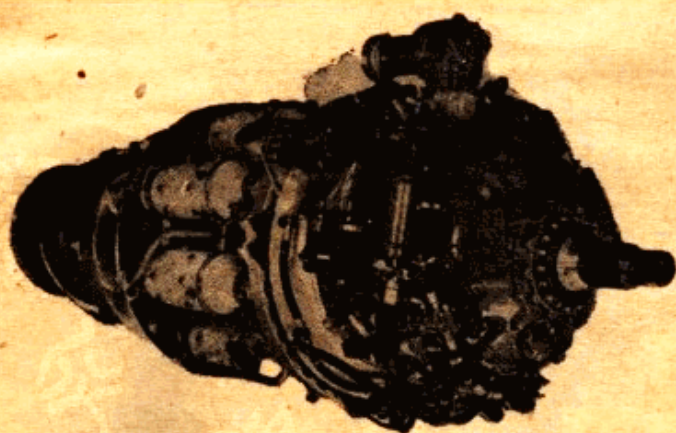


航空发动机 設計參考資料

普魯鳩斯 (Proteus) 705 型
渦輪螺旋槳噴氣發動機

北京航空學院發動機資料編輯室編



國防工業出版社

內 容 簡 介

普魯特[Proteus]705 型渦輪螺旋槳噴氣式發動機系英國產品之一，使用于中等速度，中等高度的大型旅客運輸機上。該發動機在構造設計上表現了較多的特點：如採用迴流式進氣道，混合式壓縮機，雙軸結構的自由渦輪等等。這些特點使發動機長度縮短，布局緊湊，同時增強了主傳動構件的剛性，提高了轉子的臨界轉速。

書中對該機構造進行了較全面的分析和比較，核對了技術數據并模擬繪出發動機縱剖面總圖及橫剖面圖。

本書適用於航空發動機設計人員參考，對航空學院、校、發動機設計專業師生也有參考價值。

燃氣渦輪噴氣發動機設計參考資料的構造方案部分共十三卷，本書系第二卷。

北京航空學院發動機資料編輯室編

*

國防·重工業出版社

北京市書刊出版業營業許可証出字第 074 號
機械工業出版社印刷廠印刷 新華書店發行

*

850×1168 $1/32$ 印張 2 $12/16$ 插頁 1 55 千字

1959 年 6 月第一版

1959 年 6 月第一次印刷

印數：0,001—2,200 冊 定價：(11) 0.47 元

NO. 2758 統一書號：15034·357

編者的話

自我国社会主义建設大跃进以来，随着工、农业的空前發展，科学技术各个领域飞跃前进，我国航空科学方面，在党的领导下，各有关部门間开展了共产主义大协作，且作出了一定的成績。

为了有助于航空發動机的設計与教学工作，我室师生着手彙編一套有关發動机設計的參考資料。目前只選擇一些資本主义国家的航空發動机，作了分析研究，并依据資料繪出等比例的縱、橫剖面圖，由于資料不足，水平有限，某些結構又屬揣測而得，圖中尺寸亦多出于估計，故仅供作參考，書中某些問題分析敘述亦有不够透澈或錯誤之处，請讀者指正。

書中所述各機種的基本資料均选自英美等国杂志，因而其技术性能和构造形式的介紹定有虛夸与失实之处，其設計主导思想亦多由最大限度地追求利潤及侵略战争出發，与我們社会主义国家設計思想根本不同。在編写过程中，我們虽尽力用批判态度，选其精华，去其糟粕，仍希讀者在參考本書时，注意批判接受。

参加本書資料搜集、研究、和整理工作的有本院有关教研室教师及58年畢業生。

在本書編輯中，蒙国际航空杂志編輯部提供了許多資料，国防工业出版社对本書出版給予大力支持，我們謹致以衷心感謝。

北京航空学院發動机資料編輯室

一九五九年三月

目 录

編者的話	3
第一章 發动机簡介	5
§1 發动机之發展	5
§2 發动机之使用	8
第二章 普魯鳩斯 705 型發动机之构造	9
§1 發动机主要数据	9
§2 發动机构造概述	10
§3 压缩机构	13
§4 燃燒室	29
§5 渦輪	30
§6 減速器	45
§7 附件及各系統	52
第三章 总体方案分析	58
§1 迴流进气的采用	58
§2 混合式压缩机	61
§3 自由渦輪	64
第四章 普魯鳩斯發动机进一步之發展	66
附录 1 普魯鳩斯 705 型發动机零件材料表	70
附录 2 参考資料目录	71

第一章 發动机簡介

§ 1 發动机之發展

普魯鳩斯(Protens)型發动机系英国“布列斯托”(Bristol)航空發动机有限公司出产之中型渦輪螺旋桨噴气式發动机之一。它的設計开始在 1945~46 年,即在該公司早期渦輪螺旋桨發动机提修斯(Theseus)的設計前,就开始了。其最初的型別——普魯鳩斯 I 型在 1947 年 1 月制成并开始運轉試車,但由于設計上存在很多問題,其性能不能滿足規定指标,从而进行了方案上的更动和改进,并在次年發展为普魯鳩斯 II 型。II 型發动机,經長期性試驗試車后,在 1951 年 9 月通过国家定型試車并指定其編号为——普魯鳩斯 600 型。

普魯鳩斯 600 型虽經過某些改进和型号的發展——如进展到 625 型——但并没有被投入成批生产,也沒有获得广泛之使用,其原因之一是在 600 型号机定型試車之前就已开始了普魯鳩斯 III

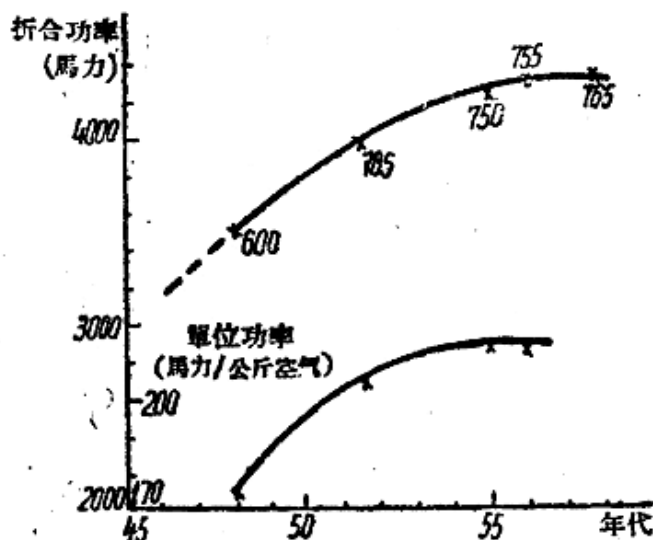


圖 1 歷年來功率及單位功率之發展。

型的改进設計工作。在Ⅲ型之改进过程中，吸取了Ⅱ型在使用中的經驗，虽然其基本方案沒有变更，但在气动力学上，构造設計上都做了相当大的改进，并促使該机在性能上有进一步的提高。在經過約一万台时运轉和約800小时飞行試驗后，Ⅲ型普魯鳩斯發动机在1952年5月通过了两次国家定型試車并于1954年通过了破坏性長期試車。在这些試車中都取得了良好的結果。其指定編号为普魯鳩斯700型。

此后即投入成批生产及試行使用。

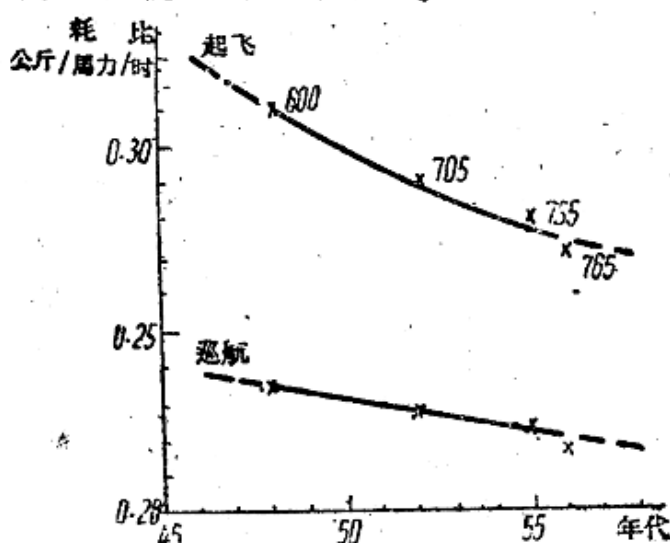


圖2 耗油比之改进。

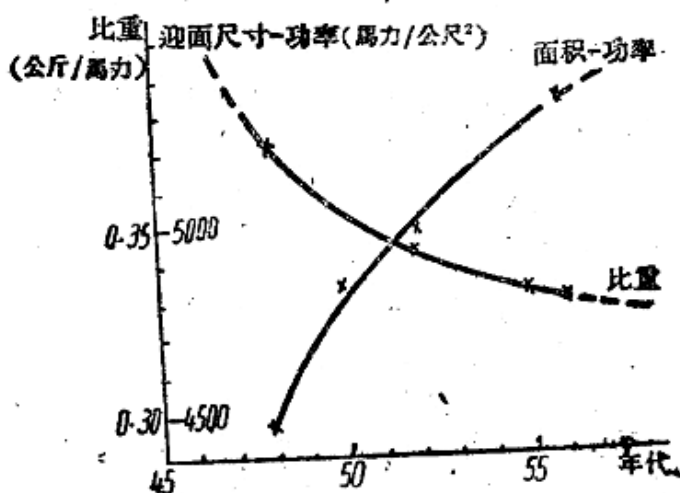


圖3 比重及單位面积功率比之改进。



圖 4 兩台普魯鳩斯600型的組合傳動。

700型在吸取了使用經驗后又繼續改进为705型,750型,755型。目前在使用中的755型,其性能已較705型有較多改进,而在个别部件上——如减速器上——則有相当大的更动,这些更动使得使用可靠性进一步提高并消除了705型發动机飞行試驗中曾發生过的事故。

关于历年来各型普魯鳩斯性能的改进見圖1至3。所示圖中均以折合功率計算。

§2 發动机之使用

普魯鳩斯型發动机系为中等高度、中等速度之渦輪螺旋桨式民用旅客运输机設計的。这种运输机有較大之荷載重量,比噴气式旅客机經濟性要好。

早期之普魯鳩斯600型發动机曾以两个一組——如圖4示——共10台装在巨型飞船“圣得斯-罗”号(Saunders-Roe princess)和运输机“布拉巴松Ⅲ型”(Bra bazonⅢ)上。前者在12200公尺高空以576公里/小时速度飞行,其起飞重量达160吨(156,800公斤),航程达9,730公里,載客数105名;后者系設計在10,675公尺高度以480公里/小时速度飞行的客机,可載客100名。飞机上有600型發动机四台。

目前使用普魯鳩斯型發动机作动力的是“不列顛”(Britannia)型远程巨型旅客运输机。历年来“不列顛”型旅客机的机种型号的演变,及装配的發动机型別、数量改变情况列表如下:

飞机型号	起飞重量 (公斤)	發动机 型号普魯鳩斯	台数	旅客数 (人)	巡航速度 公里/小时	航程 (公里)	載重 (公斤)	年代
100	70,400	705	4	90	531	6,720 11,300	5,960 4,750	1952
250	79,400	755	4	87	555	8,350 14,000	6,950 5,370	1956
310	79,400	755	4	93~99	555	8,100 12,700	6,950 5,720	1957
320	72,500	755	4	93	555	7,640 12,700	5,640 4,030	1958

第二章 普魯鳩斯 705 型發動機之構造

§1 發動機主要數據

- (1) 功率: 軸馬力: 3370 馬力 } 折合馬力: 3830 馬力。
推 力: 545 公斤 }
- (2) 流量: $G_s = 19.3$ 公斤/秒。
- (3) 工作參數: *壓縮比 $\Pi_k = 7.2$ 。
*渦輪前溫度: $T_g = 1120^\circ\text{K}$
壓縮機轉速: $n_k = 12000$ 轉/分
- (4) 螺槳: 推進渦輪轉速: $n_r = 10700$ 轉/分
螺槳轉速 $n_s^{()} = 962$ 轉/分
減速比 $i = 0.09 = 1/11.1$
- (5) 經濟性: *壓縮機效率 $\eta_k = 0.84$
*工作渦輪效率 $\eta_{r1} = 0.91$
*推進渦輪效率 $\eta_{r2} = 0.93$
進氣效率 $\sigma_{sx}^* = 0.9$
有效耗油比 $C_s = 0.285$ 公斤/馬力/小時
- (6) 尺寸, 重量: 總長: $L = 254$ 公分; 直徑: $D = 100.3$ 公分
迎風面積: $F = 0.78$ 公尺²
淨重: $G_d = 1362$ 公斤
- (7) 使用特性: 如圖 5, 6 所示:

圖 5 是在海平面條件下之轉速特性。圖 6 是在標準狀況 (200~400k) 下, 當 $n_k = 97.5\% n_{k\max}$, 進氣效率為 0.9 及使用直徑 433 公厘的噴口時之特性。

注: 帶“*”號之數據系推算的數據。

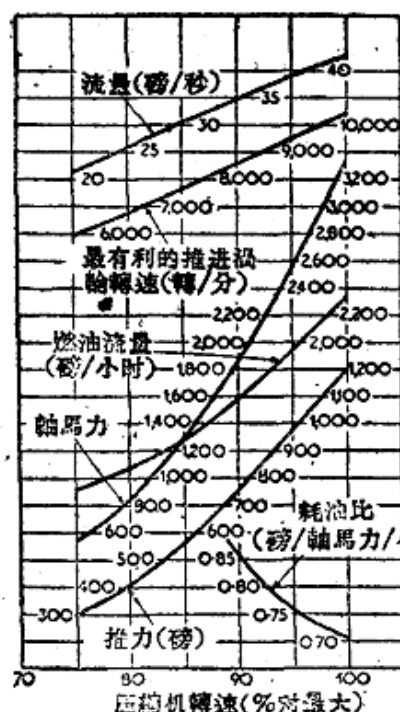


圖5 轉速特性。

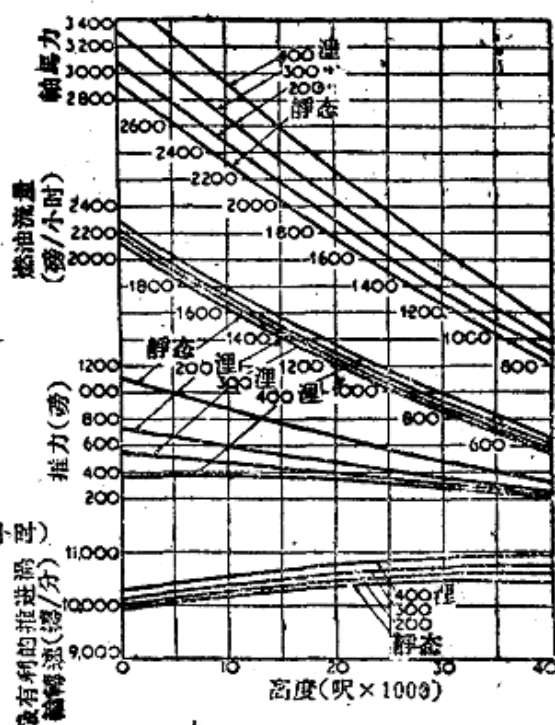


圖6 高度特性。

§2 發動機構造概述

發動機之立體圖如圖7示。

如圖，700型普魯鳩斯發動機系一迴流式進氣，混合式壓縮機，單管燃燒室及帶有雙軸結構的自由渦輪發動機。

迴流式進氣和組合式壓縮機是該機設計和構造中最顯著之特點。空氣從位於發動機後部之進氣口進入後，經由12級軸流級及其最後一級離心級增壓後，流入輸氣彎管送往八個單管燃燒室。空氣在此和燃料混合燃燒時，再經穿進氣機匣上之燃氣導管導至渦輪構件。渦輪構件分為四級。前兩級系用來帶動壓縮機——稱為工作渦輪。後兩級通過中間傳動軸和減速器帶動螺旋槳，因之稱為推進渦輪。在兩轉子之間沒有機械聯結，此種渦輪結構通稱為“自由渦輪”。燃氣在渦輪內膨脹作功後，經尾噴口噴出並產生部分推力。

原书缺页

原书缺页

發動機主要之拉力由螺旋槳產生。螺旋槳之拉力經過減速器機匣，壓縮機機匣，再傳到安裝節上。轉子之軸向、徑向力分別由各支點傳至機匣後，經進氣機匣，壓縮機機匣傳到安裝節，其承力系統如圖 8 示。

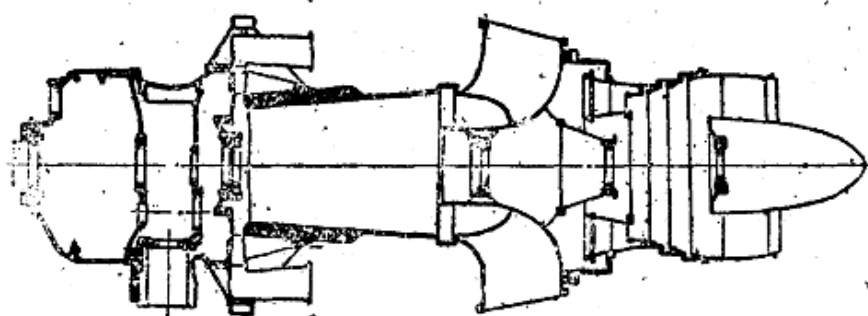


圖 8 普魯鳩斯 705 型承力系統圖。

§ 3 壓縮機構件

如前所敘，普魯鳩斯 705 發動機之壓縮機包括有 12 級軸流級及最後一級離心級，并有迴流式的進氣裝置。壓縮機轉子經套齒聯軸器被工作渦輪帶動。靜子部分則構成發動機之主要承力系統，該部分包括有：進氣機匣，壓縮機機匣，擴壓器，輸氣彎管座等。

1 壓縮機主要參數

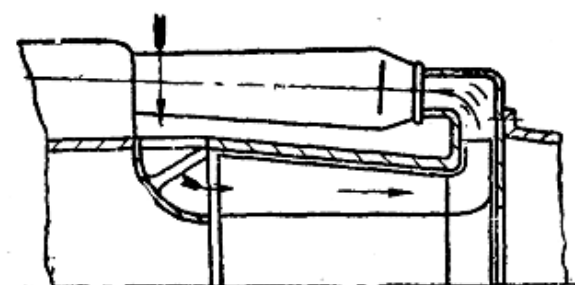
- (1) 流量：19.3 公斤/秒；
- (2) 轉速：12000 轉/分；
- (3) 壓縮比：7.2；其中：軸流級……6，離心級……1.2
- (4) 效率*：0.84；其中：軸流級……0.85，
離心級……0.792。
- (5) 功率*：6.790 馬力；
- (6) 級數：軸流 12 級，離心級 1 級
- (7) 各截面參數*

注：帶“*”者均系初步概算結果，僅供參考。

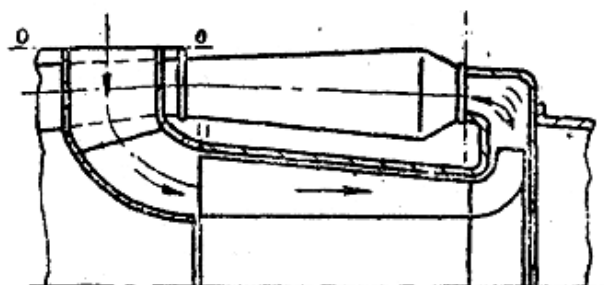
大气	入口	軸流壓縮 机出口	离心壓縮 机出口	單位
----	----	-------------	-------------	----

- I. 总温: $T_0^* = 288$; $T_1^* = 288$; $T_1'^* = 511.2$; $T_2^* = 545$ °K
 II. 静温: $T_0 = 288$; $T_1 = 271.8$; $T_1' = 500$; $T_2 = 540$ °K
 III. 流速: 0; $C_{a1} = 180$; $C_{a1}' = 150$; $C_{a2} = 100$ 公尺/秒
 IV. 总压: $P_0^* = 1.033$; $P_1^* = 1.0$; $P_1'^* = 6.0$; $P_2'^* = 7.2$ 公斤/公分²
 V. 静压: $P_0 = 1.033$; $P_1 = 0.817$; $P_1' = 5.58$; $P_2 = 6.95$ 公斤/公分²

2 进气装置 由于采用迴流式进气, 因此空气不是从發动机前部, 減速器周围之通道进入机內, 而是由其各單管燃燒室間之空隙进入。此处进气条件一般較直流式者差, 損失亦較大。燃燒室間之空隙有限, 如何保証充分利用这些空間使發动机获得足够的流量也就成为此种进气方式主要研究的問題之一——要求既能保証足够之流量又要使其进气損失最小, 同时进气装置也不能过于复杂。这些要求有时要全部滿足是很困难的。下面將討論两种不同的进气方式如圖 9 所示。



框架式进气



进气机匣式进气

圖 9 两种迴流进气方案圖。

第一种进气方式与双面离心式压缩机的后端面进气相似，是直接穿过燃烧室間进气。此种进气方式不須另外有进气机匣，只要把一段机匣以框架代之即可。此种結構輕便、簡單、也充分利用了燃燒室間之空隙，也可以保證較大的流量通过，但同时，也带来一些問題，

即：燃燒室外表面一般不光滑，进气阻力大。

——冷气流流过燃燒室間增加燃燒室散热損失。

——与整体机匣相对而言，框架之剛性較差，特別是在框架直徑較小时为甚。

——燃燒室分布位置所形成的圓周直徑較小时，燃燒室間の間隔很小，这样必需要求較高的进气速度，因之进气損失也較大。

在本發動机中，由于希望有較小之外徑——这是迴流进气必須保證的——所以在压缩机外圓周上的燃燒室，排列較緊密，空間有限，加之压缩机机匣直徑較小，这就使上述框架式进气裝置的缺点更为显明而不宜使用。为了解决这一問題，發動机的进气口位置不是在燃燒室之間而是改在其后的一段燃气弯管之間，彼处設有專門的进气机匣作为进气口。

进气机匣（圖10）系 RR-50 輕合金之鑄件，由八个流綫型支柱組成，燃气导管穿过支柱內腔，不直接和进入的冷空气接触，減少了燃气散热損失和进口低压造成之漏气損失。由于流綫型支柱外表面可以精細的拋光，进气摩擦阻力減少，損失減少。再者由于燃气导管之間有足够的空間，允許使用較低的进气速度。这些都使發動机的进气条件改善。

由受力来看（見前圖8）；进气机匣也是主要的承力构件，它后端內圓周凸边上有螺樁和渦輪前軸承机匣联結，承受工作渦輪之軸向，徑向載荷，外圓周有八塊Z形支承板和渦輪机匣联結以承受尾噴管及推进渦輪的徑向，軸向，和周向負荷。这些負荷經八个空心支柱，再經其前安装边（与压缩机机匣八个凸台連接之凸緣），傳給压缩机机匣。由于空心支柱剛性很好，保證了承力系

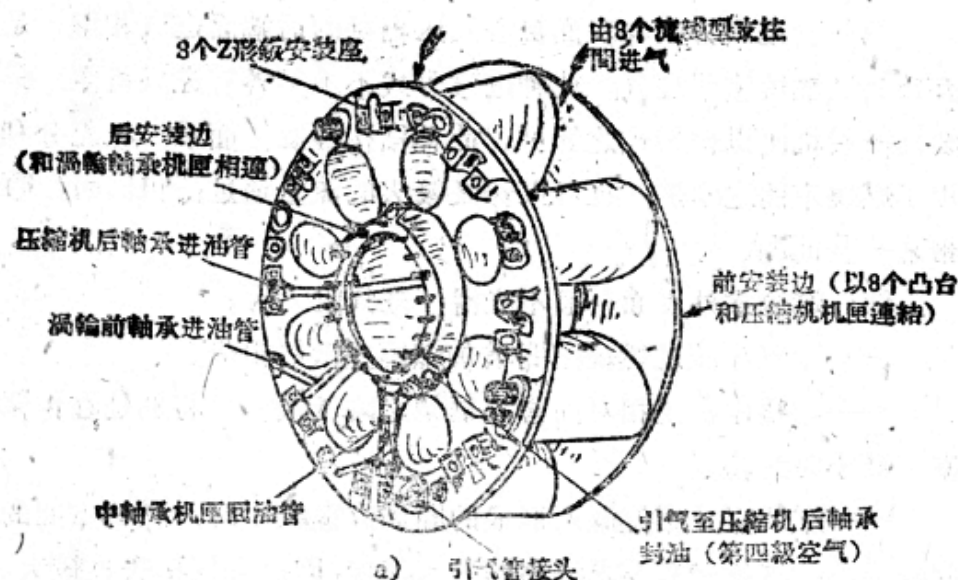


圖10 进气机匣。

統可靠的剛性。进气机匣前端內圓有精密加工的安装座孔，用以安放压缩机轉子后滾棒軸承。

由于气流量小，入口流速不很高。沒有采用其他的进气装置——如导流盆等，而仅由内外壁形成的通道担任。虽然这样的轉



圖11 壓縮機轉子。