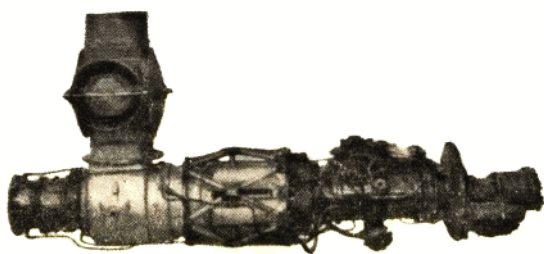


航空发动机 設計參考資料

奧瑞克斯(Oryx)NOr.1 型
直升機噴氣發動機

北京航空學院發動機資料編輯室編



國防工業出版社

編者的話

自我国社会主义大跃进以来，随着工农业空前發展，科学技术各个領域飞跃前进，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，作出了一定的成績。

为了有助于航空发动机的設計与教学工作，我室师生着手彙編一套有关发动机設計的参考資料。目前只選擇一些資本主义国家的航空发动机，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，圖中尺寸亦多出於估計，故仅供作参考，書中某些問題分析叙述亦有不夠透澈或錯誤之處，請讀者指正。

書中所引用之基本資料均选自英、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處，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，仍希讀者在参考本書时，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1958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。

北京航空学院发动机資料編輯室

一九五九年三月

目 录

編者的話	1
第一章 总論	3
§1 奥瑞克斯(Oryx)发动机的發展簡况	3
§2 簡介	7
§3 工作原理	9
第二章 發动机构造	13
§1 发动机之支承傳动系統与承力系統	13
§2 主、輔压缩机进口裝置	21
§3 主压缩机	22
§4 輔压缩机	33
§5 燃燒室	37
§6 渦輪	42
§7 燃气發生器	44
第三章 附件系統	51
§1 附件傳动与布置	51
§2 冷却与潤滑系統	52
§3 操縱系統	56
第四章 对奥瑞克斯發动机特点之分析	56
§1 多發动机与渦輪螺桨發动机之采用	56
§2 非机械傳动之采用	58
奥瑞克斯發动机主要零件材料表	60
参考資料	60

第一章 总 論

§1 奥瑞克斯(Cryx)发动机的发展簡况

奥瑞克斯是英国那派尔 (Napier) 發动机公司之产品, 那派

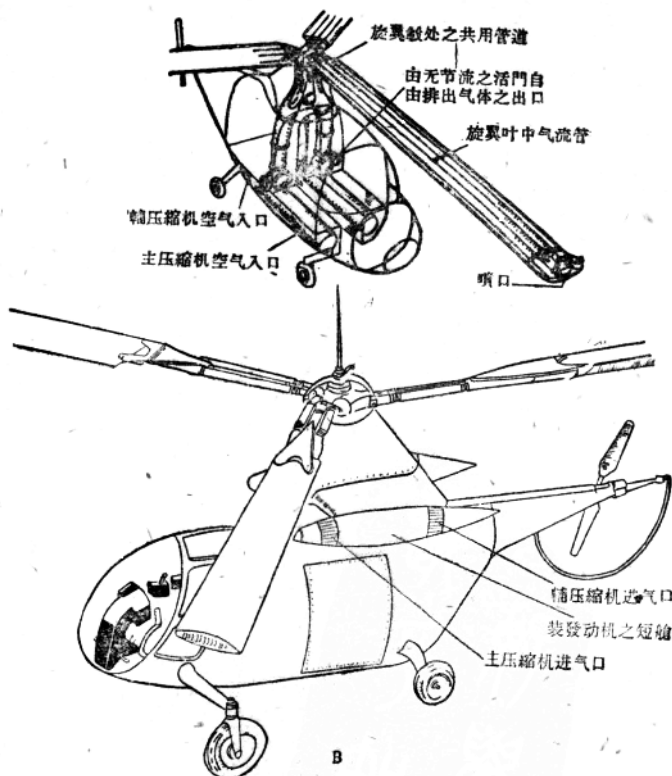


图 1 发动机在飞机上之安装情况:

A—P74 飞机上之发动机位置安装图; B—P105 飞机上之发动机位置安装图。

尔是英国通用电气公司之附属公司，它是以设计制造直升机动力装置而著称的。该公司注意力一般放在中小型功率范围上，目前

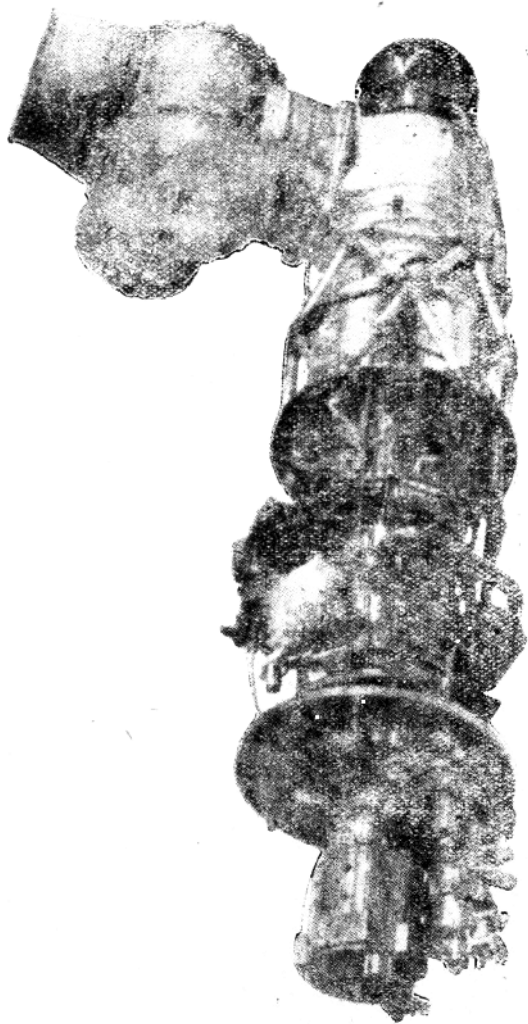


图2 奥端克斯外形图。

奥瑞克斯性能数据表

发动机		压缩机			燃烧器	海平面状态			喷管温度	全尺寸			比	例
厂	型号	型式	级数	压比	气流量 kg/sec	燃油消耗率 g/h.p.h.r.	起飞状态	额定状态		机长	翅展长	翼或高	净重 kg	功率/迎面面积 Ghp/ft ²
Napier and son		主/辅	主/辅	主/辅	—	—	—	26/G.h.p. p.h.r. 耗油率	26/G.h.p. p.h.r. 耗油率	cm	cm	cm	Ghp/2b	372.
NOR. 1	燃气涡轮式	轴/轴	12/4	6.0/ 1.8	4.50/ 2.31	—	750	0.68	610	—	—	48.9	224.5	1.52.
NOR. 4	同上	—	—	—	—	—	825	0.66	670	—	—	212.1	224.5	1.67
NOR. 5	同上	轴/	12/	6.14/	4.70/	5.2	950	0.68	—	—	—	—	234.0	—
NOR. 10	同上	—	—	—	—	—	1250	—	—	—	—	—	—	—

已成功地設計了五種為專用飛機使用的發動機，由1500匹馬力之納德 (Naïod) 開始，發展到800~1200 氣體馬力之奧瑞克斯 (Oryx) 及 3000~4255 匹馬力之意蘭德 (Eland) 及羅馬德 (Nomad)，於1956年8月又成功地設計了蓋茲爾 (Gazelle)，其功率正向着2000匹馬力發展着。

早在1951年亨廷·派瑞塞爾 (Hunting Pereival) 航空有限公司即已提出，需要設計出由旋翼尖端引出燃氣以產生功率之發動機，後由於那派爾公司實驗出的小軸流壓縮機能有較高之性能參數，並証明了旋翼尖端引出燃氣能獲得所需之功率，這才奠定了奧瑞克斯出現之基礎。

奧瑞克斯 (NOr. 1) 在1952年5月即已設計好，1953年12月第一台 NOr. 1 發動機試

車成功，此發動機的制成先於那派爾研究站原型壓縮機與渦輪部件的實驗，但後來這些實驗又真正确定了發動機之氣動力參數。

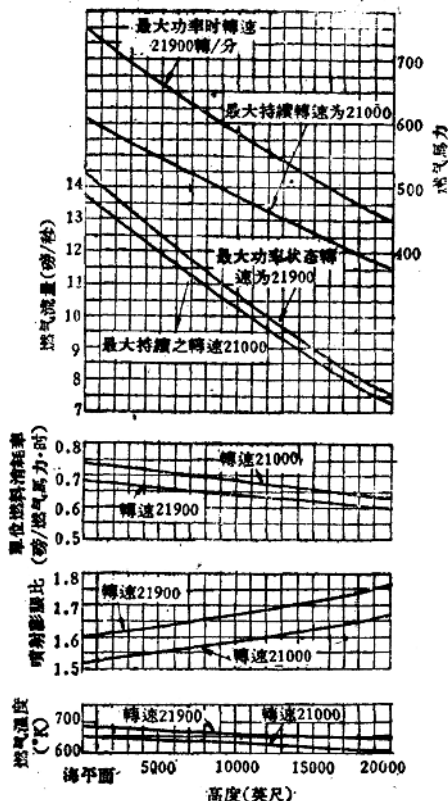


圖3 NOr. 1 之高度特性。

NOr. 1 型發動機用在 P 74 型直升機上，每架直升機裝有兩台，成水平安放在機頂上，如圖 1 所示。

目前奧瑞克斯 NOr. 1 型已經發展為 750 氣體馬力之發動機，1953 年底出現了 825 氣體馬力之 NOr. 3，1954 年底 NOr. 3 已發展到 900 氣體馬力，其裝在 P 105 直升機上，與 NOr. 1 裝法相同，由於渦輪入口處導向葉片材料之改進 T_3 溫度可提高，目前 NOr. 10 已發展成具有 1250 氣體馬力之發動機了。

根據目前資料，奧瑞克斯發動機之主要性能如表所示。

NOr. 1 型發動機之高度特性如圖 3 所示。

§ 2 簡介

奧瑞克斯 NOr. 1 為直升機動力裝置，它是借一定溫度之燃氣由旋翼腔道尖端引出而獲得功率的，在構造上主要特點是於渦輪後無軸向引出燃氣之尾噴管，而裝一側排式之燃氣發生器，壓縮機前端沒有機械傳動式之減速器。

由於燃氣發生器與旋翼材料之限制，必須控制排出之燃氣溫度，使其低於 400°C 。起先企圖由主壓縮機中引出一股冷氣以降低燃氣溫度，但發現由主壓縮機周圍引出氣體，特別對小尺寸發動機而言，損失很大，因而決定採用一單獨輔助壓縮機，以控制排出燃氣之溫度，但必須使出口與輔壓縮機進口隔開，以避免進氣之加溫作用，同時發動機總長度要控制在一定數據範圍內，並盡量減少壓縮機進口之損失。最後經實驗結果，選擇了使輔壓縮機倒放，即由尾端進氣之方案，這時進口損失最小，構造也最為合理，如圖 4 所示。

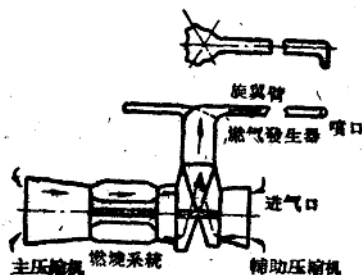


圖 4 奧瑞克斯方案布置圖。

空气由发动机两端分别进入主、辅压缩机，而冷空气与热燃气形成之混合物，则由辅压缩机与涡轮之间的燃气发生器排至旋翼之腔道中，最后由旋翼尖端喷射出，而产生功率。发动机由头至尾各部件安装的顺序及其说明如下：

1. 安装顺序：①附件安装部分；②主压缩机；③主压缩机扩压机匣；④燃烧室；⑤涡轮；⑥燃气发生器；⑦辅压缩机。

2. 安装说明：

①于发动机最前端，安装有燃油泵，滑油泵，转速表发动机，电起动机等附件；

②主压缩机采用等外径通道，为12级之轴流压缩机，机匣成水平分开式，进口有旋转系统叶片，有减小转子轴向负荷之装置，混合式转子用9个螺栓拉紧；

③燃烧室为单管式，由五个管组成，喷嘴采用高压逆流喷射式；

④涡轮共有两级，为单轴式。通道为等内径，采用双层之涡轮外环；

⑤燃气发生器，基本上用耐热钢板制成，中间弧形通道通入热燃气，外圈有辅压缩机压入之冷空气，发生器上有两个活门，备起动与正常工作时调节用；

⑥辅压缩机为等外径通道，4级轴流压缩机，机匣为水平分开式，进口处有可旋之导流叶片。

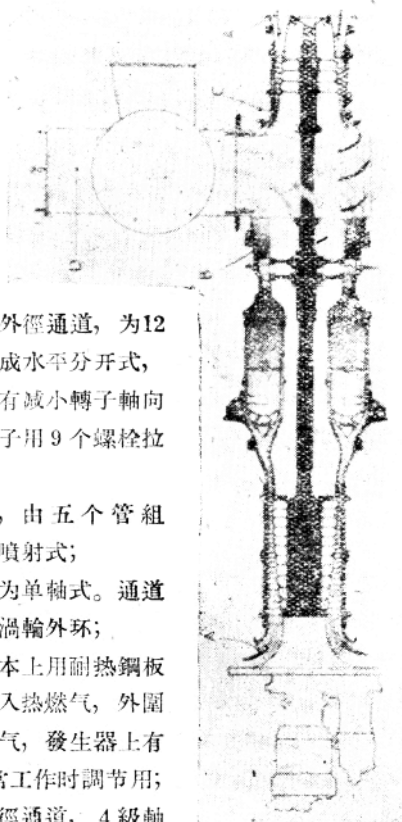


图5 发动机构造简图。

發動機共有三個轉子，即主、輔壓縮機轉子與渦輪轉子，每個轉子均為兩點支承，轉子之前後各有一滾動軸承（一為滾珠，一為滾棒）。六個支承點各自引油與回油，軸承主要借滑油與冷卻空氣混合之油霧，達到冷卻與潤滑之目的。發動機構造簡圖如圖5所示。

§3 工作原理

1. 概述 奧瑞克斯之工作循環與雙轉子渦輪噴氣發動機之循環相類似，只是在構造布置上有些不同，第二個壓縮機不是直接裝在第一個壓縮機之後，而是裝在燃氣發生器（即可調節的側排式噴管，裝在渦輪出口處）後，而且是由尾端進氣的，如圖6所示。

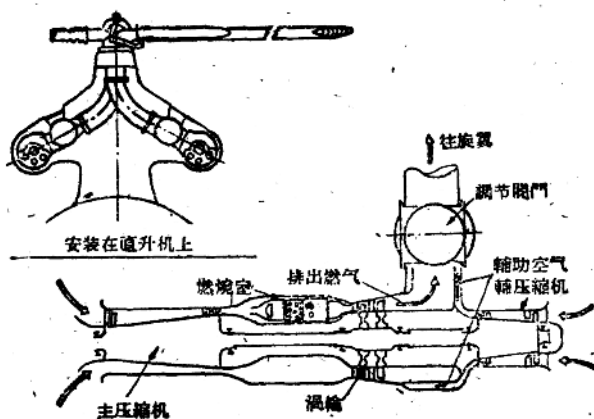


圖6 工作原理圖。

由實驗證明，第二個壓縮機（即輔壓縮機）最有利之空氣流量是主要壓縮機空氣量的50%。

2. 穩定工作之條件及氣體功率計算 裝置中的基本元件必須符合下列三條件才能有效而穩定的工作：

① 渦輪功率 L_T 等于主、輔壓縮機功率之和,

$$L_T = L_{K主} + L_{K輔};$$

② 渦輪与主、輔壓縮機之轉速必相同,

$$n_{渦} = n_{主壓} = n_{輔壓};$$

③ 輔壓縮機后压力等于渦輪出口处之压力,

$$P_{K輔} = P_4.$$

發動機是借助于燃气与空气混合物側排至旋翼尖端噴出而产生功率的, 各主要截面之参数如图 7 所示。發動機相应装置之功率用气体馬力 (G, H, P) 来衡量, 即将燃气由旋翼腔道中排出之过程, 看成一气体完全膨脹之过程, 气体馬力計算式即可写成如下式,

$$N_{r \text{ 气体馬力}}$$

$$= 5.7 C_p G_{B\Sigma} T_D \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_D} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right],$$

式中 $G_{B\Sigma}$ ——总的气体重量流量 (公斤/秒);

T_D, P_D ——旋翼出口处之最后温度 ($^{\circ}\text{K}$) 及压力 (公斤/厘米²);

P_a ——大气压力 (公斤/厘米²);

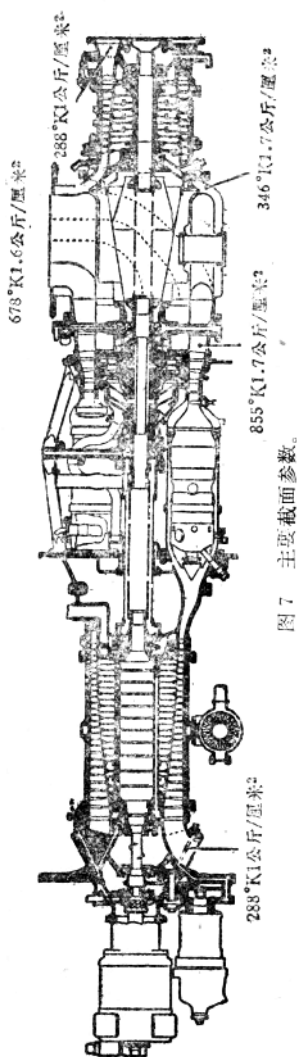


图 7 主要截面参数。

C_p ——平均等压比热，温度在 T_D 到大气温度范围内
(千卡/公斤·度)；

γ ——定压与定容比热之比 c_p/c_v 。

3. 关于气体功率之讨论 在考虑减小比重时，有效措施之一是减小单位燃料消耗量而提高涡轮前温度是使燃油量降低之有力办法，但此处温度增加必使 T_D 也增加，而 T_D 、 P_D 之大小与旋翼之构造有关，且 T_D 值直接受到旋翼材料耐热性之限制，故温度必须控制在 400°C 以下，不能任意提高，若稍使轴压缩机之压缩比提高，亦使旋翼进口处温度 T_D 增高，虽然气流量下降，按气体马力计算之功率可以保持不变，但因 T_D 提高必使旋翼材料受不了，故此不能采用此法。

气体从发生器出口进入旋翼，至尖端喷射前，由于旋翼旋转受到离心力的补充压缩，当理论上没有损失的系统及喷管以无限大速度转动时，装置内所有之气体功率都变成轴功率，如图 8 中 1 曲线所示，而且前喷管之喷射速度限制在亚音速内，看来在旋翼中之损失总是不可避免，因此转子轴上之功率总不能达到与气体功率相等，而小于气体功率。

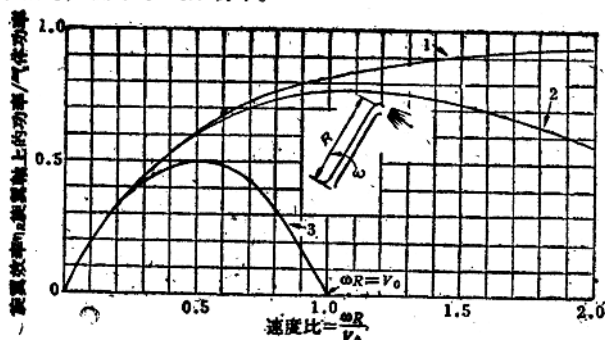


图 8 旋翼效率随着旋翼尖端喷管运动速度之变化关系：

图中 v_0 —气体功率 N_r 的当量速度， $v_0 = \sqrt{\frac{2gN_r}{5.7G_{\text{max}}}}$ ；曲线 1—气体在旋翼内没有损失；2—气体在旋翼内效率为 90%；3—气体在旋翼内之压缩略去不计时。

如假定所有气体功率转变为动能，在喷管中从参数 P_D, T_D 等熵膨胀到大气条件，这时出口的气流速度为 V_0 ，而这个功率将与 $G_{BZ} V_0^2$ 成正比。由于在旋翼内之压缩，把气体功率转化为轴上功率之有效性增加了 ω_R/V_0 倍 (ω_R 为旋翼之角速度)。 ω_R/V_0 这参数是很重要的，旋翼内效率即取决于它，因之旋翼轴上的功率就与 $G_{BZ} V_0^2 \frac{\omega_R}{V_0} = G_{BZ} V_0 \omega_R$ 或 $G_{BZ} V_0$ 成正比。因为气体功率与 $G_{BZ} V_0^2$ 成正比而轴上功率与 $G_{BZ} V_0$ 成正比，所以增加 V_0 并不如增加发动机功率那样地急剧增加在旋翼上之功率。增加 G_{BZ} 可使旋翼功率与发动机功率皆增加，增加1%气体重量流量使旋翼功率之增加，相当于 T_D 绝对温度增加2% 或 P_D 增加将近1% 对旋翼功率之增加量。故应合理的选择气体重量流量 P_D 与 T_D 符合旋翼及发动机之要求。

4. 发动机之工作过程 由主压缩机压缩增压后之空气，经扩压器流入燃烧室与燃料按一定比例混合燃烧，燃气再经燃气导管送入涡轮中膨胀做功，涡轮功用以带动主辅压缩机及附件，未膨胀完之燃气与后端经辅压缩机增压之冷空气，同时进入燃气发生器，发生器分为两部分即通道室与活门室，热燃气经通道室中之弧形通道，使气流方向由轴向变为径向，由通道室出口处方形孔中流出，而冷空气则均布在四周，如图9所示。在通道室中冷空气

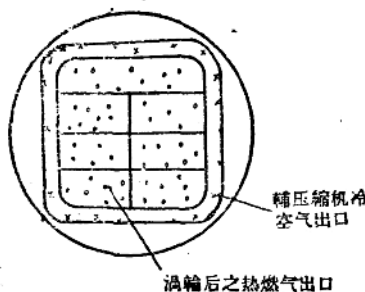


图9 通道室出口气体分布状况:

×—冷空气; ○—热燃气。

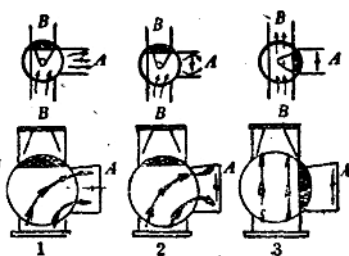


图10 閥門A, B之調節过程。

气并未与热燃气混合，而于活門室内才互相混合。活門室内有两个閥門，一为有节流閥之A閥門另一为无节流閥之B閥，由發動机起動至正常工作，閥門A、B之調节过程如下(見圖10)：

①起動过程：如圖10,1所示之情况，通往旋翼腔道之活門B关闭，混气經节流閥全开之A閥門，排至大气中，这时排气系統阻力最小，易使轉子轉速极速增加，这使起動方便，起動時間縮短。

②过渡过程：如圖10,2所示之情况，当起動完畢，欲轉入正常工作时，A之节流閥慢慢关小，使流体阻力漸增，直至节流閥至垂直位置。

③正常工作过程：如圖10,3所示之情况，当A之节流閥处于垂直位置时，此时气流經A之节流損失恰与通入旋翼通道中造成节流損失相等，速于此时将A关闭，打开B閥門，将混气通入旋翼通道，使其由叶尖沿切向喷射，旋翼开始轉动，产生气体功率，即为正常工作状态。

在地面试車測定發動机气体功率时，先将其装在測量台上，燃气經一特制之噴口水平排出，測得其推力，再应用特殊換算圖表換算之，即可得出气体馬力值。

第二章 發動机构造

§1. 發動机之支承傳动系統与承力系統

1. 支承与傳动 發動机中共有三个轉子，即主压缩机轉子，渦輪轉子与輔压缩机轉子。每个轉子均为两支点支承形式如圖11所示。主压缩机与渦輪轉子，均将滾珠軸承作为后支点，輔压缩机之滾珠軸承則作为前支点(进口为前出口为后)。

主压缩机将止推軸承(滾珠軸承)作为后支点之目的：①軸向力直接通过扩压机匣傳至主安裝节上，不必使主进气机匣与主

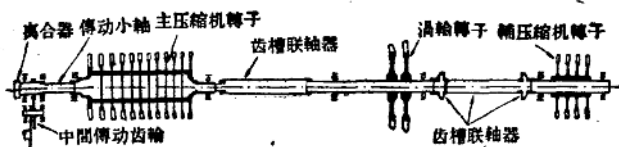


圖11 傳動簡圖。

壓縮機匣承受軸向力；②止推軸承靠近壓縮機最后几級（即短叶片的几級），這可在受熱膨脹時，使最后几級軸向伸長量較小，因而叶片軸向間隙與徑向間隙改變不大，保證壓縮機效率不致太低，但這對等外徑之壓縮機來說此優點並不存在。

止推軸承放在后邊，處于高溫氣體包圍中，工作條件差，冷卻潤滑困難，為其缺點。

對一般懸臂支承之渦輪轉子而言，將滾珠軸承作為前支點較適宜，因前邊溫度較低，工作條件較好，冷卻潤滑方便，但針對本發動機而言，因渦輪為雙支點式且后支點之軸承座處在輔壓縮機冷空氣之包圍中，工作條件遠比前支點好，故滾珠軸承作為后支點。

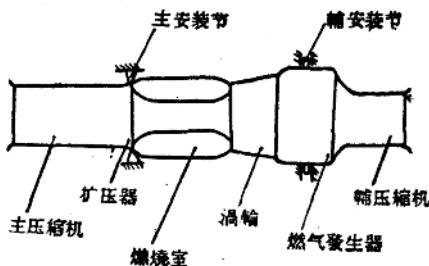


圖12 主輔安裝節之位置。

這種三轉子采用六支點之支承方案，雖省去了球形接軸器較複雜之構造，而在兩轉子間代之以簡單的齒槽聯軸器以備傳動，但支點多了增加重量，冷卻潤滑系統亦變得較複雜，所需之滑油

