮器。

溫暖各島形罩及彈頭罩之空氣來自壓縮器後機匣座艙加壓歧管之第三號出氣口。此一氣流由位於壓縮器固定子機匣水平綫左方之活瓣負責控制電門與上節所述座艙中控制進氣濾網之三位置開關相同。經過活瓣控制之暖氣，向前流經島形蓋罩進入四個島整流罩之隔板區，然後向壓縮器流回。另有一股暖氣通過活瓣，經第四號島進入彈頭罩。由座艙加壓歧管或第十二級壓縮供給之暖氣，在來原處其溫度介乎華氏 485 至 500 度之間，當引擎轉速 100% 時壓力約為五個大氣壓。活瓣啟閉時，下游之表壓力應為每平方吋 2.5 磅。如活瓣既經關閉，則下游之表壓力應回到零，俾保證未使用防冰系時，決無空氣質量之損失。

平衡室

上文經已提及，推力平衡室之設計旨在負担第二號壓縮器軸承承受之部份軸向載荷。實際上平衡室係指壓縮器前機匣與壓縮器前端葉輪間之空隙而言，且由進氣導片組零件之內圈所局限之區域。

壓縮器轉動空氣時，被壓縮之空氣有使壓縮器向前移動之趨勢，而第二號球軸承則負有將此推力傳至引擎中段壓縮器後機匣之作用。平衡室經由進氣導片引入第十二級之壓縮空氣。此股空氣在壓縮器第一級輪盤上產生一向後之壓力，故能分担第二軸承承受之部份推力載荷。此股空氣隨後再自平衡室經過第一級輪盤外封圈與環繞壓縮器軸之第一號軸承氣封圈逸出。

第一號軸承之氣封與油封圈

由於運轉中之渦輪噴射引擎內有壓力甚高之氣體，故必須有控制漏氣之設備，而後始可導引壓縮後之空氣流經適當通道與區域達成所欲

期之工作。假如部份空氣漏入某些區域，不僅足以妨碍其處之潤滑，甚至可能阻擾引擎之正常運轉。

第一號軸承之氣封與油封圈屬曲路封方式 (Labyrinth-type)，俾製於壓縮器前機匣內圈之後部，以螺桿、螺帽固裝。自圖 14.6 可見封圈之安排情況。封圈中之旋轉表面，由一輪轂担任。此輪轂及第一號軸承之內軌 (Inner Race)，均由螺釘自平衡室漏氣，並造成第一號軸承區域之損失滑油。自平衡室流經第一號軸承滑油封之空氣，可有五處通出機外之通氣管。主滑油兼回油泵運轉時，在機匣內將造成較大氣壓略低之氣壓。氣封中之壓力既然較機匣內之壓力為高，則氣與油封中之空氣將自油封中進入機匣而不致進入背面。

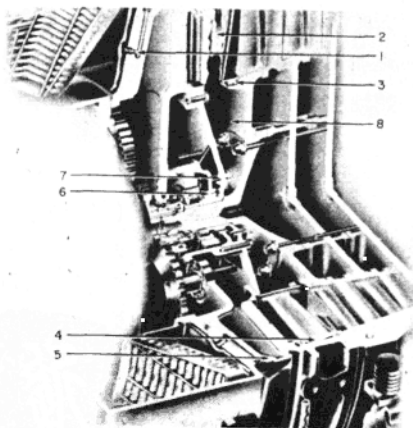


圖 14.6 第一部軸承部位：(1)前機匣支柱，(2)空心導氣導片(3)平衡室空氣封圈，(5)第一號軸承氣與油封圈通氣管(6)第一號軸承油封圈，(8)平衡室。

若自其他部份有空氣漏入機匣，則將破壞油封之差壓作用。一旦破壞此差壓，則將由平衡室進入第一號軸承氣封之空氣連帶將滑油吸經第一號軸承油封，而後經第一號軸承之氣與油封通氣管逸出。縱在

負壓力甚弱狀況下，氣與油封亦必容許平衡室之空氣進入機匣並施以壓力，促使滑油自裝於機匣頂蓋上之附件主軸周圍漏出。不過，如果發現滑油自第一號軸承氣與油封通氣管中漏出，在確定空氣未漏入機匣，僅自油封處漏出時，慎勿妄作氣與油封已損壞之臆斷。最合理而易於檢查之地點，莫若檢視壓縮器前機匣頂端之正方形蓋板，其處為自第八號支柱通往機匣之通道。

第一號軸承

壓縮器葉輪之前端由位於壓縮器前機匣之第一號軸承所支承。此一滾柱式軸承緊接於第一號軸承氣與油封組套件之前面，如圖14.6所示。依照原來之設計，此滾柱式軸承僅能承受輻向載荷 (Radical Loads)。滾柱與外軌 (Outer Race) 固定於壓縮器前機匣，其內軌則固定於壓縮器轉子軌上。

今欲將壓縮器前機匣及附屬機件拆離壓縮器組，僅須鬆卸壓縮器前凸緣上之螺桿與連接管路即可。在拆卸壓縮器前機匣以前，並不必修下固定第一號軸承軌之插銷。

壓縮器組

壓縮器由十二列壓縮器葉片之轉子 (Rotor)，及十三列導氣片之固定子 (Stator) 洽組而成。固定子係由外殼部份，憑螺桿、螺帽固裝於壓縮器前機匣與後機匣上。轉子為其內部機件，憑軸承安裝於壓縮器前機匣與後機匣上。此即分別為第一號軸承與第二號軸承位置之所在。

J-47 族系之噴射引擎共有兩種壓縮器轉子。早期轉子屬長軸型，將十二輪盤以收縮配合法裝成一長軸上。本書為討論便利計，僅描述較新式之彎曲聯軸式 (Curvic Coupling Type) 之轉子。

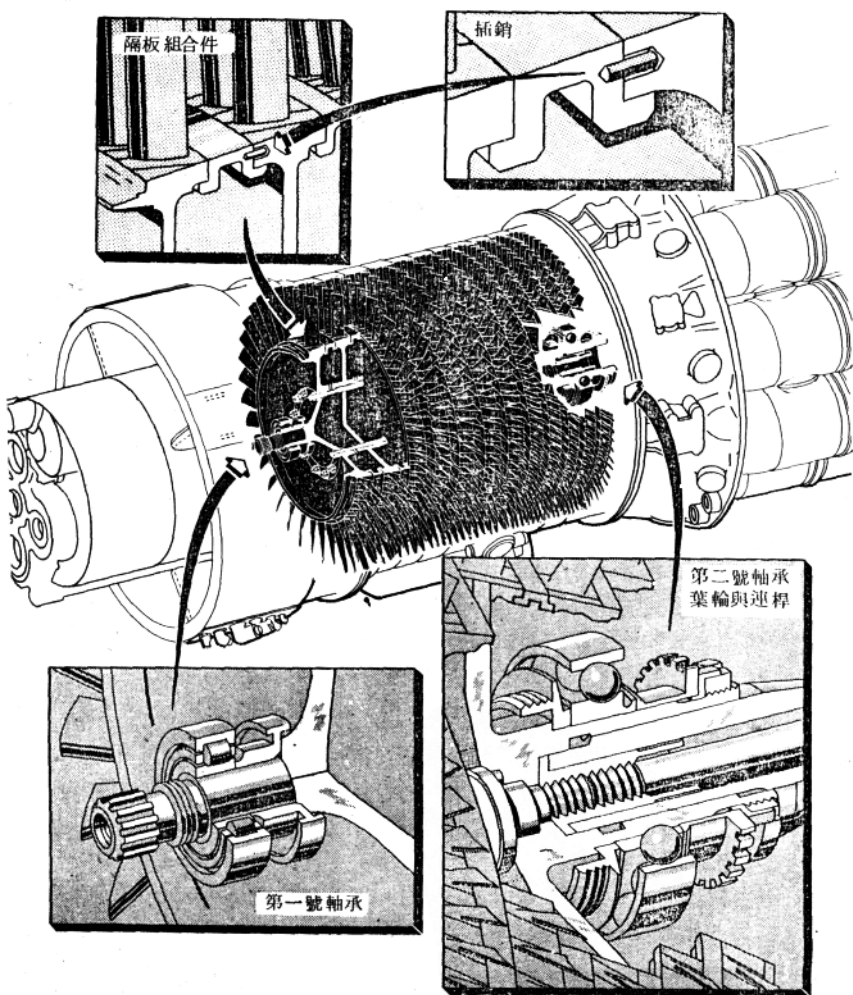
彎曲聯軸式不同於長軸式在於全件並無前後貫通之主軸。各輪盤由十二只前後貫穿之螺桿裝配為一體，此等螺桿由頭至尾通過十二只葉輪。輪盤與輪盤間之接觸與傳轉面係由每面凸緣上齒輪狀溝槽圓箍所担任。第一與第十二號輪盤僅有一面刻有溝槽圓箍。其另一面則備有做為轉子組套件之短軸。

渦輪輪盤與彎曲聯軸式壓縮器轉子之裝配方法大致與長軸式者相似。其不同之處，由於缺乏貫穿之長軸，故須加裝一穿過第十二級輪盤之螺桿，俾可旋緊所裝之壓縮螺帽。渦輪以其外鍵槽主軸插入第十二級轉子輪轂之凹槽中。因此，第十二級轉大輪盤即由渦輪軸直接傳動，其餘各級轉子輪盤則其齒輪狀溝槽圓箍之接合方式間接致動。轉子輪盤使用此方法帶動可以消除各級輪盤之滑動。蓋亦能消滅由此而引出之葉輪不平衡。除此而外彎曲聯軸式之轉子尚有裝配、拆卸容易，維護簡化等優點。

讀者仔細檢視圖 14·1，圖 14·6 及圖 14·7 各圖片，即不難透徹瞭解壓縮器轉子之細部構造。圖 14·8 所示為隔板 (Spacers) 與葉片拆除後轉子之形狀。圖 14·9 所示則為壓縮器組與附件組裝攏後引擎前部四分之一剖視圖。

為避免壓縮所生熱力使轉子輪盤撓曲 (Warpage)，同時為消除各輪盤間可能發生之超壓，已在壓縮器最後七級輪盤間備供冷却空氣之通道。在第五級與第六級輪盤間隔板圈上鑽有四只 $\frac{1}{4}$ 吋直徑之通氣孔，空氣由通氣孔進入此一區間。此股空氣經由最後七個輪盤中鑽通之一吋氣孔，向後流動。此冷却空氣連同第十二級氣封之漏氣一併洩至壓縮器後機匣第十二級輪盤背後部位，可以制用位於壓縮器後機匣防火牆外面之濾網及三只通氣管排出引擎以外。壓縮器轉子後面部位至少應有兩根通氣管，倘有導管設置時，則應使其處壓力勿高於大氣壓力五磅。高出五磅之背面壓力可能嚴重干擾冷却空氣之流動。由此等管路外洩之空氣量約為引擎整個流量百分之 1·4。無論長軸式或彎曲聯軸式之壓縮器轉子，其冷却空氣之設置均屬相同。雖然僅設計三只冷却之氣管，但是當壓縮器後機匣之耳軸安裝架不用作座架時即可替代壓縮器後機匣三只通氣管之用。

使用長軸式之壓縮器轉子時，有一壓縮器螺帽直接旋緊於第十二輪盤之大內轂中。彎曲聯軸式之壓縮器轉子，則以貫穿之短螺桿與壓縮器螺帽旋緊，亦用鎖銷釘牢於第十二級輪盤。其構造細節可以參閱圖 14·7 及圖 14·10 兩圖不論採用何種連軸，固定兩機件之方法，或用一緊緊螺栓 (Tiebolt) 旋入壓縮螺帽之底端使與壓縮器主軸



· 圖14.7 壓縮器組之彎曲連軸葉輪。