HANGKONG RANQIWOLUN FADONGJI JIEGOU SHEJI

航空燃气涡轮发动机结构设计

陈　光　主编
肖　陵　俞裕民　马　枚　黄泽梓　编

本书1992年6月获航空航天部第三届航空高校优秀教材一等奖
1992年又获全国高等学校第一届优秀教材评比优秀奖

北京航空航天大学能源与动力工程学院
2008
本科生教务专用章

北京航空航天大学出版社

(京)新登字 166 号

内 容 简 介

本书以各种典型的航空燃气涡轮发动机，特别是以本世纪 80 年代发展的新型发动机为重点，分析研究发动机总体、各部件、附属系统等结构，归纳了航空燃气涡轮发动机总体以及各部件在结构设计中需解决的主要矛盾与可采用的设计措施。全书包括：受力分析、压气机、涡轮、燃烧室和加力燃烧室、排气装置、减速器、附属系统和附件传动装置、总体结构设计、噪声和消声措施等各章。

本书内容新颖，反映了 80 年代航空发动机发展水平。除可供航空发动机专业、燃气轮机专业作为教材外，还可供有关科研人员、教师、工程技术人员、大学生、研究生参考。

航空燃气涡轮发动机结构设计

陈 光 主编

肖 陵 俞裕民 编

马 枚 黄泽梓

责任编辑 陶金福

北京航空航天大学出版社出版

新华书店总店科技发行所发行 各地新华书店经售

北京朝阳科普印刷厂印刷

787×1092 1/16 印张：21.5 插页 1 个 字数：550 千字

1988 年 7 月第一版 1988 年 7 月第一次印刷 1994 年 8 月再版 印数：2201～3500 册

ISBN 7-81012-051 V·005 定价：16.50 元

前　言

本书是作为航空院校航空发动机设计专业“航空发动机结构”课程教科书而编写的，也可作为航空发动机工厂、研究所、空、海军部队及院校等的有关人员参考用书。由于许多航空燃气涡轮发动机经过改型，在工业及舰船上已得到广泛应用。因此，本书也可供从事工业、舰船用燃气轮机的有关人员参考。

本书在编写中，广泛收集并采用了许多新发展的发动机的技术资料，力图使本书能反映出当代发动机发展水平；同时着重阐述了航空燃气涡轮发动机各部件及主要零、组件的结构设计基本要求与原则，分析结构的方法，以及满足基本设计原则的具体措施，使读者在学习本书后，不仅能了解许多具有典型意义的，包括一些新发展的发动机结构，而且从中能掌握一些分析、设计发动机结构的方法。

本书共分 12 章，除对航空燃气涡轮发动机总体结构设计、各主要部件及附属系统进行论述外，还论述了发动机噪声与排气污染，特种燃气涡轮发动机以及航空燃气涡轮发动机的研究、发展与使用等。

本书由陈光主编，参加编写的有马枚、肖陵、俞裕民、黄泽梓。由于编者的水平与能力有限，书中错误与不当之处，恳望读者批评指正。

陈　光

1987.12

申香丽

2006.3.16

再 版 前 言

本书自 1988 年初出版后，得到各方面的好评，并于 1992 年被原航空航天工业部评为第三届航空高校优秀教材一等奖，同年，还获得国家教委颁发的国家优秀教材奖。但由于本书出版时印数有限(2200)册，未能满足读者之需，许多读者从祖国各地前来索书、购书，只得空手而归。为了满足广大读者，特别是从事航空发动机研制、使用、科研工作的技术人员之需，特再版本书。本书的再版，得到了航空工业总公司发动机系统工程管理局、航空工业总公司第 624 研究所的大力支持，特致以衷心的感谢！

由于时间与人力的限制，本书再版中仅对原书中个别印刷错误作了修改，其它内容未作任何修订。

陈 光

1994.5

目　　录

前　言
再版前言
第一章　概述
第一节　航空燃气涡轮发动机的作用与要求 …… (1)
第二节　航空燃气涡轮发动机的基本类型 …… (2)
一、　涡轮喷气发动机 …… (4)
二、　涡轮螺旋桨发动机 …… (4)
三、　涡轮轴发动机 …… (5)
四、　涡轮风扇发动机 …… (6)
五、　螺桨风扇发动机(简称桨扇发动机) …… (10)
第三节　航空燃气涡轮发动机发展概况 …… (11)
第二章　典型总体结构与受力分析
第一节　典型总体结构 …… (14)
第二节　作用在各主要零、组件上的负荷 …… (17)
第三节　气体轴向力和发动机的推力 …… (17)
一、　几种典型组合件上作用的气体轴向力的计算 …… (17)
二、　发动机各部件上气体轴向力的分布及转子轴向力的减荷 …… (20)
第四节　气体力作用于组合件上的扭矩 …… (22)
第五节　惯性力及惯性力矩 …… (24)
第三章　压气机
第一节　概述 …… (26)
第二节　轴流压气机转子 …… (26)
一、　转子的基本结构形式 …… (34)
二、　工作叶片及其与轮盘的连接 …… (45)
第三节　轴流压气机静子 …… (57)
一、　风扇静子机匣 …… (57)
二、　压气机中机匣 …… (60)
第四节　进气与防冰装置 …… (66)
一、　进气机匣及进口导流叶片 …… (66)
二、　防冰装置 …… (66)
三、　防止外物打伤的措施 …… (68)
第五节　防喘振装置 …… (70)
一、　放气机构 …… (70)
二、　可转进口导流叶片和可转静子叶片 …… (70)
三、　可变弯度的进口导流叶片 …… (71)
四、　进气处理机匣 …… (72)
五、　多转子发动机 …… (73)

第六节　离心压气机 …… （74）
一、　导风轮 …… （77）
二、　离心叶轮 …… （78）
三、　扩压器 …… （79）
第七节　压气机主要零件的材料及表面防护 …… （81）
第四章　燃气涡轮
第一节　概述 …… （86）
第二节　涡轮转子 …… （94）
一、　转子的连接结构 …… （94）
二、　工作叶片及其与轮盘的连接 …… （102）
第三节　涡轮静子 …… （112）
一、　涡轮机匣 …… （112）
二、　导向器 …… （120）
第四节　涡轮部件的冷却 …… （128）
一、　涡轮主要零件的温度分布 …… （128）
二、　涡轮部件的冷却 …… （130）
第五节　涡轮主要零件的材料及其表面防护 …… （136）
一、　涡轮工作叶片和导向叶片 …… （136）
二、　涡轮盘 …… （140）
三、　涡轮轴 …… （140）
四、　涡轮机匣、衬段及导向器内外环 …… （140）
第五章　燃烧室　加力燃烧室
第一节　燃烧室 …… （143）
一、　概述 …… （143）
二、　燃烧室的构造 …… （146）
三、　燃烧室基本构件的结构 …… （165）
四、　燃烧室的故障，主要零件所使用的材料和涂层 …… （181）
五、　排气污染 …… （183）
第二节　加力燃烧室 …… （192）
一、　概述 …… （192）
二、　加力燃烧室的构造 …… （193）
三、　加力燃烧室的各主要元件 …… （203）
四、　加力燃烧室的材料 …… （209）
第六章　排气装置
第一节　尾喷管 …… （210）
一、　不可调节的收敛形尾喷管 …… （210）
二、　可调节的收敛形尾喷管 …… （214）
三、　可调节的收敛扩散形尾喷管 …… （215）
四、　偏流式尾喷管 …… （216）
第二节　反推力装置 …… （217）
一、　折流板式反推力装置 …… （217）

二、 格栅式反推力装置 …… (218)
第七章 发动机噪声与消声措施
第一节 概述 …… (220)
一、 声音的基本特性 …… (220)
二、 人耳的听觉特性和声音的主观评价 …… (221)
三、 噪声的评价标准 …… (222)
第二节 压气机（风扇）噪声 …… (223)
一、 轴流压气机的噪声源 …… (223)
二、 性能设计参数对噪声的影响 …… (224)
第三节 排气噪声 …… (225)
一、 排气噪声源 …… (225)
二、 排气消音 …… (226)
第四节 声垫 …… (227)
一、 声垫的吸声原理 …… (227)
二、 声垫的结构和性能 …… (228)
第五节 噪声辐射的指向性 …… (230)
第八章 减速器
第一节 概述 …… (232)
第二节 减速器的结构 …… (233)
一、 涡轮螺旋桨发动机的双级行星齿轮减速器 …… (233)
二、 涡轮螺旋桨发动机的双级差动式行星齿轮减速器 …… (233)
三、 传动式风扇的减速装置 …… (237)
第三节 测扭机构 …… (238)
第九章 发动机总体结构设计
第一节 转子支承方案 …… (241)
一、 单转子支承方案 …… (241)
二、 双转子、三转子支承方案 …… (244)
三、 止推支点在转子中的位置 …… (248)
第二节 联轴器 …… (248)
一、 刚性联轴器 …… (248)
二、 柔性联轴器 …… (250)
第三节 支承结构 …… (254)
一、 内（或外）环作成两半的支承结构 …… (256)
二、 双排滚珠轴承的支承结构 …… (257)
三、 涡轮支点结构 …… (258)
四、 中介支点结构 …… (259)
五、 带弹性支座、挤压油膜的支点结构 …… (264)
第四节 静子承力系统 …… (267)
一、 承力框架 …… (267)
二、 发动机安装节 …… (271)

第十章　航空燃气涡轮发动机附件传动装置与附属系统

第一节　附件及附件传动装置 …… (273)
一、　发动机附件 …… (273)
二、　附件传动装置 …… (274)
第二节　滑油系统 …… (282)
一、　概述 …… (282)
二、　滑油系统的循环量和消耗量 …… (282)
三、　滑油 …… (284)
四、　涡喷7发动机滑油系统 …… (284)
五、　军用斯贝发动机的滑油系统 …… (288)
六、　F100发动机滑油系统特点 …… (288)
七、　V2500发动机滑油系统 …… (289)
第三节　起动系统 …… (289)
一、　概述 …… (289)
二、　燃气涡轮发动机的起动过程 …… (290)
三、　起动机 …… (292)

第十一章　特种燃气涡轮发动机

第一节　飞机辅助动力装置 …… (294)
一、　概述 …… (294)
二、　结构 …… (294)
第二节　助推发动机 …… (298)
一、　概述 …… (298)
二、　助推发动机的结构设计 …… (300)
第三节　一次使用发动机 …… (301)
一、　一次使用发动机设计思想 …… (301)
二、　一次使用发动机设计方法 …… (301)
三、　一次使用发动机实例 …… (307)

第十二章　发动机的研究、发展与使用

第一节　航空发动机的研究与发展 …… (312)
一、　航空发动机的研究工作 …… (312)
二、　航空发动机的预先发展 …… (313)
三、　航空发动机的型号发展 …… (313)
四、　航空发动机的使用发展 …… (316)
第二节　航空发动机的结构完整性 …… (316)
一、　概述 …… (316)
二、　发动机结构完整性计 划 …… (317)
三、　包容性 …… (321)
第三节　航空发动机的寿命与可靠性 …… (321)
一、　航空发动机寿命概念的演变 …… (321)
二、　航空发动机可靠性概念 …… (322)
三、　航空发动机寿命的指标与水平 …… (324)

四、 航空发动机的延寿 …… (326)
第四节 航空发动机的维修性 …… (327)
一、 维修性的主要指标 …… (327)
二、 维修方式 …… (329)
三、 发动机维修设计 …… (330)
第五节 航空发动机的研制费用与价格 …… (331)
一、 航空发动机的研制费用 …… (331)
二、 航空发动机的出厂价格 …… (331)
三、 航空发动机的总寿命期费用 …… (333)

第一章　概　　述

第一节　航空燃气涡轮发动机的作用与要求

航空燃气涡轮发动机是现代飞机与直升机的主要动力（少数轻型、小型飞机和直升机采用航空活塞式发动机），为飞机提供推进力，为直升机提供升力。飞机在发动机推进力的作用下，克服空气阻力以一定的速度飞行或加速飞行（短时间内）。飞机高速向前运动时，空气就以相同的速度流过机翼，在机翼上产生升力。当飞行速度达到某一定值后，升力大于飞机重量，飞机即可离地飞行。在涡轮喷气、涡轮风扇发动机中，发动机的推力就是推进飞机前进的推进力，而在带螺旋桨的发动机中（涡轮螺旋桨发动机、活塞式发动机），发动机输出的是轴功率，不能直接推进飞机前进，这时需通过推进器即螺旋桨，将功率转变为推进飞机的拉力。螺旋桨旋转时，桨叶将空气向桨叶后方高速排出，此股向后流动的空气即在桨叶上产生向前的反作用力，即螺旋桨的拉力。

在直升机中，发动机输出的功率通过减速器并转向，驱动旋翼旋转，桨叶将空气加速向下向后排出，产生向上向前的升力，使直升机腾空飞翔。

由此可以看出，作为飞行器的动力装置，一般应由发动机（将燃料的化学能量转变为热能再转化为机械能的热力机械）与推进器两部分组成。在直接产生推力的涡轮喷气、涡轮风扇、火箭等发动机中，发动机与推进器是合二为一的，而在涡轮螺旋桨、涡轮轴、活塞式发动机中，推进器是螺旋桨或旋翼。

飞机或直升机在飞行中，一旦发动机损坏而停车，飞机会由于失去推进力而丧失速度与高度，直升机会丧失升力而下坠，如果处理不当（特别在高速飞机上），就会出现摔机事故。因此发动机的正常工作与否，会影响到飞行器的飞行安全，一般称发动机为飞机的心脏。不仅如此，发动机的性能好坏对飞行器的性能有较大影响，对飞行器的发展起到关键的作用。

早期的飞机、直升机上均采用航空活塞式发动机，从20世纪40年代后期燃气涡轮发动机开始进入航空领域后，经过三、四十年，目前航空燃气涡轮发动机已发展到品种、型号繁多，结构设计日臻完善，性能优良，使用可靠，维护方便，广泛应用于各种类型的飞行器上。

评定航空燃气涡轮发动机品质的主要指标有性能参数与可靠性、耐久性等。性能参数中最重要的有推重比（发动机推力/发动机重量之比值）与耗油率两项。对于歼击机而言，主要追求高的推重比；对于旅客机，则要求有低的耗油率。至于发动机使用的可靠性与耐久性，不仅影响到寿命期中的成本，而且影响到飞行器的出勤率与飞行安全，是至关重要的评定指标。在本世纪70年代，为了满足高性能的空中优势战斗机的需要，曾一度单纯追求高的推重比，相对地对使用可靠性与耐久性考虑欠周，结果在使用中，这类发动机不断出现故障，严重影响到飞机的战斗力。为此，在70年代中期，对歼击机的发动机，不单纯追

求高的推重比，而是从可靠性、耐久性、可使用性及性能等方面统一考虑，即，在为了满足前三项要求下，宁可在性能方面作些牺牲。对旅客机的发动机，除要求工作安全可靠，寿命长外，不断降低发动机的耗油率，减缓发动机性能恶化（即性能衰退）的趋势，是发动机设计、制造、研究工作者长期努力的目标。

早期的航空燃气涡轮发动机，基本上是一机多用，即同一型号的发动机，可供不同类型的飞机选用。随着飞机性能的提高，目前，多数情况下已是单机专用，即根据飞机的要求专门对发动机进行设计，使发动机在尺寸、性能上均能与飞机完全匹配，获得最佳设计方案。

四十多年来，随着航空发动机增压比、涡轮前燃气温度和推重比的不断提高，以及新材料、新工艺应用的不断增多，导致发动机结构日益复杂，发动机主要部件工作条件日益苛刻，从而发动机结构故障不断发生，后果严重。20世纪60年代末、70年代初，英、美研制的J85、TF41、TF30、F100、JT9D、CF6、RB211等军、民用型发动机的主要零部件，均出现过结构故障问题。例如：风扇叶片颤振与裂纹，风扇盘破裂，压气机叶片高频疲劳损坏，涡轮盘破裂，涡轮叶片断裂，涡轮机匣脱开，机匣椭圆度过大等。这些故障有的造成机毁人亡，有的延误了新机研制周期，有的甚至导致新机停止研制或停产。

大量结构故障引起的惨痛教训，引起了美国官方的重视。在认真总结经验教训的基础上，美国空军等部门于1969年制定了“发动机结构完整性计划”(ENSIP)，并于1973年10月在该计划的基础上，修定了在20世纪50年代初颁布的军用发动机通用规范MIL-E-5007，编制出版了MIL-E-5007D军用涡喷涡扇发动机通用规范。在F101、F404等发动机的研制过程中贯彻了上述计划和通用规范，并取得了比较显著的经济技术效果。我国的航空发动机研制工作，也已开始推行“结构完整性计划”。

发动机结构完整性的提出和发展，表明了发动机研制的指导思想发生了根本的改变，即从规定发动机最高性能指标转向制定更高的耐久性要求；在设计方法上，则要求按发动机的实际使用要求确定各零、部件的设计状态和载荷，即按发动机的设计任务循环进行结构强度、寿命的设计与试验，在对各类飞机的大量飞行数据进行统计分析的基础上制定加速任务循环，并根据它来考核整机的耐久性和可靠性。在发动机的整个研制过程中都十分重视调整、处理发动机性能与结构、强度之间的关系，以期实现在现有水平上的最佳折衷。

第二节　航空燃气涡轮发动机的基本类型

航空燃气涡轮发动机有四种基本类型，即涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机与涡轮轴发动机。20世纪80年代后期又发展了一种介于涡轮风扇发动机与涡轮螺旋桨发动机之间的螺桨风扇发动机。这些发动机中，均有压气机、燃烧室以及驱动压气机的燃气涡轮，因此这类发动机统称为燃气涡轮发动机，作为飞行器动力装置则称为航空燃气涡轮发动机。

在航空燃气涡轮发动机中，发动机工作时，进入发动机的空气经压气机压缩提高压力后，流入燃烧室与喷入的燃油（航空煤油）混合后燃烧，将燃料中的化学能转化为热能，形成高温、高压燃气，再进入驱动压气机的燃气涡轮中膨胀作功，使涡轮高速旋转并输出驱动压气机及发动机部件所需的功率。由燃气涡轮出来的燃气，是仍具有一定压力，一定

温度（即具有一定能量）的燃气。所有的燃气涡轮发动机都是由于这股燃气具有一定的能量，才能产生发动机的推力或发动机的输出功率的。利用这股燃气能量的方式可以有多种形式，因而可相应地得出不同类型的发动机。

由于压气机、燃烧室以及驱动压气机的燃气涡轮（简称涡轮）所组成的装置是用来提供高压、高温燃气的，因此称它的燃气发生器。在高压比的压气机中，为了获得大的稳定工作范围，常将它分为串联的两部分，分别由两个涡轮以不同的转速驱动，压气机中位于前端的那一部分，空气压力较低，称为低压压气机，后端的称为高压压气机，相应地涡轮也分为低压涡轮与高压涡轮。这种结构形式称为双转子结构。

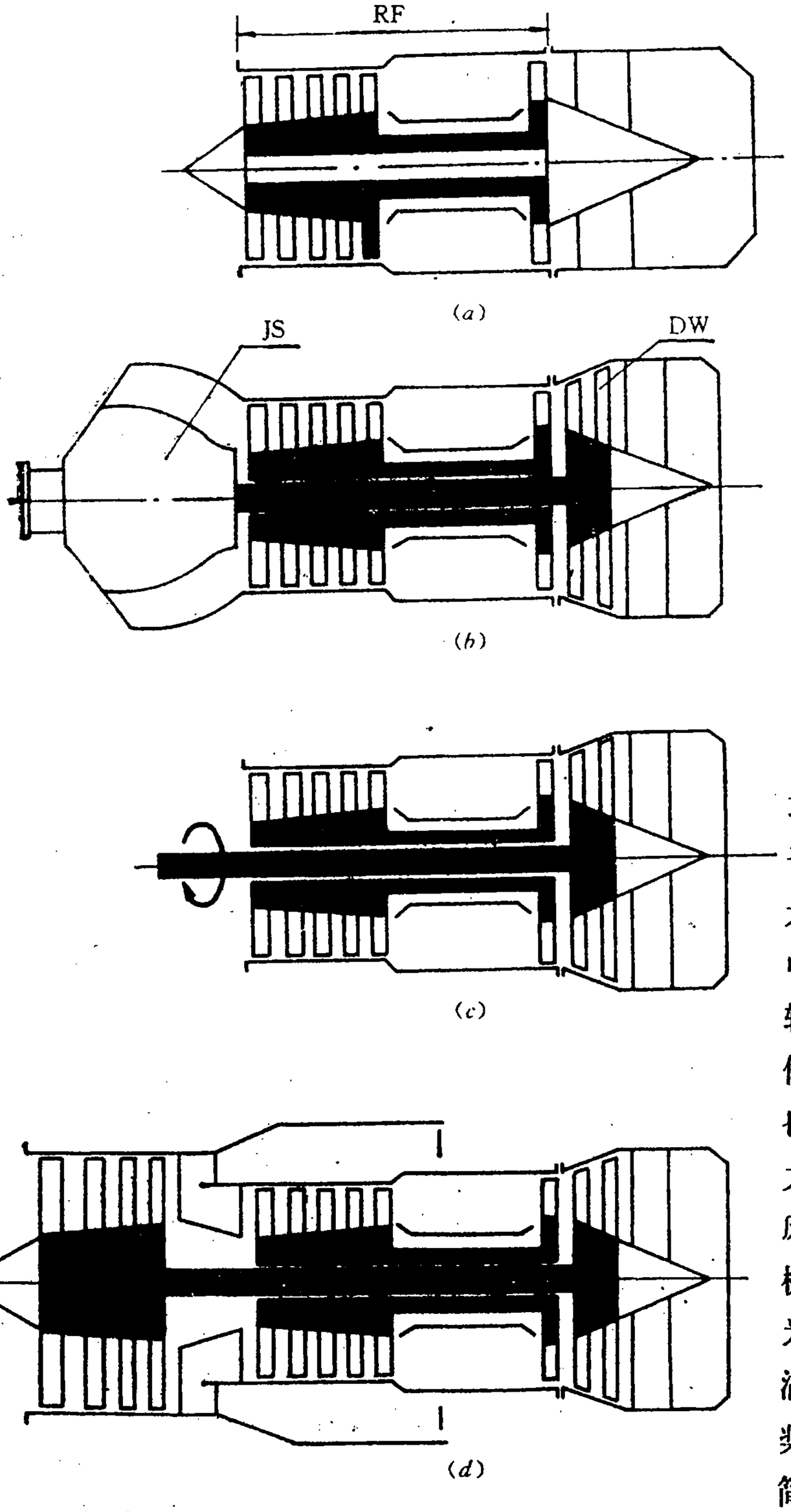


图1-1 各型航空燃气涡轮发动机与燃气发生器的关系
（a） 涡轮喷气发动机；（b） 涡轮螺旋桨发动机；
（c） 涡轮轴发动机； （d） 涡轮风扇发动机。
RF——燃气发生器；DW——动力涡轮；JS——减速器

如图1-1（a）所示，燃气发生器后紧跟一个尾喷管，由燃气发生器出来的燃气在尾喷管中膨胀，以高速由喷管中排出产生推力，这种发动机称为涡轮喷气发动机，简称涡喷发动机。国产涡喷发动机以“涡喷”二字汉语拼音的第一个字母组成词冠并紧跟产品代号来命名，例如WP6、WP7等。

图1-1（b）、（c）、（d）中，燃气发生器出来的燃气流入其后的另一涡轮中继续膨胀作功，然后由尾喷管排出。这个用于传动其它部件的涡轮，一般称为“动力涡轮”。大多数发动机中，动力涡轮与燃气发生器的涡轮没有机械连系，它们均各自工作于不同的转速，所以，动力涡轮也可称为“自由涡轮”。如果动力涡轮驱动位于燃气发生器前的风扇转子，这就是涡轮风扇发动机，简称涡扇发动机，国产代号为WS（图1-1（d））。如果动力涡轮驱动减速器然后带动螺旋桨，就成为涡轮螺旋桨发动机，简称涡桨发动机，国产代号为WJ（图1-1（b））。动力涡轮直接或通过减速较小的减速器驱动由直升机主减速器传动的旋翼，

就是涡轮轴发动机，简称涡轴发动机，国产代号为WZ（图1-1（c））。

由此可见，从工作原理上看，同一个燃气发生器，可以配上不同的部件，成为不同类型的发动机，而燃气发生器则是这些发动机的核心部分，因此，燃气发生器又称为核心机。如果能发展出一台具有先进水平的核心机，即可获得多种性能良好的发动机；同时还可将种这性能先进的核心机放大或缩小，成为不同流量的核心机，衍生发展出不同性能的发动机。因此，发展高性能的核心机，是提高发动机性能，满足不同飞机要求的一种有效措施。

以下简单分析各类发动机的特点。

一、涡轮喷气发动机

涡喷发动机是本世纪50、60年代应用最为广泛的航空燃气涡轮发动机，当时不仅是高速歼击机的唯一动力，而且也为许多轰炸机、旅客机采用。图1-2示出涡喷发动机简图。由于涡喷发动机的推力是由高速排出高温燃气所获得的，所以，在得到推力的同时，有不少的由燃料燃烧所获得的能量以燃气的动能与热能的形式排出发动机，能量损失较大，因此它的耗油率较高。

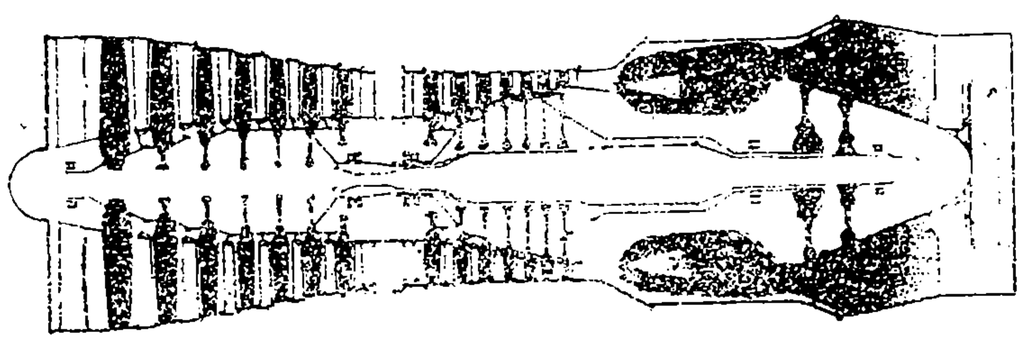


图1-2　涡轮喷气发动机（双转子）

为了短期内提高涡喷发动机的推力，可在尾喷管前安装加力燃烧室，在需要增加推力时向燃气发生器出来的燃气中补充喷入燃油进一步燃烧以提高燃气由尾喷口排出的速度，达到增加推力的目的。此时的推力称为加力状态的推力，简称加力推力。加力时，由于排出的燃气温度与速度均大大提高，因而耗油率比非加力时将成倍的增加。在装有加力燃烧室的发动机中，尾喷管的出口面积应作成可调节的，图1-3示出了带加力燃烧室的涡喷发动机简图。

国产的歼六、歼七、歼八等歼击机上，均采用了带加力燃烧室的涡喷发动机。

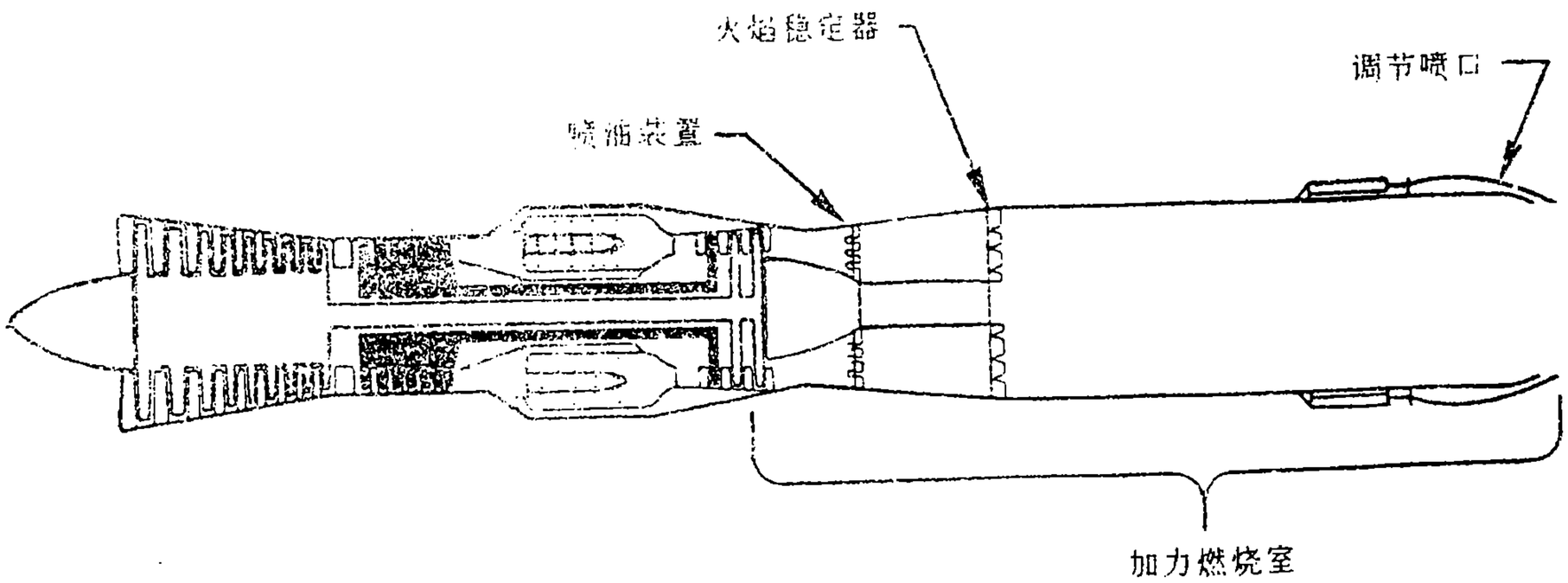


图1-3　带加力燃烧室的涡喷发动机

二、涡轮螺旋桨发动机

从涡轮螺旋桨发动机（图1-4）燃气发生器出来的燃气能量，绝大部分在动力涡轮中

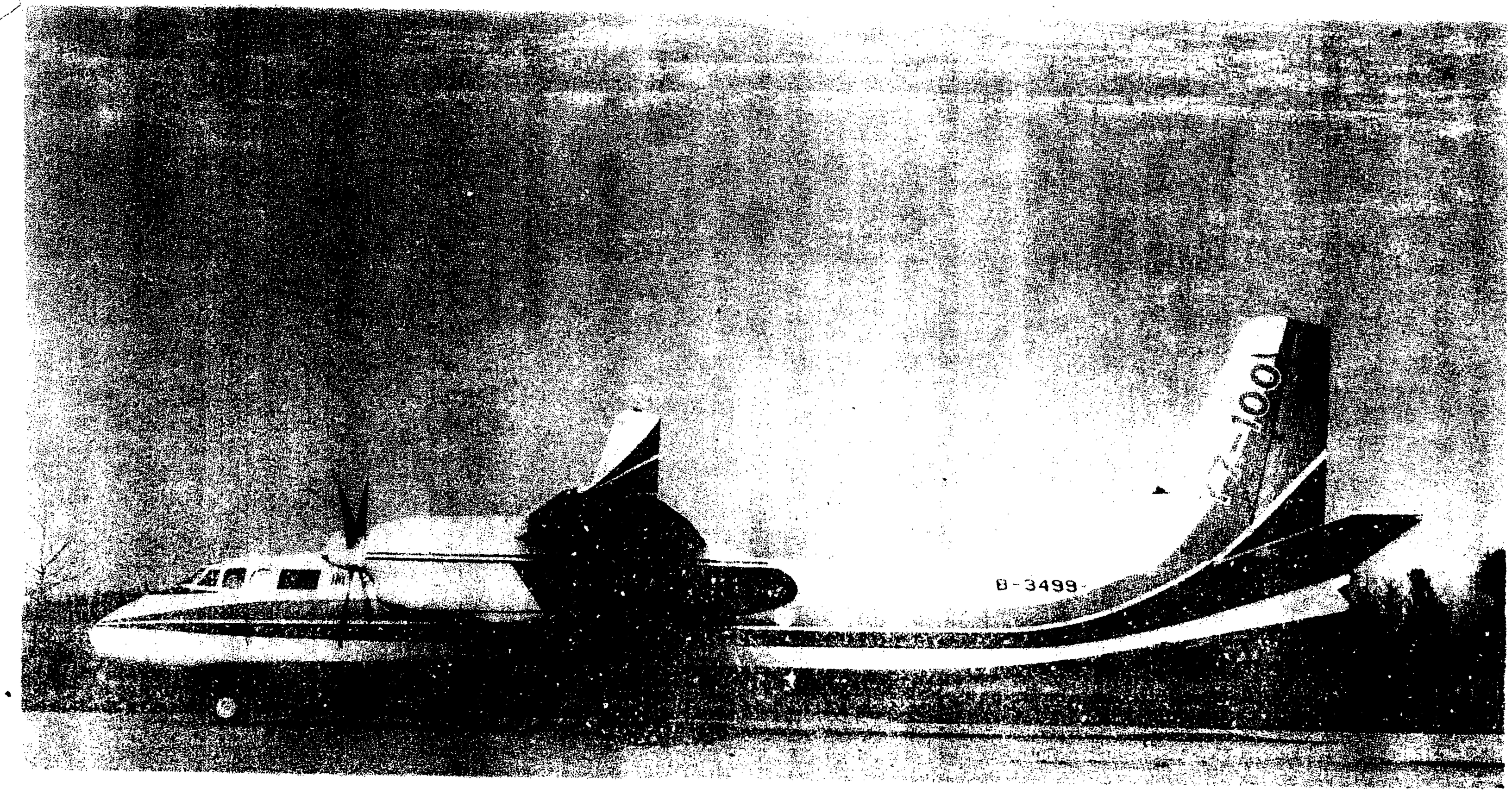


图 1-5　中国西安飞机制造公司制造的Y7-100型旅客机

膨胀作功，使动力涡轮高速旋转，然后通过减速器将转速降到1 000～2 000转/分再驱动螺旋桨；燃气中剩下的很少能量在尾喷管中膨胀，产生一小部分推力。因此，涡桨发动机除输出轴功率外，还输出少量推力。涡桨发动机由于有直径较大的螺旋桨，飞行速度受到限制，一般用于$M=0.5\sim0.7$的飞机上，但是，由于它的排气能量损失少，推进效率高，所以耗油率低。本世纪50年代研制的旅客机、运输机上采用这种发动机较多，但后来的一些中、大型飞机，已采用涡扇发动机，目前支线用的旅客机则仍以涡桨发动机为主要动力。图1-5为装有WJ5发动机的国产Y7—100型飞机。

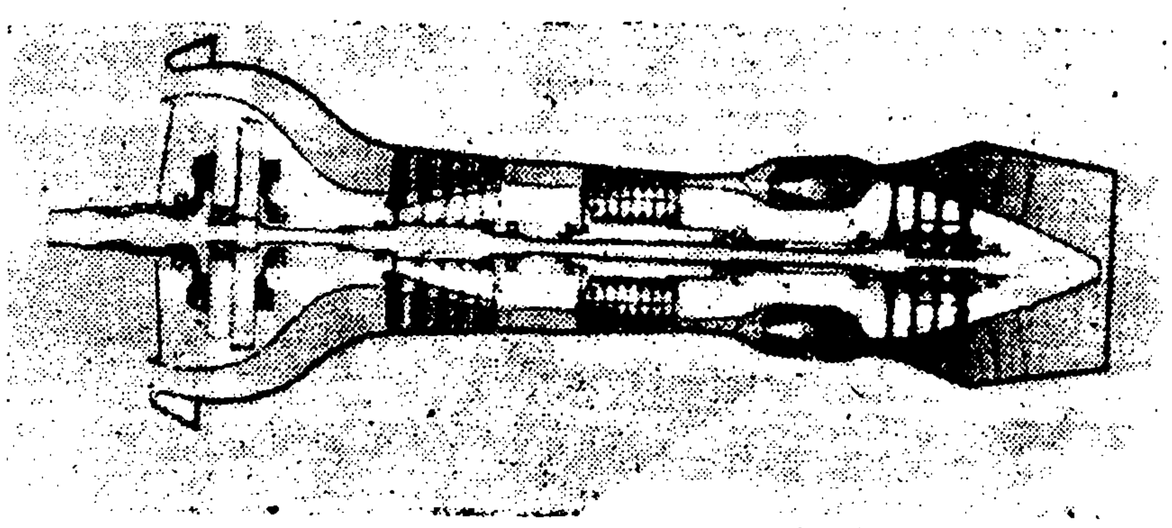


图1-4　涡轮螺旋桨发动机

Y7—100型飞机是中国西安飞机公司研制生产的一种中短程旅客机，可载旅客52人、机组3人和随机服务员2人。

Y7—100型飞机装有先进的通讯导航系统和自动驾驶仪，可以胜任在恶劣气象条件下的飞行任务。飞机滑跑距离短，起降灵活，具有在碎石、草地、土质跑道上起飞着陆和在高温、高原地区全载起飞的能力，完全可以满足航空支线运输的要求。

Y7—100型飞机通过了严格的适航鉴定，其中导航、通讯等电子设备达到了英国民航BCAR和美国FAR-25适航条例规定的标准，取得了中国适航局颁发的适航证书。

Y7—100型飞机已于1986年由中国民航选用，在国内43条航线及国际航线（沈阳—北京—平壤）的使用中，受到用户和旅客的欢迎。

三、涡轮轴发动机

涡轴发动机（图1-6）是用于直升机上的，基本同于涡桨发动机，只是燃气发生器排出的燃气能量，几乎全部在动力涡轮中膨胀，由尾喷管排出时，气流速度较低，另外，它的输出轴转速较高，以减少由发动机传至直升机主减速器的传动扭矩，使输出轴的直径与重量较小。为此，有的涡轴发动机由动力涡轮轴直接输出功率，有的则装有减速较小的减速器，使输出轴转速高达6 000～8 000转/分。国产的直九直升机即采用了带减速器的WZ8涡轴发动机。

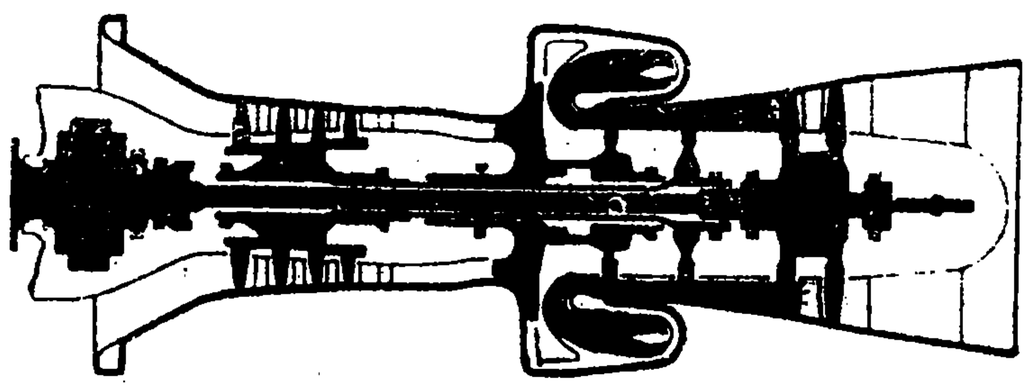


图1-6　涡轮轴发动机

涡轮轴发动机也可以作为非航空领域中的动力，例如，可作为地面发电机、油泵、水泵等的动力，也可作为舰船用的动力。由于涡轴发动机是由燃气发生器与动力涡轮组成的，因此，任何型式的航空燃气涡轮发动机（涡喷、涡扇、涡桨）均可改型为地面及舰船用的动力，只需将它们的燃气发生器稍加改动以适应地面及海洋条件下的工作，然后配以适当的动力涡轮即可，这样就扩大了航空燃气涡轮发动机的应用范围。目前，几乎国外所有生产航空燃气涡轮发动机的公司，均把航机改为非航空领域的动力装置作为它们的重要任

务。我国航空工业科研、生产部门，也为将航空动力扩大到非航空领域中应用作出了重大贡献，为祖国的四化建设提供了各种用途的动力装置。

图1-7示出了一种由航空发动机改型为驱动交流发电机的燃气涡轮装置。燃气发生器部分是由航机修改后制成的，完全保留了航机的特点；动力涡轮、排气装置、输出轴等则是按一般地面设备的要求来设计的，也可选用现有的地面动力涡轮装置。

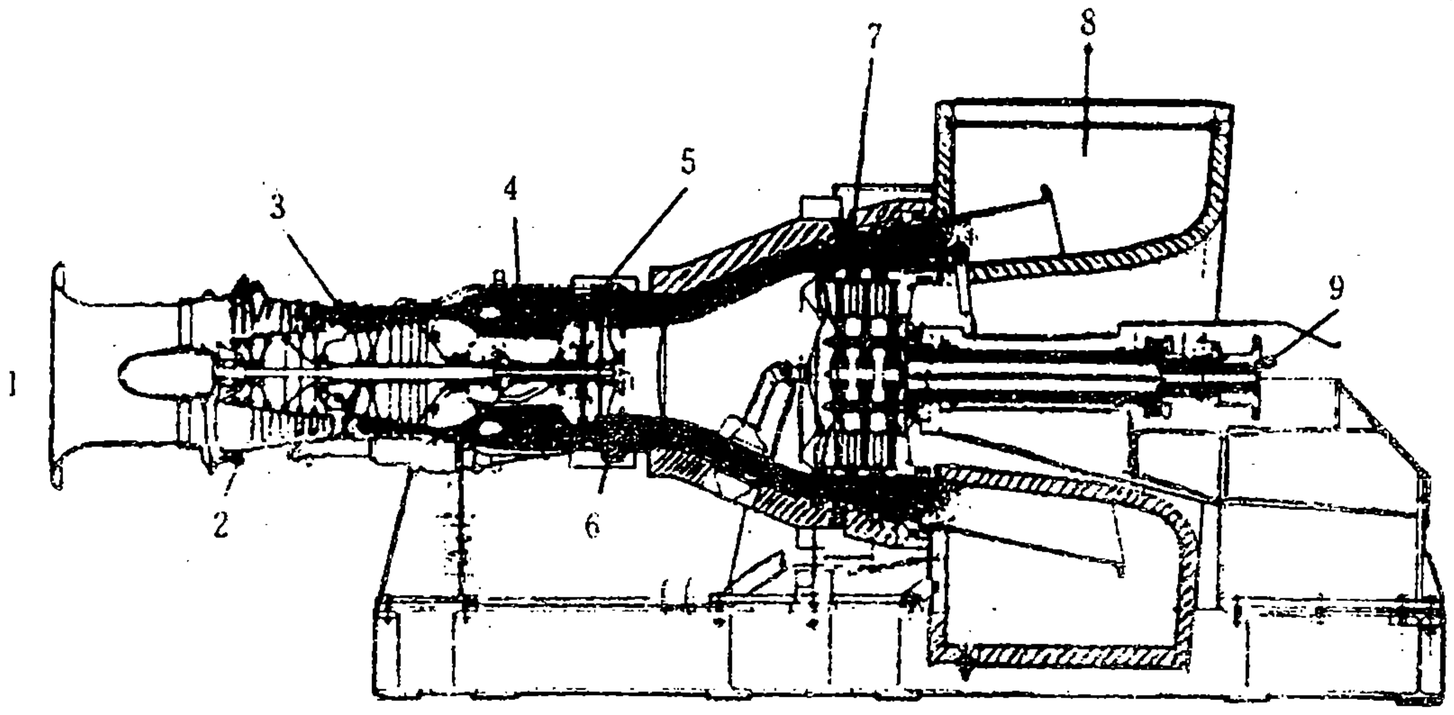


图1-7　航机改型的地面燃气轮装置

1．进气口；2．5级低压压气机；3．7级高压压气机；4．环管燃烧室；5．单级高压涡轮；6．低压涡轮；7．3级动力涡轮；8．排气管；9．交流发电机连轴器安装边

四、涡轮风扇发动机

最简单的涡扇发动机是将动力涡轮的工作叶片，向外延伸形成风扇叶片（图1-8），

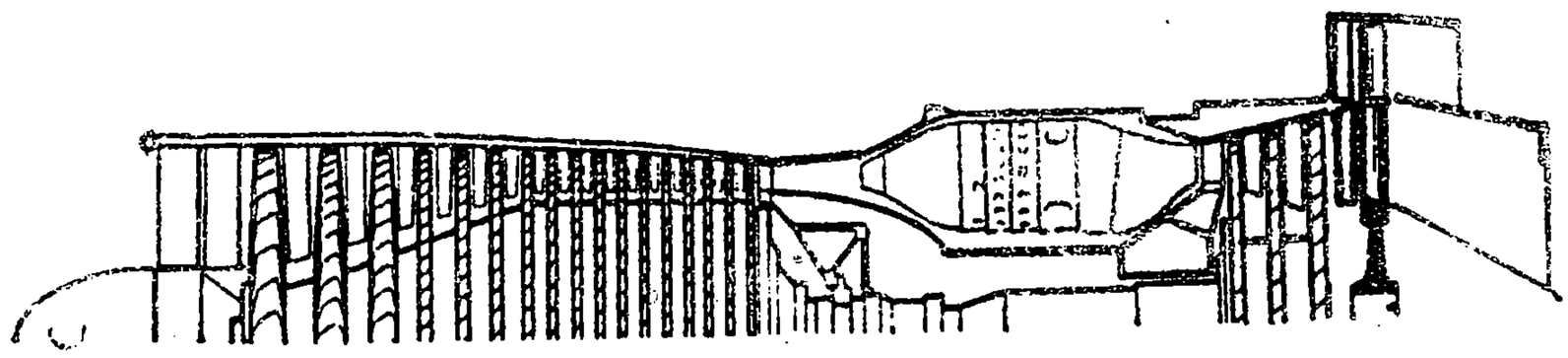


图1-8　涡轮后风扇发动机

工作时，风扇驱动围绕燃气发生器外壳的空气向后流动，产生外函气流的推力；燃气则由动力涡轮后的尾喷管排出，也产生一部分推力，这种发动机称为涡轮后风扇发动机。由于风扇叶片与涡轮叶片作为一体，不仅制造涡轮叶片的贵重的高温合金浪费较大，加工困难，而且风扇的增压比受到限制，使性能不好，因而未得到广泛推广应用。目前应用最为广泛的是前风扇的方案，即动力涡轮的传动轴通过燃气发生器转子中心，驱动外径比燃气发生器大的1级或几级称为风扇的叶片（实际上就是压气机叶片），如图1-9所示，流入发动机的空气在风扇中增压后，一部分由燃气发生器中流过，称为内函气流，一部分由围绕燃气发生器外壳的外环中流过，称为外函气流，发动机推力由内、外函气流分别产生的

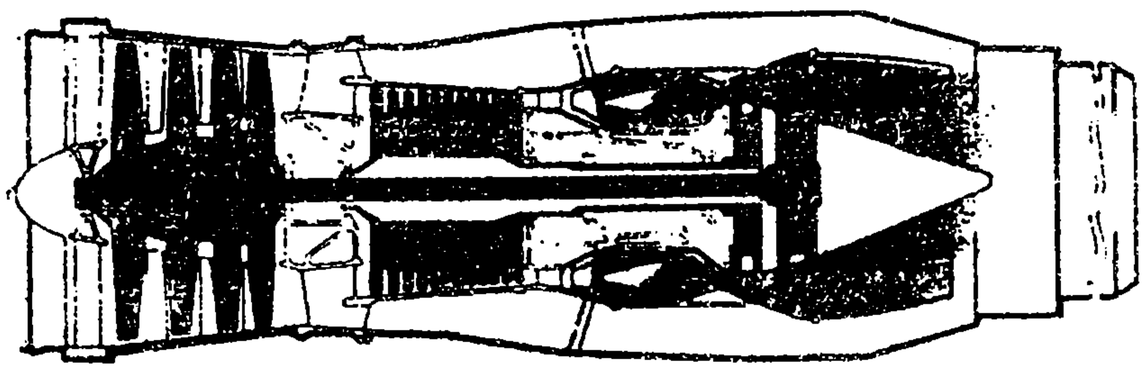


图1-9　涡轮风扇发动机

推力组成，外函、内函空气流量之比称为流量比或函道比。涡扇发动机具有耗油率低、起飞推力大、噪音低、迎风面积大等特点。本世纪60年代中期被旅客机、轰炸机广泛采用。70年代，在发展了先进性能的燃气发生器后，研制了带加力燃烧室的低流量比涡扇发动机，作为空中优势战斗机的动力。这种发动机的推重比为7～8，F100、F404、RB199为这类发动机的代表。目前已为90年代以后的歼击机，研制新的、推重比约为10一级的加力涡扇发动机，图1-10所示的M88发动机即为一例。图1-11示出的EJ200发动机是

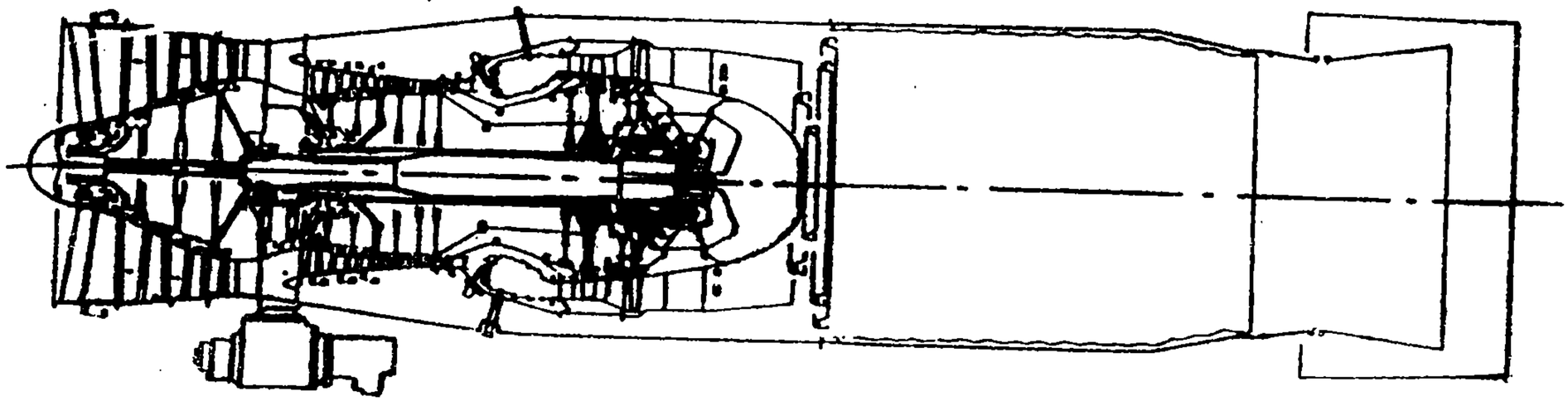


图1-10　M88加力式涡扇发动机

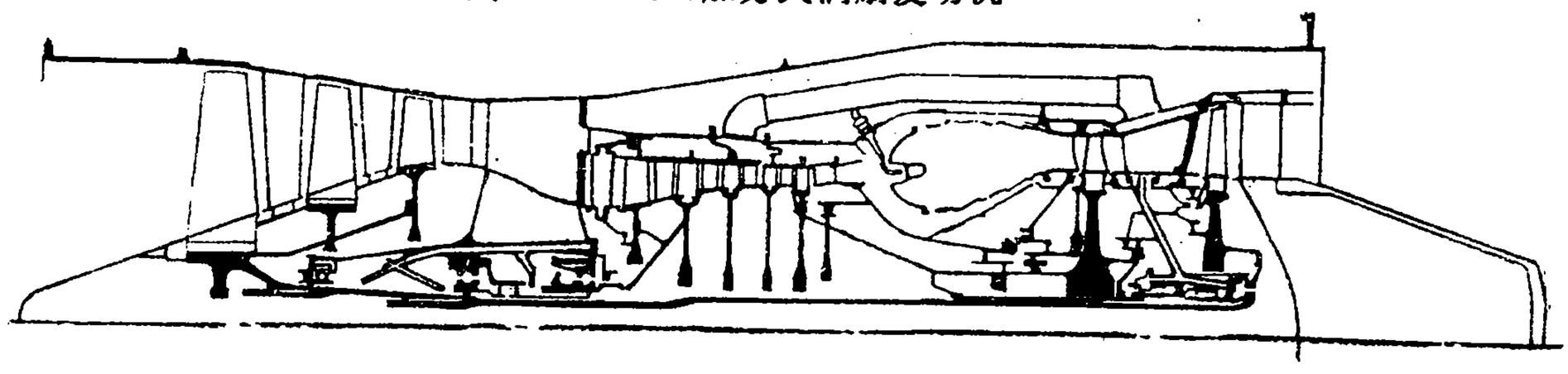


图1-11　EJ200加力式涡扇发动机

欧州几国共同为新一代欧州战斗机EFA研制的低流量比涡扇发动机，它的加力推力约为90kN，发动机结构简单，压气机、风扇的级数少，整台发动机的零件目数较少。

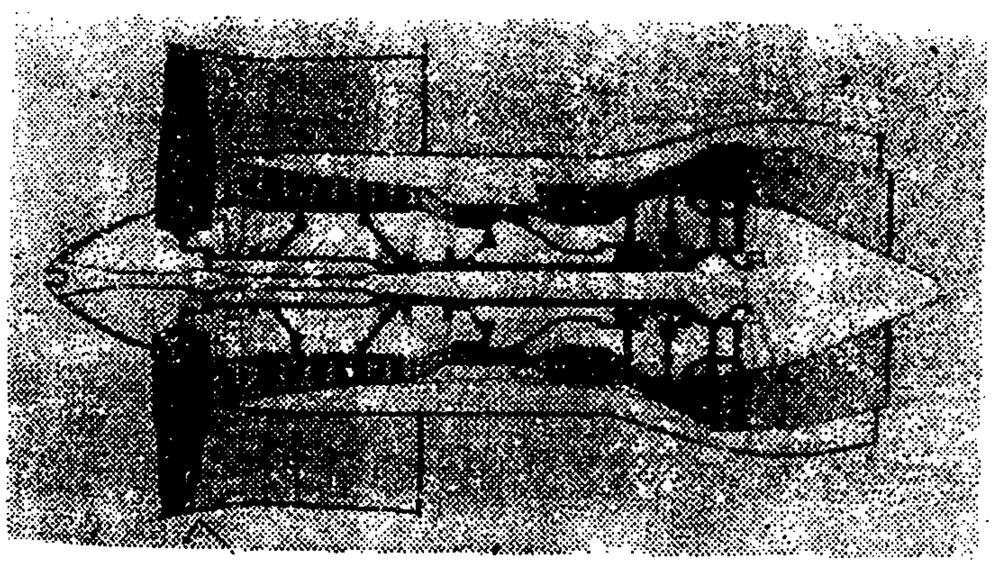


图1-12　RB211大流量比涡扇发动机

另方面，在60年代后期，发展了大流量比（5～8）的涡扇发动机，它的耗油率比一般小流量比涡扇发动机低1/3，推力高达180～250kN（约18 000～25 000公斤），用于大型宽机身旅客机及战略远程巨型运输机上，在这类发动机中，有JT9D、RB211、CF6等。图1-12示出了RB211发动机的简图。在这类发动机的基础上，于70年代后期又衍生发展了一些推力较小的大流量比发动机，如CFM56、PW2037、RB211-535等。80年代中期，又发展了性能更先进的大流量比、大推力的涡扇发动机。它们的耗油率比原来的CF6、RB211、JT9D要低15%左右，零件数目少1/3左右，耐久性与可维护性更好，推重比提高。属于这类发动机的有CF6-80C2、PW4000、V2500等，前者已于1985年投入使用，后两者将于90年代初期投入使用。图1-13示出的PW4000发动机是美国普·惠公司发展的、推力为213.5～267kN、流量比为4.85的涡扇发动机。图1-14示出的V2500发动机是美国、英国、日本；意大利、西德五国共同研制的、推力约为110kN、流量比为5.8的涡扇发动机。

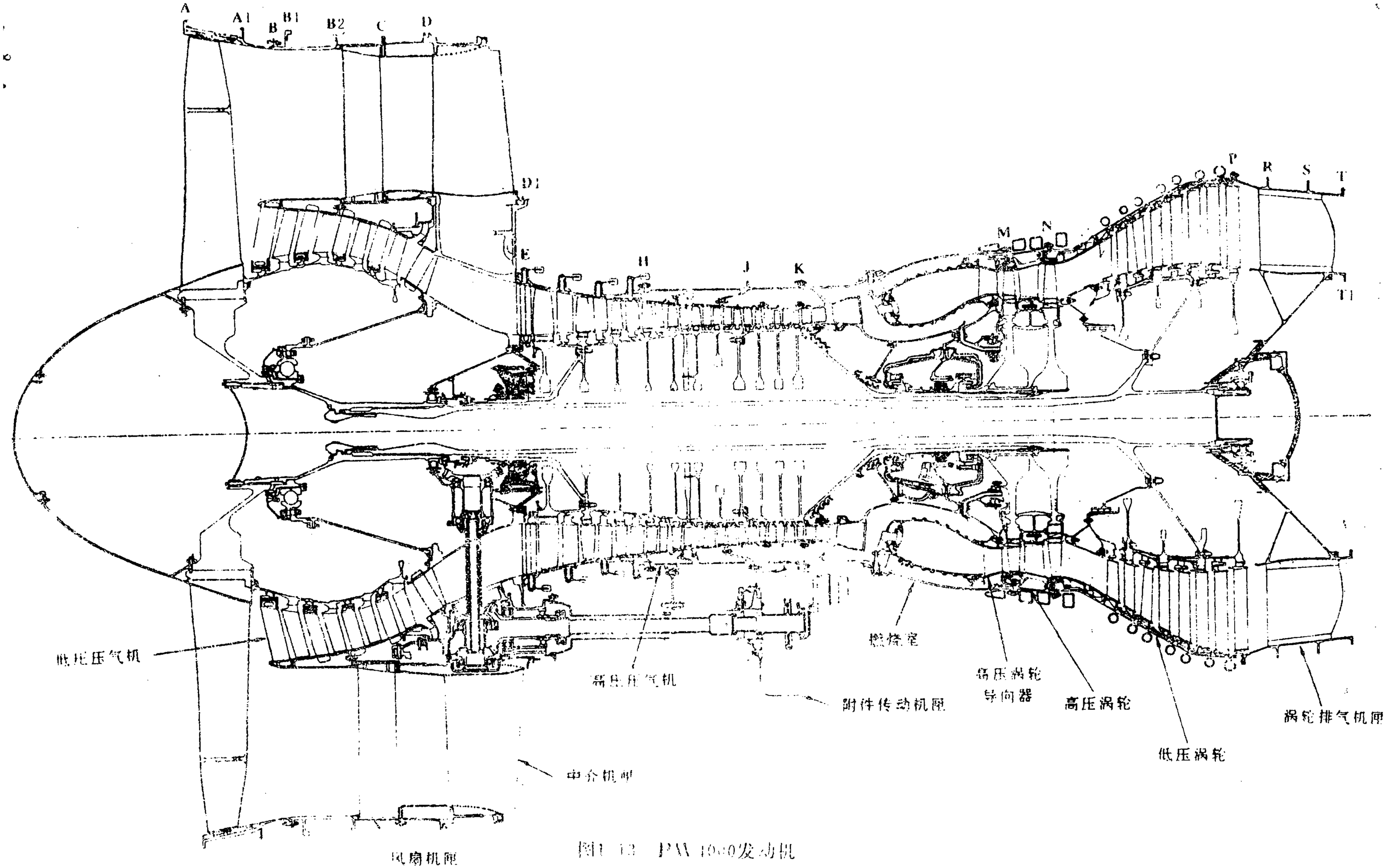


图1-13 PW 4000发动机

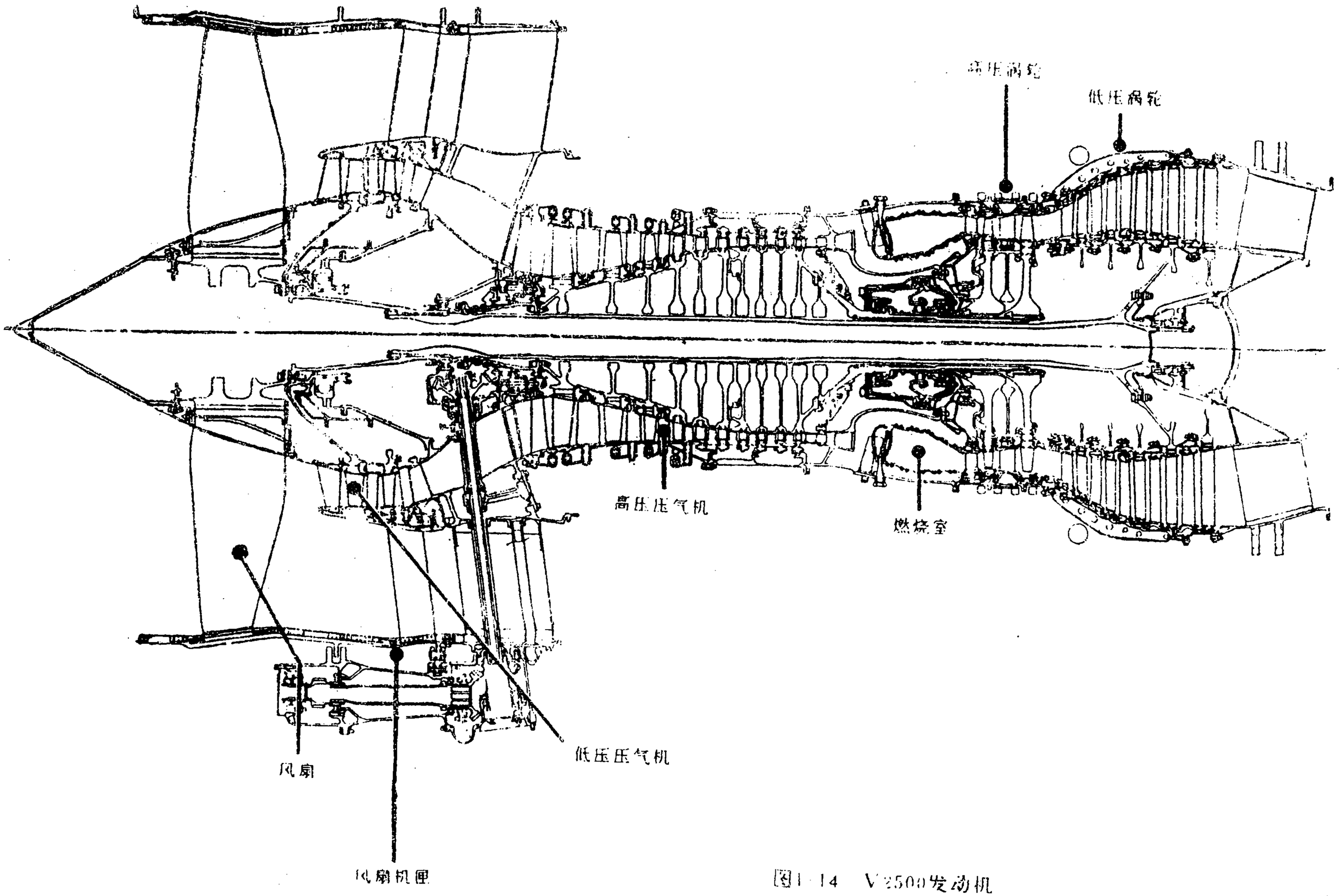


图1-14 V2500发动机

五、螺桨风扇发动机（简称桨扇发动机）

这是80年代开始发展的一种新型、节能发动机，有时称无函道风扇（UDF）发动机或超高流量比（VHB）涡扇发动机，将作为90年代新型客机如波音7J7、MD-87、MD-91X等飞机的动力。它的特点是兼有涡扇与涡桨发动机两者的长处，即比现有的涡扇发动机省油，经济性接近涡桨发动机的水平，又可以接近涡扇发动机的飞行M数巡航。据美国普-惠公司的资料，该公司从50年代发展的JT3C涡喷发动机到80年代后期发展的PW4000发动机，耗油率约降低了40%，而由PW4000到将在2000年后定型的先进桨扇发动机，耗油率可降低40%。又据美国通用电气公司报导，该公司研制的并已于1986年开始进行试车的UDF发动机，耗油率比该公司最新的CFM56-5低25%。桨扇发动机采用了宽弦长、大后掠的多片桨叶，不仅缩小了桨叶直径，而且也提高了在大飞行M数下的巡航效率，例如，常规螺旋桨发动机的巡航M数不超过0.6～0.7，而桨扇发动机在M数为0.8～0.85内仍有较高的螺旋桨效率。

桨扇发动机结构设计中，按螺旋桨位于发动机的位置可分为，置于前方的拉进式及置于后方的推进式两种（图1-15）；按桨叶排数可分为，单排的及双排对转的，图1-15中两种

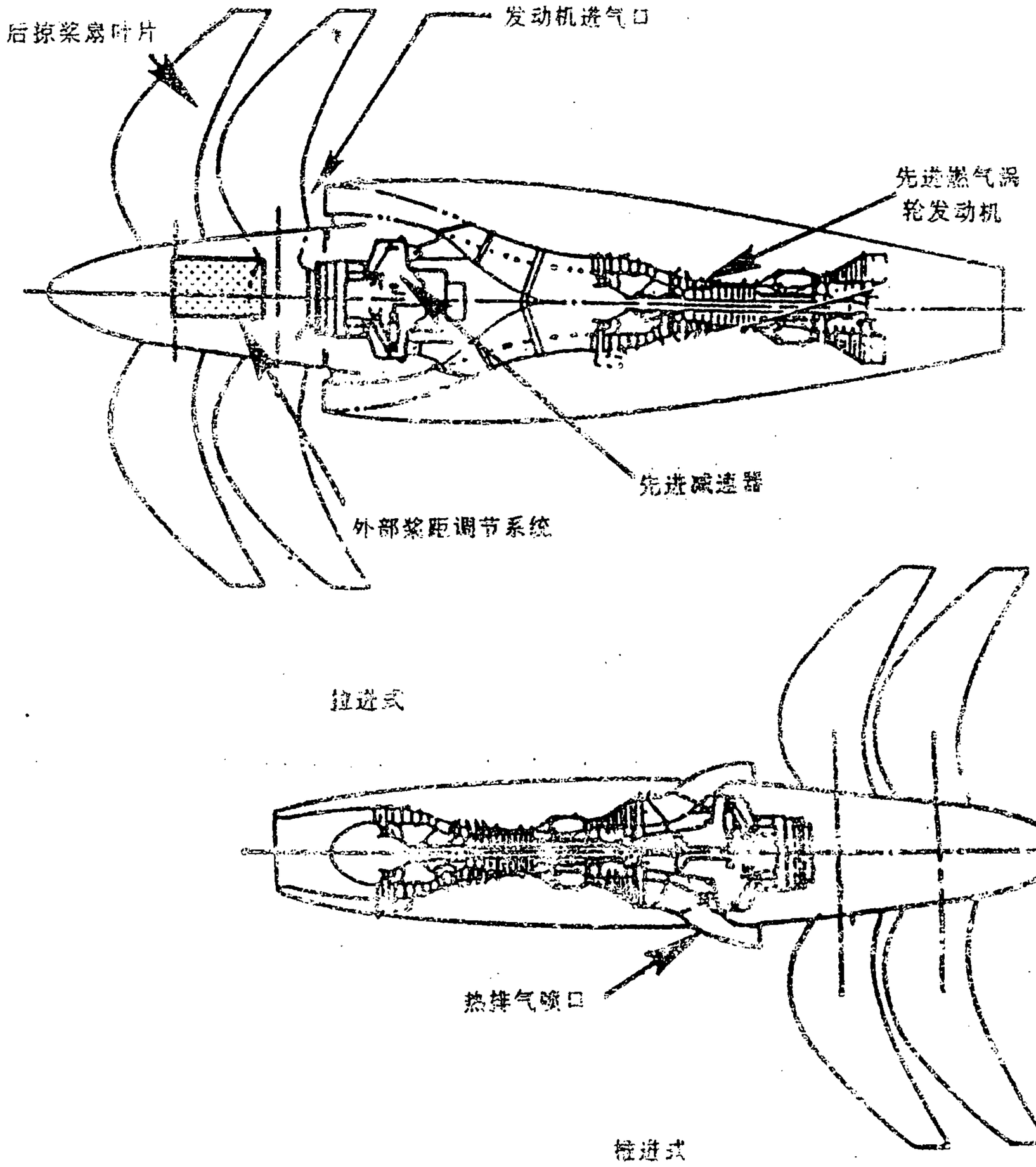


图1-15　拉进式与推进式桨扇发动机

方案全为双排对转的；按有无减速器又可分为，桨叶是通过减速器由动力涡轮驱动的（图1-15），以及不带减速器、双排桨叶分别由动力涡轮转向相反的各级导向器叶片及各级工作叶片直接传动（图1-16）。在最后这两种方案中，前者要解决传动功率大（约14 900～22 370千瓦）的减速器，但桨叶与动力涡轮均能工作于最佳的转速下，效率高；对于直接传动方案，虽然没有减速器，但要将导向器叶片与工作叶片设计成对转的涡轮也是很复杂的。目前两种方案均有采用的。

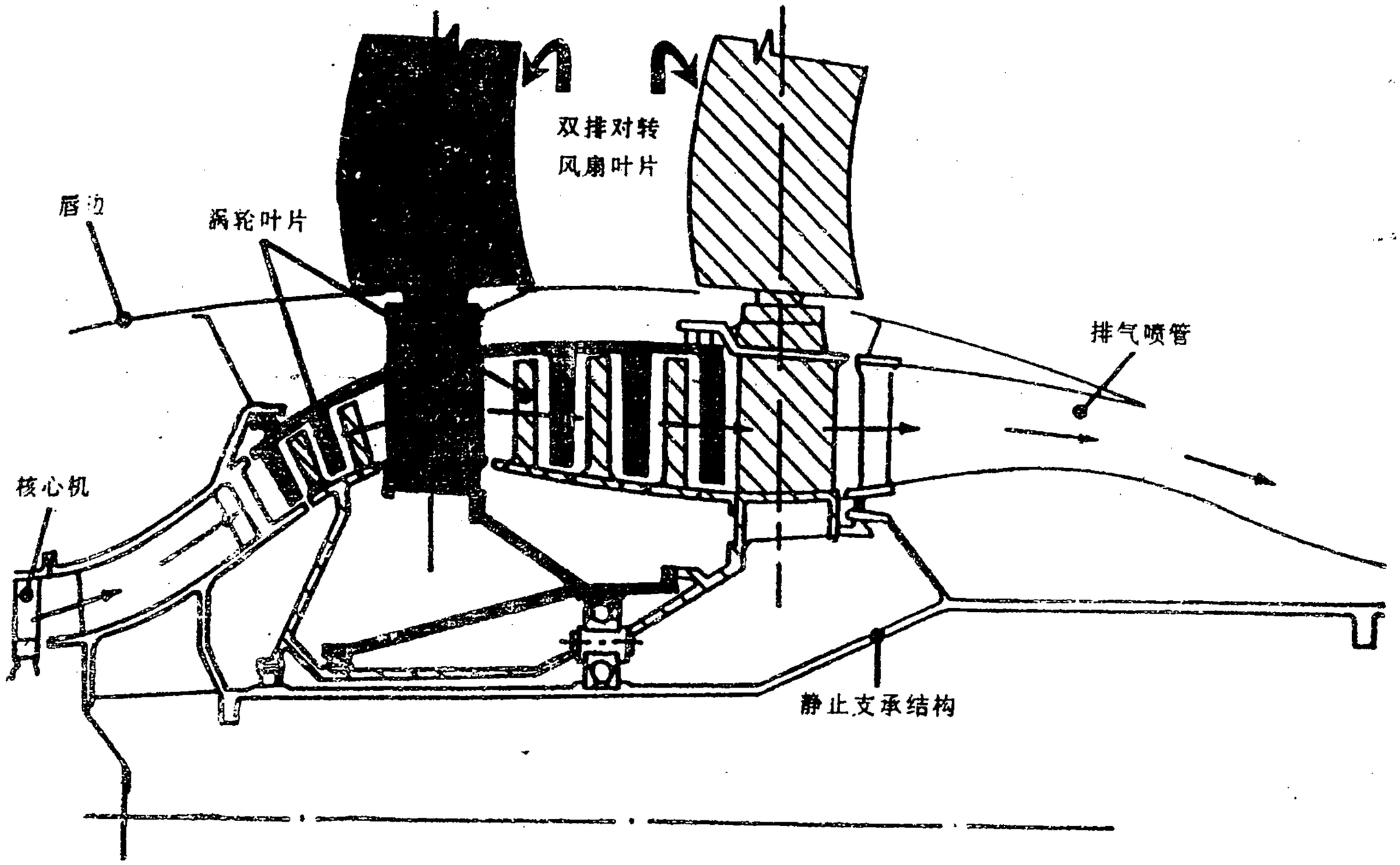


图1-16　直接传动式对转桨扇发动机

第三节　航空燃气涡轮发动机发展概况

自1937年4月13日世界第1台涡轮喷气发动机进行地面台架试车以来，经过近半个世纪的历程，航空燃气涡轮发动机经历了几个发展阶段，到目前，不仅品种齐全，机型繁多，而且性能达到了较高的水平，基本上满足了各类飞机发展的要求，同时也促使了飞机性能的不断提高，对飞机的发展作出了较重要的贡献。例如，只是在有了带加力燃烧室的涡喷发动机后，载人的实用飞机才能突破音速、超过音速；推重比为8左右的加力式涡扇发动机的出现，促使了高性能的格斗战斗机的发展与投入使用；高推力、低耗油率的大流量比涡扇发动机的研制成功，使得远程巨型战略运输机以及洲际大型宽机身客机得以实现。

在燃气涡轮发动机发展过程中，首先出现的是涡轮喷气发动机。涡轮喷气发动机的进气量大，进气、压缩、燃烧、膨胀、排气五个过程是同时进行的，即作功是连续的；而活塞式发动机的进气量小，在一个循环中，进气、压缩、燃烧、膨胀、排气五个过程是逐次进行的，即作功是断续的，而且循环中最高温度只是在燃烧过程的瞬间出现，即最高温度也是

陆续出现的。因此，涡轮喷气发动机作功能力比活塞发动机大很多，而且喷气发动机本身就是推进器，不像活塞发动机需用限制飞行速度的螺旋桨作推进器。由于具有这些有利条件，所以当涡轮喷气发动机出现后，很快就使飞机的飞行速度、飞行高度得到大幅度的提高，特别是使飞机突破了音障，飞行速度超过了音速。经过半世纪后，涡轮喷气发动机在今天仍然是航空飞行器的一种主要发动机，例如目前我国生产的几种歼击机、强击机、轰炸机，采用的都是国产涡轮喷气发动机。

涡轮喷气发动机虽然具有推力大，重量轻，能适应高速高空飞行的特点，但它的经济性能却较差。这是因为它的大推力是由高速喷出高温燃气而得到的，这就不可避免地要将大量本来可用的热能与动能排出发动机外，造成能量损失，使耗油率变大。为此，在50年代初发展了耗油率较小的涡轮螺旋桨发动机。由于它采用了螺旋桨作推进器，使这种发动机只适用于低于音速的飞机，一般飞行M数约在0.6～0.7。另外，由于螺旋桨与减速器的限制，功率也不可能太大。50年代中发展的中、小型旅客机、运输机大多采用这种发动机作为动力。

50年代末，出现了小流量比的涡轮风扇发动机，它的性能介于涡喷与涡桨两种发动机间，而且噪声较低。60年初新研制的旅客机，很多都采用它作为动力。而原来采用涡喷发动机作动力的飞机，例如波音707旅客机、B52轰炸机等也很快地换装了涡扇发动机，使这些飞机的性能得到较大的改善。

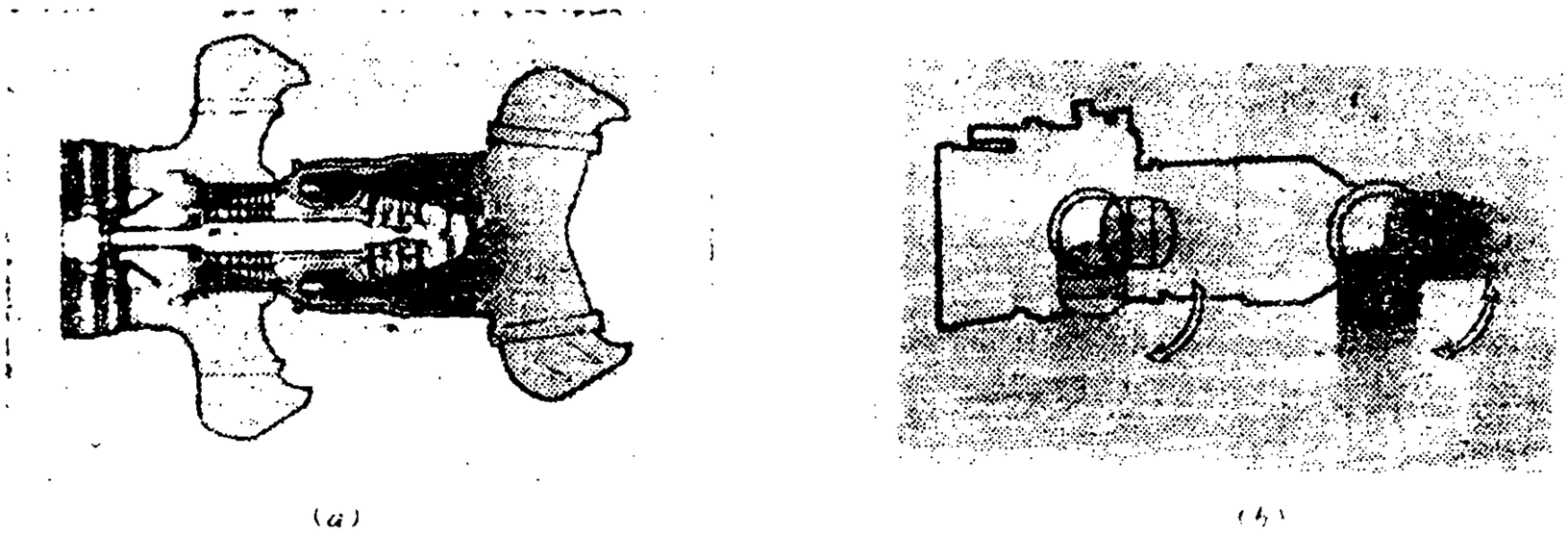
由于涡轮风扇发动机有内、外两个函道，迎风面积大，所以在涡扇发动机发展初期，普遍认为很难在高速歼击机上应用这种发动机。但是，当采用了各种新技术而研制的带加力燃烧室的高推重比涡扇发动机在60年代后期出现后，彻底地改变了人们对涡扇发动机的偏见。此后，西方各国新研制的高性能歼击机都采用了加力式涡扇发动机作为动力。与此同时，为满足发展巨型远程运输机、宽机身旅客机的需要，西方三家主要研制发动机的厂家，研制成功了具有三高指标（高流量比、高增压比、高涡轮前燃气温度）的大推力、低耗油率的大流量比涡轮风扇发动机，它们是：CF6、RB211、JT9D。这些发动机推力在76.5kN～245kN（18 000～25 000公斤），耗油率比小流量比涡扇发动机的低1/3左右。

高推重比的加力式涡轮风扇发动机以及大流量比涡轮风扇发动机的研制成功并投入使用，意味着航空燃气涡轮发动机发展到一个具有较高技术水平的崭新阶段。

另方面，从20世纪50年代末起，为促使垂直/短距起落（VTOL/STOL）飞机的发展，曾研制过多种用于VTOL/STOL的动力装置，但最终达到实用阶段的仅有两类，即升力发动机与推力换向发动机。前者是以多台发动机垂直地装在机身或机翼内，供起飞、着陆时产生向上的升力；起飞后，由专门的推进发动机产生向前的推力。由于正常飞行时，升力发动机不工作，成为飞机的死重，所以要求发动机的推重比大，曾研制过推重比达到20甚至大于20的升力发动机，但真正达到实际使用水平的是RB162-81升力发动机，它的推重比为16。由于采用升力-推力复合式动力装置的垂直/短距起落飞机的操纵性不好，以及其它一些技术问题难以解决，因而RB162-81升力发动机并未投入使用，只是后来利用它推重比大的特点，进行某些改动后，作为三叉戟客机的助推发动机。改型为助推用的发动机命名为RB162-86，推重比为16。

推力换向的发动机是在发动机上装上可转动的喷口，当喷口朝下时，产生向上的升力，当喷口转向后方时，产生向前的推力，以满足垂直/短距起落飞机起降与平飞时的不同

要求，英国研制的垂直/短距起落“鹞”式战斗机的动力装置“飞马11”即为可转喷口的涡扇发动机（图1-17（a））。飞马11是目前投入使用的唯一的可转喷口发动机。该发动机的两个转子转向相反，在风扇出口处与燃气出口处各装有2个可转喷口，图1-17（b）是喷口转向的示意图。



(a)　　(b)

图1-17　可转喷口涡扇发动机

进入20世纪80年代后，航空燃气涡轮发动机的研制工作，主要集中于：进一步提高部件性能，扩大发动机的稳定工作范围，减少零、组件数目，提高发动机工作的可靠性，延长发动机寿命，提高发动机的推重比，降低耗油率，减少发动机性能衰退率等。为此，发展并充实了一些先进技术，推广采用了其它领域中的一些最新成就。例如，在压气机、涡轮部件中，广泛应用了考虑粘性影响的三元流技术；压气机中采用先进的可控扩散度叶型，压气机叶片采取前、后缘顶部及根部局部弯曲技术，风扇叶片采用大展弦比的夹心结构，涡轮叶片采用比较复杂的先进冷却技术；在燃烧室中采用机械加工的短环形火焰筒，先进的气动喷咀，叶栅进口突扩式扩压器；在材料方面，涡轮叶片采用单晶叶片，粉末冶金的轮盘及非金属复合材料也已采用较多；工艺上，压气机转子、涡轮转子采用焊接的，焊接方法有电子束焊与惯性摩擦焊，燃烧室内、外机匣与叶栅式扩压器铸造成一整体，铸、焊结合使用使复杂形状的机匣作成一个单件等；压气机与涡轮中，采用主动间隙控制技术燃油调节器采用全功能数字式电子调节器等。估计到本世纪80年代末、90年代初投入使用的发动机，零件数将显著下降，寿命与可靠性大大提高，推重比与耗油率均有较大的改善。

第二章　典型总体结构与受力分析

第一节　典型总体结构

现代航空燃气涡轮发动机一般均由下列部件组成：压气机、燃烧室、涡轮、尾喷管及附件系统。在涡轮螺旋桨及涡轮轴发动机中，除上述部件外，还常常有减速器部件；在军用的涡喷和涡扇发动机中，往往在尾喷管前装有加力燃烧室，相应的尾喷管则改为可调节的尾喷管。

图2-1是一台典型的单转子涡喷发动机。它是由8级轴流压气机、14个火焰筒的联管式燃烧室、双级涡轮及收敛形的尾喷管等主要部件所组成的。

压气机是由转动的工作轮盘与叶片组成的转子和静止不动的机匣与整流叶片组成的静子两部分所构成的。转子支承在前后两个支点上，前支点为一个滚棒轴承，承受转子的径向力；后支点为并列的两个滚珠轴承，除承受径向力外，还承受整个转子的轴向力。

涡轮也是由转子和静子两部分组成。涡轮转子后端用滚棒轴承支承，前端靠球形联轴器与压气机转子连接，作为前支承点。涡轮的轴向力也靠联轴器传到压气机后滚珠轴承上。联成一体的压气机转子和涡轮转子称为发动机转子，此转子总共有三个支点。

燃烧室装在压气机与涡轮之间，由传力的内、外壳体（机匣）及火焰筒组成。

涡轮的静子机匣通过燃烧室外壳体与压气机静子机匣连接在一起，形成发动机的受力壳体。作用于发动机的外传力，均通过此壳体传给发动机安装节，最后传给飞机。

图2-2是一台双转子涡轮风扇，内外函混合加力式发动机的简图。它由5级轴流式低压压气机（风扇）、12级轴流式高压压气机、10个火焰筒的联管式燃烧室、2级高压涡轮、2级低压涡轮、排气混合器和外函道、加力燃烧室以及无级可调节的尾喷管等主要部件所组成。

风扇（或称低压压气机）转子靠中介轴和联轴器与涡轮转子相连，由低压涡轮带动，组成发动机的低压转子，此转子支承在四个支点上。其中，中介轴承为一个滚珠轴承，其它支点的轴承都是滚棒轴承。高压压气机转子借高压联轴器与高压涡轮相连，由高压涡轮带动，组成发动机的高压转子，支承在三个支点上。其中高压压气机后支承是滚珠轴承，高、低压转子的轴向力都通过这个轴承外传到承力机匣上，再传到发动机安装节。

气流经过风扇增压后，分为两路，分别进入内、外函道。外函气流经过外函道与排气混合器以后与内函道气流掺混，掺混后的气流在尾喷管内膨胀并高速排出。当开加力时，混合气流在加力燃烧室中进一步燃烧，然后排出。为了适应发动机各种工作状况，采用了可调节的尾喷管。

图2-2中还示出了发动机在标准大气条件下，最大工作状态及加力工作状态时，气流参数沿流程的变化情况。

在燃气涡轮发动机上，除了上述发动机主要部件外，还有许多附件系统来保证发动机的正常工作，最主要的附件系统有：燃油系统、滑油系统、起动系统等。这些系统中有许

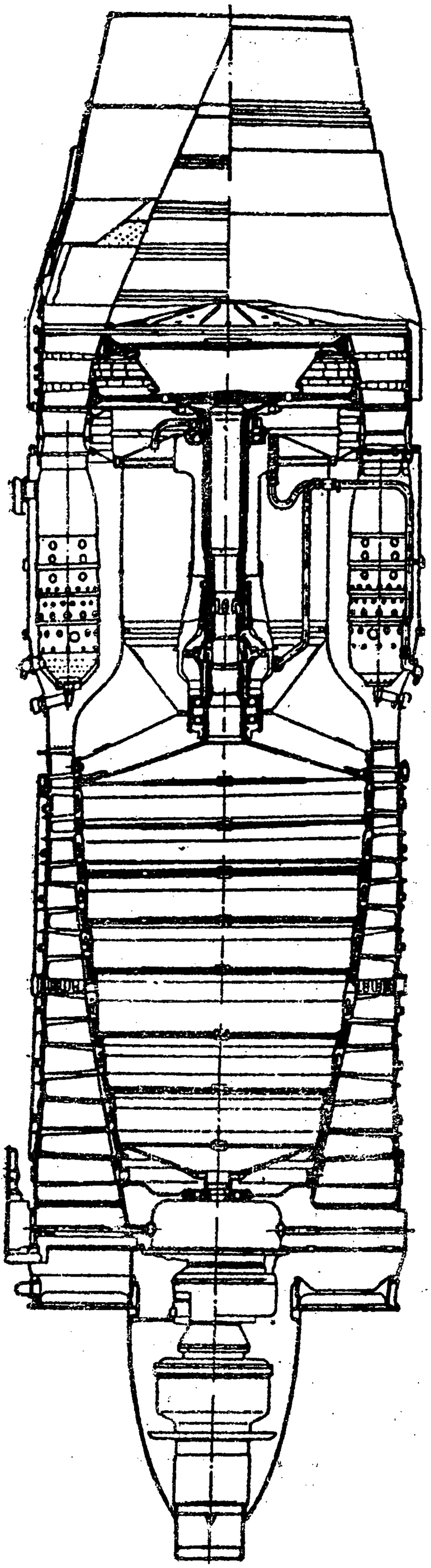
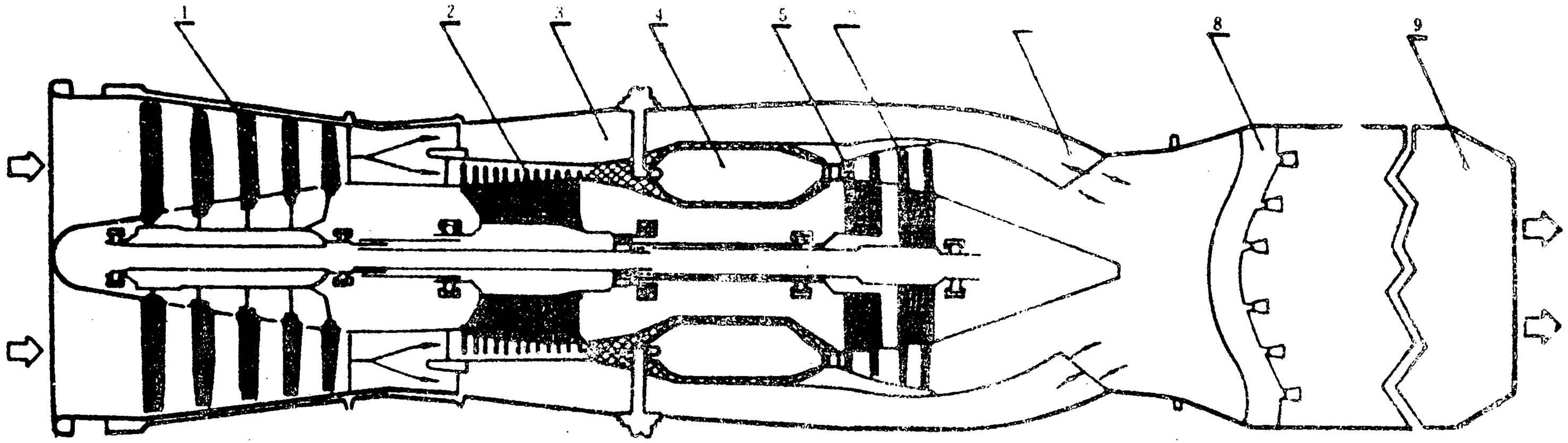


图2-1　典型的单转子涡喷发动机



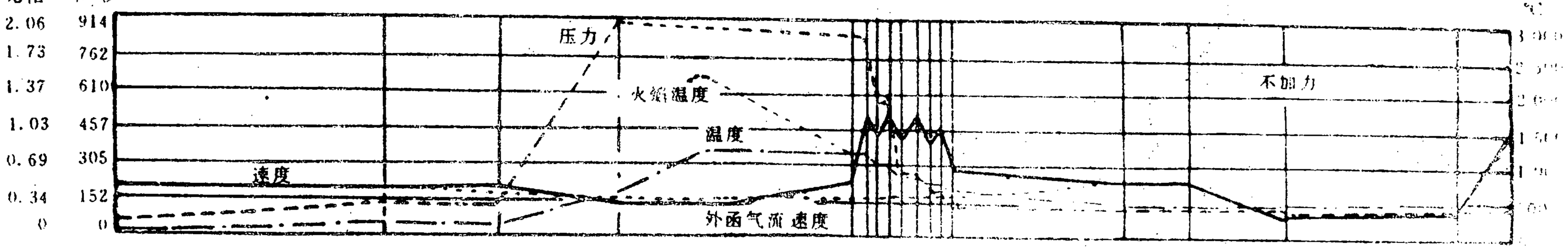


图2·2　双转子涡轮风扇发动机及气流参数沿流程的变化图

1．低压压气机（风扇）；2．高压压气机；3．外函道；4．联管燃烧室；5．高压涡轮；6．低压涡轮；7．排气混合器；8．加力燃烧室；9．可调节的尾喷管

多附件都需要由发动机带动，另外还有些飞机附件也需要由发动机带动，因此发动机上还要有附件传动装置。

第二节　作用在各主要零、组件上的负荷

发动机工作时，在所有的组合件和零件上都作用着各种负荷。根据这些负荷的性质可以分为以下三类：

（1）气体负荷：气体在发动机中流动时，由于速度、压力、方向变化而作用在与其接触的零、组件上的力和力矩。

（2）质量负荷：如零件的重力，转子旋转、零件振动或飞机作机动飞行时在零、组件上所产生的惯性力及惯性力矩。

（3）温度负荷：由于零、组件受热不均，或相邻各零件材料不同（线膨胀系数不同），受热后膨胀受到约束时而产生的热应力。

这些负荷中，有一些是在零件或组件中互相抵消而不传出去的（如转子旋转的离心力，轮盘的热应力、气体的径向力等）；有些虽然传给相邻的组件或零件，但在发动机内部抵消不传给飞机（如部分轴向力及扭矩）；有些则通过相邻零件传递，最后传到飞机上去（如大部分的轴向气体力及惯性力）。

在发动机设计中，要搞清楚发动机中哪些零件是主要受力零件，受哪些负荷，哪些是传力零件，哪些是不传力件，以便进行零件的受力分析、计算和设计。

下面主要分析作用在零、组件上的气体轴向力、气体力矩（扭矩）、惯性力及惯性力矩。

第三节　气体轴向力和发动机的推力

发动机中形成气流通道的各零、组件上都作用有气体力。通道以外，凡与气体相接触的零件表面也都作用有气体力。作用在发动机机匣外表面上的气体轴向力算在飞机的阻力中，由飞机的气动力计算考虑。此处只考虑作用在发动机机匣内部的气体轴向力。

计算气体轴向力的原始数据是由发动机热力计算及部件气动计算得来的。通过这些性能计算，可以得到发动机气流流动部分特征截面处的气体压力和速度。一般是在发动机的最大工作状态或某些选定的飞机飞行状态下来计算轴向力的。

气体轴向力的计算可以分为气体静力和气体动力两部分。气体静力等于所计算截面的气体压力和该截面面积的乘积；而气体动力则可以按动量方程式间接求出。

轴向力的方向取与发动机推力相同的方向为正。

一、几种典型组合件上作用的气体轴向力的计算

（一）进气装置上气体轴向力的计算

图2-3所示为一进气装置简图，气流由前向后流动，则

气体静力　　$P_s = p_2F_2 - p_1F_1$

气体动力　　$P_d = m(w_2 - w_1)$

式中　　F_1、F_2 —— Ⅰ、Ⅱ两截面（直径分别为D_1、D_2）上气体所作用的横截面积；

p_1、p_2——Ⅰ、Ⅱ两截面上的气体静压力；

w_1、w_2——气体在Ⅰ、Ⅱ截面处的流速；

m——质量流量。

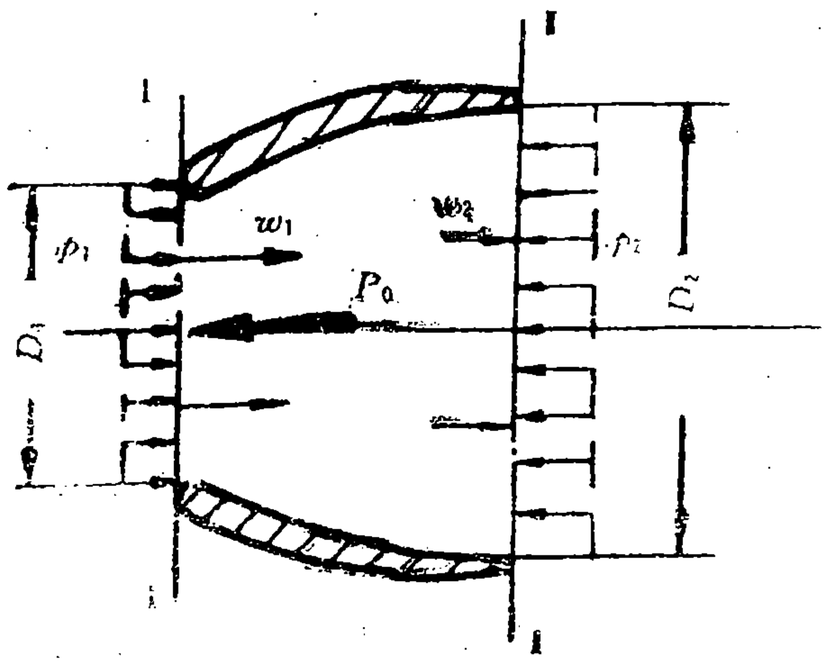


图2-3 进气装置上气体轴向力计算图

进气装置上总的气体轴向力为

$$P_0 = P_s + P_d = p_2F_2 - p_1F_1 + m(w_2 - w_1)$$

其方向指向前（为正）。

（二）加力燃烧室上作用的轴向力

带尾喷管的加力燃烧室的轴向力的计算可以看成为一个扩散段和一个收敛段的轴向力的计算问题，而每一段又可以按前述进气装置（直流管道）的轴向力的计算方法来进行。

如图2-4所示，发动机加力燃烧室的进口截面为1-1，中间截面为2-2，排气出口截面为3-3；各截面的面积分别为F_1、F_2、F_3；气流的静压力分别为p_1、p_2、p_3；流速为w_1、w_2、w_3；流过加力燃烧室的燃气质量流量为m。

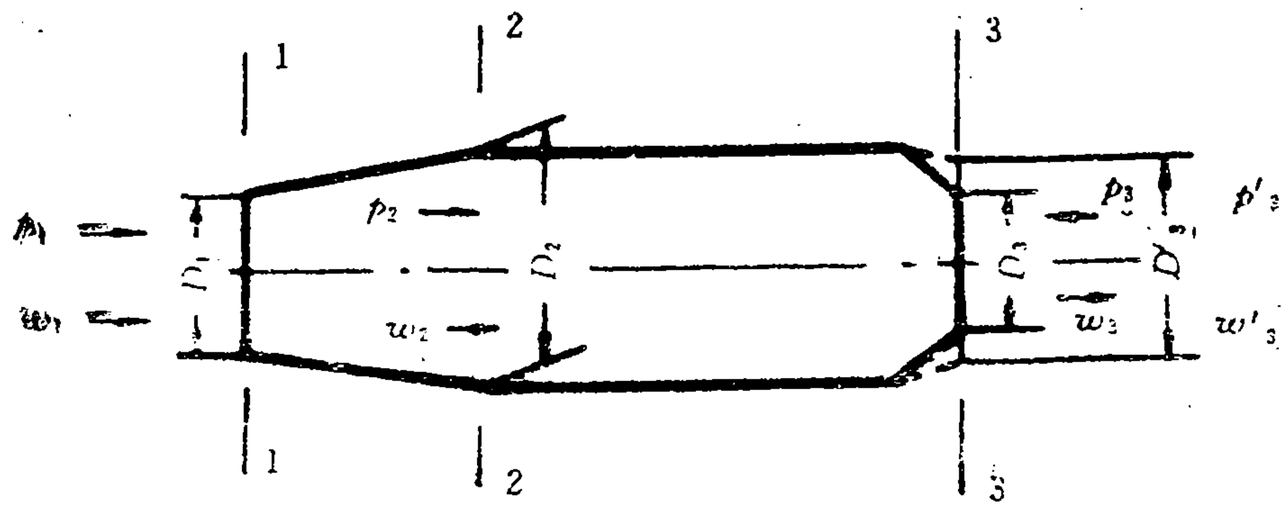


图2-4 加力燃烧室管壁上作用的轴向力计算简图

1-2段管壁上作用的轴向力为

$$P_1 = p_2F_2 - p_1F_1 + m(w_2 - w_1)$$

2-3段管壁上作用的轴向力为

$$P_2 = p_3F_3 - p_2F_2 + m(w_3 - w_2)$$

总轴向力则为两者的代数和：

$$P = p_3F_3 - p_1F_1 + m(w_3 - w_1)$$

为了说明此轴向力的方向及发动机开加力与不开加力时轴向力的变化情况，下面举出一台发动机的实际数据进行计算。

发动机加力燃烧室的简图如图2-4所示。三个截面上的参数如下（上标带“’”是指开加力后的数据）：

$F_1 = 0.355\text{m}^2$，$F_2 = 0.387\text{m}^2$，$F_3 = 0.213\text{m}^2$，$F_3' = 0.290\text{m}^2$，

$w_1 = 213.36\text{m/s}$，$w_2 = 198.12\text{m/s}$，$w_3 = 609.6\text{m/s}$，$w_3' = 762.0\text{m/s}$，

$p_1 = 137.9\text{kPa}$，$p_2 = 172.4\text{kPa}$，$p_3 = 41.4\text{kPa}$，$p_3' = 41.4\text{kPa}$

忽略开加力时发动机流量的变化，则开和不开加力时流量相同：

$$m = 73\text{kg/s}$$

开或不开加力时，1-2段参数相同，其轴向力为

$$P_1 = p_2F_2 - p_1F_1 + m(w_2 - w_1) = 172\,400 \times 0.387 - 137\,900 \times 0.355$$
$$+ 73(198.12 - 213.36) = 16\,651.78\text{N}(1\,697.982\text{kg})$$

2-3段的轴向力：

不开加力时

$$P_2 = p_3F_3 - p_2F_2 + m(w_3 - w_2) = 41\,400 \times 0.213 - 172\,400 \times 0.387$$
$$+ 73(609.6 - 198.12) = -27\,862.56\text{N}(-2\,841.14\text{kg})$$

开加力后

$$P_2' = p_3'F_3' - p_2F_2 + m(w_3' - w_2) = 41\,400 \times 0.290 - 172\,400 \times 0.387$$
$$+ 73(762.0 - 198.12) = -13\,549.56\text{N}(-1\,381.65\text{kg})$$

加力燃烧室的总轴向力：

不开加力时

$$P = P_1 + P_2 = 16\,651.78 - 27\,862.56 = -11\,210.78\text{N}(-1\,143.16\text{kg})$$

开加力时

$$P' = P_1 + P_2' = 16\,651.78 - 13\,549.56 = 3\,102.22\text{N}(316.33\text{kg})$$

从上面计算结果可以看出：带可调节尾喷管的加力燃烧室，不开加力燃烧室时总轴向力为向后11 210.78N(1 143.16kg)，而开加力后总轴向力变为向前3 102.22N(316.33kg)。由于开加力时与不开加力时加力燃烧室以前发动机各截面的气流参数不变（参看图2-2），因此，加力燃烧室总轴向力的变化即为全台发动机的总轴向力的变化，即开加力后此发动机推力增大14 313N（1 459.49kg)。而推力的增大实际上是由于2-3段向后的轴向力减小而造成的。

（三）叶轮上作用的气体轴向力

轴流式压气机和涡轮转子计算轴向力的方法相同。下面用单级涡轮转子的计算为例。

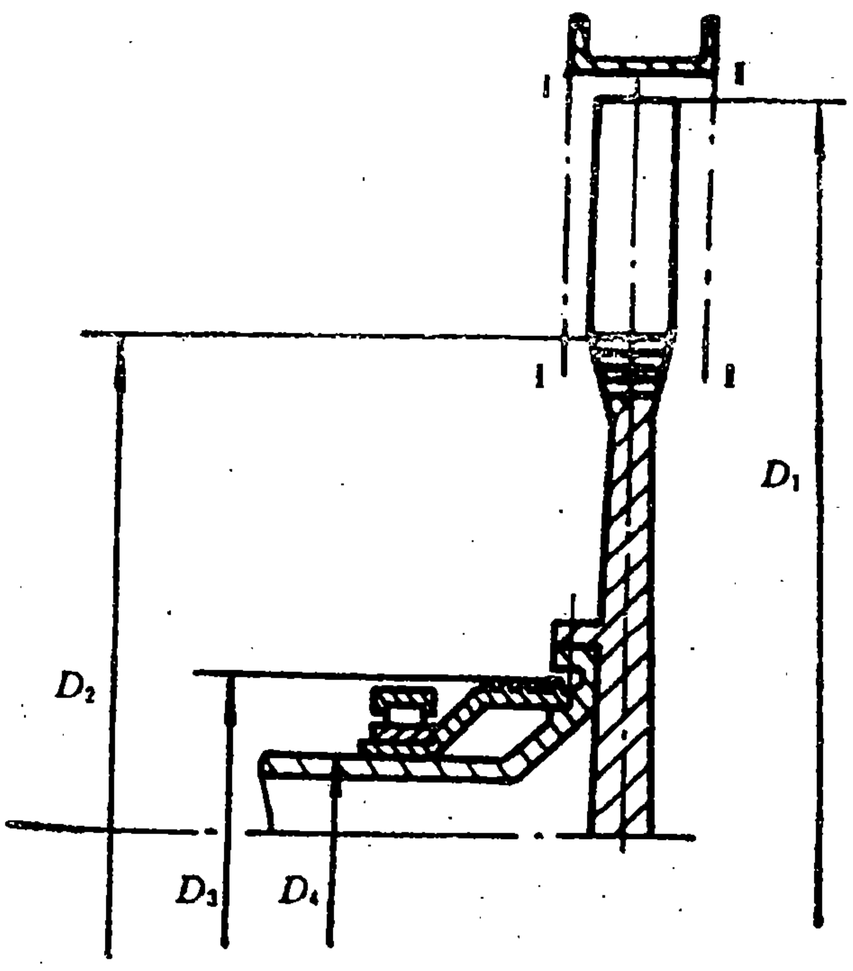


图2-5　涡轮转子的气体轴向力计算简图

计算轴向力时，不仅包括气流通道（即叶片前后）所作用的气体力，还应包括轮盘前后两侧各部分气体压力所产生的气体力。为此应按具体结构分成若干部分分别计算，然后再求转子的总轴向力。

图2-5所示的简图，可以分为四部分计算其气体总轴向力。

1．叶片上的轴向力P_1

已知Ⅰ-Ⅰ及Ⅱ-Ⅱ截面的气流参数及几何尺寸，则

$$P_1 = p_2F_2 - p_1F_1 + m(C_{2a} - C_{1a})$$

式中：p_1、p_2、C_{1a}、C_{2a}分别为涡轮进、出口截面（Ⅰ-Ⅰ、Ⅱ-Ⅱ）平均半径处气流的静压力和轴向分速；F_1、F_2分别为两截面的截面积，m为燃气流量。

2．盘前在直径D_3到D_2之间环面上的轴向力P_2

$$P_2 = \frac{\pi}{4}(D_2^2 - D_3^2)p_a$$

式中　p_a——冷却气的平均静压力。

3. 盘前在直径D_4到D_3之间环面上的轴向力P_3。

$$P_3 = \frac{\pi}{4}(D_3^2 - D_4^2)p_b$$

式中　p_b——该环腔的气体平均静压力。

4. 盘后端面的轴向力P_4

$$P_4 = \frac{\pi}{4}D_4^2 p_c$$

式中　p_c——盘后冷却气的平均静压力。

因此，单级涡轮转子总气体轴向力

$$P = P_1 - P_2 - P_3 + P_4$$

P一般为负值，表示与推力方向相反。

二、发动机各部件上气体轴向力的分布及转子轴向力的减荷

根据上述计算方法，可以计算出各组合件上的气体轴向力的数值和方向。各组合件上气体轴向力的代数和，就是发动机的推力。

图2-6给出了一台涡轮喷气发动机在地面标准工作状态时各组合件上轴向力的分布情况。可以看出，作用于压气机和涡轮转子上的轴向力都很大。如果这两个转子都单独通过各自的滚珠轴承来承受轴向负荷，则将分别承受509 946N（52 000kg）向前的轴向力及226 534N（23 100kg）向后的轴向力，而一般每个滚珠轴承约可承受9 806～19 600 N（1 000～2 000kg）的轴向力，因此，每个转子都要采用数十个轴承，这不仅使发动机重量增加，在结构上也是难以实现的。为此，在现代大、中型航空燃气涡轮发动机的设计

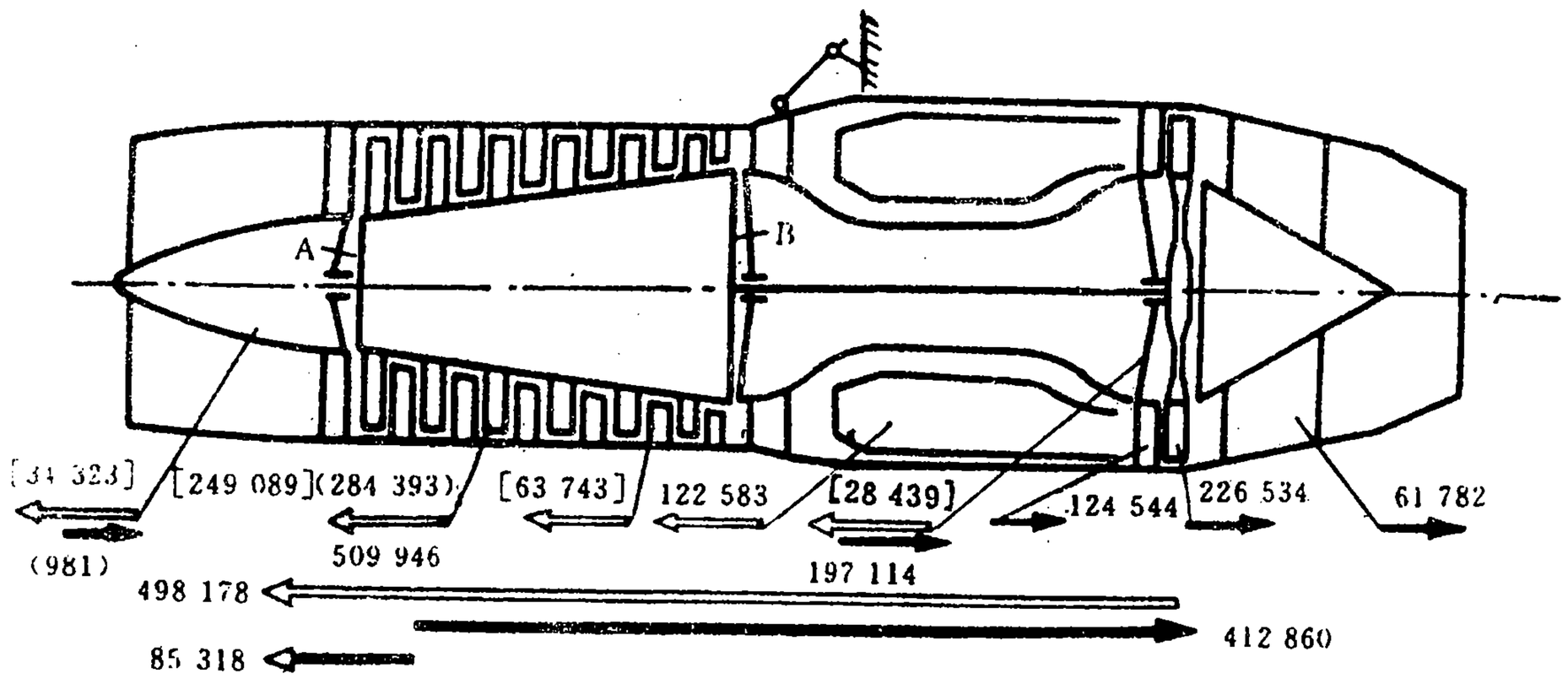


图2-6　作用于发动机各组件上气体轴向力的分布图及减小转子轴向力的方法（单位N）

无括号的数字表示未采取减荷措施时的气体轴向力；

圆括号内的数字表示B腔通大气时的气体轴向力；

方括号内的数字表示在B腔通大气的同时还将A腔通入高压气体的气体轴向力

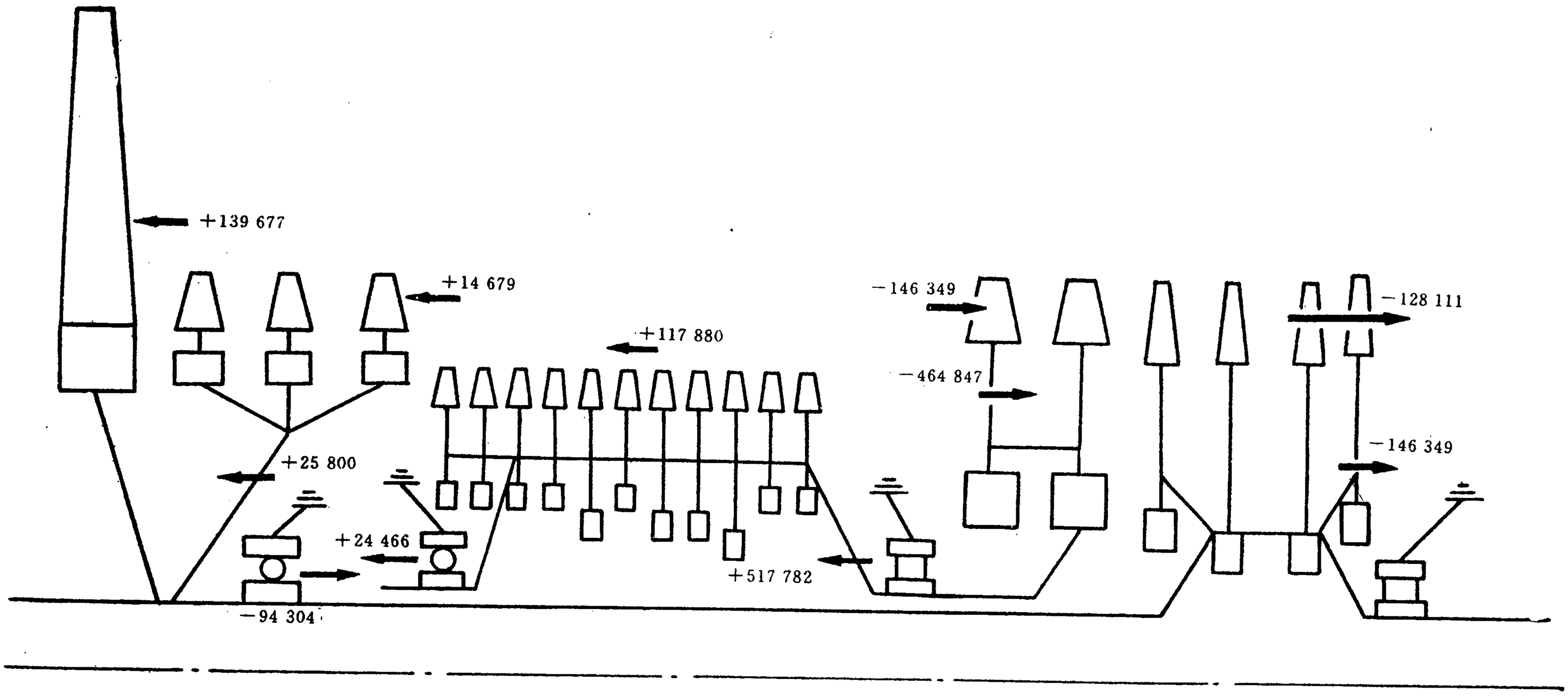


图2-7　大型大流量比风扇发动机转子的轴向力分布图（标准状态下单位N）

中，必须采取各种措施以减小作用于滚珠轴承上的轴向力，也即减小整台发动机转子的轴向力。

经常采用的减小转子轴向力的方法（或称减荷措施）有以下三种：

（1） 将压气机转子与涡轮转子作成刚性联接或用可以传递轴向力的联轴器联接。这样，两个转子彼此方向相反的轴向力就可在转子内抵消一部分。例如，上述发动机若将两转子联接起来.则发动机转子的轴向力减小为509 946-226 534 = 283 412N(28 900kg)，显然，比分别支承两转子的情况大有改善，但轴向力数值仍然太大，而且可以看出，主要原因是由于压气机转子的轴向力太大，所以还必须继续采取措施减小压气机转子向前的轴向力。

（2） 在轴流式压气机最末级轮盘的后方采用封气装置限制高压气流漏入盘后空腔，并将此腔通过机匣上的定径孔与大气相通，这样就减小了作用在末级盘上的气体压力，从而减小了作用于转子上向前的轴向力。如图2-6中将B腔通大气，使盘后空腔的气体压力下降至0.13～0.16MPa(1.3～1.6kg/cm²)，则压气机转子的轴向力可由509 946N (52 000kg)降到284 393N (29 000kg)

（3） 将压气机后级或出口级的高压气体引到压气机转子第一级轮盘前腔，使作用于第一级轮盘前端面上向后的气体压力增大，从而减小作用于转子上向前的轴向力。如图2-6中，当高压气体引入A腔时，作用于压气机转子上向前的轴向力即由284 393N (29 000kg)降到249 089N (25 400kg)。

采用通大气的B腔与通高压气体的A腔均是减小转子轴向力的措施，因此常称此二腔为卸荷腔，并分别称A、B腔为前、后卸荷腔。

当同时采用上述三种减小轴向力的方法时，图2-6发动机转子的轴向力仅为22 555N (2 300kg)，只要用两个滚珠轴承即可承受。

由于发动机的气流参数随着工作状态而改变，因此作用在各组合件上的气体轴向力也随着飞机飞行状态和发动机的工作状态而改变，而且在整个飞行范围内数值变化很大，所以在采用减荷措施时，不仅要考虑设计状态的转子轴向力满足要求，还要使各个工作状态的轴向力都能符合要求，即既不使轴向力过大，超出了滚珠轴承所能承受的范围，又不使轴向力太小或改变方向，以致引起轴承的冲击或滑蹭损伤。

图2-7所示为一大型、大流量比的风扇发动机在标准状态下转子轴向力的分布图。由图可见，低压转子的滚珠轴承承受着很大的向后的轴向力（-94 304N相当于-9 616.32kg)。这是因为风扇所消耗的功率很大，造成涡轮的膨胀比很大，而风扇前、后的增压比却并不很大的缘故。所以，风扇后的滚珠轴承不仅尺寸大，而且强度好。高压转子滚珠轴承的轴向力则和常规发动机一样是向前的，而且比低压轴承的小得多(24 466 N相当于2 494kg)。

第四节　气体力作用于组合件上的扭矩

气流在流过发动机通道中的某些组合件——压气机的静子叶片和工作叶片、涡轮导向叶片和工作叶片，尾喷管的支柱等时，其方向沿周向发生变化，因而对发动机轴线的动量矩有了改变，这说明气体有扭矩作用于这些组合件。由气体动量矩方程及牛顿第三定律可以求出气体作用于某些组合件上的扭矩为

$$M = m\ (C_{1u}R_1 - C_{2u}R_2) \tag{2-1}$$

式中　C_{1u}，C_{2u}——组件进、出口处气流的平均周向分速；

R_1、R_2——组件进、出口处的平均半径；

m——流过组件的质量流量。

由上式可以看出，当气流轴向进入及流出该组件时，即$C_{1u}=0$，$C_{2u}=0$，则作用于该组件的总扭矩为零。例如，在轴流压气机中，气流一般轴向流入并轴向流出，虽然气流流过各级静子叶片和工作叶片时都有动量矩变化，但对整个压气机部件来说，动量矩没有变化，也就是说作用于压气机的总扭矩为零。这就说明作用于各级静子叶片扭矩的总和M_{cs}应等于作用于各级转子叶片扭矩的总和M_{cr}，但方向相反，即

$$M_{cs} = -M_{cr} \tag{2-2}$$

同样，在涡轮中也是如此，但有时候涡轮后的气流要在经过尾喷管的支柱后才变为轴向的，此时

$$M_{ts} + M_{ex} = -M_{tr} \tag{2-3}$$

式中M_{ts}、M_{ex}、M_{tr}分别为气流作用于涡轮导向叶片、尾喷管支柱及涡轮工作叶片上的扭矩。

如果不考虑转子旋转时的机械损失及传动附件的功率，则在发动机稳定工作状态下，气流作用于压气机及涡轮转子上的扭矩应该大小相等，方向相反，即：

$$M_{cr} = -M_{tr} \tag{2-4}$$

由式（2-2）、（2-3）、（2-4）可以得出

$$M_{cs} = -(M_{ts} + M_{ex}) \tag{2-5}$$

这说明，当压气机机匣与涡轮机匣刚性连成一体时，在连接构件的两端作用有大小相等方向相反的扭矩使其承受扭转应力，但由于扭矩在此构件内部相互抵消，所以并不传到飞机上去。图2-8画出了作用于发动机各组件的扭矩数值。

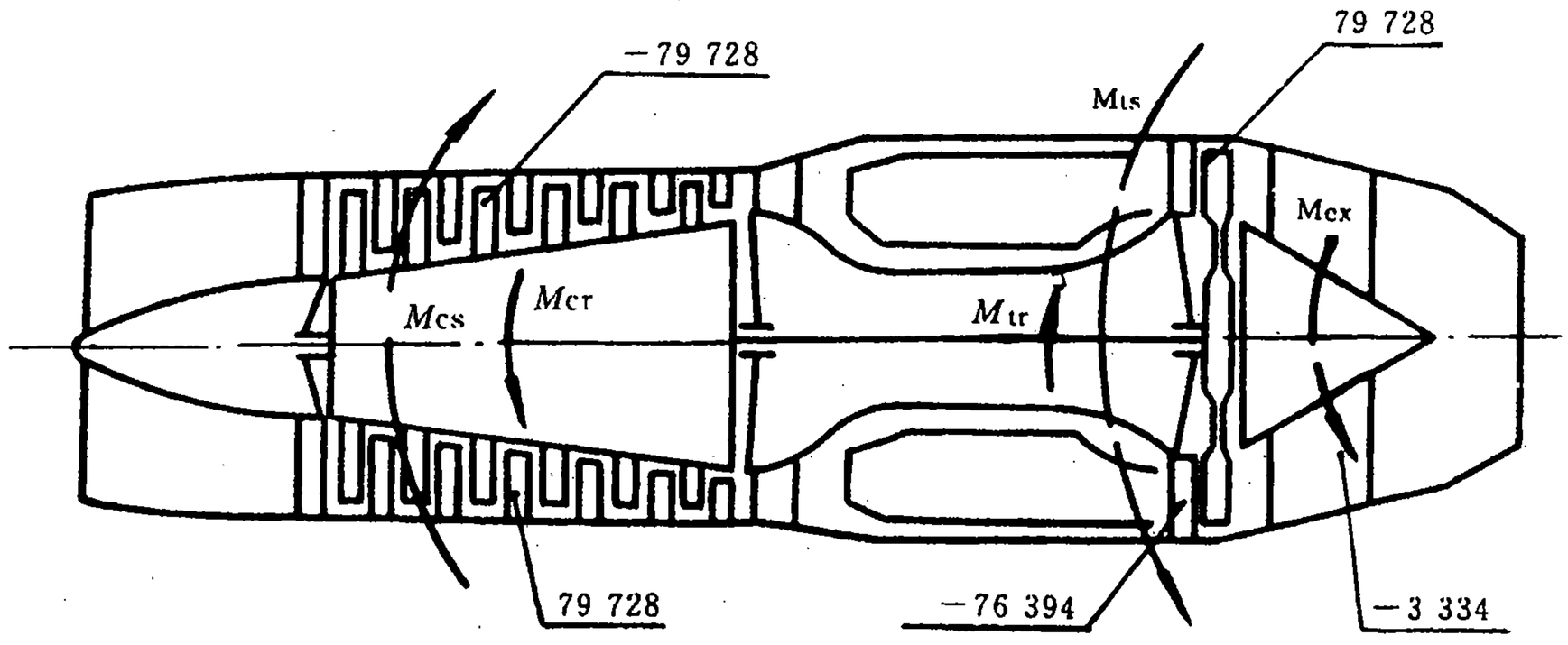


图2-8　作用于发动机各组件上的气体扭矩（单位N·m）

在涡轮螺旋桨发动机中，涡轮除带动压气机转子外，还带动螺旋桨，即

$$M_{cr} + M_p = -M_{tr} \tag{2-6}$$

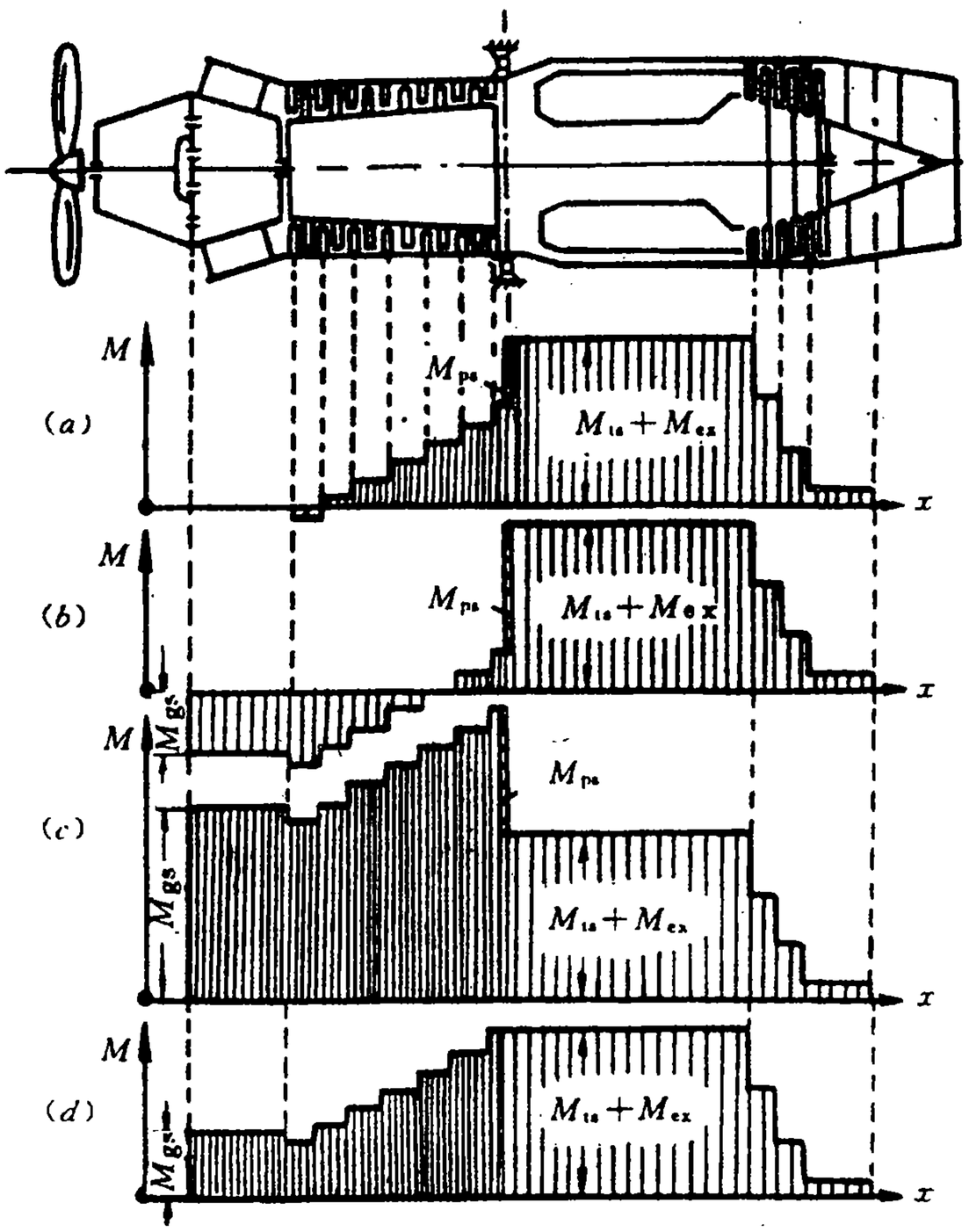


图2-9 作用于涡轮螺旋桨发动机机匣上的扭矩图

（a） 不带减速器的扭矩图；

（b） 带减速器、单螺旋桨，螺旋桨与发动机转子转向相同时的扭矩图；

（c） 带减速器、单螺旋桨，螺旋桨与发动机转子转向相反时的扭矩图；

（d） 带减速器、双螺旋桨，两螺旋桨扭矩相等时的扭矩图

式中M_P为气流作用于螺旋桨的扭矩，说明此时涡轮有剩余功率$M_{\cdot r}=M_{t\,r}+M_{c\,r}$带动螺旋桨，即

$$M_P=-M_{\cdot r} \tag{2-7}$$

因此，在机匣上也有剩余扭矩$M_{\cdot\cdot}=M_{t\cdot}+M_{\cdot x}+M_{c\cdot}$，此扭矩与$M_{\cdot r}$大小相等方向相反

$$M_{\cdot\cdot}=-M_{\cdot r} \tag{2-8}$$

可见，在涡轮直接带动螺旋桨的涡轮螺旋桨发动机机匣上将有扭矩$M_{\cdot\cdot}$通过安装节传到飞机上去，此扭矩与作用于螺旋桨上的扭矩大小相等方向相同（见图2-9（a））。

在涡轮通过传动比为i的减速器传动单螺旋桨的涡轮螺旋桨发动机中，若发动机转子与螺旋桨转子的转向相同时，气流作用于螺旋桨的扭矩

$$M_P=-iM_{\cdot r} \tag{2-9}$$

由于传动比i大于1，所以此时$M_P>M_{\cdot r}$，即由于减速器降低了螺旋桨的转速而导致螺桨所受的扭矩增加，此时转子的扭矩平衡式为

$$M_P+M_{\cdot r}+M_g=0 \tag{2-10}$$

或写成

$$M_g=-(M_P+M_{\cdot r}) \tag{2-11}$$

M_g为作用于减速器转子的扭矩。

将式（2-9）代入式（2-11）得

$$M_g=(i-1)M_{\cdot r} \tag{2-12}$$

减速器转子作用于减速器机匣的反扭矩

$$M_{gs}=-(i-1)M_{\cdot r} \tag{2-13}$$

此时，发动机机匣经安装节传到飞机上去的扭矩为

$$M_{ps}=M_{gs}+M_{\cdot s}=-iM_{\cdot r} \tag{2-14}$$

其方向与气流作用于螺旋桨的扭矩同向，与发动机转子的转向相反（见图2-9（b））。

用同样的方法，可以推出带减速器、单螺旋桨，螺旋桨与发动机转子转向相反时；以及带减速器、双螺旋桨，两螺旋桨旋转方向相反且扭矩相等时，机匣上扭矩的情况，如图2-9（c）、（d）所示。

第五节 惯性力及惯性力矩

发动机转子不平衡或飞机作机动飞行时，在发动机上产生外传的惯性力和惯性力矩。

转子不平衡力和力矩的大小与转子转速的平方及转子的不平衡度成正比。由于航空发动机转子的不平衡度受到严格地限制，因此这些力和力矩很小，计算外传力时可以略去不计（但在振动计算中应给予足够的重视，参见航空发动机强度有关章节）。

飞机作机动飞行时，特别作曲线飞行时，除产生很大的惯性力外还会产生惯性力矩。如图2-10所示，若飞机作俯冲拉起时，发动机转子上产生惯性力P_j及惯性力矩（通常称为陀螺力矩）M_G，它们的数值可由以下方法算出。

惯性力：

$$P_j = mR\Omega^2 = \frac{W}{g}R\Omega^2 = nW \tag{2-15}$$

式中　W——转子的重力；

R——飞机飞行航迹的曲率半径；

Ω——飞机飞行的角速度；

n——飞机的过载系数。

飞机的过载系数n，表示飞机或发动机零、部件的质量惯性力是飞机或发动机零、部件重力的倍数，它是根据不同类型飞机的强度规范来规定的。最大过载发生在飞机以全推力俯冲拉起时。对歼击机而言，$n=8\sim10$，对轰炸机则$n=3\sim6$。

惯性力矩：

$$M_G = J_0\omega\Omega \tag{2-16}$$

式中　J_0——发动机转子对旋转轴线的转动惯量。

ω——转子旋转的角速度。

转子转动惯量可以用悬挂法或用计算方法求出。Ω则可在已给定n后，由式（2-15）求出。

由式（2-15）可得

$$n = \frac{R}{g}\Omega^2 \tag{2-17}$$

而　$$R\Omega = v \tag{2-18}$$

v为飞行速度

则　$$R = \frac{v}{\Omega} \tag{2-19}$$

将式（2-19）代入式(2-17)得

$$n = \frac{v\Omega}{g} \tag{2-20}$$

所以　$$\Omega = \frac{ng}{v} \tag{2-21}$$

算出J_0及Ω后，即可求出陀螺力矩的数值。

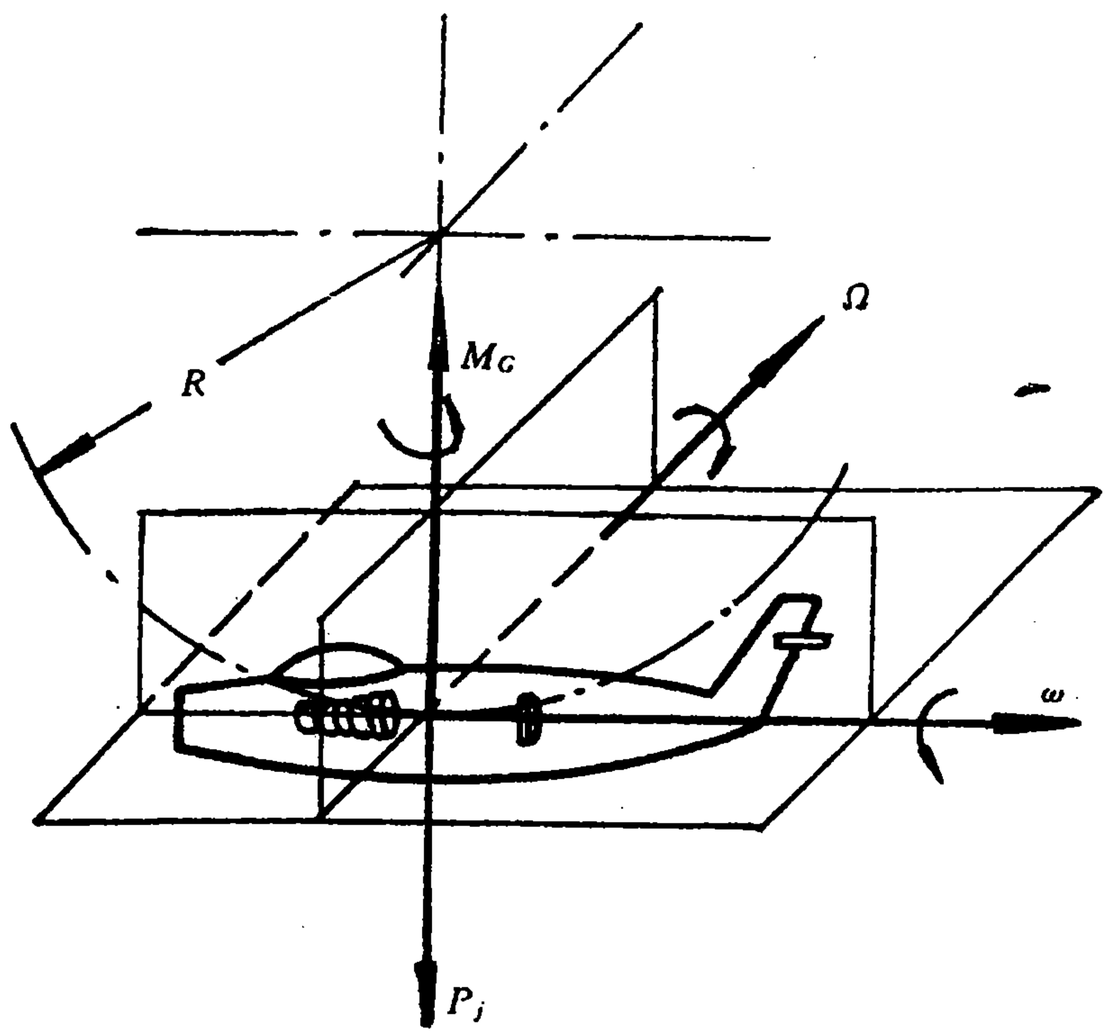


图2-10　飞机俯冲拉起时转子惯性力和陀螺力矩的方向

第三章 压气机

第一节 概 述

压气机的功用是提高流过它的空气压力，供给发动机工作时所需要的压缩空气。

根据压气机的结构形式和气体流动的特点，可以把它分为轴流式和离心式两种。轴流式压气机的增压比大，效率高，单位面积空气流量大，所以目前在航空燃气涡轮发动机中，特别在大、中型发动机中被普遍采用。但离心式压气机级增压比高，结构简单可靠，稳定工作范围较宽，因而在一些小型发动机上得到广泛的应用。在一些中、小型发动机中还广泛地采用了轴流式和离心式的组合，称为混合式压气机。

根据转子的数目还可以将压气机分为单转子、双转子和三转子三种。在双转子中，两个压气机分别称为低压压气机及高压压气机；在三转子中，则分别称为低、中、高压压气机。在涡轮风扇发动机中，低压压气机往往就是风扇，或是低压压气机的前几级作成风扇，在大流量比涡扇发动机中，大风扇后常常在内函气流通道中作有2～4级的增压级。

图3-1到3-7为几种典型的压气机构造图。由图可见，压气机部件主要由进气、防冰装置、压气机转子、压气机静子及防喘装置等部分组成。

对压气机结构设计的基本要求是：

（1）满足性能设计所提出的各项要求，如通道面积、迎风面积、级数、叶片型面及安装角等。保证所设计的压气机在设计状态下工作效率高，并能在较长时间保持初装时的性能，即性能衰减率小。

（2）采取适当的防喘措施，保证压气机稳定工作范围宽广。

（3）满足强度、振动及刚性要求，主要零件寿命长。

（4）结构简单，尺寸小，重量轻。

（5）装配维修方便，制造成本低。

本章主要分析轴流压气机的结构，对离心式和混合式压气机只以较少篇幅概略介绍。

第二节 轴流压气机转子

轴流压气机转子一般由工作叶片、轮盘（鼓筒）、轴和一些连接件所组成。

转子的功用是把从涡轮传来的扭矩传给工作叶片，并带动叶片在高转速下高效率地工作。设计转子时，应满足以下要求：

（1）各零、组件要有足够的强度，以传递压气机所需的功率，并承受高速旋转的离心惯性力及转子在机动飞行时的惯性力和惯性力矩。

（2）转子应定心准确，连接可靠，并具有较好的刚性，以保证工作时平衡好，变形小。

（3）结构简单，重量轻。

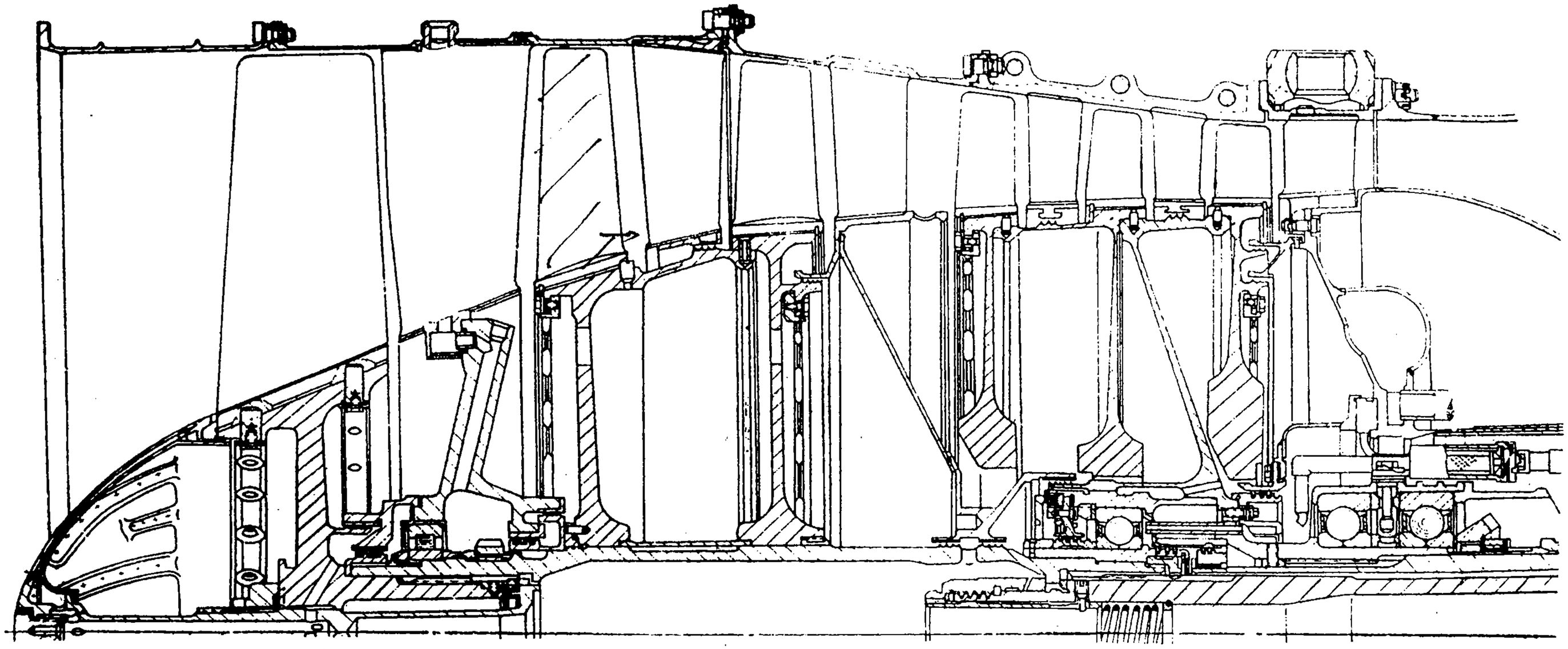


图3-1　WP7乙发动机的轴流压气机(双转子)

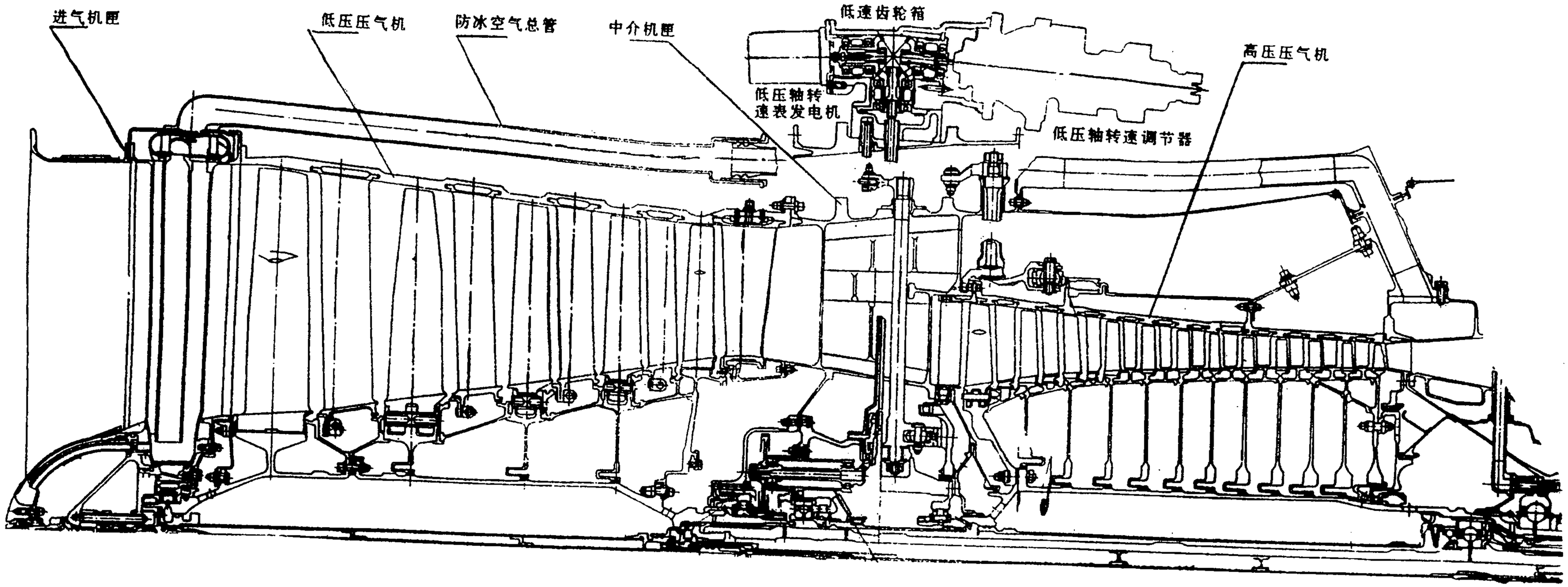


图3-2　斯贝MK202(WS)发动机的轴流压气机(双转子)

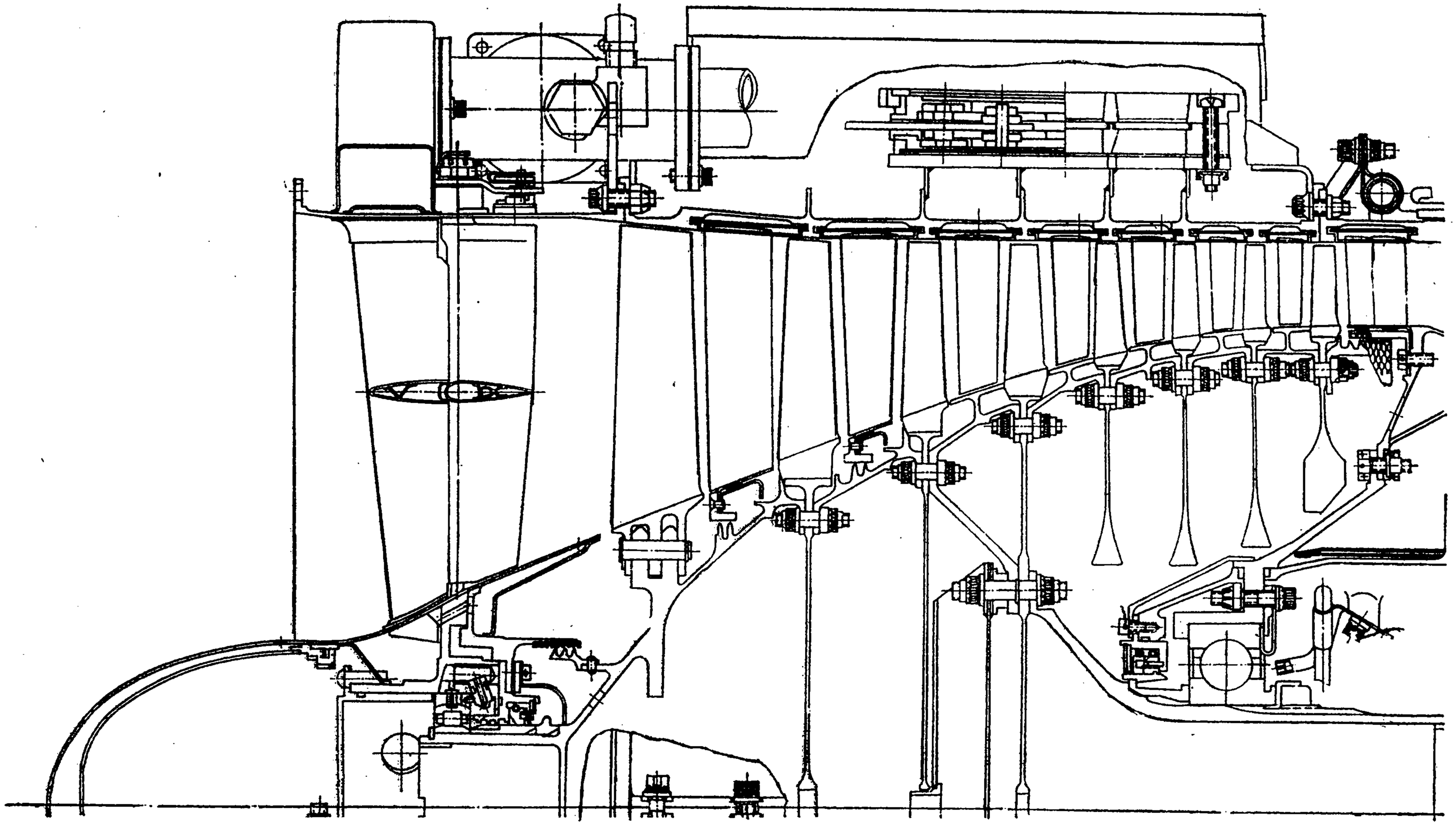


图3-3　J85(WP))发动机的轴流压气机(单转子)

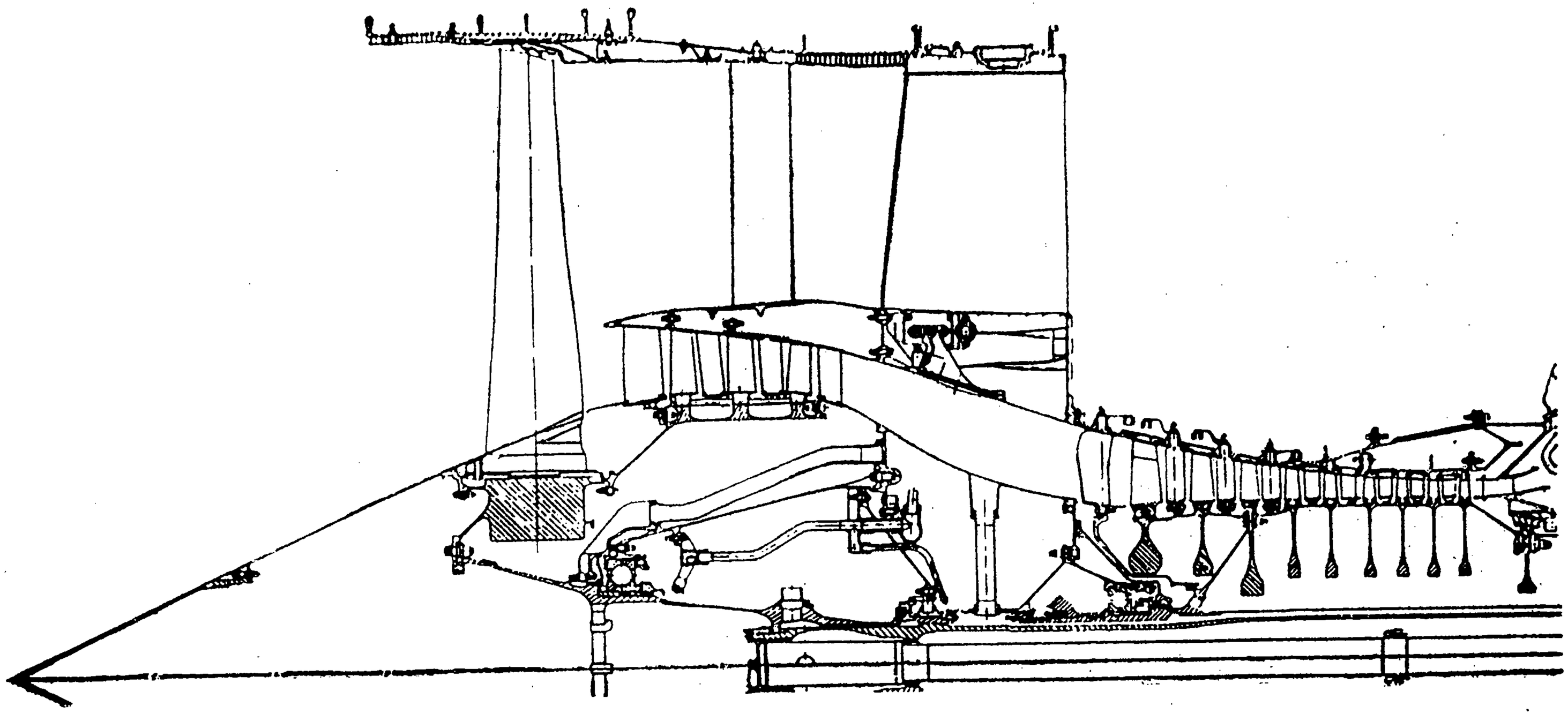


图3-4　CFM56(WS)发动机的轴流压气机(双转子)

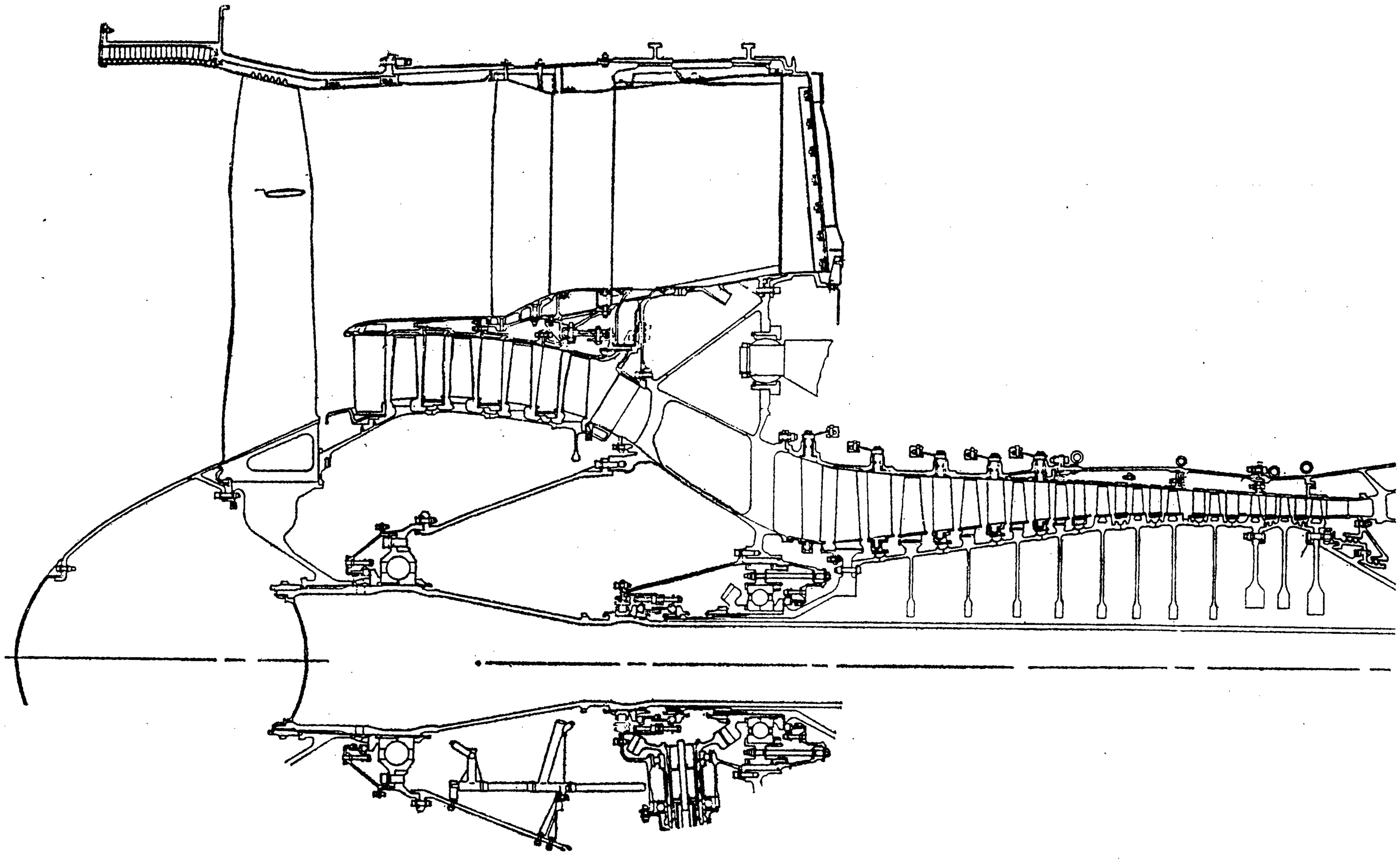


图3-5　PW2037(WS)发动机的轴流压气机(双转子)

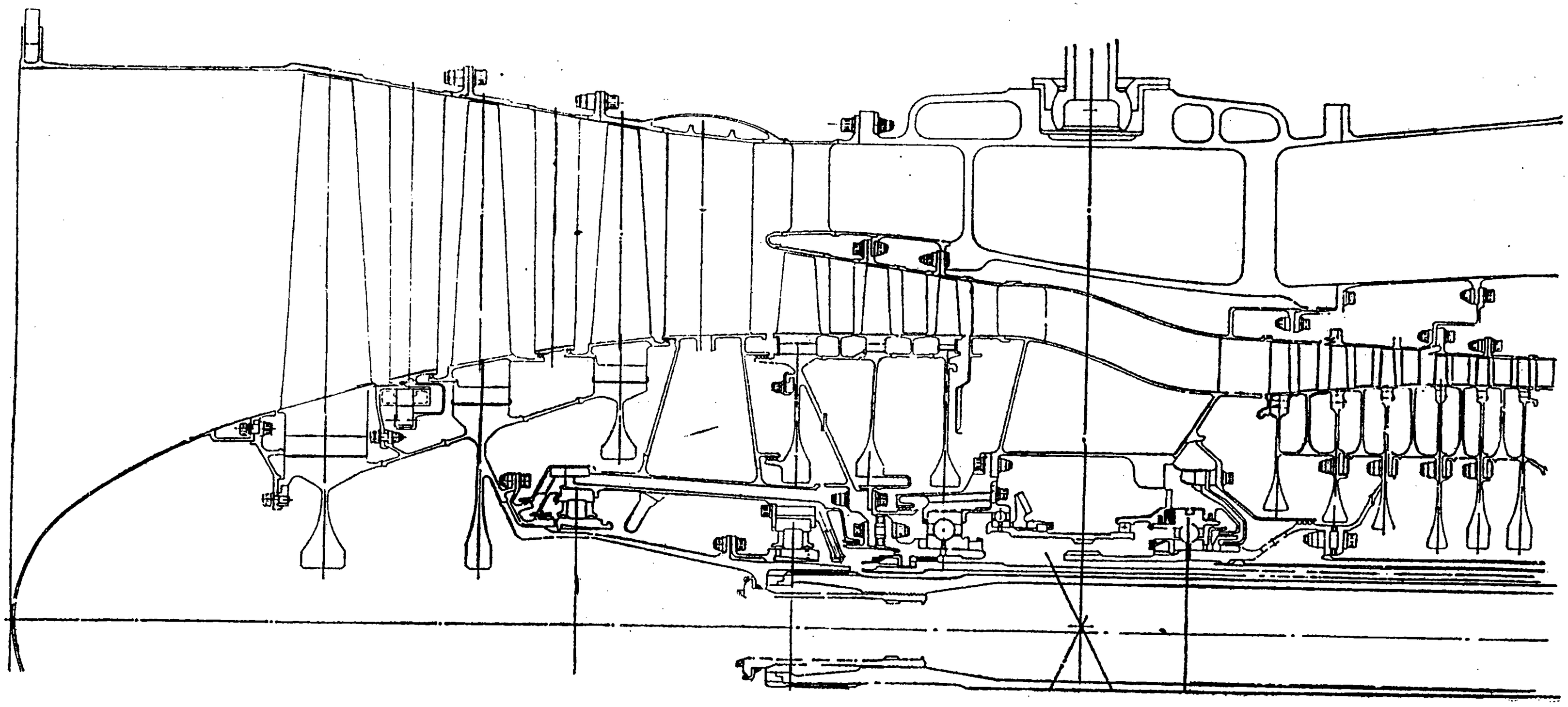


图3-6　RB199(WS)发动机的轴流压气机(三转子)

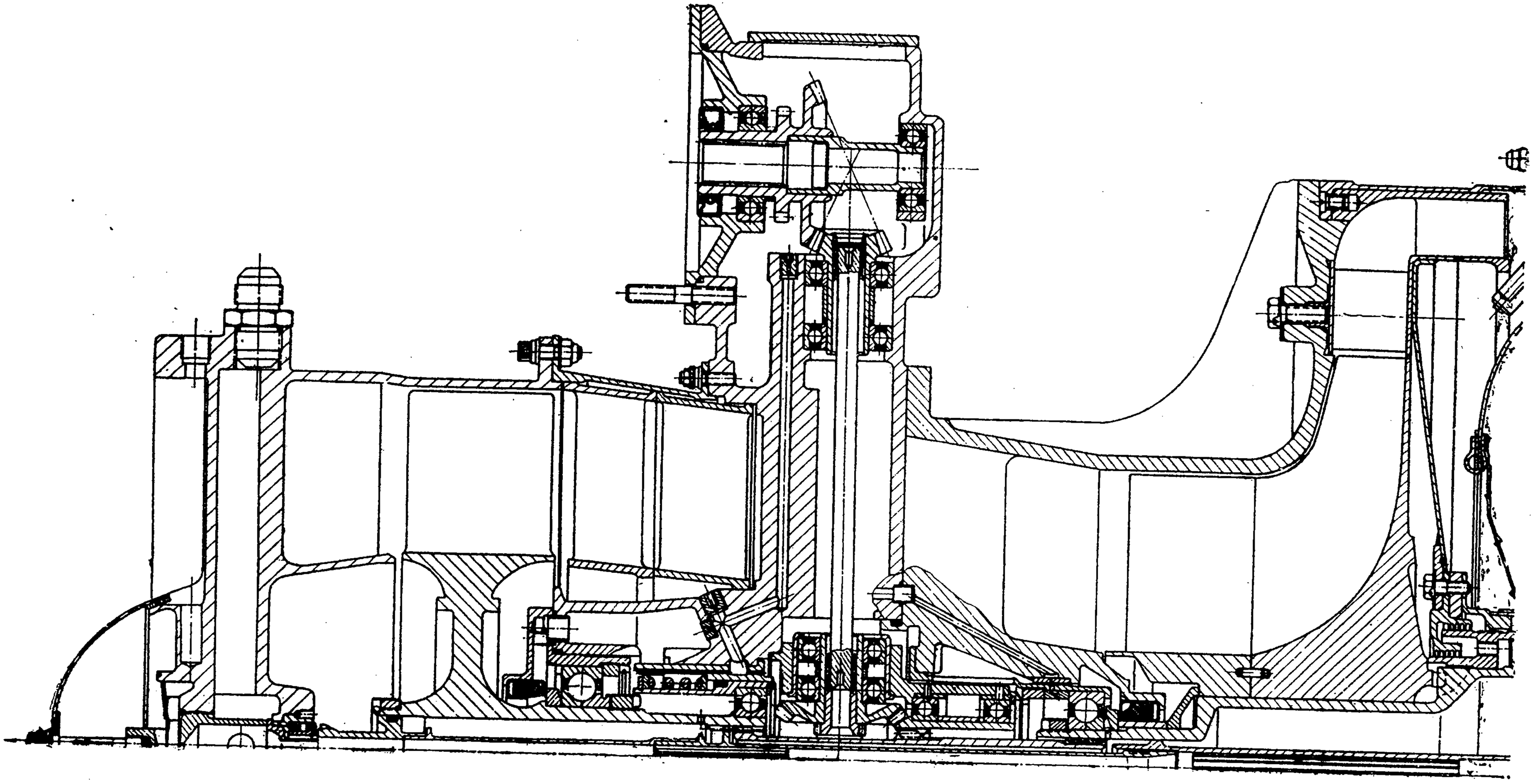


图3-7　J69-T-41A(WP)发动机的混合式压气机(单转子)

(4) 制造及装配方便，成本低廉。

(5) 便于维护和检查。

一、转子的基本结构形式

转子可分为三种基本结构形式：鼓式、盘式和混合式（图3-8）。

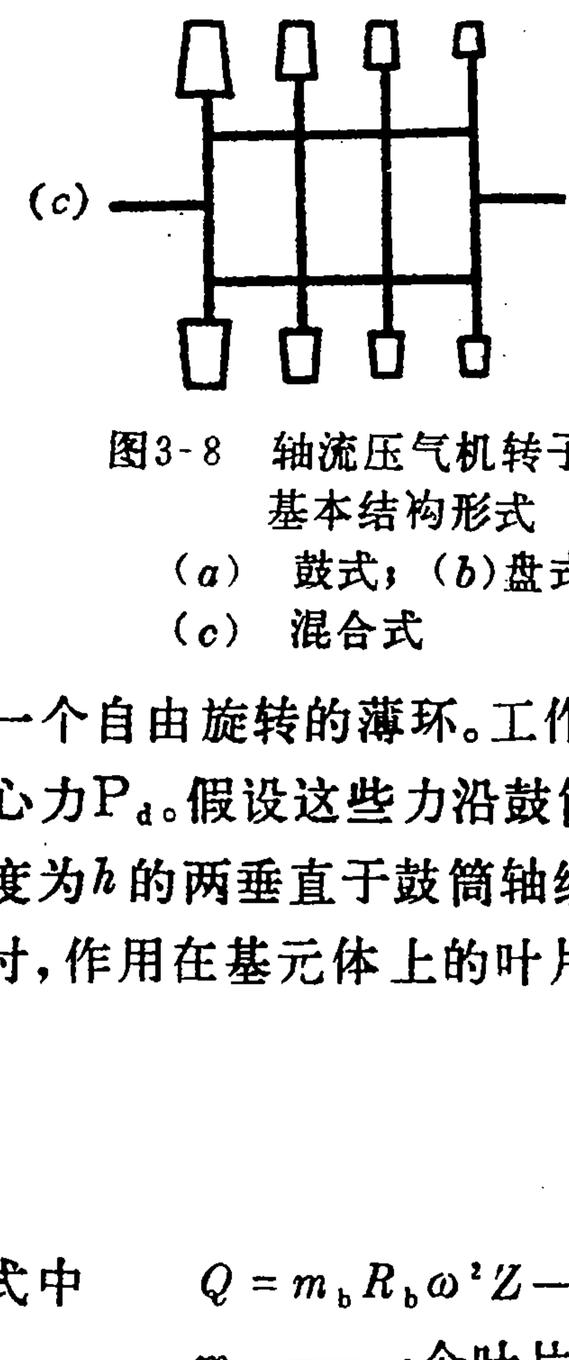


图3-8 轴流压气机转子的基本结构形式
(a) 鼓式；(b)盘式；
(c) 混合式

(一) 鼓式转子

鼓式转子的基本构件是一圆柱形或圆锥形鼓筒，借安装边和螺栓与前、后轴颈连成一体。鼓筒外表面加工有环形槽或纵向燕尾形槽，用来安装工作叶片。工作时，作用在转子上的主要负荷由鼓筒承受和传递。

图3-9所示为斯贝MK511涡扇发动机的低压压气机转子。鼓筒分为前、后两段，每段又由三段通过氩弧焊对接焊成。前段带有前轴颈，后段带有后轴颈。前、后两段用24个精密螺栓连接，其中3个是圆柱形螺栓，起装配定心作用，其余为锥形螺栓，工作时定心传扭。

图3-10为CFM56发动机风扇后增压级转子，鼓筒靠精密螺栓固定于风扇轮盘后端，其外圆上作出三道凸缘，用拉刀一次拉出三级燕尾形榫槽，因此三级叶片数目相同，虽然对性能有一定的影响，但加工却大大地简化了。

由上两例可以看出，鼓式转子结构简单，零件数目少，加工方便，并有较高的抗弯刚性，但由于受到强度的限制，目前在实际中应用得不广泛，为说明此问题，下面对其受力状况进行简单地分析。

由于鼓筒内径与外径之比接近于1，故可将鼓筒看作是一个自由旋转的薄环。工作时，环上作用着叶片及其连接部分的离心力P_b和鼓筒本身的离心力P_d。假设这些力沿鼓筒圆周是均布的。用夹角为$d\phi$的两径向平面OA和OB，以及宽度为h的两垂直于鼓筒轴线的平面C-C和D-D，从鼓筒上切出一个基元体（图3-11），此时，作用在基元体上的叶片离心力dP_b为

$$dP_b = \frac{Q}{2\pi R} R d\phi \tag{3-1}$$

式中 $Q = m_b R_b \omega^2 Z$——该级叶片总的离心力；

m_b——一个叶片的质量；

R_b——叶片重心半径；

ω——转子旋转角速度；

Z——该级叶片数目；

R——鼓筒半径。

作用在基元体上鼓筒本身的离心力dP_d为

$$dP_d = R\omega^2 dm = \rho f u^2 d\phi \tag{3-2}$$

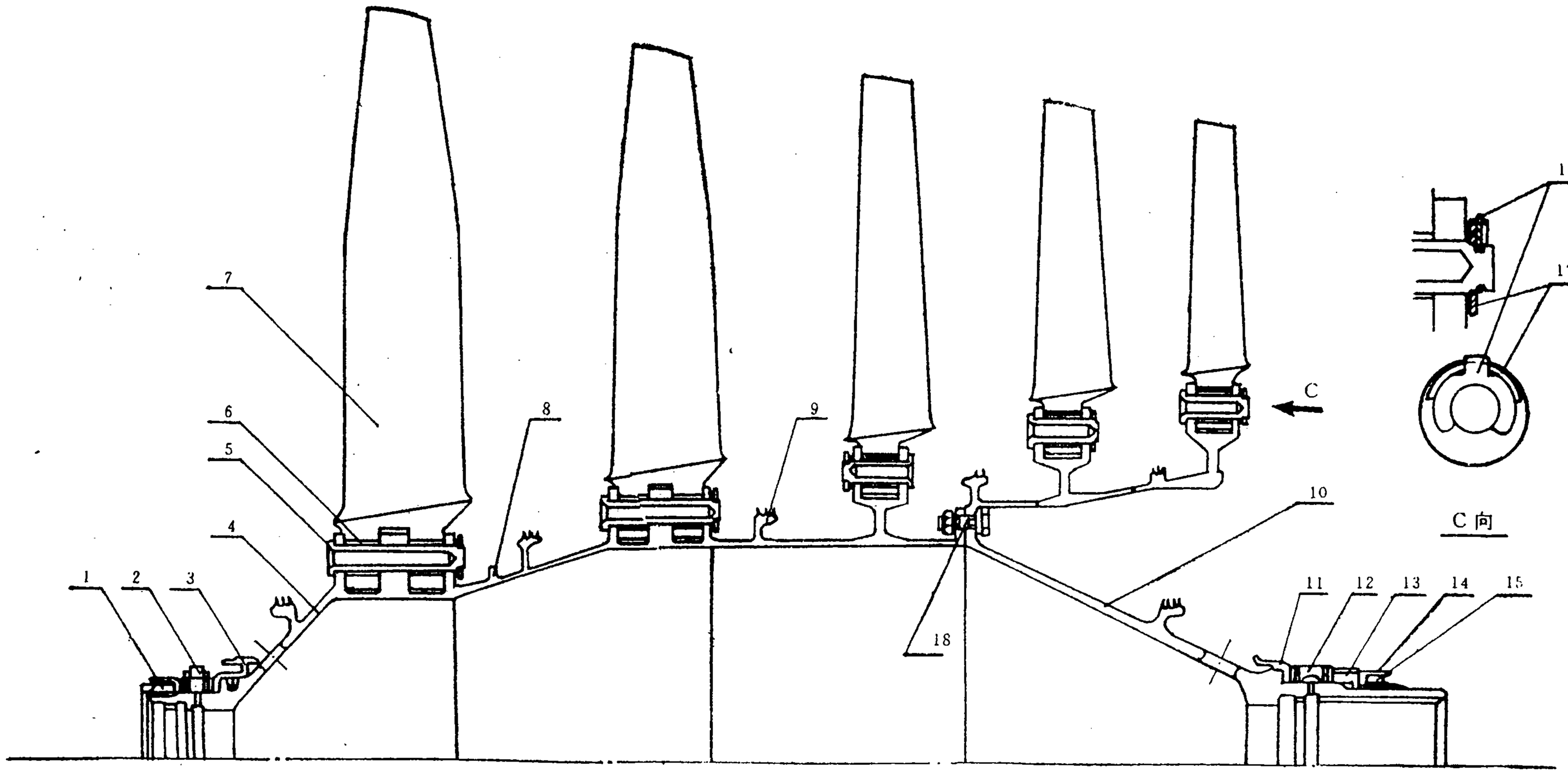


图3-9　斯贝MK511低压压气机转子

1.螺母；2.转子前轴承；3.封严环；4.鼓筒前段；5.销钉；6.衬套；7.工作叶片；8.平衡用凸环；9.级间封严篦齿；10.鼓筒后段；11.封严环；12.转子后轴承；13.衬套；14.锁圈；15.螺母；16.锁片；17.垫圈；18.精密螺栓

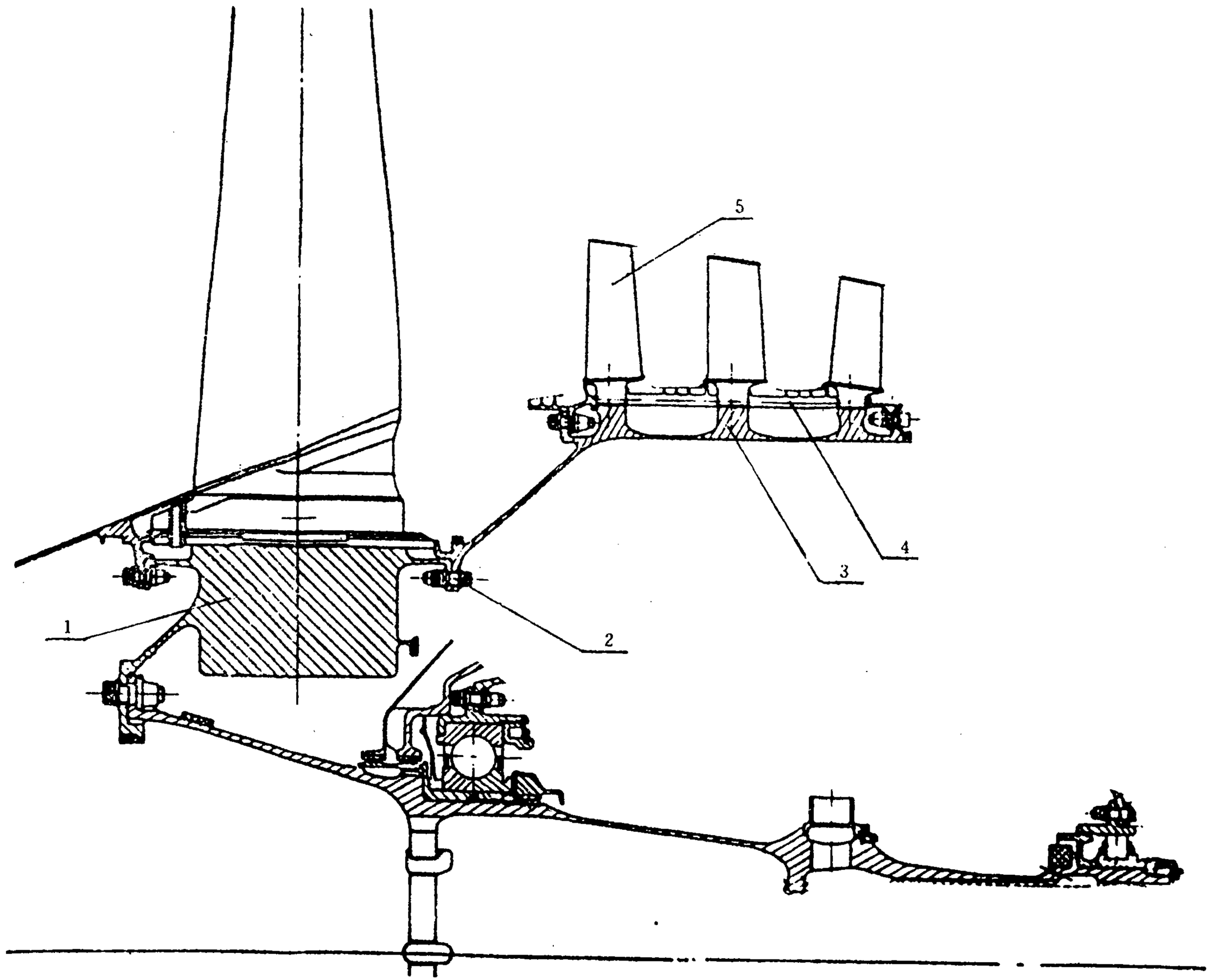


图3-10 CFM56风扇增压级转子

1. 风扇盘；2. 精密螺栓；3 鼓筒；4. 封严环；5. 工作叶片

式中　ρ——鼓筒材料的密度；

f——基元体侧表面面积，$f = h\mathrm{d}R$；

u——鼓筒的圆周速度，$u = R\omega$；

由图3-11可见，上述两个力是依靠周向力T的径向力T_r来平衡的，即

$$\mathrm{d}P_b + \mathrm{d}P_d = 2T_r \tag{3-3}$$

而

$$T_r = T\sin\frac{\mathrm{d}\phi}{2} = \sigma_t f\sin\frac{d\phi}{2}$$

由于$\mathrm{d}\phi/2$很小，可认为

$$\sin\frac{\mathrm{d}\phi}{2} \approx \frac{\mathrm{d}\phi}{2}$$

因此式（3-3）可简化为

$$\mathrm{d}P_b + \mathrm{d}P_d = \sigma_t f\mathrm{d}\phi$$

则

$$\sigma_t = \frac{\mathrm{d}P_b + \mathrm{d}P_d}{f\mathrm{d}\phi} \tag{3-4}$$

将式（3-1）、（3-2）代入式（3-4），即得鼓筒周向应力σ_t的计算公式：

$$\sigma_t = \rho u^2 + \frac{Q}{2\pi f} = \sigma_{td} + \sigma_{tb} \tag{3-5}$$

式中　$\sigma_{td} = \rho u^2$——鼓筒本身的质量离心力在鼓筒内引起的周向应力；

$\sigma_{tb} = \dfrac{Q}{2\pi f}$——叶片离心力在鼓筒内引起的周向应力。

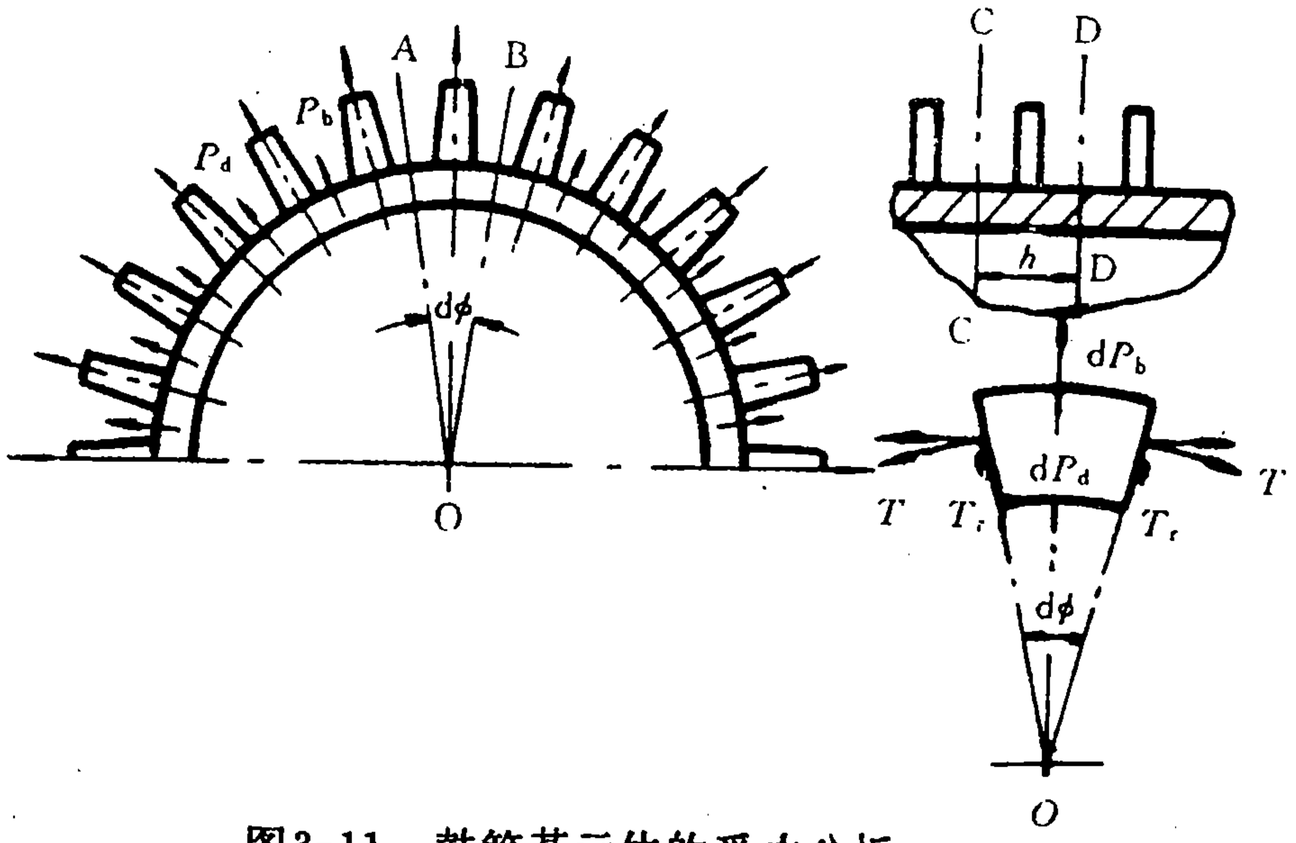


图3-11　鼓筒基元体的受力分析

由式（3-5）可知，应力σ_{td}只与鼓筒的圆周速度u的平方和材料的密度ρ有关，而与鼓筒的侧面积f无关。

若取钢、钛合金、铝合金的材料质量密度分别为$7.85\times10^3\mathrm{kg/m^3}$，$4.5\times10^3\mathrm{kg/m^3}$，$2.85\times10^3\mathrm{kg/m^3}$，则可以求得应力$\sigma_{td}$随鼓筒的周向速度$u$变化的关系如表3-1所示。

表3-1　鼓筒应力随圆周速度的变化

材　料	材料在250°C时的屈服极限（MPa）	不同圆周速度(m/s)下的鼓筒周向应力(MPa)					
		50	100	150	200	250	300
钢	540	20	78.5	176.6	314	491	706.5
钛合金	390	11	45	101	180	281	450
铝合金	220	7.1	28.5	64.1	114	178	256.5

由上表可见，鼓筒的圆周速度等于250m/s时，仅由于鼓筒本身的离心力在鼓筒内引起的周向应力就接近材料的屈服极限。另外，再考虑到鼓筒的外负荷的作用，所以，目前鼓式转子的圆周速度一般不允许超过200m/s。在前面所提到的两种发动机中，斯贝MK511所用鼓筒的圆周速度约为140m/s，CFM56鼓筒的圆周速度约为170m/s。

（二）盘式转子

盘式转子由一组轮盘与中心轴组成（图3-8（b））。扭矩通过轴传给轮盘，再由轮盘传给固定在轮缘上的工作叶片。

和鼓式转子相比，盘式强度好，但主要缺点是抗弯刚性差，并容易产生振动。目前这种转子只用在单盘或小流量压气机上。

图3-12所示为J69发动机轴流级转子。叶片、轮盘和轴都由合金钢17-4PH精铸成一体，然后再加工而成。

（三）混合式转子

混合式转子由盘、鼓筒和轴组成。鼓筒可以和轮盘作成一体或者单独制成。扭矩由轴、盘或轴、鼓、盘逐级传递。这种转子兼有鼓式转子抗弯刚性好及盘式转子强度好的优点，因此在发动机中得到广泛的应用。其结构方案也是多种多样的，下面举出一些典型的结构加以分析。

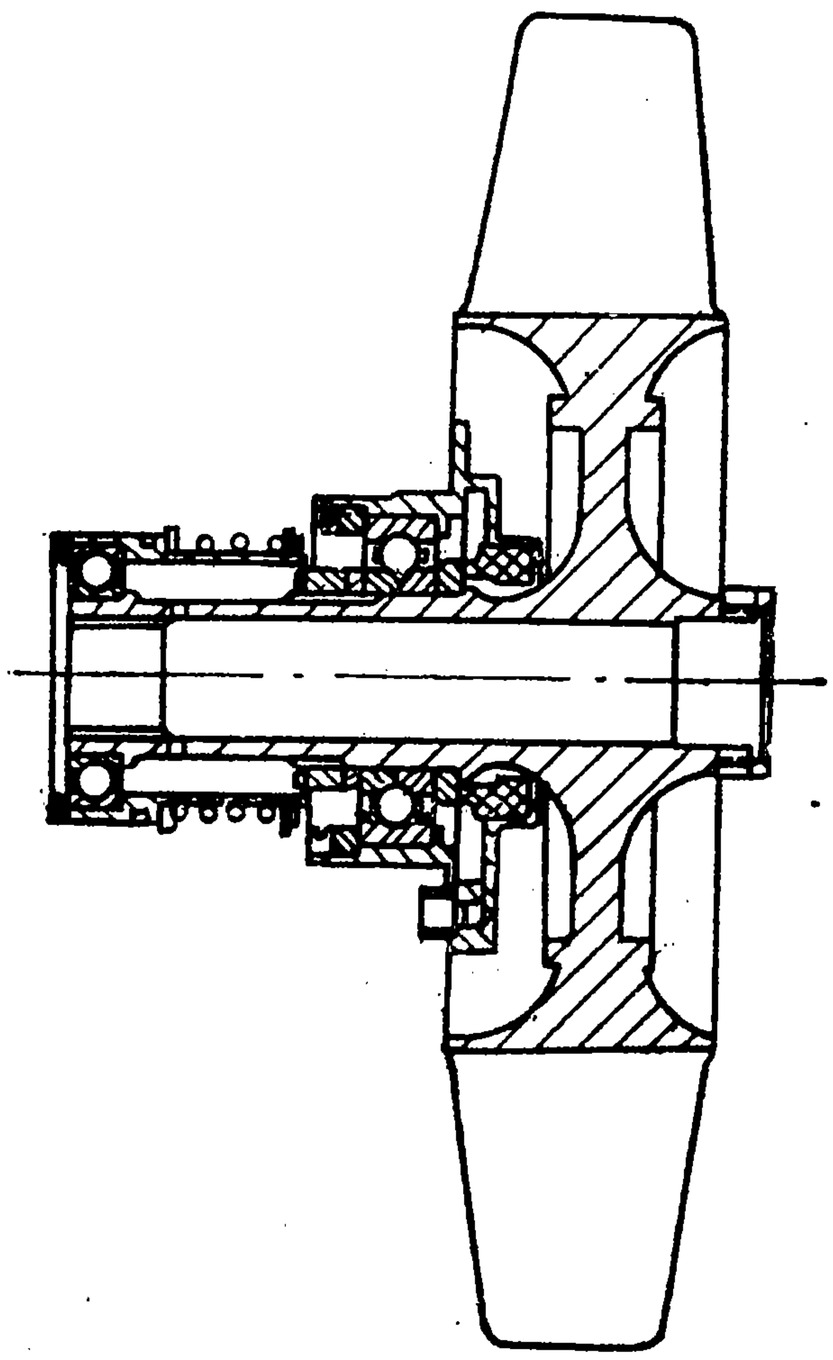


图3-12　J69轴流压气机转子

图3-13所示为斯贝MK202低压压气机转子。它由五级工作叶片、轮盘、定距环、前轴、后轴以及一些连接件所组成。前轴和第一级盘做成一体，盘身较厚，刚性好。第二级到第四级轮盘中心部分剖面呈“⌊”形，称为“发夹形”结构，孔中心带有内套齿，和后轴上的外套齿有紧度地啮合，保证轮盘工作时定心良好，传扭可靠（图3-13B）。第五级轮盘靠螺栓固定在后轴的后安装边上，用套齿定心和传扭（图3-13C）。前、后轴之间靠安装边上的圆弧端齿定心、传扭，然后用螺栓连成一体（图3-13A）。各级轮缘之间安装着定距环，第五级盘固定后，各定距环和轮盘构成鼓筒，使转子的刚性得到加强。轮缘和定距环间装配时的轴向压紧度可通过第五级盘和后轴安装边间的垫圈（19）进行调整。工作时，由于第五级盘向后倾斜，它的离心力的轴向分力可使各定距环和轮缘压得更紧。各定距环的外缘都带有封严齿，与静子叶片组件的内缘板构成级间封严。

这种结构的转子，工作时转子的扭矩由轴和轮盘通过套齿传递，定距环主要起加强转子刚性的作用，基本不传递扭矩，所以又被称为“加强盘式”或“盘轴式”转子。显然，这种结构零件数目多，转子重量大。另外，“发夹形”结构及圆弧端齿都需要特殊机床加工，使发动机加工成本提高。因此，这种结构形式的转子在现代发动机中逐渐被淘汰。

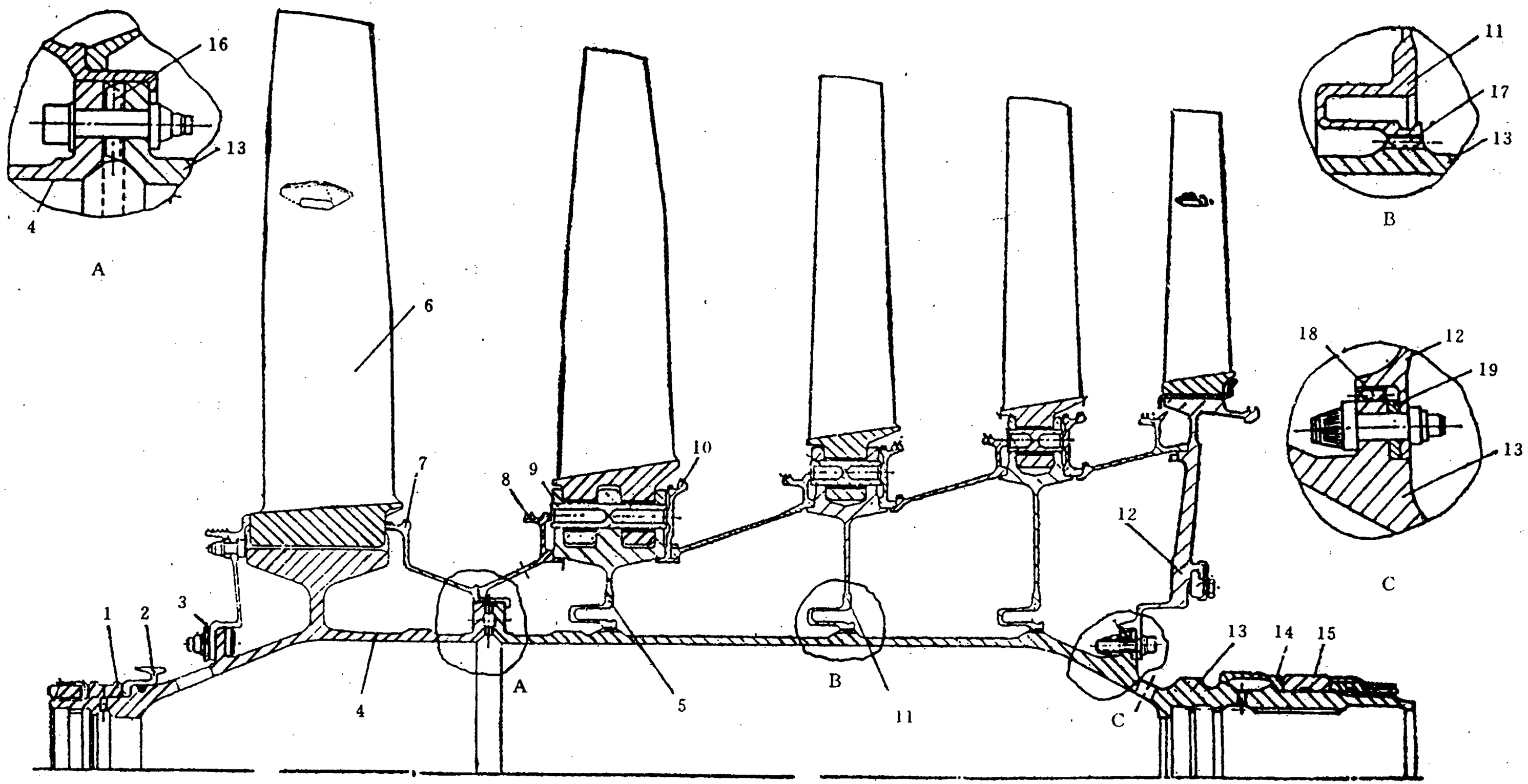


图3-13 斯贝MK202低压压气机转子

1. 前轴承内钢圈；2. 前滑油封严圈；3. 前空气封严圈；4. 前轴；5. 第二级轮盘；6. 第一级叶片；7. 第一级盘后隔圈；8. 第二级盘前隔圈；9. 第二级叶片固定销；10. 第二级盘后隔圈；11. 第三级轮盘；12. 第五级轮盘；13. 后轴；14. 后滑油封严圈；15. 后轴承内钢圈；16. 圆弧端齿；17、18. 套齿；19. 调整垫圈

图3-14所示为一种用长螺杆连接的可拆卸的盘鼓混合式转子。各级轮盘间都夹着一个等直径的鼓筒，鼓筒与盘靠圆柱面定位，用一组长螺杆将鼓筒和各级轮盘拉紧，靠端面摩擦传扭。为了防止鼓筒在夹紧时发生变形以致影响级间封气，在鼓筒和长螺杆间还装有衬套。螺杆在与盘和衬套相配合的位置处直径加大，用来径向定位，必要时还可以剪切传扭。

这种连接形式，虽然连接件较少，装拆比较方便，但必须严格控制螺杆的预紧力，以防工作时转子刚性变差，或螺杆内应力过大以致断裂。另外，当压气机气流通道内径变化较大时，鼓筒直径无法适应轮盘直径的变化，因而转子的刚性不能得到充分地加强，这就使长螺杆结构的采用受到一定的限制。

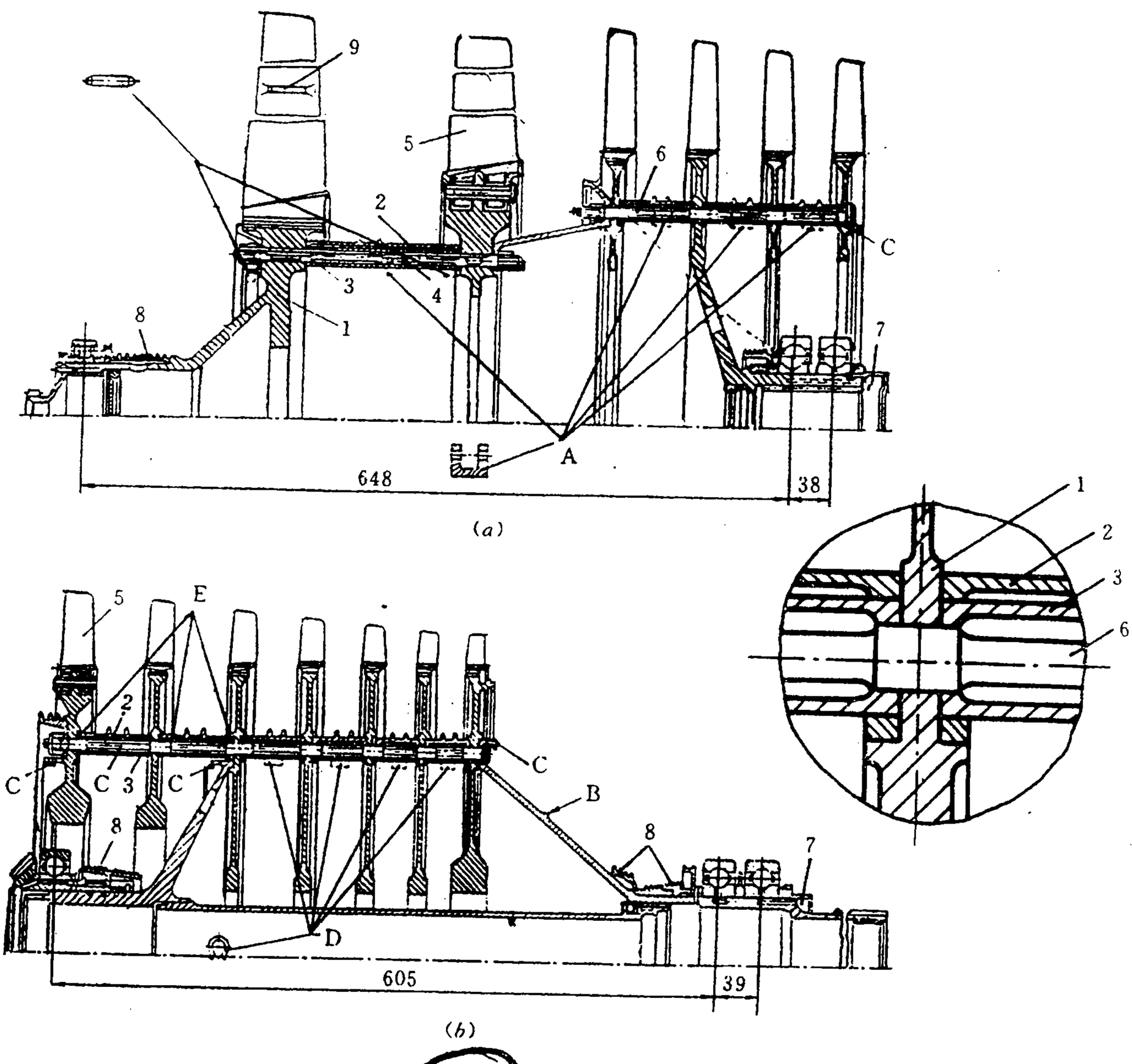
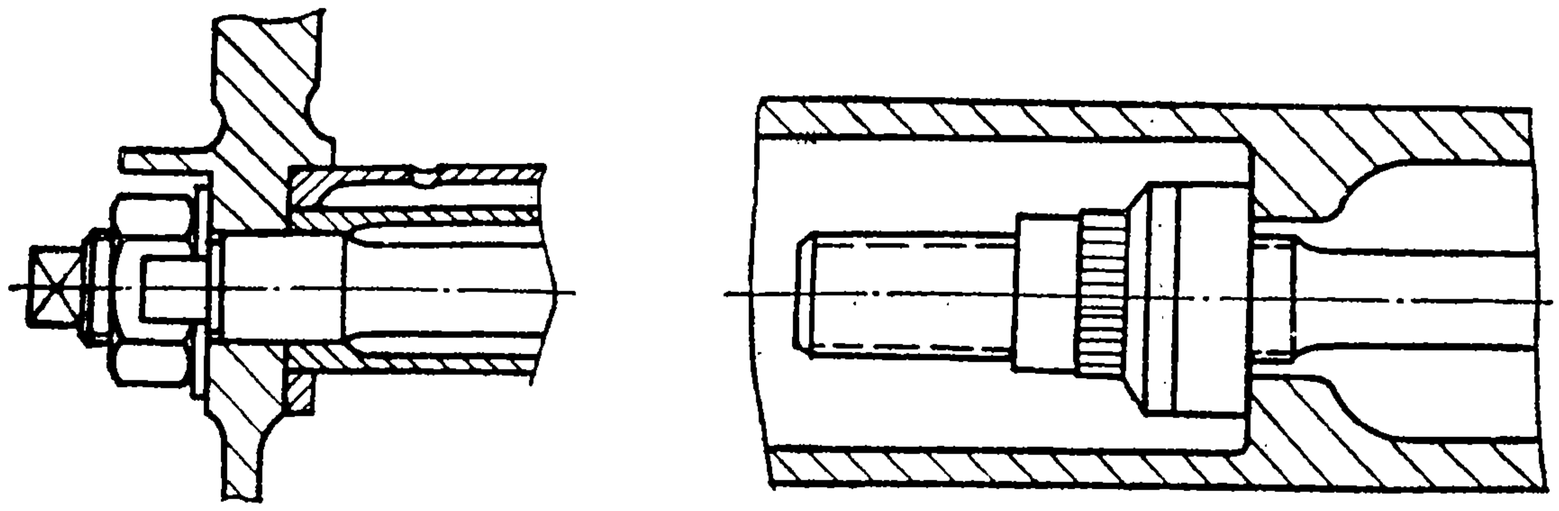


图3-14 长螺杆连接的压气机转子

(a) 低压转子；(b) 高压转子；1.轮盘；2.鼓筒；3.衬套；4.销钉；5.叶片；6.长螺杆；7.滑油集油腔；8.封严装置；9.减振凸台；A、D——配重块；B——平衡时去材料处；C——平衡时加配重处；E——平衡时在鼓筒上钻孔去材料处

为保证这种结构的转子能可靠地工作，设计时，要根据工作中影响螺杆拉紧力的各因素（如转子和螺杆的材料受热后引起的膨胀量差，转子所受的弯矩、轴向力等）确定出螺杆预紧力的大小；装配时，除要保证螺杆预紧力外，还要保证各杆受力均匀，因此，拧螺母时应对角进行，并多次逐渐拧紧。为防止拧螺母时长螺杆产生附加扭转应力，往往在螺

杆的尾端铣出几个平面（见图3-15（*a*）），以便拧螺母时就近夹紧，并可采用测量螺杆伸长量的方法，控制螺杆的预紧力。在有的发动机中，则是将螺杆尾端留出一段螺纹杆（图3-15（*b*））。装配时，套上螺母后，通过夹具拉伸螺杆，达到所需的预紧力后，将螺母拧至与轮盘端面接触，然后去掉拉紧力，就保证了螺杆中的预紧力。这种方法显然比前一种方法更加简便，并可减少螺母和轮盘端面间的磨损。



(*a*)　　(*b*)

图3-15　两种长螺杆的端部结构

当压气机通道内径变化较大时，为了尽量加强转子的刚性，最好将长螺杆分成几段，分别将转子连接起来（如图3-14（*a*））；其极端情况就变成了短螺栓连接方案(图3-16）。

另外，也可以将鼓筒和盘做成一体，然后再用短螺栓或销钉相互连接成转子，如图3-17、3-18所示。显然，此时不仅减少了大型零件的数目，使结构大大地简化，而且还可以按设计者的需要安排鼓筒的位置。

设计时究竟应该如何安排鼓筒的位置？下面以带圆柱鼓筒的实心、等厚、无外载、等温的轮盘为例，研究工作时鼓和盘之间相互的影响。

由强度计算可知，工作时，在质量惯性离心力的作用下，鼓及轮盘内都要产生应力及径向应变。鼓和盘的直径愈大，则径向变形也愈大。若不考虑盘鼓之间的相互影响，可以分别计算出不同半径上盘和鼓的相对变形曲线（图3-19）。两曲线有一个交点，说明此时盘和鼓的自由变形相等。也就是说，当鼓筒半径等于Ⅲ点的半径（对所研究的情况，约等于0.51轮盘外半径）时，将鼓筒连在轮盘上，相互之间由于变形一致没有力的作用，鼓筒只对转子刚性有所加强。这个半径称为恰当半径。当鼓的位置小于恰当半径（如半径Ⅰ处）时，轮盘的自由变形大于鼓筒的自由变形。盘鼓作成一体后，两者的变形必须协调起来，实际变形值显然处于两者自由变形值之间，说明此时轮盘的变形比自由盘小，因而应力也减小了。鼓筒则相反，变形增大，应力也增大了。也就是说，在这种情况下，鼓筒对轮盘强度有所加强，而轮盘减弱了鼓筒的强度。由于所处半径较小，鼓筒对转子刚性的加强作用不大。当鼓的位置大于恰当半径（例如半径Ⅱ处）时，鼓和盘之间的影响则正好和Ⅰ处相反，此时盘对鼓的强度有所加强，而鼓却减弱了盘的强度，但对转子刚性加强较大。

实际轮盘由于外载、温度梯度、轮盘形状、鼓筒形状等不同，因此，各轮盘的恰当半径数值可能各不相同。设计中，可以计算出恰当半径的数值。一般最好将鼓放在恰当半径位置的附近。这样，既可以加强转子刚性，又不致造成盘、鼓间过大的附加应力。当然，设计中也可以利用此特性，有意地加强鼓或加强盘。

在图3-17、3-18的结构中，各级盘、鼓间一般都采用带紧度的圆柱面配合，并尽可能

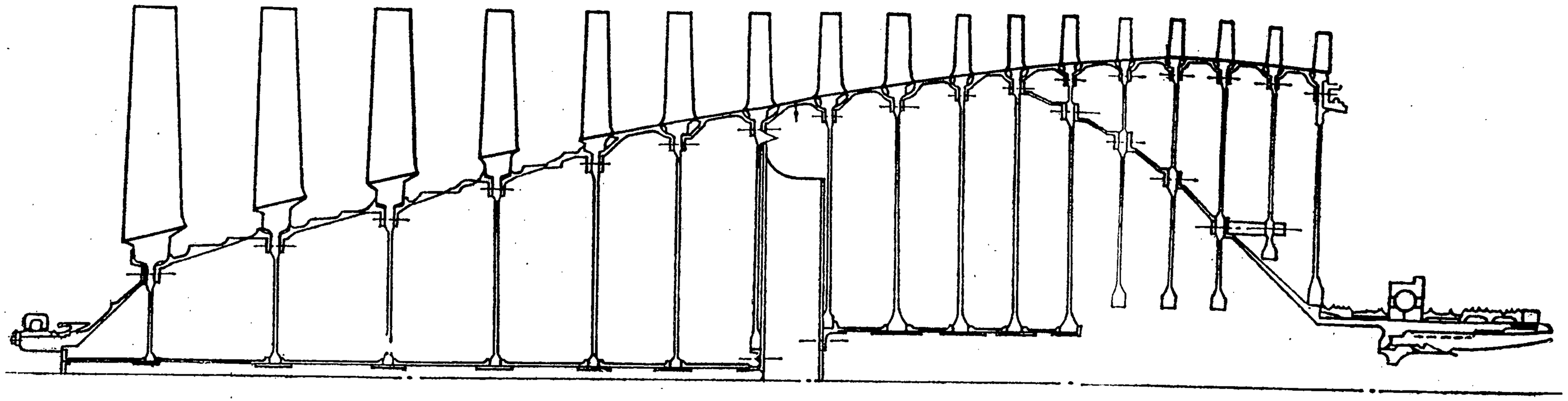


图3-16 通道内径变化大时转子采用短螺栓连接

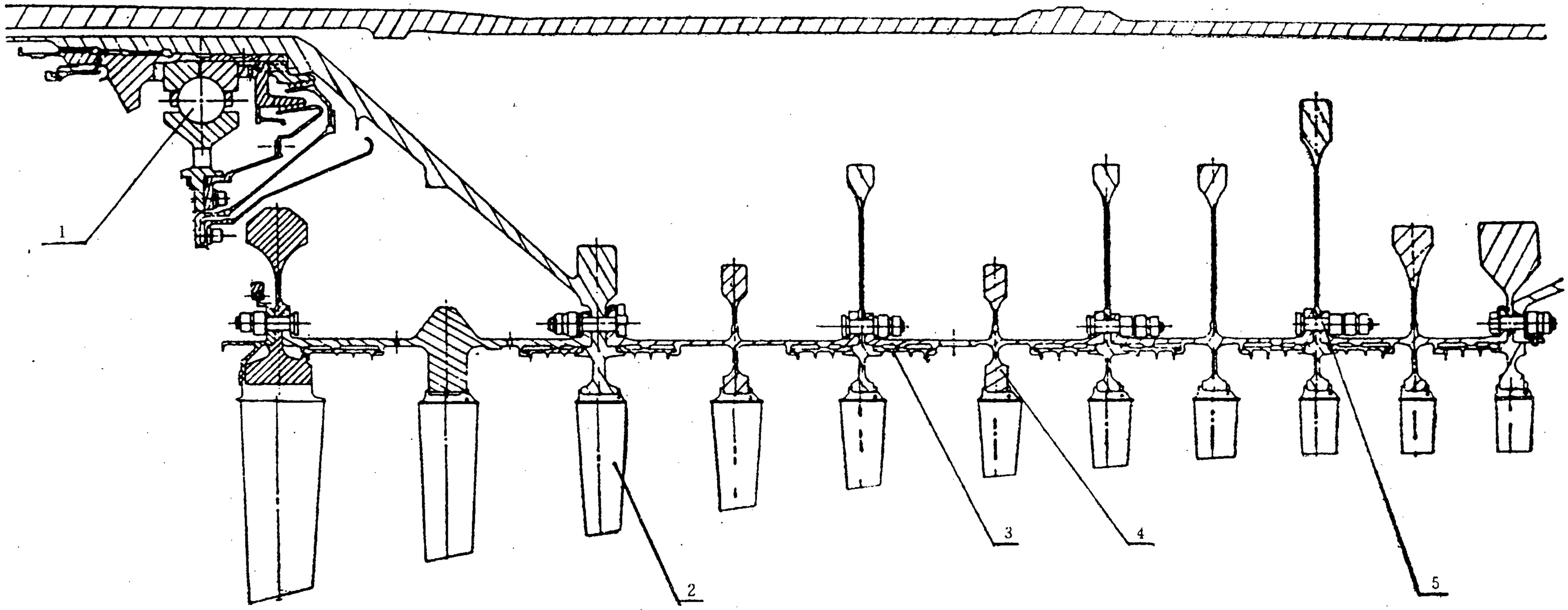


图3-17 JT9D高压压气机转子（短螺栓连接）

1，前轴承；2，工作叶片；3，篦齿环；4，轮盘；5，短螺栓

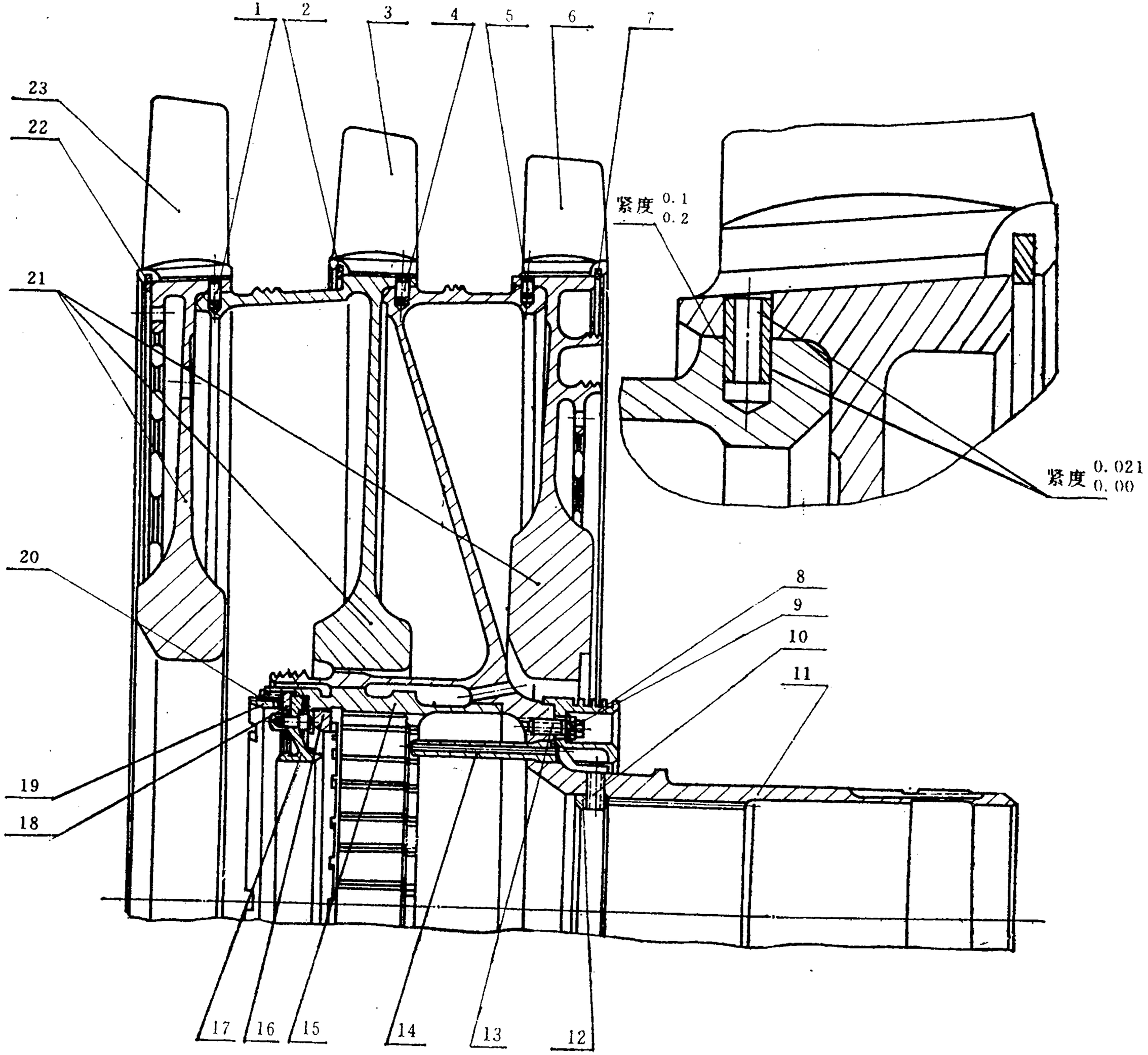


图3-18 WP7高压压气机转子
(径向销钉连接)

1、4、5.销钉；2、7、22. 卡环；3、6、23. 工作叶片；8. 滑油收集衬套；9、20. 锁片；10、13. 螺钉；11. 轴；12. 衬套；14. 滑油喷咀；15. 轴承衬套；16. 轴承螺母；17. 轴承盖；18. 止动垫圈；19. 螺母；21. 轮盘

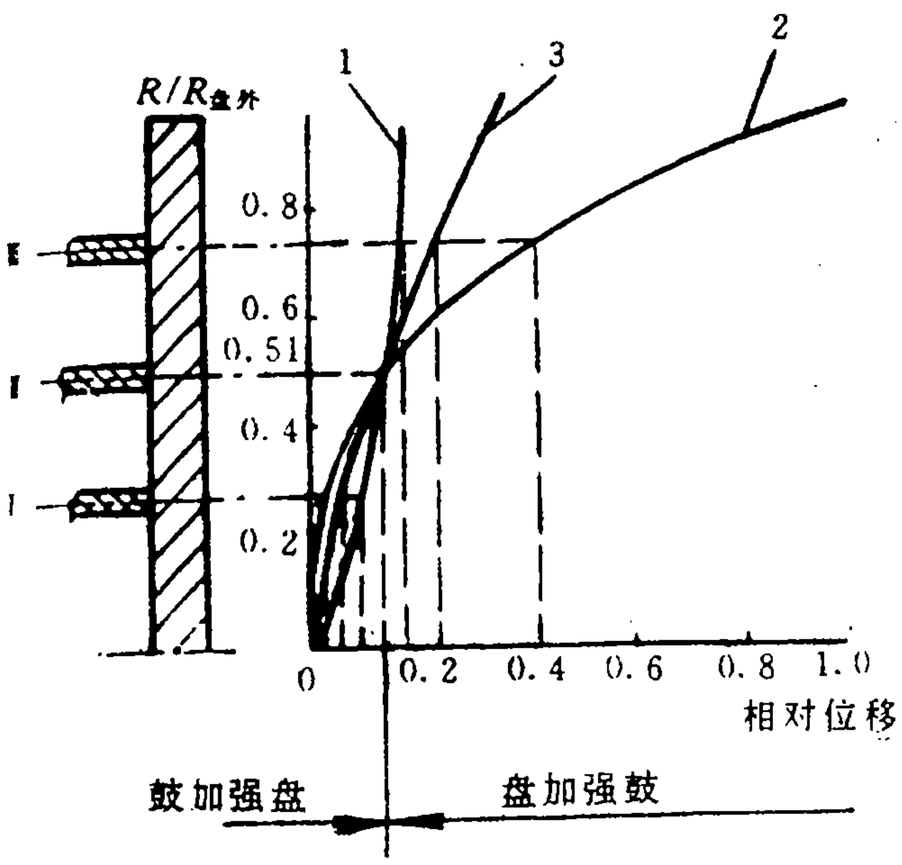


图3-19 鼓筒对轮盘的自由变形及相互影响
1.盘的径向自由变形曲线；2.鼓筒的径向自由变形曲线；3.鼓盘实际径向变形曲线

将工作状态下径向变形大的零件装在变形小的零件环腔内，以保证工作时各配合面不产生间隙。连接螺栓或销钉与孔之间一般采用零间隙到小紧度的精密配合（见图3-18局部放大图）。螺栓及销钉的数目往往比传力所需要的数目多很多。所有这些措施都是为了保证转子有较好的刚性及平衡性。

在上述各种混合式结构中，除盘（鼓）、轴等零件外，都有大量的连接件。因此。除销钉连接式转子外，其它几种转子都具有便于拆卸的优点。但是，在实际发动机的装配、维修过程中，为了避免破坏转子的平衡，压气机转子一经平衡后，就不希望再拆卸（为了装配静子，常常将机匣做成可分式）。另外，压气机转子本身故障较少，所以也不要求经常拆卸。因此，如果能将连接件去掉，直接将各级鼓对焊起来，则不仅可以大大减轻转子的重量，还可免除各配合面的加工、装配等多道工序。

随着先进焊接技术的发展，现代先进发动机中采用焊接式转子的逐渐增多。图3-20所示转子中盘、鼓、轴间都用电子束焊焊成一体。图3-21所示的转子则先将第一、二级钛合金的盘焊成一体，再将四至九级由不锈钢作的盘焊成一体，最后用短螺栓将两段转子、前轴和第三级盘连成一个转子。前、后两段转子都采用摩擦焊接方式。为了便于装拆和更换叶片，四至九级盘上车出了周向燕尾形槽，这样还简化了加工，降低了加工成本。

用于焊接转子的焊接方式，除应具有大穿透、小变形、无氧化、高强度以及焊接尺寸精度高等特点外，还要保证焊接效率高，质量稳定。早期的发动机中采用氩弧焊后再机械加工（如图3-9所示斯贝压气机转子）；目前则多用电子束焊及摩擦焊，焊后可以不再加工。用微处理机控制焊接参数，焊后还要进行超声波等严格地检验以确保焊接质量。

上述各种转子的连接形式的选用，常常取决于该发动机制造公司的传统工装设备以及使用经验。根据具体的结构要求，有时也同时采用几种连接形式，如图3-21即为焊接和短螺栓连接的组合。这是由于前、后两段转子材料不同，所以先分别焊成组件后，再用短螺栓连接起来。

设计师们还可根据压气机转子的结构强度要求，以及全台发动机的结构特点，在一台压气机转子上采用不同的转子基本结构形式。如图3-1为盘式和混合式转子的组合，图3-5低压部分则为首尾两端带盘的鼓式转子。

二、工作叶片及其与轮盘的连接

工作叶片是轴流压气机最重要的零件之一。它直接影响压气机的气动性能、工作可靠性、重量及成本等。使用中它的故障也比压气机中其它零件为多，因此，无论在设计、制造或使用维修中，为叶片所投入的劳动都是大量的。

关于叶片的气动造型及强度设计，在航空发动机原理中的压气机部分及航空发动机强

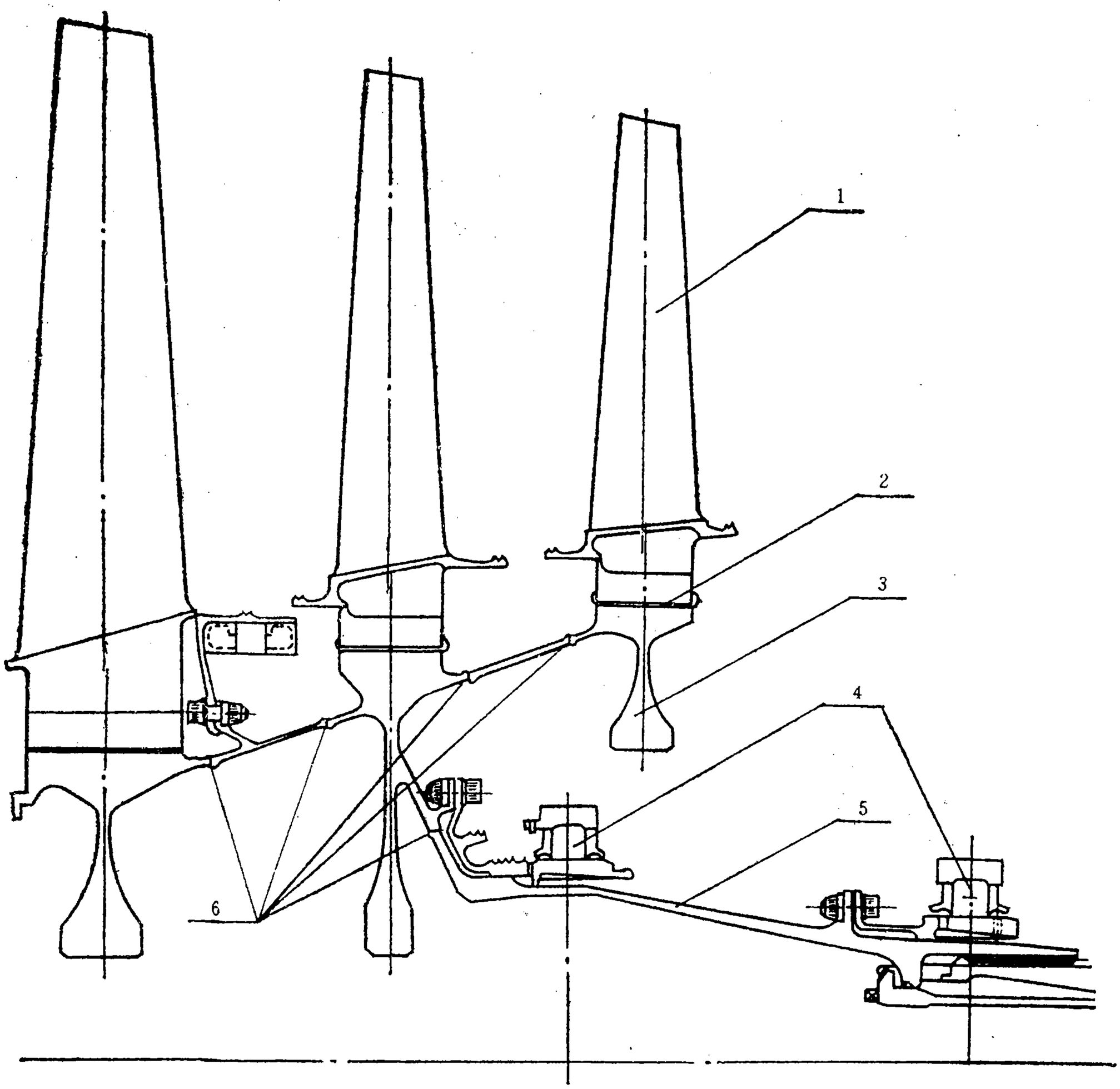


图3-20　RB199低压压气机（风扇）转子（焊接式）

1.工作叶片；2. 锁片；3. 轮盘；4. 轴承；5.轴；6. 焊接处

度计算中都有详细论述，现仅就其结构特点进行一些分析。

工作叶片主要由叶身和榫头两部分组成（图3-22）。

（一）叶身的构造特点

由于需满足气动和强度的要求，所以航空发动机压气机工作叶片的叶身一般都由适应亚音或超音工作的叶片型面，按一定的扭向规律及型面重心分布规律，沿叶高重叠而成。为了尽量减轻重量，叶尖部的弦长要比根部的窄。

在叶片较长的情况下（例如风扇叶片或压气机前级叶片），为了避免发生危险的共振及颤振，叶身中部常带有一个减振凸台（或称阻尼台，见图3-23）。装好后，连成一环状，彼此制约，增加刚性，改变叶片的固有频率，降低叶根部的弯曲和扭转应力。减振凸台接合面处喷涂耐磨合金，当叶片发生振动时，接合面互相摩擦，可起阻尼减振的作用。减振凸台的位置主要根据强度、振动因素考虑，同时也要考虑气动性能。应尽量使减振凸台的

尾迹气流不渗入内函压气机，以保证核心压气机的效率。一般减振凸台位于距叶根约50%～70%处。

由于减振凸台的存在，加上叶身与减振凸台的连接处也要局部加厚，使流道面积减小了约2%①减少了空气流量；减振凸台还造成气流压力损失，②使压气机效率下降，发动机燃油消耗率增加；此外，减振凸台③增加了叶身的重量，使叶片的离心负荷加大④叶片工艺也变得更复杂了。

为了克服减振凸台所带来的缺点，有的发动机将风扇叶片的减振凸台取消而改为带冠叶片（见图3-4）。这样，虽然改善了气动性能，减少了叶尖漏气损失，但叶片的离心负荷却更加大了。

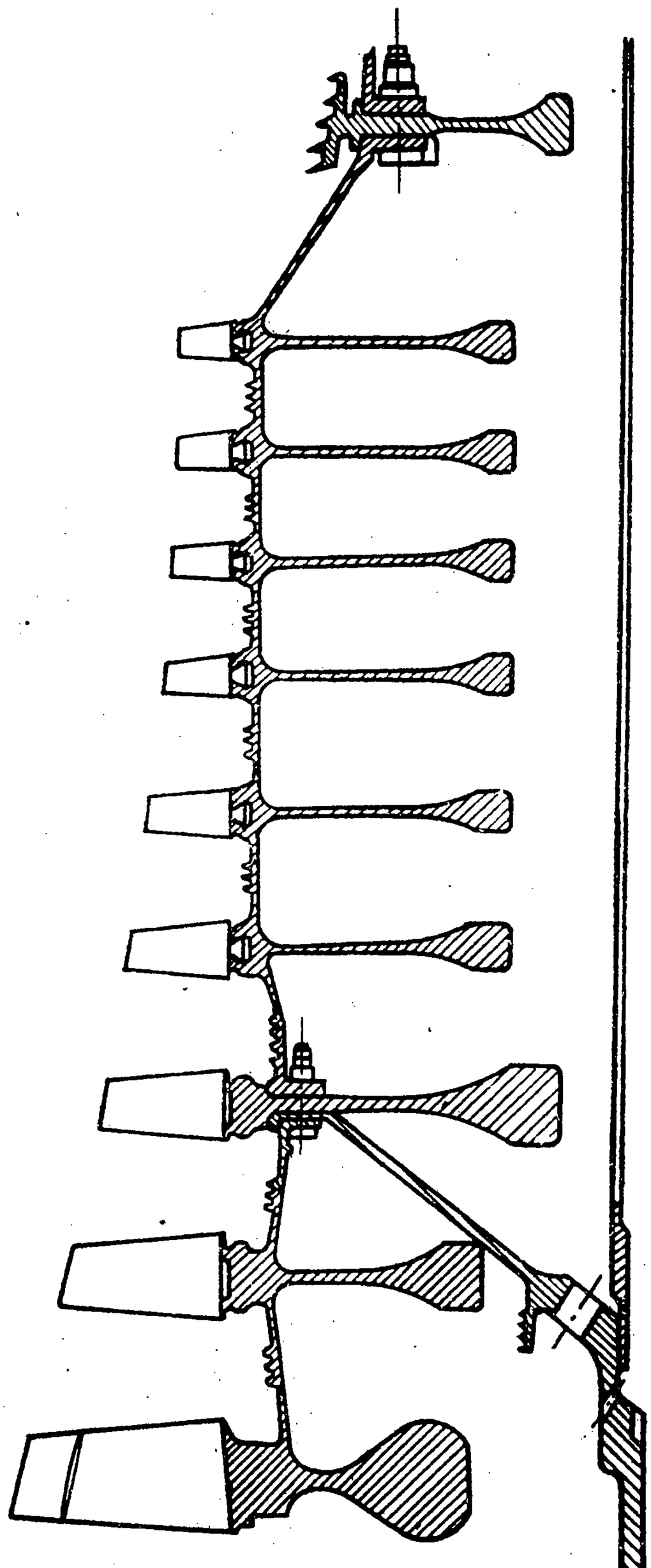


图3-21 CFM56高压压气机转子（焊接和短螺栓连接）

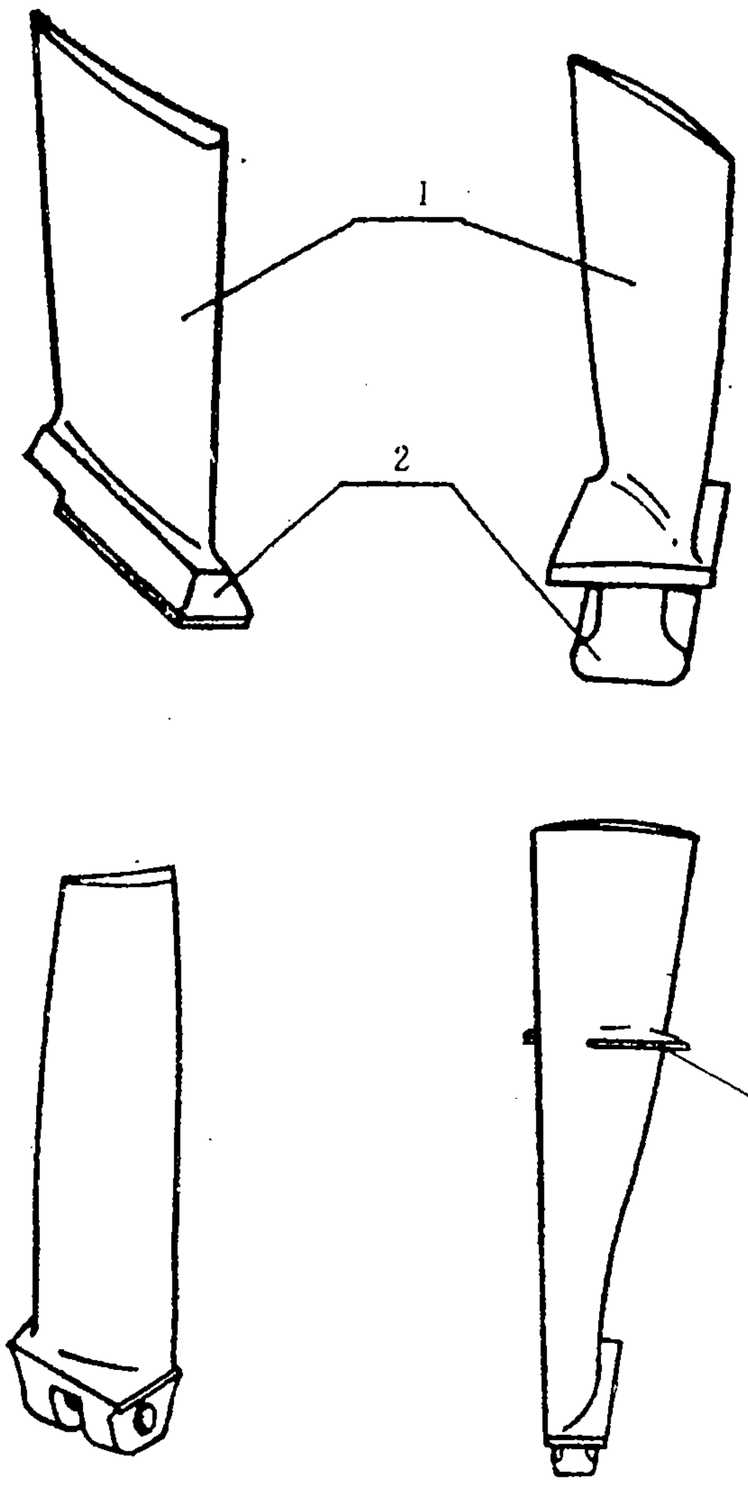


图3-22　压气机工作叶片

1.叶身；2.榫头；3.减振凸台

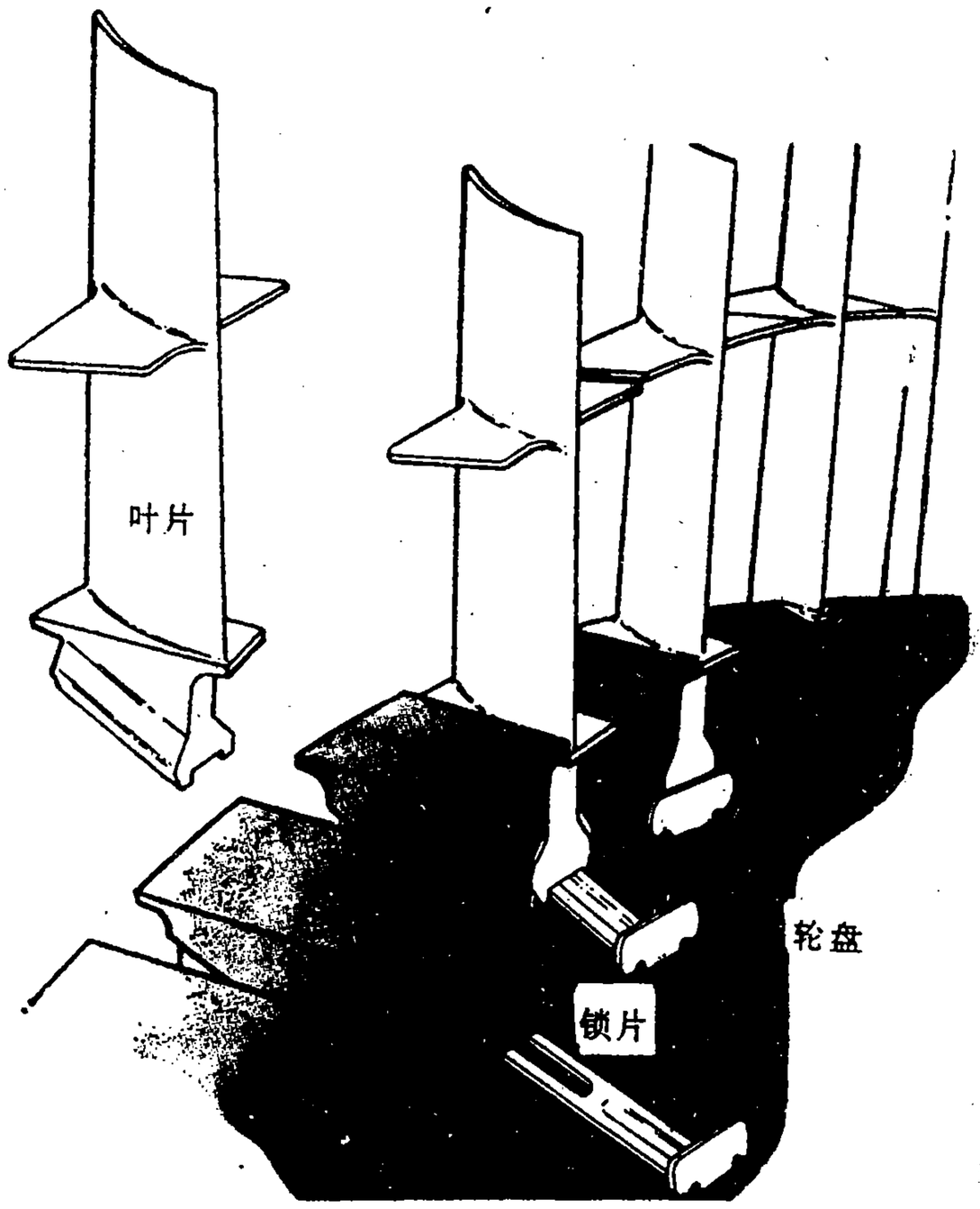


图3-23　带减振凸台的工作叶片

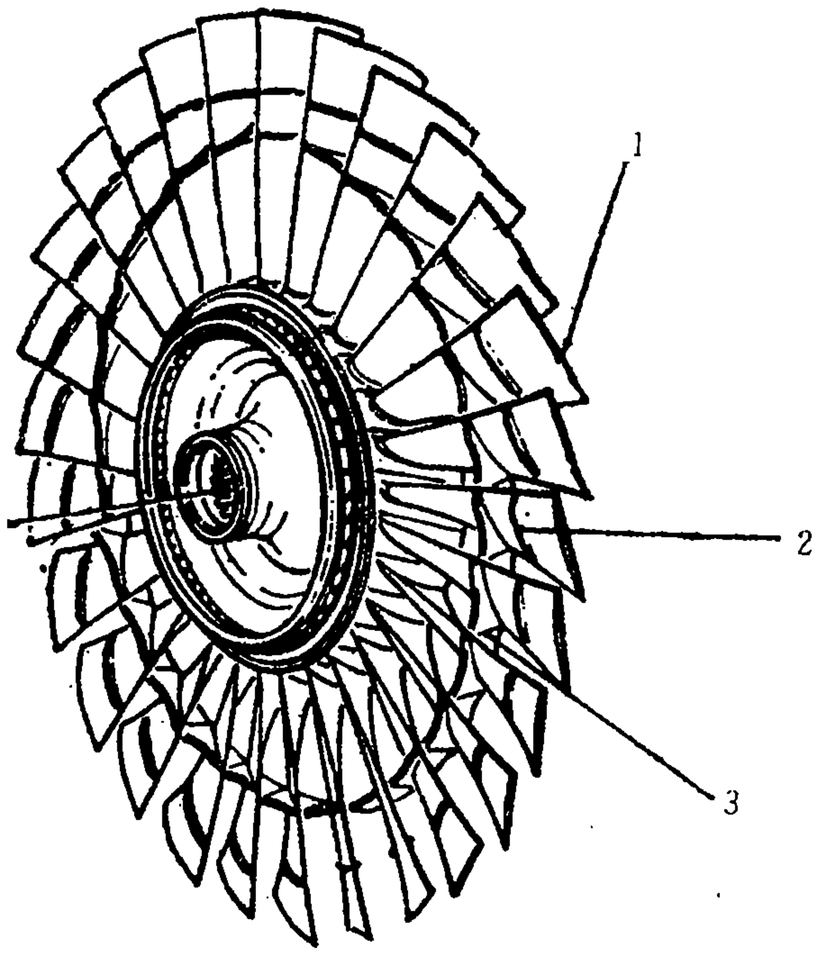


图3-24　TJ15D-4的风扇叶轮

1．风扇叶片；2．加强筋；3．减振凸台

在有些风扇叶片上，为了抵抗外来物击伤，叶身上部除减振凸台外，还作有较厚的加强筋，如JT15D-4第一级风扇叶片（图3-24）。

目前，有些发动机（如RB211-535E4及V2500等）上用宽弦的风扇叶片取代带减振凸台的窄叶弦叶片，叶片弦长较原来增加了40%左右。为了解决重量问题，采用了将钛蒙皮在真空中利用活性扩散粘合剂粘合在钛蜂窝骨架上的特殊结构（图3-25）。又由于在保证最佳稠度的前提下，采用宽弦叶片时转子的叶片数目减少，所以并没有因为加宽叶弦而引起转子重量的增加。蜂窝结构还大大改善了叶片的减振特性。

宽弦叶片与带减振凸台的窄弦叶片相比，具有叶栅通道面积大、喘振裕度宽、级效率高以及减振性能好等优点。

在一些发动机中，还巧妙地用削去叶尖处部分叶盆金属的办法，制成所谓的“刀片”结构，如图3-26所示。叶片原来的中弧线C-C，削去金属后变为C′-C′，叶型弯角明显地由θ增加到θ'，称为中弧过弯。由于中弧过弯的作用，使叶尖处的加功量加大，从而

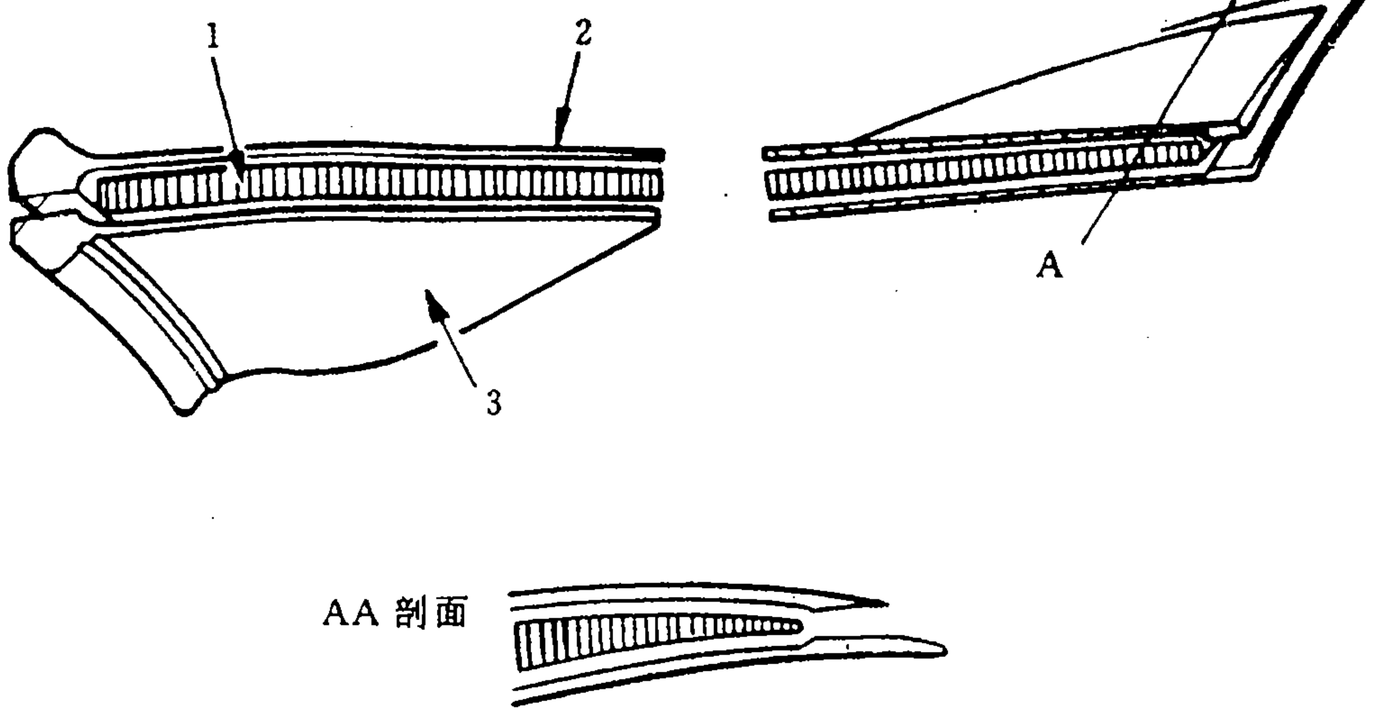


图3-25　宽弦风扇叶片的结构

1.钛合金蜂窝骨架；2.叶背钛蒙皮；3.叶盆钛蒙皮

延迟了壁面附面层的分离。不仅扩大了压气机的稳定工作范围，还有利于提高增压比和效率。由于“刀片”结构的叶尖很薄，万一叶尖和机匣相碰，也不会引起严重的后果，所以叶尖和机匣间可以采用较小的径向间隙，这就使漏气损失减小，从而提高了压气机效率。

为了进一步提高压气机的级效率，扩大喘振裕度，在一些近期投入使用和正在研制的发动机（如RB211-535E4、V2500、PW2037、PW4000等）中，普遍采用了可控扩散叶型及端部过弯叶身的叶片，取得了较好的效果。

将压气机叶型由常规的叶型改为可控扩散叶型，如图3-27所示，叶型厚度及曲率按最佳分布，因而基本消除了附面层的分离，增加了压气机的有效流通面积，提高了压气机的效率。另外，这种叶型的叶弦较宽，前、后缘较厚，因而抗腐蚀及抗冲击性能好。

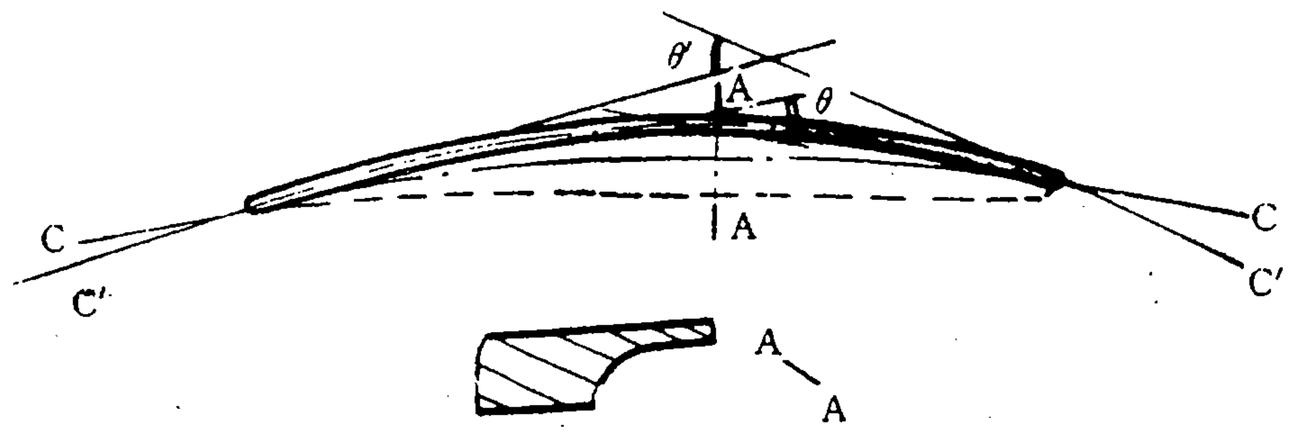


图3-26　工作叶片叶尖中弧过弯结构

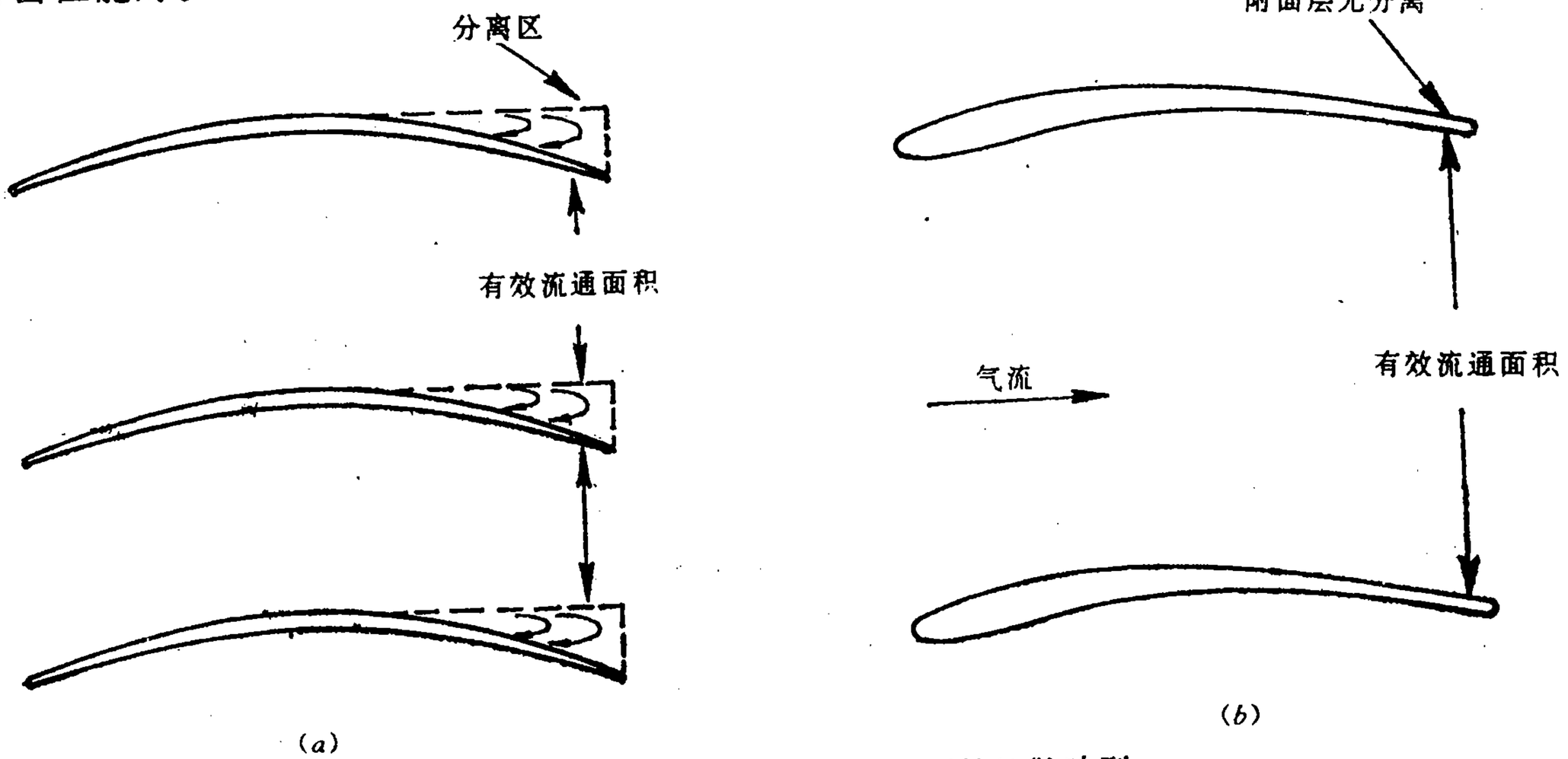


图3-27　常规叶型和可控扩散叶型

（a）常规叶型；（b）可控扩散叶型

端部过弯叶身是为了减少叶片两端壁附面层所造成的二次损失，因而将叶身（包括静子叶片叶身）尖部及根部前、后缘特别地加以弯曲，如图3-28所示。

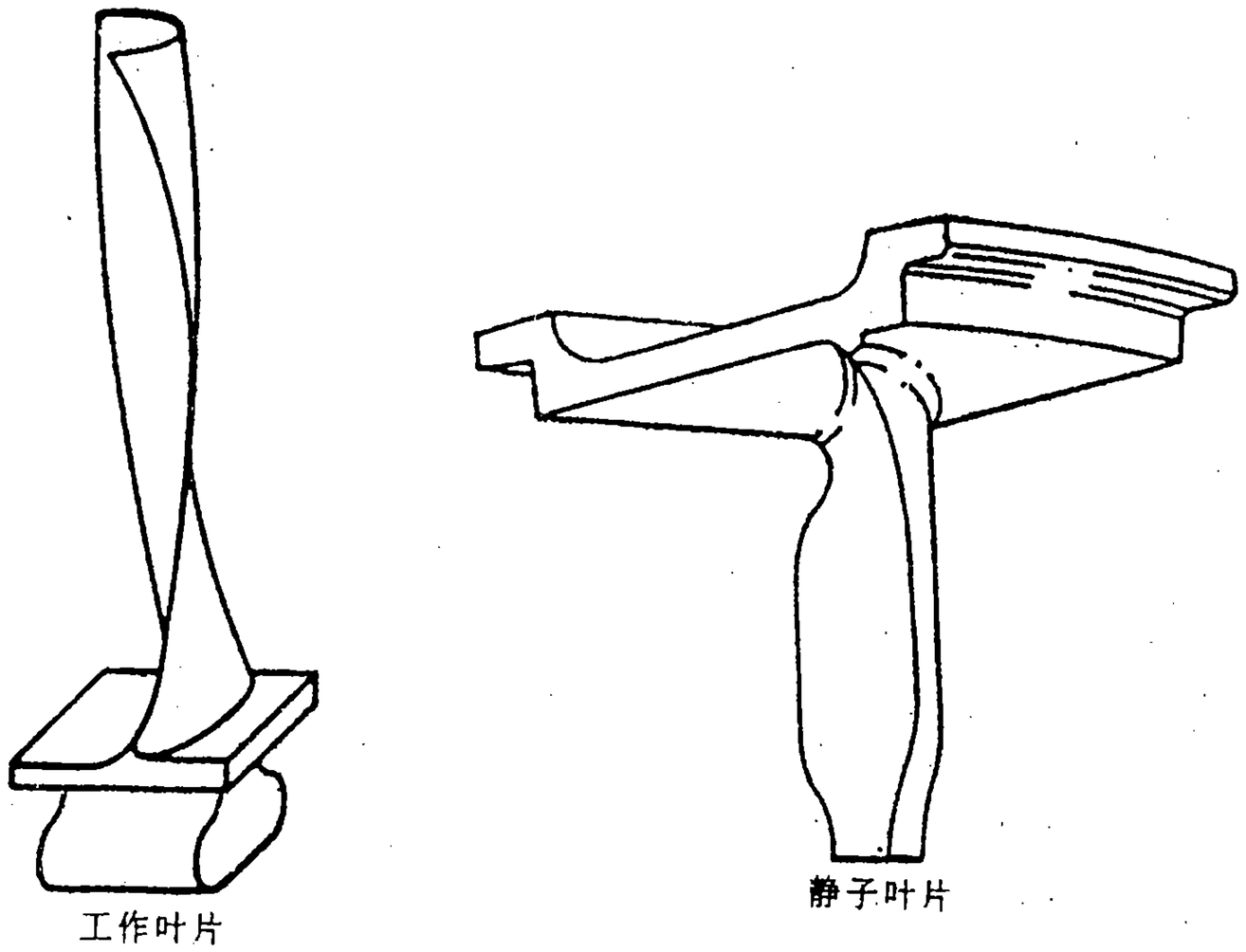


图3-28　端部过弯叶片

采用可控扩散叶型，并将叶身端部的前、后缘加以过度地弯曲，形成了新一代的高效能的叶片，使压气机的级效率及压气机特性得到了进一步的提高。

（二）榫头的构造

榫头的作用是用来连接工作叶片与轮盘，因此、榫头应保证按所要求的位置，准确地将叶片安装在盘上，并将叶身所受的负荷传到轮盘上。设计时，榫头应有足够的强度，尽量避免应力集中，保证榫头不在叶身断裂前发生断裂。

由于叶片工作时容易损坏，所以榫头还应便于装拆。

目前，压气机工作叶片的榫头基本采用燕尾形，极少数采用纵树形，有些较老的发动机上也有采用销钉式榫头的。

1．　销钉式榫头

工作叶片借凸耳跨在轮缘上或插在轮缘的环槽内（见图3-29及3-9），靠销钉或衬套承剪，传递叶片的负荷。衬套与凸耳孔之间、凸耳与轮盘侧面之间 都带有间隙，工作时允许叶片绕销钉摆动，有减振和消除连接处的附加应力的作用。

当叶片负荷较大时、可以增加凸耳和轮缘环槽的数目，以增加承剪面，改善承剪零件的受力状况（如图3-9前两级）。

这种榫头不用专用设备加工，对于单件生产或试验用的发动机有一定的优越性；另外，可以利用改变销子的直径或销子和销孔的配合间隙来改变叶片的自振频率，而不需要改动盘和叶片。但这种榫头承载能力有限，尺寸和重量大，因而，现代发动机上较少采用。

2．　燕尾形榫头

工作叶片借叶根处的燕尾形榫头安装在轮盘上相应的槽内，依靠槽侧面定位和传力。榫头与榫槽的配合，可以是过渡配合，也可以是小间隙配合。采用间隙配合，使叶片安装方便，避免在榫槽内出现装配应力。

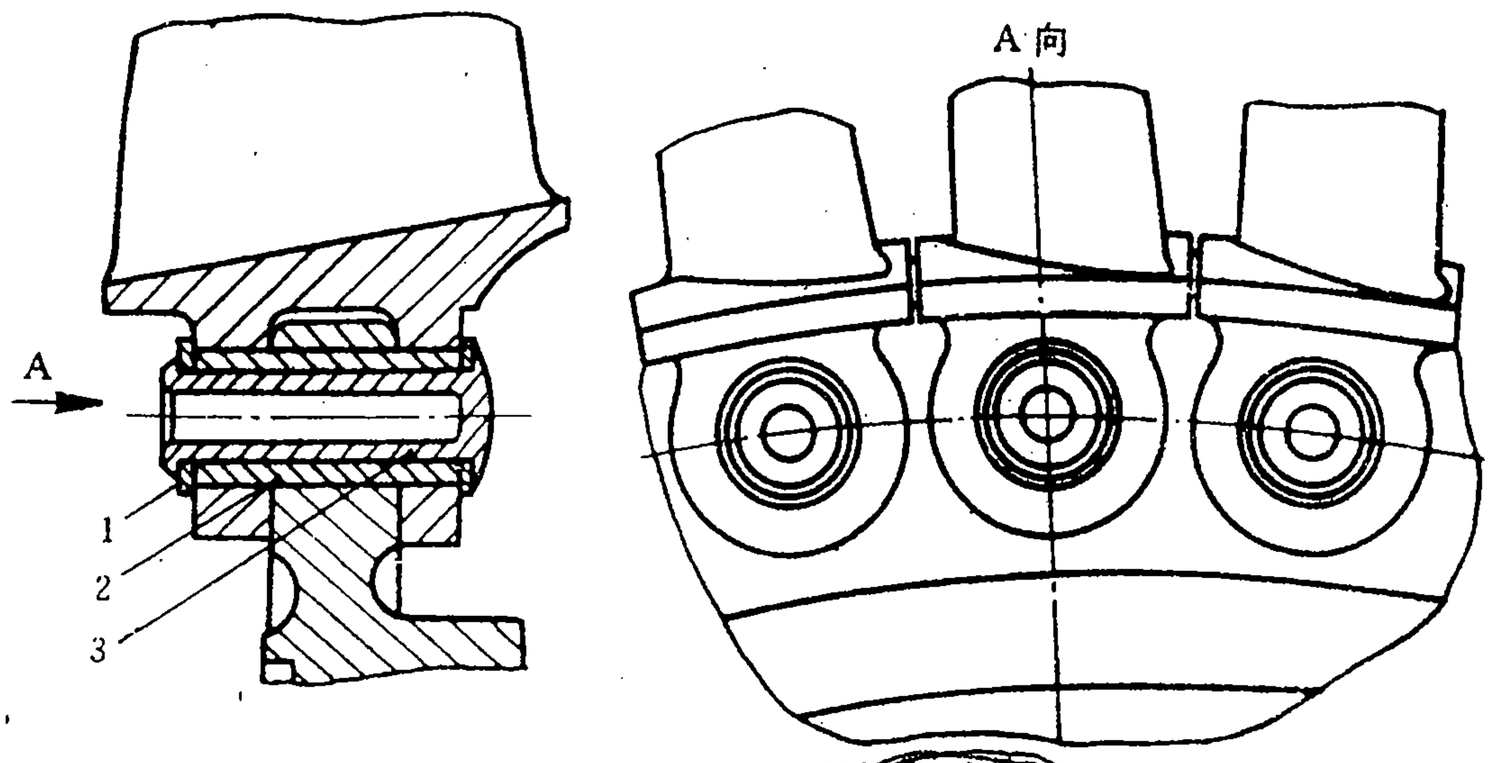
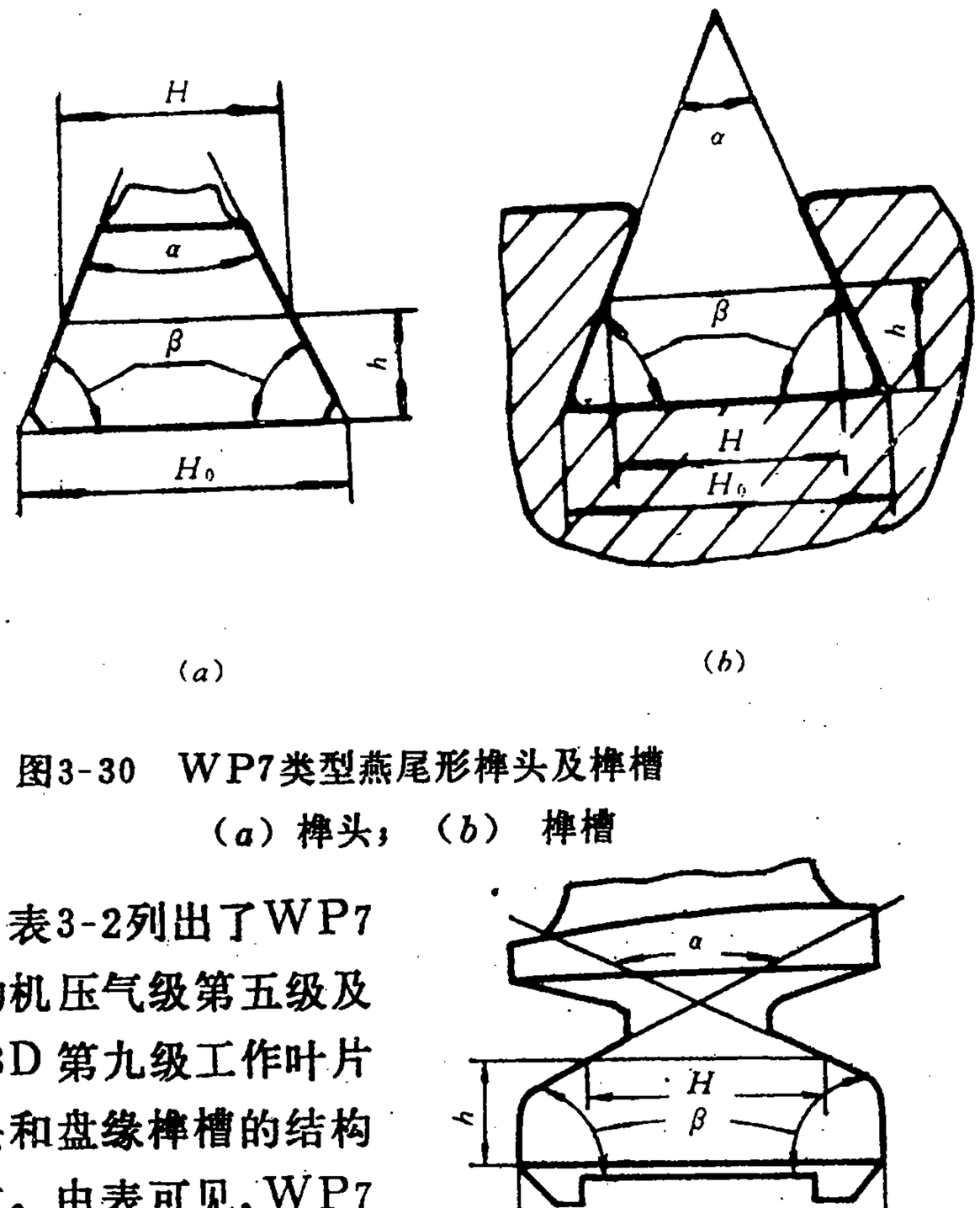


图3-29　双凸耳销钉式榫头

1．垫圈；2．承剪衬套；3．销钉

根据叶片的情况及设计风格的不同，现有发动机采用了几种不同形式的燕尾形榫头。图3-30所示为WP7类型发动机上所用的榫头及榫槽的典型结构。这种榫头与叶根直接相连，榫头上表面必须完全包容叶根型面，而榫槽沿轴向的宽度又要与榫头相同，所以轮缘尺寸较厚。为了减小应力集中，榫头及榫槽各转接处都尽量以倒角或大圆角代替小圆角和尖角。



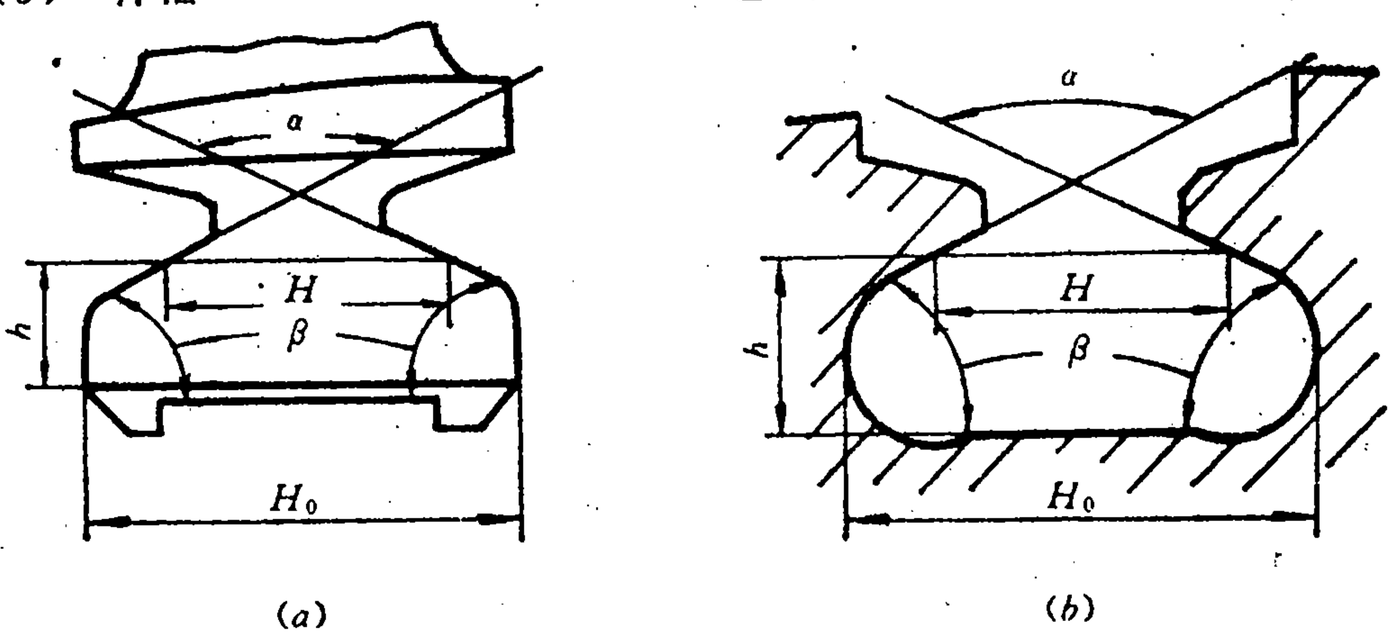
(a)　　(b)

图3-30　WP7类型燕尾形榫头及榫槽

(a) 榫头；(b)　榫槽

类似图3-31所示的榫头型式则广泛用于JT3D等英美发动机中。这种榫头上面做出专门的平台包容叶根型面，在平台与燕尾形榫头之间有一段过渡段，称为中间叶根，各转接面间都用圆角过渡。

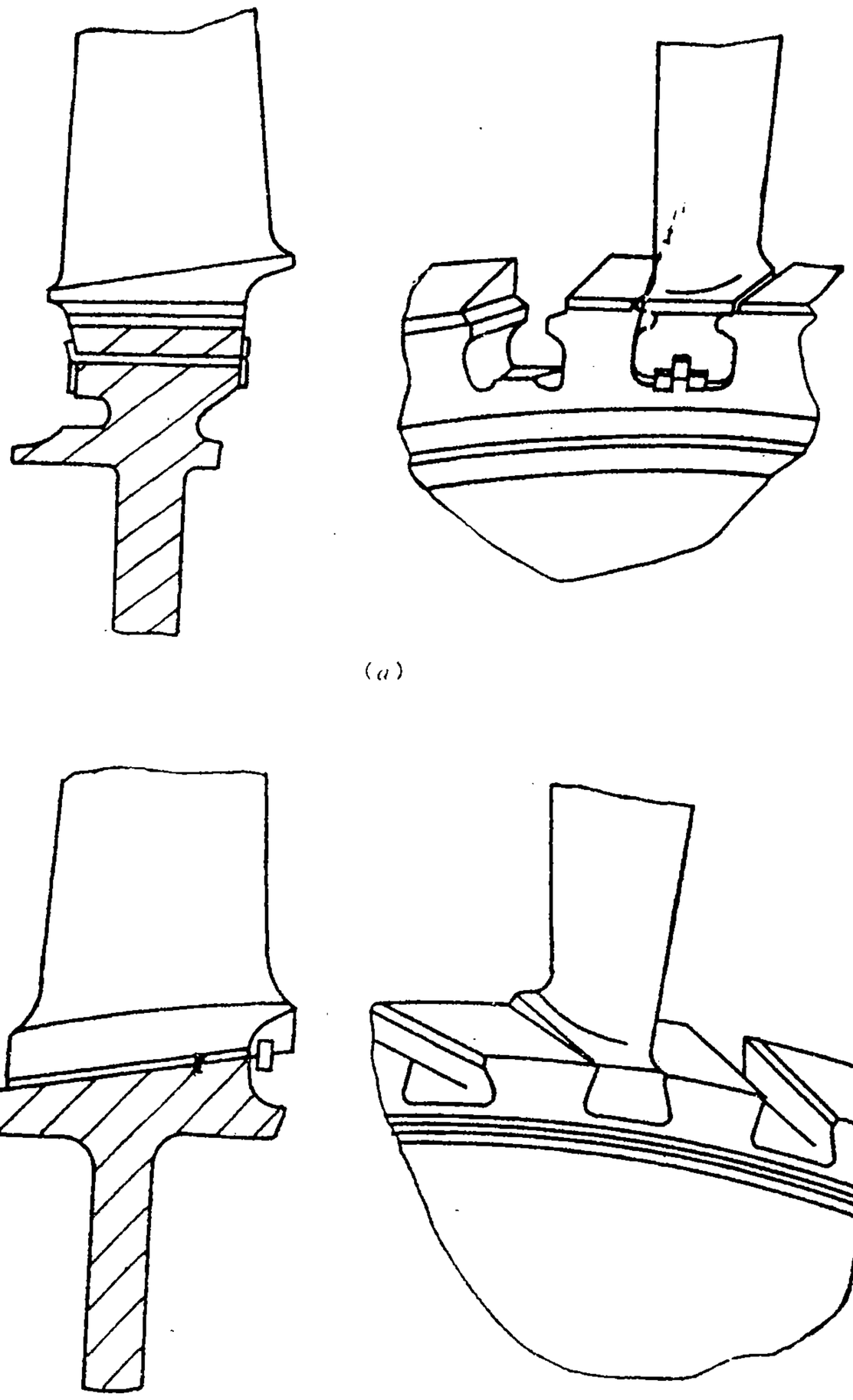
表3-2列出了WP7发动机压气级第五级及JT3D第九级工作叶片榫头和盘缘榫槽的结构参数。由表可见，WP7的榫头的β角为70°，而JT3D的则为30°。由榫头受力分析可知，β角小可使承压面的挤压应力减小。因而，后一种榫头从中间叶根开始，轮缘及榫头都可以做得薄些，这样就可以减轻转子的重量（图3-32）。



(a)　　(b)

图3-31　JT3D类型燕尾形榫头及榫槽

(a)　榫头；(b)　榫槽



(a)

(b)

图3-32　两种燕尾形榫头及轮缘形状对比

（a） JT3D类型；（b） WP7类型

由于叶片安装角要求严格，因而不仅要求榫头、榫槽尺寸精度高，各榫槽的位置精确度的要求也很高。一般采用拉削加工。这就使工装复杂，制造成本提高，但拉削加工生产率高。

在有些发动机的高压压气机后几级叶片上，采用了环形燕尾榫头来固定叶片，即在轮缘上车出一个环形的燕尾槽安装叶片，使加工简单，装配方便。但在设计中，应考虑叶片的装拆及锁紧问题。图3-33示出了一种方法，即在轮盘的环形燕尾槽上开有一个能从径向插入叶片榫头的缺口，所有的叶片都由此装入环形槽内。在缺口的左右两边，各有一个锁紧槽口，其尺寸比缺口小，叶片不能由锁紧槽口径向出入燕尾槽。在最后装入的四片叶片中，夹有两个锁紧块。锁紧块分别夹在两片叶片底板上开的方形孔中。当所有的叶片装入以后，沿图中箭头所示的方向，将叶片转过一个角度，使缺口正好错开叶片的榫头，而锁紧块正好嵌入锁紧槽口内。拧动装在锁紧块中的螺钉，使锁紧块向上抬起，紧贴于锁紧槽中，使锁紧块不能周向移动，最后将螺钉冲铆住。这种结构加工简单，装配方便，但由于榫头尺寸不可太大，因而只用在离心力较小的叶片上。

3．　枞树形榫头

这种榫头呈楔形（图3-34），轮缘部分呈倒楔形，从承受拉伸应力的角度看接近等强，因而这种榫头的重量轻，但它靠多对榫齿传力，应力集中严重，工艺性较差。由于金属材料在低温时对应力集中更加敏感，而压气机工作叶片一般离心力又较小，所以这种榫头在压气机中用得较少；只有在负荷较大的前几级（或风扇级）或大型发动机温度较高的后几级，当叶片和轮盘都用钢（或钛）制成时，才有所采用（如飞马MK104发动机的第1～3级，RB211-524风扇级，涡喷8发动机的第7、8级等），榫齿一般只有2～3对，并且多做成大圆弧齿。

综上所述，①销钉式榫头虽然具有减振和自位作用，而且不要求有特殊的工装，但因榫头尺寸大而重，所以在现代发动机上较少采用；②枞树形榫头虽然有它突出的优点，但用在

表3-2　两种燕尾形榫头和榫槽的结构参数

参数 \ 机型		WP7(第5级)	JT3D-3B(第9级)
H	榫头	$8.8^{+0.01}_{-0.035}$	8
	榫槽	8.8±0.03	8
H_1	榫头	10.62	$11.6_{-0.1}$
	榫槽		$12.42^{+0.1}_{-0.05}$
β	榫头	70°±4′	
	榫槽	70°±10′	
α	榫头	40°±4′	120°±4′
	榫槽	40°−4′	120°±4′
h	榫头	2.5	4.4±0.1
	榫槽		$4.82_{-0.08}$
表面状况		0.8/ 侧面粗糙度 ▽7 1.6/ 底面粗糙度 ▽6	1.6/ 0.8/ 表面粗糙度 ▽6～▽7，喷丸处理；接触面涂石墨清漆

压气机上不但不能充分显示它的优点，反而突出了它应力集中严重的缺点，因而也采用较少，而是广泛地用在涡轮上。各种形式的燕尾形榫头，则因为尺寸小、重量轻、结构简单、装拆容易，在压气机中得到广泛地应用。

（三）叶片的槽向固定

工作叶片靠轴向燕尾形榫头或枞树形榫头装在轮盘榫槽内以后，还必须槽向固定，以防止叶片在气动力和离心力的槽向分力的作用下，沿槽向移动，或由于振动而松脱。

槽向固定的方法很多，通常采用各种形状的锁片固定（图3-35）。当气流内通道较斜，而且叶片榫头又作成与通道平行时，由于离心力的槽向分力较大，可用挡销固定（见图3-35(*b*)），也可以利用两级轮盘间的封严篦齿环槽向固定叶片（见图3-10）。

在大流量比涡扇发动机中，风扇叶片易受外物击伤。为了能在外场及时更换损坏了的叶片，应具有能方便拆换单个叶片的能力。但在叶片带冠或带减振凸台时，单个地拆除叶片变得比较困难。图3-36所示为一种能单个拆除带冠叶片的锁紧结构。装配时，首先将风扇叶片推入盘上的燕尾槽中，使其靠住固定在盘后的增压级转子封严篦齿环上，然后，从上

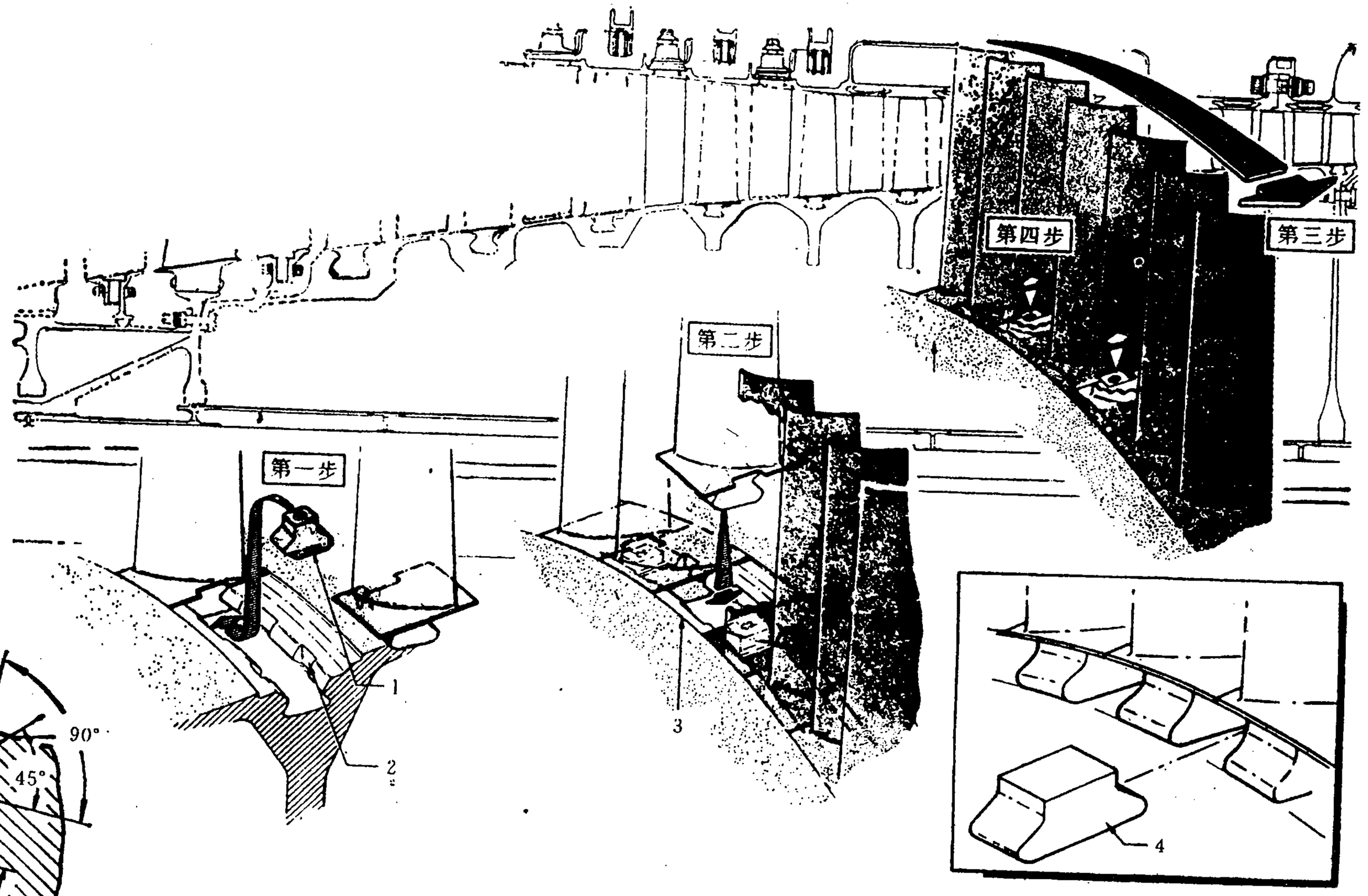


图3-33　环形燕尾槨头及其装配过程

1.锁紧块；2.锁紧槽口；3.叶片入口；4.平衡块

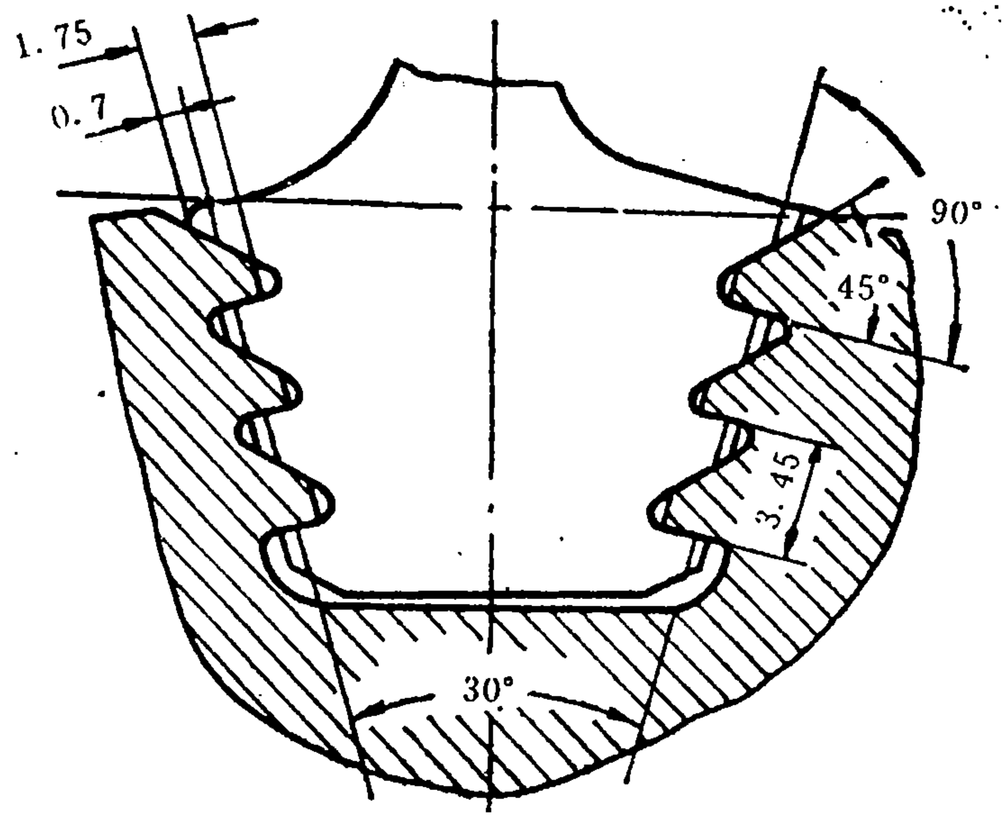


图3-34　枞树形槨头

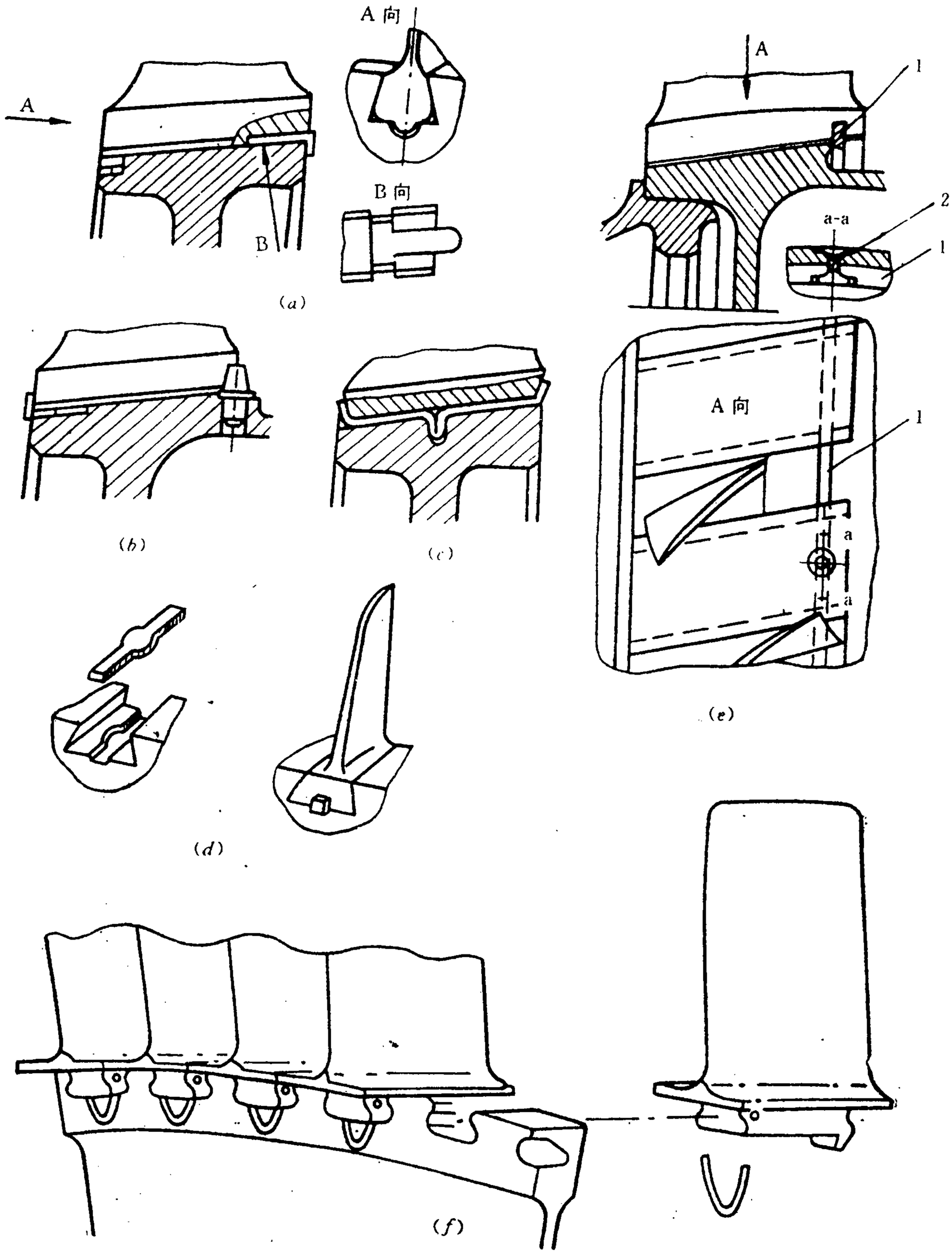


图3-35　各种形式的叶片槽向固定方法

（a）榫头凸块和锁片固定；（b）挡销和锁片固定；（c）、（d）锁片固定；（e）弹簧卡圈固定：1.卡圈；2. 装在卡圈缺口处的固定销；（f）锁丝固定

图3-34　纵树形榫头

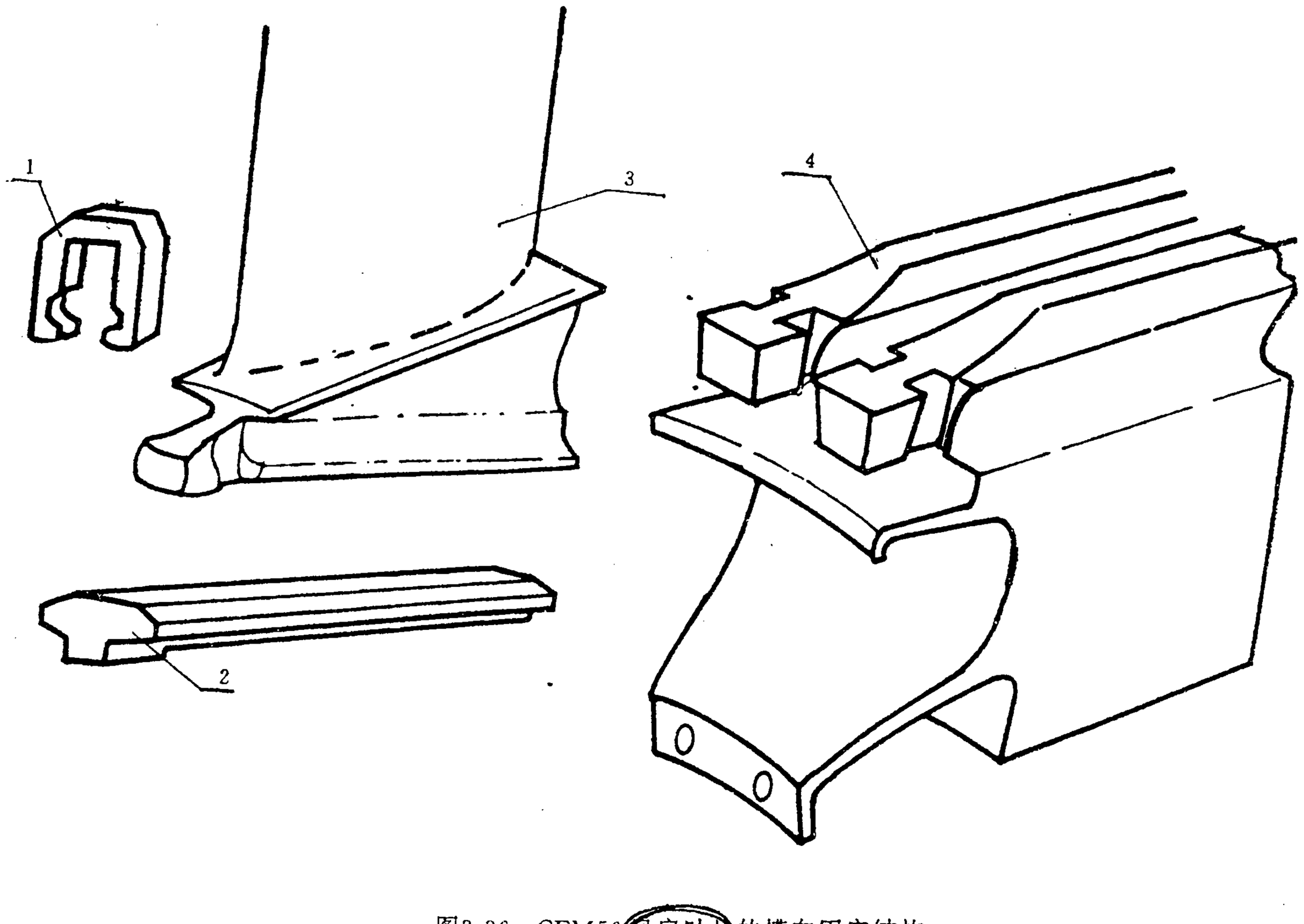


图3-36 CFM56风扇叶片的槽向固定结构

1. 锁块；2. 固定垫片；3. 风扇叶片；4. 盘

向下装入锁块1，最后插入固定垫片2，将叶片顶起。固定垫片则靠进气帽罩的安装边挡住（见图3-10）。拆卸时，只需拆下帽罩，抽出固定垫片2，就可使叶片下落，从而脱出叶冠(或减振凸台)间的相互啮合，取下锁块后即可单个拆下。叶片所受的向前的轴向力通过锁块传到盘上。叶根处做出一段过渡段使榫槽与旋转轴线平行，这样便于拉削加工，并可消除叶片离心力在槽向的分力，使叶片槽向锁紧处不承受很大的槽向力。因而这种将榫槽作成与转子轴线平行的方法，在大型发动机中得到广泛的采用。

第三节　轴流压气机静子

轴流压气机静子是压气机中不旋转的部分，由机匣和静子叶片组件所组成。它除了承受静子叶片所受的轴向力、扭矩和振动负荷外，还要传递转子支承所受的各种负荷。此外，静子还是气流通道的一部分，并要承受气体的内压力及气体升温所引起的温度应力。

设计静子的基本要求是：

（1）在保证足够的强度及刚性的前提下，尽量减轻重量。

（2）各段机匣间要保证准确定位，可靠的密封及固定。

（3）采取措施减少漏气损失，提高压气机效率。

（4）保证静子叶片按设计要求高效率的工作。

（5）装配、维修方便，工艺性好。

由压气机的典型方案可以看出，静子的结构形式是和发动机转子的形式相对应的。在单转子及有的双转子涡喷发动机中，静子一般分为前、中、后三段，分别称为进气机匣、中机匣及后机匣（又称扩散机匣），如图3-1、3-3所示。在大部分双转子涡喷发动机及双转子涡扇发动机中，中机匣又分成低压压气机机匣及高压压气机机匣，中间还有一段过渡机匣，称为中间机匣（参看图3-2）。在大函道比的涡扇发动机中，还有风扇静子机匣（参看图3-4、3-5）。

压气机进气机匣关系到发动机的进气防护、防失速、防冰、防外物打伤以及包容能力等问题，将在后面第四节中讲述。

中间机匣及后机匣主要实现内、外函分流和气流通道的过渡转接，在结构上多用作支承轴承及安装附件传动机构。机匣支板一般做成空心的，用以穿过附件传动杆、滑油进、回油管以及通气管路。详细结构在第九、十章中讲述。

本节重点分析风扇静子机匣及压气机中机匣（包括高、低压机匣）的结构及设计特点。

一、风扇静子机匣

图3-37是一个大函道比发动机的风扇静子机匣。整体的机匣前后分成两段。前段前部为风扇包容机匣，后部安装风扇出口静子叶片；后段为带有支板的风扇承力机匣。

风扇包容机匣由合金钢制成，内表面镶嵌着（或粘合着）耐磨并能缓冲的金属或复合材料①以保证风扇叶尖和机匣间的径向间隙能做得很小②而且一旦叶片损坏，碎片不致于击穿机匣，造成更大的二次损伤事故。在有些发动机上，还特意加厚机匣壁及前安装边，并将机匣外壁上做出几条特制的加强肋（图3-38中3）以增加机匣的安全性。也有的发动机采用在金属机匣外围以铝合金蜂窝层，再包着数十层玻璃纤维布组成的包容机匣，不仅包容能力大大加强，而且重量轻（图3-39）。

风扇出口静子叶片除扩压外，还用来消除风扇出口气流的旋流以增加推力。有些发动机将此叶片斜置（参见图3-4），可以减小噪音。风扇出口静子叶片一般可以用铝合金制成。为了便于更换，应该做成可以单独拆卸的。

风扇承力机匣是由强度及刚性都较好的机匣内、外壳体及支板所组成。上面装着发动

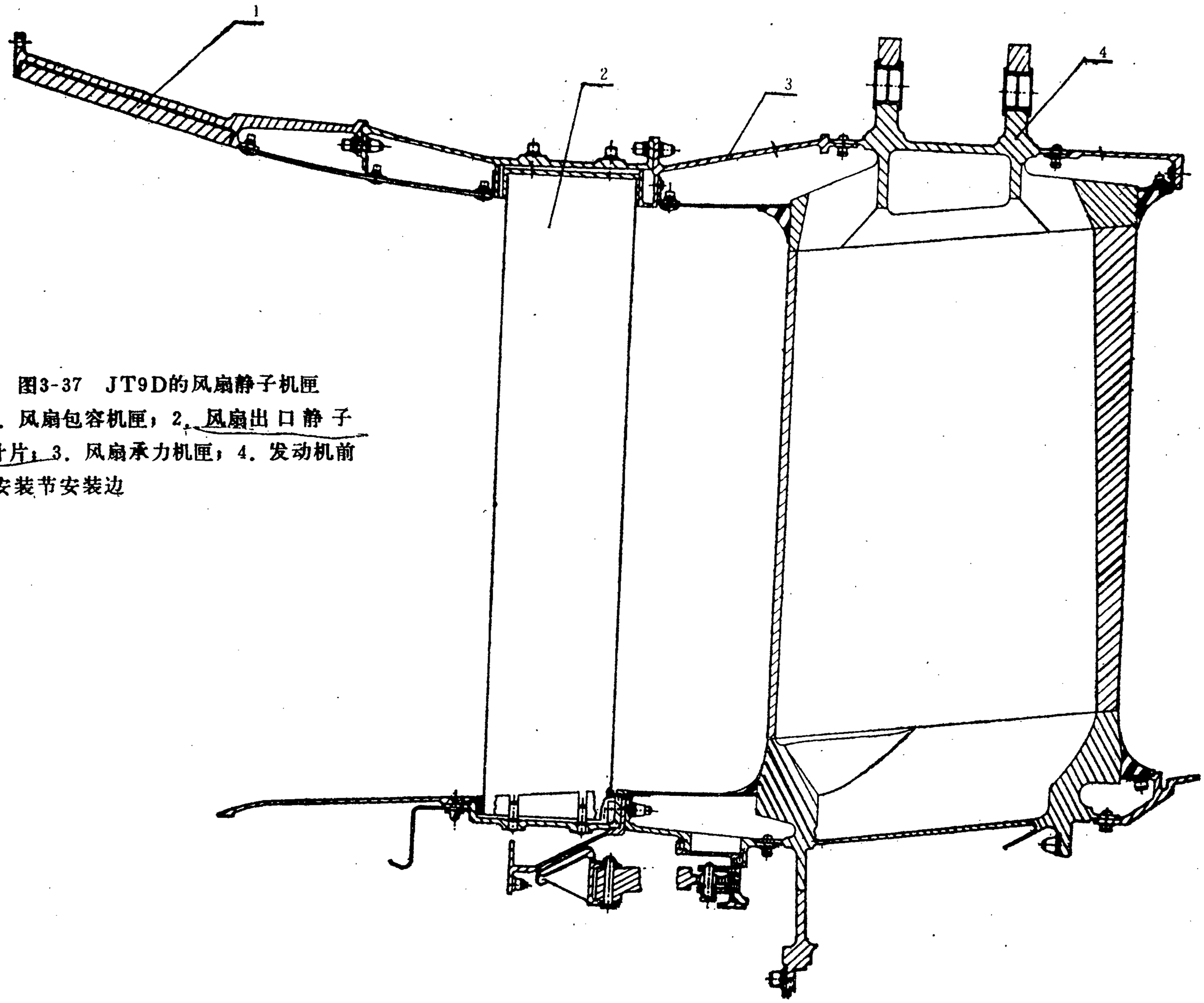


图3-37　JT9D的风扇静子机匣

1．风扇包容机匣；2．风扇出口静子叶片；3．风扇承力机匣；4．发动机前安装节安装边

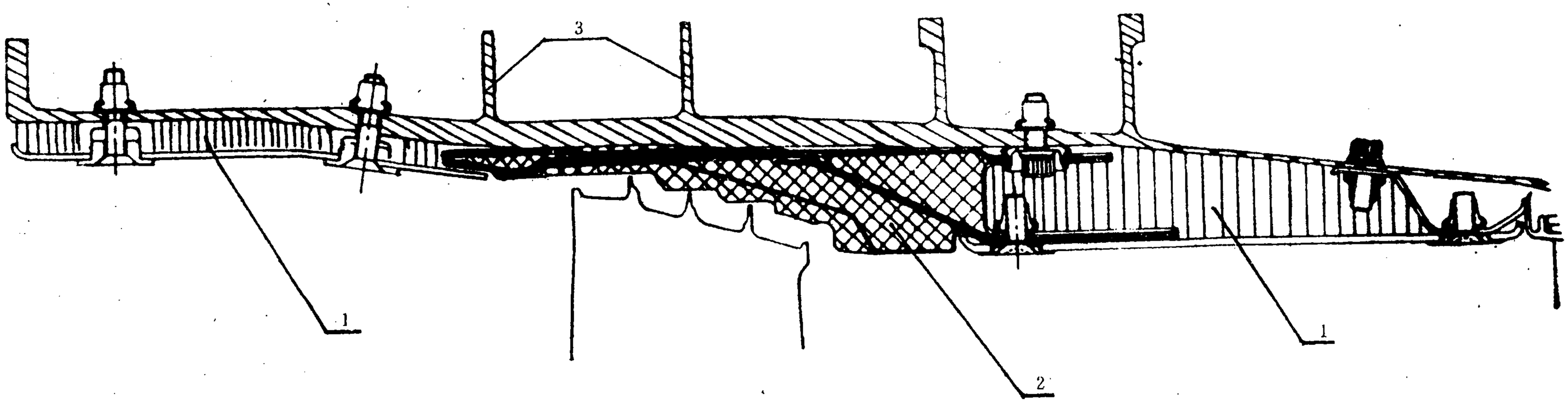


图3-38　CFM56的风扇包容机匣

1.吸音层；2.粘结在金属基体上的风扇摩擦带；3.加强肋

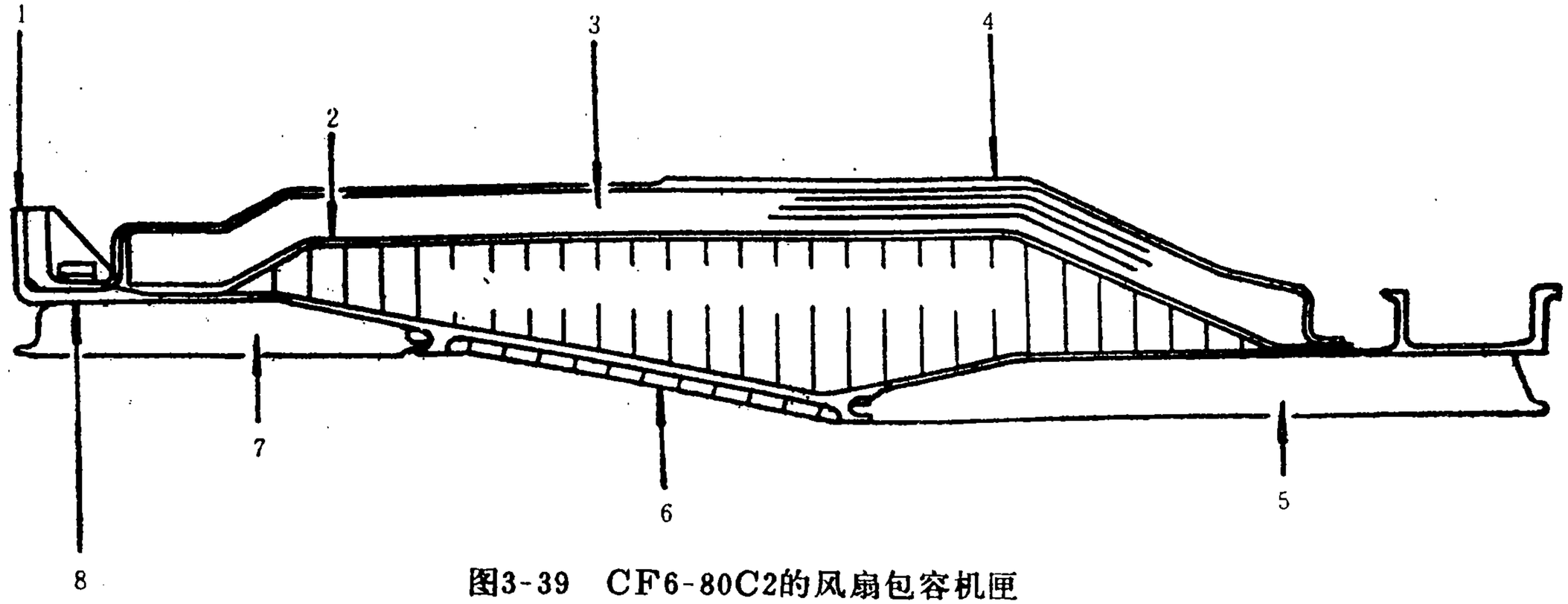


图3-39　CF6-80C2的风扇包容机匣

1．前安装边；2．石墨-环氧树脂；3．Kevlar缠裹层；4．Kevlar-环氧树脂；5．Kevlar垫层；6．微泡状风扇叶片外环；7．蜂窝层；8．铝机匣；9.小铝蜂窝（蜂窝空腔为3.175mm）

机的主安装节。风扇轴承及高压压气机前轴承的力也靠它传递，有些发动机的附件传动机匣也装在它上面。

为了减少风扇的噪音，在风扇机匣的内壁上常常装有玻璃纤维和环氧泡沫塑料等吸音物质（如图3-38中1及图3-39中5、7）。

二、压气机中机匣

中机匣有分半式和整体式两种。

图3-40所示分半式机匣由锻造（在民用斯贝上则用铸造）铝合金机械加工而成。直径

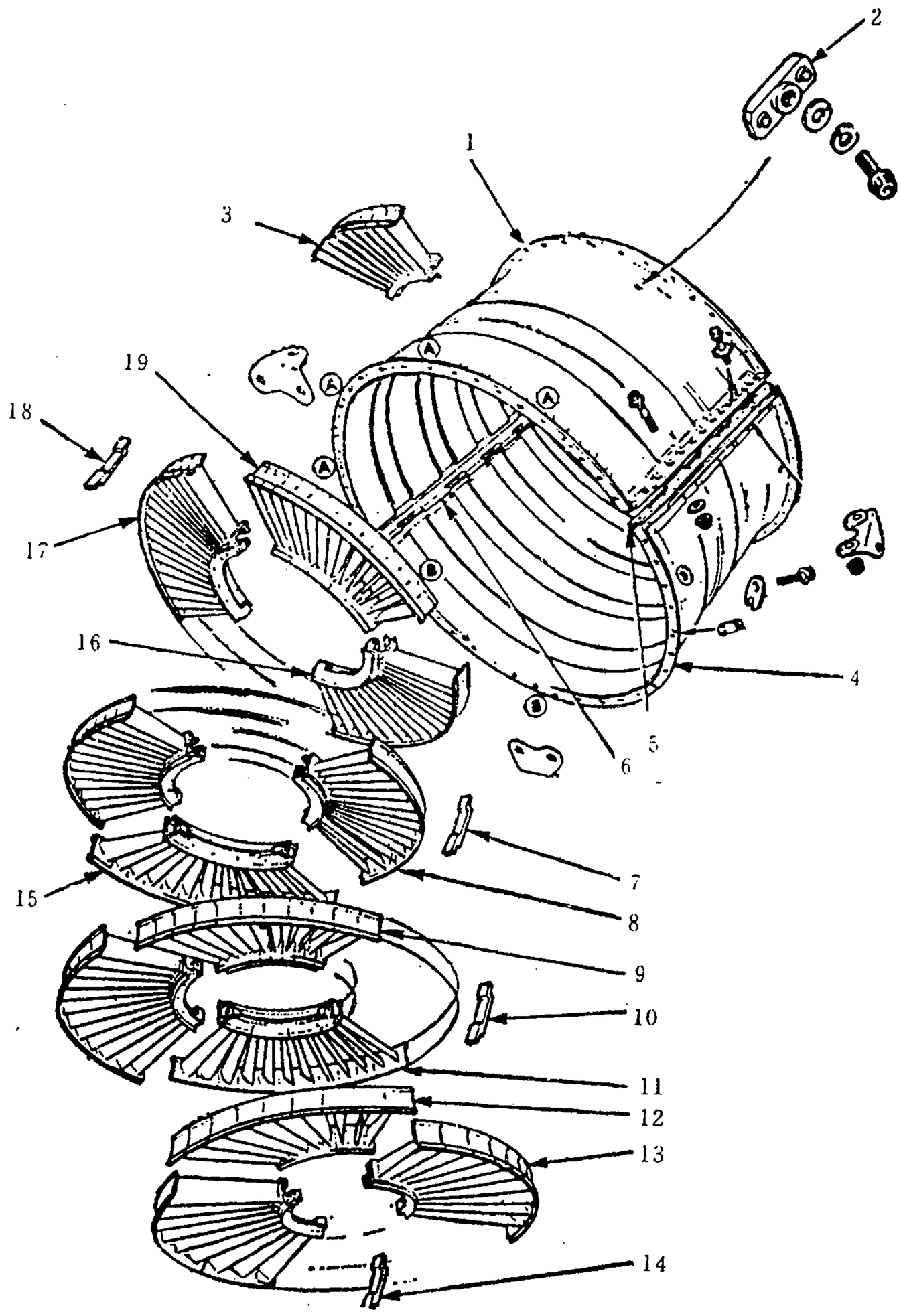


图3-40　斯贝发动机低压压气机静子轴测图

1.上半部机匣；2. 止动块；3. 第5级静子叶片组件；4. 下半部机匣；5. 左止动板；6. 右止动板；7、10、14、18.调整垫片；8. 第3级14叶片组件；9. 第2级11叶片组件；11.第2级12叶片组件；12. 第1级9叶片组件；13. 第1级10叶片组件；15.第3级13叶片组件；16. 第4级16叶片组件；17. 第4级15叶片组件；19. 第4级18叶片组件

从前向后逐渐减小。机匣沿水平方向分成上下不对称的两半部1和4，上半部小，下半部大。在机匣内表面加工有5道安装静子叶片的“T”形槽。机匣纵安装边结合面处夹有止动板5、6，防止静子叶片组在机匣内窜动。前4级“T”形槽的底部都有一个漏水孔，用来排除“T”形槽里的积水。

静子叶片均为铝合金精密锻造而成。每个叶片都带有内、外叶冠。前四级静子叶片中每三个或四个叶片的内、外冠焊成一体，成为一个小组件，然后再将数组叶片和封严环段铆成一体，形成接近90°的扇形件。每个叶片的外端有一个“T”形的安装方台。装配时，将各扇形件的外冠插入机匣的“T”形槽内。每半机匣的两个扇形件外冠间夹入一个调整垫片，用来调整扇形件在机匣内的周向夹紧量。第五级静子叶片由8个扇形件组成，每个扇形件有9个叶片，每个叶片的内端用粘合剂粘结在内缘板的槽内，外端也有“T”形安装方台。

前四级叶片数目为奇数，所以机匣上、下两半不能均分，上半部小，下半部大。叶片外冠装入机匣槽内以后，用止动板5、6限制周向转动。第五级叶片为偶数，与前四级叶片数目不匹配，靠固定在机匣上的四个止动块2固定。

每级叶片内缘板的内环面上都涂有耐磨涂层，与低压转子的封严齿构成级间前后封严装置。

机匣内表面涂金属防护清漆，机匣外表面涂灰色烤干瓷漆，静子叶片的表面涂耐热涂料，防止零件表面腐蚀。

图3-41所示机匣也是上下对分结构。前段为钛合金锻件机械加工而成；后段作成双层机匣，外层机匣作为承力件，内层机匣仅作为压气机气流通道的外廓。这种设计能在承力机匣稍有变形时也不致影响叶尖间隙的变化。另外，在压气机气流通道按等内径设计时，如作成单层机匣会在压气机后几级与燃烧室进口处形成一缩腰。这对于作为发动机主承力件的机匣而言，强度与刚度均显得不够，增加一个倒锥形的外承力机匣，则可弥补单层机匣的缺点。所以类似图中的机匣结构已为一些新发展的发动机所采用。内、外层机匣均由低膨胀系数的Incoloy 903合金锻造机械加工而成。内、外层机匣5、6均与后机匣支承环7相连，并形成一环形腔，作为第5级放气的集气腔。

钛合金机匣内壁与前三级钛合金工作叶片对应的部位嵌有粘结着耐磨材料的钢衬套和防火隔层，使机匣和叶尖之间的间隙尽可能减小而又不致造成钛合金间摩擦起火。第4、5级处由于工作叶片是合金钢的，所以只嵌着耐磨材料及钢衬套。

进口导流叶片与前三级静子叶片可调。叶片上下都带有销轴，上部插入机匣的孔中，下部插入内封严环中。内封严环为铝制，并带有蜂窝状封严装置，与转子上的篦齿配合，起级间封严作用。

后五级静子叶片外端钎焊在双层的外环上，内端钎焊着蜂窝状封严段，然后插入机匣中。

为加强抗鸟撞击的能力，加大了进口导流叶片与第一级工作叶片间的轴向间隙，并将进口导流叶片设计成弯刀形，以防第一级工作叶片被鸟挤弯后碰上进口导流叶片。

进口导流叶片和各级静子叶片都由Inconel 718合金制成。

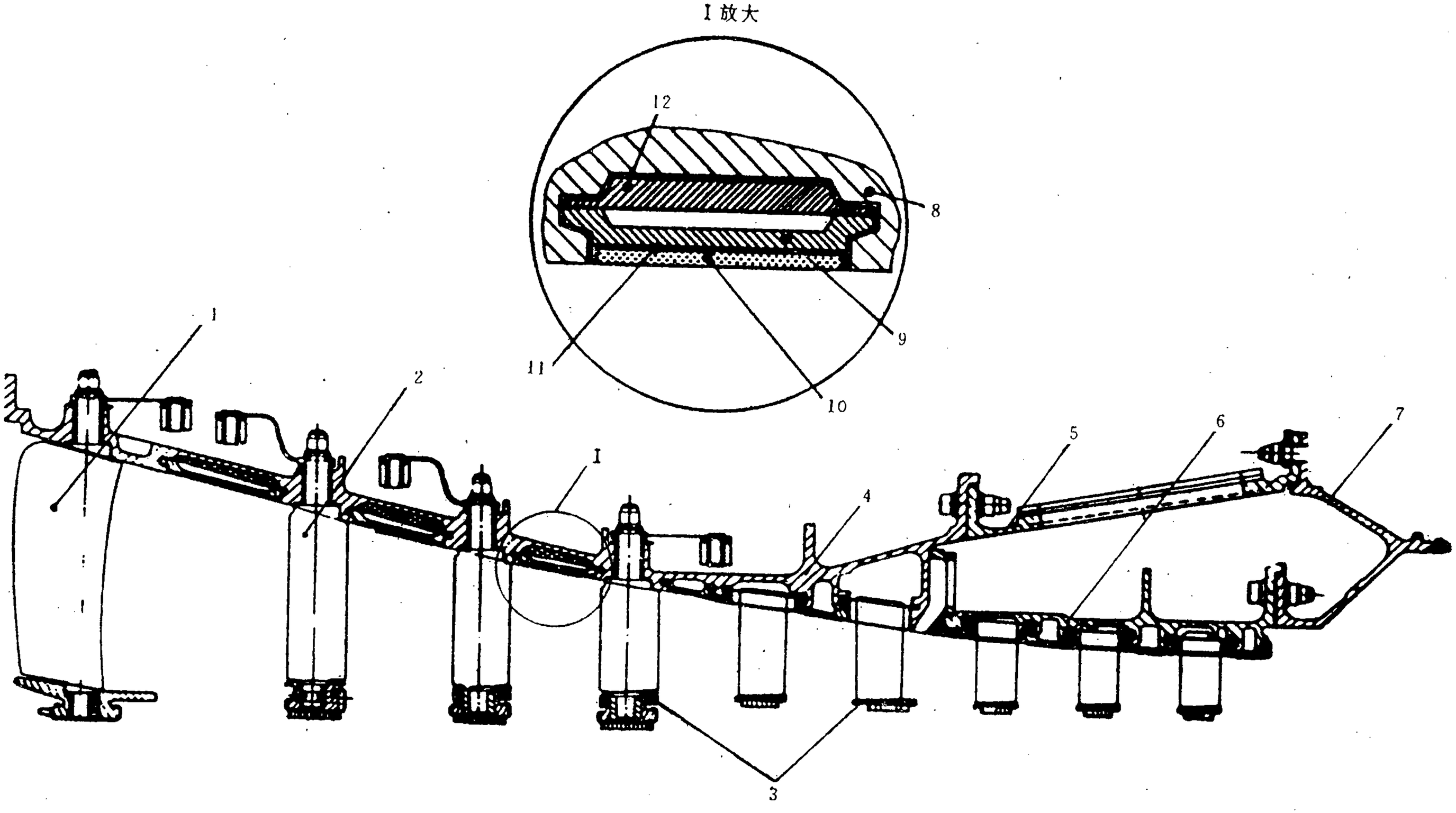


图3-41 CFM56的高压静子

1．进口导流叶片；2．可转静子叶片；3．内封严环；4．机匣前段；5．机匣后段外环件；6．机匣后段内环件；7．后机匣支承环；8．钛机匣；9．钢摩擦衬套；10．铝青铜；11．粘结涂层(METCO450)；12．防火隔层

上述两种机匣都采用了分半式机匣结构。它们的优点是：①机匣刚性好；②装拆机匣时不需分解转子，因而不破坏转子的平衡；③只需拆掉一半机匣就可以检查或更换静子及工作叶片，因而维修方便。缺点是：①机匣壁厚较大；②为保证纵向及轴向结合面的连接刚性及密封性，要采用较厚的安装边及较多的螺栓（一般安装边厚度为机匣壁厚的2～3倍，螺栓孔距随气流通道内压力的不同而为螺栓直径的3.5～8倍）；③机匣的周向刚性较差，为了加强周向刚性，有时机匣上还带有加强环带；④这些都造成分半式机匣的重量较大。由于压气机一般工作温度不很高，周向变形不均的问题不严重，而分半式机匣的装配维修性好的优点突出，所以目前压气机中分半式机匣用得较多。

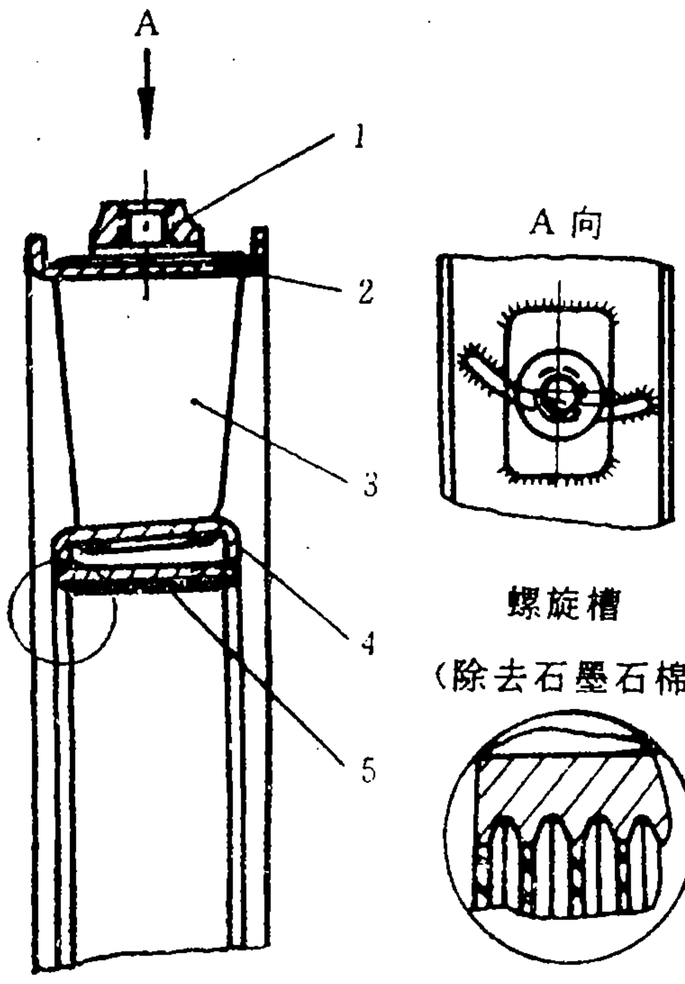
静子叶片同时带有上、下冠（或内、外环），可以加强叶片的刚性，提高自振频率。内环带有专门的封气装置，以防止级间漏气，但这种结构重量较大。当静子叶片较短时，可以不带内环。静子叶片呈悬臂状态，一端固定在机匣中，另一端靠叶尖与转子鼓筒外环形成级间封气，象图3-3及3-6中的后几级静子叶片那样。

图3-42表示出几种不同结构形式的焊接式静子。其中（*a*）、（*b*）和图3-41中的后五级类似，首先将叶片装入分半的内、外环的型孔中，然后用氩弧焊或钎焊焊接起来，最后插入外机匣中。图3-42（*b*）还利用轧好的型材制成叶片，利用叶片作冲头，直接冲入内、外环中。图3-42（*c*）将不带上、下冠的静子叶片直接焊在沿轴向分成几段的外机匣上，而图3-42（*d*）则直接将静子叶片外冠焊接起来，成为机匣的一部分。这些方案可以简化结构，减少零件数目，但更换叶片比较困难。

采用整体式静子机匣时，一般要求转子是可拆卸的，但多次拆装转子会影响转子的平衡性。为了解决这个矛盾，在压气机级数较少的情况下，常常采用沿轴向分段的整体式机匣（如图3-42（*c*）、（*d*）所示）。装拆这种静子机匣时，往往只要拆下工作叶片而不要求分解转子。这样既发挥了整体式机匣沿圆周刚性均匀以及加工比较方便的优点，又克服了装拆转子破坏平衡的问题，但轴向安装边增加过多，也会带来重量的增加。

图3-43所示的压气机中，根据转子结构的不同，混合采用整体分段式及分半式机匣。

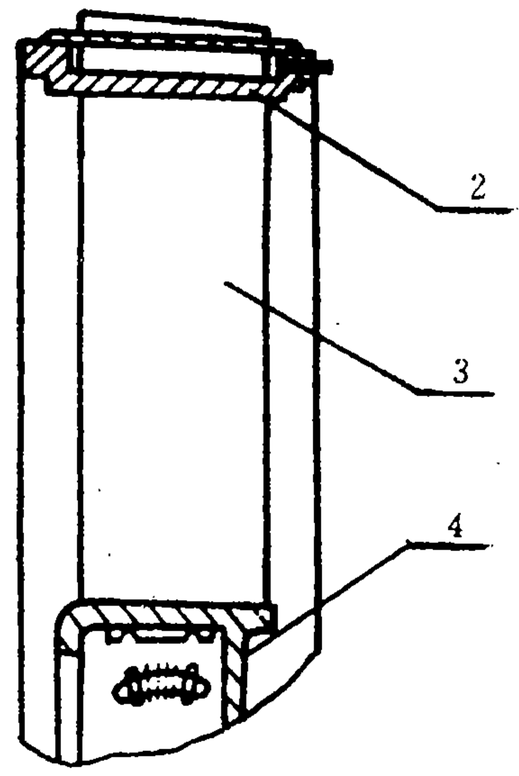
由图3-43可以看出，压气机中机匣又分成前机匣、第三级机匣及第四、五级机匣三段，各段都由钢的锻造毛坯机械加工而成。由于第一级轮盘可以单独拆卸，压气机前支点的径向力要靠第一级静子叶片传出，所以前机匣是整体的。第一级静子叶片外端带有安装板，靠点焊与机匣焊为一体（只有穿过附件传动杆的那片空心叶片是由螺帽拧紧在机匣上的），内端带有内安装板，靠其上的凸耳用螺栓与前支承壳体连接起来。第二、三级轮盘是由径向销钉连接的不可拆卸的结构，因此，第二级静子叶片先和内、外环焊成一个组合件，以便于在第二级转子叶片尚未装上时，由前向后套过第二级轮盘的外缘而装入。此组件靠外环的圆柱面定心在前机匣内，再用螺栓与前机匣和第三级机匣连为一体。第三级静子叶片带有内外冠。顶部将外冠点焊在第三级机匣上，内部则焊在内环中。第三级内环又与隔板和封严圈壳体焊成一个整体结构，起到高低压压气机之间的间隔作用。第四、五、六级所组成的高压转子是不可拆卸的销钉连接结构。为了装配，只有将第四、五级机匣作成分半式的。静子叶片和封气内环也分别焊在两半机匣中。



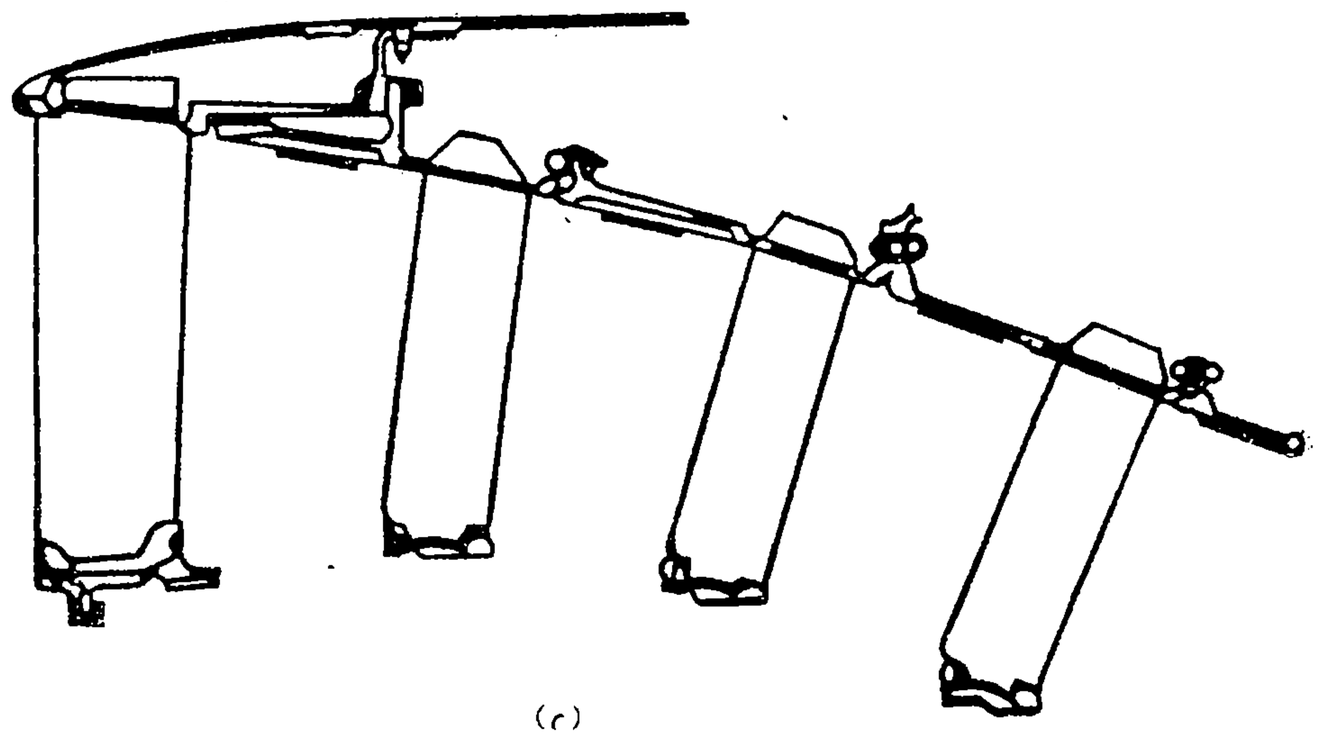
(a)

螺旋槽

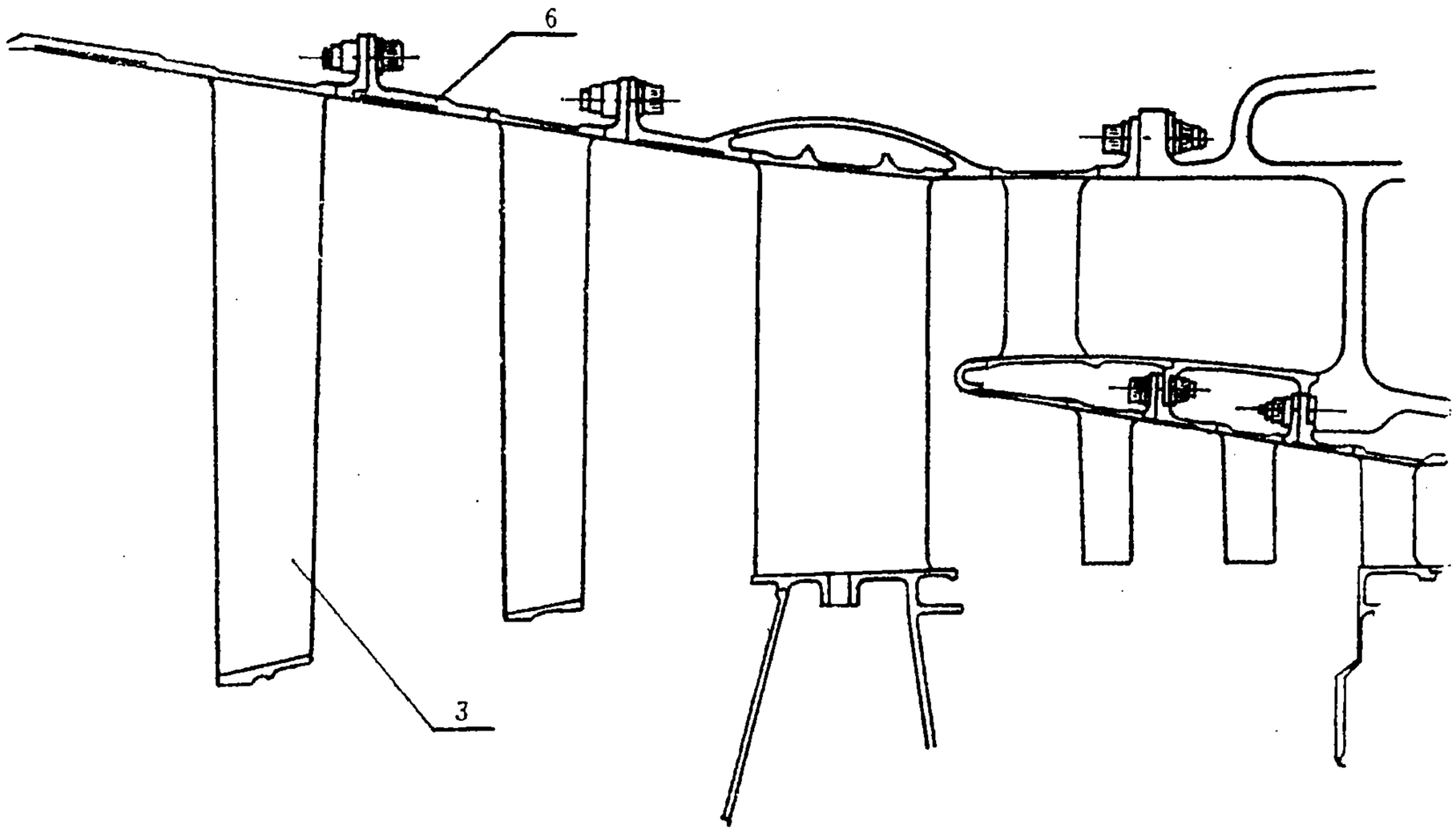
（除去石墨石棉层）



(b)



(c)



(d)

图3-42　几种不同结构形式的焊接式静子

1．固定凸台；2．外环；3．静子 叶片；4．内 环；5.封严环；6.机匣

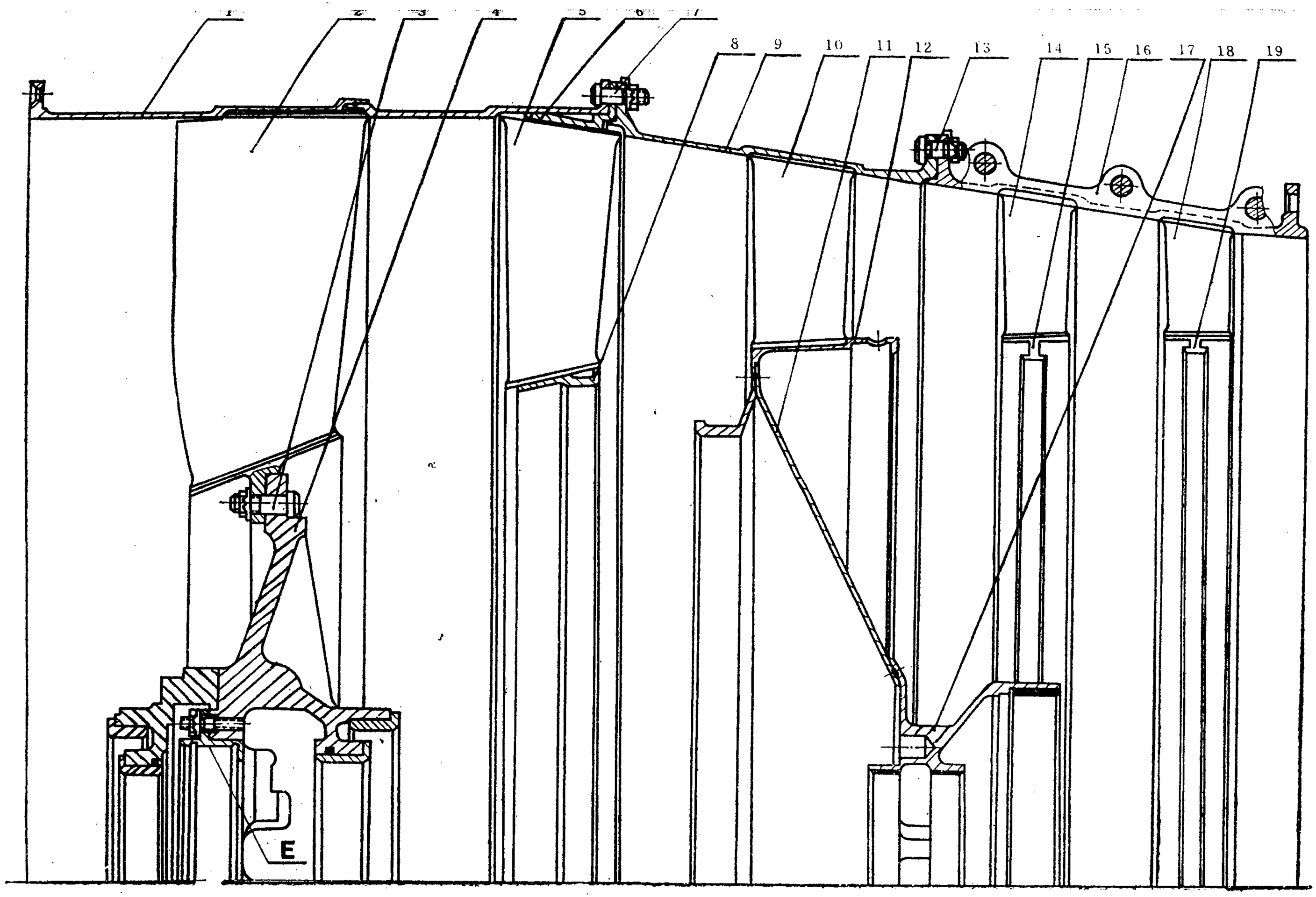


图3-43　WP7压气机静子

1．前机匣；2．第一级静叶；3、7、13．螺栓；4．前支承壳体；5.第二级静叶；6．第二级外环；8．第二级内环；9．第三级机匣；10．第三级静叶；11．隔板；12.第三级内环；14．第四级静叶；15．第四级内环；16．第四、五级机匣；17．封严圈壳体；18．第五级静叶；19.第五级内环

第四节　进气与防冰装置

压气机进气装置的作用是保证气流均匀地进入压气机内。

在进气部分的设计中，应考虑尽可能不使夹杂物（如冰块、砂石、鸟等）进入核心发动机的压气机，以避免造成严重的损伤。

压气机的进气部分一般包括进气装置及防冰装置，在有些发动机上还有专门的进气防护装置。

一、进气机匣及进口导流叶片

进气机匣一般由机匣内、外壁、进口导流叶片及进气整流罩等组成。在进气机匣的中心，往往装着压气机转子的前支承以及低压转子转速表传感器等附件，因而进口导流叶片常常做成空心的，中间穿过滑油、通气、防冰空气的管路以及附件传动杆等。

图3-44所示的进气机匣中，钢制的内、外壁与钢的空心导流叶片焊为一体，形成低压压气机前轴承的传力件。为了减小叶片在引入防冰热空气时受热膨胀产生热应力，19片导流叶片均与半径方向倾斜7°10′。这样做，还可以使导流叶片的尾迹力均匀地作用在工作叶片上，有效地减小工作叶片的激振力。

当风扇叶片或压气机第一级工作叶片在超跨音状态下工作时，往往不带进口导流叶片。此时进气机匣只有机匣外壁，整流罩则固定在转子上和转子一起旋转（参看图3-1、3-4等）。

二、防冰装置

当发动机在空气湿度较高和温度接近0°C的条件下工作时，在压气机进口部分就会出现结冰现象。冰层会引起发动机进气面积缩小，减小发动机的空气流量，使发动机的性能变坏，严重时还可能引起压气机喘振。此外，由于发动机振动，冰层可能破裂，冰块被吸入发动机内会打伤叶片，甚至会使整台发动机损坏。

为了防止发生上述情况，最常用的方法是对易结冰的零件表面进行加温。在涡喷和涡扇发动机上，多用压气机后级引来的热空气加温。在进气部分有减速装置的涡桨、涡轴或单转子涡扇发动机中，则常常利用冷却减速齿轮后的热滑油防冰。

图3-44为采用热空气防冰的进气装置。防冰热空气从高压12级空气集气环引出，通过防冰管进入防冰电磁活门。当接通防冰系统时，防冰电磁活门打开，使热空气通过防冰管进入进气机匣周围的防冰总管11。防冰总管里的前后两排防冰空气管将热空气分配到进口导流叶片内。大部分热空气在流到叶片根部后折转向上，沿叶片的进、排气边缘流到防冰总管腔内，再通往发动机进气道前缘进气防冰；小部分热空气由进气内机匣通过5根导管10引往进气整流罩的头部，沿着整流罩的夹层流到整流罩后部，然后排入主气流。

图3-45为CFM56风扇发动机的进气整流罩。罩呈锥形，分两段制成，前段为玻璃纤维加树脂烧结而成（Kinel），后段为钛合金。据称与常用的椭圆形整流罩做对比试验的结果证明，在相同条件下，结冰量仅为椭圆形的6%，因而该机未采用防冰装置。

在现代大型风扇发动机如JT9D、CF6、PW4000、V2500等上，由于压气机进口处

发

防

中片

压导作

L。

-4

出能吸

涡或

过管口总引

维结

处

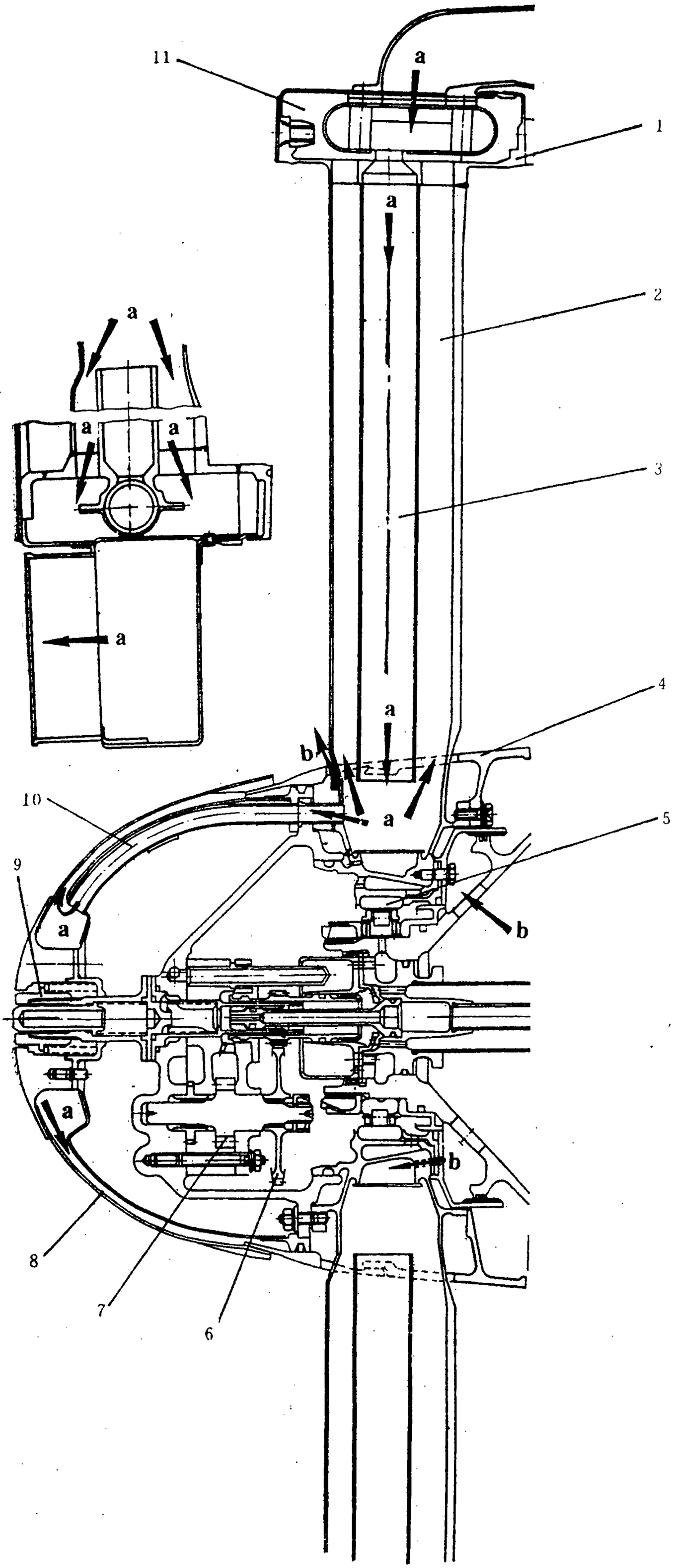


图3-44 斯贝MK202压气机的进气及防冰装置

1.进气机匣外壁；
2.进口导流叶片；
3.防冰空气导管；
4.进气机匣内壁；
5.前轴承座；
6.前轴承滑油泵从动齿轮；
7.前轴承回油泵；
8.进气整流罩；
9.固定螺母；
10.防冰空气导管；
11.防冰总管；
a——防冰空气；
b——风扇后气体

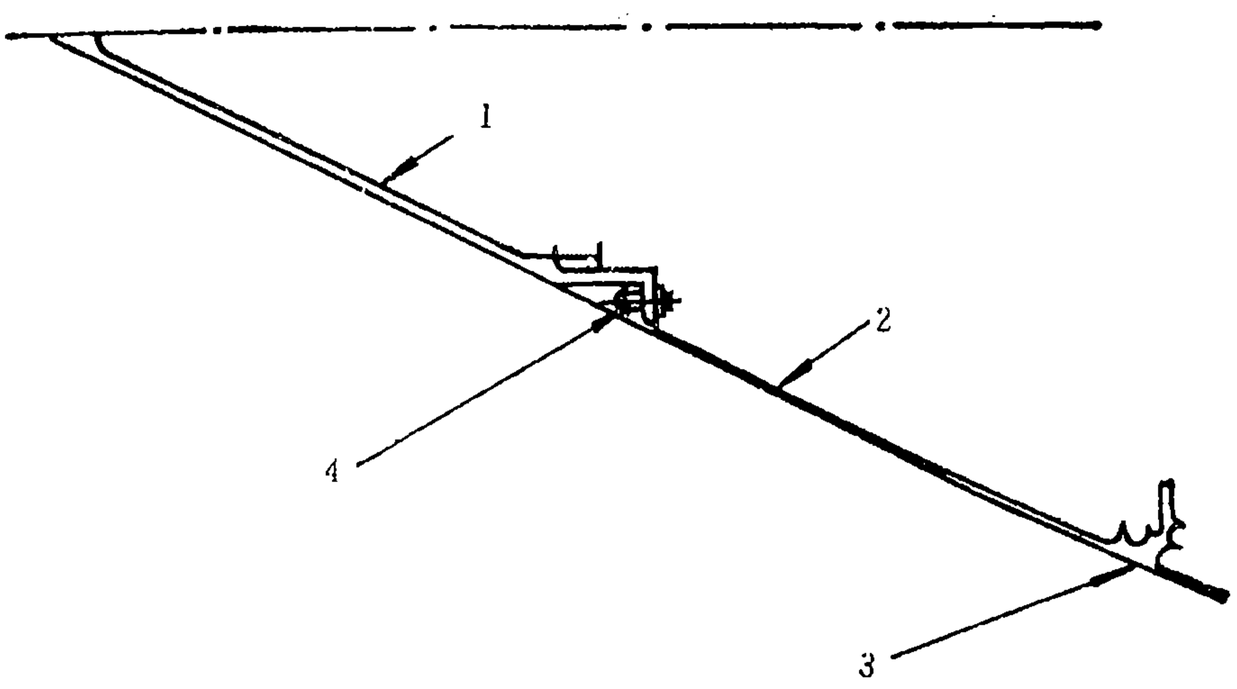


图3-45　CFM56的锥形进气整流罩

1.复合材料（Kinel）的前锥；2.后锥；

3.平衡位置；4.前、后锥连接螺栓

只有和风扇叶片一起旋转的进气整流罩，采用了加强的宽叶弦风扇叶片，叶片稠度较小，而且采取了防外物打伤的措施，经试验证明，即使有结冰现象也并未造成规范不允许的损坏，所以这些发动机的进气整流罩都没有防冰装置。

三、防止外物打伤的措施

一些小型的涡桨或涡轴发动机，由于要用在各种地面条件下起降的运输机或直升机上，容易吸入地面的砂石及其它杂物，所以在进气装置处设有防尘网（图3-46）或进口粒子分离器（图3-47）

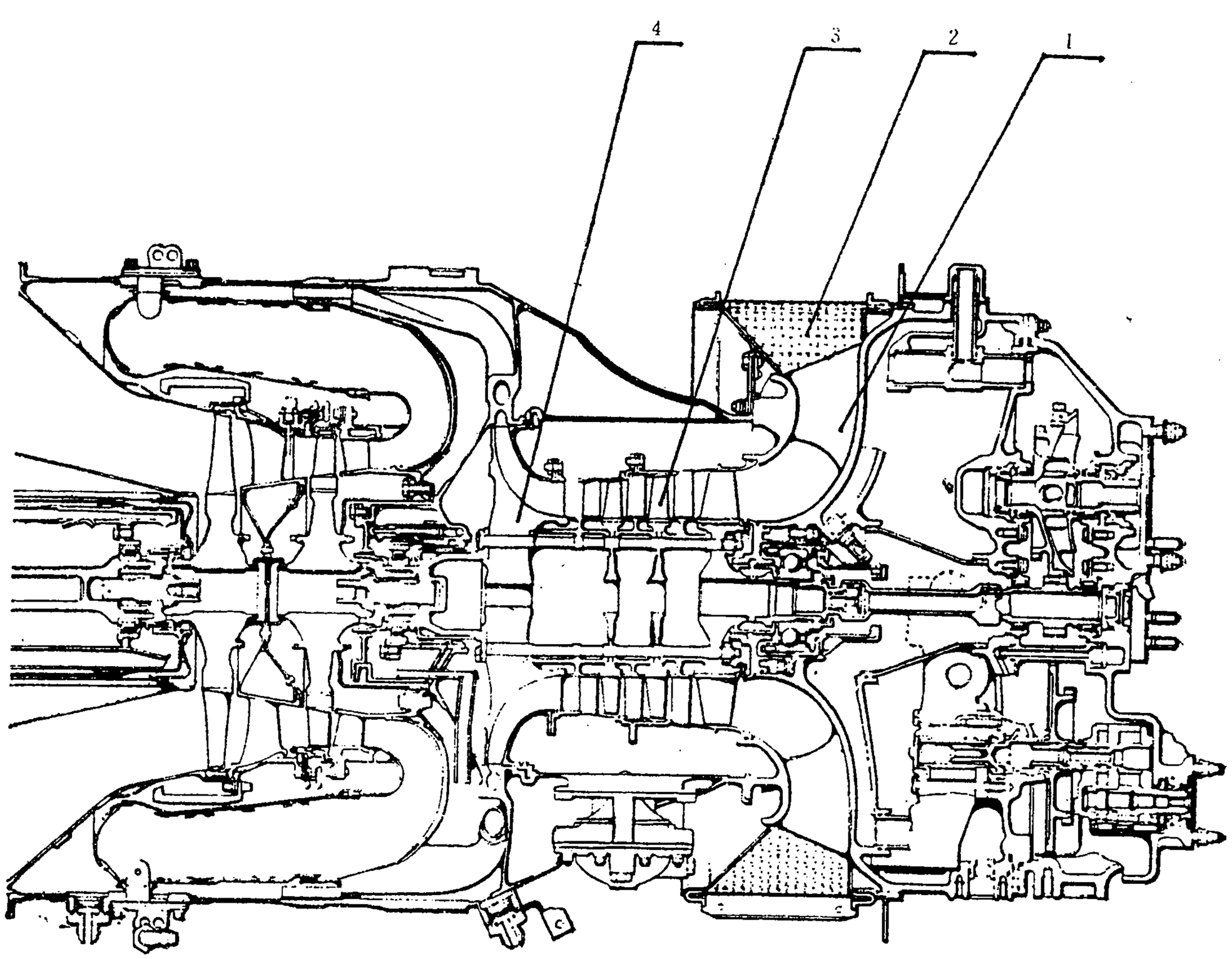


图3-46　采用进气防尘网的涡桨发动机

1．发动机进气道；2．防尘网；3．轴流式压气机；4．离心式压气机

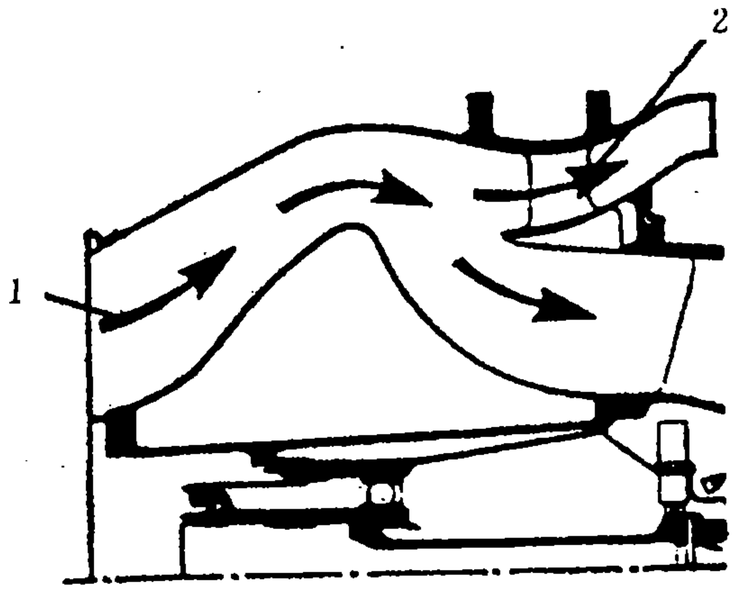


图3-47　轴对称式粒子分离器

1．进入发动机的空气；2.外物甩出方向

等进气防护装置。前者会增加进气的阻力，后者巧妙地利用了石粒等杂物的离心惯性力使其排出发动机外，因此效果较好。

在大型的（风扇）发动机中，除砂石等杂物外，飞机在航线中受飞鸟撞击也是十分严重的问题。为此，采取了一系列的措施。

首先，要加强首级叶片。虽然压气机第一级工作叶片工作温度较低，但为了加强其抗外物打伤的能力，往往要用钛或钢制，并尽量增加其叶片前缘的厚度。

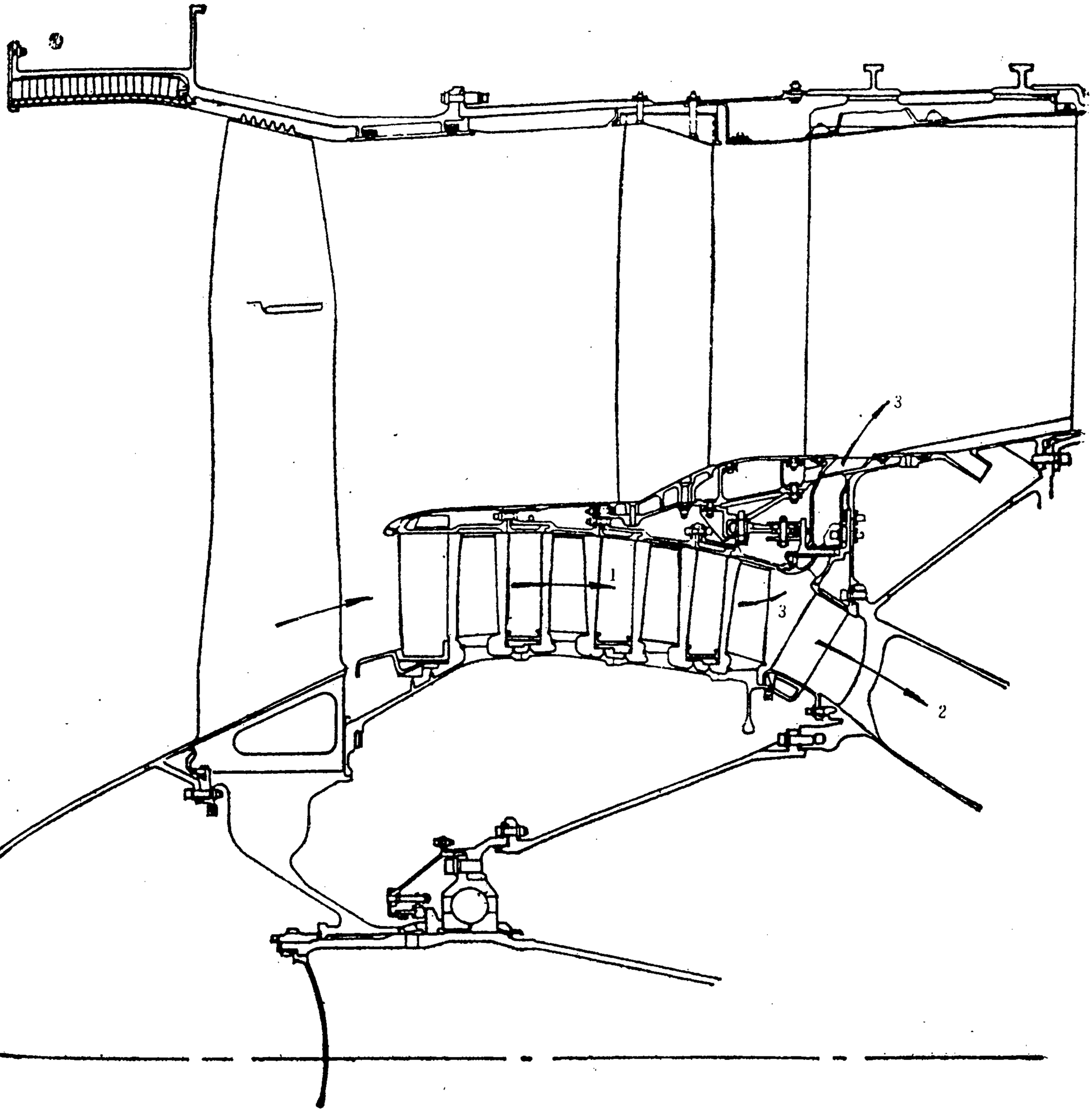


图3-48　PW2037的粒子去除槽

1．主气流方向；2　进入核心机的方向；3．粒子甩出方向

其次，要精心设计风扇出口通道的形状，并加大风扇与增压级间的轴向距离，使石粒等外物能在旋转离心力作用下抛至风扇导管，而不进入核心发动机。这样的结构还能防止鸟卡住转子。

第三，有的发动机在风扇增压级后设有粒子去除槽（图3-48）。借助离心力的作用使杂物随气流3通过风扇通道排出，而不致于进入高压压气机（此槽同时也是起动时的放气机构）。

第四，发动机必须满足通用规范所规定的环境吞咽能力的要求。为此，在发动机研制阶段必须进行吸入鸟、冰块、砂石、大气中的液态水以及其它外物的吞咽试验。

第五节　防喘振装置

为了改善压气机的工作特性，扩大稳定工作范围，使发动机有良好的起动、加速性能，在非设计点状况不发生喘振，在现代高增压比的压气机上都有防喘振措施。防喘装置按结构形式可以分为①放气机构②可转进口导流叶片③可转静子叶片④可变弯度进口导流叶片⑤进气处理机匣和多转子发动机等。

一、放气机构

空气从压气机中间级或末级放出，可以扩大压气机稳定工作范围，改善发动机的起动性能。此方法简单而有效，缺点是将增压后的空气白白放掉，会使压气机的效率降低。放气时，还会增加放气口附近叶片的激振力，以致造成叶片断裂。

放气的位置由实验确定。在确定放气窗的位置和数目时，沿圆周应尽量均匀，并对工作叶片前的流场影响应最小。最好象图3-49所示，由空心的静子叶片内或在静子叶片环之间（图3-49中3、4）放气。放出的气体一般收集在压气机机匣的环形集气室内，再由统一的活门放出机外。

放气门可以是活塞式的（图3-50），也可以是环带式的（图3-51）。发动机工作时，放气活门一般由感受发动机转速的防喘调节器通过液压作动筒操纵自动控制活门的开闭。

二、可转进口导流叶片和可转静子叶片

当压气机在非设计状态工作时，进口导流叶片旋转一个角度，使压气机进口预旋量相应改变，这样就可使第一级工作叶片的进气攻角恢复到接近设计状态的情况，消除了叶背上的气流分离，避免了喘振现象的发生。在某些高增压比的发动机上，往往前几级静子叶片都作成可转的。

可转叶片上部带有圆柱轴颈，安装在机匣的轴孔内，叶片可绕轴颈自由转动。每一片叶片的顶端固定着一个摇臂（图3-52），摇臂另一端和操纵圆环相连，操纵圆环则靠固定在机匣上的几个作动筒来操纵。当需要转动叶片时，高低压油路控制作动筒的活塞杆带动操纵圆环转动，从而使摇臂沿圆周方向摆动，带动全部叶片旋转一定的角度。由于摇臂是绕着叶片的轴线摆动，而操纵环是绕着发动机轴线转动，所以设计时要注意它们相互间不互相干涉。

当发动机上有几级叶片同时转动时，还要采取措施使各级可转叶片同步按需要的角度转动。

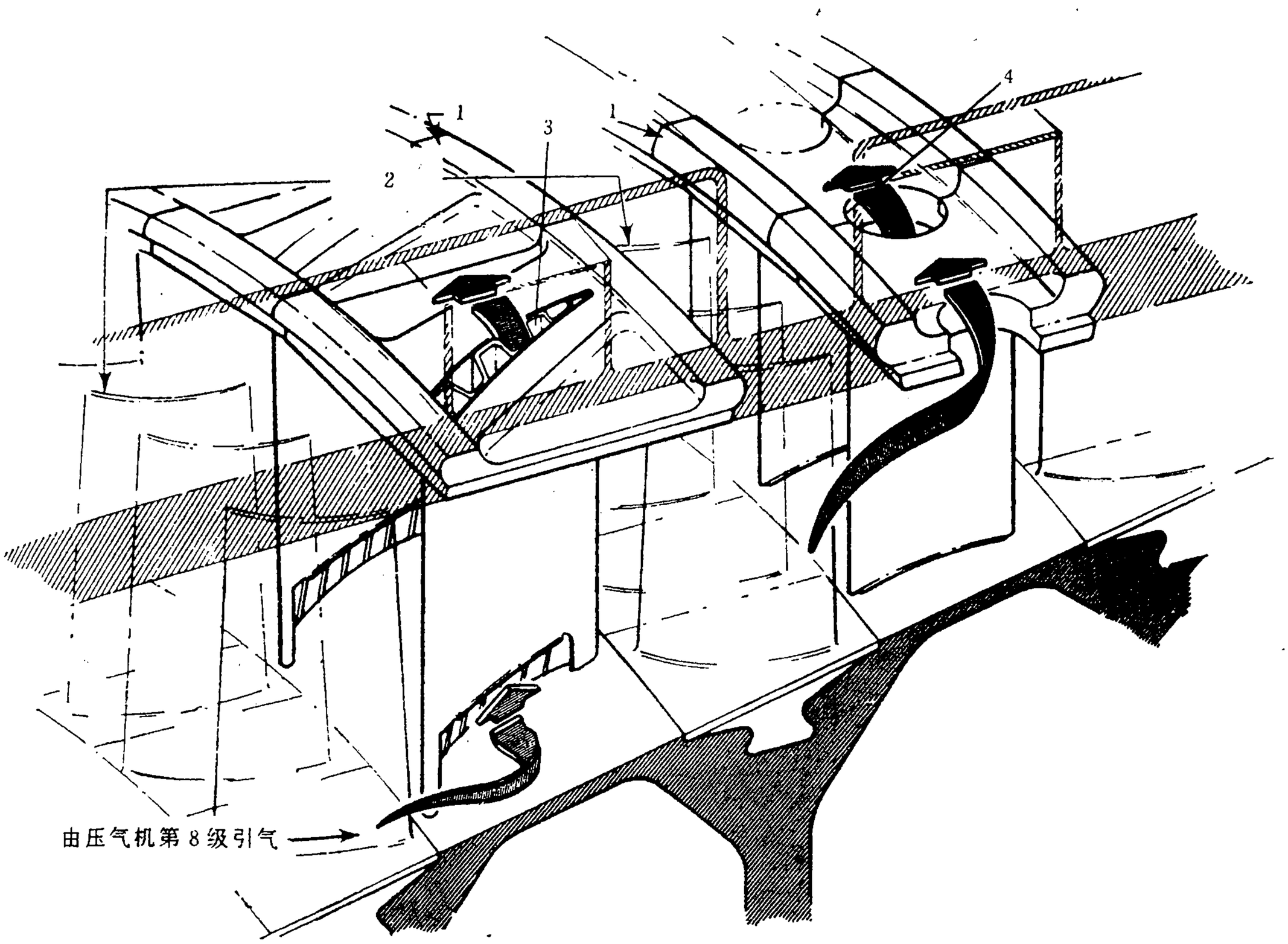


图3-49　压气机的放气口

1. 静子叶片；2. 转子叶片；3、4. 放气口

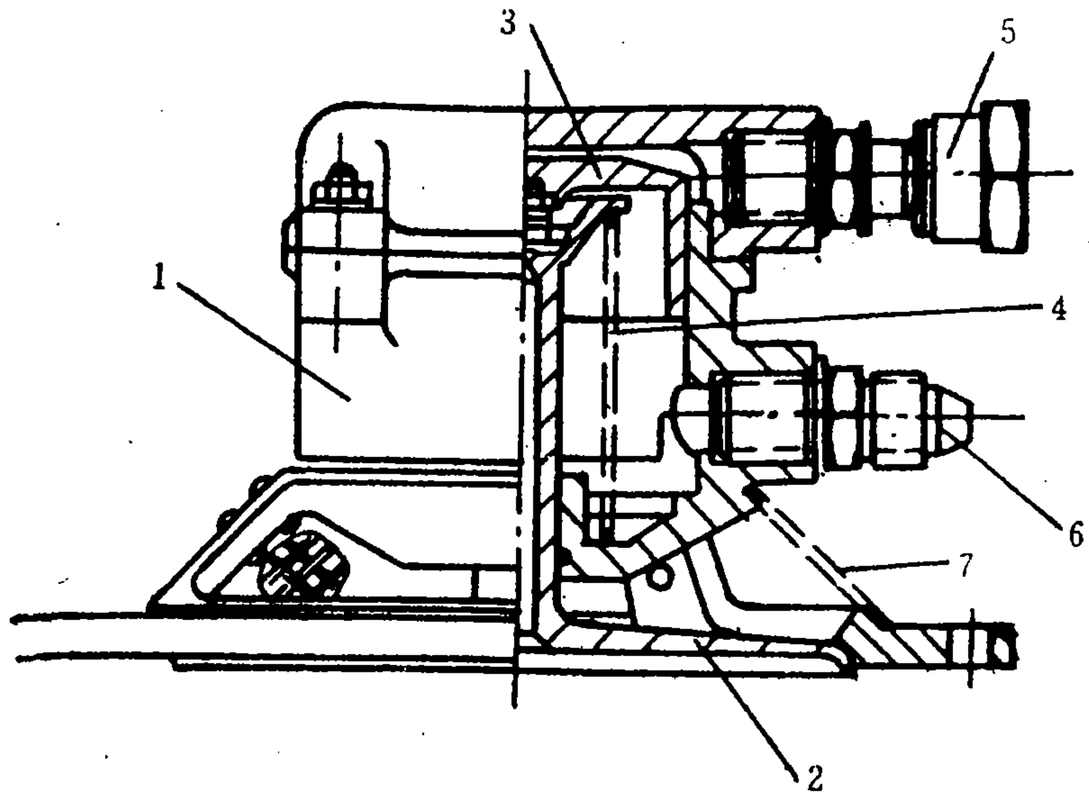


图3-50　活塞式放气活门

1. 壳体；2. 活门；3. 活塞；4. 弹簧；5. 进油管；6. 回油管；7. 防护网

三、可变弯度的进口导流叶片

可变弯度的进口导流叶片由前、后两段组成。前段固定以适应来流的情况，后段可以连续调节以保证工作叶片所要求的进气攻角。如图3-53所示的进口导流叶片，前段空心，内、外端和机匣焊为一体，中间通过进、回油管路、防冰空气及通气管路；后段的内、外端都带有轴颈，内端插在内支承机匣的孔座内，外端轴颈上装有摇臂。各摇臂由一个作动环连接起来同时动作。作动环则由两个气压作动筒操纵。

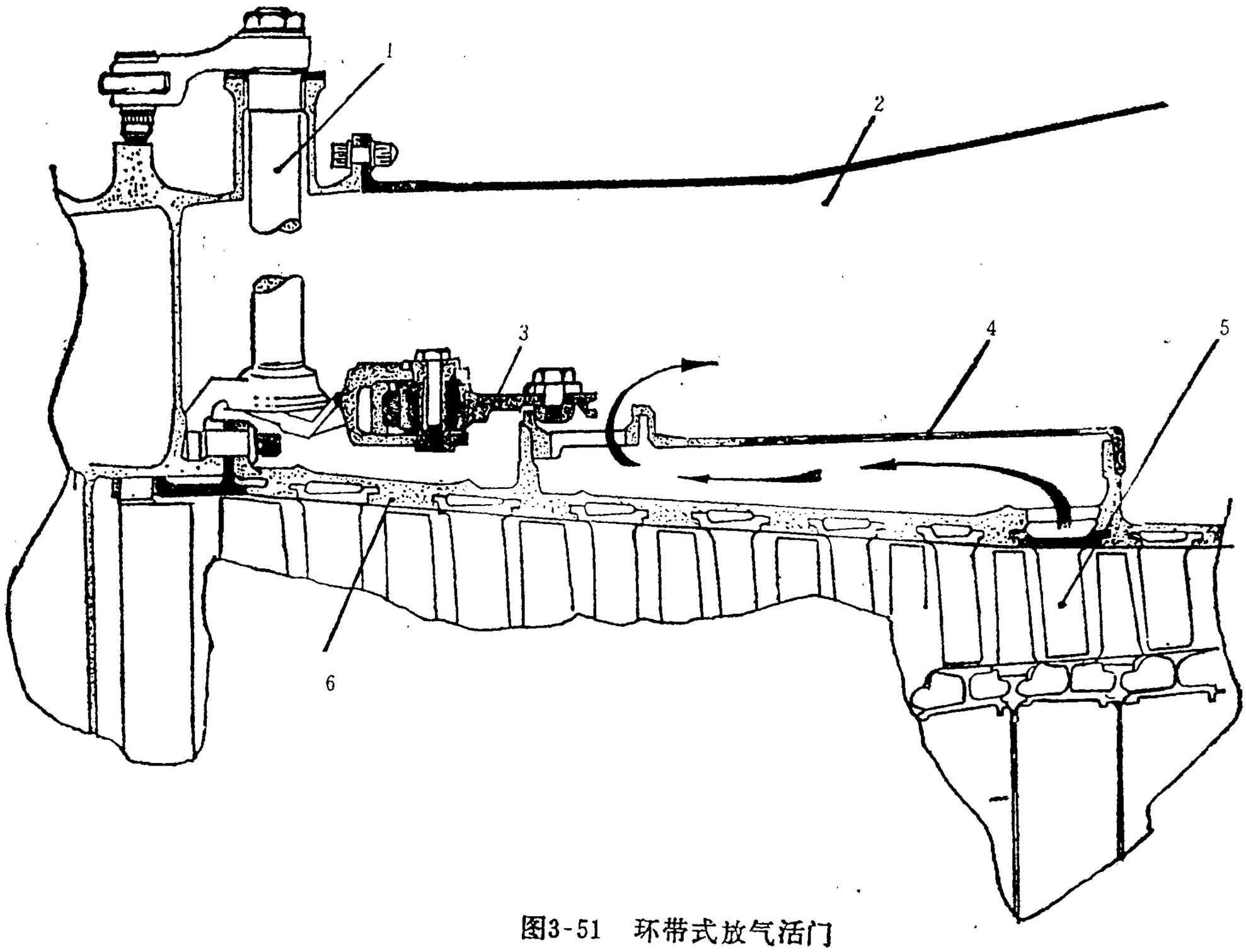


图3-51　环带式放气活门

1.主动操纵杆；2.外函道；3.带式放气活门；4.放气总管；
5.第7级静子叶片；6.高压压气机机匣

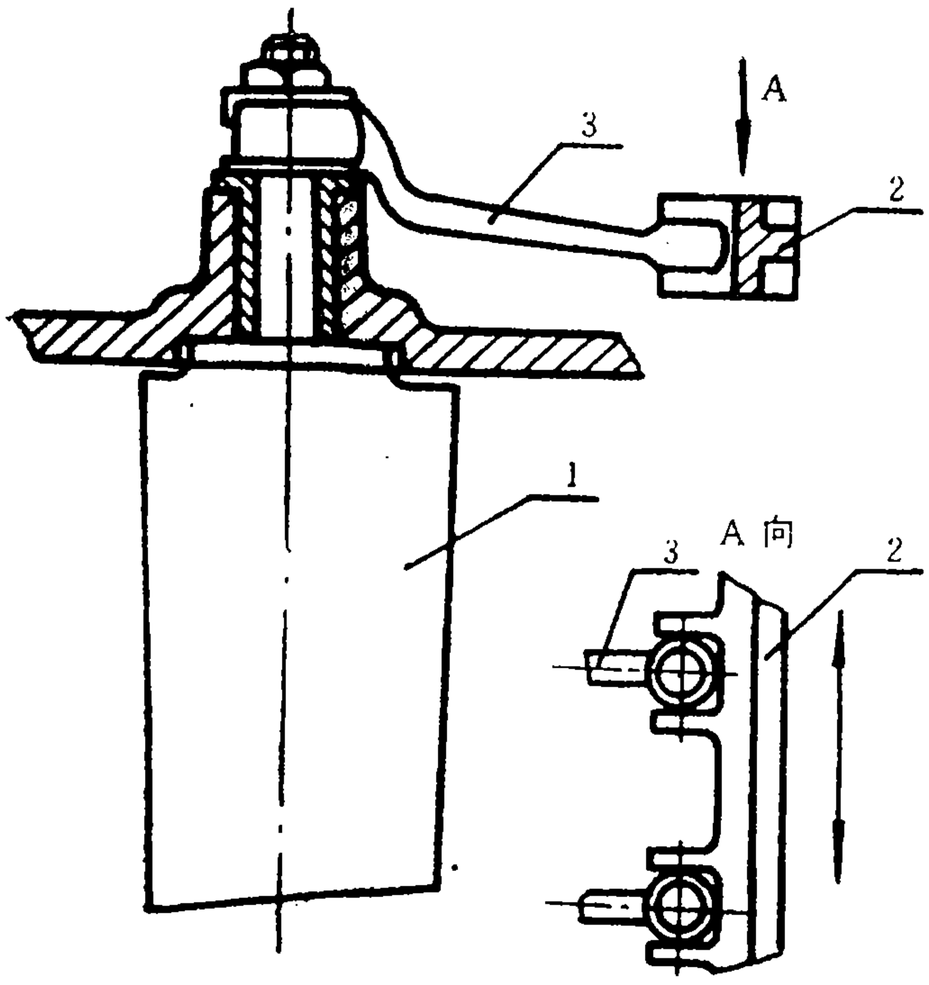


图3-52　可转叶片的结构

1.可转叶片；2.操纵圆环；3.摇臂

四、进气处理机匣

在压气机进气机匣外壁开窄缝、槽、孔等，可以延迟叶片的失速，扩大压气机的喘振裕度。

图3-54所示为处理机匣的一种形式。在第一级工作叶片外的机匣上，做出一个环形空腔，内装数百片扰流片。从工作叶片顶部甩出的空气通过扰流片间形成的狭缝进入环形空腔，然后又由这些狭缝排向叶片的进口，形成附加的循环气流。这股循环气流可以抑制机匣和叶片表面附面层的发展，增大进口处的气流速度，抑制旋转失速的产生。

由于进气处理机匣在结构上简单易行，往往可以将其与机匣上的抗磨镶嵌环统一考虑，所以目前在大、中、小各类发动机上都有采用。

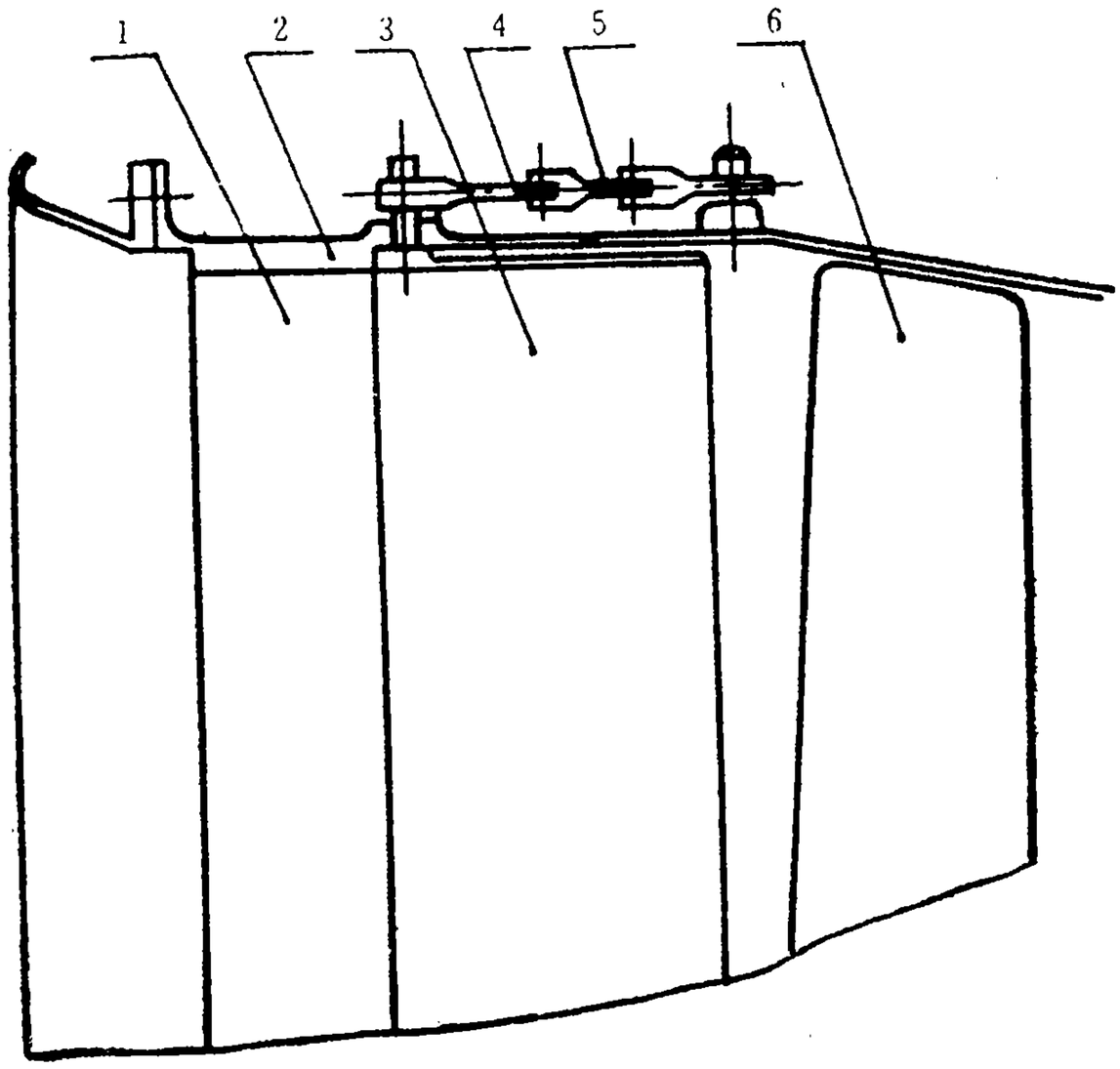


图3-53　F100发动机可变弯度进口导流叶片

1. 导流叶片前段固定部分；2. 风扇机匣；3. 导流叶片可转动的后段；4. 摇臂；5. 作动环；6. 第一级风扇叶片

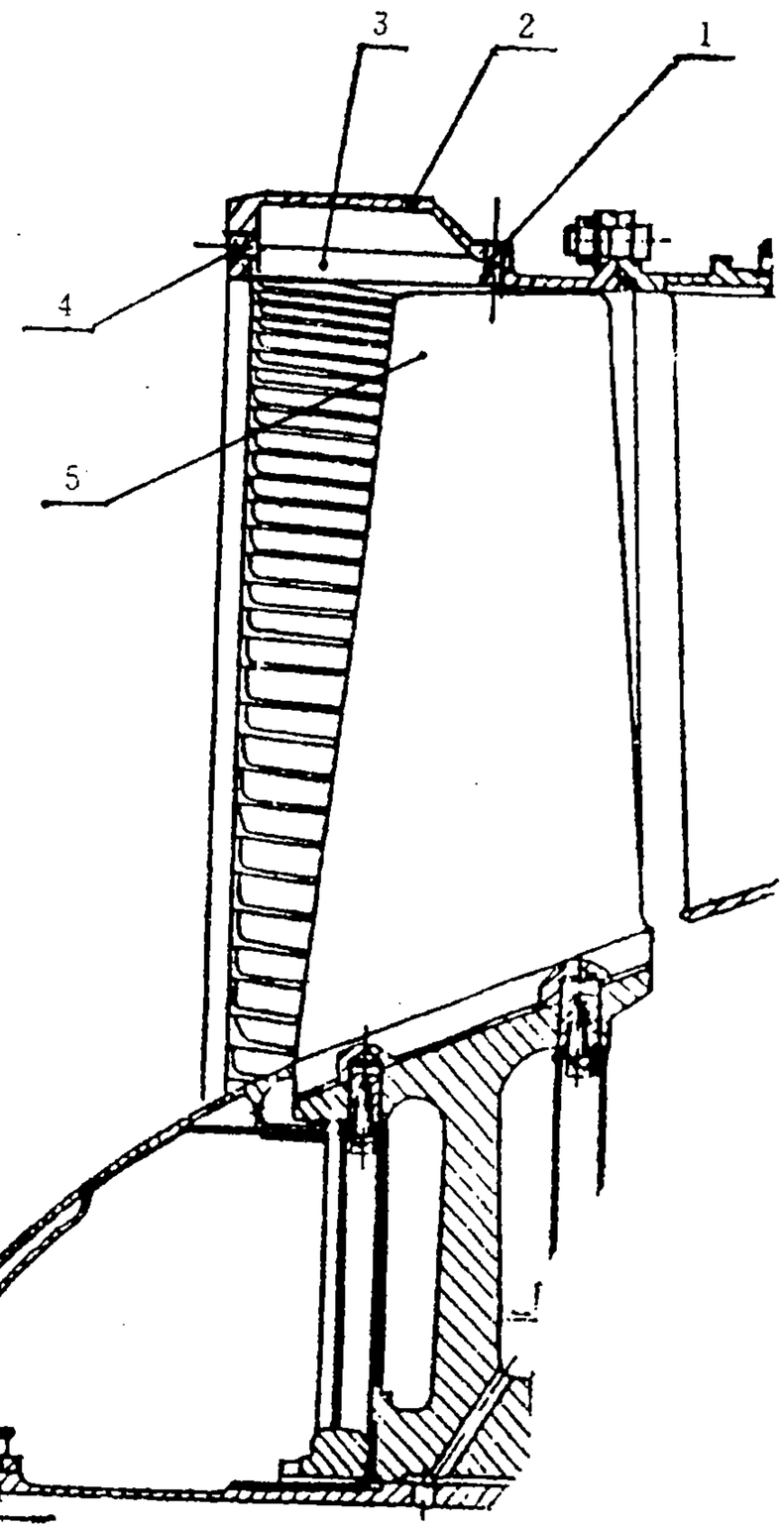


图3-54　进气处理机匣

1. 径向固定销；2. 进气处理机匣；3. 扰流片；4. 轴向固定销；5. 第一级工作叶片

五、多转子发动机

双转子发动机由于它在相同增压比的情况下比单转子发动机具有很多突出的优点，如压气机工作范围宽，同样增压比下级数少，非设计状态效率高，起动、加速性能好等，因而在现代大、中型发动机中得到了广泛的采用。但随着发动机增压比的进一步提高（达到24左右），对发动机稳定工作性能又提出了更高的要求，以致在一些大型发动机上，除了采用双转子外，还要增加大量的放气活门和可转静子叶片，为此，研制生产出了三转子发动机。与双转子发动机相比，三转子明显的优点是：相同增压比下级数少，可调静子叶片及放气活门少，转子短，转子刚性好以及起动加速性好等（两种转子的对比见表 3-3）。但三个转子的支承、传力、润滑都较困难，结构复杂，研制费用高。因而目前世界上只有少数几种三转子发动机，即英国罗伊斯-罗耳斯公司的RB-211系列，英、意、西德三国合作生产的RB199军用型发动机以及苏联的Д18Т三转子发动机。

表3-3　双转子和三转子发动机的对比

机　　型	转子类别	总增压比	压气机级数	可调叶片级数	放气活门数目	放气带数目
JT9D	双	24	21	4	2	1
CF6	双	~24	24	7	1	无
RB211	三	25	19	1	2	无
RB199	三	24	16	无	无	无

第六节　离心压气机

离心压气机由转动部分与静止部分组成。转动部分包括导风轮、离心叶轮以及带动它们的转子轴。静止部分由进气装置、叶轮前壁、后壁、扩压器以及支承转动部分的机匣组成，如图3-55所示。

进入压气机的气流由进气装置导入导风轮，经导风轮流入离心叶轮。空气进入叶轮的相对马赫数M_{w1}由0.85～1.11。高速旋转的离心叶轮使气流获得动能。气流以很高的速度由叶轮流出。现在使用中的离心压气机离心叶轮外圆周切线速度已达400～570米／秒，而叶轮出口处气流的绝对马赫数M_{c2}达1.25～1.4。高速气流在静止的扩压器内滞止、扩压，使气流压力提高。目前，使用中的单级离心压气机的增压比为4～5.3，其绝对效率0.77～0.79。新一代的单级离心压气机增压比已达9左右。正在研究增压比为12、效率0.75左右的单级超音速离心压气机。超音速离心压气机单级增压比较高，但存在效率低、特性差以及非设计工况与过渡工况工作性质恶化等问题。正在通过试验研究来解决它。

离心压气机由于结构简单，制造方便，成本低廉而且生存能力强，在早期的涡轮喷气发动机上曾广泛采用。如英国的单面进气式离心压气机的Goblin涡轮喷气发动机；双面进气式离心压气机的Derwent、Nene涡轮喷气发动机。苏联的РД-500、РД-45、BK-1、BK-1A、BK-1Φ系列双面进气式离心压气机的涡轮喷气发动机均取得了巨大的成功，推动了喷气技术的发展。但随着发动机推力与空气流量的增加，离心压气机的外径增加比较快，使发动机的迎风面积急剧增加而不能适应高速飞行的要求。因此，在随后发展的第二代涡轮喷气发动机，以及目前空气流量大的喷气式涡轮发动机中，只使用轴流压气机。现代的离心压气机主要使用在空气流量较小（一般小于15公斤／秒）、总增压比不太高（一般小于12）的各种航空燃气轮机、辅助动力装置上。此外，地面车辆用的燃气轮机及各种传动式或废气涡轮增压器均采用离心压气机。

离心压气机可以与轴流压气机联合使用，组成为混合压气机。混合压气机的前面是1～7级轴流压气机，而用一级单面进气式的离心压气机做为最后一级。这种布局有利于解决当空气流量较小而增压比又较高时，压气机末级叶片叶高太小而降低效率的问题。混合

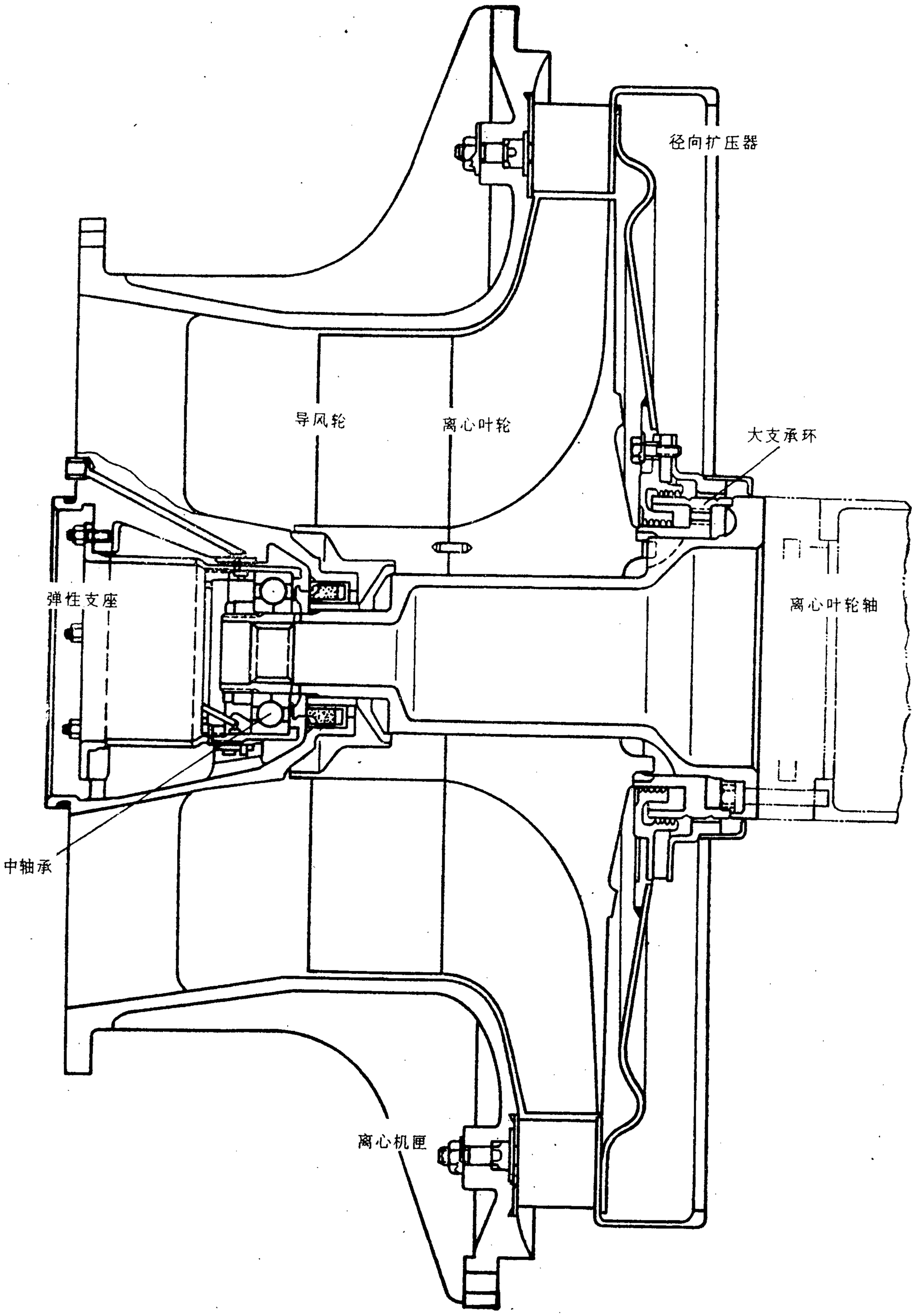


图3-55　WP11发动机的离心压气机

压气机的性能介于轴流与离心压气机之间，其总增压比可达10.7～12.15。压气机特性优
单纯的轴流压气机。当轴流级数较少时，例如1～3级，通常不需在混合压气机上设置如

它组的度而，～的及　气面K成增展气太及　是解合

气活门或可旋整流叶片等防喘振机构。但由于它仍有离心压气机，它的迎风面积也比较大。通常只用在空气流量较小的航空发动机上。国产的WP11喷气发动机的压气机即是由一级跨音轴流压气机与一级离心压气机组成。法国透博梅卡公司生产的各种涡轮轴与涡轮螺旋桨发动机，一般均采用混合压气机。美国的250B、T53、T55、TPE731等型发动机与加拿大的JT15D、PT6等发动机也采用混合式压气机。美国新发展的CFE738大流量比风扇发动机，内函采用由5级轴流级与1级离心级组成的混合压气机，可使增压比达17.6左右。内函的空气流量为17.3公斤/秒。

采用串列安置的两级离心压气机也可使压气机的总增压比提高到10.7～11.8的水平。与轴流压气机或混合压气机相比，在同等增压比的情况下，双级离心压气机具有结构简单、特性平稳、制造成本低、使用寿命长、维修方便等优点。但由于气流在压气机内转弯比较多，

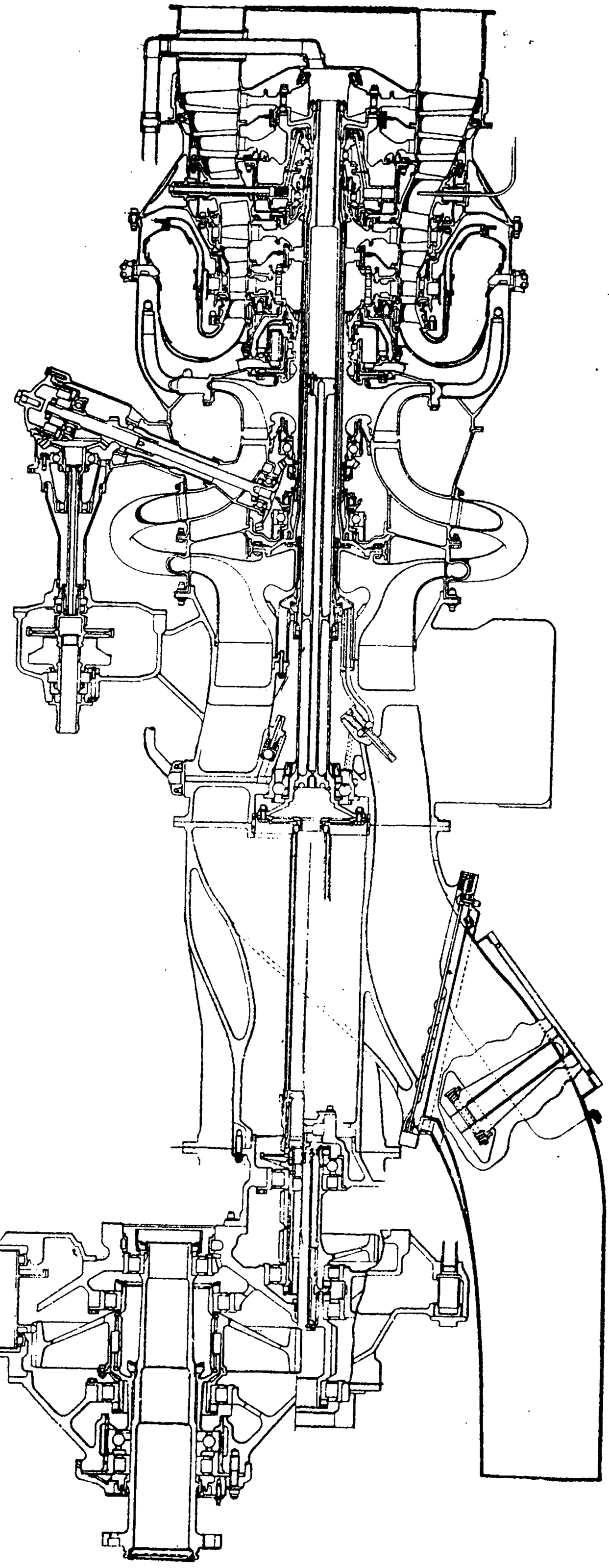


图3-56 PW100系列涡轮螺旋桨发动机

不提

先由第一级离心叶轮甩向外缘周，再经第一级扩压器及级间回流器使气流由外周折回中心，做向心流动，再经第二级叶轮甩出。这样气流流体损失大，使压气机效率降低。图3-56示出加拿大于1979年后新发展的PW100系列涡轮螺旋桨发动机。发动机采用三轴结构，两级离心压气机分别由两级涡轮带动。发动机功率为1490千瓦，空气流量为6.72公斤／秒。压气机增压比为11.8。

下面分析离心压气机的主要组成部分——导风轮、离心叶轮及扩压器的结构情况。

一、导风轮

导风轮位于叶轮前部，将空气无冲击地引入离心叶轮。所以导风轮的叶片进气边缘向转动的方向弯曲。为适应气流进入转动部分的相对速度的方向进气边缘在叶尖弯曲比较多而在叶根弯曲较少，也有扭向。图3-55示出的WP-11发动机离心压气机的导风轮是由不锈钢精密铸造后经机械加工制成。它有16片带进气边缘扭向叶片，叶片排气边缘在径向线上。导风轮以中心孔安装定位在离心叶轮轴上，由离心叶轮用三个销钉带动。

在导风轮气流通道的上、下游，有许多引起气流分股与脉动的结构因素。例如在气流通道内的支柱、离心叶轮的槽道等。悬臂式的导风轮叶片在这些分股与脉动的气流中会产生复杂的弯曲、扭转或局部振动。当在某种工作转速下叶片产生共振时，导风轮叶片会产生裂纹、掉块以致折断。此种故障曾在航空发动机上多次发生。离心式增压器中此故障曾以1／10的概率出现。为改善导风轮工作的可靠性，可以采取下的措施：

1．用抗疲劳性较好的材料来制造导风轮。例如，通常钢的抗疲性优于铝合金，因此，经常用钢来制造导风轮，而离心压气机的其余部分，例如离心叶机匣用铝合金制造。

2．制造中检查并调整导风轮叶片的自振频率，使它们在一定围之内，以减少发生共振的机会。

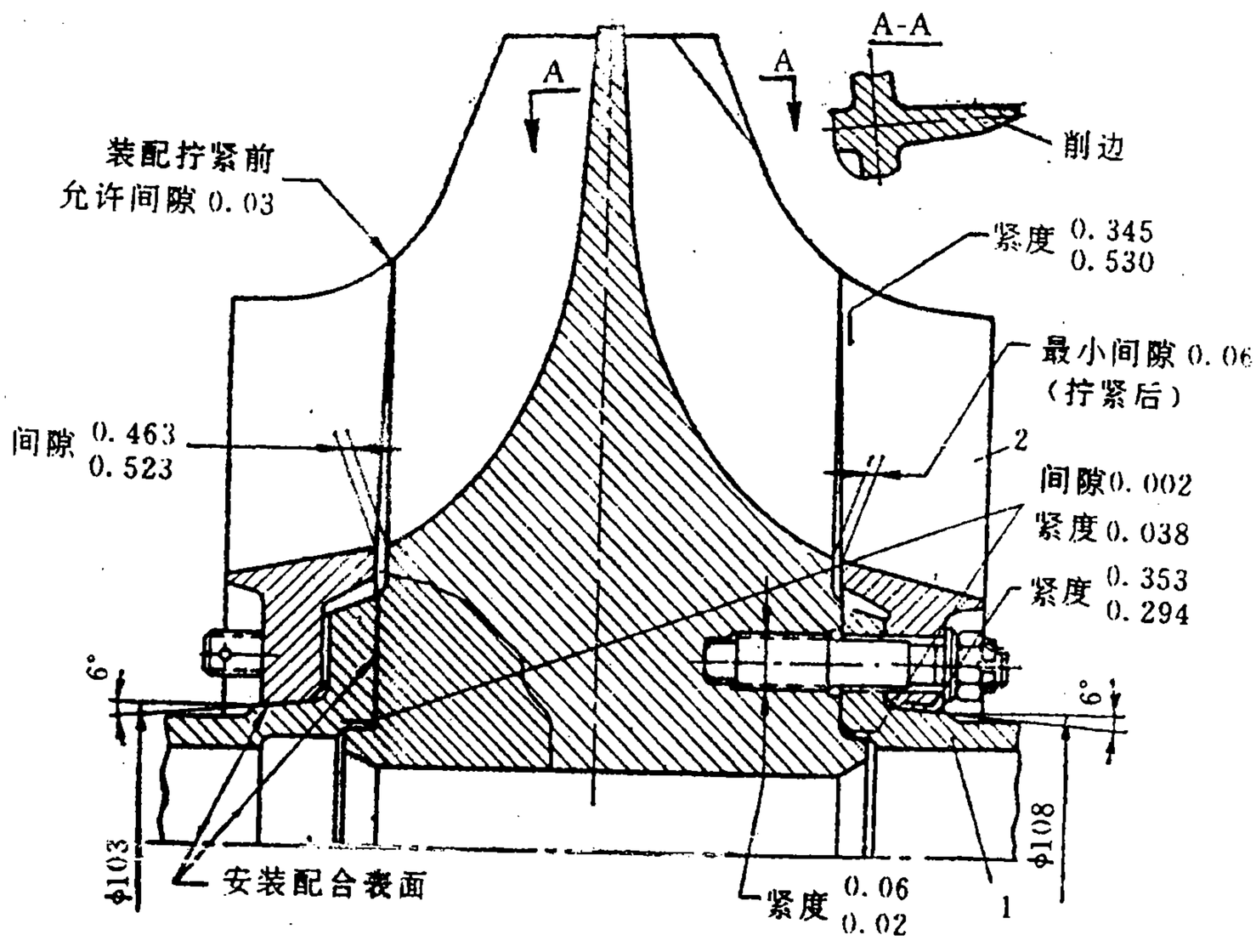


图3-57　WP5发动机离心压气机的转子

3．采取结构措施增加导风轮叶片的刚性。例如，利用连接螺栓将导风轮叶片尖部与离心叶轮压紧，如图3-57所示。图3-57为WP5涡轮喷气发动机双面进气式离心压气机的转子。它的导风轮在自由状态，叶片排气边缘端面与叶轮叶片端面间有0.463～0.523毫米的轴向间隙。用螺栓将导风轮、叶轮轴与叶轮拧紧后，此轴向间隙减小到不大于0.06毫米。此时，在导风轮叶尖产生0.345～0.53毫米的紧度，使叶片的联接刚性提高。

4．采取结构措施增加导风轮叶片振动时的阻尼。例如，可在导风轮叶片与离心叶轮叶片相邻的端面间涂以橡胶形成阻尼。也可在端面开径向的槽，在槽内嵌入橡胶条，同样可形成减振阻尼。前者用于透默ⅢC涡轮轴发动机的离心压气机。后者用以排除上述的离心式增压器导风轮叶片的裂纹故障。

5．由于设计、造型，特别是工艺技术的进步，现代的离心压气机多数已将导风轮与离心叶轮制成为一整体，没有单独的导风轮零件，如图3-59示出的JT15D-4涡轮风扇发动机的离心压气机的转子即是。这样不但流线光顺，不存在导风轮叶片与离心叶轮叶片工作表面平滑衔接的问题，而且由根本上解决了悬臂的导风轮叶片刚性差而引起的振动裂纹问题。但这种一体化的转子在制造与检验方面需要更复杂的工艺装备。

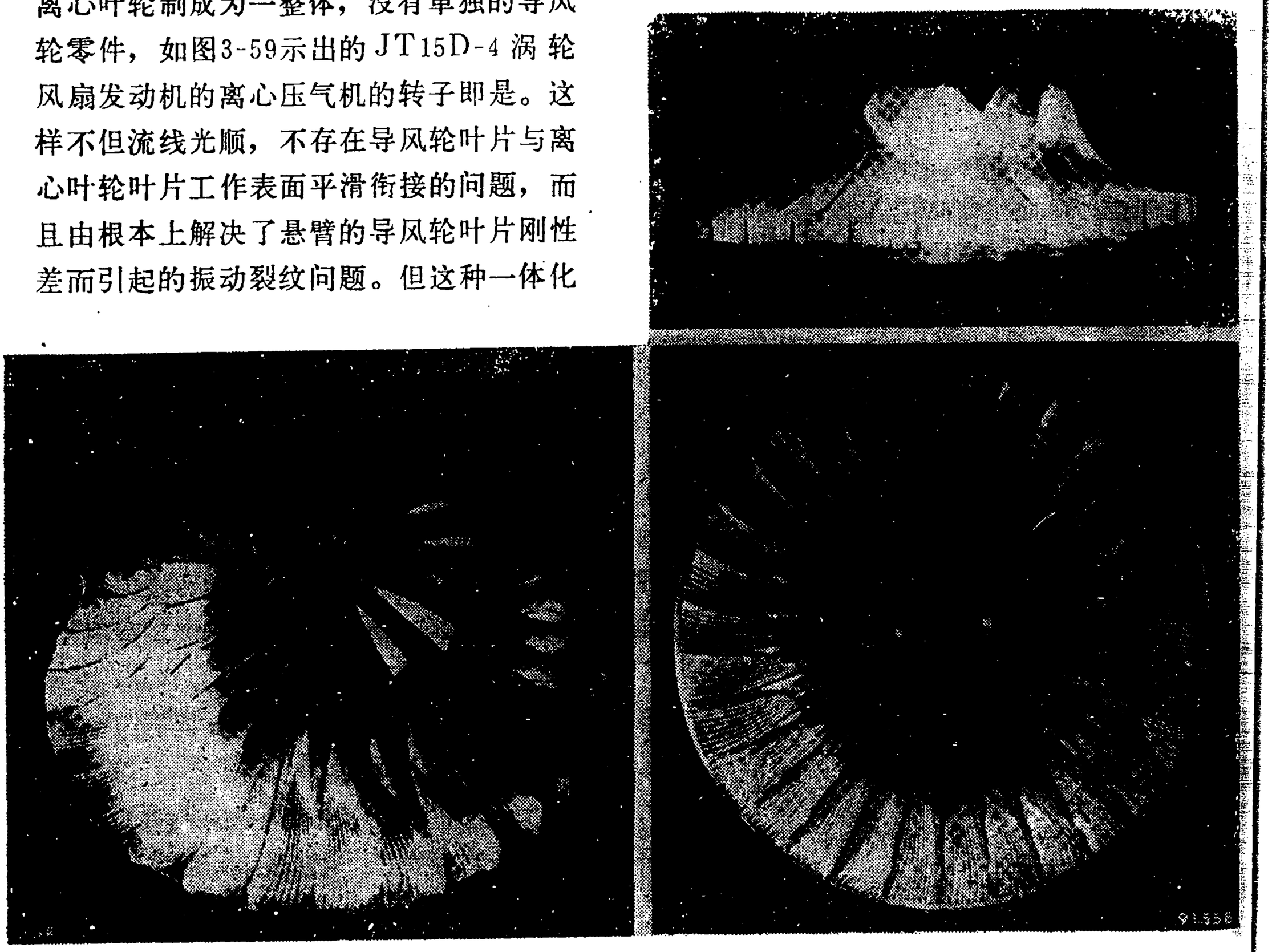


图3-58　现代离心压气机的叶轮

二、离心叶轮

离心叶轮通常用铝合金、钢或钛合金锻件经机械加工制成。为有效地利用叶轮外径的切线速度以提高叶轮对气流的加功量，叶轮的进口要向中心收拢以使它的直径尽量减小。一般进口处的外径相当叶轮外径的0.6～0.7。降低这一数值对提高叶轮的加功能力十分有利。但缩小进口尺寸不但受进口相对马赫数的限制，而且还受进口内径尺寸的限制。这一尺寸取决于叶轮轴的传扭与支承刚性以及有关的轴承的尺寸。

早期的离心叶轮叶片沿径向是直的，例如WP5发动机的离心叶轮以及WP11发动机的离心叶轮。这种叶片设计与制造均比较方便。当代的离心压气机为改善效率与特性，不但采用后弯的、S型的叶片，而且在两个叶片之间还有较短的分流叶片，如图3-58所示。这

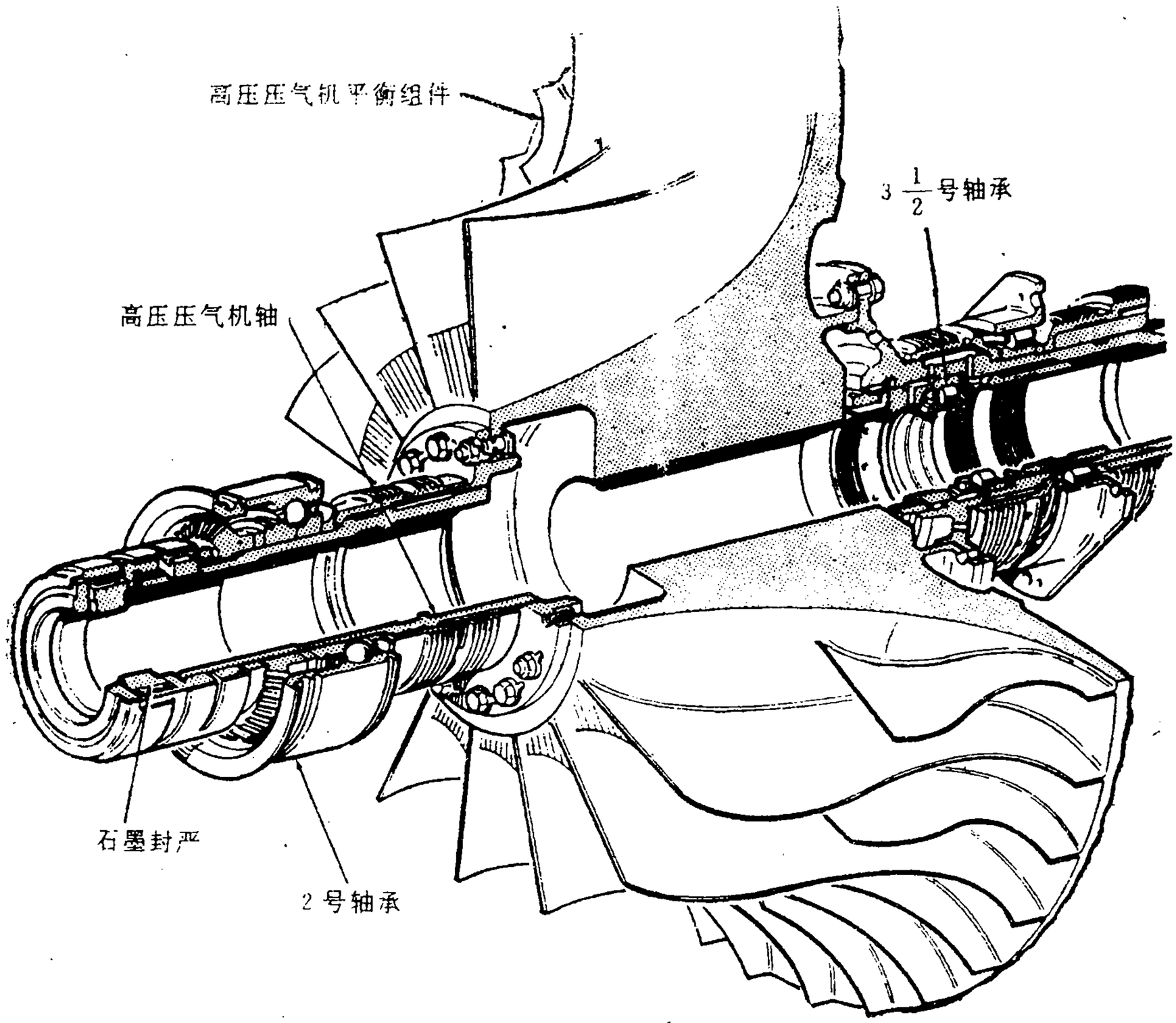


图3-59　JT15D-4涡轮风扇发动机离心压气机的转子

种叶轮加工比较困难，通常要在四座标或五座标数控铣床上加工。此外，有些叶轮在槽道的壁面留有铣削的刀痕用以增加叶轮的加功量。

离心叶轮定位在离心叶轮轴上，并由它带转。轴通过端齿（WP11发动机离心压气机，见图3-55）或精密螺栓（图3-59）传递扭矩，并保证叶轮因受热或受离心负荷而产生径向变形时的定心。

三、扩压器

扩压器是使由离心叶轮高速甩出的气流滞止、扩压。最简单的扩压器是沿圆周通道面积逐渐加大的蜗壳式扩压器。它结构简单、特性平稳。但由于气流在扩压器内按螺旋线展开流动，轨迹较长所以损失比较大。因此，它只用在离心式增压器中。

航空燃气涡轮发动机的离心压气机通常采用叶片式扩压器，如图3-60所示。若干沿周向均匀分布的叶片，使得由离心叶轮甩出的气流，沿叶片组成的气流通道扩压。气流在扩压器内的路径短，减少了流动损失。

WP11发动机的叶片式扩压器是一个钣金组合件。它由钣料制成的叶片及前盖板、后盖板组成。17片叶片两侧各有三个榫头，以它插入前、后盖板相对应的槽内，用铜钎焊固定。整个扩压器用六个螺栓固定在离心机匣上。

目前，有的发动机上采用了管式扩压器，如图3-61所示。按气流流线方向弯曲的渐扩

导管将气流由径向引到轴向，同时在管内扩压。这样可以提高在稳定工作状况下扩压器的效率。

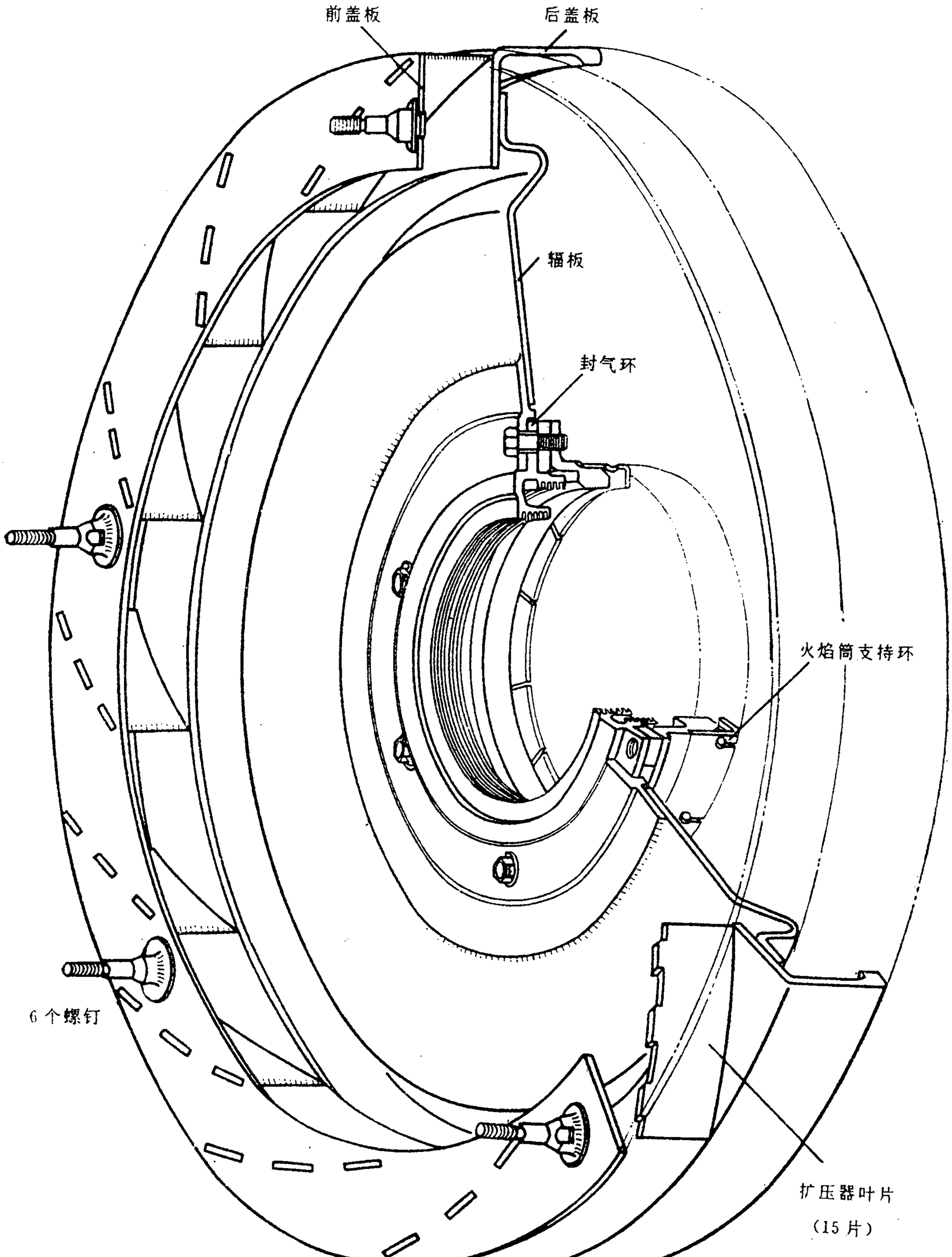


图3-60　WP11发动机的叶片式扩压器

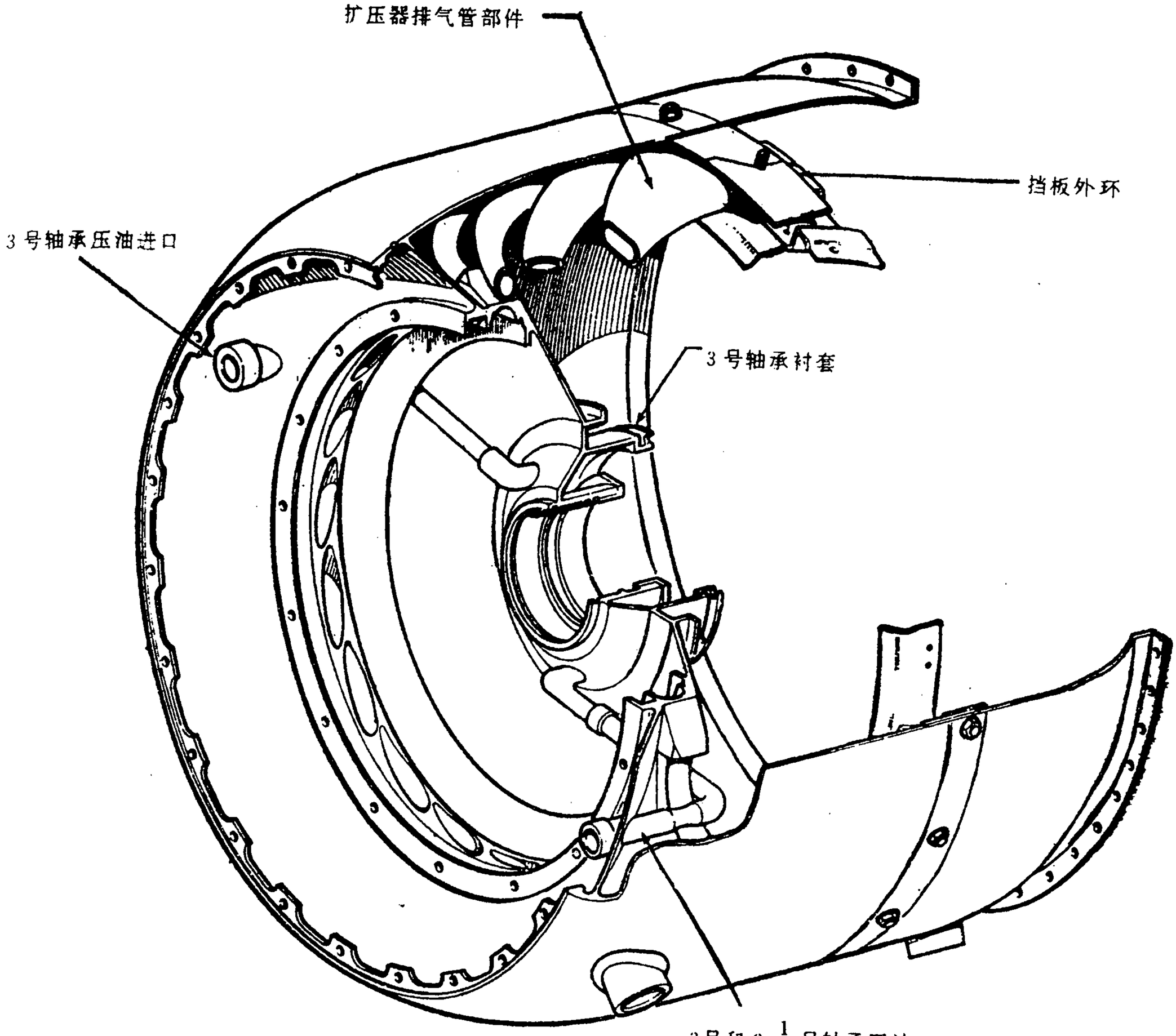


图3-61　管式扩压器

第七节　压气机主要零件的材料及表面防护

选择压气机主要零件的材料时，要考虑以下几方面主要要求：

（1）要使零件在它的工作条件下能承受所受的质量负荷及温度负荷，并满足长寿命及重量轻的要求。

（2）材料的工艺性及经济性要好。

（3）应尽量选用规格化的材料，尽量减少材料的品种和规格。

在选择压气机主要转动零件的材料时，由于它们所受的质量负荷大，还要选用比强度高的材料。

由表3-4可看出，钛合金的比重小，但它的强度却与不锈钢相近，所以具有很高的比强度。在室温下，它的比强度比不锈钢高得多，比铝合金也高。在500°C温度以下，它的

表3-4 几种压气机叶片材料的力学性能比较（室温下）

合金牌号	密度 ρ g/cm³	极限强度 σ_b N/mm²	弹性模数 E N/mm²	比强度 σ_b/ρ N·mm/g	比刚度 E/ρ N·mm/g
LY2	2.75	432	71×10^3	157×10^3	25.18×10^6
TC4	4.6	932	111×10^3	203×10^3	24.13×10^6
Cr17Ni2	7.75	981	196×10^3	127×10^3	25.29×10^6
1Cr11Ni2W2MoV	7.8	1 079	196×10^3	138×10^3	25.13×10^6

比强度仍比一般铝合金和钢都高。另外，钛合金还具有耐腐蚀性能好（特别是耐海水腐蚀性能比铝合金和不锈钢都优越），低温性能好（在超低温下，钛合金的强度约增加一倍，而且塑性和韧性良好）等优点，因此目前发动机中用钛量一般都在20%以上，而在压气机的零件中钛合金则占大部分。钛合金主要用作风扇叶片、离心叶轮、压气机工作叶片、静子叶片、轮盘、机匣及轴承壳体等零件。使用较多的钛合金有TC—4（Ti—6Al—4V）、Ti17（Ti—5Al—2Zr—4Mo—4Cr—0.1O_2）、Ti811（Ti—8Al—1Mo—1V）、Ti—6242（Ti—6Al—2Sn—4Zr—2Mo）、Ti—6246（Ti—6Al—2Sn—4Zr—6Mo）等。其中，使用最广泛的是TC—4，使用温度可达350°C左右，Ti—6246及Ti—6242在较高温度仍有较高的比强度，使用温度可达450°C，可用于温度较高的高压压气机叶片。但钛合金也存在一些缺点，如它的弹性模量比较低，耐磨性较差，易与摩擦表面发生粘着现象，与钛合金相摩擦还会着火，使用中必须加以注意。此外，钛合金价格也较贵。

工作温度降到240°C以下时，铝合金的比强度也比较大，而且价格便宜。所以，在工作温度不超过240°C时，工作叶片和轮盘可用LD8、LD7、LD5、LD10和LY2等铝合金来制造。

工作温度低于300°C的机匣件，常常采用比重轻、铸造性能好的ZM-3、ZM-5等铸镁合金以及ZL104、ZL13等铸铝合金制成。但镁合金易受海水腐蚀，因而在海洋地区工作的机种中，最好避免采用镁合金作机匣。

当零件工作温度高于500°C时，一般要用镍铬钢或不锈钢，如Cr17Ni2、30CrMnSiA，4Cr14Ni14W2Mo、0CrNi3Mo、1Cr13、2Cr13、1Cr11Ni2WMVA等。

在一些小型发动机上，常常采用钛合金或铸造合金钢（17—4PH）将叶片、盘、轴锻或精铸成一个整体转子。

第一级风扇和压气机第一级工作叶片，虽然工作温度低，但是为了防止外物打伤，提高零件抗腐蚀和抗振性能，一般都采用钛合金或不锈钢制成。

压气机的前、后轴以及拉杆、螺栓等连接件，多用18CrNiWA、40CrNiMoA和30CrMnSiA等合金钢模锻、冷轧或旋压出。

近年来，因复合材料有更高的比强度，而且疲劳强度高，减振性能好，因而吸引着人们用它制造风扇叶片等各种压气机零件。但由于其抗冲击能力差，制造质量不稳定等原因，目前还只用在一些温度低，受力小的非转动零件如进气整流罩、风扇机匣内壁、风扇

隔音衬板、封严套筒等上。可以预见，随着技术的发展，复合材料在发动机上所占的比重将会愈来愈大，而且使用的范围也会不断扩大，不仅用在静止件，转动件也会采用。

要发动机能在各种环境中可靠地工作，并尽量提高其使用寿命及性能，就必须提高零件材料的抗腐蚀、抗氧化、抗热冲击及抗热疲劳的能力。因此，发动机零件制成后，通常还要有表面防护措施。常用的表面防护方法有：对铝零件进行阳极化；对镁零件进行氧化；对钢及合金钢零件进行发蓝或表面镀锌、铬、镉等金属。在现代发动机上则还采用等离子喷涂或火焰喷涂等工艺方法给零件表面（除配合表面外）喷涂各种防护的、防冰的或耐热的涂层。

在零件相互摩擦的表面（如工作叶片的叶冠或减振凸台的摩擦面、叶根榫头部分等）常常涂有耐磨的涂料或喷镀碳化钨硬质合金。有的压气机在叶片榫头与轮盘榫槽接触表面涂石墨清漆，除可防胶着剥伤外，还可起一定的减振作用。在榫头及轮盘易产生裂纹处进行喷丸强化以提高疲劳强度，在发动机中也常被采用。

在有封严要求的转子和静子表面，一般喷涂或粘接上易磨的软金属、蜂窝或复合材料，以保证封严间隙最小而又不至于磨坏封严篦齿或工作叶片叶尖。对这些易磨材料的要求是：材料必须与所处的温度相适应；必须与工作叶片叶尖材料具有相容性；应该能干净利索地磨损掉而热量产生得最小，同时还不应发生污染、掉块。目前已有适用于不同温度系列的易磨材料，如适用于在-56°C～316°C温度范围内工作的风扇叶尖磨道材料：填充二氧化硅细珠的模制硅橡胶、丁晴橡胶等。它们不仅可满足易磨、声阻尼、振动阻尼等要求，还可按需要做成平行槽、斜槽等图案，起增加喘振裕度的处理机匣的作用。

表3-5给出了几种发动机压气机主要零件所用的材料及涂层。

表3-5　几台发动机压气机主要零

零件 \ 型号	WP6	WJ6	WP7乙	SPEY MK202
工作叶片	Cr17Ni2 (1，6～9级) LY2(2～5级)	Cr17Ni2	1Cr11Ni2W2MoV	低压： T/AV钛合金(1.5级) A/FLS铝合金(2～4级)涂 PL205 耐热涂料 高压： T/AV(1～5级 T/SZ钛锡锆合金(6～8级) S/SAV不锈钢(9～12级)涂 PL101高温铝粉漆
静子叶片	30CrMnSiA (1级) LY2(2～5级) Cr17Ni2 (6～9级)	Cr17Ni2	低压： Cr17Ni2(1,3级) 1Cr11Ni2W2MoV (2级) 高压： 1Cr11Ni2W2MoV	低压： S/607(0级)涂PL101 A/FLS(1～5级)涂PL205 高压： S/SNV不锈钢(0～11级)涂 PL219耐高温涂漆 S/SJ2铬钢(12级)涂PL101
轮盘	30CrMnSiA (1、6～9级) LD7(2～5)级	Cr17Ni2	低压： 40CrNiMoA(1级) 1Cr11Ni2W2MoV (2～3级) 高压： 1Cr11Ni2W2MoV (4～6级)	低压： S/SJV不锈钢(1级)涂PL101 T/SZ钛锡锆合金(2～5级) 高压： S/STV不锈钢(1～7级) S/SAV(8～11级) 以上均涂PL219 N901耐热合金(12级)
鼓筒				低压： S/SJV(1～2级间)涂PL10 T/SZ(2～5级间) 高压：S/STV(1～11级间) N901(11～12级间)均涂PL101
轴	前、后轴 40CrNiMoA	Cr17Ni2	低压： 12Cr2Ni4A 高压： 1Cr11Ni2W2MoV	低压： S/SJV(前轴)，S/HBH(后轴) 均涂PL101 高压： S/HBH(前轴)，S/CMV(后轴)均涂PL101
机匣	前机匣： ZM—5 中机匣： ZM—3（前段） 30CrMnSiA （后段） 后机匣： 1Cr18Ni9Ti	20号钢	前机匣： ZL104 中、后机匣： Cr17Ni2	进气、中介，扩散机匣S/SJ2 涂PL101 低压机匣 A/FLS 内表面涂VX1290A /20金属防护清漆 外表面涂E3696/693烤干瓷漆

件所用的材料及涂层

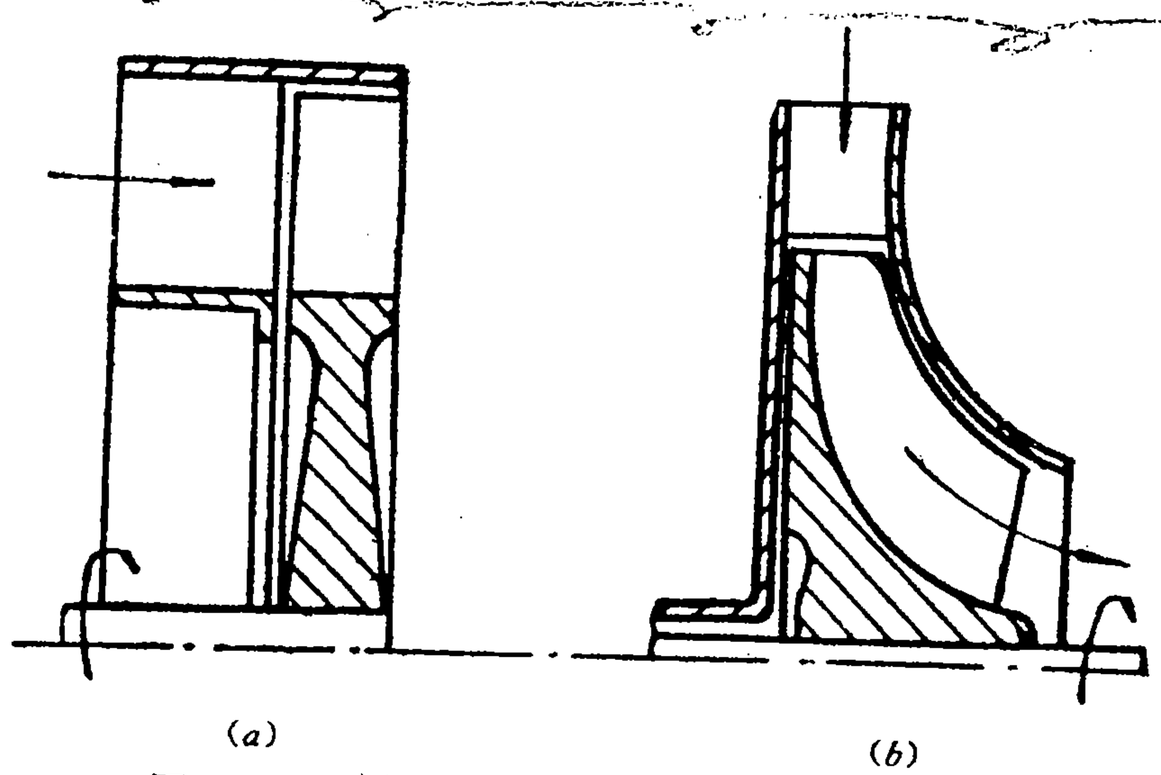
JT9D	CF6-50	CFM56	F100-PW-100
风扇，低压： Ti—6Al—4V 高压： Ti—6Al—4V Ti—8Al—1Mo—1V Ti—6Al—2Sn—4Zr—2Mo Incoloy 901 Inco 718 榫根摩擦面涂 Cu—Ni—In 阻尼台涂碳化钨	风扇，低压： Ti—6Al—4V 高压： Ti-6Al-4V（1～5级） Ti—6Al—2Sn—4Zr-2Mo(6～9、13、14级) A—286合金钢 (10～12,15、16级) 榫根摩擦面喷涂 Cu—Ni—In及MoS_2 阻尼台喷镀WC	风扇，低压： Ti—6Al—4V 高压： Ti—8Al—1Mo—1V (1～3级) Inco 718 (4～9级) 榫根摩擦面涂： Cu—Ni—In	风扇（低压）： Ti—8Al—1Mo—1V (1～3级) 高压： Ti—8Al—1Mo—1V (1～3级) Ti—6Al—2Sn—4Zr—6Mo(4～5级) Incoloy 901 (6～9级) Waspaloy(13级)
低压： 2014—T6 AISI 410 高压： Creek Ascoloy Inco X—750	风扇出口静叶： Al—7075—T73 低压： Ti—6Al—4V 高压： Ti—6Al—4V(0～2级) A286(3～16级)	风扇出口静叶： 低压： Ti—6Al—4V 高压： Inco 718	风扇进出口静叶 Ti—8Al—1Mo—1V 高压： Ti—6Al—4V(0级) Ti—6Al—2Sn—4Zr—6Mo(1～2级) Inco 718(3～8级) Waspaloy(9级)
低压： Ti—6Al—4V 高压： Ti—6Al—2Sn—4Zr—2Mo Incoloy 901 Waspaloy	风扇：低压 Ti—6Al—4V 高压： Ti—6Al—4V(1～2级) Ti—6Al—2Sn—4Zr—2Mo(3～9级) Inco 718(10～16级)	风扇： Ti—6Al—4V 高压： Ti—17(1～3级) Inco 718(4～9级)	风扇 Ti—6Al—2Sn—4Zr—6Mo(1～3级) 高压： Ti—6Al—2Sn—4Zr—6Mo(1,2,4,5级) Ti—8Al—1Mo—1V (3级) IN100(6、8、10级) Waspaloy(7、9级)
	盘鼓一体	低压鼓 Ti—6Al—4V	
	风扇： Marage 250（短轴） B5F5（后轴） 高压： Inco 718（后轴）	风扇： Marage 250马氏体时效钢 高压： Ti—6Al—4V（前轴）	
风扇，压气机机匣： Ti5Al2.5Sn	风扇机匣： AL—6061—T6 17—4PH（承力框架） 低压机匣： AL—6061—T6 高压机匣 Ti—6Al—2Sn—4Zr—2Mo（前机匣） Inco 718（后机匣）	风扇机匣 17—4PH 低压机匣： 高压机匣： Ti—6Al—4V（前段） Inco 706（后段） Incoloy 903（后段内机匣）	风扇： Ti—6Al—4V 高压： Ti—6Al—4V Waspaloy

第四章　燃气涡轮

第一节　概　　述

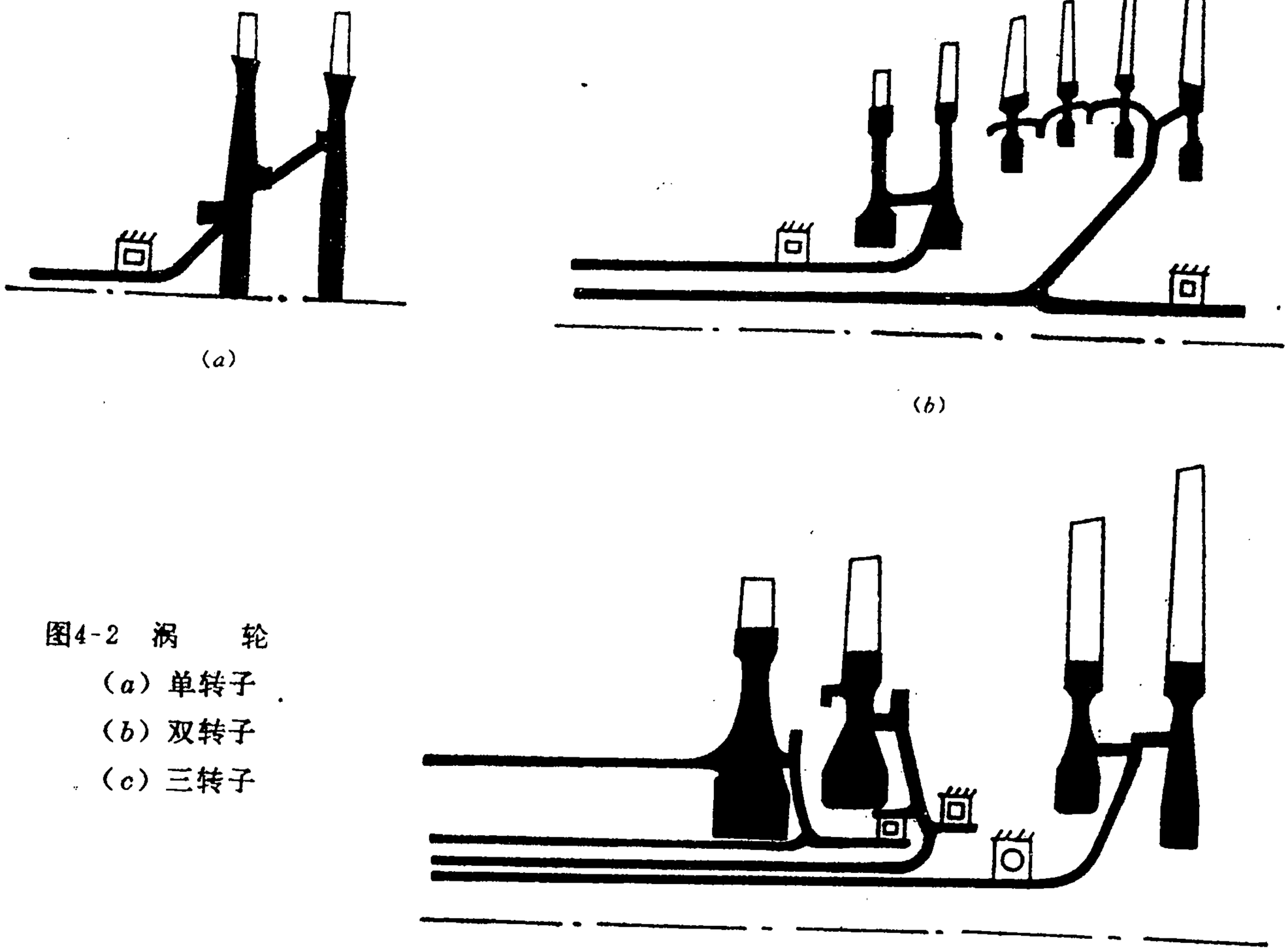
燃气涡轮的功用是将高温燃气中的部分热能和压力能转换成机械功，带动压气机和附件工作。在涡桨或涡轴发动机中，涡轮还用来带动螺旋桨或直升机的旋翼。

按燃气流动的方向，燃气涡轮可分为轴流式和径向式（图4-1），除了少数小功率的涡轮外，现代航空燃气涡轮发动机的涡轮几乎都用轴流式。在轴流式涡轮中，按转子的数目可分为单转子、双转子和三转子（图4-2）。



(a)　　(b)

图 4-1　轴流式（a）和径向式（b）涡轮



(a)

(b)

(c)

图4-2　涡　　轮

（a）单转子

（b）双转子

（c）三转子

航空燃气涡轮的特点是功率大，燃气温度高，转速高，效率高，同时还要求重量轻，尺寸小。例如在现代大功率的航空燃气涡轮发动机中，涡轮输出功率可高达74 570千瓦(100 000马力)以上，一片涡轮叶片可发出约186千瓦（250马力）的功率，基本上相当于一台典型的具有八个汽缸的大型汽车发动机的功率；涡轮前燃气的平均滞止温度可高达1 700K左右；平均直径上叶片的圆周速度约400米/秒左右。可见涡轮是发动机中热负荷和动力负荷最大的部件，其工作条件十分恶劣，是发动机使用中故障较多的部件之一。

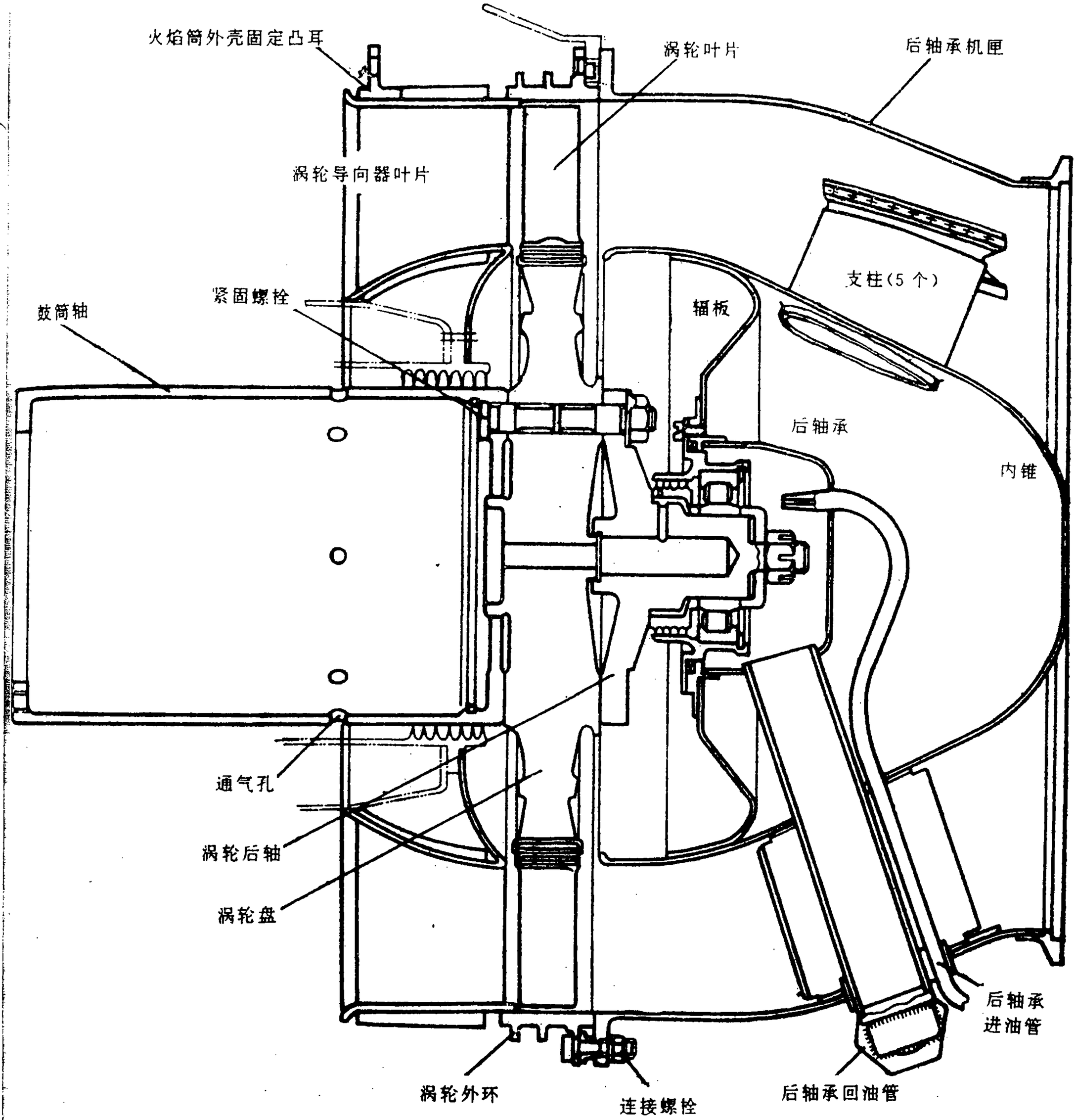


图4-3　J69-T-41A发动机的单级涡轮

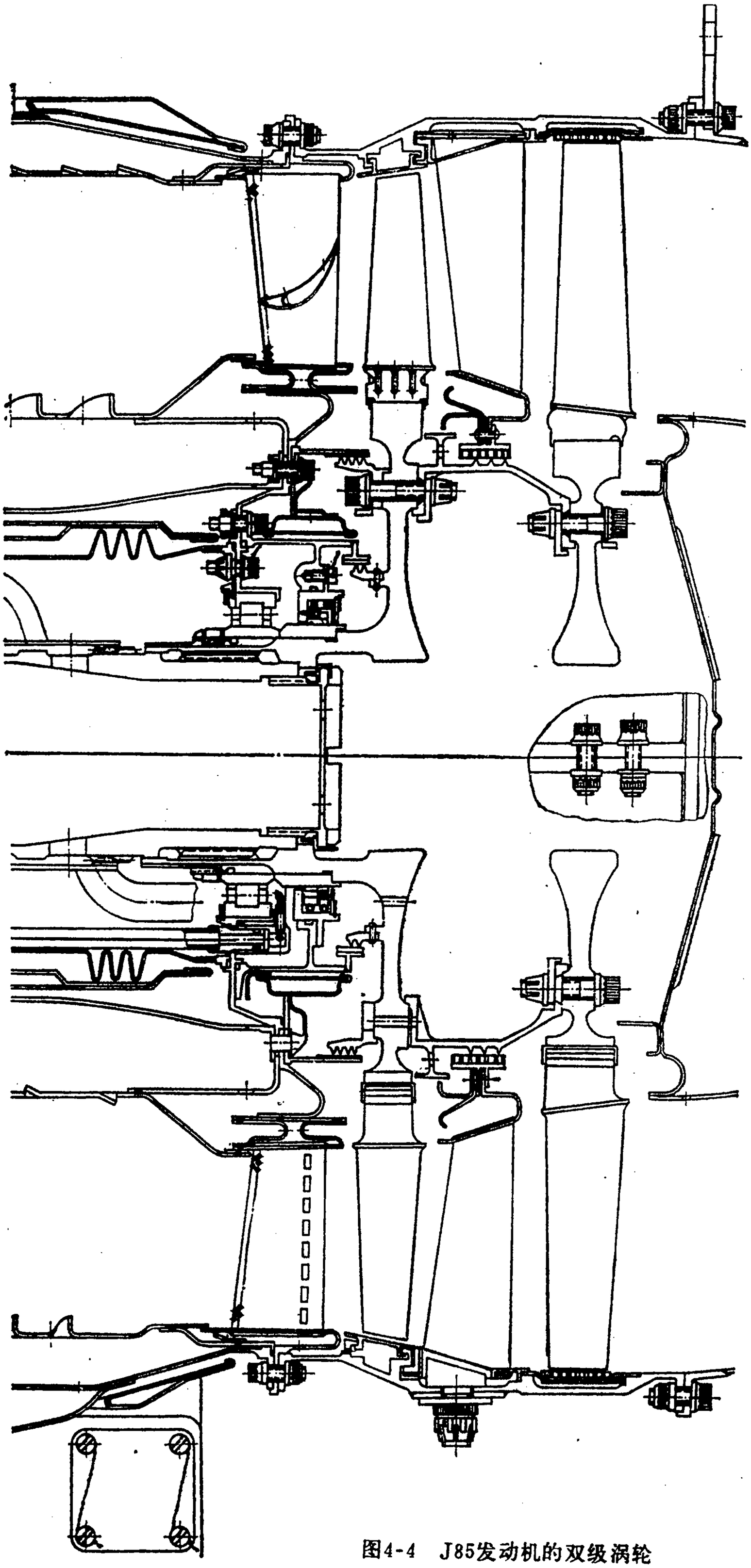


图4-4　J85发动机的双级涡轮

涡轮和压气机有很多共同的地方，但是在一般情况下涡轮的级数比压气机的级数少，而零件的重量大多数比压气机重，再加上涡轮零件处在高温燃气区工作，在各种工作状态下零、组件温度分布又极不均匀，因而在零件热膨胀受到限制时会造成极大的热应力，所以涡轮零件所承受的负荷要比压气机大。这就是说设计涡轮部件时，除了要妥善处理类似压气机部件中的各种问题外，还要特别注意解决好高温、高负荷、温度不均所带来的一系列特殊问题，例如热变形、热应力、热定心、热疲劳、热腐蚀以及高温材料的选择、冷却系统的设计等。

图4-3到图4-10为几种典型的涡轮构造图。由图可见燃气涡轮和压气机一样也是由涡

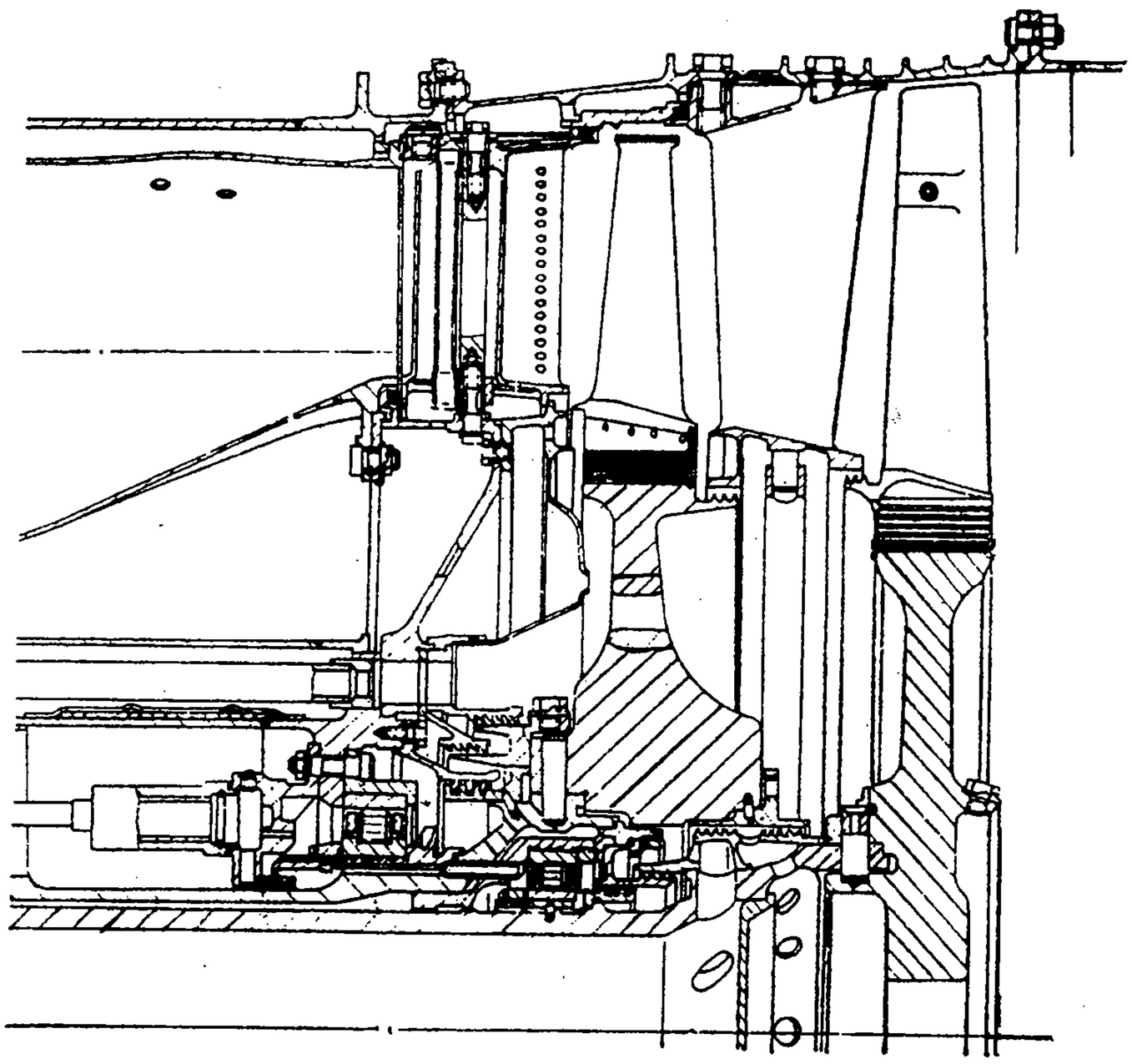


图4-5　WP7乙发动机的双转子涡轮

轮转子、涡轮静子及其它辅助系统等组成。本章主要对轴流式涡轮的转子、静子、冷却系统等进行分析研究。

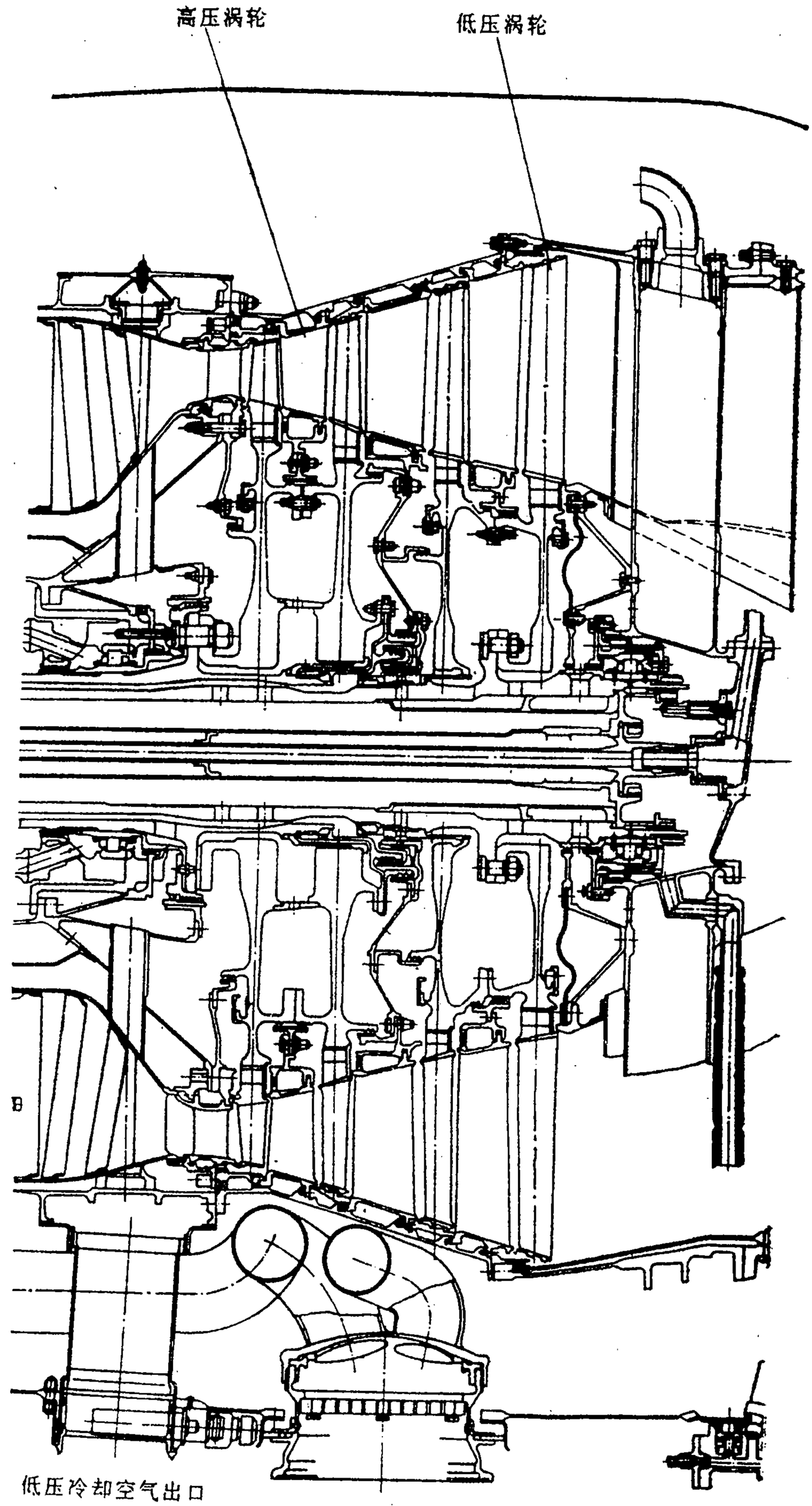


图4-6　斯贝MK202WS发动机的双转子涡轮

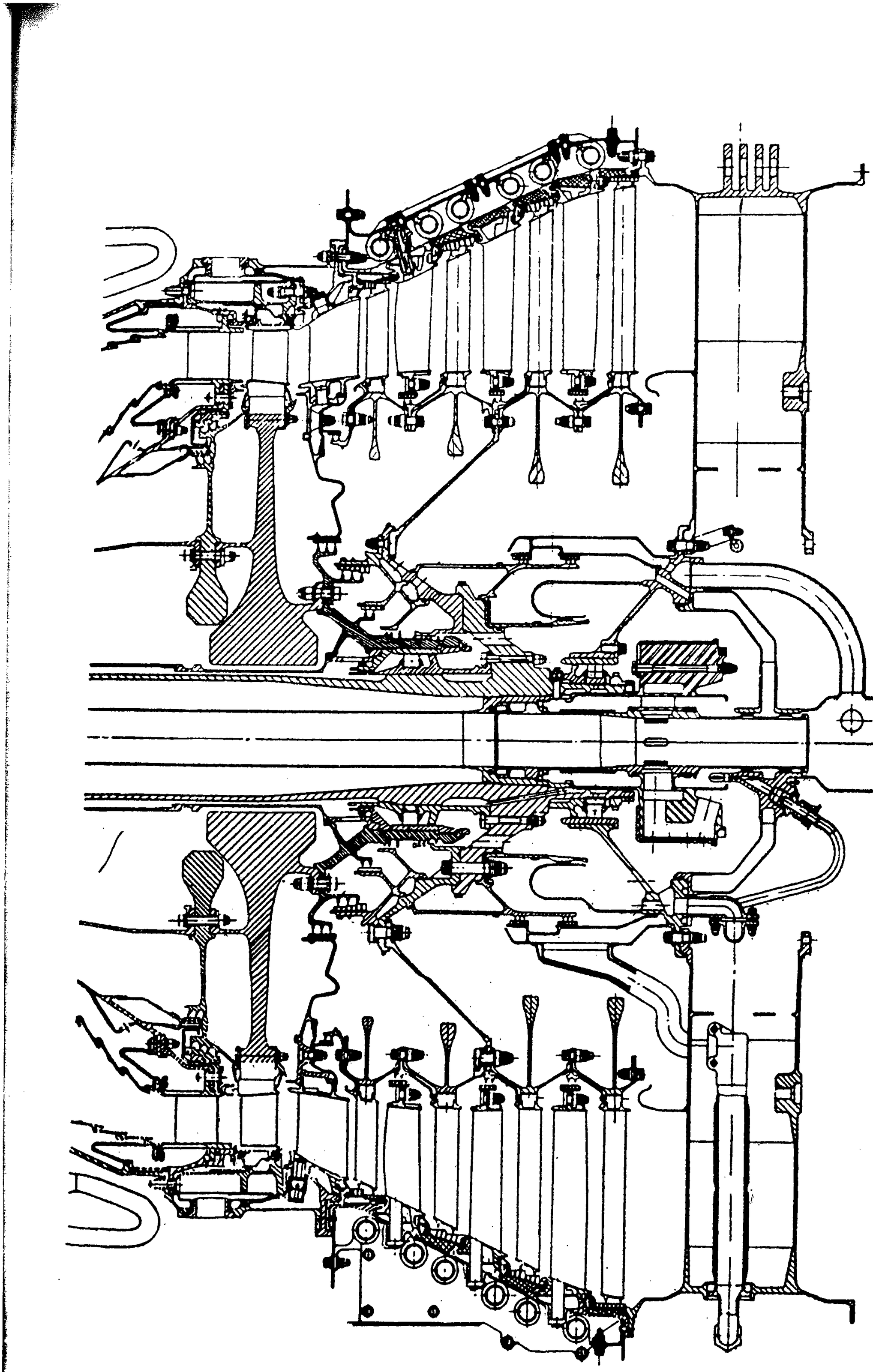
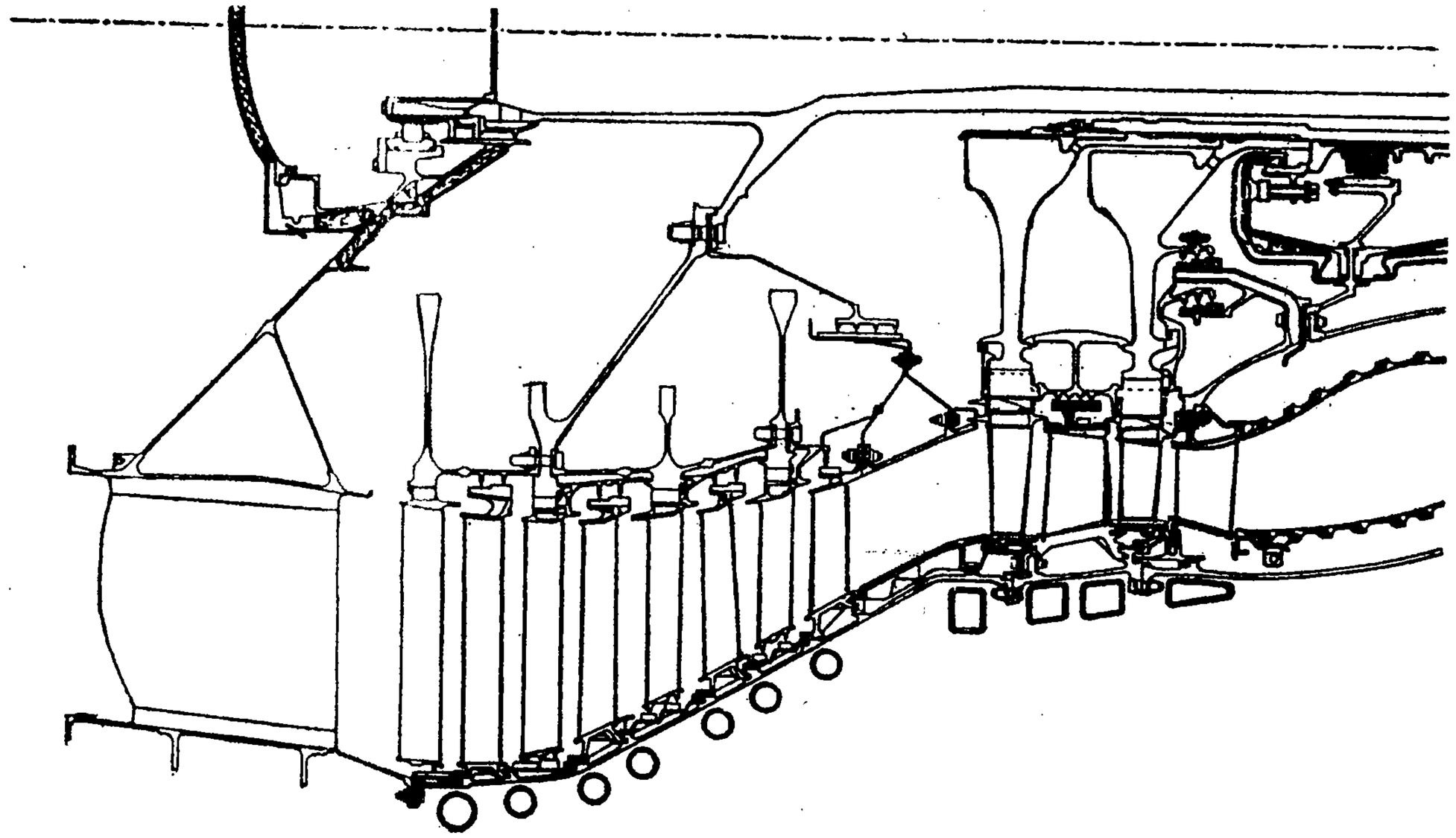


图4-7　CFM56WS发动机的双转子涡轮

图4-8 PW4000WS发动机的双转子涡轮



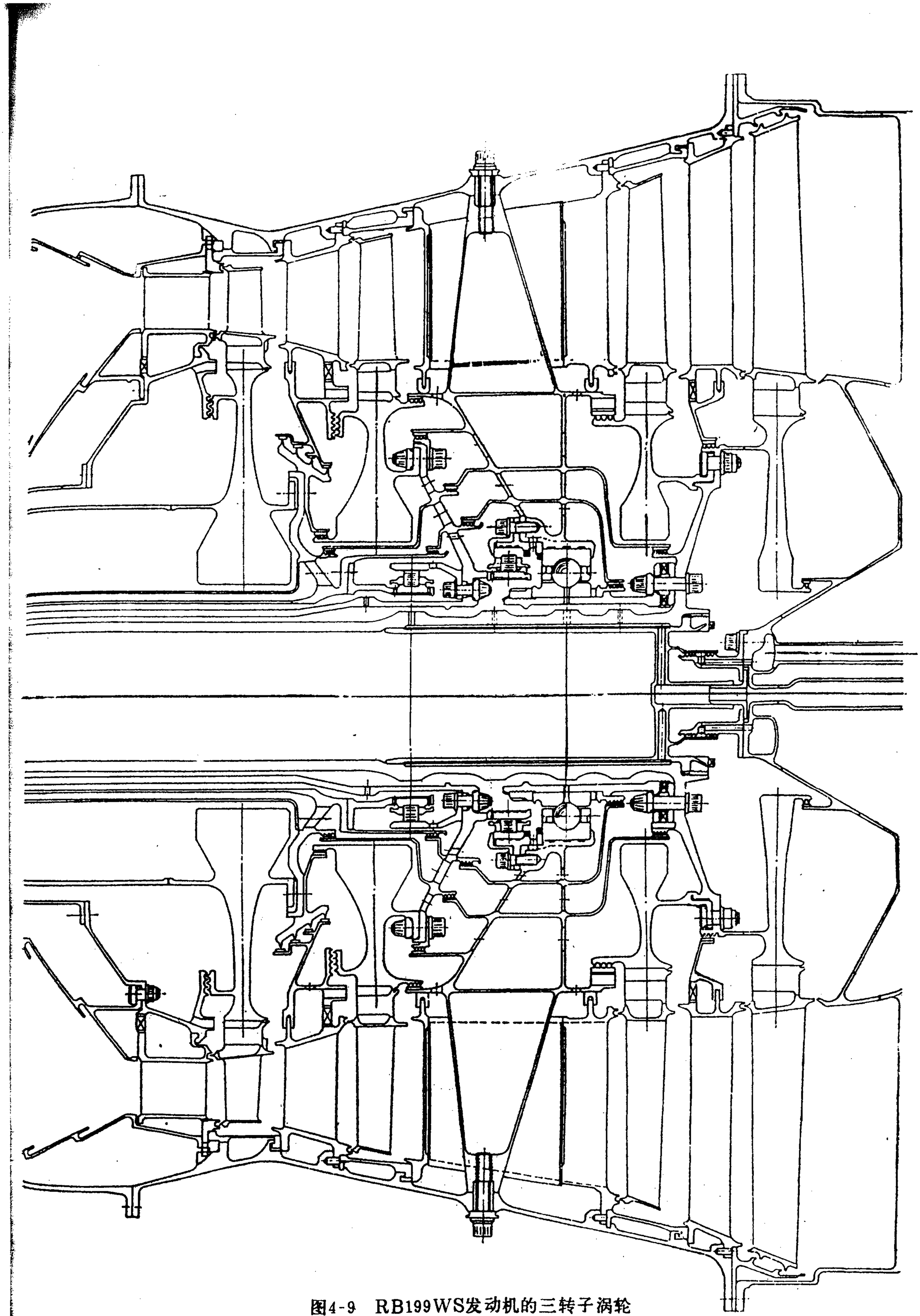


图4-9　RB199WS发动机的三转子涡轮

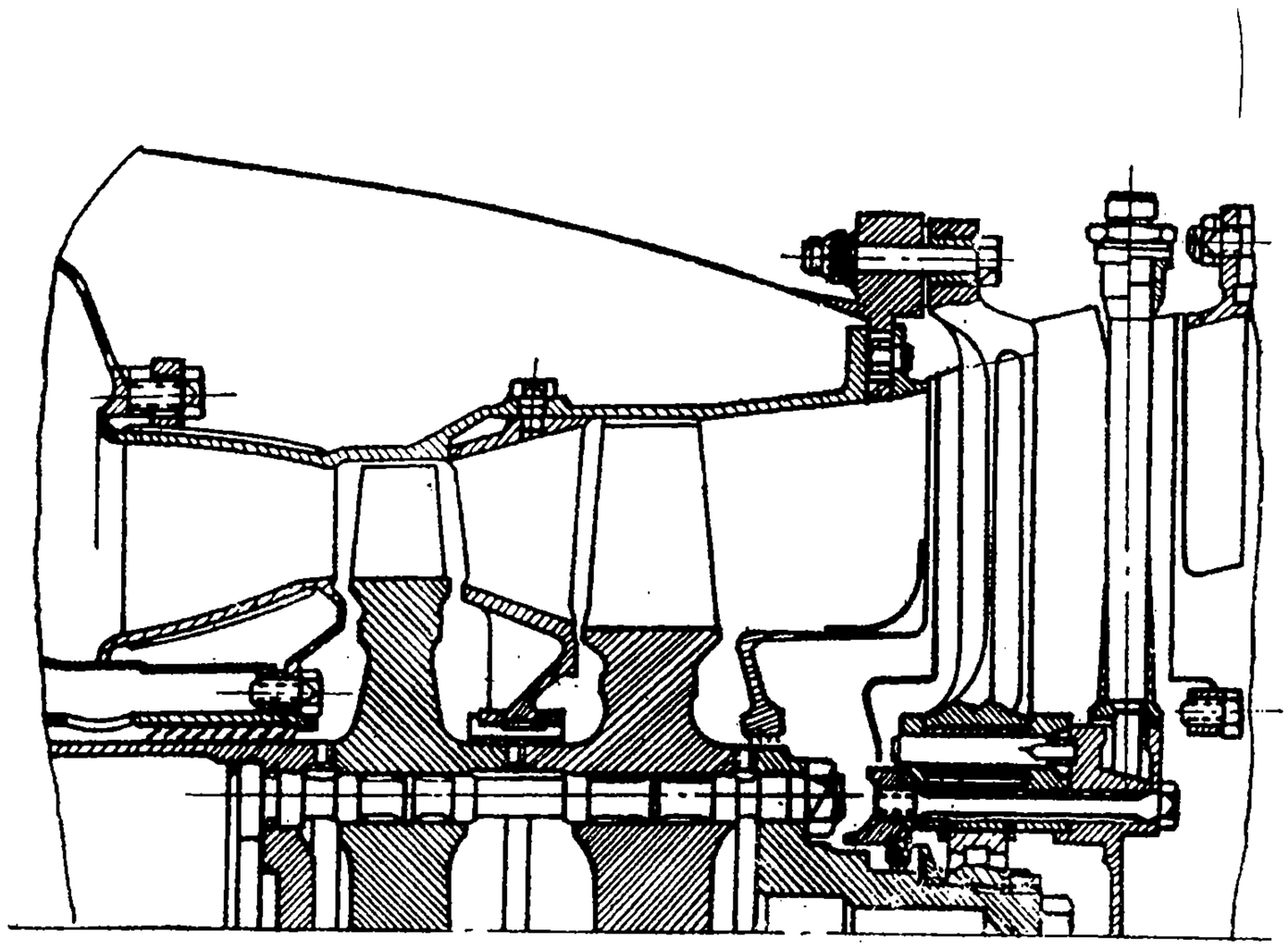


图 4-10　透默ⅢC发动机的双级涡轮

第二节　涡 轮 转 子

涡轮转子由涡轮盘、涡轮轴、工作叶片及连接零件等所组成。设计转子的基本要求除了和压气机转子相同外，要特别注意零件在高温、高负荷下工作所带来的特点。

下面分别就转子的连接结构、工作叶片及其与盘的连接等问题进行分析。

一、转子的连接结构

由于涡轮转子的旋转速度和工作温度都很高，在多级涡轮中多采用盘鼓混合式。鼓式转子在涡轮中基本不用。因此转子的连接结构，实际上是指盘轴及盘盘的连接结构。

△ 设计涡轮转子的连接结构时，除了和设计压气机转子一样要保证足够的强度和刚性、定心可靠、结构力求简单、重量轻、制造容易、装拆方便外，还要特别注意解决以下问题：

(1) 减少轮盘向轴的传热量，以改善轴承的工作条件。特别是第一级涡轮的支承结构更要注意采取措施。

(2) 在各种工作状态下，保持各零件间定心可靠。由于涡轮在全工作过程中各零件间配合面的性质会发生远大于压气机的变化，因此设计中要注意既不能破坏定心，影响转子的平衡及转子叶尖径向间隙，又不要造成零件间过大的热应力。

(3) 在多级涡轮中，转子的结构方案要和静子结构方案相协调，以利于涡轮部件的装配。由于涡轮工作温度高，涡轮机匣温度变化幅度大，而分半式机匣周向刚性不均匀，受热时沿圆周变形不均匀，会影响转子与机匣的同心度，改变径向间隙，破坏机匣的密封，所以和压气机相反，大多数涡轮机匣采用整体式，这就要求在设计时要十分注意装配问题。

下面就单级、双级、多级涡轮的结构，列举出一些典型的设计方案及不同的转子连接型式，分析它们是如何解决上述问题的。

图4-11是双转子涡轮的转子，高低压都是单级转子。盘轴间采用圆柱面定心，紧度配合，径向销钉连接，剪切传力。销钉与盘轴的孔间系紧度配合。装配时，将涡轮盘加热后套

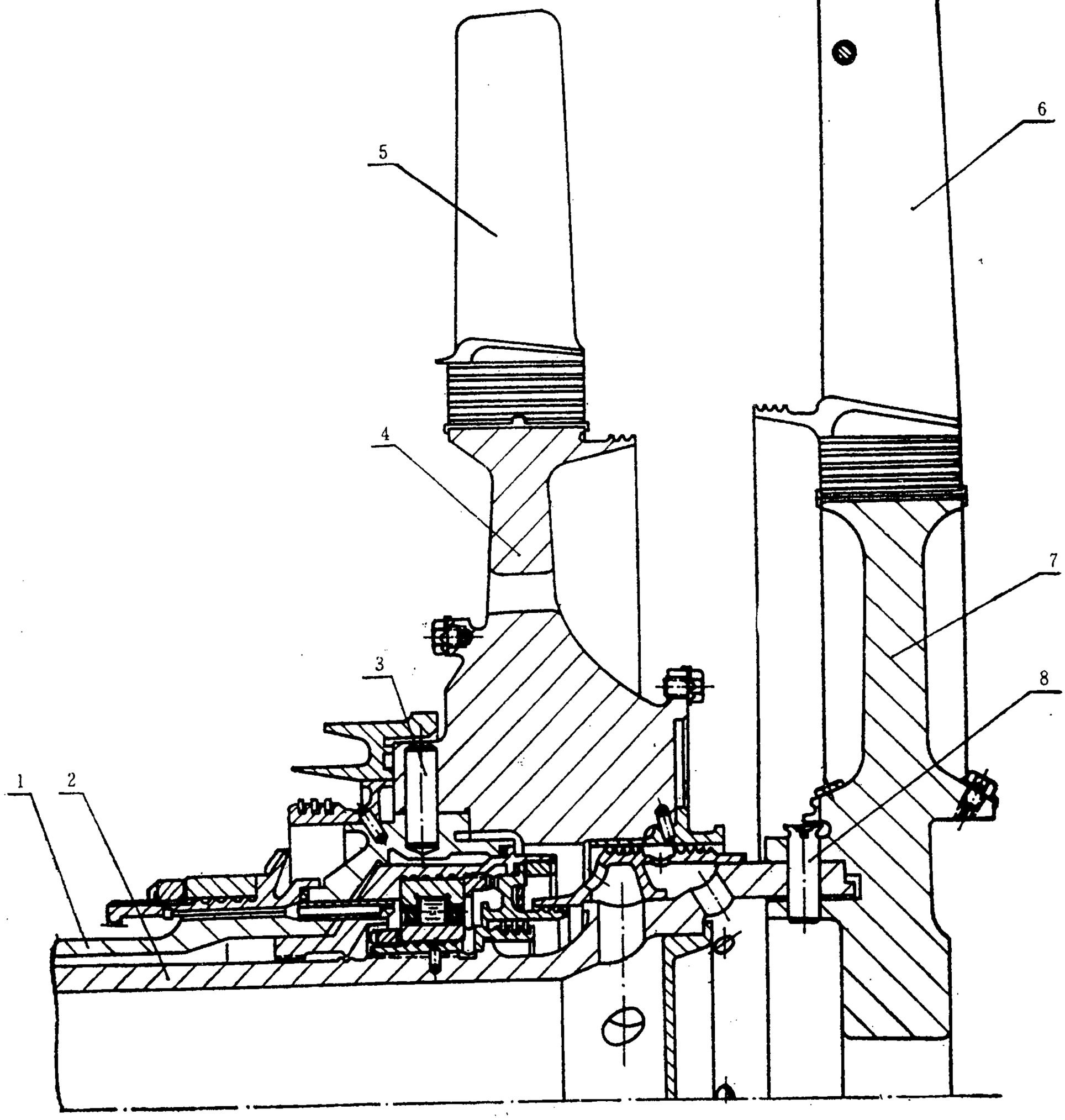
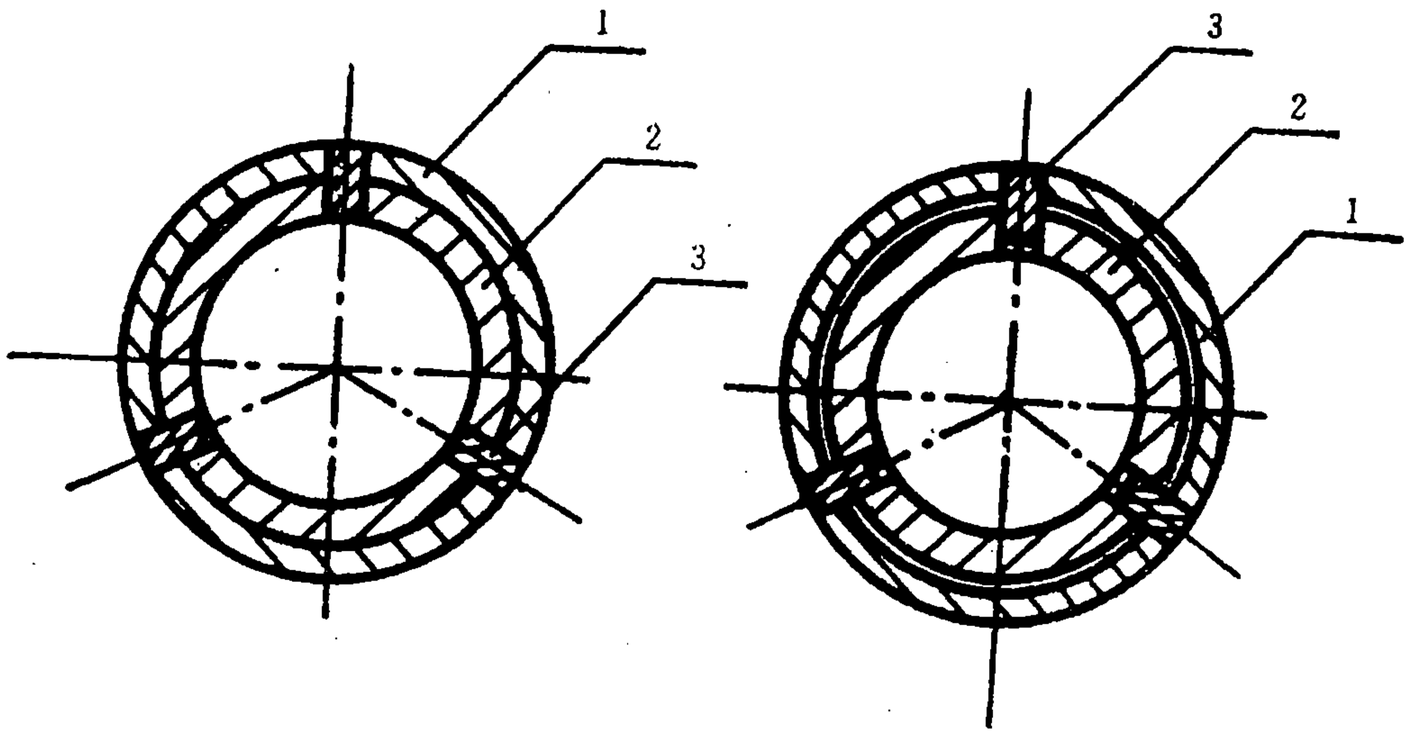


图4-11　WP7发动机涡轮转子

1. 高压涡轮轴；2. 低压涡轮轴；3. 销钉；4. 一级盘；5. 一级工作叶片；
6. 二级工作叶片；7. 二级盘；8. 销钉

到轴上，然后组合钻孔、铰孔，压入销钉。盘轴配合紧度的大小根据计算及使用经验确定。首先，根据盘、轴在最大工作状态下所受的离心负荷及温度负荷分别计算出盘轴连接处在工作时的最大变形量。由于盘的离心负荷远大于轴，盘材料的线膨胀系数及工作温度往往也比轴大，所以盘的变形量总是大于轴。按照工作时盘轴配合处不能产生间隙的条件，初步定出冷态的装配紧度。其次应计算为达到此装配紧度所产生的装配预应力对轮盘安装边应力的影响，如果轮盘预应力过大，则必须修改结构或更换线膨胀系数不同的材料，以找出合理方案。由于采用径向销钉连接（沿圆周约有20个销钉），在工作时盘轴配合面即使出现径向间隙也不会破坏转子的定心，因此可以不必选用过大的装配紧度，以避免造成过大的装配应力。



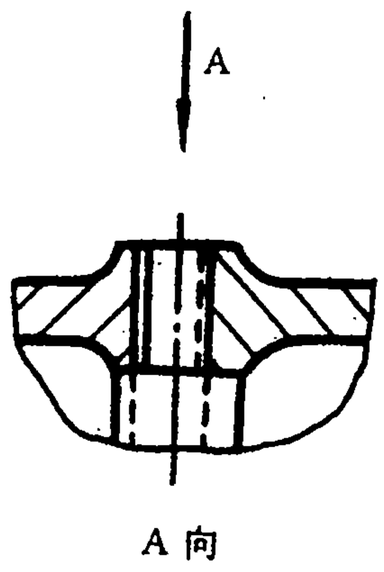
(a) 无轴连接 (b)

图 4-12 径向销钉定心原理图

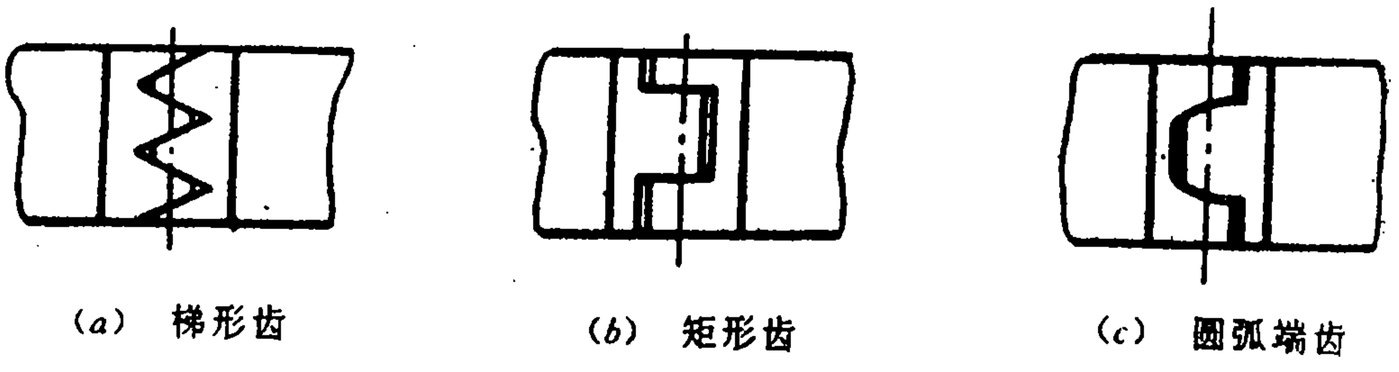
(a) 变形前 (b) 变形后

1. 涡轮盘；2. 涡轮轴；3. 销钉

径向销钉定心的工作原理可由图4-12看出，只要沿圆周装有三个以上的销钉，则在各种工作状态下，相互配合的两个零件可以自由径向变形而它们的中心位置始终保持不变。这种功能称为自动热定心（或工作定心）。这种定心的可靠性取决于销钉与孔的配合精度及销钉的强度。一般情况下选用销钉的数目都比传力所要求的多。销钉与孔的配合采用小紧度配合。具有热定心功能的类似连接形式，还有各种形式的端面齿连接，如图4-13所示。



A 向



(a) 梯形齿 (b) 矩形齿 (c) 圆弧端齿

图 4-13 具有热定心功能的端面齿连接

为了减少轮盘向轴承传热，轴承内环及中介轴承外环都通过衬套装在轴上，衬套和轴

承内、外环的配合面还开有周向槽以减小传热面积。由于高压涡轮盘比低压涡轮盘的温度高，所以高压转子盘轴配合面以及轴和轴承衬套的配合面都开有轴向槽。前者通过由第三级压气机后引来的冷却空气，后者通过滑油以阻隔热流的传递。

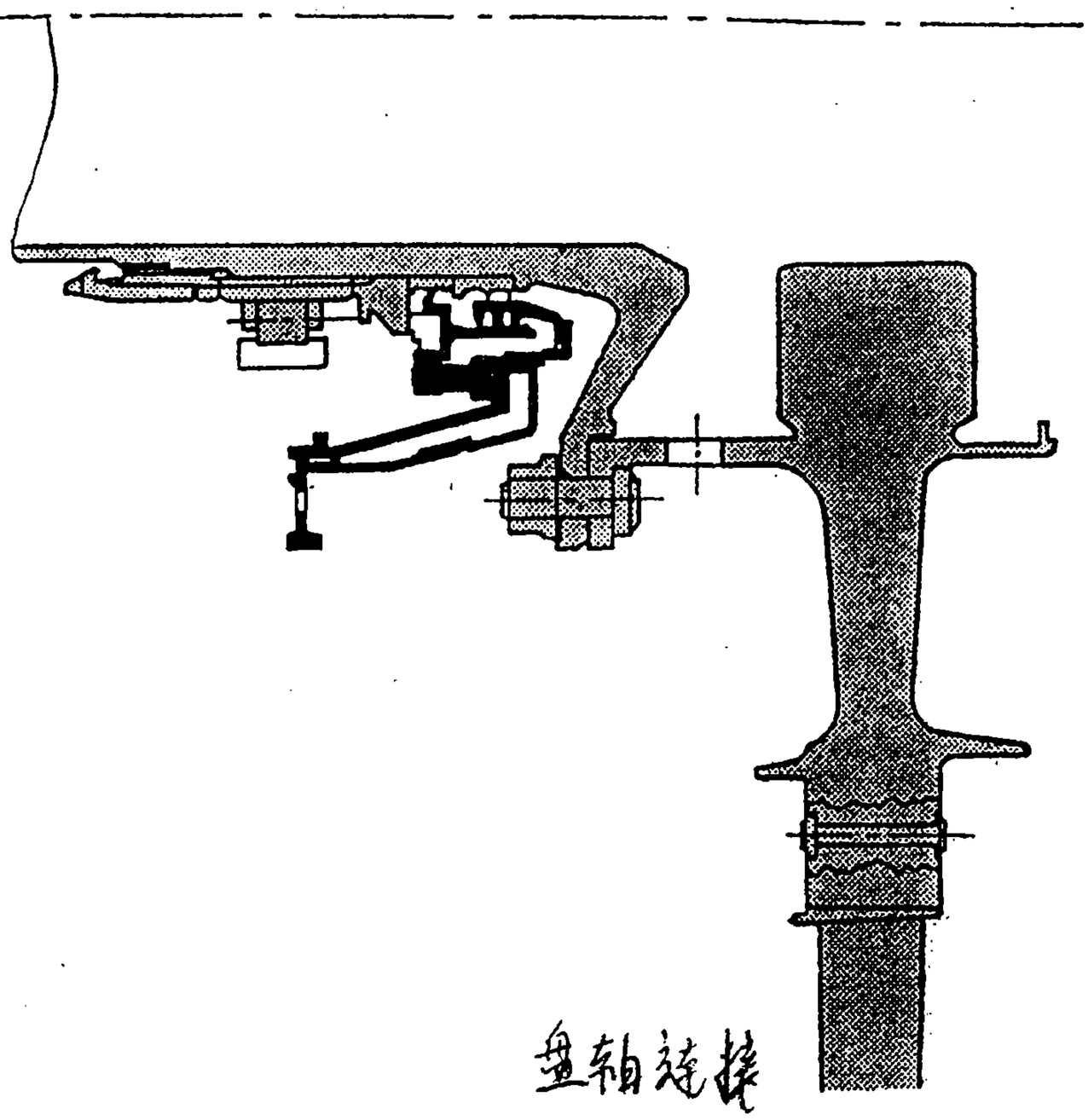


图4-14　盘轴用短螺栓连接

图4-14所示为短螺栓连接的单级高压涡轮转子。盘轴间用圆柱面配合保证装配时定心。采用18个精密螺栓连接，保证工作时定心并传递负荷。轮盘前端伸出一段较长的薄壁筒，上面开有冷却空气通气孔，可以减少盘向轴的传热量。轴承内环内表面开有轴向槽。滑油从此槽中引入润滑冷却轴承。它不仅可减少轴向轴承传热，还可以改善轴承的冷却效果。

涡轮轴后端壁向盘方向凹入，可以缩短盘与轴承间的距离，但轴的受力状态不好，因此轴壁做得较厚。

精密螺栓保证工作定心的原理是强迫盘轴连为一体而不产生相互移动。工作状态下盘轴变形相差很大时，螺栓及孔边有较大的附加应力，加上孔边本来应力集中严重，就有可能使孔产生塑性变形，以致影响定心精度。因此，在图4-14中使螺栓所在的盘轴连接面远离轮盘，安装边的变形受轮盘影响小，温度也较盘身低，这样不会造成连接处有很大的变形差，工作时也较可靠。在有的发动机中，将精密螺栓做成锥形（图4-15），配合紧度靠控制螺栓头与安装边间的间隙保证，它适合于多

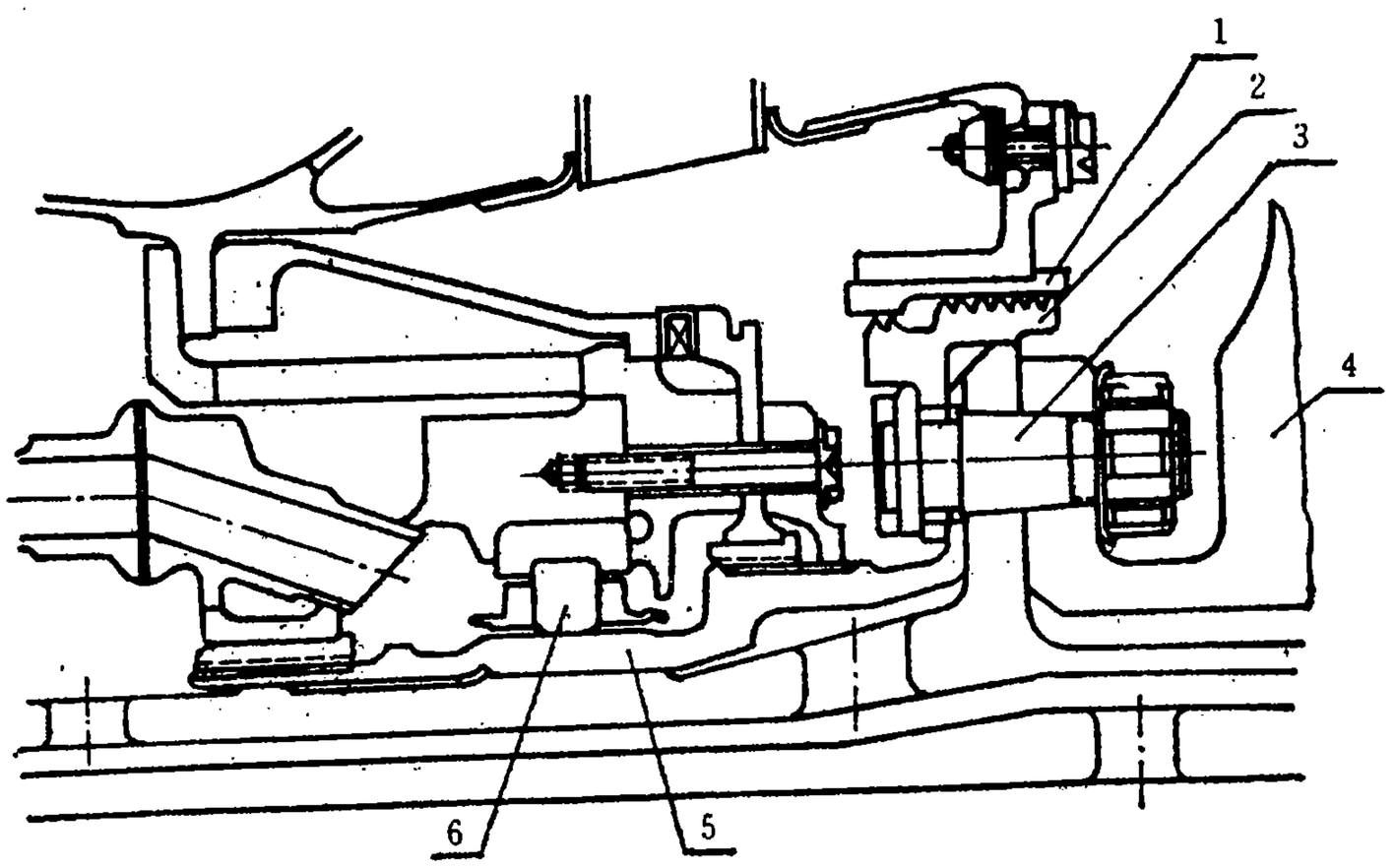


图4-15　高压涡轮盘、轴用精密螺栓连接

1. 封严静子件；　2. 封严篦齿圈；　3. 锥形螺栓；　4. 高压一级涡轮盘；　5. 轴承衬套；　6. 压高涡轮轴承

次装配，但锥形螺栓及孔的加工都比较困难。

当涡轮轴承装在盘后时，轮盘与后轴的连接设计基本同前。而盘与涡轮轴的连接，由于不受轴承的限制，为了提高转子的刚性，可以将轴和轮盘外缘直接相连（图4-16），或更简单地将盘和轴焊接起来。图4-17中盘向前伸出薄壁筒与直径相同的轴用电子束焊成一体。这样，连接处盘轴变形基本一致，只要保证焊接时变形小，焊接后内应力小，焊缝处强度高，能经受冷热循环的疲劳载荷，即可可靠地工作。这种连接方式减少了连接件，结

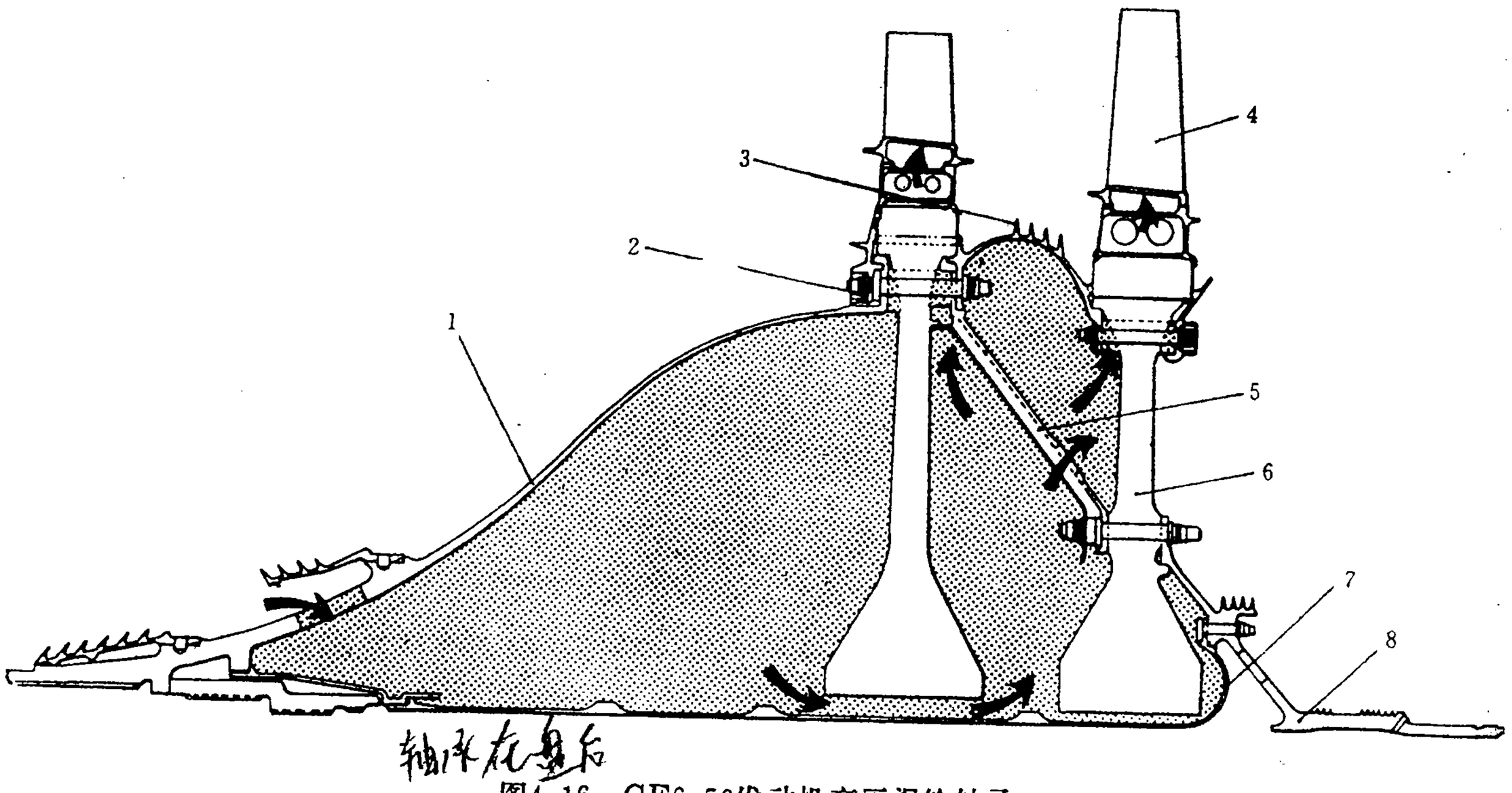


图4-16　CF6-50发动机高压涡轮转子

1. 涡轮轴；　2. 连接螺栓；　3. 链状隔热屏；　4. 工作叶片；　5. 承力环；
6. 轮盘；7. 冷却空气引气套；　8. 涡轮后轴

构简单，重量轻，提高了材料的利用率，但对焊接质量要求高。它不仅要求焊接技术高，而且要求焊接质量的检查技术也要有足够的把握。这说明随着工艺技术的发展会引起发动机结构的新变革。

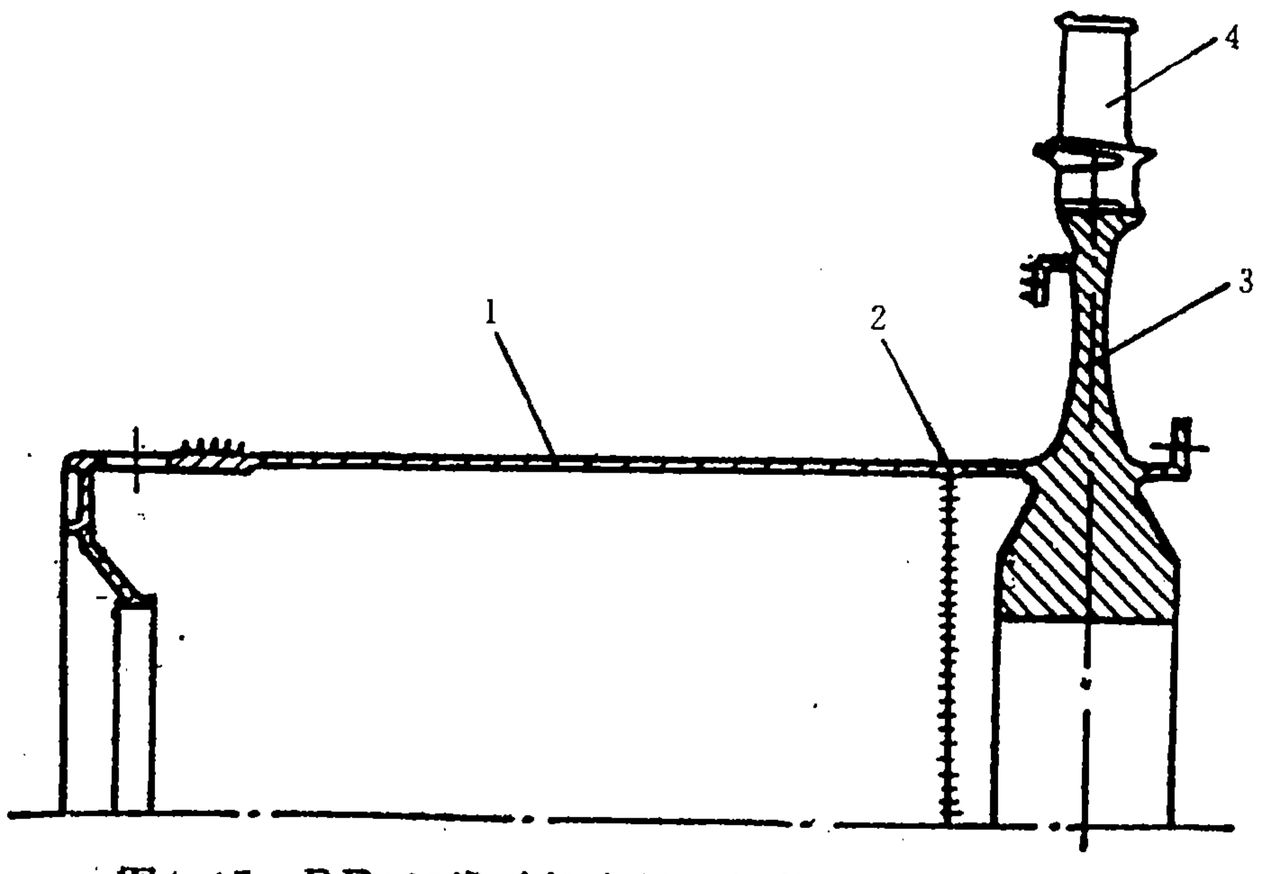


图4-17　RB199发动机盘轴焊接的高压涡轮转子

1. 涡轮轴；　2. 电子束焊处；　3. 涡轮盘；　4. 工作叶片

图4-18为一小型双级涡轮转子，该发动机的压气机后轴伸到涡轮盘附近，涡轮短轴则与第一级涡轮盘做成一体，两轴靠圆柱面（前后两段）定心，套齿传扭，大螺帽压紧。涡轮前轴承装在短轴前端。涡轮短轴和轴承内环配合面处开有轴向槽，以减少盘向轴承的传热。两级涡轮盘间装有带封严篦齿的鼓环。鼓环与轮盘靠圆柱面定

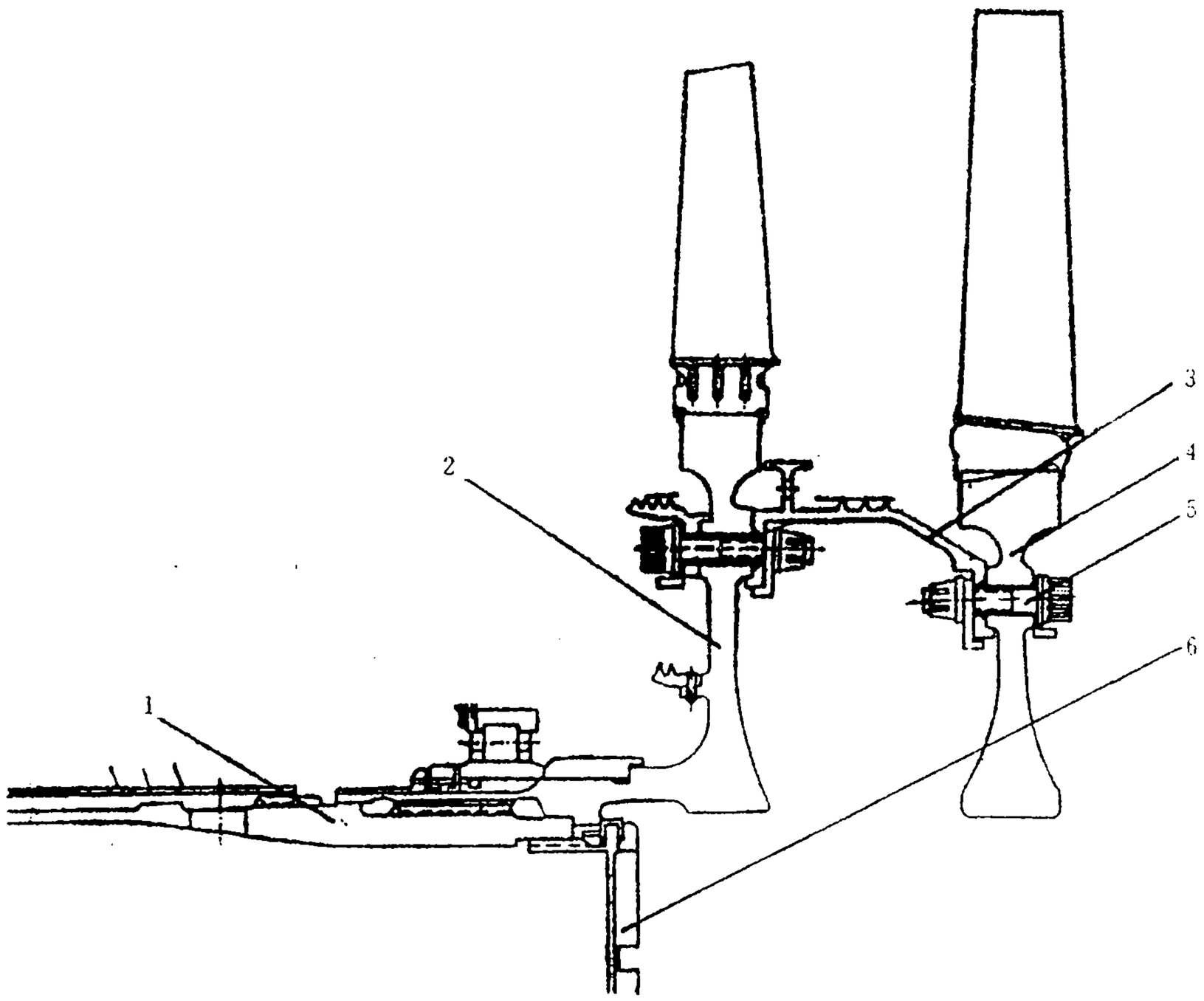


图4-18　J85发动机盘轴用套齿和大螺帽连接的涡轮转子

1．压气机后轴；　2．第一级带短轴的涡轮盘；　3．鼓环；　4．第二级涡轮盘；

5．短螺栓；　6．大螺帽

心，短螺栓连接，自锁螺母拧紧。这种结构，只要拧下大螺帽即可分解涡轮部件，装拆方便，很适用于单元体结构。在现代涡轮前燃气温度比较高的发动机中，则常常将涡轮短轴做在第二级轮盘上（图4-19），这样既可避开由高温的一级轮盘向轴承传热，又可以缩短轮盘到轴承间的距离，提高转子的刚性。第一级轮盘向后伸出带安装边的鼓环，靠圆柱面定心在第二级轮盘的安装面上，用短螺栓连接并传递负荷。在轮盘外缘，两级轮盘间装有刚性较弱的封严环，它靠圆柱面分别和两级轮盘定心，用端面凸块周向防转。这样虽然结构复杂一些，但封严环可以阻挡高温对轮盘盘身及传力鼓环的影响，使传力鼓环处

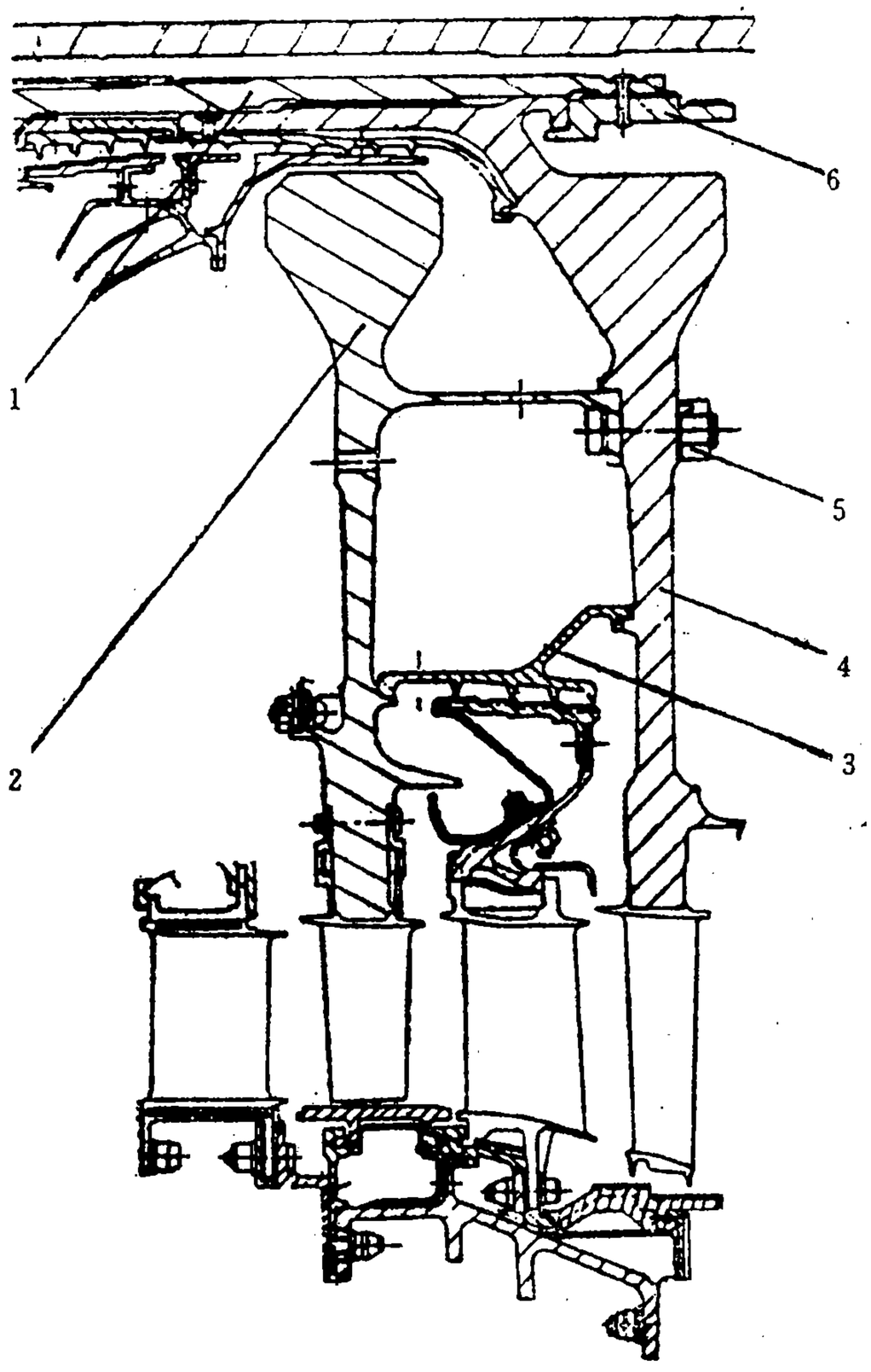


图4-19　JT9D发动机高压涡轮转子

1．压气机高压转子后轴；　2．第一级涡轮盘；　3．封严环；　4．带短轴的第二级涡轮盘；　5．短螺栓；　6．大螺帽

于低温区工作。上述各方案中，由于高压转子工作温度高，负荷大，所以强度和变形问题十分突出。图4-10所示涡轮盘采用了大厚度非对称形式，以降低轮盘的应力。但它的轮毂部分应力分布很不均匀，孔心局部应力已进入塑性区，因而经常出现使用后变形过大以致报废的问题。在近代先进发动机中，虽然轮盘仍然厚大，但多采用基本对称的结构，尽量不在盘身上开孔，并选用粉末冶金材料热等静压成形，不仅强度和寿命高而且材料利用率高。

和高压涡轮转子相比，低压涡轮转子的温度和转速都较低，但级数较多。一般多采用盘鼓混合式转子如图4-20所示，各级盘间靠装在鼓环安装边上的精密螺栓连接定心，用自锁螺母拧紧。前后轴分别与二、三级和三、四级鼓环相连，转子的刚性和平衡性都较好。由

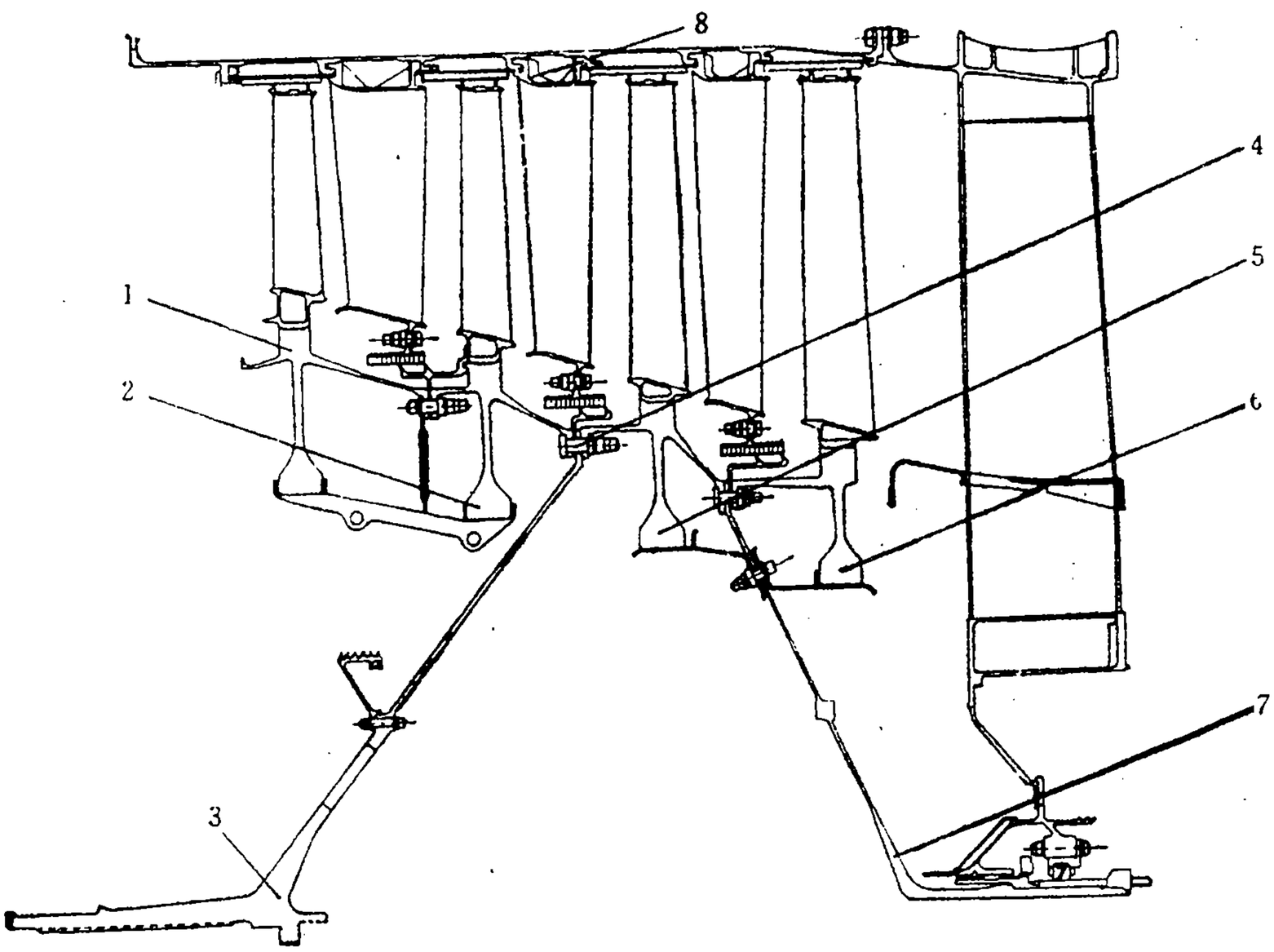


图4-20　CF6-50发动机低压涡轮转子

1. 一级涡轮；　2. 二级涡轮；　3. 前轴；　4. 精密螺栓；5. 三级涡轮；　6. 四级涡轮；
7. 后轴；　8. 低压涡轮静子组合件

于不在轮盘上开螺栓孔，提高了盘的强度。盘中心开大孔可减小轮盘的径向温度梯度，使热应力减小，这样不仅使盘的应力比较均匀，而且改善了盘的低循环疲劳性能，盘的重量也较轻。

为了便于在飞机上能直接检查低压涡轮转子，低压涡轮静子机匣做成分半式。但大多数发动机，为了保证刚性均匀，涡轮静子机匣都做成整体式的，装拆时要求顺序装拆各级导向器和叶轮，这就要求转子装拆要更容易些。如图4-21所示的结构，只要拧下精密螺栓2的自锁螺母，即可将低压涡轮单元体拆下，然后只要分解3、6两排螺栓，转子和导向器就都可分解开。

图4-21中第二级及第四级盘鼓间采用电子束焊，使结构大大简化，且简化了毛坯制造，提高了材料的利用率。为了使焊接的鼓环能在较低温度下工作，在第二级盘的前后鼓环外又加了篦齿封严环。封严环和鼓环之间通冷却空气，冷却鼓环及二、三级轮盘的前端面，改善了鼓环和轮盘的工作条件。封严环同时也加强了转子的刚性。

在有些中、小型燃气涡轮发动机中，常常用中心长螺栓（图4-22），或沿圆周用几个长螺栓（图4-23）将几级涡轮盘和涡轮前后轴一起连接起来。盘轴、盘盘间用圆弧端齿定

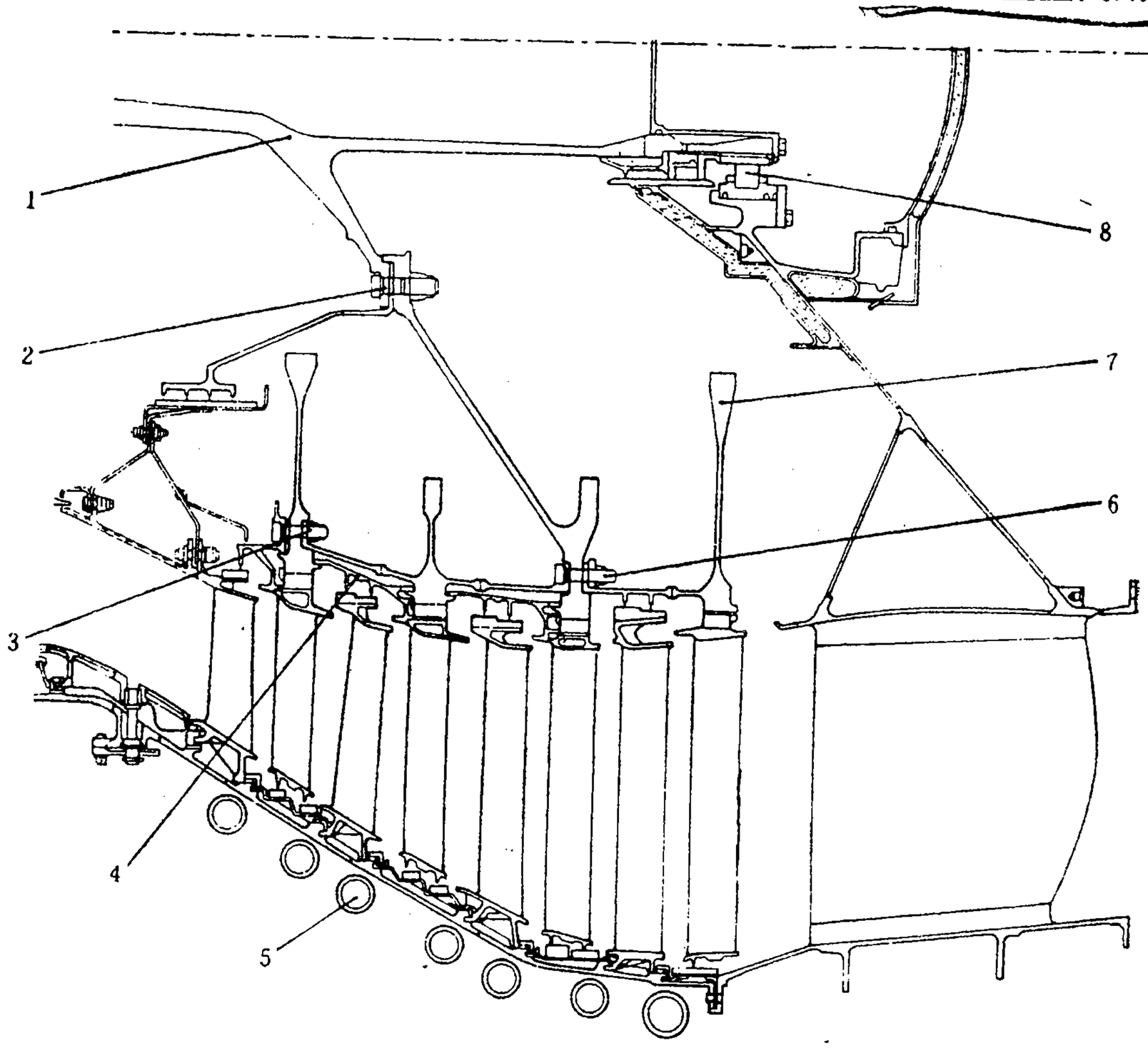


图4-21　PW4000发动机低压涡轮

1．低压涡轮轴；　2．盘轴连接螺栓；　3．一、二级盘鼓连接螺栓；　4．封严篦齿环；
5．冷却气管；　6．二、三、四级盘鼓连接螺栓；　7．轮盘；　8．后轴承

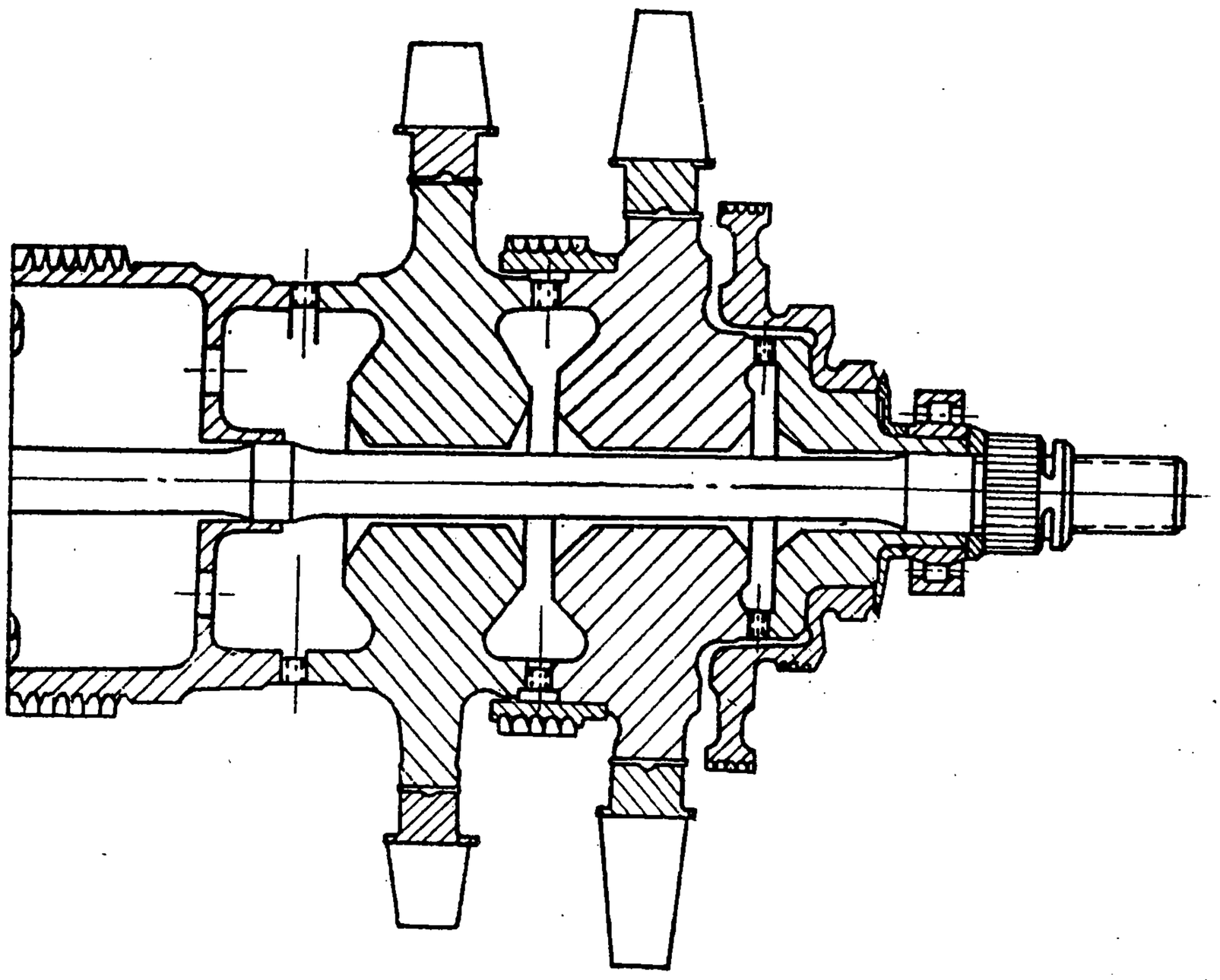


图4-22　阿赫耶发动机的涡轮转子

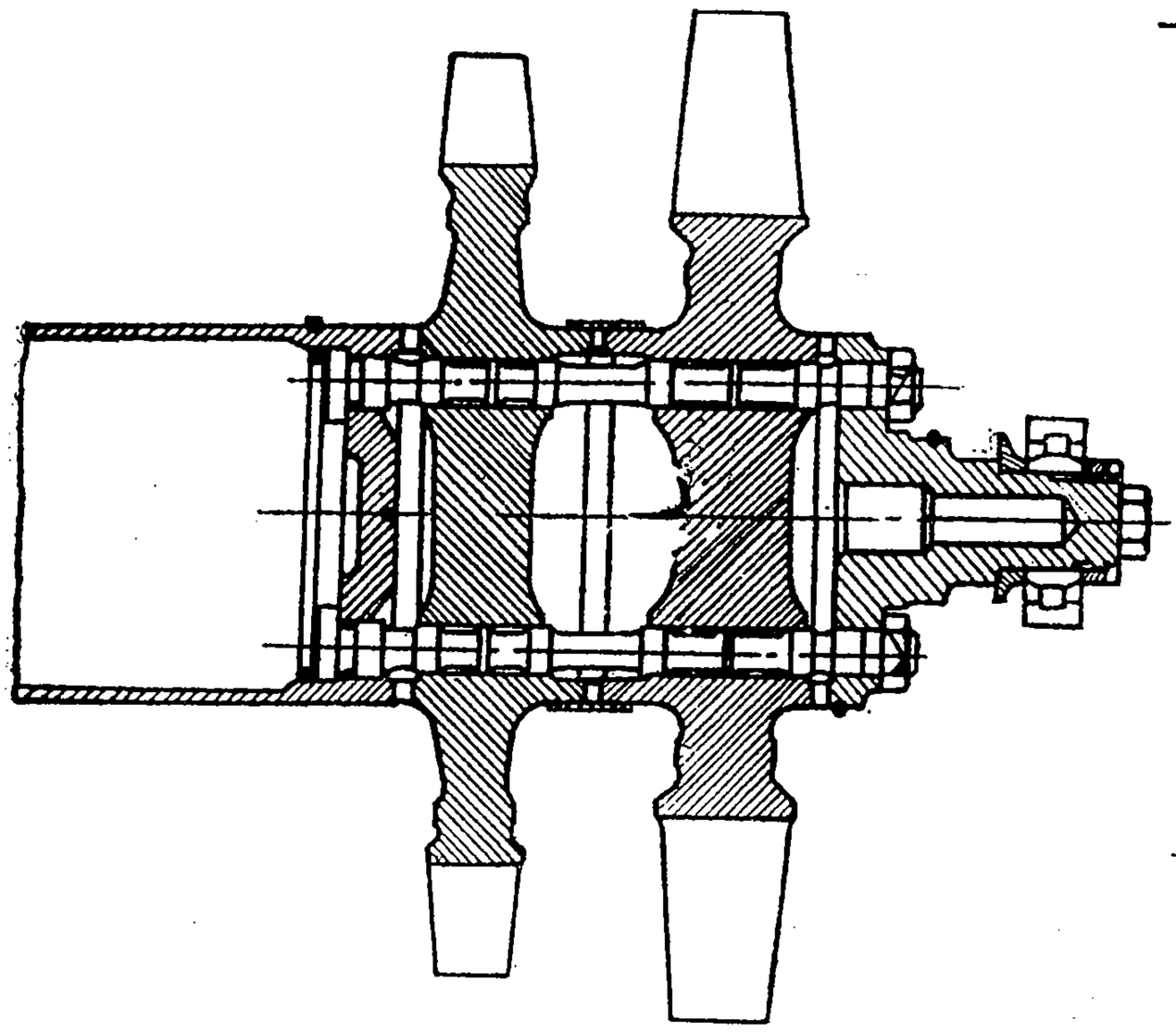


图4-23　透默ⅢC发动机的涡轮转子

心传扭。圆弧端齿可以保证冷热状态可靠的定心，且重复定心的精度也高。长螺栓所受负荷，除了和压气机转子中的长螺栓所受负荷相同外，还要承受圆弧端齿传扭时产生的轴向力，以及比压气机大得多的热应力。

二、工作叶片及其与轮盘的连接

涡轮的工作叶片在高温燃气包围下工作。它不仅要承受转子高速旋转时叶片自身的离心力，气体力、热应力及振动负荷，而且还受到燃气的严重腐蚀。当发动机工况不断变化时，叶片还得经受冷热疲劳，所以它是发动机中受力和受热最严重的零件之一。特别是第一级涡轮工作叶片的强度对发动机的热力参数（涡轮前燃气温度）的选择起着决定性的作用，直接影响着发动机的性能。因此当前一方面不断研制新的耐高温材料以提高材料的耐高温和强度性能，另一方面不断发展各种冷却技术，以降低工作叶片的温度。在工艺方法上，早期的工作叶片多采取高强度高温合金锻造后经机械加工制成。现代则多采用高温合金定向结晶或单晶凝固而成。

工作叶片一般由叶身、中间叶根及榫头三部分组成。下面主要分析叶片的叶身、中间叶根、叶片与轮盘的连接以及冷却叶片的构造。

（一）工作叶片的叶身

和压气机工作叶片相比，涡轮工作叶片的叶身厚度较大，剖面较弯曲，截面积沿叶高的变化较急剧。

叶身顶端排气边缘比较薄弱。当叶片出现某种振动时，容易在此处造成很大的交变应力；同时，高温下材料的疲劳强度极限下降，因此，该处容易出现裂纹或断裂等故障。消除这种故障的一种方法，是在叶尖排气边缘处削掉一部分材料，或称为“切角”。采用这种方法，可以改变涡轮叶片的自振频率（称为“调频”）。例如涡喷7发动机的第一级涡轮叶片（图4-24）就是采取调频的方法来避免共振的。为了避免这级叶片在发动机工作时产生危险共振而引起叶片的断裂，规定其一阶弯曲振动的固有频率为1 130～1 190赫兹。为了避免由于导向叶片所造成的气流脉动而引起的叶片共振，规定其高阶频率要大于9 200赫兹。叶片在设计时，基本上就已满足了这些技术要求。但由于制造误差，仍有些叶片满足不了规定的频率要求，因此，允许在加工过程中，对频率不合格的叶片，在尺寸公差范围内削去一些材料。例如，

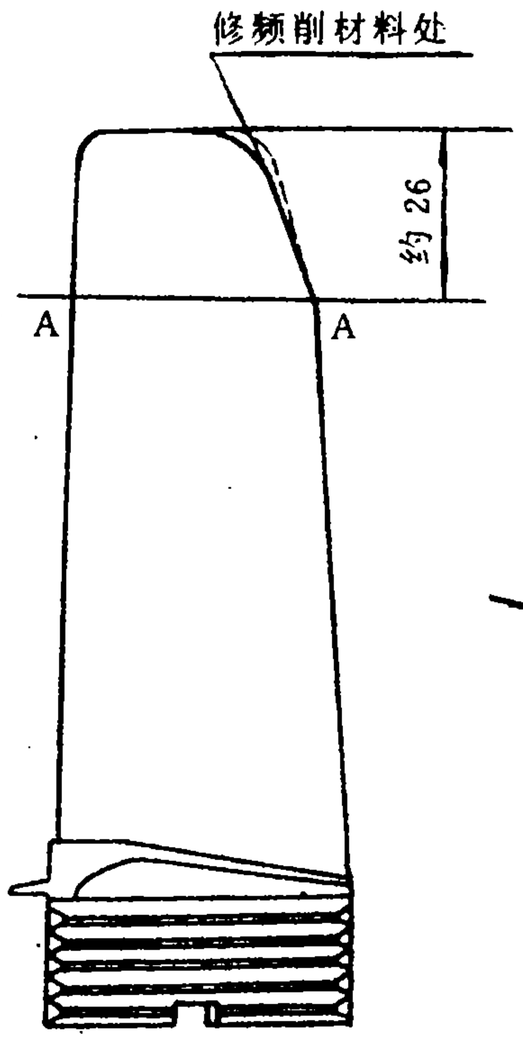


图4-24　涡喷7发动机一级涡轮叶片的调频

当高频小于9 200赫兹时，可削去A-A截面以上的排气边缘的一部分材料，以提高叶片的频率。当一阶弯曲振动频率高于1 190赫兹时，则可减小叶身根部的转接半径。叶尖切角调频，也改善了叶片根部的强度，但会使涡轮效率略有下降。

当叶片较长时，为了防止叶片产生共振，可以在叶片上部距叶尖约四分之一叶高处加环形箍圈（图4-25）。箍圈由若干个箍棒和箍套组成，箍套两端插入叶身上的孔内，箍棒两端插入箍套中，连成整个环形箍，相互间都以间隙配合。叶片通过箍圈相互牵制，既可

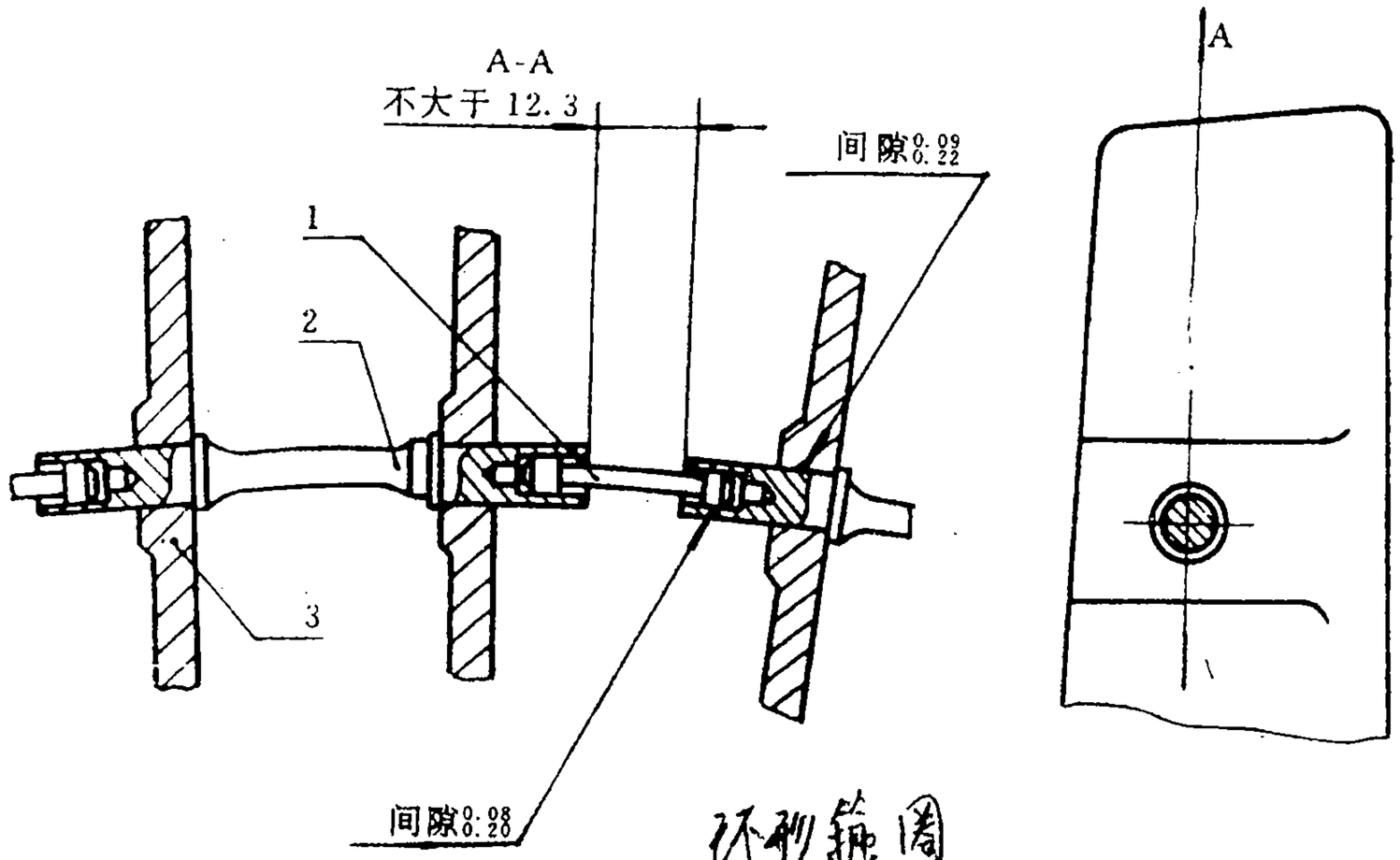
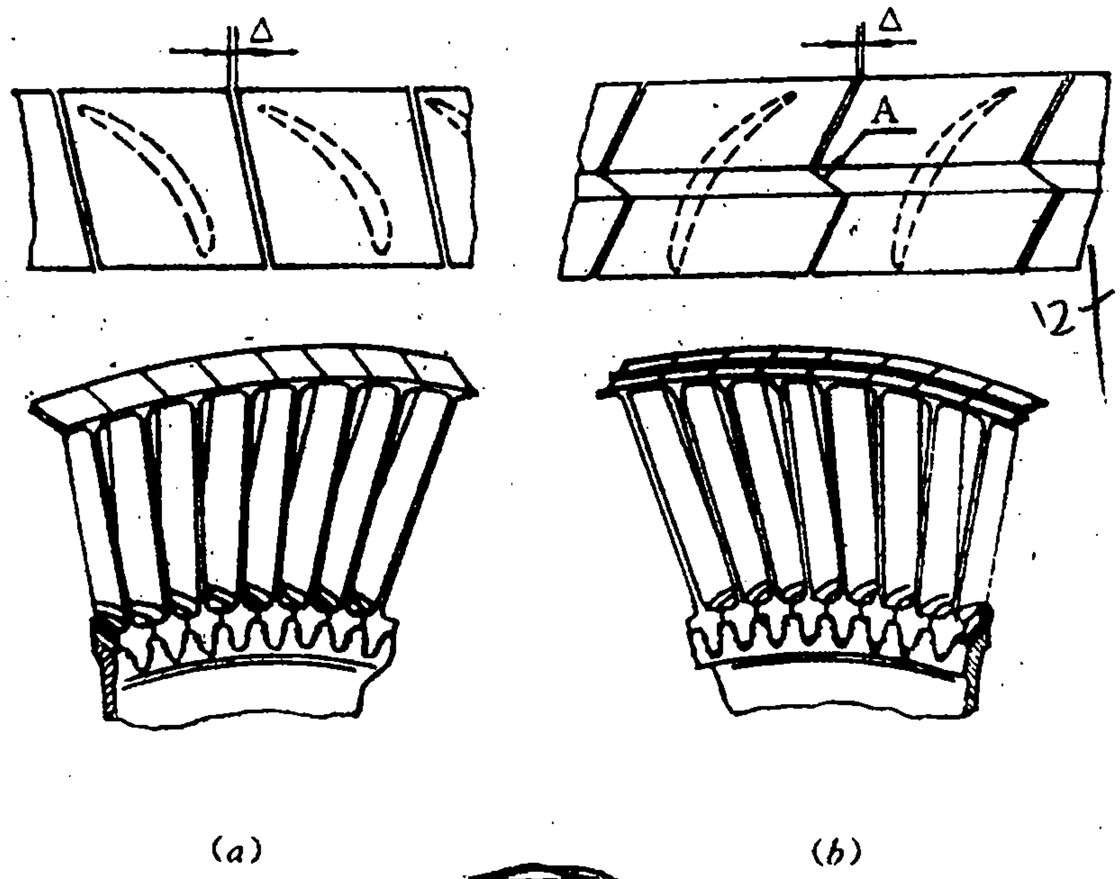


图 4-25　带有箍圈的涡轮叶片

1. 箍棒；　2. 箍套；　3. 叶片

提高叶片的频率，又可减小叶根的弯曲应力。当叶片产生振动时，箍棒和箍套间产生相互移动，形成摩擦阻尼，吸收叶片组的振动能量。这种结构和风扇叶片中的阻尼台相似，减振效果较好。但由于箍圈处于气流通道内，会降低涡轮效率，并加大叶根处的离心负荷，所以实际采用的不多。



(a)　　(b)

图 4-26　带冠叶片

(a)　平行四边形叶冠；　(b)　锯齿形叶冠

先进的展弦比较大的涡轮叶片多采用在叶片顶端带冠的形式（图4-26）。叶冠的作用是：①减小叶片尖部由叶盆向叶背的漏气，降低二次损失，提高涡轮效率；②相邻叶片的叶冠抵紧后可以减小叶片的扭曲变形和弯曲变形，增强叶片的刚性，提高叶片的振动频率；③当叶片产生振动时，相邻叶冠间产生摩擦可以吸收振动能量，起到减振作用；④带冠叶片可以采用对气动有利的薄叶型。叶冠的形状可以做成平行四边形，也可以做成锯齿形。平行四边形叶冠（图4-26（a））构造简单，便于装拆，装配时保持一定间隙△。在理想情况下，

工作时由于热膨胀等原因，此间隙应该消失，相邻叶冠互相靠上。但实际使用中由于制造误差及叶片、轮盘变形等因素，间隙难于控制。所以这种叶冠常有磨损不一致的问题。锯齿形叶冠（图4-26（*b*））在装配时A面靠预扭压紧，工作时由于叶片的扭曲变形，A面紧度加大，因而减振效果较好，但它在装拆时要整环进行。为了抗磨损，A面喷镀有硬质耐磨合金。

为了加强封气效果，减少叶片间隙处的轴向漏气，更有效地提高涡轮效率，很多发动机在叶冠上还作有封严齿，与涡轮机匣上的易磨环相配合，可取得很好的封气效果（图4-27）。

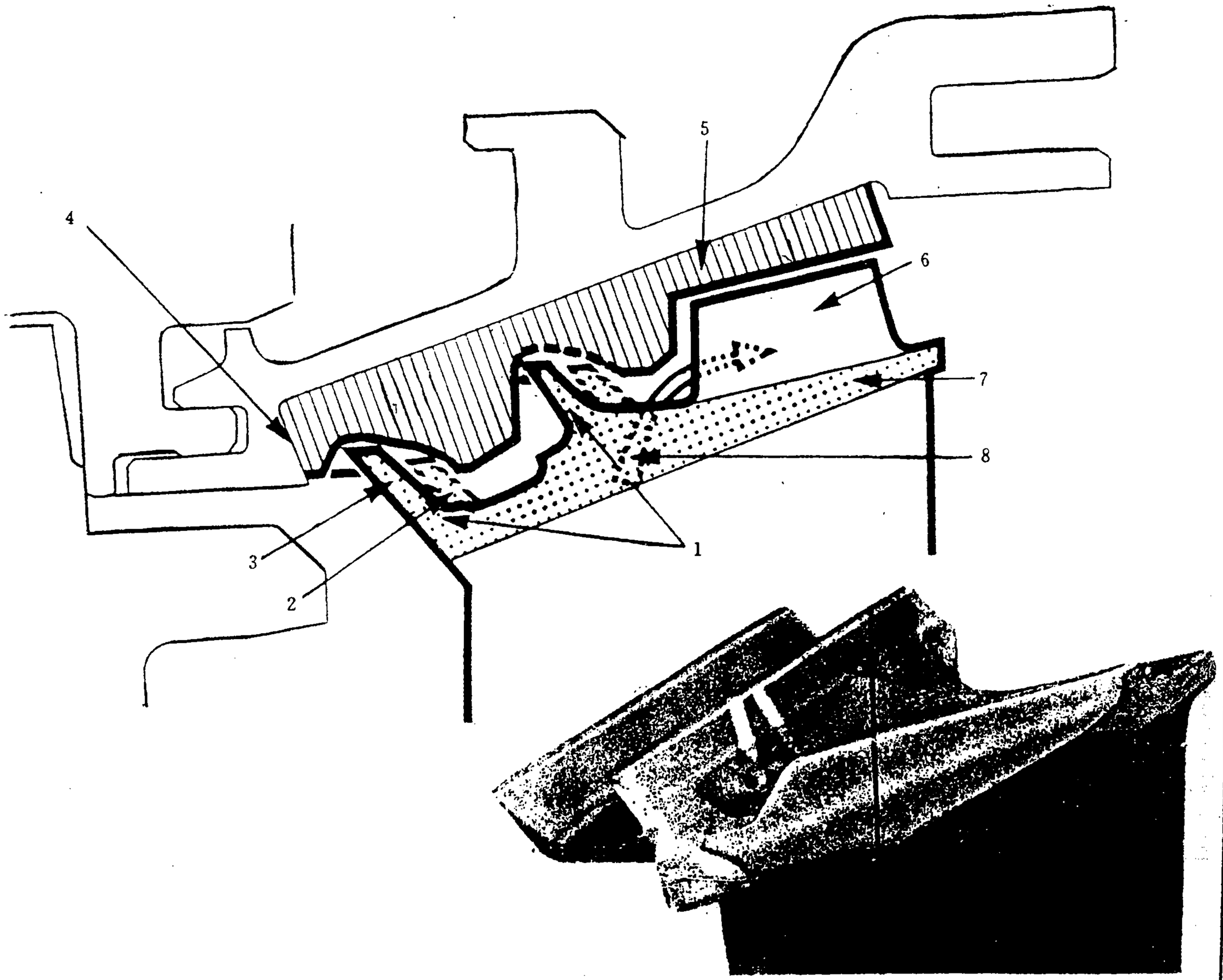
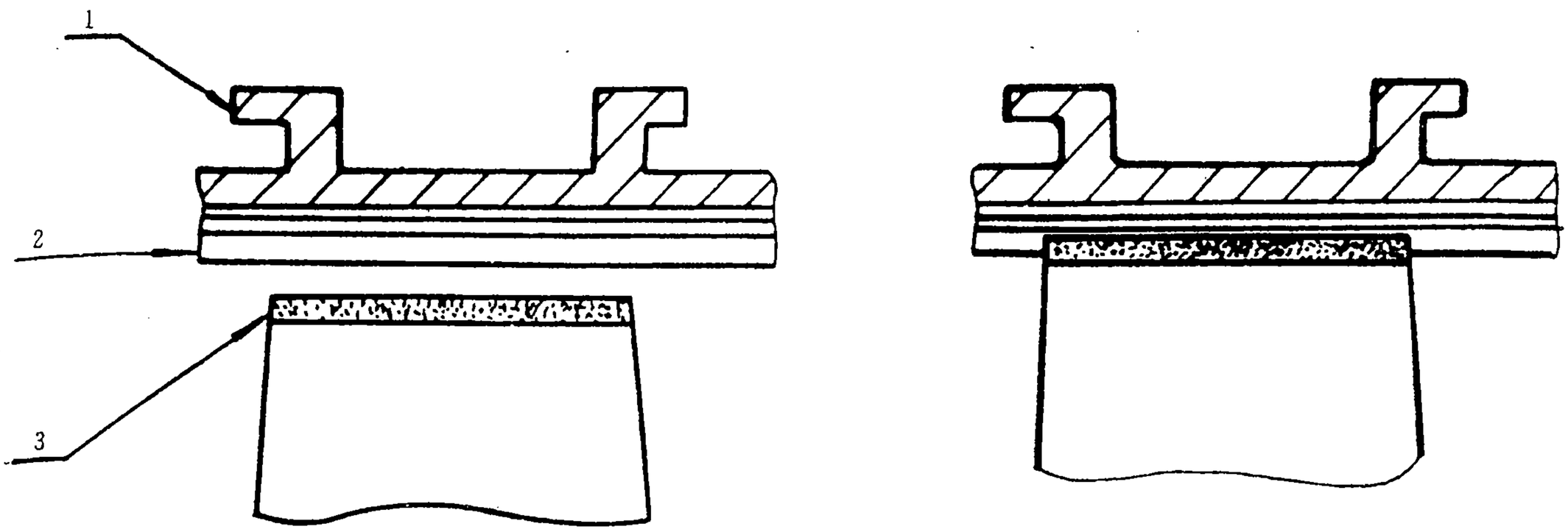


图 4-27　带封严齿的带冠叶片

1. 封严齿；　2. 起飞时齿的位置；　3. 巡航时齿的位置；　4. 涡轮机匣衬段；　5. 易磨层；　6. 冠顶小翼片；　7. 叶冠；　8. 冷却空气

带冠叶片的缺点是叶冠较重，工作时增加了叶身的离心拉伸应力，也增加了轮盘的负荷，叶冠和叶身转接处易造成应力集中。为了减少叶冠离心力的影响，采用带冠时，要求将叶片作得小些，减少叶尖叶型的弦长，增加叶片数，使叶冠的周向长度减小。例如涡喷7涡轮叶片在改型为涡喷7乙时，叶片带冠，此时叶片数由61片加多为94片。

当叶片较短时，可采用展弦比较小的叶片而不带冠。此时为了使叶尖和机匣的径向间隙尽量减小，可在叶尖处喷镀耐磨金属，与机匣上的易磨涂层相配（图4-28），工作时叶



（a） 装配状态　　（b） 工作状态

图4-28 叶尖喷镀耐磨层

1．涡轮机匣衬段；　2．等离子喷涂陶瓷层；　3．叶片耐磨处理层

片在机匣内壁磨出一道沟槽，使轴向漏气量减少。

（二）中间叶根

涡轮叶片的叶身和榫头间往往带有一段横截面积较小的过渡段，称为中间叶根，见图4-29。中间叶根可以减小榫头应力分布不均匀度以及叶片对榫头的传热量，并可使盘缘避开高温区域。通常在中间叶根处引冷却空气进行冷却，或将中间叶根作为冷却叶片的空气引入口。这样将大大降低榫头和轮缘的温度，减小轮盘的热应力，从而可以减薄轮盘的厚度，减轻轮盘及整个转子的重量。图4-30及表4-1对比了某型发动机叶片有无中间叶根轮盘的温度和重量。可以看出由于采用了中间叶根冷却，燃气温度增加了90°C，工作叶片的

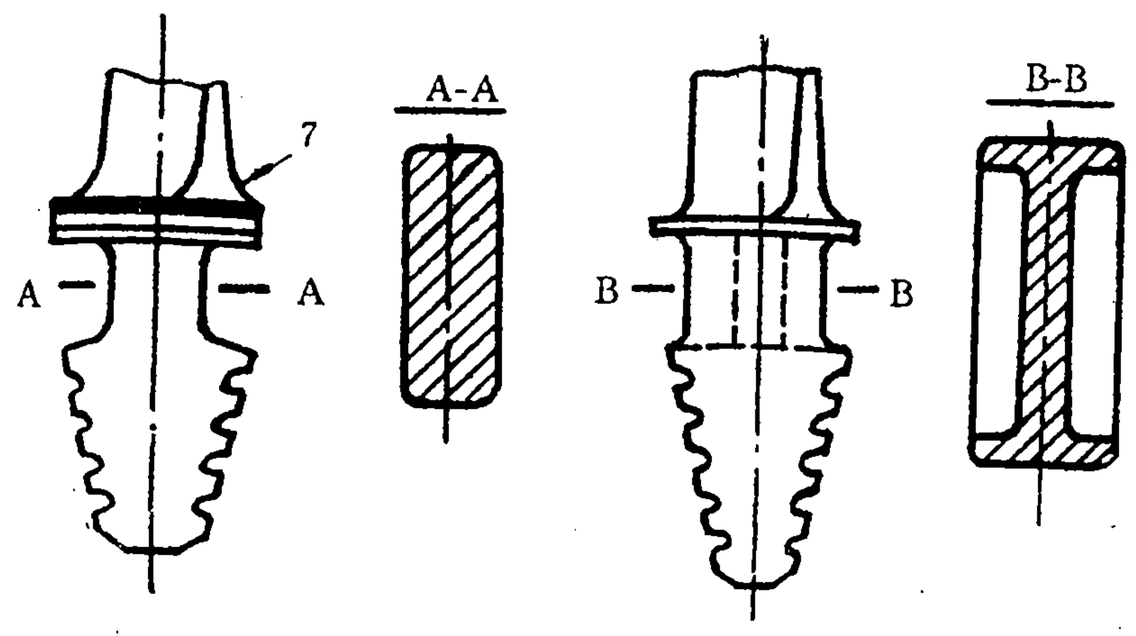
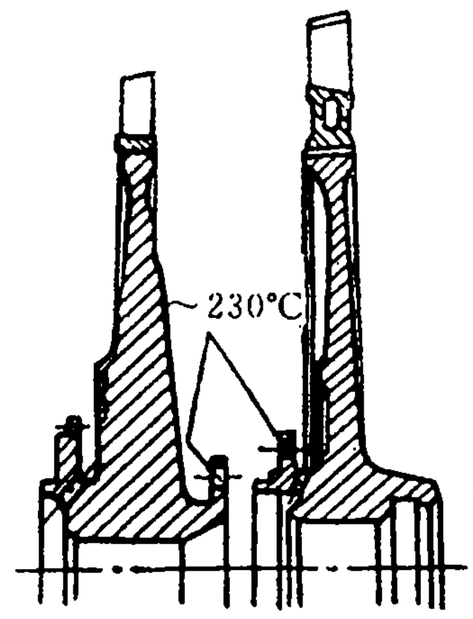


图4-29 叶身通过中间叶根与榫头连接



（a）　（b）

图4-30 叶片有无中间叶根轮盘温度的比较

（a） 带普通叶片，采用径向吹风冷却；

（b） 带中间叶根的叶片，采用叶片中间叶根冷却。

重量增加了37.5%，但叶轮总重量却减轻了34%。

在某些未采用带冠叶片的发动机中（例JT9D、CF6、RB211等高压涡轮），还常常在中

表4-1　叶片有无中间叶根轮盘重量的比较

项　　目		普　通　叶　片	具有中间叶根的叶片
燃气温度	°C	812	902
叶片温度	°C	710	800
轮缘温度	°C	460	375
轮毂温度	°C	~230	~230
轮盘重量	kg	18.3	9.3
叶片重量	kg	1.6	3.8
总　重　量	kg	19.9	13.1

间叶根处装有阻尼块（图4-31），当叶片受到激振力产生振动后，阻尼块与中间叶根间产生摩擦阻尼减振。

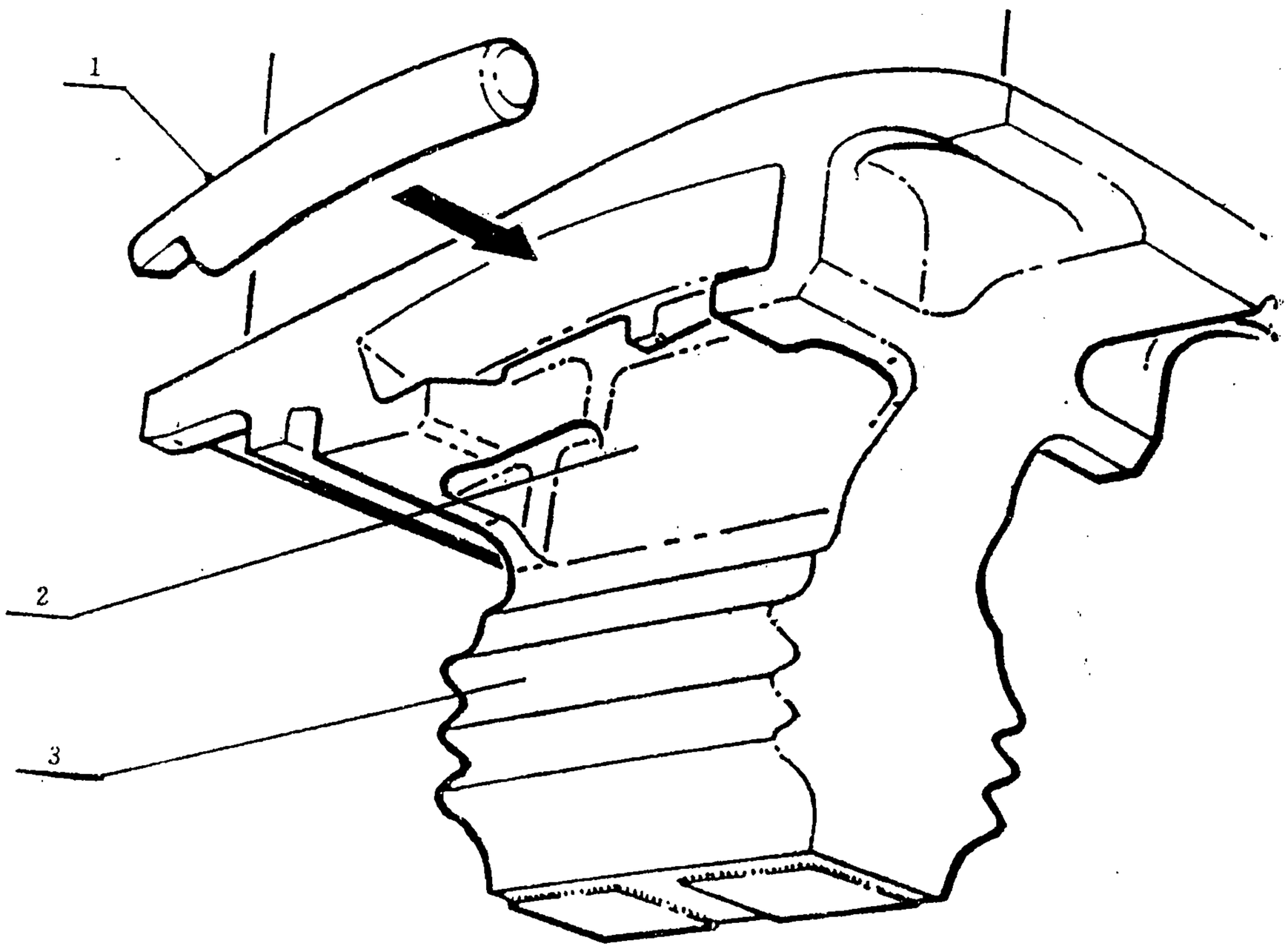


图4-31　在中间叶根处装有阻尼块的涡轮工作叶片

1．阻尼块；　2．中间叶根；　3．枞树形榫头

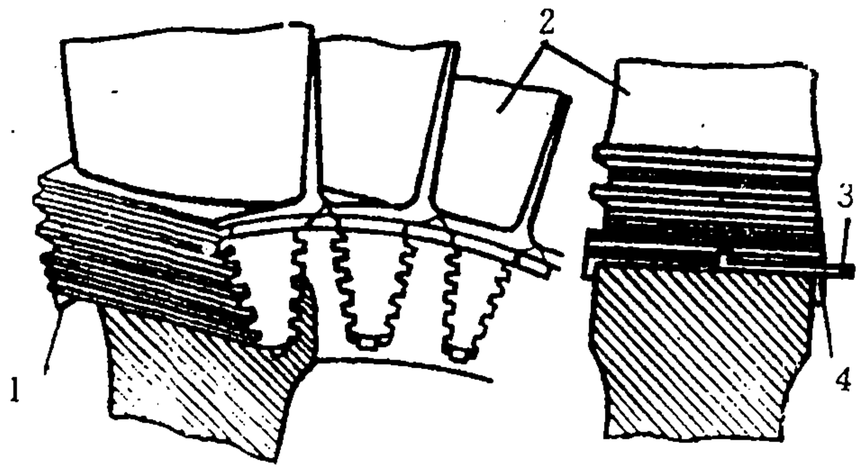


图4-32　用枞树形榫头连接的涡轮工作叶片

1．前固定凸边；　2．工作叶片；　3．锁片；　4．弯曲状态下的锁片

（三）叶片与轮盘的连接

叶片用榫头和涡轮盘连接，它是发动机中负荷较大的部分。一般发动机一个叶片根部所承受的离心力高达100～150kN。榫头又处于高温下工作（可达500～650°C），材料的机械性能将大大降低，在使用中这部分极易产生故障，因此应十分注意其结构和强度设计。

现代航空燃气涡轮中，最广泛使用的是枞树形榫头连接（图4-32）。榫头呈楔形，两侧做有对称分布的梯形或半圆形齿。轮缘上相应地做有同样型面的榫槽。工作时叶片的离心力迫使榫头的所有齿的支撑表面压在轮盘的榫齿上。在叶片的离心力和弯曲力矩的作用下，榫齿承受着剪切和弯曲，齿的工作表面承受挤压，榫头各截面承受拉伸。榫头上榫齿一般用2～6对。榫齿不宜过多，否则不易保证各齿间负荷均匀。图4-33是一个典型的五对齿枞树形榫头，栅距t_0由轮盘直径及叶片数目决定。

$$t_0 = \frac{\pi D_0}{Z}$$

式中：D_0——盘的外径

Z——叶片数目，由气动计算确定。

选定楔形角2α，在现有发动机中一般为25°～50°。其它尺寸可由以下公式

$$c = \frac{t_0}{3};$$

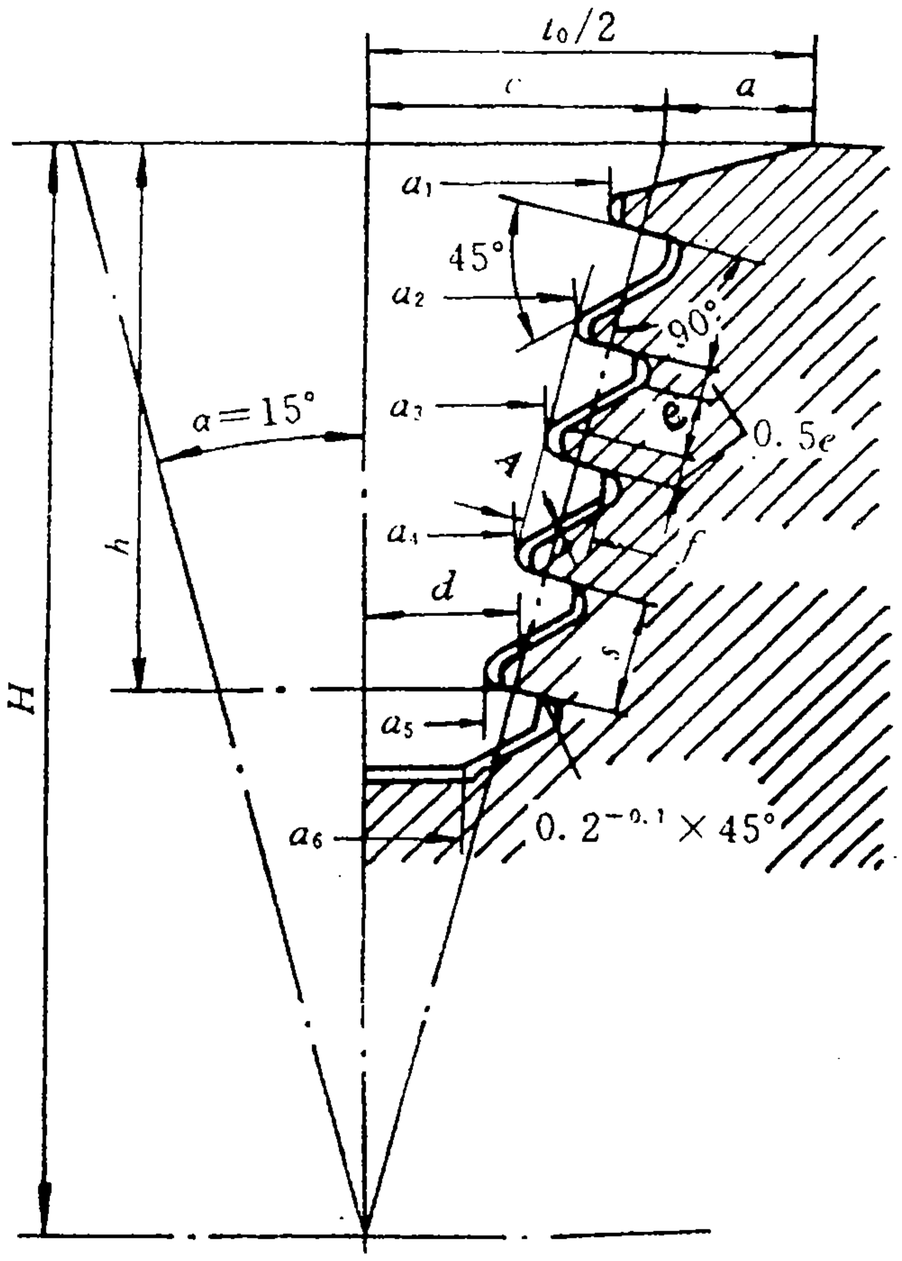


图4-33　五对齿的枞树形榫头剖面图

$$d = \frac{t_0}{6};\quad H = \frac{c}{\mathrm{tg}\alpha} = 1.25t_0;\quad h = 0.5H;$$

$$s = 2e;\quad a = 1.5\sim2\mathrm{mm};\qquad e = 1.5\sim2\mathrm{mm}$$

确定。

轮盘的榫槽由拉削制造。叶片的榫头则由磨削或拉削制造。发动机各级涡轮往往采用同一的榫头尺寸，以简化制造。

枞树形榫头具有以下优点：

（1）叶片榫头呈楔形，轮缘凸块呈倒楔形。从各截面承受拉伸应力的角度看，材料利用合理，因而这种榫头的重量最轻。

（2）榫头在轮缘所占的周向尺寸较小，因而在轮盘上可以安装较多的叶片。

(3) 这种榫头有间隙地插入榫槽内，允许轮缘受热后能自由膨胀，因而减小了连接处的热应力。

(4) 由于装配间隙的存在，低转速时叶片可以在榫槽内有一定相互移动，起到一些振动阻尼作用，并可自动定心，减小了离心力所引起的附加弯矩。

(5) 可以加大叶片榫头和轮盘榫槽非支承表面间的间隙，并通入冷却空气，对榫头和轮缘进行冷却。

(6) 装拆及更换叶片方便。

枞树形榫头也存在着一些缺点，主要是：

(1) 由于榫齿圆角半径小，应力集中现象严重，容易出现疲劳裂纹甚至折断等故障。

(2) 叶片和盘的接触面积小，连接处热传导较差，使叶片上的热量不易散走。但如采用榫头装配间隙冷却方法后，此缺点就不明显。

(3) 加工精度要求高，为了使各榫齿能均匀受力，必须提高齿距、角度等榫齿几何尺寸及位置精度。但由于榫齿处工作温度较高，榫头和榫槽产生塑性变形，由于加工误差所引起的应力分布不均匀问题将会得到一定的缓和。

为了改善上述缺点，近来一些发动机多采用齿数少圆角大的半圆形榫齿（图4-34(c)）这种榫齿不仅可以减少应力不均匀及应力集中问题，而且热接触面积也比常规榫齿大。

在有些发动机中将每个叶片的榫头只做成常规榫头的一半，一对叶片合成一个榫头装

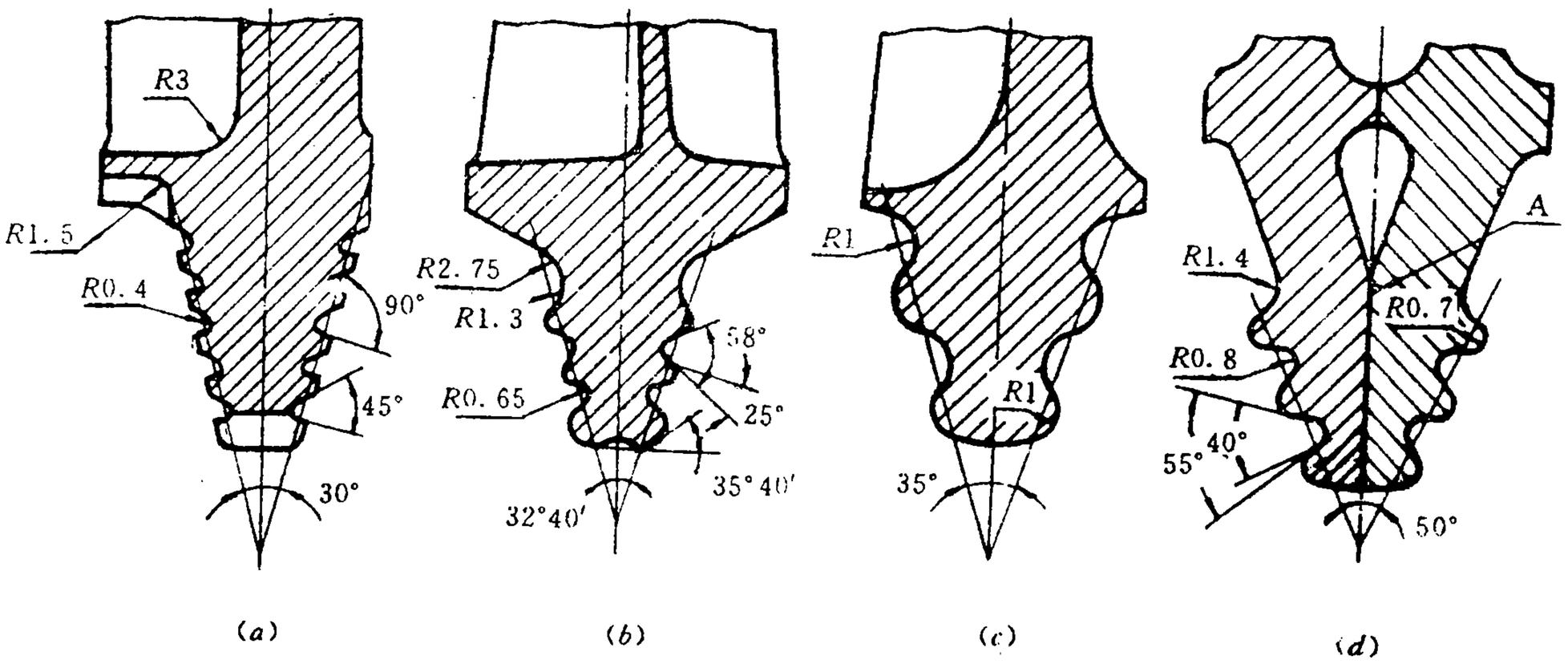


图4-34 各种枞树形榫头

在一个轮盘榫槽中，称为双榫根（图4-34(d)）。工作时两个榫头的结合面相互压紧，振动时该面上的摩擦力可以减振。

由于枞树形榫头连接的优点十分突出，因此在现代航空涡轮中普遍采用这种连接方式。

图4-35所示为叶片在盘上槽向固定的几种方法。涡喷5发动机是靠榫头上的凸肩和锁片固定，防止叶片脱出(图4-35(a))。但在叶片上作凸肩会使榫头加工复杂化。涡喷6发动机第一级叶片底部开槽，采用锁片固定（图4-35(b)）；第二级叶片向前靠承力环上的篦齿环挡住，向后靠锁片固定（图4-35(c)）。涡喷7发动机第二级叶片靠槽底的两个锁片固定（图4-35(d)）。J57发动机采用一头带盲孔的长铆钉来固定（图4-35(e)）。斯贝发动机采用锁板固定（图4-35(f)）。

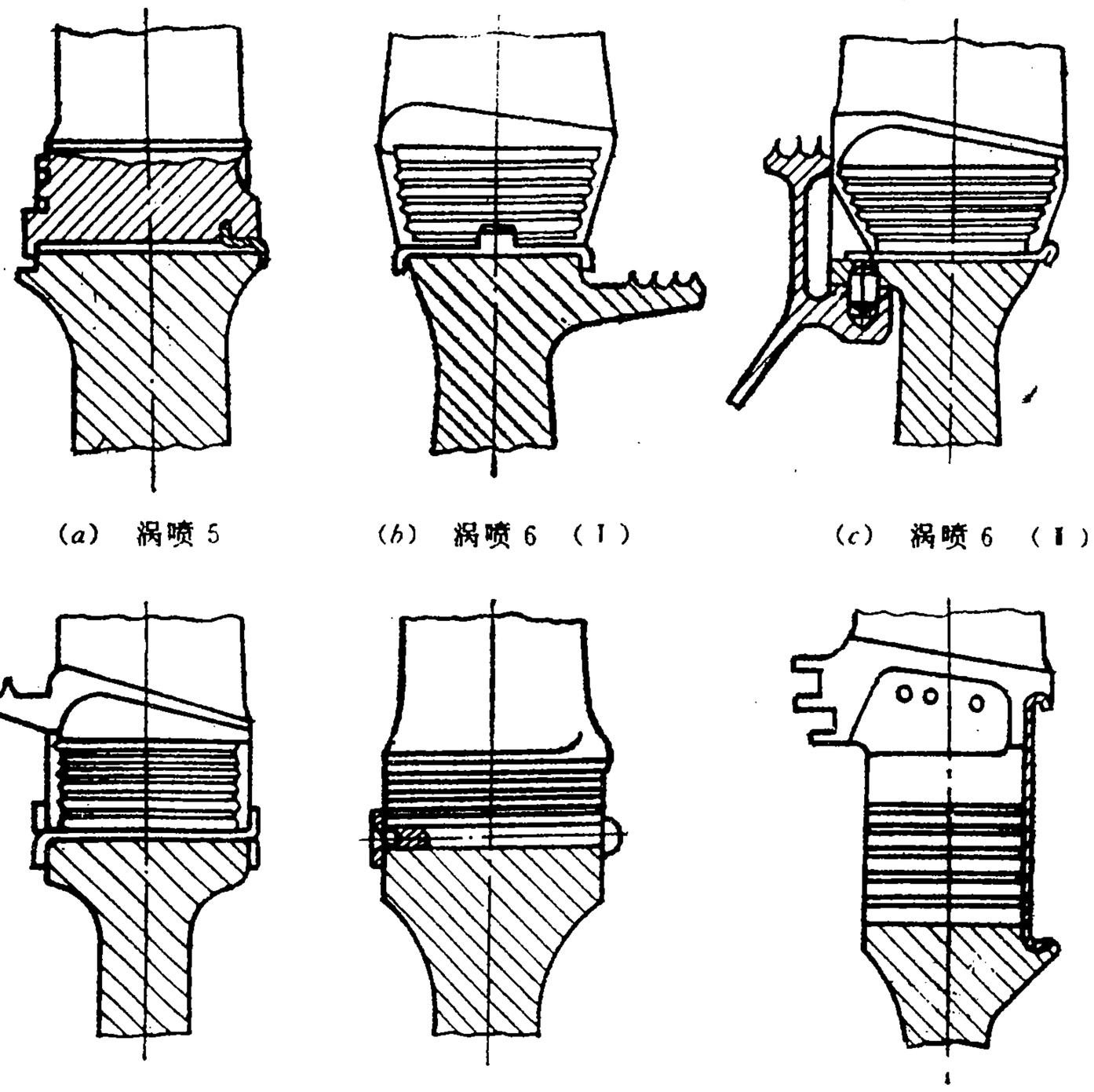


图4-35 工作叶片槽向固定的几种方法

（四）空气冷却的工作叶片

据统计资料表明，本世纪60年代以来靠叶片材料的改进，每年可提高涡轮进口温度约10°C左右。目前已经广泛地得到使用的单晶铸造叶片，其工作温度可达1 350K左右。采用冷却技术，每年可提高涡轮进口温度约30°C左右。当前以空气冷却叶片发展最快。采用空气冷却的工作叶片，一般可比不冷却的叶片提高燃气进口温度约100～300°C。随着冷却技术、工艺及材料的不断改进，涡轮前燃气温度已达到1 700K，甚至更高。

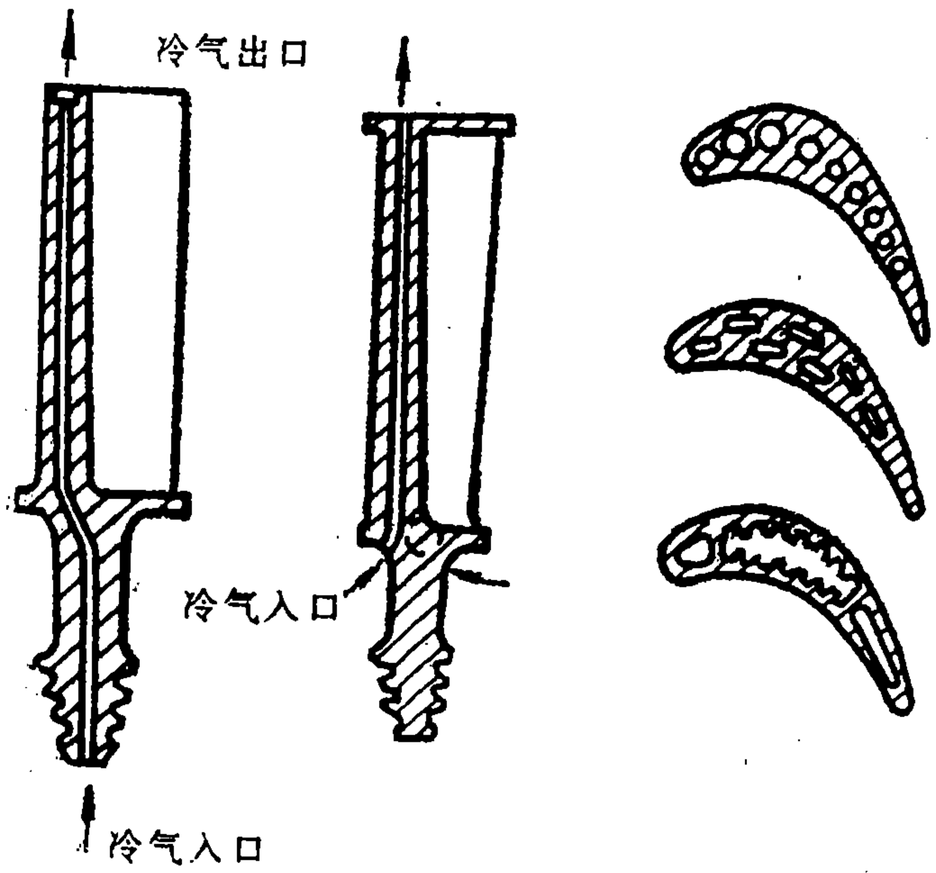


图4-36 各种型孔的冷却工作叶片

在早期发动机中，叶片仅采用对流冷却。最简单的形式为叶身从根部至顶部有若干个直孔，冷却空气从中间叶根引入，经过叶身，由顶部甩出。叶身中的通气孔可以做成圆形、扁形或异形，如图4-36所示。三种孔型中，异型孔换热面积最大，效果最好。扁平孔次之。为了节省冷却气，可以使叶身内各孔互相连通，如图4-37所示，叶尖中部加顶盖，使冷却气主要从前后排出，顶盖上小孔可起排出气体中杂质的作用。

近代发动机中为了加强冷却效果，往往叶片同时采用对流、冲击及气膜几种冷却形

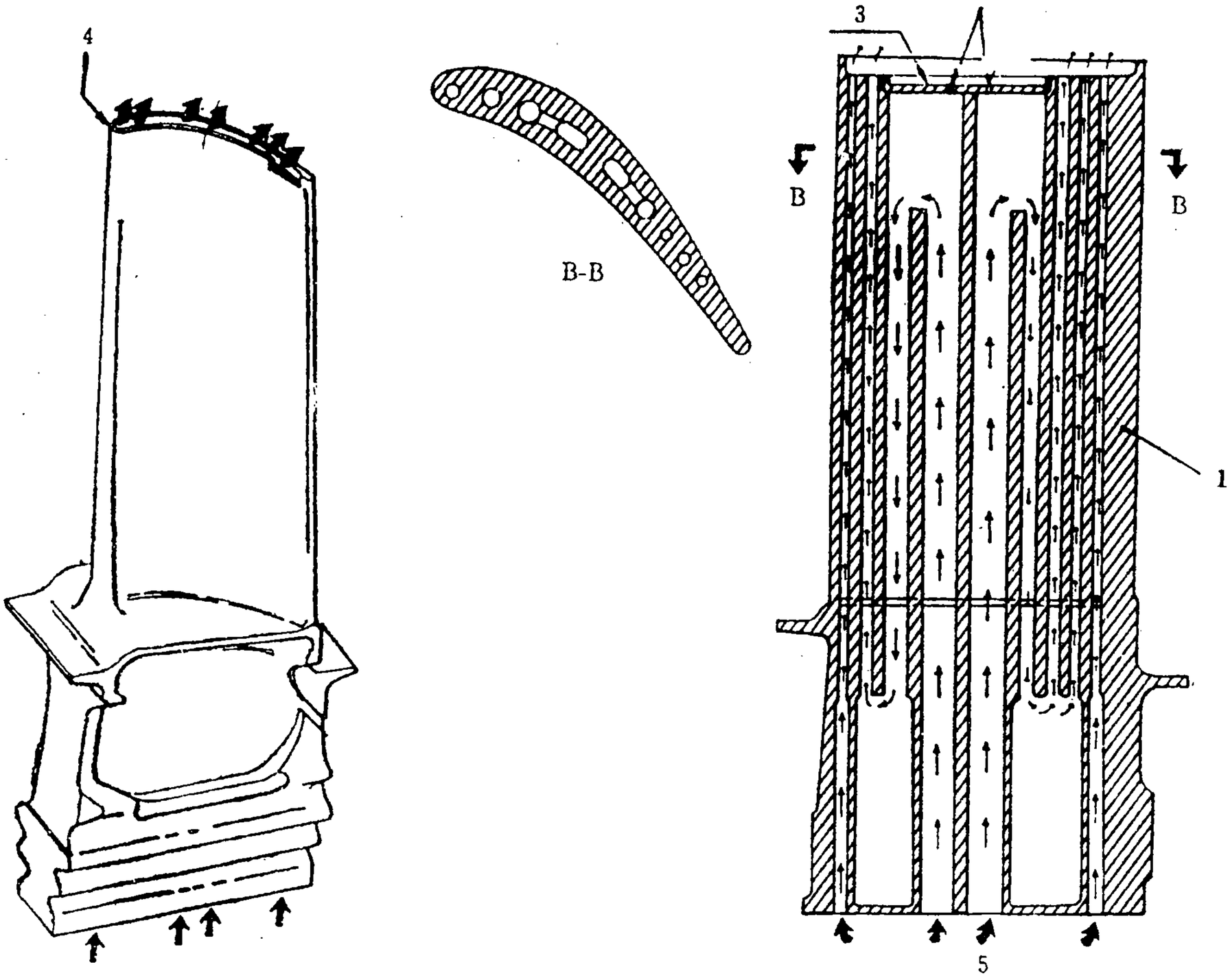


图4-37　对流冷却的工作叶片（CF6-50第2级）

1．叶身；　2．排杂质孔；　3．顶盖；　4．防磨凸边；　5．进气口

式。图4-38所示叶片，冷却气从榫头底部流入，前部采用对流冲击及气膜冷却，后部为对流冷却，然后气流由叶片尾缘及叶尖排出。图4-39为中心带有导流片的精铸叶片。由榫头底部流入导流片1的冷却气，通过导流片上的小孔喷至叶片内表面冲击冷却，最后由叶片尾缘排出。这种类型的冷却叶片，前后缘高温区得到了重点冷却，叶片表面还有一层冷气薄膜，因而冷却效果较好。冷却气从尾缘排出，还可以吹除叶片后的尾迹涡流及叶尾附近的附面层，使涡轮性能得到改善。但由图可以看出，这种类型的叶片，表面气膜冷却小孔孔径小（约0.05毫米），又有一定的角度要求，因而需要高级的激光或电子束打孔技术；叶片内部构造十分复杂，要求较高的精铸技术；中心导流片靠焊接与叶片连成一体，因而焊接技术要求高。因此，在JT9D及WP15中采用了可拆卸的芯子。芯子由底座支承于叶根底部，芯子按冷却气路的需要作成特型。这样，不仅冷却效果好，而且易于加工。上述这些措施的实现，还要建立在具有高强度的材料基础上。由此可见，现代空气冷却叶片技术的发展，实际上是设计、工艺、材料技术综合发展的结果。

为了进一步提高涡轮前燃气温度，人们还在研究热强更高的新材料和新的冷却技术在发动机上的应用，如陶瓷材料及发散式冷却叶片。使用陶瓷材料，允许涡轮前燃气温度达到2000K左右。但其抗冲击性能差，目前只在一些小型试验机的燃气涡轮中进行研究。发散式冷却叶片是用疏松多孔的材料制成外壁，用高温钎焊焊到叶身承力骨架上，如图4-40所示。骨架和叶片榫头用精密铸造制成。冷却空气从叶片内腔通过壁面无数小孔渗

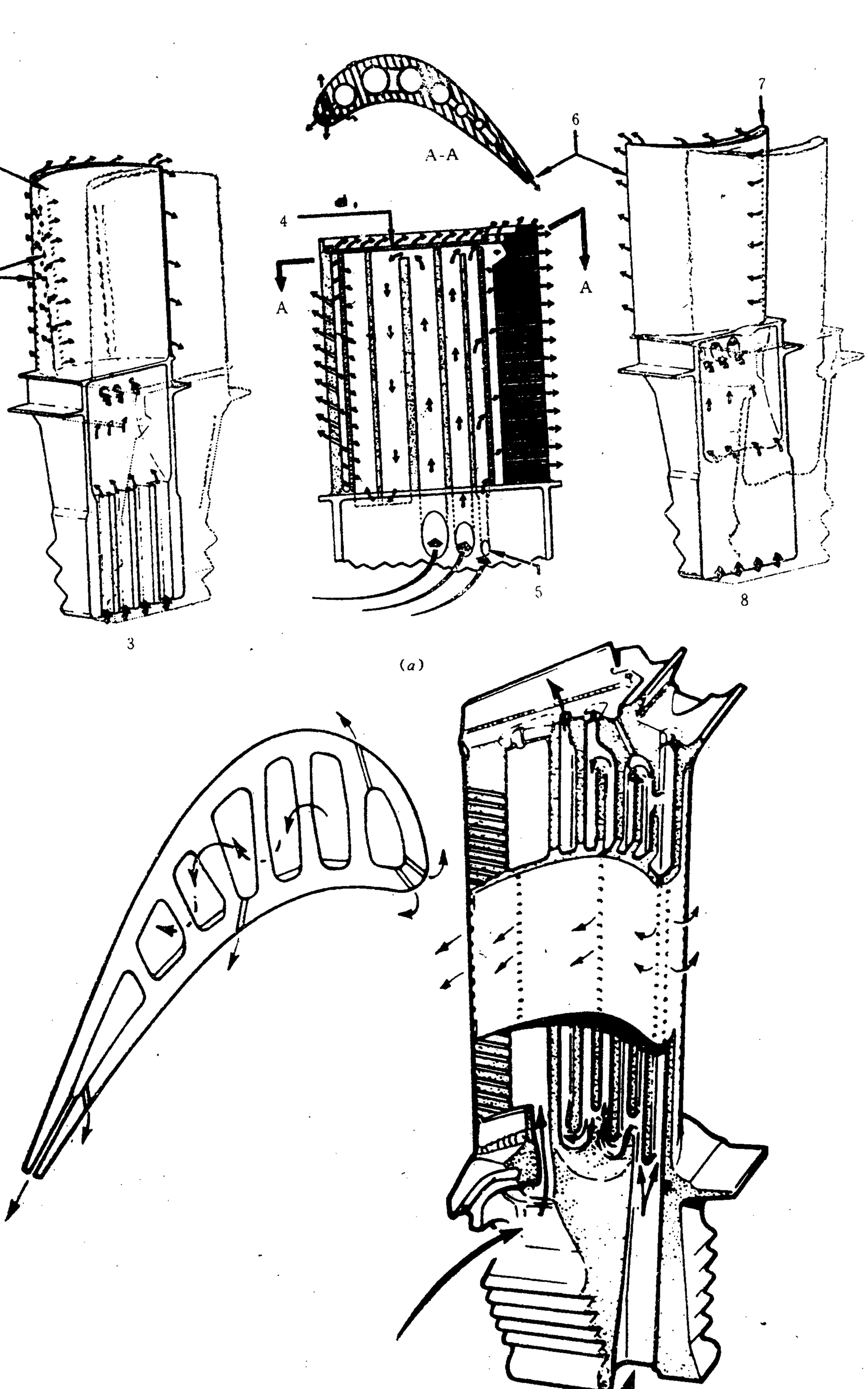


图4-38 采用对流冲击及气膜冷却的工作叶片

a CF6-6第一级工作叶片； *b* RB211-524高压工作叶片

1. 鳃孔； 2. 前缘孔； 3. 左半榫头叶片； 4. 顶盖； 5. 进气口； 6. 尾缘孔；
7. 防磨凸边； 8. 右半榫头叶片

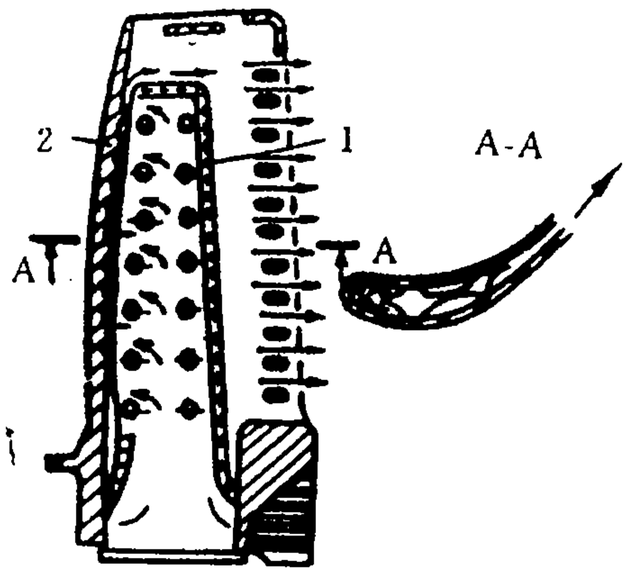


图4-39　带导流片的精铸叶片

1．导流片；　2．叶身

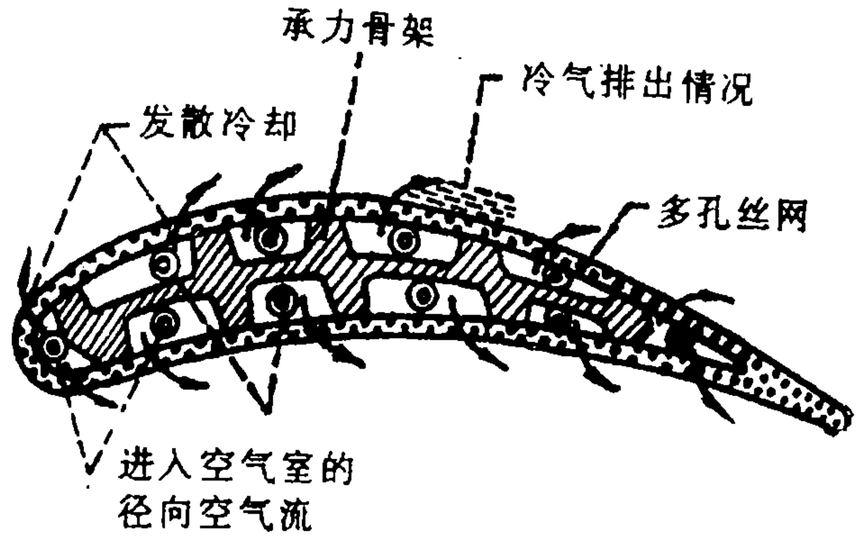


图4-40　发散冷却叶片

出，一方面从壁面上带走热量，另一方面在叶片表面形成一层气膜，将叶片与燃气隔开，达到冷却的目的。这种叶片冷却效果很好，可降温500～800°C左右，但在应用中还存在许多技术问题：如多孔材料氧化后极易堵塞（小孔直径约0.05毫米左右）；材料的高温强度也是问题。因此此种冷却虽经过十余年的研究，目前仍然没有达到实用阶段。

第三节　涡轮静子

涡轮静子由涡轮机匣、导向器等部分组成，是涡轮部分主要传力件。

和压气机静子机匣相比，设计中要解决好以下几方面特殊问题：

（1）涡轮机匣除了要求刚性均匀，不产生翘曲变形、裂纹等问题外，还要保证尽可能小的涡轮叶尖径向间隙，以提高涡轮效率。

（2）涡轮导向器要能经受住热冲击及热疲劳。在混合传力方案中，要处理好传力和受热件的自由膨胀问题。

（3）在结构安排上应满足导向器排气面积调整要求。

下面分别研究涡轮机匣和导向器的结构。

一、涡轮机匣

在压气机中为了装拆及检查方便，压气机的静子机匣多做成分半式。但在涡轮部件中，由于机匣处于高温燃气中工作，冷热变化急骤，若采用分半式机匣，由于刚性不均，工作中容易出现变形、翘曲等问题。所以除少数发动机外，涡轮机匣多做成整体式的。为了装配方便，采用沿轴向分段，如图4-41所示。近代发动机中采用单元体设计。一般将高低压涡轮划分为两个单元体，因此涡轮机匣只要按高低压沿轴向分为两段即可。

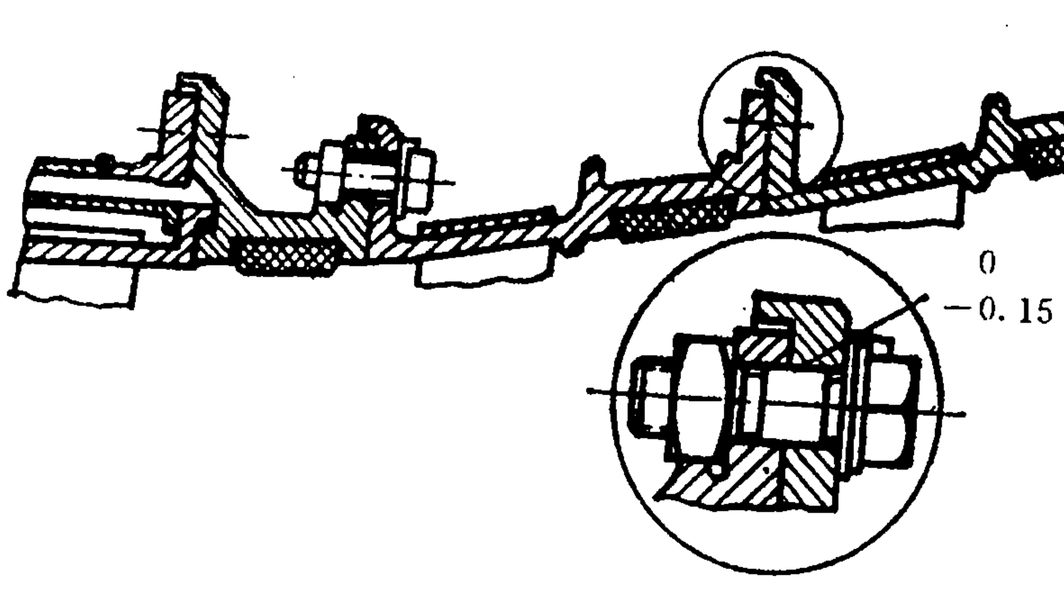


图 4-41　分段式涡轮机匣用精密螺栓定心

涡轮机匣前端与燃烧室外机匣连接，后端与后支承机匣（或尾喷管或加力燃烧室）相

连接。为保证转子和机匣的同心度，相互连接的各机匣间，要有可靠的径向及周向定位，并且要求相配的机匣只有一个周向位置可以相配。一般多采用在安装边端面装入几个不等距的精密配合的销钉作为径向及周向定位件，然后再用螺栓或螺钉拧紧，如图4-42所示。也可以将连接螺栓中的一部分做成精密螺栓以加强工作中定位的可靠性，如图4-41所示。为了装配和封严，安装边上一般带有圆柱形止口。连接螺栓的数目取决于连接刚性和密封的要求，一般螺栓间距与螺栓直径之比约为6～8，对密封要求高的地方则为2.5左右。

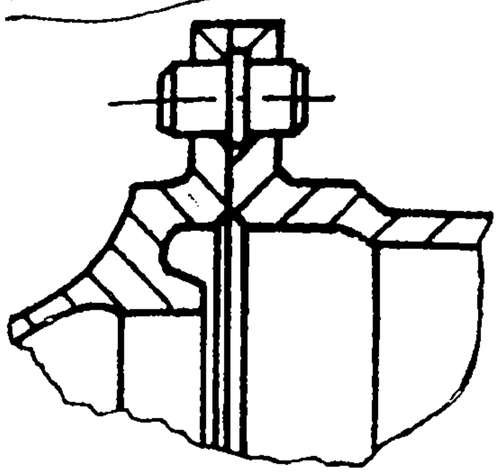


图 4-42　涡轮机匣用销钉定心

机匣安装边内外表面温差大。为了减少安装边上的热应力，可将各螺栓孔间的材料铣去一部分（图4-43）。这样同时还可减轻重量。

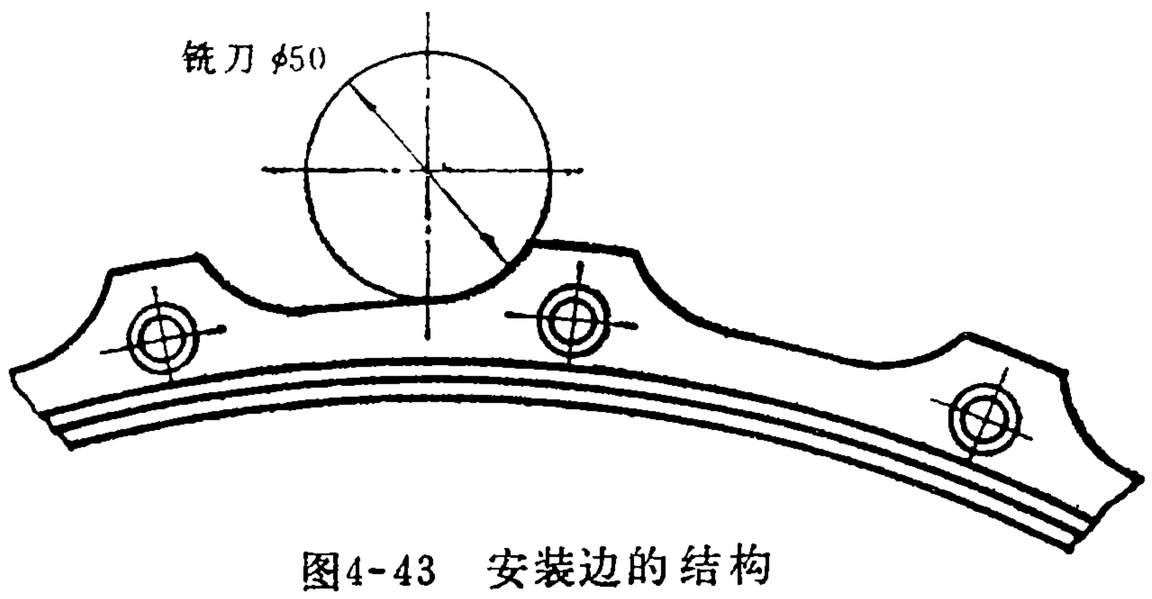


图4-43　安装边的结构

涡轮机匣与工作叶片叶尖之间的径向间隙对涡轮效率有很大的影响，从而对发动机的性能有很大影响。例如，据估算，一台先进的双级涡轮发动机，其径向间隙若增加 1 毫米，涡轮效率约降低 2.5%，这将引起发动机耗油率增加约2.5%。所以应尽量减小径向间隙，但间隙太小又会使转子和机匣相碰产生事故。影响径向间隙的因素很多，其中主要有：

(1) 工作时由于离心力和热膨胀所引起的叶片和盘的伸长。

(2) 工作时机匣受热膨胀及不均匀变形。

(3) 高温工作（可达550°C）所带来的转子蠕变伸长，及机匣的蠕变收缩。

(4) 转子和静子件的偏心度（由于加工误差、机匣刚性、支点径向间隙、转子重量造成转子下垂等所引起）、轴向角偏转（叶片受轴向负荷后引起）及椭圆和翘曲变形（制造公差及机动飞行带来的机匣变形）。

(5) 结构形式所带来的工作中径向间隙的变化。例如，滚珠轴承如远离涡轮，而涡轮又采用外径扩张式通道，则由于转、静子轴向变形量的不同而带来径向间隙的变化。

设计时必须综合考虑上述各因素，尽量避免对径向间隙带来不利的影响。因而必须尽量提高转子和机匣的刚性；提高加工精度，以保证同心度；消除因转子轴向膨胀而引起径向间隙的变化等等。

径向间隙还随着发动机的工作状态的变化而改变。特别是当发动机在过渡状态工作时，径向间隙值取决于转子对转速和温度变化的响应速度及静子机匣对温度变化的响应速度。图4-44所示为运输机的发动机涡轮机匣采用通常材料的第一级涡轮的响应特性。由图可见，间隙最小值发生在突然加、减速时，这是由于发动机加速时，瞬间转速加大，离心负荷使叶片和盘径向伸长量迅速加大，这时径向间隙最小。随着涡轮机匣迅速受热膨胀，它的径向膨胀量超过叶片和转子的径向变形量，径向间隙加大。当发动机转速稳定后，涡轮叶片等温度逐渐升高，转子径向伸长量加大，径向间隙又逐渐减小。相反，当发动机减速时，由于离心负荷骤然下降，转子径向变形量下降，径向间隙瞬间加大。但紧接着涡轮机匣温度下

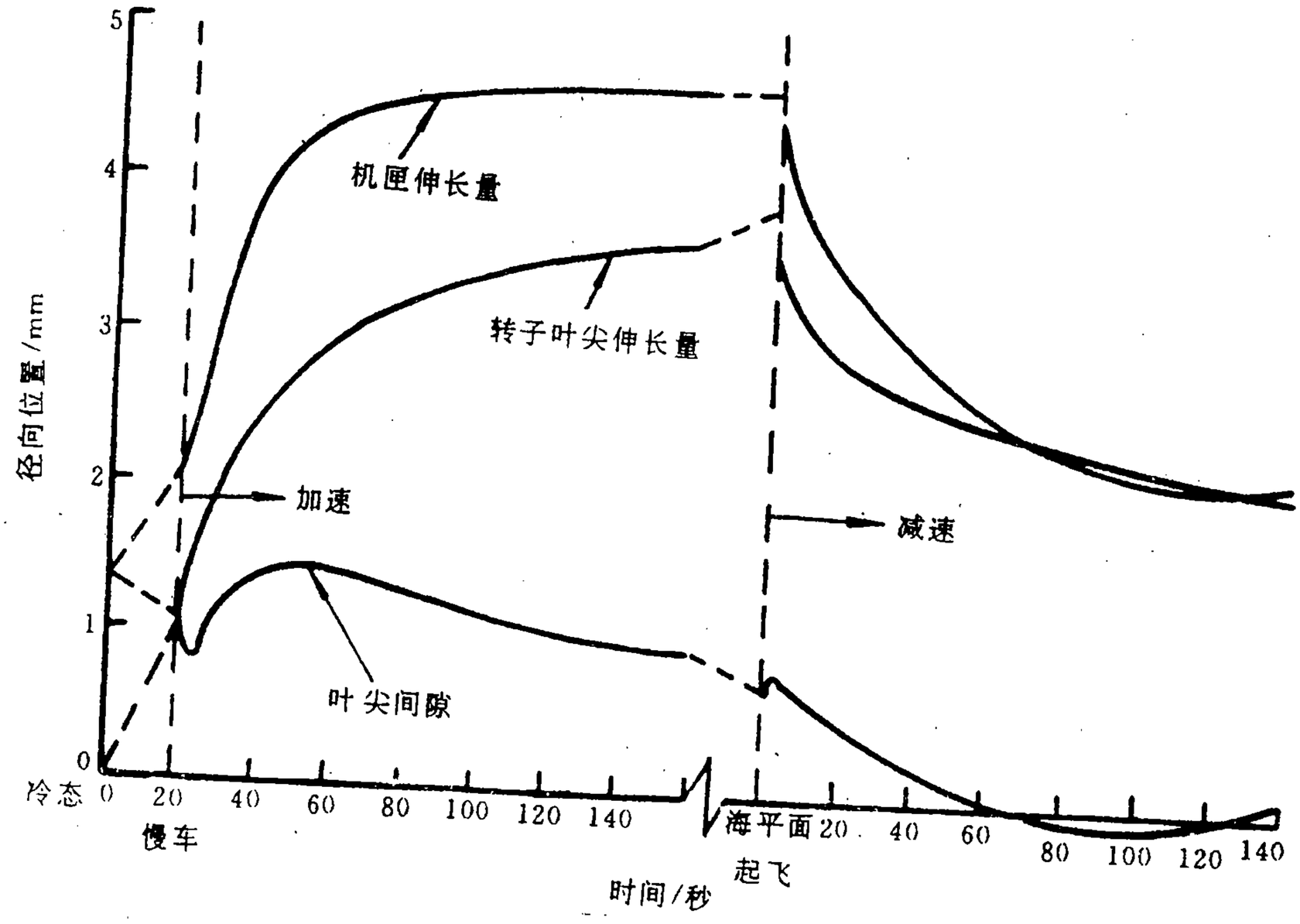


图4-44　运输机的发动机普通涡轮机匣第一级涡轮的响应特性

降比转子温度下降得快，所以径向间隙逐渐减小。当发动机稳定在慢车转速时，随着涡轮盘温度的慢慢下降，径向间隙又逐渐加大。表4-2是一台典型发动机的涡轮径向间隙在各种发动机工作状态下的实测值。

表4-2　典型发动机的涡轮径向间隙变化值

发动机状态		径向间隙值（毫米）
稳态	起动前（装配间隙）	1.244
	慢车状态	0.889
	最大状态（无加力）	0.584
瞬态	突然加速（慢车→最大）	0.457（最小值）
	突然减速（最大→慢车）	0.406（最小值）

从表4-2中得知发动机在最大状态和慢车状态径向间隙都较大，但设计者恰恰希望在发动机各稳定工作状态下，能得到最小的间隙，以降低油耗。理想的响应特性应如图4-45所示，即无论何种工况，静子的热响应速度必须等于或略慢于转子的热响应速度，而理想的最小间隙值最好为零。实际发动机很难达到这种最佳匹配，于是人们希望能做到尽量减

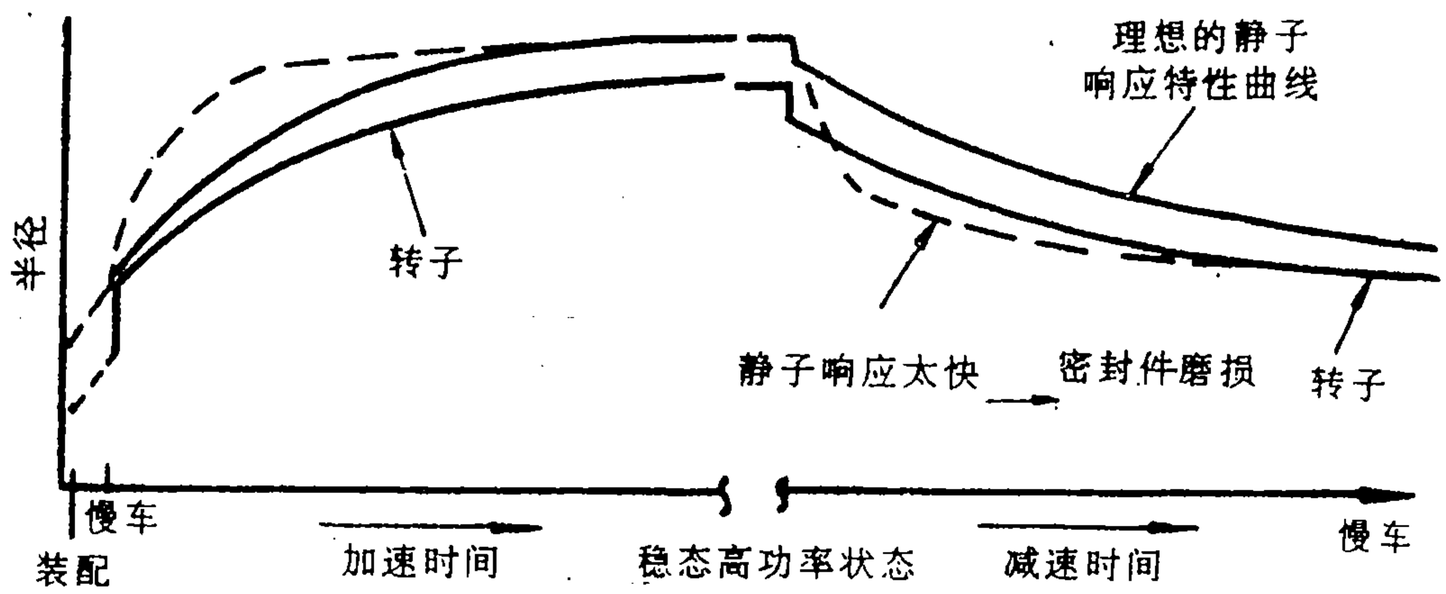


图4-45　理想的转子与静子响应特性

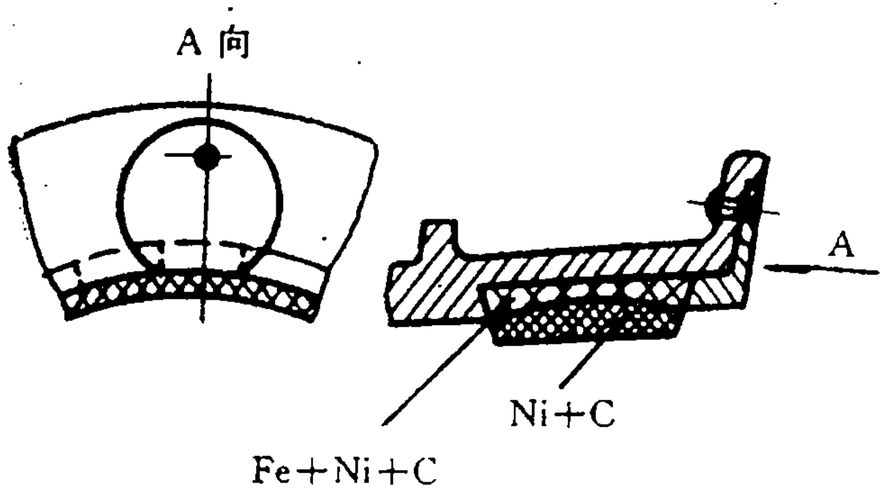
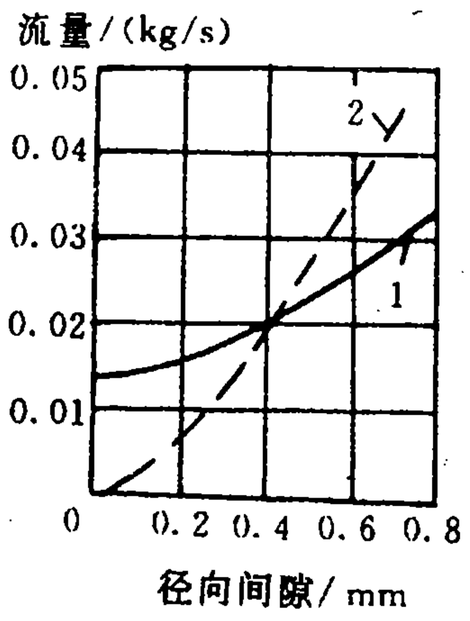


图4-46　涡轮机匣中的易磨嵌入块

小最大和巡航状态的径向间隙，而在过渡状态不产生严重的摩擦。为此在结构上采取了一系列措施。

(1) 尽量减小装配间隙，这样各工作状态的间隙也相应缩小，但这会造成在过渡状态转子和静子间的互相摩擦。为避免摩擦所带来的严重后果，在机匣内壁装上易磨材料例如石墨块（图4-46）或蜂窝结构（图4-47）。在图4-47中，曲线1 是蜂窝密封；曲线2 是普通密封。



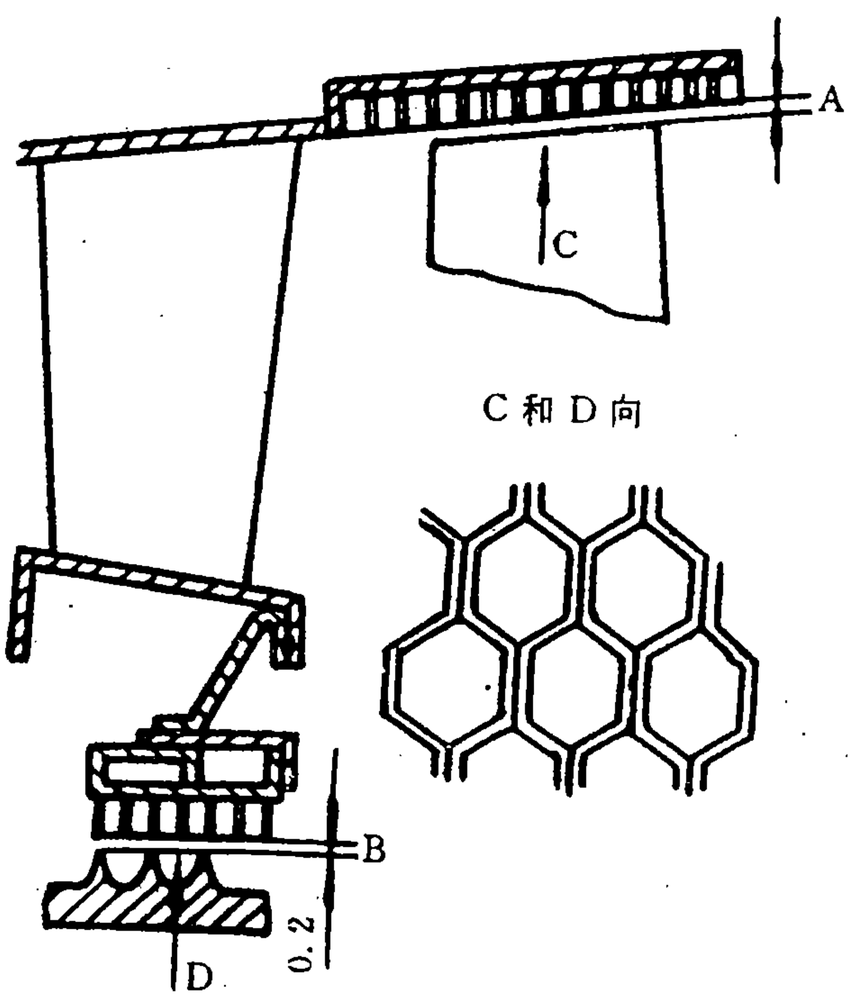


图4-47　蜂窝密封简图（左图系漏气量随径向间隙变化的曲线）

(2) 采用双层机匣：将机匣分为两层，中间通以燃烧室二股气流或某级压气机引来的气体，使涡轮外环外面不直接与空气接触。过渡状态时外环反应速度减慢，以控制机匣和转子之间的热响应匹配。这样还可以将机匣的受热件与受力件分开，让温度较低的外层机匣受力。有时与燃气直接接触的内层机匣沿圆周分成若干扇形段(又称涡轮衬段)。各段间周向留有一定的间隙，允许自由膨胀。衬段可以采用挂钩式直接或间接地连接在涡

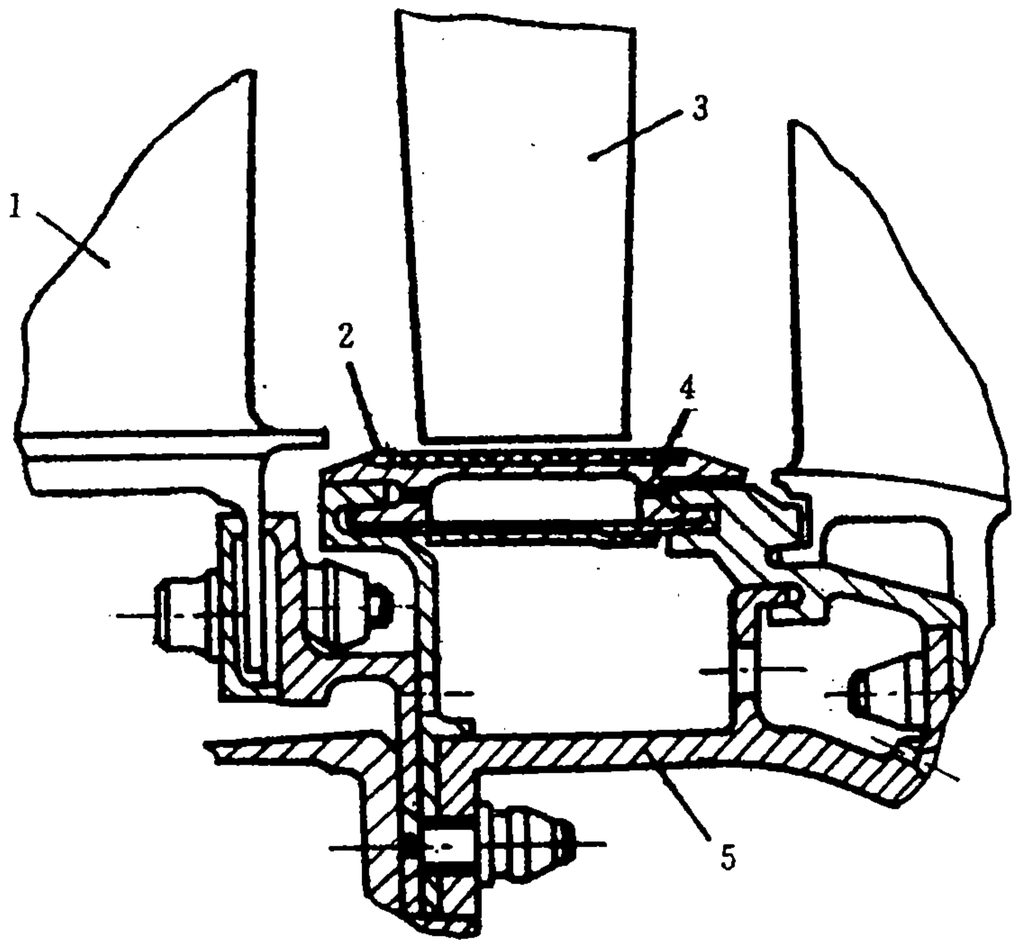


图4-48　挂钩式连接衬段的双层机匣

1. 第一级导向叶片；　2. 易磨层；　3. 工作叶片；
4. 涡轮衬段；　5. 高压涡轮外机匣

轮外机匣上（图4-48），也可以与导向叶片铸为一体，再用螺栓或螺钉固定在外机匣上（图4-49）。为了防止高温氧化及减小温度梯度，还可以在衬段上加工很多小孔，引入空气冷却（图4-50）。

(3) 采用低线膨胀系数的合金做涡轮机匣。通常机匣材料的线膨胀系数在500°C时约为14×10^{-6}（1/°C），而合金Incoloy903的线膨胀系数为5×10^{-6}（1/°C），这样，虽然装配间隙要求加大，但巡航时径向间隙却较小。表4-3列出某双级涡轮发动机采用常用机匣材料及低线膨胀系数合金材料涡轮机匣时，涡轮径向间隙的对比值。

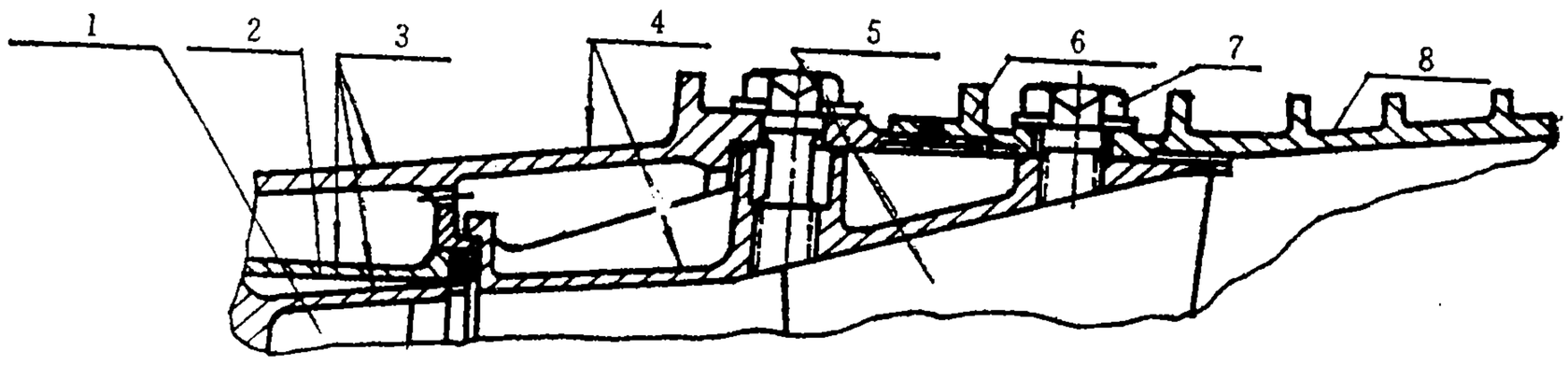


图4-49　与导向叶片做成一体的涡轮衬段

1. 第一级导向叶片；　2. 导向器壳体；　3. 三层壁；　4. 双层壁；　5. 第二级导向叶片（前伸段即相当于涡轮衬段）；　6. 涡轮外机匣；　7. 固定螺钉；　8. 单层壁

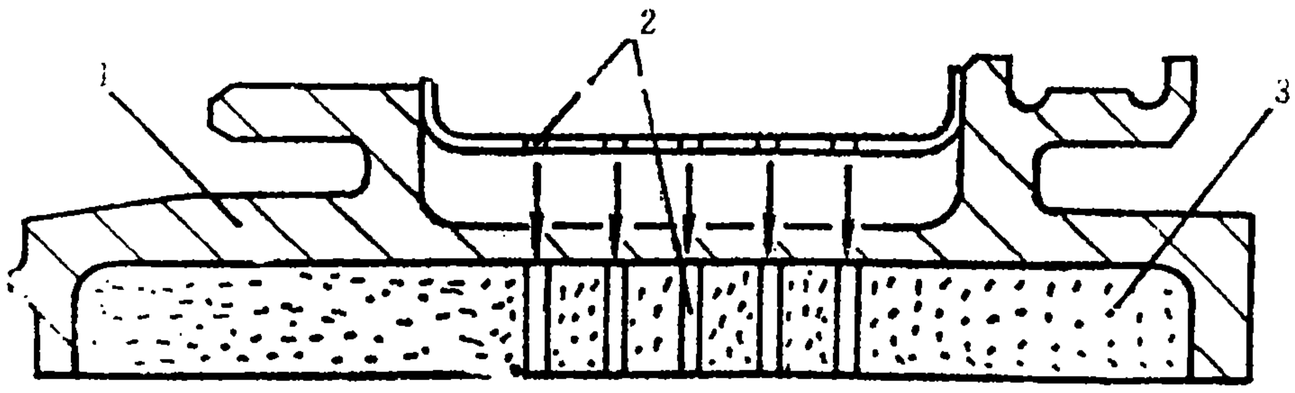


图4-50　带冷却孔及易磨材料的涡轮衬段

1. 涡轮衬段；　2. 冷却气孔；　3. 易磨层

(4) 采用主动间隙控制技术。根据发动机的工作状态，人为的控制机匣或转子的膨胀量，使转子和静子的热响应达到较好的匹配，以保证径向间隙最小，这就叫主动间隙

表4-3　涡轮机匣采用不同材料时涡轮径向间隙对比

级数	发动机工作状态	间隙值（毫米）	
		通用材料机匣	低线膨胀系数材料机匣
第一级涡轮径向间隙	冷态	1.40	2.92
	海平面起飞状态	0.74	0.25
	巡航状态	1.24	0.68
第二级涡轮径向间隙	冷态	1.35	2.66
	海平面起飞状态	0.84	0.25
	巡航状态	0.84	0.53

控制。在涡轮中目前常用的是采用对涡轮机匣膨胀量的控制。通常是在涡轮机匣外面加上数圈冷气管（如图4-51所示），按预定的调节规律改变冷却空气的供气温度或供气量。调节规律可以是按发动机的工作状况来调节，也可以按飞行高度来调节。在前者中根据不同的发动机工作状态，用不同温度的空气去吹机匣。例如，在起飞滑跑或爬升时，发动机处于加速过程，采用压气机后的热空气去加热机匣，使机匣膨胀，避免动叶和机匣摩擦。在

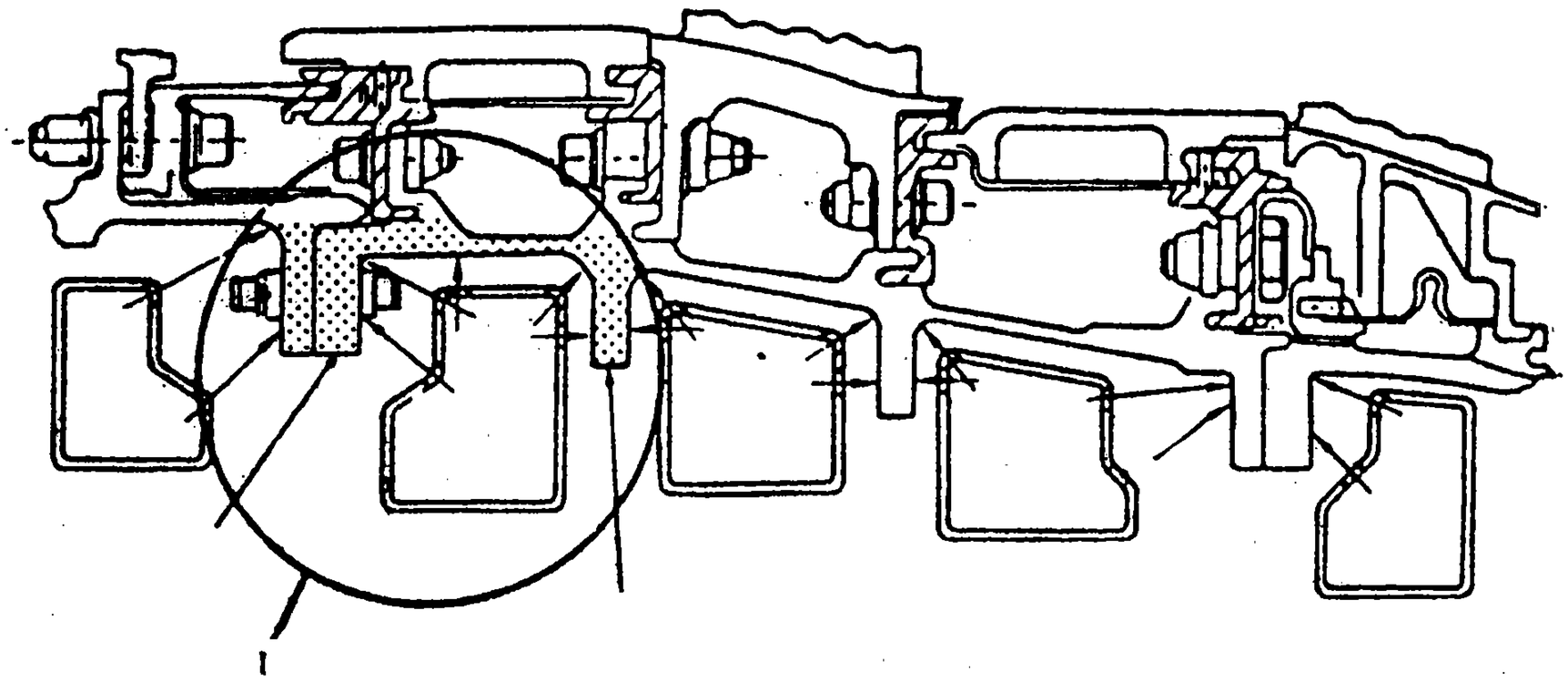


图4-51　JT9D高压涡轮机匣外冷却气管

巡航时，利用风扇后较冷的空气去冷却机匣，以减小巡航时的径向间隙。CFM56就是采用这种调节规律。它的高压涡轮机匣外面罩一个集气环形成集气室（参见图4-7），根据控制径向间隙的要求，在不同的工作状态下引来不同温度的冷却空气。在慢车及起飞时，供给高压第九级后较热的空气，避免叶尖和机匣相碰；巡航状态下，供入高压第五级后的空气，以取得较小的径向间隙；爬升时则引入高压第五级和第九级后的混合气。采用按飞行高度来调节时，当飞行高度达到一定值后，即接近巡航状态后，气压开关起作用，打开冷却空气开关，对机匣进行冷却，保证在巡航中有较小的叶尖间隙。据称JT9D发动机采用此技术后可使燃油耗油率降低0.5%。类似的措施在现代民用发动机上（如CF6、PW4000、V2500等）也得到广泛的应用。

随着发动机增压比和涡轮前进口温度的不断提高，目前大型运输机的发动机上不仅涡轮部件采用主动控制技术，而且在高压压气机后级往往也采用这种技术。例如PW4000，它采用了“热效”转子（Thermatic rotor）。即在起飞和巡航过程中，将压气机第9级和第15级的空气引入转子内腔，以保持较小的径向间隙。

但是，采用主动间隙控制，要增加冷却空气的消耗量，造成发动机推力下降。同时还会使发动机的结构复杂、重量增加。所以，目前军用机的发动机一般不采用这种技术。

在有些文献中，还常常将前面所采用的一些不随发动机工作状况进行调节的、防止叶尖径向间隙变化过大的措施，统称为被动间隙控制技术，以与主动间隙控制技术相对应。

表4-4　涡喷7发动机涡轮部件主要间隙数值（冷态）表

间隙名称	间隙代号	间隙数值（毫米）
径向间隙	Δ_1	2.7～3.1
	Δ_2	2.8～3.2
	Δ_3	2.0～3.0
	Δ_4	1.88～2.45
	Δ_5	1.5～2.3
	Δ_6	0.55～0.645
	Δ_7	0.55～0.645
	Δ_8	0.5～0.545
	Δ_9	0.25～0.285
轴向间隙	δ_1	0.5～1.3
	δ_2	3.5～6.0
	δ_3	8.0～10.0
	δ_4	9.3～13.6

例如，采用线膨胀系数小的（如Incoloy903）材料作机匣；采用双层机匣，并对机匣壁引进空气冷却；机匣作得较厚并使其尽量保持圆度等。一般低压涡轮，高压压气机后几级以及军用发动机上多采用被动间隙控制技术。

涡轮转子和静子之间除了叶尖径向间隙外，其他各种间隙（包括径向和轴向间隙），随工作状况变化也很大，在设计中同样必须充分考虑冷热变化等各种影响因素。

图4-52和表4-4给出了WP7发动机涡轮部件的主要间隙值。

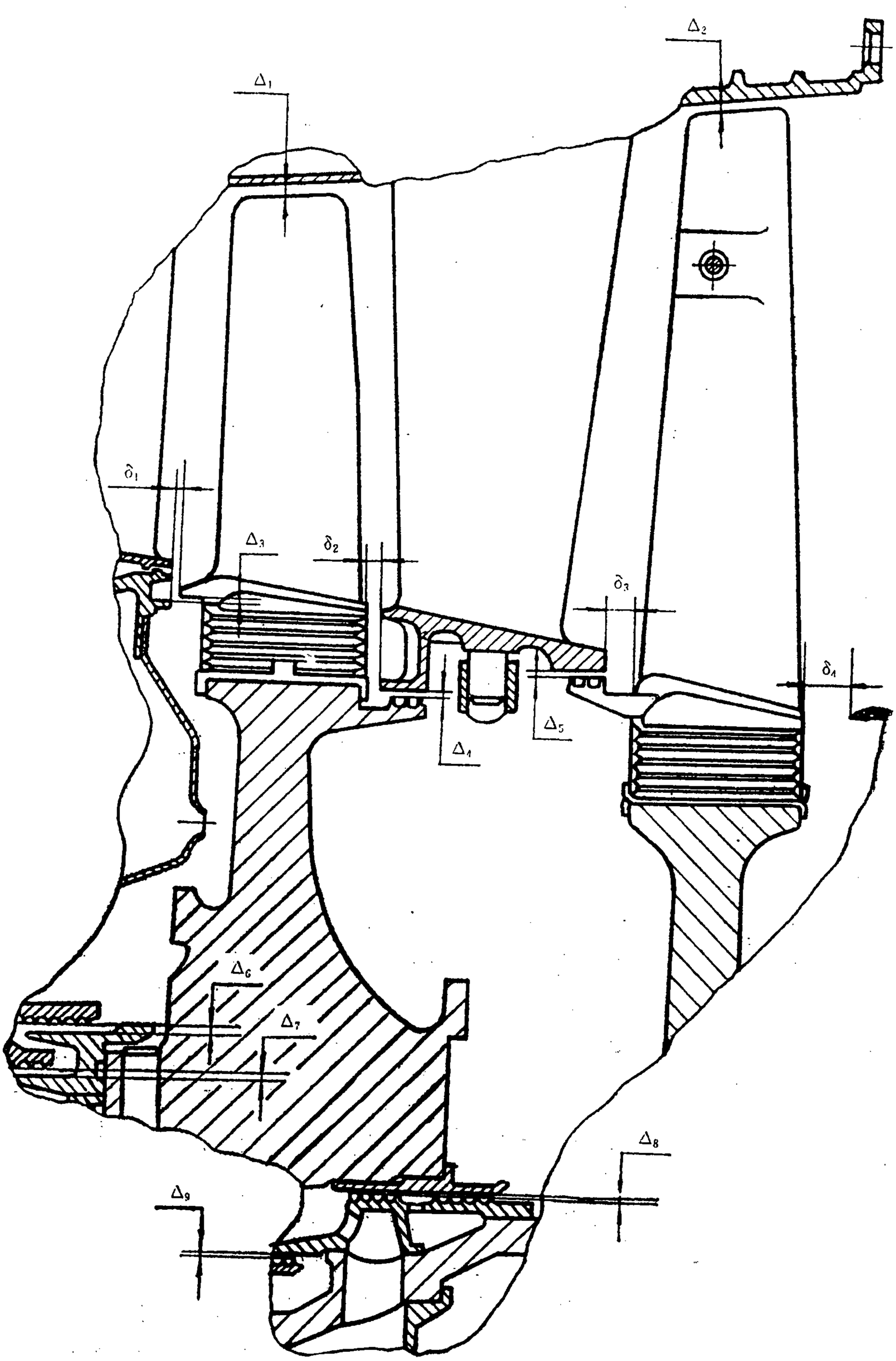


图4-52　涡喷7发动机涡轮部件主要间隙图

二、导向器

导向器是由导向器内、外环和导向叶片所组成。导向器的功用是使气流通过它后，将气体的部分热能转变为动能，并满足工作轮所要求的进口气流方向。

导向器的工作条件十分恶劣，表现在：第一级导向器紧接在燃烧室出口，导向叶片处于燃气流的包围中，温度高且分布不均，最易烧伤；叶片直接和高温燃气接触，燃气中的游离氧和硫对叶片表面有着强烈的氧化、腐蚀作用；各零件内热应力大，工作时导向叶片又受冷热疲劳，所以极易产生疲劳裂纹；此外导向叶片还要承受燃气的气体力、气流脉动所造成的振动负荷等。因此，设计时必须在选材、结构、冷却、表面防护等方面采取措施。

导向叶片一般采用高温合金制造，特别是第一级导向叶片的材料是发动机中耐热要求最高的。为了提高涡轮进口温度以及使叶片叶型各部分厚度趋于一致以减小热应力，导向叶片多采用空心带冷却的叶片。由于高温合金硬度大，机械加工困难，叶片多采用精密铸造后抛光而成。有些发动机上叶片表面并涂有隔热涂层。

涡轮导向器（特别是第一级导向器）排气面积的大小，直接关系到经过发动机的空气流量。在双转子发动机中，排气面积的大小还对高、低压转子的转速差有较大的影响，因此在装配导向器时，要对排气面积进行测量和调整，以满足专门技术文件的规定。

下面分别研究第一级导向器及后几级导向器的结构。

第一级导向器紧接在燃烧室出口，它的内外环可以靠燃烧室内、外机匣支承，一般呈双支点形式，有些发动机涡轮前轴承的力要通过此处传出，因此在结构上要很好地处理固定传力与允许零件自由膨胀之间的关系。

图4-53是涡喷7乙的第一级涡轮导向器，导向叶片8是上下带冠的空心叶片，由耐热合金精铸而成，叶片借助装在它中心的辐条7和螺钉6，上下分别固定在导向器外环11及内支承1上，靠螺钉12及偏心块13使叶片上端径向及角向定位，叶片受热时可以向中心自由膨胀。辐条是涡轮前轴承向外机匣传力的主要传力件，它处于冷却空气包围中，工作温度较低。而处于高温燃气中的高温叶片只承受气体力，并允许自由膨胀，减小了叶片中的热应力。

调整导向器排气面积时，只要选配偏心衬块13，叶片即绕辐条轴线旋转，从而改变了叶片后缘的角度，使排气面积改变（见图4-54）。偏心衬块共分五组，如表4-5所示。当L值增大时，偏心距e增加，叶片排气边缘向相邻叶片的叶盆方向移动，排气面积也就随之增大。这种调整方法比较方便，叶片不用分组，但要在导向叶片的叶冠上加工特型孔。

导向叶片采用冲击加对流冷却（图4-55）。叶身内腔前部装有导流管2及导流片3，二股气流由导流管上下端进入，由管前端若干个小孔中喷出，对叶片前缘进行冲击冷却，然后沿叶片内腔表面及导流片间向尾缘流动，最后由叶盆处一排小孔流入主气流。导流片的作用是增加对流冷却的效果。

当第一级导向器不传递轴承负荷时，导向叶片可以采用一端用螺栓固定，另一端允许自由膨胀的方式，如图4-56所示。在此结构中，导向叶片为精铸成的带有上下叶冠的空心冷却叶片，每两片焊成一组，下部做出带孔的凸耳，靠螺栓与燃烧室内壳体相连，上部前端带安装边，夹在外封严圈内作轴向限位，后端带有凸块（图4-57）作角向限位并传扭。导向器排气面积的调整靠稍微弯曲导向叶片的尾缘或更换叶片组的办法来实现。导向叶片

将处的片动。求向涛气因

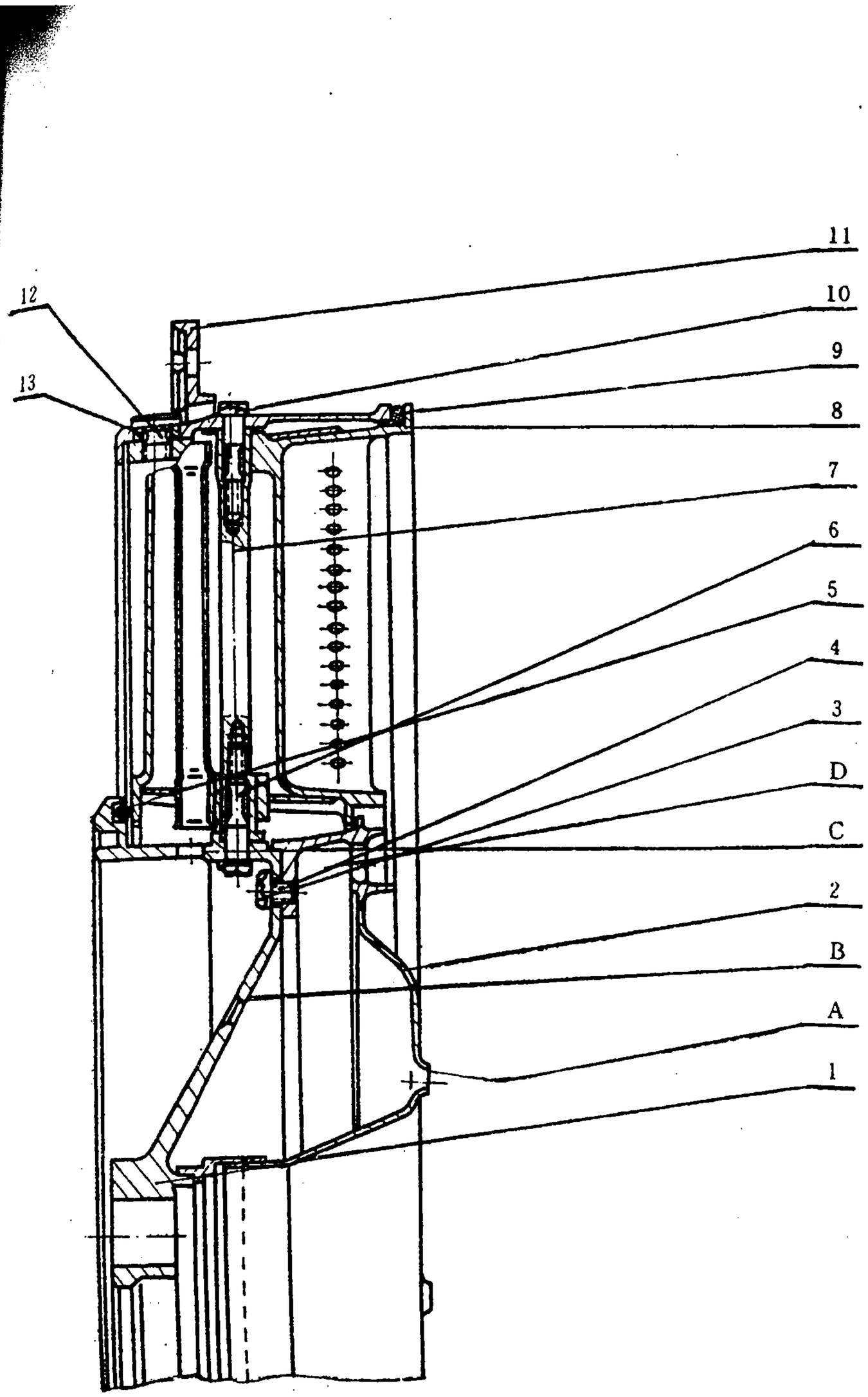


图4-53　涡喷7乙第一级涡轮导向器

1. 内支承；　2. 导气盆；　3. 锁片；　4. 螺钉；　5、9. 封严绳；　6. 螺钉；　7. 辐条；　8. 导向叶片；　10. 锁片；　11. 导向器外环；　12. 螺钉；　13. 偏心块；A、B、C、D——通气孔。

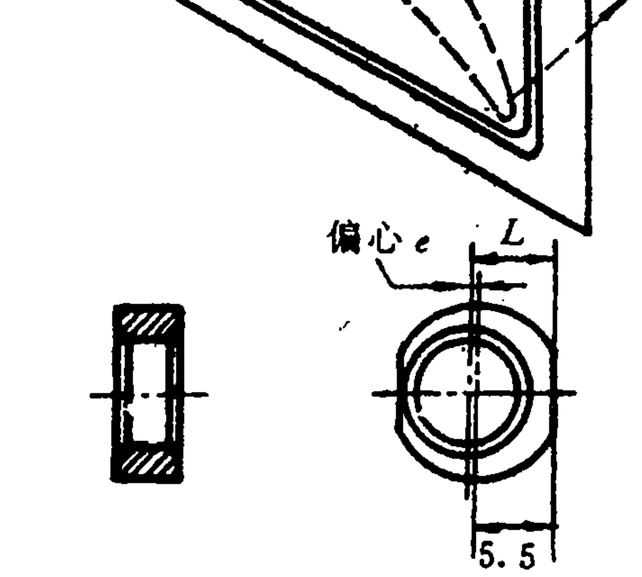


图 4-54　第一级导向器排气面积的调整

表4-5　偏心衬块分组表

组　　别	Ⅰ	Ⅱ	Ⅲ	Ⅳ	Ⅴ
L　　（毫米）	5.5	5.6	5.7	5.944	6.15
e　　（毫米）	0	0.1	0.2	0.444	0.65
面积变化（厘米^2）	0	0.113 44	0.226 89	0.503 66	0.737 37

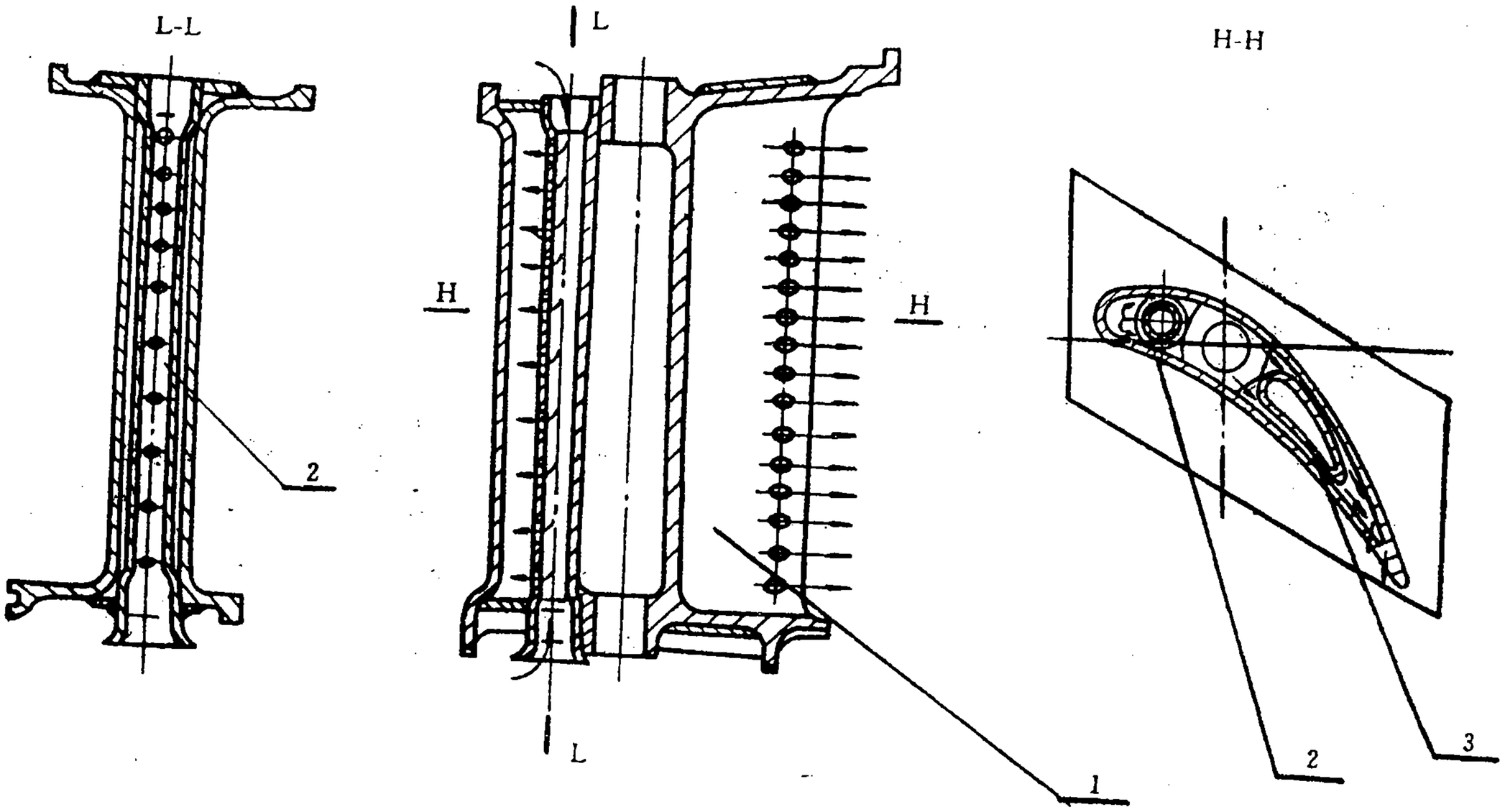


图4-55　涡喷7乙第一级导向叶片

1. 导向叶片；　2. 导流管；　3. 导流片

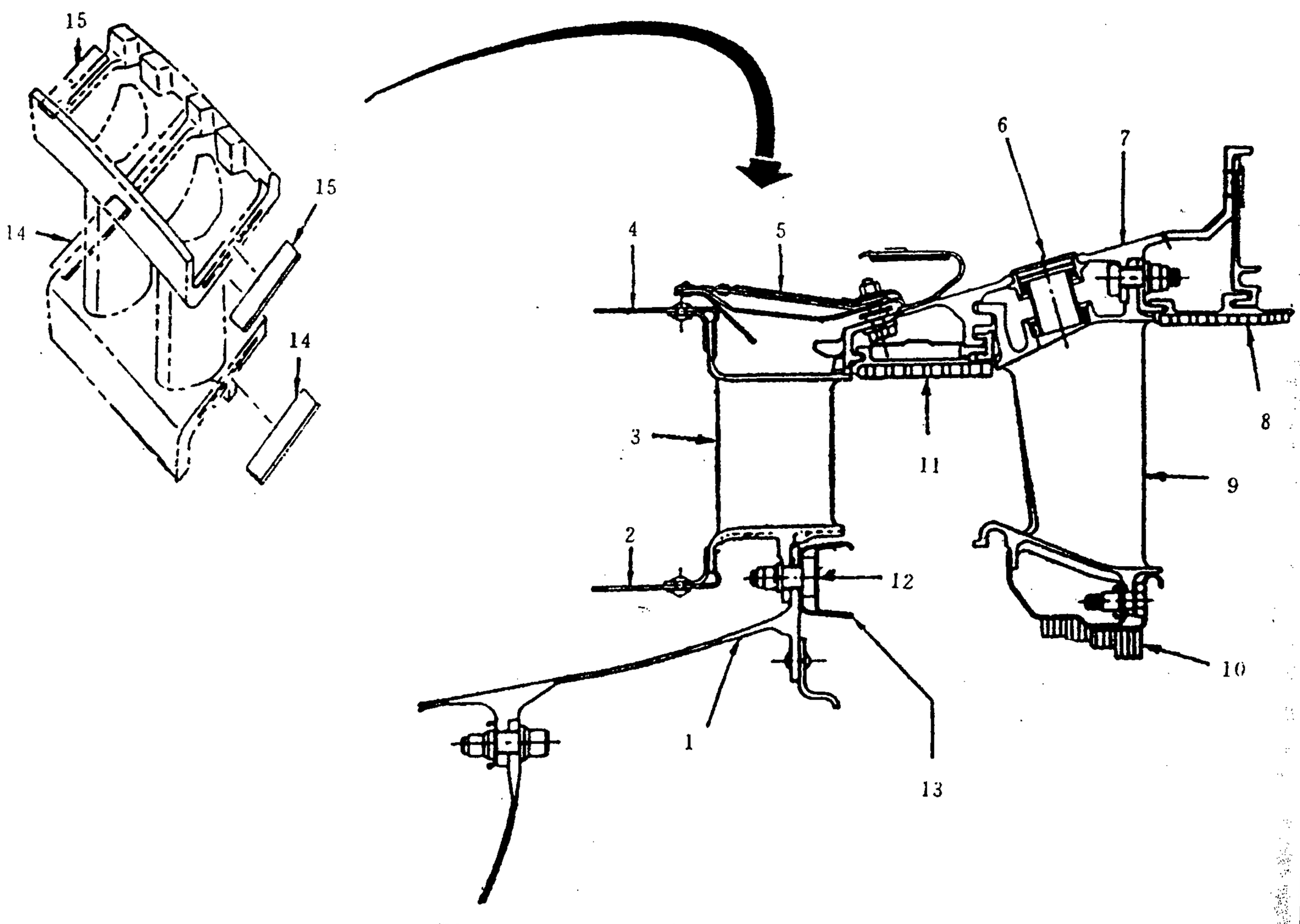


图4-56　CF6高压涡轮导向器

1. 导向器内支承；　2. 内封严圈；　3. 第一级导向叶片；　4. 外封严圈；　5. 冷却气滤网；　6. 冷却气管；　7. 导向器外环；　8. 第二级涡轮衬段；　9. 第二级导向叶片；　10. 级间封严装置；　11. 第一级涡轮衬段；　12. 固定螺栓；　13. 空气挡板；　14. 内密封条；　15. 外密封条

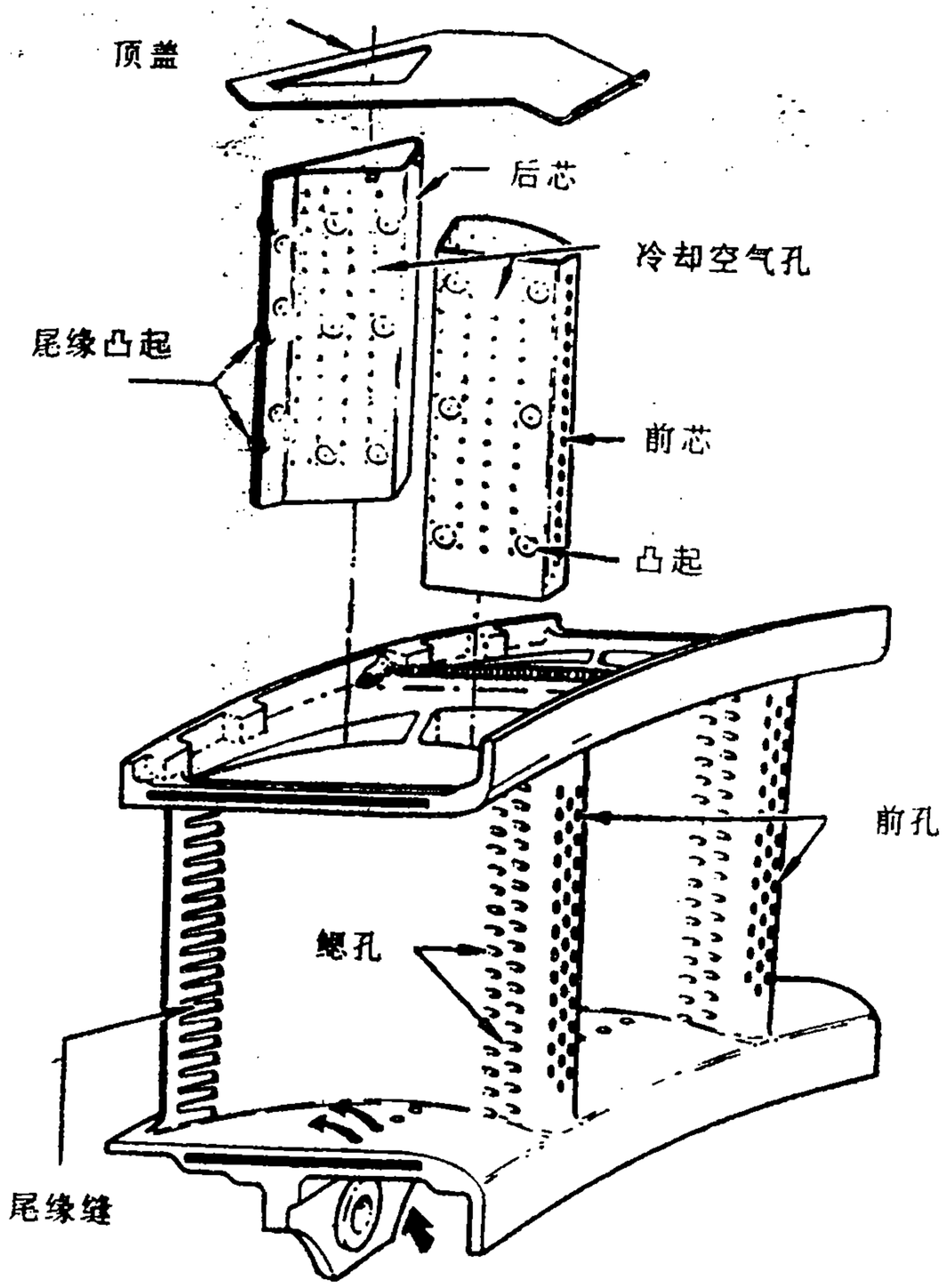


图4-57　CF6高压涡轮第一级导向叶片

综合采用气膜、冲击及对流冷却。如图5-57所示，导向叶片内腔共分两室，分别装有前、后芯。由高压压气机后来的气流分别从叶片上、下端引入。进入前芯的冷却气一部分从前缘小孔喷出对叶片前缘内表面进行冲击冷却；另一部分从前芯上的冷却空气孔喷至叶片内腔和前芯之间，然后由叶片上的前孔及鳃孔流出，在叶身前部表面形成气膜。进入后芯的冷却气，则由其上及后部的若干小孔喷至叶片内腔及后芯之间进行冷却，最后由叶盆处的尾缘缝流入主气流。为了防止冷却小孔被气流中的杂质堵塞，在导向器组件外面围着一圈空气滤网5（见图4-56）。为防止燃气和冷却气互相窜漏，各导向叶片组的上、下冠接口处都装有薄的金属密封条14、15。

第二级及其以后各级导向器都位于两级工作轮之间，因此只能采用外端固定的悬臂结构，作用在导向叶片上的负荷，通过叶片外端传到外环上去，由于后几级导向叶片都比较长，为了加强刚性，应使叶片内冠在工作时互相靠住，并形成气流内通道。后几级导向叶片工作温度较低，所以一般不用通气冷却。

图4-58是涡喷7发动机第二级涡轮导向器。叶片和内、外冠铸成一体，靠前后两螺钉固定在外环上，各叶片内外冠连接起来形成气流通道。装配时冠与冠间留有间隙，为了防止冷却气和燃气互相窜流，各叶冠间装有封严段如图4-59所示，级间封严环直接做在内冠上，内表面涂以易磨材料。

图4-60是斯贝MK202发动机高压涡轮，其第二级导向器的级间封严装置自成一组件，然后固定在叶片内冠上。在这种结构设计中，既要使封严环定心可靠，以保证和转子上封严篦齿的同心度，又要不影响叶片受热后的自由伸长。它采用由叶片下叶冠的后端凸边作为轴向定位，前端用凸块和封严组件定心并传扭，下叶冠与封严组件径向配合处留有间隙，允许叶片受热后自由伸长。

现代大型发动机上，低压涡轮导向器往往是多级的。为了不削弱机匣并使装拆方便，普遍采用“挂钩”式导向器结构，如图4-61所示。机匣上带有环形槽，槽内装有销钉。销钉与焊接成组的导向叶片外冠前凸缘上的缺口相配，使导向叶片周向定位。轴向则和涡轮衬段逐级间隔压紧。这种结构简单，装拆方便。

在有些发动机的设计中，人为地控制第三、四级导向叶片与第二、三级工作叶片间的轴向间隙值。一旦低压转子轴发生折断，涡轮转子在气动力作用下迅速向后移动，此两级

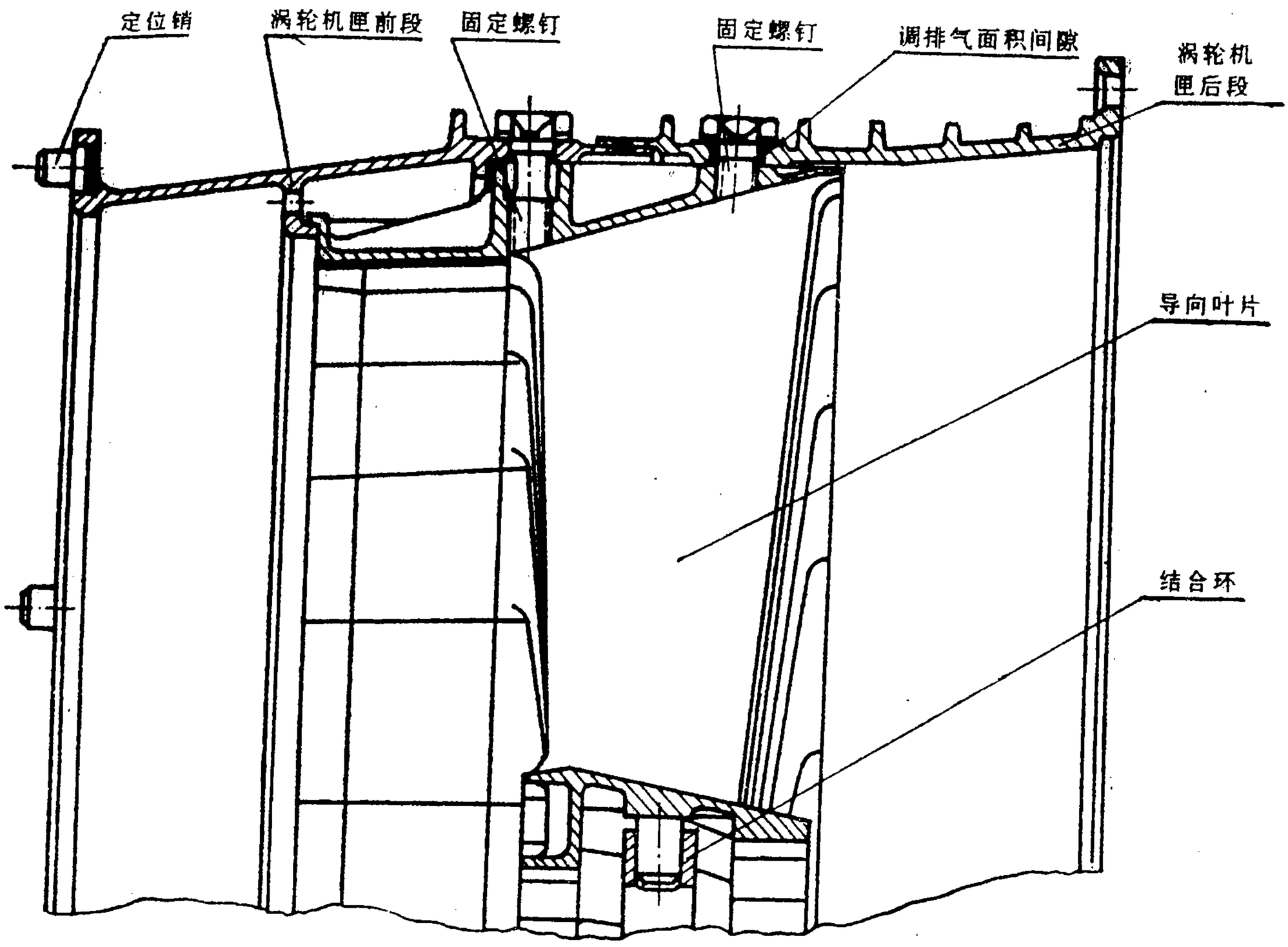


图4-58　涡喷7第二级导向器

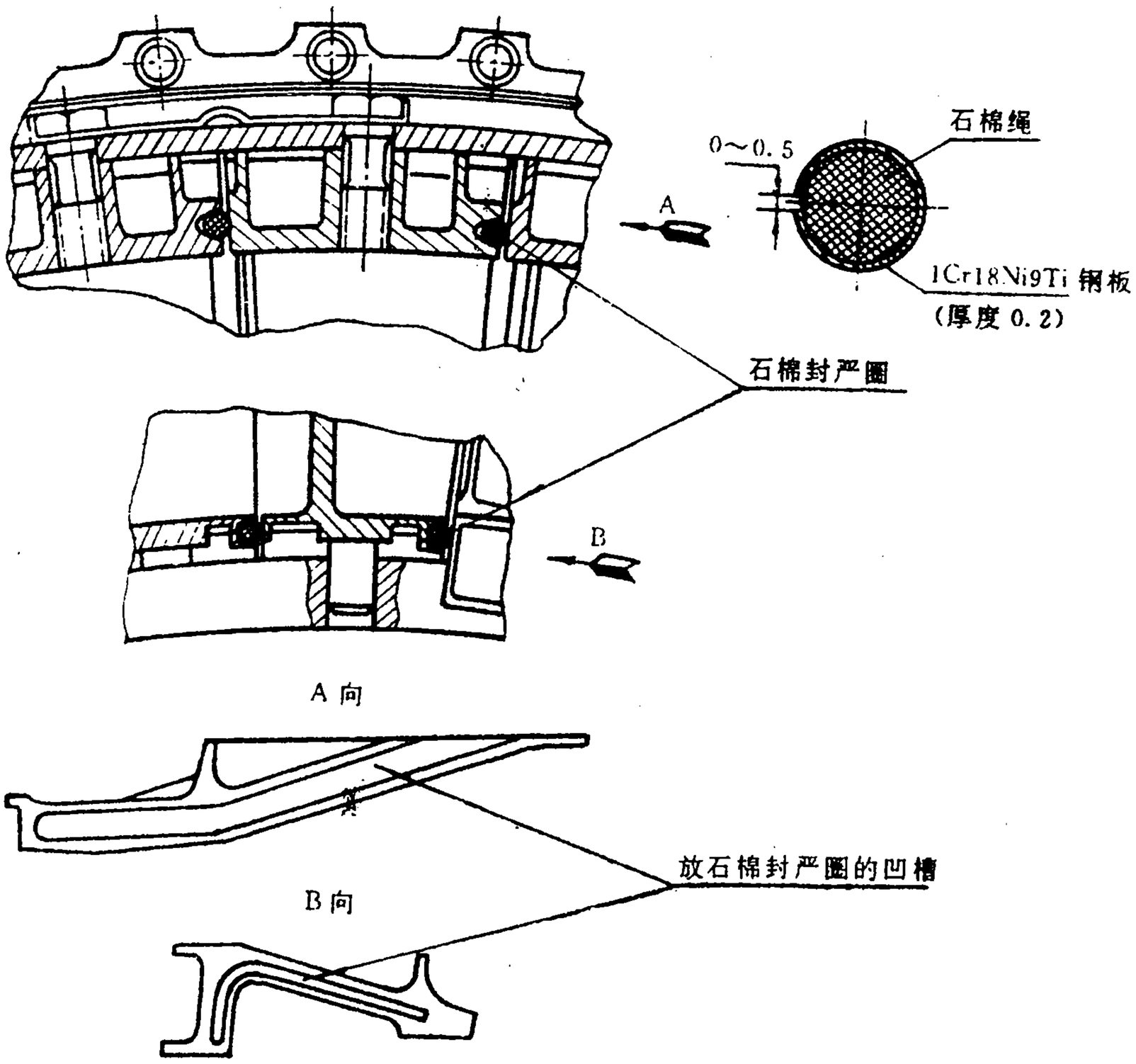


图4-59　涡喷7第二级导向叶片之间的封严

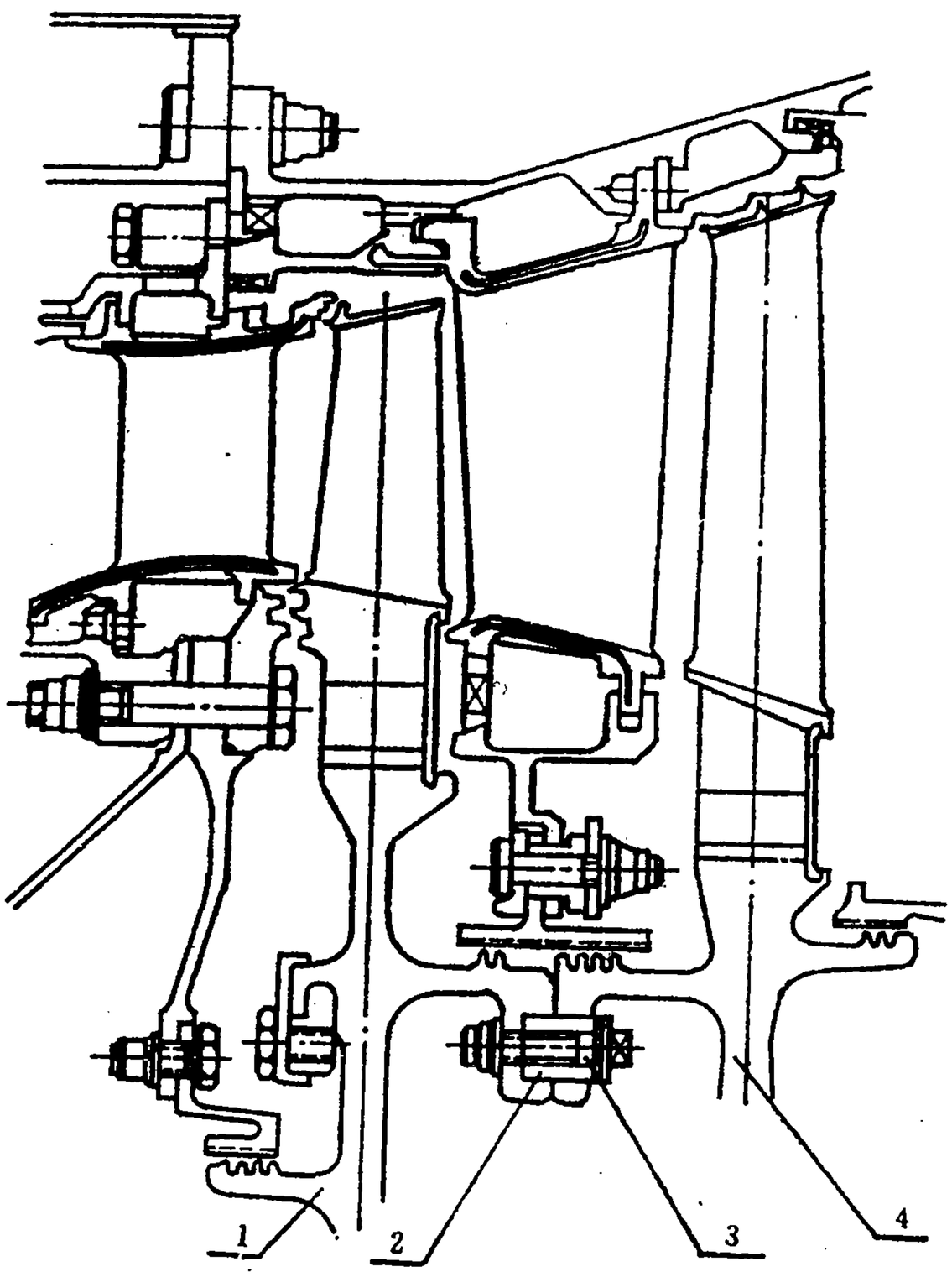


图4-60　斯贝MK202高压涡轮

1．高压一级涡轮盘；　2．定位衬套；　3．螺栓；　4．高压二级涡轮盘

工作叶片遂与两级导向叶片相接触而产生机械制动作用，防止低压转子超转而发生飞出事故（如图4-62所示）。

近来，一些先进的发动机采用了三维气动导向叶型取代过去常规的气动叶型。减小了二次损失，提高了涡轮效率。两种叶型及损失情况对比见图4-63。

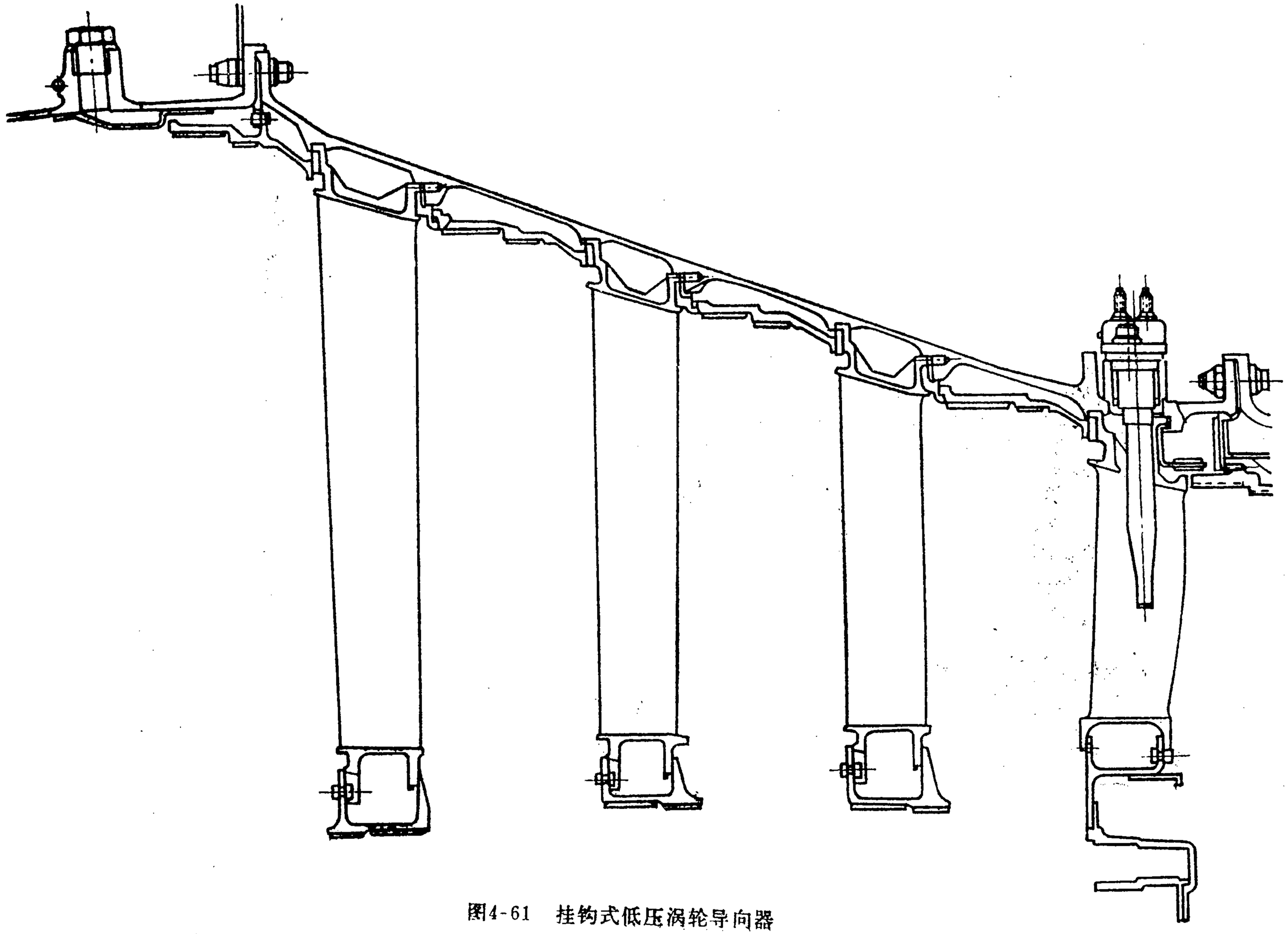


图4-61　挂钩式低压涡轮导向器

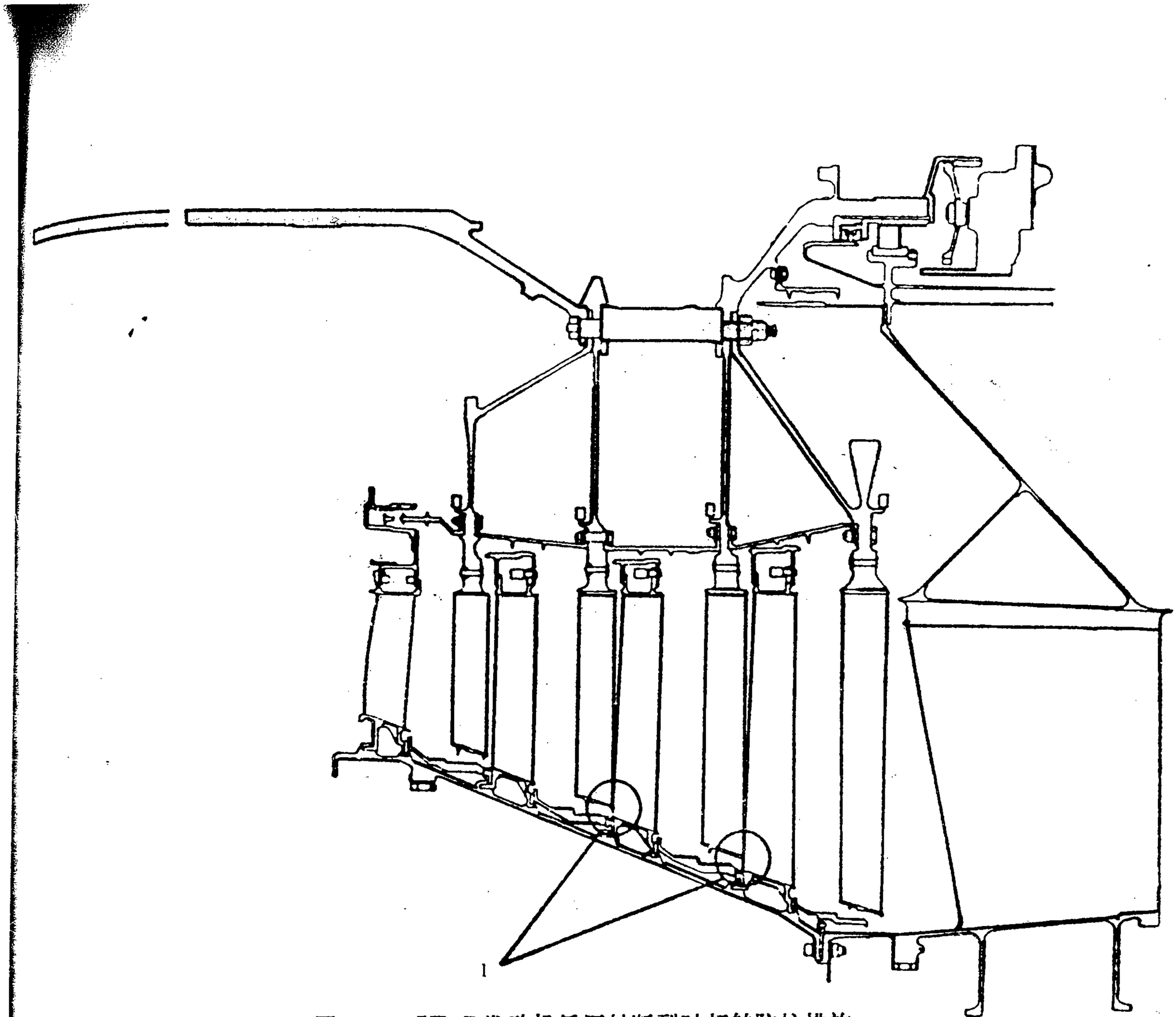
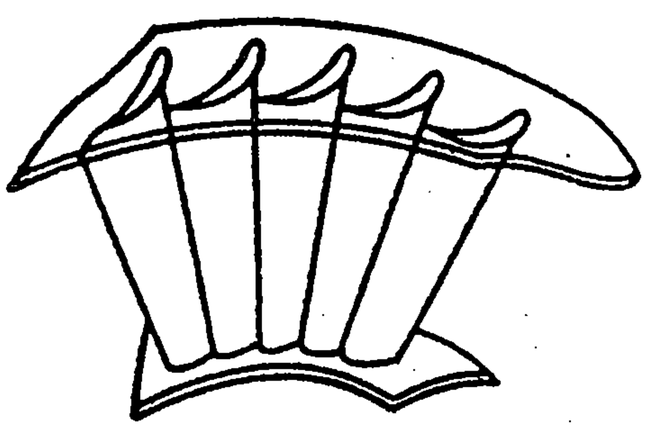
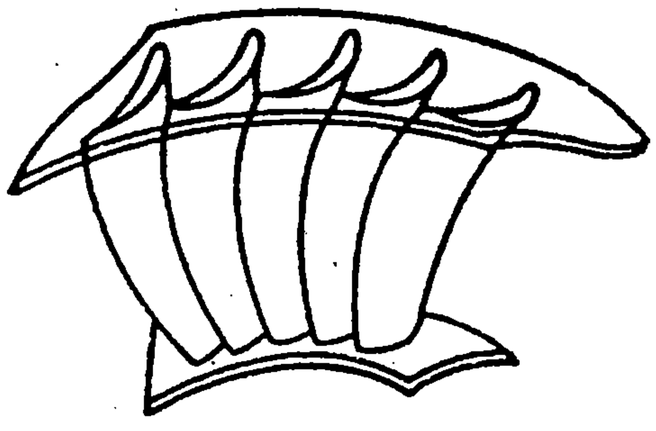


图4-62　JT9D发动机低压轴断裂时超转防护措施

1——涡轮工作叶片与导向叶片相接触而产生机械制动



JT9D-7R4



PW4000

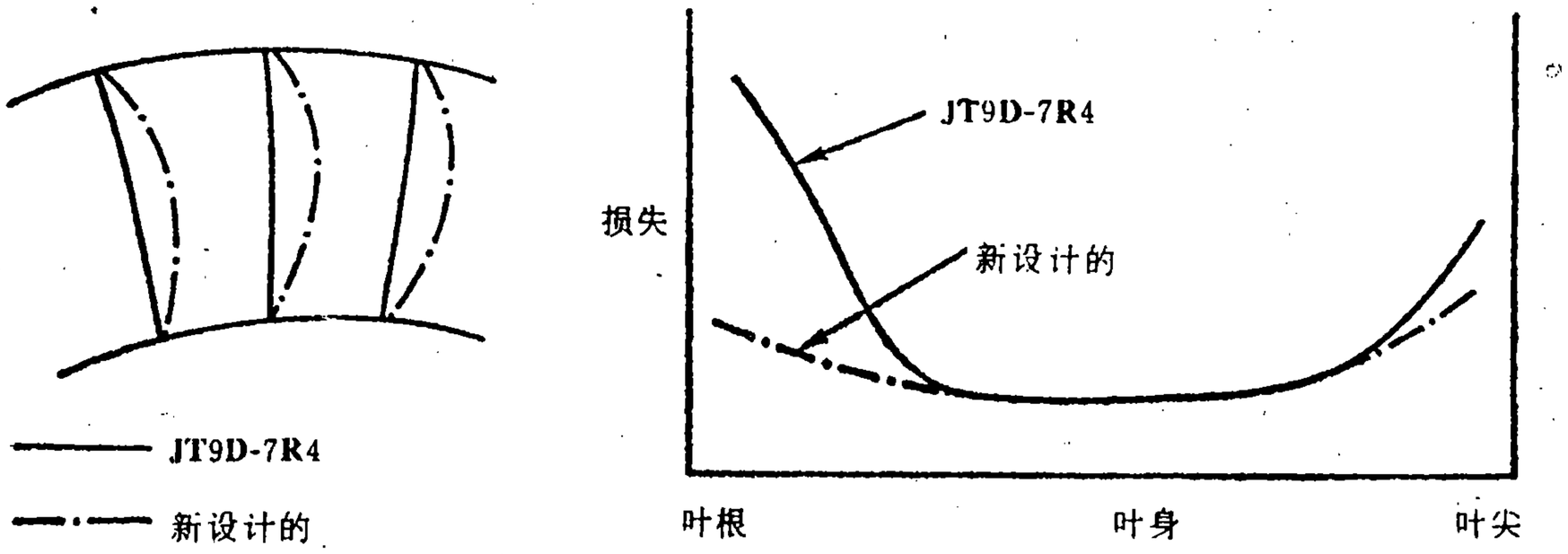


图4-63　两种气动叶型及损失情况的对比

第四节　涡轮部件的冷却

涡轮是发动机中承受热负荷和机械负荷最大的部件，要保证涡轮在高温下可靠地工作，除了采用热强度高的耐热合金或合金钢来制造涡轮零件外，还必须采用先进的冷却技术，针对零件温度分布情况，有效地组织冷却系统，以改善零件的工作条件。

本节主要研究涡轮主要零件的温度分布及涡轮部件的冷却系统。

一、涡轮主要零件的温度分布

要设计出合理的冷却系统，必须了解主要冷却对象（叶片和轮盘等）的温度分布，以确定重点冷却区域。准确地确定这些零件的温度场，又是进行强度计算、判定零件安全储备的基础，因此确定零件在各种工作状态下的温度分布（特别是某些危险的过渡状态温度场）是十分重要的。

理论上，零件温度场可以通过传热理论的公式准确地计算出来，但实际上由于燃气及冷却气温度及流速不均匀，热传导系数及散热系数不准确以及影响传热的各因素比较复杂，使得计算十分复杂费时，常常还不能得到可靠的结果。因此往往要借助于实际测量，采用实际测量和计算相结合的办法。但要在实际发动机上测量各种工作状态（特别是过渡状态）下零件的温度场，在测量技术上仍然存在一定的困难，其测量结果误差较大。这方面的问题仍是传热学研究者的重大课题。目前常用的测温方法主要有以下几种：

（1）把热电偶贴在金属壁面上，测量温度。

（2）利用受热变色的示温涂料决定温度。

（3）根据叶片工作前后材料硬度的变化决定温度。

（4）用光学高温计、激光全息摄影、红外线照相等各种方法测定叶片的热辐射来测定温度。

下面介绍涡轮工作叶片、轮盘的温度分布。

（一）工作叶片的温度分布

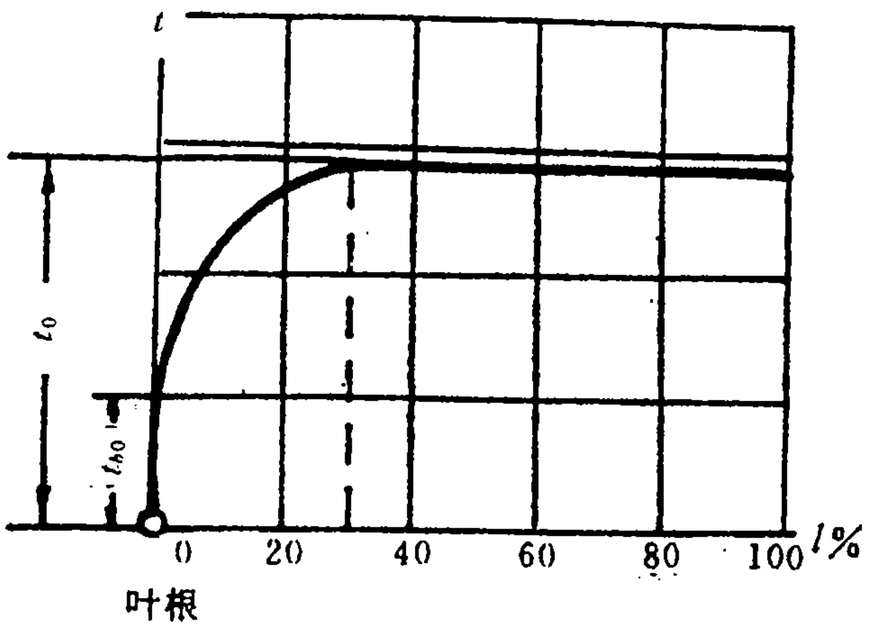


图4-64　沿叶片长度叶片温度的变化

不冷却的工作叶片靠热传导的方法将热传至轮盘。由于耐热材料导热系数较低（λ=17.5～26.8W/m·K），因此在粗略估算时，可以认为在叶片长度三分之二的范围内温度是不变的，只有在靠近根部三分之一的地方，温度按接近于立方抛物线的规律变化，如图4-64所示。

应该指出，上述的温度分布是在燃气温度沿径向不变的条件下得出的。而在实际发动机中，燃烧室出口的温度分布是考虑到涡轮工作叶片的强度要求，通过燃烧室设计来保证的。涡轮工作叶片在叶根处应力最大，希望温度低些；在叶尖处叶型较薄，也希望温度低些，以提高叶尖部分的疲劳强度。图4-65所示为实际发动机中测出的沿叶高的温度分布。可以看出，叶尖及叶根处温度较低，温度的最大

值通常出现在50%～70%叶高处。

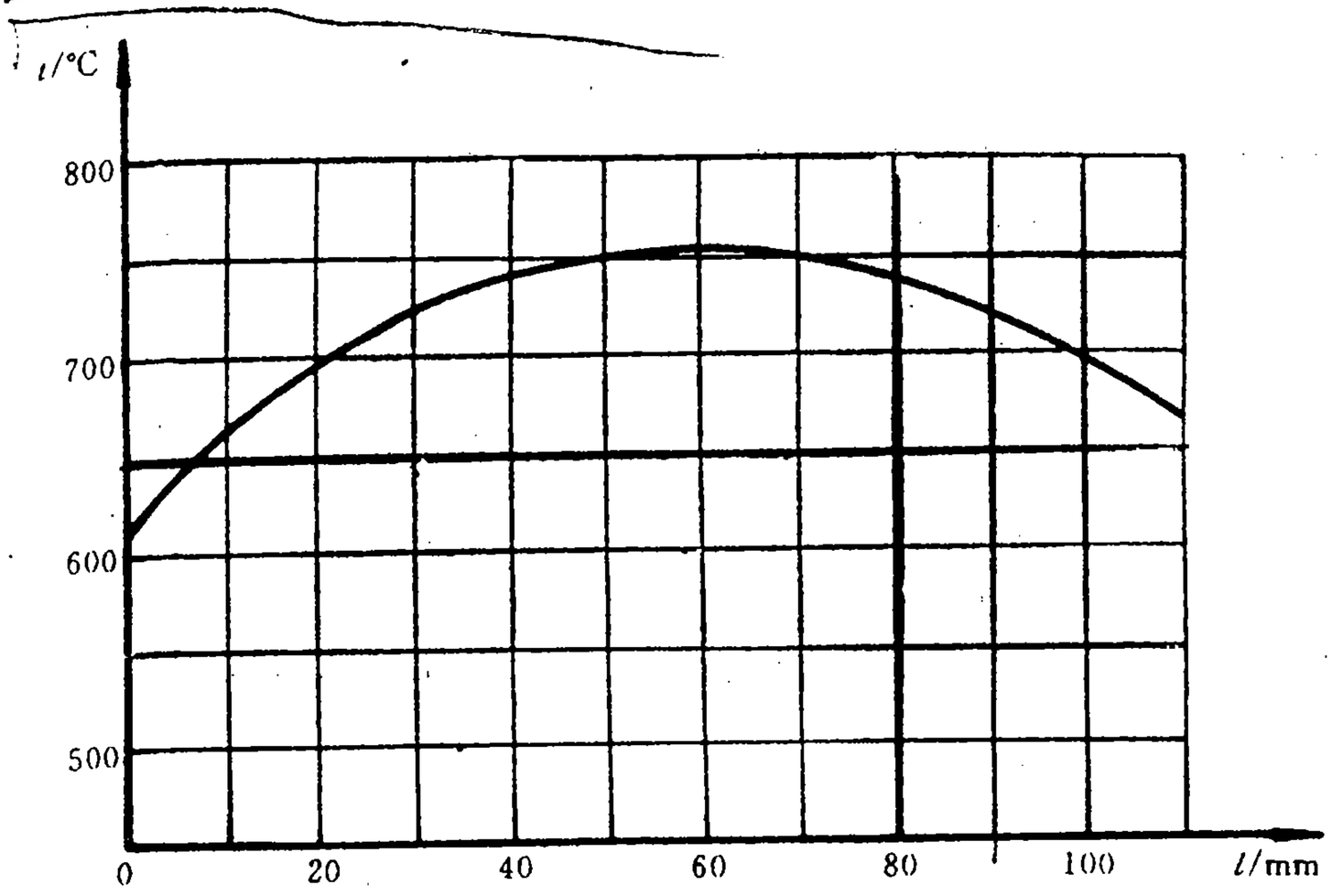


图 4-65　实际测出的温度沿叶高的变化

当叶片采用空气冷却时，叶片的温度有明显的降低。

以上所述是发动机在某一稳定工作状态下叶片截面上的平均温度沿叶高的分布情况。事实上，在发动机处于过渡工作状态（如起动、停车、加、减速等）时，各截面上的温度分布也是极不均匀的。由图4-66可看出，起动（加速）时，叶片表面温度高，中心温度较低，因而叶片表面受压，中心受拉；停车（减速）时，正好相反，叶片表面受拉，中心受压。每起动一停车一次，叶片内的热应力就交变一次。而且前、后缘温度和应力变化都很大，因此最容易产生热疲劳裂纹。

（二）涡轮盘的温度分布

燃气中的热量由工作叶片经过榫头传至涡轮盘。因此轮盘边缘温度最高，中心温度最低。轮盘的温度分布可以由试验测出，或已知燃气温度及冷却气的温度，用有限元计算方法算出。在初步估算中，可以按经验公式计算轮盘各截面的温度。其公式为

$$t = t_0 + \frac{(t_e - t_0)(R^m - R_0^m)}{R_e^m - R_0^m}$$

式中：t_0——盘中心温度；

t_e——盘缘温度；

R_0——盘中心孔半径；

R——所求温度t所在半径；

m——系数（盘为铁素体钢或钛合金时$m=2$；盘为镍基合金时$m=4$）。

盘缘温度t_e可由叶根截面的温度t_{r0}和榫头中的温度降$\triangle t$决定，即

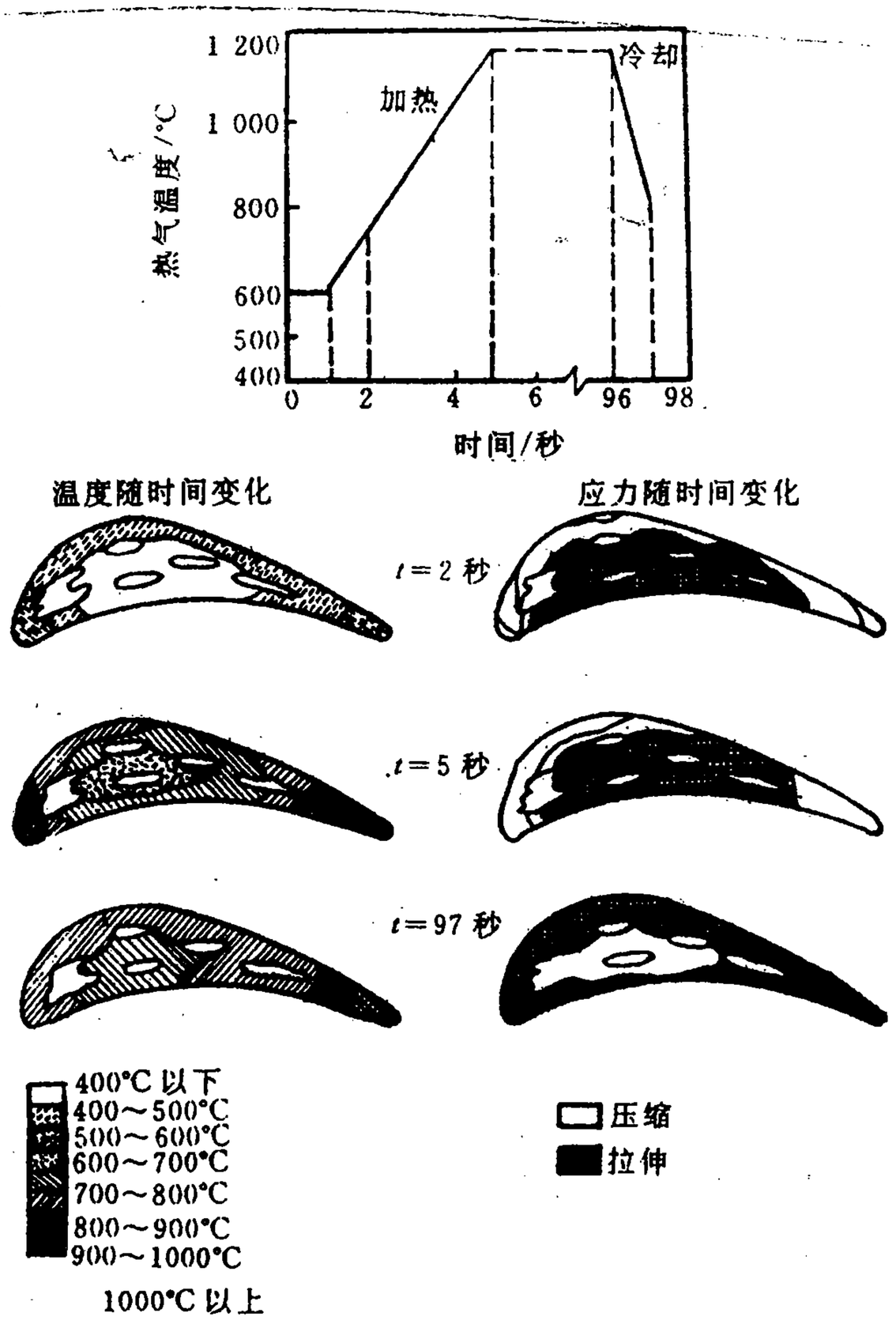


图 4-66　过渡工作状态涡轮叶片截面温度及应力分布情况

$$t_o = t_{s0} - \triangle t$$

$\triangle t$的大小决定于榫头的结构形式、材料的导热系数以及榫头是否进行吹风冷却等，由试验确定。采用纵树形榫头，榫头不冷却时，$\triangle t$约为50～100°C。当通过榫头间隙强制吹风冷却或带有中间叶根吹风冷却时，$\triangle t$可达250～300°C。计算和试验表明，当燃气温度等于820～900°C时，轮缘温度约等于500～650°C，而中心温度约为200～400°C。

二、涡轮部件的冷却

涡轮部件冷却的目的是：

(1) 提高涡轮前燃气温度，以提高发动机的性能。在涡轮前燃气温度已确定的情况下，降低零件工作温度以提高零件工作的可靠性。

(2) 使零件内温度场均匀，以减小零件中的热应力。由前述可知，对叶片应重点冷却前、后缘，对涡轮盘，则应着重冷却轮缘。

(3) 由于零件的温度降低，可以使用耐热程度差的材料制造，从而降低零件的成本。

(4) 尽量将燃气和零件表面隔离，以避免燃气对零件表面的腐蚀。

在设计冷却系统时应该注意：

(1) 冷却效果要好。即采用冷却后所获得的效益要超过因使用冷却空气而使发动机推力减小的损失。

(2) 合理确定需要冷却的零件及零件中需要重点冷却的部位，使被冷却的零件内部温度场均匀，以免引起大的热应力。

(3) 根据冷却的需要，确定冷却气的来源，并组织好冷却通路，使不同压力、温度的冷却空气流路尽量不交混。冷却后的气体一般来说应尽量归入主燃气流；但当排出的冷却空气压力过低，无法排入燃气流时，必须用专门的导管引出机外。

(4) 采取措施节约冷却流量，防止在冷却过程中冷却气的泄漏。同时还要尽量简化结构，减轻重量。

冷却气一般多引自燃烧室的二股气流，有的也引自压气机中间级或风扇的出口。冷却气流量可根据估算及试验确定。根据现有中、小型发动机的情况，对于带冷却叶片的双级涡轮及带后轴承的单级涡轮，所用冷却气流量约为发动机总空气流量的2～4%。随着涡轮前温度的增加，冷却气流量不断增加，如CF6大函道比发动机，涡轮冷却空气总量竟占内函空气流量的14.49%。显然，冷却空气消耗量会影响发动机的性能。

下面介绍几台发动机的涡轮冷却系统，并分析其冷却流路的组织。

(一) 涡喷7乙发动机涡轮部件的冷却系统

涡喷7乙发动机冷却系统（图4-67）中冷却涡轮的空气主要分三路。

1. 从火焰筒与燃烧室外壳之间引来的燃烧室第二股气流（G），对涡轮第一、二级导向器及第一级涡轮机匣进行冷却，冷却后的气流与主燃气流汇合。冷却第一级导向叶片的气流由第一级导向器壳体上的孔N流入导向叶片内的导流管D；D管内的另一部分气流来自导向器内环上的孔I（火焰筒与燃烧室内壳间的二股空气），由管下部流入，然后由D管前部若干小孔喷出，对叶片前缘内表面进行冲击冷却后，经过承力辐条及导流片和叶片内壁形成的通道，除对叶片内壁进行冷却外，还对承力辐条进行冷却。冷却气最后由叶片尾缘的若干小孔流入主燃气流（参看图4-55）。

等，既要

制度

情况

点冷

本。

动机

内部

温度

的冷

简化

令却

叹级

号轮

与内

级

片流

D

片

片

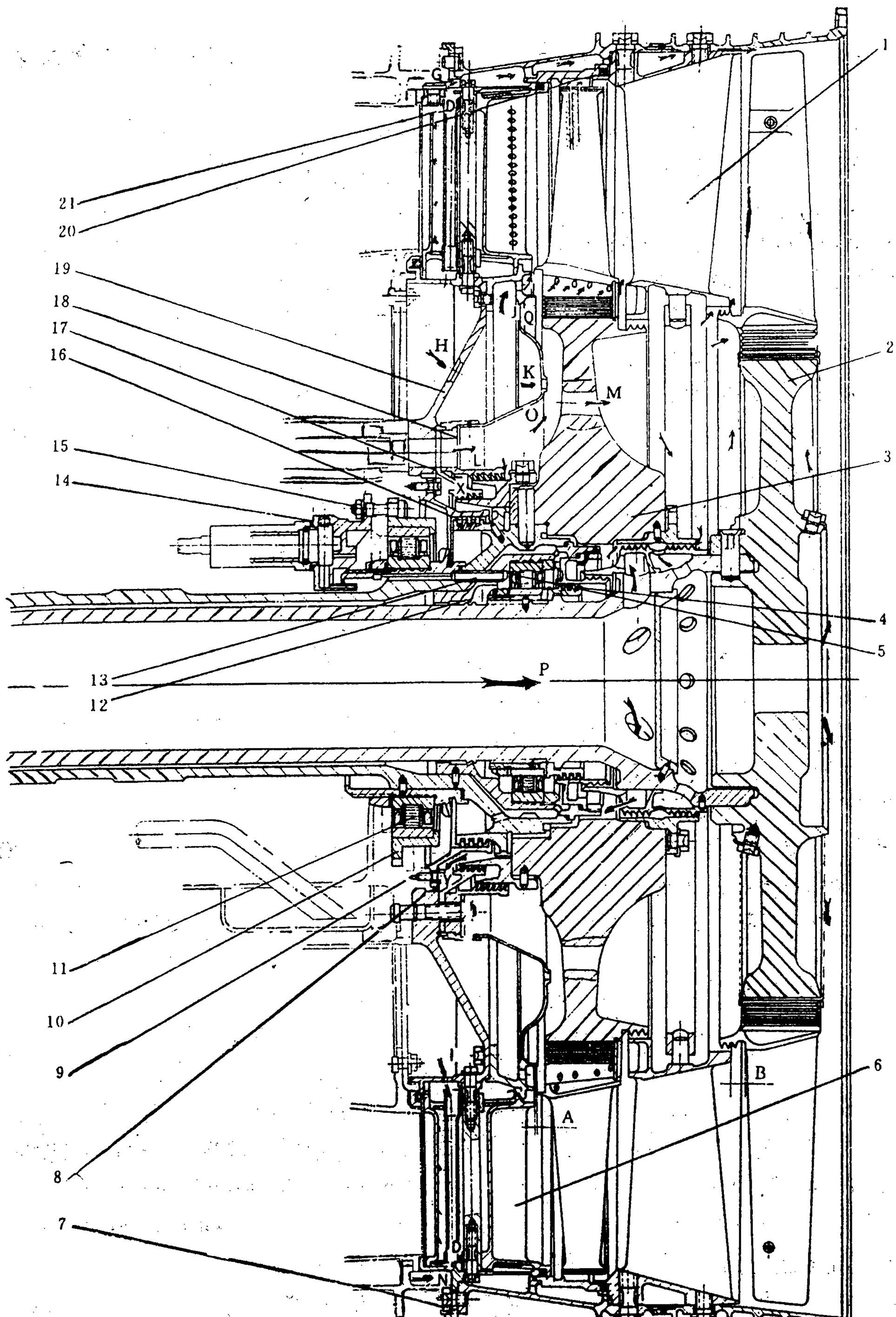


图4-67　涡喷7乙发动机涡轮冷却系统图

1. Ⅱ级涡轮导向器；　2. Ⅱ级涡轮转子；　3. Ⅰ级涡轮转子；　4. 封严圈；　5. 低压涡轮轴；　6. Ⅰ级涡轮导向器；　7、8. 螺钉；　9. 衬套；　10. 后轴承座；　11. 后轴承；　12. 后中介轴承；　13、14. 喷油嘴；　15. 螺栓；　16. 封严圈；　17. 封严套；　18 封严壳体；　19. 内支承；　20、21. 封严绳

2．从火焰筒与燃烧室内壳之间流来的燃烧室第二股气流H，通过第一级导向器内支承上的孔流入导气盆内腔，然后一部分向外流动通过外缘小孔Q喷向一级轮缘，流向第一级工作叶片中间叶根的空腔，然后流入叶片的冷却孔对叶片进行冷却，同时这股空气还对轮缘进行冷却；另一部分由孔K流出，流向一级盘前面。这股气流与用两根管子引来的压气机第六级后的空气L混合，混合后的空气O又分两路。一路沿径向向外流，冷却第一级轮盘前侧后由中间叶根两侧开的孔进入第一级工作叶片进行冷却，冷却叶片后的空气由叶冠处甩出和主气流混合；另一路穿过第一级盘上的孔M后进行下述零件的冷却。

（1）冷却第一级盘背面后，由第一级盘上的篦齿和第二级导向器所形成的封严间隙中漏出一部分，可以阻隔热燃气进入轮盘间的空腔。

（2）冷却第二级盘前面后，流过第二级工作叶片榫头与轮盘榫槽间的间隙，对榫头进行吹风冷却，然后流入主燃气流。其中一小部分通过二级盘上篦齿和二级导向器间的封严间隙漏入主燃气流。

（3）向内流过装在低压涡轮轴上的五道封严篦齿。由篦齿及轴上的孔并经过二级盘的中心孔流至二级盘后，冷却二级盘的背面，最后流入主燃气流。

为防止高压的冷却气L通过高压涡轮轴承的密封装置漏入高压涡轮轴承腔，对轴承工作不利，在第一级轮盘前端装了一个外篦齿封严圈。通过此封严装置漏入的空气，流入内、外篦齿封严之间的空腔X中，然后用8根ϕ16的导管引入后卸荷腔排出发动机外（在地面状态下后卸荷腔内的压力为171.6kPa）。

3．从压气机第三级后引来的空气P，经过低压轴上的孔和篦齿封严圈前斜面的孔，沿着高压轮盘中心孔与高压涡轮轴之间的槽流到空腔Y，然后用4根ϕ16的管子通向前面的空气收集器，再用一根带限压孔的导管通大气（地面状态下收集器中的压力为107.9～142.2kPa）。这股气流使中介轴承处于它的包围中，减少了高压涡轮盘向中介轴承的传热量，改善了中介轴承的工作条件。空气收集器不直接通大气，而要保持107.9～142.2kPa压力，是为了保证高、低压轴承的涨圈封严环处内、外有一定压差，保证涨圈的封严作用。

（二）CFM56发动机涡轮部件的冷却系统

CFM56发动机涡轮部件冷却系统（图4-68），冷却涡轮的空气主要分六路。

1．在低压转子后中介机匣内壁上开孔，用一根引气管将空气引至风扇后轴承及高压压气机前轴承之间，进行封油后，气体沿轴向在低压轴和高压轴内引气套之间向后流动，穿过高压涡轮后轴上的孔，在高、低压涡轮轴承周围形成冷气包围圈，并防止油腔漏油，最后由排气夹腔排入尾锥进入大气（图4-69）。少量气流经低压轴内段隔热筒上的小孔，进入轴承最外隔热层，最后由弯成90°的外排气管排入尾锥内。漏入油腔的少量气体，由低压涡轮轴承后的油气分离器内孔进入轴内套管，然后排入尾锥进入大气。

2．在高压压气机进口导流叶片前缘根部沿圆周开孔，引气至高压前轴承后侧，进行封油后，气体经高压压气机前轴上的引气孔进入高压转子内腔，对高压压气机的后几级盘进行冷却，然后穿过高压涡轮后轴及低压涡轮轴上的引气孔，进入低压涡轮轴后腔，冷却低压涡轮第三、四级盘。其中一部分气流，经盘鼓间连接螺栓处的槽，进入挡板与鼓间的通道，对轮缘进行重点冷却（图4-70）。这股气流最后大都流入主燃气流。少量由篦齿漏过的气流，和第一股气流的小部分混合，最后经弯成90°的外排气管排入尾锥。

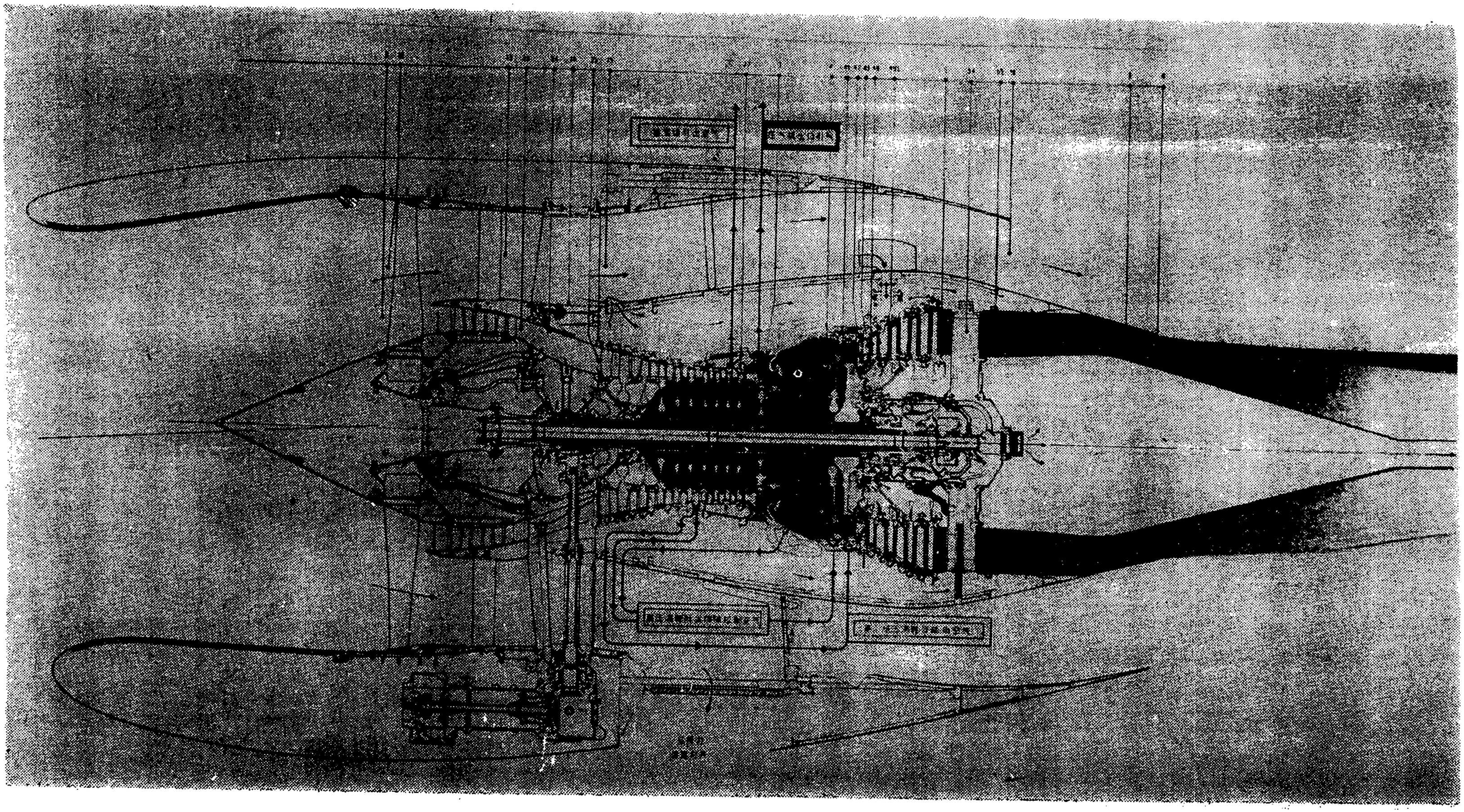


图4-68　CFM56发动机冷却系统图

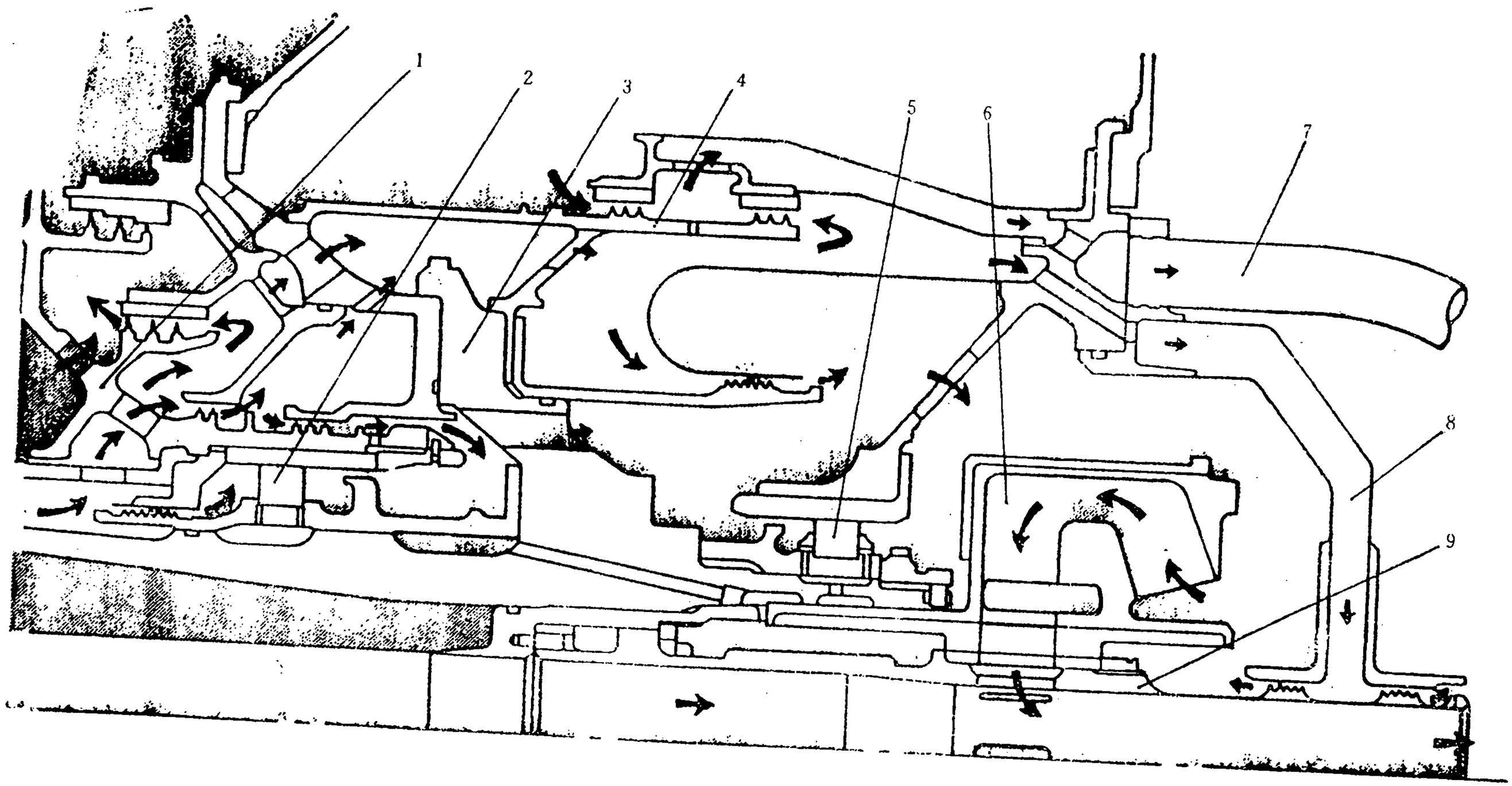


图4-69 CFM56涡轮后支点冷却流路

1. 高压涡轮后轴； 2. 高压涡轮后中介轴承； 3. 低压涡轮后轴； 4. 隔热筒；
5. 低压涡轮轴承； 6. 油气分离器； 7. 外排气管； 8. 排气夹腔； 9. 轴内套管

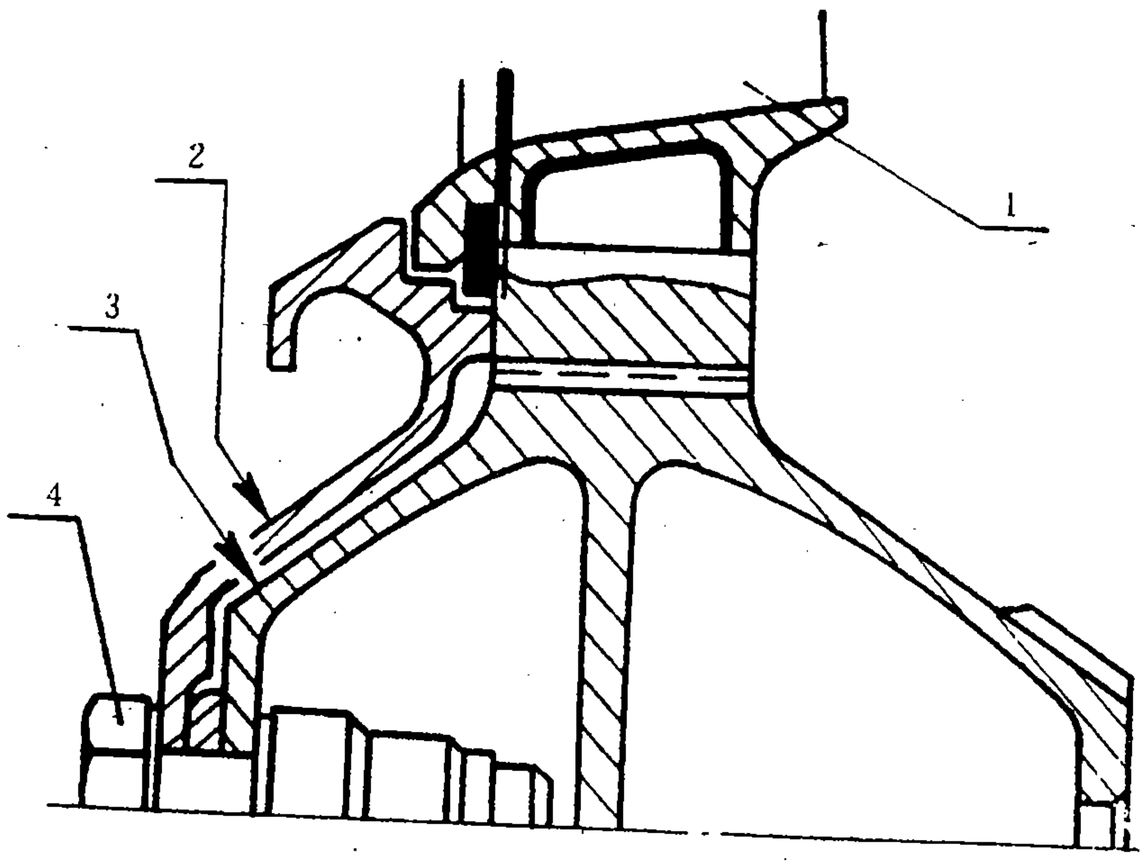


图4-70　CFM56低压涡轮盘的轮缘冷却

1．工作叶片；　2．挡板；　3．轮盘鼓筒；　4．连接螺栓

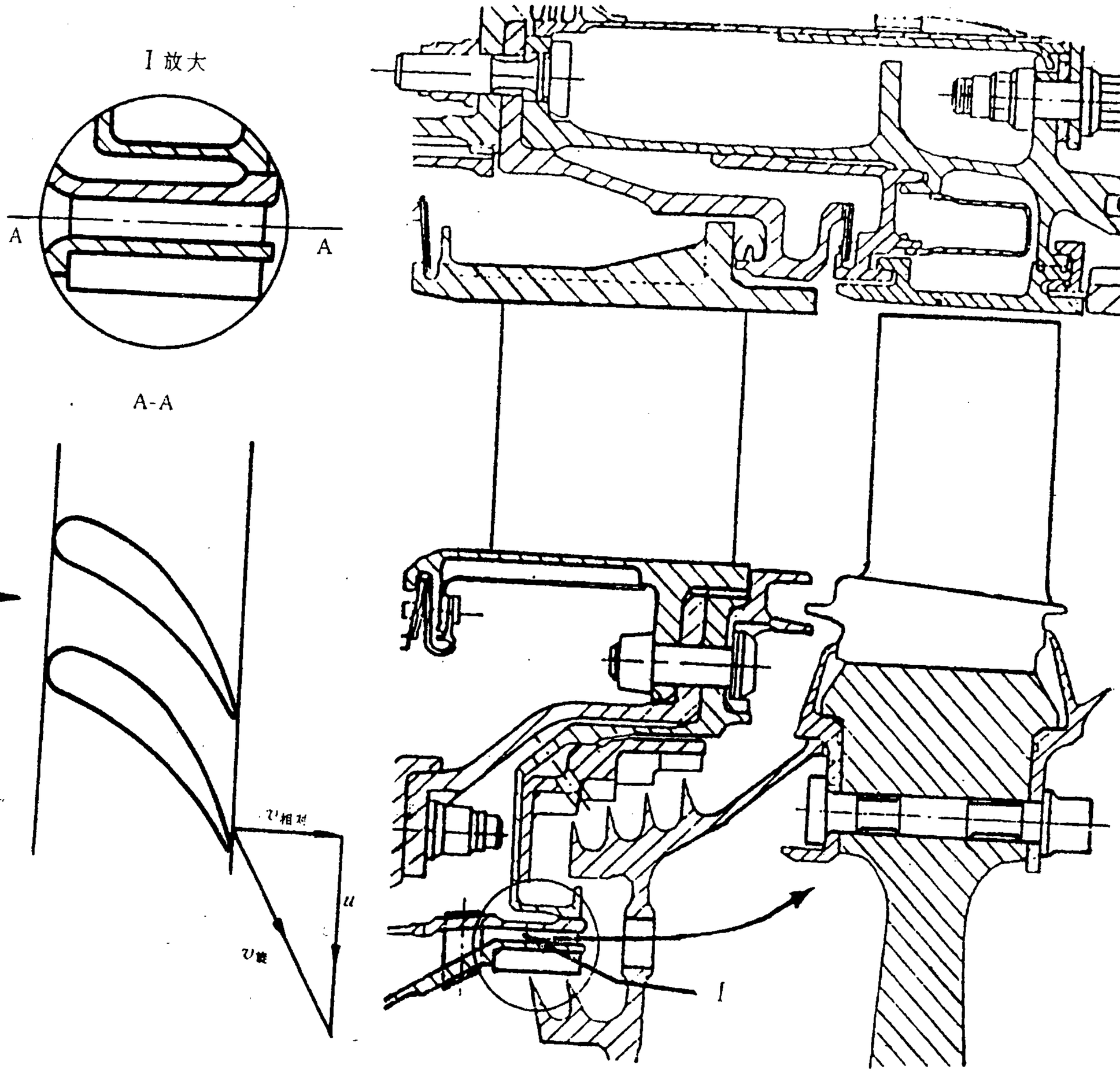


图4-71　CFM56高压涡轮工作叶片冷却气的引入

3．从燃烧室后部中心引气口引来的二股气流，经过高压篦齿封严盘前的预旋喷咀流过封严盘孔（见图4-71），进入篦齿封严盘和高压盘间的空腔，然后顺着封严盘外缘到达

盘缘，进入叶片中间叶根两侧，流入空心叶片内，冷却叶片后，从叶片的尖部、尾缘以及叶身上很多的气膜小孔进入主燃气流。进入叶片的冷却空气如带有杂质，将会堵塞叶片上的气膜小孔。冷却空气经预旋喷咀流过封严盘孔时，借离心力的作用，可分离气流中含有的杂质。试验证明它可分离气流中85%的杂质。图4-71中放大图Ⅰ表示预旋喷咀的结构。预旋喷咀是一圈小型导向叶片，叶片间的通道呈收敛形。叶片后缘向轮盘旋转方向偏斜一个角度。角度的设计应保证进入篦齿封严盘孔的气流方向呈轴向，以减小气流的损失。此外由于喷出的气流在预旋喷咀中膨胀降温，使冷却气流的温度也得到一定的降低（据称可降低温度40～60°C），因而大大改善了冷却效果。类似的措施在很多发动机（例如斯贝、RB211、P29-300等）中得到采用。燃烧室的二股气流还从高压第一级导向器的上、下两端进入导向叶片内，对叶片进行冷却，然后由叶片前后缘的冷却孔排入燃气流中。

4．根据发动机不同工况的要求，从高压压气机的第五级和第九级分别引气，用导管输送至高压涡轮机匣外的集气室，对高压涡轮机匣进行主动间隙控制。

5．由高压压气机五级后引来的气对低压涡轮第一级导向器进行冷却。进入导向叶片的冷却气，一部分从叶片上的小孔排入燃气，另一部分向中心流入低压涡轮轴前腔，冷却高压涡轮后侧及低压一、二级盘。和低压三、四级盘一样，也有冷气通过挡板与盘鼓之间的缝隙对轮缘进行重点冷却，最后排入主燃气流。

6．当外函气流流经低压涡轮外部的通道时，用一根引气管引入一股气流，然后流至环绕在低压涡轮机匣外的六根冷却管，管上开有很多小孔，空气从小孔中喷出，对低压涡轮机匣进行冷却，以减小径向间隙。

由于冷却气路多，CFM56所用冷却气流量也较大，估计约占发动机总流量的14%左右。为了节约冷却气流量，该机对引气过程中的封严十分注意，增加很多密封装置及密封片，这无疑会使发动机结构复杂，重量加大。

第五节　涡轮主要零件的材料及其表面防护

涡轮部件的工作条件十分恶劣，它的主要零件不仅比压气机零件承受着更大的机械负荷，而且还承受着很大的热负荷以及燃气的腐蚀。随着涡轮前燃气温度的不断提高，尽管有先进的冷却技术，但对材料的要求也愈来愈高。

涡轮主要零件对材料的要求是：

（1）在高温下要有高的持久强度、蠕变强度和疲劳强度。

（2）在高温下抗氧化及耐腐蚀性能好，即具有高的热稳定性。

（3）具有符合要求的物理性质，如热传导系数大，线膨胀系数小，比重小等。

（4）工艺性好。

下面分别列举各主要零件通常使用的材料及表面防护方法。

一、涡轮工作叶片和导向叶片

本世纪50年代的航空燃气涡轮发动机涡轮前燃气温度较低（低于900°C），工作叶片多

采用镍基合金，锻造后机械加工而成，如GH33、GH37、GH39、Waspaloy、Nimonic 80A等。随着材料耐热程度的提高，合金的塑性降低，使锻造加工愈来愈困难，因而60年代以后的发动机多采用精密铸造叶片。高温铸造合金不仅耐温程度进一步提高，而且容易满足各种冷却通路的要求，同时还能减少机械加工量，提高原材料利用率。

普通铸造合金如K3、K5、K17、IN100、B1900、Rene 80、ЖС6К等材料可以用于900～950°C温度下工作的工作叶片，而K19、K20、Mar M002、Rene 125、ЖС6Ф等材料则可用到950～1000°C左右。以上材料若用于制造导向叶片，则可提高温度50°C左右。

定向凝固技术的应用是涡轮叶片材料的又一次变革。定向凝固叶片（又称定向结晶叶片）是使叶片上强度最大的方向与叶片受力最大的方向相平行的一种叶片。它在纵向比普通精铸叶片具有更高的断裂强度，更好的热疲劳强度，更好的塑性及更小的裂纹扩展率，因此它能更好地满足高温长寿命涡轮的要求。目前已经使用和正在研制的定向组织的叶片有以下几种：

(1) 定向凝固的柱状晶叶片；
(2) 定向凝固的单晶叶片；
(3) 定向凝固的共晶叶片；
(4) 定向再结晶的微晶叶片；
(5) 定向再结晶的氧化物弥散强化合金；
(6) 钨纤维增强的定向复合材料。

其中应用最广的是柱晶叶片，从1969年首次在美国的TF30发动机上应用以来，已先后在F100、JT9D、PT6、TFE731等一批发动机上获得应用。其中应用最成功的材料为PWA1422（即Mar M200+Hf）。英国和苏联也分别在RB211及HK-12等发动机上采用了此种叶片。我国现在也已研制出DZ3、DZ5、DZ22等一批合金。单晶叶片目前也已在JT9D-7R4、PW2037、PW4000、F100衍生型等发动机上得到应用。材料牌号是PWA1480(Co5.0—Cr10—Al5—Ti1.4—Ta12—W4.0—C0.02—B0.001—Zr0.003)，经数百万飞行小时的实践考验，证明这种材料的叶片工作性能良好，并可取得明显的经济效益。如JT9D-7发动机的涡轮前温度原为1 204°C，采用了柱晶叶片后，其涡轮进口温度提高到1 315～1 350°C，而采用单晶叶片的JT9D-7R4H1型的涡轮进口温度提高到了1 471°C（1 744K）。进口温度每提高50°C，约可节省燃油1%。

氧化物弥散强化合金是用粉末冶金方法把惰性的氧化物质点加入金属或合金中，使其在（0.7～1）T_m（熔点的绝对温度）范围内强化。它是工作温度在1 000～1 300°C范围内使用的高温合金材料。除具有好的强度性能、抗腐蚀性能外，其焊接性能也很好。但目前这种材料还不够成熟，已研制出的材料MAT54合金，在F101及F404发动机上，用来作涡轮导向叶片及环形件，工作温度约为1095°C。

其它三种定向组织叶片则尚处于研制阶段。

高温陶瓷合金由于有耐高温（2000°C左右），抗腐蚀，抗磨损等特性，数十年来一直吸引着人们的注意力，近几年来也取得了较大的进展。用碳化硅和氧化硅陶瓷所制成的涡轮叶片和导向叶片已经在一些小型燃气涡轮发动机上进行试验、试车。但仍有一些重大的技术问题（如脆性等）需要研究解决。

表4-6　几台发动机涡轮主要

零件 \ 型号	WP6	WJ6	WP7乙	SPEYMK202
工作叶片	GH37（1,2级）	K3（1,2级） GH33（3级）	高压： K17 低压： GH49	高压： MarM002 （1,2级） 低压： N105(1级) N80A（2级）
导向叶片	K1（1,2级）	K3（1级） TL-1（2,3级）	K3（1,2级）	高压： HS31（1级） C1023（2级） 低压： C1023（1级） C130（2级）
轮盘	GH 36（1,2级）	GH135（1,2级）	高压： GH135 低压： GH33	高、低压： N901
轴	40CrNiMoA	40CrNiMoA	高压： 40CrNiMoA 低压： 18CrNiWA	高压： S/CMV 低压： N901
涡轮机匣	1Cr18Ni9Ti	GH132	GH34（机匣） GH30（衬环）	N901

零件所用的材料及涂层

JT9D	CF6-50	CFM56	F100-PW-100
高压： PWA1480单晶(1级) B-1900 Alloy 713 无冠的顶部涂Co—Cr—Al—Y叶冠间涂碳化钨榫根涂镍+石墨	高压： Rene 80 (1,2级) 涂 Codep B,B-1 低压： Rene 77 (1～4级) 叶冠间涂 Cr2C3 榫根涂 Cu—Ni—In	高压： Rene 125 低压： Inco 100 (1级) Rene 77 (2～4级) 涂CM64型涂层	高压： MarM200+Hf定向合金 低压： Inco 100
Mar M 500 B 1900 Alloy 713 叶身及缘板表面涂Co—Cr—Al—Y	高压： X-40 (1级) Rene 80 (2级) 涂 Codep B 低压： Rene 77 (1～4级) 1～3级叶身涂： Codep C	高压： X-40定向凝固 表面渗铝 低压： IN 100(1,2级) Rene 77 (3～4级)	高压： MarM200+Hf(1级) IN 100 (2级) 低压： IN 100
高压： PWA 1100 粉末冶金 低压： Incoloy 901	高压： Inco 718 低压： Inco 718	高压： Rene 95 粉末冶金 低压： Inco 718 非配合表面喷丸	IN 100 粉末冶金
	高压： Inco 718 (前、后轴) 低压： Inco 718 (前、后轴)	高压： Inco 718 (前、后轴) 低压： Marage 250 非配合表面喷丸	
Incoloy 901 低压封严衬段和隔圈表面涂碳化铬	高压： Inco 718 (机匣) Rene 41 (衬段) 带Bradally 502 Filler 易磨表面 低压： Inco 718 (机匣) Rene 41 (衬段) 带蜂窝	高压： Incoloy 903低膨胀高温合金 (机匣) Rene 77 (衬段) 内表面涂： CoNiCrAlY 易磨涂层 低压： Inco 718 (机匣)	Inco 718

叶片表面的防护，一般采用铝化物涂层，使叶片外层形成Al_2O_3，阻止氧向基体合金中扩散，借以提高叶片表面抗腐蚀和抗氧化的能力。但当燃气温度高于1000°C时，则要在铝涂料中添加Cr、Si、Ta、Y等元素，以防止铝化物涂层向基体合金扩散，损坏基体合金的机械性能。

工作叶片榫头与轮盘榫槽相互配合面一般涂Cu—Ni—In陶瓷涂层或镍＋石墨涂层，可防止零件间互相胶着，并可起一定密配和减振的作用。

带冠叶片的叶冠摩擦面一般涂碳化钨或碳化铬陶瓷涂层，以抗磨损。

涂层的喷涂工艺，一般采用爆炸喷涂或等离子喷涂。

二、涡轮盘

常用的涡轮盘材料有：GH34、GH33、GH36、GH132、GH135以及国外材料A-286、Incoloy901、Waspaloy、Inconel718、ЭИ415、ЭИ481、ЭИ-437等。

近年来很多发动机采用粉末冶金热等静压制造的涡轮盘。它不仅提高了强度及断裂性能，而且大大提高了材料的利用率（一般粉末冶金方法的材料利用率是40～45%，而普通锻造仅有5～10%），降低了零件的成本。常用的合金牌号为：AF115、Rene 95、Astroloy、IN100、Merl-76、Waspaloy等。

有些发动机在轮盘非配合表面进行喷丸处理以提高疲劳强度并消除表面裂纹。

三、涡轮轴

涡轮轴常用优质合金钢40CrNiMoA或18CrNiWA、Incoloy 901、Inco 718等锻造制成。

为了改善材料的性能，提高材料利用率，降低成本，目前英美也将热等静压技术用于轴类零件，如在CFM56等发动机上采用Marage 250马氏体时效钢并进行热等静压处理。

四、涡轮机匣、衬段及导向器内外环

机匣及导向器内外环多采用适合于锻压或滚轧的铁基或镍基高温合金焊接和机械加工制成。常用的合金牌号是GH34、GH132、Incoloy 901、Inco 718。

近年来为了保证涡轮叶尖的径向间隙，开始采用低线膨胀系数的合金制作涡轮机匣，目前已使用的材料为铁镍基合金Incoloy 903。

涡轮机匣衬段，比机匣承受温度高，但不是传力件，为保证其自由热膨胀，一般多分成很多扇形段，有时还通气冷却，所以多用Rene 41、Rene 77等镍基合金精密铸造成，内表面还常涂有易磨涂层如Co-Ni-Cr-Al-Y等。

表4-6给出几台发动机涡轮主要零件所用的材料及涂层。

表4-7给出涡轮主要零件常用的高温合金牌号及其应用范围。

表4-7 涡轮主要零件常用高温合金及其应用范围

类别	中国牌号	对应的外国牌号	主要用途
铸造合金	K11	ВЛ7-45Y	在700～800°C下工作的工作叶片；在800～850°C下工作的导向叶片
	K12	ЖС3，С130	
	K1	AHB-300	在800～850°C下工作的工作叶片； 在850～900°C下工作的导向叶片
	K6	GMR-235D	
	K23	C1023	
	K8 (TL-1)		我国自行研制的铁基铸造合金，可代替K1，K12
	K10	ЛК4	在900°C以下工作的导向叶片
	K2	ЖС6	在850～900°C下工作的工作叶片；在900～950°C下工作的导向叶片
	K3	ЖС6К	
	K5	ЖС6КП	在900～950°C下工作的工作叶片； 在950～1 000°C下工作的导向叶片
	K9	B-1900	
	K17	IN-100	
	K002	Mar M002	在950～1 000°C下工作的工作叶片； 在1 000～1 050°C下工作的导向叶片
	K19H	Rene 125、ЖС6Ф	
	DZ3	ЖС6КНК	定向凝固柱晶合金，用在900～1 100°C下工作的工作叶片及导向叶片
	DZ5	PWA 1460	
	DZ22	PWA 1422	
	X-40	X-40	
		PWA 1480	定向单晶合金，用在高于1 000°C下工作的工作叶片及导向叶片
锻造合金	GH34	ЭИ415	在500°C以下工作的轮盘及环形件
	GH36	ЭИ481	在650°C以下工作的轮盘及承力环等
	GH132	A286	
	GH901	Incoloy 901，N901	
	GH33	ЭИ437Б Nimonic 80A	在700°C以下工作的工作叶片；在750°C以下工作的涡轮盘等零件
	GH135		
	GH141	Rene 41	在800～850°C下工作的轮盘、轴、衬段、机匣等
	GH169	Inconel 718	
	GH738	Waspaloy	

续表 4-7

类别	中国牌号	对应的外国牌号	主　要　用　途
锻造合金	GH37	ЭИ617	在800～850°C下工作的工作叶片
	GH49	ЭИ929	在850～900°C下工作的工作叶片
粉末冶金		AF115	热等静压成形，可用于650～700°C下工作的轮盘及环形件
		IN100	
		Rene 95	
		MERL 76	
		Astroloy	
		Waspaloy	

第五章　燃烧室　加力燃烧室

第一节　燃烧室

一、概　述

（一）燃烧室的功用及其重要性

燃气涡轮发动机的燃烧室，是用来保证在各种飞行状态下，将燃料化学能转化为热能的装置。燃料在燃烧过程中所放出的热量，使流过燃烧室的空气温度提高。高温的气体流过涡轮和尾喷管时，又使部分热能转变成动能。

燃烧室是发动机的重要部件之一。整个发动机工作的可靠性，在很大程度上决定于燃烧室工作的可靠性。例如：燃烧室出口局部温度过高，会引起涡轮叶片过热或烧毁；燃烧室的可靠性差及寿命短，会使发动机的使用性能及工作可靠性变坏；燃烧室的工作不稳定，会导致熄火而使发动机停车。此外，燃烧室工作情况的恶化，还会影响发动机的效率，例如：由于燃烧过程组织不好，会使燃烧室中的损失增加和燃油消耗量增大，同时还会在火焰筒壁及涡轮叶片上产生积炭。火焰筒壁上的积炭使筒壁冷却变坏，造成过热、变形、甚至开裂；涡轮叶片上的积炭使叶片的气动性能变坏，降低涡轮效率，并影响发动机转子的平衡。因此，应仔细的进行燃烧室设计，并须经数百次甚至上千次试验进行修正。

（二）燃烧室工作过程及其工作条件

1. 燃烧室工作过程

在燃气涡轮发动机燃烧室内，组织燃烧过程的主要特点是：压气机后气流流速高（100～150米／秒），且余气系数很大（3.0～4.5）。当飞行条件和工作状态改变时，余气系数α还要大得多，如猛收油门时，$\alpha>40\sim50$。在这样恶劣的条件下，要保证燃烧室内混合气稳定完全燃烧，在目前燃烧室设计中都采用了以下基本措施：

（1）空气分股

目前限于涡轮叶片材料的耐热性能，对不冷却的涡轮叶片，燃烧室出口温度不能超过1150～1250K；对采用了有效冷却的涡轮叶片，允许达到1500～1650K。这相当于在余气系数$\alpha=3.0\sim4.5$的条件下，航空煤油完全燃烧所能达到的温度。但是，在这样的贫油混合气中，稳定燃烧是不可能实现的。为了解决稳定燃烧和涡轮前燃气允许温度对混合气成分要求不一致的矛盾，目前燃烧室都毫无例外地采用“空气分股”的措施。具体结构是在燃烧室内安装有火焰筒。空气分为两股：第一股气流约占总空气量的1/4～1/3，从火焰筒头部进入，与燃油混合，组成适宜于燃烧的混合气（$\alpha=0.7\sim1.0$），进行燃烧，燃气温度高达2000°C以上；其余，第二股气流经火焰筒外围流过，从火焰筒中部和后部的大孔进入与燃气掺合，使燃气温度降低到涡轮前允许值，并对燃烧室的零、组件进行冷却。

（2）反向回流

在气流中，保证稳定燃烧的必要条件是混合气的燃烧速度不小于气流速度。为了保证稳定燃烧，必须降低流速和提高燃速。在现有燃气涡轮发动机燃烧室进口都有扩压器，以降低火焰筒入口处的气流速度。进入火焰筒内参与燃烧的第一股气流还要继续扩压减速。在火焰筒头部设有火焰稳定器，形成回流区。这样，火焰筒燃烧区中心的流速低，形成稳定的火源；外围流速高，加强了对火焰筒壁的冷却。同时高温燃气的倒流，还促进了燃油的蒸发和空气的混合，提高了燃烧速度，并点燃了后续的混气。

（3）在燃烧区内形成非均一的混合气

从直观上讲总觉得油气掺混得愈均匀愈好。事实上正好相反，在均匀掺混的混合气中，保证稳定燃烧的工作范围是非常有限的。例如当混合气温度为150～200°C、流速为20～30米／秒时，保证稳定燃烧的余气系数的范围为0.4～0.5（富油极限）到1.3～1.5（贫油极限）。而燃烧室在实际工作中，余气系数的值远远超出上述范围，所以在燃烧室内进行均匀混合气的燃烧是不可能的。非均匀混合气是指在燃烧区内，各点的余气系数是不一样的（余气系数为0～∞）。这样，当飞行条件和工作状态改变，如猛收油门时，原来的可燃区变为无法燃烧的贫油区，但原来的富油区却变为可燃区，使得无论飞行条件和工作状态如何变化，在燃烧室内总是存在着局部的可燃区。造成非均匀混合气的具体措施是从燃油喷咀喷出的油粒大小不一，小油粒先蒸发，大油粒一面流动，一面吸热、蒸发。在回流气体的掺混作用下，形成非均一的混合气分布区。燃烧过程首先在最有利的余气系数为0.7～1.0区域内进行，然后蔓延到整个燃烧区内。

目前，所有燃烧室都是按非均匀混合气的燃烧原理进行工作的。因而燃烧区的工作范围，对于混合气成分而言大大地扩大了。使得燃烧室在现有飞行条件和工作状态下都能够稳定可靠地工作。

2．燃烧室工作条件

航空燃气涡轮发动机上的燃烧室处在十分恶劣的条件下工作。

（1）燃烧室是在高速气流中及贫混合气情况下进行工作的。

（2）燃烧室是在大负荷及高温下工作。

燃烧室除了承受由气体压力、轴向力、惯性力产生的静负荷外，还受有交变力。交变力是由压气机和涡轮的工作中或在燃烧室燃烧过程中引起空气流或燃气流的脉动所产生的。此种交变力作用在燃烧室壁上，产生交变应力，因而会使燃烧室各部分产生疲劳裂纹。

在现代发动机中，燃烧室的外壁及某些发动机的内壁包括在发动机传力系统内，是发动机的一个承力件，因此它承受着很大负荷。

燃烧室壁在高温下工作，且有不均匀的温度场，会产生热应力，使其工作条件变坏，产生挠曲、变形。因此燃烧室壳体必须有足够的强度及刚度，常采用适当厚度的耐热合金钢板，并用压气机出口空气隔热冷却，保证可靠的工作。

（3）因为发动机在各种不同的飞行条件下及不同的转速下工作，所以燃烧室的工作状态变化很大。

在转速、飞行高度及飞行速度改变时，压气机出口的总压P_2^*、总温T_2^*和流速C_2均在很大范围内相应地变化，尤其是在迅速关小油门或增大油门时，由于发动机转子惯性的影响就会产生过渡贫油（$\alpha>40\sim50$）和过渡富油（$\alpha<2$）。要在上述复杂条件下组织燃烧过程，特别是在高速气流下保证稳定燃烧，必须采取稳定火焰和增大气流紊流的专门措施。

(4) 燃烧室内燃烧过程是复杂的物理化学过程。

在燃烧室内混合气的蒸发及混合过程是同时进行的。由于燃烧室内所发生的这些过程的复杂性，使我们很难分析及研究出燃烧室的计算方法或确定其模型试验规律，因此修正燃烧室的最可靠的方法是试验法——它是在特定的设备上，将燃烧室进行“冷”吹风、“热”燃烧，以研究燃烧室的工作情况以及在发动机上进行燃烧室试验。

（三）对燃烧室的要求

从上面所分析的燃烧室复杂的工作条件可知，要想设计出性能良好的燃烧室，应满足一系列的主要要求。航空燃气涡轮发动机燃烧室的主要要求如下：

1. 在飞机飞行包线内各种飞行速度、飞行高度以及在发动机一切工作状态下（其中也包括发动机工作状态的迅速转换），燃烧室应该保证稳定燃烧。

2. 在发动机的主要工作状态下，燃烧室应当保证具有高的完全燃烧度和最小的散热损失。换言之，燃烧室应该具有大的放热系数ξ_r。

对现代涡轮喷气发动机的燃烧室，在试车台条件下，最大状态工作时，$\xi_r=0.95\sim0.98$。

3. 燃烧室应当具有最小的流体损失。

评定燃烧室阻力的参数，最常用的是总压恢复系数σ_r^*。目前燃气涡轮发动机$\sigma_r^*=0.91\sim0.94$。

4. 燃烧室必须具有最小的外廓尺寸与重量，因此要求它有高的容热强度。

容热强度这个参数是从燃烧室容积的利用这个角度来衡量燃烧室的效率。体积容热强度的定义是燃烧室每小时放出的热量与燃烧室体积之比，因为容热强度与燃烧室中的压力有关，所以要计算单位压力的体积容热强度。在有限空间内组织高效率的燃烧是燃烧室的基本矛盾，这个矛盾是贯串在整个燃烧室设计中的一个基本问题。现代燃气涡轮发动机燃烧室的体积容热强度$Q=\ 1\sim1.86\times10^4$（焦耳／米^3·小时·帕）。燃烧室火焰筒的体积通常为燃烧室总体积的0.6～0.7，因此燃烧室火焰筒容热强度比整个燃烧室的容热强度大0.4～0.65倍。

燃气涡轮发动机燃烧室内的容热强度与其他热力发动机燃烧室和锅炉的容热强度的比较见表5-1。

从表中可以看出，航空燃气涡轮发动机燃烧室的容热强度很大，约为锅炉热力室容热强度的几十倍。

表5-1　各种燃烧室容热强度比较

燃烧室的用途	$Q\times10^4$焦耳/米^3·小时·帕
固定式重油锅炉	$(0.008\sim0.024)\times10^6$
重油机车的锅炉	$(0.06\sim0.1)\times10^6$
烧石油的船用锅炉	0.11×10^6
航空燃气涡轮发动机燃烧室	2.1×10^6 以下
冲压式空气喷气发动机燃烧室和燃气涡轮发动机加力燃烧室	$(5.2\sim10.3)\times10^6$

5. 应保证涡轮前沿的圆周上有均匀的温度场，沿叶片高度上温度应按需要的规律分布。为了减少涡轮导向叶片及工作叶片的过热及提高它们的工作可靠性，必须保证涡轮前沿圆周上有均匀的温度场，否则由于热负荷的不均匀，会增大涡轮叶片中热疲劳应力。

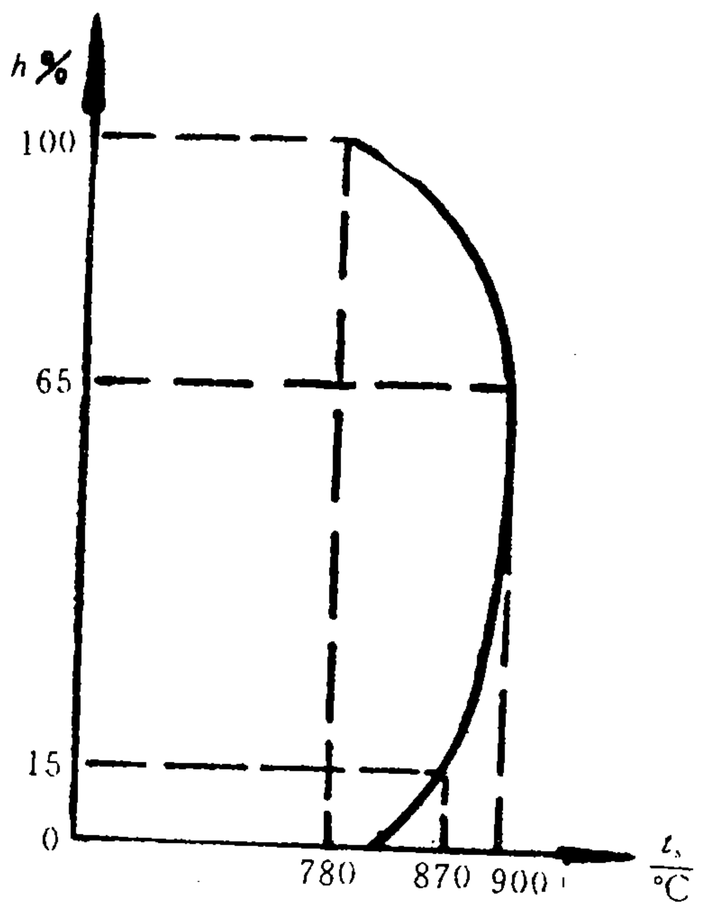


图5-1 燃气温度沿涡轮叶片高度的分布

温度沿叶片高度的分布，应能保证在最小的叶片重量下，在叶片的各个截面上得到给定的强度。从这个角度出发，温度沿叶片高度的分布应与应力沿叶片高度分布相适应。通常最大应力是在叶根截面附近或在叶根截面上，因此希望这些截面上的温度低于叶片中部的温度。

由于叶片的尖端较薄，对于不冷却的叶片来说，此处的燃气温度更希望降低，以提高叶尖部分的振动强度。

图5-1所示为燃烧室出口处所希望的燃气温度分布状况。

燃烧室出口处允许的燃气平均温度决定于叶片材料的热安定性、材料在高温下的强度以及是否冷却。

6. 在任何条件下（其中也包括在高空条件下，此时进入燃烧室的空气温度和压力都显著下降），燃烧室都应当能够迅速地和可靠地起动点火。这对于用于高空飞机的涡轮喷气发动机的燃烧室来讲更为重要，所以在这种发动机内必须设有高空的点火装置。

7. 燃烧室必须具有尽可能短的火焰，不让它接触导向器叶片，以避免叶片过热和烧坏。也使转子支点间距及发动机长度减小。

8. 燃烧室的构造应当保证在使用中检视与修理方便。在发动机的寿命期内，燃烧室应当可靠工作而无需修理。

由上可见，对燃烧室的要求是很高的。但是要使一台发动机的燃烧室能十分完美的满足所有的要求是很困难的。因此在设计时要对具体机种和型别作具体的分析并找出主要矛盾，针对主要矛盾提出要求，并提出解决的方法。例如运输机和重型轰炸机的发动机燃烧室突出的要求是放热系数ξ_r高，即需要有良好的经济性。又如高空高速歼击机的发动机燃烧室最主要的要求是外廓尺寸小和重量轻，高空起动性能好。因此必须满足这些主要要求，而后再照顾到一般要求。

二、燃烧室的构造

（一）分管燃烧室

分管燃烧室的结构特点是每一个管式火焰筒的外围都包有一个单独的外壳，构成一个分管，沿发动机圆周均匀地安装有6～16个这样的分管，各分管之间用传焰管联通，传播火焰和均衡压力。

涡喷5甲发动机的燃烧室就是分管燃烧室。它由九个分管组成。每一个分管均由燃烧室颈2、涡流器8、外壳1、3、火焰筒4和传焰管组成（图5-2）。燃烧室颈前端与压气机出气管17相联，两安装边之间有球面垫圈18，仅用两个螺栓联接。燃烧室颈后端用三十个螺

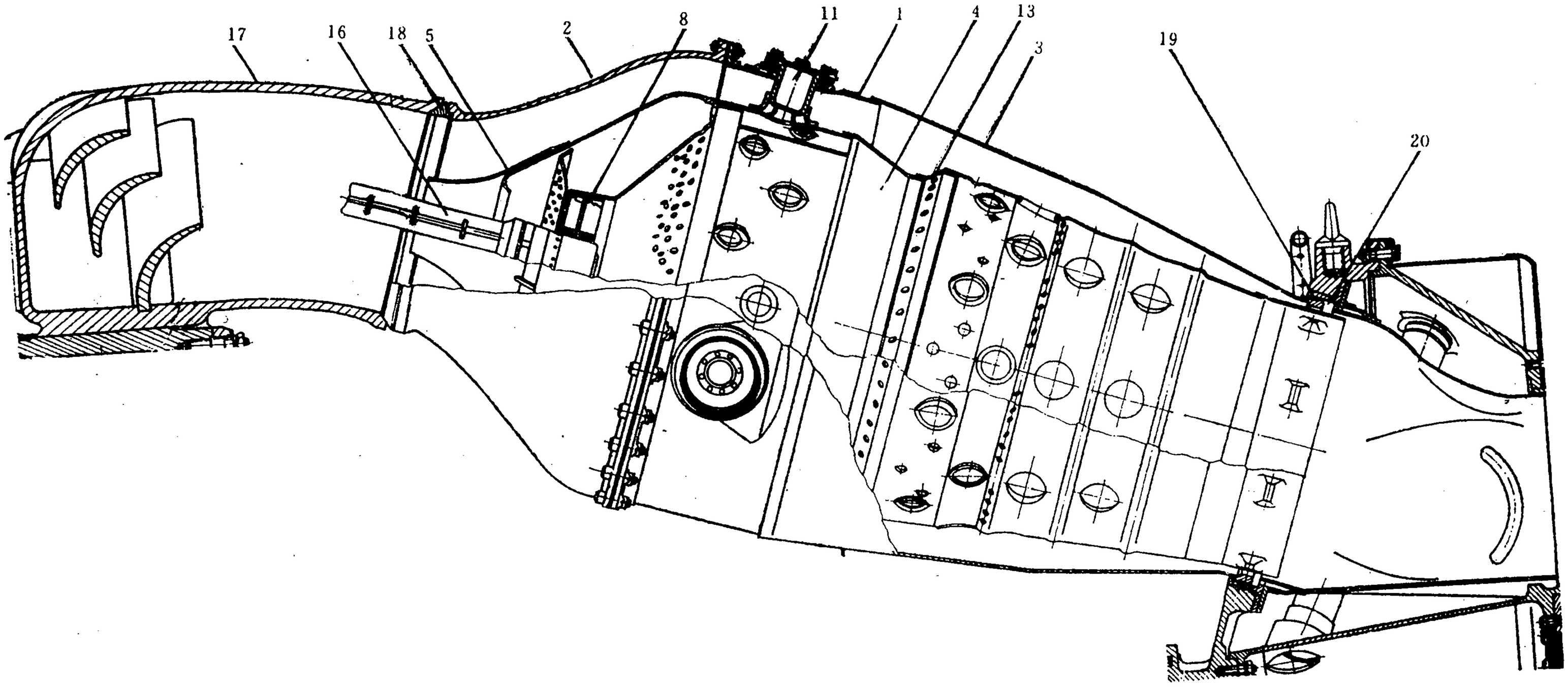


图5-2　涡喷5甲发动机燃烧室

1、3. 燃烧室外壳；2. 燃烧室颈；4. 火焰筒；5. 火焰筒圆锥罩；8. 涡流器；11. 空心固定销；13. 接合环；16. 喷咀；17. 压气机出气管；18. 球面垫圈；19. 燃烧室封严圈；20. 燃气收集器的转接安装圈

栓与外壳联接。外壳后端的封严圈19以不大的紧度插入燃气收集器镀铬的转接安装圈内，在轴向留有间隙。火焰筒用一个空心销11和两个传焰管在外壳上轴向定位，前端借插在涡流器内环中的喷咀16支持，后端借火焰筒尾端冲压出来的凸包在外壳上定心。由于涡喷5甲发动机采用离心式压气机，外径较大，因此九个分管与发动机轴线倾斜19°。在九个分管内仅安装有二个点火器，发动机起动时借传焰管将火焰传入其他分管。

分管燃烧室的主要优点是试验和修正比较容易，不需要庞大的试验设备；维护、检查和更换也比较方便，不需要分解整台发动机；从发动机总体结构安排上，与离心压气机的配合比较协调。因而，在早期发动机上，分管燃烧室得到广泛采用。

分管燃烧室的缺点是环形截面积的利用率低（仅70～80%），因而燃烧室内气流平均速度大，这对稳定燃烧是不利的，总压损失也较大；在高空依靠传焰管传递起动火焰，起动性能差；火焰筒表面积与燃烧室容积之比较大，因而火焰筒壁面气膜冷却所需空气量较多；燃烧室出口温度场分布不均匀；燃烧室较重；由发动机承力系统看，只能内传力。这些缺点使得分管燃烧室已不再使用。

（二）联管燃烧室

联管燃烧室的结构特点是将若干个管式火焰筒，沿圆周均匀安装在同一个内外壳体间的环腔内，相邻火焰筒燃烧区之间用联焰管联通。

图5-3示出涡喷7乙发动机的联管燃烧室的结构，它由十个火焰筒、燃烧室外套、环形扩压器（它由外套前部和内套构成）、隔热屏、火焰筒的联焰管和喷油咀组成。

环形扩压器的作用是使进入燃烧室的空气流速降低，扩压器的型面是按等压力梯度规律设计造型的。涡喷7乙发动机扩压器的扩压角较小，长度较长使出口流场比较均匀。为改善起动性能，在扩压器的外壁上左右两边装有两个放气活门，当发动机在起动过程中，放气活门是打开的，当高压转子转速达到最大转速48%时，放气活门便自动关闭，停止放气。

火焰筒是由带涡流叶片和导流罩的锥形头部、五段板料焊接的筒体和带安装边的燃气导管（出口截面为扇形）组成。火焰筒采用气膜式冷却（图5-4）。第二股气流除了从大孔进入火焰筒进行补充燃烧及掺合冷却之外，也从数排小孔进入并沿火焰筒壁内表面流动，形成一层气膜，使火焰筒壁对燃气隔热和冷却，以保护火焰筒。由于冷却孔的面积总和比缝隙的面积大，气流进入缝隙是加速流动，所以形成的气膜对筒壁进行了强迫冷却。这种冷却的效果很好，并且零件加工方便，重量轻。在现代航空燃气涡轮发动机上广泛采用这种气膜式冷却的结构。

火焰筒头部、五段筒体及燃气导管彼此之间用滚焊焊接，在各段筒体及燃气导管的焊接处，开有沿圆周均匀分布的二毫米宽的纵向切槽（图5-4），其作用是减少火焰筒在工作时由于前后段壁温不一致在焊缝处产生的热应力，并使焊接表面可以更加紧密贴合。另外开缝末端钻孔减少应力集中。

火焰筒的头部中有导流罩6（图5-3），空气可以从导流罩的孔中流入，排除喷咀3端面的积炭，也有利于头部的冷却。

在导流罩上焊有涡流叶片5，使通过的气流产生旋涡。在头部球头座8中加工出一个球形窝，其中装进一个与喷咀相配合的球形衬套7。球形衬套是用来补偿火焰筒和喷咀中心线可能产生的偏移，以及火焰筒热膨胀时可以沿轴向移动。

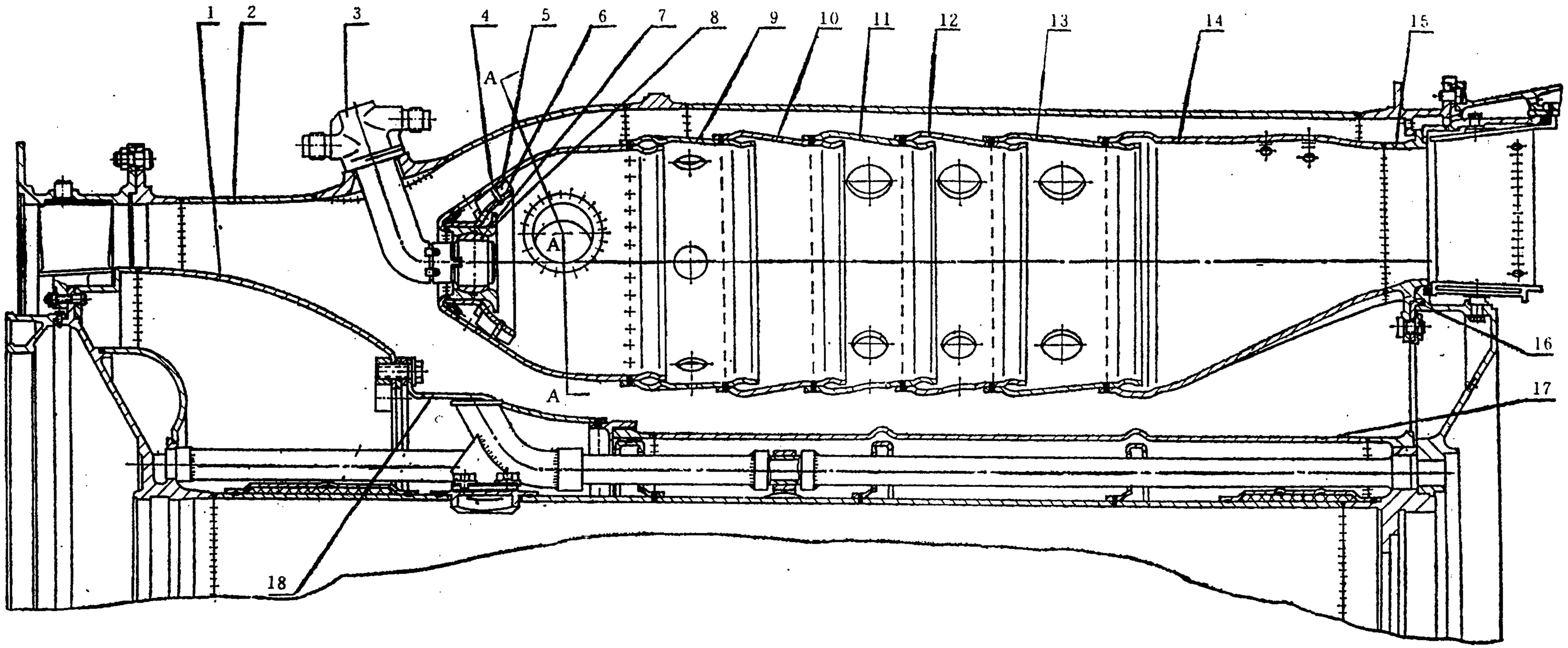


图5-3　涡喷7乙发动机燃烧室

1．内套；2．外套；3．喷嘴；4．头部；5．叶片；6．导流罩；7．球形衬套；8．球头座；9．火焰筒第一段；10．火焰筒第二段；11．火焰筒第三段；12．火焰筒第四段；13．火焰筒第五段；14．燃气导管；15．安装边；16．圆环；17．隔热屏；18．中套

火焰筒头部两侧有两个联焰孔，孔上焊有联焰管，用以沟通火焰筒的内腔（图5-5）。

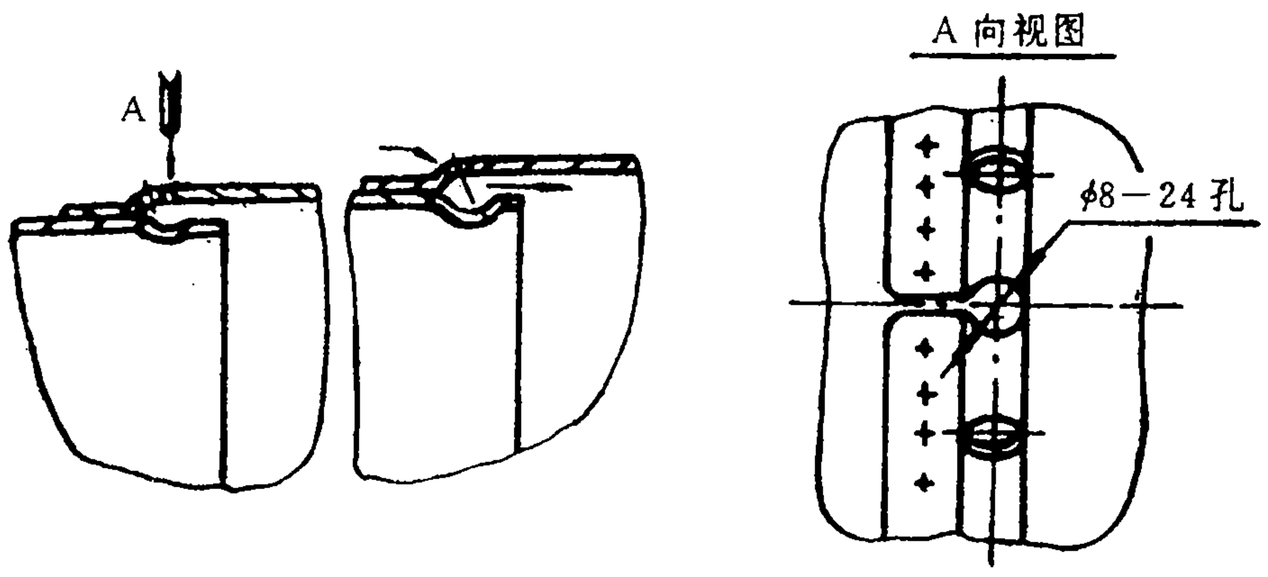


图5-4　火焰筒的气膜冷却

在第一、二号和第九、十号火焰筒之间的焰联管，还用来安装发动机起动系统的点火器的球面衬套。火焰经过联焰管从一个火焰筒传到另一个火焰筒中，并使火焰筒内的压力均衡。

在燃气导管出口处的扇形截面上有一安装边（图5-6）。安装边内环上有两个凸耳，通过凸耳利用螺栓把十个火焰筒固定在一个大圆环上。这个大圆环的作用是将十个火焰筒联成一体，并定位在第一级涡轮导向器内支承上。安装边的外凸边被夹在燃烧室外套和导向器外环的安装边之间，以防止轴向移动。

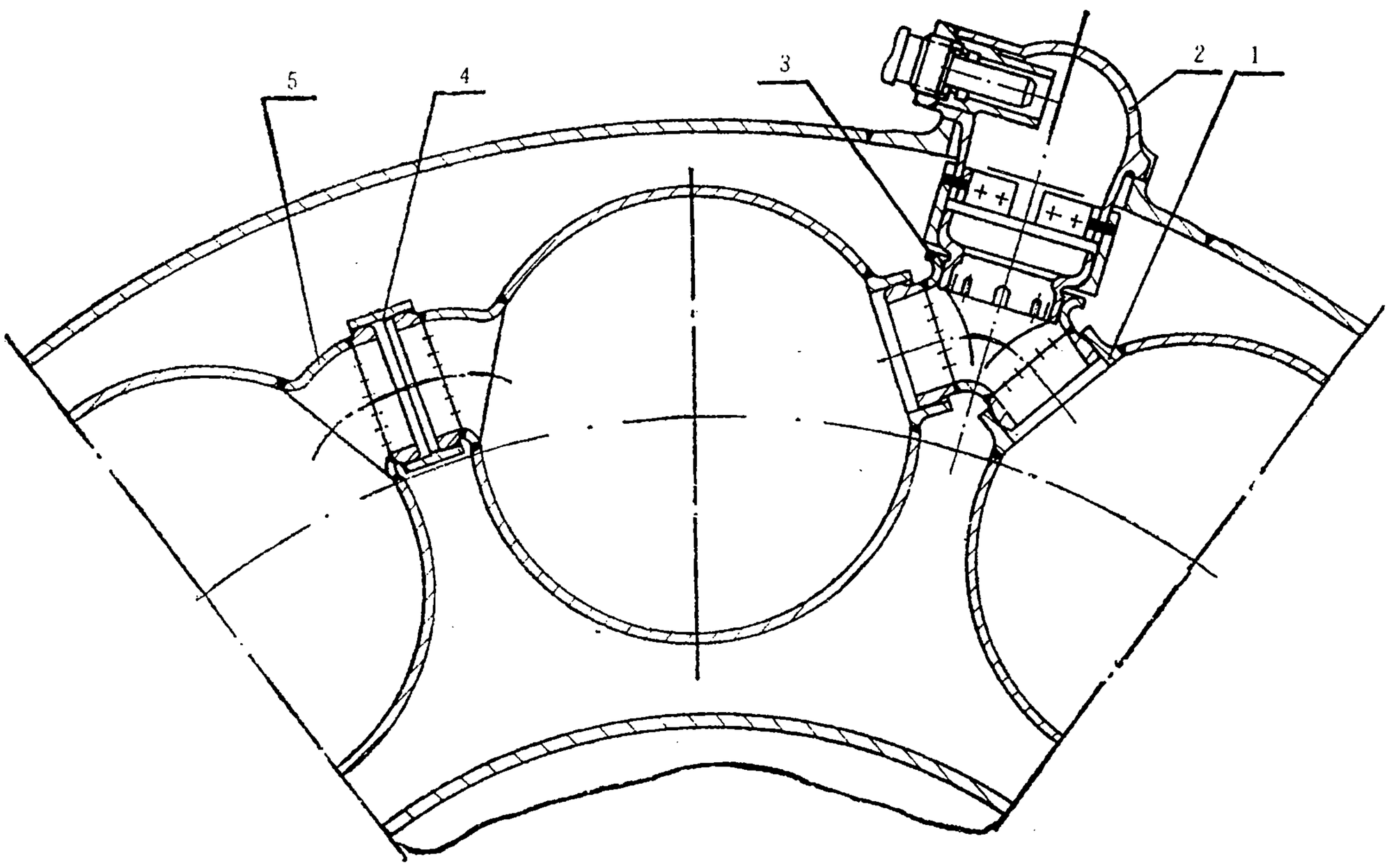


图5-5　燃烧室的联焰管

1．联焰管；2．点火器；3．点火器球面衬套；4．挡气圈；5．联焰管

燃气导管出口的扇形安装边，用氩弧焊或氢原子焊对接焊在燃气导管上。安装边上镀铜以防止它与相邻零件之间发生“粘合”。

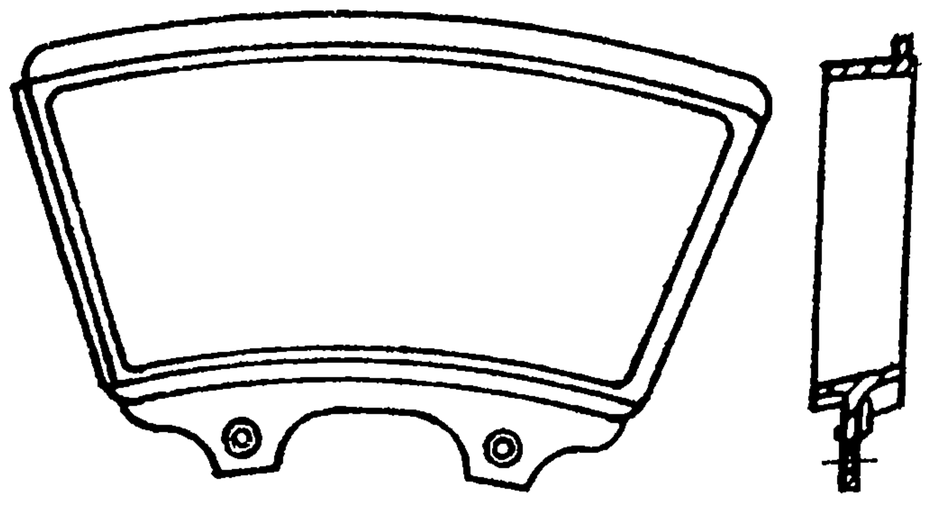


图5-6　燃气导管安装边

火焰筒的前方通过头部中的球形衬套定位在喷油咀上，而后方是固定在上述的大圆环

上。工作时，燃烧室后方的温度比前方高，因此大圆环受热后膨胀，其直径尺寸增大的程度将比用来固定喷油咀的环形扩压器尺寸增大的程度大得多，其结果将会使火焰筒的后方相对于前方向外位移，因此它的中心线就会产生偏斜，为此必须在头部中间加一球形衬套，否则导流罩的内圆和喷油咀的外圆配合面之间将会卡死。

由于火焰筒以后方凸边轴向定位在燃烧室外套与涡轮外环之间，工作时，火焰筒受热将会向前伸长，停车之后，逐渐回缩，因而球形衬套与喷咀间有相对移动，为了减轻磨损，球形衬套采用了耐磨的铸铁制成，和涡流器分开做成两件，如果磨损严重了就可以单独把它取下更换新的球形衬套。

火焰筒的所有零件都用耐热材料制成，为了提高材料的热安定性，火焰筒的内、外表面都涂有绿色的耐热磁漆。

主燃烧室共有十个喷咀，分别与十个火焰筒相配合。喷咀是双油路双喷口离心式的，喷咀的主油路与主燃油总管相连，喷咀的副油路或称慢车油路与辅助燃油总管相连。

在第一、二号和第九、十号火焰筒之间的联焰管内，装有两个点火器。在点火器上装有起动燃油喷咀、点火电咀和氧气管咀。由于在点火系统中设置了氧气补给装置，从而保证发动机在一万二千米的高度以下可靠的点火起动。

涡喷7乙发动机的燃烧室内、外壳用不锈钢 1Cr18Ni9Ti 制成。这种材料在高温下具有较好的机械性能，高的耐腐性和好的塑性，可焊接性能等。

燃烧室火焰筒比内，外壳体工作温度要高，负荷主要是气体力、热应力和热冲击，故火焰筒材料要求在工作温度条件下，具有较好的机械性能，其中主要是持久强度极限、屈服极限和蠕变极限。此外，应具有高的耐腐蚀性和高的热疲劳强度或抵抗热冲击性能，较小的线膨胀系数，高的传热性能，同时还要求具有良好的工艺性等。根据火焰筒筒体各段的工作温度不同，涡喷7乙发动机的火焰筒头部和导流罩采用镍基合金GH39钣料，火焰筒筒体各段和燃气导管采用镍基合金GH44钣料。

图5-7示出斯贝发动机联管燃烧室。由燃烧室外套、燃烧室内套及十个火焰筒组成。

燃烧室外套12是钢制的两半壳体，其分开面是在垂直平面上。两半壳体间用螺栓联接。外套前安装边与扩压机匣联接，后安装边与高压涡轮导向器外环联接。外套后部焊有十个底座，用于安装高压涡轮轴承支座的十根空心撑杆，这十根空心撑杆也是低压冷却空气出气管，在其外面有一低压冷却空气集气环13，冷却空气由此集气环排入大气。整个燃烧室外套被外函气流包围着。

燃烧室内套21的后端固定在隔热机匣上，内端的前段与扩散机匣之间有间隙，冷却空气可以从此间隙进入内套与高压涡轮轴承支座间形成的环形腔道，向后去冷却涡轮部件。在内套和高压涡轮支承座上，各有两个伸手孔，用于装拆高压转子联轴器。

十个火焰筒分布在内、外套之间的环形腔室中。每个火焰筒前端装在位于扩散机匣中的一股空气进气口2中，后端与燃气导管相连。

火焰筒组合件由第一股空气进口2、火焰筒头部锥体7、火焰筒圆柱段11、燃气导管14、联焰管10等组成。

第一股空气进口位于扩散器中，由三个螺钉固定在扩散机匣的外壁上。它的出口是圆形的，正好与火焰筒头部外罩进口衔接。第一股空气进气口作成鱼咀形，因此又称它为鱼咀形进气口，即其进口为扁形，后部有上、下扇形缝隙，这样使从进口进来的气流，除进

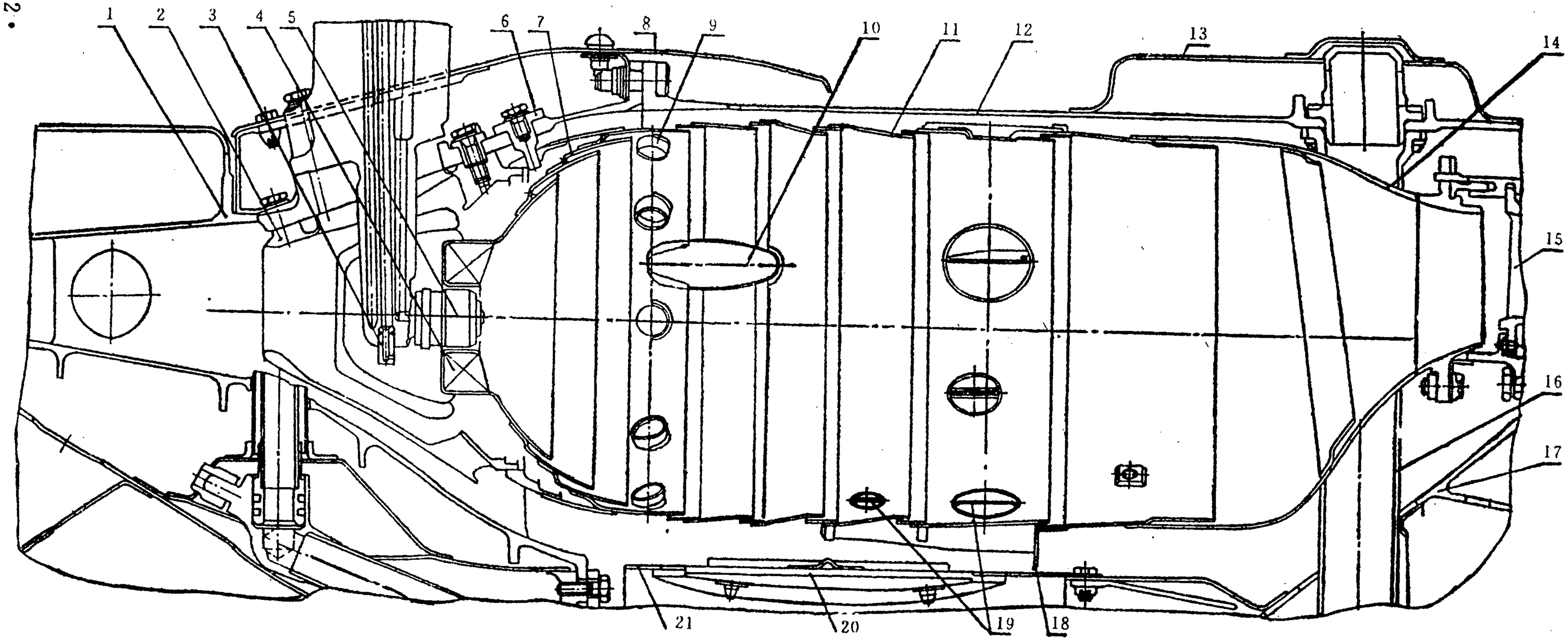


图 5-7　斯贝发动机燃烧室

1. 扩散机匣；2. 鱼咀形空气进口；3. 喷水咀；4. 涡流器；5. 燃油喷咀；6. 火焰筒固定销；7. 火焰筒头部锥体；8. 整流罩；9. 进气斗；10. 联焰管；11. 火焰筒圆柱段；12. 燃烧室外套；13. 低压冷却空气集气环；14. 燃气导管；15. 高压涡轮第一级导向器；16. 低压冷却空气出气管；17. 高压涡轮轴承支座；18. 挡气板；19. 导流板（空气隔板）；20. 装配窗盖；21. 隔热屏（燃烧室内套）

入到火焰筒头部外，还有一部分气流从上、下扇形缝隙流到火焰筒的背腹两边。采用这种形式的第一股空气进气口后，可以减少对前面气流的敏感性；同时，由于从上、下扇形缝隙中又引出一部分空气，可以使火焰筒周围的气流流场均匀些。

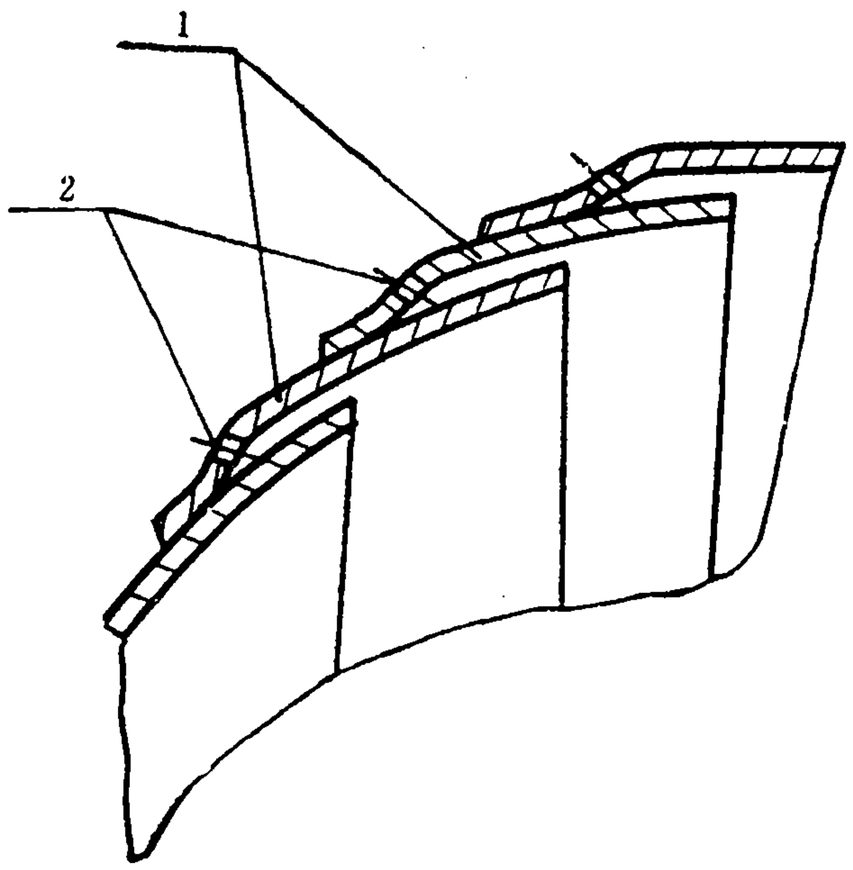


图5-8　火焰筒头部隔层

1．隔层；2．小孔

这样，从第一股空气进气口进入的气流分成三路；一路经涡流器4、使空气产生旋流，另一路经隔层冷却火焰筒头部的内表面，第三路则经扇形缝隙，又流回到第二股气流通道中。

火焰筒头部是半球形锥体，由三圈搭接板焊成三个隔层，每个隔层的凸肩处有一圈小孔（图5-8），冷却空气就由此进入，形成气膜去冷却火焰筒头部内壁，使其壁温较低，以免积炭。头部后部有一排大孔，称“主燃孔”，每个孔内焊有风斗，以加强回流并使气流掺合深度增加（图5-9）。头部中心是一个叶片式涡流器。气流经过涡流器后形成旋流，它和冷却气膜处流入的空气与通过大孔进入的气流相互作用，在头部形成回流，并强烈扰动，这样保证了火焰的稳定以及使火焰缩短，并使回流区前移，燃烧较完全，减少发烟。

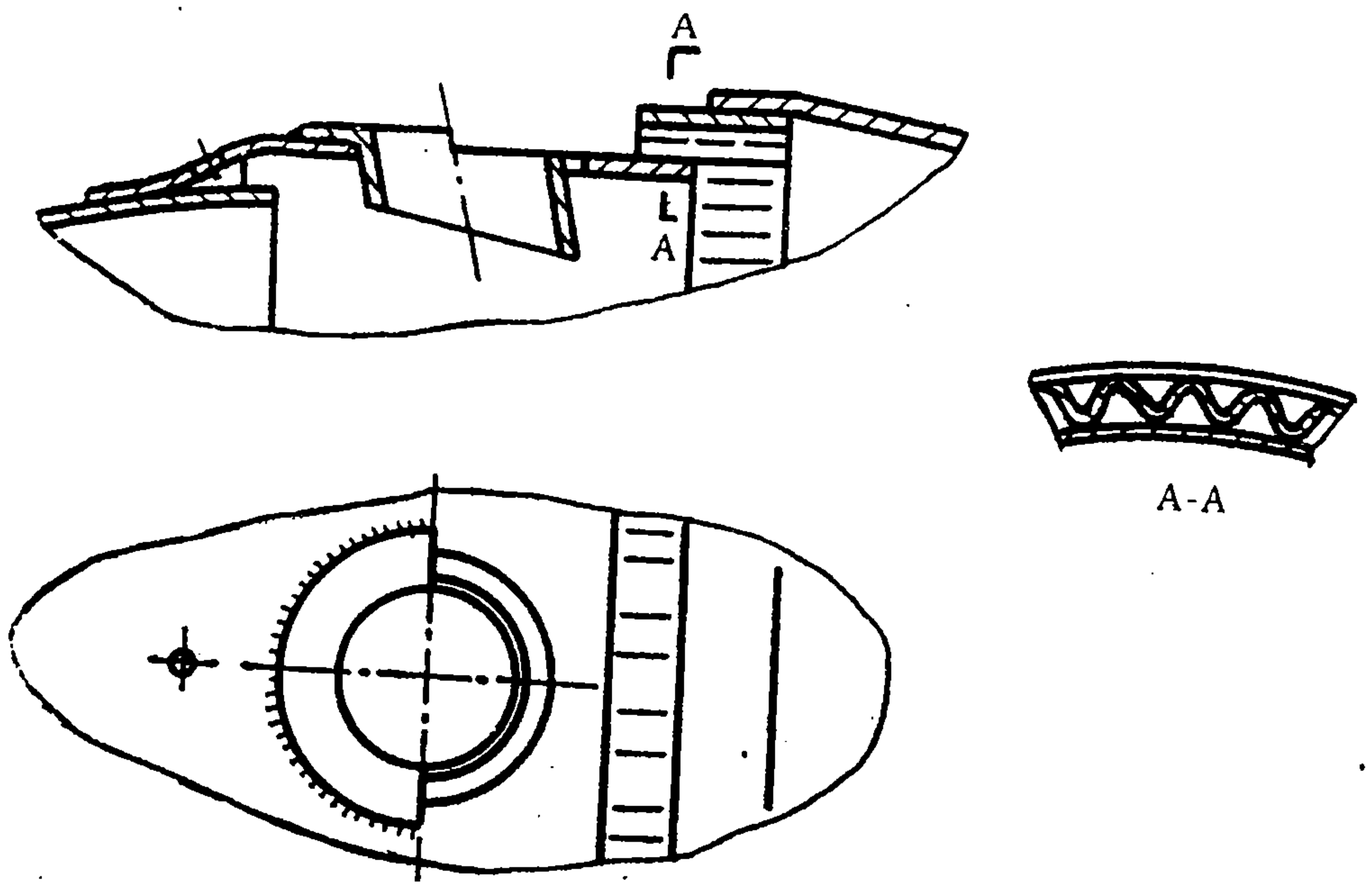


图5-9　进气斗及波纹板形成冷却气膜的结构

圆柱段由五节套筒组成，每两节之间有波纹隔圈与前后段的端头焊接在一起，如图5-9*A*—*A*剖面所示，形成了五段冷却气膜层，使壁温较低，温度均匀，减少了热应力，以防产生裂纹。在圆柱段后部有大孔，称为“掺合孔”，用以降低燃气温度，保证涡轮可靠工作。在掺合孔后焊有扇形挡气墙，在挡气墙前垂直的焊有导流片，并架在每个掺合孔上。它们的作用是使第二股气流无旋涡地、平直地进入掺合孔内，这样可以使第二股气流的进气深度增加，进入各掺合孔的气流量较均匀，于是使燃气出口的温度分布较合理，有利于涡轮部件的工作。

燃气导管的前部是圆柱形，后部出口为扇形。在燃气导管的两侧及腹部，有许多小孔，引入冷却空气，降低壁温，以排除局部过热区。导管是用四个螺钉固定在火焰筒圆柱段的后端，再用氩弧焊焊死，使燃气导管和燃烧段成一整体结构。

联焰管的截面为椭圆形，以减少联焰管后的涡流区，同时还可以加大联焰管的截面积，以提高点火的高空性。

联焰管根部最容易烧坏，这是因为正常工作时，在此处容易形成涡流，高温燃气在此回旋，相当于一个固定的火源，如果冷却不好，就会烧坏。为了解决这个问题，斯贝发动机在联焰管下部，专门做了一个引冷却空气（第二股空气）冲进根部的风斗（图5-10）。第二股空气进入风斗后，分两路沿壁面流动，冷却联焰管。由于冷却气流不干扰联焰管的中心区，因此不影响传焰面积，使传焰可靠，工作寿命长。

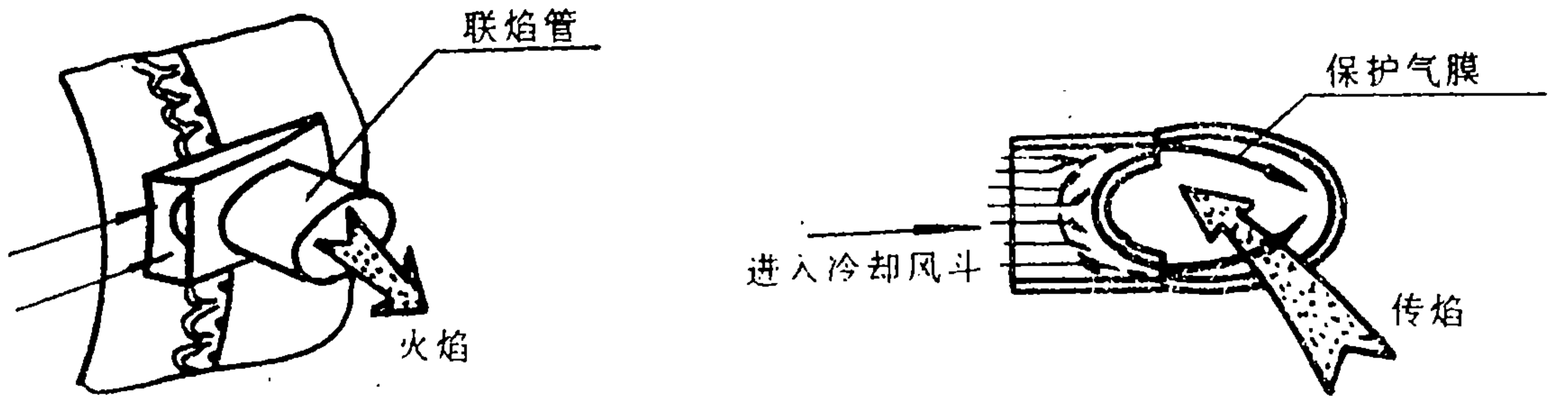


图5-10　联焰管冷却风斗示意图

火焰筒的固定：前端径向定位于第一股空气进气口后部的圆柱段上，轴向位置是由火焰筒头部处的固定销来保证，周向定位靠燃油喷咀；在后端燃气导管安装边处，上边与外扇形板相联接，外扇形板插入到涡轮一级导向器外环中；燃气导管下边与内扇形板相联接，一级导向器内定位件插在内扇形板与燃气导管之间。这样，火焰筒后端的周向、径向位置都得到了固定，但允许轴向自由膨胀。

（三）直流环形燃烧室

环形燃烧室的结构特点是在燃烧室内、外壳体之间的环腔内，安装了一个由共同的火焰筒内、外壁构成的环形燃烧区和掺混区。环形火焰筒则可作成各种不同的形式。

1. 带单独头部的环形燃烧室

为了便于在火焰筒头部组织燃烧，把环形火焰筒头部作成若干个类似联管燃烧室火焰筒的头部结构，在这些单独的头部后面再转接成环形的掺混区。这种形式的燃烧室又称为混合式燃烧室（图5-11）

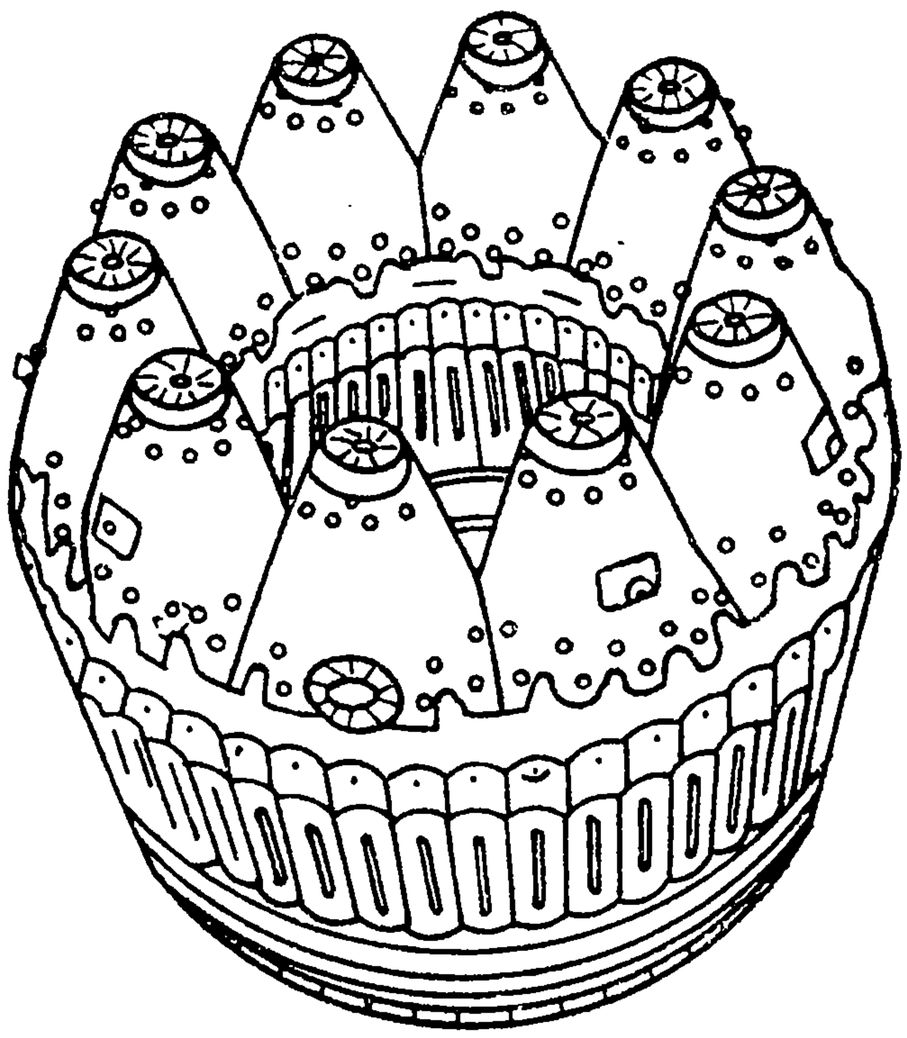


图5-11　带单独头部的环形燃烧室

图5-12示出涡桨5发动机带单独头部的环形燃烧室结构，它由扩压器壳体2、燃烧室外套9、火焰筒3、工作喷咀1、起动点火器7等几部分组成。

在扩压器壳体上，前面焊有安装边26，用此安装边将扩压器壳体与压气机壳机连接，后焊有安装边5，用来固定燃烧室外套9。在扩压器壳体外壁上焊有：八个工作喷咀的安装座，这八个安装座是沿圆周均匀分布的；八个火焰筒固定销安装座，座上装有固定销4，用此固定销将火焰筒固定在壳体内。扩压器壳体外壁和扩压器锥形内壳之间，用八个流线型空心肋焊成为一整体。锥形内壳20前后焊有轴承座。

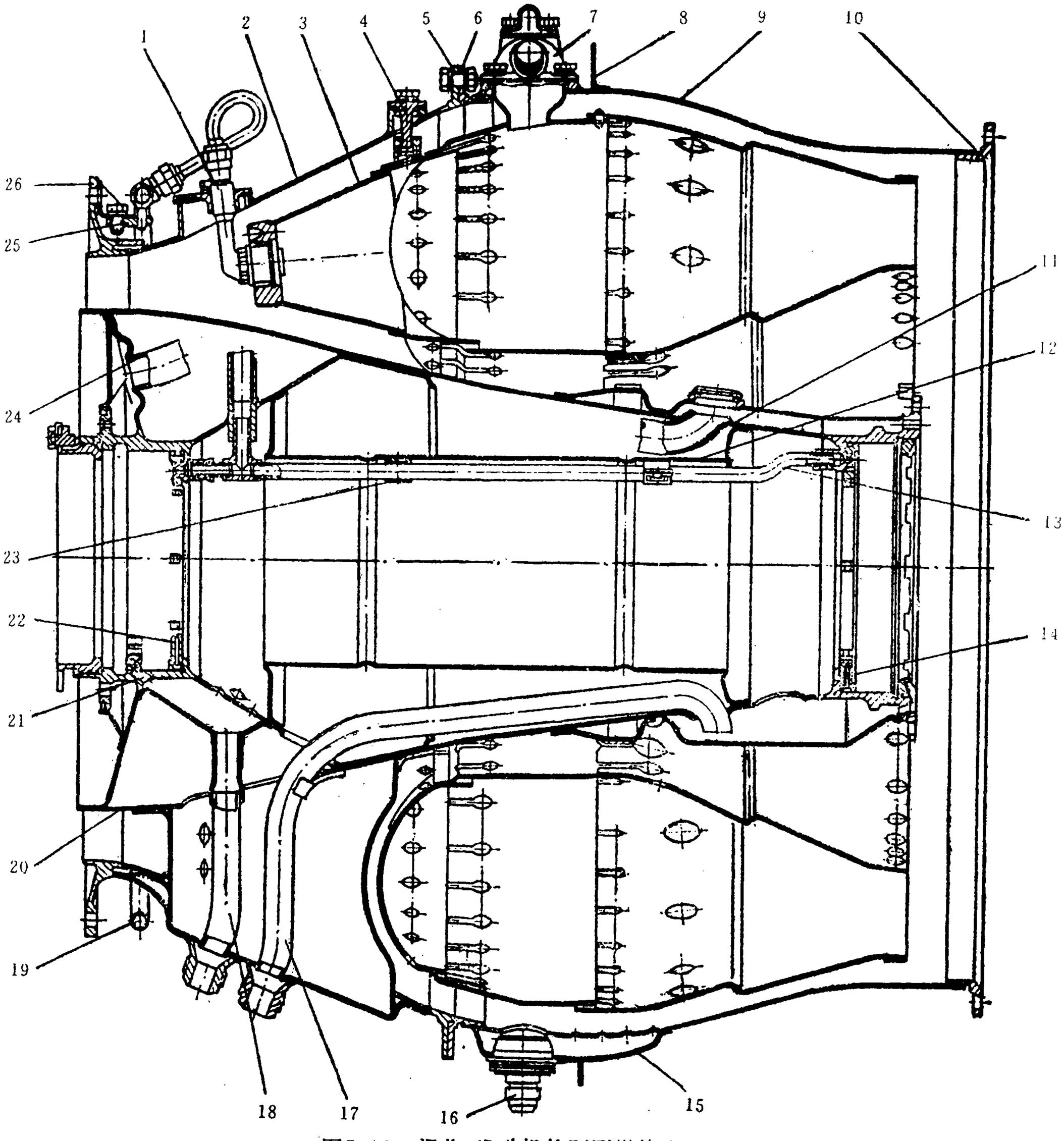


图5-12　涡桨5发动机的环形燃烧室

1. 工作喷咀；2. 扩压器壳体；3. 火焰筒；4. 固定火焰筒的固定销；5、6. 安装边；7. 点火器；8. 防火挡板；9. 燃烧室外套；10. 安装边；11. 涡轮轴承封严腔通气导管；12. 隔热罩；13. 滑油进油管；14. 喷油圈；15. 漏油匣；16. 漏油活门；17、18. 滑油回油管；19. 输油圈；20. 扩压器锥形内壳；21. 轴承座；22. 喷油圈；23. 支架；24. 压气机轴承封严腔通气导管；25. 输油圈固定架；26. 安装边

火焰筒是用耐热钢钣焊接而成的（图5-13）。由装有涡流器的头部4、正面环3、外环带7、内环带8、外罩10和内罩11所组成。

涡流器2用氩弧焊点焊在火焰筒头部4上，涡流器上沿圆周均匀钻有十二个孔，各孔与轴线成40°角，使引入的第一股空气改变流动方向。在涡流器上还钻有一系列斜气孔，

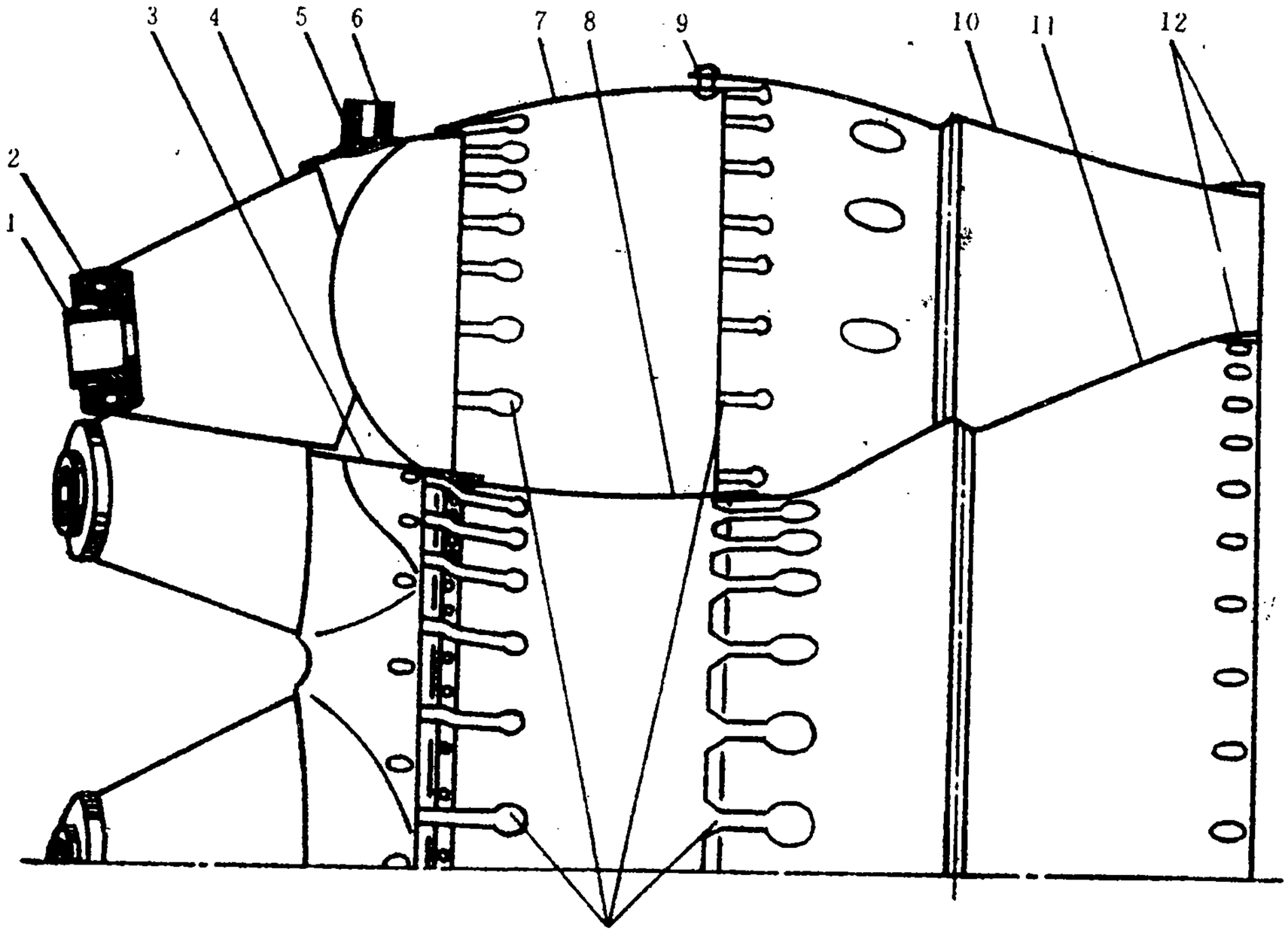


图5-13　火焰筒

1．涡流器内壁；2．涡流器；3．正面环；4．火焰筒头部；5．凸耳；6．固定销的衬筒；7．外环带；8．内环带；9．保持缝隙值用的垫片；10．外罩；11．内罩；12．间隔垫圈；13．胀缩切口

用于引入气流吹除涡流器端面的积炭。在涡流器内壁1上钻有十二个气孔，用于引入空气吹除喷咀头部的积炭。

火焰筒头部4与正面环3是在某些部位用电接触焊连接，各焊接部位之间有缝隙，用于引入气流冷却正面环壁。

在正面环的外壁上，焊有八个凸耳5，其内压有钢衬筒6，在钢衬筒孔内装有将火焰筒固定在壳体内用的固定销。

在正面环的外内壁上，焊有外环带7和内环带8，两个环带前端有波纹，形成许多小孔，用于通过冷却气流。

外环带7上有两个大孔，使点火器裙部插入火焰筒。

外环带7用铆钉与外罩10连接，外环带与外罩连接部位有冷却空气通过缝隙，此缝隙值靠专用垫片9保持，铆接可保证在修理火焰筒时将外罩拆掉。

在内环带8上用点焊与内罩11连接。

在内、外罩上各有一道波纹带，以增加径向刚度。波纹带上的小孔可引入冷却空气。

在内外环带和内外罩上制有胀缩切口13，以保证各零件在工作过程中可以热膨胀。

在内外罩的后部筒形表面上焊有间隔垫圈12.火焰筒靠间隔垫圈支撑在第一级涡轮导向器的内外环上。间隔垫圈还保持一定的缝隙值，以便输送冷却气流冷却涡轮导向器的内外环。

图5-14示出JT9D发动机带有二十个头部的环形燃烧室。在头部涡流器中央装有双路离心喷咀。火焰筒头部与外壁焊成一体，用三个定位销固定在燃烧室扩压机匣上。火焰筒内壁与燃烧室内壳体一起用螺栓固定在第一级涡轮导向器支座上。在燃烧室外壳上开有五个观察孔，可以用孔探仪观察火焰筒内的故障情况。若有需要，外壳可向前拉出，以便对火焰筒外壁直接进行目视检查或更换涡轮第一级导向器叶片。

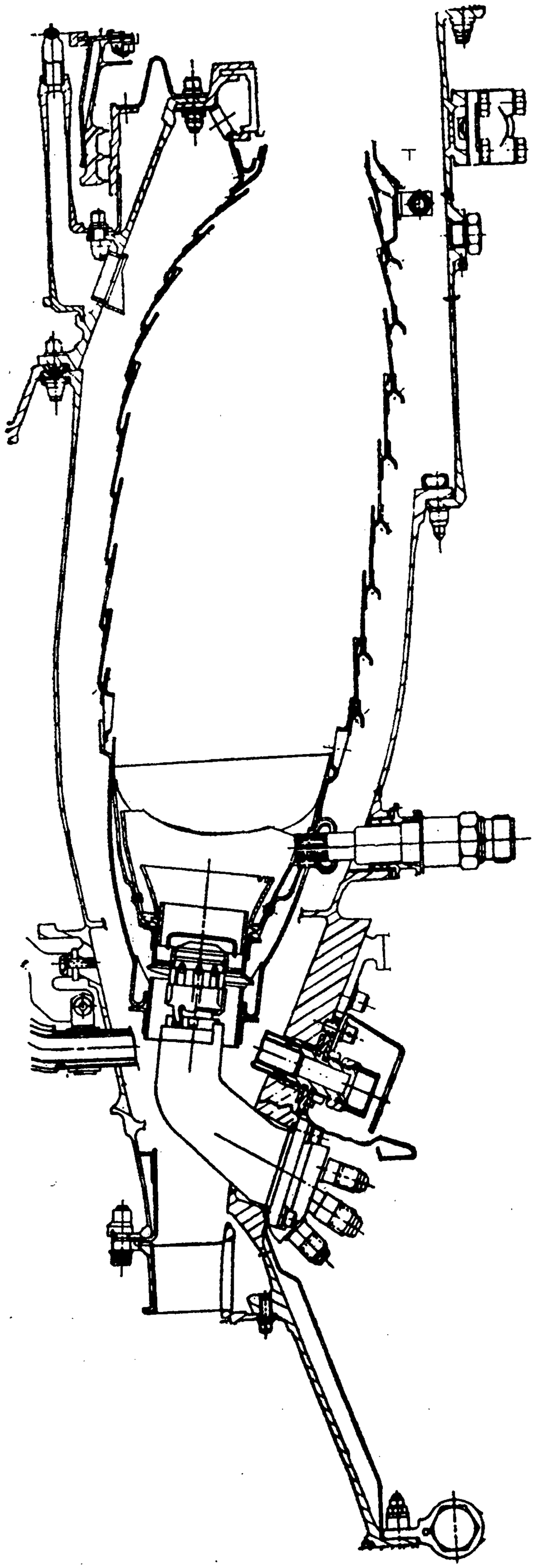


图5-14 JT9D发动机环形燃烧室

2. 全环形燃烧室

全环形燃烧室的火焰筒由内、外壁及环形头部构成。

图5-15示出CF6-80A发动机机械加工的整体式短环形燃烧室。火焰筒由两个机械加工的环筒所组成。火焰筒材料为高镍基合金，先制成环坯，而后再机械加

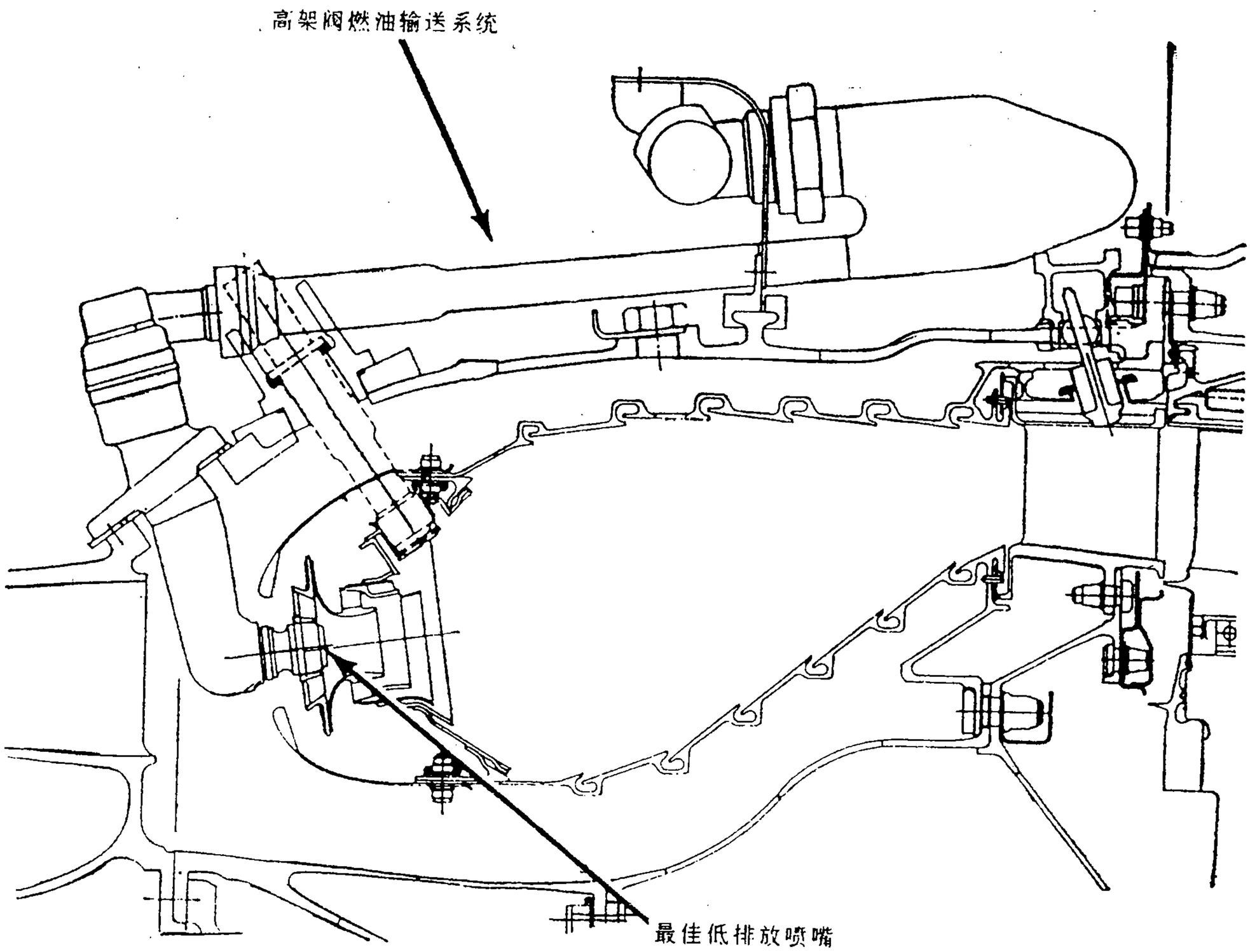


图5-15　CF6-80A机械加工的火焰筒

工。采用先进的气膜冷却技术。这种燃烧室的优点可以更好地控制壁面厚度变化，以改善应力分布，刚性好。无材料搭接，无焊接接头，避免应力集中和热点，能减少裂缝，延长燃烧室寿命。

图5-16是RB211发动机的全环形燃烧室。在火焰筒头部装有回流隔板，火焰筒内、外壁的前部开有偏斜的过渡孔，气流经回流隔板与过渡孔后，在火焰筒头部形成两个回流区，以稳定燃烧。在回流隔板上安装有十八个气动喷咀，其特点是由喷咀出来的燃油雾化好。为了增加火焰筒的刚性和保证筒壁气膜冷却孔的加工精度，筒壁上的冷却环采用了锻件机械加工结构。火焰筒各段间的联接采用对接焊，以消除焊接时的应力集中现象。

威派尔522发动机采用带蒸发管的环形燃烧室，由扩压机匣、燃烧室壳体和同心安装的火焰筒内外壁组成（图5-17）。

扩压机匣是镁合金铸件，它把扩压器外壁、内壁以及内、外壁之间的六个流线形支柱铸成一体，而且在气流通道中还铸有分流器锥形环。分流器锥形环将压气机出口的气流分成两股，外股气流从环形火焰筒的外壁进入火焰筒，内股气流又分成两部分，一部分经导流叶栅进入火焰筒头部，另一部分经火焰筒的内壁进入火焰筒，如图中箭头所示。燃烧室壳体固定在扩压机匣后面，它包着火焰筒内外壁，其后部用来安装涡轮静子和尾喷管。火焰筒的前端固定到一个空气管的支板上，在这个支板上装有蒸发管和空气管。火焰筒内外壁的尾部有深槽插在涡轮部件的支承环上，允许火焰筒轴向膨胀。火花塞安装在扩压机匣

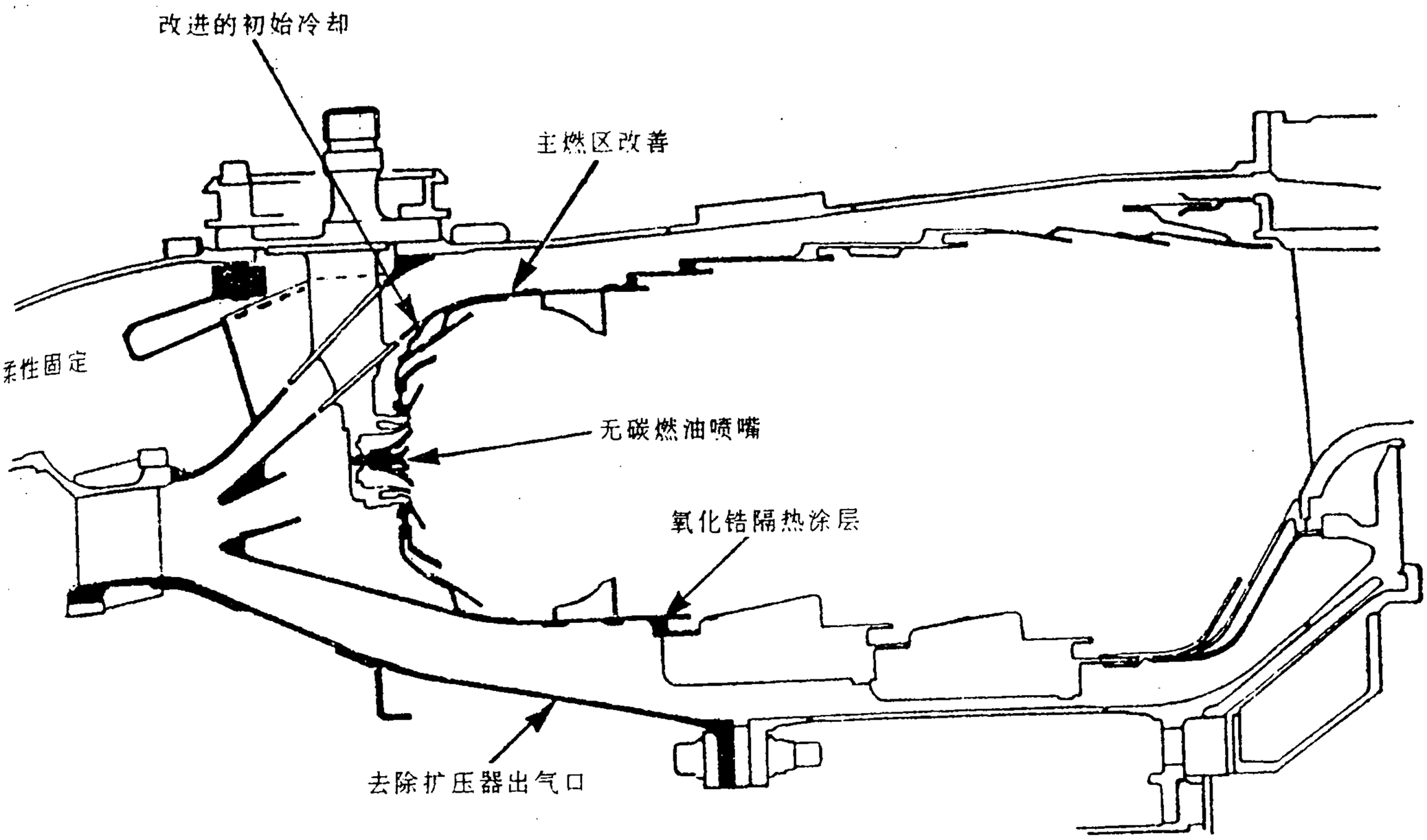


图5-16　RB211发动机气动喷咀环形燃烧室

下方，靠近六个起动注油喷咀中的两个，火花塞头部伸入火焰区内。

图5-18示出V2500燃烧室，该发动机燃烧室的特点是：火焰筒内具有扇形垫片，能有效冷却火焰筒内壁，使有高的疲劳寿命；头部有充分冷却的热屏；扩压机匣是单件铸造，其中铸有二十个支柱叶栅式预扩压器；有二十个空气雾化喷咀，喷咀外壳有热屏，使工作时燃油不会焦化，空气喷咀能使燃油均匀雾化，有极好的点火特性和均匀的出口温度场，增大了燃烧效率。

（四）折流环形燃烧室

小型燃气涡轮发动机流量小，转速高，往往采用离心式压气机和燃油从发动机轴内腔经甩油盘离心甩出的供油方式。为了充分利用空间尺寸，缩短转子支点的距离，所以常采用折流式环形燃烧室。图5-19是涡喷11发动机折流式环形燃烧室。燃烧室由燃烧室外套、火焰筒外壳、火焰筒内壳、封气套筒、供油管以及甩油盘等部分组成。

压气机增压后的空气，分成三股进入火焰筒。第一股气流由轴向扩压器出口，经前进气锥上三圈搓板式的进气缝隙进入火焰筒，形成旋流并与甩油盘甩出的燃油相掺合，燃烧以形成主燃区。第二股空气穿过空心导向叶片的内腔，经内壳前端双层壁上的许多进气孔，和甩油盘甩出的燃油相掺合进入主燃区。第三股空气直接由火焰筒外壳上的进气斗进入火焰筒内，以补充燃烧并降低燃气的温度。

发动机起动时，由安装在燃烧室外套上的两个起动喷咀喷入少量燃油，用两个装在喷咀附近的点火电咀将起动燃油点着，形成两股小火矩。这两股小火矩随第一股空气穿过前进气锥，进入火焰筒内，点燃油气混合气，形成了稳定的火焰。

火焰筒外壳由GH140钣料制成的前段和后段以氩弧焊焊为一体。在前端用十五个焊

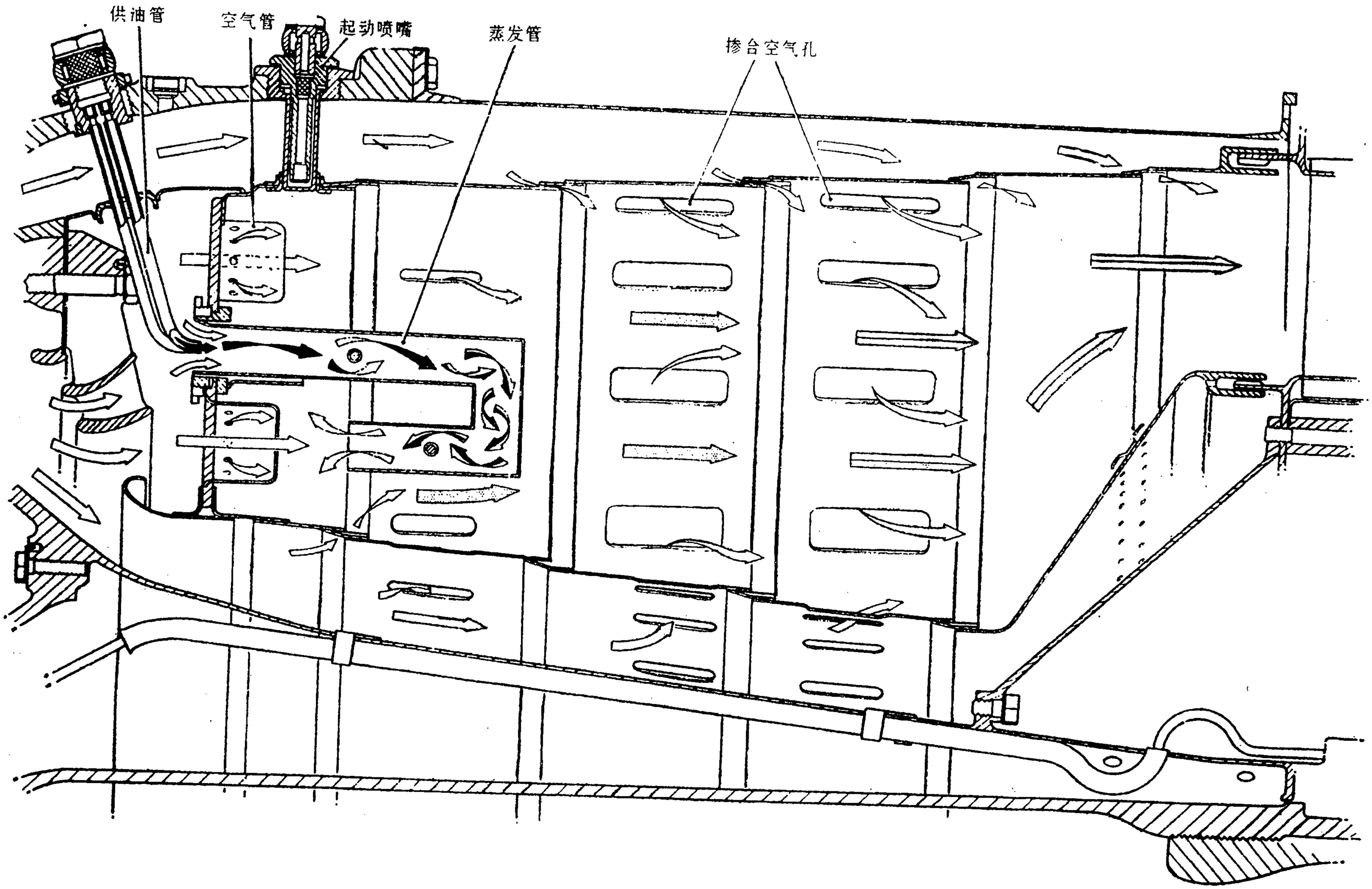


图5-17　威派尔522发动机燃燃室

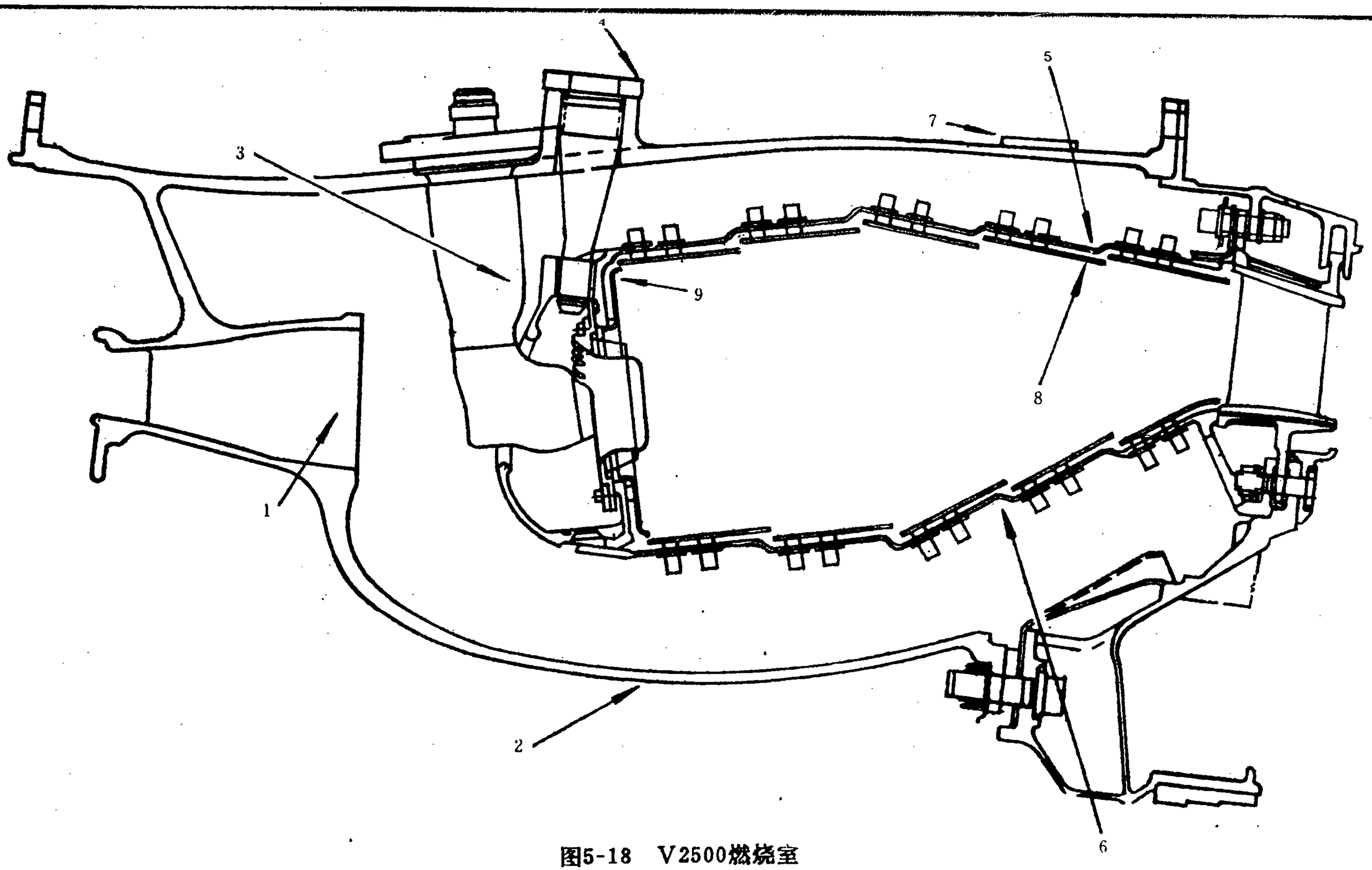


图5-18　V2500燃烧室

1．二十个支柱叶栅式预扩压器；2．单件铸造扩压机匣；3．二十个空气雾化喷咀；4．火焰筒定位销；5．火焰筒外壳；6．火焰筒内壳；7．孔探仪口；8．扇形垫片；9．火焰筒头部

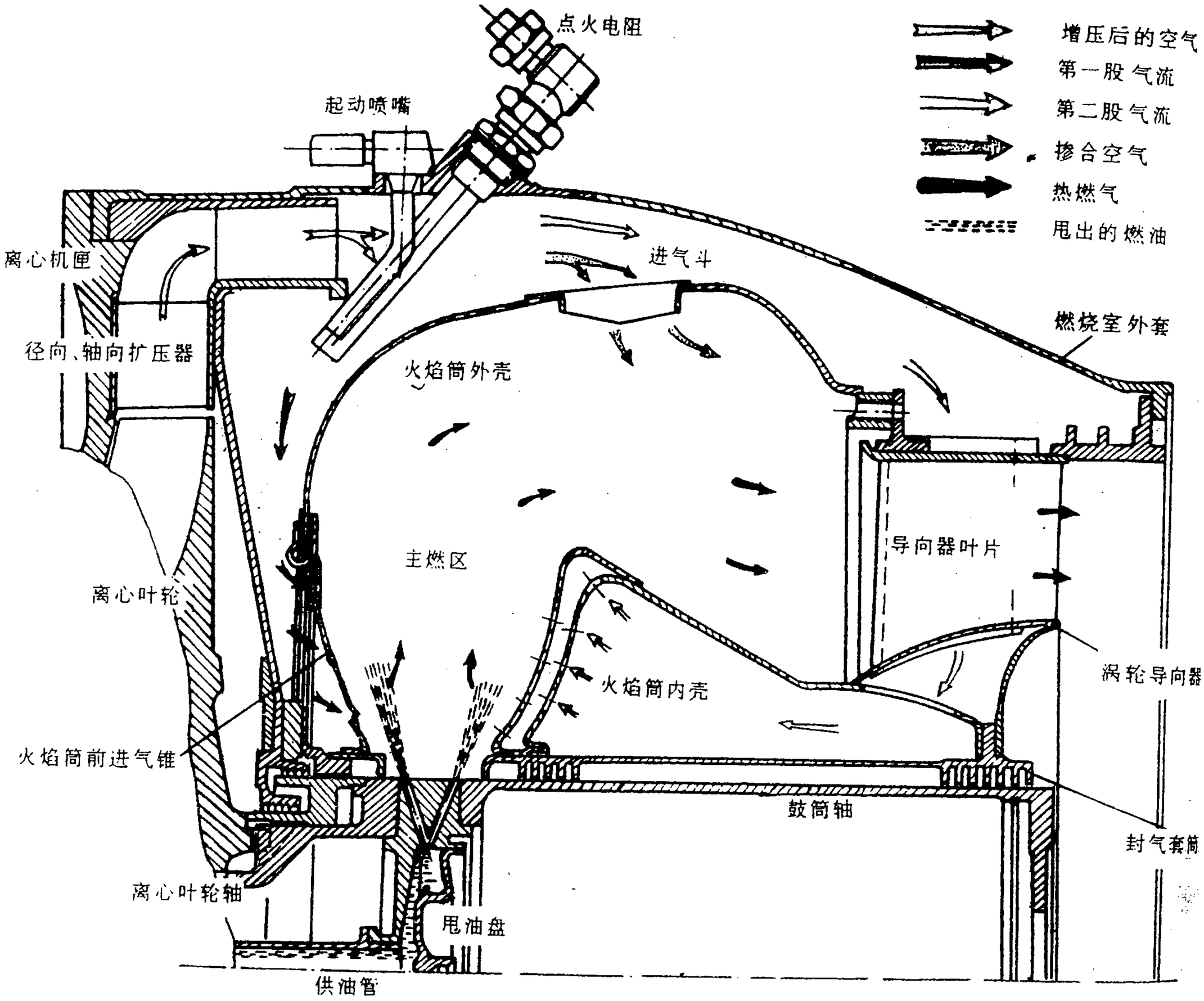


图5-19　涡喷11发动机折流环形燃烧室

在前进气锥外圆前端面上的U形固定钩，将前进气锥固定。这种固定方式允许它们之间在受热不同和因材料不同而线膨胀系数不同时，在径向有相对移动，因此减少了热应力。前进气锥是一个以时效铁镍合金GH18钣材制成的碟形零件，是把第一股气流引入火焰筒并形成旋流的重要零件。在火焰筒外壳后端用氩弧焊焊有后安装边，安装边上有五个螺纹孔和涡轮导向器上的固定凸耳以螺钉联接。装配时，火焰筒外壳即以这五个螺钉固定，前进气锥内孔支在火焰筒支持环上，允许零件之间有相对热膨胀位移。

在外壳前段冲出的长圆形孔中，用高温钎焊焊着三十个进气斗，在两个进气斗之间的外壳壁上冲有四排共八个小孔，其中两对孔冲有切口，以形成气膜来冷却进气斗之间的外壳壁面。

火焰筒外壳前段的冷却，也是采用气膜冷却。气膜是由固定钩垫在外壳内壁面和前进气锥前端面之间所造成的环形缝隙形成的。由于固定钩本身要遮断一部分缝隙，因之前段的冷却气膜是不连续的，这样在外壳上会形成局部壁温较高的区域。

火焰筒内壳由前锥、后锥、中段、后段焊接组成。在内壳前锥上，沿径向共有四圈进气孔，内翻边后端用氩弧焊和后锥联接，而在外圈，用焊在前锥上但与后锥是间隙配合的二十个径向的销钉联接。这种联接也允许零件自由膨胀，减少热应力。此外，它也在前后锥壁面间形成环形缝隙，以形成冷却内壳的气膜。在后锥锥面上也开有四圈进气孔，在组合时，应使前、后锥上的孔前后对正。气流由进气孔形成射流穿入由前进气锥形成的旋流内，增加了扰动强度，使油气在主燃区能更好的掺合。

后锥和中段、后段用氩弧焊焊接。在后段上开有八个长方形的第二股气流的进气窗口，在后段内翻边上用两点点焊固定着八个联接封气套筒螺钉的凸座，用八个螺钉将火焰筒内壳、封气套筒固定到涡轮导向器内幅板上。

在封气套筒上开有四圈通气孔，它使第二股气流包围着鼓筒轴四周，沿鼓筒轴外表面流动以冷却、隔热。此外，部分第二股气流还由此经鼓筒轴上的小孔，通向涡轮后轴承处冷却、封严。

为防腐蚀及减少热辐射，火焰筒内壳后段和封气套筒外表面都要涂耐热铝粉漆。

燃烧室外套是主要受力件，在外套上焊有点火器安装座、引气咀安装座及漏油咀。在后凸边正上方还焊有辅助吊挂安装座，发动机辅助安装节即安装在它上面。

燃油由进气机匣中心部分输油咀上供入轴内供油管。此后 燃油随同供油管一起转动，在旋转离心力作用下，沿供油管内孔壁面流动。流到甩油盘后，沿盘上的锥面甩到内腔外的环形槽内，再由两排孔以高速甩出。在离心力作用下，当发动机达到最大转速时，甩油孔出口处油压可以达到109×10^{6}帕，因此，燃油雾化质量很好，油雾分布也比较均匀。

涡喷11发动机火焰筒内有较强的旋流，空气和燃油掺合比较完全，可以在较短的火焰筒内完成燃烧过程，燃烧室长度比较短。此外，各股气流以及气膜等温度低的气流把高温的主燃区包在里面，这样就减少了热损失，提高了热效率。同时，也减少了对转子、轴承等组件的热传导，降低了这些组件的工作温度。

（五）回流环形燃烧室

JT15D-4发动机燃烧室（图5-20）为环形回流式，它由燃烧室外套1、火焰筒2、排气弯管前壁3、排气弯管后壁4及低压涡轮静子支承组合件5等组成。

从离心式压气机出来的气体，在组织燃烧和与燃气掺合的过程中要经过两次折转再流入涡轮部件。燃烧室的燃油是由在环形圆顶部的喷咀提供。回流燃烧室使得压气机和涡轮间的轴向长度大大缩短，可以用短轴联接，同时大大缩短发动机的长度，减轻了发动机的重量，对提高压气机、涡轮轴的临界转速也有好处。回流燃烧室由于其气流通路较长，油气混合比较均匀，因而减少了排气污染，降低了发烟度。同时对压气机出口速度分布不敏感。

燃烧室外套是发动机的一个承力件，它由不锈钢钣的前、中、后三段焊接而成。它的前端与中介机匣相连接，它的后端与低压涡轮静子组合件相连。

火焰筒（图5-21）是一个环形同心的镍基合金钣料焊接件，它由头部、外环与内环三部分组成。头部是冲压成圆弧较大的槽形圆环。外环与内环分别搭接焊在头部的外缘与内缘上。外环为一整环，内环则是两段搭接滚焊而成。外环的内壁上，沿轴向焊有四圈冷却环，内环的外壁上沿轴向焊有两圈冷却环。在火焰筒内、外环上分别钻有直径不同的上千个小孔，其中紧邻各个冷却环的是作为冷却气膜用的进气小孔。

火焰筒头部沿圆周均布地焊有六个安装凸耳，用六个支持销插入凸耳中，将火焰筒轴

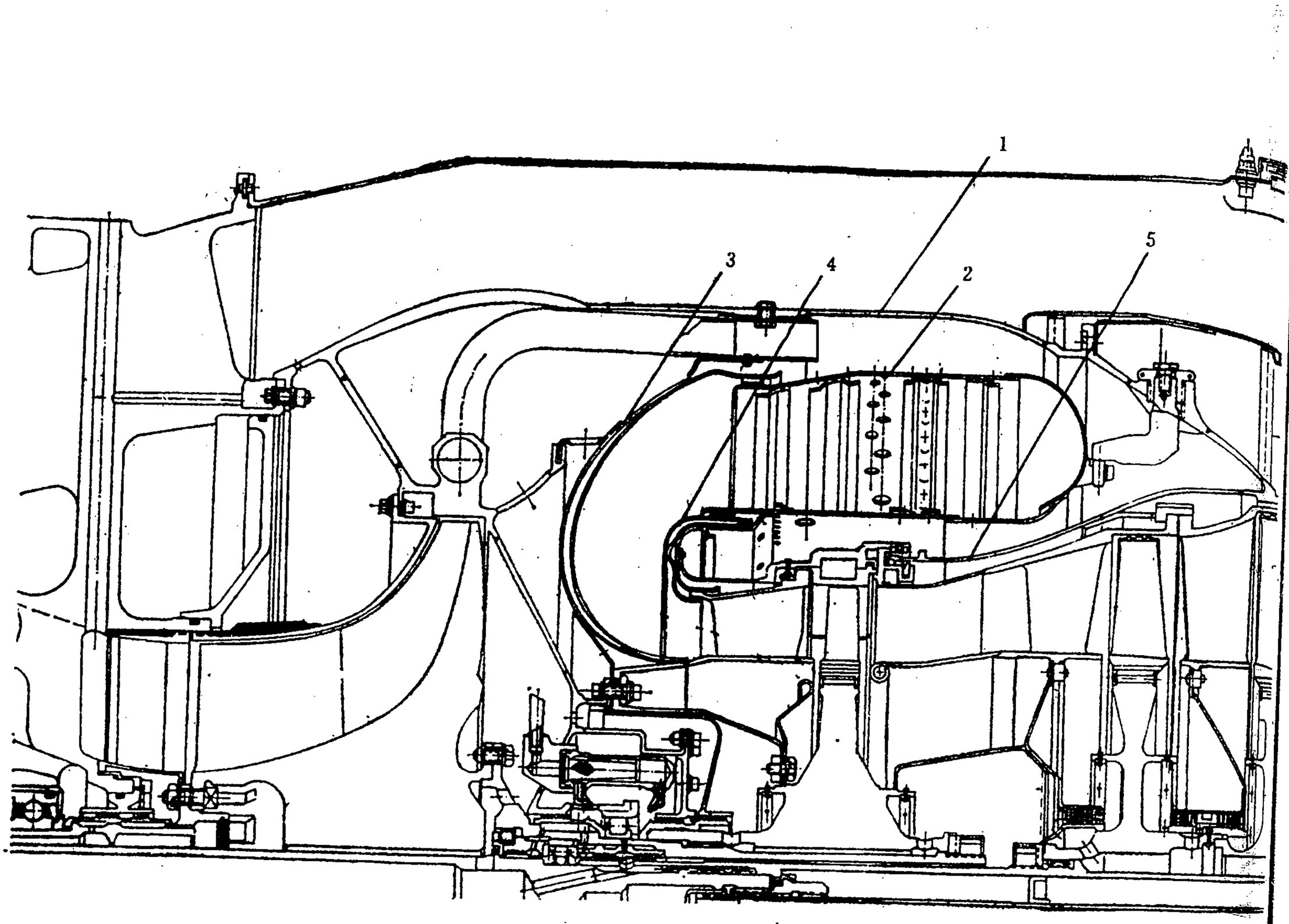
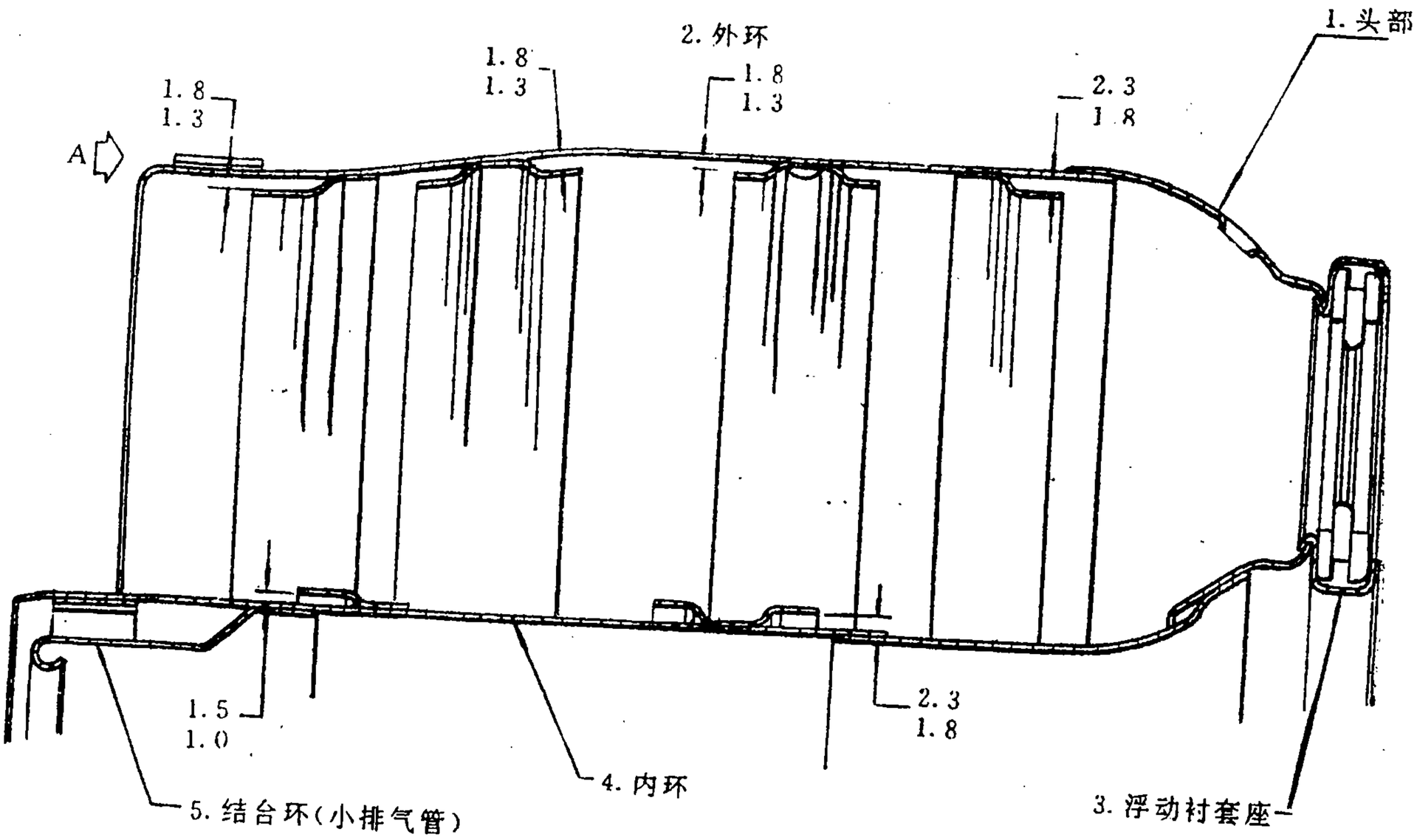


图5-20　JT15D-4发动机燃烧室

1. 燃烧室外套；2. 火焰筒；3. 排气弯管前壁；4. 排气弯管后壁；5. 低压涡轮静子支承组合件





A 向视图

图5-21　JT15D-4发动机燃烧室火焰筒

向固定在低压涡轮静子支承机匣上。支持销与火焰筒安装凸耳上的销孔间隙很大，以便于火焰筒的安装与拆卸及适应受热后的膨胀。火焰筒头部还装有十二个安装喷咀的浮动衬套座。火焰筒外环上还装有两个安装电咀的浮动衬套座，其结构与固定喷咀的浮动衬套座一样。采用浮动衬套座安装喷咀与电咀，是为了便于安装，以及适应发动机工作时火焰筒的热膨胀。

火焰筒尾部的外环外壁上，焊有一圈波纹衬套，内环的内壁上除焊有一圈波纹衬套外，还焊有一圈带翻边的支持环。火焰筒后端以此两波纹衬套及支持环分别插入排气弯管的前壁与后壁中，起支承火焰筒的作用，并允许两者之间有相对移动。

排气弯管前壁为一不锈钢钣焊接的、前壁为双层的带底的环形结构，前壁作成双层结构是为增加刚性并且起隔热作用，避免火焰筒内的燃气热量大量向前传；外壁上开有十八个ϕ6小孔，用以通气，避免双层内空间形成死腔。

前壁的外缘处焊有一带安装边的圆环，前安装边上均匀地铣去四个缺槽，使此安装边形成四个凸爪，此凸爪插入燃烧室外套前端的锥型支板的环槽中。安装时，将排气弯管前壁由后向前插入环槽的缺口中，然后拧转45°，凸爪便装在凹槽中了。在圆环上开有三十二个带翻边的ϕ13大孔，以容许气流通过。

在排气弯管前壁内缘处焊有二十个带小孔的安装边，安装在高压涡轮导向器组合件内环与轴承座外安装边之间，用来固定排气弯管前壁。

排气弯管前壁后端的外环与内环处，分别自由地与火焰筒出口外壁和高压涡轮导向器组合件内环搭接。

排气弯管后壁与排气弯管前壁组成火焰筒的排气通道，将火焰筒内的燃气折转180°引向高压涡轮导向器。排气弯管后壁为焊接的多层结构，它的后端形成高压涡轮壳体。火焰筒内环出口端的双层结构插到它的外环后缘中，而高压涡轮导向器组合件外环的前缘则插到它内环后端双层板中。

燃烧室上装有十二个双油路双室离心喷咀，喷油咀以安装座装在低压涡轮静子支承机匣的安装座上，喷咀头部的罩套则插到火焰筒头部固定喷咀的浮动衬套中。燃油总管与最下部的喷咀相连，在燃油进口处，装有自动保险装置，以便在出现断轴的危险情况下，自动切断燃油的供给。

JT15D-4发动机的燃烧室火焰筒结构简单，加工方便。火焰筒分两段焊接，均为对称形状，没有诸如卷边、搓板、进气斗等较为复杂的形状和工艺。火焰筒上的孔几乎全部都是普通的圆平孔，这对降低压力损失也是有好处的。

火焰筒采用了气膜冷却结构，内外壁上的各段均有几百个进气孔和微孔，各排孔间的轴向距离短，所以壁面温度较低。

燃烧室与压气机间的隔板和燃烧室外套作在一起，使燃烧室外套的结构变得较复杂。

三、燃烧室基本构件的结构

（一）扩压器

扩压器的功用是降低从压气机流出的气流速度，以利于组织燃烧。气流的扩压减速是在扩散形通道中实现的。一般扩压器进、出口截面积之比$F_{出}/F_{进}=3.0\sim5.5$，使压气机出口的气流速度由120～180米／秒降低到30～50米／秒。环形燃烧室扩压器还起内外侧

的第二股气流分配作用。此外，从扩压器上常要引出一部分压气机出口的高压空气，供给飞机和发动机用气的需要。现代发动机的扩压器是发动机主要承力构件之一。气流在扩压器中的压力损失约占燃烧室总压力损失的1／3，扩压器长度约占燃烧室总长的1／4。因此，合理设计扩压器对于改善燃烧条件，改进燃烧室性能，减少燃烧室尺寸和重量有着重要意义。

根据扩压器内气流通道型面的不同，目前常见的扩压器有以下三种型式：一级扩压式，二级扩压式和突然扩张式。

1. 一级扩压的扩压器

在本世纪50～60年代的燃气涡轮发动机上，扩压器大都采用一级扩压。即扩压器的气流通道截面积按一定规律变化，使压力较均匀地增加。这些变化规律有等压力梯度、等速度梯度及两者兼有的混合造型规律。用等压力梯度造型，压力损失最小，但加工比较困难。在扩压比不大的情况下，可以用双纽线造型来代替。图5-3所示的涡喷7乙发动机燃烧室的扩压器型面就是按等压力梯度规律设计造型的，其总压恢复系数为0.9。图5-7所示的斯贝发动机燃烧室的扩压器也是按等压力梯度造型，其总压恢复系数可达0.985～0.99。

图5-22示出T56发动机扩压器的构造。扩压器外壁1和扩压器内壁2之间焊有六个流线形支柱3，从而将扩压器内、外壁连成一体。支柱3的后端面有一大孔，用以引气供飞机和

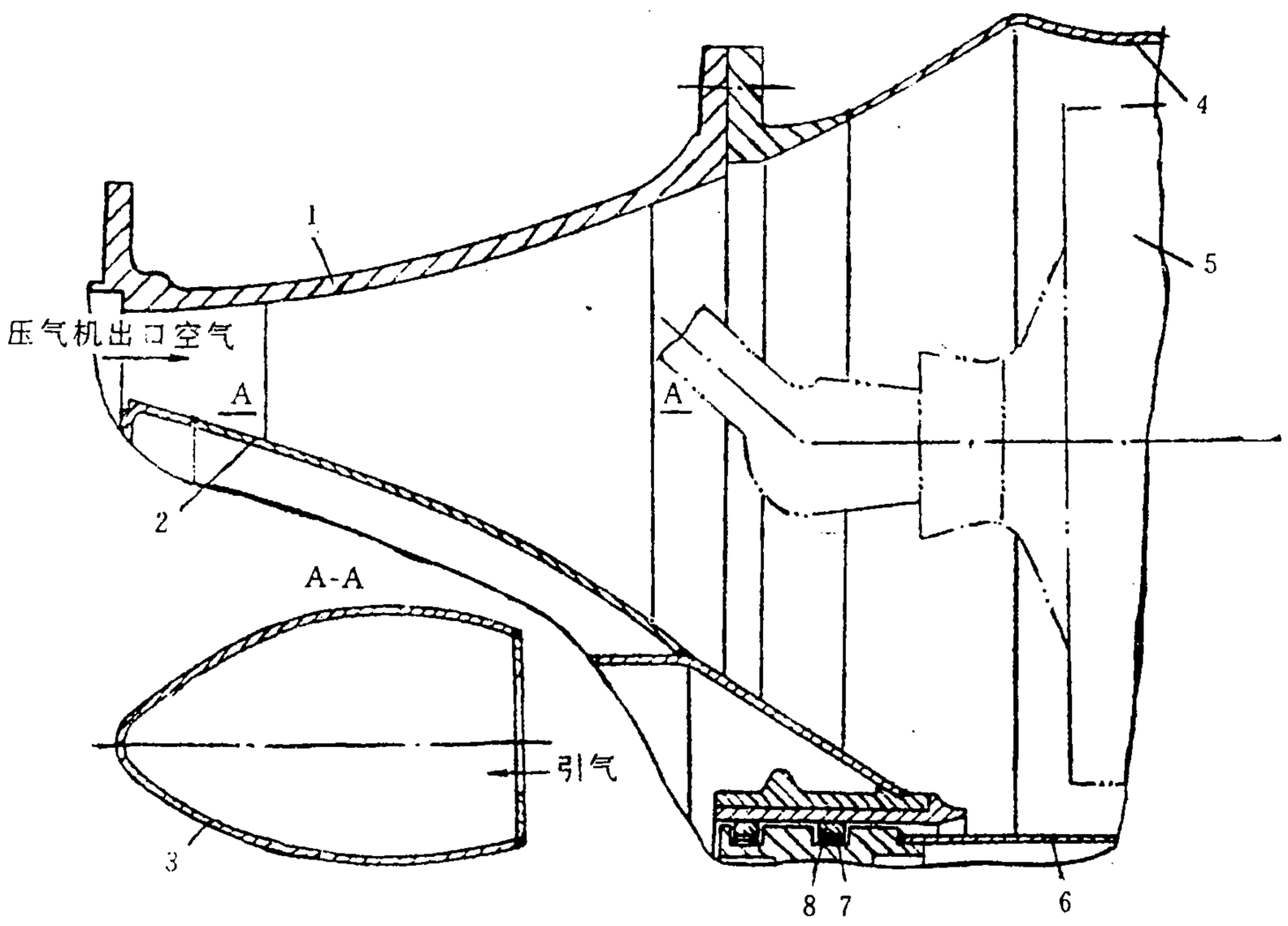


图5-22　T56发动机燃烧室扩压器

1. 扩压器外壁；2. 扩压器内壁；3. 支柱；4. 燃烧室外套；5. 火焰筒；6. 燃烧室内套；7. 波形弹性环；8. 涨圈

发动机使用。T56发动机引气量较大，用这种方法，对流场的影响较小。燃烧室外套4的进口处通道截面仍继续扩张，形成扩压器的一部分。燃烧室内套6与扩压器内壁2之间是可活动的配合，允许各自沿轴向自由膨胀，其间用二个涨圈8封严；为了增加涨圈8的径向弹力，涨圈内还装有波形弹环7。T56扩压器的外壁和内壁型面近于对称，而且火焰筒中心线与发动机轴线平行。这样，从压气机出口经扩压器进入火焰筒的空气基本上是对称均匀

扩压，总压损失小，流场均匀。

2. 二级扩压的扩压器

当扩压器进、出口面积相差很大时，为了缩短扩压器长度，可以采用二级扩压。

J57发动机的燃烧室就是采用二级扩压（图5-23）。压气机出口气流先经扩压比不大的一级扩压段后，再进入扩压比很大或突然扩张的第二级扩压段。由于第一级扩压比不大和第二级进口气流M数下降，因此扩压器的总压损失也不致过大。J57发动机压气机出口气流速度为140.5米／秒，经扩散角为32°30′的第一级扩压段后，流速下降为60米／秒左右，然后进入突然扩压段，至火焰筒进口处流速降为18.7米／秒。

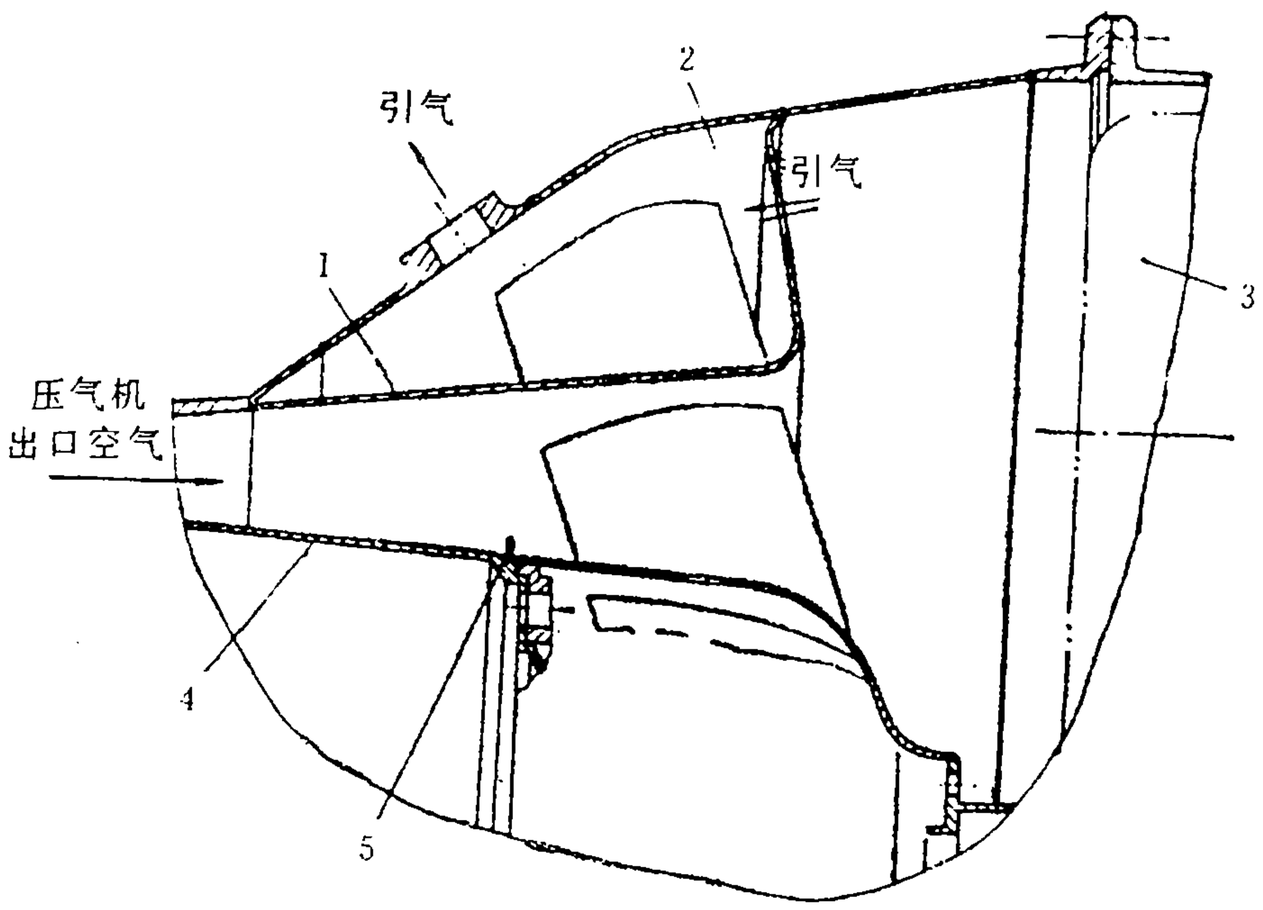


图5-23 J57扩压器

1.扩压器外壁；2. 集气环；3. 火焰筒；4. 扩压器内壁；5. 凸环

据估算，在同样长度的扩压器中，一级扩压较二级扩压的流体损失大2.65%。为了从扩压器中均匀引气，在第二级突然扩压的外壁上有孔，把气引到集气环2中汇合，然后引出发动机。J57扩压器内有凸环5，是用来调整扩压器的出口流场，以适应火焰筒进口的要求。这调整环是根据实际工作的需要，在试验过程中后加的。V2500、CFM56、PW4000等发动机的燃烧室亦均采用二级扩压。

3. 突然扩张式扩压器

目前最短的扩压器是突然扩张式扩压器。压气机出口气流经过很短的略为扩张的环形通道，使气流速度略为下降后就突然扩张。这种扩压器不但短，而且燃烧室工作较少受压气机出口流场变化的干扰，但其总压损失要大些。这种扩压器方案除用在短环形燃烧室，如RB199（图5-24），F100等发动机上外，还广泛用在带离心甩油的折流环形燃烧室中（图5-19）。

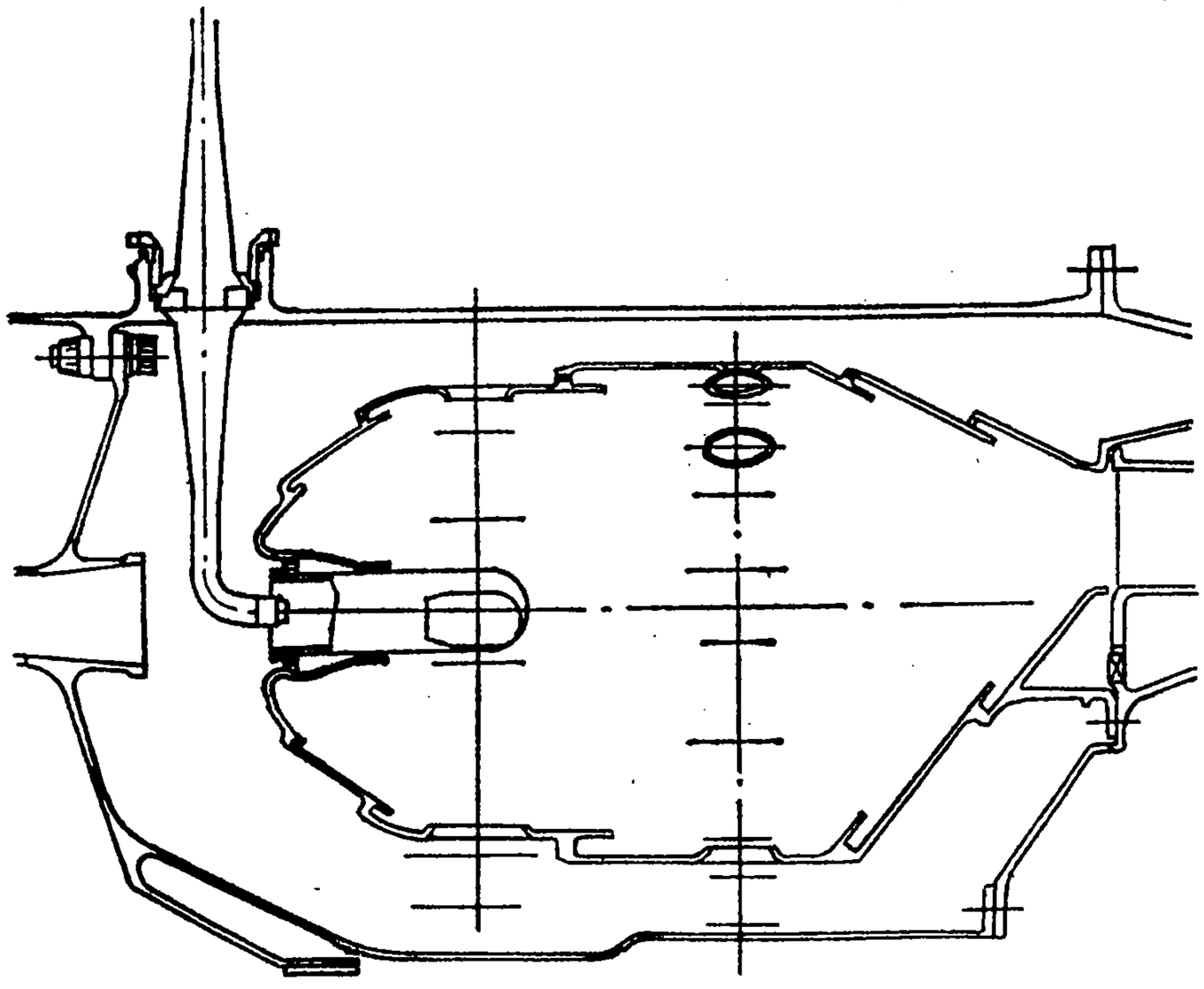


图5-24 RB199发动机燃烧室

为了减少突然扩张式扩压器中的压力损失，目前采用了放气方法防止气流分离，可以得到较高的总压恢复系数。在F100发动机燃

烧室的突然扩张段内，安装了分流环，消除了由于突然扩张而引起的涡流，使燃烧室压力损失减小（图5-25）。

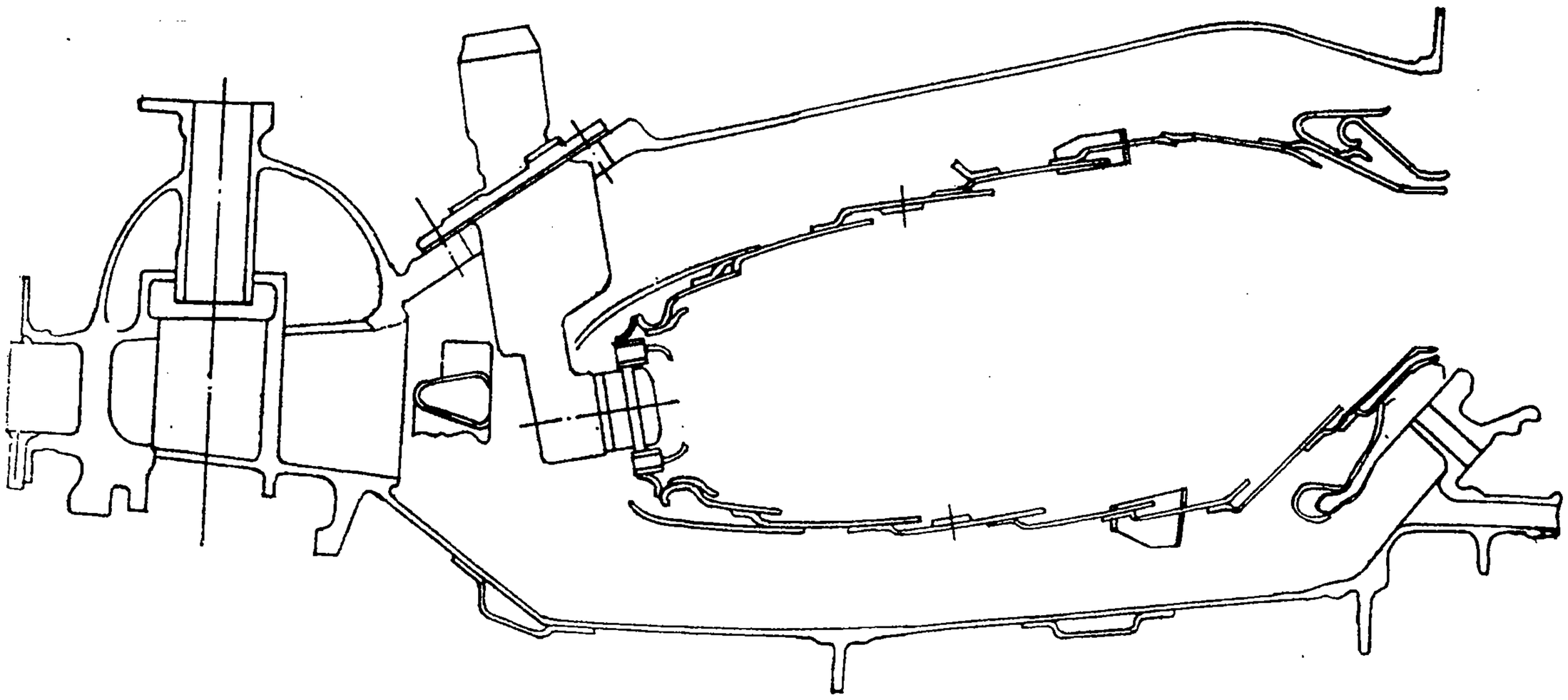


图5-25　F100发动机燃烧室

此外，在目前环形燃烧室中，还广泛采用将燃烧室进口扩压段并入压气机出口扩压段内的措施，以缩短燃烧室长度，如JT9D，RB211等发动机都采用了这种方案。

扩压器是燃烧室部件中结构复杂，且重量较大的组件，它又是发动机的主要承力构件，压气机后轴承就安装在扩压器里面，因此要解决传力、轴承润滑、封油和封气等问题。在结构设计中，除考虑其型面设计力求减少损失外，还必须考虑其强度、刚度和全台发动机的结构特点。

（二）涡流器

涡流器装在火焰筒的前端，其作用是使高温燃气在火焰筒头部产生低速回流区，以稳定火焰，以及使空气与燃油很好掺合，点燃后续混气，提高燃烧效率。

涡流器有叶片式和非叶片式两种。

1．叶片式涡流器

叶片式涡流器在非蒸发管燃烧室中得到广泛采用。图5-26为JT3D发动机火焰筒的叶片式涡流器。它是精密铸件，由内、外环、叶片和折流环组成。喷咀装在内环中，折流环位于叶片后缘，将涡流器出口的一部分空气引向喷咀附近，使靠近喷咀的周围形成贫油区。试验证明，炭粒的生成主要是在喷咀附近的局部富油区内。因此，带有折流环的涡

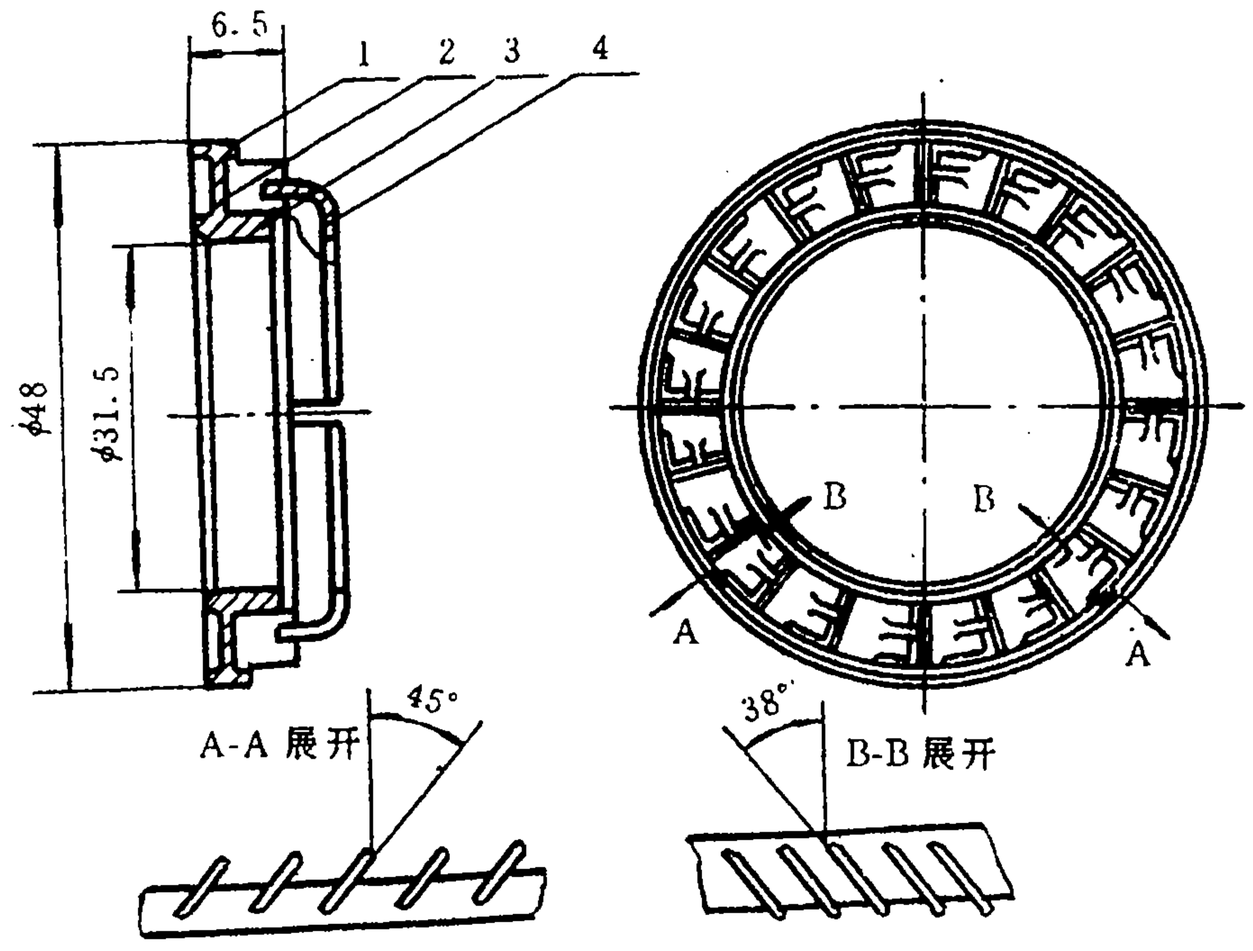


图5-26　JT3D发动机火焰筒的涡流器
1．外环；2．叶片；3．内环；4．折流环

流器可以减少发动机的冒烟和对大气的污染。为了减少热应力，在折流环上加工有四条周向均匀分布的膨胀槽。

涡喷6发动机的涡流器由内、外环和叶片用钣料点焊联接而成。

2．非叶片式涡流器

非叶片式涡流器是利用气流经过非流线体之后产生低速回流区，或经过多孔壁之后产生低速回流区。

非叶片式涡流器气流流动情况与叶片式涡流器不同，对于叶片式涡流器来说，气流经过叶片之后围绕着涡流器轴线产生强烈的切向旋转气流，但非叶片涡流器则无切向速度或切向速度很小。

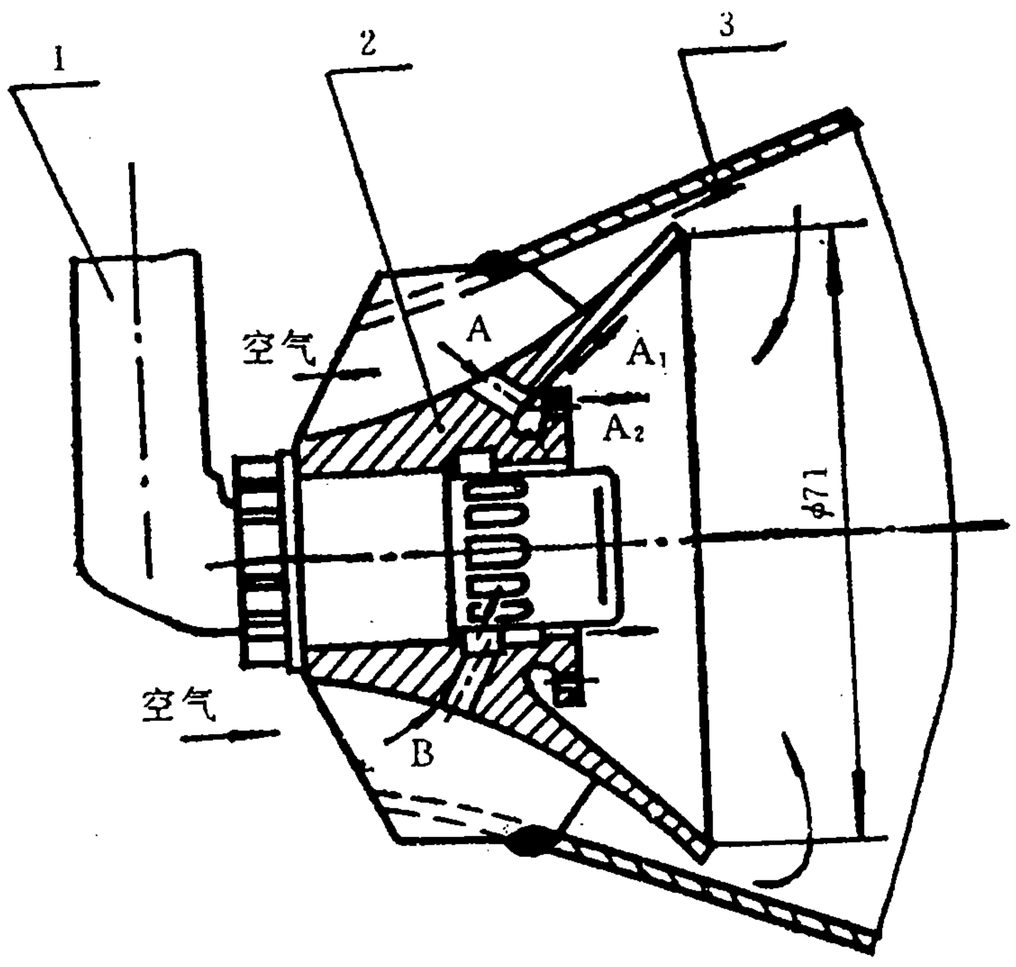


图5-27　涡桨6发动机火焰筒头部

1．喷咀；2．喇叭形涡流器；3．火焰筒头部

图5-27是涡桨6发动机的喇叭形涡流器。它是一个机械加工件，喇叭形涡流器2借六个径向支板焊在火焰筒头部3上。空气经喇叭外缘1毫米的环形间隙处流入后，由于通道突然扩张，形成回流区。进入斜孔A的气流分为两部分：一部分空气A_1用来形成气膜冷却和吹除涡流器内锥面上的积炭；另一部分空气A_2用来使喷咀1附近贫油，以减少发动机冒烟和对大气的污染。另外，还有一股空气B用来冷却喷咀和吹除积炭。这种涡流器结构比较简单，但回流区较小，稳定工作范围较窄，燃烧效率比较低。

非叶片式涡流器还有另一种形式，称为多孔壁式涡流器。它没有专门的涡流器零件，在火焰筒头部冲制成专门的缝隙和孔，起着涡流器作用。这种涡流器除用在J85、J79等发动机外，还广泛用在带离心甩油的折流式环形燃烧室中。

图5-28是阿都斯特发动机离心甩油折流燃烧室头部图。火焰筒前壁沿圆周有三圈冲制

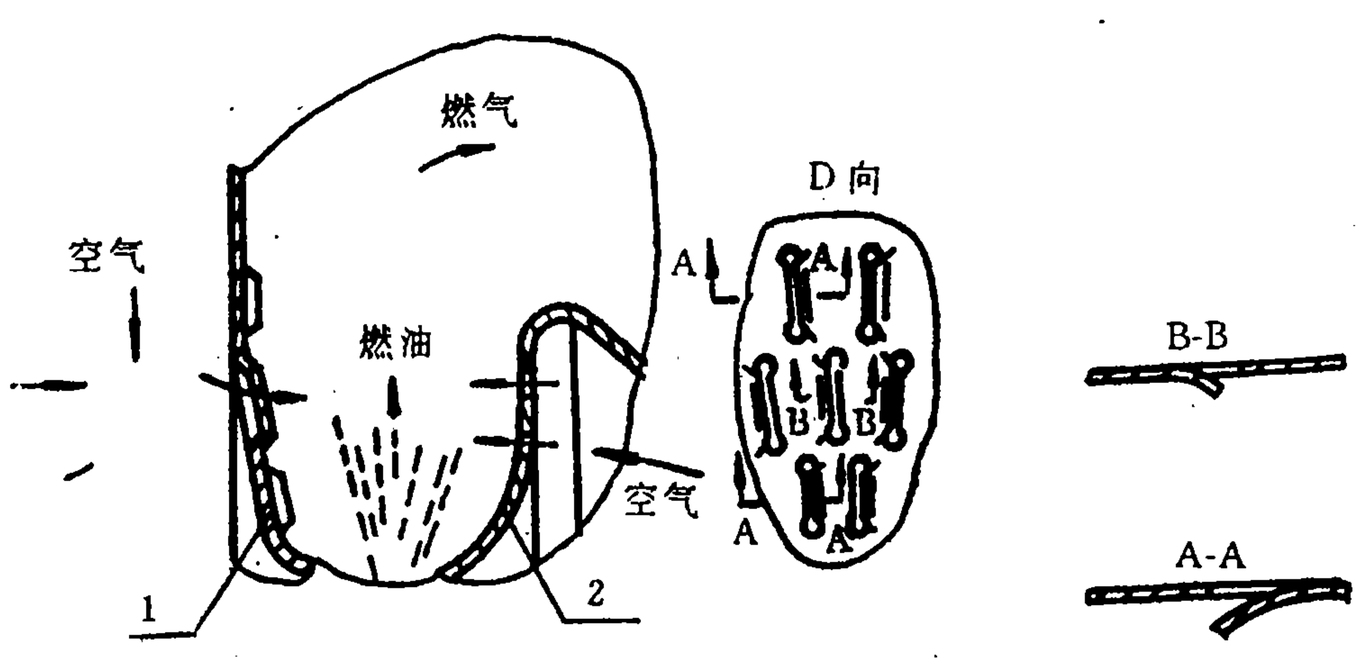


图5-28　阿都斯特发动机的火焰筒头部

1．火焰筒前壁；2．火焰筒内壳

缝隙，外圈和内圈缝隙使气流进入火焰筒后向右旋转，中圈缝隙相反，三者相互交错，促使从离心甩油盘内甩出的燃油与空气良好掺混。

在蒸发管燃烧室中广泛采用的隔板式涡流器也是一种非叶片式涡流器。它借隔板及侧壁上的主燃孔在火焰筒头部构成回流区（图5-17）。

（三）燃油喷咀

燃油喷咀的功用是将燃油雾化（或汽化），加速混合气形成，保证稳定燃烧和提高燃烧效率。

航空发动机使用的喷咀，有离心喷咀、蒸发喷咀（亦称蒸发管）、甩油喷咀（亦称甩油盘）、气动喷咀等。由于离心喷咀工作可靠，有较好的雾化质量，故航空发动机用得最多。但离心喷咀存在高温富油区，容易造成发烟污染，而且在不同的飞行条件下，燃烧室出口温度场变化较大。

1. 离心喷咀

离心喷咀是利用高压燃油通过喷咀的涡流器后，在涡流室内高速旋转，燃油喷出时，靠离心力作用，将燃油雾化散开成为许多微小的油珠。常用的涡流器结构有四种：切向槽涡流器、切向孔涡流器，螺旋槽涡流器及涡流片（图5-29）。

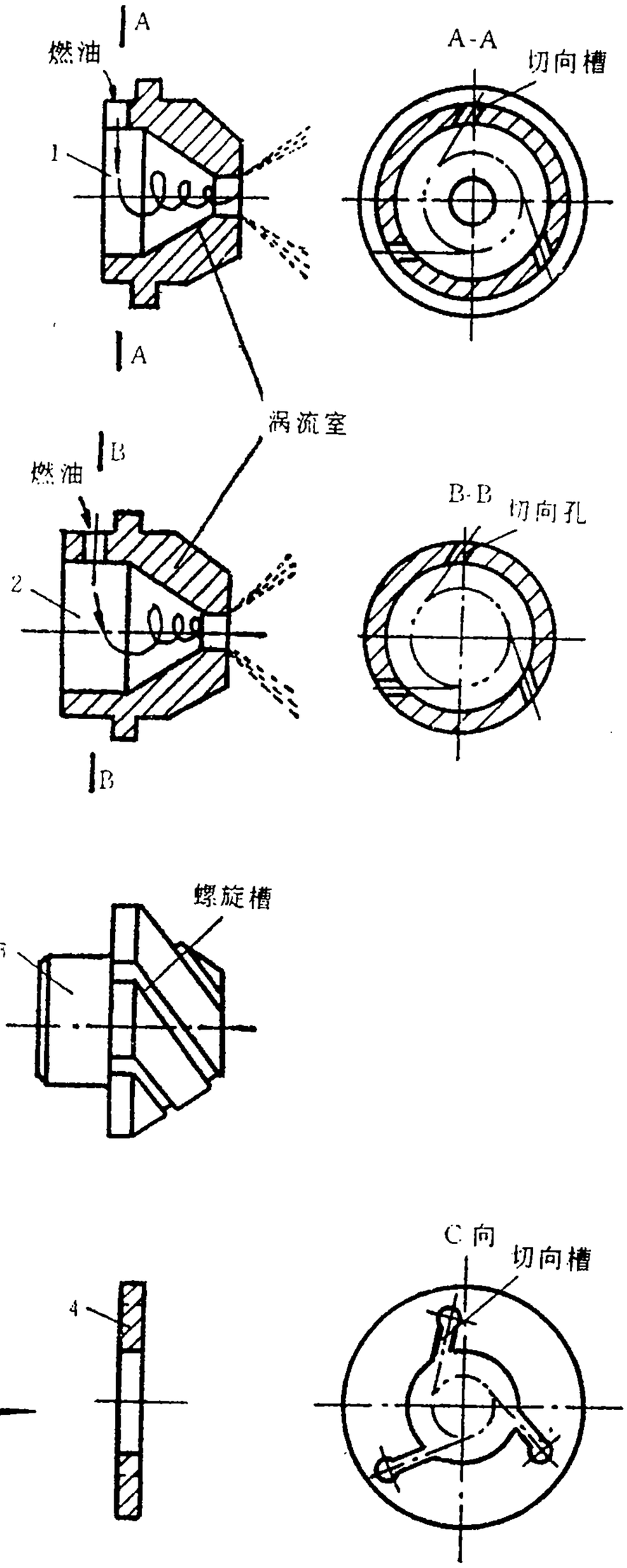


图5-29　燃油喷咀涡流器

1. 切向槽涡流器；2. 切向孔涡流器；3. 螺旋槽涡流器；4. 涡流片

涡流器实质上只是提供切向的燃油通道，燃油通过切向通道进入涡流室后，将产生高速旋转，故从喷咀喷出的燃油，形成空心的雾状油锥。为保证雾化质量，喷咀前的最低燃油压力为$39\times10^4\sim49\times10^4$帕。喷咀前的最高油压取决于燃油泵能力，一般最高油压近于98×10^5帕。最高油压约为最低油压的二十倍。由于喷咀的供油量与油压的平方根成正比，故普通单路离心喷咀供油量变化范围为4～5之间。但是，发动机的供油量变化很大，例如在低空以最大速度飞行（或起飞时），其供油量约等于在高空以最低速度飞行的10～20倍；如果把起动状态也估计在内，则供油量的变化可达40～50倍之多。此时，单路喷咀不能满足要求，需要采用双路喷咀。双路喷咀又可分

为双路双室双喷口喷咀、双路单室单喷口喷咀、以及双路双室单喷口喷咀等。

图5-30示出涡喷7双路双室双喷口喷咀，主喷口2端面上有六条切向槽，副喷口1端面上也有四条切向槽。主、副油路的燃油旋转方向相同，但与火焰筒叶片式涡流器出口的气流旋转方向相反。喷咀螺母5的外圆通过球形衬套与火焰筒的叶片式涡流器配合。为了耐磨，喷咀螺母5的外圆渗氮0.1～0.2毫米。

斯贝发动机喷咀既喷油，又可喷水（图5-31）。喷咀体1内除了有燃油通道外，还有水通道，每个喷咀上有两个喷水孔，一个在喷咀之上，一个在喷咀之下。上喷水孔是直接在喷咀体1内钻一小孔，下喷水孔则设在水喷咀3上，水喷咀3用两个销钉2固定在喷咀体1的下方。斯贝发动机喷水的目的，是当大气温度高达35°C时，在2 700米的高度以下仍能恢复其最大推力。

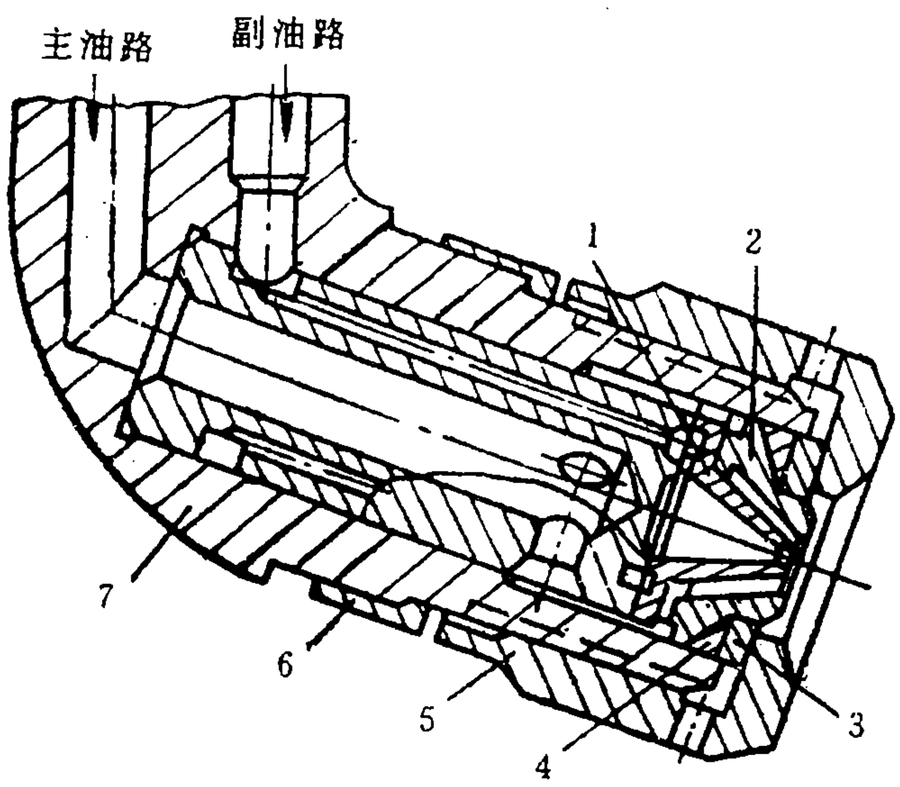


图5-30　涡喷7发动机燃油喷咀
1. 副喷口；2. 主喷口；3. 垫圈；
4. 封严圈；5. 喷咀螺母；6. 锁片；
7. 喷咀体

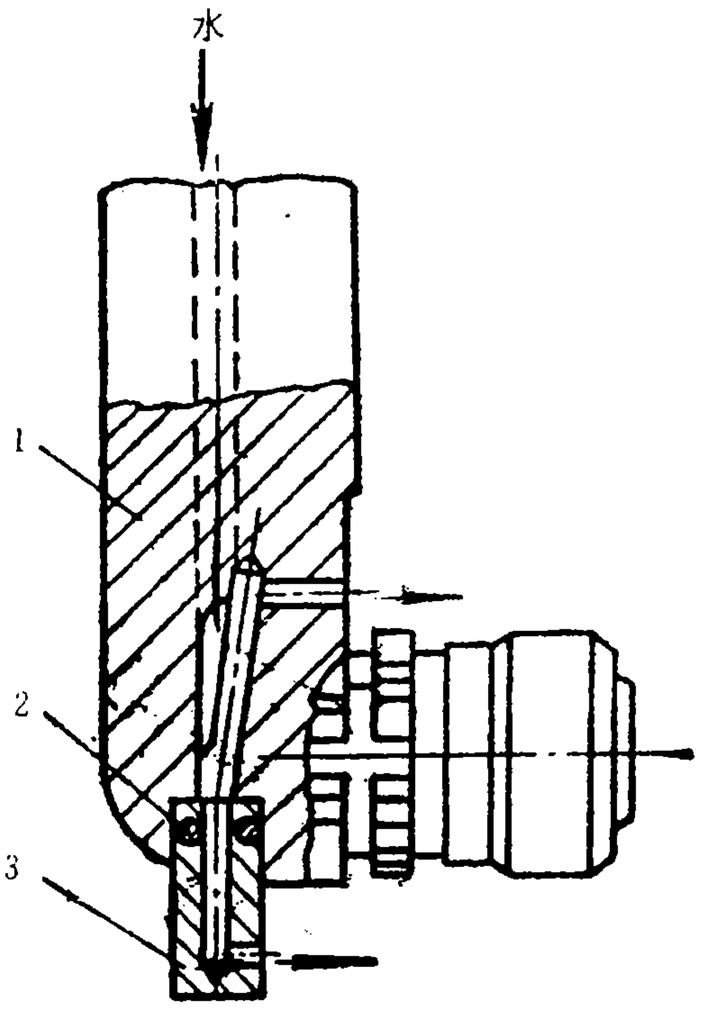


图5-31　斯贝喷咀上的水喷咀
1. 喷咀体；2. 销钉；；3. 水喷咀

斯贝喷咀的空气冷却通道是两层的，见图5-32。第一层气冷通道是空气套6与喷咀螺母3之间的夹层，第二层气冷通道是喷咀螺母3与主喷口7之间的环形间隙。空气套6靠销钉5固定，而销钉5则用铜焊焊在喷咀螺母3的销孔内。主喷口7端面上有六条切向槽，副喷口8端面上有三条切向槽，主、副油路的燃油旋转方向与火焰筒叶片式涡流器出口的气流旋转方向相反。

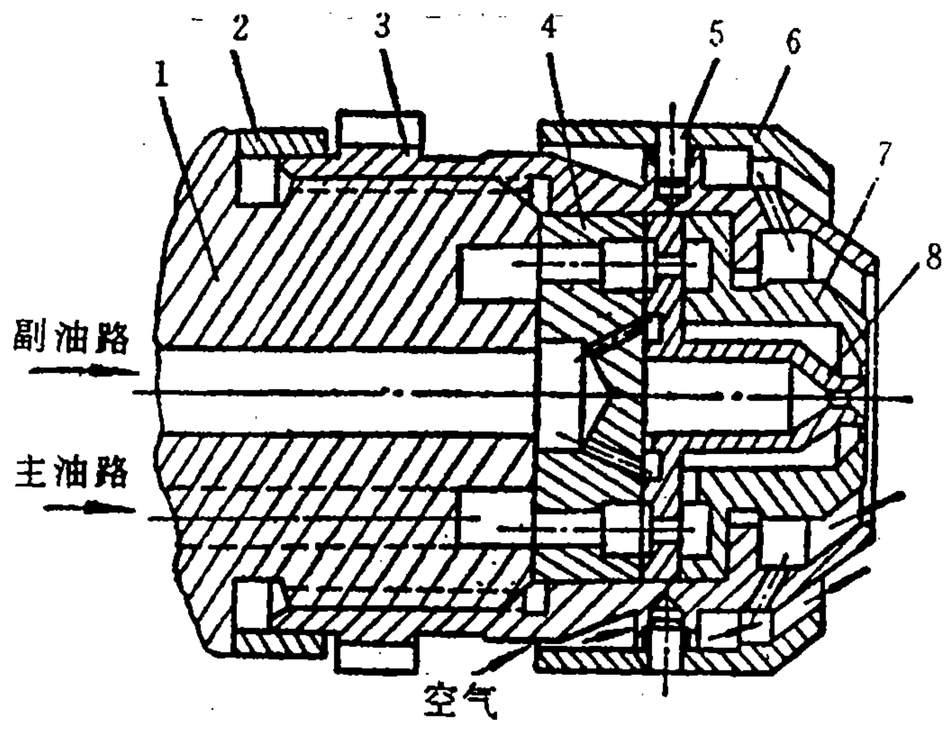


图5-32　斯贝喷咀
1. 喷咀体；2. 锁片；3. 喷咀螺母；4. 分油器；5. 销钉；6. 空气套；7. 主喷口；8. 副喷口

斯贝喷咀还有一个特别之处，就是喷咀壳体4（图5-33）的主油路进口装有燃油分配器。燃油分配器主要由燃油分配器壳体1、配重2和弹簧3组成，其工作原理见图5-34。设置燃油分配器的

目的是平衡装在燃油总管不同位置的喷咀的静压差。装在燃油总管下方的喷咀，由于燃油自身重量所产生的静压作用，故喷咀的油压比装在燃油总管上方的喷咀略大，特别是在主油路刚刚开始工作的时候，上方喷咀的主油路还未喷油，而下方喷咀的主油路由于燃油自身静压关系，已有相当大的供油量，故造成发动机各燃烧室出口温度不均匀。为了解决此问题，在各个喷咀主油路的进口都装有燃油分配器。图5-34（a）表示喷咀装在发动机上方的情况，此时喷咀进口燃油的流动方向由上而下，配重2的重量有助于压缩弹簧3，因而有利于打开更大的通道截面积F，使通往主喷口的油压适当增高一些。图5-34（b）表示喷咀装在发动机下方的情况，此时喷咀进口燃油由下向上流动，配重2的重量有助于关小通道面积F，使通往主喷口的油压适当减低一些，从而使位于发动机上方的喷咀与位于下方的喷咀供油量保持相等。

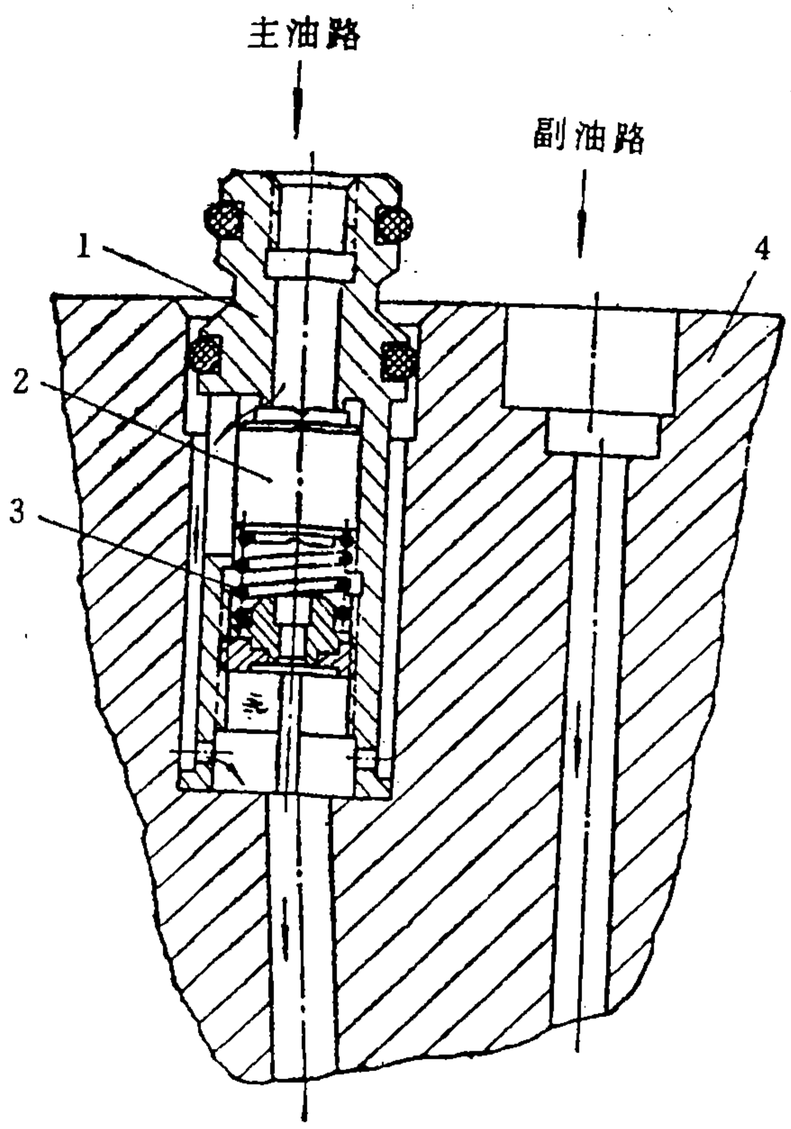


图5-33　斯贝喷咀的燃油分配器

1. 燃油分配器壳体；2. 配重；
3. 弹簧；4. 喷咀壳体

2. 气动喷咀

图5-35所示为RB211发动机燃烧室采用的气动喷咀。燃油经六个切向孔，在喇叭口的内壁面上形成旋转的薄油膜层，在内、外两股高速气流的作用下，碎裂成与空气充分掺混的油雾，进入火焰筒头部。

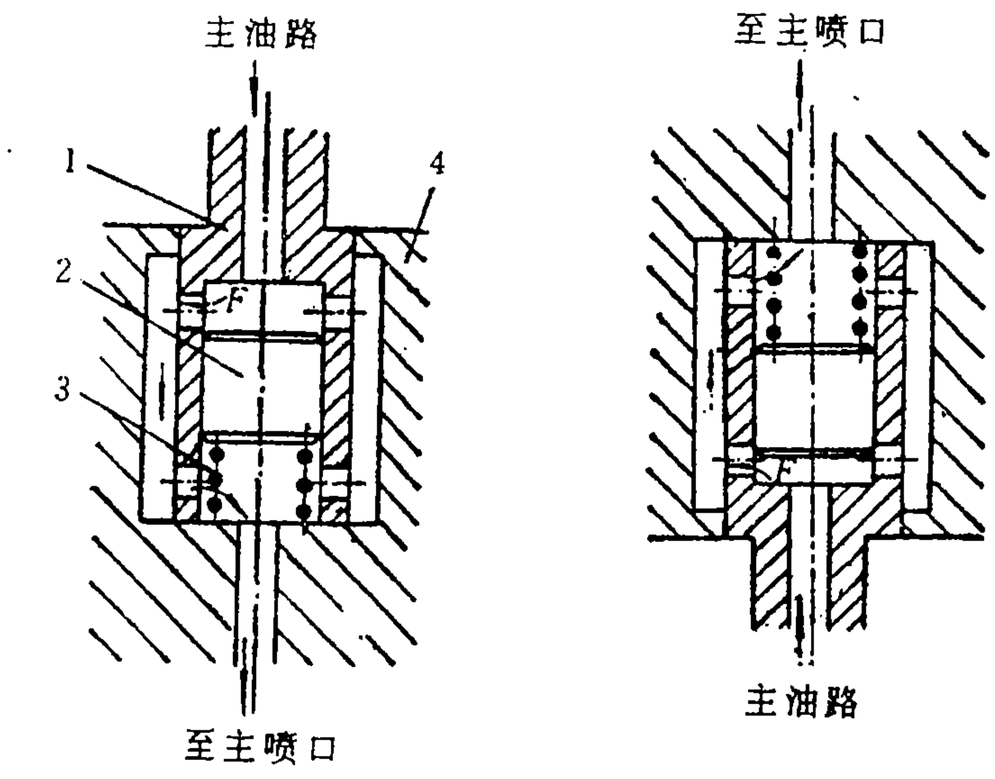


图5-34　斯贝喷咀的燃油分配器工作原理

1. 燃油分配器壳体；2. 配重；3. 弹簧；4. 喷咀壳体

图5-36示出PW4000发动机燃烧室的气动喷咀，燃油亦是在内、外二股高速气流作用下，形成与空气充分掺混的油雾。

气动喷咀的优点是：油气混合均匀，避免了主燃区的局部富油区，减少了冒烟和积炭；火焰呈兰色，辐射热量少，使火焰筒壁温较低；气动喷咀不要求很高的供油压力，而且在较

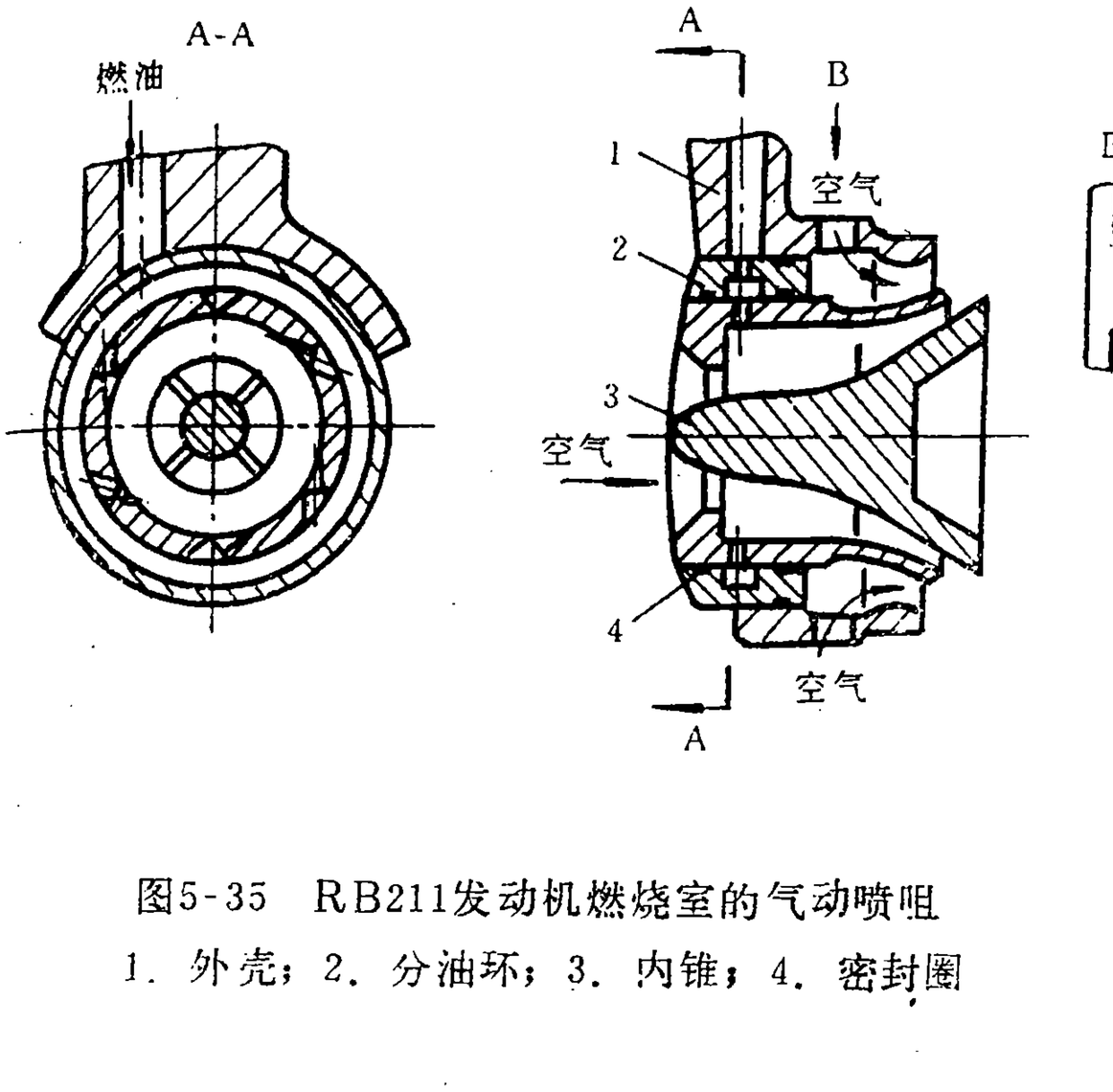


图5-35　RB211发动机燃烧室的气动喷咀

1. 外壳；2. 分油环；3. 内锥；4. 密封圈

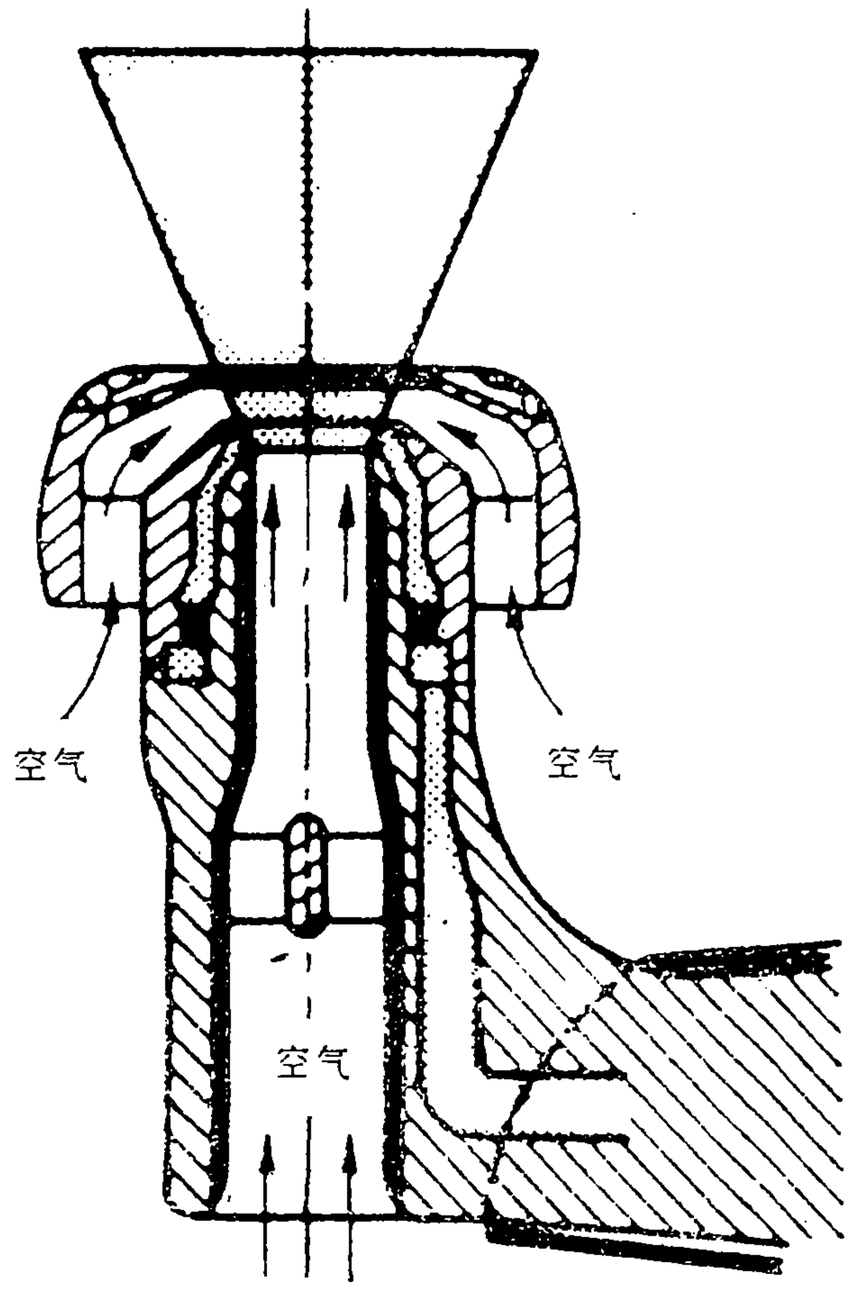


图5-36　PW4000发动机燃烧室的气动喷咀

宽的工作范围内，喷雾锥角大致保持不变，所以容易使燃烧室出口温度场分布比较均匀、稳定；简化供油管道，仅用单管供油。气动喷咀的缺点是：由于油气充分掺混，贫油熄火极限大大降低，使燃烧室稳定工作范围变窄；在起动时，气流速度较低，压力较小，雾化不良。

3. 蒸发喷咀

在蒸发式燃烧室内，油气的混合提前在蒸发管内进行。燃油首先喷入处于高温燃气流中的炽热的蒸发管内，迅速吸热并蒸发为燃油蒸气，与进入蒸发管内的少量空气初步混合成油气，然后从蒸发管喷入火焰筒的主燃区内，与大量空气混合后燃烧。

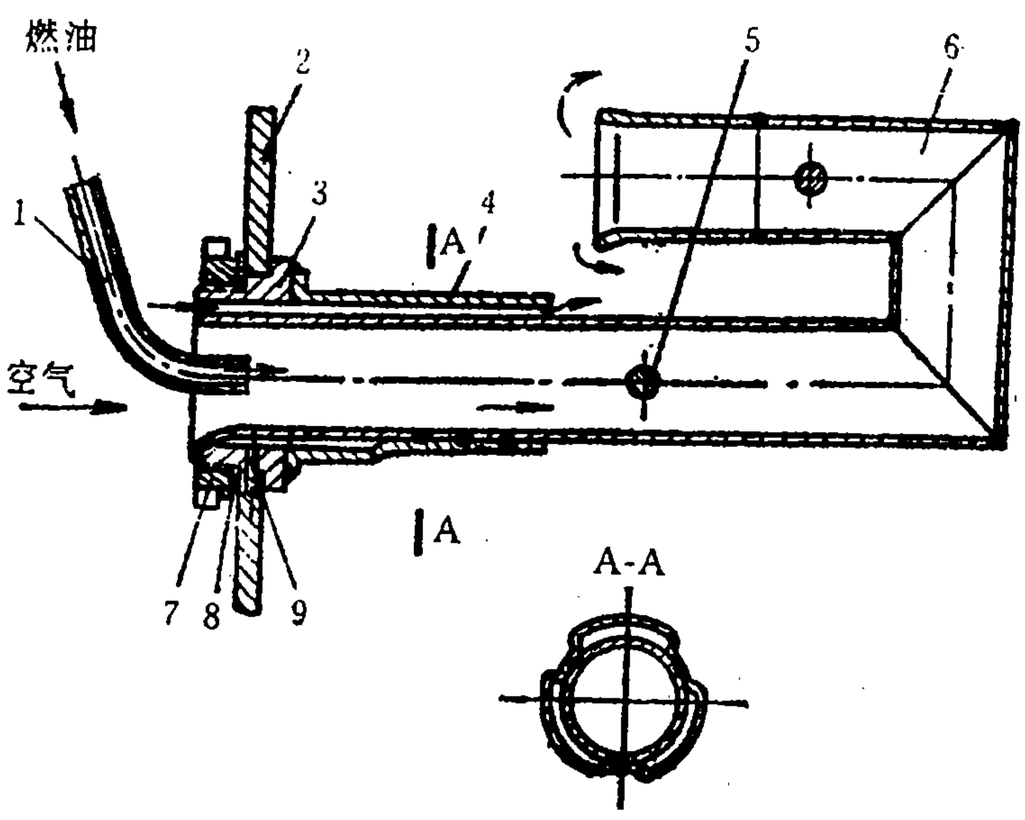


图5-37　威派尔发动机燃烧室的蒸发管

1. 喷油管；2. 火焰筒头部；3. 安装座；4. 空气套；5. 扰流销；6. 蒸发管；7. 螺母；8. 锁片；9. 定位销

图5-37示出威派尔发动机燃烧室的蒸发喷咀。“Γ”形蒸发管6用螺母7固定在火焰筒头部2上，用定位销9定位，使每一个蒸发管的出口正对一个空气杯，空气从空气杯流出，与从蒸发管流出的燃油蒸气混合燃烧。燃油从喷油管1喷入蒸发管6内，同时，还有少量空气和燃油一起进入蒸发管，为了使这部分空气与燃油在蒸发管内更好混

合，故设有两个扰流销5。为了保证蒸发管不致烧坏，以及蒸发管内的燃油不致焦化，设有空气套4。

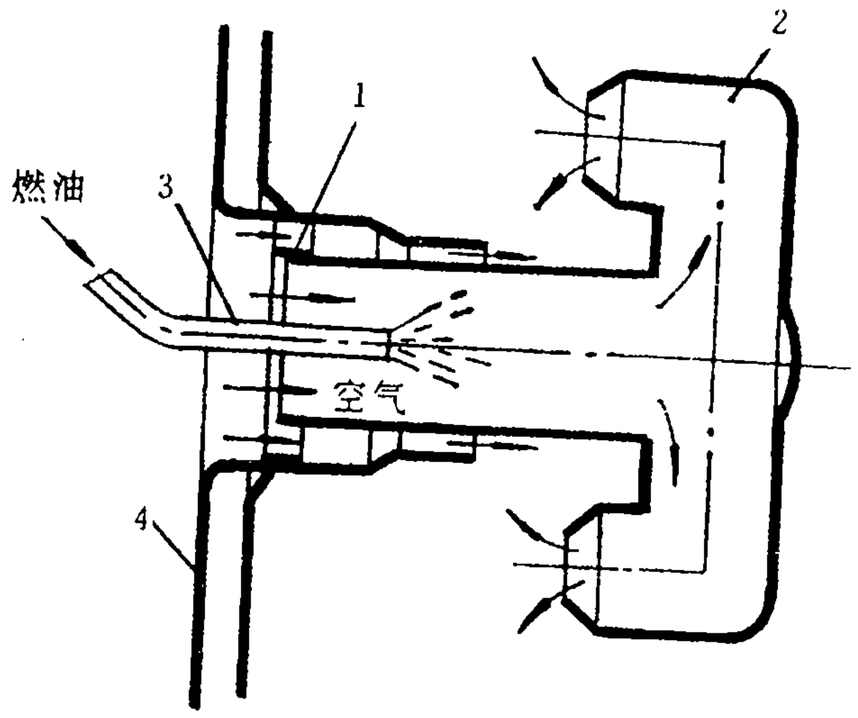


图5-38　奥林普斯593蒸发管

1. 支承环；2. 蒸发管；3. 喷油管；4. 火焰筒头部

“Γ”形蒸发管的出口往往分布在火焰筒的两个主燃孔之间。这种结构不及“T”形蒸发管有两个出口，分别对应分布在火焰筒上主燃孔的位置，可以避免产生局部高温区并能更好组织燃烧。因此在“Γ”形基础上发展而成的“T”形蒸发管得到更广泛应用。图5-38示出奥林普斯593蒸发管。

蒸发喷咀具有气动喷咀类似的优点，它在早期航空发动机上就得到采用。但是，蒸发喷咀仍然存在着燃烧室稳定工作范围较窄；蒸发管本身冷却困难；管内预混油气存在自燃问题；需要辅助起动供油系统等缺点。因此在本世纪50年代曾一度发展缓慢。随着航空发动机的日益发展，压比和涡轮前温度不断提高，并要求在整个飞行范围内，提高燃烧效率，缩短燃烧室长度、解决冒烟污染。在上述问题上，环形蒸发燃烧室具有显著的优点，所以，近年来这类燃烧室的研究又有了较大的进展，不少发动机上采用了蒸发式燃烧室。

4/ 甩油喷咀

甩油喷咀在高转速、小流量的折流环形燃烧室中得到采用。燃油在甩油盘油孔中形成油膜，离开喷口后。离心力使油膜破裂为油珠，在气动力作用下，油珠变成更小的油雾和空气混合，进入燃烧区烧烧。涡喷11发动机燃烧室即采用这种供油装置（图5-19）。

甩油喷咀燃油雾化是转速的作用，不受燃油流量的影响。燃油在离心力作用下，油孔出口处油的动能大于98×10^5帕，保证良好雾化。在环境温度接近燃油冰点，慢车转速下，甩出燃油的索太尔直径不大于60微米。在甩油盘内任何地方，均只在内壁上有一层紧贴内壁的油膜，在甩油盘注油孔内亦是如此，且沿孔的周长不是全有油，油量的变化对薄膜厚度变化不大。

经验表明燃油在孔与孔之间的分布，是完全取决于甩油盘内表面几何形状与精度，尤其是甩油盘内表面与旋转轴线的同心度。而甩油孔的真实形状、尺寸、数目、间隔、光洁度对各孔的燃油分布和雾化不是主要因素。

（四）点火装置

点火装置的作用，是在起动时或在高空熄火后形成点火源。点火性能直接影响发动机工作的安全可靠。当发动机在高空熄火后，压气机处于风车状态，燃烧室进口压力和温度都很低，但气流速度仍然较高。在这样条件下，要保证可靠的再点火是不容易的。发动机的点火装置可分为直接点火和间接点火两种。

1/ 直接点火装置

直接点火是用电咀直接点燃火焰筒头部的混合气。随着高能电咀的发展，使电咀能在低电压下，放电能量大大增加。因此，除不可能直接点火的蒸发式燃烧室外，直接点火已

经得到广泛的应用。

斯贝发动机燃烧室的点火装置如图5-39所示。半导体电咀 6 固定在燃烧室外套10的安装座上，电咀通过外函道，故设有电咀外套 9 保护电咀。电咀与外函外套8之间用浮动环 7 密封，电咀与火焰筒之间用浮动环12密封。

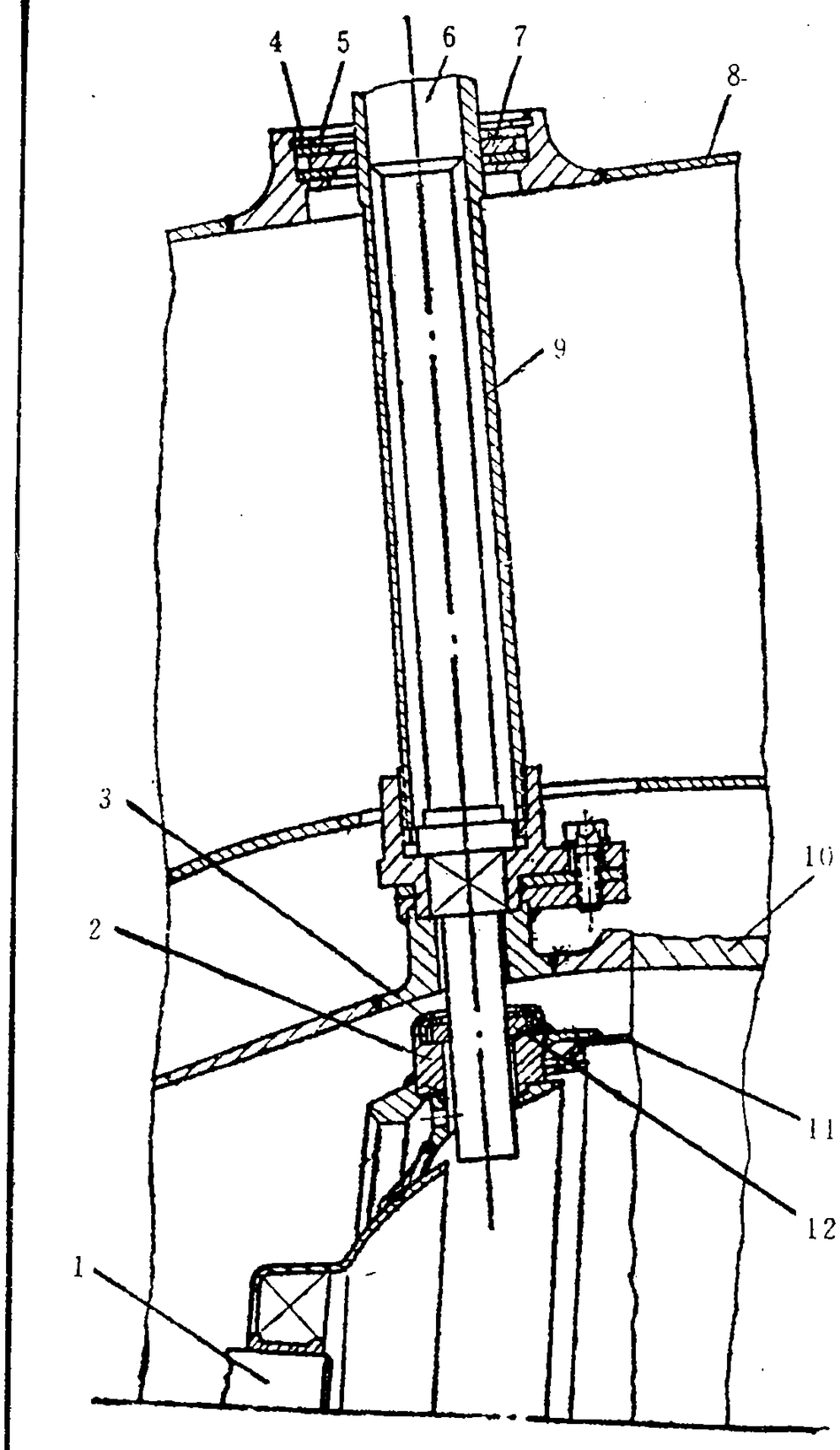


图5-39　斯贝发动机燃烧室的点火装置

1. 喷咀；2. 安装座；3. 限动环；4. 卡圈；5. 垫圈；6. 电咀；7. 浮动环；8. 外函外套；9. 电咀外套；10. 燃烧室外套；11. 火焰筒；12. 浮动环

斯贝MK-511发动机的两个电咀的放电能量是不一样的，一个3焦耳，另一个12焦耳。地面起动点火时，两个电咀都工作。但当飞机在暴风雨中飞行或作机动飞行时，为了防止燃烧室可能熄火，就接通 3 焦耳的一个电咀连续长时间点火。JT9D发动机也采用这种“长明灯”的点火办法，但两个电咀都是 4 焦耳，飞行中遇到天气不好，就用其中一个电咀长时间连续点火。

2　间接点火装置

间接点火是先点燃起动喷咀的燃油，形成小股火焰去点燃工作喷咀的燃油。

涡喷7发动机采用间接点火。四个点火器安装在燃烧室外套前部，与起动输油圈相联。它由起动喷咀、电咀、补氧咀、点火器壳体等组成（图5-40）。为了保证高空起动，在8 000米以上的高空，还补氧，可保证点火高度到12 000米。在点火器壳体4上开有小孔，引入少量第二股气流，经挡板扰流后，与起动喷咀喷入的燃油混合，由中心电咀点燃，形成小股火焰。通过三通管引燃相邻火焰筒内的工作燃油。起动燃油早期是用汽油，后期改为煤油，以简化系统。

不论是直接或间接点火，电咀与喷咀（起动喷咀或工作喷咀）之间的相对位置很重要，电咀应位于燃油的局部浓度适当，气流速度较低，最容易着火的地方。直接点火装置的电咀位置，只能放在火焰筒头部，靠近喷雾锥外缘，隐蔽在气流速度较小之处。间接点火装置一般设在火焰筒的回流区范围内，向回流区喷出先锋火焰。但间接点火装置也有放在火焰筒的外面，例如涡喷11发动机放在压气机出口处（图5-19），涡喷7装在联焰管内，联焰管通常设在回流区最大直径的地方，该处也正是设置点火装置适宜之处。

点火器的周向分布有不同的方案：安排在发动机上部，则电咀不易弄脏和积炭；安排在发动机水平中心线附近，相对180°的位置，可使每个电咀点火的传焰路程最短；安排在发动机下部，当发动机贫油熄火时，在燃油油位的静压作用下，发动机下部火焰筒最后熄火，因此，易于再次点燃。此外，还要考虑到检查和维护的方便。通常电咀的分布位置是经过试验确定。

（五）联焰管

分管燃烧室和联管燃烧室为传播火焰以及均衡各火焰筒的压力，都必须有联焰管。联焰管的轴向位置，应设在回流区直径最大的地方，因为该处较容易点火。联焰管的直径应足够大，如果直径太小，则火焰难以通过，尤其是在高空低压条件下。但联焰管直径也不宜太大，因为联焰管横贯于第二股气流通道之中，大联焰管下游将产生强烈的涡流，影响下游火焰筒壁面的冷却。经验证明，位于联焰管下游而在靠近联焰管的地方，经常产生故障

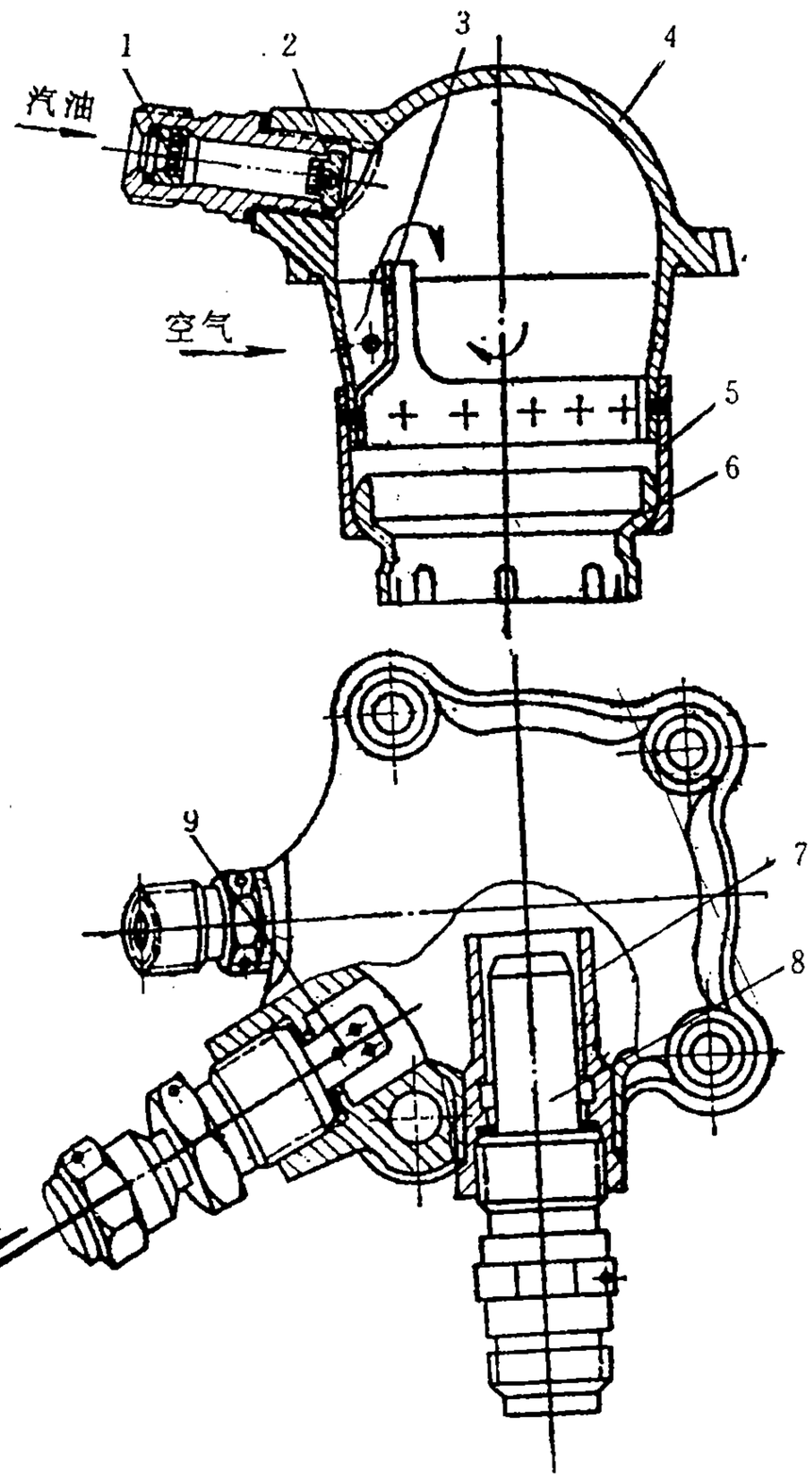


图5-40　涡喷7发动机的点火器

1. 油滤；2. 起动喷咀；3. 挡流板；4. 点火器壳体；5. 点火器裙；6. 球面衬套；7. 电咀衬套；8. 电咀；9. 喷氧咀

分管燃烧室的联焰管要伸出燃烧室外套，因此必须解决好联焰管与燃烧室外套的密封和联焰管本身的冷却。联管燃烧室的联焰管包围在第二股气流中，因此，它的结构比分管燃烧室的联焰管简单。

JT3D发动机燃烧室采用两个不同直径的衬套组成联焰管（图5-41），两衬套端面和径向都有间隙，使工作时不致磨损。为避免迎面气流由端面间隙进入联焰管内，影响传焰，在大联焰管迎着气流方向有凸出的半环。在火焰筒壁面上焊有大导流片4，用以加强联焰管下游的壁面冷却。

（六）气膜冷却

火焰筒往往是发动机寿命最短的部件。为了延长火焰筒的寿命，改善火焰筒的冷却是非常重要的措施。筒壁的冷却方式有气膜式和散热片式两种。实践表明，散热片式冷却效果差，重量大，而且费料费工，因此，目前都采用气膜冷却方式。一般发动机用于气膜冷却的空气流量，约占总流量的25～35%。

最简单的气膜冷却结构是在火焰筒壁上钻一些小孔，由于小孔的直径较小，所以空气进入火焰筒的射流深度很浅。空气进入火焰筒后，紧贴火焰筒内表面迅速散开，形成气膜冷却的保护层。小孔气膜冷却的发展，即为缩腰小孔气膜冷却，它可增加气膜冷却的有效长度。图5-42～5-44为增强气膜冷却效果而设计的几种较特殊的缩腰小孔结构。图5-42在搭接处的外壁滚压成波形凸起，能较好地利用第二股气流冲压进气作用，而且增强了刚性。图5-43则在搭接处的内壁滚压成波形凹下，故刚性很大，而且进气孔直径特别大（ϕ8），进气孔的总面积大于出口处的环形间隙（2.3毫米）的通道面积，使大量冷却空气沿着一个先扩张后收敛的环形通道，顺着圆弧R8紧贴着火焰筒内表面喷出，以达到冷却均匀及增加气膜冷却有效长度的目的。JT9D的增压比很高（21.8），燃烧室进口及出口的温度都较高（进口749K，出口1377K），为了加强冷却，特焊有集气环，以增大迎

风面积，增加用于气膜冷却的空气量，并增加圆周刚度。

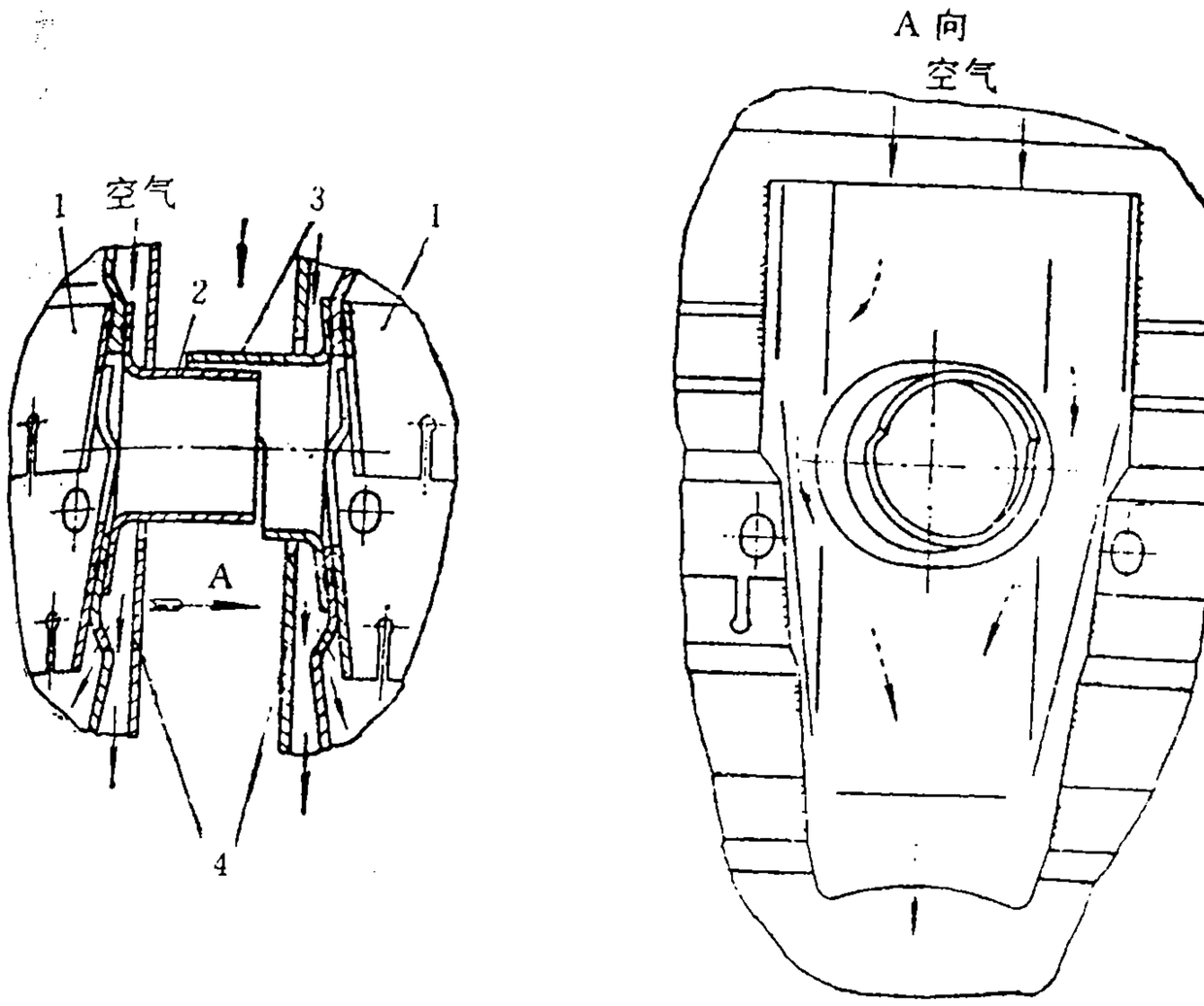


图 5-41　JT3D 联焰管

1. 火焰筒；　2. 小联焰管；　3. 大联焰管；　4. 导流片

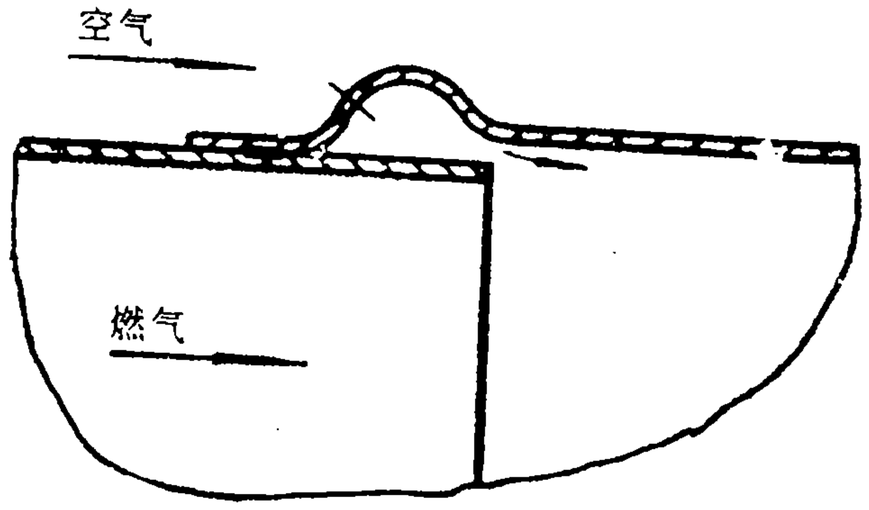


图5-42　CF6火焰筒的缩腰小孔气膜冷却

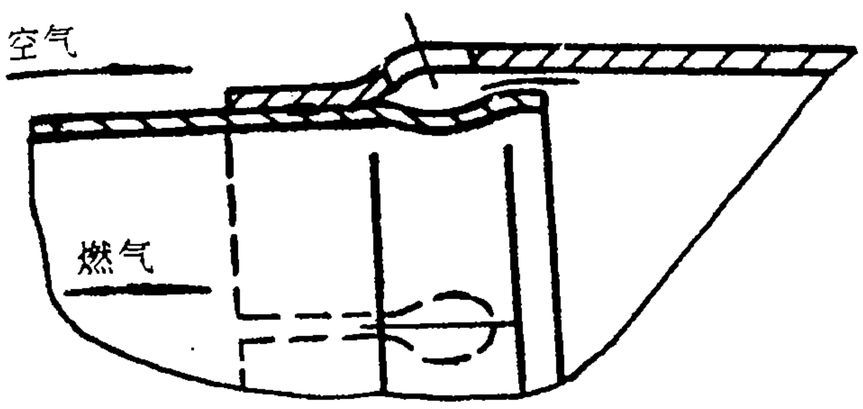


图5-43　涡喷7火焰筒的缩腰小孔气膜冷却

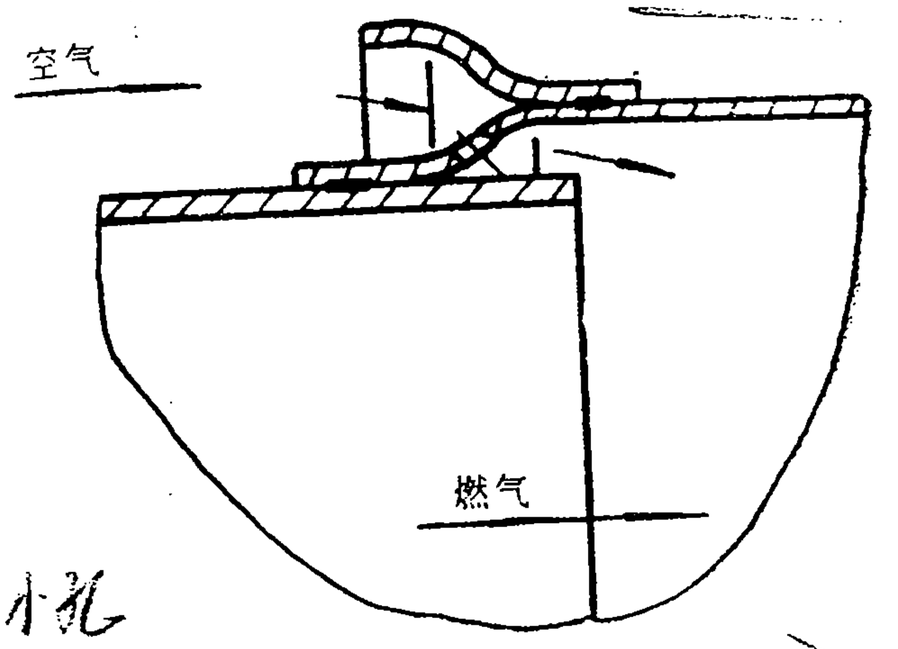


图5-44　JT9D火焰筒的缩腰小孔气膜冷却

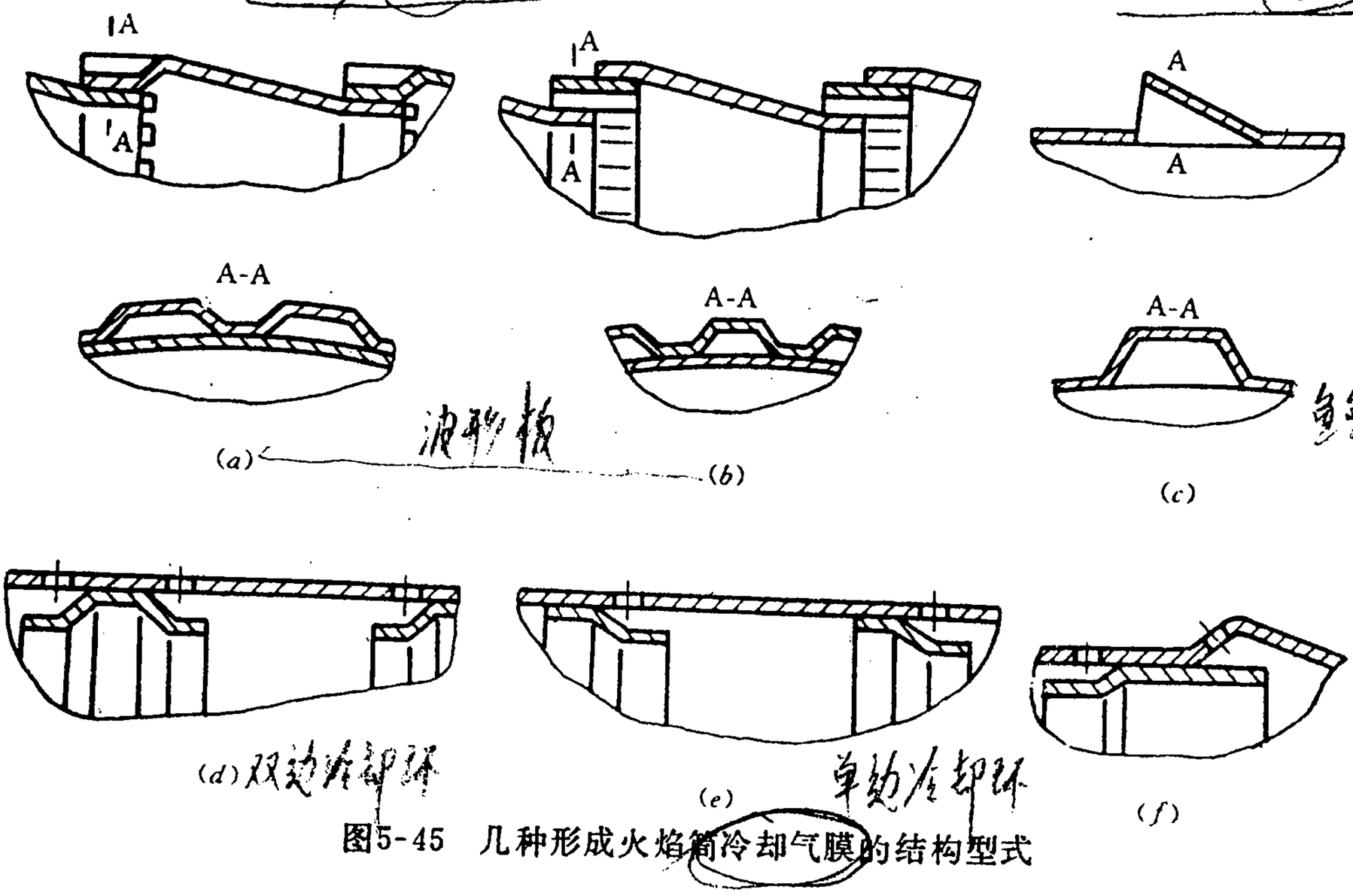


图5-45　几种形成火焰筒冷却气膜的结构型式

图5-45示出其他几种气膜冷却结构：（a）、（b）为波形板气膜冷却结构，它具有弹性，可减轻由于径向膨胀不一致而引起的热应力。波形板冷却效果好，结构简单，刚性也好。与缩腰小孔比较，可省去加工许多小孔的麻烦，但用于冷却所消耗的空气量较大；（c）为鱼鳞状的缝隙气膜冷却结构，其结构简单，但切口边缘容易开裂；（d）为双边冷却环；（e）为单边冷却环，单边冷却环常用于火焰筒的局部冷却；（f）则为冷却环与缩腰小孔冷却气膜结构。

气膜冷却效果好，火焰筒重量轻，但气膜的有效作用长度约40～80毫米，因此需沿火焰筒长度安排多道气膜。为了加强环形燃烧室的径向刚性和改善冷却效果，在近代发动机的火焰筒内、外壁上，采用锻件经机械加工或特型材滚压而成的冷却环。图5-46为RB211发动机上火焰筒的机械加工冷却环。

图5-47示出PW4000发动机火焰筒壁面的冷却方案，在内壁涂有PWA261镁锌隔热涂层，冷却气流在涂层内壁形成气膜。这种进气结构可减少缝隙边缘的热应力，减小火焰筒的热变形。

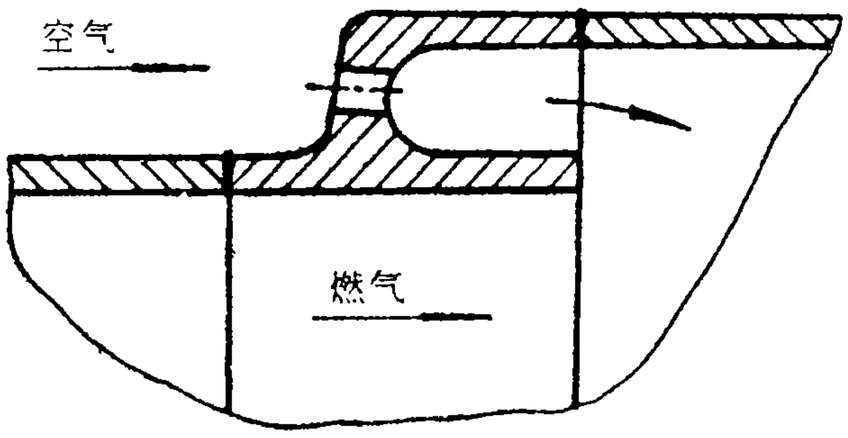


图5-46　机械加工的火焰筒冷却环

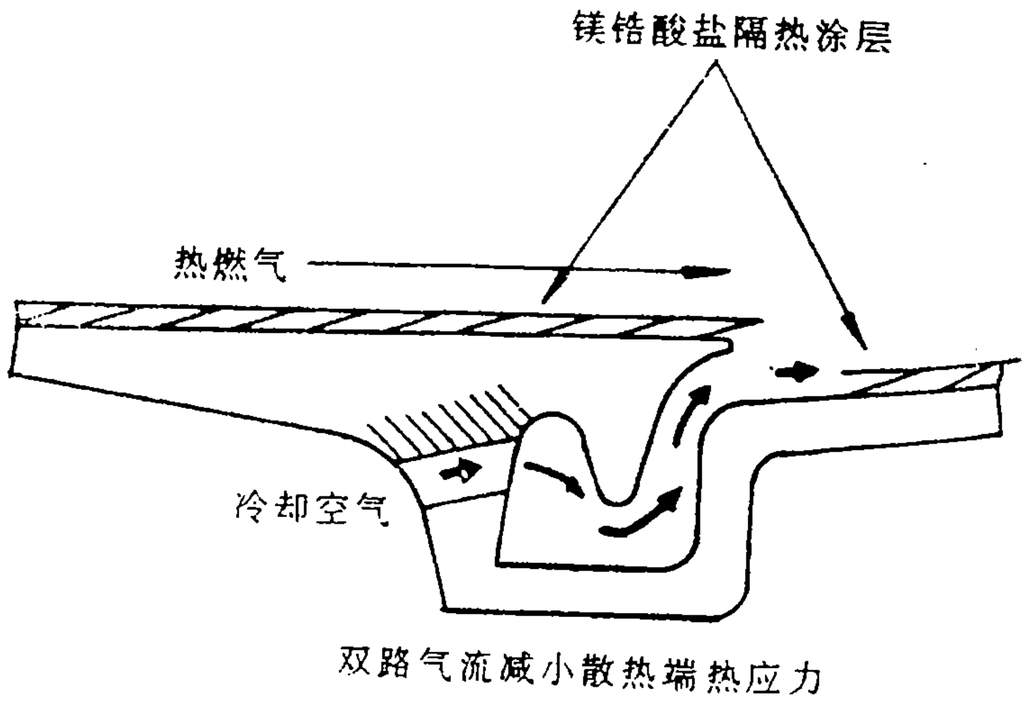


图5-47　PW4000火焰筒的气膜冷却

（七）火焰筒进气孔

火焰筒上进气孔有不同的型式（图5-48），其大小、形状、数量和分布，取决于组织燃烧的需要和涡轮前燃气温度的要求。为提高抗振、抗热疲劳强度，孔边应抛光和加强，如加箍套或作成弯边。为加大进气深度，可采用弯边孔和进气斗。为改善受热不均匀情况，在筒壁上孔稀少而孔径大的部位或在大孔之间可开若干小孔。经过长方形孔引入的气流，由于流线型得到改善，流量系数增加，气流流入的深度大并很好混合，而且能在火焰筒壁产生空气膜。此种构造简单，但火焰筒壁的强度却大大下降。

（八）燃烧室机匣

现代发动机的燃烧室机匣（包括燃烧室内、外套和扩压器内、外壁）通常都是发动机重要承力构件。燃烧室机匣承受有轴向力、径向力、扭矩、弯矩、振动载荷等，受力非常复杂。特别是燃烧室内机匣（燃烧室内套和扩压器内壁），空气压力使这个薄壳筒形零件承受径向压缩应力，容易压扁变成椭圆，失去稳定，尤其是高增压比的发动机更甚。因此，许多发动机的燃烧室内机匣都采用加强结构。

图5-49为一些发动机燃烧室内机匣的径向加强筋实例。加强筋常用钣材焊在燃烧室内

机匣的内表面，为减轻重量，加强筋沿圆周加工有许多减轻孔，孔口还可翻边加强。

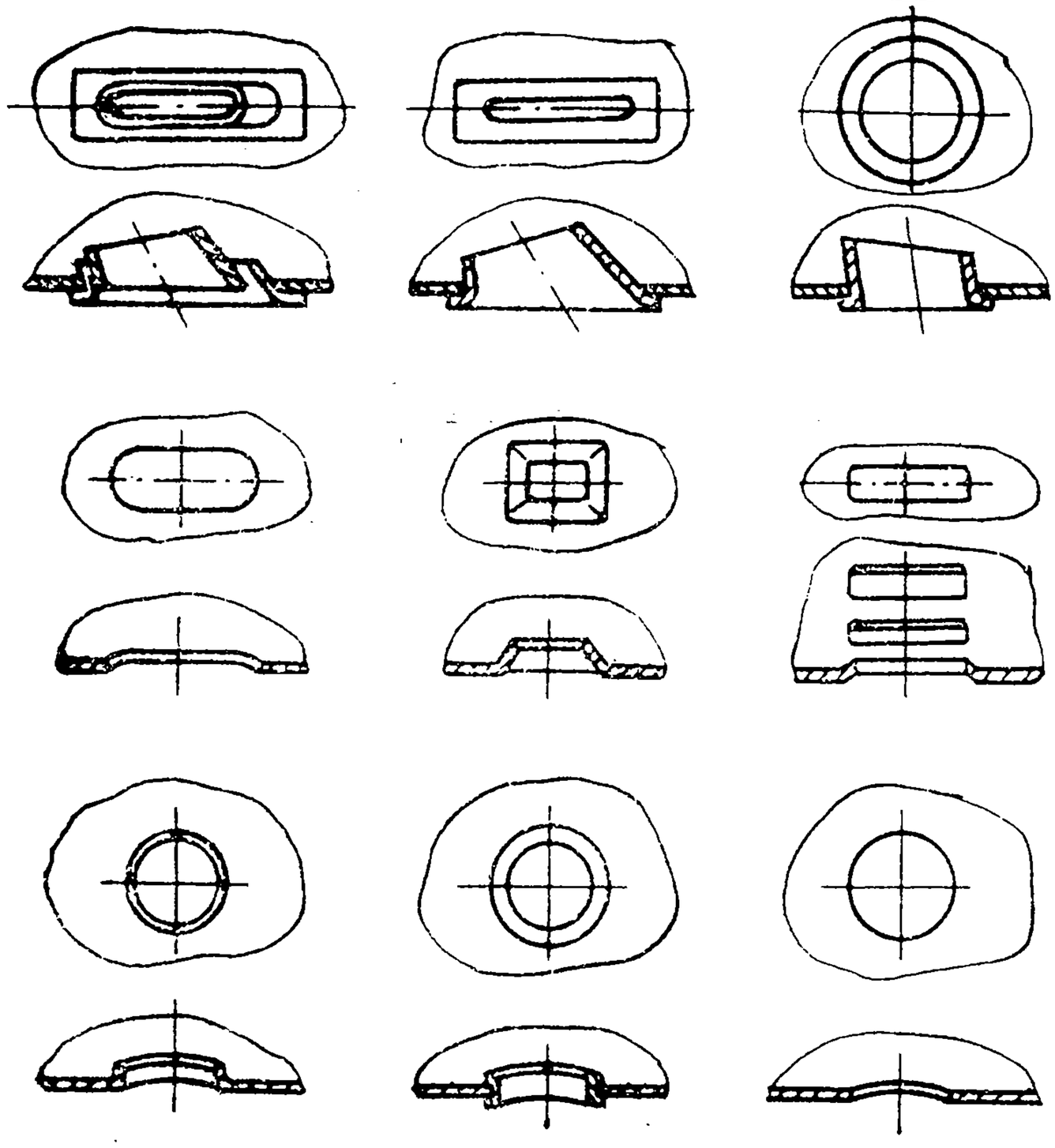


图5-48　火焰筒壁上的进气孔型式

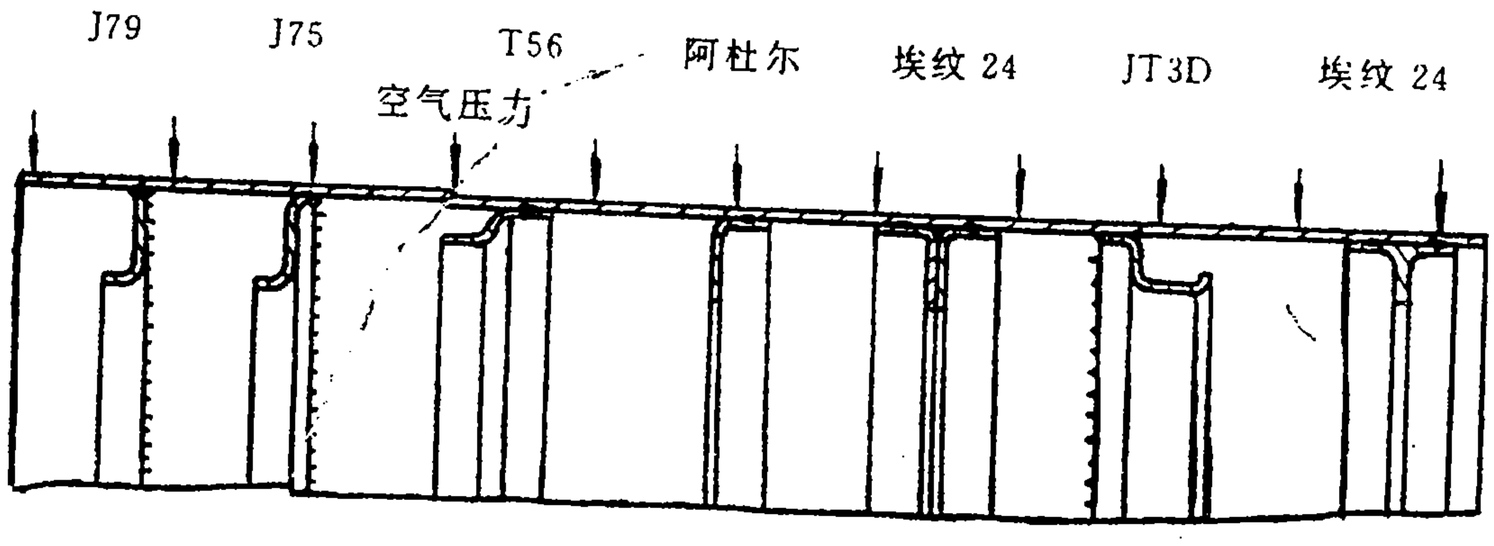


图5-49　燃烧室内机匣的径向加强筋

上述加强筋只能承受径向力，不能承受轴向力。如果燃烧室内机匣的母线不与发动机轴线平行，而要求径向和轴向都能加强时，最好采用封闭形加强筋，如图5-50所示。封闭腔应开有通气小孔，使筋的内腔与外界相通。

燃烧室外机匣（包括燃烧室外套和扩压器外壁）很少采用加强筋，因为空气压力作用于燃烧室外机匣的内壁上，它使外机匣拉伸扩张变圆而不是象燃烧室内机匣那样受压缩变扁。

燃烧室内、外机匣都有安装边，这些安装边本身也起加强作用。图5-51所示为燃烧室外机匣安装边的几种型式。其中以（a）型搭接滚焊用得最普遍，（b）型为对接熔焊，（c）型为搭接熔焊，一般熔焊的气密性比滚焊好，（d）型结构最为合理（例如J75燃烧室外套），因为焊缝远离安装边，既减少因焊接而引起的安装边挠曲变形，又防止焊接时

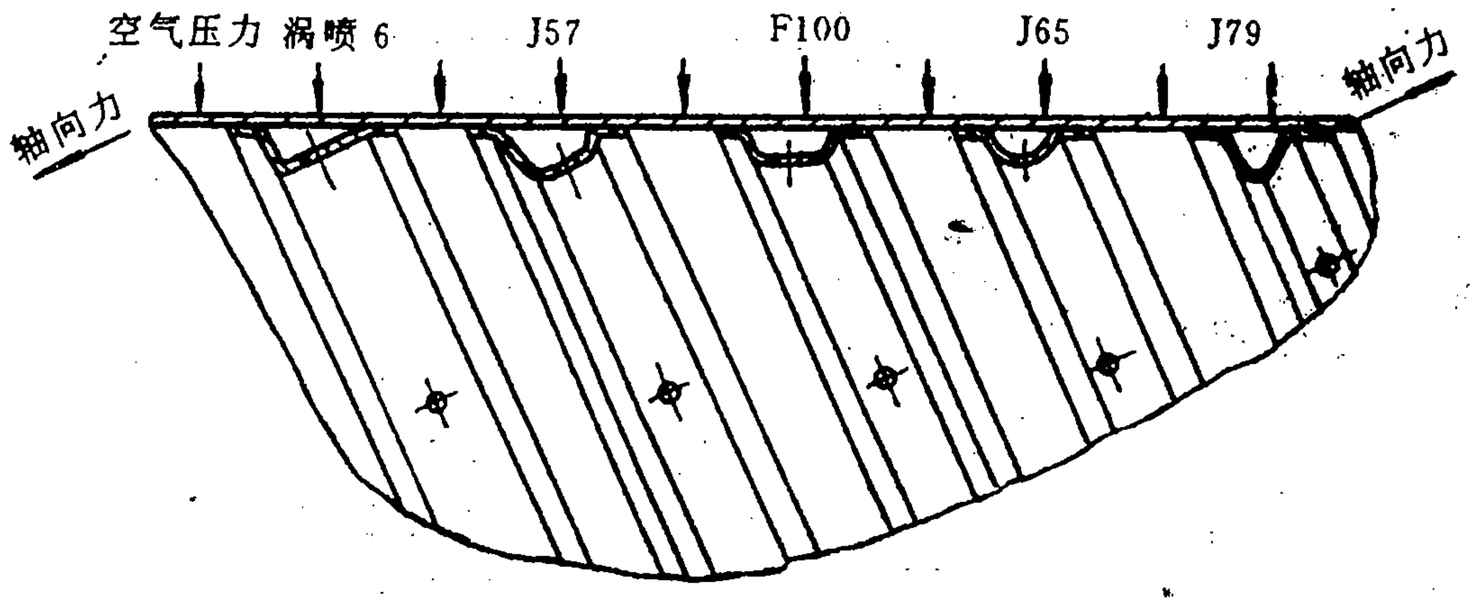


图5-50　燃烧室内机匣的封闭形加强筋

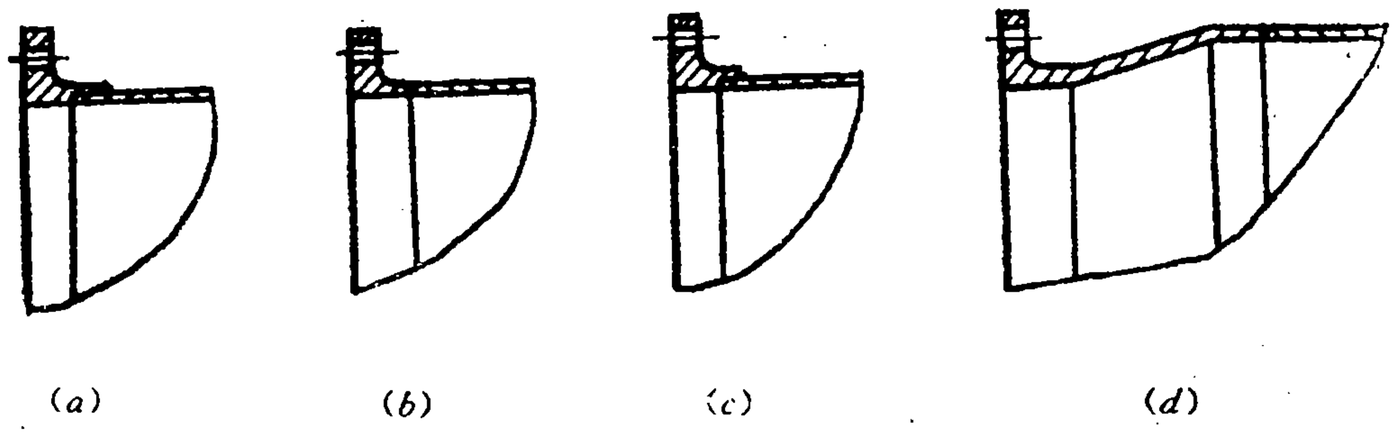


图5-51　燃烧室外机匣的安装边

在从材料很薄转变到材料很厚的安装边的转接处产生裂纹。

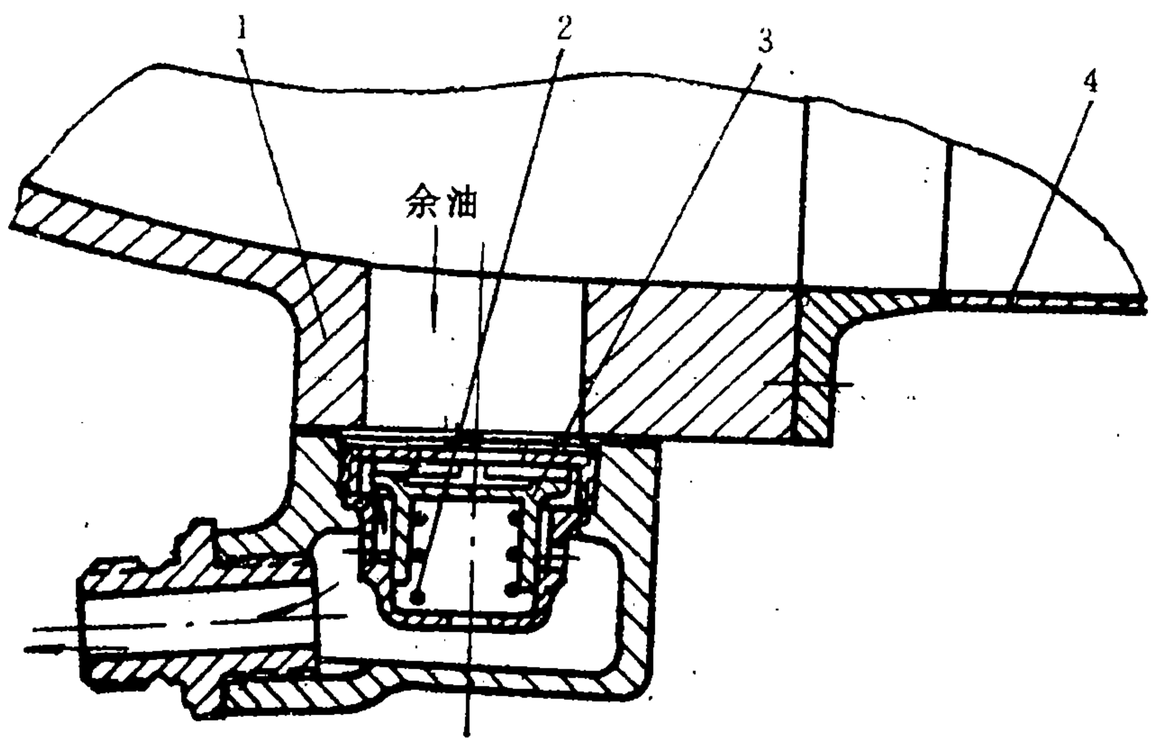


图5-52　威派尔漏油活门

1. 扩压器机匣；2. 弹簧；3. 活门；4. 燃烧室外套

（九）漏油活门

如果发动机起动不成燃功或熄火，燃烧室将会沉积不少燃油，若不及时将这些燃油排出发动机外，这些燃油就可能在不适当的部位燃烧，对发动机是不利的。为此，设有漏油活门，用以放出这些多余的燃油。当发动机不工作时，漏油活门应自动打开，将残余的燃油放掉；当发动机工作时，漏油活门应自动关闭，以免漏气。

一般每台发动机只有一个漏油活门，对于常作特技飞行的发动机，可有两个漏油活门。威派尔有两个漏油活门，前漏油活门（图5-52）装在压气机与燃烧室之间，后漏油活门装在燃烧室与涡轮之间，两个活门的结构相同。

图5-53示出涡桨6的漏油活门，其关闭漏油活门的压力是可调的，拧紧或拧松螺母7，改变弹簧4的弹力，因而改变关闭漏油活门的空气压力。在燃烧室外套1上设有收油池5，余油可迅速集中收油池，然后经漏油活门徐徐放掉。

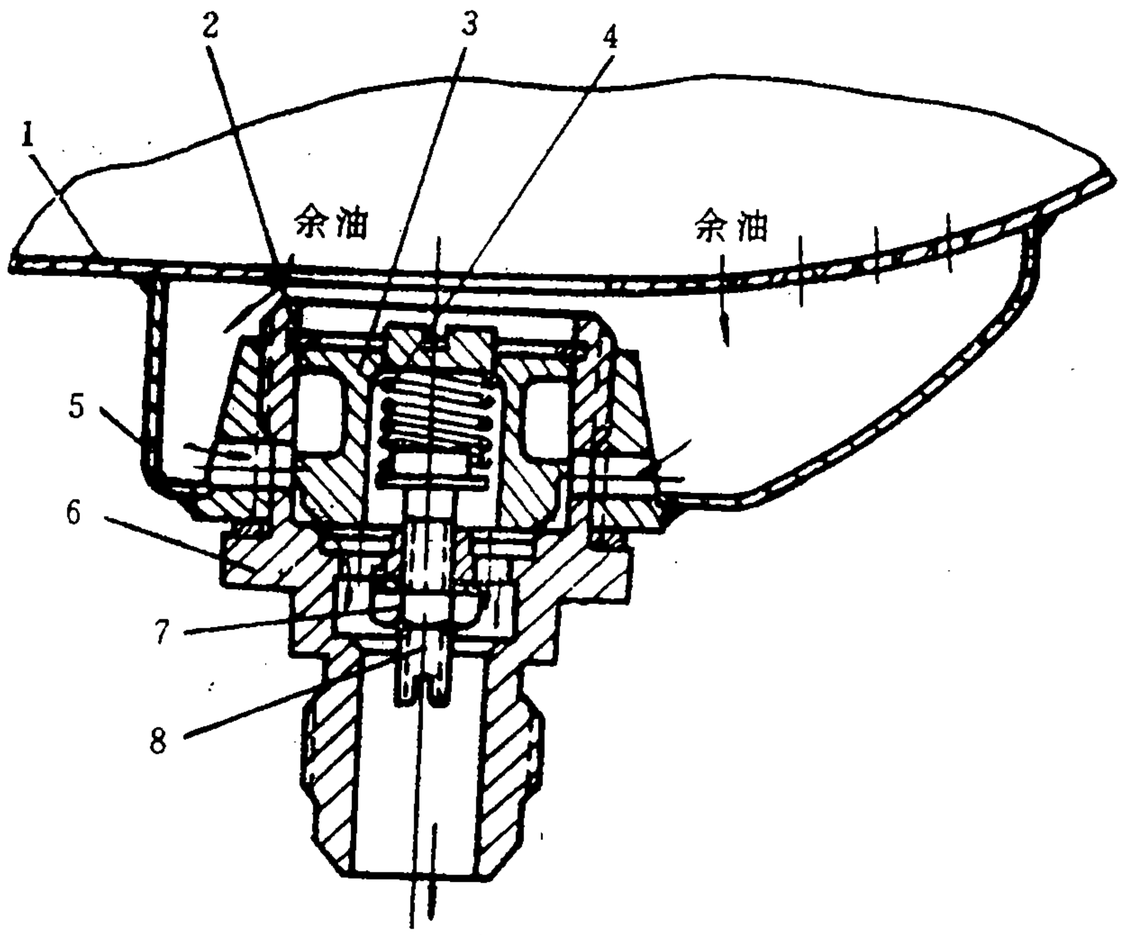


图5-53　涡桨6漏油活门

1. 燃烧室外套；2. 卡圈；3. 活门；4. 弹簧；5. 收油池；6. 活门体；7. 调节螺母；8. 调节螺杆

四、燃烧室的故障，主要零件所使用的材料和涂层

（一）燃烧室的故障

由于燃烧室在高温下工作，而且温度分布很不均匀，零件内将产生很大的热应力；进入燃烧室的气流速度大，压力高，燃烧室的零件承受着很大的气体力，还承受发动机的轴向力和惯性力，以及由不稳定燃烧、气流脉动和其他机械振动而引起的交变力；此外，发动机工作范围宽广，从慢车到最大转速，从低空到高空，燃烧室的零构件受到反复的热冲击，造成热疲劳；燃烧过程又很复杂。因此，虽然在燃烧室的设计、试验和使用实践中已积累了不少经验，掌握了一定的规律，但是，还有不少问题没有解决，燃烧室故障仍然很多。例如：燃烧不稳定导致熄火，使发动机停车，危及飞行安全；燃烧室出口温度场不均匀，局部地区燃气温度超过规定值，使涡轮叶片过热，甚至烧毁；供气不足或供油雾化不良，燃油未能完全燃烧而冒烟，在燃烧室零件表面和涡轮叶片上积炭；尤其是火焰筒的变形、裂缝、掉块、烧穿、脱焊以及一些零件表面磨损等故障经常发生。这些都严重影响发动机的工作和寿命。

燃烧室零件的损坏，往往决定了发动机的使用寿命。造成燃烧室零件故障的原因是多方面的，但零件上的热应力、振动和疲劳，变形不协调、刚性不合适等是导致零件产生变形、裂纹、脱焊和磨损等故障的主要原因，其他还有制造加工质量不高，材料存在缺陷，零件结构上有应力集中等方面的原因。所以，在设计燃烧室零构件时，特别应该注意如下问题。

1. 减少零构件上的热应力。热应力的产生是由于零件上存在温差及不同的膨胀系数，例如火焰筒壁沿长度和厚度方向的温度分布都是不均匀的。零件自由热变形受到限制，相联接零件的热变形相互不协调，即相联接零件温度不同、材料线膨胀系数不同、零件的配合及联接方式设计不恰当，都将造成热应力。相应的改进措施，①一是对受热零件进行冷却，并减少零件上的温度差；②二是在适当部位增大零件的柔性，提高零件的热变形能力，保证热变形的自由；③三是采取结构措施或选择配合紧度，造成与热应力相反的预加应力。

2. 加强薄壁零件和壳体的刚性，防止变形和失稳。

3. 对有相对移动的零件表面，设法提高其耐磨性能，如表面镀铬，选用耐磨性好的材料等。

4. 消除零件上的应力集中因素，提高零件的加工质量。如孔边应光滑无毛刺，对零件表面进行抛光、喷丸处理等，提高其抗疲劳强度。在槽根部开小孔。

5. 选择线膨胀系数恰当的耐热材料制成零件，再合理地构成组合件。

（二）燃烧室主要零件所使用的材料

燃烧室零件的材料应根据作用在零件上的负荷、工作温度及制造工艺特点进行选择。扩压器和燃烧室外套等零、构件工作温度较低，多采用结构钢（30CrMnSiA）及不锈钢（1Cr18Ni9Ti）等材料。工作温度很高的零件，如火焰筒、联焰管、燃气导管等，则采用热强度高、热安定性好、耐腐蚀能力强、热塑性好的镍基高温合金GH30、GH39、GH44、Hastelloy X、C263、Inconel625、Reney等等。GH30是以少量的钛强化的镍基合金，其热强度不高，但抗氧化腐蚀性能好，线膨胀系数较小，可在800°C以下工作。早期的火焰筒以及目前燃烧室的次要零件采用这种材料较多。GH30可以用铁基合金GH140代用。Hastelloy X是以钼强化的镍基合金，工作温度为850～900°C，J79、JT3D、JT9D、CF6等发动机燃烧室火焰筒均采用这种材料。GH39、Inconel625含有钼和铌，耐热强度较高，可用于900°C以下工作的火焰筒。GH44中含有13～16%的钨，耐热性能更好，可用于950～1 100°C以下工作的火焰筒。弥散强化的镍基合金，是由化学冶金和粉末冶金方法生产的粉末，经过压型、烧结、包套挤压等加工过程最后轧制成材。弥散强化的镍基合金其高温强度优于一般的铁、钴、镍基高温合金，在航空发动机上得到应用。TD-Ni是用二氧化钍弥散强化的镍基合金，其熔点为1 454°C，TF-30发动机的燃气导管就是用这种材料制成的。为改善TD-Ni的抗氧化性能，加入了铬、铝、钇等成份，形成了TD-NiCrAlY合金。这种合金不仅高温抗氧化性能好，而且还具有抗高速气流冲刷的能力。

随着涡轮进口燃气温度的不断提高，对燃烧室材料的要求更加苛刻。除了在现有合金基础上，用加入其他一些元素的方法，使其性能获得显著改善外，铌合金和陶瓷材料的研究和应用，正在进一步得到发展。

几台发动机燃烧室主要零件所采用的材料见表5-2。

表5-2 几台发动机燃烧室主要零件所采用的材料

机种 \ 零件	扩压器	外套	涡流器	火焰筒	联焰管
涡喷6	1Cr18Ni9Ti	1Cr18Ni9Ti	GH39	GH39	GH30
涡喷7	1Cr18Ni9Ti	1Cr18Ni9Ti	K-12	GH39 GH44	GH30
斯贝	S/SJ$_2$	S/SJ$_2$ C263	N75	N75 C263	
JT3D-3B	AISI410	AISI410	X-40	HastelloyX	
JT9D	Inconel718	Inconel713		HastelloyX	

（三）燃烧室的防护涂层

燃烧室零构件表面的防护涂层是减少零件变形和裂纹故障比较简便而有效的方法。采用耐热、耐腐蚀涂层能够显著提高材料的抗氧化、抗腐蚀性能；采用耐热、隔热涂层可以有效地降低基体的工作温度，提高材料的热强和热疲劳性能；易于磨损的部位，复以耐磨

涂层能大大延长零件的使用寿命。因此，防护涂层在航空发动机燃烧室上得到广泛应用。

按涂层的工艺分类，燃烧室涂层主要应用下列几种：

1．高温珐琅涂层

它是由玻璃加耐火氧化物，经高温熔烧在基体上形成玻璃态的无机涂层。涂层与基体结合牢固，表面光洁，涂层厚度一般为0.04～0.10毫米，其生产工艺与普通搪瓷相似。例如：涡喷7发动机火焰筒，采用了高温珐琅涂层后，不仅提高了材料的抗氧化能力，而且也提高了高温持久强度和高温蠕变性能。

2．热扩散涂层

它是将Cr、Al、Cr+Al、Cr+Ta、Cr+Al+Ta等成分制成均匀细微粉末，将基体材料埋在其中，通过一定工艺加热，由于扩散作用，在基体表面形成一层热扩散涂层。其中铬涂层对一般含硫的燃气具有保护作用；铝涂层对高温氧化有防护作用。例如："阿塔"发动机燃烧室的火焰筒表面就渗有Al+Cr的热扩散涂层。

3．热喷涂涂层

它是利用一定的热源（气体燃烧火焰、气体爆炸火焰、电弧、电弧等离子体等），将涂层材料加热到熔融状态，然后用高速气流雾化，并以一定的速度喷涂于工作表面形成各种防护涂层。例如：JT9D发动机燃烧室火焰筒曾采用了等离子喷涂24%MgO-76%ZrO_2涂层，以镍包铝作为中间层，提高了材料的耐热、耐腐蚀、抗氧化和抗火焰冲刷性能。

4．烘烤涂层

它是将涂层的粉末与某种无机或者有机粘结剂制成料浆，然后涂在基体表面，加温到400°C左右的温度烘干。这种涂层生产工艺简便，涂层的性能可以根据需要进行调节，并具有良好的耐高温腐蚀性能，在燃烧室罩等零件上得到较为广泛的应用。

高温珐琅层要与基体一起高温熔烧，可能使基体材料的某些性能降低；珐琅层比其他涂层要脆，因而容易剥落。热扩散涂层要改变基体材料的表面组成，有时对材料的某些性能会产生不利影响。热喷涂涂层主要用于难熔材料的喷涂，并且必须注意喷涂过程中涂料的氧化。烘烤涂层的采用受到粘结剂性能的限制。合理的选用防护涂层和不断改进涂层的性能和工艺，对于进一步发挥材料的性能，满足涡轮进口燃气温度不断提高的要求，有着日益重要的意义。

五、排气污染

（一）燃气涡轮发动机中污染物的生成及其危害

在各种燃烧机构中，包括燃气涡轮发动机在内，主要污染排放物为氮氧化物(NO_x)，一氧化碳(CO)，未燃完的碳氢化合物（UHC），硫氧化物(SO_x)和微粒（使用轻质燃油时，主要为烟粒）。

1．一氧化碳（CO）

它的产生是由于燃烧时氧气供应不足，或由于燃料与空气的混合不好使燃烧时局部缺氧。一氧化碳是无色、无臭、无味，但是很毒的气体，能破坏血液的输氧能力。

2．二氧化硫（SO_2）

燃料中往往含有少量硫。燃料在燃烧时，所含的硫与氧化合生成二氧化硫。对航空所用的燃油来说，含硫量小于0.1%，故二氧化硫排放量可以忽略；但对地面燃气涡轮发动

机采用的重油燃料时，其含硫量在0.5～4.0%间，则必须重视并限制其排放量。

SO_2对人、植物和材料都有不利的影响。它腐蚀油漆涂料和建筑物的表面。植物呼吸了SO_2会损坏叶绿素，破坏光合作用，造成减产或死亡。SO_2是易溶气体，进入人体在呼吸道湿润表面吸收，使组织表面发炎，呼吸道变窄，阻力增大。通常，SO_2浓度高的地区，微粒浓度往往也高，而微粒物质会使SO_2的刺激性增加好几倍。这可能是微粒作为载体将SO_2引入到肺部深处所致。

3．氮氧化物（NO_x）

氮氧化物有多种，属大气污染物的只有一氧化氮（NO）和二氧化氮（NO_2）。

燃烧产物中氮氧化物的产生可以是在高温燃烧下，空气中的氮与氧直接反应生成；也可以是燃料本身含有的少量有机氮化物，与氧反应生成氮氧化物。燃烧产物中的氮氧化物，通常以一氧化氮为主，排入大气后，一氧化氮继续氧化，最后生成二氧化氮。排气中的NO，其毒性较小，但在大气中很快氧化成毒性较大的NO_2等其他氮氧化物。这些氮氧化物进入肺后能形成亚硝酸和硝酸，对肺组织产生剧烈的刺激作用。亚硝酸盐还能与血红蛋白结合，形成变性血红蛋白，可在一定程度上导致组织缺氧。

4．未燃碳氢化合物（UHC）

由于燃烧过程组织不完善，使燃料在燃烧时受到冷熄或未能完全燃烧，因此，在排气中存在一些未燃的和部分氧化的碳氢化合物，它对能量来说，虽然不会有多大损失，但却产生臭味、光化学烟雾和致癌等后果。

5．微粒

它包括化学成份不同的、各种尺寸的大气悬浮物。从燃气涡轮发动机中排出的微粒主要是烟粒，排出现象被称为冒烟。它是燃料不完全燃烧的产物，主要在燃烧室内空气不足又局部高温富油区内形成。它们由直径为0.1～10微米的多孔性碳粒（一般含碳96%左右）构成。直径2微米以下的微粒，吸入肺部后会沉积下来，引起肺部疾病，此外，微粒的存在可使能见度降低并使环境变脏。

6．光化学烟雾

是指从燃烧装置中排出的氮氧化物与未燃碳氢化合物，受阳光中紫外线的照射生成的二次污染物。光化学烟雾超过一定浓度时，对眼有明显刺激性，使人得红眼病。同时，对鼻、咽、喉、气管及肺也均有刺激作用，使人体肺功能改变。高浓度的光化学氧化剂还可发生续发性水肿。

（二）燃气涡轮发动机排气污染物的控制技术

1．排气冒烟的控制技术

排气冒烟主要来自火焰富油区内所生成的烟粒。使用常规压力雾化喷咀的燃烧室，烟粒主要是在火焰筒内部燃油喷雾锥的内侧处生成。因为在该区，由于喷雾锥的隔挡，新鲜空气不易掺入，容易造成缺氧富油区。另一方面，由于头部回流的作用，高温已燃气体可返回到该区，高温富油正是生成烟粒的良好条件。因此，要减少排气冒烟，就应想法防止在火焰筒主燃区的头部附近形成高温及富油缺氧的条件。在实际燃气轮机燃烧室的主燃区内，气流流动、油气分布和燃烧情况均十分复杂，烟粒的生成不仅受反应动力学的影响，也同样受到燃油的雾化、蒸发和油气混合等物理过程的影响。

当燃油从喷咀喷出后，就粉碎成许多大大小小的液滴。由于从火焰和高温回流燃气传

来的热量，液滴在流向下游时逐渐蒸发。如果燃油蒸气能与空气及时混合，则形成预混火焰的燃烧。如果液滴较大，由于气动阻力，液滴在完全蒸发前，动量耗尽，这时液滴周围可形成联体的扩散火焰燃烧，而这种液滴扩散型燃烧常常导致大量烟粒。显然，可采用增加油滴与周围气体间的相对速度，和减少油滴尺寸等方法来减少这种油滴的扩散燃烧。实践证明，采用气动喷咀，不仅可大大降低排气冒烟，同时还能降低其他污染物的排放，它的缺点是燃烧稳定性变窄。

即使主燃区中总油气比是贫油富氧，如果局部地区混合不均匀，仍可造成油蒸气附近缺氧，并在高温下生成烟粒。在这种情况下，增加空气量，则可减少烟粒的生成。如果用增加火焰筒头部压降来增加头部空气量，则由于氧量增加、温度降低和混合加强等共同作用，也可大大减少烟粒的生成。遗憾的是这种措施受到一定的限制，因为增加主燃区的空气量，对点火性能，对燃烧稳定性以及对慢车时的CO和UHC排放均有不利的影响。

燃油组成对排气冒烟也有影响。燃油的粘性和挥发性对燃油的雾化、蒸发的影响，可间接影响烟粒生成。另一方面，如果燃油组成中含芳香烃多，碳氢比大的成分多，则可直接导致较高的排气冒烟。通常在燃油中可加入少量有机金属化合物（如钡或锰的有机化合物），在一定程度上可以减少排气冒烟。但它们可引起在涡轮叶片上产生沉积物，并且可能产生有毒物质。表5-3列出了各种可用的控制燃气轮机排气冒烟的技术。

表5-3　减少燃气轮机排气冒烟的可用技术

方　　法	作　　用
（1）改进压力雾化喷咀	改进雾化质量，防止扩散型燃烧
（2）采用气动雾化喷咀	改进雾化质量，防止扩散型燃烧，使油气分布均匀
（3）头部贫油设计	增加头部空气量，降低温度和防止局部富油区
（4）增加火焰筒头部压降	增加头部空气量，降低温度和防止局部富油区，使油气混合改善
（5）使用燃油添加剂	抑制烟粒生成

2．一氧化碳和未燃碳氢化合物的控制技术

一氧化碳和未燃碳氢化合物两者均属不完全燃烧产物，并直接影响燃烧效率。它们主要在发动机慢车和其它低功率状态下产生，因为在这些状态下，燃烧室进口温度和压力均较低，再加燃油和空气流量都小，因而在主燃区的燃油雾化和油气混合较差，燃烧速率低，容易燃烧不完全而产生CO和UHC。此外，如果燃烧室设计不完善，燃油喷到火焰筒头部壁面上，或者燃烧反应较早地被冷的二次空气或冷却空气所冻结，则在排气中也会出现大量CO和UHC。因此，要减少燃气轮的CO和UHC的排放量，则应从改进低功率状态下的喷油雾化，形成高温、略贫油的主燃区条件以及防止燃烧反应过早被冻结等方面采取技术措施。

改进燃油雾化，意味着采用空气雾化喷咀或空气助雾喷咀。后者是在使用双油路压力雾化喷咀时，在仅副油路供油的低功率状态下，从压气机后引出一股空气通过喷咀的主喷孔喷出，帮助由副喷口喷出的燃油雾化。此外，在低功率状态下，切断对一些喷咀的供油，保证其余的喷咀有足够的压降，使雾化质量改进，也是一种可采取的方法。使用这种分区局部供油技术，还可调整燃烧区中的局部油气比，使达到产生最少CO和UHC排放量所需的高温、略贫油的条件。

实现高温、略贫油的主燃区条件，除上述分区局部供油技术外，还可以用重新调整火焰筒头部主燃区的油气比分配来实现。例如在低功率状态下用压气机放气来改善主燃区的油气比就是一种可行的技术措施。此外，还有人建议设计的压气机在低功率状态下具有低效率，这样，为达到功率要求，燃烧室需多喷油，从而使低功率状态下的主燃区油气比合适，产生低的CO和UHC排放。

为防止燃烧反应过早冻结，应适当增加主燃区容积和停留时间，也就是说，使冷的二次空气掺入迟些。此外，减少冷却空气量，特别是主燃区的冷却空气量对减少CO和UHC也常常是有效的。表5-4列出了各种可用的控制燃气轮机CO和UHC排放的技术。

表5-4　减少燃气轮机CO和UHC排放的可用技术

方　　法	作　　用
（1）改进头部设计，防止燃油喷到火焰筒头部壁面上	防止大量产生UHC
（2）减少火焰筒特别是头部的冷却空气量	防止冻结燃烧反应
（3）延缓引入第二股冷空气	防止冻结燃烧反应，增加燃气在主燃区的停留时间
（4）采用空气雾化喷咀或空气助雾喷咀	改进燃油雾化质量和油气混合
（5）低功率时分区局部供油	可改进燃油雾化质量，产生高温略贫油的主燃区条件
（6）低功率时压气机放气	产生高温略贫油的主燃区条件
（7）低功率时压气机低效率	可改进燃油雾化质量，产生高温略贫油的主燃区条件

3。氮氧化物的控制技术

在燃烧室中影响氮氧化物生成的主要因素是主燃区的火焰温度。主燃区火焰温度低、燃气在主燃区内停留时间短，则NO_x排放量少。

在燃烧室上，通过增加主燃区的空气量，可以同时减少火焰温度和燃气停留时间。但是，在常规燃烧室中存在油气混合不均匀，如有些地方局部油气比接近理论配比时，就可生成较多的NO_x；其次液滴的扩散燃烧也可生成较多的NO_x。所以，要想大幅度地降低NO_x，除主燃区应当贫油外，油气在进入主燃区前应预先均匀混合和完全蒸发，即采用贫

油预混蒸发燃烧室。此外，还可采用催化燃烧室，它是利用铂覆盖的陶瓷材料或专门制成的催化材料与贫油预混蒸发结构相结合；能更适合贫油混气的燃烧，NO_x的排放量极低。催化燃烧室燃烧效率也高，故CO和UHC的排放量也很低。

向主燃区喷水或蒸气也可有效地降低NO_x排放量，但在航空燃气轮机上使用这种方法，会带来使用上的困难并使重量增加。

在燃气轮机中，燃烧产物是一种十分丰富的可利用的惰性气体。因此，有人提出用回流冷却了的燃气引入主燃区降温来实现降低NO_x排放量。但实验表明，这种回流燃气的方法通常会增加CO排放量，并且增加燃烧室的尺寸、重量和结构复杂性。

在使用含油氮高的燃油时，控制油氮生成NO_x往往更为重要。油氮在富油情况下转变成NO_x的比率较低，因此在燃烧含油氮高的燃油时，建议采用两区燃烧技术。第一区控制当量比在1.5以上，以减少油氮生成的NO_x，然后在第二区大量掺入空气，使油气迅速变贫，当量比控制在0.7以下，冻结油氮进一步向NO_x转变，同时由于贫油燃烧，也就减少了热生成的NO_x。表5-5列出了各种可用的控制燃气轮机NO_x排放的技术。

表5-5　减少燃气轮机NO_x排放的可用技术

方　　法	作　　用
(1) 把水或蒸气喷入主燃区	降低主燃区温度
(2) 回流废气入主燃区	降低主燃区温度
(3) 增加主燃区空气速度	减少主燃区内燃气停留时间
(4) 较早引入冷的第二股空气	减少主燃区内燃气停留时间， 降低主燃区温度
(5) 贫油预混预蒸发燃烧室设计	均匀降低主燃区温度，防止液滴扩散燃烧
(6) 催化燃烧室设计	均匀降低主燃区温度，防止液滴扩散燃烧
(7) 两区燃烧室设计	降低主燃区温度，减少油氮生成NO_x

4. 综合控制技术

在实际燃气轮机污染物的控制上，都是要求综合控制各主要污染物，但对常规燃烧室结构来说，不论采用什么控制技术，都难于达到全面综合控制所有主要污染物的排放量。并且可以发现，为控制低功率状态时的CO及UHC所采取的技术措施，如形成高温略贫油的主燃区条件，增加燃气停留时间等措施，则会导致高功率状态NO_x的增加，反之亦然。所以，要达到全面综合减少燃气轮机排气污染量的要求，常规燃烧室难于达到。因而出现了一些先进的燃烧室设计方案。典型的有多级燃烧室（图5-54、5-55）和可变气量燃烧室（图5-56）。

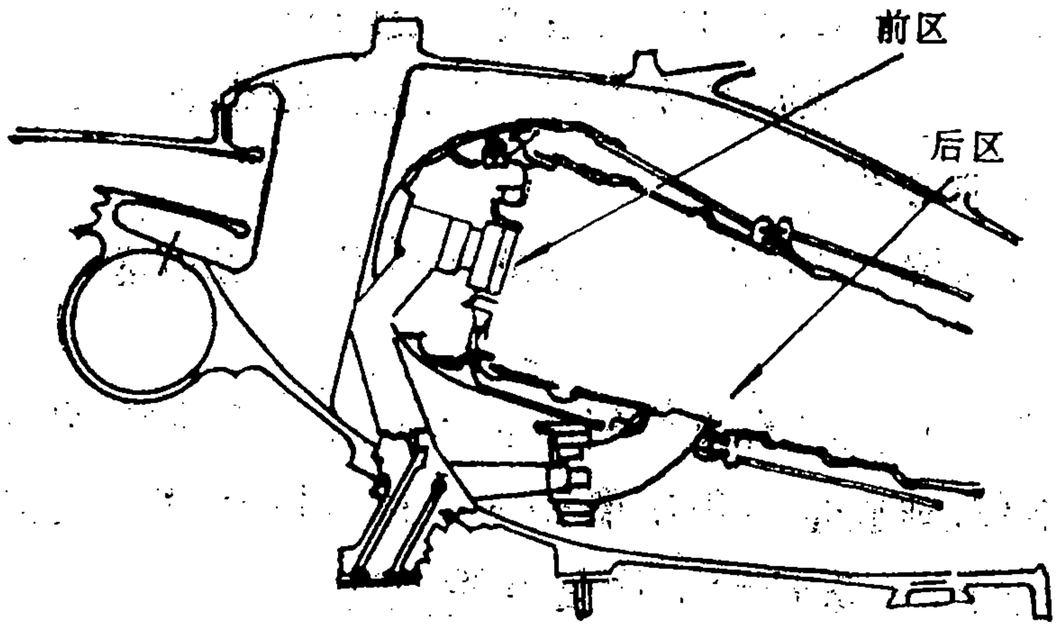


图5-54 普拉特-惠特尼公司的轴向分级燃烧室（旋涡预混燃烧室）

比，会增大燃烧室的径向或轴向尺寸，并且供油系统结构和控制也较复杂；此外，双级燃烧室的当量比只能二步调整，因此这种方案往往只能照顾慢车和全功率状态的当量比，而中间状态污染排放的控制常常不够理想。

多级燃烧室可安排成轴向或径向的。第一级小燃烧室按低功率状态生成最少CO和UHC来设计。这时，主燃区当量比接近理论配比，油气混合均匀，并能产生足够的功率。而在高功率状态时，该小燃烧室仍旧工作，对第二级燃烧室起导焰稳定作用。第二级燃烧室的油气分配则按主燃区贫油设计，油气混合均匀，以达到产生较低的NO$_x$排放量要求。显然，这种多级燃烧室方案与单级燃烧室方案相

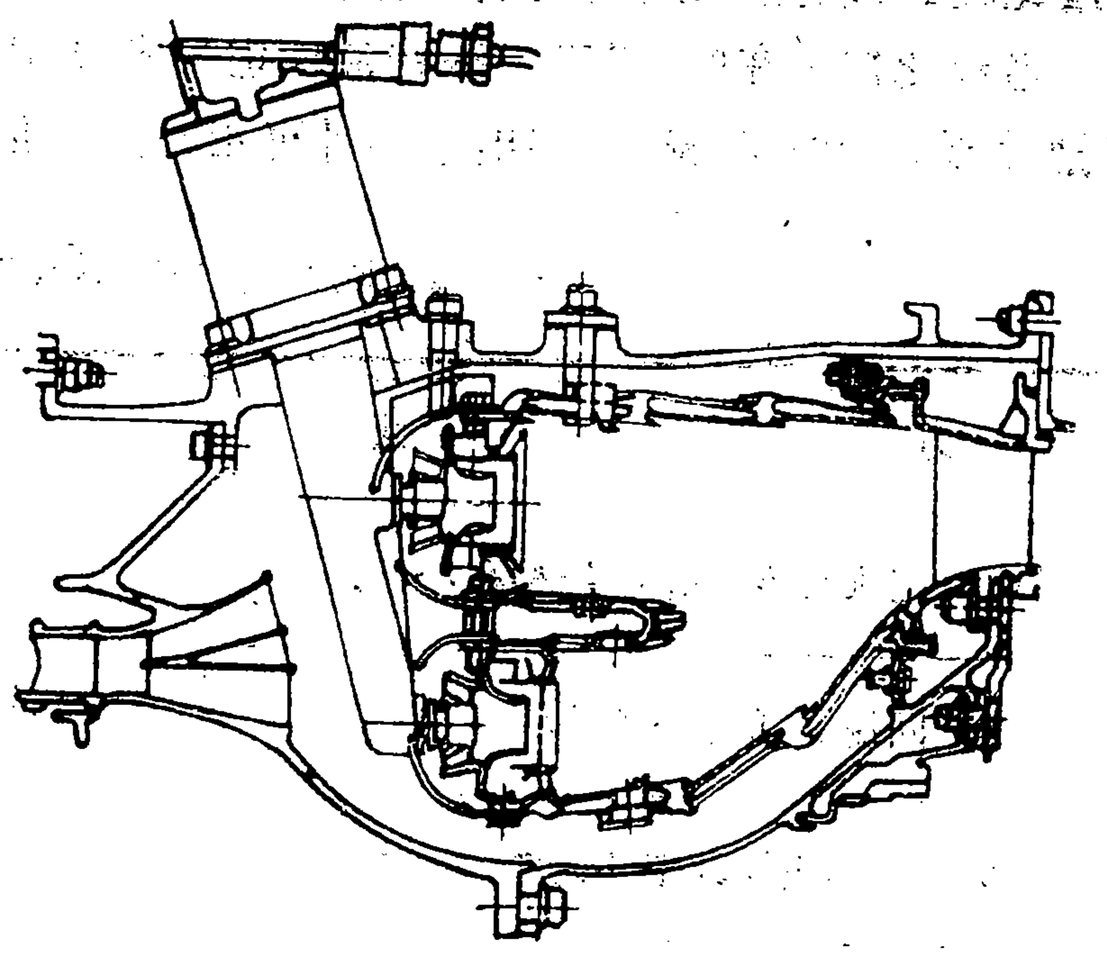


图5-55 通用电气公司的径向分级燃烧室（双环腔燃烧室）

比较理想的方案是可变气量燃烧室方案（图5-56），当发动机工作状态改变时，通过机械的或气动的方式重新分配主燃区和掺混区的空气流量，从而原则上可调整主燃区当量比在各工作状态下均最合适，产生最少的排气污染量。

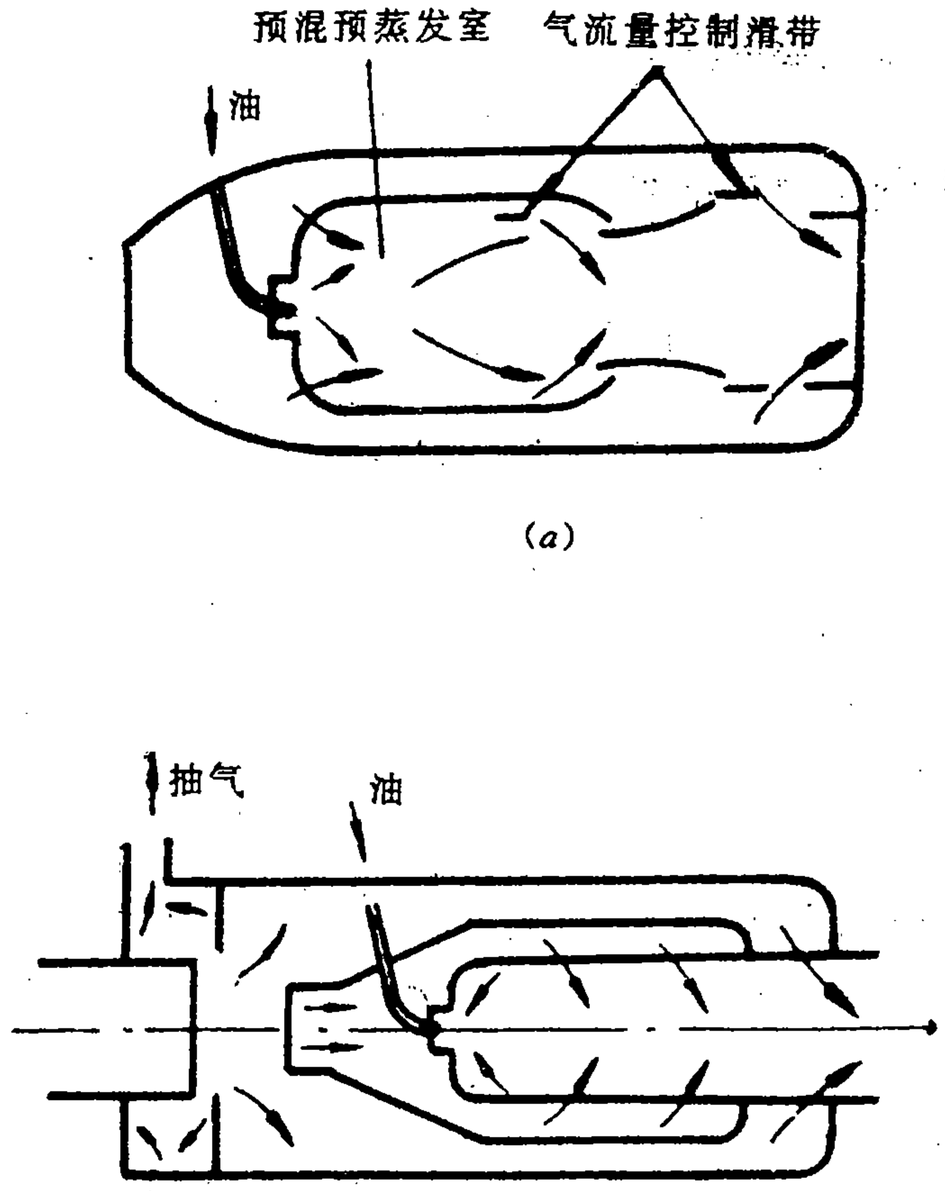


图5-56 可变气量燃烧室简图
a. 机械变气量、预混蒸发燃烧室；
b. 气动式变气量燃烧室

机械式可变气量燃烧室（又称“可变几何”燃烧室）的控制方案有多种，都希望机构能连续地和远距离控制几何变化，保证主燃区当量比的变化。很明显，这种机械式变气量燃烧室的主要问题是机械控制装置的现实问题。气动式变气量燃烧室，用改变抽气量来控制进入主燃区的空气量，达到连续控制主燃区的当量比，使各工作状态下均产生最少的污

染排放量。显然，这种方案比上述机械式的结构简单，但少量抽气，难以调节主燃区当量比来满足低污染排放标准的要求。

表5-6列出了上面讨论到的各种减少污染排放的技术。

表5-6　燃气轮机减少污染排放技术一览表

技　　术	可改善的方面	带来的问题
(1) 富油主燃区	降低慢车时的CO和UHC，略为减少NO_x，改进点火和稳定性	增加冒烟和火焰辐射
(2) 贫油主燃区	降低冒烟，减少火焰辐射，降低NO_x	增加CO和UHC，恶化点火和稳定性
(3)减少主燃区燃气停留时间	降低NO_x	增加CO和UHC
(4) 增加主燃区燃气停留时间	降低CO和UHC	增加NO_x
(5) 减少冷却空气量	降低CO和UHC，略为降低NO_x，改进出口温度场分布	
(6) 空气雾化喷咀	降低所有主要污染物（特别是冒烟），减少火焰辐射	稳定边界变窄
(7) 空气助雾喷咀	降低慢车时的CO和 UHC，降低冒烟	通常要求辅助气源
(8) 分区局部供油	降低慢车时的CO和UHC	略增加供油系统复杂性
(9) 燃油添加剂	降低冒烟	在热部件上沉积残物
(10) 喷水或蒸气	降低NO_x和冒烟，减小火焰筒壁温	增加CO和UHC，增加水处理系统
(11) 排气回流	降低NO_x	增加CO， 增加尺寸、重量和成本
(12) 压气机抽气	降低低效率下的CO和UHC	略增加结构复杂性， 略增加燃油消耗率
(13) 低功率下压气机低效率	降低低效率下的CO和UHC	略增加燃油消耗率
(14) 两区燃烧	降低NO_x（尤其对油氮生成NO_x）	略增加结构复杂性
(15) 多级燃烧室	可降低所有主要污染物， 改善点火和稳定性	燃烧油供应系统较复杂， 略增加结构复杂性
(16) 可变气量燃烧室	可降低所有主要污染物， 改善点火和稳定性	机械结构和控制复杂

续表 5-6

技　　术	可改善的方面	带来的问题
(17) 贫油预混预蒸发燃烧室	可降低所有主要污染物（特别是NO_x）	低进气温度下蒸发困难，高压下自燃或回火，贫油燃烧不稳定
(18) 催化燃烧室	可降低所有主要污染物（特别是NO_x）	低进气温度下蒸发困难，高压下自燃或回火，贫油燃烧不稳定，难以寻找合适的催化材料，增大尺寸和重量

（三）控制排气污染的发动机燃烧室实例

图5-54示出的是美国普拉特·惠特尼公司的轴向分级燃烧室，其特点是有两个燃烧区，前区是降低CO和UHC污染物，后区主要是控制NO_x。两区间外壁由缩腰状改为圆筒状，因而成本低、维修方便。火焰筒系双层壁结构，由几个扇形段组成，如图5-57所示。为提高冷却效果，采用了散热片的冷却结构，见图5-58，机匣支板位于突扩段后面，降低了压力损失，$\Delta p/p=5.5\%$，延长了寿命，燃烧效率可达100%，这种燃烧室在JT9D发动机上试验的结果表明，除NO_x外，UHC、CO、发烟都符合或超过目前的要求。

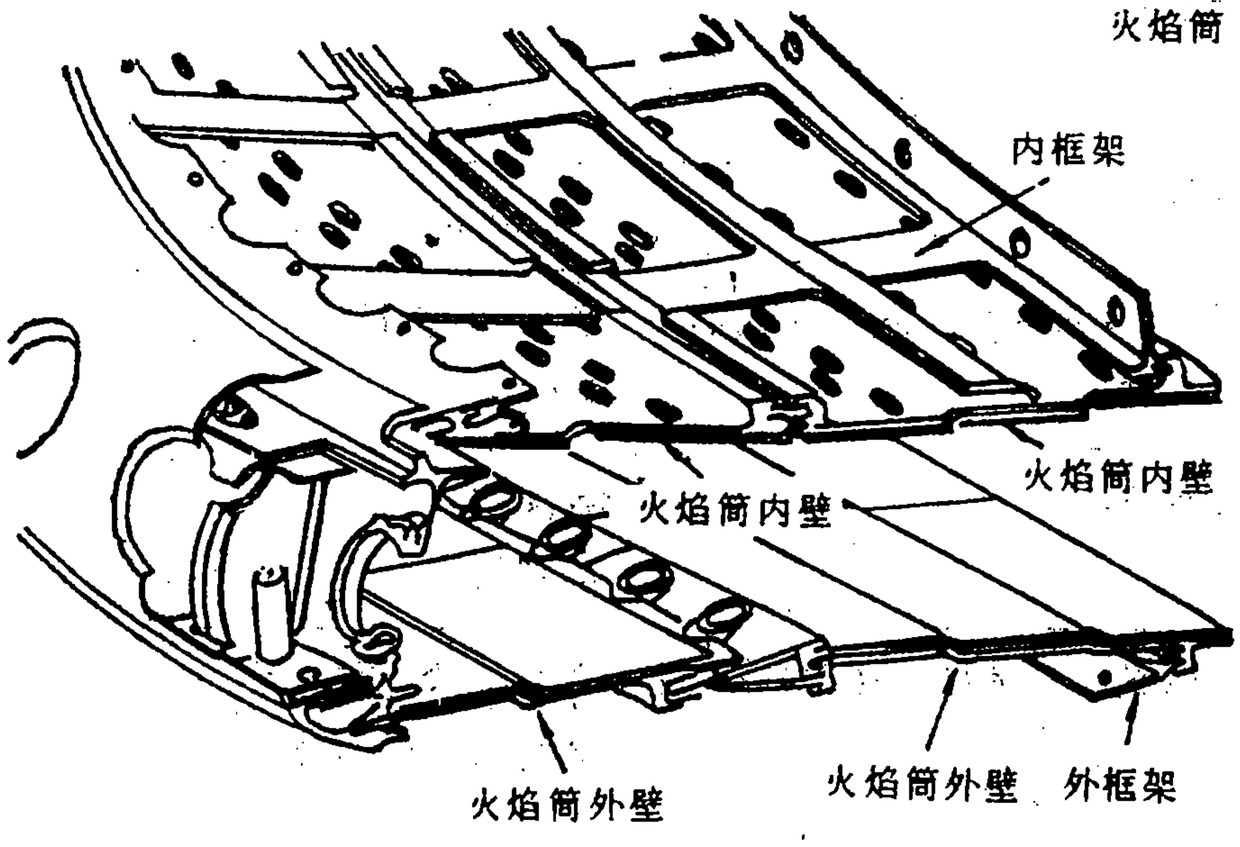


图 5-57　轴向分级燃烧室的火焰筒

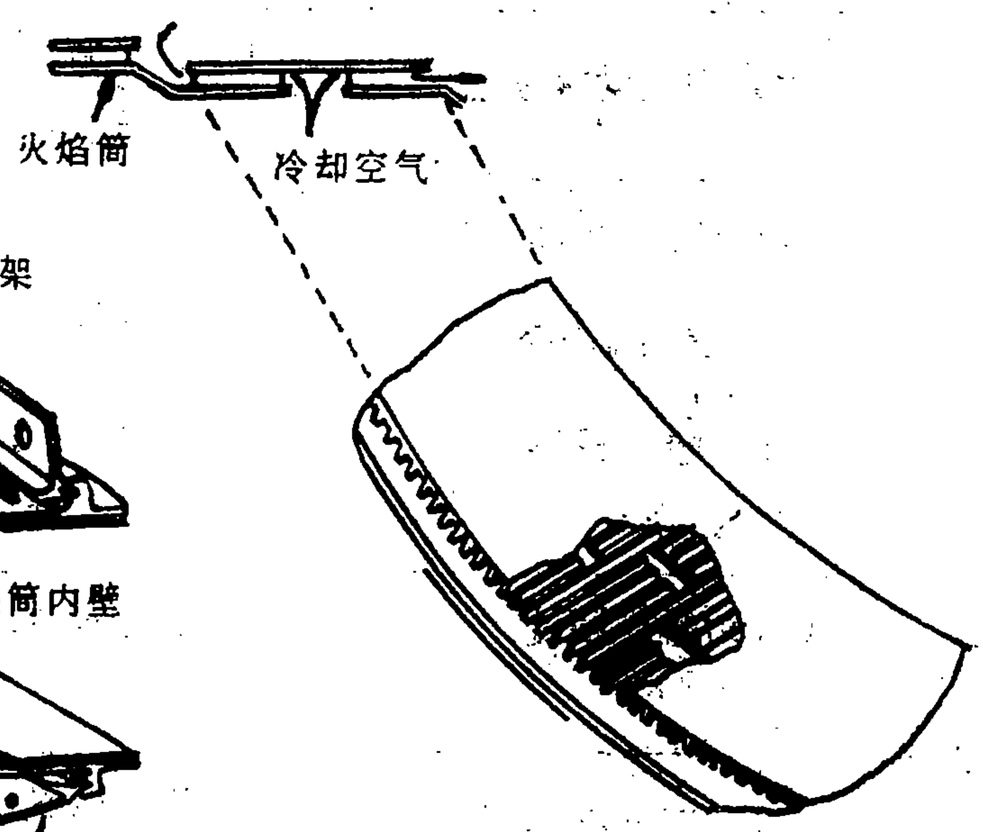
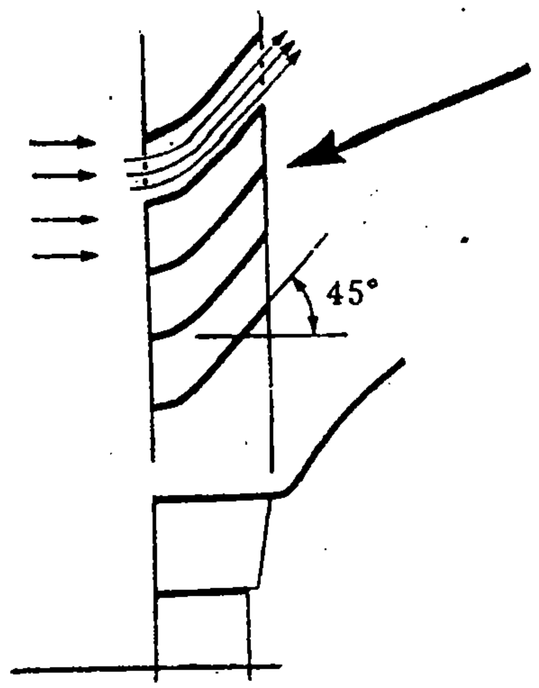
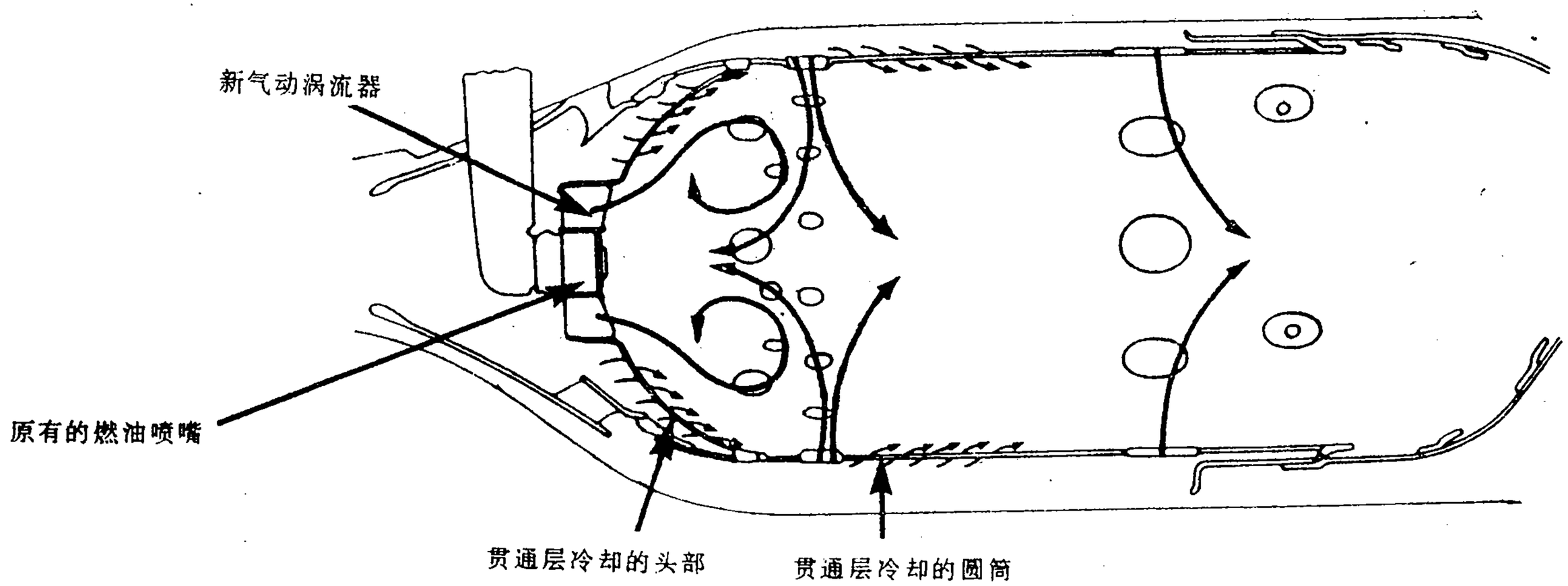


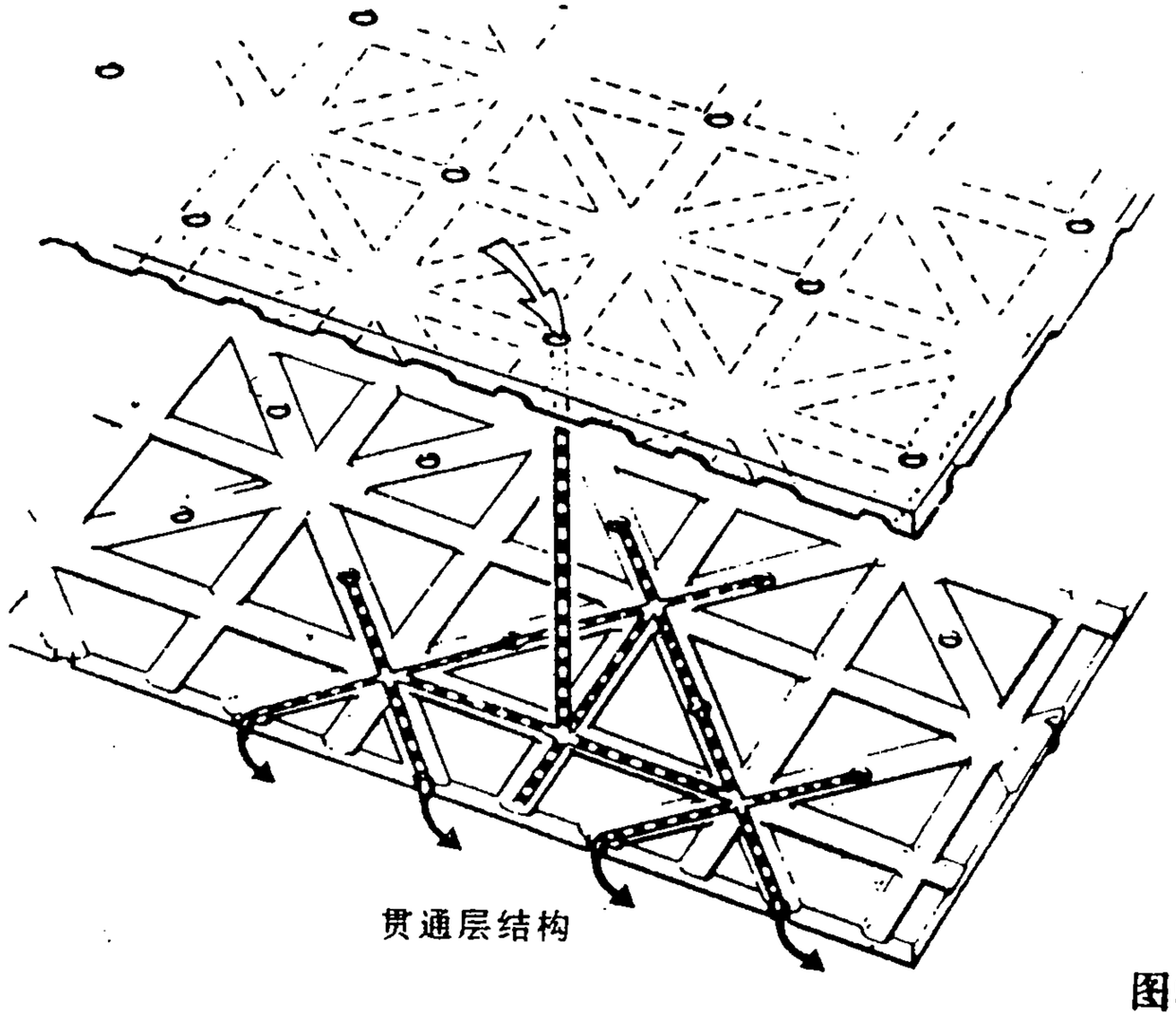
图 5-58　火焰筒的冷却系统

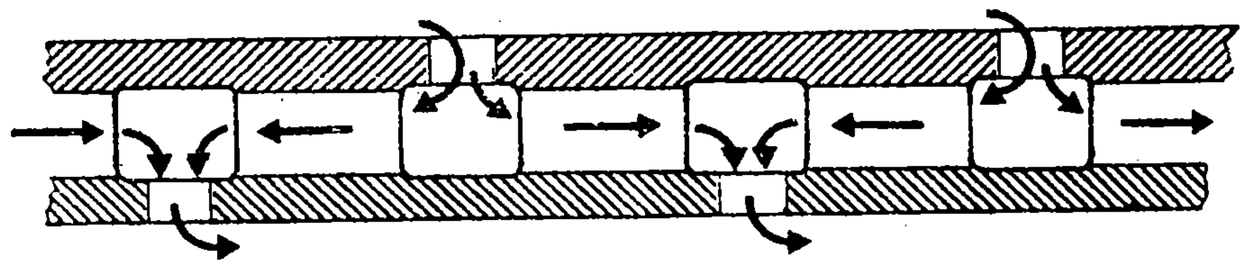
图5-55示出的是美国通用电气公司的径向分级燃烧室，试验表明，它能满足美国环境保护局（EPA）的要求，燃烧效率为99.5%，温度分布系数为25%。

图5-59示出Tay发动机低污染的燃烧室，它的特点是具有称之为“贯通层”的结构，冷却空气在双层壁间短距离流动，能更有效冷却筒壁，减少60%的冷却空气并降低壁温。新设计的涡流器叶片能使主燃区有更强的回流，保证较好的掺混和完全燃烧，因而减少了一氧化碳和未燃碳氢化合物。









通过贯通层典型的剖面

满足 1986 年低污染规范的设计

图5-59　Tay发动机低污染燃烧室

第二节　加力燃烧室

一、概　述

（一）加力燃烧室的功用及其工作概况

燃气涡轮发动机在达到最大状态后继续增加推力，叫做发动机加力。目前，最广泛采用的加力方法是在涡轮和尾喷管之间安装加力燃烧室，进行复燃加力。在高速的军用飞机上，加力燃烧室已经成为发动机不可缺少的基本部件。

加力燃烧室的功用是在保持发动机最大转速和涡轮前燃气温度不变的情况下，将燃油喷入涡轮后的燃气流中，利用燃气中剩余的氧气再次燃烧（在内外函发动机中，还可从外函道引入新鲜空气），进一步提高燃气温度，增大喷气速度，达到增加推力的目的。当使用加力时，为了保持涡轮前各部件的最大工作状态不变，就必须同时加大尾喷口的排气面积，以适应燃气比容的增加。因此，凡是带有加力燃烧室的发动机都必须有调节尾喷口配合工作。

加力燃烧室通常由环形扩压器　1、预燃室　2、火焰稳定器　3、喷咀和燃油总管4、加力燃烧室壳体5组成（图5-60）。

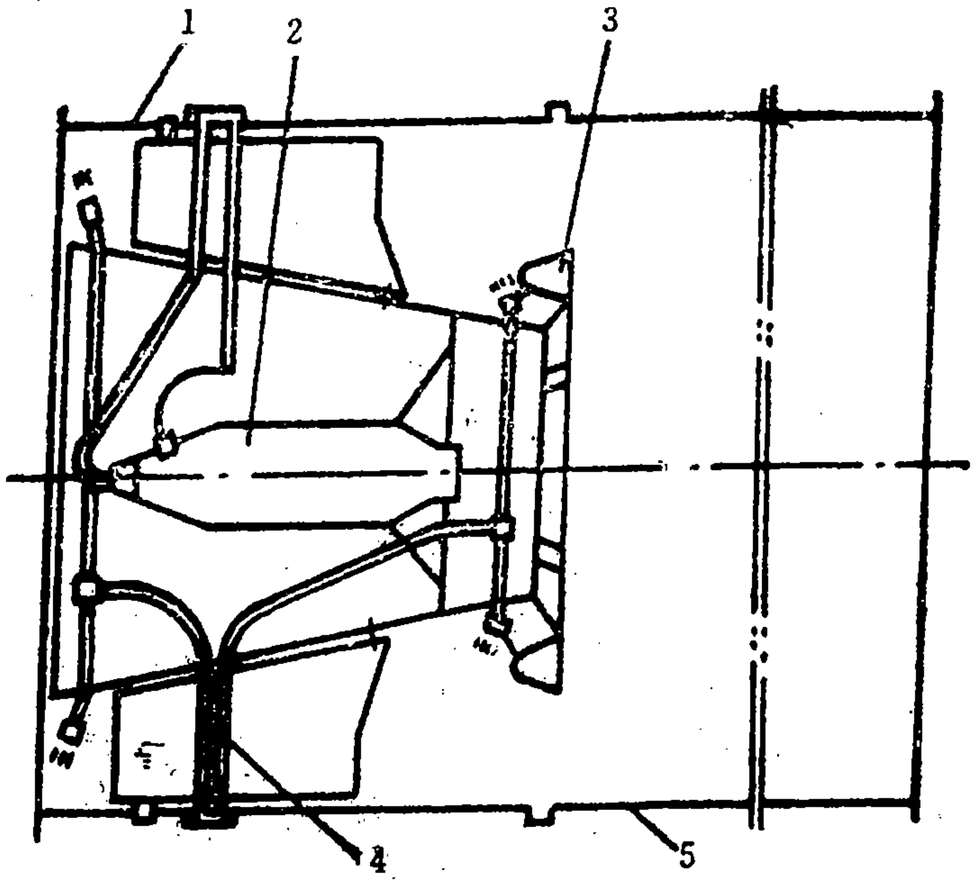


图5-60　加力燃烧室简图

1．环形扩压器；2．预燃室；3．火焰稳定器；4．喷咀和燃油总管；5．加力燃烧室壳体

加力燃烧室的燃烧过程是由扩压、燃烧和排气三部分组成。从涡轮流出的高温、高速、低压的燃气，经扩压以后速度降低到180米/秒。为了在不增大外径条件下进一步降低流速，将扩压器内锥顶截去，使截面积骤然增大，并在该处形成中心回流区。此外，在火焰稳定器后也形成环形回流区。

由于燃气温度高，加力燃烧室内气流又不需要分股，所以，在扩压过程中提前将煤油经前、后输油圈上的喷咀逆向喷入燃气中，促进了煤油的雾化，延长了油气混合时间，改善了混合气质量。

为了保证加力燃烧室内混合气的可靠点燃，常采用专门的预燃室。首先用起动火焰点燃中心回流区的混合气，然后传递到环形回流区去。为了增加中心回流区的火焰能量，在后输油圈上专门有两个喷咀向这区域喷油。加上其他喷咀位置也比较靠近中心，因此，燃烧后的温度场中心高、四周低，既有利于稳定燃烧，又减少了对壳体的加热。现代涡轮喷气发动机加力燃烧室的燃气温度可以达到2 000K。

这种复燃加力方案，可以在不加大发动机径向尺寸和对前面各部件不作改变的条件下，仅增加一个结构相当简单的加力燃烧室就可以显著地增大发动机的推力。涡轮喷气发动机在起飞状态下加力时，推力可增加40～45%；而在高空高速飞行情况下加力时，推力

可以增加1～2倍甚至更多。但是，加力后排气速度和温度都提高，能量损耗大，所以在开动加力燃烧室时会使耗油率大大增加。必须指出：当飞行速度增加时，发动机推力的相对增加比耗油率相对增加大得多，因此，现代涡轮喷气发动机的加力燃烧室不仅作为起飞、爬升或战斗的短时增加推力之用，而且可能成为在所有超音速飞行状态下，增加推力的主要方法之一。

（二）加力燃烧室的工作特点和构造要求

加力燃烧室的主要工作特点和相应的构造要求简述如下。

1．加力燃烧室进口的气流温度很高，达950～1 000K，同时它是经涡轮叶片扰动后的强烈紊流。这两个因素可以加快混气的形成，提高燃烧的速度。但是，进入加力燃烧室的气流是燃气，含氧量比纯空气少了四分之一左右，而且流速高。这两个因素不利于燃烧。在这样的条件下，为使燃油完全燃烧，加力燃烧室需有足够的长度。

2．涡轮出口处的气流速度高达350～450米/秒，这对点火燃烧和稳定火焰十分不利。因此，必须设计扩压器以降低气流速度，并采用火焰稳定器保证稳定燃烧，不致熄火。扩压器和火焰稳定器造成的气流流动损失应尽可能小。

3．加力燃烧室进口处气体的压力较低，随着飞行速度和高度的变化，压力变化范围很大，在大高度和小M数的情况下，压力下降十分显著。例如：在二万米高空，飞行M数为1时，加力燃烧室进口处总压P_3^*只有3×10^4帕。这使加力燃烧室混气的着火条件变坏，燃烧完全度降低。为此，在构造上须采取措施保证在各种飞行条件下能可靠起动，如采用专门的点火装置——预燃室等，并使加力燃烧室的热损失尽可能少。

4．由于薄壁圆柱形或圆锥形的加力燃烧室外壳尺寸大，且受有一定的静载荷和动载荷，处在高温下工作，温度场也不均匀，因此应保证它具有足够的强度和刚度，防止薄壁壳体失去稳定性，并力求外廓尺寸小、重量轻。

5．加力燃烧室起动要迅速，推力增加要平稳，加力燃烧室工作时对发动机的空气流量和其他部件的工作应无影响，为此，必须有可调节尾喷口协同工作。

6．加力燃烧室后面没有转动部件，燃气温度不受涡轮叶片材料的限制，因此可以达到较高的燃气温度。高温的燃气不再经过专门的掺混降温，直接从尾喷管高速排出。因此，对于加力燃烧室壳体及尾喷管应进行冷却，并对机舱进行隔热。对于处于高温下的零构件，像主燃烧室的零构件一样，应注意它们的热应力和热变形问题，允许相邻联接零件自由热膨胀或偏摆。

二、加力燃烧室的构造

以涡喷7发动机的加力燃烧室为例，它主要由扩压器、火焰稳定器、输油圈、加力喷嘴、预燃室和带可调喷口的加力筒体所组成。

扩压器由外壁、内壁和五个整流支板组成（图5-61）。

每个整流支板都用四个螺栓固定在内壁上，用两个径向销子插在焊于外壁上的安装座中（图5-62）。考虑受热后，支板能径向、轴向膨胀，为此支板与外壳体、销子与安装座之间留有径向间隙。后安装座的孔作成长圆形，相对于后销子有3.6～5.6毫米的轴向间隙，内壁上固定支板的后螺钉孔，直径作得较大，以便工作时允许支板相对内壁移动。

为了提高扩压器的总压恢复系数，整流支板采用了沿气流方向向后倾斜30°的后掠气

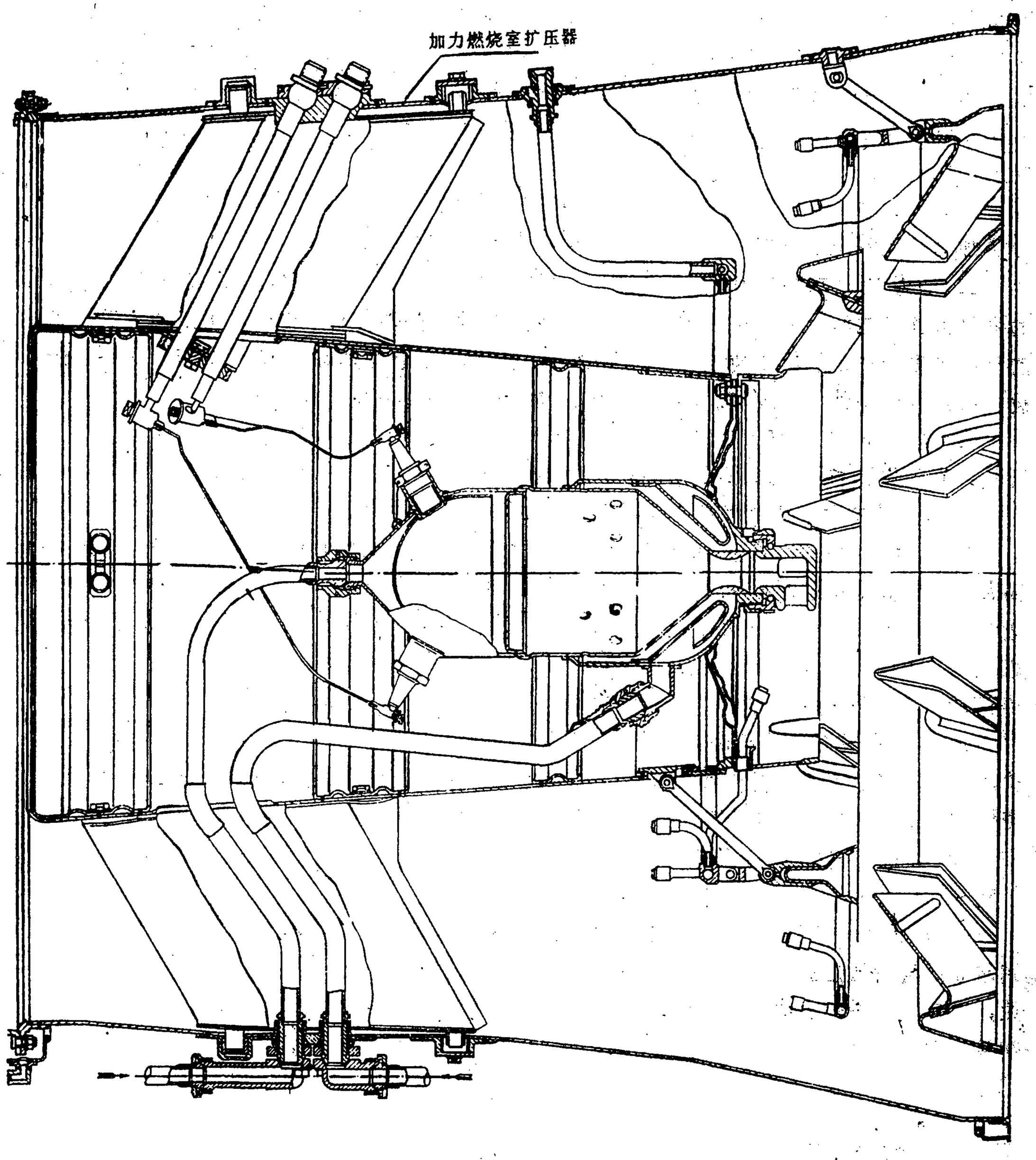


图5-61　涡喷7发动机加力燃烧室扩压器

动翼型，这样一方面可以消除涡轮出口气流的扭转，起到整流作用，另一方面可以消除扩压器通道出现局部收敛现象。

扩压器外壁出口处有一安装边，它和可调喷口的筒体利用快卸环联接。在快卸环的下方安装有燃油收集器，用于收集加力燃烧室中停车时未燃烧完的燃油。

火焰稳定器共有两圈。内圈的火焰稳定器通过五根拉杆固定在内壁上。这些拉杆允许内圈稳定器相对于稳定器壳体能自由膨胀。内圈稳定器有五个传焰肋径向朝着稳定器壳

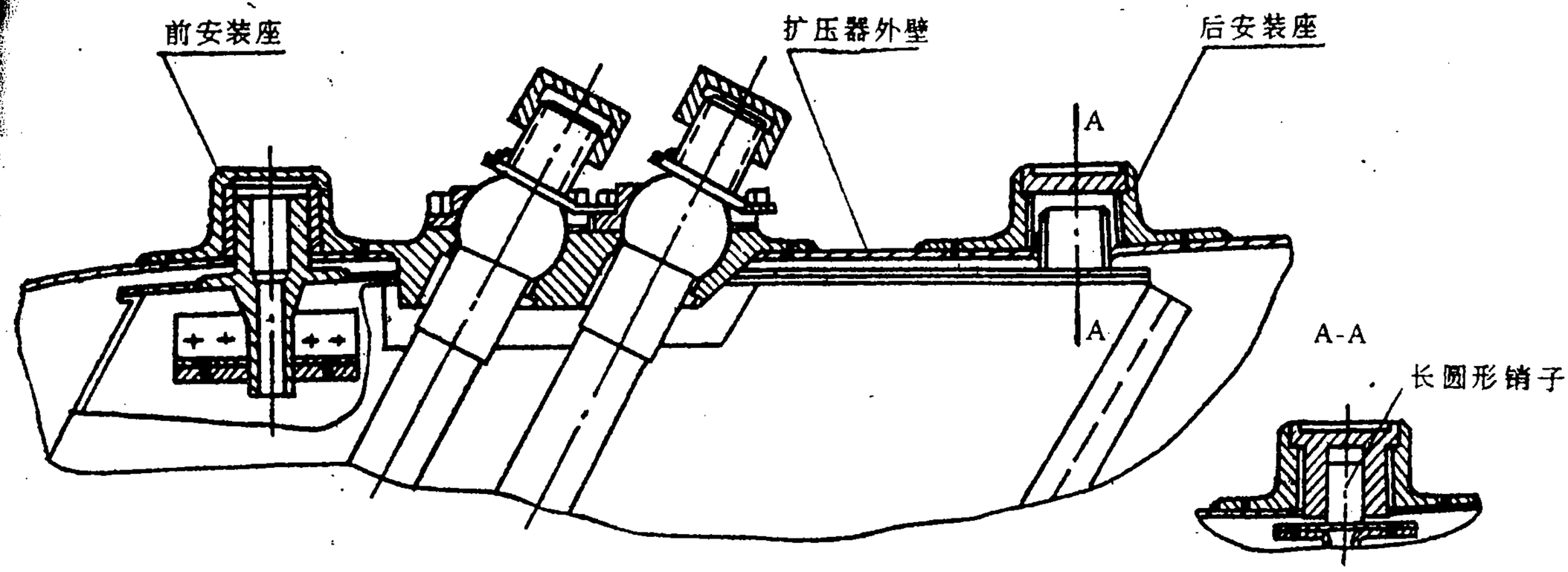


图5-62　扩压器整流支板的安装

体。稳定器壳体和预燃室用螺栓固定在内壁上。在预燃室后端装有隔热屏，隔热屏的表面涂有耐高温的磁漆。

外圈的火焰稳定器用十根拉杆铰接在扩压器的外壁上。外圈稳定器上有十根传焰肋，径向朝着内圈稳定器。外圈输油管用十个耳环铰接在外圈稳定器上。外圈输油管上装有六十个喷油咀。

内圈输油管用五个耳环铰接在内圈稳定器上。在内圈输油管上装有四十二个喷咀，其中两个喷咀通过稳定器壳体向着预燃室的喷口，称为加力起动喷咀。

输油圈用铰链联接，它在装配时能够补偿制造上的误差，工作时能补偿热膨胀的不一致。两个输油圈上的一百个喷咀都是迎着气流喷射燃油。

两根输油圈的输油管，经外壁上的安装座伸出，在安装座上装有球面衬套，以避免输油管在装配时和工作时受到附加的应力。

预燃室装在扩压器的中心部分，供加力点火用。预燃室由带点火电咀的壳体和用耐热合金制成的可拆卸喷口等组成。

预燃室中燃烧的是从汽化器供应来的油气混合气。进入预燃室的混合气经电咀点燃后，形成火舌，从喷口的三个窗口径向射出，与两个加力起动喷咀喷出的燃油相遇并点燃，从而使整个加力燃烧室中喷出的燃油燃烧起来。从压气机后抽出的补充空气沿着输气导管流向预燃室头部的外套，并经两排孔流入内腔，用来冷却预燃室头部。混合气和空气的输气导管穿过一个整流支板的内腔，并利用球面衬套固定在外壁安装座内。这种联接固定方式，既可以保证接触处的密封，又可以避免导管在装配时和工作时所受到的附加应力。

点火电咀共有两个，其中一个作为备用。它们安装在预燃室壳体的凸台上，并用钢丝锁紧。通过转接棒和导电片向电咀输送电能。转接棒内端靠支架支持在内壁上，支架的安装座上也带有球形衬套。

为了防止转接棒转动，在转接棒的外端部分开有一槽，用锁片插入槽中，锁片则用螺栓固定在外壁安装座上。

可调尾喷口是一个由钣材焊成的、直径逐渐缩小的筒体（图5-63）。筒体的前部有一

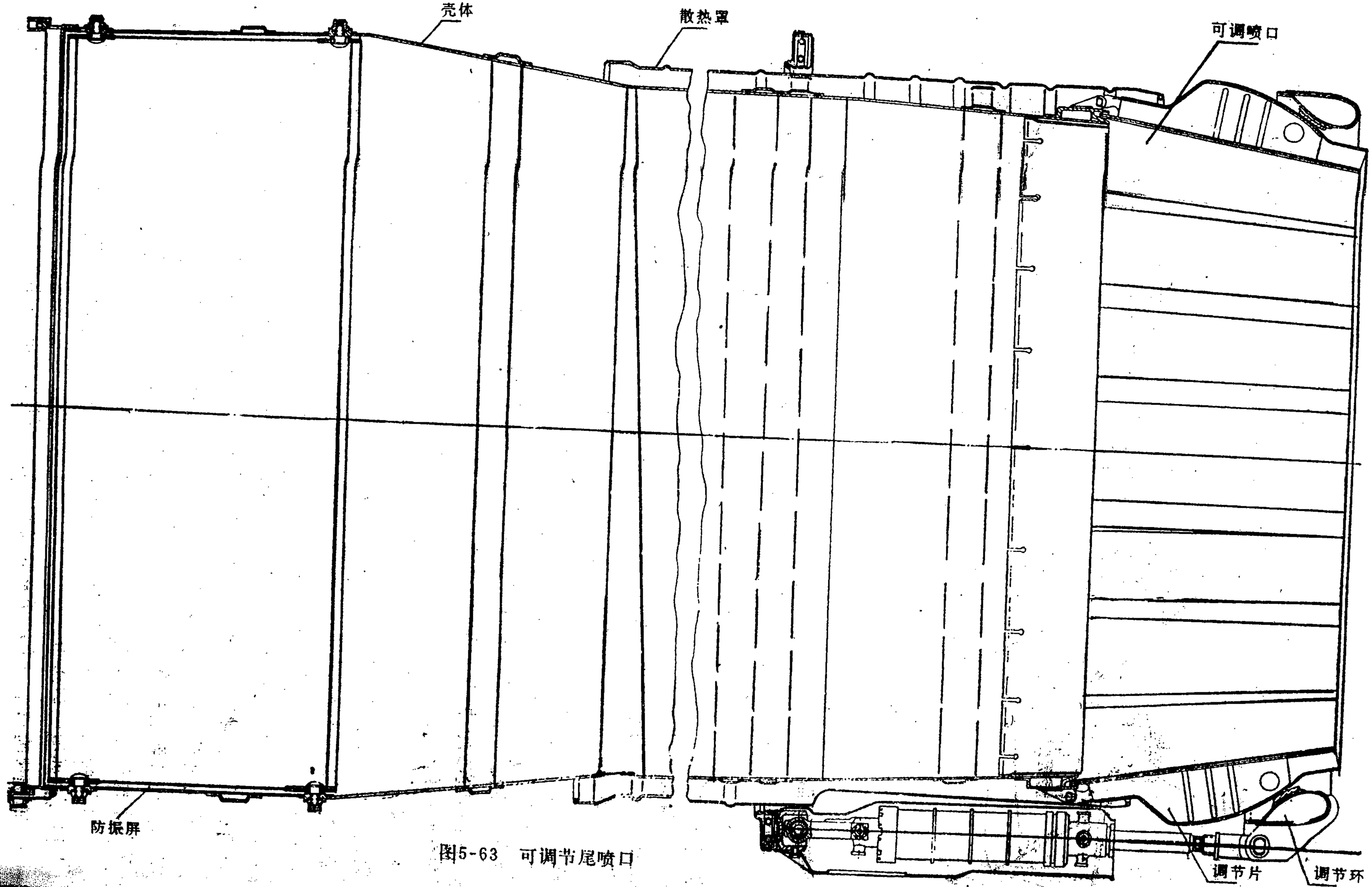


图5-63　可调节尾喷口

个安装边与扩压器联接。筒体的后部安装边上焊有固定调节片的三十六个耳环和铆有六个支架，带承力环的三个液压动作筒用六个支柱固定在支架前边的耳环上。

在承力环的圆周上等距安装有三个支架，动作筒前边的尾杆以及两根支柱的前端都带有球形衬套，并且用一根销子把它们和支架联接。承力环的内腔放置液压动作筒的液压总管。焊接的整体调节环通过带球面衬套的销子与液压动作筒的活塞杆相连。液压动作筒活塞杆操纵调节环移动。调节环向前移动时，调节片收拢；向后移动时，在燃气压力作用下，调节片张开。带有刻纹并涂有石墨的二十四个铜板铆在调节环的内表面上，与调节片接触，因此调节片的位置是由调节环的位置来确定，而调节环的位置又是以活塞杆的行程改变来确定的。这样的结构设计，使薄壳筒体上受力均匀，液压动作筒的集中力，通过承力环和两根支柱，传到调节片安装边，然后再由安装边均匀地传到壳体上。

二十四片调节片是焊接结构。它由内、外壁、肋片和铰链等组成。壁的一侧是翼板，另一侧是凹槽，调节片的组合方式是一个调节片的翼板插入相邻的一个调节片的槽内。为了提高热安定性，调节片内涂有耐高温的磁漆。调节片的外壁镀铬，以减少它与调节环铜垫板的磨损。调节片的前端焊有两个铰链，以此铰链与喷口壳体后安装边上的耳环铰接，可以改变喷口的面积。

为了防止飞机机身蒙皮受筒体热辐射的直接影响，在筒体上装有两段外罩，并且冷却空气可以通过两段外罩之间的夹腔，流入可调喷口调节片内腔来冷却调节片。外罩由不锈钢板制成，定位在筒体的支承上。

在靠近扩压器出口的筒体内装有波纹孔板，称为防振屏，其作用是利用带小孔的波纹板的反射和阻尼作用，避免振荡幅值的叠加，从而有效地抑制了振荡燃烧。防振屏的前端刚性地固定在筒体内，后端的配合孔为长圆形的，用固定销固定在筒壁上，它们之间留有3.5~10毫米的轴向间隙，装配时，两者之间还有0.3毫米的径向间隙，这些措施都是为了允许防振屏受热后能自由热膨胀。

筒体的外表面焊有八排加强箍，使筒体具有较好的刚性。

喷口调节环的移动是靠三个液压动作筒来控制的。液压动作筒由壳体和活塞等组成（图5-64）。

活塞与活塞杆做成一体，活塞杆穿过动作筒盖的橡胶封严圈，并利用尾柄与调节环相联接。筒盖拧紧在壳体上之后，沿螺纹钎焊，以保证密封，故筒盖和壳体不可拆。

壳体的另一端用尾杆1与承力环相联接，尾杆1用螺帽固定在壳体上，尾杆与壳体之间用橡胶圈6封严。

活塞用橡胶圈7封严，橡胶圈的侧面装有氟塑料垫8。

活塞的行程靠调整圈、“最大状态”位置的限动螺帽和“加力状态”的调整尾柄来调整。

斯贝MK202加力燃烧室是一种带混合器的内外函气流掺混和加力比连续可调的高加力比加力燃烧室（图5-65）。

MK202发动机采用了内、外函气流混合后再进入加力燃烧室的混合加力方式。这种方案的优点是可以充分利用内函气流的热能，使涡扇发动机加力燃烧易于组织。但是要求很好地组织两股气流有良好的掺混，这就需要混合器来实现。MK202上采用了十个漏斗式混合器。这种混合器混合度最高，所需混合室最短，但是，压力损失却较大，与其他形式

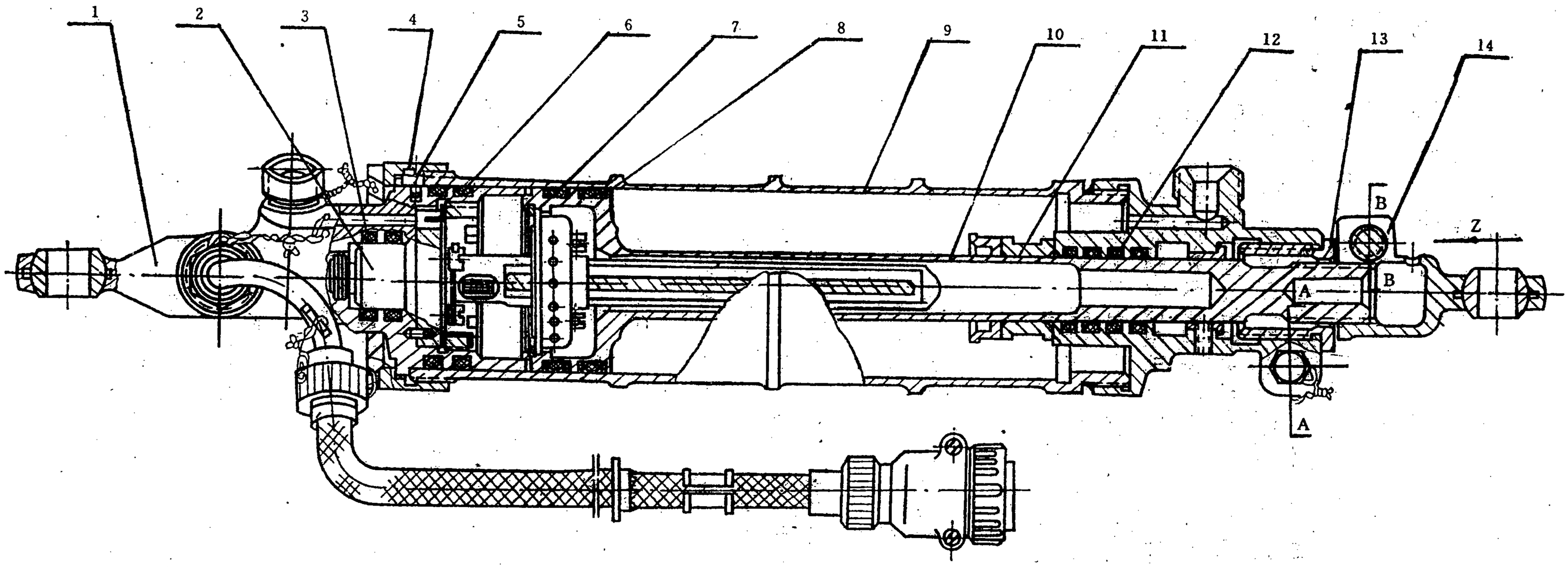


图5-64 液压动作筒结构

1. 尾杆；2. 反馈传感器；3. 橡胶圈；4. 螺母；5. 键；6. 橡胶圈；7. 橡胶圈；8. 氟塑料垫；9. 带盖筒体；10. 活塞；11. 调整垫；12. 橡胶圈；13. 调整螺母；14. 尾柄

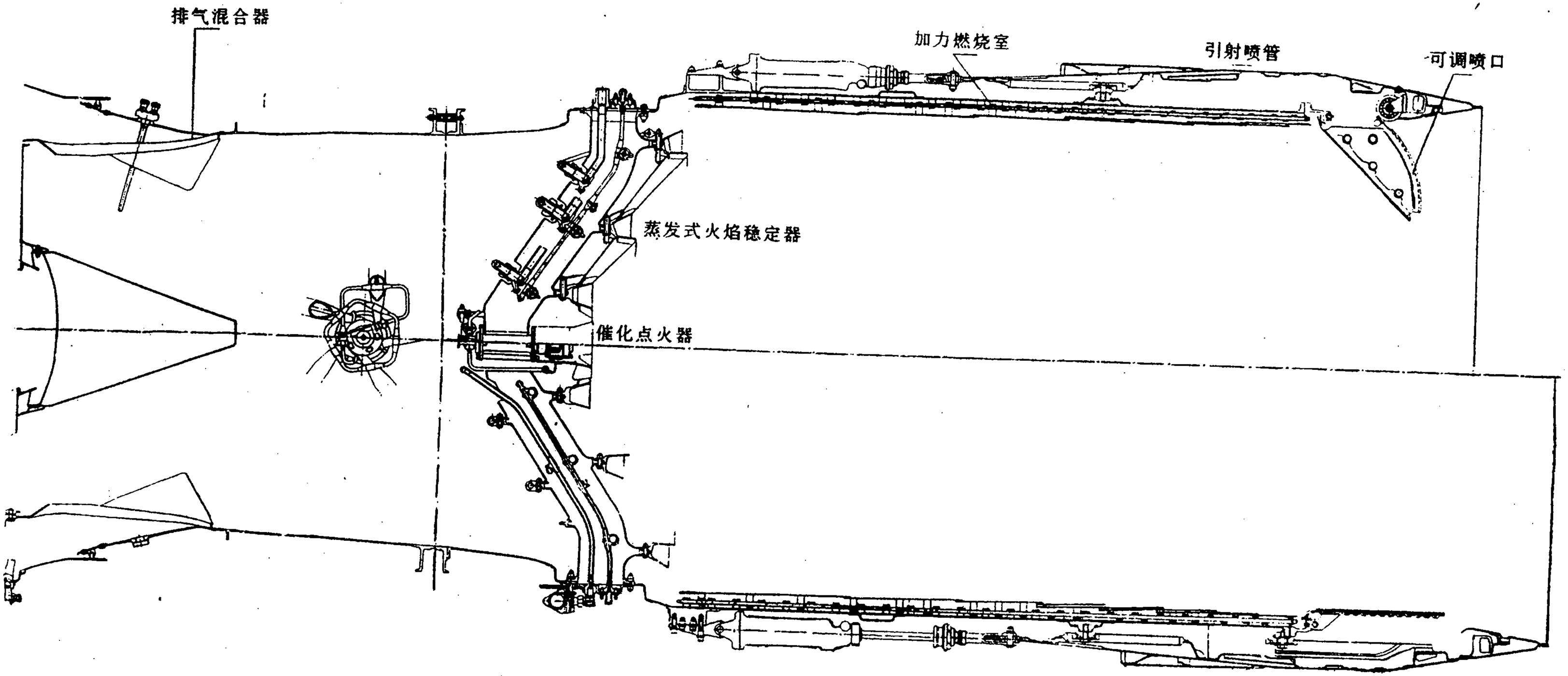


图5-65　MK202加力燃烧室及喷口

的混合器相比，结构也比较复杂些。混合器中的各零件，均采用C263镍基合金钣料。

扩压器是二次锥形扩压，第一段的锥角为12°，第二段的锥角大约为18°。扩压器是用C263钣料焊接而成，前段与混合器焊成一体，其后端焊有安装边。扩压器的后段自成一体，具有前、后安装边，前安装边用螺栓与扩压器前段后安装边连接，后安装边与加力筒体相连。

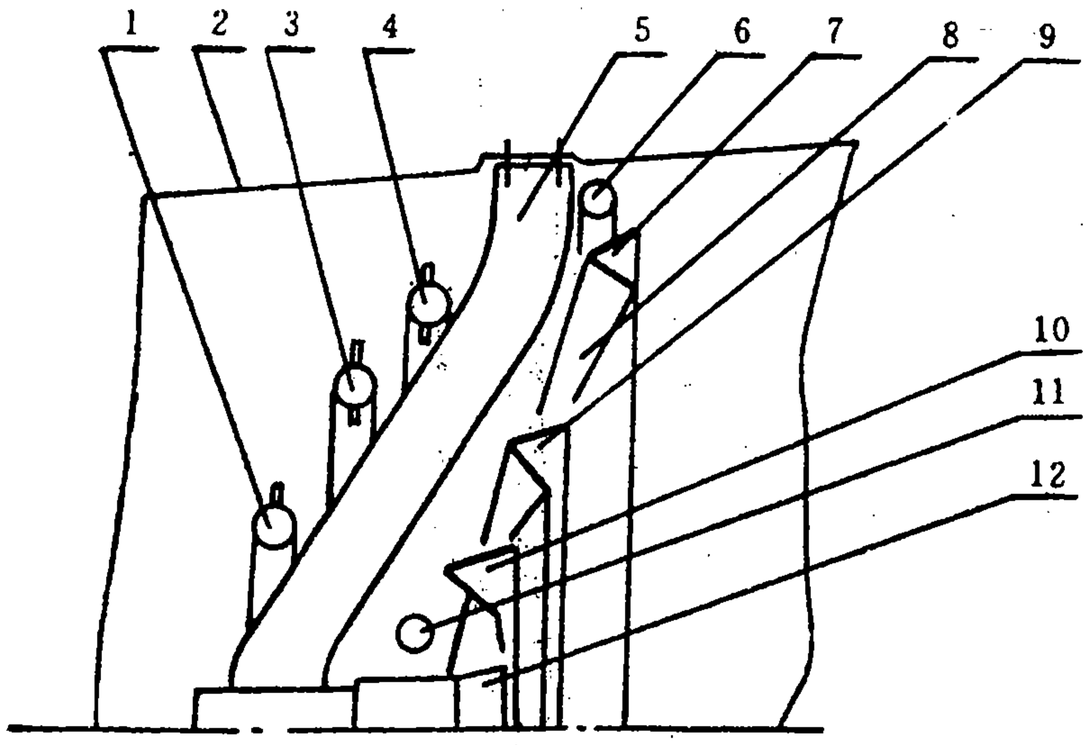


图5-66　扩压器后段简图

1. 输油圈；2. 扩压器壳体；3. 输油圈；4. 输油圈；5. 支承肋条；6. 输油圈；7. 外圈稳定器；8. 传焰肋；9. 中圈稳定器；10. 内圈稳定器；11. 点火用喷油环；12. 点火器；

图5-66示出了扩压器后段的结构简图。固定火焰稳定器、输油圈与点火器的五根支承肋条5是用螺钉装在扩压器后段的圆柱壳体上的，支承肋条的内端用长螺栓(图5-67中之9)与中心轮毂(图5-67中之7)连接。为了允许肋条自由膨胀，此肋条是切向地与中心轮毂连接的。

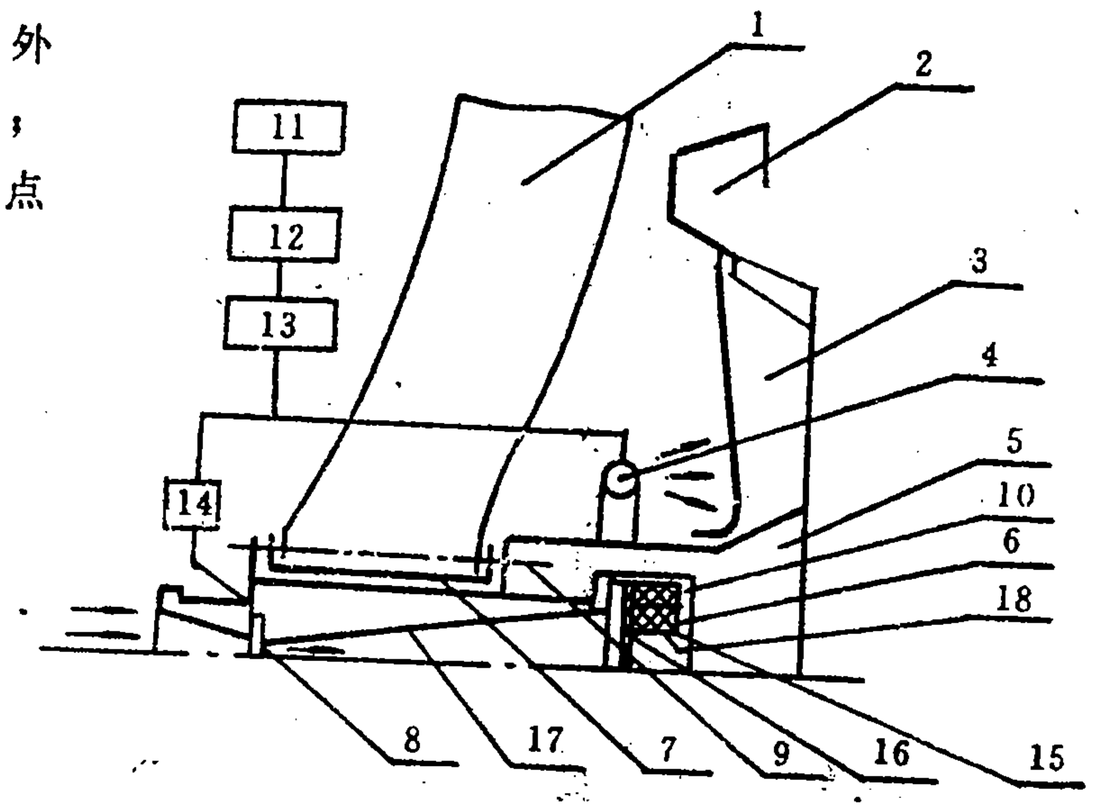


图5-67　支承肋条、点火器与中心轮毂的连接

1. 支承肋条；2. 内圈稳定器；3. 传焰肋；4. 点火用喷油环；5. 稳定锥；6. 双排卫星式铂丝圈；7. 中心轮毂；8. 喷油杆；9. 连接螺栓；10. 催化床；11. 由加力调节器来的燃油；12. 定时装置；13. 单向活门；14. 油滤及限流器；15. 上游平板；16. 扰流板；17. 文氏管；18. 中心体

火焰稳定器采用了三圈蒸发式稳定器，图5-66中10、9、7分别示出了它的内、中、外圈V型稳定槽。所谓蒸发式稳定器，是在普通的V型稳定器上，加入了燃油蒸发管，使在稳定槽内形成较恰当油气比的混合气，改善了加力燃烧室的工作特性。

图5-68是MK202的蒸发式稳定器的示意图。在V型稳定槽内装有燃油蒸发管3，蒸发管前端通过稳定槽的前壁，装有若干个进气鱼咀2，进气鱼咀中装有燃油溅板1。由单独的供油管中输入的燃油，通过喷油孔6喷到溅板上雾化，与进入鱼咀的空气混合后进入蒸发管。这种富油油气混气从蒸发管上的上、下两排ϕ3～4毫米的小孔7中喷出，与稳定槽前壁上的上、下两排长孔4进入的空气混合，形成接近恰当油气比的混气。

稳定槽前壁上的长孔，其作用是：进一步雾化由蒸发管出来的燃油，冷却稳定器以及强化稳定器的回流区。

采用这种带单独供油系统的蒸发稳定器具有下列特点：

（1）贫富油稳定范围广，可以实现小加力比点火

普通V型槽稳定器的油气比范围为0.03～0.07，而蒸发式稳定器则为0.001～0.007，贫油范围扩大了三十倍，因此，保证加力燃烧室能在小的加力比下正常工作。

（2）主燃油不分区

由于蒸发槽贫油范围宽，所以不需要将主燃油分区，简化了燃油系统。

（3）燃烧效率高

由于存在蒸发槽内燃烧的引燃火矩，使MK202能以30％的堵塞比达到95～97％ 的 燃烧效率。

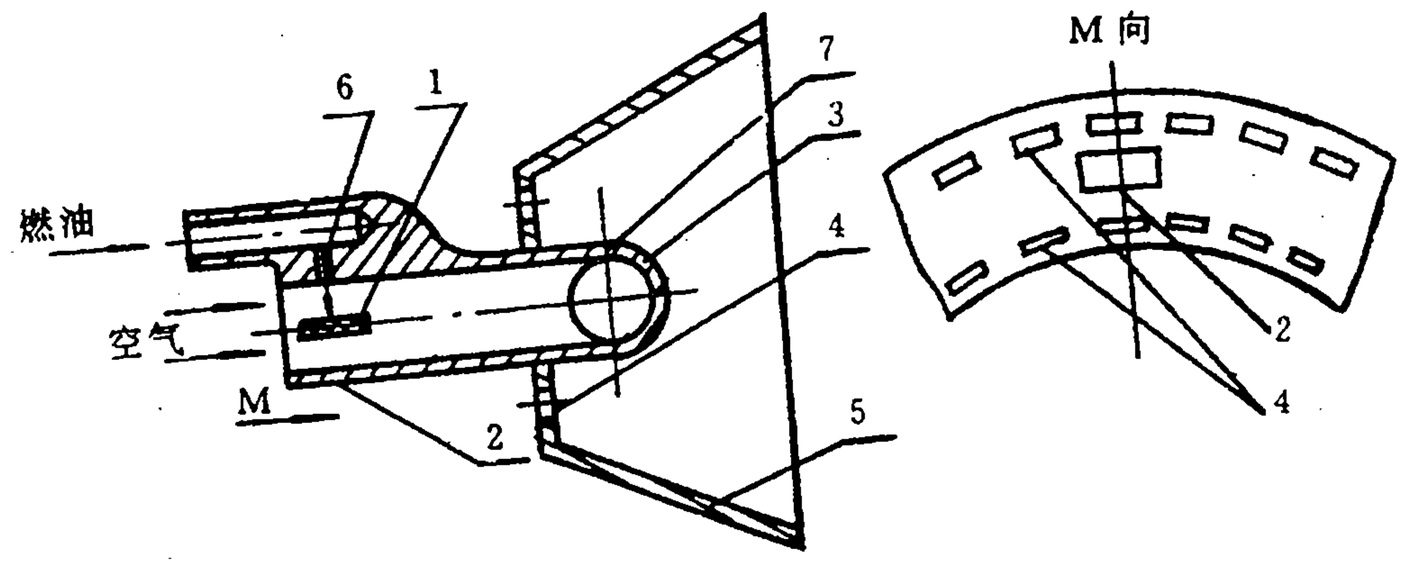


图5-68　蒸发式稳定器简图

1．溅板；2．进气鱼咀；3．蒸发管；4．长孔；5．稳定槽；6．喷油小孔；7．小孔。

V型稳定槽用径向销钉固定在五根支承肋条上，工作时允许自由膨胀。在内圈与中圈间、中圈与外圈间作有V型传焰肋，以便将中心部分经点火器点燃的火焰，传播到各稳定器。稳定器及传焰肋均用C263钣料焊成。

喷油系统除了向蒸发式稳定器及点火器有专门的油路供油外，还有四道输油圈（图5-66中之6、4、3、1）。外输油圈6紧靠外圈稳定槽，喷油孔直接开在输油圈上。外中输油圈4位于中圈稳定槽外，但固定在支承肋条的前端，其上径向地向外、内焊有八十根短喷油杆，喷油孔开在喷油杆上。外内输油圈3也是固定在支承肋条前端，处于中圈稳定器处，其结构与输油圈4同。内输油圈1也是固定在支承肋条前端，处于内圈稳定器处，其上顺气流流动方向焊有九根喷油杆，杆顶上开有喷油孔。

由于采用了蒸发式稳定器，所以MK202的加力喷油系统是一种不分区、不分压、大孔径顺流喷射的简单喷油系统。这样作，虽对雾化及燃烧不利，但加工简单，工作可靠，不易积炭堵塞，而且能保证加力比可以连续调节。

四圈输油圈与稳定槽一样，也是用径向销钉固定在支承肋条上的。为了防止输油管在热气流中加热引起燃油的沸腾，向输油圈供油的总管与向蒸发式稳定器供油的总管均装在支承肋条的内面。

MK202 加力燃烧室中采用了催化点火器。催化点火器是一种较新的技术，将400～500°C的油气混合喷到铂铑丝编织的催化剂网上，由于铂铑金属丝对大于300°C的油气混气产生催化作用，使混合气发生燃烧反应并形成火舌。成为引燃加力室的点火源，从而点燃加力燃烧室。

催化点火器的结构见图5-67。点火器是装在连接五个支承肋条1中心处的中心轮毂7

的内部。它由前端的进气与喷油的文氏管17与后端的催化元件所组成。燃油喷咀伸入文氏管喉道内，喷出的燃油与由头部进来的热燃气混合，形成油气混合气进入催化元件中。催化元件则由环形催化床10、两排围绕中心体18的卫星式铂丝圈6、铂铑合金丝编成的扰流板16及开有两排孔的上游平板15等组成。

由加力调节器11来的燃油，经过定时装置12、单向活门13后，分为两路，一路向前经过油滤及限流器14流进插到文氏管中的喷油咀顺气流方向喷出。这股燃油占点火用的燃油量1/300，由于油量很小，管道又在热燃气流中，因此，这股燃油处于蒸发状态。它从喷咀喷出后即与由头部进来的高温燃气混合，形成400 °C左右的化学恰当的混合气，经在文氏管后段扩压减速后，在催化床中被铂丝催化反应形成小火焰，并点燃第二路燃油。这第二路燃油占点火用燃油的299/300，由喷油管4上的喷油孔顺气流方向喷出。当这股燃油被催化元件点燃的火舌点着后即形成强大的点火火矩，通过传焰肋3依次点燃各圈蒸发式稳定器的燃油。

加力筒体前端作有安装边，用以与扩压机匣的后安装边相连接，后端也有安装边，用以固定尾喷管。加力筒体作成圆柱形的筒体，由C263钣料焊成。其内装有七段波纹板组成的全长隔热屏，其作用为：将加力筒体与燃气隔绝，使加力筒体的温度不致太高；起减弱蜂鸣即抑制啸声燃烧的作用；在后端能对尾喷管引去一层冷却用的冷空气膜。

由图5-65中可以看出，前三段隔热屏是单层的，后四段隔热屏作成双层，用以减少传给流经筒体内壁与隔热屏外间的冷却空气流的热量，避免这股冷却空气流到后端时温度升高太多。

前两段隔热屏上开有2 592个 ϕ6.35的小孔，作为蜂鸣减弱器之用。

在加力筒体内壁上，通过箍片沿筒体固定有若干根长的细管，七段隔热屏再用箍片固定在细管上，这样，就使隔热屏固定到加力筒体上，并在隔热屏与筒体间形成环形通道。

隔热屏也是用C263镍基合金钣料作成。

喷口作成可调节的，它是由一个全程无级调节的主喷口和一个不可调节但可前、后移动的引射喷管的副喷口所组成(图5-69)。

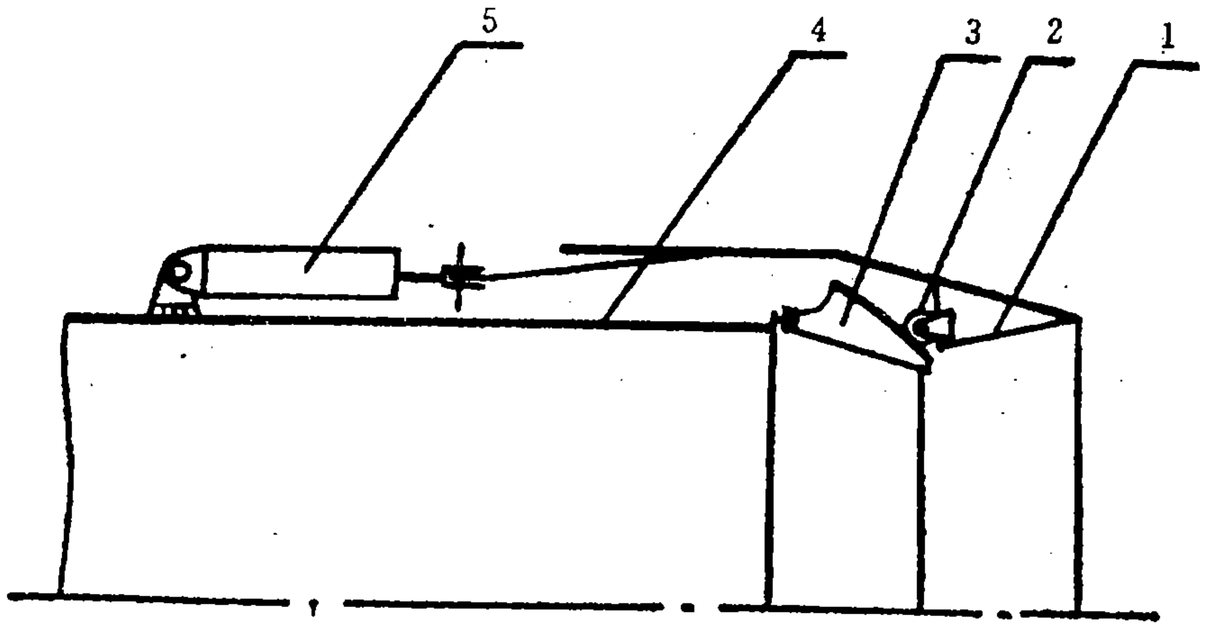


图5-69　调节喷管示意图

1. 引射喷口；2. 滚轮；3. 调节片；4. 加力室壳体；5. 动作筒

副喷口也即引射喷口（图5-69中之1）由C263钣料焊接而成，其出口面积不可改变，但由六个动作筒5操纵可使它作轴向的前、后移动。在副喷口后部内壁上固定有二十个滚轮2，滚轮压在主喷口的主动调节片3上的凸轮导轨上，用以控制主动调节片的收小和张大，从而改变主喷口的面积，副喷口的前段作成圆环，罩在加力筒体的外面，两者之间留有较大的缝隙，形成环形通道，使冲压空气及喷口引射的空气能由此流过。

主喷口由二十片主动调节片（图5-70）及二十片从动调节片组成。主动调节片上焊有调节时用的凸轮导轨，其型面为圆弧形，它的两侧作成带凹槽的结构；从动调节片的两侧

作成平板结构，其两侧平板分别插在相邻主动调节片的凹槽中，并随主动调节片的收小、张大而收小、张大。

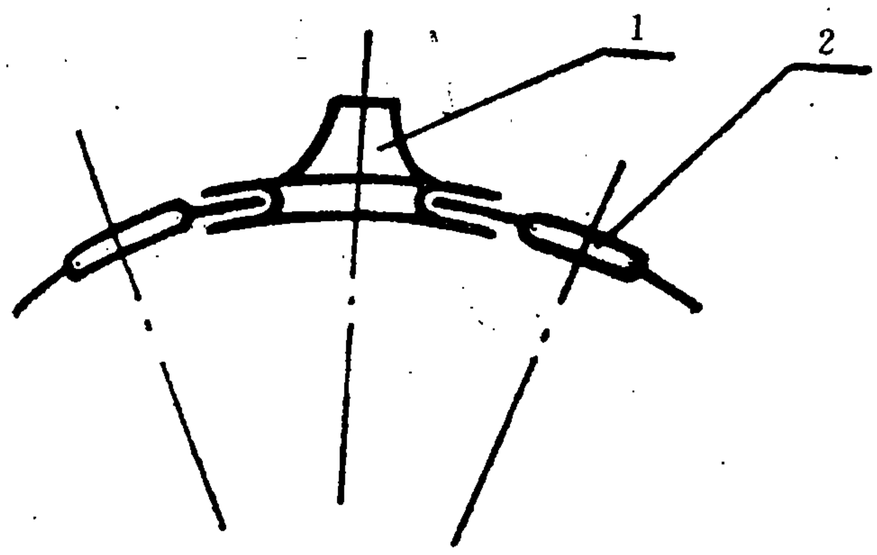


图5-70　调节喷口示意图

1. 主动调节片；2. 从动调节片

主动、从动调节片均铰接于固定在加力筒体后安装边上的固定环上。由加力壳体与隔热屏之间的环形通道，引来一部分冷却空气，吹向调节片的内壁面，对调节片内壁进行冷却。调节片的外壁则有引射空气进行冷却。

主喷口的调节情况是这样的：当在动作筒的液压作用下，拉着副喷口向前移动时，固定在副喷口上的滚轮也就沿着主动调节片的凸轮导轨向前移动，这样滚轮就压缩主动调节片向里倾斜，从而带动从动调节片一起收缩主喷口的出口面积。相反，动作筒的操纵杆将副喷口推向后时，副喷口带着滚轮后移，使滚轮有脱离主动调节片上的凸轮导轨的趋势，调节片在燃气流气动力的作用下，向外张大，因而使喷口面积张大。

由于冲压及引射的作用，有空气从副喷口前面进入，并在主喷口和主燃气流外围流出。当飞机作亚音速飞行时，发动机不需要加力，调节片收缩，主喷口面积缩小，被引射来的进入副喷口的空气，用来冷却筒体及主、副喷口外，并将主燃气流压缩，不致使主燃气流在副喷口中过渡膨胀，造成推力损失。当飞机作超音速飞行时，发动机开加力，调节片张大，主喷口面积增大。这时，由于冲压的作用，主燃气流流出主喷口时的压力增大，就压缩外围的空气流，主燃气流在副喷口中进一步膨胀加速，减小了排气损失，使发动机推力增大。

三、加力燃烧室的各主要元件

（一）环形扩压器

扩压器的功用是降低气流速度。目前扩压器出口的气流速度在120～180米／秒间。设计扩压器时，应使气流的流动损失尽可能小。与设计主燃烧室的扩压器一样，最好按照等压力梯度来设计通道。因为加工困难，通常以几段直线近似地代替等压力梯度型面的母线。根据扩压器的构造参数：扩压比n（扩压器出口截面与进口截面之比）和当量扩压角θ的大小，扩压器可作成图5-71所示的几种形式。

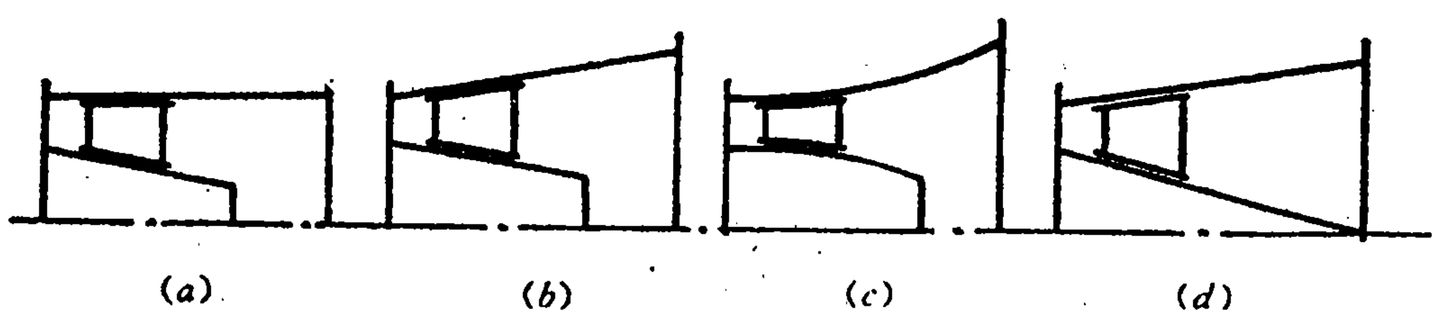


图5-71　扩压器型式

当扩压比$n \leqslant 2$时，加力燃烧室扩压器的当量扩压角最好是在$\theta = 12° \sim 18°$范围内，这时扩压器外壁可作成圆柱形。实验证明：若采用曲线形或圆锥形外壁，也不会使总压的损失降低很多，而在制造工艺上却比采用圆柱形外壁复杂得多。

带圆锥形或曲线形外壁的扩压器应在扩压比$n>2$的加力燃烧室中采用。这时，为了缩短加力燃烧室的长度，应采用大的当量扩压角$\theta=20°\sim35°$。

当$\theta>25°$时，最好采用等压梯度变化的扩压器。

加力燃烧室扩压器的内壁可作成平滑的圆锥形或者截锥形，这可使离开涡轮的燃气速度逐渐降低，但是为了缩短内锥体长度以及利用它使火焰稳定，内锥体通常制成截锥形（图5-71$a\sim c$）。气流在截锥处会骤然地扩散而产生附加损失，但因为此截面的燃气速度不大，并且扩散比在30%左右，实验证明此附加损失亦很小。借助截锥体产生的扰流及大的回流从而大大改善加力燃烧室的燃烧过程，提高燃烧的稳定性。

涡喷7发动机加力燃烧室的扩压器外壁，由圆柱面、二个圆锥面三段组成（图5-61）。前面两段按一个压力梯度设计，第三段按另一个压力梯度设计。前、后两部分有不同的当量扩压角。

J57-F13发动机加力燃烧室的扩压器采用锥形外扩式的外壳和特殊型面的内锥体，组成等压力梯度的扩散通道。内锥体前段的母线接近于直线，后段是曲线，用滚焊连接。扩压器的扩压比$n=2.6$，当量扩压角θ约为20°，在扩压器进口还专门安装一排整流叶片，以保证轴向进气并连结内锥和外壁。

（二）混合器

在混合加力涡扇发动机中，加力燃烧室还有一个组件叫混合器。它是将涡扇发动机外函空气引入内函的装置。目前主要有三种类型的混合器（图5-72）。

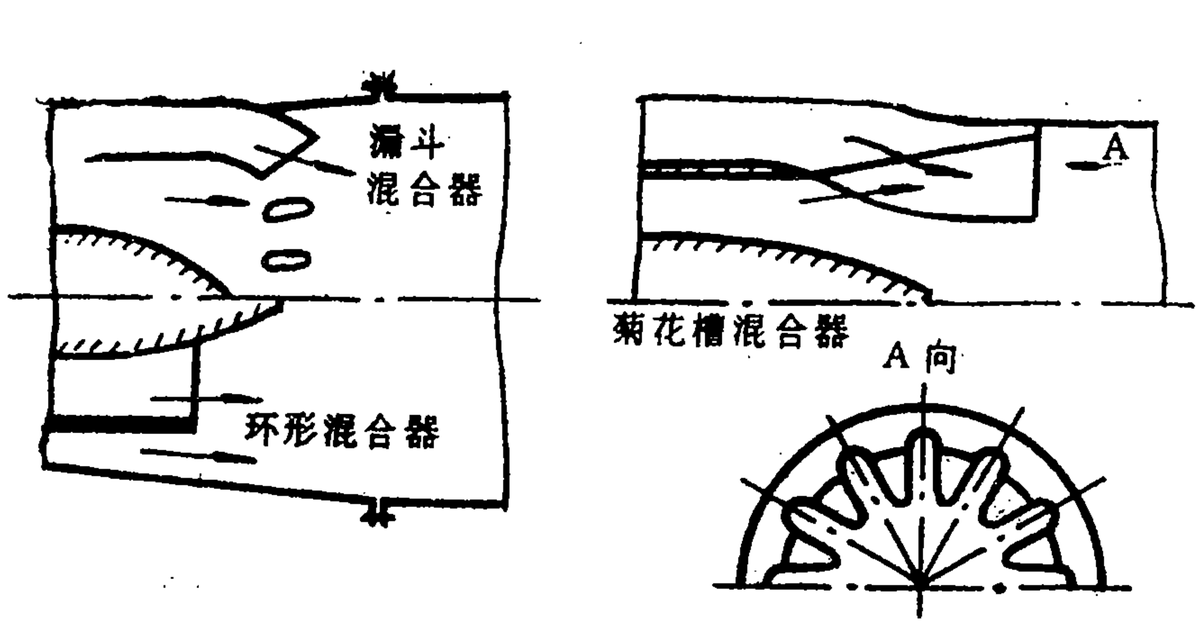


图5-72　三种混合器简图

1. 漏斗混合器

它由许多插入内函的漏斗组成。外函气流通过漏斗以一定的角度射入内函。斯贝MK202发动机就采用这种混合器。这种混合器使内、外函气流在较短的混合器长度内得到充分混合，但其压力损失大，结构重而复杂。

2. 环形混合器（又称平行进气混合器）

它主要依靠内、外函两股同轴平行射流的表面紊流混合。F100涡扇发动机就采用这种混合器，环形的火焰稳定器设在平行射流表面的紊流区中。这种混合器结构简单，重量轻，流阻损失小，目前在大推重比的涡扇发动机中广泛采用。但是它的出口流场随飞行状态变化大，对燃油调节器要求高。

3. 菊花形混合器

它也属于同轴表面混合，利用沿外函气流方向越来越大的波形菊花槽来增大内、外函气流的混合面，提高混合效率。F101涡扇发动机就采用这种混合器。其混合度及压力损失随菊花槽的数目和大小而改变，一般情况下介于漏斗与环形混合器之间。

（三）火焰稳定器

火焰稳定器的功用是使气流产生紊流，形成回流区，加速混气的形成和加强燃烧过程，稳定火焰和提高完全燃烧度。

在加力燃烧室中，通常采用非流线形物体作火焰稳定器，最常见的是V形槽。它具有结构简单、重量轻、损失小、发展比较成熟、性能较好的优点。V型槽稳定器又分为环形的和径向的两种。

环形稳定器在涡喷发动机中首先得到应用。涡喷7发动机即采用双排环形稳定器，见图5-61。

在混合加力的涡扇发动机中，加力的主要特点是外函冷空气参加燃烧。为了解决低温稳定燃烧问题，广泛采用径向V型槽式的稳定器。在平行进气的F100涡扇发动机中，除主稳定器为单排环形稳定器，置于内函高温燃气流中，建立稳定高温热源外，内外都是径向稳定器。利用内函高温热源加热径向V形槽，促进外函稳定器上的油膜蒸发和混合，并用内函高温燃气引燃，提高外函冷混气燃烧的稳定性。不加力时，这些径向稳定器又能促进内、外函气流的混合。

目前，径向稳定器也开始用在涡喷发动机上。涡喷7乙发动机加力燃烧室即采用纯径向式稳定器（图5-73）。

图5-74示出沙丘驻涡火焰稳定器。这种沙丘驻涡具有顽强的抗干扰性能。实验结果表明，这种稳定器与同样阻塞比的V形槽相比，阻力下降75～80%，旋涡内燃烧的贫油熄火极限比V型槽扩展了4～5倍，点火风速也提高了将近一倍。

斯贝MK202发动机则采用蒸发式稳定器。

上述的稳定器属机械式火焰稳定器，目前虽然被广泛采用，但是，在气流通道中设置非流线形物体及其连结构件，一则结构比较复杂，二则气流的压力损失较大，此项损失与稳定器的堵塞比、形状、位置以及气流的速度，扩压器的当量扩压角等有关。为了克服这些缺点，在某些发动机上采用了气动式火焰稳定器。如法国“阿塔”发动机，它通过专用管道自压气机抽气，经喷咀将高压空气喷入加力燃烧室，与主气流相遇形成非流线形的气柱，借此气柱稳定火焰。这些空气喷咀位于通常安装机械式稳定器的截面，沿圆周均匀分布，喷咀数目不宜太少。气动稳定器的优点是：根据不同的工作状态控制供气量，可形成合适的气柱来稳定火焰，并有利于消除振荡燃烧，避免了机械式稳定器在加力燃烧室不工作时所造成的气流压力损失。其缺点是：要从压气机中抽气，虽然抽出的气体在加力燃烧室参加燃烧，使发动机获得推力，能补偿一部分推力损失，但总的发动机推力将减少一些；此外，控制系统比较复杂。这是目前气动稳定器尚未广泛采用的原因之一。

（四）供油和点火装置

1．供油系统

加力燃烧室的燃油管道及喷射装置应与火焰稳定器相适应，通常有如下三种安排方式：

（1）燃油经穿过加力燃烧室壳体的燃油总管，进入处在燃气流中并与环形稳定器同心安装的环形输油管，从沿环形输油管周向均布的喷咀逆燃气流方向喷出。环形输油管位于环形稳定器之前。如涡喷7发动机加力燃烧室的燃油管道和喷射装置就是这种方式。有些发动机的环形输油管置于环形稳定器的V形槽内，以减小气流的流动损失。

这种安排方式不存在由于燃油从管道联接处渗漏而引起火灾的问题，但应防止渗漏出来的燃油燃烧后造成零件局部过热而变形损坏的情况。

（2）燃油总管穿过扩压器外壳，经整流支板内腔引入内锥体内，并与位于锥体内的

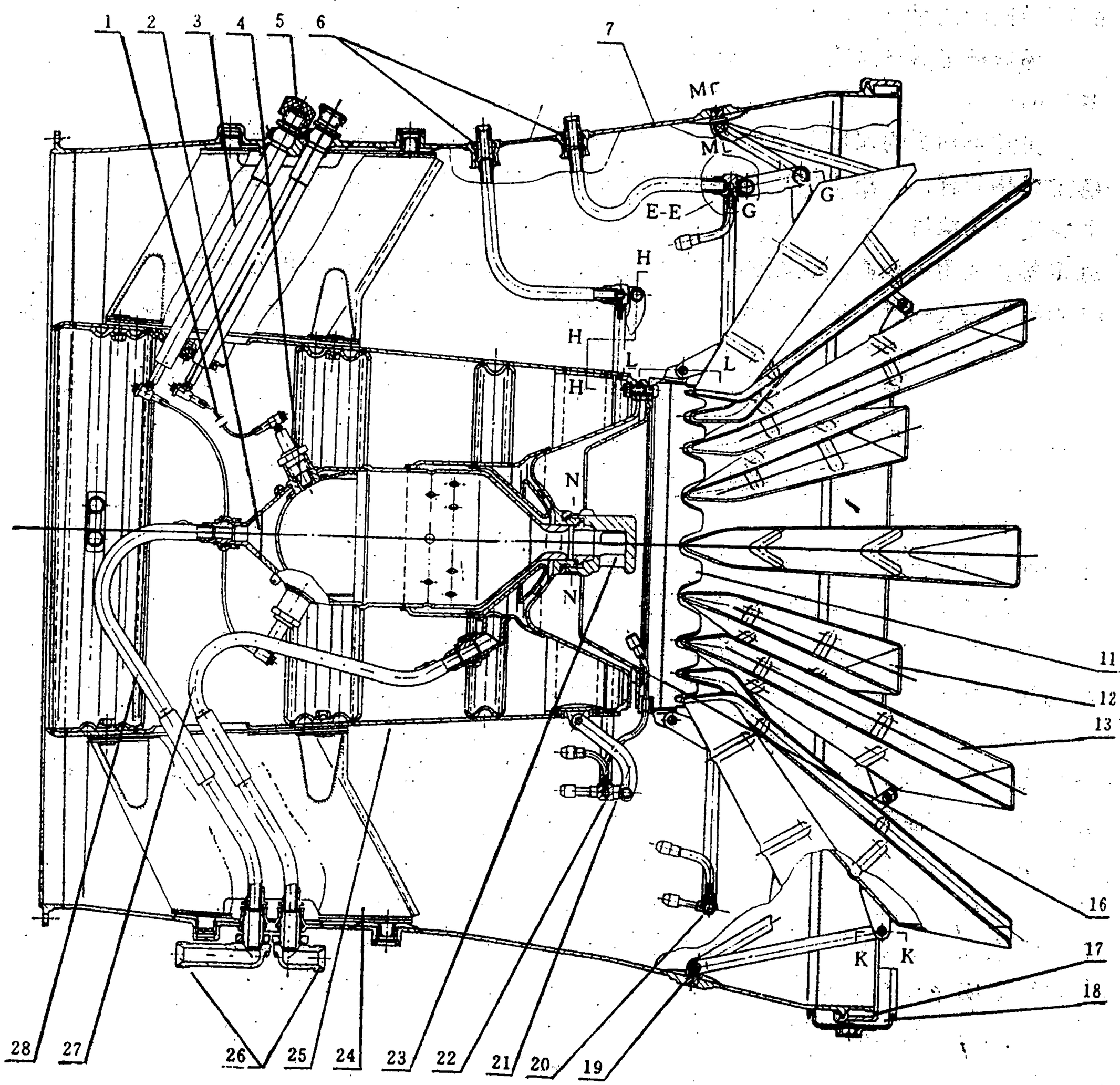
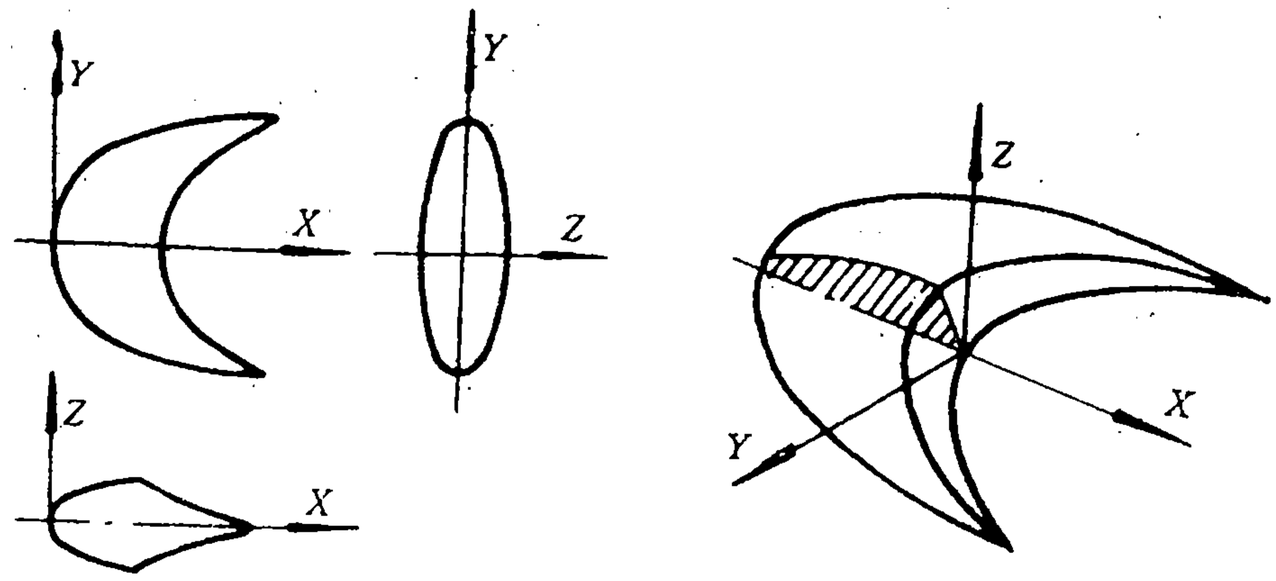


图5-73　涡喷7乙发动机加力燃烧室火焰稳定器

1. 导电片；2. 点火器；3. 导电杆；4. 加力电阻；5. 堵盖；6. 球形衬套；7. 扩压器外壁；11. 稳定器壳体；12. 小稳定器；13. 大稳定器；16. 隔热屏；17. 套管结合环；18. 燃油收集器；19. 耳环；20. 外圈总管；21. 吊挂；22. 内圈总管；23. 喷口；24. 整流支板；25. 内壁；26. 接管咀；27. 空气进气管；28. 混合气进气管

输油圈相联接。燃油经输油圈上的喷咀向燃气流中喷出。这种方式应该注意渗漏出来的燃油在内锥体内燃烧后造成内锥体局部过热而变形损坏的问题。

（3）环形的燃油管配置在加力燃烧室壳体外壁，并与沿周向均布的燃油分管相联接。这些燃油分管分别穿过加力燃烧室壳体。燃油经燃油分管上的喷咀或喷油杆向加力燃烧室内喷出。J57-F13发动机加力燃烧室的安排就是这种方式。这种安排方式因油管不置于燃



(a) 沙丘稳定器　　(b) 沙丘后斜视图

图5-74 沙丘驻涡火焰稳定器

气中，故管道联接处不易损坏而渗漏燃油，但各个燃油分管穿过加力燃烧室壳体的安装、密封问题也较复杂。

燃油管穿过壳体的安装联接处应防止燃气逸漏，保证密封，受热后壳体、油管之间应容许偏摆，使热变形协调，可采用球形座的结构（图5-61）。

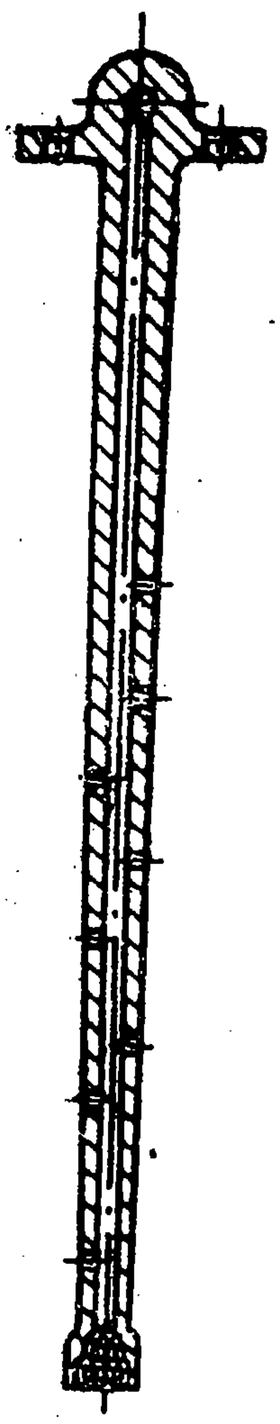


图5-75 喷油杆

加力燃烧室通常用离心喷咀和射流喷咀来喷油。

工作喷咀和起动喷咀常采用单油路离心式喷咀与简单射流式喷咀。喷咀的数目和配置根据加力燃烧室的供油量和稳定器的形式、位置而确定。通常采用双排或多排喷咀供油。喷咀沿圆周均匀排列，应有足够的数量。喷油方向常取逆气流或与气流倾斜一个角度。在调节范围较大，长时间连续工作的加力燃烧室上，常采用两组工作喷咀。在最大加力状态，两组喷咀都工作；在局部加力状态，其中一组喷咀不供油。

J57-F13发动机加力燃烧室采用喷油杆射流式喷咀供油。供油系统由装在壳体外的环形燃油总管、二十四根燃油分管和二十四根喷油杆组成（图5-75）。燃油总管和分管借支架弹性地固定在扩压器外壳上，在受热时能自由变形。二十四根喷油杆沿圆周均匀分布，径向插入扩压器扩散通道内。喷油杆外端用螺栓固定在扩压器外壳上的安装座内，杆的内孔是等直径的，内端有一螺塞，以备分解时拧开螺塞，清洗内孔。喷油杆壁较厚，并向固定端逐渐加粗，呈锥形，刚性较好。喷油杆两侧交错地钻有八个0.75毫米孔径的射流喷油孔，喷油方向与气流垂直。二十四根喷油杆沿径向构成八圈总共一百九十二个喷射点同时供油，与燃气组成均匀的混气。喷油杆的调整和维修比较方便，但需较高的供油压力，否则燃油雾化较差。喷油杆需整体锻造，深孔和小孔加工困难。由于喷油杆数目多，重量也大一些。近来，采用喷油圈上直接钻孔的喷咀环供油结构，可以比喷油杆产生更为均匀的周向燃油分布，用分圈的办法易于分区。在高加力比的涡扇发动机中，为了满足推力连续调节的要求，一般都有3～5个油区按一定顺序供油，因此，这种喷油圈在涡扇发动机上得到采用。

F100发动机加力燃烧室采用了喷口面积可调的喷咀，喷油咀作在喷油圈上，喷油圈呈椭圆形截面，每个喷咀内均装有锥形针塞，针塞一端固定，另一端正好堵住圈上的喷油

孔。随着进入喷油圈的燃油压力的提高，迫使油圈的椭圆形截面逐渐向圆形截面变化，使喷孔唇口逐渐离开针塞，喷口的环形通道逐渐加大，喷出的燃油在溅板上雾化后进入加力燃烧室（图5-76）。这种可变喷口截面的针塞式喷咀简化了燃油系统及调节器，同时又能在宽广的流量变化范围内，保证燃油分布稳定，雾化良好。但是它要求变截面管材在高温（700℃）下能保持良好的弹性，在制造工艺上也有较大的困难。

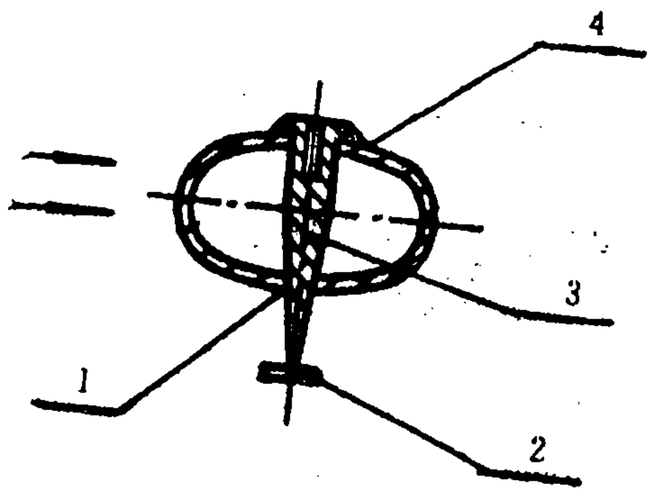


图5-76　针塞式喷咀简图
1. 喷孔唇口；2. 溅板；3. 针塞；4. 椭圆截面喷油圈

2. 点火装置

为了确保加力燃烧室在飞行中，尤其在高空时起动迅速可靠，需安装保证点燃混合气的点火装置。为此，涡喷 7 发动机中设有预燃室。它装在扩压器中心部分，供加力点火用（图5-61）。

J57-F13发动机加力燃烧室采用热射流点燃方式。当开动加力燃烧室时，由专门的附件将附加的燃油喷入主燃烧室中的某个火焰筒内，附加燃油形成的火焰穿过涡轮，点燃加力燃烧室中的混合气。这种点火方式的优点是：点火能量大，高空性能好，迅速可靠，不增添附加构件，只要主燃烧室不熄火就总能可靠点燃。缺点是：火舌传递路程远，流程复杂，尤其在穿过多级涡轮时，受到强烈的扰动，在调试加力燃烧室时相应地要作大量的点火试验。

在F 100 发动机加力燃烧室的值班火焰稳定器中，直接插入高能电咀点火，省去了专门的点火器及附加燃油喷咀，也不需要引气系统，点火迅速可靠。其缺点是电咀易于烧蚀和污染。

军用斯贝发动机加力燃烧室采用催化点火方式。催化点火是利用铂能吸附氧气和氢气的特性，使点火用的混合气借铂铑丝网的催化作用，在较低温度下点燃。这种点火装置结构简单，重量较轻，点火方便；但铂铑丝价格昂贵，易受污染而失败，影响其工作可靠性。

与涡喷发动机加力相比，混合加力的涡扇发动机的另一个特点是加力燃烧室的压力脉动会通过外函传至风扇，引起风扇甚至整个压气机喘振。因此，要求使用加力以及加力由小变大的整个过程中压力变化要非常平稳。为此，在喷油和点火方面采用了以下结构措施：

（1）采用值班火焰稳定器，实行软点火，即先在稳定器内部供油点火，然后再在整个加力燃烧室分区起动。

（2）采用分区、分压供油，保证供油量均匀变化，避免压力脉动，并可使发动机推力连续可调。

（3）为了防止点火未成前就大量供油，在有的发动机上采用了点火检测器和喷口随动机构。前者是加力燃烧室喷油的联锁装置；后者是当加力燃烧室内出现压力脉动时，迅速改变喷口面积，消除扰动。

（五）加力燃烧室壳体

加力燃烧室的燃烧段实际上是一个筒体。它可以是收敛的圆锥形，也可以是圆柱形的。加力燃烧室壳体前端常用快卸环与扩压器外壳相连接（图5-77）。快卸环由两个半环

成，套在相联接的安装边上，在两个半环的接合处用螺栓联接成一个整环，利用锥面将两安装边夹紧。在所联接的两安装边之间留有较大的轴向间隙，并将加力燃烧室壳体的前安装边凸缘作成圆弧面，联接后相当于一个铰接支承，允许壳体相对于发动机轴线少许偏斜，并允许轴向错移。这是因为发动机较长，在飞机上有三个固定平面，为了消除由于飞机机身弯曲变形以及由于机身与发动机壳体轴向热变形不一致而在发动机上产生的应力，所以采用了这种联接方式。支承面作成圆弧面，还可保证良好密封。壳体后端与尾喷管相联接，其长度应保证燃烧过程进行完毕。

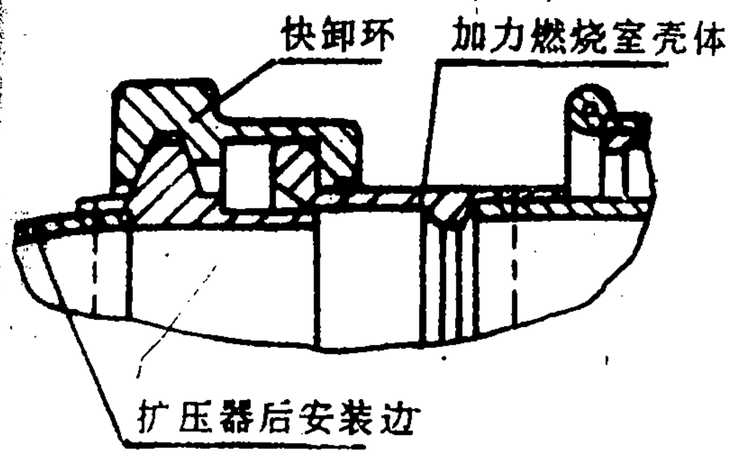


图5-77　快卸环

加力燃烧室壳体是由几段薄壁筒体滚焊而成，因此要特别注意它的刚性。可在壳体两端焊上圆环或安装边，在壳体上加几道箍圈以增加刚性。为改善焊缝受力状况，钣料搭接焊缝常倾斜布置。

由于加力燃烧室的燃气温度很高，所以冷却加力燃烧室的壳体十分重要。可以引涡轮后的燃气流过波纹形衬筒与壳体间的空隙对壳体进行冷却；也可以引压气机某一级的空气冷却壳体内壁，利用流动空气冷却壳体外壁。必须着重指出：多孔的波纹板，还能造成乱反射和气体阻尼，可以有效地防止加力燃烧室的振荡燃烧。

为了减少加力燃烧室部位的飞机构件受热，还对加力燃烧室壳体进行隔热。在壳体外壁加一层隔热材料，如石棉、玻璃棉等；或采取隔热套结构，利用加力燃烧室壳体与隔热套间的空气层隔热；这些都是有效的隔热方法。

四、加力燃烧室的材料

加力燃烧室的零构件都处在高温下工作，其材料应根据工作温度和受力情况来选择。

扩压器和加力燃烧室外壳可用耐热不锈钢制成。扩压器的内锥体、整流支板、预燃室和火焰稳定器等构件所承受的温度更高，目前都采用GH30、GH39等高温合金制造。在目前先进的涡扇发动机上，由于采用了先进的冷却技术，壳体的壁温一般不超过400°C，因此可以采用钛合金。为了减少零件表面的受热和腐蚀，常在与燃气接触的零件表面涂耐高温陶瓷材料。

第六章 排 气 装 置

发动机的排气装置是指涡轮或加力燃烧室以后组织排气的构件。

排气装置的组成和结构方案取决于发动机和飞机的类别及用途。排气装置包括尾喷管、反推力装置、消音装置等。尾喷管是发动机必不可少的一个部件，其他的排气装置则是根据发动机和飞机的特殊需要而设置的。

第一节 尾 喷 管

尾喷管的功用主要是使涡轮后的燃气继续膨胀，将燃气的部分热焓变为动能，使燃气以很高的速度从喷口喷出。

根据使用条件的不同，发动机尾喷管的通道可以是收敛形或收敛扩散形的，喷口面积可作成可调或不可调的。

一、不可调节的收敛形尾喷管

亚音速及低超音速飞机用的不带加力燃烧室的涡喷发动机，以及涡轮后燃气焓降较小的涡桨发动机和涡扇发动机，都广泛采用不可调节的收敛形尾喷管。因为在飞行速度不大（$M \leqslant 1.5$）的情况下，燃气在收敛形尾喷管内由于不完全膨胀而损失的能量较小，所以采用这种简单的收敛形尾喷管是合适的。涡喷8、涡桨6、JT3D等发动机都是采用这种尾喷管。

这种简单收敛形尾喷管由中介管和喷口两部分组成。中介管又称排气管，位于涡轮与喷口之间。它由外壳、整流锥和整流支板三部分组成。外壳与整流锥形成的气流通道是逐渐扩张的，可使气流速度降低，减少流动损失，外壳与整流锥的联接，可借助整流支板或承力支杆，在结构设计时应保证这些零构件热膨胀的自由。整流支板一般做成对称叶型，如果从涡轮排出的气流扭速较大时，则应做成有相应迎角的非对称叶型（其弦长靠整流锥处较长，靠外壳处较短，这是因为气流扭速在叶根处较大），以保证燃气轴向排出，减少推力损失。新型发动机中，支板作成叶型，起半级涡轮作用。喷口是收敛形的薄壁锥筒，前缘与中介管联接，应能拆卸。燃气在喷口的收敛通道内加速后排出，使发动机产生推力。通常将喷口按不同出口直径分成若干组，在试车时选配，以调整发动机的性能参数达到规定的指标。

如果飞机结构允许的排气位置与发动机之间距离较长，则需在中介管和喷口间装延伸管。同样的发动机安装在不同型号的飞机上，延伸管会使气流流动损失增大而减小推力，并影响发动机的起动性和加速性。为了便于起动，长度较长的延伸管在其前部应有放气门，起动时打开放气门直通大气，以减小涡轮后的反压。

图6-1、6-2为涡喷8发动机与涡桨6发动机两尾喷管的构造，这两个尾喷管都是简单收敛形，喷口不可调节的。

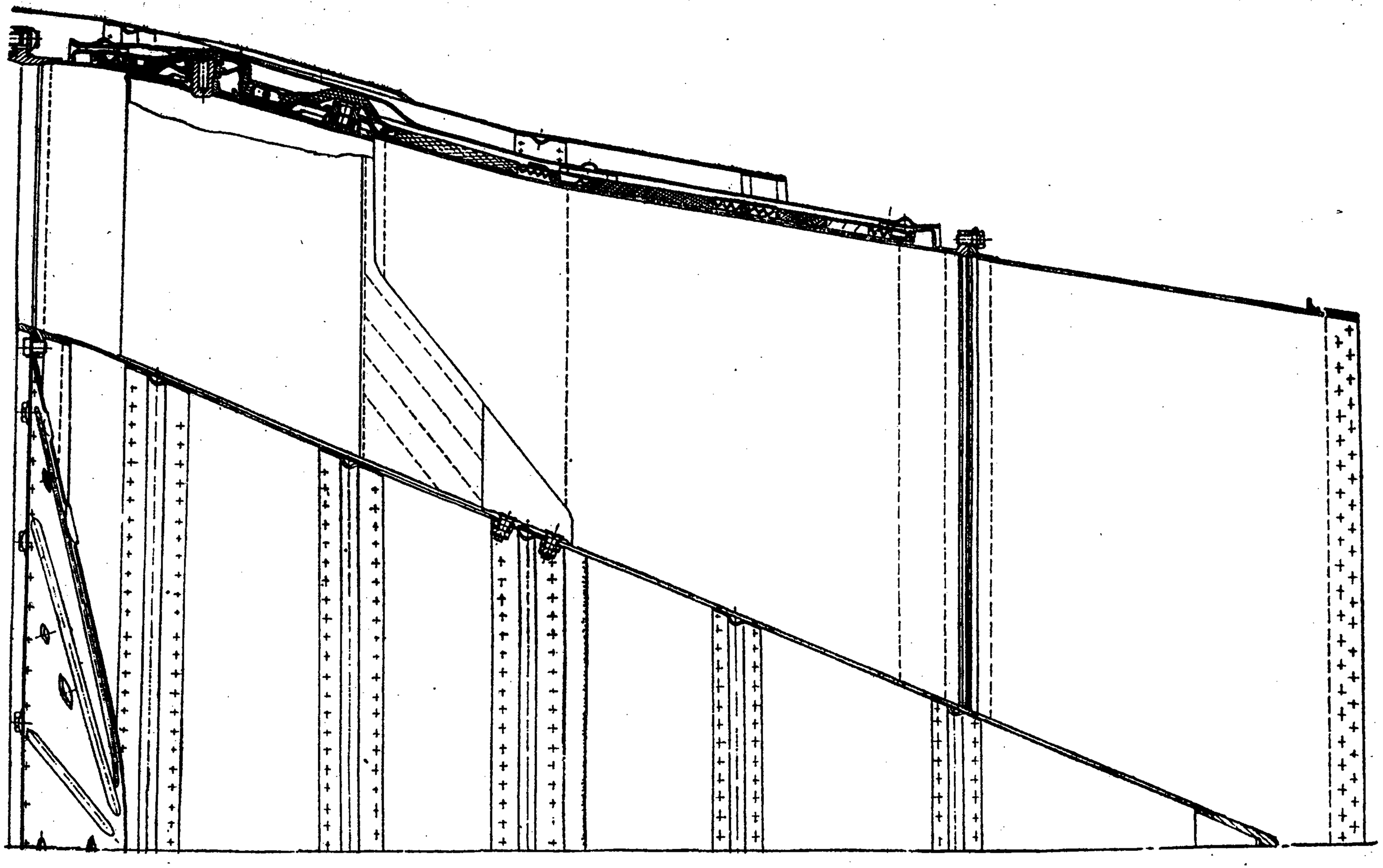


图6-1　涡喷8发动机尾喷管

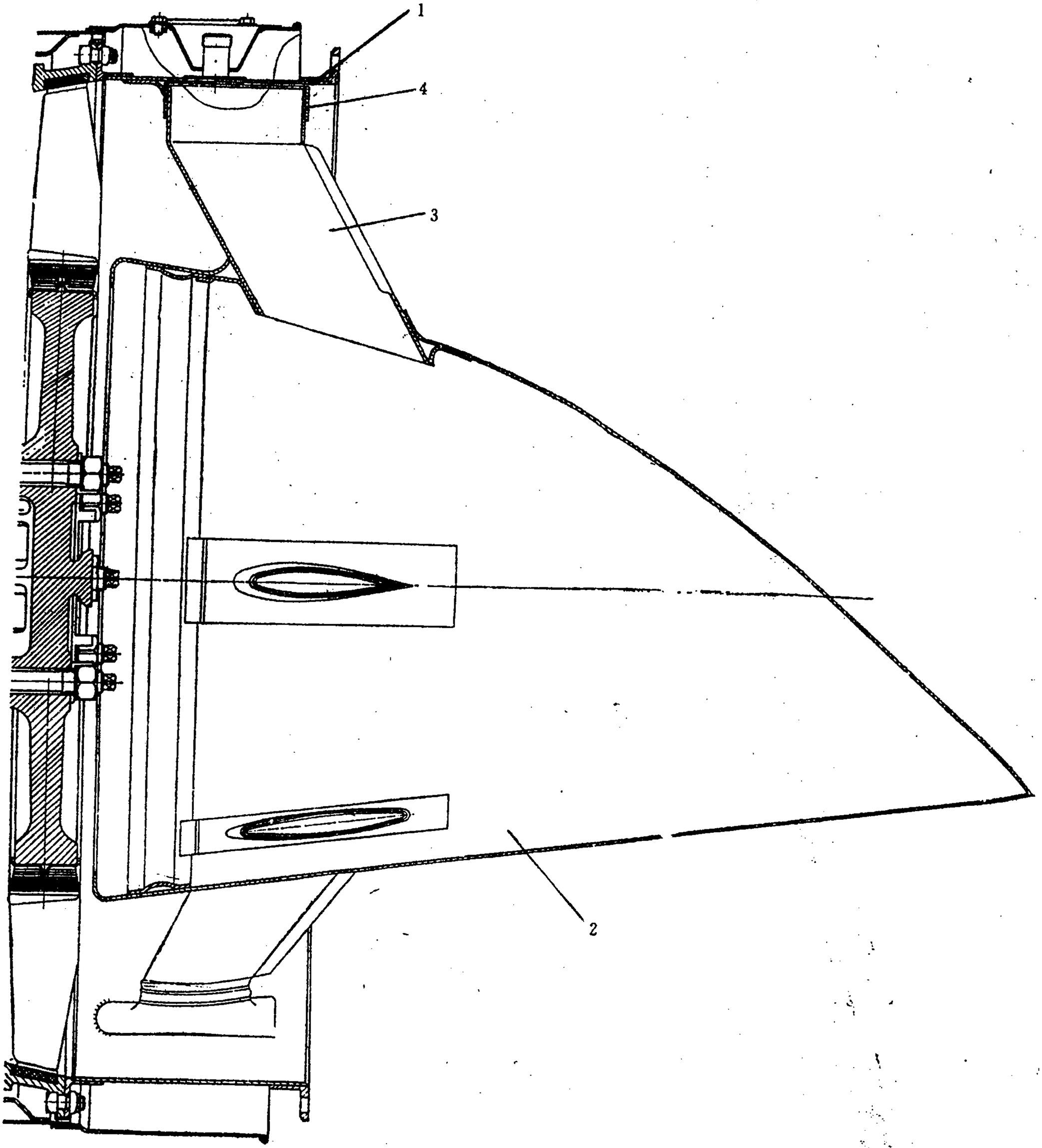
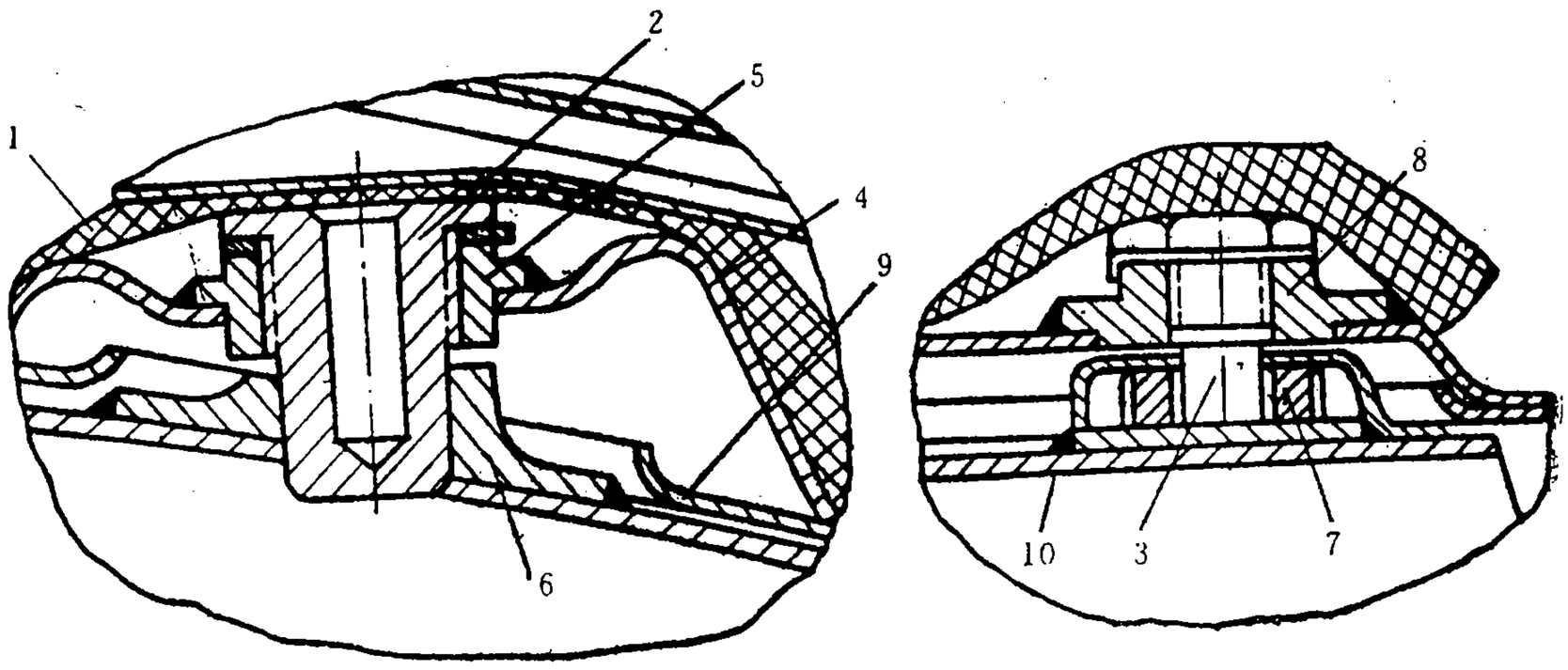


图6-2　涡桨6发动机尾喷管

1.外壳；2. 整流锥；3.整流支板；4.套管

涡喷8发动机尾喷管构造中，整流锥借支板与外壳联接，支板上下皆焊有底板，内端与整流锥壁点焊联接。由于支板尺寸大，为了提高联接可靠性，内端还用螺栓与锥壁相连，支板外端用有螺纹的销子2、3与外壳相连（详见图6-3.（*a*）），销子用螺纹拧在外壳壁上支承4的衬套5中，销体插入支板的衬套6中，这样使外壳与支板均能膨胀；为防止支板转动及减少作用在销子2上的气体力，支板后面又装入销子3，其构造与2略同（详见图6-3（*b*））。

涡桨6发动机尾喷管的整流锥2与支板3相焊接，支板3的外端自由地插入焊在外壳1上



(a)　　(b)

图6-3　尾喷管外壳与支板的联接

1. 隔热层；2、3. 销子；4. 支承；5、6、7、8. 衬套；9. 尾喷管外壳；10. 支板

的套管4中，由安装边的管口可引入冷却空气，以冷却支板、整流锥与最后一级涡轮盘。这种结构亦允许外壳与支板受热自由膨胀，构造非常简单，但所能承受的负荷较小。

（一）喷口与外壳（或延长管）的联接

喷口要作成能拆卸的，以备试车时更换喷口校正性能参数。

涡喷8发动机尾喷管用可分解的快速卡箍联接。这种构造拆卸方便，重量轻，安装边较短，热应力也较小，是一种简单的安装边联接方法，但这种联接不能传递扭矩。

涡桨6发动机尾喷管用螺栓与外壳安装边联接。为了防止联接处燃气漏出，螺栓数目较多，造成了拆卸与更换上的麻烦。

（二）冷却与隔热

尾喷管通道中为热燃气，为了不使周围受它的影响，可采用隔热或冷却措施，隔热能使尾喷管工作保持较高的热效率，冷却虽有热损失，但可以有效降低尾喷管零件的壁温，为使用耐热较差的材料提供了可能性。

在涡喷8发动机中尾喷管的外壳外壁全被隔热装置包围。隔热装置由一层石棉布五层铝箔构成。第二、三层铝箔间有金属丝编成的网，使空气吹过以加强隔热效果。隔热装置外包有铝板制成的外罩，外罩外面罩有通风罩，冷空气流过外罩与通风罩间，可进一步使飞机不受燃气热影响。为了减少整流锥向涡轮盘的热辐射作用，在整流锥的前壁处也需隔热，在涡喷8发动机尾喷管中是采用隔热屏。隔热屏是由板材制成。

在涡桨6发动机尾喷管外壳的外面套有通风罩，在通风罩与外壳之间有冲压的冷空气流过，用以冷却尾喷管壁面。

（三）加强刚性

尾喷管的主要零件都是钣料作成的，钣料零件一般易于变形。在尾喷管中，零件不仅受气体力作用，且处于高温之中，因此更容易发生变形。为了保证尾喷管可靠地工作，有效地加强零件的刚性是必要的。一般加强钣料零件刚性的方法是在零件上冲出长条的凸起，或焊上加强箍（肋）等。

在图6-1中的尾喷管上焊有加强箍，隔热屏上冲有径向加强肋，喷口尾缘则点焊有加强圆环。在图6-2中尾喷管整流锥内表面同样地焊有圆环。

（四）减少热应力与热变形

尾喷管的安装边不应过高，安装边的螺栓孔间应铣去一部分，这不但可减轻重量，也会减少外缘冷内部热所形成的热应力。

整流锥与外壳的固定要考虑到支板受热后能自由膨胀，在图6-1与图6-2中支板均能沿径向自由伸长，以减少热应力与热变形。

二、可调节的收敛形尾喷管

采用喷口可调节的尾喷管，能使发动机在各种工作状态都获得良好的性能。带加力燃烧室的发动机必须采用可调节的尾喷管，保证在加力状态相应地加大喷口。带加力燃烧室的发动机，其加力燃烧室扩压器起到了中介管的作用，且加力燃烧室的长度也较长，可以与飞机的布局相协调，因此不再有专门的中介管和延伸管。

在飞行速度不大（$M \leqslant 1.5$）的情况下，仍可采用收敛形的可调节尾喷管，图6-4是几种可调节收敛形尾喷管的示意图。目前广泛采用多鱼鳞片式机械调节的收敛形尾喷管，可以是双位、多位、或无级调节的。

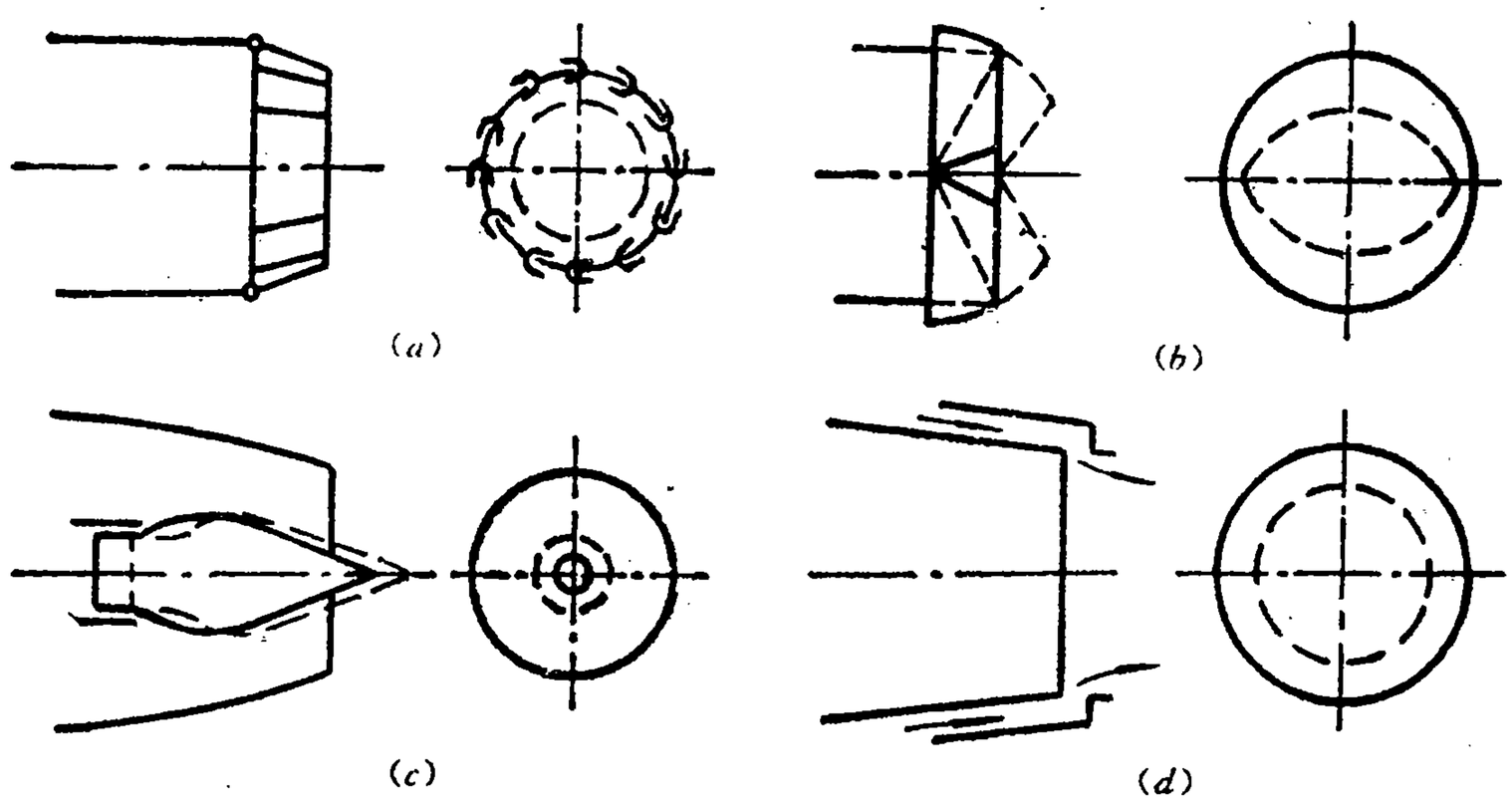


图6-4　可调节收敛形尾喷管示意图

（a）多鱼鳞片式；（b）双鱼鳞片式；（c）移动尾锥体式；（d）气动调节式

早期的发动机曾采用移动尾锥体的可调节收敛形尾喷管。它是靠机械传动特种型面的尾锥体沿发动机轴线移动，从而改变喷口面积。这种尾喷管构造复杂、重量大，机械传动构件处在高温下工作不可靠，故目前已不采用。此外，双鱼鳞片式可调节尾喷管，因靠两个可转动的半圆形或半球形鱼鳞片形成的喷口截面难于保证是圆形，且密封性差，因而已被多鱼鳞片式所取代。涡喷7发动机即采用多鱼鳞片式可调节喷口，它借作动筒内的活塞，通过控制活塞腔中的油压来带动调节圆环，实现喷口位置的无级调节。

还有一种气动调节的收敛形尾喷管，从压气机抽气引至喷口截面，调节这股气流的压力、流量，从而改变燃气流实际的流通面积，相当于调节了喷口大小。这种尾喷管构造简单，重量轻，可以无级调节，但由于抽取压气机的气体掺进燃气，将造成较大的推力损失，且不易控制，因此也未得到广泛采用。

三、可调节的收敛扩散形尾喷管

超音速飞机用的发动机，燃气在尾喷管中总膨胀比可达10～20以上，如果仍采用收敛形尾喷管，则燃气不完全膨胀所造成的推力损失将很大。据估计，当飞行速度$M=1.5$时，收敛形尾喷管造成的推力损失为10%，当$M=3$时，推力损失达到50%。因此，当飞行速度$M>1.5$时，为了保证燃气能充分膨胀，以减少推力损失，不论有无加力燃烧室，发动机都应采用收敛扩散形的可调节超音速尾喷管。随着工作状态的变化，必须改变尾喷管的喉部截面积和出口截面积，也就是必须同时调节尾喷管收敛段和扩散段的横截面。目前采用有以下几种调节方案的收敛扩散形尾喷管。

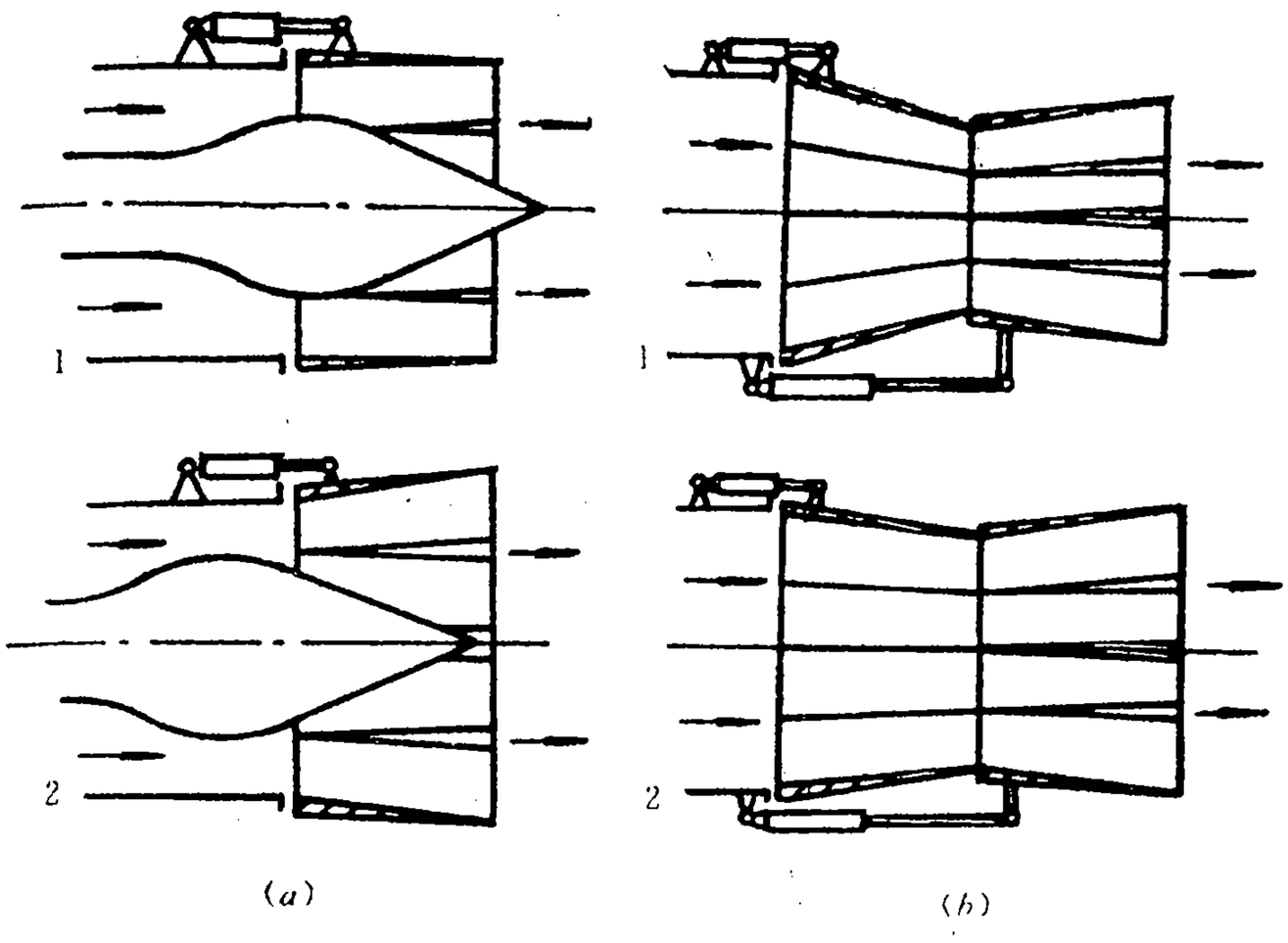


图6-5　机械调节的收敛扩散形尾喷管示意图

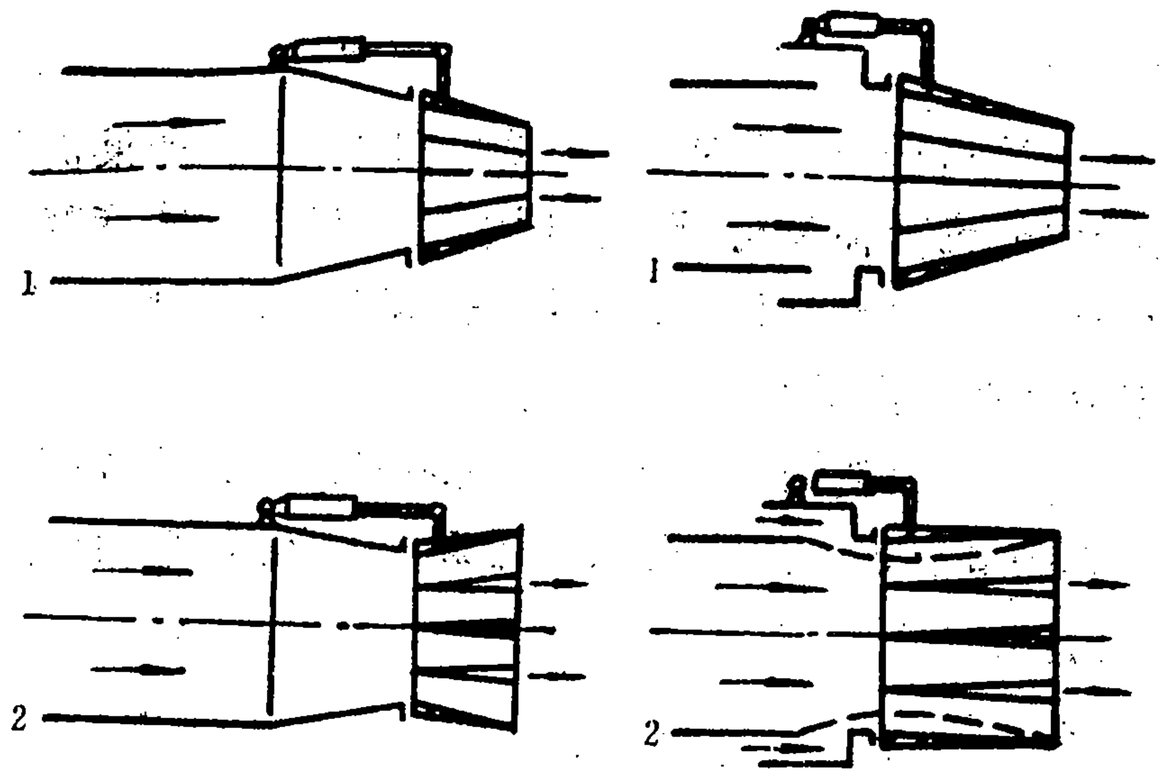
1.不加力状态；2.加力状态

图6-5 (*a*) 所示方案是靠移动尾锥体调节喉部，操纵多鱼鳞片调节出口截面。图6-5 (*b*) 所示方案是尾喷管的收敛段和扩散段都用多块鱼鳞片进行调节。这两种尾喷管都需要有两套机械操纵系统，构造较复杂，重量较大，并且要使两套系统能协调工作也较为困难。但是，这种机械调节的尾喷管能保持较高的喷管效率，已积累一定的设计、制造和使用经验，因此在一些发动机上被采用。如J79-5发动机的收敛扩散形尾喷管就属于图6-5 (*b*) 所示方案，其构成收敛段的主喷管连续可调，构成扩散段的副喷管长度较长，只有加力和不加力状态两个位置。

为了简化结构，将尾喷管的收敛段固定不可调节，扩散段靠多块鱼鳞片可调节。这种收敛扩散形尾喷管如图6-6 (*a*) 所示，只要收敛段设计得合理，尾喷管的性能还较好，如J57-F13发动机的尾喷管就是这种形式。它是将收敛形的加力燃烧室壳体作为收敛段，多鱼鳞片式喷口在加力状态张开形成扩散段。图6-6 (*b*) 所示是一种用气动方法调节喉部截面，鱼鳞片式喷口在加力状态时张开形成扩散段的收敛扩散形尾喷管。

图6-7所示的引射喷管，是由一个可调节的收敛形主喷管和一个罩在主喷管后部的收敛扩散形引射套管所组成。引射套管出口截面可以是固定不变的，也可以是可调节的。气动调节用的气流取自发动机主进气道或专门的辅助进气道，这股气流通过主喷管与引射套管之间的环形通道后，沿着引射套管内壁引射主气流。主气流膨胀比借引射气流的压力与流量进行调节。引射喷管目前在超音速飞行的发动机上被广泛采用。

必须指出，可调节的收敛扩散形尾喷管的应用范围并不是绝对的。例如涡喷7发动机作为超音速飞机的动力装置，飞行速度较大，但未采用可调节的收敛扩散形尾喷管，仍采用无级可调的多鱼鳞片式收敛尾喷管，这是为了简化结构，且推力损失尚不大。



(a) (b)

图6-6 收敛扩散形尾喷管的两种方案

1.不加力状态；2.加力状态

上述尾喷管都是属于直流式的，它使燃气向发动机正后方排出，产生平行于发动机轴线的推力。发动机一般都采用直流式喷管。

四、偏流式尾喷管

偏流式尾喷管引导燃气斜向地向后排出，产生与发动机轴线夹一锐角的偏推力。偏推力可分解为水平方向的推力和垂直方向的升力。这种偏流式尾喷管与直流式尾喷管可一起装在发动机上，交替工作。飞机起飞、着陆或爬高时使用偏流式尾喷管，可降低着陆速度，缩短滑跑距离，或增大爬高速度；飞机平飞时使用直流式尾喷管。图 6-8 所示是一种折流板式的偏流式尾喷管。有些直升机用的发动机，其尾喷管的功用主要是排气，而且由于发动机在飞机上的安装位置需要使排气方向偏离发动机轴线，此时可采用偏流式尾喷管。目前已出现偏流角大于90度，气流折转向斜前方排出。这种偏流式尾喷管即为反流式尾喷管，将产生反推力，也就成为一种反推力装置。由于偏流会产生非对称的推力，所以在设计时应注意使偏推力通过或接近飞机的重心。

利用上述改变喷气方向而产生不同作用力的原理，可将发动机喷管设计成可转向的。如图6-9所示“飞马”发动机采取两侧对称分叉

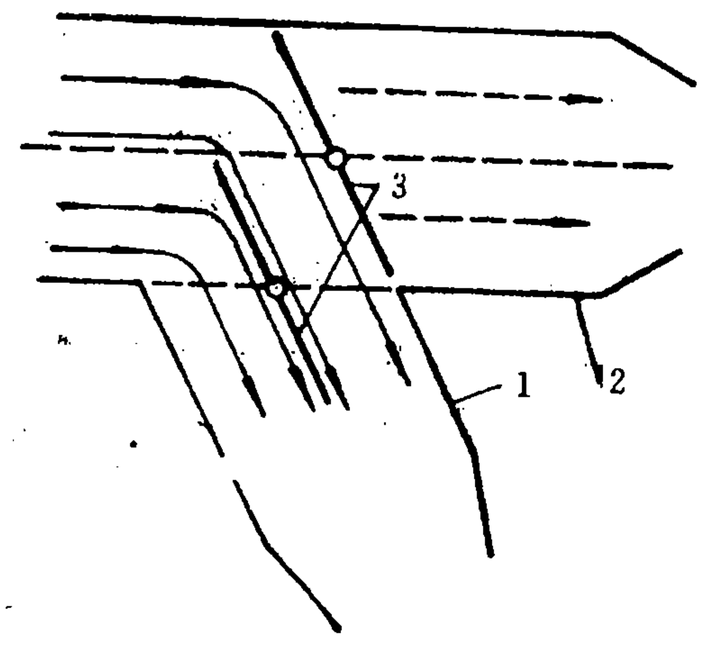
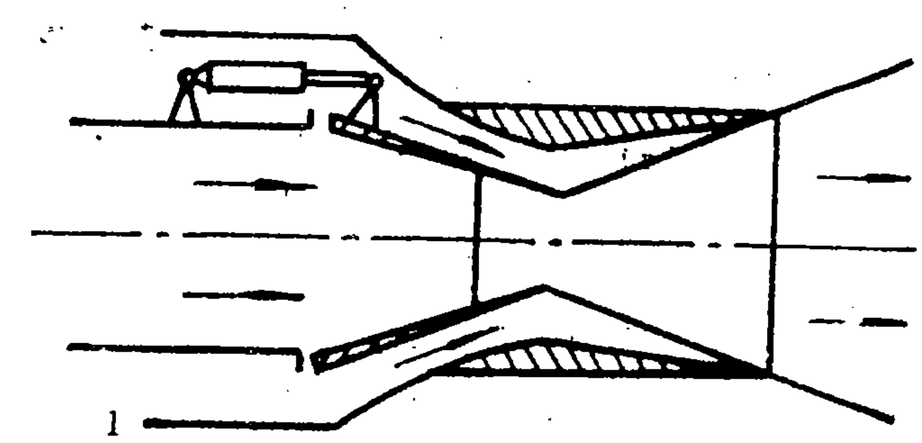


图6-8 折流板式偏流尾喷管

1. 偏流尾喷管；2. 直流式尾喷管；3. 折流板



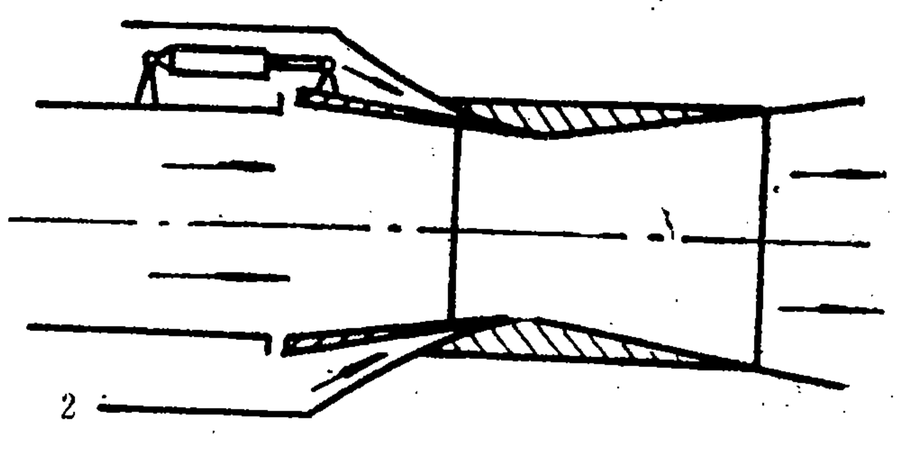


图6-7 引射式收敛扩散形尾喷管

1. 不加力状态；2. 加力状态

排气，前后各装一对可转向喷管，用作动筒操纵四个喷管同步旋转，根据喷管不同排气位置，可产生推力、升力、偏推力或反推力。它装在垂直短距起落“鹞式”战斗机上，增加了飞机的机动性。

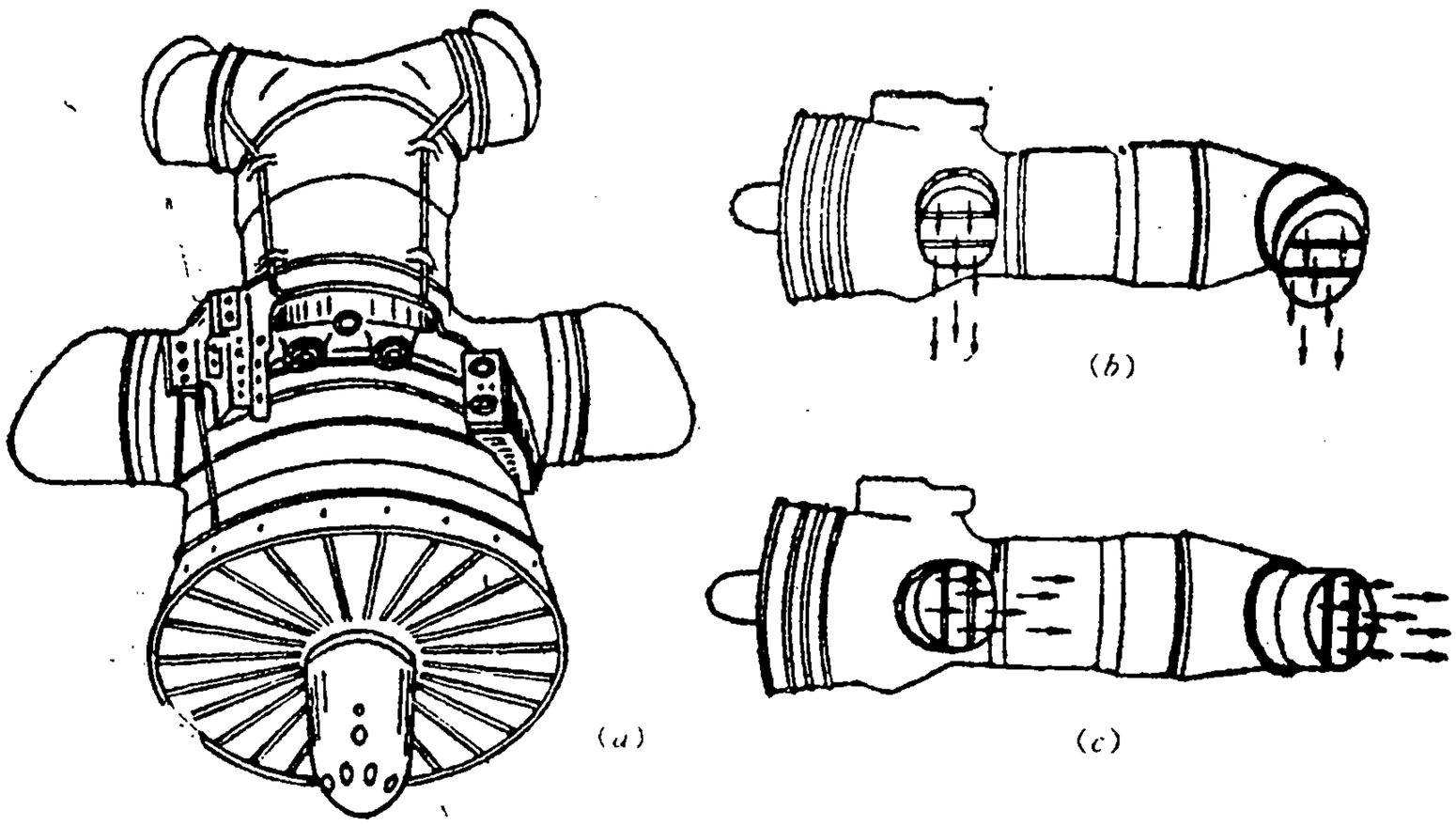


图6-9　具有四个转向喷管的“飞马”发动机

（*a*）发动机外形；（*b*）喷管向下产生升力；（*c*）喷管向后产生推力

第二节　反推力装置

飞机的飞行速度不断增大，飞机降落时的着陆速度也相应增加，尤其是民用飞机都比较大和重，惯性也大，因而滑跑距离增长。为了缩短飞机着陆滑跑距离，采用刹车、阻力伞等减速装置，但它们的效用受到风向、风力和机场地面条件的限制。现在，有的高速飞机的发动机上装有反推力装置，作为飞机的减速装置，其减速效果明显，工作可靠，而且能提高飞机的机动性。比如在飞行中开动反推力装置，可以在不降低发动机转速情况下减小发动机推力，使飞机迅速减速。此点对战斗机十分有利，便于迂回敌机，从背后攻击。若发动机装在飞机两翼，则利用反推力装置可使飞机迅速转弯。飞机降落时，发现不适宜着陆，只要关闭反推力装置，即可迅速拉起复飞。飞机着陆后利用反推力装置，使飞机缩短滑行。

反推力装置是将涡轮或加力燃烧室后的燃气（全部或部分）折转向前方排气而产生反推力。反推力大小与折转的燃气流量、排气速度、折转角和飞行速度等有关。

反推力装置的设计要求是：在保证发动机安全正常工作的情况下获得最大的反推力；力求结构简单、重量轻；操纵灵活，发动机在正常工作状态与反推力状态相互转换所需的时间要短；合理选择排气方向，力求不产生非对称的反推力，保证飞机的操纵稳定性，不使高温燃气喷射飞机机体；反推力装置的构件在高温大负荷的条件下工作可靠；反推力装置不工作时，不增大飞机的阻力，不减小发动机的推力，排气口应良好的封严。

目前带反推力装置的发动机一般能在1～2秒的时间内完成正常工作状态与反推力状态的相互转换，反推力可达该转速下正推力的一半左右。

一、折流板式反推力装置

它是由两个铰接的半圆柱形折流板及操纵机构组成。开动反推力装置时，操纵机构使

折流板转动，直至两边的尾缘互相接触，将全部气流折射出去，产生反推力。

这是一种在尾喷管后面分流的机械式反推力装置，燃气以单股巨流排出。图6-10示出其结构。

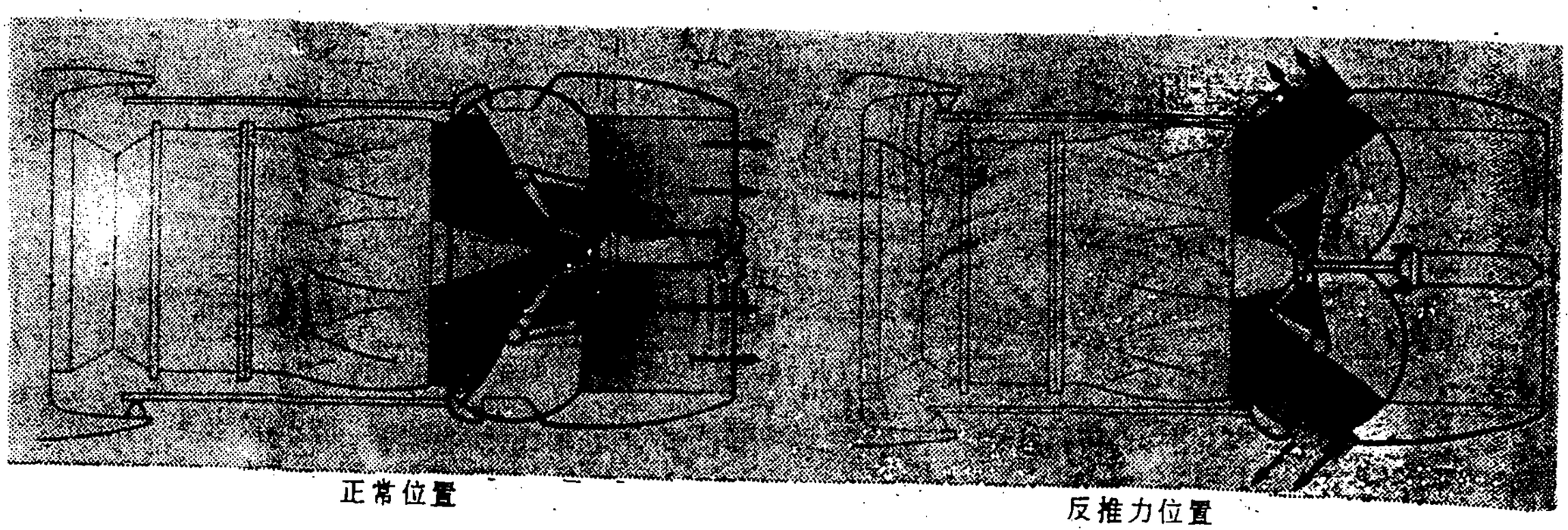


图6-10　折流板式反推力装置

二、格栅式反推力装置

它是由格栅口将燃气折转出去而产生反推力。由于燃气出口处有格栅叶片导向，所以燃气是按多股细流排出。图6-11绘出了它的构造。

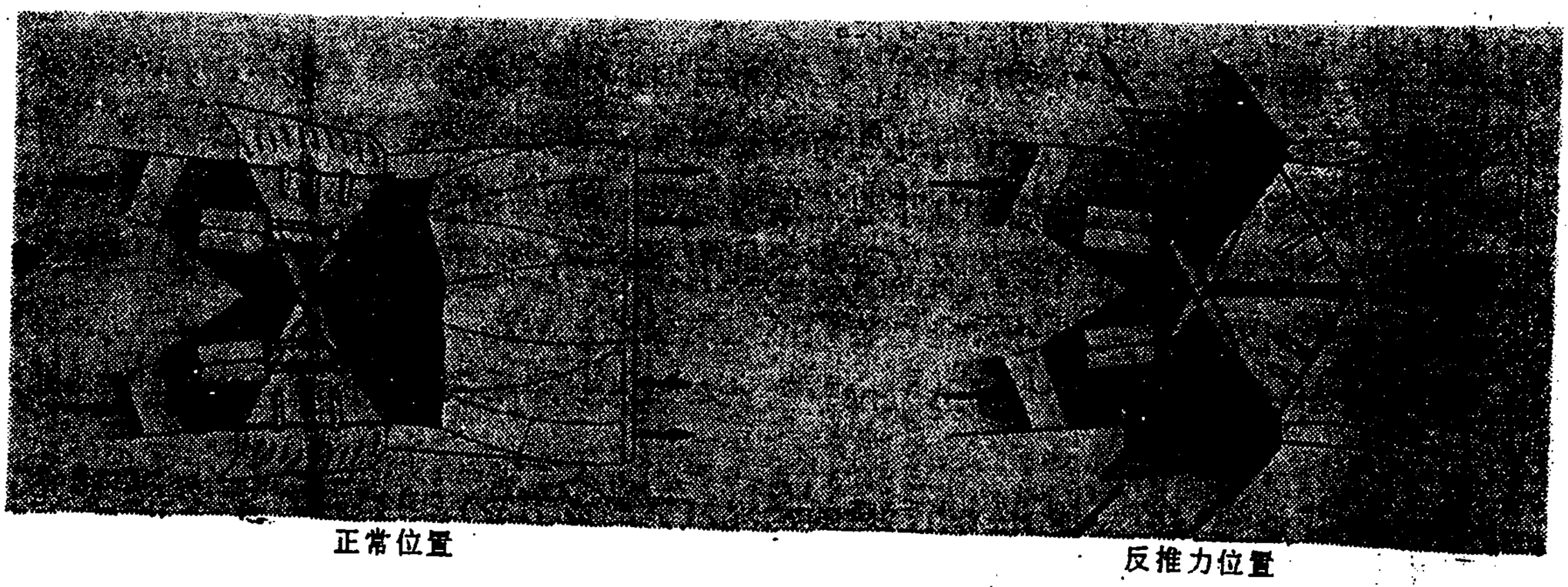


图6-11　格栅式反推力装置工作情况

图6-12示出另一带消音喷口的格栅式反推力装置的构造，发动机正常工作时，活门1处实线位置，外盖板3罩住发动机外壁，燃气自消音喷口射出。使用反推力装置时，作动筒4将活门1收拢至虚线位置，作动筒5将外盖板3打开，燃气自环形格栅2流出发动机以产生反推力。

反推力装置在尾喷管前折转气流的优点是：气流压力高，易将气流分出；反推力大，而且反推力装置与发动机联接成一体；发动机外形简单。但是，反推力要通过发动机上的零件来传递，需要相应加强发动机有关构件的强度。反推力装置的构件在高温下工作，应选用较好的耐热材料或进行有效的冷却。此外，飞机要开设窗口，供折转的气流排出。与此相反，反推力装置在尾喷管后面，通常将它固定在飞机构件上，反推力直接作用在飞机

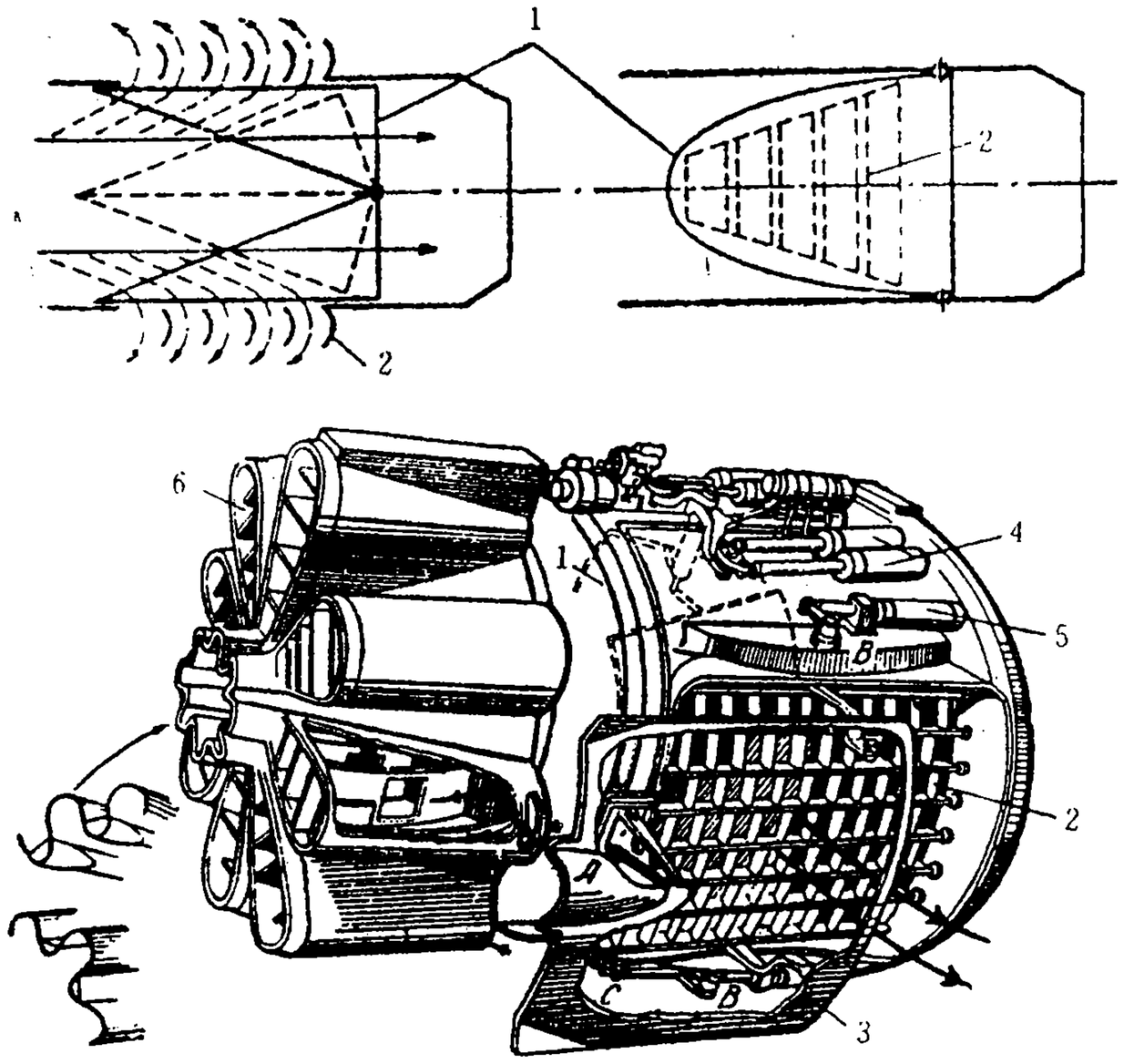


图6-12　带消音喷口的格栅式反推力装置

1. 活门；2. 侧面环形格栅；3. 外盖板；4、5. 操纵活门与外盖板的作动筒；6. 消音喷口

上。飞机机体上不一定要开专门的排气窗。反推力装置的构件所承受的温度相对说来要低一些，且容易进行冷却。但最大的缺点是反推力效果差一些。另外，反推力装置不工作时将收放在机舱内，因而发动机舱后部的尺寸要加大，增大了迎面阻力。

第七章　发动机噪声与消声措施

第一节　概　　述

一、声音的基本特性

（一）声场与声压

声波传播所经过的空间，称为“声场”。声音可以无反射的自由传播的空间，就称为“自由声场”。在普通房间内，有经由墙面、顶棚和地面反射的反射声，在房间内的某一点处的声音是直达声同反射声迭加的，这种房间的声场就称为“混响声场”。

在声场中，声波引起空气质点振动，使大气压力产生起伏，这起伏部分，即超过静压的量，称为“声压”。用 p 表示。它的单位就是压强的单位。通常采用牛顿/米^2（N/m^2）七十年代以来，国际上把1牛顿/米^{2}简称为1帕，做为声压的单位。

声音在空气中传播时，空气时而变密时而变稀，声压实际上是随时间迅速起伏变化的，但由于每秒钟内这种变化的次数很大，人耳辨别不出声压的起伏，听起来好像一个稳定的声音。这就是说，实际效果只与迅速变化的声压的某种时间平均结果有关，称为“有效声压”。有效声压是瞬时声压的均方根值。在实际应用中，除非特殊指明，一般讲声压指的就是有效声压。

正常人耳刚刚听到的声压（称为听阈声压）是2×10^{-5}牛顿/米^2，通常房间的声压是0.1牛顿/米^2，大声喊叫的声压是0.1～1牛顿/米^2，很强的噪声，如凿岩机、风铲等噪声声压可达20牛顿/米^2，数值比听阈声压大一百万倍。这种声压使人耳产生疼痛的感觉。刚刚使人耳产生疼痛感觉的声压叫痛阈声压.其数值是 20 牛顿/米^2。当声压达数百牛顿/米^{2}以上时，会引起耳朵出血，鼓膜损伤等。

声压是表示声音强弱的常用物理量，而且大多数声接收器（传声器）也是响应于声压的。

（二）声功率级和声压级

人耳的听觉范围非常宽广，从听阈到痛阈，声压的绝对值之比是10^6：1，即相差一百万倍，用声压的绝对值表示声音的强弱很不方便，因此人们用一个成倍比关系的对数量——级来表示声音的大小，即声压级和声功率级。

级的普遍性的关系是：

$$L=10\log\frac{q}{q_0}$$

式中q是要确定其级的量，q_0是同类量的基准量，级的单位是“分贝”（dB）。

（1）声功率级L_W：声源在单位时间内辐射出来的能量，称为“声功率”，通常用W表示，单位是瓦。当声源的声功率为W瓦时，相应的声功率级L_W为：

$$L_W=10\log\frac{W}{W_0}$$

式中W_0——基准声功率，取$W_0 = 10^{-12}$瓦。

大型宇宙火箭发射时的声功率高达4×10^7瓦，而轻声耳语的声功率只有10^{-9}瓦，两者相差4亿倍。

（2）声压级L_P：声压级的定义为：

$$L_P = 10\log\frac{p^2}{p_0^2} = 20\log\frac{p}{p_0}$$

式中p_0——基准声压有效值，取$p_0 = 2 \times 10^{-5}$牛顿/米^2。

（三）频带

频率从20～20 000 赫的声波为可听声音，它有 1000倍的变化范围。为了方便，我们把宽广的声波频率范围分为几个频段，这就是频带或频程。

在噪声测量中，最常用的是倍频程和1/3倍频程。倍频程是两个频率之比为 2：1 的频程。目前常用的倍频程中心频率为：31.5，63，125，250，500，1000，2000，8000 和16 000 赫。以上十个倍频程可以把可听声音全部表示出来，大大简化了测量。实际上，在噪声控制的现场测试中，只要用63～8 000 赫八个倍频程就可以了。为了得到比倍频程更详细的频谱，可以使用1/3倍频程，即把一个倍频程再分为三份。

以频率为横坐标，声压级为纵坐标，作出噪声测量图形，就可以清楚地了解噪声的成分和性质，这就叫做频谱分析。

二、人耳的听觉特性和声音的主观评价

（一）人耳的听觉特性

人们用声压和声压级作为噪声的物理参数。声压级越高，声音越强。声压级越低，声音越弱。但是，人耳对声音的感觉，不仅和声压有关，和频率也有关，一般对高频声音感觉灵敏，低频声音感觉迟钝。声压级相同而频率不同的声音听起来可能是不一样响。因此，声压级只能表征噪声在物理上的强弱。

根据这一特性，人们仿照声压级引出一个响度级的概念，其单位是方。就是选取 1000 赫的纯音作为基准声音，凡是听起来同该纯音一样响的声音，其响度级（方）就等于这个纯音的声压级数（分贝）。如噪声与声压级为100分贝，频率为 1000赫的基准音同样响，则该噪声的响度级就是100方。

响度级表示声音响度的量，它把声压级和频率用一个单位统一起来了。它既考虑了声音的物理效应，又考虑了声音对人耳听觉的生理效应。它是人们对噪声的主观评价的基本量之一。

利用与基准声音比较的方法，就可以得到整个可听范围的纯音的响度级。人耳对高频的声音，特别是对 3 000～4 000 赫的声音最敏感，而对低频声音，特别是对100赫以下的声音不敏感。同样响度级，低频声压级大，而高频声音声压级小。当声音强到一定程度（高于100分贝），人耳则不易分辨出高、低频声音，声音的响度级只决定于它的声压级而与频率无关。

（二）声音的响度、吵闹度和感觉噪声级

响度级是相对量，有时需要把它化为自然数，即用绝对量来表示，这就引出了响度的概念，它的单位是宋。

响度是从听觉判断声音强弱的量，与正常人对响的主观感觉成正比。相隔较宽频率成

分的纯音，宋的标度可以迭加。可以定性地描述减噪量。

国外在研究飞机噪声对人们的主观感觉的影响过程中，发现人们对噪声吵闹度的反映同对纯音的响度的反映大不相同，于是又引进了一个新的主观评价参数——感觉噪声级和噪度。感觉噪声级的单位是dB，与响度级相对应；噪度的单位是呐，与响度相对应。它们与响度级、响度不同之处在于它们是以复合声音为基础的，而后者是以纯音为基础的。

（三）计权声级

声音的响度是无法直接度量的，但是可以借助于声级计近似得到模拟人耳对纯音响应的响度级。通常在声级计中，参考等响曲线设置了A、B、C计权网络，它使所接受的声音，按不同程度滤波。所谓“计权网络”可以理解为“将电信号按规定的频率范围具有给定衰减值的电路”。计权网络A是模拟人耳对40方纯音的响度，它使信号通过时，低、中频率段（1000赫以下）有较大的衰减。A网络使声学测量仪器对高频敏感，对低频不敏感，这与人耳对噪声的感觉一样。因此，用A网络测得的噪声值与人耳对声音的感觉较为接近。近年来，在噪声测量和评价中，不管待测声音的强弱，全使用A网络测量。

三、噪声的评价标准

（一）我国规定的噪声评价标准

1982年我国颁布了“城市区域环境噪声标准”以等效声级L_{eq}（dB）作为噪声评价标准。等效A声级的定义是：在声场中某一位置、某一段时间内间歇暴露的几个不同A声级，用能量平均的方法，以一个A声级来表示该段时间内的噪声大小，这个声级称为等效A声级。其公式为：

$$L_{eq}=10\log\left(\frac{1}{T}\int_0^T 10^{0.1L_t}\,dt\right)$$

试中 L_{eq}——等效A声级，分贝；

T——某段时间的时间总量；

L_t——变化声级的瞬时值。

显然，对于稳态噪声，其A挡声级就是等效声级L_{eq}。

（二）美国联邦航空局规定的飞机允许噪声标准

美国联邦航空规则第36章（FAR-36）规定所有新机都要鉴定，要满足“噪声检验规范”。规范要求商业用和民用飞机按自身飞机重量，要满足指定的三个点的噪声值，这三个噪声测量点（见图7-1）是：

“1”点是着陆测定点，在着落航线下，距跑道入口1852米处。

“2”点是起飞测定点，在起飞航线下，距开始起飞滑跑点6482米处。

“3”点是侧面点，沿跑道两侧距跑道中心648米处（3发以上发动机）或463米处（双发、单发发动机）。

在各测点所允许的有效感觉噪声级L_{EPN}见图7-2。

$$L_{EPN}=L_{PNmax}+C+D$$

试中 L_{PNmax}——飞越时任何瞬间最大感觉噪音值；C——频谱不规则的“音修正因素”；

D——持续时间的修正量，指的是在一定间隔时间内，感觉噪声级的瞬间值不小于最大值10分贝所持续的时间。

有效感觉噪声级不仅考虑了噪声的频率特性，也考虑了噪声作用的持续时间和频谱中的分立成分（单调的或是突然作用的）。

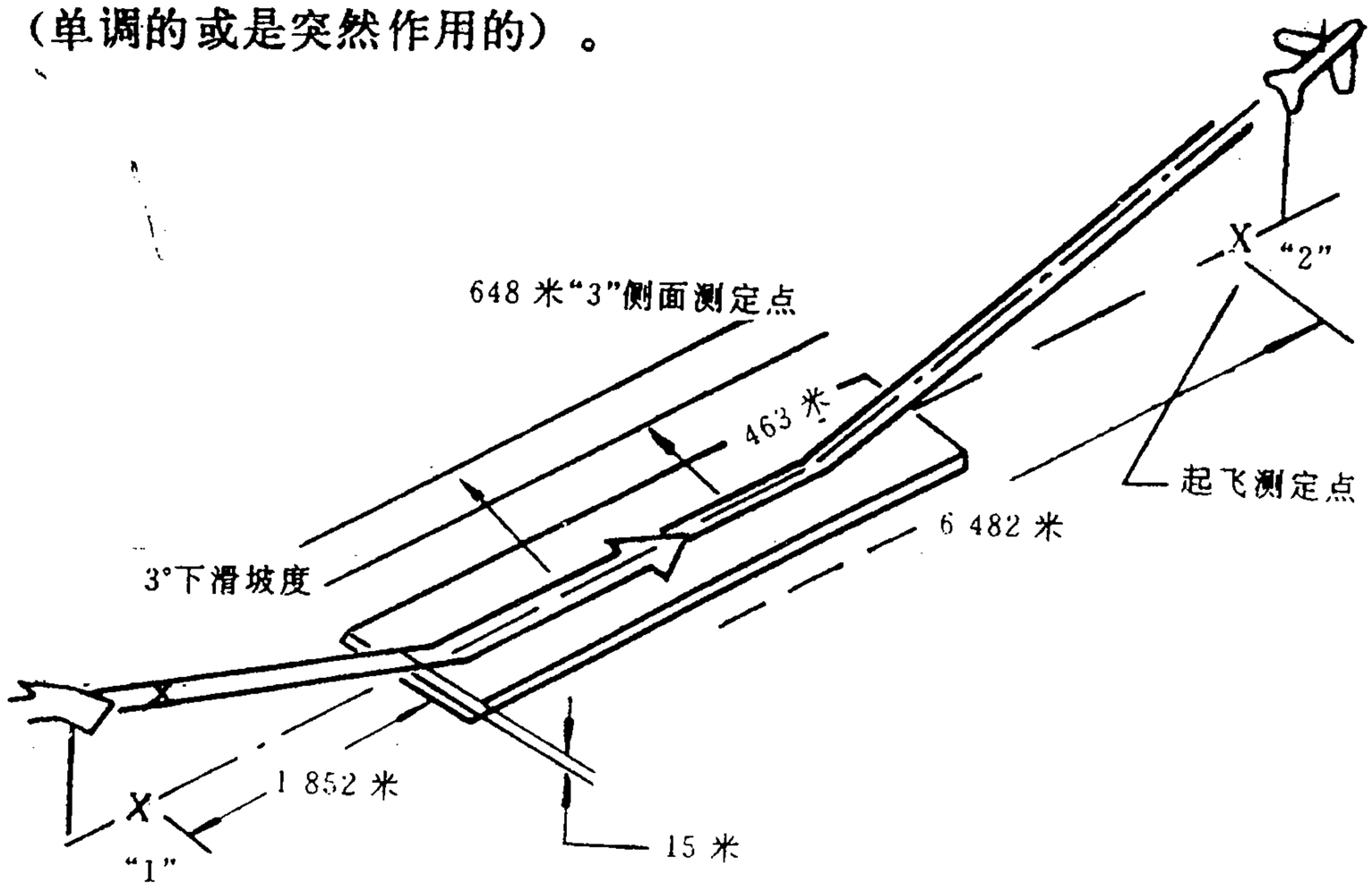
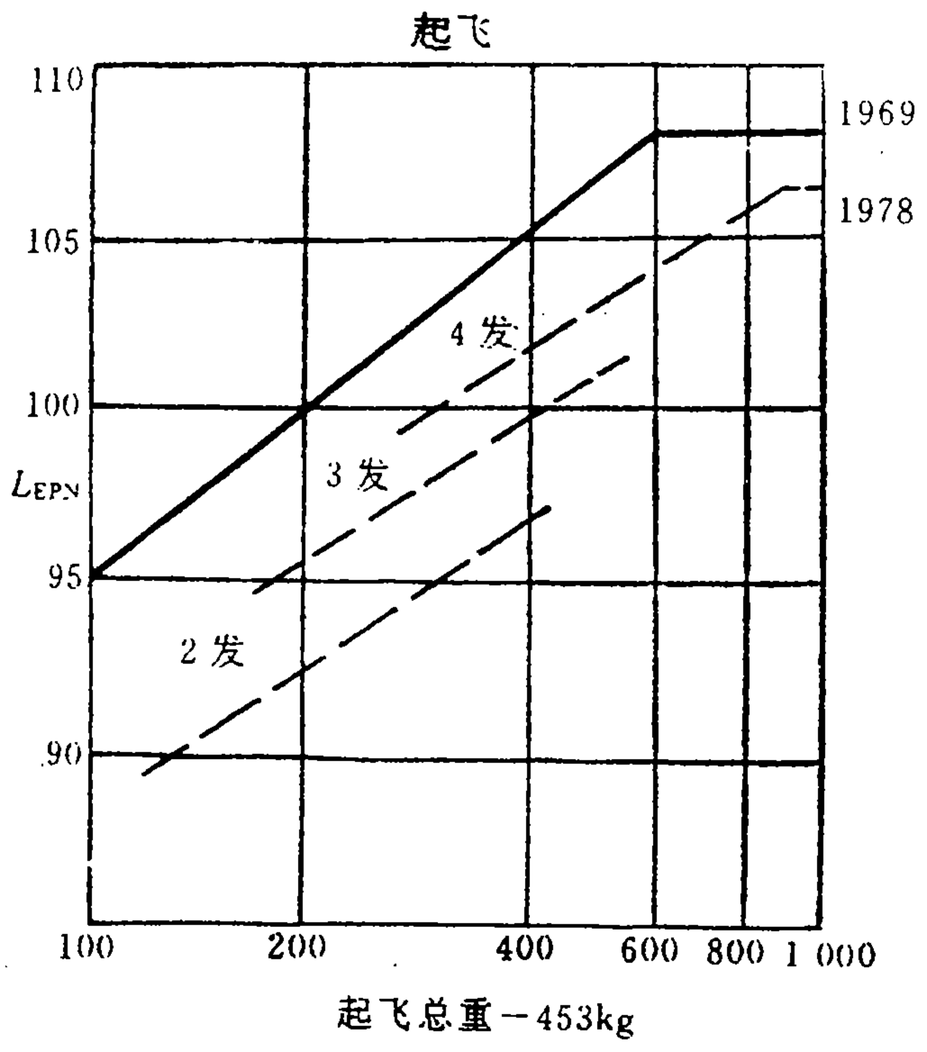


图7-1　机场噪声测定点



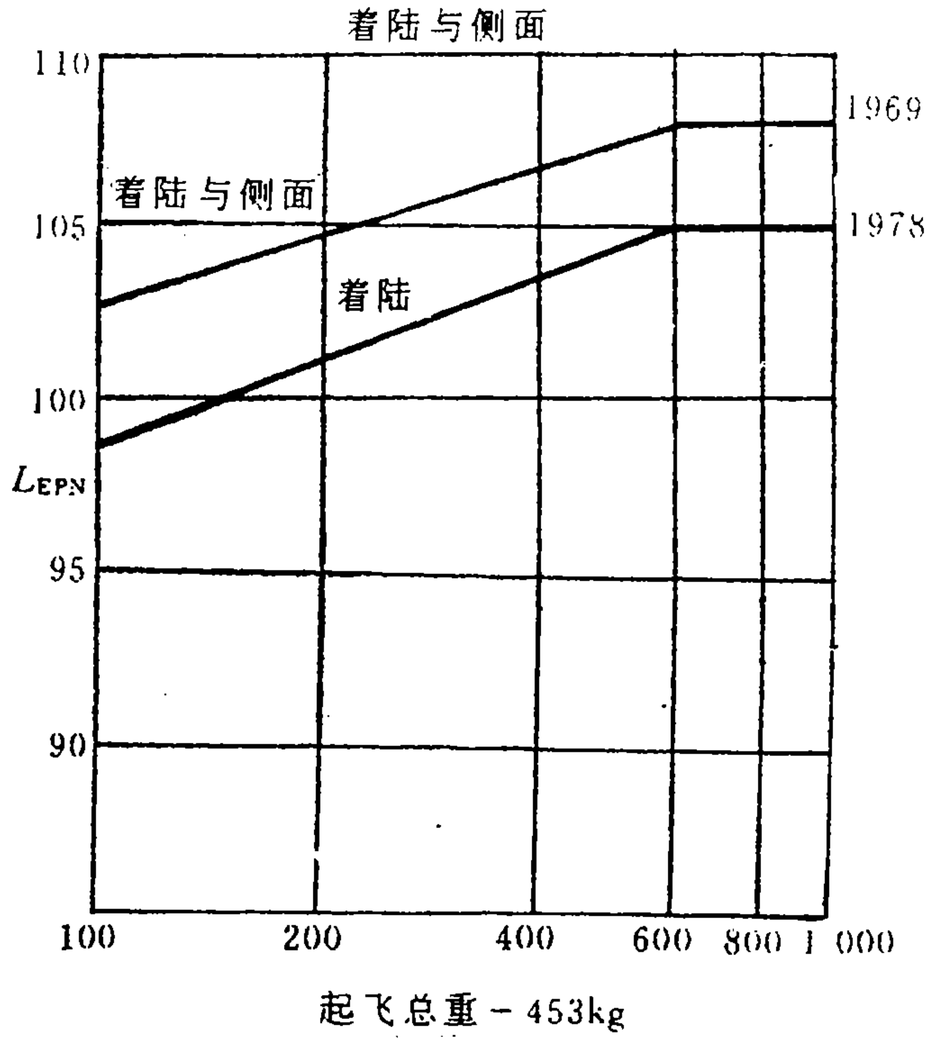


图7-2　FAR-36规定的噪声极限

第二节　压气机（风扇）噪声

一、轴流压气机的噪声源

轴流压气机的噪声源是白噪声、不连续音噪声、及复合音噪声。白噪声又称宽频带噪声或涡流噪声。复合音噪声又称蜂音锯齿噪声。

当气流通过叶栅时，叶片尾迹紊流产生各种尺寸的涡流，涡流改变气流经叶片的流程，成为不规则的流程，在叶片表面上产生压力变化。此外，由于机匣的附面层造成进口

气流紊流，使叶片攻角产生变化，因而造成压力变化，这二者产生白噪声。

在气流流出叶片时，由于尾迹的影响，尾迹处气流流动方向与叶栅通道间气流不一致，使下一叶栅攻角有变化，这种变化是以叶片通道频率（转速n×动叶数目m）有规则的式样重复，产生不连续音。当轴向间隙增大时，此效果削弱。此外，由于尾迹的影响，尾迹处气流速度值与叶栅通道间流速也不同。这低速气流亦使叶片表面有压力变化，由于尾迹间隔均匀，这种变化也是周期性的，亦产生不连续音。当轴向间隙增大时，同样会减弱，但不如前者显著。

风扇在进口导流叶片后面，由导流叶片造成的不连续噪声，要比动叶产生的白噪声大10～15分贝。有进口导流片的风扇噪声级比没有导流片的要大10分贝左右。多级噪声比单级大。

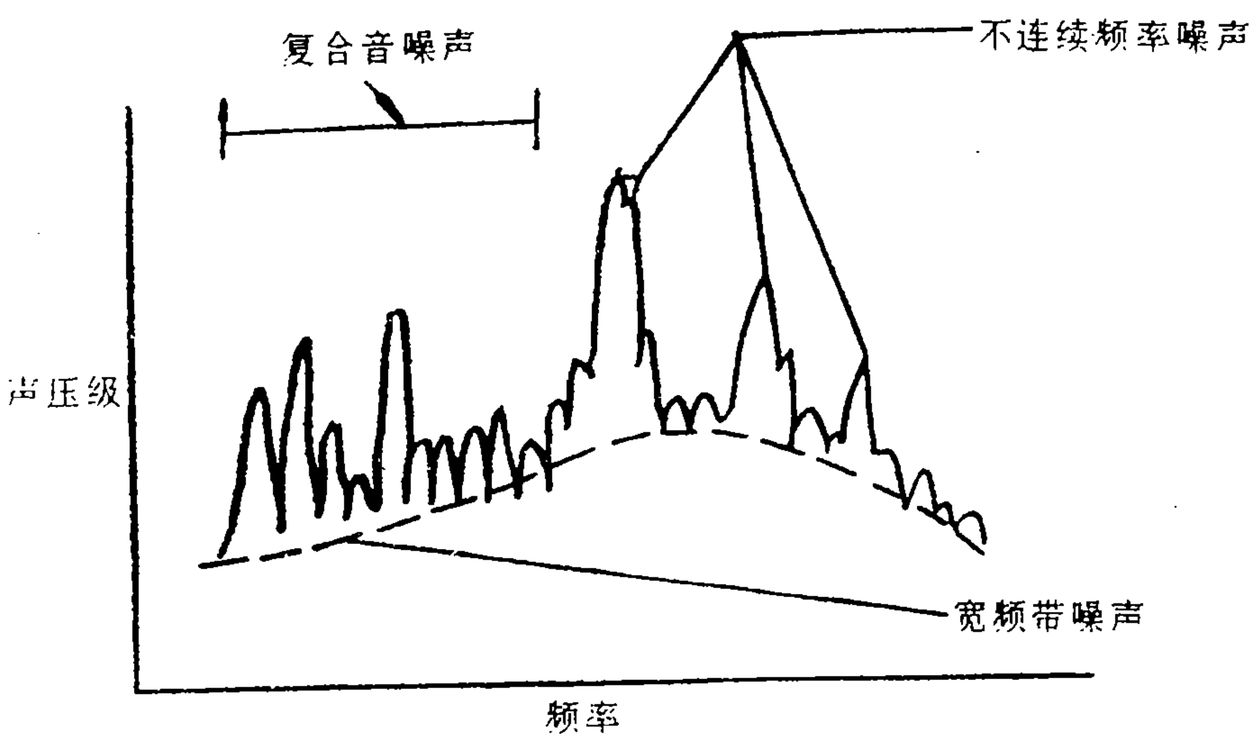


图7-3　典型的压气机噪声频谱

当轴流压气机工作叶片叶尖处气流相对速度超音速时，产生冲击波；冲击波传播到上游，形成复合音噪声。复合音噪声式样取决于转子叶片的不均匀性。由于制造和安装的原因，冲击波在上游，其波型的振幅和间隙有明显的差异，因此图型是随转子每一循环而重复，噪声频谱以转子转速为基本频率，而大量谐波则引起许多不规则图型。

典型的压气机噪声频谱见图7-3。

二、性能设计参数对噪声的影响

压气机各设计参数会影响压气机发射的噪声，这些参数是：叶尖速度、增压比、动叶数目、静子叶片数/转子叶片数、静叶对动叶的轴向间隙等。

当增压比一定时，增大叶尖速度，则气流流经动叶进出口相对速度切向分速的差值$\triangle w_u$减小，此意味着气流经动叶转角$\triangle\beta$减小，及转子进出口相对速度w_1/w_2（w_1——动叶进口相对速度，w_2——动叶出口相对速度）比值减小，这都使气流在动叶中不易产生分离，因而使噪声下降。若叶尖速度一定，增大增压比，则情况与上述相反，$\triangle w_u$增大，使噪声增大。当动叶数目增多时，使气流比较均匀，不易分离，噪声下降。但最恰当的叶片数目，应由综合研究来选定。人的听觉对3 000赫左右的频率比较敏感，故叶片通道频率$n \times m$要保持在人心理听觉噪声值之外，即不等于3 000赫。当静子叶片数/转子叶片数的比值增大时，使声功率下降，因此对噪声而言，静子叶片数/转子叶片数的比值应该大，但实际上受重量、结构等各方面因素限制，一般希望静叶数为动叶数的两倍。静叶对动叶的轴向间隙增大时，使声功率下降，当轴向间隙增大一倍时，噪声级可减小2～6分贝。

除了上述各设计参数影响噪声外，尚可以用静叶偏斜方法减小噪声，即静叶不是径向

安放，而是与径向倾斜一角度，这种方法可减少粘性尾迹互相作用的强度，并使某些相位互相抵削；但当倾角太大时，会发生许多动叶尾迹的互相作用，使噪声增大，因此倾角存在着最佳值。另外，当不可能用轴向移动静叶来增大轴向间隙时，可用静叶进气边缘削去一块，使静子对转子的间隙在顶部大于根部，使其声压级下降。

从上述可以看到，为减小轴流压气机的噪声，其办法是：减少级负荷，但这要使级数增加；增大转子对静子的轴向间隙，其缺点是级效率下降；若轴向空间有限，部分解决办法是用静叶削边；动叶与静叶叶栅中，变更各自叶片数目，每级静叶数是动叶的两倍，但这需要权衡考虑，因动叶数目增大时，噪声也可减小；取消进口导流叶片；选择最恰当的压气机速度等。此外，还可用声垫、进口喉道处气流达音速来减小压气机向外传播的噪声。利用进气道喉道处气流速度达到音速来消音，是基于声音不能逆音速而传播这一事实。实验证明，小于音速的气流，M数在0.8左右，大部分噪声也可以减小，这是由于密度梯度和速度梯度上声反射所造成的。因此，进气道在喉道后面带有大的扩压角时，即用短进气道，能产生大的密度梯度和速度梯度，有助于减小噪声，重量也轻，但使气动效率下降。

第三节　排　气　噪　声

一、排气噪声源

排气噪声源及其频谱如图7-4所示，在喷口出口有一潜在核心区，在核心区内流速相等，等于喷口出口流速，核心区长度 $X_t = 6.9r(1+0.38M)^2$，式中r —— 喷口半径，M ——喷口出口气流马氏数，粗略估计则 $X_t \approx 4.5D$，式中 D—— 喷口直径。在核心区外则为紊流掺混区，掺混区长度约等于$10D$，紊流掺混区后形成流动区。在图7-4中还示出沿未扰动的边界层A、B、C三点所测的噪声频率及其噪声级。从图中可以看到A点是高频区，沿排气轴线则频率逐渐降低。排气的声功率是与排气速度成8次方关系，而且喷气噪声主要是由离喷口6倍直径的距离内喷气段所产生的，这对喷气噪

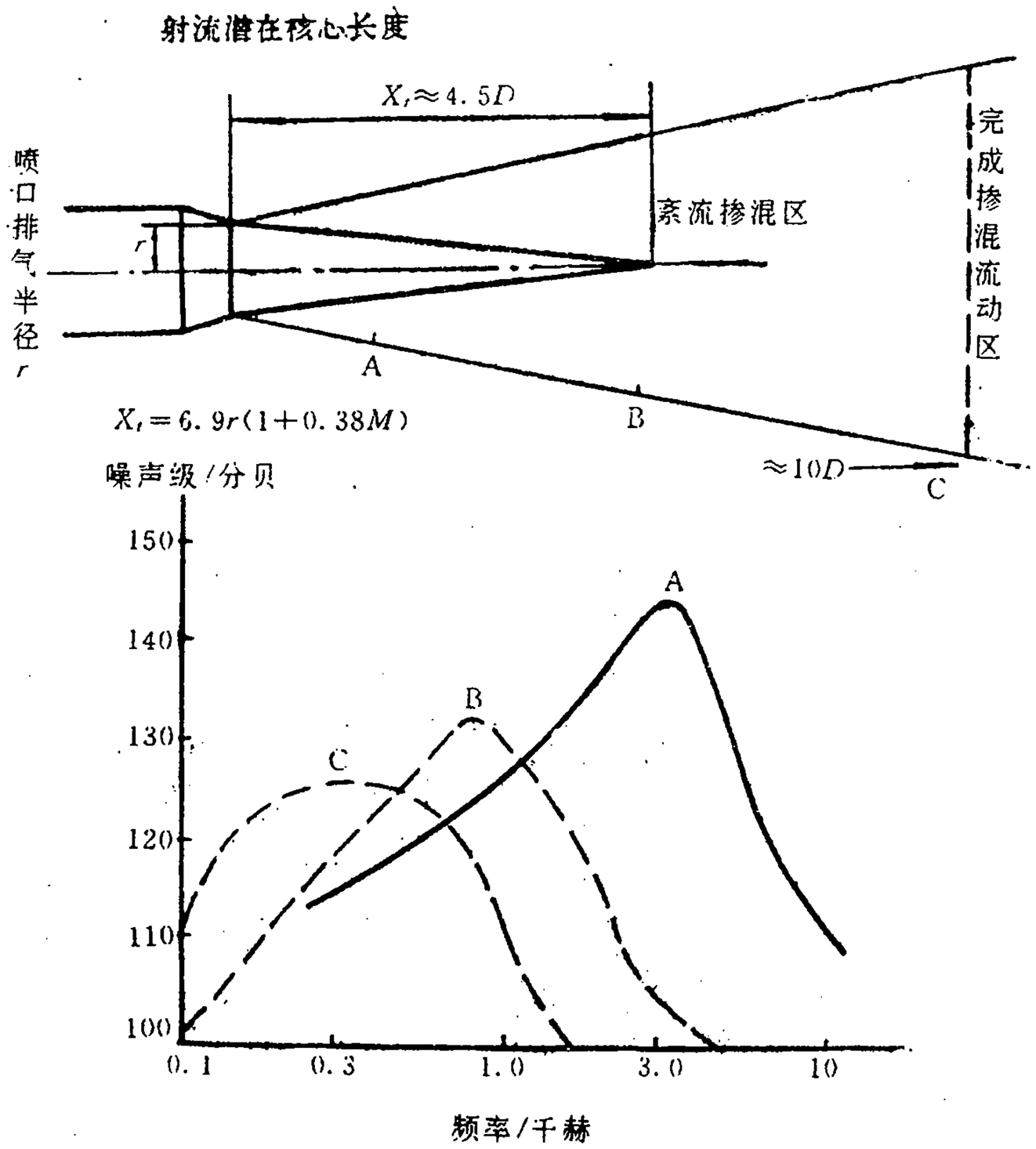


图7-4　排气噪声源及其频谱

声的控制具有重大意义。

二、排气消音

降低排气噪声，基本上可采用四种方法，但这些方法受飞机性能（推力、重量、阻力）约束以及喷口机械设计（机械上的可能性、安装、可收缩性）的约束。其具体方法分述如下：

（一）减少噪声的能量

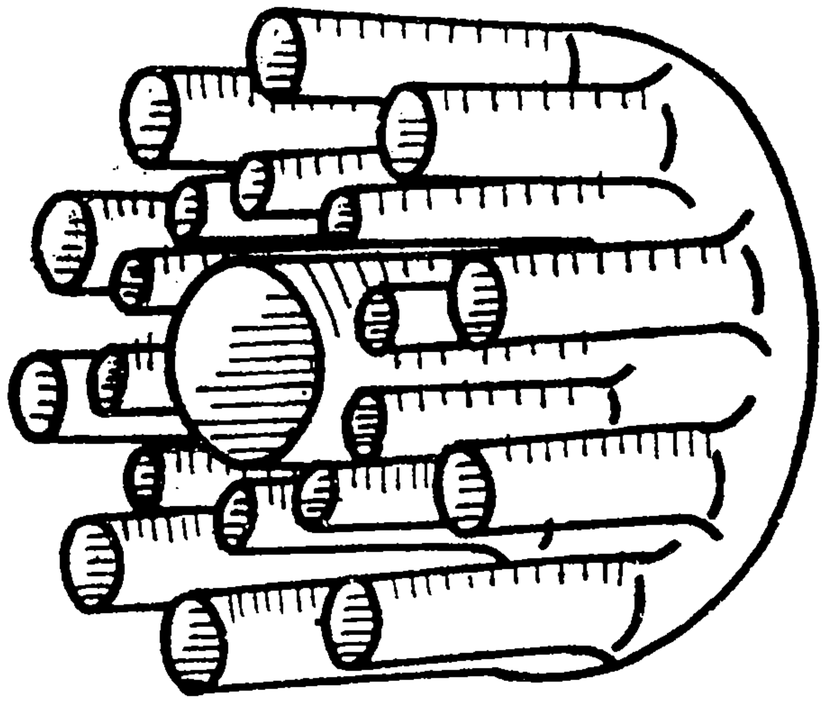


图7-5　多管式消音喷口

当喷气流排到大气中去时，由于极高速的气体粒子和周围的低速气体粒子发生紊流掺混，使大气的稳定状态受到破坏而发生巨大扰动，这就产生了强大的噪声。

减少噪声能量的方法是利用气流分裂，并掺混成所希望的排气流场，以控制噪声频谱、声源位置以及产生的噪声值，为此目的通常用多喷口（图7-5）、花瓣形喷口及波纹形喷口（图7-6）。

气流分裂是使潜在核心所发射的噪声频率提高，在可听频率之外，即使在可听频率之内，高频易被大气吸收衰减。多喷口喷管各潜在核心与外界冷空气掺混时，增大了大气与燃气的接触面积，使更多的空气与燃气掺混，从而提高掺混速率，减小掺混区长度及掺混区气流速度，结果也使低频噪声减小。



图7-6　花瓣形及波纹形消音喷口

采用消音器必须要使飞机在起飞和巡航状态下，推力损失最小。起飞推力将影响飞机飞越居民区所能达到的高度，这将直接影响居民区噪声。起飞和巡航时发动机喷口效率直接影响载荷及航程，为此，最好在巡航时收缩到尾锥中。

减少排气源能量的另一方法是降低排气速度，即采用风扇发动机，尤其是大函道比的

风扇发动机。

（二）能量的指向性和控制

这种方法是控制噪声相对于发动机轴线以小的角度引出，使对居民传播通道的长度为最大，如果大部分噪声用此方法引出，则地面上噪声可大大减小。这是用建立合适的温度场，外加注入流体，喷管内安排合适的机械零件等方法来达到。

图7-7是带引射器花瓣形消音喷口的频谱，从图中可以看出，与标准喷口相比，噪 声有较显著的降低。

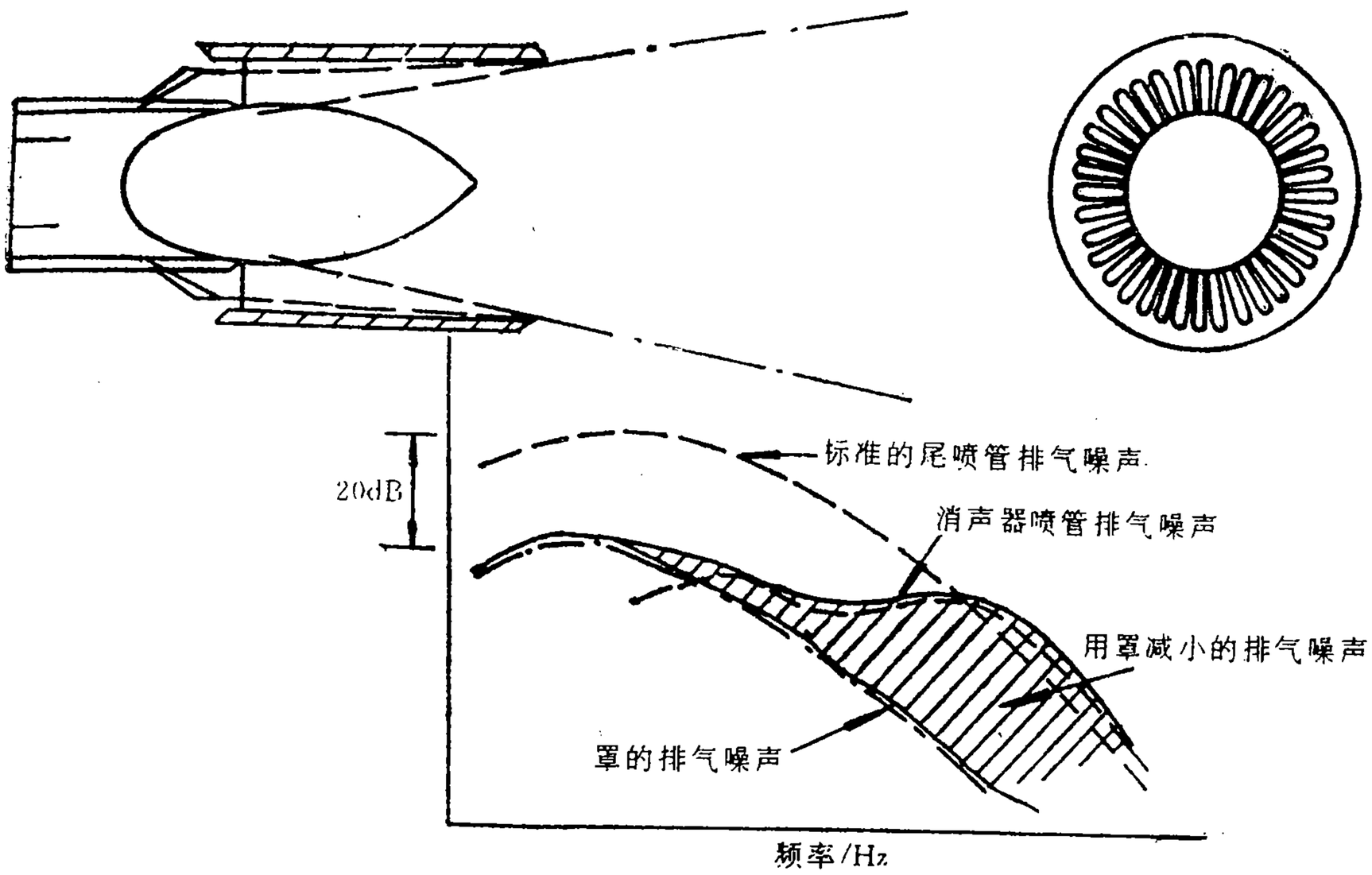


图7-7　带引射器的多瓣喷口

（三）能量吸收

从排气发射的噪声可以用上述方法，引到辅助设备，以吸收或阻截噪声。吸收是采用合适的有衬垫的引射器和燃气外壳，从图7-7可以看出，在引射器内装消音衬垫，对 降低噪声有更好的效果。阻截则是利用机翼阻截噪声，这样可防止噪声直达居民区。

（四）大气衰减

大气能吸收衰减噪声，特别是高频噪声。

第四节　声　　垫

一、声垫的吸声原理

声垫是利用亥姆霍兹（Helmboltz）共振器原理来消音的，如图7-8所示，当声波到共振器时，小孔孔径d中的气体，在声波的压力下，象活塞一样地往返运动。这运动的气体有一定的质量，抗拒由于声波作用引起的运动速度的变化，正如电路中的电感具有缓和电流变化的作用一样。在声波进入小孔孔径d时，由颈壁l的摩擦和阻尼，使相当一部分声

能变为热能而消耗。这摩擦和阻尼相当于电路中的电阻。此外充满气体的空腔V，具有阻碍来自小孔压力变化的特性，这正如电路中的电容，具有阻碍两端电压变化的特性一样。

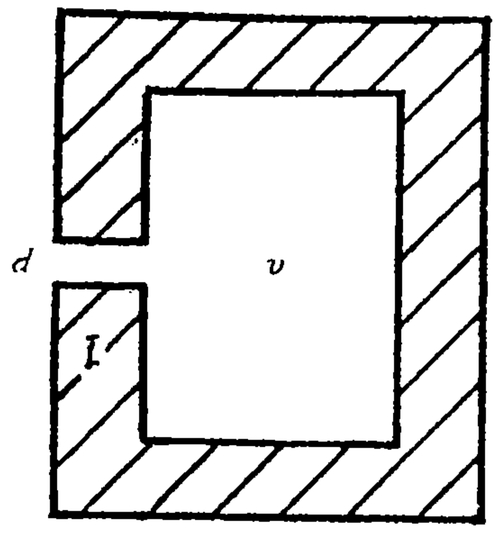


图7-8　亥姆霍兹共振原理

当外来的声波频率与共振器的固有振动频率相同时，就发生共振，此时振动的幅值最大，空气往返于孔颈中的速度也最大，摩擦损耗也最大，吸收声能也就最多。

航空发动机上所用的声垫即利用亥姆霍兹原理来消音，在单层多孔冲切板（或多孔材料）和底板之间，有一蜂窝层，为此声垫的消音是由二个机理造成：

声阻　由单层多孔冲切板表面附面层速度梯度造成粘滞阻力，以及颈壁的摩擦和阻尼形成声阻。声阻与材料疏松性成反比。

声抗　由颈壁中的气体惯性，抗拒由于声波作用而引起的气体运动速度变化，以及空腔具有阻碍来自小孔的气体压力变化形成声抗。声抗与空腔容积或腔的深度成正比。

从上分析可知，声垫最佳的声衰减是与声波的频率有关。因此，声垫最大声衰减的理论阻抗值是与频率参数fH/c有关。式中f——声波频率，c——音速，H——二个声垫间的高度值。在给定的通道高度，当要求最大衰减的频率增大时，声阻应大，声抗应小。这样，在低频时壁要厚，疏松性要好；在高频时壁要薄，疏松性差（图7-9）。在管道内不同气流M数下，也有相应的最合适的声阻抗。在进口处要用薄壁疏松性差的结构；在尾喷管部分，当M数增大时，要用壁厚和疏松性好的结构（图7-10）。

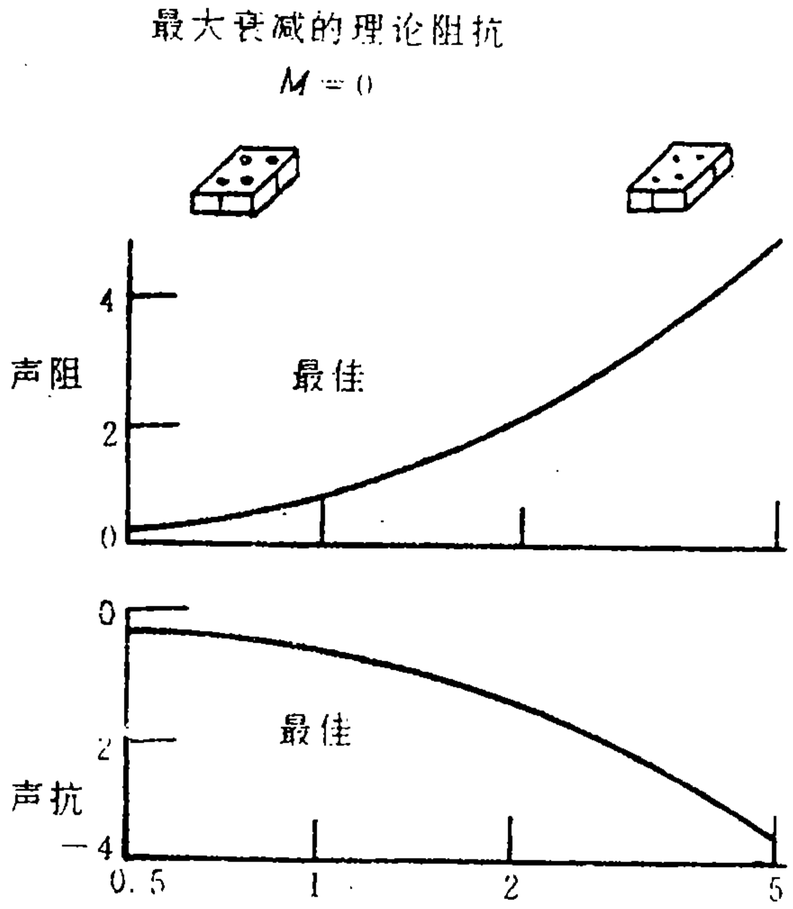


图7-9　声垫的声阻抗与频率参数的关系

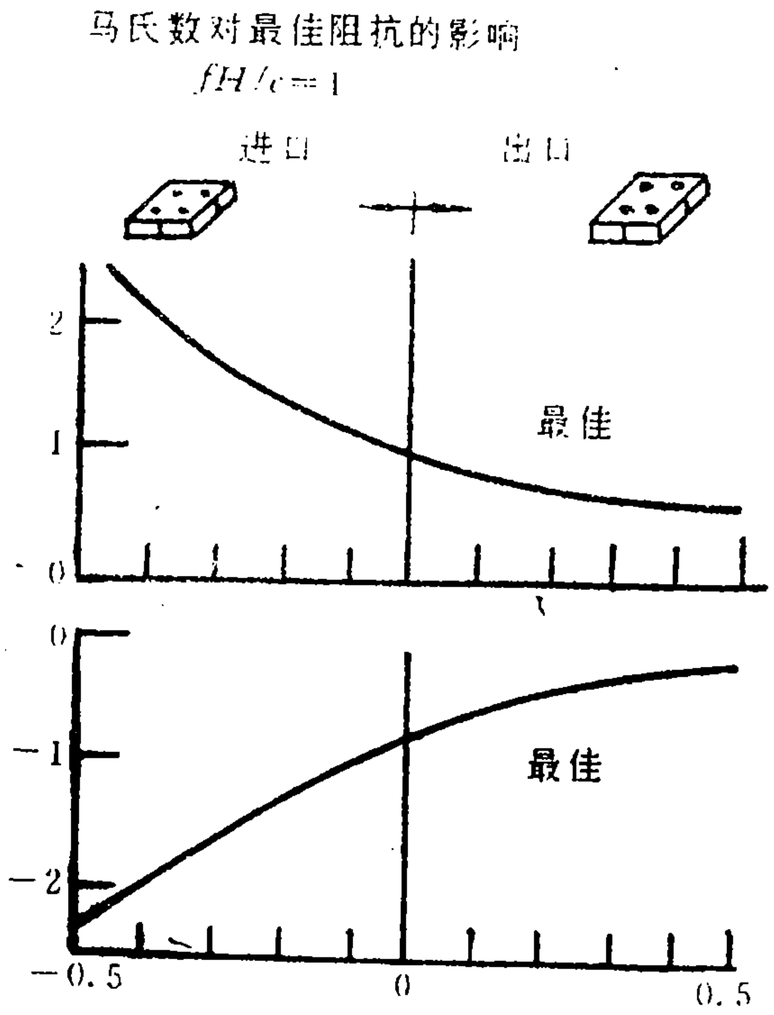


图7-10　声垫的声阻抗与流动M数的关系

二、声垫的结构和性能

图7-11中示出四种声垫结构：打孔板蜂窝、多孔层蜂窝、整体吸收器及二层蜂窝结构。

打孔板蜂窝　打孔的板是起声阻作用，蜂窝起声抗作用，板上的孔起声阻声抗作用。

多孔层蜂窝　外孔层可以是编织的或纤维的金属或非金属结构。

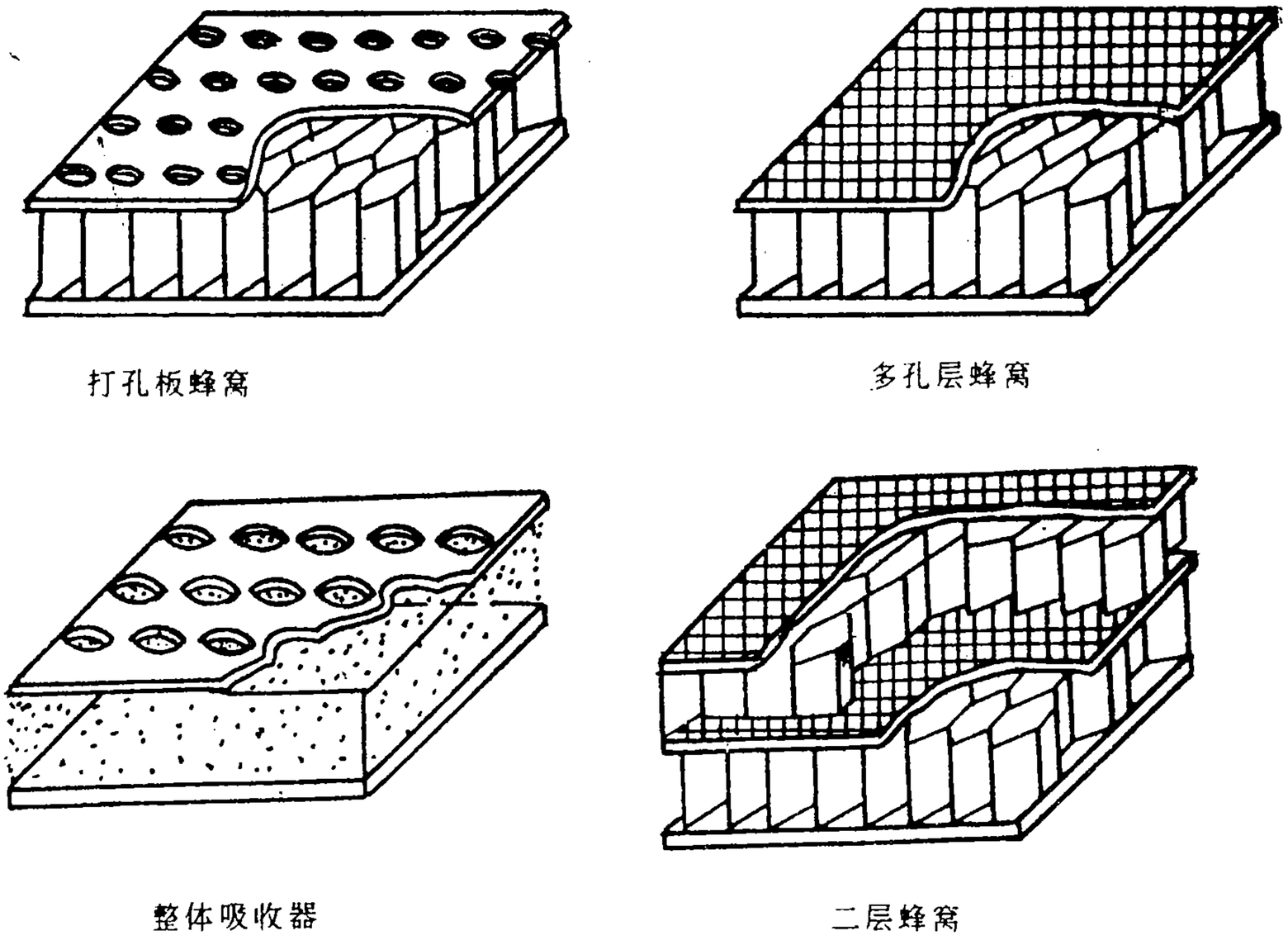


图7-11　四种声垫结构

以上二者设计，可以给出同样的吸声性能。

整体吸收器　外表面加工的板通常是多孔性的，作为保护罩，内层多孔材料可以是金属或非金属纤维、泡沫给予声阻和声抗。

二层蜂窝　外层板是为衰减某一频率而设计的多孔板，内层板是为衰减另一频率而设计的多孔板。

在管道内若采用不同厚度的衬垫组合在一起，由于各自在不同频率下具有最大的衰减值，因此可显示较好的吸声效果。当管道内采用一个单分隔环时，要用较薄的高频衬垫安装在分隔环上，以减小环的厚度，减小气动损失，较厚的低频衬垫则安放在管壁上。

声垫要根据在发动机中所处的位置，选用不同的材料。

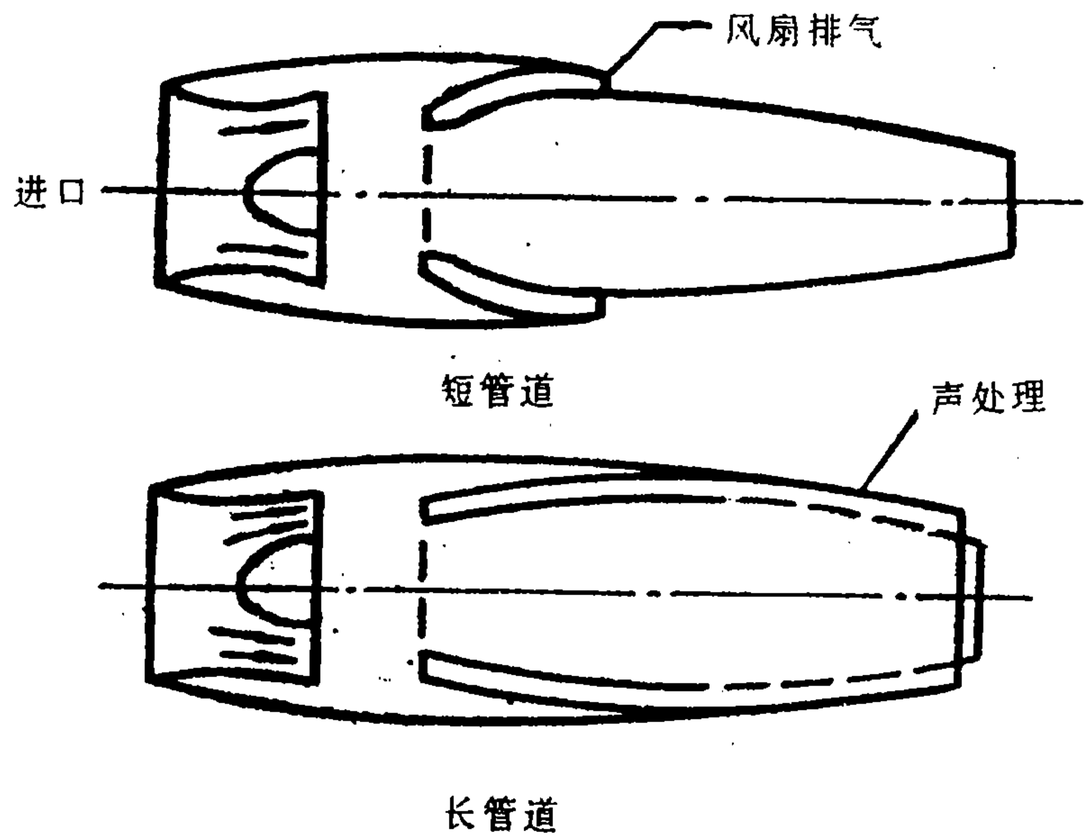


图7-12　DC-8和波音707飞机试验短舱简图

涡轮、排气管热的部分用焊接的不锈钢。燃烧室外壳较热的部分用铜钎的钢组合件。风扇管外壳温度较低的区域，用铝多孔冲切板以有效粘接法与铝蜂窝粘在一起。进口和某些其他冷的区域，用铝多孔冲切板粘接到复合材料的蜂窝和底板上。

图7-12是DC-8和波音707飞机试验的短舱简图。DC-8飞机经声处理的短舱噪声级见图7-13。图7-14则示出了波音707飞机经声处理的噪声级。从图上可以看出，经声处理后二者噪声均有明显降低。

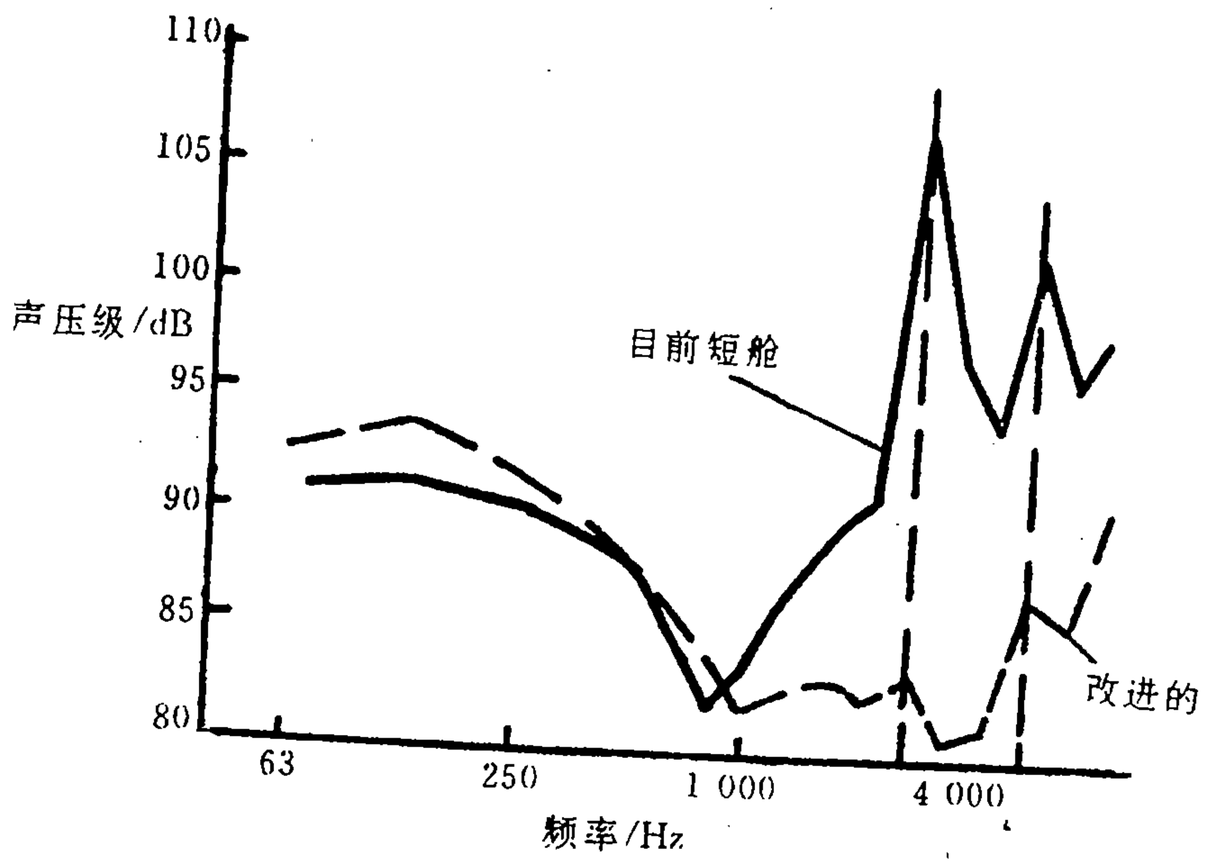


图7-13　DC-8飞机经声处理短舱噪声级

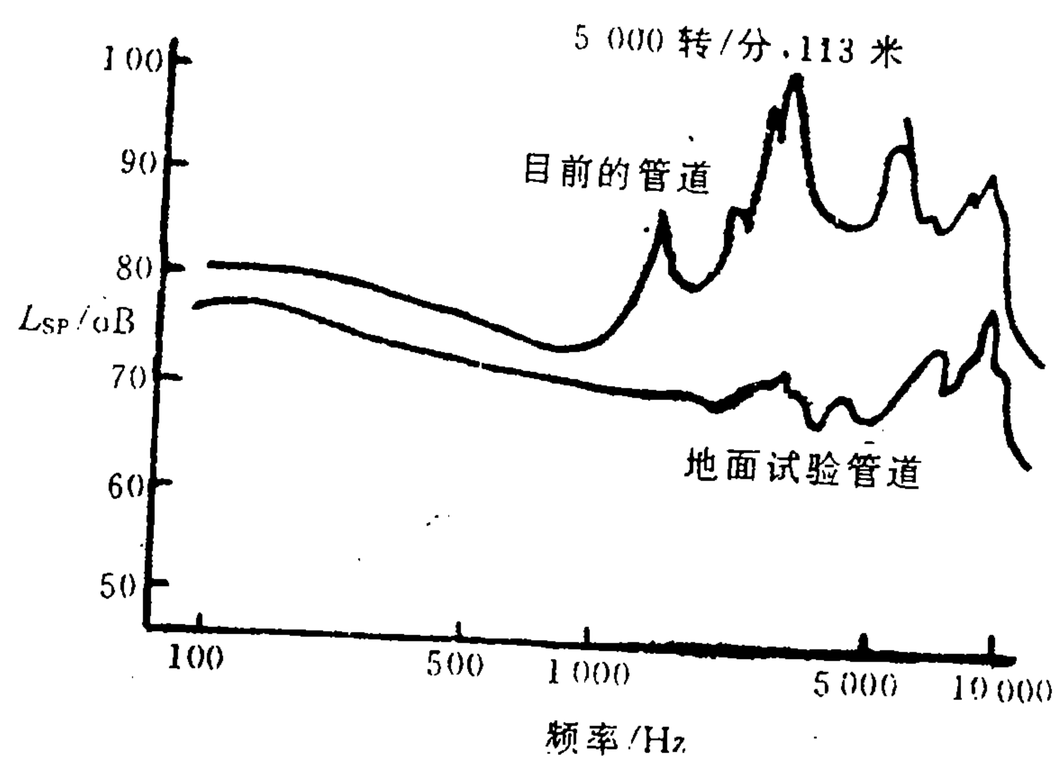


图7-14　波音707飞机经声处理短舱噪声级

第五节　噪声辐射的指向性

发动机发射的噪声具有指向性，图7-15示出低函道比风扇发动机噪声的指向性图形。排气噪声的峰值是与轴线成30°的夹角，涡轮噪声与向后的风扇噪声峰值成60°～70°夹角，压气机噪声峰值与进气轴线成50°～60°夹角。向后发射的风扇噪声与涡轮相比较小。图中还示出由发动机内产生的噪声直接经机匣发射的图形，其峰值大致与发动机轴线垂直，其噪声值至少比其他噪声源小20分贝，因此，通常可忽略不计。

图7-15下图则表示随着功率的变化，噪声变化的相对值，在低功率时有二峰值，是对应于上图中的涡轮噪声及向前的压气机噪声。

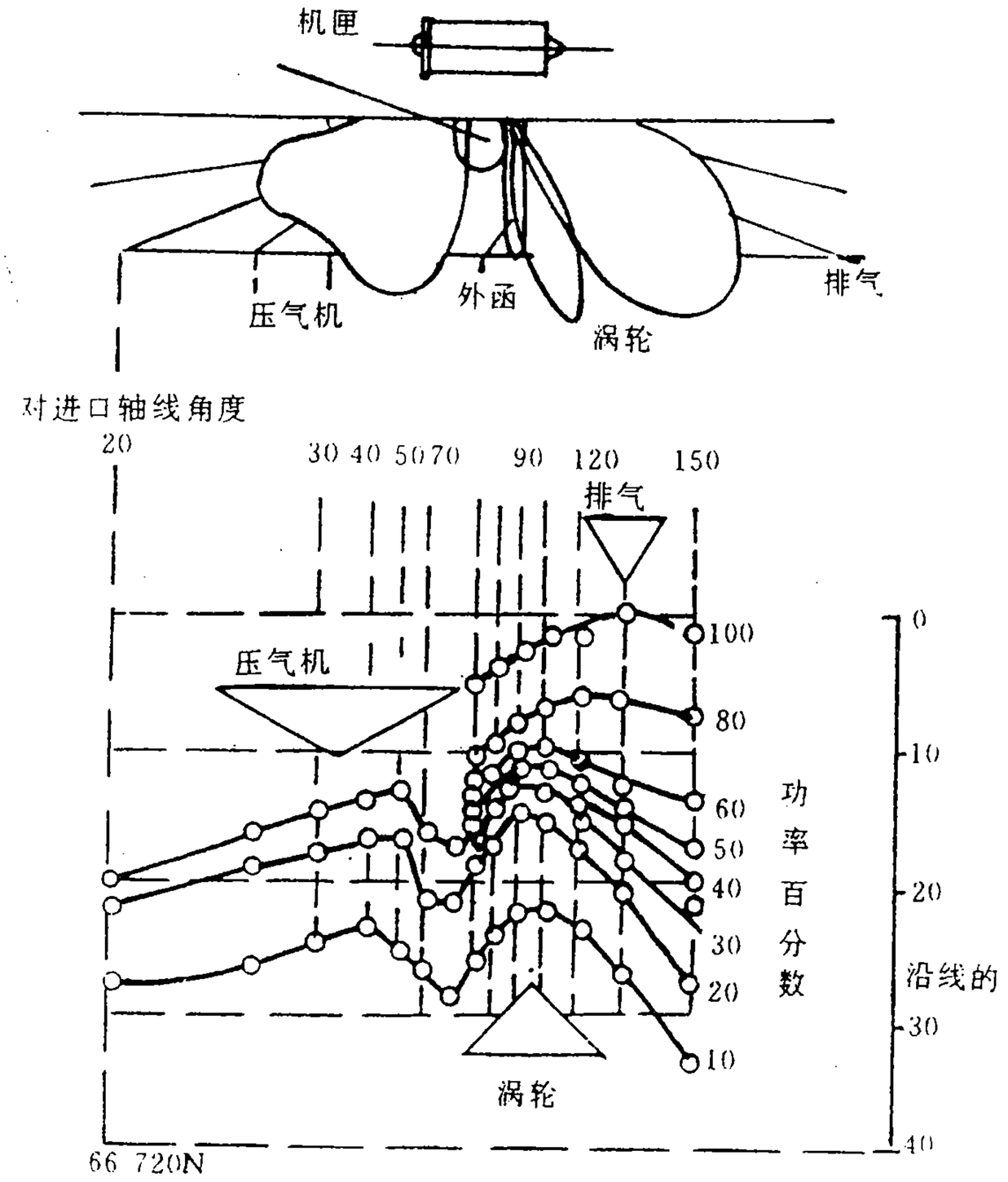


图7-15 低函道比风扇发动机噪声指向性图

第八章　减　速　器

第一节　概　　述

航空动力装置的减速器是用来联接并传动飞行器的推进装置（螺旋桨或旋翼），使被联接传动的推进装置与航空燃气涡轮发动机的各旋转部件均在各自最有利的切线速度下工作，可以提高这些部件和推进装置的效率。它通常应用在涡轮螺旋桨发动机与涡轮轴发动机上。目前，有些大流量比的涡轮风扇发动机也利用减速器来传动风扇。这种带有减速器的风扇称为传动式风扇。

在燃气涡轮发动机中，为提高涡轮的效率，涡轮转子叶片尖部的切线速度很高。不同气流量的发动机由于流通部分平均直径不同，相应于这些切线速度的最有利的工作转速不同。现代大空气流量的发动机其涡轮传子（即发动机）的工作转速为8 000～10 000转/分，中等流量的发动机工作转速为15 000～18 000转／分，而小空气流量的发动机工作转速则可由22 000转/分到60 000转/分。但是大功率的亚音速螺旋桨对应于效率最高时的工作转速仅800～1 200转/分；中、小型直升机的旋翼工作转速为320～360转/分，而重型起重直升机旋翼工作转速则只有120～180转/分。如直接用涡轮驱动这些推进装置会因转速太低而使涡轮效率低到无法使用的水平，或是使涡轮平均直径增大到结构与重量不允许的规模。

大流量比的涡轮风扇发动机所遇到的问题与此相同。风扇转子空气流量大，平均直径大，在同样的切线速度下对应的工作转速比较低。如直接由涡轮驱动，由于工作转速低而使涡轮级的有效功减少，使驱动风扇的低压涡轮级数增长。例如，某流量比为5左右的涡轮风扇发动机用了5级低压涡轮来驱动风扇转子；而另一种同样流量比的涡轮风扇发动机，由于采用了减速器传动风扇，低压涡轮转速提高了，只要用两级涡轮就带动了。

因此，虽然在动力装置中采用减速器会使结构复杂、尺寸与重量增加、降低装置的可靠性，但在涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机中仍是一个必要的部件。研制中的传动式桨扇发动机及大流量比的超风扇发动机中也要用它。

减速器与燃气发生器联为一体，组成一整台发动机时称为机内减速器，一般涡轮螺旋桨发动机与传动风扇用的减速器都是如此。有时为适应飞行器结构的需要，可将减速器自成一个独立的部件装在飞行器上，这种减速器称机外减速器。例如，当用两台燃气发生器的动力涡轮来驱动一套推进装置时，通常共用一个机外减速器。此种工作方式称为并车。在直升机上，涡轮轴发动机要通过机外减速器分别带动旋翼与尾翼。此减速器又称为直升机的主减速器。

航空发动机所使用的减速器比地面的减速器结构紧凑、轮齿负荷与切线速度更高。为使传动平稳，通常轮齿采用斜齿、人字齿或螺旋齿。在齿形上可采用修变方法或特殊的齿形以提高传动啮合系数、减少轮齿接触的局部应力与冲击载荷。轮齿制造的精度高。在设计上对材料的选择、齿面的冷却与润滑、轴的径向与扭转振动等方面有更细致的考虑。然

而，由于有尺寸与重量的限制，航空发动机减速器的强度储备或安全系数一般均低于地面使用的减速器。为保证工作的可靠性，它们的使用寿命规定得比地面减速器要短得多。

第二节　减速器的结构

减速器的结构取决于它的传动方式，而传动方式主要与减速比的大小有关。减速比大时，通常采用简单的平行式固定轴的传动方式，与一般常用的齿轮减速器相同。如在离心压气机一节内示出的PW100涡轮螺旋桨发动机的减速器即是。在直升机上使用的涡轮轴发动机，由于有机外主减速器，其机内减速器减速比较大，一般也使用简单的平行式固定轴传动，有时减速齿轮可以有两级。

当减速比较小时，为使减速器结构紧凑，尺寸、重量小，通常航空减速器采用各种行星式减速传动方案。根据减速比大小，可有一、二级的。此外还有差动式的传动方案。

一、涡轮螺旋桨发动机的双级行星齿轮减速器

涡轮螺旋桨发动机的减速器由于减速比较小，通常要采用行星式减速的传动方案。比较常用的是双级行星式减速器。

图8-1示出的是PT6A-27涡轮螺旋桨发动机的减速器。PT6A-27发动机是一种用于小型民用飞机的发动机，其起飞功率为500kW，螺旋桨由发动机的自由涡轮经减速器带动，在各种工作状态均保持其转速为2 200转/分。自由涡轮工作转速为33 000转/分，减速器减速比为0.068 8。

减速器采用双级行星齿轮减速传动的方案。第一级行星齿轮减速级安装在铸造镁合金制成的后机匣10内，动力涡轮是不与压气机转子联接的自由涡轮。自由涡轮通过中心主动齿轮带动三个第一级行星齿轮11。行星齿轮与带内齿的第一级固定齿圈15啮合。固定齿圈15外圆周制有斜齿，此斜齿卡在机匣上相应的斜齿槽内。这样，固定齿圈15不会转动，但可以在轴向有少许移动以形成测量扭矩的机构（见第三节）。

第一级行星齿轮的行星架悬臂支持在后机匣10的两个滑动轴承上，并用套齿12及弹性套齿环9带动第二级减速级的中心主动齿轮8。采用弹性联接件可以减少级间扭转振动的影响。

第二级行星齿轮17共五个，它们均用滑动轴承衬套直接支承在轴销上，轴销固定在行星架上。行星齿轮17与第二级固定齿圈16啮合。固定齿圈16借外圆周的齿槽安装在前机匣5内，并用卡板轴向止动。

第二级行星架用套齿带动桨轴1。桨轴1的前端直接支承在拉力轴承21上，后端借行星架定位在滚棒轴承18上。第二级减速级与桨轴均安装在由铸造镁合金制成的前机匣5内。前、后机匣用安装边A联接。安装边B与自由涡轮的轴承机匣联接。

二、涡轮螺旋桨发动机的双级差动式行星齿轮减速器

在某些中等功率或大功率的涡轮螺旋桨发动机上，为改善轮齿负荷的分配情况，采用差动式行星齿轮减速器，如АИ-24涡轮螺旋桨发动机即是。图8-2示出它的传动方案。

工作时，主动齿轮5带动行星齿轮6转动。行星齿轮6一方面通过行星齿轮架3反时针方

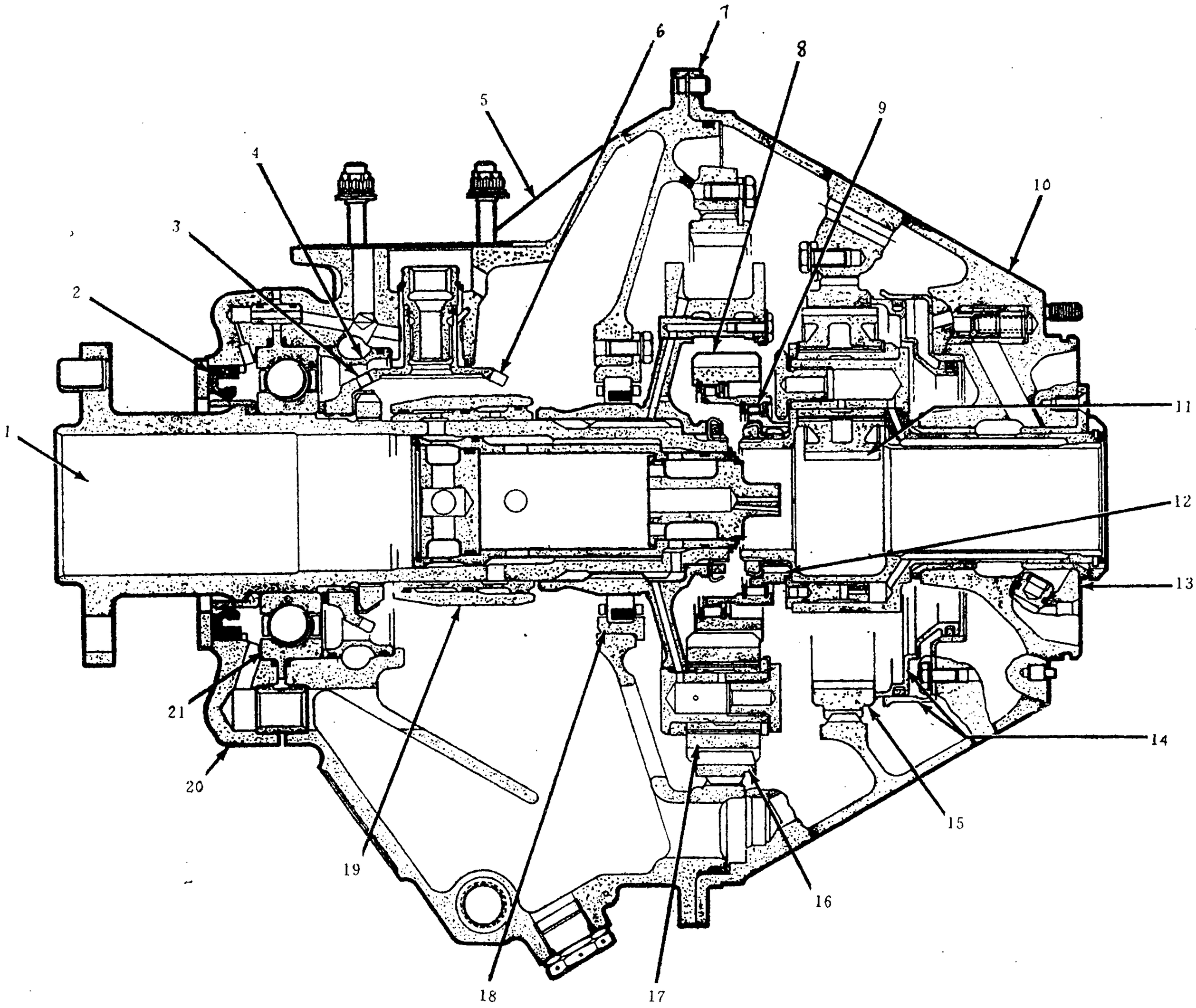


图8-1 PT6A-27发动机的减速器

1. 桨轴；2. 封严圈；3. 锥齿轮；4. 分油环；5. 前机匣；6. 螺桨调速器传动轴；7. 安装边A；8. 第二级主动齿轮；9. 弹性套齿环；10. 后机匣；11. 第一级行星齿轮；12. 套齿；13. 安装边B；14. 测扭机构；15. 第一级固定齿圈；16. 第二级固定齿圈；17. 第二级行星齿轮；18. 滚棒轴承；19. 分油衬套；20. 拉力轴承盖；21. 拉力轴承

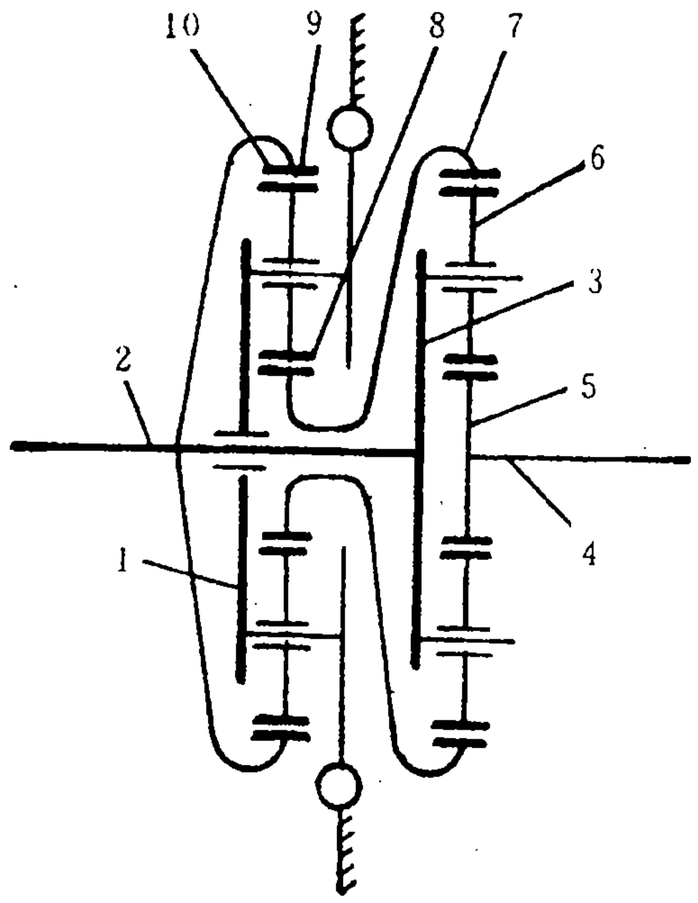


图8-2　АИ-24发动机双级差动式行星齿轮减速器的传动方案

1.跨轮壳体；2.螺旋桨轴；3.行星齿轮架；4.弹性轴；5.减速器主动齿轮（齿数Z_1）；6.行星齿轮（齿数Z_2）；7.内啮合齿轮（齿数Z_3）；8.跨轮级主动齿轮（Z_4）；9.中介齿轮（齿数Z_5）；10.内啮合齿轮（齿数Z_6）。

向带动螺旋桨轴2转动，另一方面又使内啮合大齿轮7和与其联接的跨轮级主动齿轮8转动。跨轮级主动齿轮8通过中介齿轮9带动与螺旋桨轴联接的内啮合齿轮10反时针方向转动。涡轮的扭矩是同时经过两条路线传给螺旋桨轴的：一条经过行星齿轮架；一条经过跨轮级。前者占所传功率的32%，后者传递余下的功率。减速器传动减速比可用公式

$$i_{减}=\frac{n_{螺}}{n_{涡}}=\frac{1}{1+\frac{Z_3}{Z_1}+\frac{Z_3}{Z_1}\cdot\frac{Z_6}{Z_4}}$$

求出，以具体齿数代入，得

$$i=\frac{1}{1+\frac{89}{31}+\frac{89}{31}\cdot\frac{89}{31}}=\frac{1}{12.113\ 41}=0.082\ 55$$

在图8-3中示出АИ-20涡轮螺旋桨发动机减速器构造。它的传动方案与图8-2中所示基本相同，但传动减速比不同，i＝0.087 32。

涡轮的扭矩由压气机轴通过弹性轴带动主动齿轮传给减速器。主动齿轮($Z_1=35$)带动六个行星齿轮($Z_2=31$)。行星齿轮用无内圈与外圈的滚柱轴承支承在行星齿轮轴上，后者装在盒形的行星齿轮架上。每根行星齿轮轴内都安装着镁合金制成的肋形分油衬筒，以使滑油流到需润滑的部分，而不使滑油充满整个轴内空腔，减少了滑油的流量。在盒形的行星齿轮架上，在各根行星齿轮轴之间都装着一根喷油管，上面有三个油孔，用它喷油来冷却与润滑齿面。行星齿轮与内啮合齿圈啮合（$Z_3=97$），后者经套齿带动轮毂，由轮毂传动跨轮级主动齿轮（$Z_4=35$）。跨轮级的齿轮齿数与前一级相同，结构也基本相同。差别是跨轮级行星齿轮架的后端用套齿与测扭机构的圆盘啮合。桨轴既由第一级行星齿轮架经轴内的套齿传扭，也由跨轮级内啮合齿圈的轮毂由外套齿传扭。

弹性轴、两级行星齿轮架及桨轴是由合金钢40CrNiMoA锻件制成。内啮合齿圈由合金钢38CrMoAlA制成，齿表面氮化。其他的齿轮、轮毂由合金钢12Cr2Ni4A制成，主动齿轮齿面渗碳。

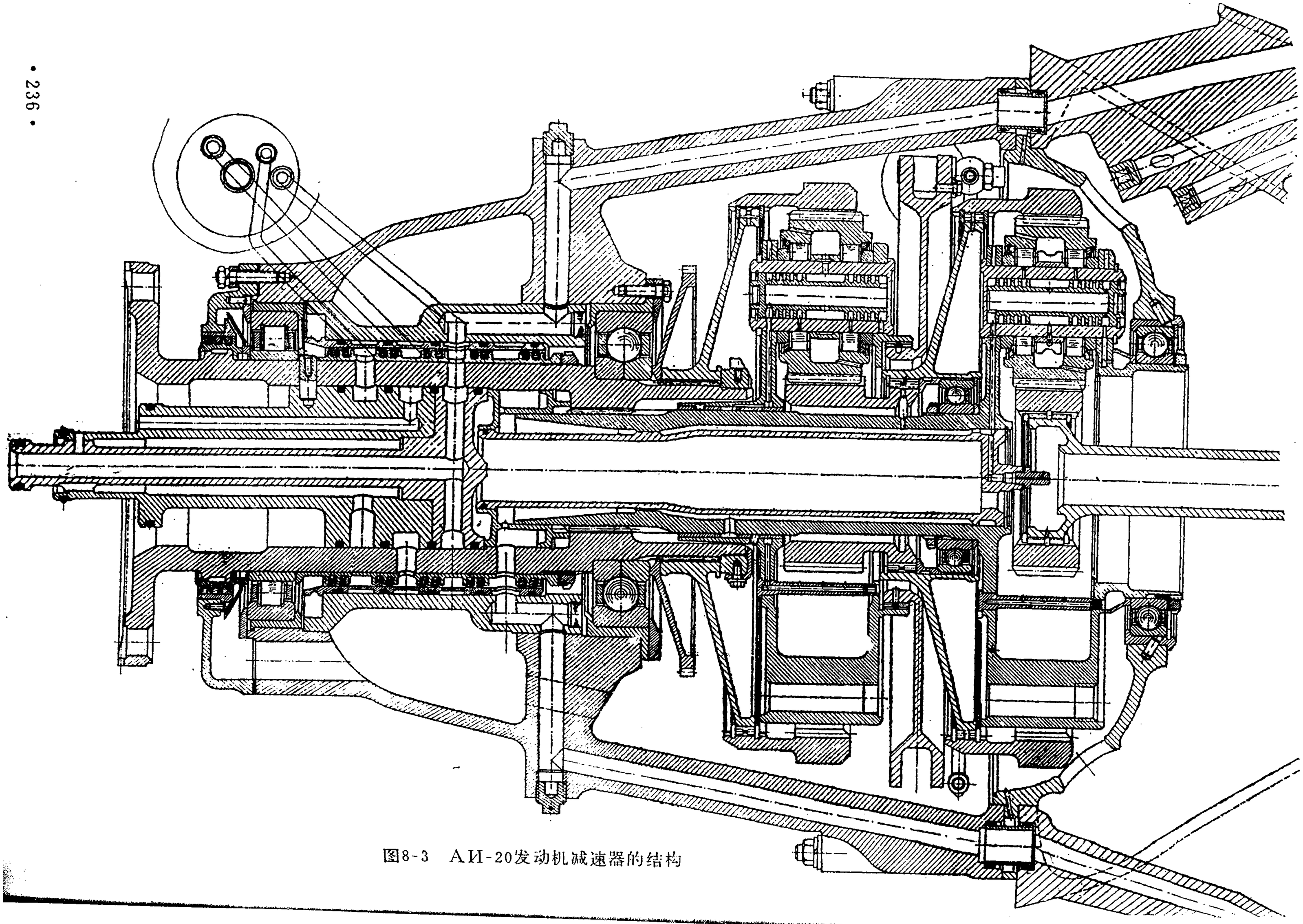


图8-3　АИ-20发动机减速器的结构

三、传动式风扇的减速装置

图8-4中示出ALF502涡轮风扇发动机的传动式风扇。ALF502发动机的推力为33.34 kN，函道比为5～5.7。发动机低压转子转速为17 250转/分，风扇转速为7112～7255转/分。其减速器设计的减速比为0.43，44比较大。因此采用简单的固定轴、内外齿圈式传动的方案。主动齿轮通过安装在固定托架上的7个中介齿轮带动在外面的、内啮合的大齿圈。大齿圈的轮毂以套齿传动风扇轴。各中介齿轮以两个滚棒轴承支在托架上，托架以销钉等联接件固定在风扇后中介机匣上。

主动齿轮轮齿是有15.25°螺旋角的螺旋齿。它可以加大啮合系数、使转动平稳。并可利用啮合的轴向分力抵销部分转子的轴向力以减轻轴承的负荷。

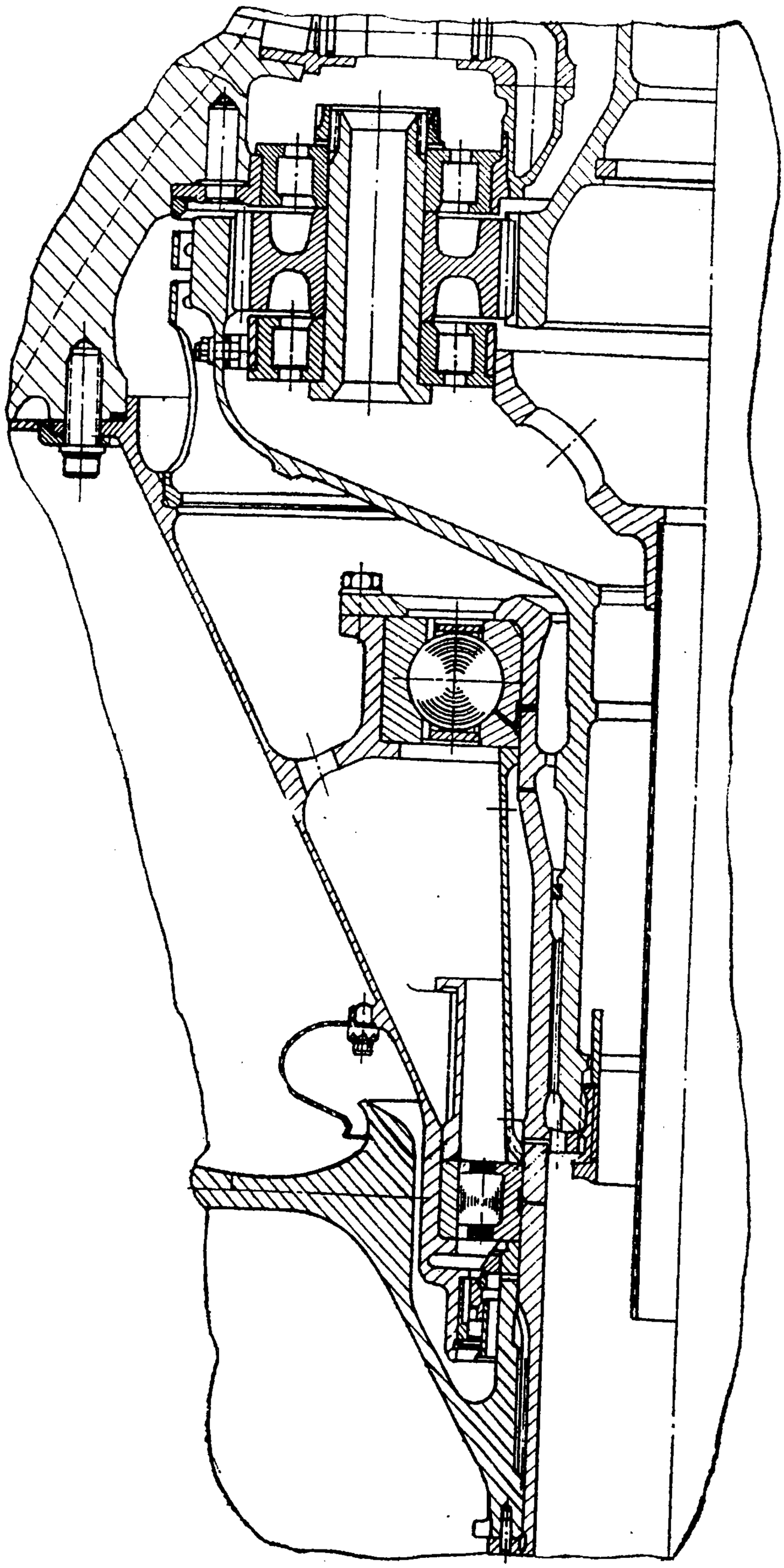


图8-4 ALF502发动机的传动式风扇

第三节　测 扭 机 构

在涡轮螺旋桨发动机与涡轮轴发动机的减速器中通常有测量减速器传递扭矩大小的机构，称为测扭机构。测扭机构用以测量在发动机不同的工作状态下实际输出的扭矩，亦即发动机的实际功率。

在不同的环境条件，相同的发动机转速实际输出的功率不同。例如，在夏季高温天气或高原机场，由于气温升高或机场高度升高均会使在相同工作转速下发动机实际输出的功率减少。这要求飞机减载起飞或要求更长的起飞滑跑距离。而在北方冬季低温的天气，又可能会使发动机输出的功率（亦即扭矩）过大而危及发动机传动系统的安全。设置测扭机构可使空、地勤人员能测知发动机真实的输出功率与扭矩。

此外，当遇到减速器轴或轮齿折断等故障时，测扭机构可以迅速感知扭矩的消失。将测扭机构与紧急停车开关联动，在遇到这些故障时，就可以迅速关闭燃烧室的供油。这样可以避免因扭矩突然减少，继续向燃烧室供油导致动力涡轮转子飞转、破裂的重大飞行事故。

目前实用的测扭机构通常是一液压系统。通过测量作用于固定齿圈上的液压装置内的压力，并转换为作用于齿圈上的切向力与扭矩。АИ-24涡轮螺旋桨发动机的减速器(图8-2)测扭机构由与固定行星架切向联接的联杆-活塞系统组成。通过测量油缸中滑油的压力即可知联杆上的切向力，亦即扭矩的大小，如图8-5所示。

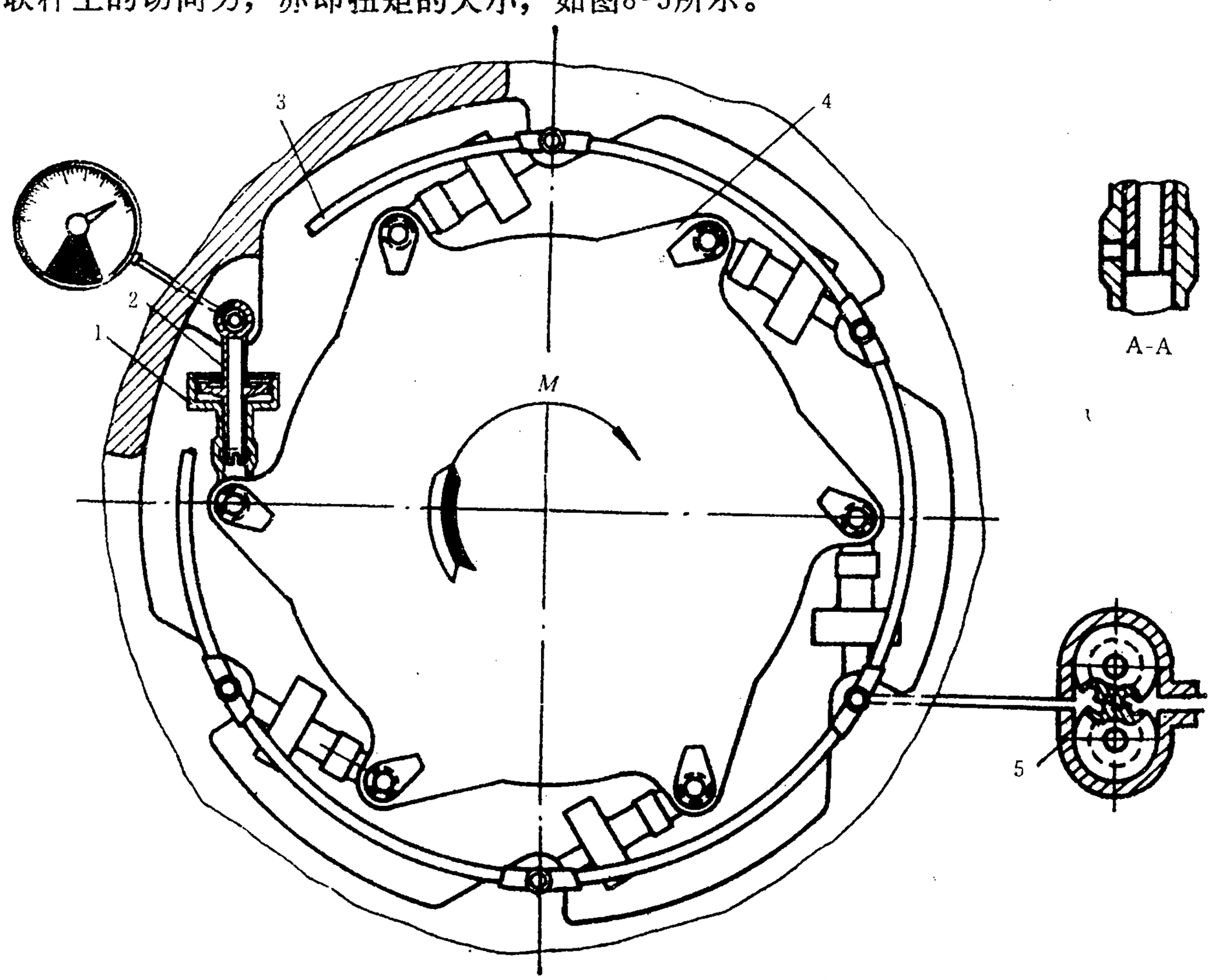


图8-5　АИ-24发动机减速器的测扭机构

1.作动筒；2.活塞；3.供油圈；4.轮缘；5.供油泵

螺旋桨功率N_B 可由下式计算：

$$N_B = KP_m n \quad kW$$

式中 K——构造常数。对АИ-24发动机，$K = 0.000\,012\,859$

n——发动机转速。对АИ-24发动机，$n = 15\,100$转/分

P_m——测扭机构滑油压力表指示值，kPa

对АИ-24发动机有：$N_L = 0.194\,17P_m$ kW。如滑油表指示压力为8 629.85kPa，则发动机功率为

$$N_B = 0.194\,17 \times 8\,629.85 \approx 1\,675 \text{ kW}$$

为发动机实有的轴功率。

由于轮缘4与行星齿轮外的内啮合大齿圈（见图8-2,7）是一体的，相当于内啮合大齿圈用6个作动筒浮动定位。这对于改善各行星齿轮负荷的均匀性十分有利。但是，切向安放在大齿圈外的作动筒使整个测扭机构尺寸增加，结果加大了减速器的直径。由图8-3可见，测扭机构作动筒安装的地方也就是减速器机匣直径最大的地方，这是它不利之处。

在图8-6中示出PT6A-27涡轮螺旋桨发动机减速器的测扭机构。

动力涡轮通过主动齿轮驱动第一级行星齿轮8，它的扭矩传给固定齿圈9。在此扭矩的作用下，由于它外圆周上的斜齿槽卡在后机匣11的斜齿槽10内，斜齿上承受的切向力会产生一个如箭头所示的轴向分力，推动测扭机构活塞6向图右方移动。活塞在油缸12中，当

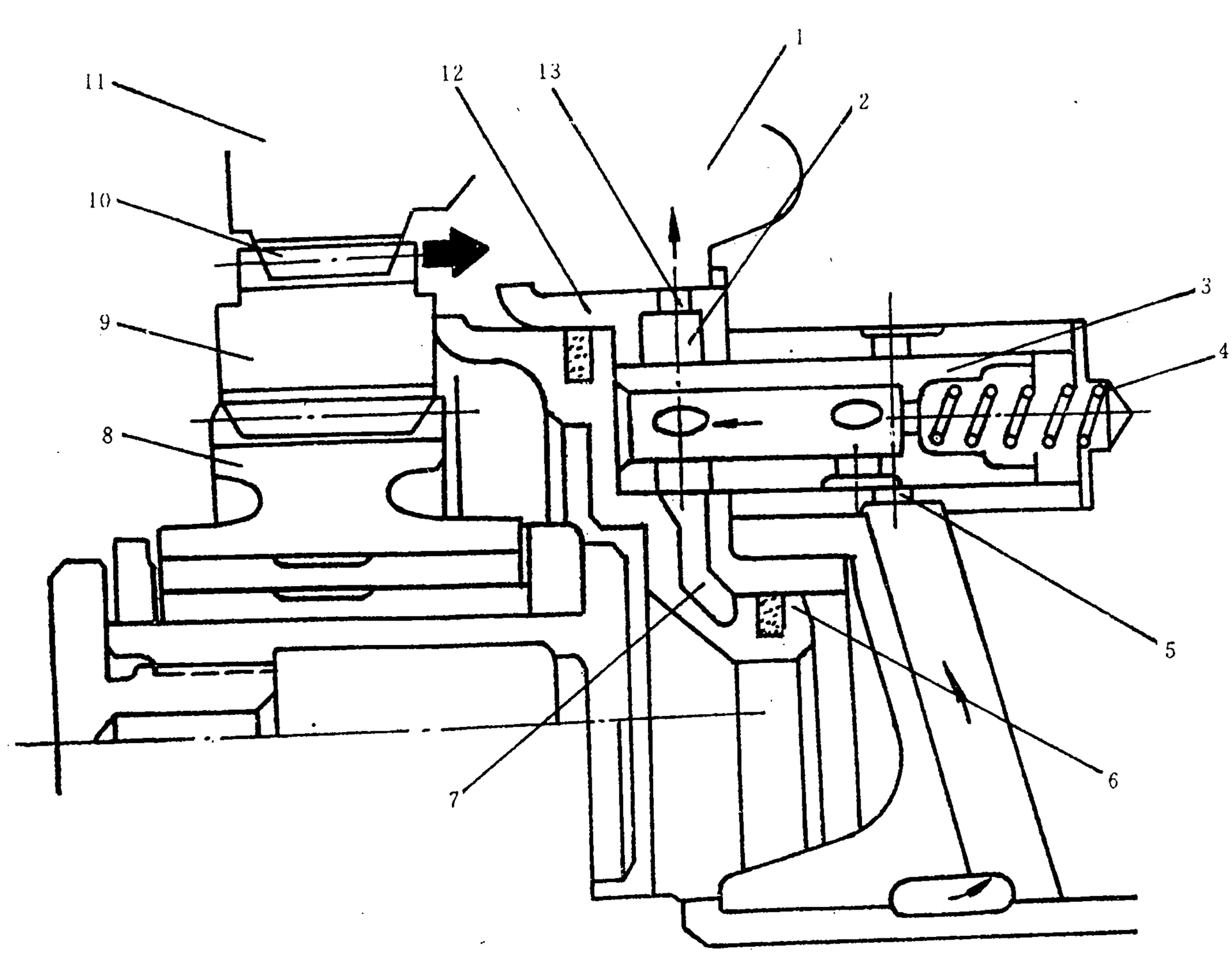


图8-6 PT6A-27 发动机减速器的测扭机构

1. 机匣内腔；2. 测压油腔；3. 柱塞活门；4. 调节弹簧；5. 调节孔；6. 活塞；7. 油腔；8. 第一级行星齿轮；9. 固定齿圈；10. 斜齿槽；11. 后机匣；12. 油缸；13. 节流孔

它右移时带动柱塞活门3压缩调节弹簧4而一同右移。这样就使由调节孔5进入油缸的高压油流量增加，油腔7的压力增加，直到腔内油压对活塞6的作用力与齿圈9受扭矩的轴向分力平衡时为止。通过测量测压油腔2的压力，经过换算，即可用仪表指示出传动的实际扭矩。

高压油不断通过节流孔13流入机匣空腔1以免发生油腔液压闭锁现象。

由于采用斜齿槽将切向力转化为轴向分力，这种测扭机构在结构上比较紧凑，径向尺寸也比较小，但要求制造与装配的精度较高。

第九章　发动机总体结构设计

在研究了各主要部件（压气机、涡轮、燃烧室、加力燃烧室等）的结构设计之后，本章将研究、分析发动机总体结构设计方面的问题，包括转子的支承方案、支承结构、压气机与涡轮转子间的联接、静子承力系统等。

第一节　转子支承方案

在燃气涡轮发动机中，压气机（或风扇）转子与涡轮转子以及联接它们的零件、组件组成了发动机的转子（在单转子发动机中）或发动机高、低压转子（在双转子发动机中）。转子通过支承结构支承于发动机机匣上，转子上所受的各种负荷，如气体轴向力、重力、惯性力及惯性力矩等均由支承结构承受并传至发动机机匣上，最后由机匣通过安装节传至飞机构件。发动机中，转子采用几个支承结构（简称支点），安排在何处，称为转子支承方案。

为了表示转子支点的数目与位置，常用两条前、后排列的横线分别代表压气机转子和涡轮转子，两条横线前、后及中间的数字表示支点的数目。例如1-3-0的转子支承方案，表示压气机转子前有一个支点，涡轮转子后无支点，压气机与涡轮转子间有三个支点，整个转子共支承于四个支点上。

一般在研究转子支承方案时，均将复杂的转子简化成能表征其特点的简图，且在简图中用小圆圈表示滚珠轴承，小方块表示滚棒轴承。

一、单转子支承方案

1/ 4支点方案

图9-1为1-3-0四支点的方案。它是早期发动机中采用的支承方案，是基于最简单的工作机理设计的，即压气机、涡轮转子均分别用二个支点支承，且各有自己的承受轴向负荷的止推支点，两转子间采用浮动套齿A传递扭矩。

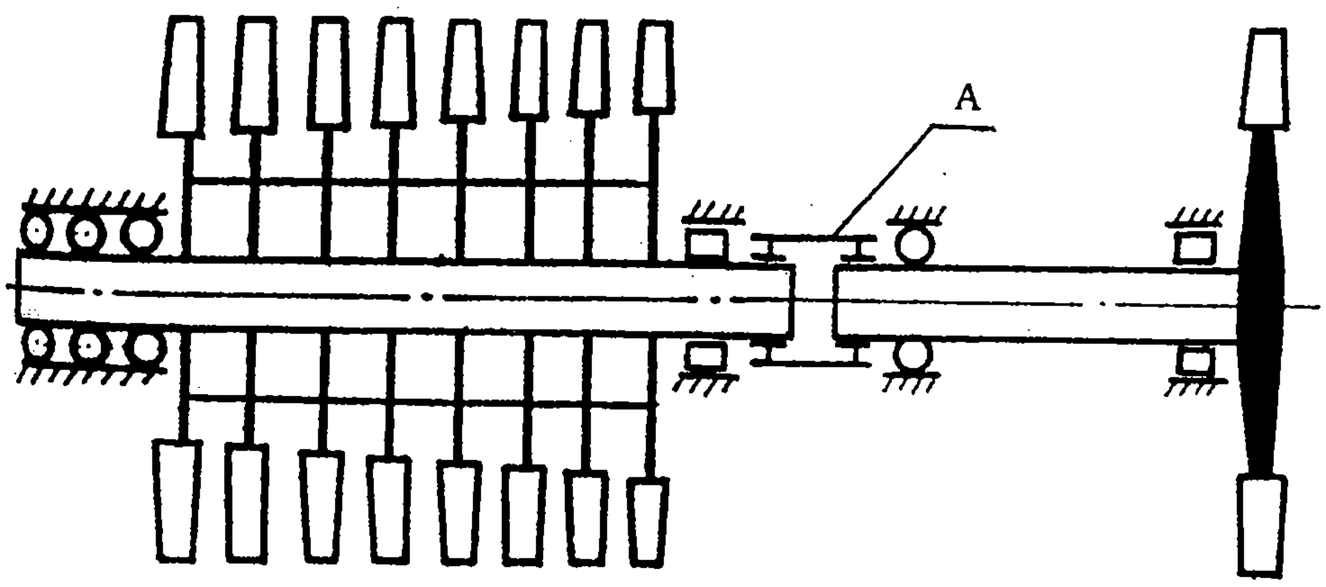


图9-1　1-3-0式转子支承方案简图

压气机转子前、后各有1支点，承受轴向负荷的支点（止推支点）置于前端。由于压气机向前的气体轴向力较大，止推支点处用一个滚珠轴承受不了，因而采用了并列的三个滚珠轴承。涡轮转子的轮盘悬臂地支承于二个支点上，由于邻近涡轮盘处的温度较高，因此将仅承受径向负荷的滚棒轴承置于此处，而将承受轴向与径向负荷的滚珠轴承置

于涡轮轴的前端，涡轮转子向后的气体负荷较小，所以只用了一个滚珠轴承。由此可见，这种支承方案中，共有四个支点六个轴承。

在这种方案中，涡轮转子与压气机转子间的联轴器仅传递扭矩，考虑到两个转子的四个支点很难保证同心，因此采用了浮动套齿的联轴器结构。所谓浮动套齿联轴器(图9-2)，是指在涡轮前端，压气机后轴上分别装有带外套齿的衬套，它们均以一定（较大）的齿隙

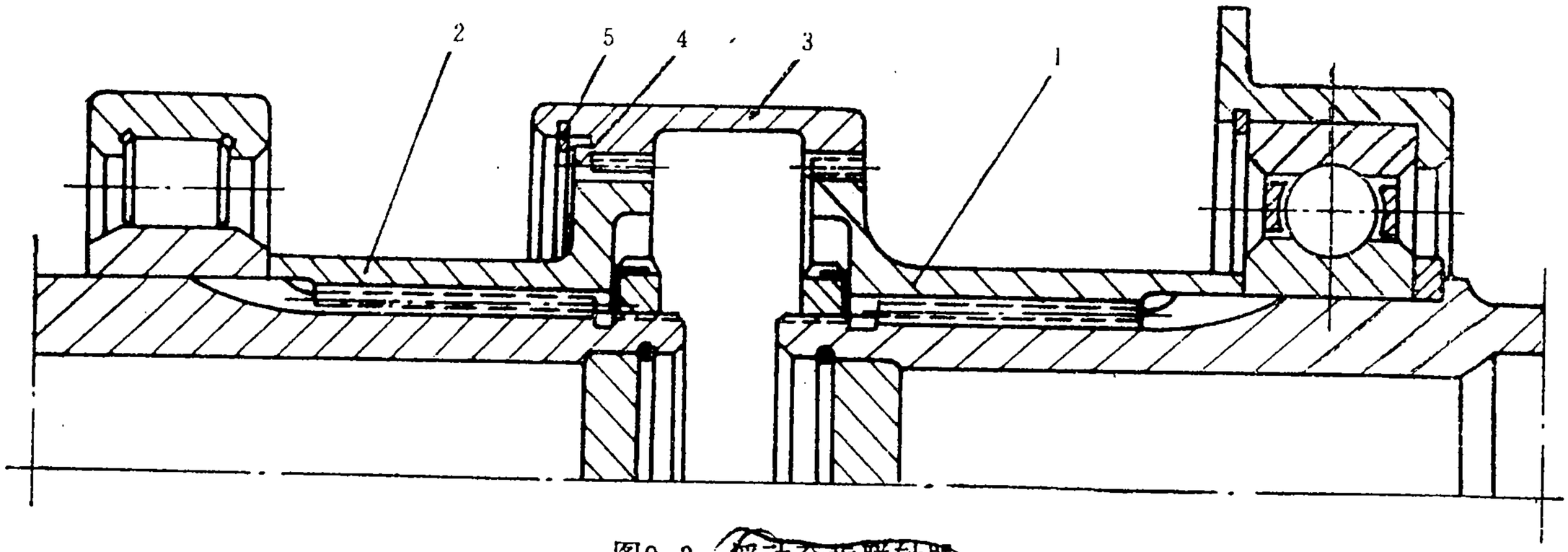


图9-2 浮动套齿联轴器

1．主动衬套；2．从动衬套；3．套齿衬套；4．定位凸环；5．弹簧卡圈

与联接两轴的、带内套齿的套齿衬套（称浮动套齿联轴器）啮合，通过相互啮合的套齿传递扭矩。当两个转子不同心时，由于有较大的啮合间隙，联轴器可以偏摆倾斜一定角度。

这种支承方案由结构设计到装拆等方面均较简单，但是，压气机、涡轮转子轴向负荷分别由各自的滚珠轴承承受的结构，在空气流量与增压比稍大一些的发动机中，由于两转子、特别是压气机转子的气体轴向负荷很大而根本无法采用，它只是在早期的Р Д-10，Р Д-20上采用过。

为了克服上述方案中压气机转子需采用多个滚珠轴承的缺点，图9-3的方案中，虽然

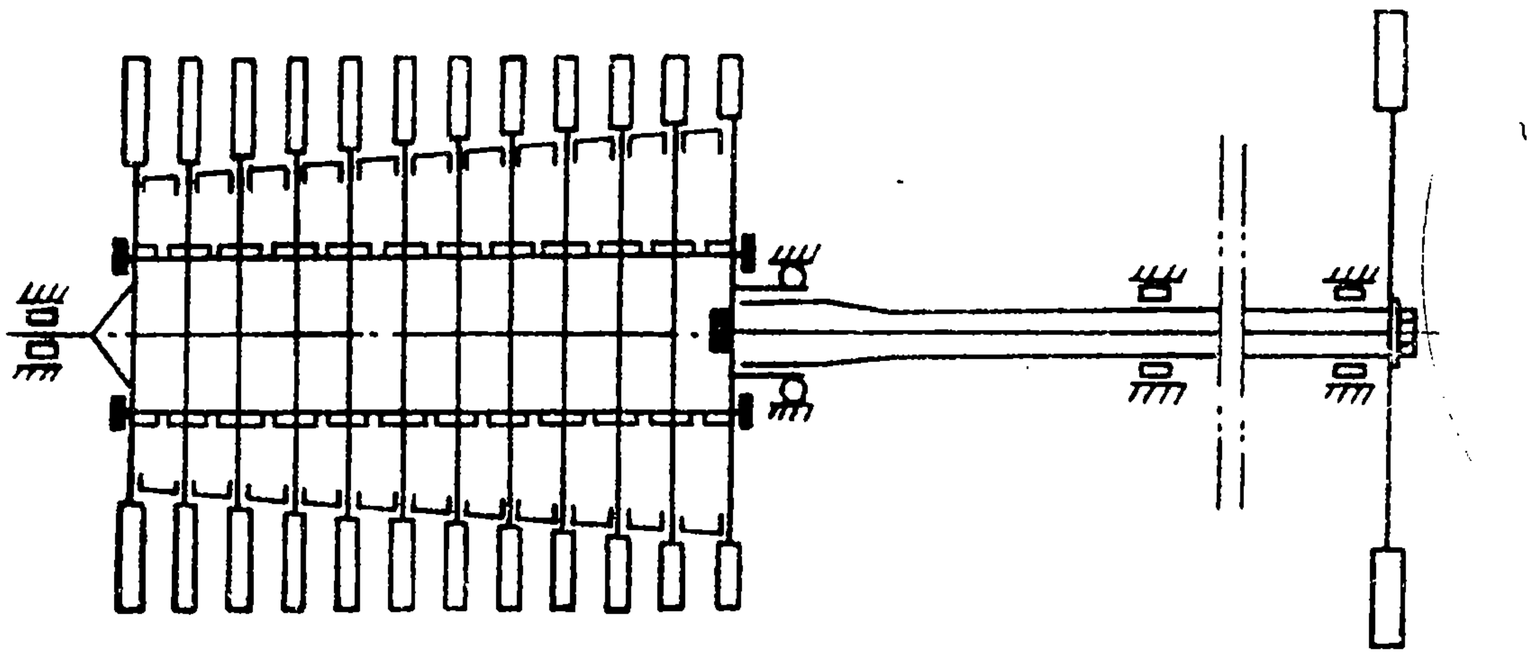


图9-3 1-3-0 式转子支承方案（J47）

也采用1-3-0的4支点方案，但是却将涡轮转子与压气机转子通过不仅传递扭矩(通过套齿)而且传递轴向力(通过中心螺杆)的联轴器联接在一起。因此，四个支点中，仅需一个承受轴向力的止推支点，且此止推支点仅承受两个转子轴向负荷之差，其值比单纯压气机转子轴向负荷小很多，因而仅需一个滚珠轴承。由于二个转子中共有四个支点，四个支点很难保

在一条中心线上，因此除套齿间留有较大的齿隙外，中心螺杆作得长而细，用螺杆的变形来适应两转子间的不同心。这种支承方案中，虽然滚珠轴承数目少，但总的支点数目仍多，因此，只在个别发动机上（例如J47）采用。

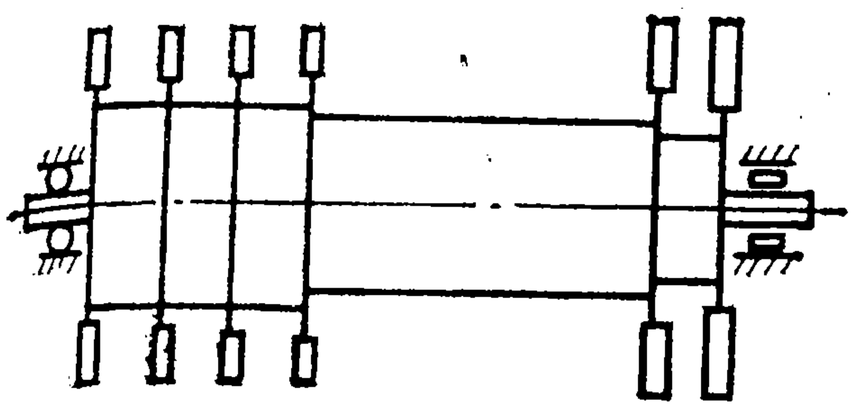


图9-4 1-0-1 2支点支承方案

2. 2支点方案

在有些压气机级数较少的发动机中，将压气机转子与涡轮转子刚性联接成一体，组成发动机整体转子，此时只需支承于二个支点上，形成了2支点的支承方案。

在2支点方案中，支点距离相对较大，要求转子刚性好，因此，采用图9-4的1-0-1式较好。此时，压气机与涡轮转子均无悬臂结构，但在涡轮盘后有支点，对轴承工作不利。相比之下，图9-5的1-1-0支承方案，不仅二级涡轮盘呈悬臂地支承着，且涡轮轴的后端由于要安装轴承而较细，使整个转子的刚性较差，易于变形。对于由单级离心压气机与单级涡轮组成的转子，则可采用图9-6的0-2-0支承方案。如空气流量稍大，为了获得好的刚性，则可采用图9-7所示的1-0-1支承方案。

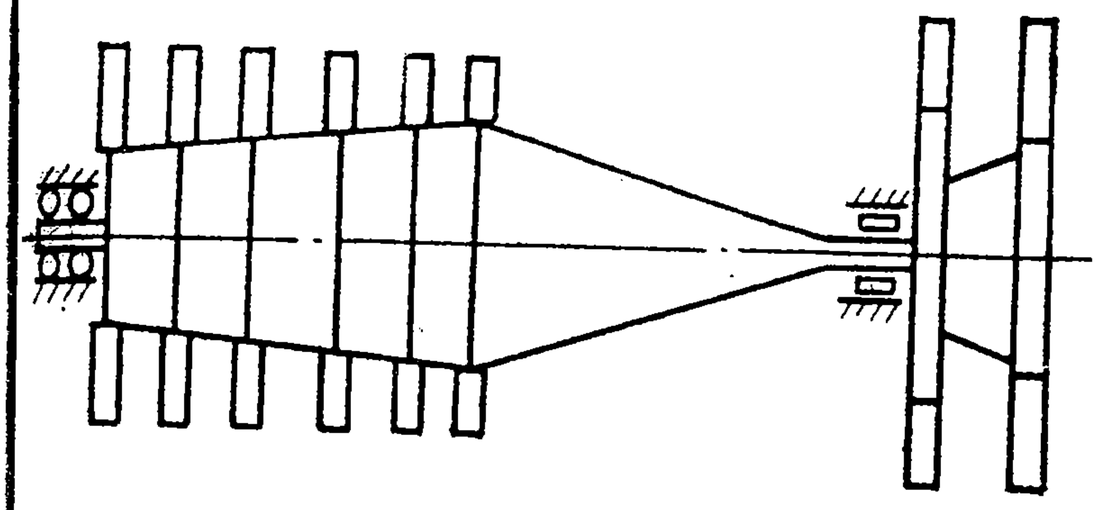


图9-5 1-1-0 2支点支承方案

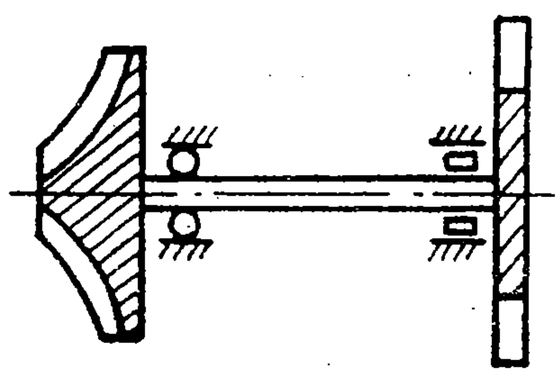


图9-6 0-2-0 2支点支承方案

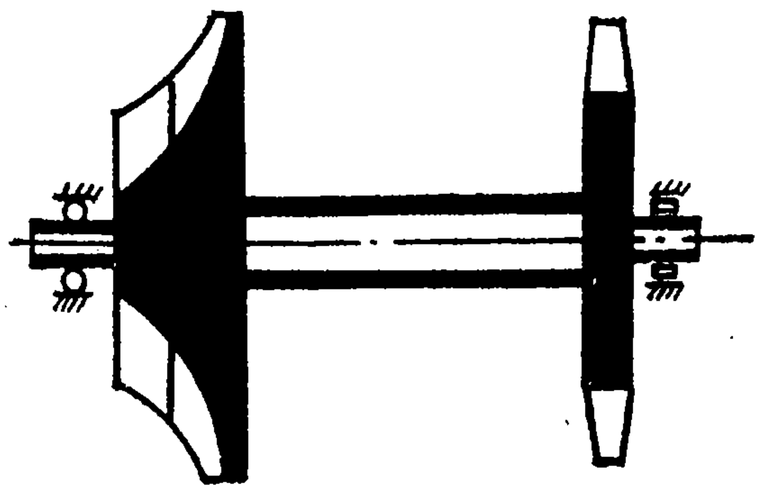


图9-7 1-0-1 2支点支承方案

2支点支承方案虽然支点数目少，但不适于压气机、涡轮级数多的发动机。在采用混合式压气机的发动机中，常将轴流压气机的转子单独用二个支点支承，离心压气机与涡轮转子刚性地联接成一个转子，也用二个支点支承，两转子间用浮动套齿联轴器联接传递扭矩（图9-8），两转子上的轴向负荷分别由各自的止推轴承承受，联轴器不传轴向负荷。

3. 3支点方案

在大多数发动机中，采用了3支点支承方案，图9-9所示的涡喷6发动机支承方案即为典型的3支点支承方案。在涡喷6发动机中，压气机转子前、后各用一个支点，涡轮盘前有一个支点，成为1-2-0支承方案，涡轮轴前端通过联轴器与压气机联接。此时，联轴器不仅传递扭矩、轴向力，而且也作为涡轮转子的前支点；当涡轮支点与前2支点的轴线不同轴线时（实际上很难作到同轴线），涡轮轴还能通过联轴器正常地工作。因此，要求联

轴器作成铰接形式，使压气机前支点与中支点在一直线上，中支点与后支点也在一直线上，两轴线间允许有1个偏斜角。这种支承方案，不仅只有一个承受轴向负荷的支点，支点受的轴向负荷也较小，而且每个转子均支承于两个支点上，相对刚性较好，所以得到广泛使用。

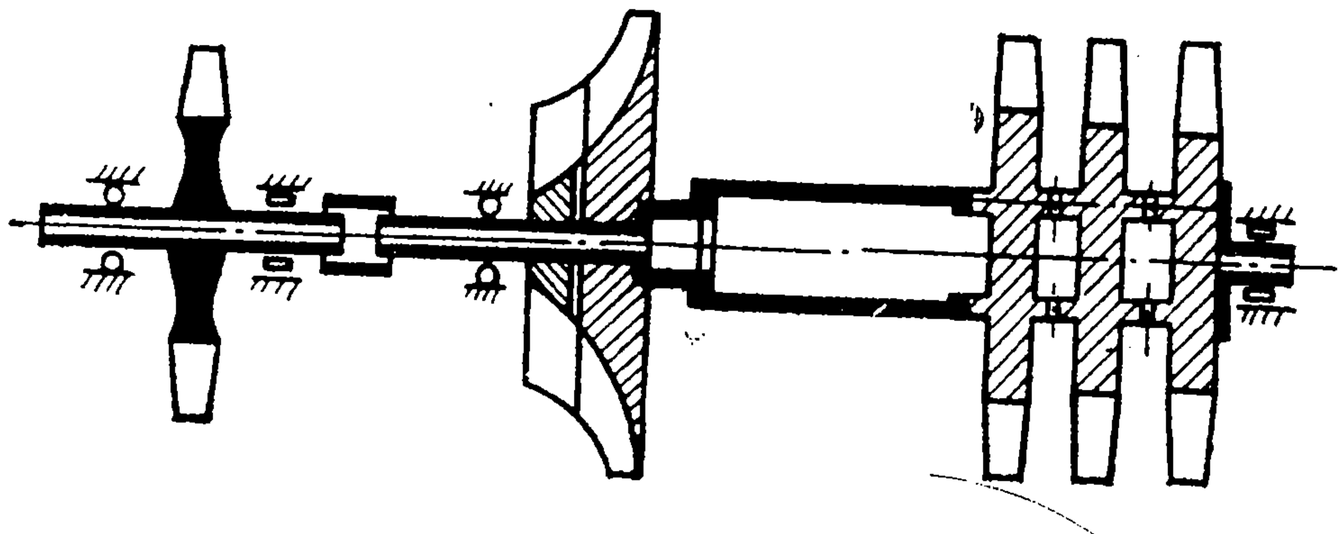


图9-8　混合式压气机的发动机转子支承方案

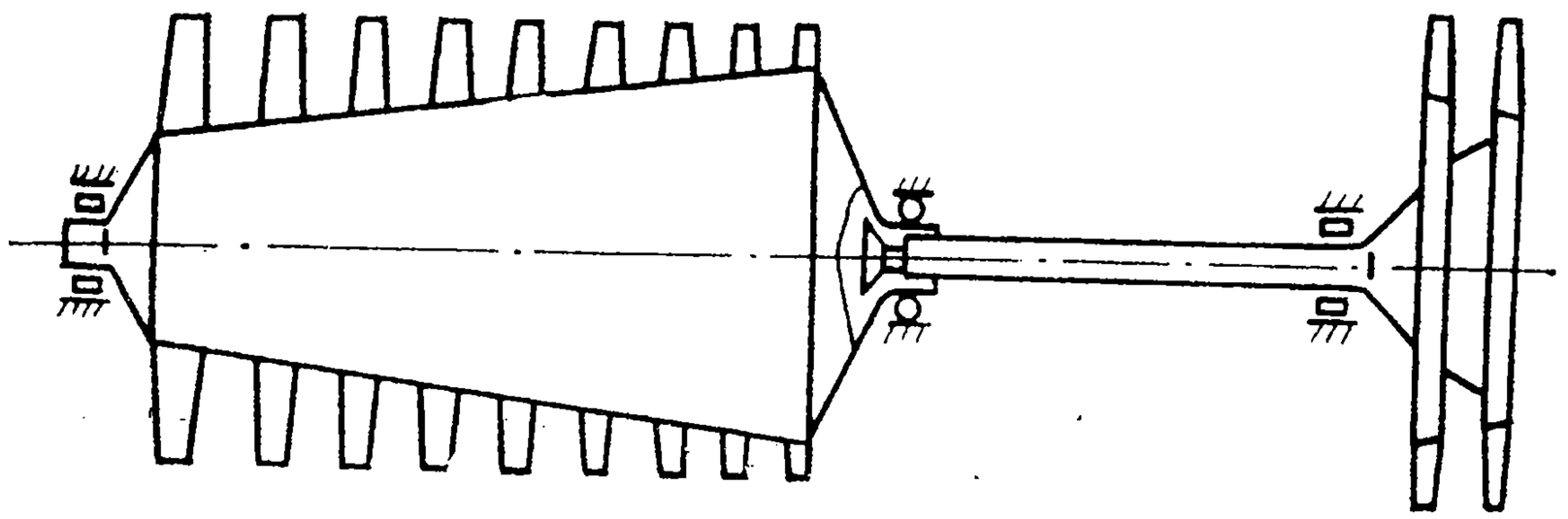


图9-9　涡喷6发动机转子支承方案（1-2-0支承方案）

当涡轮级数较多时，为了不使涡轮转子外悬过多，可以采用如图9-10所示的1-1-1支承方案。在3支点支承方案中，二个支点很难作到同心。因此，绝大多数发动机中，涡轮与压气机转子间的联轴器采用柔性联轴器。但个别发动机上，为满足某些特殊要求，也有将联轴器作成刚性的，这时，就要求提高加工精度，保证机匣及转子3支点均有较高的同心度。

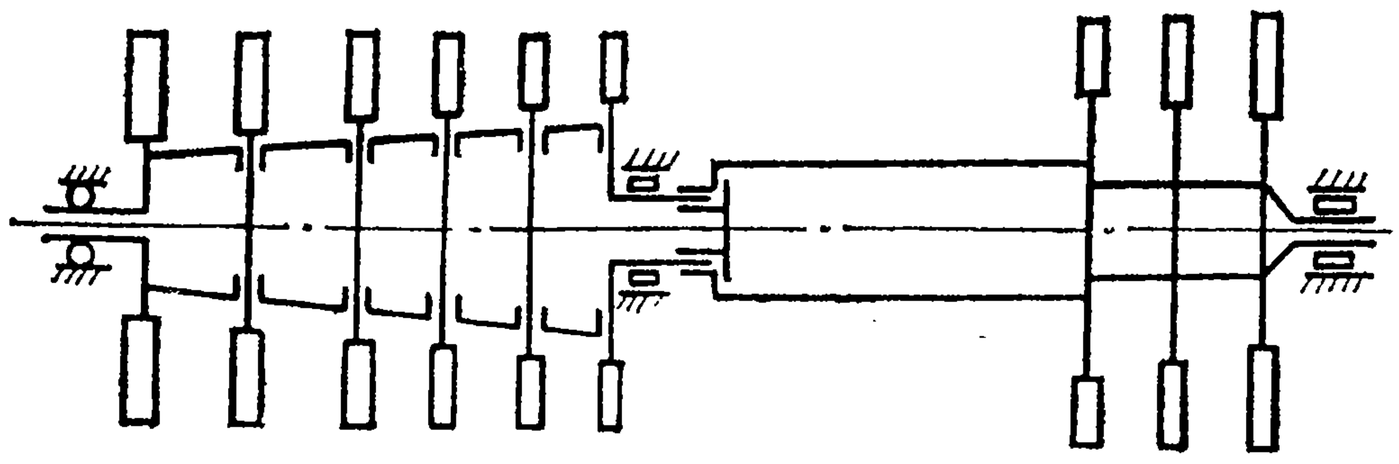


图9-10　1-1-1 3支点支承方案

二、双转子、三转子支承方案

多转子（双转子、三转子）发动机中，转子数多，支承数目多，而且低压转子要由高压转子中心穿过，使结构复杂。但原则上可以将发动机的各转子（低、中、高压转子）分割出来，每个转子按前述方法，分别进行处理。与单转子发动机不同的另一点是，有些支

点，不直接安装在承力机匣上，而是装在另一个转子上，通过另一转子的支点将负荷外传，由于这个支点是介于两个转子间的，所以称为中介支点。中介支点中的轴承，则称为中介轴承或轴间轴承。在多数发动机中，采用中介支点，可使发动机长度缩小，承力机匣数减少。但是轴间轴承的润滑、冷却较困难，轴承工作条件较差，而且装拆也比较复杂（主要指轴间滚珠轴承）。

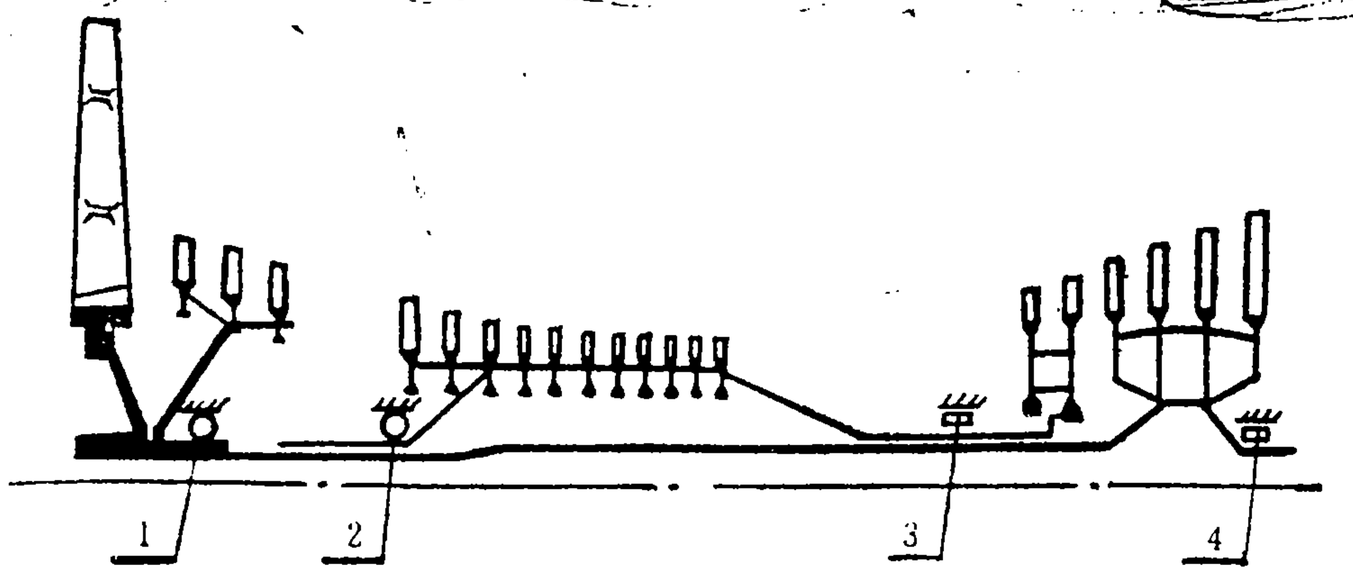


图9-11　JT9D 发动机的转子支承方案

图9-11为JT9D发动机的支承方案，JT9D为大流量比、高增压比的涡轮风扇发动机。发动机长度较大，由风扇前安装边到涡轮后轴承机匣后安装边的长度为3.38米，如此长的发动机转子支承方案却采用了较简单的形式，低、高压转子各支承于两个支点上，低压转子为0-1-1方案，高压转子为1-1-0方案，四个支点支承于三个承力机匣上，无中介支点，因而结构简单，但却需要有近3米长的低压轴，加工较困难；另外，在使用过程中发现低压转子支点距离太大，转子刚性相对较差，易于变形而造成转子与机匣相碰，使发动机性能衰退变快。因此，在它后来发展的PW2037、PW4000发动机中，在低压转子上增加了一个支点，即在风扇后滚珠轴承后面，增加一个滚棒轴承，如图9-12所示。在V2500发动机上，也采用了这种支承方案。

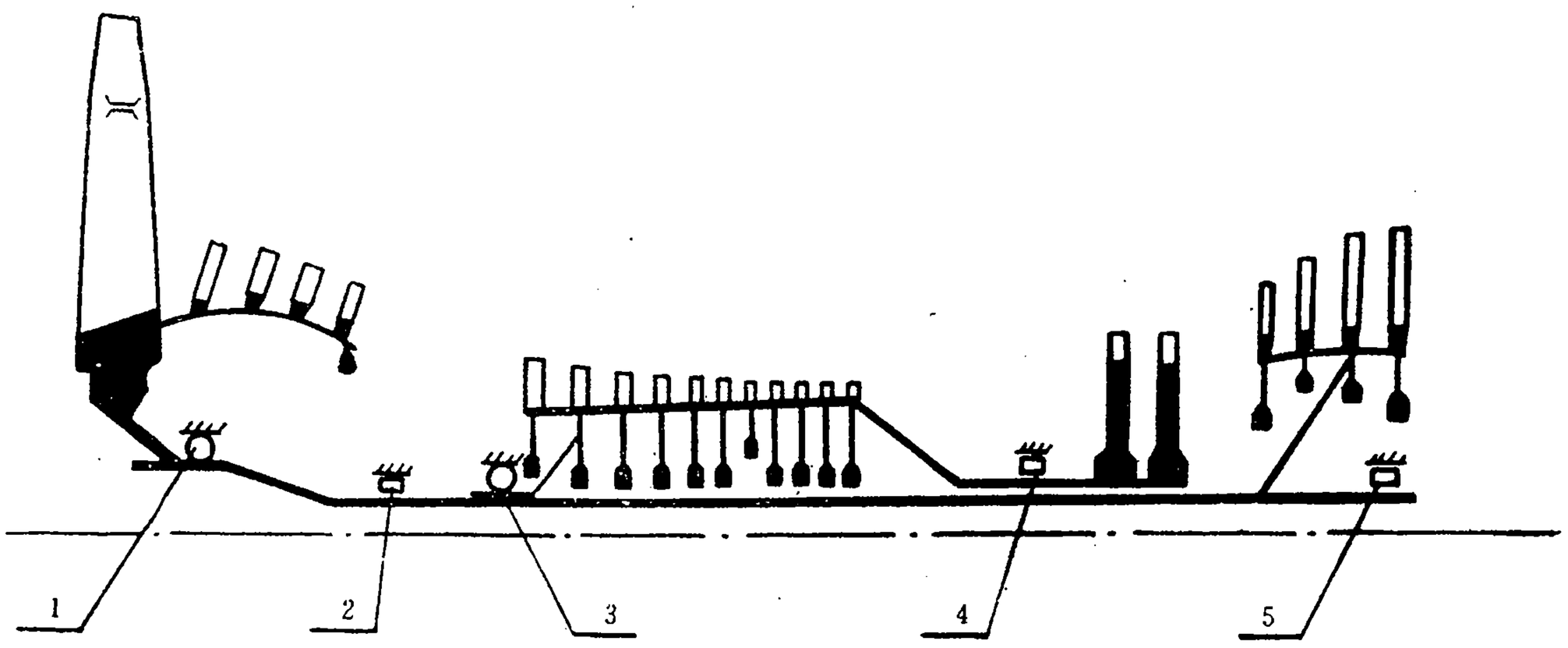


图9-12　PW4000发动机转子的支承方案

涡喷7发动机是双转子发动机中级数最少的，如图9-13所示。低压转子采用1-2-0方案，高压转子采用0-2-0方案。为了减少支承轴承的承力构件数，采用了两个中介支点（2、5号两个支点），即低压转子的后两个支点均支承于高压转子内，其负荷均通过高压转子的支点外传。这种结构虽使发动机长度缩短，总体结构简单，但高压转子工作时的振动、变形会影响低压转子的工作。在涡喷7中，高压转子的轴短而直径大，刚性较好，因而对低压转子的影响可以减小。由于高压压气机与涡轮级数少，所以压气机与涡轮均悬臂地支承着，成为0-2-0的支承方案。这种方案与1-0-1方案比，可以缩短发动机长度。

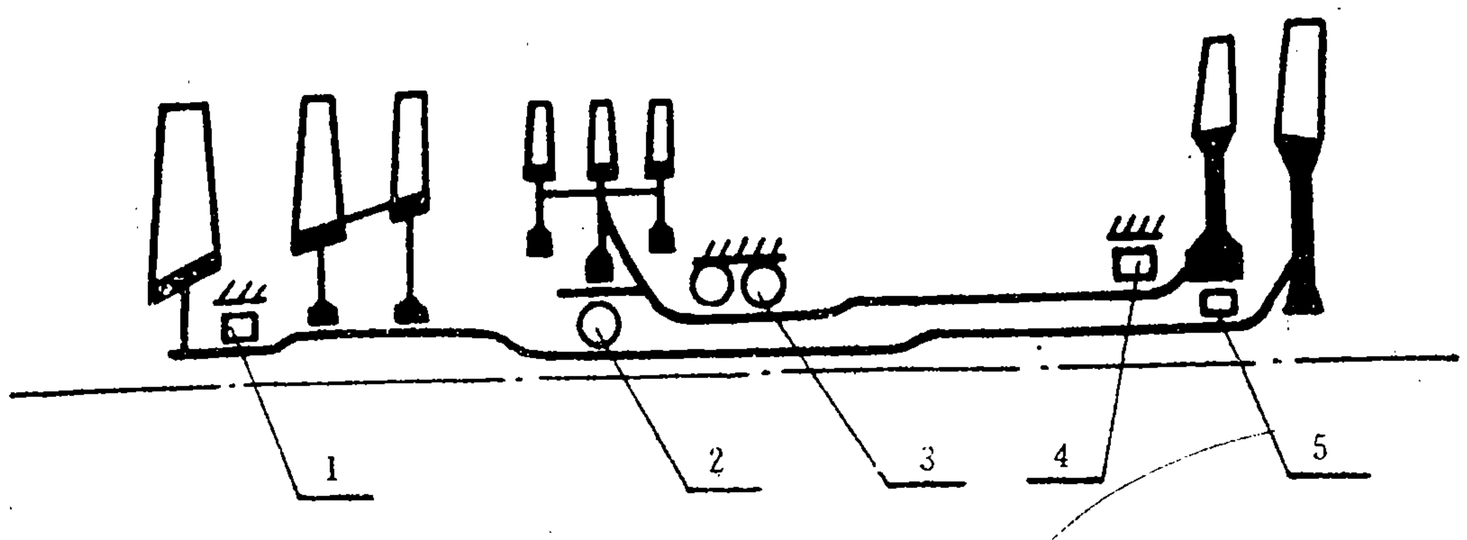


图9-13　涡喷7发动机转子支承简图

低压转子的前支点不象一般发动机装在第1级轮盘前，而是装于1、2级轮盘间，轴承的负荷通过1级压气机的整流叶片外传，这样可以省去带径向支柱与内锥的进气机匣。因此，这种支承方式也被无进口导流叶片的涡喷13、涡喷15发动机所采用。

涡喷7发动机的支承方案中，还有一个特点是三处支点的负荷均通过静子叶片（1、2、3号轴承）或叶片内的承力件（4、5号轴承）外传的，没有采用另外的承力机匣，进一步缩短了发动机的长度与简化了总体结构。

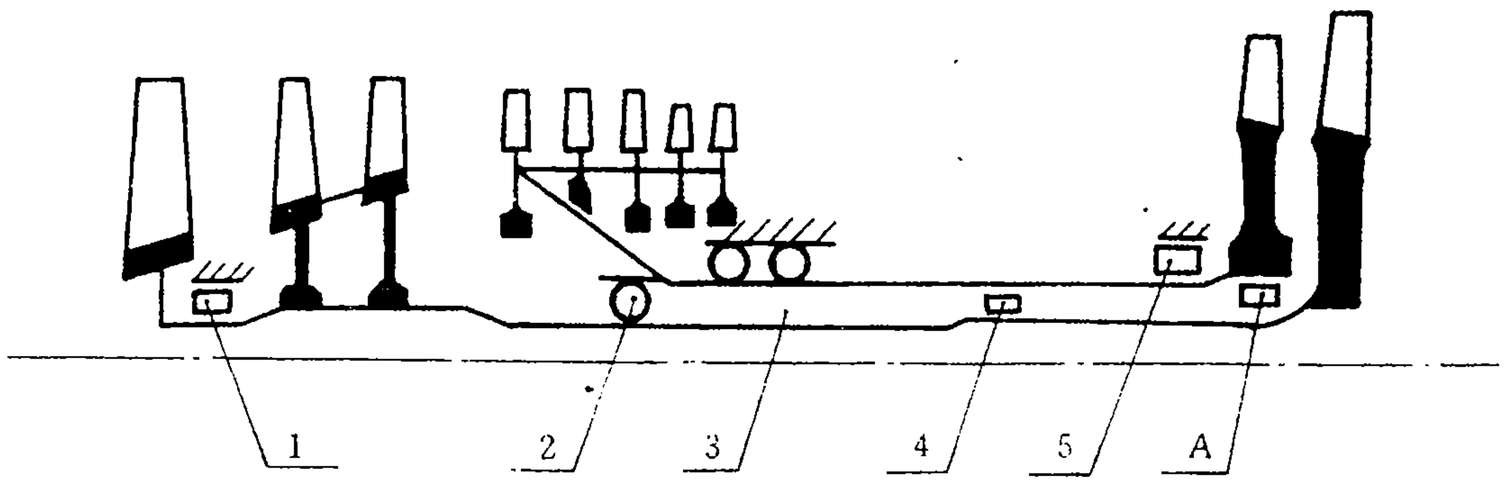


图9-14　涡喷13发动机转子支承简图

在涡喷13发动机中，由于高压压气机比涡喷7多两级，相应地增加了低压转子的长度，削弱了低压轴的刚性，因此，在2、5号2个中介轴承间，又增加了一个中介轴承A（图9-14），限制低压轴的挠度。因此可以看出，采用中介轴承的作用有两个，一是为减少支承的承力结构，二是为了增加低压轴的刚性。

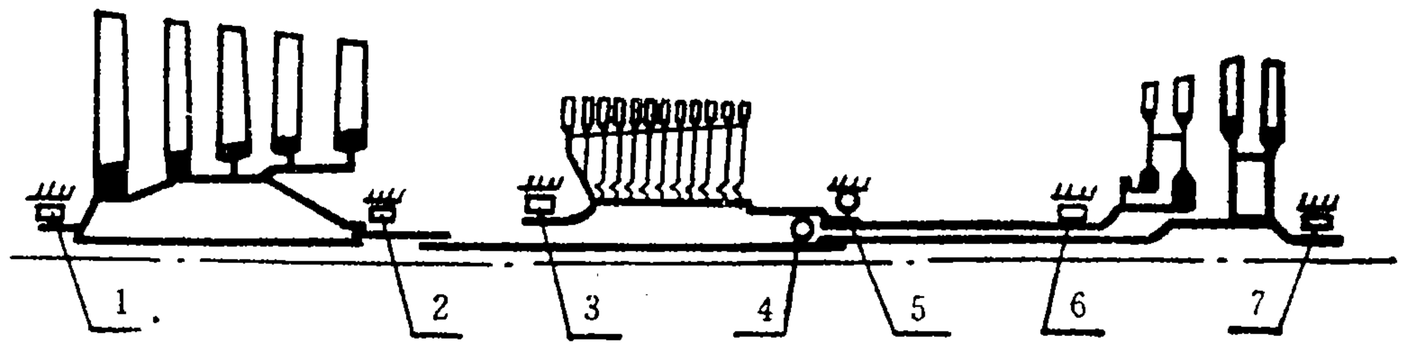


图9-15　斯贝发动机转子支承方案

图9-15所示为斯贝发动机转子支承方案，是一种支点数多，承力构件多，比较复杂的支承方案。低压转子采用了1-2-1 4支点方案，高压转子为1-2-0方案，共七个支点，其中，低压转子的止推支点（4号轴承）为中介支点，其负荷通过高压转子、高压转子止推

轴承（5号轴承）传出。各支点的负荷通过五个承力构件外传，即1号轴承通过进口导流叶片，2、3号轴承通过中介机匣，4、5号轴承通过燃烧室扩散机匣、6号轴承通过10根通气导管，7号轴承通过后轴承机匣外传。另外，为了避免低压涡轮轴过长，利用了一根中介轴将涡轮轴与风扇后轴联接起来。

CFM56发动机为大流量比的涡轮风扇发动机，它的两个转子支承于五个支点上，通过两个承力构件将轴承负荷外传，是承力构件最少的发动机（图9-16），它的低压转子支承方案为0-2-1式，高压转子为1-0-1式，承力构件少的原因在于将高压涡轮后轴，通过中介支点（4号轴承）支承于低压涡轮轴上。这种将大直径的高压转子支承于直径较小的低压轴上，会因低压转子的振动、变形（与高压转子相比，相对容易变形些）而影响高压转子的工作。为此，低压转子虽然采用了3支点支承方案，但涡轮轴与风扇轴间的联接却采用了刚性联轴器，提高了加工精度的要求。

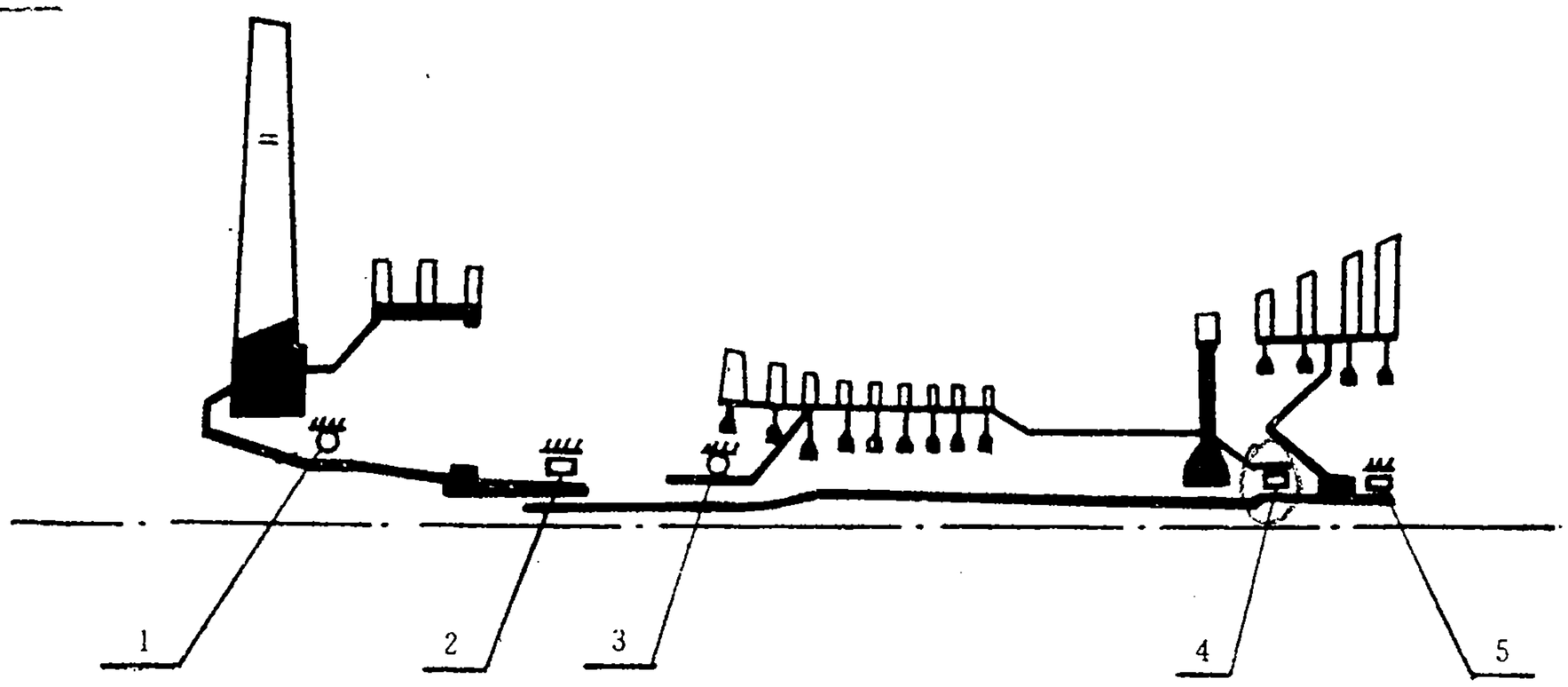


图9-16 CFM56发动机转子支承简图

这种将高压转子支承于低压转子的结构，能取消高压涡轮前、后的承力结构，使发动机结构简单、重量轻，因而为许多发动机采用。例如RB199发动机的高压涡轮后轴承支承于中压涡轮轴上；HK8（苏联民用涡轮风扇发动机）、F110（美国歼击机用的涡扇发动机）、M88（法国为九十年代歼击机发展的涡扇发动机）等发动机的高压涡轮后轴承支承于低压涡轮轴上。

在三转子发动机中，转子数目又多了一个，因此增加了支承件的复杂程度。图9-17示出了RB211三转子发动机的支承方案简图，它的三个转子共有八个支点，通过四个承力构

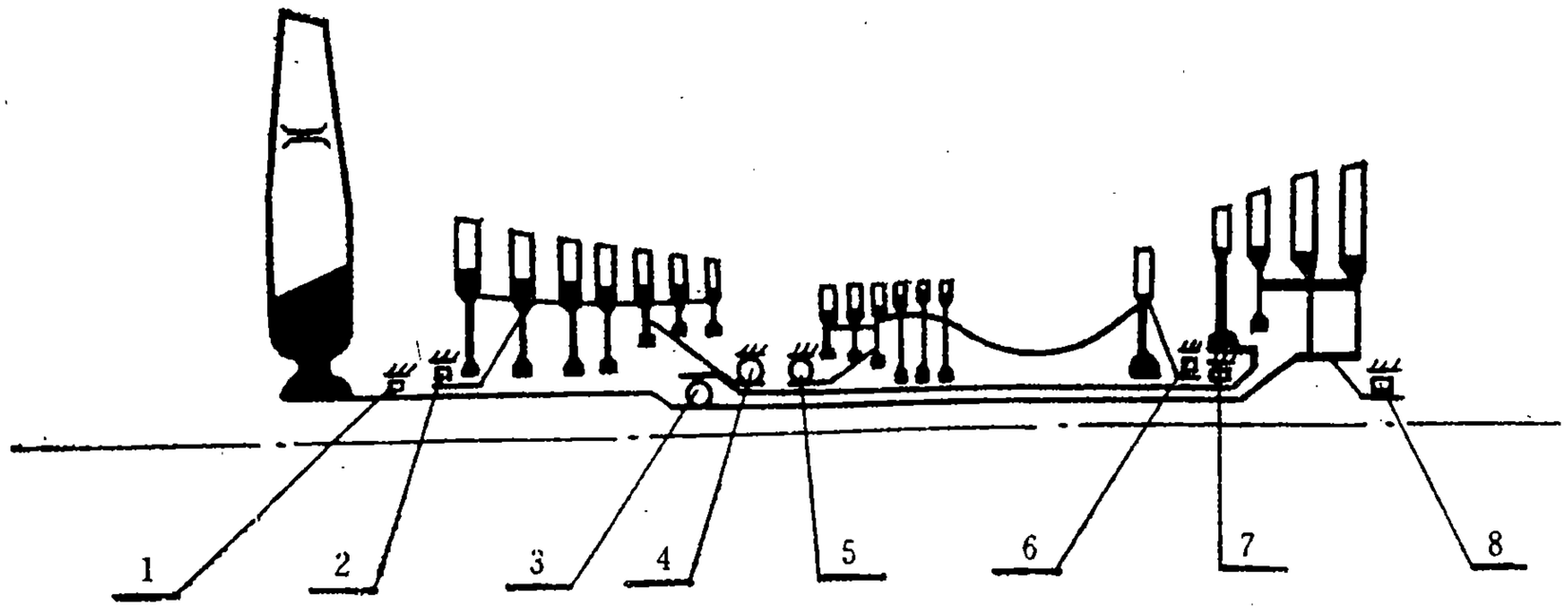


图9-17 RB211发动机三转子支承方案简图

件外传。低压、中压、高压三个转子的支承方案分别为0-2-1、1-2-0、1-0-1形式，其中低压转子的止推支点（即3号止推轴承）为中介支点，将低压轴支承于中压压气机后轴内。在整体布局中，将三个转子的止推支点集中在一个承力机匣上，使传力路线好。由于转子数目多，只得在涡轮中采用了涡轮级间（高压与中压级间）的承力构件，支承6、7号轴承。这种涡轮级间承力构件不仅使发动机长度加大，而且也影响涡轮的效率，一般最好不采用。CF6发动机在-6、-50型中均采用了涡轮级间承力构件，后来发展为-80系列时，取消了涡轮级间承力机匣，提高了涡轮效率。当然，在三转子发动机中很难取消这个承力构件，例如，RB199中仍然在中压涡轮与低压涡轮间设有级间承力构件。

三、止推支点在转子中的位置

转子上的止推支点除承受转子的轴向负荷、径向负荷外，还决定了转子相对于机匣的轴向位置，因此每个转子只能有一个止推支点。由于此支点的负荷较大，一般应置于温度较低的地方。例如，在2支点的转子上，止推支点应是转子的前支点；在3支点的发动机中，最好置于压气机之后，这种安排，不仅可使轴承在较低的温度环境下工作，也使转子相对机匣的轴向膨胀分配在压气机与涡轮两端，使两端的轴向错移量较小。如果将止推支点置于压气机前，则在工作时末级涡轮转子与静子间会有较大的轴向错移量。涡轮盘前、后环境温度较高，最好止推支点不设在该处。

由于某些特殊原因，在有些发动机上，止推支点的安排并未遵循上述原则。例如，RB199低压转子的止推支点置于低压涡轮转子后端；威派尔发动机转子采用的是3支点方案，它的止推支点却置于压气机前端。

第二节 联 轴 器

发动机转子上的联轴器是联接涡轮转子与压气机转子的组合件。在图9-1、9-8所示的各有自己的止推支点的压气机转子、涡轮转子的4支点支承方案中，联轴器仅传递扭矩；在只有一个止推支点的4支点支承方案（如图9-3所示）中，联轴器不仅要传递扭矩、而且还要传递轴向力；在大多数的3支点支承方案中，联轴器不仅要传递扭矩、轴向力，还要作为涡轮转子的前支点，即要承受径向力，并且在压气机、涡轮两转子轴线不同心时，仍能保证良好的工作。以上三种支承方案中的联轴器，均允许涡轮转子相对压气机转子轴线有一定的偏斜角，即两转子间可以有相对的偏斜，这种联轴器称为“柔性联轴器”。在2支点的支承方案中，联轴器仅传递扭矩与轴向力，且将涡轮轴与压气机轴刚性地联成一体，这种联轴器称为“刚性联轴器”。

一、刚性联轴器

1. 套齿式刚性联轴器

涡喷7发动机高压转子采用了0-2-0式的2支点支承方案，因此需采用刚性联轴器将涡轮转子与压气机转子联接成为一体。图9-18为涡喷7高压转子联轴器，它属于套齿式的刚性联轴器。涡轮转子与压气机转子通过套齿传扭，两者间的定心靠A、B两圆柱面，即在压气机后轴内套齿的前端装有定位衬环，用定位衬环的内圆柱面与涡轮轴外套齿前端的外圆

柱面A以紧度0.009到间隙0.027相配合，在压气机后轴内套齿后端的内圆柱面B与涡轮轴的外圆柱面以0.00到0.05的间隙相配合。另外，高压压气机后轴的轴头作成锥型，与装在涡轮轴上的后锥体相配；后轴轴颈的内面也作成锥型，与装在涡轮轴头上的、开有6条轴向槽的弹性锥体相配，在9吨轴向力的夹紧下，用大螺母将压气机后轴与涡轮轴刚性地联接成一体。在套齿两端采用锥面夹紧，能加强联接刚性，但并不是所有套齿式刚性联轴器均采用。在J85、JT9D、PW2037、PW4000、V2500等发动机上，高压涡轮与高压压气机轴间采用了套齿式刚性联轴器，但不带锥型衬套，两轴间的定心靠套齿两侧的两圆柱面以小紧度的配合来达到。

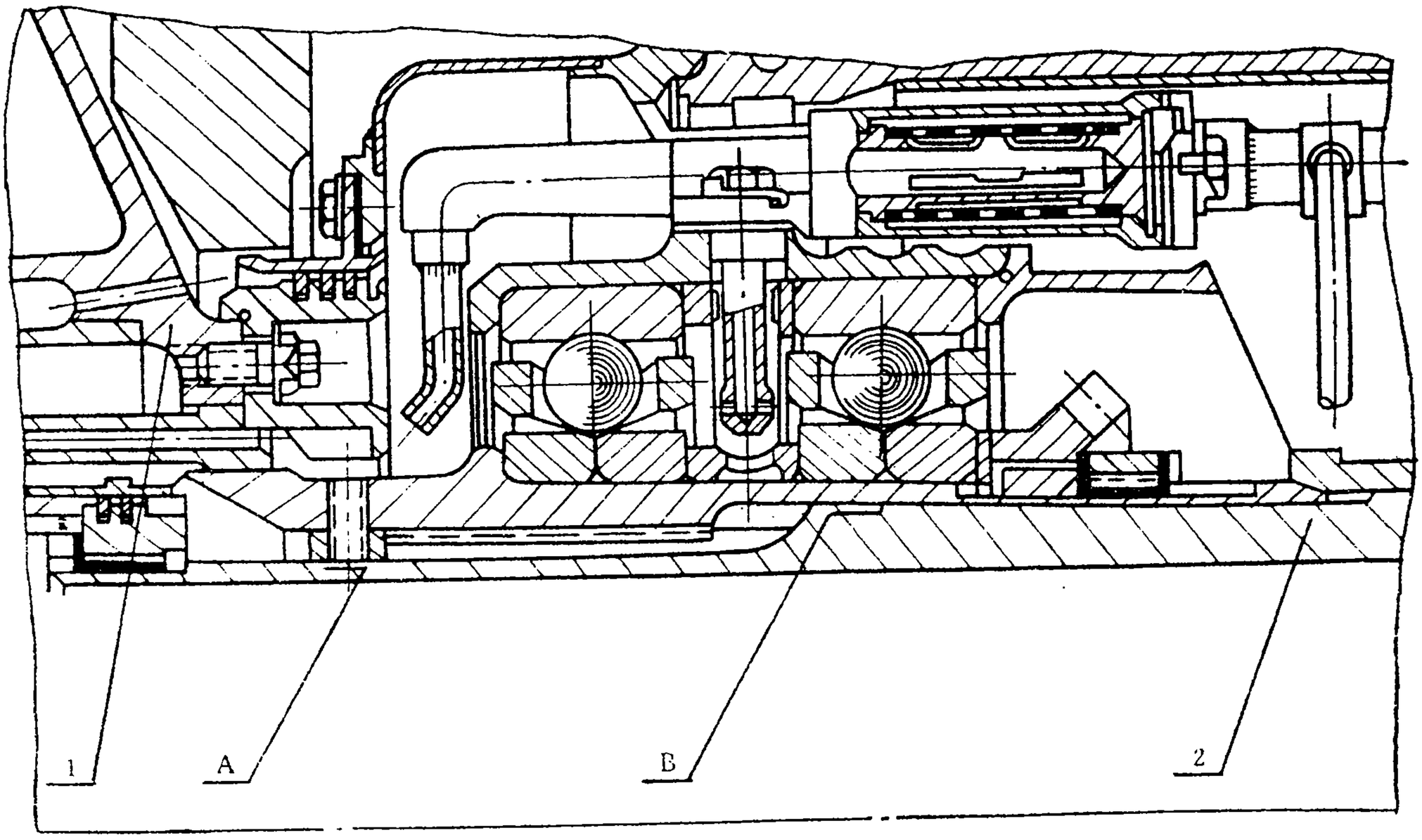


图9-18　涡喷7高压转子联轴器
1．压气机后轴；2．涡轮轴

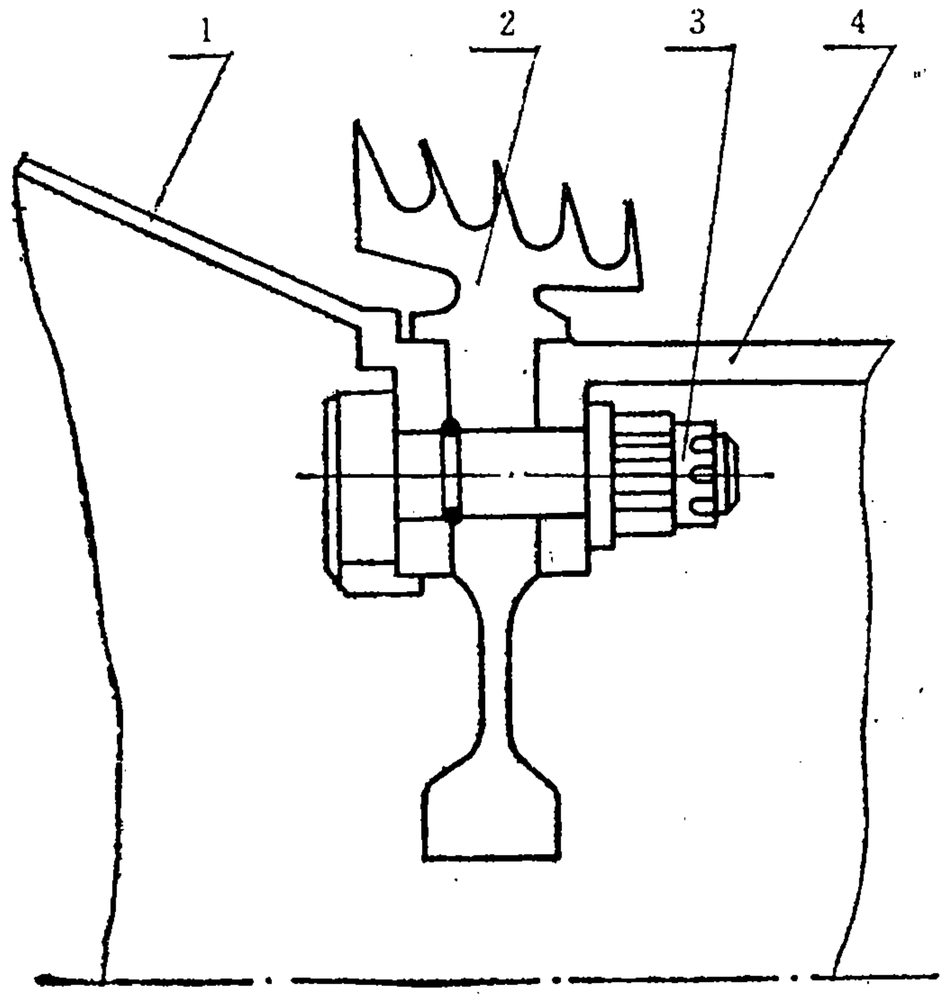


图9-19　CFM56高压转子联轴器
1．压气机后轴；2．封严盘；3．自锁螺母；4．涡轮轴

2．圆柱面定心，短螺栓联接的刚性联轴器。

在RB211、CFM56等发动机的高压转子上，压气机后轴与涡轮轴间，采用了用圆柱面定心，短螺栓联接的刚性联轴器。图9-19是CFM56高压转子联轴器的结构图。压气机后轴与涡轮轴分别与封严盘的前、后端面接触，以轴的外圆面与封严盘的突缘配合定心，三者之间用短螺栓联接。为便于安装，螺栓先固定于压气机后轴上，当涡轮转子装上后，由涡轮盘孔心处用工具将自锁螺母拧到各螺栓上即可。

3．圆弧端齿联轴器

RB199发动机高压转子采用了圆弧端齿联轴器（图9-20）。在压气机后轴的后端面上

与涡轮轴前端面上分别铣出带弧形的端面齿，用短螺栓将相互啮合的端齿联接起来，成为刚性很好的联轴器。利用圆弧端齿传扭、定心（包括工作定心），螺栓传轴向力。为便于装拆，在压气机后轴上先固定有自锁螺母，装配时，只须将短螺栓由涡轮盘孔心处伸入拧上即可。圆弧端齿联轴器在欧洲的一些发动机上采用较多，例如斯贝MK202、RB211、RB199（共有四处）、阿赫耶、RTM322、阿杜尔（Adour）等发动机。

二、柔性联轴器

1. 4支点用的浮动式套齿联轴器

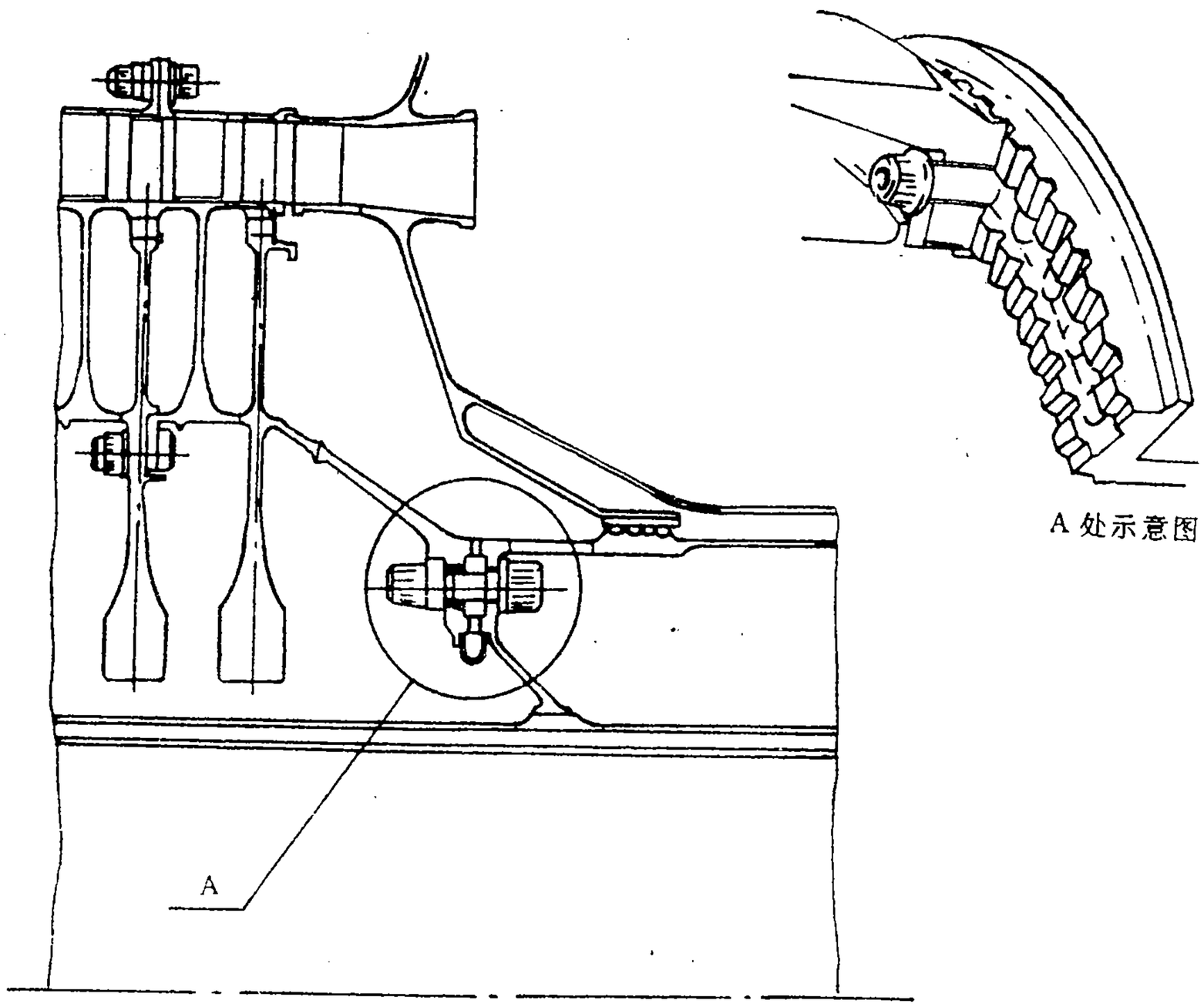


图9-20　RB199 高压转子圆弧端齿联轴器

在具有两个止推支点的4支点支承方案中（图9-1），联轴器只须传递扭矩，但要求能适应两转子轴线不同心时的偏斜，以及允许压气机轴的轴向位移（压气机转子止推支点在转子前端，因此，工作时后轴会有轴向移动）。为此，利用了齿隙较大的套齿衬套（称为浮动套齿）将压气机后轴与涡轮轴联起来。在涡轮轴与压气机后轴上，分别用套齿固定有带外套齿的主动衬套1、从动衬套2（图9-2），浮动的套齿衬套3松动地套在两衬套的外套齿上。套齿衬套的轴向位置是被卡圈5及从动衬套外套齿上的定位凸环4所限定。当两转子轴线不同心时，利用套齿间大的侧向间隙来补偿，使其仍能正常工作。由于套齿衬套是自由地套在衬套1、2上的，工作时，衬套与轴线不同心会产生大的不平衡离心力，对轴承增加了附加载荷，对轴承工作不利，同时还会造成发动机有较大的振动。

2. 带有球形接头的套齿联轴器

涡喷8发动机压气机转子与涡轮转子间的联接采用了带球形接头的套齿联轴器(图9-21)。这是因为涡喷8转子采用的是3支点的1-2-0支承方案，联轴器既要传递扭矩、轴向力，还要作为涡轮转子的前支点，在三个支点不在同一轴线上时，还能适当作些偏摆。

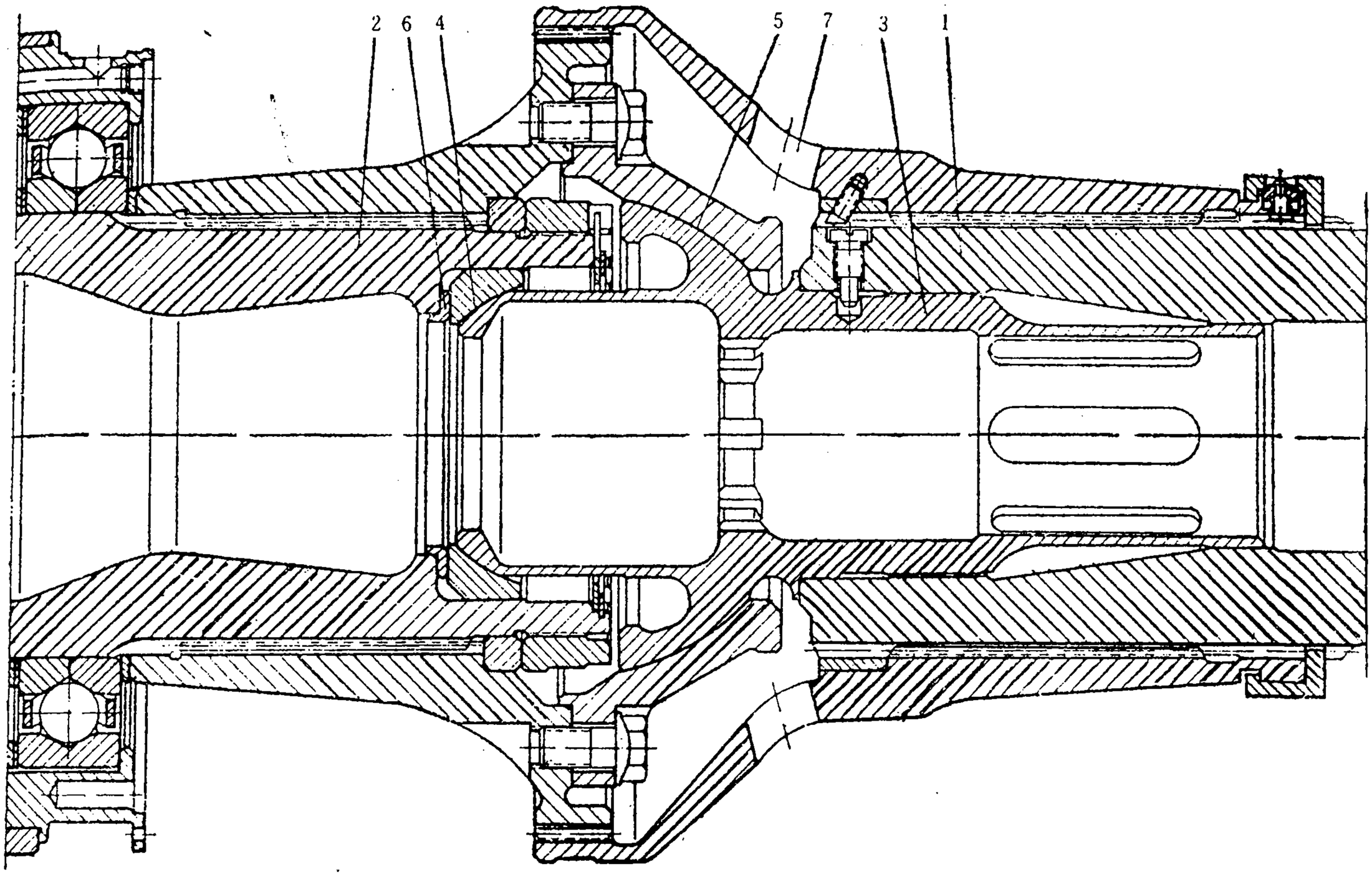


图9-21　涡喷8发动机联轴器

1．涡轮轴；2．压气机后轴颈；3．球头短轴；5．小球面；5．大球面；6．调节垫；7．喷油孔

联轴器中采用了两个半径不同的球面，后球面承受涡轮转子向后的轴向力，由于此轴向力较大，所以采用了较大的半径；前球面仅承受涡轮转子在某些过渡状态下短时间向前的较小轴向力，因而采用小半径。前、后两球面的球心在一点上，且位于传扭矩的传动套齿的中分线上。这种安排能适应两轴间有较大的偏斜角（图9-22），涡喷8两轴间的偏斜角最大可达1′8.4″。在两轴不共轴心工作时，球形接头在球面间、传动套齿啮合间均产生相对滑动，因此球面与套齿齿面均渗碳以提高表面硬度，并通过孔7喷入润滑油进行润滑。

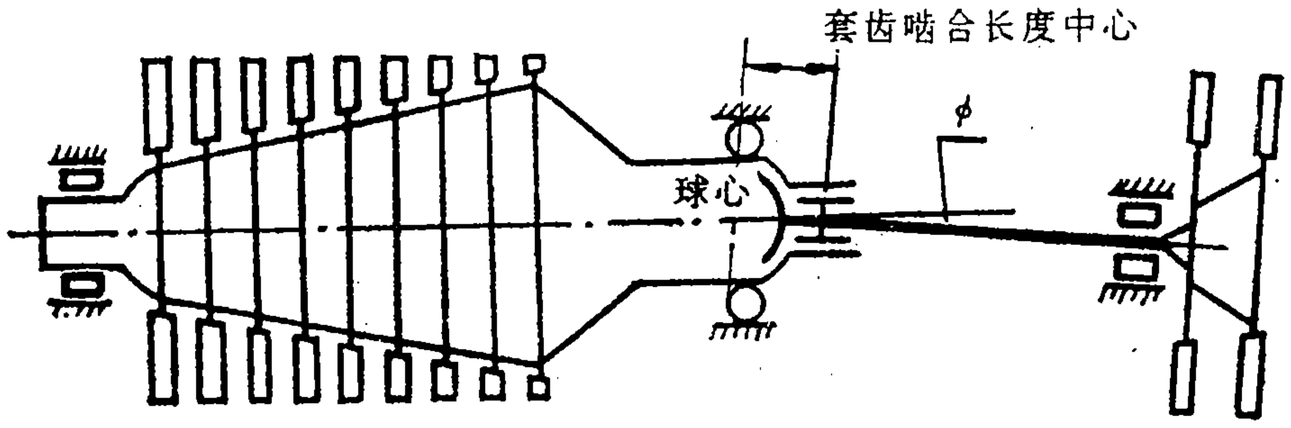


图9-22　3支点支承方案中，两轴不同轴心时的偏斜角

发动机工作时，涡轮轴1（见图9-21）的扭矩通过主动套齿前端的内套齿传给装于压气机后轴颈2上的从动套齿后端的外套齿；涡轮轴向后的轴向力通过用螺纹联到涡轮轴轴头的带有球头的短轴3传至用螺钉固定到从动套齿上的球头盖上，向前的轴向力则通过短轴3前端的小球面传至置于压气机后轴颈内的球形座上；涡轮轴前端的径向力也是通过短轴3上的球面传至压气机后轴颈的。因此，球形接头不仅传递轴向力，而且也是作为涡轮转子的前

支点。

联轴器为高速旋转的构件，因此要求相联各零件间应良好的定中心，相对的周向位置也要固定，以保证平衡后或进行维修后重新装配时的位置不变。主动套齿、从动套齿与涡轮轴、压气机后轴颈间的定心是靠套齿两端的圆柱面及专制的定位圈达到的；带有球头的短轴3与涡轮轴间是借螺纹两侧的圆柱面定心的；球头盖与从动套齿间借突缘定心；主动套齿与涡轮轴的周向位置，是利用主动衬套上的螺钉与轴上宽齿槽相配来确定；从动套齿与压气机后轴的周向位置用划线来确定；短轴3与涡轮轴的周向位置用螺钉确定，螺钉还是它们间的锁紧件。这样，在再装配时，既能保持平衡位置，又能使各啮合齿处的啮合位置不变，磨合良好。

带球形接头的联轴器，在设计时还应考虑联轴器的装拆与锁紧。这要根据压气机、燃烧室、涡轮等部件的结构形式与特点，综合考虑后予以安排，但应力求简单方便。涡喷8发动机联轴器拆卸程序大致如下：

（1）拆卸燃烧室外套取出有关的火焰筒，拆下装在燃烧室内机匣装配窗口上的堵盖，由此窗口伸手进入联轴器，然后进行分解工作。

（2）打开保险销，用手压下弹簧销，转动止动环，使止动环的宽齿与涡轮轴上的宽齿槽对上。

（3）脱开套齿啮合。由于此时止动环的宽齿可在涡轮轴上的宽齿槽中轴向移动，止动环已不妨碍主动套齿在涡轮轴上的移动，因此，将主动衬套向后推移，使相啮合的大套齿脱开啮合状态，涡轮轴与压气机轴可以相对移动，同时固定螺钉也暴露出来。

（4）卸下球头盖。松掉固定螺钉的锁片，拧下螺钉，使球头盖与从动套齿分开，这时涡轮轴与压气机后轴颈无轴向联接关系，可将涡轮轴连同带有球头的短轴、球头盖及主动套齿一起向后移，脱离压气机后轴颈。至此，联轴器分解结束。

装配次序与以上分解次序相反，但在初装时，需分别用两处的调整垫圈，调整涡轮转子与涡轮静子间轴向位置以及短轴3与球形座间的间隙。

综上所述，涡喷8发动机联轴器工作条件好，但构造复杂、装拆不便。

3．带有半球形接头的套齿联轴器

涡喷6发动机联轴器属于带有半球形接头的套齿联轴器（图9-23）。涡轮轴的扭矩直接通过轴头上的外套齿传至与其啮合的压气机后轴颈内的内套齿，涡轮轴的轴向力与径向力则通过套在涡轮轴头上的半球形联轴器，传到压气机后轴颈内的球窝上。由于球面的球心偏离套齿的中分线较远，为适应两轴在不共轴心的条件下仍能正常工作（偏斜角为1′18″），套齿的侧向啮合间隙较大，为0.1～0.2。另方面，套齿宽度较大(这是因为套齿半径较小的原因)，工作时齿的负荷不均匀程度及冲击负荷均较图9-21所示的联轴器为大。

分解联轴器时，用专门的、头部带锥形齿的拆装工具12，由燃烧室机匣头部卸荷腔通气孔中插入，顶开铆接在压气机后轴颈上的弹性锁片11，使锁片下端不再嵌在联轴器2上的缺槽中，球头联轴器由与涡轮轴相对锁住的状态解脱，再将工具的下端插入涡轮轴轴头的专用孔中，这时工具上的锥齿与联轴器上的锥齿啮合，转动工具使联轴器绕涡轮轴转动45°，使联轴器上的四个凸块与涡轮轴上的四个凹槽对上，涡轮转子即可向后拉出，而球头联轴器则留在压气机后轴颈内。为防止在涡轮轴未插入以前，联轴器在后轴颈内脱落，在后轴颈处用四个销钉5将联轴器卡住。

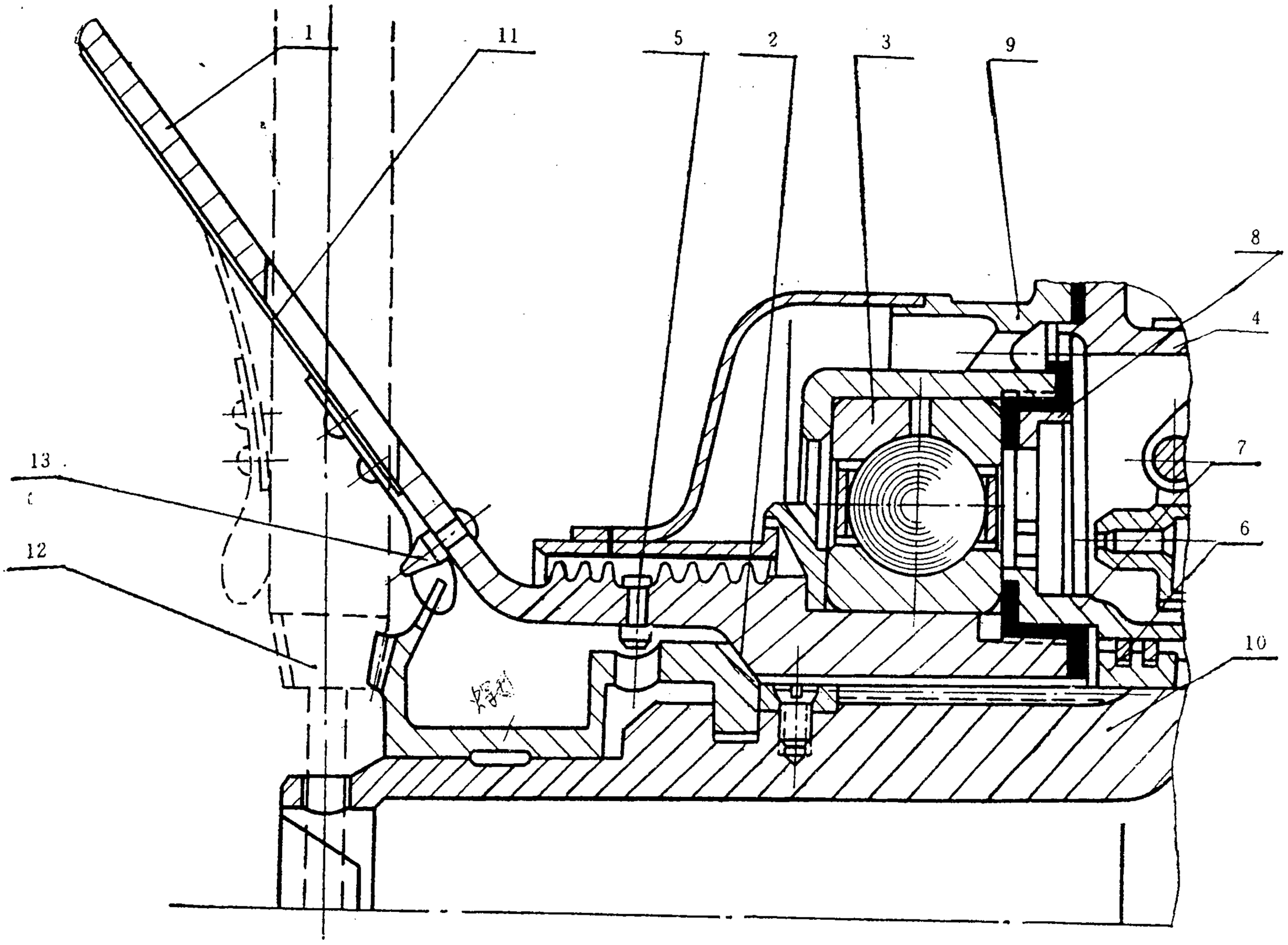


图9-23　涡喷6发动机联轴器

1．压气机后轴颈；2．球头联轴器；3．滚珠轴承；4．涡轮轴机匣；5．限动销钉；6．封油环；7、8．螺帽；9．中轴承座；10．涡轮轴；11．弹性锁片；12．装拆工具；13．锥形头销钉

涡喷6发动机的联轴器结构简单、装拆方便，但工作条件不好。

4．具有浮动球形垫圈的套齿联轴器

涡喷7发动机低压转子联轴器采用了具有浮动球形垫圈的套齿联轴器（图9-24），与前述两种联轴器不同之处在于球形结构并未定心在涡轮轴或压气机后轴颈上，而是浮动于两轴间，成为浮动球形垫圈10。这是因为涡喷7低压涡轮轴与压气机轴线间不同轴的偏斜角大，约7′47″，而套齿又采用了小直径大宽度的设计，这时只能用较大的侧向啮合齿隙（0.18～0.31），为了不使其它零件限制两转子间的径向位置，所以采用浮动结构，以保证涡轮转子沿球面偏斜时不受约束。由于球形垫圈并未定心于压气机后轴上，涡轮前端的径向负荷是通过端面摩擦阻力传至压气机后轴的，如球形垫圈与后轴间的摩擦系数为0.1，发动机工作时，在涡轮向后的很大轴向力作用下，球形垫圈径向移动的摩擦力可达4 000余牛顿，远超过该处的径向负荷。当发动机不工作时，此处的径向负荷则通过套齿传至压气机后轴。由于涡轮轴向后的轴向力较大，球形螺帽2与涡轮轴相配的螺纹采用了能传较大轴向负荷的锯齿形螺纹。

涡喷7低压转子的中、后两个支点均作成中介支点（见图9-13）。这种布局不仅使压

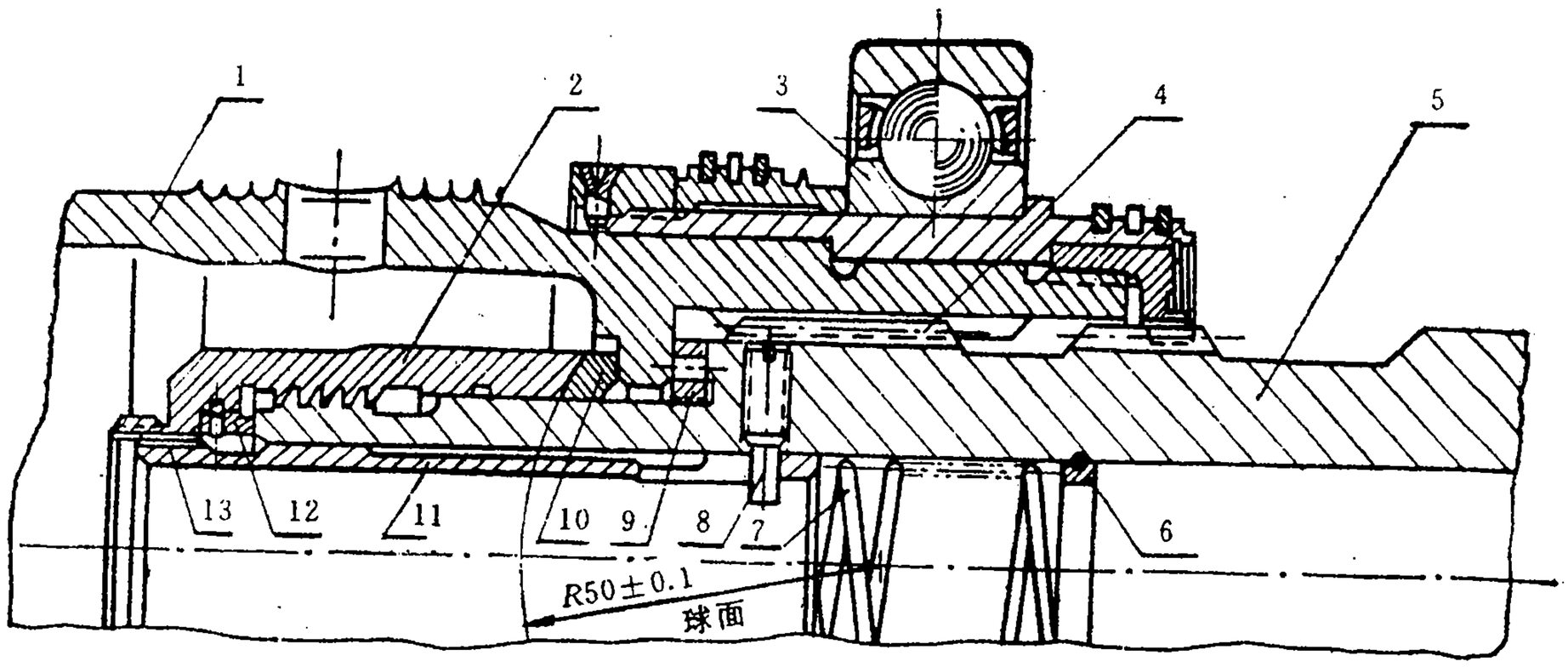


图9-24　涡喷7发动机低压转子联轴器

1. 低压压气机轴；2. 球形螺帽；3. 低压止推轴承；4. 套齿；5. 低压涡轮轴；6. 弹簧座；7. 弹簧；8. 止动螺钉；9. 调整垫；10 球形垫圈；11. 保险衬筒；12. 调整垫；13. 套齿

气机转子与涡轮转子不同心度大，而且高压转子的变形、振动等还会加大其不同心度；另外，低压涡轮轴直径小而长度大，也易于变形，因此造成低压转子不共轴的偏斜角度较大。

联轴器的拆卸是通过由压气机轴内插入工具，将保险衬筒11压向后方，使与球形螺帽2啮合的套齿13脱开，拧出球形螺帽后即可拉出涡轮转子。

第三节　支承结构

发动机的转子通过支承结构支承于发动机承力构件上，并将转子的各种负荷传递到承力机匣上。支承结构包括轴承、对轴承进行冷却与润滑的滑油供入及回油结构、防止滑油漏入气流通道以及防止高温气体漏入轴承腔室的封严装置等。

航空燃气涡轮发动机转子轴承均采用滚动轴承。这是因为滚动轴承摩擦系数小，轴向尺寸小，需用的滑油量小，低温下易于起动，且能在短时间内无滑油供入的条件下工作，为采用由发动机转子传动的滑油泵提供了条件（在一般地面燃气涡轮装置中，滑油泵通常需由专门的动力源驱动）等。但是滚动轴承的径向尺寸大，因此在航空燃气涡轮发动机的主轴承中，均采用较轻的直径系列。例如，一般滚珠轴承采用轻系列，滚棒轴承采用特轻系列，另外，在某些发动机中由于径向尺寸受到限制，而采用无内环或外环的滚动轴承。

装于发动机转子上的轴承，一般称为发动机主轴承，以与附件传动中采用的轴承区分。发动机主轴承采用滚棒轴承与径向止推的滚珠轴承，前者仅承受径向载荷，后者可承受径向载荷与轴向载荷。在2支点与3支点的转子支承方案中，只能在一处安装滚珠轴承，其它支点上安装滚棒轴承。通常主轴承采用标准尺寸与标准结构型式的轴承，但是，在有些发动机上，为了适应发动机总体结构设计的需要，而将主轴承的尺寸、结构型式作成非标准的。为满足航空发动机的特殊而苛刻的要求，适应工作的需要，对主轴承均作了许多特殊的技术要求。

发动机主轴承工作于高的转速、高的而且是变化的工作温度、变化很大的负荷条件下，工作条件比较恶劣。

一般采用DN（D轴承内径，毫米；N轴承转速，转/分）值来代表轴承速度特性。当DN值大于$0.8\sim1.0\times10^6$时，为高速轴承，一般地面机械所使用的轴承，绝大部分均低于此值。航空燃气涡轮发动机主轴承，除初期曾有过DN值低于1.0×10^6的外，大多数均大于1.0×10^6。表9-1列出几台发动机主轴承的DN值。

表 9-1　几种发动机主轴承DN值

发　动　机	涡喷6	涡喷7	涡桨5	JT3D	JT8D	JT9D	F100
DN值	1.0×10^6	1.56×10^6	1.36×10^6	1.47×10^6	1.60×10^6	1.7×10^6	2.2×10^6

DN值大，滚子的离心力将会很大，使滚子与外环跑道间的接触应力加大，摩擦热量大增，轴承温度升高；DN值大，保持架不平衡产生的离心力也大，是造成轴承振动的原因。因此，对于大DN值的轴承，要很好解决轴承材料的强度、冷却润滑问题，并要提高轴承的制造精度与平衡精度。对轴承工作时产生的热量，均采用供入滑油的方法来带走热量，使轴承在能承受的温度下工作，供入的滑油也对轴承进行润滑，防止轴承表面的摩擦磨损与锈蚀。滑油供入轴承的方法有两种：侧向喷射与环下供油。前者是利用喷咀将滑油喷向保持架与内环间的缝隙处，对于环境温度稍低处的轴承，可用单喷咀由一侧喷入，对于环境温度较高处的轴承，则可用多喷咀由两侧同时喷入；环下供油是将滑油供到轴承内环内，利用转子高速旋转的离心力，通过内环上的径向孔，由内环与保持架间缝隙中甩出，流过滚子及外环，带走轴承内部的热量，这种供油方式，多用于在高DN值下工作的轴承。

工作过的滑油应即时由回油泵抽汲回油箱，绝不能让高速旋转的轴承浸泡在滑油中。因为轴承浸泡在滑油中时，不仅增加了扰动阻力及滑油温度，而且也会由于扰动产生大量的气泡对滑油散热不利。

轴承工作时，不仅轴承各元件间相互摩擦产生热量，高温环境也会使轴承温度升高。例如燃气的高温会由涡轮叶片经轮盘、轴而传到涡轮轴承内环上，燃气的高温还会由涡轮导向器、辐板、轴承座而传到轴承外环上。因此，在结构设计中，应该采取措施减少高温部件对轴承加温的影响。因为轴承工作温度过高，会使轴承材料退火降低硬度而失效。一般GCr15轴承钢制出的轴承，工作温度在200°C以下，GCr15SiMn制造的轴承，工作温度可达230°C；工作温度接近或超过300°C则需采用热硬性较高的高速工具钢如M50等来制造轴承。对于常用的GCr15等轴承钢可采用真空多次重熔的办法消除钢中杂质以提高轴承寿命，例如在采用二次或三次真空重熔后，轴承的疲劳寿命与在空气中熔炼方法相比，可分别提高一倍及三倍。

表9-2列出几台发动机主轴承的工作温度。

作用于发动机主轴承的负荷不应过大，也不能过小，过大的负荷会引起轴承磨损，过小的负荷会引起轴承打滑出现滑蹭损伤。而作用于主轴承的负荷却因工作状态的改变而变化，因此，设计中应充分考虑在飞行包线内各种机动飞行条件下，各主轴承均不应出现较长时间的过大或过小负荷。

冷却、润滑轴承的滑油，不应漏入气流通道中。因为滑油向气流通道的泄漏，不仅会大大增加滑油消耗量，也会造成滑油蒸气进入座舱带来的危害（座舱需引用压气机后级空

表 9-2　几台发动机主轴承工作温度（°C）

发动机 \ 支点位置	高压转子（或单转子）			低压转子		
	前	中	后	前	中	后
涡喷6	100	150	200			
涡喷8	100	140	180			
涡喷7		130	170	150	170	250

气）；另方面，高温气体也不应向轴承腔泄漏，对轴承加温。因此轴承的工作腔应与气流通道通过封严装置隔开，被封严装置与气流通道隔开的轴承工作腔一般称为轴承油腔。为保证油腔的滑油不外漏，轴承油腔均应与大气相通（通过润滑系统的通气系统）。一个轴承油腔内可以是装一个支点的轴承，也可以是二个或三个支点的轴承，例如涡喷6发动机的中、后支点二个轴承共用一个轴承油腔，RB199发动机的低、中、高压涡轮三个轴承共用一个轴承油腔，PW2037、PW4000、V2500等发动机的1、2号支点（低压转子前二个支点）与3号支点（高压转子前支点）共三个支点共用一个油腔。

轴承油腔封严用的装置，常用的有篦齿式、涨圈式、端面石墨式、径向石墨式及浮动环式。八十年代中期又发展了一种金属刷环式的封严装置，用于V2500、XG40等发动机中。其中，篦齿式封严装置属于非接触式的，其余几种，均属于接触式的，后者封严效果较好，但工作中有一定的磨损量。

下面对几种具有不同特点的支承结构进行分析。

一、内（或外）环作成两半的支承结构

涡喷6发动机压气机后支点采用了外环作成两半的滚珠轴承（图9-25），外（或内）环作成两半分开的，可以使内、外环滚道的槽作得深些，装的滚珠数目可以多些，这样，能承受较大的轴向负荷，因此，这种结构被许多发动机采用。图9-25的轴承外环、内环分别用螺帽固定于轴承座与压气机后轴颈上，并用锁片锁住。为便于安装滚珠轴承，轴承座与承力机匣是分开的。装配时先将轴承座加温，压入轴承；然后将带轴承的轴承座加热，压装到后轴颈上，再将转子垂直地后端朝上竖立，将带承力机匣的燃烧室机匣由上往下吊到转子上，拧上螺栓的螺帽，装配即可完成。这种结构形式，也是为许多发动机所采用的。

在轴承的后侧有供入滑油的喷咀，喷咀的出油孔对着内环滚道与保持架的缝隙。轴承前侧装有篦齿封严装置，即在轴上作有封严篦齿，与其对应的静子封严环上复有一层滑石粉涂层，以减少封严间隙。轴承油腔压力低于腔外压力，外腔中压力较高的空气通过篦齿与封严环间间隙向内逸流，阻止滑油外逸。为了减少冷却、润滑后的滑油向封严篦齿间隙中流动，在轴承前端的轴颈上，装有带径向肋片的甩油盘，以便将滑油甩向外侧，落入到封严环的挡油弯边内，最后流入回油槽中，回油槽中的滑油用回油泵抽回到油箱。

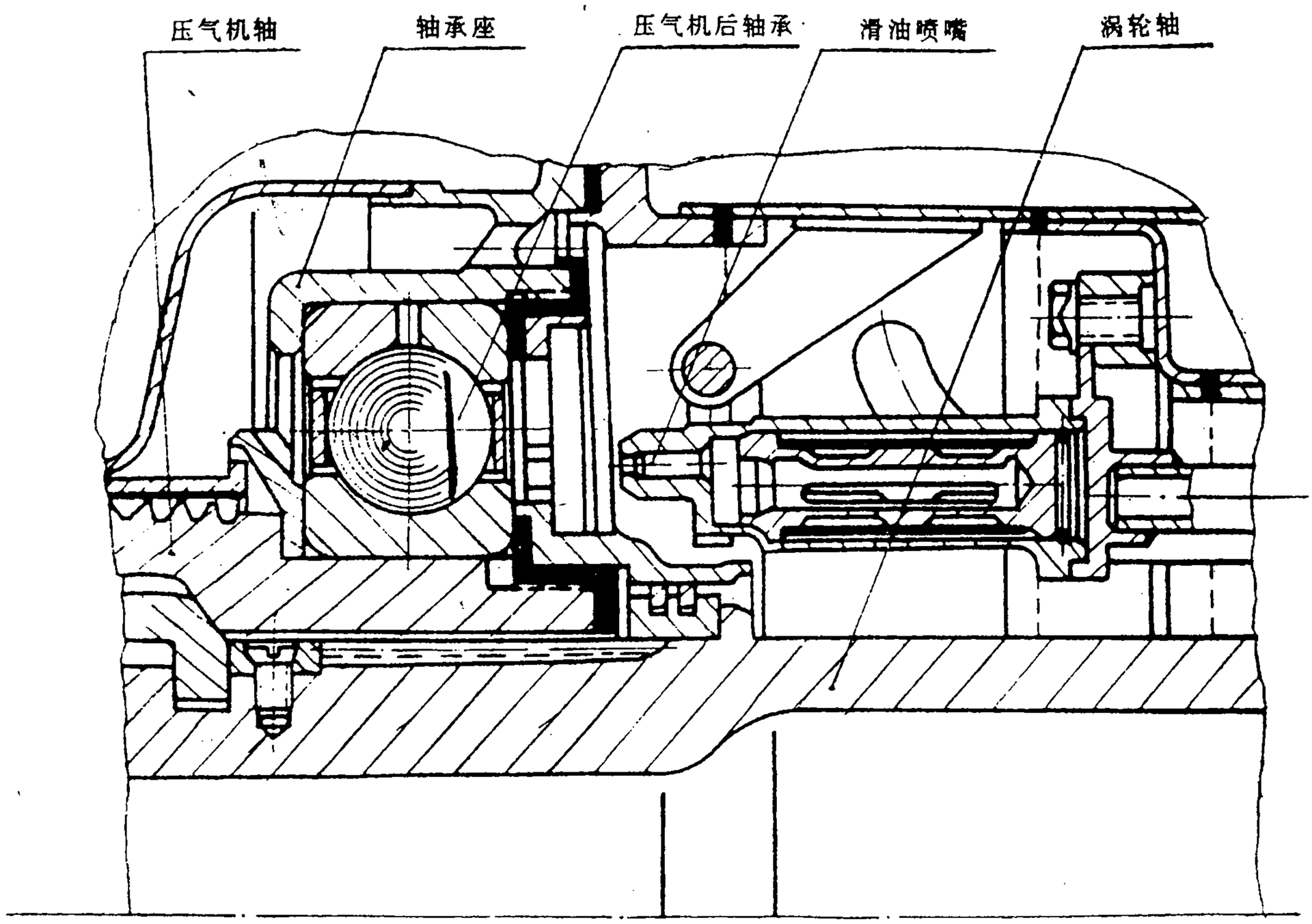


图9-25　涡喷6发动机中支点结构

二、　双排滚珠轴承的支承结构

经过卸荷后，发动机转子上的轴向力仍然较大，当用一个滚珠轴承承受不了时，可采用二个滚珠轴承并列，成为双排滚珠轴承的支承结构。涡喷7发动机高压转子中支点、涡喷8发动机中支点均采用了双排滚珠轴承。图9-26所示为涡喷7高压转子中支点所用的双排滚珠轴承。

一个支点采用双排滚珠轴承的关键问题在于如何保证两个轴承同时承受轴向负荷，而且承荷均匀。

在轴承的制造中，很难保证所有轴承的几何尺寸、轴向游隙（即内、外环相对的轴向活动量）及内、外环的刚性等完全一致，因此各个滚珠轴承在轴向负荷的作用下，内、外环端面间的相对轴向错移量也不相同。使用双排滚珠轴承时，在轴向负荷作用下，两个轴承的错移量δ_1、δ_2（图9-27*a*）不会相同，这样，一个轴承的内、外环已将滚珠夹持住传力时，另一个轴承的滚珠在内、外环间还可轴向活动，因此全部负荷仅由前一轴承承受。为此，在两个轴承的内、外环间分别安装轴向尺寸可以调整的衬套（图9-26中的3、4，图9-27*b*），用改变衬套尺寸的方法使得两个轴承同时受力，为保证这一点，要求：

$$l_1-\delta_1=l_2-\delta_2,$$

对于每个轴承的δ_1、δ_2量，可在装配前测得。测量时需对轴承施加相当工作时两个轴承应承受的负荷的一半，即$\triangle P=1/2P$。δ_1、δ_2测得后，即可按上式求出l_1、l_2的关系，如其中一个尺寸为恒定值，则另一尺寸即需调整的尺寸，就可算出。

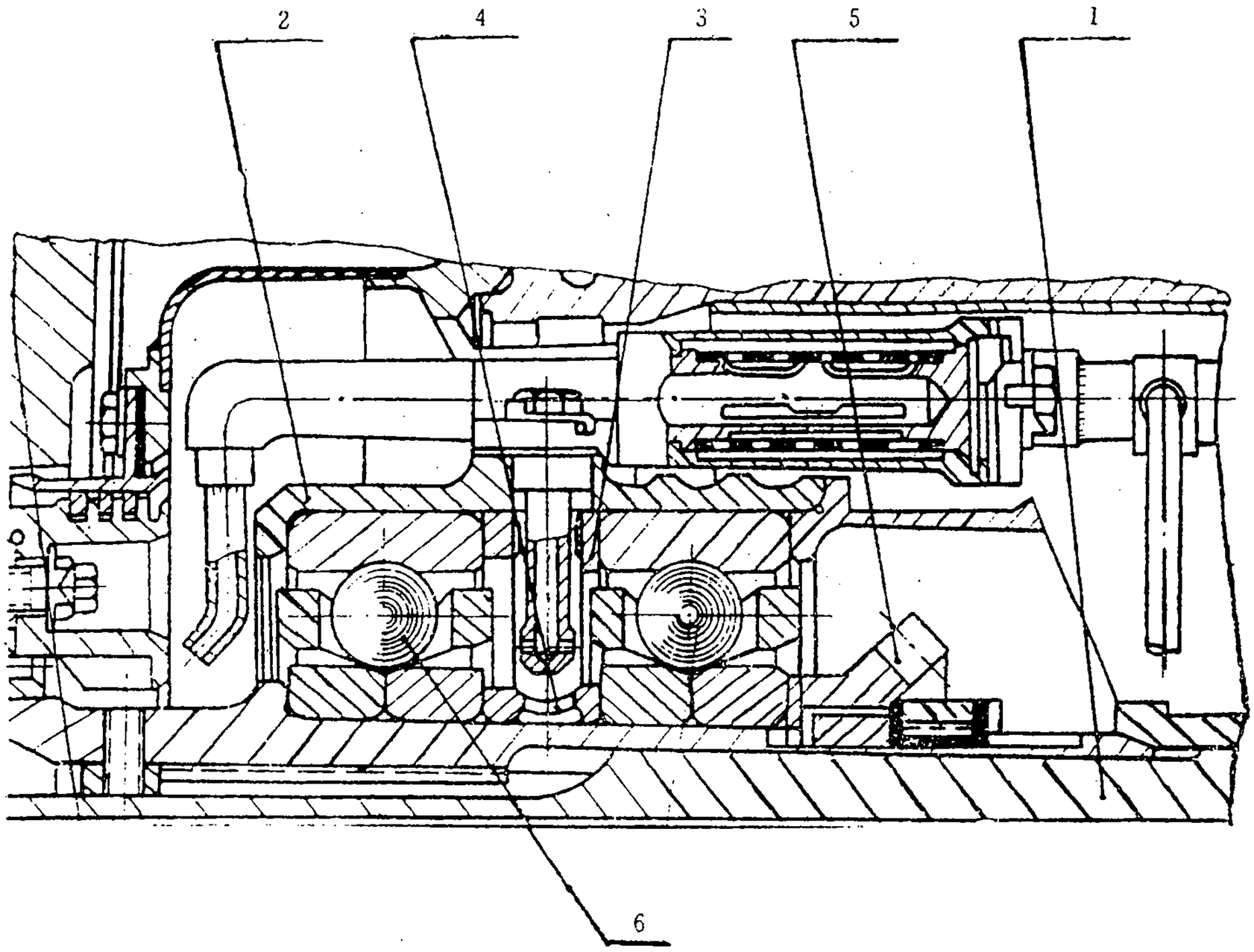


图9-26　涡喷7高压转子中支点结构

1. 涡轮轴；2. 轴承座；3. 外衬套；4. 内衬套；5. 主动锥齿；6. 轴承

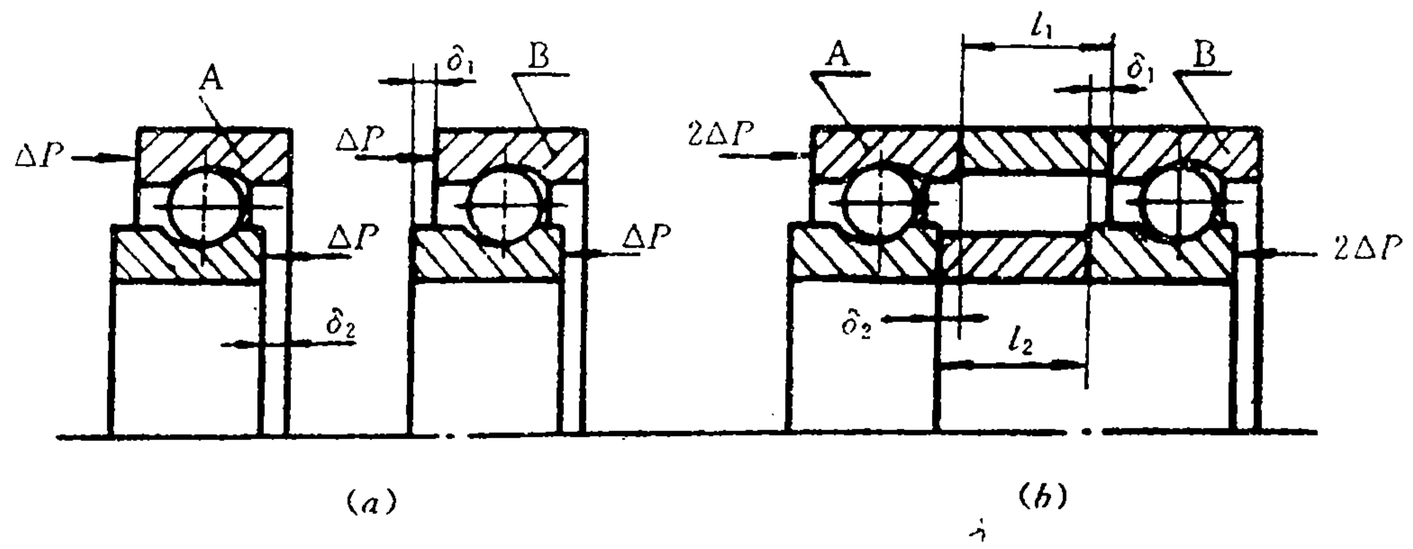


图9-27　双排滚珠轴承的调整衬套尺寸选配简图

（a）单个轴承在负荷作用下测得端面错移量；（b）根据A、B两轴承的错移量求出 l_1、l_2 的关系

三、涡轮支点结构

位于涡轮盘前、后的支点，因处于高温环境下，同时还有大量热流从涡轮叶片经轮盘、涡轮轴传到轴承上，因此对轴承工作十分不利。通常轴承不直接装在轴上，而是装在套在轴上的衬套上，涡喷6发动机涡轮轴承可作为这种结构的代表。它的轴承（图9-28）装于轴承衬套上，衬套上安装轴承处开有五道环形槽，衬套与涡轮轴仅在前、后端接触，减少对轴承的传热量。另外，滑油喷油咀除喷油量较其它二轴承（前、中支点）多外，还有一径向小喷油孔，对着涡轮轴喷入一定量的滑油，使涡轮轴的温度降低。轴承后侧装有二个篦齿封

严环，大直径的篦齿封严环是防止高温气体泄入轴承腔，对轴承工作不利，小直径的篦齿封严环是防止滑油外泄的。两篦齿封严环间的空腔B用管子与压气机后卸荷腔相连，将通过篦齿泄漏的高温气体引至卸荷腔。B腔压力稍大于大气压力，而油腔内的压力等于大气压力，因而能利用两者间的压差使封严环能防止滑油外泄。

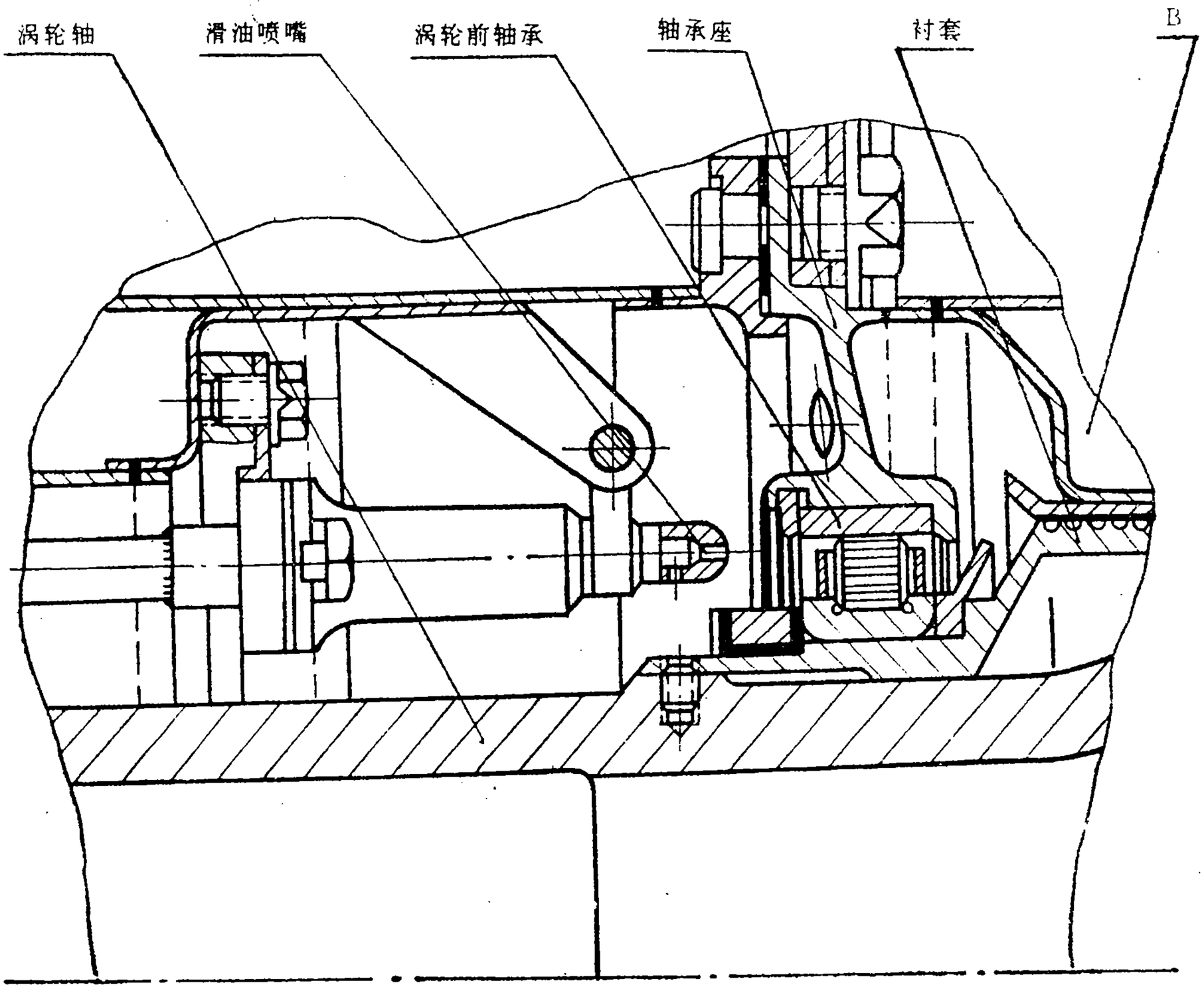


图9-28　涡喷6发动机后支点结构

图9-29为JT3D高压涡轮支点结构。涡轮盘以其向前伸出的凸缘与涡轮轴连接，为了减少轮盘对轴的传热量，在凸缘上开了32个通冷却空气的孔B，使轴的温度较低，因而轴承直接装在轴上。为减少高温环境对轴承的影响，轴承油腔外面包围着夹有石棉布的不锈钢箔片组成的隔热罩；另外，在轴承的两侧均装有喷油咀以加强对轴承的冷却。滑油腔的封严采用端面石墨密封装置。静止不转动的石墨环的前端面，在弹簧的作用下压在与轴一起旋转的封严挡环上，进行动密封。石墨与隔热罩间有缝隙，也会产生滑油的泄漏，因此采用了两圈涨圈紧紧抵住石墨内环内径，进行静密封。工作时，涨圈与石墨间基本无相对移动，仅石墨端面与封严挡环间有相对摩擦；当石墨磨损后，石墨在弹簧的作用下会有微量轴向移动，这时石墨与涨圈间有很小的相对轴向摩擦。为了润滑石墨端面与封严挡环间相对摩擦的表面，并冷却封严挡环，设有专门的喷咀对它们喷以滑油。由于石墨具有高温稳定性，良好的导热性及润滑性，所以它在高温、高压差、高转速下能可靠工作。

四、中介支点结构

中介支点介于高压轴（外轴）与低压轴（内轴）之间，径向空间小，轴承的滑油供入

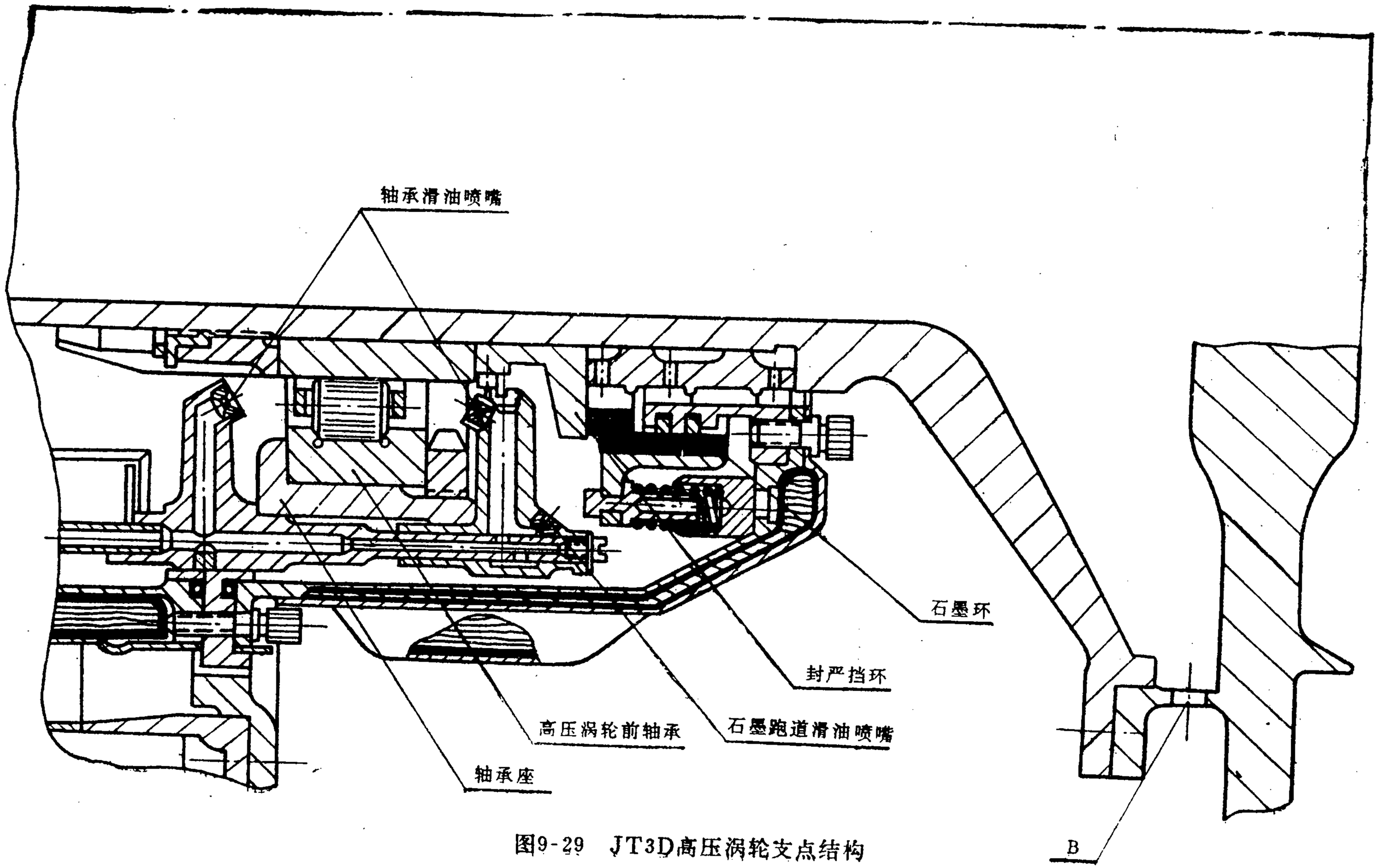


图9-29　JT3D高压涡轮支点结构

及回油、封严均较困难。如果是止推支点(即滚珠轴承)，装配也较困难。目前用于中介支点的轴承，其直径系列均较普通支点的系列轻一级左右。例如普通支点采用了特轻系列的滚棒轴承，则用于中介支点时，应采用超轻系列；用于普通中点的滚珠轴承一般采用轻系列，而用于中介支点的滚珠轴承则要使用特轻系列。

1. 涡喷7发动机低压压气机后中介支点

涡喷7发动机低压转子的中、后支点均系中介支点，2支点的供油、回油方式基本类似。图9-30为中支点（即低压压气机后支点）的结构图。在高压压气机后轴颈9的内安装边上压入中介轴承座6，并用限动销钉5防止两者间转动，滚珠轴承外环装入后，用大螺帽3压紧。轴承内环4装入安装轴套2中，并用螺帽压紧，然后再装到低压轴1上。为便于装配、锁紧，在轴套2后端内孔内，先插入一联接螺帽7，并用卡圈13卡住。装配时，轴承先加热装到轴套2上，并用螺帽紧固，然后将轴承压入到高压压气机后轴颈中的轴承座6中，用螺帽压紧。再将低压压气机轴装入，用工具插入联接螺帽7中心孔处的套齿槽中，拧紧螺帽。当低压涡轮轴装入时，由于涡轮轴上的外套齿插到螺帽的内套齿中，螺帽即自动被锁住。

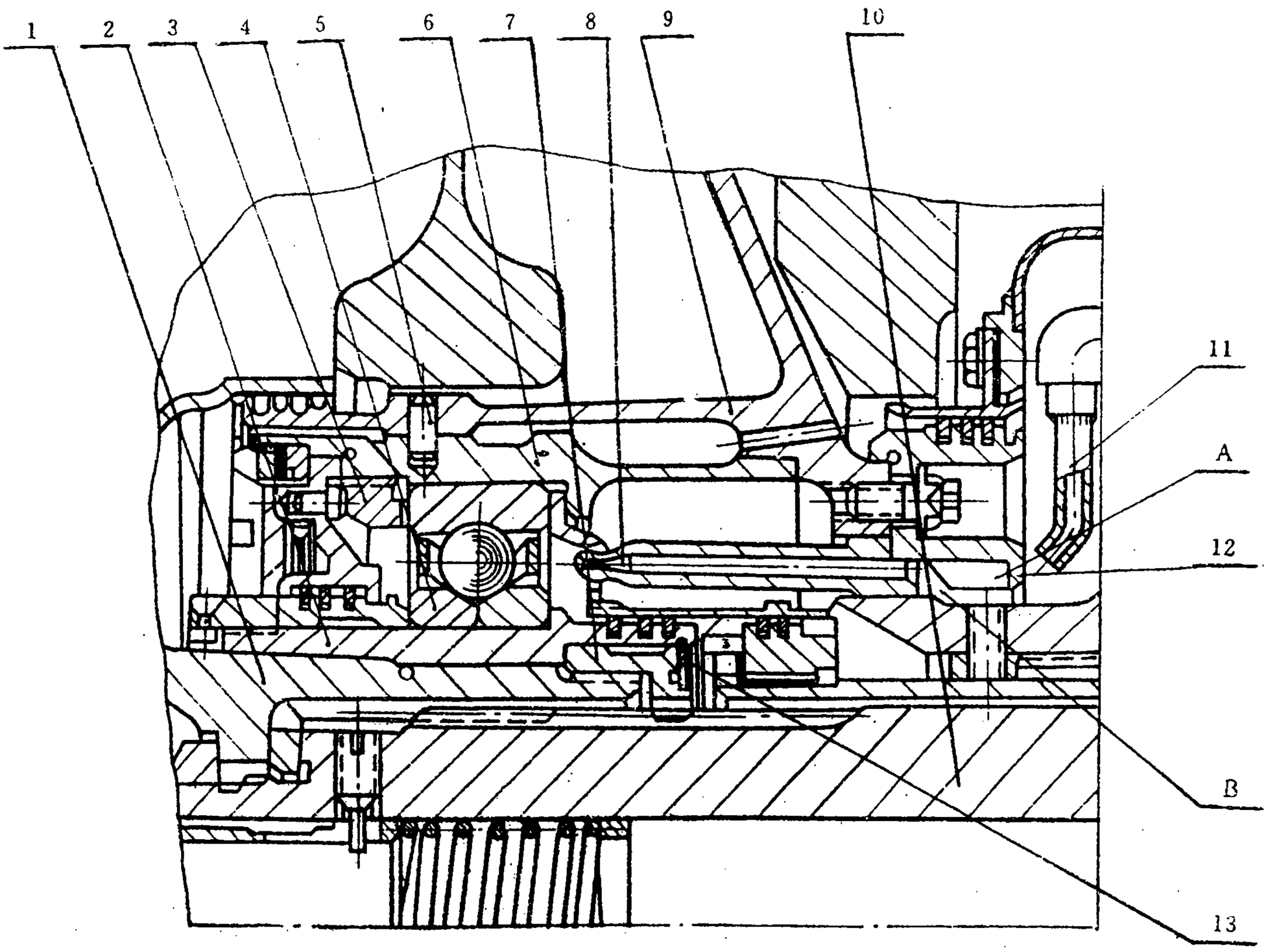


图9-30　涡喷7发动机低压转子中支点结构

1. 低压压气机轴；2. 轴承安装轴套；3. 螺帽；4. 滚珠轴承内环；5. 限动销钉；6. 轴承座；7. 联接螺帽；8. 喷油管；9. 高压压气机后轴颈；10. 低压涡轮轴；11. 喷油管；12. 集油套；13. 卡圈

通向中介轴承的滑油是由旋转的高压轴上的专用设备引进的：滑油通过喷油管11喷到集油腔B内，集油套12内径上有三个叶片A，当高压转子旋转时，带动滑油与集油套一起旋转，在离心力作用下，滑油压力被提高，约为7.45×10^5帕，增压后的滑油压力从三个

沿圆周均布的轴向滑油喷油管8向轴承喷去。

冷却、润滑后的滑油在高压轴旋转时产生的离心力作用下甩向外围，通过高压压气机后轴颈上均布的排油孔甩至高压压气机后轴承油腔。

轴承的两端均装有涨圈式密封装置，防止滑油外漏。涨圈式密封装置的工作原理如图9-31所示，在油腔外、内压差 $\triangle p$ 的作用下，金属涨圈3被顶在涨圈槽的侧面 A 上；另一方面，当涨圈装到封严衬套2中时，涨圈受到压缩，产生较大的周向弹性力 P_T。工作时，此弹性力 P_T 在涨圈与封严衬套间产生的摩擦力应大于由压差 $\triangle p$ 在涨圈端面与轴套1上的涨圈槽端面A处产生的摩擦力，使涨圈不随轴套旋转，只是涨圈的端面与A面间产生相对滑动，于是将滑油封住不外泄，为了产生周向弹性力及便于装配，涨圈在圆周上有一对口缝隙，滑油会由此缝隙逸漏，因此，采用涨圈封严装置时，一般需2～3道涨圈，且各涨圈上的对口缝隙均应相互错开180°。

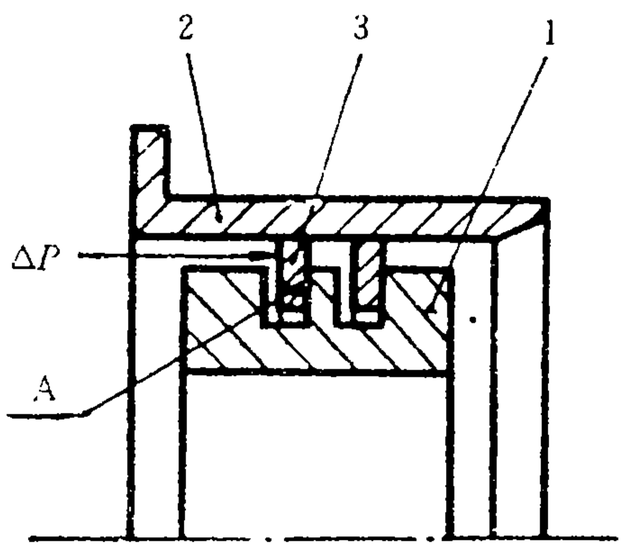


图9-31 涨圈工作原理

1. 轴套；2. 封严衬套；3. 涨圈

涨圈封严装置是属于接触式封严装置，封严效果较篦齿式的要好，轴向尺寸也短些，但过高的温度与切线速度，会使金属涨圈丧失弹力，磨损过快，影响封严效果。在工作温度为180～200°C、压差为（0.1～0.3）$\times 10^5$帕的情况下，采用含锡的可锻青铜，其允许的切线速度为60～80米/秒，含铬铸铁可达100米/秒。工作温度愈高，允许的切线速度相应地要降低，工作温度达到250°C时，切线速度下降30～40%。涡喷7发动机采用含铬、镍、钼的CrMo灰铸铁，工作温度为300～400°C，切线速度达113米/秒。

2．斯贝发动机中介支点

斯贝发动机（图9-15）在高压压气机后支点5处，装有低压转子中介止推支点4，其结构示于图9-32中。高压转子滚珠轴承4装于高压压气机轴3上，此轴承外环带安装边，直接用螺钉与承力结构相连。轴承内环上钻有若干径向孔，并

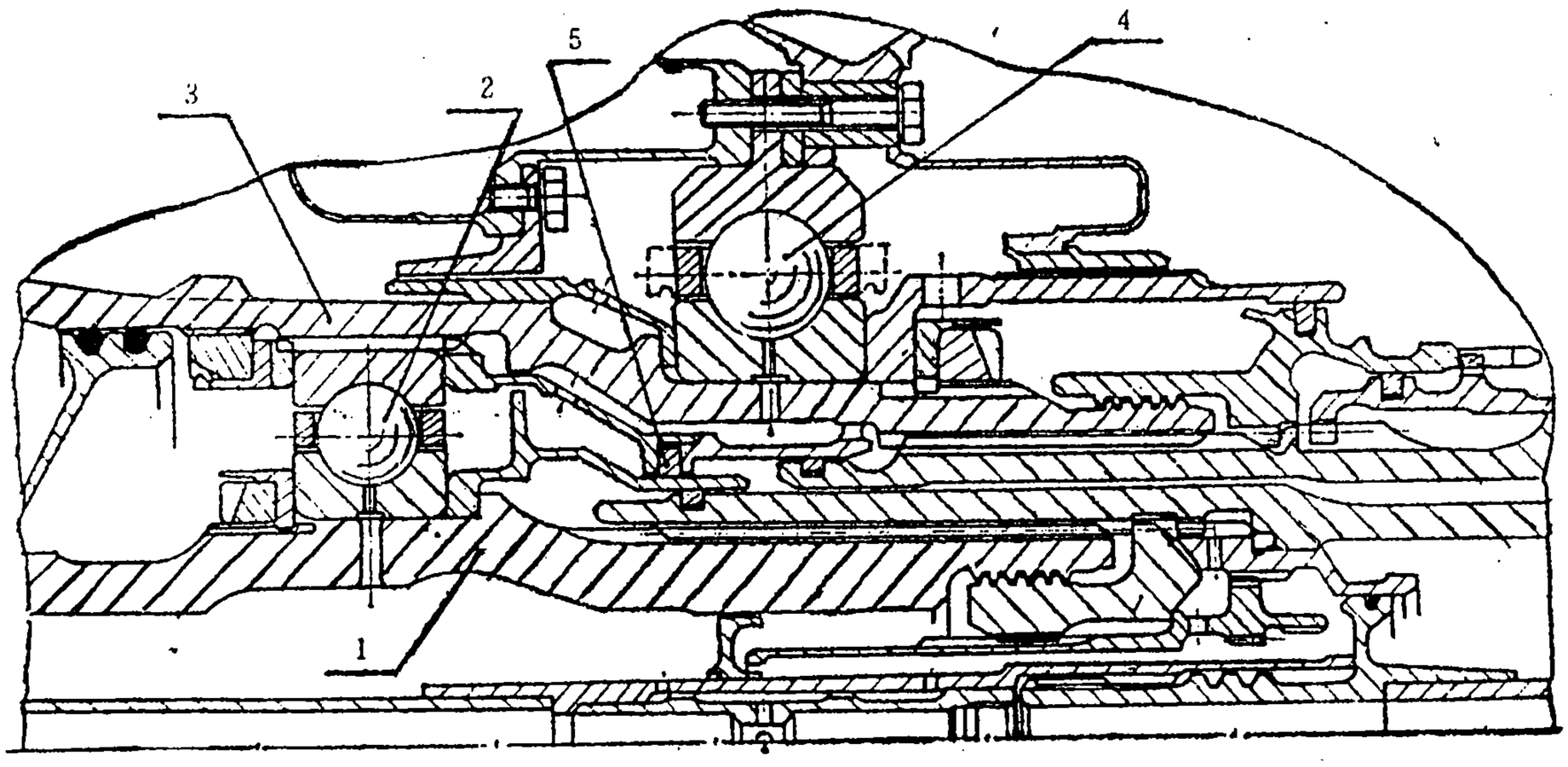


图9-32 斯贝发动机中介止推支点结构

1. 低压转子轴；2. 中介滚珠轴承；3. 高压压气机后轴；4. 高压转子滚珠轴承；5. 浮动环封严装置

在内环内径处中心位置上开有环形槽，这是为环下供油将滑油甩出用的。中介滚珠轴承2装于低压轴1与高压压气机后轴3之间，也是环下供油的。中介轴承后侧采用了浮动环5封严。与涨圈封严不同的是浮动环为整圆的，它自由地套在轴上（图9-33）与轴间有0.03～0.10毫米的半径间隙，浮动环的安装槽座是由两件组合起来的，环在其中有0.06～0.15毫米的轴向间隙；在油腔外、内压差的作用下，浮动环紧贴在槽座的端面A上，形成了径向间隙式与端面接触式的混合封严装置。这种封严装置较篦齿封严的封严效果好，长度小，且无径向磨损问题，因此，在斯贝发动机中采用了四件。

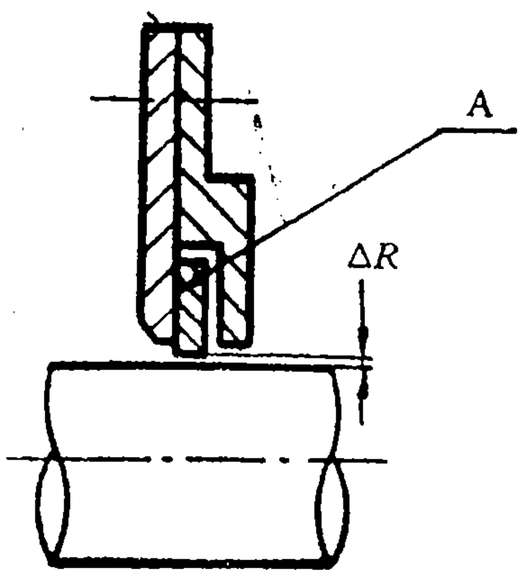


图9-33 浮动环式封严装置

斯贝发动机高压涡轮转子前滚棒轴承（图9-15之6）处原采用浮动环式封严装置，但在使用中，曾多次发生该处漏油较多，造成发动机滑油消耗量过大而提前更换发动机，其原因是轴承油腔处于高温环境下，在浮动环与轴间易形成积炭，积炭限止了浮动环的活动，可能会造成过大的间隙，因而泄漏量加多。为此，从1980年后，此封严处已改为篦齿封严，改型后的发动机，基本排除了泄漏量过大的故障。

当斯贝发动机由民用型改为歼击机用的发动机时，由于发动机的工作状况发生变化，中介止推轴承在高压转子转速为最大转速的83%时，出现打滑现象，并产生了滑蹭损伤。为了消除此现象，在此轴承前加装了两个贝氏弹簧7、8(图9-34)与一个小滚珠轴承。弹簧的弹性力通过小轴承对中介止推轴承内环施加一个向后的7 122牛顿（726公斤）轴向载荷。滚珠轴承在此预加的载荷作用下，使在整个飞行包线内工作时，始终作用有向后的载荷，避免了打滑。

3. 滚动轴承的打滑与滑蹭损伤

滚动轴承的滚子在内、外环间应作纯滚动运动，但在航空燃气涡轮发动机中，却常常会出现打滑，形成滑动摩擦。由于滑动摩擦系数大于滚动摩擦系数，加上某些外来因素使得滚子与内、外环间的油膜破坏，就会使滚子在内、外环滚道上形成干摩擦，引起滑蹭损伤——滚子、内外环滚道上出现蹭痕、表面局部磨损等，轴承一旦出现滑蹭损伤，表面光洁度被破坏，摩擦系数加大，加速了摩损过程，使滚子直径变小，滚道上出现不均匀的槽痕，不仅降低了轴承的寿命，而且对转子的工作也带来危害。

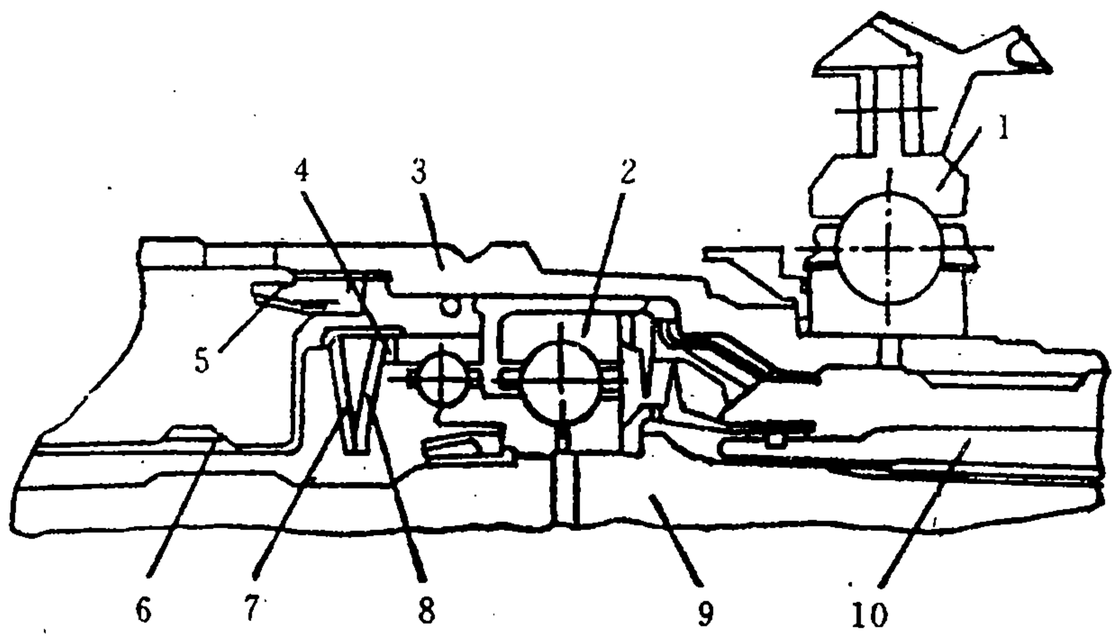


图9-34 军用斯贝发动机中介止推轴承防止打滑的结构

1. 高压转子止推轴承；2. 中介轴承；3. 高压压气机后轴；4. 调整垫；5. 螺帽；6. 导气管；7. 弹簧片；8. 弹簧片；9. 低压转子轴；10. 低压涡轮轴

滚动轴承工作时，有拖动保持架-滚子组合体运动的拖动力与阻碍该组合体运动的阻力。当拖动力大于阻力时，滚子在内、外环间作纯滚动；反之，当拖动力小于阻力时，滚子就不会作纯滚动而产生打滑现象。

作用于保持架-滚子组合体的拖动力主要是轴承在外负荷作用下滚子与内、外滚道间的摩擦力；当保持架定位于内环上时，保持架与内环间的滑油油膜还能产生少部分拖动力。而阻碍保持架-滚子组合体运动的阻力则有：保持架-滚子的质量惯性力、滑油在轴承内的扰动力、保持架与外环间油膜的粘性阻力（如果保持架定位于外环时）等。

一般机械中使用的滚动轴承，由于转速低、负荷大，很少出现打滑现象。航空燃气涡轮发动机的主轴承，由于转子轻，作用于轴承上的径向负荷小，再加上飞机作机动飞行时会在某些情况下，使负荷更小，出现轻载或零载，因而由摩擦产生的拖动力变得很小，甚至为零。对于滚动轴承，由于它还要承受轴向负荷，所以一般不易打滑，但是，如果在飞行包线内，出现作用于转子的轴向负荷改变方向的情况，在变方向的前、后瞬间，轴承也会出现轻载、零载。军用斯贝的中介止推轴承，就是因为在85%高压转速下，出现轴向力变方向，因而产生了打滑与滑蹭损伤（大于85%转速时，转子轴向力向后，小于85%转速时，轴向力向前）。另一方面，航空燃气涡轮发动机转子转速高，滚动轴承在高转速下工作时，滚子在高的离心力作用下，有脱离内环滚道的趋向，无法产生拖动力。由于有这两个特点，造成航空燃气涡轮发动机主轴承带动保持架-滚子组合体运动的拖动力比较小，所以容易产生打滑现象。

防止滚动轴承打滑的措施有两大类：即减少阻力与增加拖动力。

①减少阻力的方法有：采用轻质材料作保持架，采用空心滚子（这是当前在研究的一项措施，仍未在发动机上采用），保持架不定位于外环以及改善滑油在轴承内的流动情况以减少滑油的扰动力等。RB211发动机低压转子的中介止推轴承在使用中发现有滑蹭损伤后，将保持架由外环定位改为内环定位，并改善了滑油在轴承内的流动情况，消除了滑蹭损伤。

②增加拖动力的方法有：

（1）减少轴承的游隙，例如CFM56发动机中介轴承。

（2）保持架采用在内环定位，例如RB211发动机低压转子中介止推轴承。

（3）装配时对轴承施加径向或轴向负荷，即对轴承施加预载，使轴承工作时，始终在内、外环滚道与滚子间有负荷作用，不出现轻载或零载，能产生拖动力。对轴承施加预载的常用方法有两种：

a. 对滚珠轴承施加轴向预载，例如图9-34所示的军用斯贝发动机中介止推轴承（低压转子），即用弹簧对中介轴承施加向后的轴向预载；

b. 采用椭圆轴承对轴承施加径向预载，即将轴承外环的外径作成具有0.2～1.0毫米的椭圆度，装轴承的轴承座孔作成圆形，当轴承压入后，即在轴承外环的长轴方向对滚子施加了径向载荷，使滚子与内、外环滚道间在长轴方向始终保持紧密接触，产生一定的拖动力，JT3D，JT9D，JT15D，CF6-80C2等发动机上采用了这种椭圆轴承。

五、带弹性支座、挤压油膜的支点结构

1. 挤压油膜

发动机工作时，转子的不平衡力通过支承结构传给机匣，使发动机产生振动。因此，原则上可以在轴承与支承结构间设置减振器，吸收振动能量，减少外传振动负荷与振幅，降低发动机振动，挤压油膜就是其中一种常用的结构。图9-35所示的结构，为典型的挤压油膜，它是V2500发动机低压转子后支点。轴承外环2以一定的间隙装入轴承机匣3中，间

隙中引入润滑系统的压力滑油形成油膜，为防止滑油由两侧泄漏，轴承外环两侧处开有环形槽，槽中装有封严环 1；为防止轴承外环在座孔中转动，在后盖板上作有限动凸块，插入轴承外环的缺口中。

挤压油膜减振的工作原理类似于一般的液压减振器或缓冲器，轴承在转子的不平衡力作用下，外环向不平衡力作用的方向移动挤压油膜，在液体动力特性的作用下，外环的移动受到阻碍，同时滑油吸收了外环运动的能量也即振动能量的大部分，从而传到机匣的振动值与振幅均大减。例如，最早使用挤压油膜的康维发动机，高压涡轮轴承在采用挤压油膜后，使发动机的振幅由0.13毫米降为0.046 5毫米，降低了64%。由于它的减振效果好、结构简单，所以为许多发动机采用，例如早期的威派尔、RB211、JT8D、奥林普斯593，目前新发展的PW2037、PW4000、V2500等均采用。挤压油膜的油膜厚度(即半径间隙)一般为0.08～0.11毫米，个别高的达到0.25毫米左右。

采用挤压油膜后，转子支承刚性也得到改变，因而对发动机转子的临界转速值也有影响。

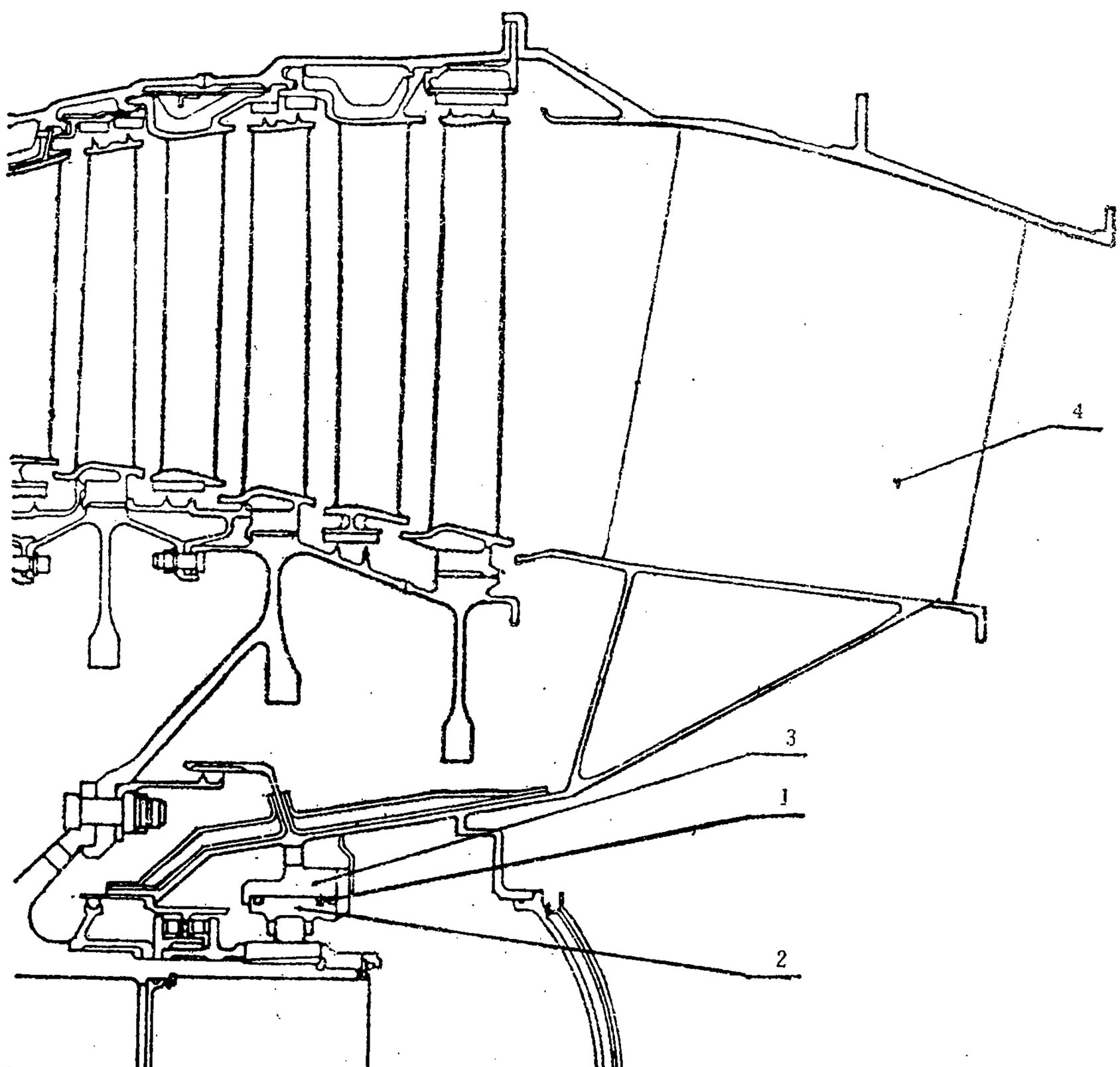


图9-35　V2500发动机低压转子后轴承采用挤压油膜结构图

1. 封严环；2. 轴承外环；3. 轴承座；4. 涡轮后轴承机匣

2. 弹性支座

转子的轴承不直接固定到机匣上，而通过一个刚性小、具有较大弹性的支座固定到机匣上，这个刚性小的支座，一般称为弹性支坐。

作用 在发动机上，采用弹性支座主要是用来减少转子的支承刚性，降低转子临界转速（或共振转速），或改变支承刚性，调节转子的临界转速，使发动机常用的工作转速大于临界转速（或共振转速）；另外，弹性支座本身的弹性变形还会吸收一部分振动能量，也起到减小振动的作用。

采用弹性支座后，发动机常用工作转速大于临界转速，因此发动机起动后加速到常用工作转速时，必定要越过临界转速，此时转子的振幅将会很大。为此，除要求使转子快速越过临界转速外，还要采取限制振幅过大的限幅器。

常用的弹性支座有鼠笼式（图9-36）与拉杆式（图9-37）两种。前者可用改变开槽的宽度及幅条数来改变支承刚性，后者可用改变拉杆直径、长度与拉杆数来改变其支承刚性。采用鼠笼式弹性支座的发动机有：J69、J100、斯贝高压涡轮、T72、T65等；采用拉杆式弹性支座的发动机有：斯贝低压涡轮、PW2037、PW4000、V2500等。

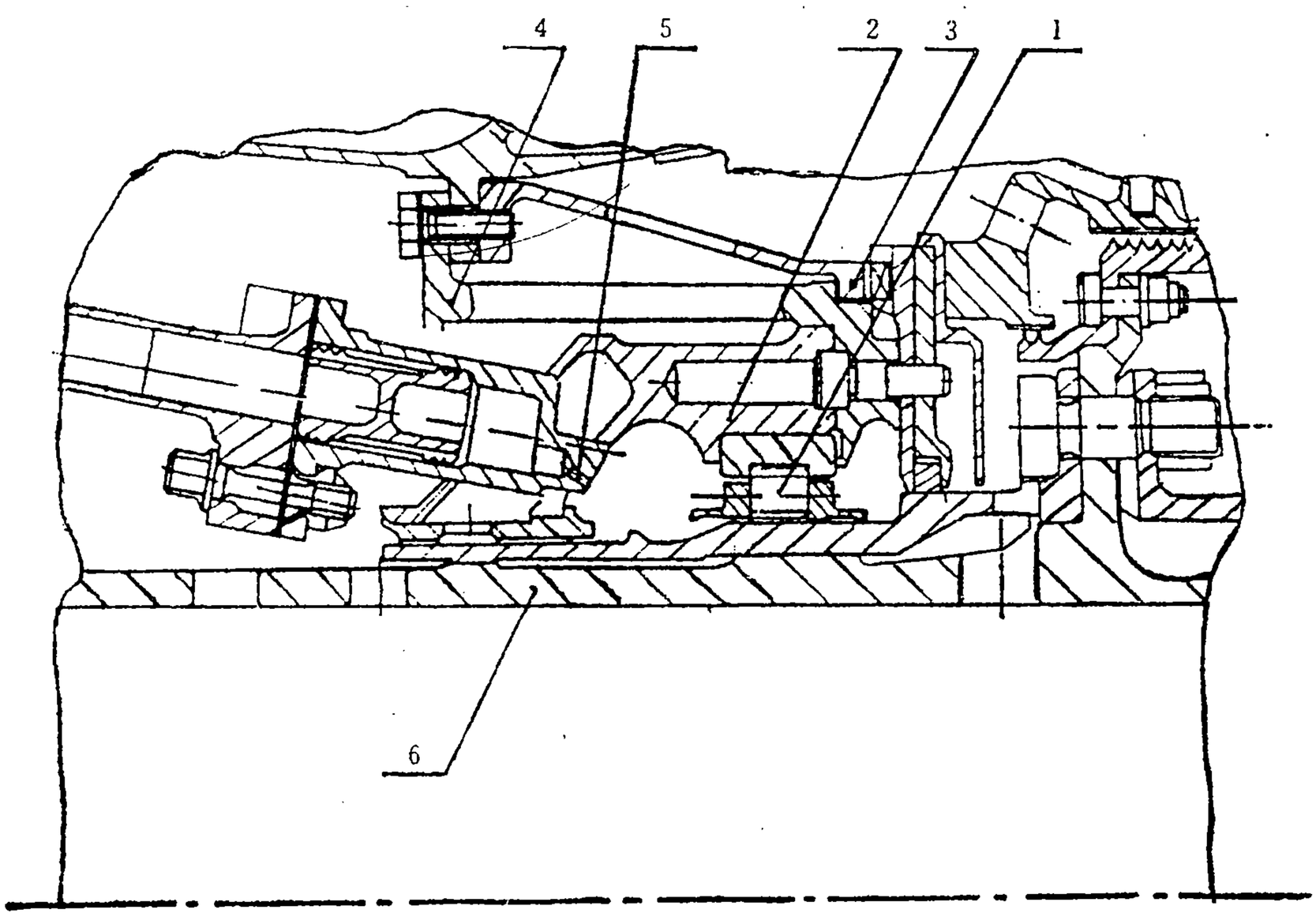


图9-36 斯贝发动机高压涡轮前支点结构

1. 高压涡轮前滚棒轴承；2. 轴承座；3 限幅环；4. 鼠笼式弹性支座；5. 喷咀；6. 高压涡轮轴

斯贝发动机高压涡轮前支点结构(图9-36)中，轴承座2装于鼠笼式弹性支座4中，弹性支座利用前安装边与燃烧室内机匣相连。弹性支座的衬筒上开有24条长度为52毫米的宽槽，形成24条近似圆截面（约为ϕ6毫米）的圆杆，使整个支座类似鼠笼，故称鼠笼式弹性支座。在弹性支座后端的外圆上，套装有限止振幅的限幅环3，两者间留有0.076～0.127毫米的间隙，也即当转子挠度在限幅环处大于0.076～0.127毫米时，弹性支座即被限幅环约束，挠度不再加大。

由图9-36中还可看出，此滚棒轴承无内环，利用套在涡轮轴上的衬套作为轴承内环。这种结构可以使轴承的外径减少，DN值减少，对轴承工作有利，但轴承衬套的尺寸精确度与表面光洁度均有较高的要求。

3. 弹性支座与挤压油膜同时采用

在弹性支座与限幅环间的缝隙中，通入压力滑油，形成挤压油膜，这就构成了带挤压油膜的弹性支座。它除了能改变转子的临界转速外，还有很好的减振性能，因而被一些发动机采用，例如J69、J100、T65、T72、PW2037、PW4000、V2500等。图9-37示出的V2500发动机高压转子前支点结构即属于此类。滚珠轴承外环带安装边2，利用多根长螺杆4将轴承外环安装边与轴承座3连接，长螺杆4的另一端固定在承力锥体5上，锥体用安装边与中介机匣1连接。这样就形成了拉杆式弹性支座，轴承座外圆柱面与中介机匣间留有间隙，其中引有压力滑油。为防止滑油由两侧向外泄漏，两侧装有封严环。这样，既形成了挤压油膜，中介机匣还起到限幅器的作用。类似V2500的这种结构，也在PW2037、PW4000发动机上采用。

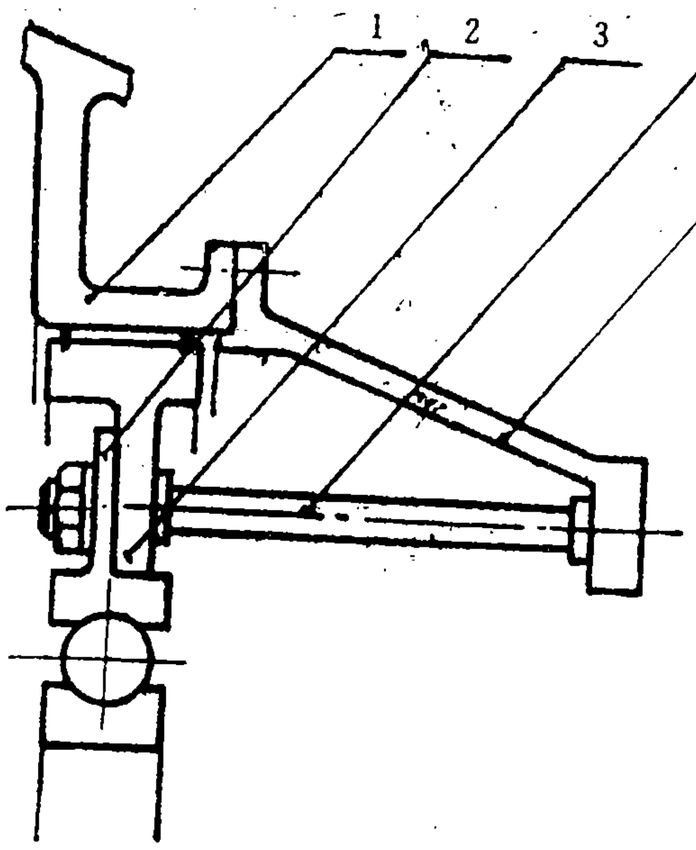


图9-37 V2500发动机高压转子前支点结构

1. 中介机匣；2. 滚珠轴承外环安装边；3. 轴承座；4. 螺杆；5. 承力锥体

第四节 静子承力系统

发动机工作时，在转子与静子上作用有各种负荷。这些负荷中，有的在零件或组件中抵消或部分抵消，有的则无法抵消而需传出。这些需传出的负荷通过一些承力框架、承力壳体（承力机匣）传给发动机安装节。承受和传递负荷的承力框架、承力壳体组成了发动机的承力系统。

为了减轻发动机的重量，充分利用发动机外机匣的材料，大部分发动机的所有外机匣均作为承力壳体，即包含在承力系统中；但是，也有的发动机将全部机匣（如RB211，参见图9-43）或部分机匣（如CFM56、PW4000、PW2037、V2500等的高压压气机后端机匣）作成双层的，外层机匣作为承力壳体，内层机匣作为包容气流的外壳，形成气流通道。这种双层机匣结构，能保持气流通道的完整性，使叶尖间隙容易保持均匀，提高了部件的效率，同时可减少发动机性能衰退的趋势。

一、承力框架

将转子支点的负荷通过气流通道传至外机匣（承力壳体）的构件，称为承力框架。作为承力框架的结构有下述几种。

1. 铸造或焊接机匣

将安装轴承座的内机匣用几个支柱与外机匣铸成或焊接成整体，负荷通过置于气流通道内的支柱传递。由于支柱穿过气流通道，因此，只适于在发动机冷端部件中，一般可用于压气机前、后的进气机匣、扩散机匣或中介机匣。图9-38为涡喷6发动机压气机进气机匣。它由外、内壳体与4个承力支柱用镁合金铸成一体，支柱作成空心的，一方面可以减少

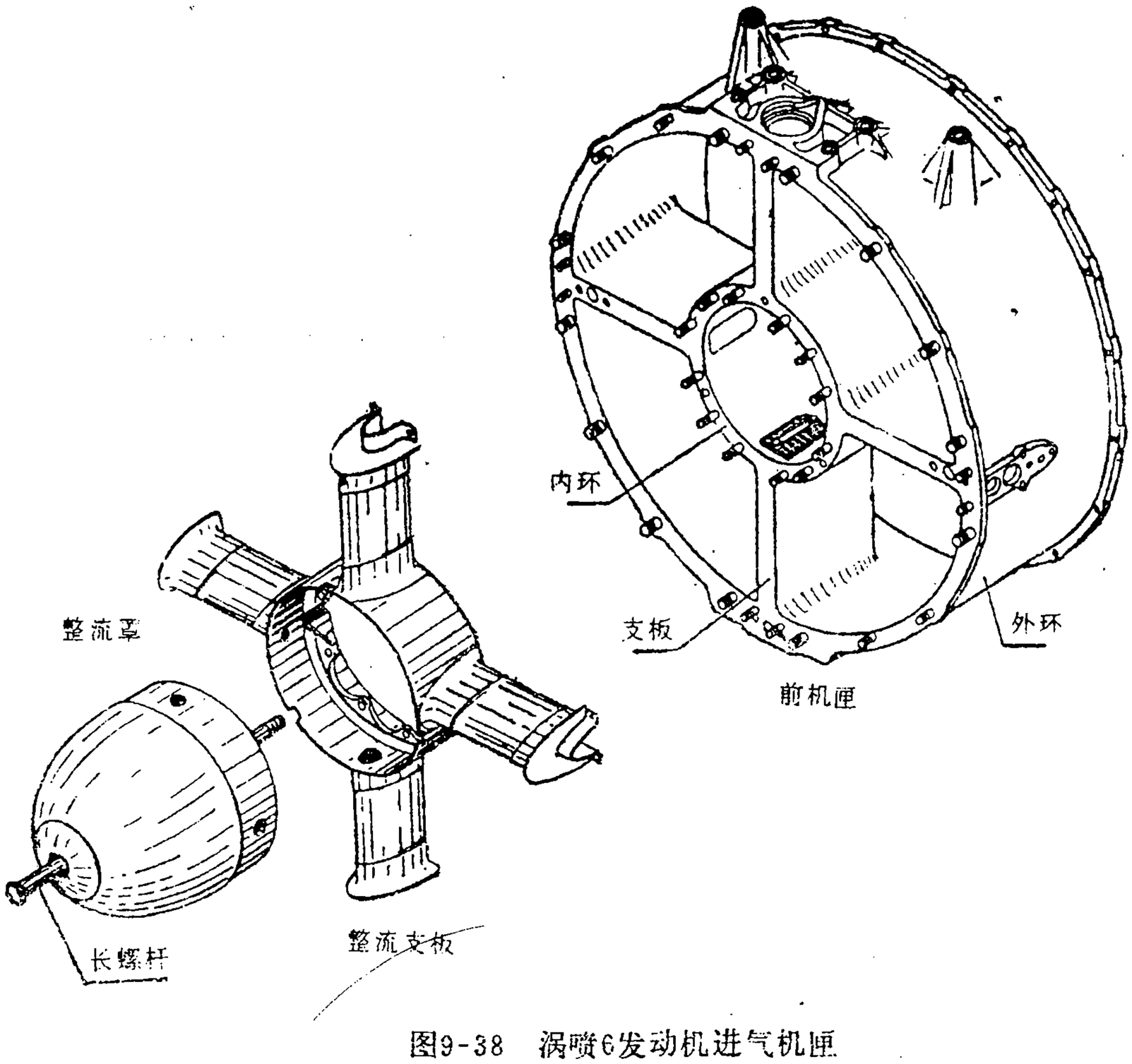


图9-38　涡喷6发动机进气机匣

重量，另一方面也可以作为滑油与附件传动杆的通道。为了减少支柱的流体阻力，支柱前固定有流线型的整流支板，内壳的前端也固定有整流帽罩。整流帽罩与整流支板内还通有热空气，用以防冰。斯贝、JT3D、JT9D等发动机燃烧室的扩散机匣是用钣料作的支板与钣料作的外、内壳体焊接成一体，形成焊接的承力框架。在V2500、PW4000、CFM56等发动机上，燃烧室扩散器作成叶栅式的（有20～24个叶片），扩散器与燃烧室外、内机匣用Inco718合金铸成一体（图9-39）作为传递负荷的承力框架。

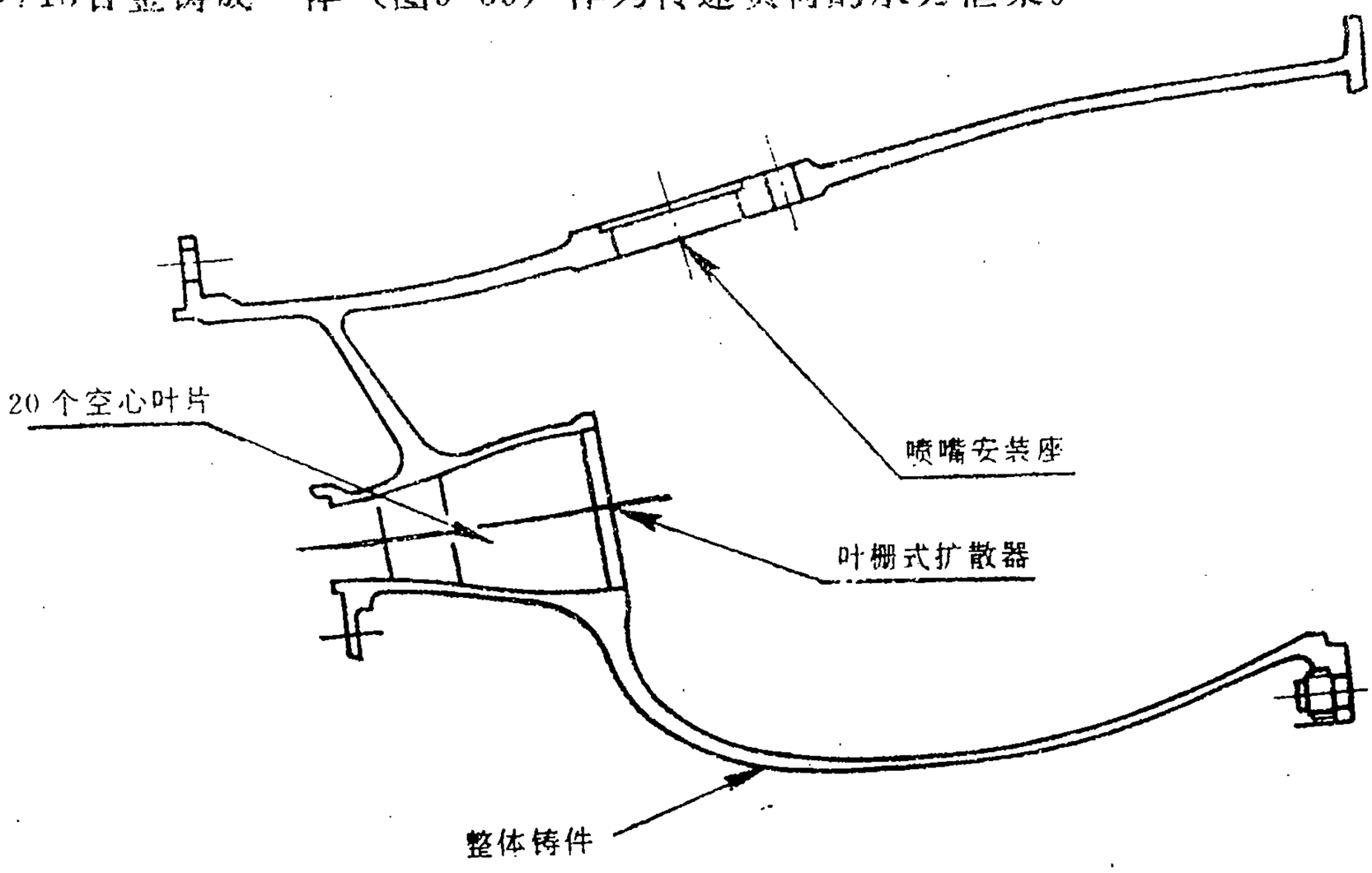


图9-39　V2500带叶栅式扩散器的铸造燃烧室整体机匣

在大流量比涡扇发动机中，涡轮出口燃气温度较低，其涡轮后轴承机匣的承力支板可直接穿过燃气流，形成整体的焊接结构，例如，CFM56、PW2037、PW4000、V2500等发动机中均采用了这种结构。图9-35的V2500发动机后轴承机匣可作为这种结构的代表，它们的承力支板还作成叶型的，起到半级涡轮的作用。

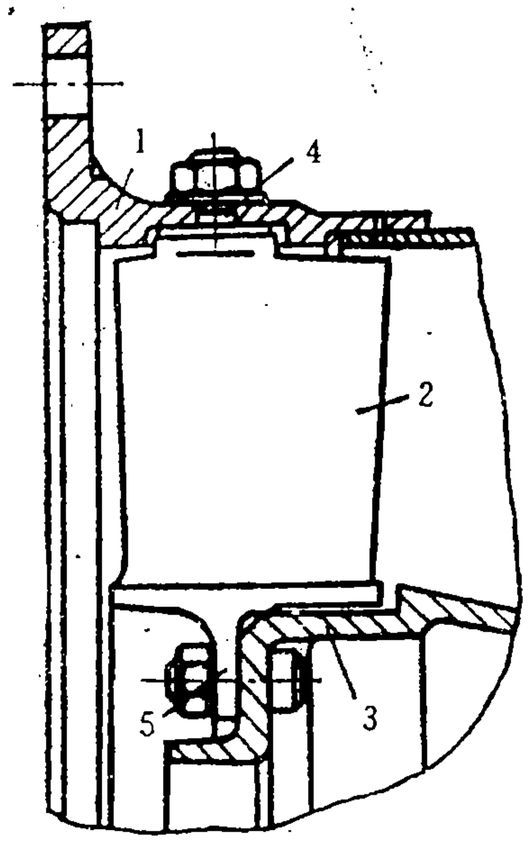


图9-40　由静子叶片组成的承力框架

1. 外机匣；2. 整流叶片；3. 内机匣；4. 轴颈；5. 安装凸耳。

2. 利用静子叶片传力

涡喷6、涡喷7、涡喷8发动机中，压气机后轴承的负荷是通过末级整流叶片外传的，如图9-40所示，整流叶片2的顶端作有带螺纹的轴颈4，轴颈4插入外机匣1的孔中用螺母拧住，叶片底部作有供安装用的凸耳5，用螺栓与承力的内机匣3相连，形成了通过叶片传递负荷的承力框架。这种承力框架结构简单，还可缩短发动机长度，但它只适于增压比小的发动机。在涡喷7、涡喷13、涡喷15等发动机中，利用压气机第1级整流叶片传力（叶片外端焊在机匣上，内端用螺栓与轴承座相连），斯贝、JT3D等发动机则利用压气机进口导流叶片传力（叶片焊在内、外机匣上），都是利用静子叶片组成的承力框架。

3. 利用涡轮导向器传力

在一些发动机中，利用涡轮导向器作为承力框架，此时，不能直接利用导向叶片作为承力件，需用装在叶片内的承力件传力，使燃气不直接与承力件接触。涡喷6发动机的第1级涡轮导向器及涡喷7的高压涡轮导向器（参见图4-53）就是利用装于叶片内的承力杆或承力衬筒传力的。RB199低压涡轮第1级导向器（图9-41）利用装于叶片内的承力构件2传力，由于高压、中压及两级低压涡轮转子的负荷及低压转子的轴向负荷均通过它传出，所以承力构件作得较大，因此，导流叶片也作得较大较厚，对低压涡轮的性能带来一些影响，故，在设计中应尽量避免采用这种承力框架。例如CF6-6、CF6-50发动机系列中，在高、低压涡轮间采用了这种涡轮间的承力框架，发展改型为CF6-80时，取消了这个承力框架。不仅使发动机性能有所提高，而且发动机长度也缩短了。RB211发动机中，采用了类似于RB199发动机低压涡轮导向器的结构，它的中压涡轮导向器作为承力框架。

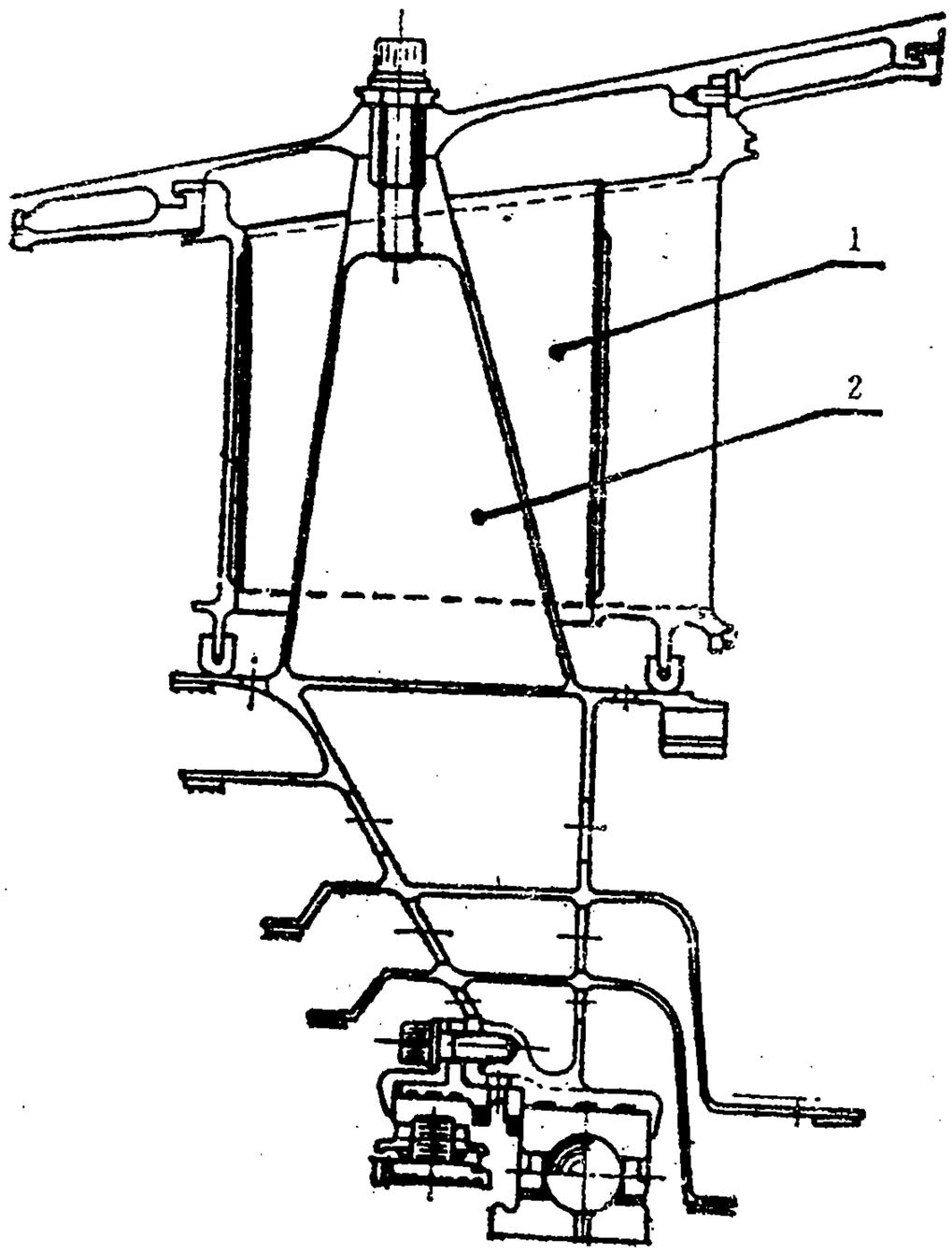


图9-41　RB199低压涡轮1导承力框架结构

1. 导向叶片；2. 承力构件

4. 涡轮后承力框架

当涡轮转子有后支点时，需采用涡轮后轴承机匣，将轴承负荷外传。由于此时须通过高温燃气传出负荷，因此一般也需将承力件与燃气隔开，图9-42所示斯贝发动机后轴承机匣结构可作为这类承力框架的代表。固定弹性支座的支承座1带有6根径向承力幅条2，由不锈钢离心浇铸经机械加工作成的外机匣3用螺钉与承力幅条相连，每个承力幅条外套有整流支板4，整流支板外端用螺钉连到外机匣上，内端自由地插到整流锥的槽中，允许工作时向内膨胀。

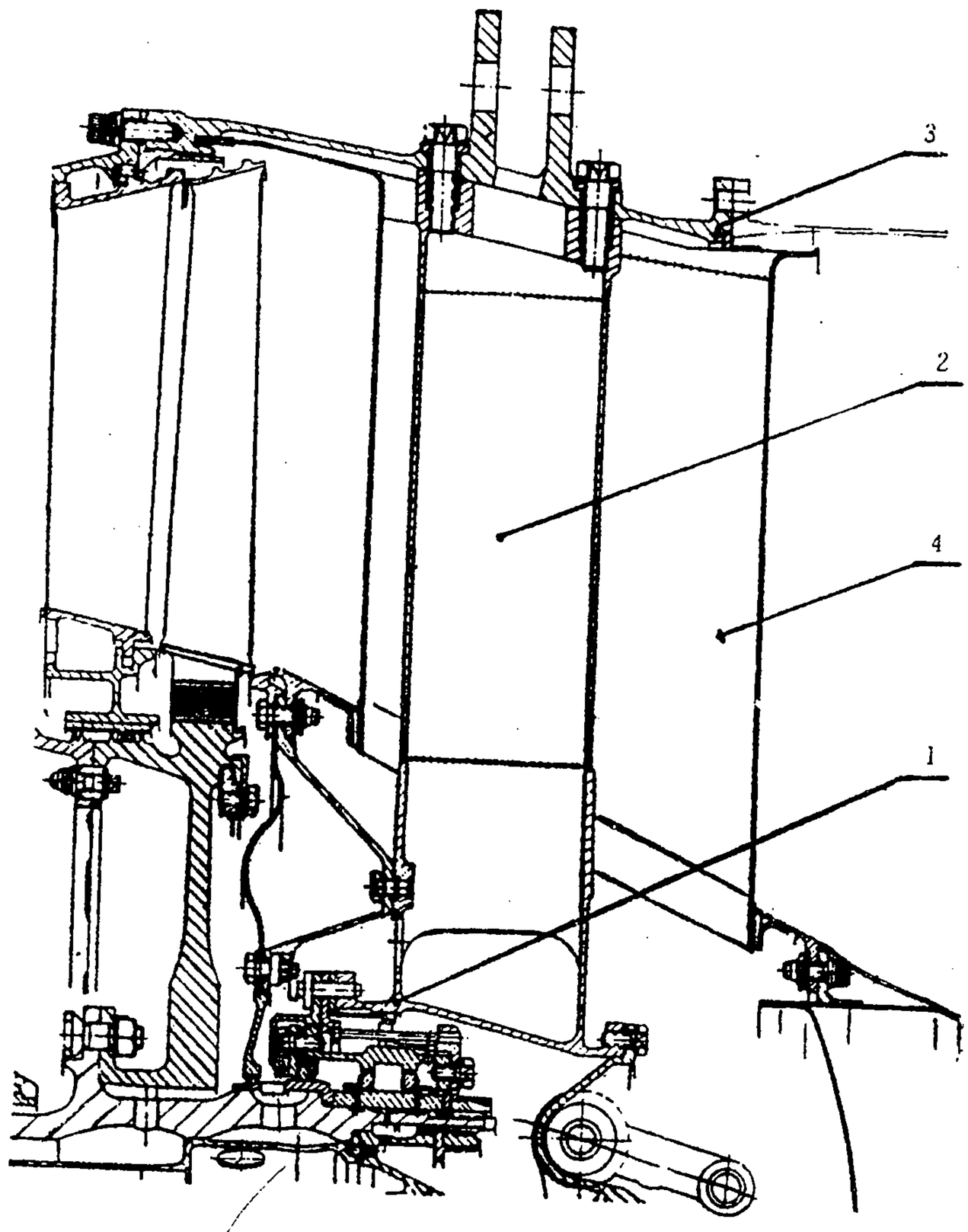


图9-42　斯贝发动机涡轮后轴承机匣

1．支承座；2．承力幅条；3．外机匣；4．整流支板

除上述结构作为承力框架的承力件外，在某些发动机上还采用其它构件作为承力件，例如斯贝发动机高压涡轮前支点的轴承机匣，是利用了穿过燃烧室火焰筒尾端间的空气输气管将负荷外传的。

图9-43是RB211三转子大流量比涡轮风扇发动机的转子与承力系统图，它的承力系统中包括了前述的几种承力框架。RB211三个转子共有八个支点，其中低压转子的止推支点为中介支点，四个承力框架。它们由中压压气机进口导流叶片1，中、高压压气机间中介机匣（铸造机匣）2，高、中压涡轮间的中压涡轮导向器内的承力构件3以及低压涡轮后轴承机匣4等构成。核心机的机匣作成双层的，其负荷在前端由风扇出口整流叶片5及整流叶片后位于水平位置上的二个A型框架（图中未示出）传至装于风扇机匣上的发动机主安装节6，在后端通过装于涡轮后轴承机匣上的辅助安装节7传至飞机。

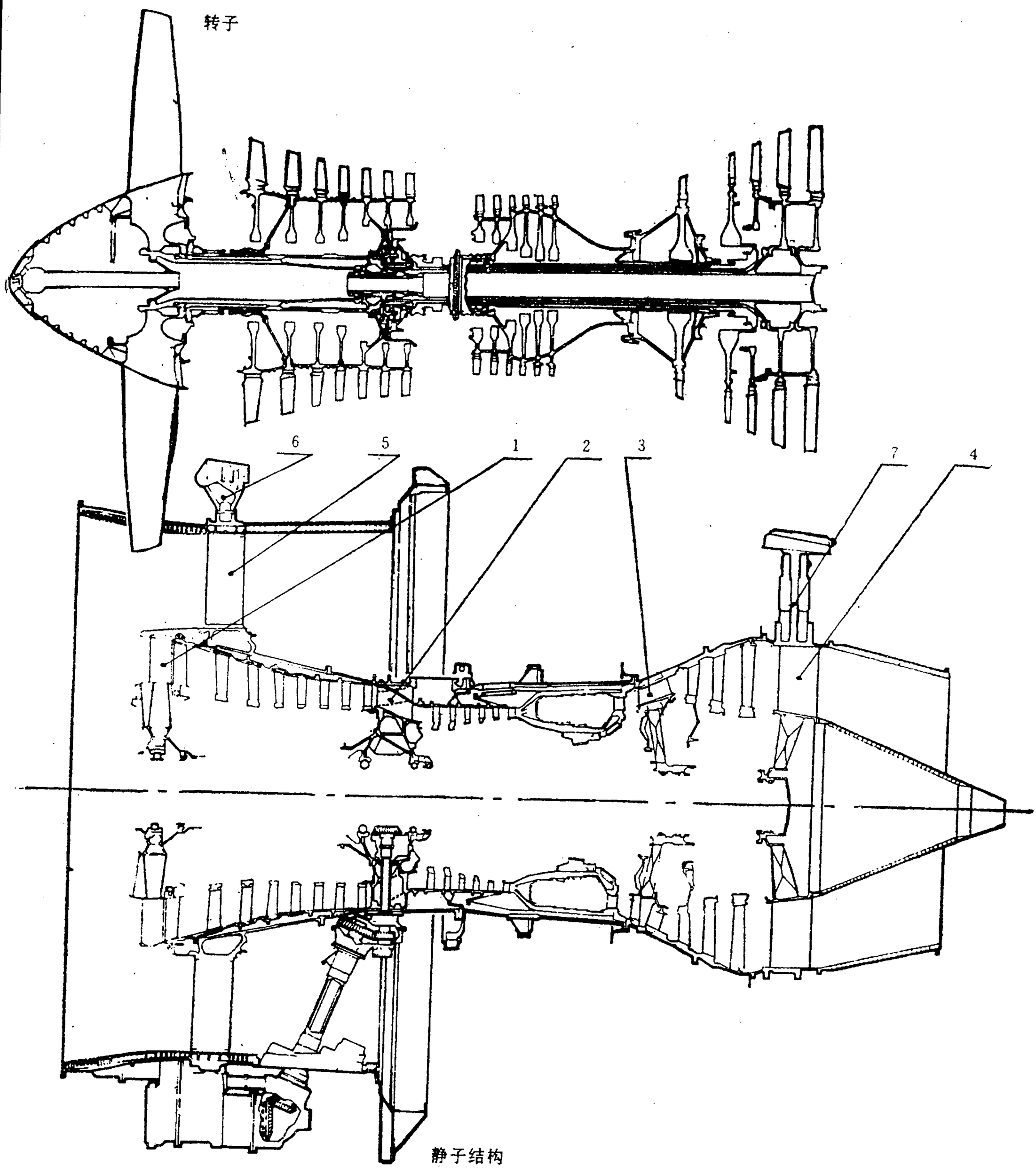


图9-43　RB211发动机的转子与承力系统图

1. 中压压气机进口导流叶片；2. 中、高压压气机间中介机匣；3. 中压涡轮导向器；4. 低压涡轮后轴承机匣；5. 风扇出口整流叶片；　6. 发动机主安装节；7. 发动机辅助安装节

二、发动机安装节

发动机的安装节是发动机连接到飞机的固定点，并将发动机的各种负荷传至飞机。发动机传到飞机的负荷有：推力，重量，飞机作机动飞行时的惯性力，少量的气动扭矩（理

论上不应有外传的气动扭矩）等。

安装节分两种：主安装节与辅助安装节，前者传递轴向力、径向力、扭矩，后者仅传递径向力。一般主安装节装于温度较低，靠近转子止推轴承处的压气机或风扇机匣上，辅助安装节装于涡轮（无加力燃烧室时）或尾喷管（有加力燃烧室时）的外壳上。主安节可以是两个或三个，辅助安装节可以是一个或两个，但不论数目多少，所有的主安装节及辅助安装节，均应各在一个横截面内，而且所有的主、辅安装节中，相对飞机只应有一个是牢接的，该点称为死点，其余各安装节均应自由，即工作时允许与飞机机体结构间有相对移动，以适应发动机与飞机膨胀不一致造成的位移。通常，辅助安装节采用万向接头的结构。

第十章　航空燃气涡轮发动机附件传动装置与附属系统

在航空燃气涡轮发动机上，不仅有压气机、燃烧室、涡轮、加力燃烧室、尾喷管等主要部件，而且还有一些保证发动机正常工作的各种附属系统，如起动系统、燃油系统、滑油系统、冷却系统等。在这些系统中，有一些附件，如滑油泵、燃油泵等，以及飞机的一些附件如液压泵、发电机等，有一定的转速、功率与转向要求，需由发动机的转子来驱动。另方面，由于这些附件大部分只能装于发动机机匣外面，因此需通过一些齿轮（锥型齿轮、正齿轮）轮系及传动轴将发动机的功率按一定的转速与转向传给各附件。这些齿轮与传动轴就组成了附件传动装置。在发动机中，通常有一个或多个附件传动装置。

燃油系统将在发动机燃油调节器课程中讲述，冷却系统在本书涡轮部分中已有论述，因此，本章仅论述附件传动装置、滑油系统及起动系统。

第一节　附件及附件传动装置

一、发动机附件

组成发动机各系统的元件，例如滑油泵、滑油滤、点火器等，称为发动机的附件。大部分发动机的附件，有一定的功率、转速、转向要求，需通过附件传动装置来传动，装于附件机匣上。另有一些附件没有转动零件，不需传动，如滑油滤、燃油滤、点火器、滑油压力传感器、滑油散热器等，这些附件并不一定要安装在附件机匣上，可装于任意适合的地方，甚至可以装在飞机结构中。

表10-1列出了军用斯贝发动机需传动的附件及所需的转速。

表10-1　军用斯贝发动机附件表

系　　统	附　件　名　称	工作转速(转/分)	附　　注
燃油与调节系统	低压燃油泵	4 920	
	高压燃油泵	2 880	
	加力燃油泵	20 700	
	燃油流量调节器	4 130	低压转子驱动
	加力燃油流量调节器	4 140	
	防喘调节器	2 880	
	加力喷管滑油泵	3 560	
	低压轴转速控制器	3 500	

续表10-1

系　　统	附　件　名　称	工作转速(转/分)	附　　注
滑油系统	滑油辅助回油泵	1 670	
	离心通风器	12 550	
	主滑油泵（增压泵及5个回油泵）	1 620	
起动系统	燃气涡轮起动机	13 000	
指示系统	高压转子转速表发电机	4 145	
	低压转子转速表发电机	3 970	低压转子驱动
飞机附件	液压泵	3 630	
	交流发电机恒速传动装置	8 080	

二、附件传动装置

将发动机转子的功率、转速，传输到附件上并驱动附件以一定的转速和转向工作的齿轮轮系及传动小轴的组合体，称为附件传动装置（图10-1），一般由中心传动装置Ⅰ与外传动装置Ⅱ两部分组成。中心传动装置Ⅰ主要将发动机转子的转动变为与发动机轴线垂直的转动，以便将发动机转子的功率输出到发动机外部。它是通过一对锥齿轮1、2来达到的，此对锥齿轮称为中心锥齿轮对。有些发动机中，中心传动装置还传动为数不多的附件，例如滑油泵，起动机等。

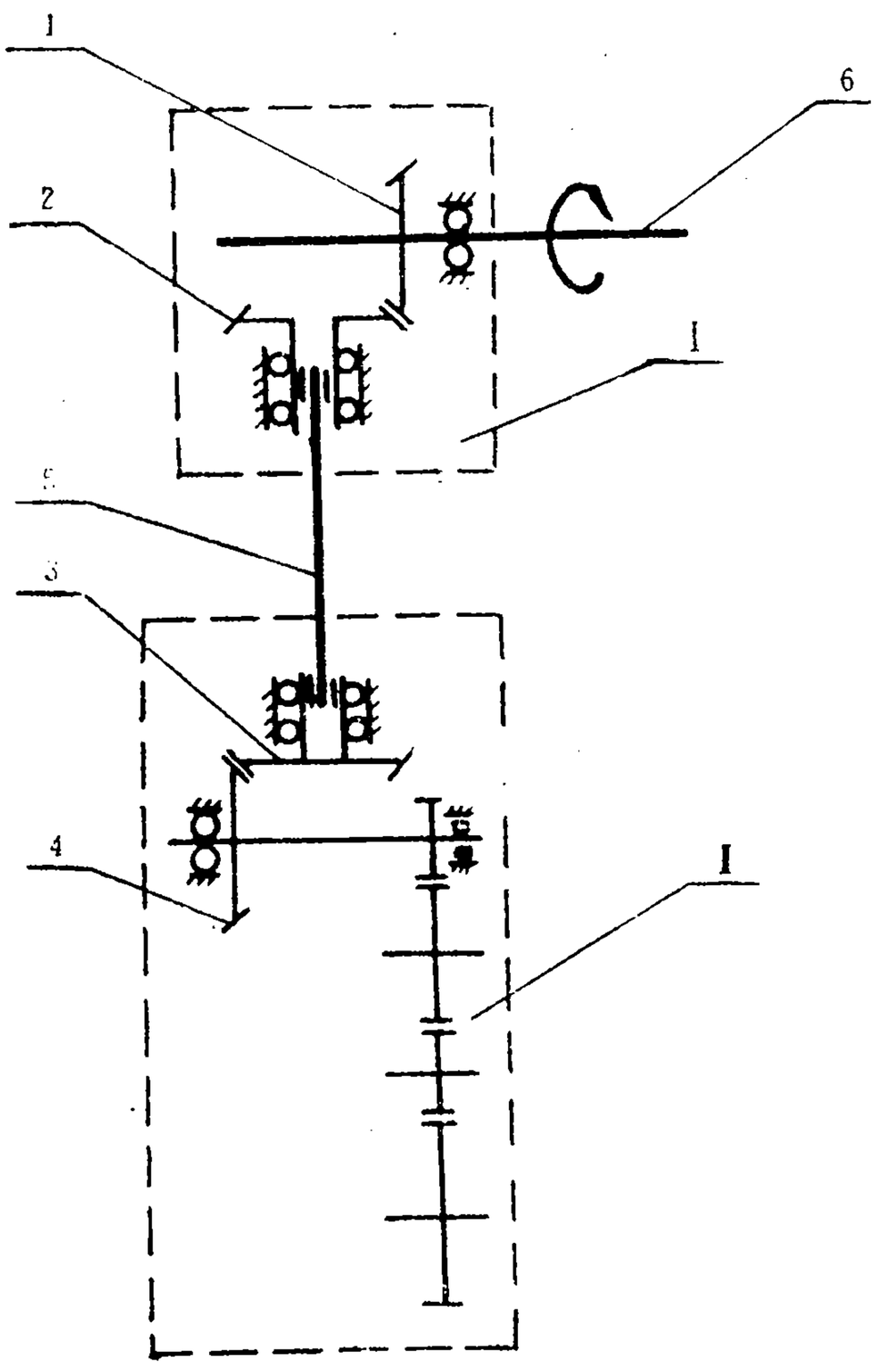


图10-1　航空燃气涡轮发动机附件传动装置简图

Ⅰ．中心传动装置；　Ⅱ．外部传动装置；
1．中心主动锥齿；　2．中心从动锥齿；
3．外部主动锥齿；　4．外部从动锥齿；
5．弹性传动小轴；　6．发动机转子

外部传动装置装于发动机外部专门的附件传动机匣内，它首先将垂直于发动机轴线的转动，变为与发动机轴线平行的转动，这也是通过一对锥齿轮（3、4）来达到的，这对齿轮称为外部锥齿轮对。然后通过一系列正齿轮、锥齿轮等，按一定转速、功率、转向与安装间距的要求来传动各种附件。中心从动锥齿轮2通过传动小轴5与外部主动锥齿轮 3 相连。

由于中心锥齿轮对与外部锥齿轮对不是装于一个机匣中，因此，锥齿轮2与锥齿轮3的轴线很难对准，为此，传

动小轴两端的外套齿与两锥齿的内套齿间，留有较大的啮合间隙，使传动小轴处于浮动状态，以适应两锥齿的不同心度。另外，当发动机正常工作时，由于转速高，传动附件的扭矩不大，但当发动机急剧加速、减速时，发电机、燃油泵等附件的转子惯性扭矩会很大。设计时，如按正常工作的扭矩设计传动小轴，在加、减速的过程中，由于扭矩过大而承受不了；如按加、减速时的扭矩设计，传动轴又变得太粗。为此，将传动小轴作成细而长具有较大弹性的结构，其直径按正常工作传动的扭矩设计，在大扭矩工作时，使小轴产生一定的扭转变形，起到缓冲作用，而不会损坏传动装置。因此，传动小轴又称为具有浮动套齿的弹性小轴。

在现代航空燃气涡轮发动机中，传动发动机附件的功率约占高压涡轮功率的0.2～0.5%。在涡轮螺旋桨发动机中，传动发动机与飞机附件所需的功率，分别为涡轮功率的0.1～0.17%及0.15～0.25%。

附件及附件传动系统工作的可靠性，无论是对于发动机还是飞机都是极端重要的。因此，附件传动装置的结构，必须保证在飞行包线范围内可靠工作，并保证所有附件的转速、转向和需用功率，以及使其具有小的外廓尺寸和重量、更换与维护容易等要求。

设计附件传动装置时，须注意以下几点原则：（1）应满足各种附件对转速、转向、传动功率、安装位置及密封等要求；(2) 便于接近、维护、调整与更换，即具有较好的可达性与可维护性；（3）外廓尺寸尽量小，力求少增加发动机的迎风面积；（4）附件应尽可能接近服务对象，以缩短管路，反应灵敏，减轻重量。如涡桨发动机的变距与测扭系统，最好装在减速器机匣上；（5）附件安装位置应远离高温区。

（一）附件在发动机上的传动与安装

在单转子发动机中，附件传动均由压气机驱动，有的由压气机前部传动，如涡喷6、J79等发动机，有的由压气机后部传动，例如J60等发动机。

在多转子发动机中，主要附件均由高压转子传动，低压转子、中压转子只驱动该转子的转速表传感器、转速调节器及辅助滑油泵等。高压转子附件传动装置大部分装于高压压气机前，如CF6、JT8D、JT3D、JT9D、RB199等发动机，也有一些发动机装于高压压气机后，例如涡喷7、涡喷13等。

图10-2是涡喷7发动机附件传动系统简图。中心主动锥齿装于高压压气机后轴颈2上，附件机匣装于压气机与燃烧室间的下方，传动小轴穿过燃烧室扩压器去驱动装于附件机匣内的锥齿轮，然后通过齿轮轮系去传动：装于附件机匣前端的主燃油泵-调节器14、加力燃油泵-调节器15；装于附件机匣后端的液压泵6、起动-发电机10、燃油离心增压泵17及液压泵18；装于附件机匣侧面的滑油附件5、高压转子转速传感器4及离心通风器16。

附件机匣在发动机上的安装位置，除应考虑环境温度影响，即不要将附件置于高温区外，还应考虑到发动机装到飞机上后，应使维护人员便于接近附件，即应具有较好的可达性。为此，如果飞机上的发动机距地面较近时，附件机匣最好装在发动机的上方。又如，在大直径的大流量比涡轮风扇发动机中，最好将附件机匣置于核心机的下方，维护时只须打开发动机短舱罩，维护人员即可直接接近附件。

（二）中心传动装置

如前所述，中心传动装置（图10-1之Ⅰ）是用来将发动机主轴的转动变为垂直于发动机轴线的转动，这种转动方向的改变是通过一对锥齿来实现的。发动机转子或者直接或者

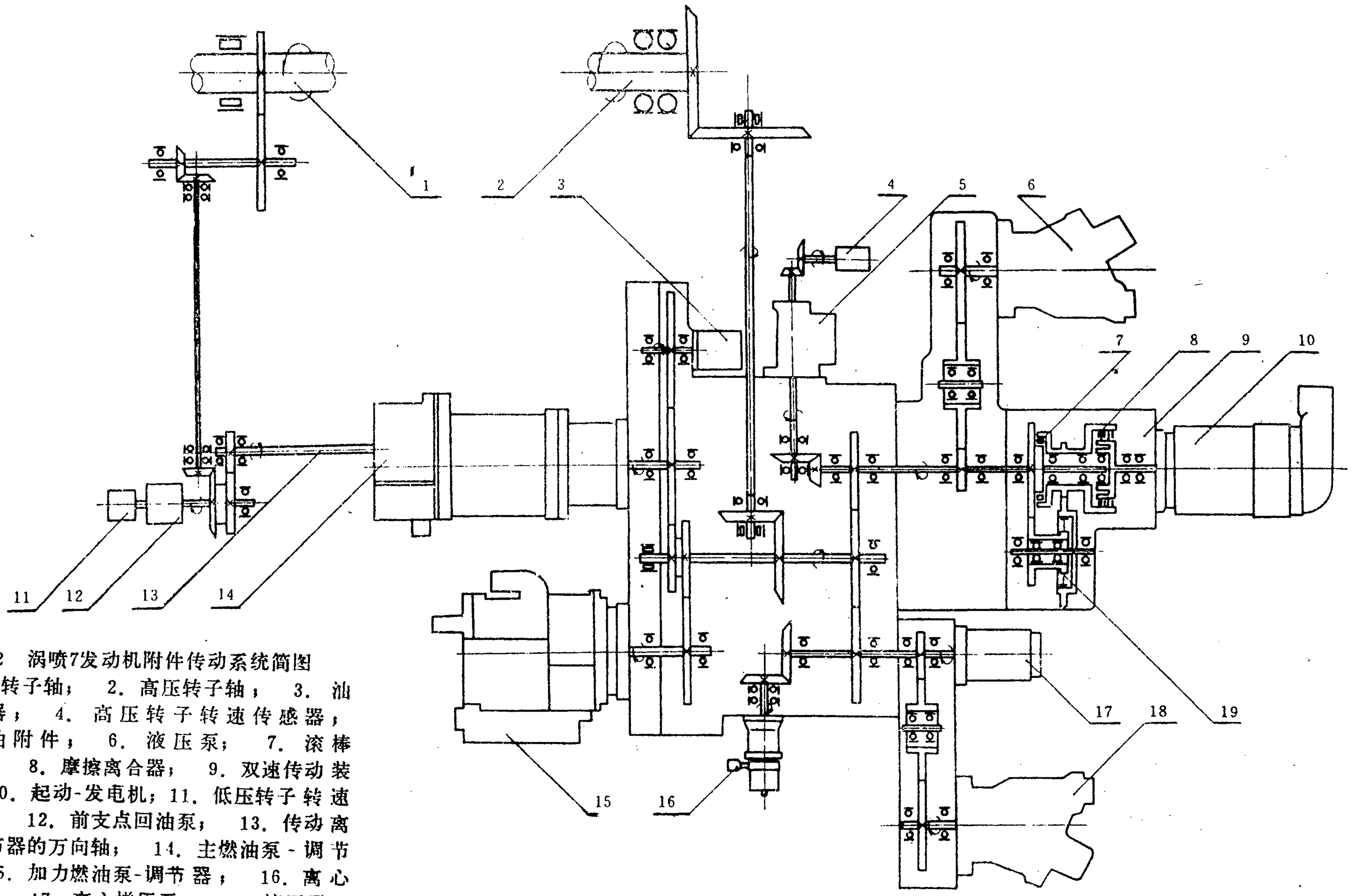


图10-2　涡喷7发动机附件传动系统简图

1. 低压转子轴；　2. 高压转子轴；　3. 油气分离器；　4. 高压转子转速传感器；　5. 滑油附件；　6. 液压泵；　7. 滚棒离合器；　8. 摩擦离合器；　9. 双速传动装置；　10. 起动-发电机；11. 低压转子转速传感器；　12. 前支点回油泵；　13. 传动离心式调节器的万向轴；　14. 主燃油泵-调节器；　15. 加力燃油泵-调节器；　16. 离心通风器；　17. 离心增压泵；　18. 液压泵；　19. 棘轮离合器

间接驱动主动锥齿1（图10-1），然后带动从动锥齿2转动。发动机工作时，要保持两锥齿的相对位置不变，否则两锥齿的锥顶共点条件破坏，破坏了锥齿的正常工作。为了保持这对锥齿的相对位置，即齿的啮合齿隙不变，现有发动机中，采用了以下几种传动方案：

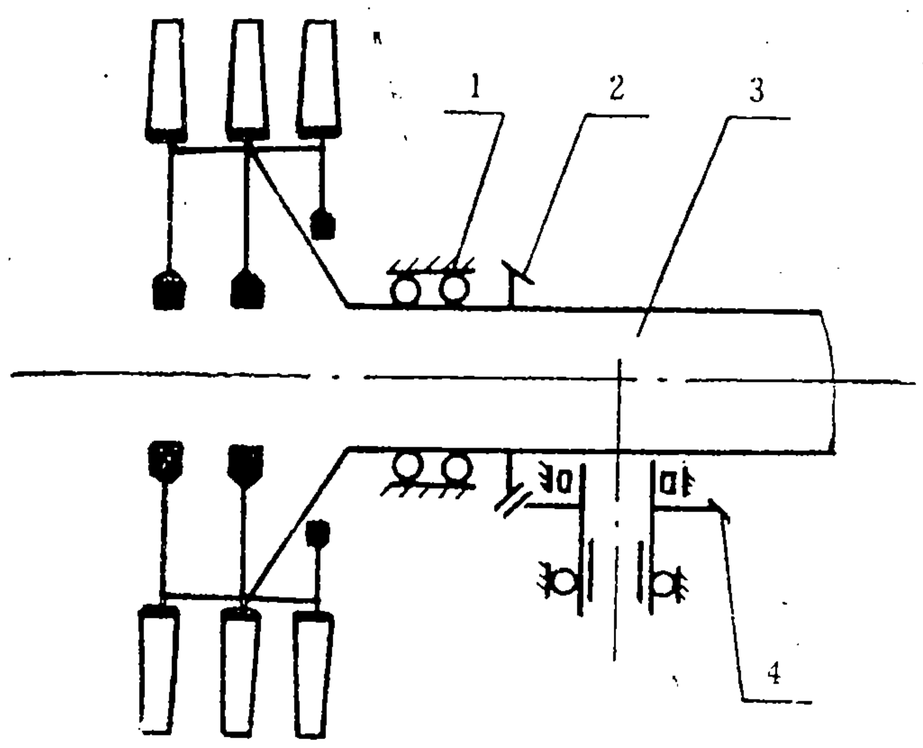


图10-3　涡喷7发动机中心传动装置

1. 发动机转子止推轴承；　2. 主动锥齿；　3. 高压压气机后轴；　4. 从动锥齿

1. 主动锥齿直接固定在发动机主轴上

如果中心传动装置正好处于转子止推支点处时，可将主动锥齿直接固定于主轴紧靠止推轴承的位置上。由于止推轴承处于转子在机匣中的轴向定位处，而从动锥齿又是固定于机匣上的，因此，发动机工作时，主、从动锥齿间不会出现相对位移，保证了啮合齿隙不会变化。涡喷7高压转子的中心传动装置（图10-3）是这种安排的典型例子。

2. 利用正齿轮过渡

在许多发动机中，附件传动装置置于压气机前端，而发动机转子的止推支点安排在压气机后端，即中心传动装置没有安置在转子止推支点附近，这时，不能将主动锥齿轮直接装于发动机轴上，而需采用下述方法来安排锥齿以保证发动机工作中啮合齿隙不会发生变化。

图10-4为涡喷7发动机低压转子的中心传动装置图。由于该转子的止推轴承位于压气机后端，而中心传动部分却介于第1、2级轮盘间，紧邻滚棒轴承，因此主轴1上不能直接装主动锥齿，而装上主动正齿轮2，通过正齿轮2、3的过渡带动主动锥齿4，主动锥齿4与从动锥齿5装于同一个支承机匣中，两者不会产生相对移动，啮合齿隙不会变化。发动机工作时，轴1相对机匣会发生相对移动，这时只会引起正齿轮2相对正齿轮3有相对轴向移动，但它们的啮合齿隙却不会发生变化。

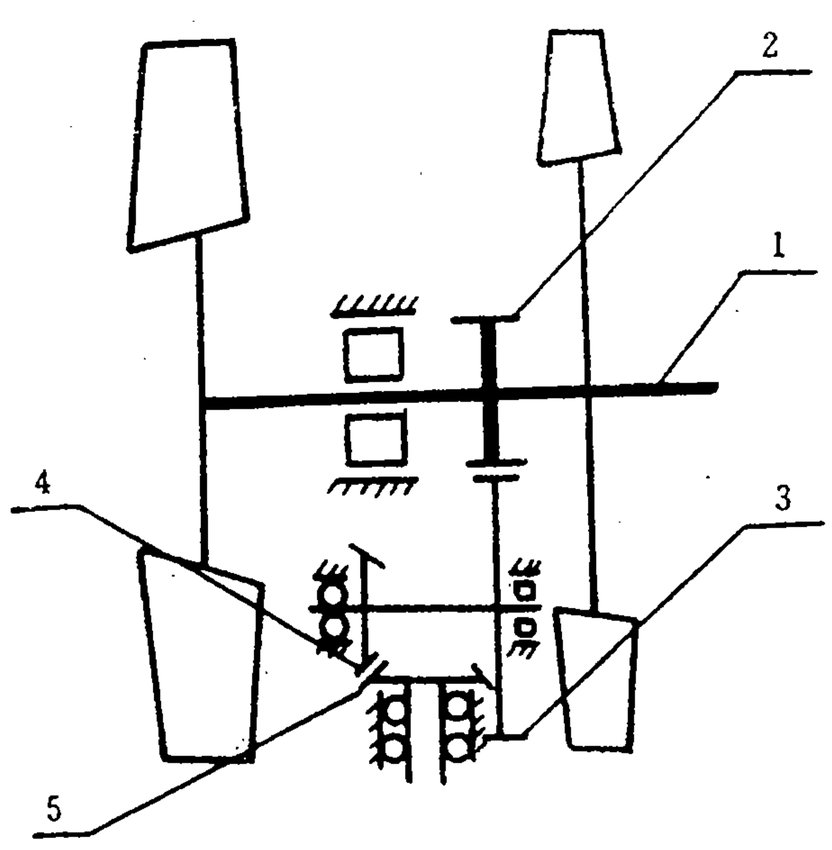


图10-4　涡喷7发动机低压转子中心传动装置

1. 低压压气机轴；　2. 正齿轮；
3. 正齿轮；　4. 主动锥齿；
5. 从动锥齿

类似图10-4的传动方案，在斯贝发动机低压转子、RB199发动机高压转子上均采用了，只是RB199采用内啮合的正齿轮方案。图10-5是RB199高压转子中心传动装置传动简图。压气机轴1的前端直接作有正齿轮2，与装有主动锥齿4的内齿3啮合，内齿轴的中心线6与压气机轴的中心线不同心，这样，通过内齿传动后，使主动锥齿4的转速下降，不需用增大从动锥齿5的直径来降低转速，因而轴向尺寸短，中压压气机与高压压气机间的中介机匣不必作得过长。

3. 通过套齿连接主动锥齿

涡喷6发动机由压气机前轴来传动附件，而转子的止推轴承在压气机的后端，因此，主动锥齿不能直接装于前轴上。图10-6示出了涡喷6发动机采用的措施。它的主动锥齿4与传动轴作成一体，用两个轴承支承于进气机匣的中心锥内，轴的后端用外套齿 2 与压气机

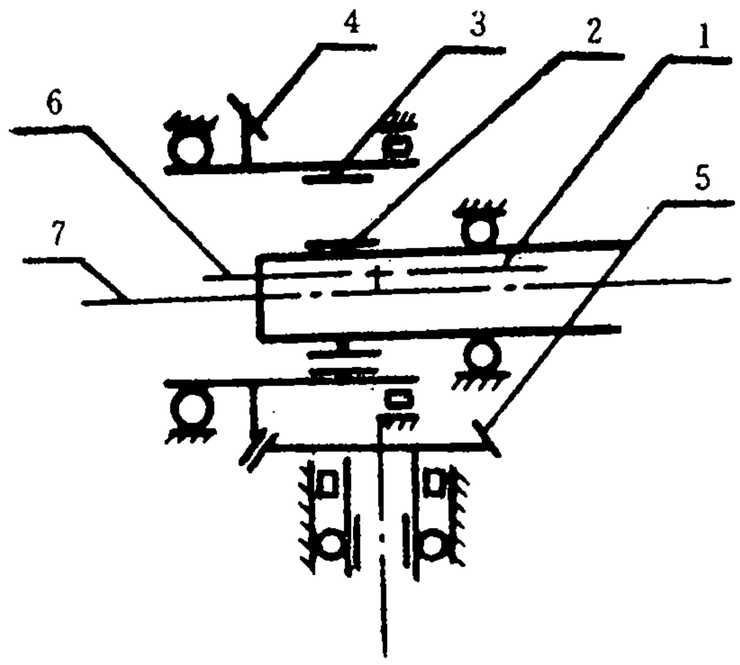


图10-5 RB199高压转子中心传动装置示意图

1. 高压压气机前轴；2. 正齿轮；3. 内齿轮；4. 主动锥齿；5. 从动锥齿；6. 主动锥齿中心线；7. 高压压气机轴中心线

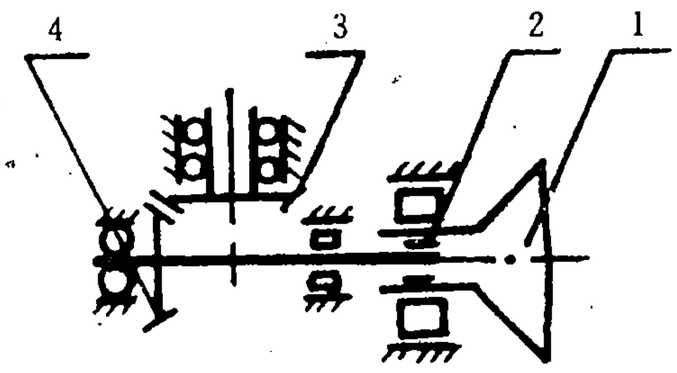


图10-6 涡喷6发动机中心传动装置示意图

1. 压气机前轴；2. 啮合套齿；3. 从动锥齿；4. 主动锥齿

前轴 1 的内套齿啮合，啮合齿隙较大。发动机工作时，前轴相对机匣移动时，在套齿间产生相对滑动，而从动锥齿3与主动锥齿4间不会产生相对错移。斯贝发动机高压转子的中心传动装置也采用了类似图10-6的传动方案。

（三） 双速传动装置

为了减少发动机附件数目，减轻发动机重量，有些发动机将起动机与发电机作为一体，成为起动-发电机。发动机起动时，作为直流电动机，输入直流电后驱动发动机转子旋转；起动后，作为发电机，由发动机驱动向飞机提供直流电流。

起动-发电机作为起动机起动发动机时，需要有较大的扭矩作用于发动机转子上因，此起动机需减速后传动转子；发动机正常工作时，转子转速较高，发电机转速一般约为8000转/分，这时，转子需减速后传动发电机。这样就造成发动机采用起动-发电机时，需采用不同的传动比带动起动-发电机，因此，在附件传动机构中应设置一套双速传动装置，来满足起动-发电机在两种状态下的传动比要求。在涡喷6、涡喷7、涡喷13等发动机上，均有双速传动装置以驱动起动-发电机。但在某些采用起动-发电机的发动机上，如涡喷11、涡桨5等并未采用双速传动装置。

图10-7是涡喷6发动机的双速传动装置简图。它由两对正齿轮（4，5），（6，7），一套棘爪离合器2、一套摩擦离合器1、一套滚棒离合器3组成。

1. 摩擦离合器

摩擦离合器（图10-8）是起超载保险作用的。它由一组铜片3、钢片4、弹簧5和内齿轮1、外齿轮2组成。铜片上有外套齿与外齿轮2的内套齿啮合；钢片上有内套齿与内齿轮1的外套齿啮合。铜片与钢片相间地安装在内、外齿轮之间，用一组弹簧5压紧，摩擦片之间填有石墨油膏，起润滑作用。

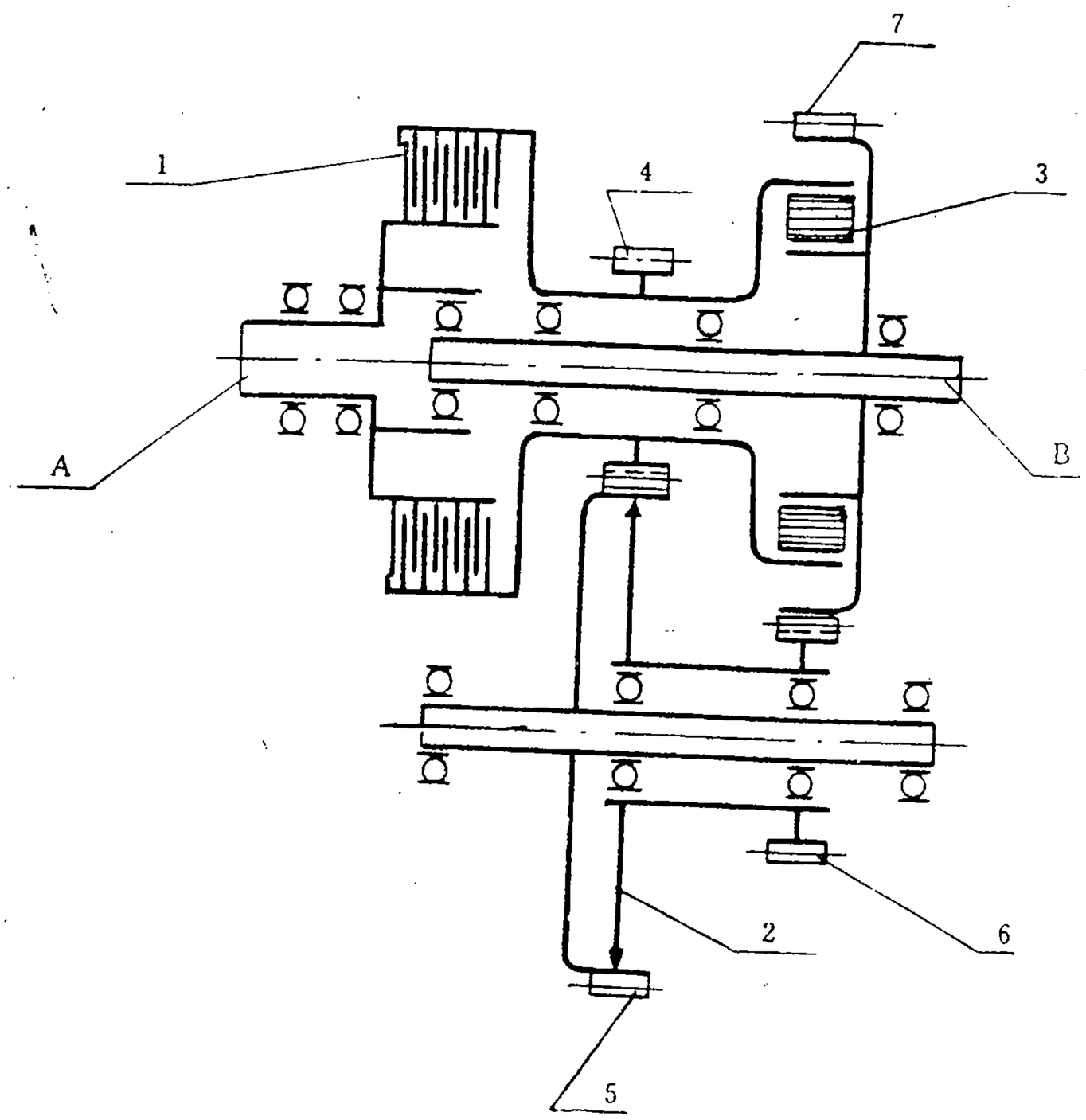


图10-7　涡喷6发动机的双速传动装置简图

1. 摩擦离合器；2. 棘爪离合器；3. 滚棒离合器；4、5、6、7. 正齿轮；*A*. 与起动-发电机轴相连；*B*. 与附件传动装置主传动轴相连

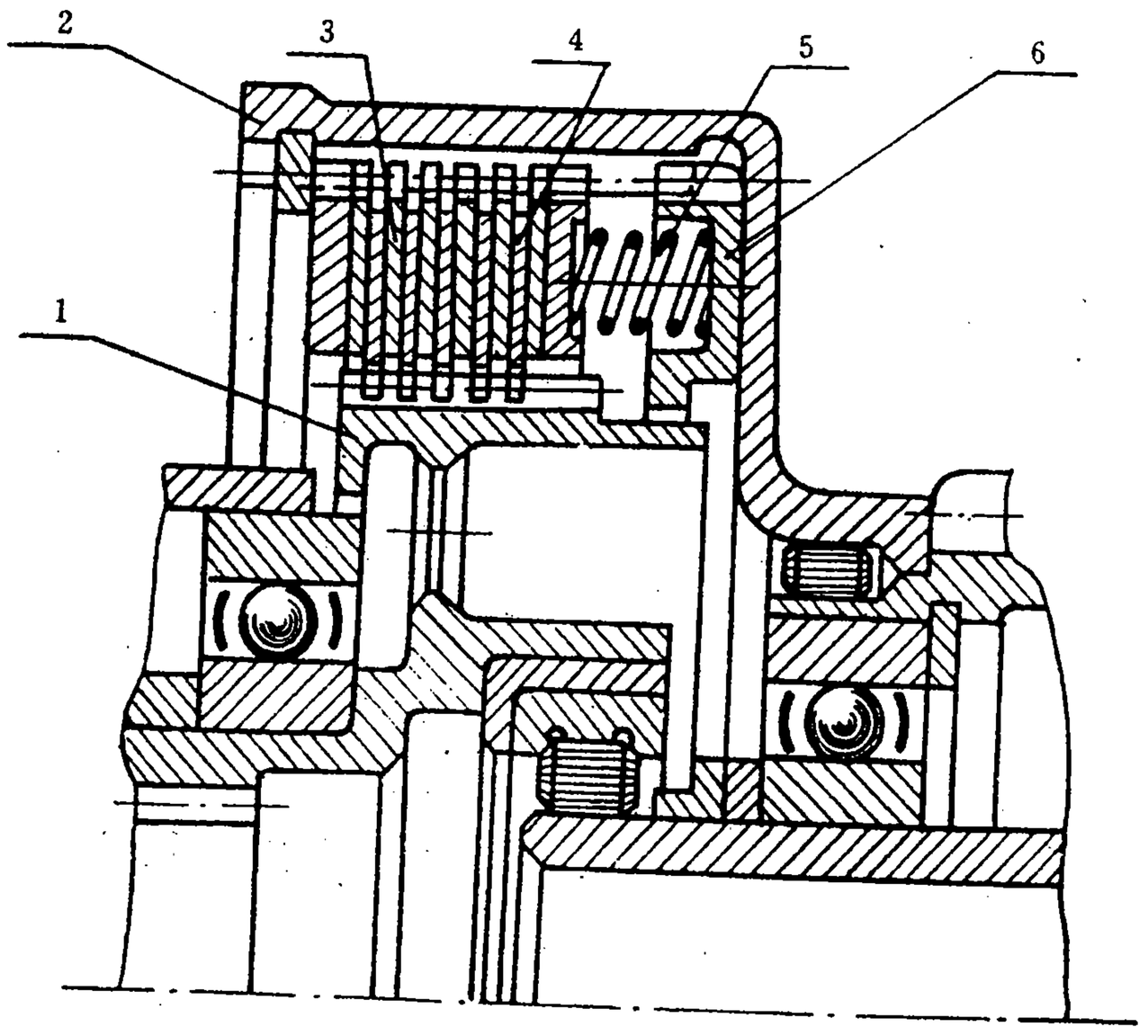


图10-8　摩擦离合器

1. 内齿轮；2. 外齿轮；3. 铜片；4. 钢片；5. 弹簧；6. 弹簧座

工作时，当内或外齿轮传动扭矩小于摩擦片之间的摩擦力矩时，内、外齿轮成为一体；当传动扭矩过大时（例如发动机加、减速时，电机转子的惯性力矩增加很多，使传动扭矩加大），超过铜片与钢片之间的摩擦力矩时，钢片与铜片（即内、外齿轮）间产生相对滑动，不会使传动机构由于超载而损坏，起到保护作用。

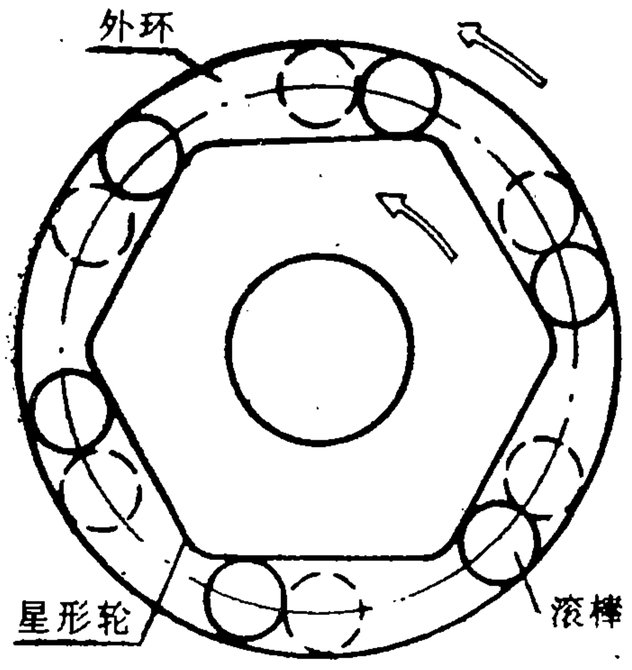


图10-9　滚棒离合器工作原理图

2．滚棒离合器

滚棒离合器为超越离合器的一种，在如图 10-9 所示简图中的转动方向下，当外环转速低于内环转速时，离合器由于滚棒卡在内、外环间而合闸，内、外环以同一转速工作；当外环转速高于内环转速时，滚棒由卡住位置脱开，离合器脱开，外、内环以各自的转速工作。

滚棒离合器（图10-10）由外环 1、隔圈 5、星形轮 2、卡圈9、滚棒3和前、后盖板6、 7 等组成。外环的内径处作成类似滚棒轴承的滚道，星形轮的外滚道作成八段特型斜面组成的八角形，八个滚棒分别装于外环与星形轮各斜面之间，用隔圈将滚棒隔开。当滚棒处于斜面最高点时，滚棒即卡在外环与星形轮间，当滚棒处于斜面最低点时，即与外环脱离接触，用铆钉将前、后盖板连接到隔圈

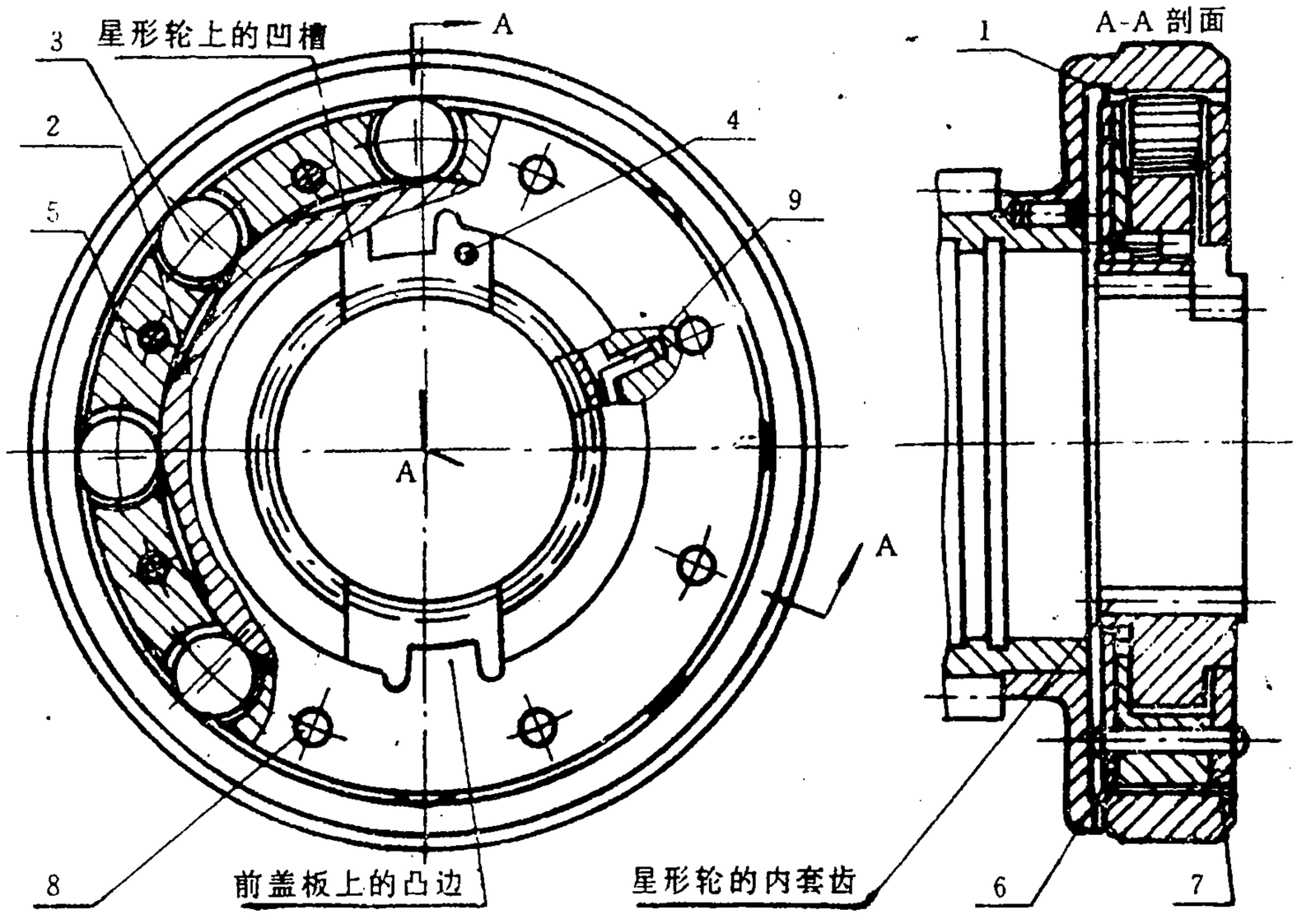


图10-10　滚棒离合器

1．外环；2．星形轮；3．滚棒；4．星形轮上小孔；5．隔圈；6．后盖板；7．前盖板；8．铆钉；9．卡圈

上，使滚棒不会脱出。弹性卡圈的一端插在星形轮的小孔4中，另一端嵌在隔圈的径向槽中，弹性卡圈总是驱使隔圈带着滚棒与外环进入接触状态。

工作时，当星形轮转速大于外环转速时，星形轮斜面迫使滚棒卡在外环与星形轮之间，星形轮带动外环一起转动；当外环转速大于星形轮时，滚棒在外环的带动下落入星形轮斜面的下端浅槽中，而与外环或星形轮脱离接触，外环与星形轮间处于脱开状态。

3．棘爪离合器

棘爪离合器（图10-11）也是超越离合器的一种。它由棘轮1、离合子5、以及安装离合子的安装座2等组成。离合子在弹簧的作用下使其一端始终朝上，嵌在棘轮的齿槽中。当棘轮顺时针旋转时，棘轮的齿槽槽底顶住离合子，驱使安装座与棘轮一起旋转，即棘爪离合器处于合闸状态；当安装座的转速大于棘轮的转速时，离合子被棘轮齿槽的斜面压下，使离合子与棘轮齿槽槽底分离，离合器处于脱开状态，棘轮与安装座以各自的转速旋转，互不干涉。

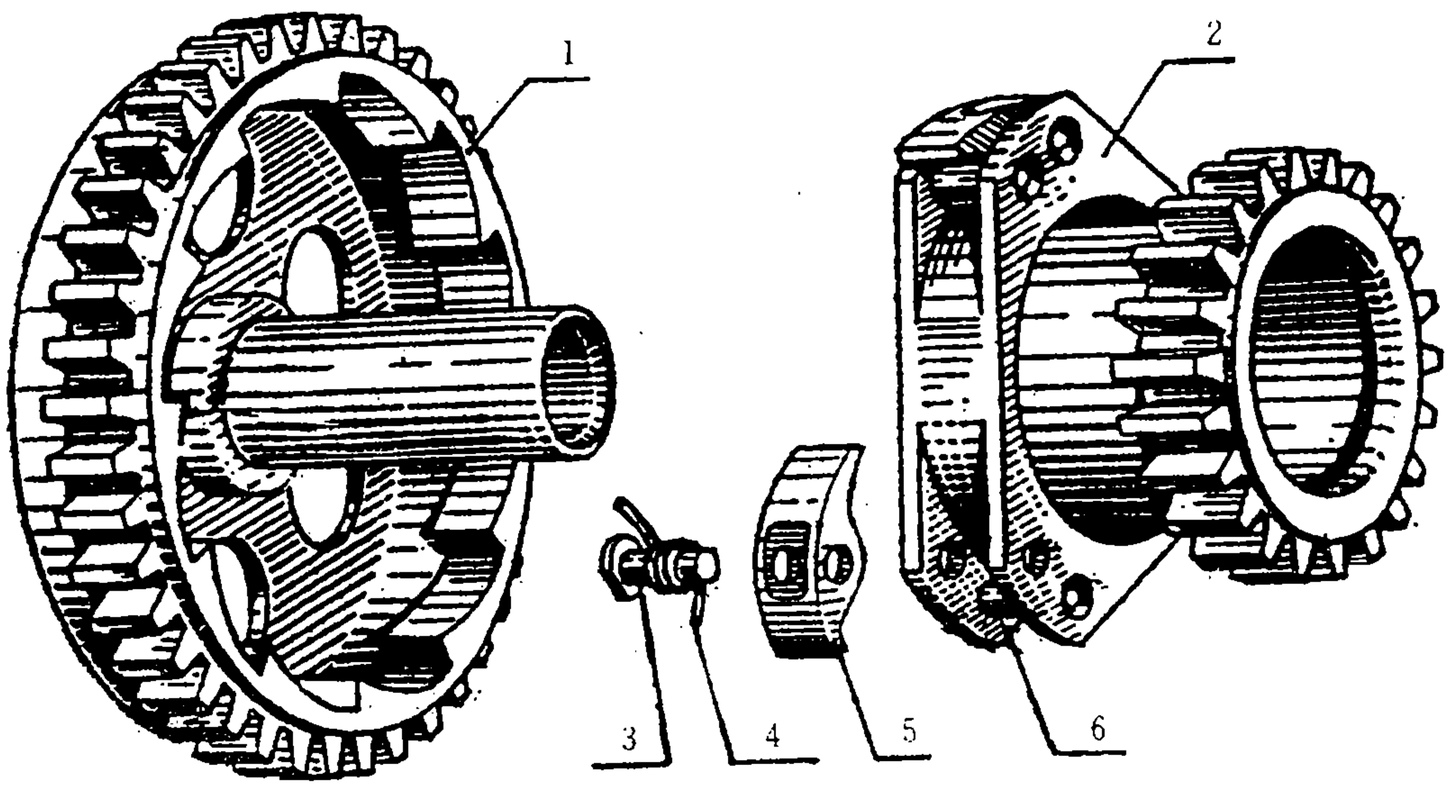


图10-11　棘爪离合器

1.棘轮；　2．安装座；　3．销钉；　4　弹簧；　5．离合子；　6．限动销

4．　双速传动装置工作原理

起动发动机时，起动-发电机通过摩擦离合器1（参见图10-7）带动齿轮4传动齿轮5，使棘爪离合器2的棘轮转动，棘爪离合器合闸，通过离合子使安装座，即齿轮6转动并传动齿轮7，达到减速的目的，带动与附件传动装置主传动轴相连的轴B。此时，滚棒离合器3的外环与星形轮分别随齿轮4、7转动。因为齿轮7的转速低于齿轮4的转速，即星形轮的转速低于外环的转速，因此滚棒离合器处于离闸状态，即起动发动机时，起动-发电机通过摩擦离合器经齿轮4、5、6、7减速后驱动发动机转子。

当发动机起动后，切断供给起动-发动机的电源，起动机不工作，有停转的趋势。但是发动机转子却通过主传动轴B带动齿轮7，使滚棒离合器的星形轮转速大于外环的转速，滚棒离合器自动合闸，齿轮4与齿轮7以同一转速旋转。此时，对于棘爪离合器，其安装座（即内环）被齿轮6带动，其转速比齿轮7的要高，而棘轮（即外环）被齿轮5带动，其转速比齿轮4的小。因此，棘爪离合器的外环转速低于内环的，棘爪离合器处于离闸状态，齿轮5与齿轮6以不同的转速转动，也即在起动-发电机处于发电状态时，发动机转子经附件主传动轴B通过滚棒离合器、摩擦离合器直接驱动发电机工作。

综上所述，双速传动装置是借助两套超越离合器，通过两条不同的传动路线，自动地获得在起动与发电两种工作状态下所需要的两种传动比。另外，双速传动装置还可保证在双发飞机（两台发动机装于飞机机身内）上，起动一台发动机时，防止另一台发动机反转。

（四）恒速传动装置

在现代飞机上，机上电源常采用频率为400周/秒的交流电源。如采用交流发电机提供

交流电源（一些小型飞机上，也可采用变流器将直流电转变为交流电）时，需由发动机附件传动装置来驱动交流发电机。为保持发电机提供的电源频率不变（保持400周/秒），要求发电机以8 000转/分的恒定转速工作，而发动机的转速变化范围很大，因此，需在传动机构与发电机间安装一套保持发电机转速恒定的装置，即恒速传动装置（CSD）。恒速装置的输入轴与发动机传动装置相连，转速是变化的，输出轴与交流发电机相连，转速是恒定的。以民用斯贝发动机采用的霍布生 537 型恒速传动装置为例，其输入转速在 3 300～6 750转/分之间变动，相当发动机转速从6 480～13 270转/分变化时，其输出的转速为8 000转/分，误差为±1%。由于输入转速不仅变化范围大，而且是无级变化的，要保持输出转速恒定，是比较困难的，需采用较为复杂的液压机械系统来达到。霍布生 537 型恒速传动装置主要有一套可变速率的液压传动装置和一套双重差动行星齿轮系组，结构非常复杂，加上滑油后，全套装置重量约为46公斤，比两台发电机的重量还要重。

第二节 滑油系统

一、概 述

滑油系统的功用是向轴承、齿轮的工作表面输送滑油，带走由于高速转动下产生的摩擦热以及周围高温零件传来的热量，以维持轴承、齿轮的正常温度状态，并在轴承的滚道与滚子间、相啮合的齿面间形成连续的油膜起到液体润滑的作用，减少这些工作面的磨损和摩擦损失、并防止零件的锈蚀；另外，还可利用滑油系统的有一定压力的滑油，作为某些液压装置(如液压调节器、挤压油膜轴承等)和操纵机构(如作动筒)的工质。在涡轮螺旋桨发动机中，由于有传动大功率的齿轮减速器，滑油带走的热量较多，所以还可用作防冰系统的热源。在采用滑油-燃油散热器时，滑油的热量还能对燃油加温，能改善燃油系统的高空性能。由此可见，发动机工作的可靠性，在很大程度上取决于滑油系统的工作。为此，对滑油系统提出以下基本要求：

（1）发动机在飞行包线内工作时，应能正常工作，保证供给发动机所需的滑油，并能保持滑油在所给定的温度范围内。

（2）滑油消耗量要小。

（3）在低温条件下，系统应能迅速而可靠的起动。

（4）各种附件，特别是油滤、磁堵、调压活门等应便于接近，进行调整、检查、维护，系统故障征候应能及早发现。

二、滑油系统的循环量和消耗量

单位时间内供给发动机的滑油量称为滑油系统的循环量。它的大小在一定程度上决定了整个系统的方案，是滑油系统的主要参数之一。循环量的大小取决于滑油进行冷却和润滑时需要带走的热量、滑油的性质以及发动机操纵系统所需的滑油量，即

$$W = W_h + W_p$$

式中：W_h——轴承和齿轮散热所需要的滑油量；

W_p——发动机操纵系统和调节系统所需的滑油量。

由滑油带走的热量包括轴承、齿轮等相对运动零件工作表面的摩擦热和相邻高温零件传到轴承上的热量。它们不仅随发动机工作状态和飞行状态变化，而且与部件的结构形式有着密切的关系，所以很难用解析的方法详细计算出滑油系统的循环量。一般是根据统计数据确定，并在发动机试验过程中修正。

单位时间每个主轴承所需的滑油量取决于它们在发动机上的位置、载荷以及轴承的DN值，例如低温处的发动机前轴承供油量通常为1～2升/分，高温区的中、后轴承的供油量约为2～6升/分，甚至更高些。一般情况下，平均每个主轴承的供油量约为3～5升/分。表10-2列出了几台发动机主轴承的供油量。

表10-2　几台发动机主轴承供油量（升/分）

发动机 \ 轴承 / 供油量	低压转子			高压转子		
	压气机前	压气机后	涡轮处	压气机前	压气机后	涡轮处
涡喷 6	0.5 ～1.0	4.0	4.4			
涡喷 7	1.65～1.95	2.0～2.5	3.0～3.5		9.0～9.5	5.0～5.5
涡喷 13	1.69～1.95	2.9～3.3 (中介轴承)	3.6～4.1	1.5～3.1 (中介轴承)	9.2～9.7	5.7～6.3
斯贝MK202	1.053	1.004 1.758 (中介轴承)	1.75	1.758	3.167	4.902

用于润滑附件传动装置及用于调节系统和操纵系统的滑油，一般约占系统循环量的20～25%。在涡轮螺旋桨发动机中，减速器的润滑及螺桨操纵系统与测扭机构还需大量的滑油。

为了减轻发动机的重量，滑油箱及管道中的滑油量一般均较少。为满足滑油系统供油量的要求，油箱内的滑油每分钟内要重复循环数次，表10-3列出了几台发动机的供油量及滑油箱的容量。

表10-3　几台发动机的滑油供油量与油箱容量

发动机	供油量（升／分）	滑油箱加油量（升）	每分钟循环次数
涡喷 7	22.5 ～25.4	11	2.04～2.3
涡喷 13	25 ～29	11	2.27～2.63
JT3D	34.28～39.20	23.09	1.48～1.70
斯贝MK202	32.05～32.96	11.93	2.68

单位时间内滑油的损耗量称为滑油消耗量。损耗主要包括滑油蒸气随通气管逸出到外界大气的量与滑油由油腔封严装置逸漏的量。一般航空燃气涡轮发动机的滑油消耗量不大，约为0.3～1.5升/小时。表10-4列出了几台发动机的滑油消耗量。

表10-4　几种发动机的滑油消耗量（升/小时）

发动机	涡喷5	涡喷6	涡喷7	涡喷13	斯　贝	JT3D	J79	F100
滑油消耗量	0.7	0.5	≯1.2	≯1.2	0.43	0.473	0.987	0.76

三、滑　油

涡轮喷气、涡轮风扇发动机所使用的滑油，要求在较低、较高的温度下均能正常工作，小的粘度，低的凝固点，高的闪点温度，抗氧化性能良好，结焦积沉少等。涡轮螺旋桨发动机中，由于有承受大负荷的减速器齿轮，滑油的粘度较在涡喷、涡扇发动机中用的要高，以便在啮合齿面间形成足够强的油膜。因此，涡轮螺旋桨、涡轮轴发动机使用的滑油粘度大，滑油的凝点温度也较高，因而低温下起动发动机较为困难。

早期的航空发动机均采用由石油中提炼出的轻质矿物滑油，它的最高工作温度约为150°C。这种滑油早已不能满足现代飞机用发动机对滑油提出的低温、高温下均能正常工作的要求，因此，现代大多数发动机均采用合成滑油，例如国产的4109、4105型滑油，前者用于涡轮喷气、涡轮风扇发动机，后者用于涡轮螺旋桨、涡轮轴发动机中。目前广泛使用的合成滑油工作温度可达200°C，今后可能达到350°C。合成滑油具有能在高温下工作、凝点低、结焦积沉少、蒸发少、工作寿命长等特点，但它的价格却较高，国外市场矿物滑油与合成滑油的价格比约为1：4，国产合成滑油的价格更高些，因此，目前仍有发动机采用矿物滑油的。

四、涡喷7发动机滑油系统

涡喷7发动机的滑油系统能作为早期发动机滑油系统的代表，图10-12是其简图。该系统的主要参数如下：

滑油压力：慢车状态不小于0.98×10^5帕(1公斤/厘米^2)，其它状态3.43×10^5帕（3.5公斤/厘米^2），空中不小于2.94×10^5帕（3.0公斤/厘米^2）；

滑油温度：进入发动机的温度不低于－40°C，由发动机流出的温度不高于＋140°C；

允许滑油供给中断的时间不大于17秒；

增压泵供油量不小于53升/分，回油泵总回油量不小于147升/分；

滑油消耗量不大于1.2升/分。

系统由供油、回油、通风三个分系统组成（所有发动机的滑油系统均由这三个分系统组成）。

（一）供油系统

油箱19中的滑油被增压泵8抽出并增压，调压后经高压滑油滤14过滤，然后分别送到发动机转子各轴承及附件传动机匣中，对轴承、齿轮进行冷却、润滑。

增压泵为齿轮式，由一对齿数相同互相啮合的齿轮组成，图10-13是齿轮泵的简图。滑油由进口进入泵后，填满齿间槽穴，当齿轮被带转时，滑油即被带至出口处向外输出，滑油压力被抬高。在工作中为保持一定的滑油压力，油泵出口处装有调压活门，当泵出口处滑油压力高于规定压力值时，滑油顶开活门，使部分滑油由泵的旁路流回到泵的进口处，从

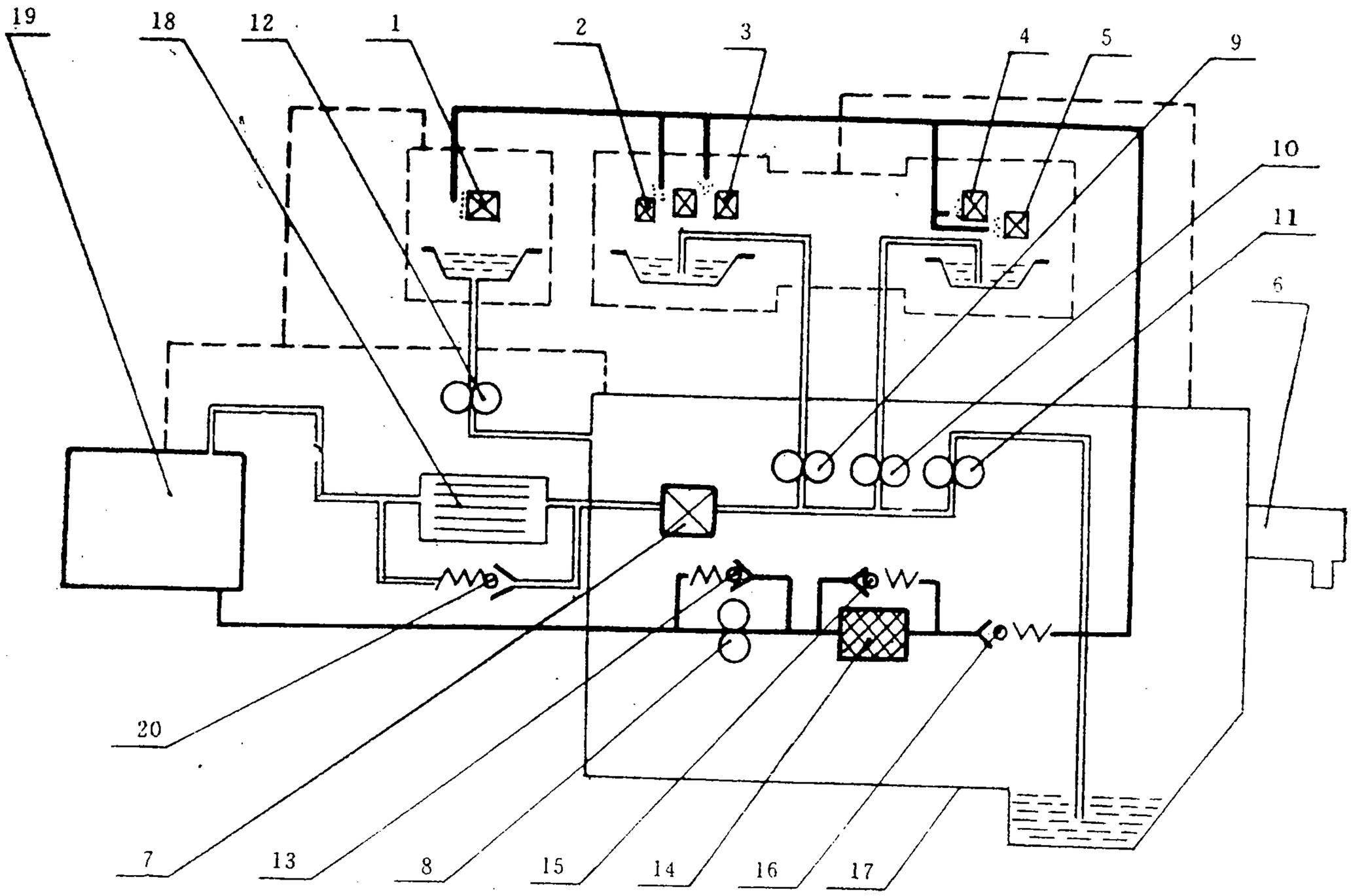


图10-12　涡喷7发动机滑油系统

1. 低压压气机前轴承；2. 低压压气机后轴承；3. 高压压气机后轴承；4. 高压涡轮前轴承；5. 低压涡轮前轴承；6. 离心通风器；7. 油气分离器；8. 增压泵；9、10、11. 回油泵；12. 前支点辅助回油泵；13. 调压活门；14. 高压油滤；15. 油滤安全活门；16. 单向活门；17. 附件传动机匣；18. 散热器；19. 油箱；20. 安全活门

而维持出口压力为一定，活门的弹簧力可根据要求进行调节。

滑油滤装于增压泵之后，将混入滑油中的一些细小杂物滤出，使进入各喷咀的滑油保持清洁。由于它是装于增压泵之后，故称为高压油滤。涡喷7的高压油滤过滤能力为50μm，即尺寸大于50μm的杂物被滤网滤出。图10-14是高压油滤的示意图。由油滤进口进入的有一定压力的滑油，经细网过滤碟5的网孔流入碟芯再进入中心管6中，污物即被滤网滤出。清洁的滑油由中心管向上由出口1流出。当滤网被过多的污物堵住时，进入中心管的滑油压力将因阻力加大而减少，进、出口间的安全活门在压差的作用下打开，部分或全部滑油不经过滤网而直接由出口流出，保证滑油供应不会中断，防止因缺油造成轴承、齿轮烧毁的严重事故。

在油滤出口处，还装有一单向活门（图10-12中之16，图10-14中之2）。发动机不工作时，活门在弹簧力作用下堵住出油口，避免油箱中的滑油在重力的作用下经过油泵等流进发动机主轴承油腔，油箱缺油。当发动机工作时，只要转子一旦转动，油泵向外输出滑油，有$(0.29\sim0.39)\times10^5$帕的压力时，即可顶开此活门，使滑油正常向外输出。

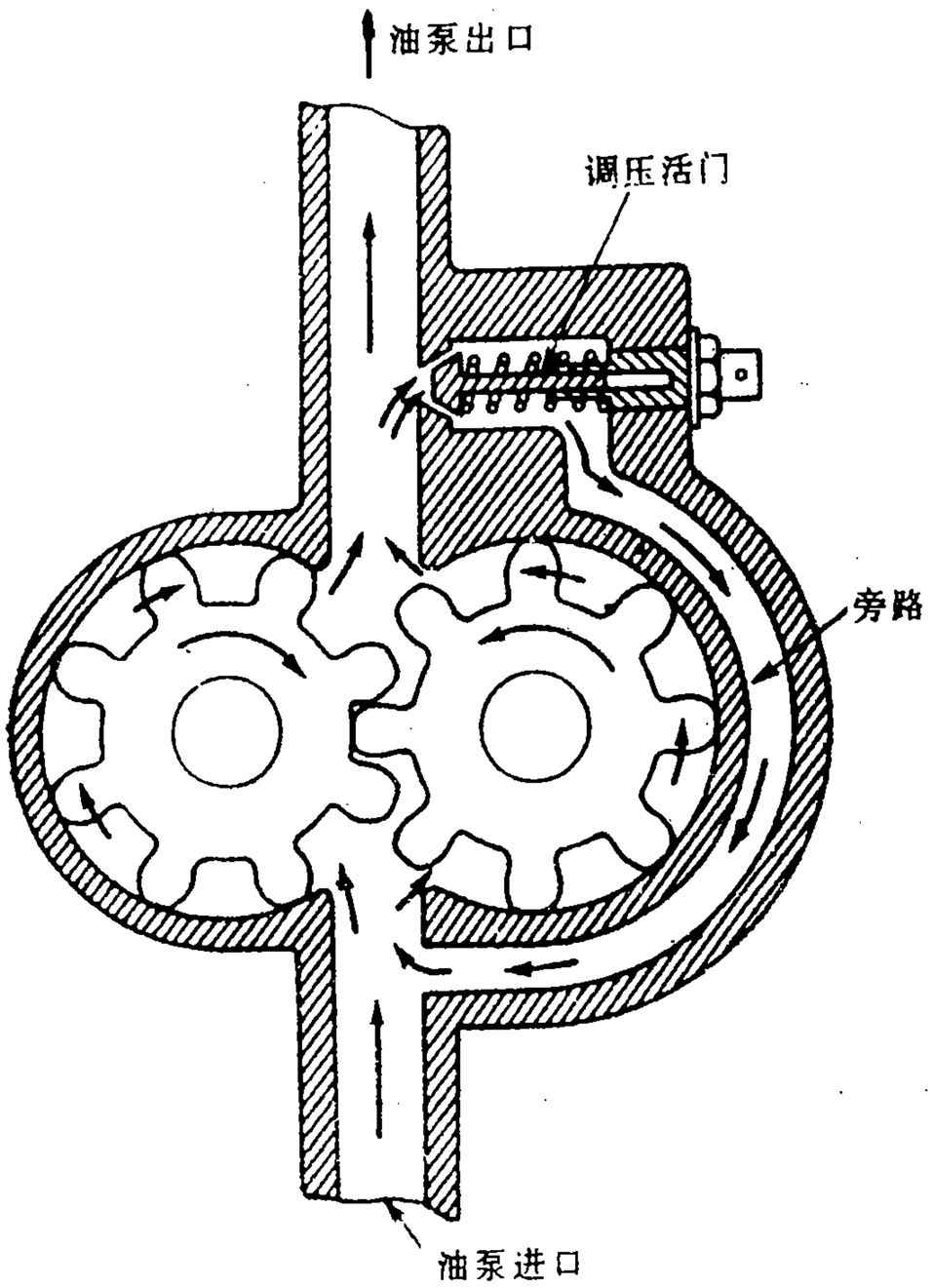


图10-13　齿轮泵工作原理简图

（二）回油系统

冷却、润滑轴承、齿轮后的滑油，分别流入前支点油腔、中支点油腔、后支点油腔以及附件传动机匣。前支点油腔的滑油，用由低压转子传动的前支点辅助回油泵12（见图10-12）抽回到附件传动机匣内。附件传动机匣油腔和中、后支点油腔的滑油分别用由高压转子传动的三个回油泵11、9、10抽回。滑油喷向轴承、齿轮时，溅成许多小油珠，加上滑油温度提高，会形成许多气泡夹杂在滑油中，同时还有很多滑油变为滑油蒸气，因此，用回油泵抽回的滑油内含有大量气泡，容积增加许多，这就要求回油泵总的抽汲能力要比增压泵的供油能力大许多，涡喷7的三个回油泵总抽汲量（单位时间内）为增压泵供油量的2.7倍。

滑油中的泡沫还需通过油气分离器7将泡沫分离出去。涡喷7采用的是转子式油气分离器，即由回油泵抽汲的滑油，进入高速旋转的叶片式转子中，滑油在叶片的作用下产生向外甩的离心力，甩向壳体内的槽中，然后用管子输出。油中的空气因为比重小，由中心处的管子引出。

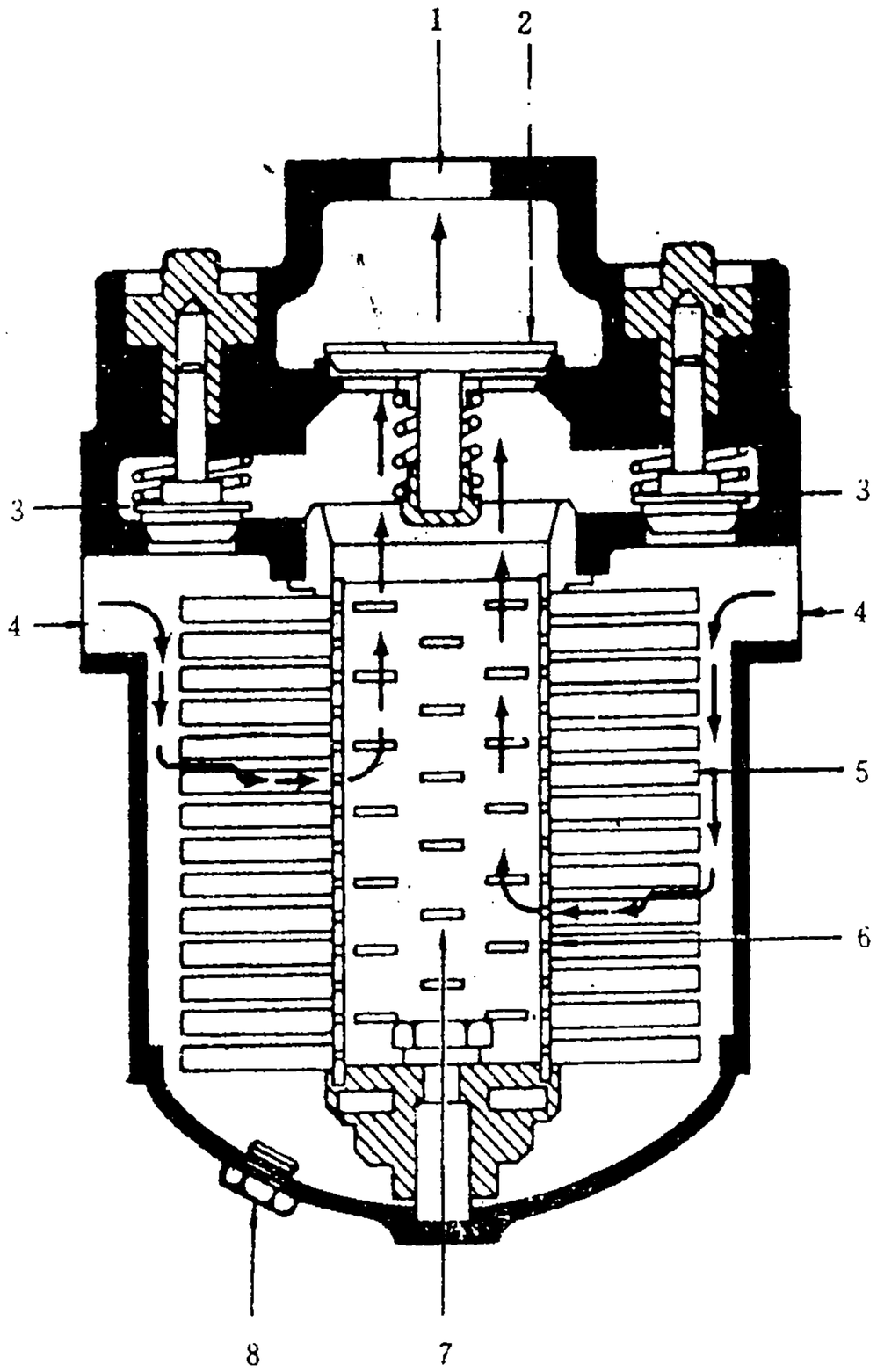
由油气分离器出来的滑油流入燃油-滑油散热器18中，利用燃油系统的低压燃油将滑油的热量带走，使滑油温度达到正常值，然后流入油箱19，完成一次循环。

（三）通风系统

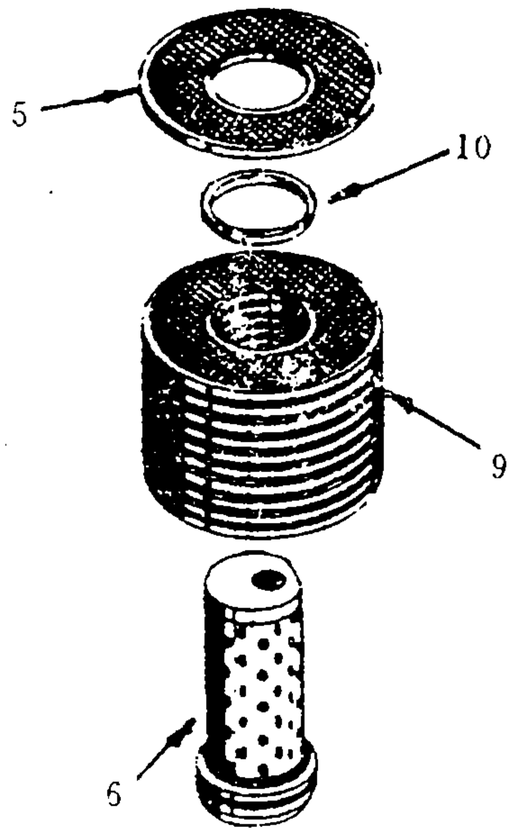
为了维持油腔与油腔外有一定压差，使油腔的压力低于油腔外的压力，以便封油装置能正常工作，防止油腔中的滑油、油气外泄，发动机内所有的油腔（轴承油腔、附件传动机匣油腔、滑油箱）均应与大气相通，因此，滑油系统中设有通风系统。通常是将各轴承油腔及滑油箱均用导管与附件传动机匣相连通，然后通过油雾分离器将油雾中的滑油分离出来，流回到机匣，空气则通过排气管排至大气。对于高空使用的发动机，如通气管直接与大气连通，在高空时，会由于大气压力太低而使滑油系统不能正常工作，因此需增设高空活门，当飞行高度大于某一高度后，油腔压力与外界大气压力间保持一定的压差，低于此高度时，油腔与大气直接相通。

涡喷7的通风系统中，油气通过装于附件传动机匣上的旋转式离心通风器6（起油雾分离的作用），利用高速旋转的叶片将油气中的滑油分离出来流入机匣，空气则通过高空活门排到大气。高空活门在12公里的飞行高度以上时，维持油腔的压力大于大气压力0.11×10^5帕。

滑油系统除了应有进油、回油、通风三个分系统外，还应有指示仪表。在涡喷7的滑油系统中，在座舱中设有滑油压力表，滑油进、出口温度表，最低油压警告灯等。



(a)



(b)

图10-14 滑油滤

(a) 滑油滤组合件 (b) 过滤元件

1. 油滤出口； 2. 单向活门； 3. 安全活门； 4. 油滤进口； 5. 过滤碟； 6. 中心管；
7. 中心管上的滑油进入槽口； 8. 漏油堵头； 9. 组合的过滤盘； 10. 隔圈

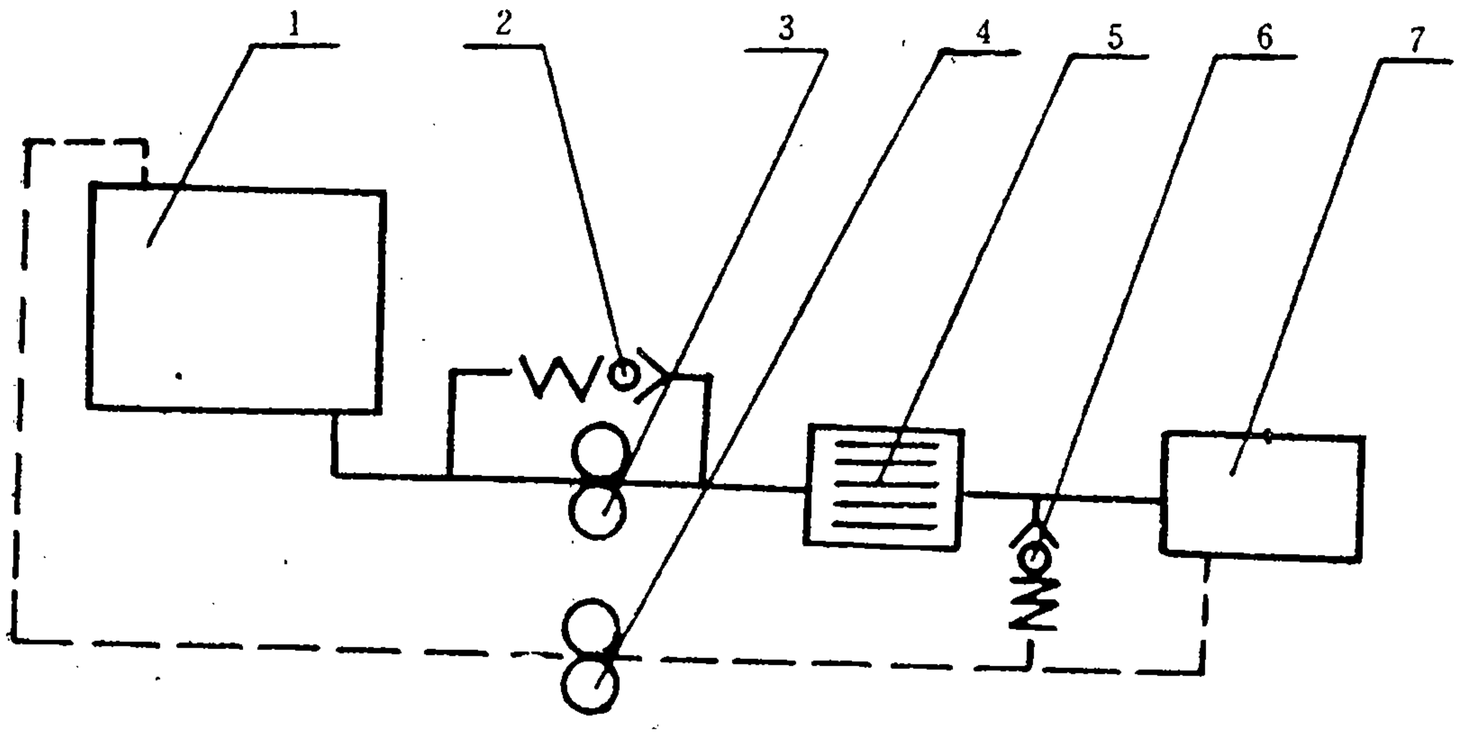


图10-15 军用斯贝发动机滑油系统示意图

1. 滑油箱； 2. 安全活门； 3. 增压泵； 4. 回油泵； 5. 散热器；
6. 系统调压活门；7. 发动机

五、军用斯贝发动机的滑油系统

军用斯贝发动机的滑油系统与涡喷7系统的主要差别有：

（1）采用了反向循环系统，即将散热器安置在进油系统的增压泵之后(图10-15)，润滑过的滑油由回油泵4直接泵回到油箱1，由于滑油的温度较高，便于滑油流入油箱时将滑油中的泡沫分离出去。类似涡喷7的将散热器置于回油系统的安排称为正向循环系统。

（2）采用了系统调压活门。在一般发动机如涡喷7的滑油系统中，通常是在增压泵出口与进口间的旁路上安装调压活门（图10-12中的13），以维持喷咀前有一定的压力；在军用斯贝发动机中，却采用了系统压差活门（图10-15中的6），即在增压泵出口与轴承油腔间装有压差活门(可调节的)，保持喷咀前与轴承油腔间有一定的压差(约2.41×10^5帕)。这样，在各种飞行状态下，虽然轴承油腔压力不断变化，喷咀前、后的压差却是恒定的，因而喷咀供油量不随飞行状态变化。增压泵的出口、进口间的旁路上装有安全活门，是用来防止进油管路在冷天油压过大。

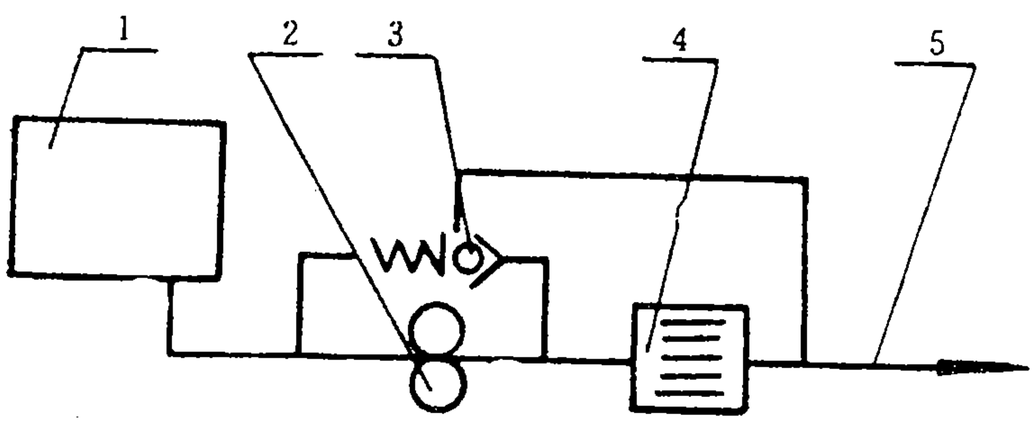


图10-16　采用散热器出口油压修正的调压活门

1．滑油箱；　2．增压泵；　3．调压活门；

4．散热器；　5．向发动机供油

在某些采用反向循环的系统中，采用类似涡喷7的调压活门，但却在散热器后引油到调压活门中进行修正，如图10-16所示。当油温较低，滑油流过散热器的阻力加大而出口油压变低时，对调压活门进行修正，使泵后油压增加，从而可保持散热器出口油压基本不变，JT8D、JT9D等发动机采用了这种方案。

（3）在回油系统中安装磁堵。

各油腔回油管以及回油泵出口总管路中装有磁性金属屑末收集堵头（简称磁堵），用以将回油中的金属屑末吸住，一方面；使回到油箱中的滑油清洁，另方面也为早期发现发动机故障以及对机械故障进行诊断提供信息。这种设施，已在大多数发动机中采用。

六、F100发动机滑油系统特点

F100发动机上有五个油腔，即：附件传动机匣，1号轴承，2、3号轴承，4号及5号轴承油腔。它的滑油系统有下列特点：

（1）进油系统无调压活门，只设有安全活门（冷天油压过高时打开，以保证系统油压不会过高），因此，喷咀前的滑油压力是随高压转子的转速而变的。

（2）通风系统中，除2、3号轴承油腔与附件传动机匣是用通风管连通外，1、4、5号三个轴承油腔无专用的通风管与附件传动机匣相连，而是利用回油管起到回油与通风两个作用的，因此，这三个油腔的压力大于另两个油腔的压力。

（3）进油系统中，增压泵后的高压油滤未装安全旁路活门，这样，不论油滤被脏物堵得多么严重，进入轴承等处的滑油均是清洁的，为防止油滤堵塞时无滑油流入轴承等处，油滤的容积要作得相当大。

（4）回油系统中油气分离器装于油箱中，是一种静止的平板式，热滑油由平板上流

过时，在油膜的表面张力的作用下撕破气泡，将油中的空气分离出去。通风系统中装有高空定压差活门，即在10 658米高度下，油腔与大气直接连通，当高度大于该高度后，保持油腔与外界有（0.09～0.13）×10^5帕（0.1～0.14公斤/厘米^2）的压差。

七、V2500发动机滑油系统

图10-17示出V2500发动机滑油系统的进油与回油系统。该系统的主要特点是：

（1）进油系统中无调压活门，仅设有最大压力安全活门。

（2）进油系统中，增压泵后的滑油滤过滤能力为125μm，不设油滤堵塞时用的安全旁路活门。

（3）回油系统中，在各回油泵出口的总管路上，装有过滤能力为30μm的细油滤；并且有油滤堵塞时的安全旁路活门，另外还装有油滤堵塞指示器（红色标志外露时，表示油滤开始堵塞，伸出愈多，堵塞愈严重）及油滤堵塞指示灯（装于座舱仪表板上）。由于回油系统中设置过滤能力很小的细油滤，回到油箱的滑油是洁净的，因而可防止发动机机械部分由于滑油中的杂物造成的损伤，可延长发动机的寿命。

（4）滑油系统监控系统较全面。

目前新发展的一些发动机，如CFM56，RB211-535E4，RB211-524G/H，CF6-80C2等均采用了类似于V2500的滑油系统。

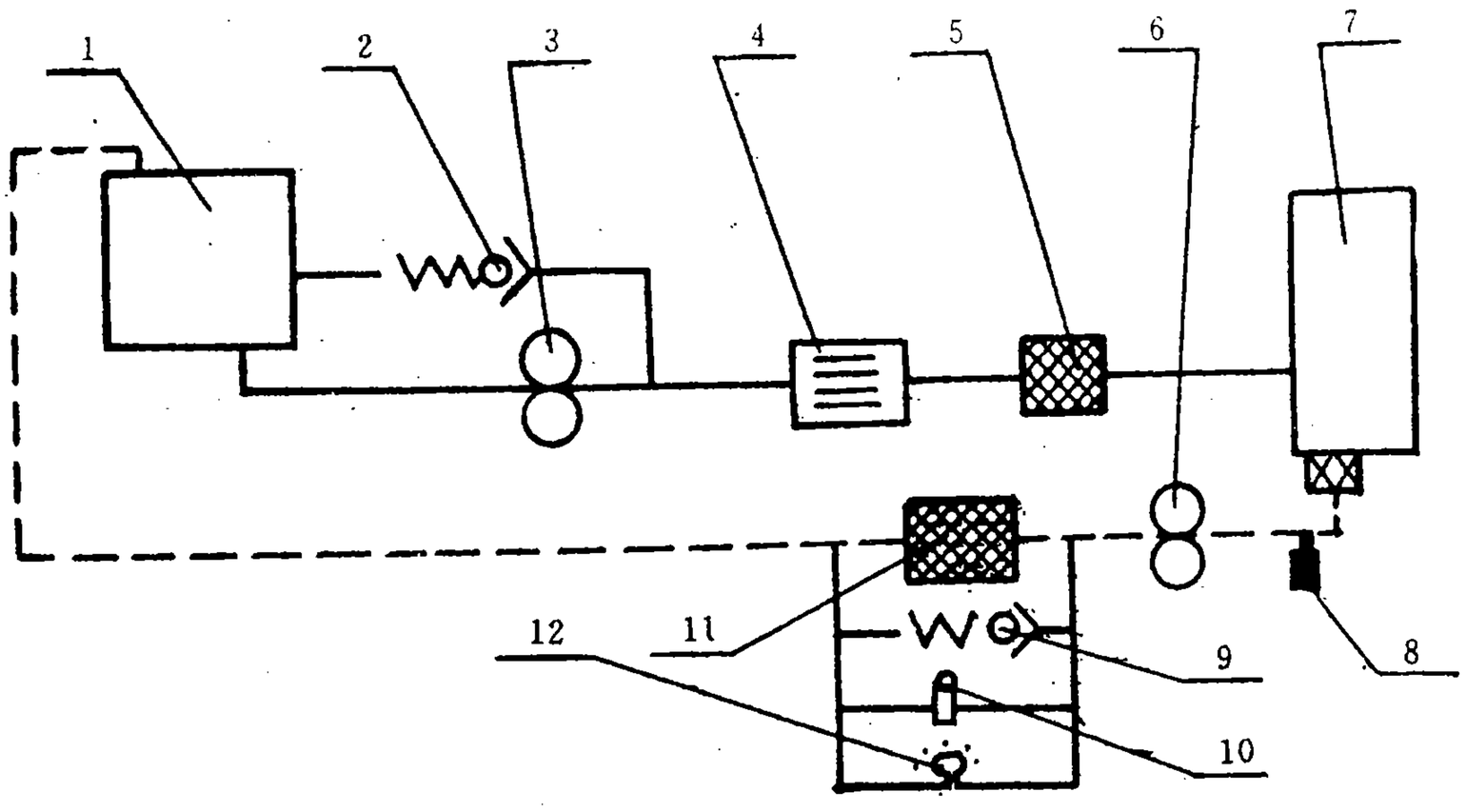


图10-17　V2500滑油系统（部分）示意图

1．滑油箱；2．安全活门；3．增压泵；4．滑油散热器；5．油滤；6．回油泵；7．发动机；8．磁堵；9．油滤堵塞旁路活门；10．油滤堵塞指示器；11．油滤；12．油滤堵塞指示灯。

第三节　起 动 系 统

一、概　述

起动系统是用来使发动机从静止状态过渡到稳定的慢车转速工作状态，它包括带动转子由静止状态逐渐加速到一定的转速以及向燃烧室供入燃油并点燃，形成连续的燃烧过程两部分内容。因此，起动系统应包括以下主要部分：

（1）起动机　用来带动发动机转子并加速到一定转速，使空气流入发动机受到压

气机的压缩，达到一定的压力，以便在燃烧室内形成可燃的混合气并能可靠的点燃与燃烧，以产生具有一定能量的燃气，推动涡轮转动，发出足够的功率，带动压气机加速。当涡轮发出的功，大于压气机所需的功时，起动机即可停止工作，发动机全靠涡轮发出的功驱动加速。

（2）起动燃油系统　供给起动发动机时所需的燃油，以便与空气混合形成可燃的混合气。

（3）起动点火系统　在燃烧室内形成火源以便点燃燃烧室内的可燃混合气。

（4）自动装置　使起动系统各个附件按规定顺序与时间，自动地投入或退出工作，保证起动过程自动化。

二、燃气涡轮发动机的起动过程

起动发动机时，首先由起动机带动发动机转子加速，加速到一定转速后，电咀点火，喷入起动燃油（在涡喷7发动机中，起动机工作5.1秒后供入起动燃油），在燃烧室内形成稳定的起动火苗；当发动机转子被起动机加速到n_1时，主燃油开始供入（在涡喷7中，起动机工作14.6秒时主燃油供入），并被起动火苗点燃，形成稳定的火焰，涡轮开始输出功率。此后，发动机转子在起动机及涡轮共同带转下加速。转子的转速提高后，流入发动机的空气量加大，且空气经压气机压缩后的压力也在不断提高，因此燃烧后燃气的能量加大，使涡轮能发出更大的功率，转子继续加速；当转子转速达到n_2时，涡轮发出的扭矩大大超过转子阻力矩，断开起动机并中断起动燃油的供入，点火系统停止工作，发动机转子全靠涡轮带动加速（在涡喷7发动机中，当高压转子转速达到最大转速的32%时，相当起动按钮按下后44秒，断开起动机）。当涡轮发出的扭矩等于转子阻力矩时，即达到慢车转速n_i时，起动过程结束（涡喷7中，$n_i = 48\% n_{2最大}$）。

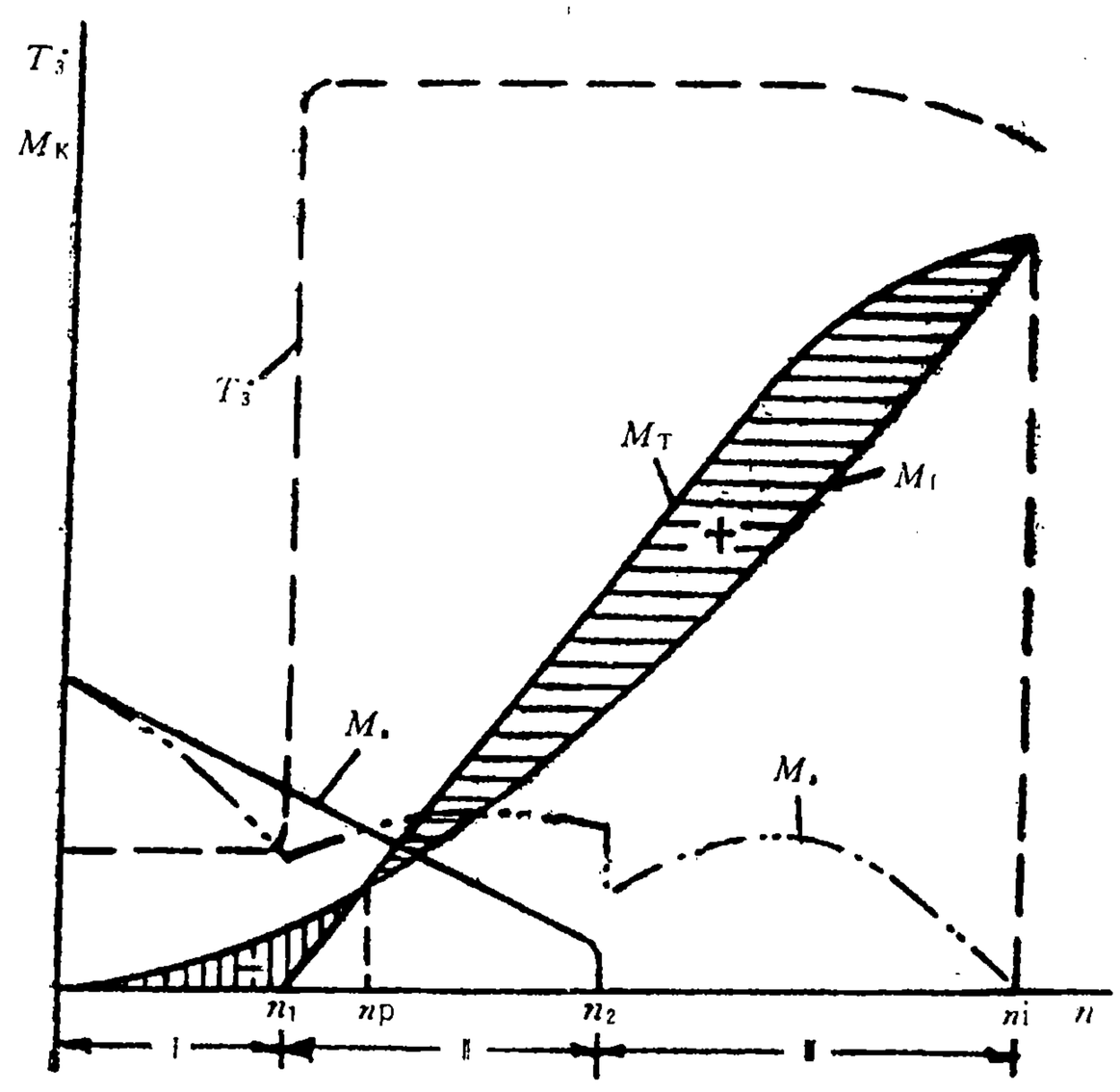


图10-18　燃气涡轮发动机起动过程中各种扭矩的变化情况

根据发动机起动过程中，带动转子转动的扭矩与转子阻力矩的变化情况，可分为三个阶段（图10-18）：

第一阶段：由起动机开始带动发动机转子转动起，到涡轮开始发出功率（$n = n_1$）时止。在这个阶段中，转子仅由起动机带转。作用在转子上用来使转子加速的加速力矩M_a，为起动机扭矩M_s与转子阻力矩M_f（包括转子的气动阻力矩、传动附件的力矩，轴承的摩擦力矩等）之差，即$M_a = M_s - M_f$。

一般在$n = n_1$时，起动机的扭矩M_s比转子的阻力矩大1.0～1.5倍。如将n_1值提高，对

燃烧室的点燃与稳定燃烧有利，但起动机的功率要求较高；反之，起动机功率可小，但不利于燃烧室的点燃与稳定燃烧。

第二阶段：由涡轮开始发出功率起，到起动机脱开（$n = n_2$）为止。在此阶段中，转子是由起动机与涡轮共同带动的，即

$$M_a = M_s + M_T - M_f$$

式中，M_T为涡轮输出的扭矩。

$M_T = M_f$时的转速为n_p，在$n < n_p$时，M_T小于M_f，仅由涡轮带不动转子；当$n > n_p$时，M_T大于M_f，但接近n_p时，仅用涡轮不能使转子加速，仍需起动机工作，促使转子加速。起动机脱开过早或过晚都不适宜，过早脱开，会由于加速力矩小而延迟起动时间，甚至使发动机停车；过晚脱开，起动机功率要求大。一般起动机脱开转速n_2约等于（1.2～2.0）n_p。

第三阶段：由起动机脱开时起，到发动机进入慢车状态（$n = n_i$）时止。在这个阶段中，转子是由涡轮单独带动的，即：

$$M_a = M_T - M_f$$

慢车转速是指涡轮扭矩开始等于转子阻力矩的那一转速，这时，发动机基本不产生推力，因此，也称空车转速。当$n_p < n < n_i$时，涡轮扭矩始终大于阻力矩，发动机不能稳定工作。当$n > n_i$后，在任一转速下均能使$M_T = M_f$，发动机能稳定工作。

降低慢车转速，可缩短起动时间和减小起动机的功率；但慢车转速过低，会使发动机在慢车状态时的涡轮前燃气温度T_3^*接近最大允许值$T_{3\text{最大}}^*$，从而影响发动机的加速性能与恶化慢车时的工作条件。

上述这些特征转速n_1、n_p、n_2、n_i的数值，取决于起动状态下涡轮与压气机的共同工作特性、起动机特性、燃烧室的工作以及结构与使用因素等，一般很难用计算方法确定，可根据现有同类型的发动机数据来选取，然后在发动机调试中予以修正。

在起动过程中，作用在转子上的加速力矩和转子角速度之间的关系可用下式

$$M_a = \frac{\pi}{30} J_o \frac{dn}{dt}$$

表示式中：

M_a——作用于转子上的加速力矩，牛·米；

J_o——发动机转子的转动惯量，千克·米^2。（忽略附件传动消耗的力矩及轴承摩擦损失等）；

n——发动机转速，转/分；

t——时间，秒。

由此，可将起动时间表达成

$$t_{st} = \frac{\pi}{30} J_o \int_o^{n_i} \frac{1}{M_a} dn$$

可见，转子的质量极惯性矩J_o愈大，慢车转速n_i愈大，加速力矩M_a（与M_s、M_T、M_f有关）愈小，则起动时间愈长。为了缩短起动时间，必须正确选择起动机型式、功率、特性曲线、脱开转速以及发动机的结构因素（如减少旋转零件的质量，采用双转子结构）、减少起动时压气机所需的扭矩（如打开放气活门）、加大涡轮中的压降（如将尾喷口开至最大

面积处）等；在涡轮螺旋桨发动机中，还可将桨叶处于顺桨状态以减少起动时的阻力矩等。

三、起动机

在燃气涡轮发动机中，常采用的起动机有电起动机、带压气机的涡轮起动机（即燃气涡轮起动机）和无压气机的涡轮起动机（即空气涡轮、火药起动机）等三类。

（1）电起动机

一般采用直流电动机作为电起动机，通过减速器与棘爪离合器与发动机转子连接。发动机起动时，由机上电瓶或地面电瓶车向起动机供给24伏的直流电源，电机即带转发动机转子；当完成起动程序后，断开电源，起动机由棘爪离合器自动地与发动机转子断开。发动机工作时，起动机即变为无用的死重，为此，目前已广泛使用起动-发电机。起动时，作为直流电动机使用，起动后作为直流发电机，由发动机转子带转，向飞机供给直流电源。涡喷6、涡喷7、涡喷13、涡桨6等发动机均采用这种型式的起动机。例如涡喷13发动机，它采用QF-12D起动-发电机，起动时，输出功率12～16.4千瓦，最大扭矩为440牛·米；发电时，输出功率为12 000 瓦，重31.5公斤。在中型发动机上采用起动-发电机时，需采用双速传动装置来传动（参见本章第一节），但在一些小流量的发动机中，为简化结构，也有不采用双速传动装置的，如J69、JT15D等。

电起动机的主要优点是使用、维护方便，结构简单，尺寸小，可使起动过程自动化；缺点是起动扭矩不够大，不适于中、大型发动机，供它所需的机载蓄电瓶较重，另外，起动机的功率对外界气温与电压的变化比较敏感。

（2）燃气涡轮起动机

燃气涡轮起动机实际上就是一台完整的小型涡轮轴发动机，一般由单级离心式压气机、迴流式燃烧室、单级燃气发生器涡轮、单级自由涡轮及减速齿轮、离合器等组成，除此还有它自己的燃油系统、润滑系统、起动系统等。有些燃气涡轮起动机采用定轴式的涡轮轴发动机，如РД-3М发动机采用的С300-75型燃气涡轮起动机。而军用斯贝发动机采用的DQ-23燃气涡轮起动机则属自由涡轮式的。

DQ-23燃气涡轮起动机输出功率为59.6千瓦，重30.4公斤，燃气发生器转速为65 000转/分，自由涡轮转速为62 885转/分。起动发动机时，首先通过起动机的起动系统，使DQ-23的电起动机带转起动机的转子并供入燃油，点燃并驱动燃气涡轮发生器涡轮工作，当达到工作转速时，自由涡轮通过减速器带动发动机转子转动，当起动机输出转速达到5 700 转/分时，起动机停止工作，整个起动时间约30秒。

燃气涡轮起动机的起动功率大，可达74.5～149千瓦，重量轻，可以不依赖地面设备且能多次重复起动，缺点是结构复杂。

（3）空气涡轮起动机

空气涡轮起动机（图10-19）属于无压气机的涡轮起动机，广泛地用于民航旅客机的发动机上，它是利用地面气源、机载储气瓶、飞机辅助动力装置或由已工作的发动机引来的高压空气（2.94～3.92）×10^5帕，驱动涡轮转子，通过减速器后带转发动机转子。这种起动机结构简单，使用方便，但需有外来气源，不能独立地起动发动机，适用于装有辅助动力装置的大型飞机的发动机。

（4）火药起动机

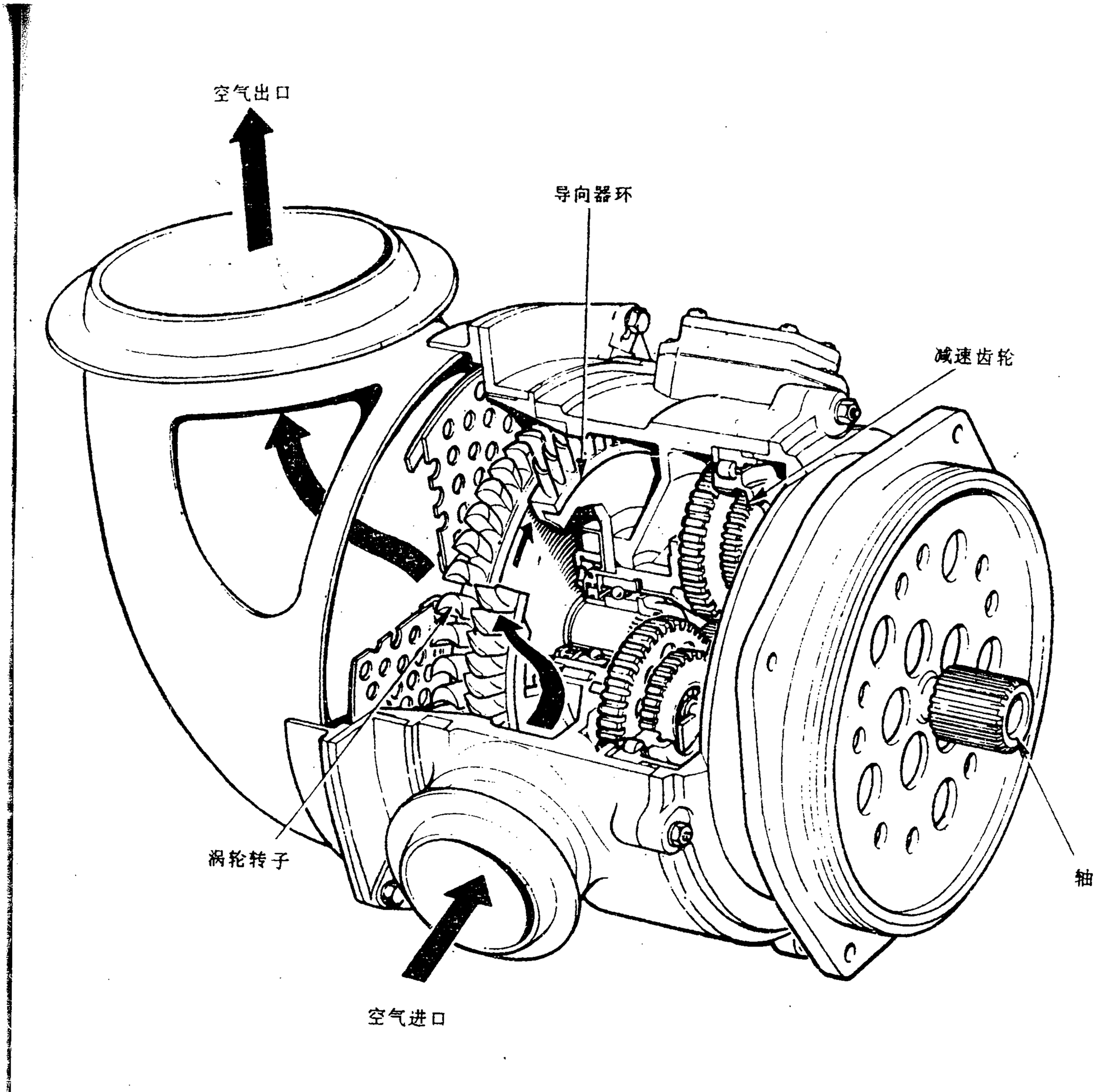


图10-19　空气涡轮起动机

火药起动机也是属于无压气机的涡轮起动机，它是利用固体火药柱由电触发雷管点燃后，在很短时间内燃烧产生高温（约900°C）、高压78.4×10⁵帕（80公斤/厘米²）的燃气去驱动冲击式涡轮高速旋转，再通过减速齿轮、离合器等带转发动机转子。由于火药燃烧时能在很短时间内释放出大量热量，所以这种起动机的输出功率很大，高的可达到745千瓦，一般可达223.7～298千瓦，结构重量轻，起动时间很短（几秒），适合歼击机发动机采用；它的缺点是工作不安全，起动次数受到火药柱数量的限制，另外，它还不具备在不起动发动机时带转发动机转子工作一定时间的能力。这种带转是用于对发动机内部进行冷吹风或检查系统工作所必需的，前述几种起动机均具备这种“带转”的功能。

四种起动机中，火药起动机重量最轻，以起动机输出的单位功率所需重量称为相对重量，那么，四种类型起动机的相对重量分别为：电起动机——7.37～13.4公斤/千瓦；起动-发电机——5.36～10.72公斤/千瓦；燃气涡轮起动机——1.47～4.02公斤/千瓦；空气涡轮起动机——0.94～2.01公斤/千瓦。

第十一章　特种燃气涡轮发动机

第一节　飞机辅助动力装置

一、概　述

飞机辅助动力装置（简称APU）是装在飞机上的一套不依赖机外任何能源、自成独立体系的小型动力装置，用于飞机在地面起动主发动机，向座舱空调系统供应压缩空气以及向飞机电网提供电源。有的辅助动力装置还能在飞机起飞时，为飞机提供附加的推力，起到助推发动机的作用。飞机爬升到一定高度后，辅助动力装置即自动停车，但是当飞机在飞行中，遇到发动机停车故障时，辅助动力装置可重新起动作为应急的动力源，向飞机提供电源、气源。

辅助动力装置按用途可分为两类：（1）仅输出机械功，用以驱动直流或交流发电机，（2）同时输出机械功与压缩空气。大多数飞机上采用后者。

二、结　构

辅助动力装置一般由小型燃气涡轮发动机、带减速器的功率输出轴、压缩空气输出口、自动控制装置等组成。另外，为保证正常工作，它还有燃油系统、润滑系统、起动系统、冷却系统等。在某些方面比大型燃气轮发动机的技术要求还高，例如，驱动交流发电机用的辅助动力装置，要求以恒定的转速工作（变化的范围不大于±0.5～2%）以保持输出电流的周波基本不变等。

大多数辅助动力装置是专门设计制造的，但也有少数是用小型的涡轮螺旋桨或涡轮轴发动机改装而成的。

由于辅助动力装置一般仅在起飞、着陆过程中使用，在飞机飞行中的大部分时间是不工作的，成为飞机的死重，因此要求辅助动力装置在保证一定的输出功率与一定的流量和压力的压缩空气条件下，尽量作得简单、紧凑、轻、容易起动以及工作安全可靠。但是，另方面由于流入辅助动力装置的空气流量小，带来了转子转速非常高和燃烧室不易组织好燃烧的问题，这样就带来了设计上的许多困难。因此，目前的辅助动力装置采取许多措施来满足上述要求，因而其结构形式是多种多样的。它的转子有单转子的与双转子的，后者多用于大型飞机上；压气机有离心式的、轴流式的、离心与轴流的混合式的以及斜流式的；燃烧室有环形的与单罐式的；涡轮则有轴流式的与径向式的。

表11-1列出几种典型的辅助动力装置的结构形式与主要技术数据。

在这些辅助动力装置中，ST6L-421是由P6T涡轮螺旋桨发动机改型而成的；PY19A-300实际上就是一台小型涡轮喷气发动机，它装于安24PB飞机上，输出直流电去驱动主发动机（阿伊24）的起动电机，起动主发动机，同时在飞机起飞时，产生附加推力，以提高飞机的有效载荷，或提高飞机在高温、高原机场起飞时的推力，另外，当飞机在停机坪主

表11-1　几种辅助动力装置的技术数据

飞机 / 辅助动力装置			安24PB	安24，伊尔18	波音747	L1011	DC-10 A300	三叉戟，DC-9 波音727、737	伊尔62	波音747-400
型　　号			PY19A-300	TГ16	GTCP660-4	ST6L-421	TSCP700-4	GTCP85	TA-6	PW901A
输出形式			推力或直流电	直流电	交流电压缩空气	交流电压缩空气	交流电压缩空气	交流电压缩空气	直流电压缩空气	交流电压缩空气
输出参数	电功率，千瓦		9，应急14	60	48	90	120	45～60	12	2×90
	压缩空气	压力，帕			3.2×10^5	2.9×10^5	3.2×10^5	3.5×10^5	4.65×10^5	4.07×10^5
		流量，公斤／秒			3.8	2.9	2.9	1.05	1.1	4.17
	推力，牛		8830							
转子形式			单	单	单	单	双	单	单	双
压气机			7级轴流	1级离心	4级轴流	3级轴流＋1级离心	3级轴流/1级离心	2级离心	3级轴流，第1级为斜流式	1级离心＋1级离心
燃烧室			环　形	环　形	环　形	环　形	环形迴流式	单　罐	环　形	环　形
涡轮			1级轴流	1级轴流	2级轴流	3级轴流	2级轴流／1级轴流	1级径向	3级轴流	1级轴流＋1级轴流
增压比			4.6		4.27	7.1	8.0	3.4		6.61
空气流量，公斤／秒			16		11	2.9	6.85	2.5		6.38
转速，转／分			16 500	31 000～33 500	20 000	37 500	35 000／27 300	40 800		30 233 24 625（输出）
重量，公斤			222		252	135	247	129		

发动机未工作时，或主发动机的发电机发生故障时，向机上电网供电。

GTCP85（图11-1）是目前使用得最为广泛的一种辅助动力装置，用于三叉戟、快帆、DC-9、BAC111、波音727、波音737等旅客机以及C141、C119等运输机上。它的特点是采用了双级离心式压气机（第1级为双面进气的，第2级为单面进气的），单级径向式向心涡轮，一个单罐燃烧室垂直于转子轴线安装。可同时输出压缩空气与交流电。

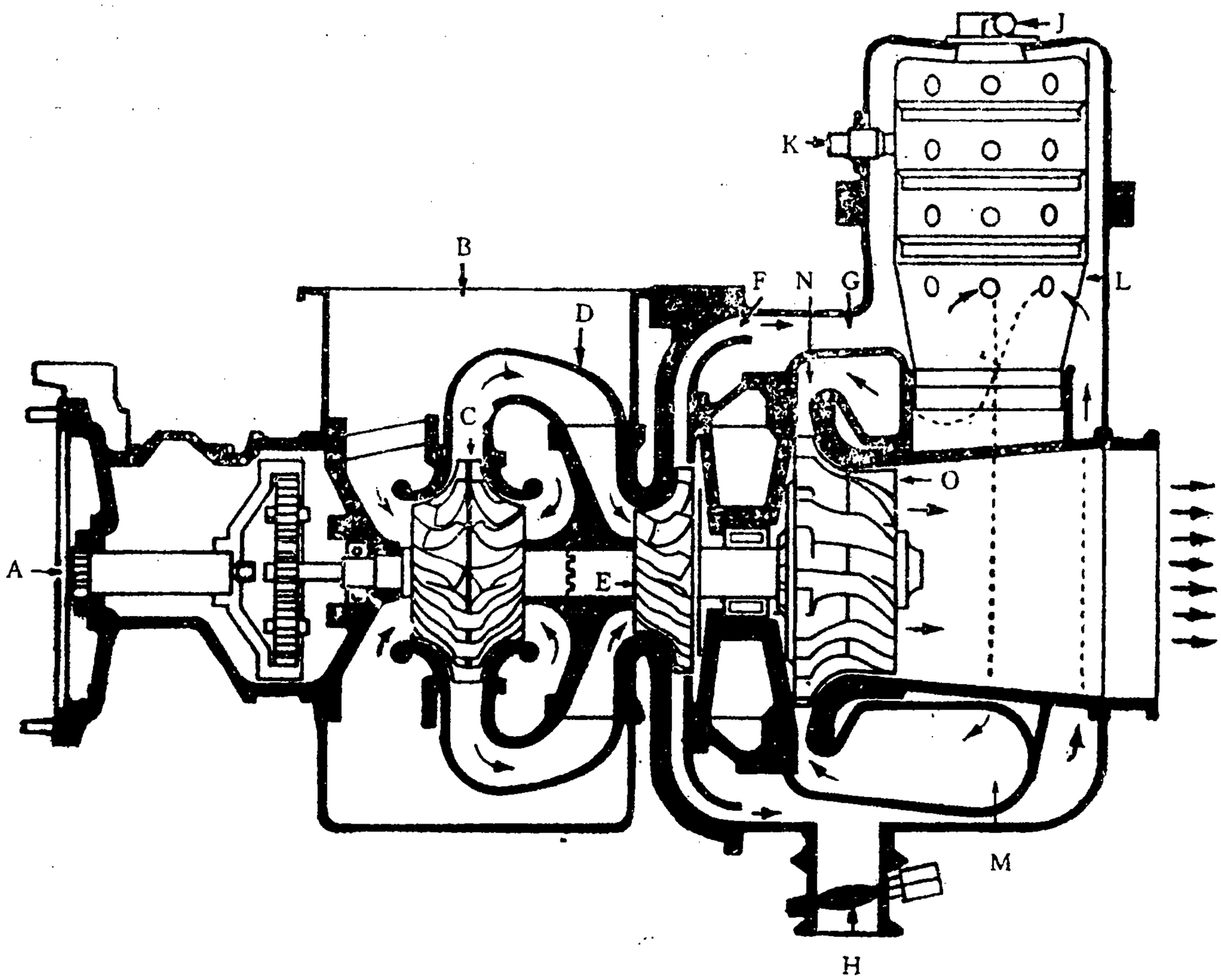


图11-1　CTCP85辅助动力装置

A——输出轴；B——进气室；C——第1级压气机；D——输气弯管；E——第2级压气机；F——叶片式扩压器；G——涡轮外集气室；H——引气阀；J——喷咀；K——电咀；L——燃烧罐；M——蜗形集气环；N——涡轮导向器；O——涡轮

空气由进气室B经第1级双面离心式压气机C增压后，由7个输气弯管D流至第2级离心式压气机E，然后经叶片式扩压器F流入涡轮外集气室G内。此后，大部分空气流入燃烧罐L内燃烧，少部分由带有负荷控制活门的放气口H输往飞机。进入燃烧罐的空气与由喷咀J供入的燃油掺混后被电咀K点燃燃烧。燃烧后的燃气流入蜗形集气环M，通过涡轮径向导向器N流入径向涡轮O作功，驱动压气机并通过减速器驱动输出轴A。在压气机前的附件机匣上除装有供它本身工作所需的燃油泵与调节器、滑油泵、起动机、转速表、冷却风扇等附件外，还装有供飞机用的交流发电机。

GTCP85主要用来提供主发动机起动及飞机座舱空调系统所需的压缩空气。当发动机的发电机或地面电源未向飞机电网供电时，它还可作为辅助电源供给飞机交流电。当飞机爬升到122米高度以后再过38秒后，它即自动停车；飞机下降时，当高度降到3 000 米以下、

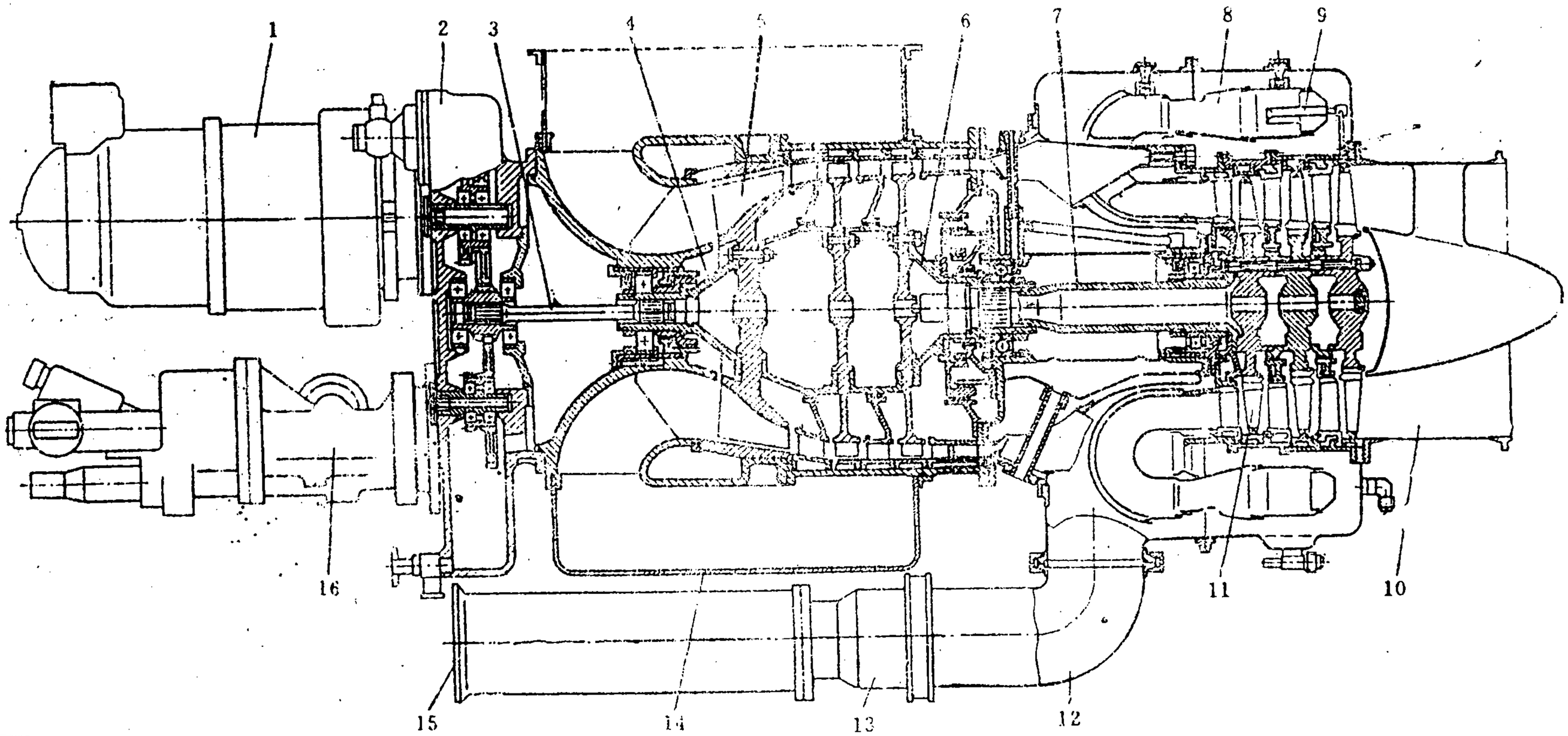


图11-3 TA6辅助动力装置

1. 直流起动发电机；2. 减速器；3. 传动小轴；4. 压气机前轴；5. 压气机；6. 压气机后轴；7. 涡轮轴；8. 燃烧室；9. 蒸发管；10. 排气管；11. 涡轮；12. 压缩空气引气管；13. 空气流量调节器；14. 集气罩；15. 引气管安装边；16. 燃油泵与调节器

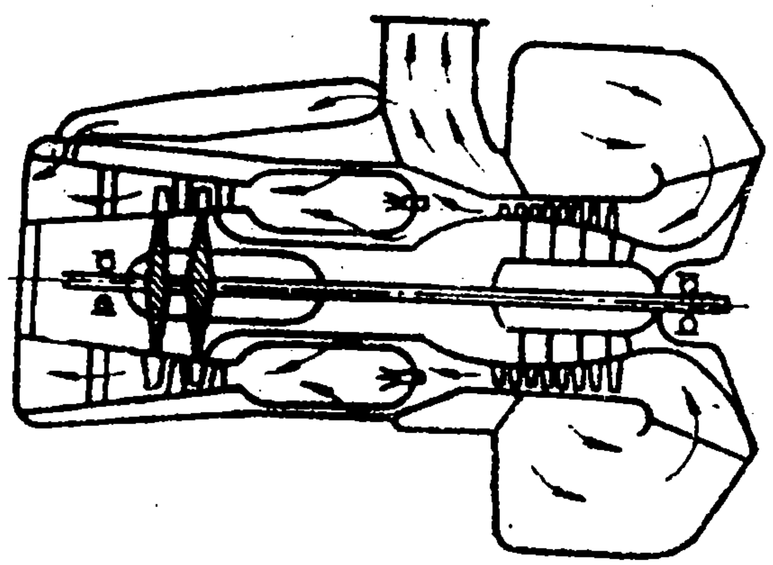


图11-2 GTCP660-4辅助动力装置示意图

空速低于500公里／小时时可以再次起动工作。

GTCP660-4（图11-2）属于大型的辅助动力装置，为单转子结构。TA6（图11-3）压气机的第1级采用了一般很少采用的斜流式（图11-4），是介于轴流式与离心式压气机间的一种压气机，其单级增压比较轴流式的要大，级效率比离心式的要高；燃烧室采用了具有蒸发管的回流环形式；三级涡轮均带冠，以提高效率。

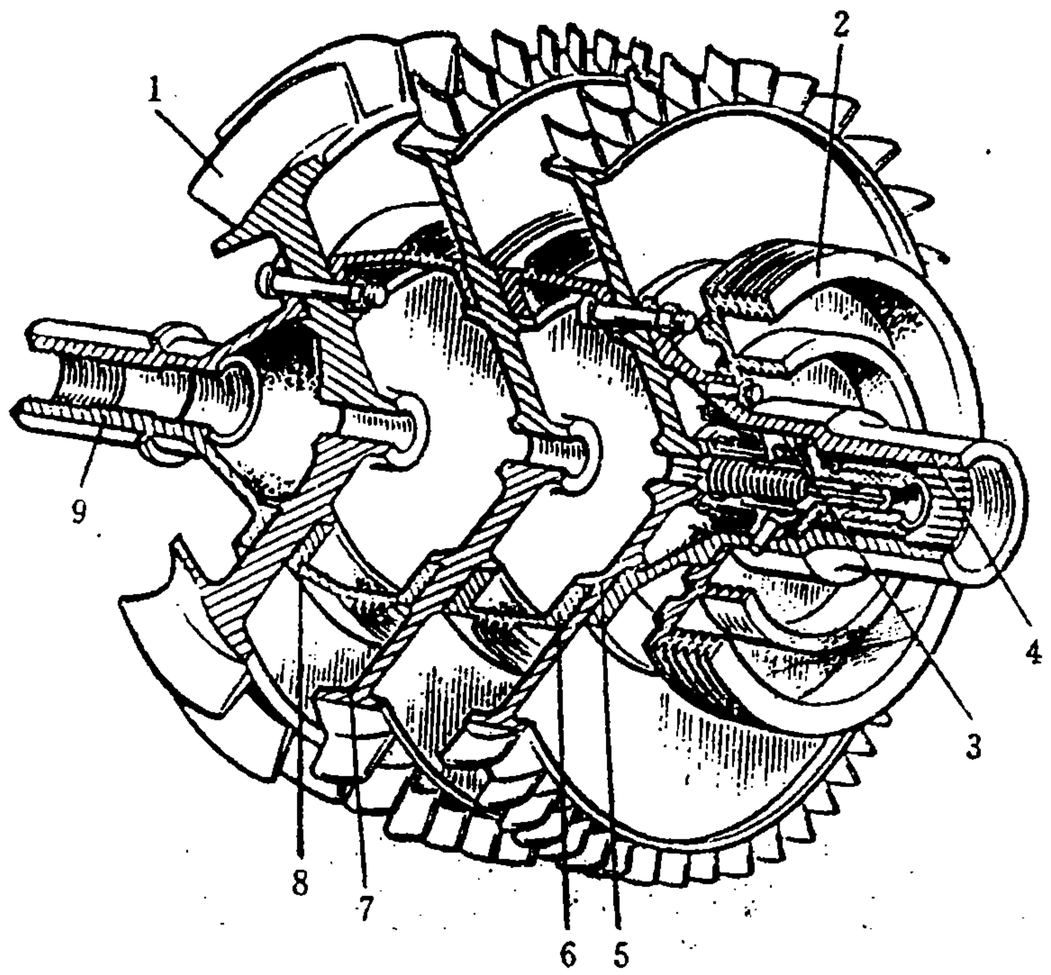


图11-4 TA6的压气机转子

1. 斜流式的第1级工作叶片；2. 后轴封严篦齿；3. 连轴器；4. 后轴；5. 第3级轮盘；6. 级间隔圈；7. 第2级轮盘；8. 级间隔圈；9. 前轴

图11-5为大型辅助动力装置PW901A，用于波音747-400型旅客机上，能同时提供压缩空气及机械功。压缩空气是由专门的离心压气机提供的，供气压力为4.0×10^5帕，供气量为4.17公斤/秒；输出的机械功可同时驱动2台90千瓦的交流发电机，整台装置的当量输出功率为1045千瓦。

PW901A为带自由涡轮的双转子结构，提供压缩空气的压气机及输出机械功的输出轴均由单级自由涡轮（动力涡轮）所驱动，其燃气发生器基本采用了JT15D涡轮风扇发动机的核心机，只是降低了工况使用。输气用的离心压气机也采用了JT15D的离心叶轮，只是工作转速比在JT15D中低25%左右，自由涡轮则是新设计的。燃气发生器的压气机2与输气用的压气机8相对安置，两者共用一个进气装置，使结构较紧凑。

第二节 助推发动机

一、概 述

对于已经投入使用的飞机，往往由于使用上的一些新要求，希望改善性能，例如增大飞机的有效载荷、延长航程、适应高原或炎热地区机场或简易机场起飞要求、短期增大飞机飞行速度等。这些均要求增大推进飞机的推力。采用提高所装发动机的性能，使推力加大虽然是一种可行的措施，但有时由于要求推力增加的幅度较大或受到其它方面的一些约束而达不到，为此在有些飞机上添装了增加推力的助推发动机，在起飞时或在某些飞行状态下增加飞机的推力。例如，美军在侵越战争中，为改善C119、C123军用运输机的起飞性能，增大运载能力，在1966年后均增装了推重比为7.12的J85-GE-17涡轮喷气发动机作为助推发动机。为了增大已投入航线的三叉戟(英国制)客机的载重量并改善起飞性能，在三叉戟2E的基础上，加装了一台RB162-82高推重比涡轮喷气发动机作为助推发动机。这种加装助推发动机的三叉戟，称为三叉戟3B。



图11-5　PW901A辅助动力装置

1．进气装置；2．燃气发生器离心压气机；3．燃烧室；4．燃气发生器涡轮；　5．自由涡轮；
6．排气装置；7．输出轴；8．输气用的离心式压气机

早期的军用飞机上主要采用固体火箭发动机作为助推发动机，随后则采用一些小型的涡轮喷气发动机，如J34、J85、J60、奥菲斯、威派尔等作为助推发动机。由于这些发动机原本并非助推发动机，因此性能较差。在发展了垂直起落飞机用的高推重比升力发动机后，只要将这种升力发动机稍作修改，以适应作为推进发动机的要求，即可得到性能较好的助推发动机。用于三叉戟3B型飞机上的助推发动机RB162-86，即由推重比为16的升力发动机RB162-81改型而来。

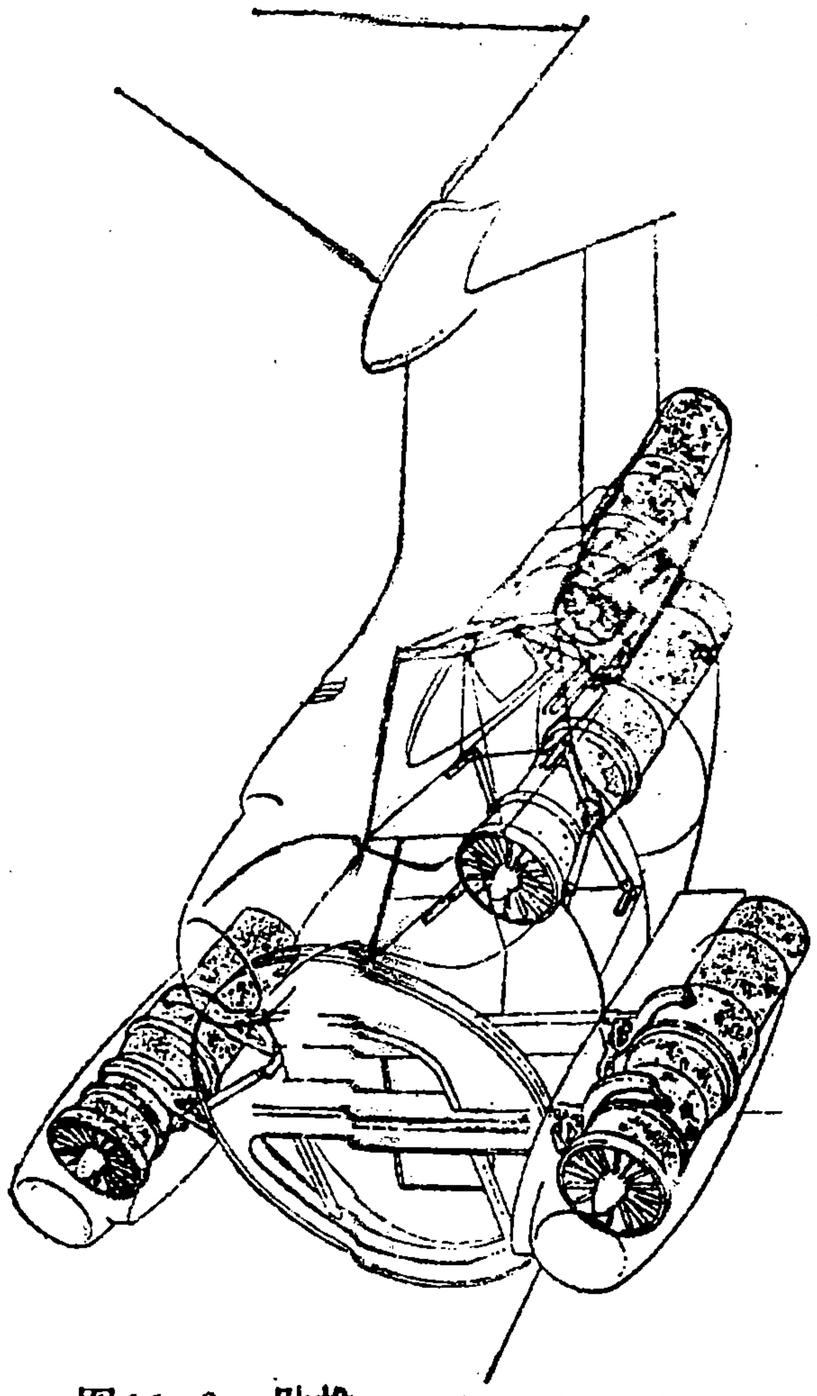


图11-6　助推发动机（最上的）在三叉戟3B飞机上的安装

二、助推发动机的结构设计

助推发动机在飞机的每次飞行中，工作时间很短，例如，作为起飞用的助推发动机，仅工作2～3分钟，其余绝大部分时间均不工作，成为飞机的死重。因此，对助推发动机的要求，首先就是要大的推重比、小的外廓尺寸。例如三叉戟3B上装的助推发动机推重比为10，因此飞机的起飞推力可增加15%，而飞机重量仅加大5%；由于外廓尺寸小，可将它装在机尾原来安装辅助动力装置的地方，机身外型基本未变，参阅图11～6。

其次，助推发动机工作应安全可靠，使用时限应基本与主发动机一致，即主发动机寿命为4 000小时时，助推发动机的寿命需40～50小时。

助推发动机在主发动机因故障停车时，还应能作为应急动力使用。因此，它应具有在高空再点火的能力。

为了获得高的推重比，小的外廓尺寸，在设计助推发动机时，应尽量使其结构与系统简单紧凑，尽可能地采用轻的非金属复合材料，选取低的增压比使压气机与涡轮的级数减少，采用短的环形燃烧室，以减少发动机长度与转子支点数目，附件尽量简单，滑油系统采用全耗式，不设专门的起动机，而采用压缩空气吹涡轮来起动等。

图11-7所示为RB162-86助推发动机，推力为23.35kN（2 381公斤），推重比为10，增压比为4.5，空气流量为38.5公斤／秒。进气机匣、压气机机匣、压气机静子与转子叶片（第6级静子叶片及第1级转子叶片采用铝合金制作除外）全由玻璃纤维加强复合材料作成。第1级转子叶片带有中间凸台，轮盘与鼓筒用铝合金加工而成然后焊接成整体转子。在使用中，由于外物易打伤第1级合成材料的叶片，所以后来将进口导流叶片，1、2级转子叶片改为铝合金。燃烧室采用了突扩式短环形的。单级涡轮的导向叶片与工作叶片均用空气冷却，涡轮盘由钛合金作成。整个转子支承于2个轴承上（压气机前及涡轮盘前各1个）。润滑系统采用了简单的一次射入式，发动机每次起动时，向油箱加压，滑油在油箱压力作用下，通过单向活门分别向两个轴承喷射一定量的滑油。润滑后的滑油流入气路，随气流排出发动机。

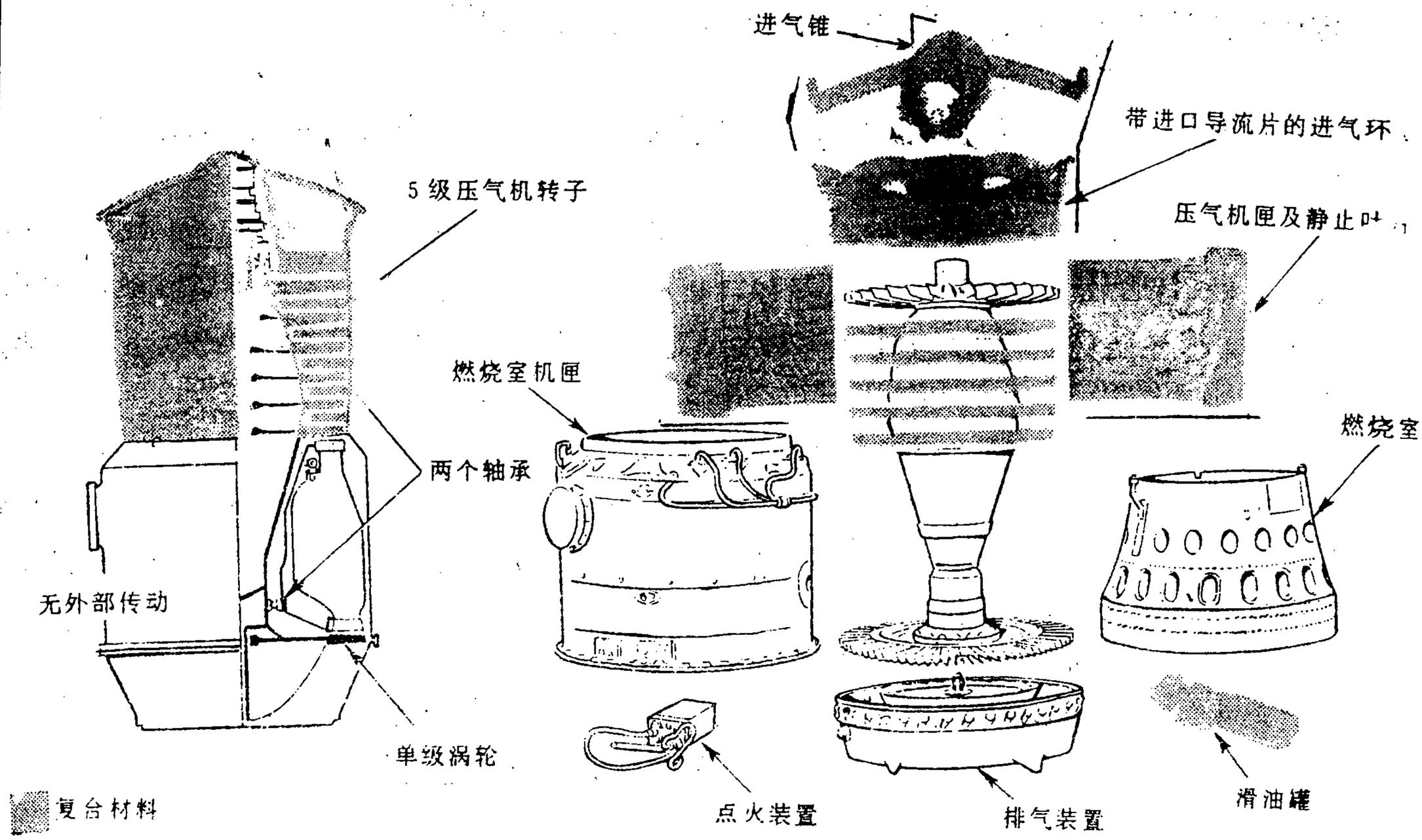


图11-7　RB162-86助推发动机

第三节　一次使用发动机

一、一次使用发动机设计思想

一次使用发动机是一次性使用，不再回收的发动机，它常作为巡航导弹及靶机等的动力。一次使用发动机的设计，既不同于有人驾驶飞机，也不同于多次回收使用的遥控飞行器发动机。例如：常规发动机要求有较长的工作寿命，一次应用至少要50小时，要有宽广的起动包线和工作包线，起飞时甚至要放气等等。而一次使用的发动机则不要求这些条件。这种发动机设计特点是建立在飞行器的要求上的。其设计思想是：无论把发动机作为一整体来看，或从发动机内每一构件来说，均只需最低限度满足飞行器要求即可。

为达到成本低的目的，必须在飞行器要求、发动机特性、技术基础规范（即质量、材料、工艺规范等）等方面都要简明清楚地反映出与低成本的涡轮发动机相适应。重要的是飞行器要求要明确，发动机针对性要强。

一次使用发动机基本要求是：成本低、安全可靠、维修量少、易贮藏，发射前准备工作量少。矛盾的焦点是必须突出低成本要求，而又要求安全可靠。

二、一次使用发动机设计方法

一次使用低成本涡轮发动机的基本设计方法是结构尽可能简单，其中包括：一个零件

要兼作几种用途以减少零件数目；每一零件和组合件要用最适用的加工方法来加工；每一零件设计时贯彻“最低限度满足飞行器要求”的设计原则等。

（一）改型或缩型法

研制低成本的发动机，方法之一是利用现有的发动机，用改型或缩型的方法来取得，而不是去研制全新的发动机。

美国大陆公司J402涡轮喷气发动机即为缩型法的一个例子。它是大陆公司J69-T-406发动机的缩型。这种方法使研制时间短、费用低、其性能已由现有发动机所验证，容易得到保证。用缩型研制的发动机，可以很容易改型或再次缩型，以作他用，例J402-CA-700型发动机即为延寿而制造的J402发动机的改型，用于美军靶机上。

J402发动机（图11-8）用于“鱼叉”导弹上，气流量是T-406发动机的32%，采用单级轴流单级离心的压气机、环形燃烧室、单级涡轮。在缩型过程中，它采用减少零件数目、大量使用铸件减少加工工时、简化辅助系统（附件、控制和滑油系统）等方法使发动机成本降低。

J402发动机的核心仅包含十个主要结构组件，如图11-9所示。其中七个是铸件以减少材料和加工费用。全部叶型、气流通道形状都浇铸成最后尺寸，不需要附加的机械加工和抛光，仅仅是支承面、转子顶端控制间隙的表面要加工。火焰筒、燃烧室机匣和尾喷管是钣金件。

现从几方面将J402和T-406二发动机作一对比，即可以较清楚地看出J402发动机所采用的低成本设计法。

1. 旋转件

图11-10示出T-406和J402转子组合件，二者都由轴流压气机、离心压气机、甩油盘、单级涡轮组成。J402转子仅有16个零件，而T-406转子却有149个零件，减少零件总数89%。J402压气机和涡轮转子都是精密铸造的整体叶片，全部气动叶型不需要任何附加加工。

T-406涡轮系单级盘转子，由锻造后经机械加工而成，52个叶片用52个锁片固定，盘是用5个螺栓和螺帽固定到鼓筒轴和后轴上，螺帽用5个锁片保险。J402涡轮是一个精铸件，仅连结表面、密封表面和顶部直径采用机械加工。转子用一个螺帽与鼓筒轴相连，用三个销钉传扭，J402涡轮转子的设计仅需要6个零件，而T-406却要123个零件，减少了零件总数95%。

T-406离心压气机是由钢叶轮机锻加工而成，钛合金导风轮经锻造并机械加工后用径向销钉连到叶轮上。甩油盘和鼓筒轴锻后经机械加工用9个螺栓连到离心轴上。J402离心压气机系17-4PH钢精铸而成，气动叶型不需要任何机械加工。离心压气机、甩油盘、鼓筒轴采用电子束焊焊成一整体，不需要任何连接件。J402离心压气机转子由4件组成，而T-406是20件，零件总数减少了80%。

轴流压气机在二台发动机中都是一个整体转子。T-406轴流转子由Greek不锈钢锻造并机械加工而成。而J402转子为17-4PH精铸件，叶身不需要任何加工。在轴流转子连结的结构上，J402发动机还进一步节省了费用。T-406轴流转子采用套齿的套管轴传动，而J402轴流转子则用一个螺帽夹紧到主轴上，用4个销钉传动。

2. 静子结构

J402和T-406静子结构的对比见图11-11。J402采用5个组合件，T-406采用6个组合件。

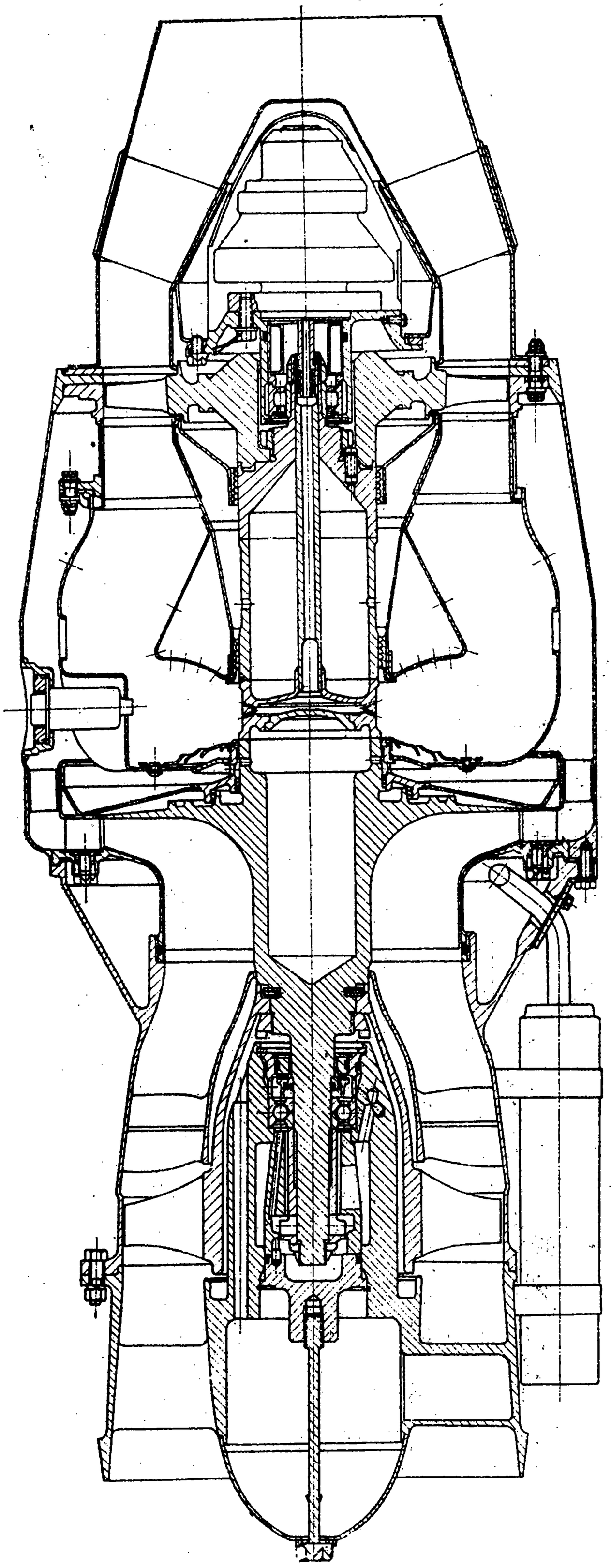


图11-8 J402-CA-400发动机

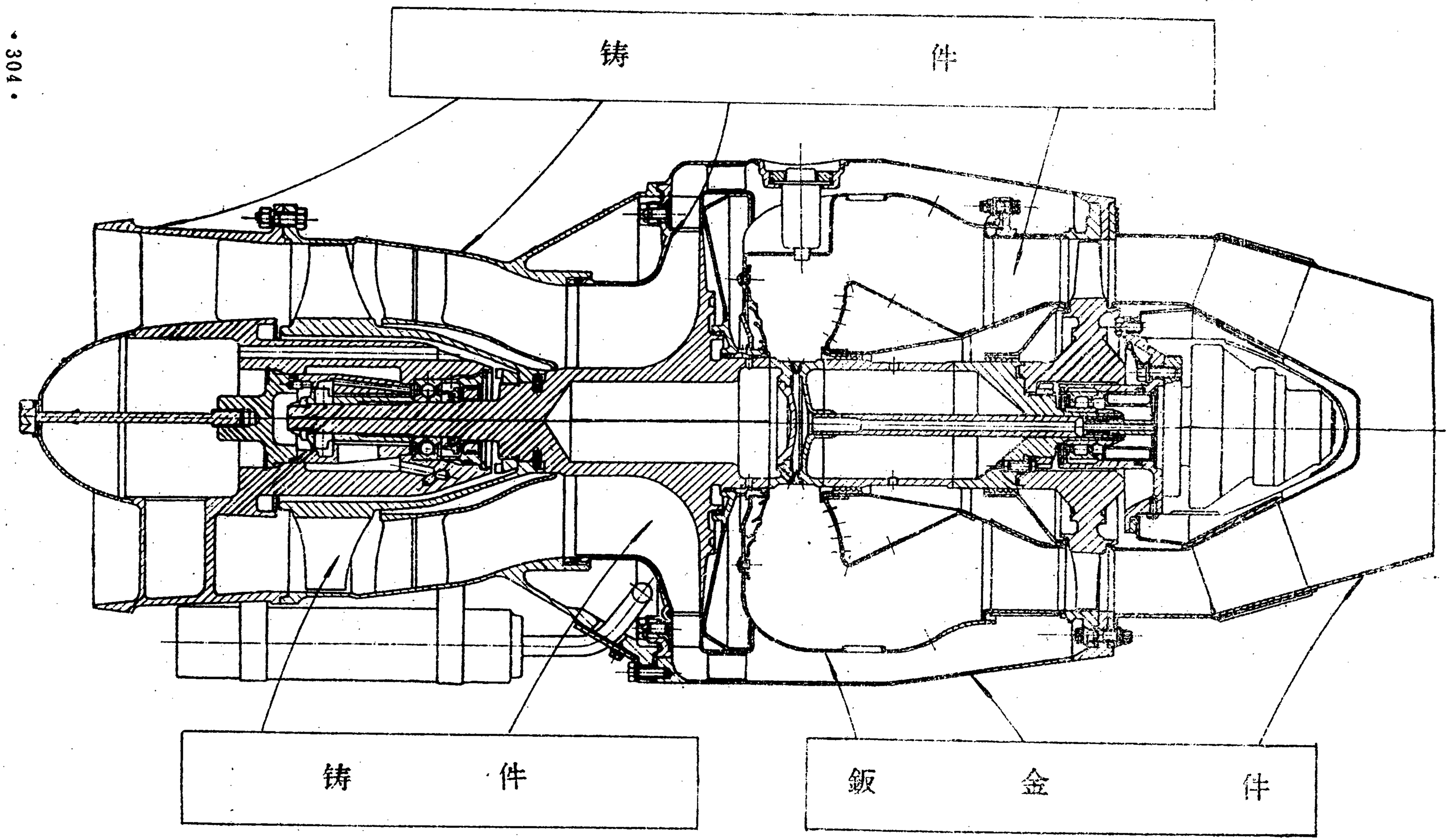


图11-9　J402发动机主要组合件

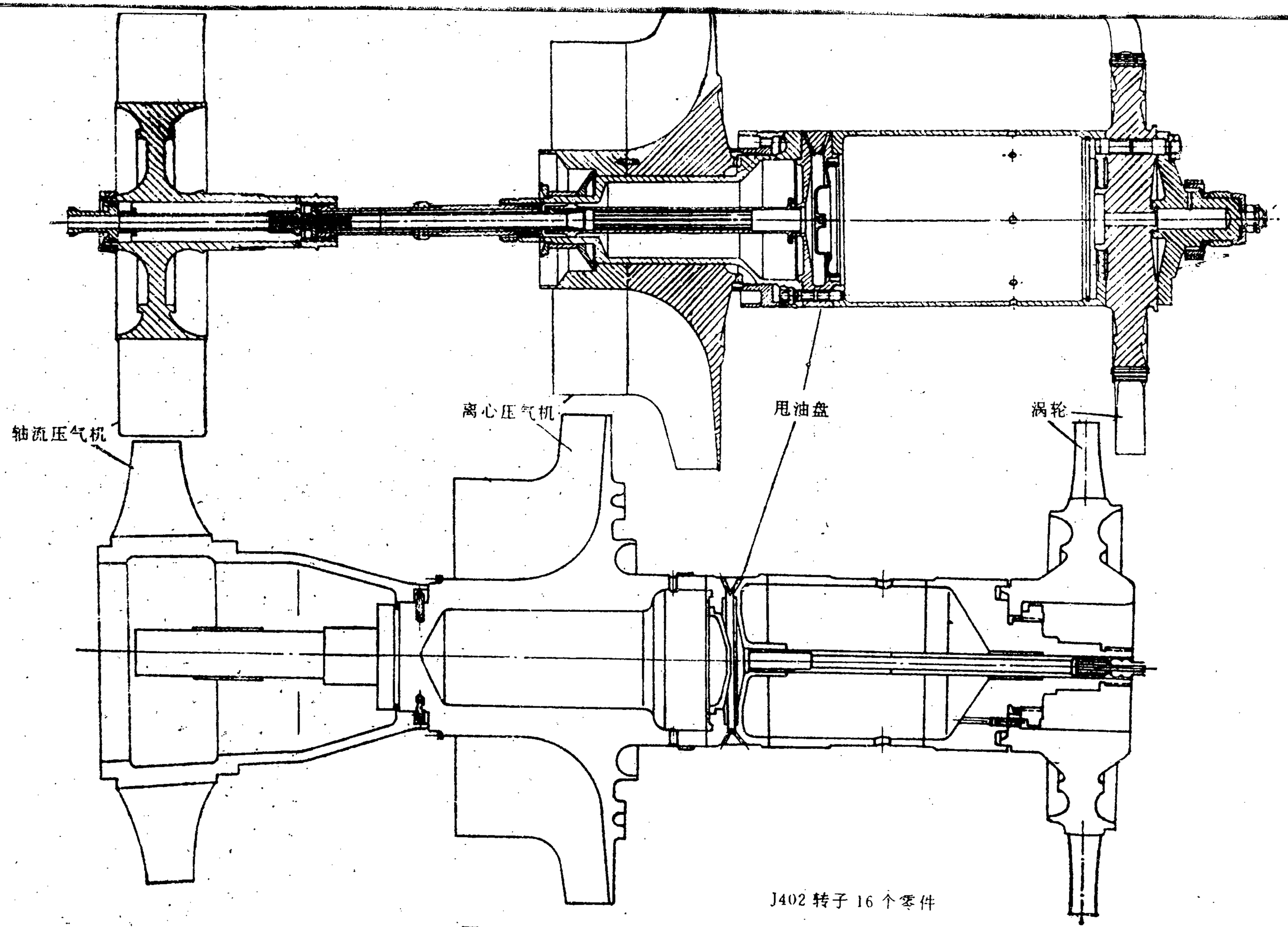
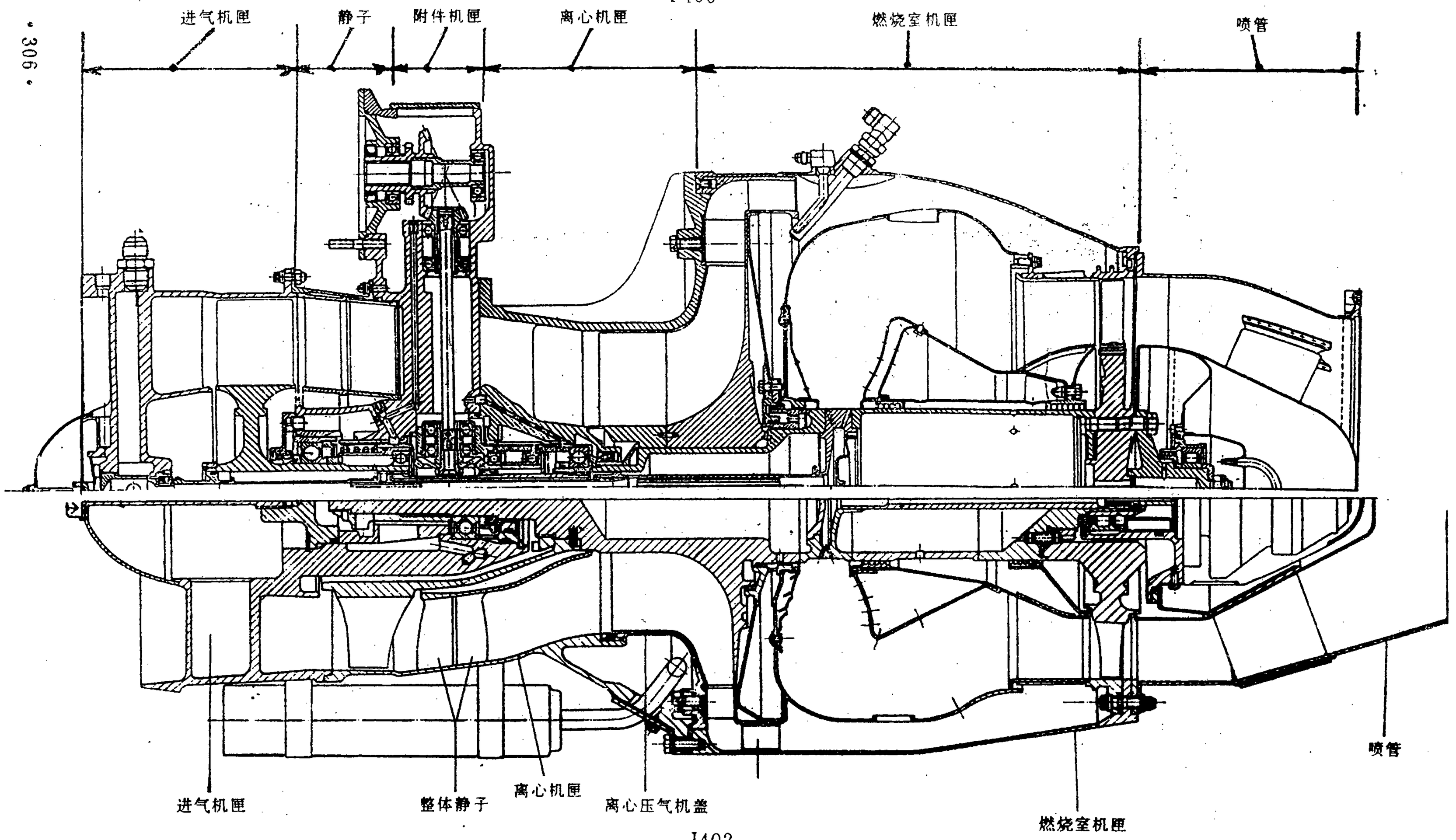


图11-10　J402和 T406转子组合件对比

T406



J402

图11-11　J402和T-406静子结构对比

在J402发动机中用直接带动附件来替换常规的用齿轮传动附件的方法，完全取消了附件机匣及其内的锥齿轮、花键轴和轴承。J402热部件的组合件尾喷管和燃烧室机匣是由钣材和铸造的安装边加工而成，燃烧室机匣前安装边以及整体铸造的轴向叶片环是焊到外壁上的，取代了T-406上分开的轴向叶片环。进气机匣与离心机匣是铝铸件，静子叶片在离心机匣内与机匣铸成一整体。离心压气机盖由17-4PH钢铸成，为了控制压气机顶部间隙，仅一面经机械加工。

3. 润滑系统

J402发动机前止推轴承受较大的载荷，故采用简单封闭的闭式润滑系统。由一个叶轮泵在所有的工作范围内向它循环供油。前推力轴承直接将热传至铝的进气机匣，再传至进口的空气中。后滚柱轴承是采用装填润滑脂润滑，为储存润滑脂需要一个储存器，还需要一个罩，防止热燃气进入轴承腔。后轴承用压气机出口的空气来冷却，使轴承工作温度稳定在316°C左右。J402就是用这些简单的滑油系统（见图11-8）取代了T-406上的复杂的滑油循环系统。

4. 控制系统

J402发动机具有一直接驱动的离心泵、一个电子计算机和一个电驱动的限油阀门，这些元件取代了T-406发动机上用的低速齿轮泵和液压控制。电子计算机完成发动机起动、加速、稳态控制（要求二个推力，即最大推力和巡航推力）的全部控制要求。

（二）用活塞式发动机增压器改装

制造低成本发动机的另一种方案是在活塞式发动机通用的增压器上，装上燃烧室和喷管，使成为一喷气发动机。它可采用各种尺寸的增压器，改型后的喷气发动机可产生450牛〔顿〕推力，工作寿命为30分钟。

三、一次使用发动机实例

下面介绍由美国三家公司承制的三台一次使用低成本的发动机，虽然这三台发动机很相似，但都有各自的特点，采用了不同的设计方法，同样达到了低成本的目的。航空研究公司（AiResearch）选择1 204°C的循环温度，采用整体铸造的冷却涡轮；寇第斯-怀特公司（Curtiss-Wright）使每一个组合件都具有最佳性能；普莱特-惠特尼公司(Pratt &Whitney）设计了一种新型的压气机，在鼓筒轴上沿着同一条道拉削出5级叶片燕尾形槽，用34个叶片条可以很容易地将叶片装在鼓筒轴上。

（一）航空研究公司的ETJ1000发动机

ETJ1000发动机（图11-12）为航空研究公司研制的一次使用发动机。发动机的压气机具有三级小展弦比的叶片，总增压比为3.5，气流量为7.85公斤／秒。压气机转子和叶片采用17-4PH整体钢铸件，静子叶片、机匣亦采用17-4PH钢铸件。压气机转子压入涡轮轴上，用螺帽固定。

燃烧室是直流环形燃烧室。采用蒸发式喷咀，有十个空气涡流器和十个"J"形注油管，空气涡流器可以与火焰筒前端圆顶盖一起铸出。燃烧室出口温度分布系数为0.3。

单级涡轮有冷却式的整体转子铸件及冷却式的静子铸件，转子用IN 100材料铸成，而静子叶片是用GMR-235材料铸成，涡轮冷却空气占总气流量的5 %，其中3%穿过静叶，2%流入转子中。

发动机转子支承在二个预先加载的球轴承上，这种结构有助于防止由于固定的振动力而引起的剥落，也可以消除打滑。轴承由玻璃纤维蕊供油润滑。

起动系统由一个电点火的火药筒、一个小涡轮和一个减速齿轮组成。热燃气直接吹到小涡轮上，再以2.84:1减速比传动发动机轴。这种分隔开的起动涡轮，使热燃气保持在发动机主气流之外，减速齿轮提供较好的转速-扭矩特性。全部起动器组合件装在发动机尾锥内。尾喷管系耐热镍基合金制造的简单收敛形喷管。燃油由带电子计算机的燃油输送器控制。电功率由永久磁铁发电机和一个整流器组合件供给。燃油控制器、永久磁铁发电机和整流器组合件包装在发动机的前面。

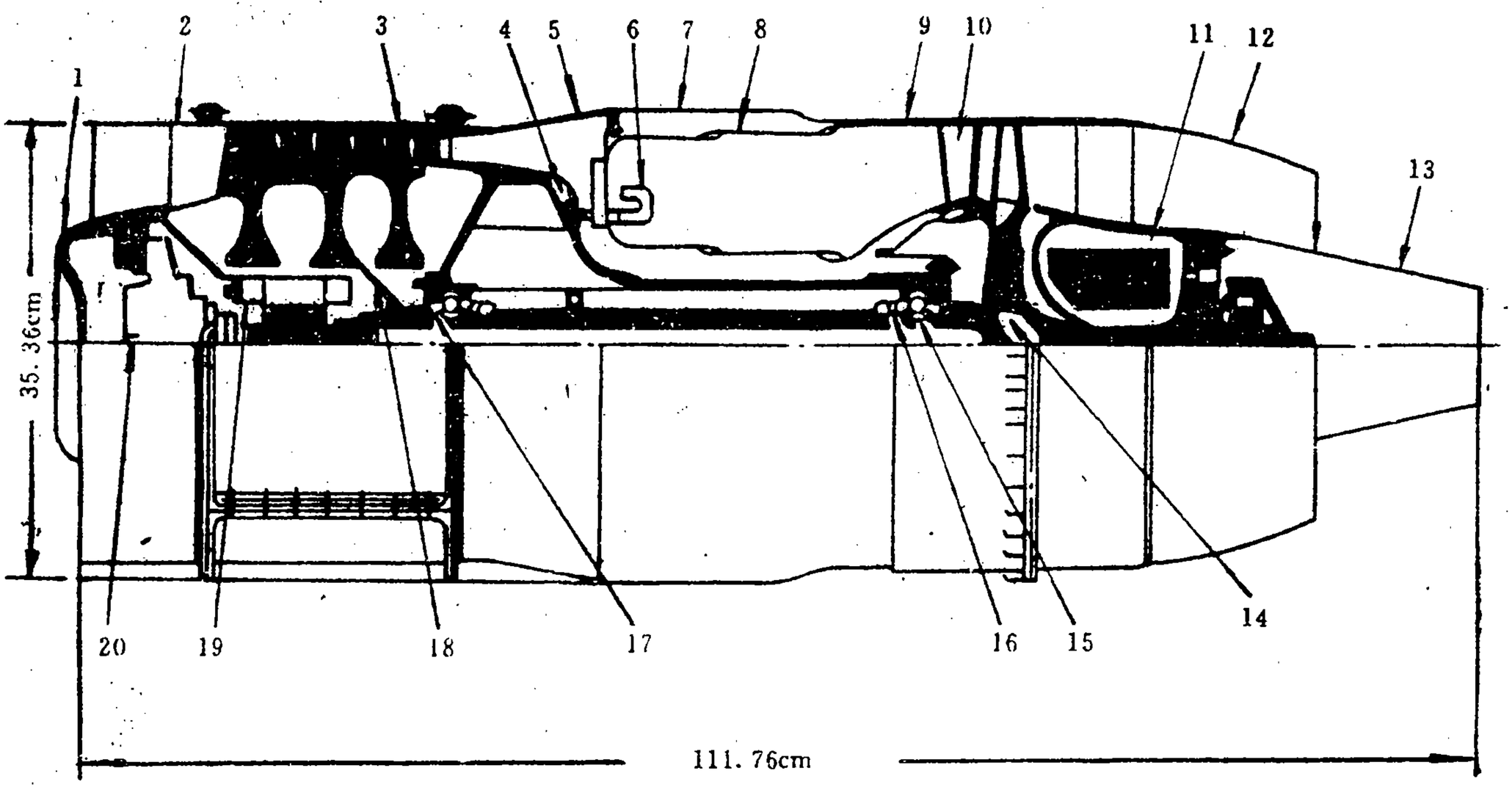


图11-12　航空研究公司的ETJ1000一次使用涡轮发动机

1. 铝合金铸造的进口帽罩；2. 铝合金铸造的进口机匣；3. 17-4PH铸造的压气机机匣；4. 347不锈钢管制的总管；5. 17-4PH铸造的扩压机匣；6. J型蒸发管；7. 17-4PH 材制的燃烧室机匣；8 耐热镍基合金和347不锈钢制的火焰筒；9. HS31铸造的涡轮机匣；10. CME235铸造的涡轮导向器；11. 起动器和药筒；12. 耐热镍基合金制的排气管；13. 耐热镍基合金制的排气锥；14. IN100铸造的冷却涡轮转子；15. 轴承；16. AISI4130灯蕊润滑；17. AISJ4130回油分离器管；18. 17-4PH整体铸造的压气机转子叶片和盘；19. 直接驱动的交流发电机；20. 燃油调节器

（二）寇第斯-怀特公司的发动机

图11-13示出寇第斯-怀特公司研制的一次使用发动机。发动机具有四级轴流式压气机，增压比为4.0，流量为8.98公斤／秒。每级压气机由17-4PH不锈钢铸造并采用电子束焊焊成。静子机匣是二半的。仅有工作叶片和导向叶片尖部机械加工。机匣设有环形的螺栓安装边。压气机绝热效率为0.85。

涡轮是非冷却式单级涡轮。转子由IN100材料整体铸造。静子为WI-52材料浇铸的整体铸件。

燃烧室全部为环形焊接结构，包括一个钢制外机匣和一个多孔冲切的火焰筒。燃烧室

有十个直径为6.35毫米的燃油限油管，限油管将燃油输送到蒸发管中，蒸发管采用耐热镍基合金铸成蘑菇状。点火用二条火舌点燃。

发动机有一止推球轴承，安置在压气机第一级，有一滚柱轴承安置在涡轮处，二个轴承都装填280AC氟化润滑脂。

发动机上的发电机也是低成本设计技术的一个实例。低成本的设计要求采用较少的零件，该发电机转子拧入压气机轴的前端，由发动机直接带动。发电机上没有轴承、花键轴、电刷。它还起着发动机主轴承固定螺帽的作用。

尾喷管罩住起动器药筒，起动器排出的热燃气直接冲击涡轮叶片。电燃油控制器装在压气机外机匣上。3千瓦发电机装在发动机前端的帽罩内。

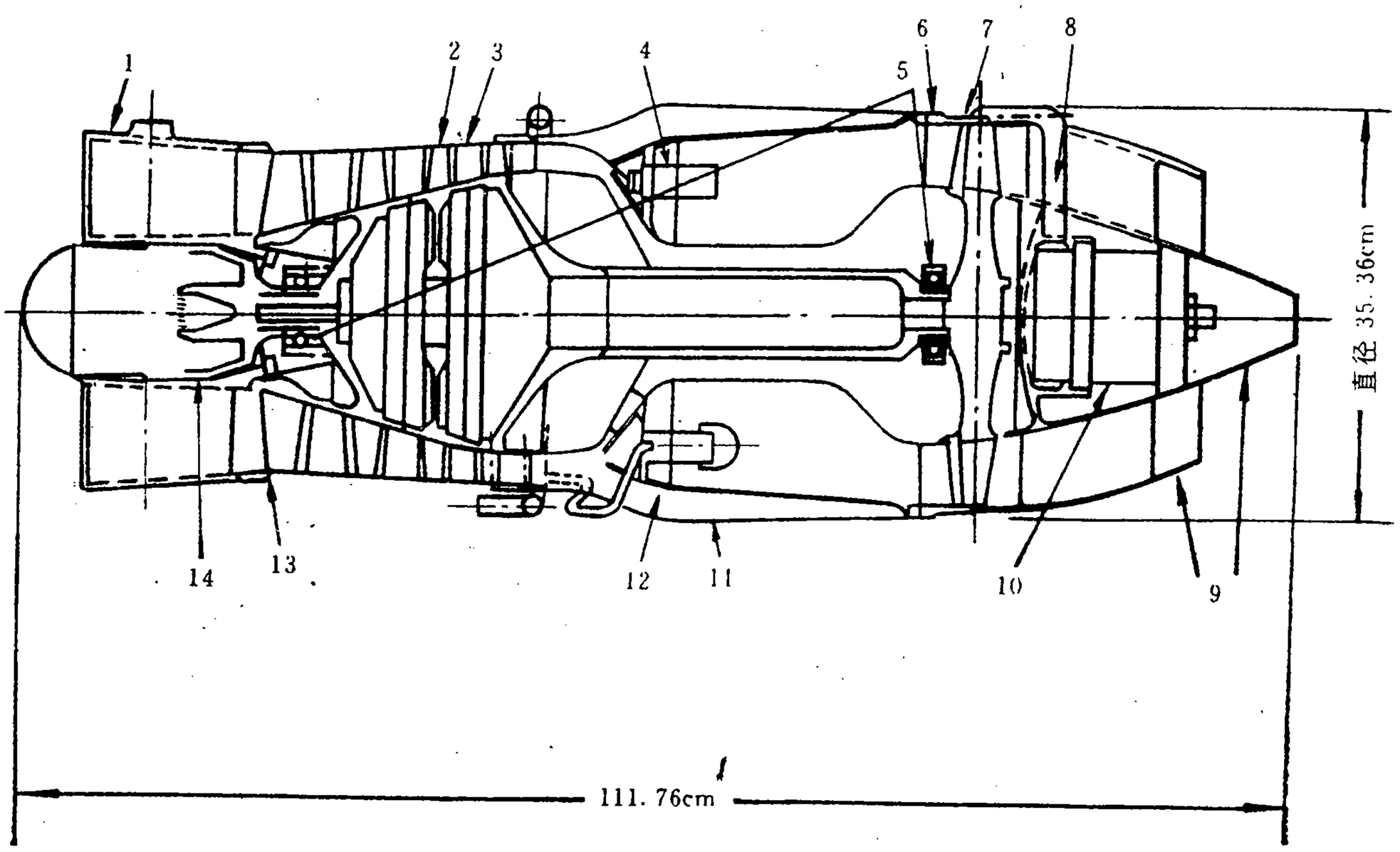


图11-13　寇第斯-怀特公司的一次使用涡轮发动机

1. 整体铸造的铝合金机匣；2. 铸造的压气机机匣；3. 整体铸造的静子叶片和环(17-4PH)；4. 火药点火器；5. 装填油脂的轴承；6. 整体铸造的涡轮静子（WI-52合金）；7. 整体铸造的未冷却涡轮转子（IN100）；8. 铸造的燃气通道和支柱；9. 钣材喷口尾锥；10. 固体火药燃气发生器起动药筒；11. 旋压或成形钣材的燃烧室；12. 整体铸造的头部钢板和燃油蒸发管；13. 整体铸造的压气机转子叶片和盘(17-4PH)；14. 无电刷、无轴承、直接驱动的交流发电机

（三）普莱特-惠特尼公司的STJ422发动机

图11-14示出普莱特-惠特尼公司研制的STJ442一次使用的发动机。这台发动机压气机的特点是采用独特的叶片条，叶片条总计三十四个，安装在鼓筒上同数量的拉削槽中（见图11-15）。鼓筒上机械加工的圆周槽是为了拉削时排除切屑用的。圆周槽位于二个转子叶片间应力小的地方。每一叶片条有五个叶片，用U形舌尖状垫片固定，并用常温硫化的硅橡胶密封。整流叶片由410型不锈钢制成的翼型条状块组成，整流叶片插入单个的静子机匣内并用铜钎焊。五级压气机的增压比为5.3：1，气流量为11.2公斤／秒。钛合金的叶片条采用普莱特-惠特尼公司等温锻造工序制成。这种等温锻造工序可以在高塑性情

况下锻造十分复杂的型面，锻造后即可装配，不需要再进行机械加工。

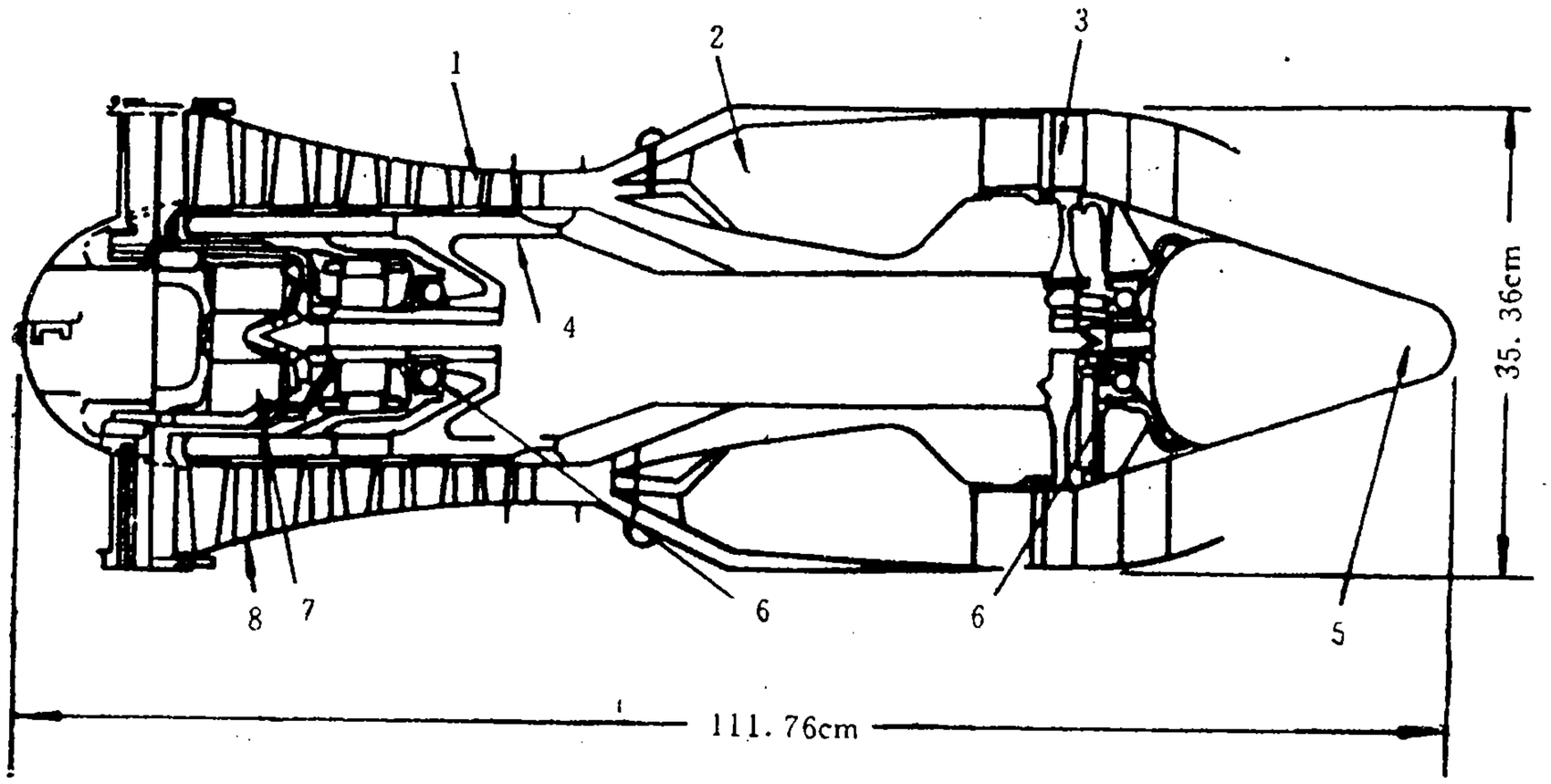


图11-14　普莱特-惠特尼公司的STJ442一次使用涡轮发动机

1. 等温锻造的叶片条（五级压气机）；2. 全环形预混燃烧室；3. 等温锻造的未冷却轴向涡轮(1 038°C)；4. 鼓筒转子；5. 作尾锥用的火药起动器；6. 空气冷却的干润滑轴承；7. 整体燃油泵电燃油调节器和交流发电机；8. 一个翼型条块状静子机匣

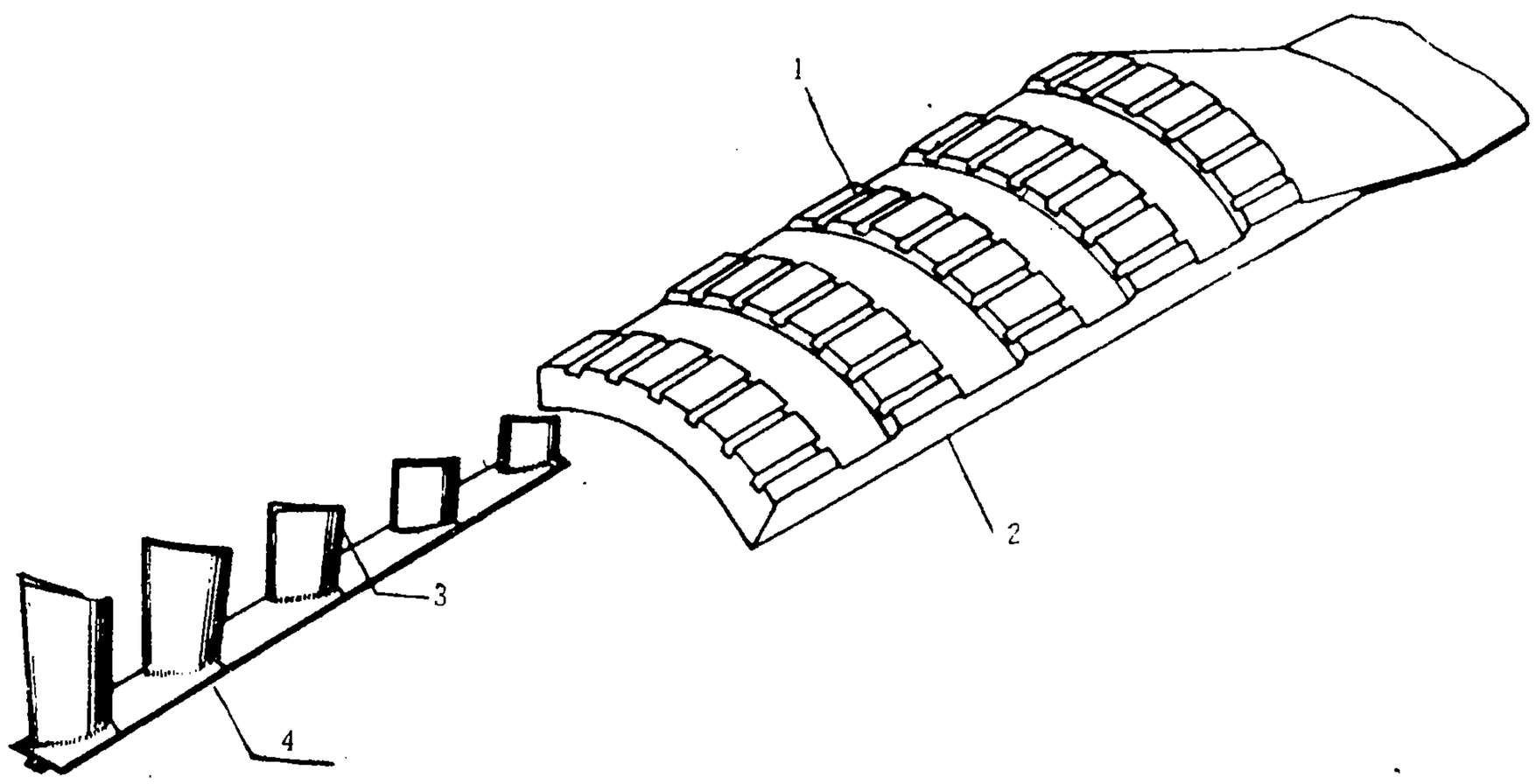


图11-15　普莱特-惠特尼公司带叶片条的压气机

1. 五级燕尾形槽（都是在同一通道上轴向拉削而成，用以安装34个叶片条中的每一个）；2 鼓筒转子；3. 等温锻造的钛合金叶片条；4. 叶片条(每一叶片条含有每级的一个转子叶片)

燃烧室是在先进的涡轮发动机燃气发生器方案的基础上发展的，是一个环形燃烧室，它有一个预混的前端，以期在短的长度内获得高放热量。燃烧室有十八个燃油管，它们在较低的压力下限定和分配燃油。燃油在预混区与空气混合，整个燃烧室由不锈钢板制造，表面不需机械加工。火焰筒是用321型不锈钢制成。

涡轮为非冷却式单级涡轮，进口温度为1038°C，转子的盘和叶片采用IN100材料整体铸出，叶片的翼型用电化学方法加工到最后尺寸。导向器叶片和机匣采用MAR-M-509材料整体铸出。这种材料的熔点较高，能经受燃烧室所造成的较高温度峰值。

发动机支承在二个空气冷却的干润滑球轴承上。

起动系统以“英雄”型反力式涡轮为基础，从固体火药筒排出的热燃气，经四个超音

速收敛-扩张喷管流出，来自喷管的冲击气流为起动发动机提供了扭矩。喷管组合件位于发动机轴的末端，后轴承的前端。起动器火药筒罩在发动机尾锥内。

尾喷管是简单收敛形的，喷口面积是固定的。二十六个整流支板矫直排出的燃气并支承后轴承。

附件紧紧地包在发动机帽罩及压气机鼓筒轴的空腔内，一个不可调的永久磁铁发电机装在发动机轴上，位于前轴前面。离心泵安置在轴端，在发电机和功率调节器之间。电燃油调节器装在帽罩内。

第十二章　发动机的研究、发展与使用

第一节　航空发动机的研究与发展

随着燃气涡轮技术的发展，航空燃气涡轮发动机性能日益改善，其结构与系统日趋复杂，同时，零组件的数目也不断增多。在航空发动机上密集着许多最先进的技术，这使得研究与发展一种新发动机要投入大量的资金、劳务与时间。据美国的统计，研制一种全新的、中等尺寸的航空发动机，约需进行一万小时整台发动机的试车试验，10万小时部件与系统的试验以及40万小时零件与材料的试验。发动机的研制周期长达十年以上，所消耗的资金已由数千万美元上升到几亿、十几亿美元。

航空发动机的研制是一项规模庞大而十分复杂的系统工程。数以千计的零、组件通过设计-试验-改进-再试验，循环前进，组成新型发动机的部件与系统。这些部件与系统又要经过反复的试验-改进-再试验-再改进的循环，才能满足发动机对它的要求。由这些部件与系统组装而成的发动机也要经过相同的循环才能达到预定的设计指标，满足战术技术要求。这样一个过程只有根据客观条件，科学地组织，精细地调节与管理，才能使研制工作有条不紊地进行，直到取得最后的成果——研制出新型的发动机。预测不准，计划不当，或管理失度，经常导致研制中断，造成巨大的人力、物力与时间的浪费。

航空发动机的研究与发展工作一般可分为研究、预先发展、型号发展与使用发展等四个阶段。

一、航空发动机的研究工作

航空发动机的研究工作包括基础研究与应用研究。

基础研究是航空发动机的基本理论研究，如创立新概念、新方法和新结构，探索新机理，开拓新的技术领域等。有关航空发动机新热力循环的研究、流动附面层及其换热的研究、弹塑性理论的研究等均属于这一范畴。一般，基础研究是在科学院以及高等院校中进行的。研究完成的形式是提供论文与研究报告。

应用研究是运用国内、外基础研究的成果，把认识自然界的理论知识转化为航空发动机的应用工程技术，解决在这些技术领域中带有普遍性的实际问题。如复合材料在航空发动机上的使用、断裂力学预测航空发动机零件寿命的研究、优化设计方法在航空发动机设计中的应用等。应用研究的课题来自发动机行业的发展规划以及由设计、生产和使用中提出的问题。它通常由有关的研究所、工厂或院校进行研究。研究完成的形式是研究与试验报告、计算程序与方法、原理性样机或试验样机等。

研究工作是发展航空发动机技术的基础与先导。今日的研究就是明日的技术，而明日的技术就是后日的先进产品。由时间上看，研究工作要提前10年以上。目前各发达国家均不遗余力地投入众多的资金，建立庞大的试验设备，来开展研究工作，以保证长期的技术领先地位，确保占有市场并为技术的发展提供必要的储备。

美国在1915年成 了航空咨询委员会（NACA），1917年成立了兰利研究中心。在发动机试验方面仅高 试验台就已建立了十余座。目前，美国空军阿诺德工程研究发展中心（AEDC）又在 立特大型的发动机高空试验台，其使用的总功率超过44万kW，建设投资已达6亿美元。

苏联在1918年建 了中央流体力学研究院，其后又建立了气动、中央发动机研究院（ЦИАМ)等一系列研 单位，为发动机的发展打下了良好的基础。

二、航空发动机的预 发展

航空发动机的预 发展是指对先进部件、核心机或验证机开展的研制工作。通过预先发展工作可以为下一 的型号发展提供成熟的技术，以减少型号发展中的风险。此外，预先发展可以使发动机 研制工作超前于飞机的型号发展，有利于与飞行器相互协调配合。预先发展工作通常由 究院、设计所与试制工厂配合进行，完成的形式是提供能用于型号发展的先进部件、核 机、验证机以及包括相应技术资料的样件、样机。

核心机是指燃气轮机中不可缺少的燃气发生器部分，通常包括高压压气机、燃烧室以及带动高压压气机的涡轮。所以，核心机有时又称为燃气发生器。以核心机为基础，增添不同类型的部件可以发展为各种不同的燃气涡轮发动机。例如，利用一个先进的核心机，增添低压压气机、风扇以及带动它们的低压涡轮，就可以发展成涡轮风扇发动机。增添动力涡轮及减速器，可以发展成涡轮螺旋桨发动机。增加自由涡轮、减速器，可以发展成涡轮轴发动机，如图12-1所示。

利用核心机发展的方法可以缩短研制周期，节约经费，而且有利于发动机部件的标准化与积木化，方便使用准修，节约备件储备。

验证机是核心机直接的发展。它可以是完全按照飞机战术技术要求设计制造的原型机，也可以是在尺寸或结构上与实际发动机有某些差异的简单验证机。验证机是核心机进一步的具体化。通过验证机可以暴露出发动机设计方面的缺陷，以免将这些问题带到型号发展中去。

美国通用电气公司在1963年首次运转的核心机GE1的基础上，通过放大空气流量与加装$1^1/_2$级前风扇低压转子制成简单验证机GF1/6。由此发展为TF34、YJ101与F404等发动机（图12-2）。进一步放大空气流量，发展为TF39、CF6等大型涡轮风扇发动机以及J97加力式涡轮喷气发动机。由于这些工作取得较为突出的成果，现在这种由核心机发展的做法已得到了公认。在美国，由政府支持形成了一些发展计划，例如《先进涡轮发动机燃气发生器计划（ATEGG）》、《飞机推进分系统综合计划（APSI）》等，为发展新型发动机起了很好的促进作用。

三、航空发动机的型号发展

航空发动机的型号发展是要由国家一级来决策的重大技术装备问题。根据飞行器的使用与技术要求，考虑到市场的需求、可供使用的资金、已经具备的技术基础以及必需的发展周期，通过型号发展要研制出可供军、民用飞行器配套使用的、具备批生产条件的发动机。进入型号发展阶段的新型发动机应该有明确的使用对象，并作为飞行器研制系统的一个子系统，由一开始就不断与飞行器相互协调配合，直到定型、投产与使用。一台大型先

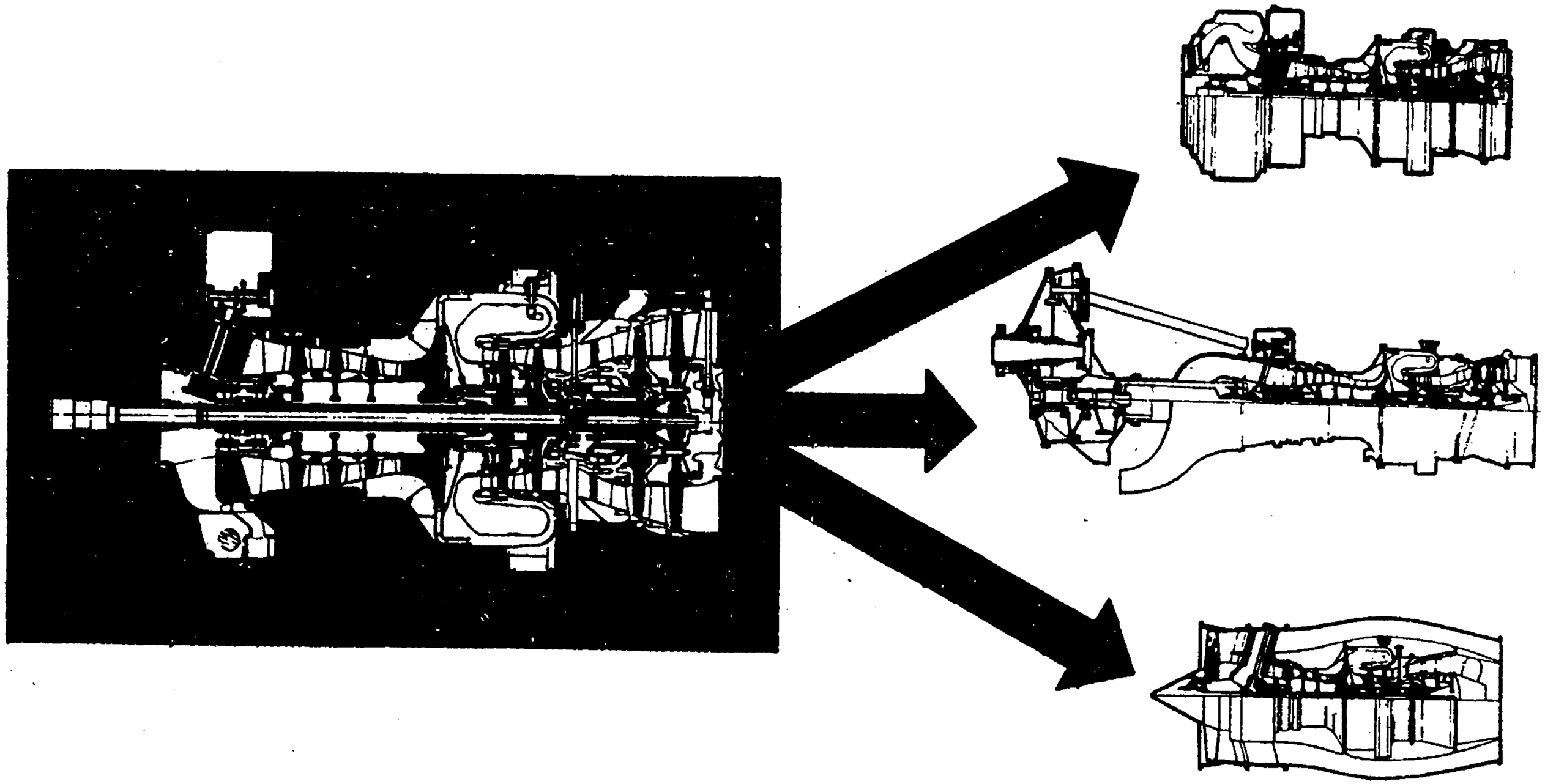


图12-1　核心机的发展

进的航空发动机的型号发展通常要以举国之力、通过全行业的通力合作才能完成。当代，为减少发展的风险与开拓市场，很多航空发动机的型号发展是通过国际合作来完成的。

型号发展一般可分为方案论证阶段与工程发展阶段。

方案论证中应按飞机-发动机一体化设计的要求提出各种备选方案。对各方案要进行性能、可靠性、使用性方面的评价，同时进行费用-效益分析与技术经济风险分析。权衡投资与进度周期，由各种方案中选出能满足使用要求、具有足够成熟的技术基础和资源而且技术经济风险比较小的方案。

为论证选定方案的可行性，通常在方案论证阶段要进行相当多的试验。只有在多数试验取得满意的结果时，才能认为选定

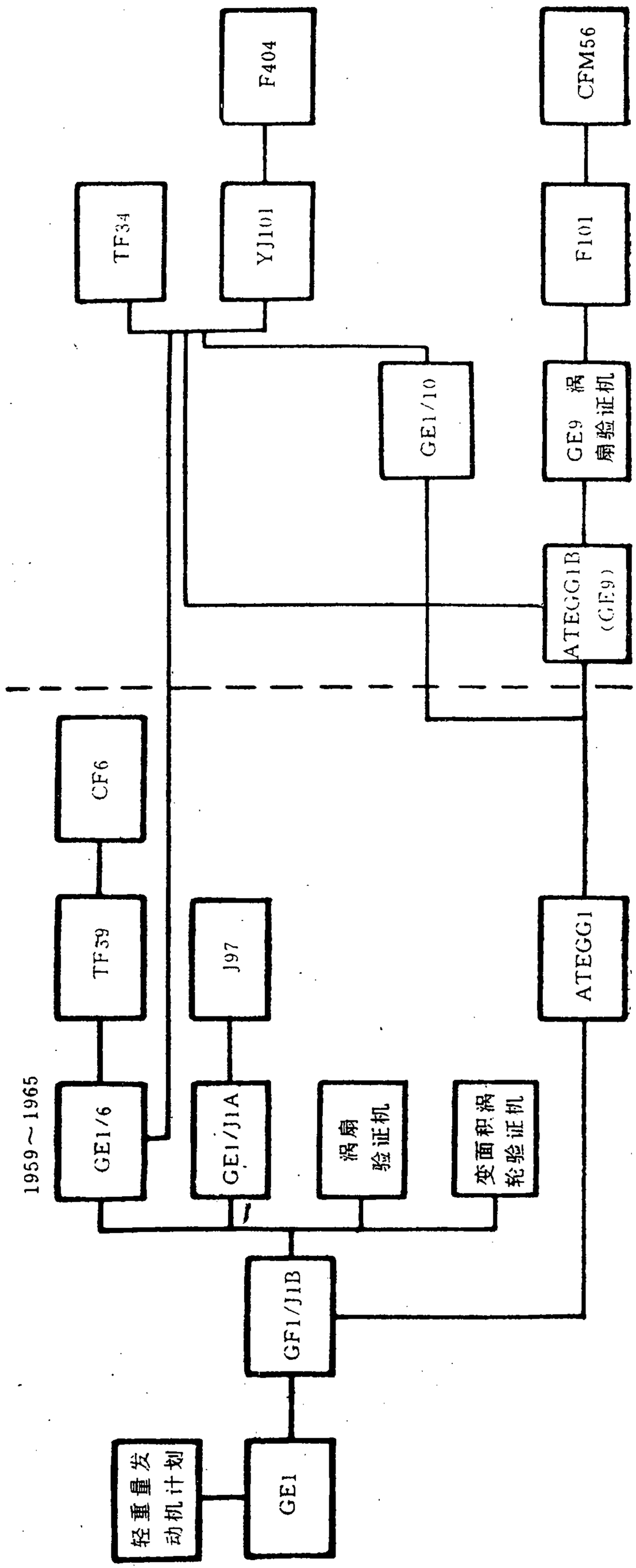


图12-2 通用电气公司的核心机与验证机计划

的方案是可行的。经过有关部门的批准，方能正式进入工程发展阶段。

在工程发展阶段要进行发动机的设计，制造首批原型机，进行原型机地面试验及高空台试验，然后按设计定型大纲的规定进行试飞。原型机试飞是型号进入真实工作环境的试验，必需严格按照规范要求完成试飞前的各种试验，以保证首次飞行与试飞期的安全。

通过了设计定型大纲中规定的一系列试验与试飞，发动机就可以设计定型。设计定型后，发动机可进入首批生产。进行批生产的发动机，为保证生产的稳定性与质量，还要对发动机的生产工艺、质量保证系统等等进行生产定型，也称为工艺定型。

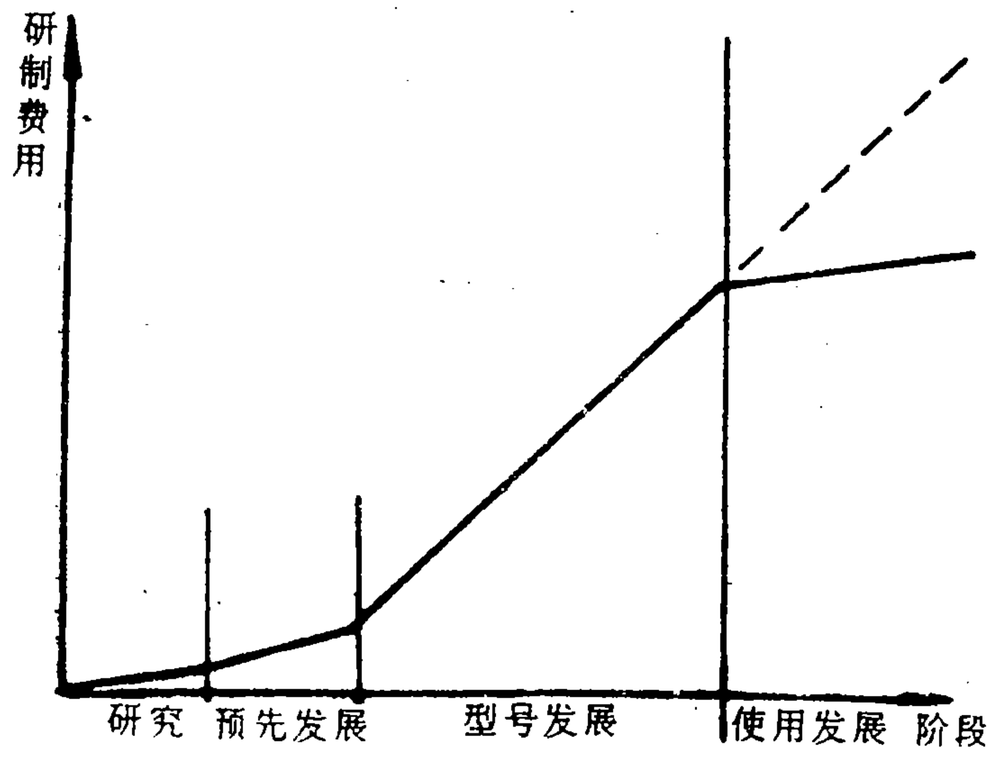


图12-3　研制过程中经费的变化

在整个发动机研制过程中，型号发展阶段是资金、劳务与时间消耗最大的阶段。一般要制造十几台、甚至几十台整台发动机并提供相应的备件，以进行若干次全寿命试验或150小时定型试车试验，同时还要进行装机试飞。这一阶段消耗的经费一般占总研制经费的50%～70%。根据美国的调查，一种高性能新型发动机的研制总周期可长达9～15年，其中全尺寸的型号研制周期约为5～6年。在进入这一阶段后研制费用急剧上升，如图12-3所示。如果因为设计不周，技术风险比较大而又没有在预先发展阶段经过充分验证就草率地进入型号发展阶段，使这一阶段因故障屡出而延长，会使研制经费急剧增加，如图内虚线所示。如果在此阶段研制失败就会造成巨大的经济损失。

四、航空发动机的使用发展

使用发展是根据已经生产定型的航空发动机在使用过程中发现与暴露出来的缺陷进行改进，或是采用先进的技术来提高发动机性能与使用性的过程。它使一种航空发动机不断完善，是整个发动机发展工作有机的、不可分割的部分。

使用发展中，少量的改进，一般可不必再进行设计定型或生产定型，若有重大的改进或改进项目累积到一定数量，为便于生产管理与使用管理，要进行序列批次鉴定。例如，通过几次长期试车或150小时型号定型试车，将发动机发展为新的序列批号。

设计研究所与发动机制造厂要充分利用信息反馈系统，不间断地收集发动机使用和修理的信息，以加强与改善发动机的使用发展工作。

第二节　航空发动机的结构完整性

一、概　述

早期的航空发动机在设计时，设计者对发动机的性能比较注意，将主要精力用在追求高单位参数、高效率与高推重比上，而对发动机的使用性与可靠性重视不够。随着飞行器

飞行马赫数的提高以及发动机单位参数的提高，发动机内部的工作应力与环境温度越来越高，发动机使用条件越来越苛刻。这样就对发动机的部件在结构强度与刚性方面提出了更高的要求。例如，为减轻发动机的重量，在结构上广泛采用薄壁结构。这种结构增加了构件的柔性，削弱了刚性。这为转子及其支承系统带来许多问题。

这些因素使得在发展与使用新型航空发动机时，事故频繁而且严重性也显著增加。结果延长了新发动机的研制周期，造成研制经费以及使用维护费用急剧增加。例如美国的F401发动机由1967年开始发展，到1973年，由于在飞行前合格试车（PFRT）中反复出现严重故障，不得不中止发展，造成3.69亿美元的经济损失。

美国的F100发动机在开始发展时提出了过高的性能指标要求，[illegible]，采用了23项未经充分验证的、不成熟的技术，其中，有5项在发展的过程中已被认为是不实用而淘汰，而保留下来的18项不成熟的技术成为发展中出现大量故障的主要根源，造成投入使用后十分严重的问题。据美国空军统计，到1974年4月，它购置的1100台发动机在25万个飞行小时中，发生了547次喘振与悬挂失速、47次涡轮叶片与导向器叶片故障、60次主燃油泵故障、10次加力燃油泵故障以及8次主轴承故障。这使得发动机仅备件一项就追加了1.47亿美元。为了使发动机在投入使用后达到所要求的作战适用性与可靠性，又花费了部件改进费6.65亿美元。两项合计远远超过了它的研制费用（4.57亿美元）。

因此，在发动机研究与发展的早期阶段就应该把发动机的结构强度问题与性能问题做为一个整体来考虑。在提高与改善发动机性能参数的同时要考虑发动机的使用性与可靠性。预先发展阶段在验证样机或样件性能的同时，必须验证工作的可靠性与耐久性，还要通过模拟真实工作环境的考验。这样可以避免在型号发展阶段的整机试验与试飞中，甚至在投入使用后，再暴露出结构强度方面的问题；避免造成重大的损失。

这就是结构完整性的概念。

二、发动机结构完整性计划

为了在设计时给发动机结构设计提供统一的方法，也为了给结构的研究发展提供基础，美国在70年代初拟定了发动机结构完整性计划（ENSIP），以便与飞机结构完整性计划相配合。根据此计划开展了研究工作，其中许多成果已列入美国公布的《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机军用通用规范MIL-E-5007D》中。目前，我国也在开展这方面的研究工作。

美国的结构完整性计划（ENSIP）主要内容有下列四个方面。

（一）结构完整性设计准则

在结构完整性计划中，发动机的设计准则首先是把发动机的部件分成冷部件与热部件两大类。处于热燃气流中的部件是热部件，如火焰筒、涡轮叶片、导向器与喷管等；发动机其余的结构件如轴、机匣、风扇与压气机等是冷部件。

设计准则要求发动机冷部件结构的设计寿命应与飞机机体结构的使用寿命一样，设计的疲劳寿命有100%的裕度。热部件的设计寿命是冷部件设计寿命的一半。

飞机在使用中的不同工作状况使发动机的负荷也不相同。随着飞行任务的变化（如图12-4示出的任务剖面图），发动机负荷的大小及变化频繁次数也不相同。飞机不同的飞行任务直接影响发动机结构强度负荷的大小、分配与低循环的循环次数。但在设计一台新发

动机时，难以确定它未来的精确的飞行任务剖面图。为了给结构设计提供统一的基础，在结构完整性计划中为各类飞机用的发动机提供了初步设计的工作寿命及循环，如表12-1所示。

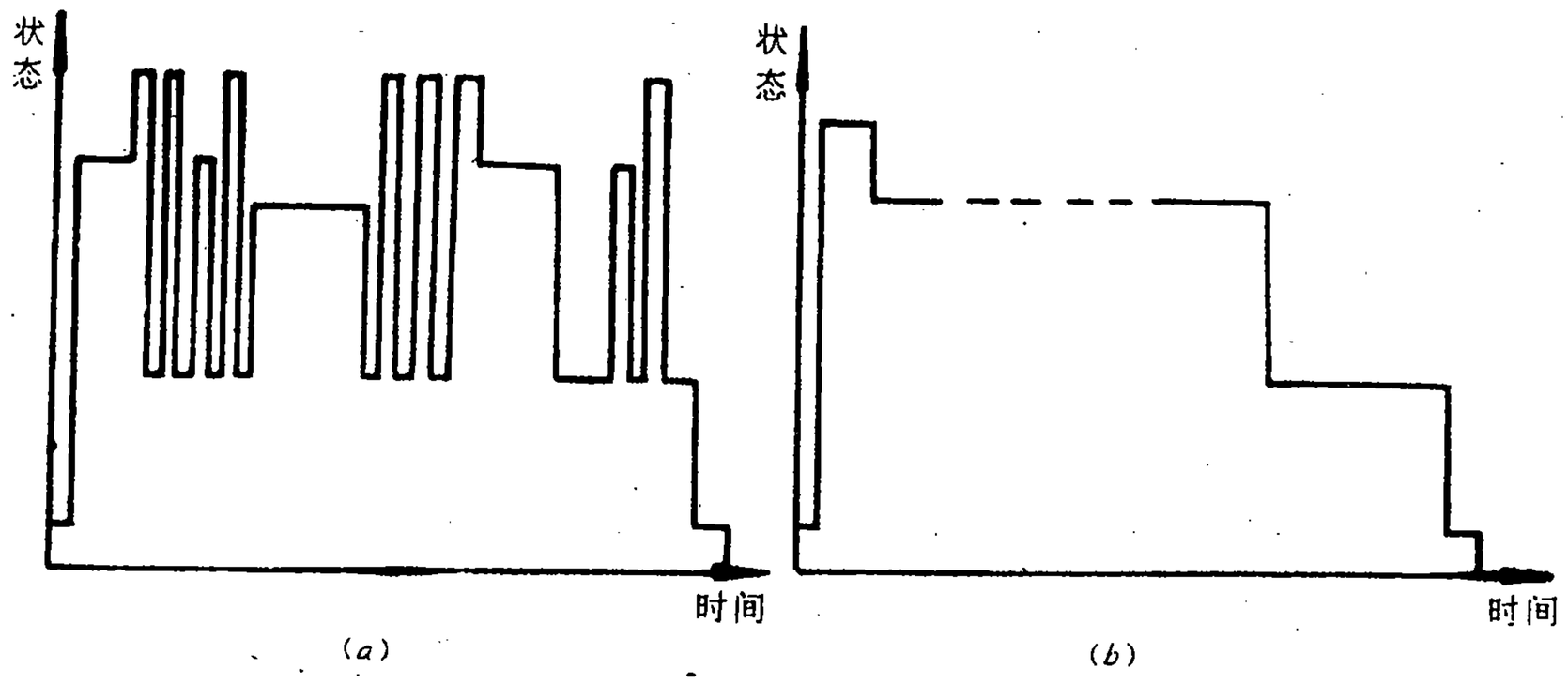


图12-4　飞行任务剖面图

（a）歼击机用发动机；（b）运输机用发动机

（二）结构完整性计划对发动机试验的要求

结构完整性计划中规定结构试验的目的是证实结构是否满足了设计要求。如有可能，每一项结构设计的要求都应该通过试验加以验证。

由于低循环疲劳对发动机寿命有重要的影响，试验的重点放在疲劳试验上。可以用部件或全尺寸的发动机来进行试验。为保证试飞的安全，发动机壳体、框架和安装座等受力组件的静强度试验以及转子的破裂性试验，应在试飞前完成。

与结构完整性有关的试验项目，它们的对象部件以及载荷与设计要求在表12-2中示出。

（三）结构完整性计划对技术文件的要求

为保证在设计过程中圆满地执行结构完整性计划，规定在鉴定发动机时，设计与制造部门必须提交审查的技术文件项目，它们必须在试飞前提交使用部门。主要内容有：

（1）发动机结构载荷分析：包括发动机详细的结构分析，外部作用载荷及结构承载能力分析。

（2）强度和寿命分析：要进行应力分析的零组件为发动机机匣、盘、转子叶片、静子叶片、安装节、火焰筒、轴承座、齿轮、支架与管路。分析报告中应包括低循环疲劳试验的工作循环与工作时间。

（3）振动和应力报告：对机匣、转子叶片、静子叶片、盘与轴要求得到包括复合振型在内的不同振型的形式、振动节线位置、振动应力的大小与分布；要给出临界转速的范围；此外，报告中还应说明发动机实际工作的情况以及部件试验与分析结果不相符合的地方。

（4）发动机振动测量报告：报告中应给出发动机工作包线内最高振动点，各状态点上的速度谱、加速度谱及峰值。

（5）故障形式和结果分析。

（6）可靠性分析：收集与分析可靠性数据，表明每种故障的形式与频次，总结研制结果。

表12-1　各种飞机用发动机规定的寿命、工作循环与任务分配

飞机种类	使用寿命		低循环疲劳要求的工作次数③（次）					功率状况分配④			
	部件	小时数	海平面起飞	复飞	反推力	亚音速格斗	超音速格斗	功率状况	高度（米）	M数	时间%
歼击机	冷部件	4 000	3 500	2 000		2 200	400	最大②	①	超音速	1
								最大	①	0.9	4
								中间	3 048	0.9	30
								巡航	10 668	0.75	60
	热部件	2 000	1 750	1 000		1 100	200	空中待机	海平面	0.3	5
轰炸机	冷部件	10 000	2 000	3 000		2 000	1 000	最大②	①	超音速	4
								最大	①	0.9	1
								中间	3 048	0.9	14
								巡航	12 192	0.75	75
	热部件	5 000	1 000	1 500		1 000	500	空中待机	海平面	0.3	6
中大型货机	冷部件	30 000	9 000	5 000	4 000			起飞	海平面	①	4
								巡航	9 144	0.7	87
	热部件	10 000	3 000	2 000	1 000			慢车	①	①	9
教练机	冷部件	5 000	5 000	7 500		3 500		最大②	海平面	①	1
								最大②	①	①	3
	热部件	2 500	2 500	2 500		1 750		中间	3 048	①	25
								慢车／巡航	①	①	64／7

① 由使用部门提供；

② 加力或全加力状态；

③ 设计时用系数2乘以表中的循环数；

④ 根据应力断裂与蠕变的要求。设计时用允许的应力断裂寿命的一半进行设计

表12-2　结构完整性规定的主要试验项目

试验项目	对象部件	载荷与设计要求
强度试验	机匣、框架、安装座与喷管	在使用载荷下无永久变形；外载荷1.5倍时应无损坏
压力试验	受压气机出口压力影响及燃气加载的机匣与部件	以比工作压力大一倍的压力试验构件，不破坏
转子结构完整性试验	转子	在坑室内以122%最大转速进行圆盘旋转破裂试验无损坏 在发动机上以115%最大容许稳态工作转速工作5分钟无破裂，尺寸在允许范围内 在发动机上，超过最大允许平均稳态温度42°C，在最大稳态工作转速下工作5分钟无破裂，尺寸在允许范围内
振动与临界转速试验	整机	临界转速与最大工作转速有20%裕度。部件及发动机试验中在工作转速范围内对振动无不良反应 测量风扇叶片在飞行中之应力
低循环疲劳试验	部件，整机	按初步设计准则两倍的循环进行，无损坏 整台发动机至少进行一次全寿命期持久性循环试车
包容性试验	风扇、压气机及涡轮	见后节《包容性》
吞咽试验	整机	吞鸟试验：允许发动机零件损坏，但不得导致飞机损坏 吞冰试验：不造成零件损坏 外物破坏试验：吸入外物对风扇及压气机叶片造成最小应力集中系数$K_t \geqslant 3$的损坏时，发动机应能工作到规范规定的两个检查周期

（7）可维护性和维护性验证报告。

（8）材料与工艺规程报告。

（四）结构完整性计划对寿命监测的要求

发动机结构的寿命与发动机在使用中的运转时间及低循环次数密切相关。因此，在使用中必须对发动机的工作状况与参数进行监测。遇有工作状况恶化，可及时采取措施修理或更换有关的零、部件、避免发生故障。

按照美国对航空燃气涡轮发动机设计的技术要求（MIL-STD-1534），在发动机工作中要监测气流流通过程、燃油、滑油、点火以及机械部分等共5个方面、39项。例如，与发动机寿命有关的有工作载荷、低循环疲劳次数、超温、超转以及发动机振动的情况。现代的中型与大型旅客机或运输机上，通常是将这些信息与其他有关飞行与飞机的参数汇集到一个计算机系统，进行综合监测。例如，在C5型运输机上安装有MADAR系统，用以监测和记录8个飞行参数和21个发动机（TF39-GE-1）参数。协和号超音速旅客机上的监测系统可监测和记录有关发动机（Olympus 593）气流方面12个参数以及有关机械与结构方面18个参数。

三、包容性

航空燃气涡轮发动机的转子在工作中以很高的速度旋转。转子上的零件如果在工作中由转子上脱落，就会在巨大的离心力作用下，以很大的能量与很高的速度甩出来。例如，叶片的掉块、鼓环碎裂的部分、盘上的平衡配重或联接螺钉、销钉等。甩出来的东西如果穿透了发动机的外机匣就会损坏飞机结构，造成机身断裂、座舱气密破坏、油箱着火甚至导致乘员死亡的严重事故。例如，近年来国外多次发生JT8D发动机压气机叶片折断，打穿机匣造成起火、使飞机坠毁的重大飞行事故。根据国际民航部门统计，这种由转子甩出碎片击穿发动机机匣及短舱的事故，在1966到1975年十年间共发生246次，平均每年约25次，影响了飞行的安全。

因此，在设计时应使得当转子上有零件脱开被甩出时，发动机的损坏被包容在机匣或发动机短舱内，以免造成二次损坏。这就是包容性的概念。

国外设计规范规定，在最大允许瞬态转速下，当风扇、压气机与涡轮等部件的转子叶片在叶身与榫头联接部位断裂时，发动机应能完全包容。此外，由一片叶片损坏所打掉的全部其他零件，也应由发动机包容。发动机还应有下列破损安全设计以消除发生重大故障的可能性。即：

（1）在超温和超转故障发生时，叶片的破裂不应造成轮盘的破裂。

（2）主轴承或润滑系统的故障不应使轴脱开。

（3）如果轴脱开，涡轮叶片应与导向叶片接触以防止涡轮超转。

（4）轴承发生故障时，转子支承的结构应能把发动机转动零件的不同心度减到最小。

加厚发动机转子外部的机匣可以提高发动机的包容性。也可用耐冲击的纤维材料制成防护罩，套在机匣的外围。有时在风扇转子轮盘外缘制有附加的凸肩环，当万一风扇转子轴折断，风扇轮盘会被机匣卡住而保留在机匣内。

第三节　航空发动机的寿命与可靠性

一、航空发动机寿命概念的演变

活塞式航空发动机与早期的航空燃气涡轮发动机的寿命，通常用翻修寿命（TBO）及总寿命来表示。翻修寿命指新发动机到第一次翻修之间或两次翻修之间人为规定的发动机可工作时间，以工作小时数表示。经几次翻修后，发动机由技术上无法再翻修或由经济

上看不值得再翻修时，发动机退役或报废。由新发动机出厂到发动机退役或报废时，发动机工作的总时间称为它的总寿命。例如，某歼击机用的涡轮喷气发动机，新发动机使用200小时后要返回修理厂进行第一次翻修。第一次翻修与第二次翻修、第二次与第三次翻修间可工作150小时。第三次到第四次及第四次翻修后可工作100小时。之后发动机退役。因此，规定的发动机总寿命为700小时。

翻修寿命的概念是建立在各次翻修期间发动机不得有任何故障的设想上。所以，规定的工作时间都比较短。为了确定翻修寿命期，经常要进行时间比例为1：1甚至1：1.5的全寿命期试车。发动机必须几次无故障的通过这种长期试车才能确定它的翻修寿命。这造成了巨大的资源耗费。

长期使用经验说明：一方面，在翻修寿命期内，总是有少数发动机不可避免地发生了故障，造成空中停车或终止使用而提前返回工厂修理；另一方面，多数发动机并非只能使用到翻修寿命期。特别是对新发动机以及头几次翻修的发动机，相当多的发动机在已到达翻修寿命规定的工作时间后，仍有正常工作与保持安全飞行的能力，只是在接近总寿命后期，发动机的平均故障率才显著增长。这说明根据某段工作时间内绝对无故障的概念确定的翻修寿命，既难以保证无故障发生，又会使许多原可继续使用的发动机提前由飞机上拆下来，损失了许多工作时间，增加了修理费用，难以保证良好的经济效益。

随着可靠性技术的发展，根据结构完整性的要求，现代航空燃气涡轮发动机的寿命概念比翻修寿命的概念有了较大的发展与变化。各航空技术先进的国家已经提出许多如技术寿命、经济寿命、整机寿命和部件寿命等新概念。在美国的结构完整性计划中区分了发动机的冷、热部件，以低循环疲劳的循环次数与工作时间并列为判定寿命的指标。另外，还规定了不同使用条件下发动机的可靠性指标。这种将可靠性、寿命与使用条件一体化来考虑的方法，更接近发动机的实际工作情况，因此是一种更为合理的方法。

二、航空发动机可靠性概念

可靠性是指一种技术装置在规定的工作条件下和预期的使用时间内保持规定的性能的能力。它反映了该技术装置的安全性和有效性。可靠性问题包含五个方面内容，即对象（部件、组件、零件、元件、系统）、客观条件（工作环境与使用条件）、时间、性能（用途）与能力（功能）。

通常可用几种数学函数来定量的描述装置的可靠性，例如可靠度$R(t)$或不可靠度$F(t)$。

可靠度$R(t)$指技术装置在规定的条件下、在规定的时间内保持其预定功能的概率。不可靠度$F(t)$指在相同情况下不能保持其预定功能的概率。根据概率论，有

$$R(t)+F(t)=1$$

不能保持发动机预定的功能称为发动机故障。美国的《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机军用通用规范MIL-E-5007D》中将下列各种情况规定为发动机故障：

（1）因部件性能降低使发动机在飞行中推力损失大于或等于最小推力的10%。

（2）迫使发动机停车、节流或发动机熄火。包括重新起动成功的情况。

（3）15分钟内还不能把发动机起动起来。

（4）滑油消耗量过大。

（5）振动超过规范规定的极限值。

（6）装配联接处和管路接头漏油。

（7）要拆卸许多零件才能修复的故障。

根据发动机故障的频率的统计，可以确定发动机的不可靠度$F(t)$，由它可以计算出发动机的可靠度$R(t)$。

在发动机工作期间，当不可靠度$F(t)$是时间的连续函数时，可以求得故障概率密度函数$f(t)$，即

$$f(t)=\frac{\mathrm{d}F(t)}{\mathrm{d}t}$$

由故障概率密度函数$f(t)$可以求得故障率$\lambda(t)$，即

$$\lambda(t)=\frac{f(t)}{R(t)}=\frac{f(t)}{1-F(t)}$$

故障率是指某装置工作到某个时刻t时，在单位时间内发生故障的概率。当已知 $\lambda(t)$ 后，由

$$R(t)=e^{-\int_0^t\lambda(t)\mathrm{d}t}$$

可求出可靠度。

航空发动机多数零、组件与一般机械构件相同，其故障率 $\lambda(t)$ 与时间t的关系可由图12-5示出的“浴盆曲线”表示。

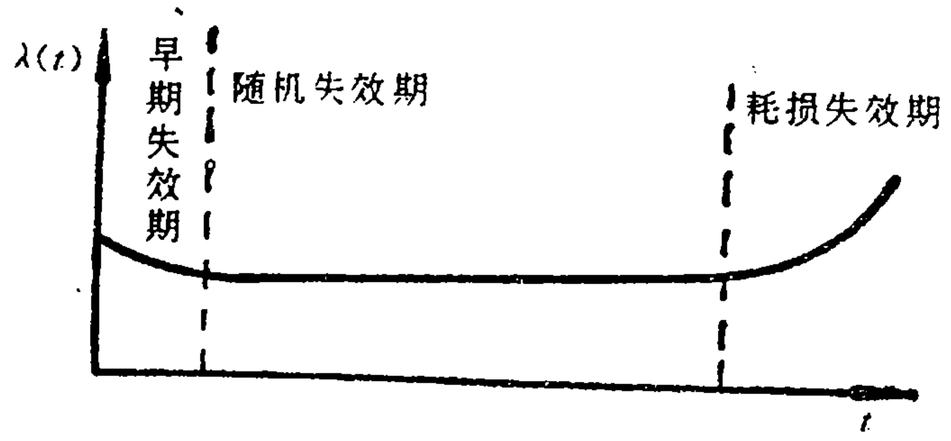


图12-5　故障率与时间的关系（“浴盆曲线”）

“浴盆曲线”表示故障 $\lambda(t)$ 随使用时间t延长发生的变化。它分为三个时期：早期失效期、随机失效期与耗损失效期。

早期失效期又称夭折期。它是在产品使用初期由于产品不成熟，因而在设计、材料与工艺等方面的缺陷在使用中未充分暴露造成的；也由于产品刚进入使用，使用者不熟练，维修者生疏，而发生的操作错误、装配错误与维修错误造成。因此，其故障率较高，但随使用时间延长而急剧减小。

耗损失效期是由于使用时间长，零、组件因磨损、变形、蠕变或老化等原因而丧失其固有的功能，故障率显著上升。航空发动机的零、组件不允许进入耗损失效期。规定的使用时间不能进入后段故障率急剧升高的区间。

随机失效期是由各种复杂的、多种多样随机因素引起的失效，一般故障率比较低，而且接近常数，可认为$\lambda(t)=\lambda$。

在此区间的可靠度　　$R(t)=e^{-\lambda t}$

及故障密度函数　　$f(t)=\lambda e^{-\lambda t}$

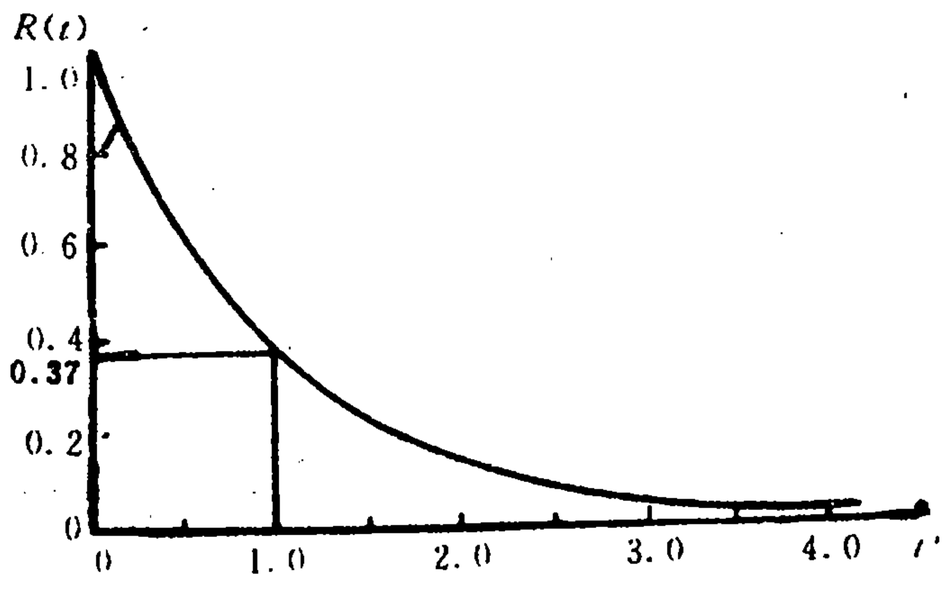


图12-6　可靠度与时间的关系

可靠度是时间的指数函数，如图12-6所示。

由$R(t)=e^{-\lambda t}$所描述的概率分布称为负指数分布。对负指数分布，如图可见，当$t=1/\lambda$，则$R(t)=0.37$

$$F(t)=1-R(t)=0.63$$

在$\lambda(t)=\lambda$为常数时，$m=1/\lambda$相当于在一段工作时间内平均发生一次故障的间隔时间，通常以MTBF表示。MTBF也是描述可靠性的一个指标，代表相邻两次故障间的平均工作时间。MTBF对于发动机而言，与翻修寿命的概念接近。而此时间$m=t=1/\lambda$。因此，到达翻修寿命后，在理论上仍有37%的发动机可以继续工作。同样，可用63%故障率作为确定发动机翻修寿命的依据。

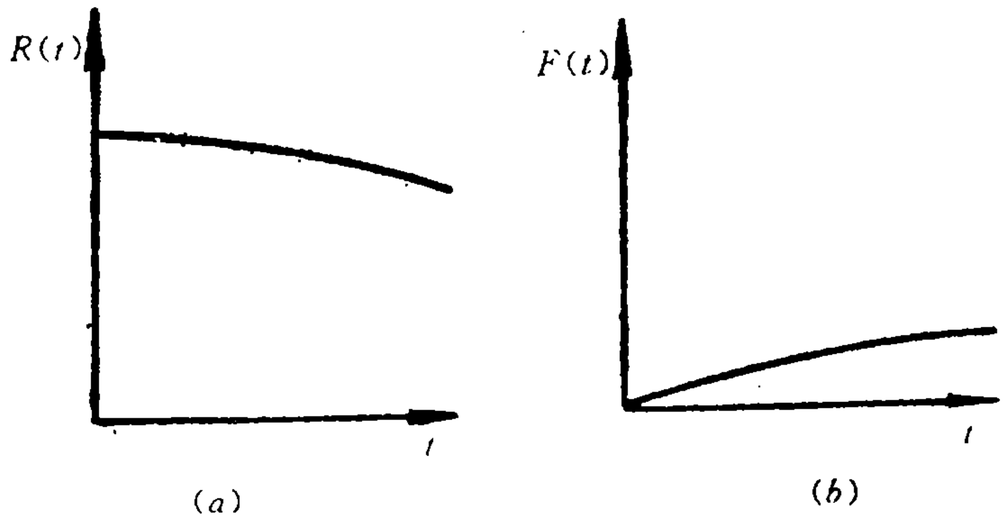


图 12-7　实际发动机$R(t)$、$F(t)$与$\lambda(t)$随时间t的变化

三、航空发动机寿命的指标与水平

航空发动机是由许多零、组件与附件组合成的复杂系统，所以，整台发动机的故障概率曲线与零、组件不同。统计资料表明，随发动机使用时间t的增加，整台发动机的可靠度$R(t)$缓慢下降而不可靠度$F(t)$缓慢上升，如图12-7中a与b所示。在图12-7c中示出WP-6发动机故障率与累积工作时间的关系。

但在实用上，以可靠度或不可靠度做为衡量寿命的指标是困难的。目前，在规定发动机翻修寿命、允许低循环疲劳次数的同时，通常还以空中停车率及提前换发率做为衡量发动机可靠性的指标。

空中停车率（In-Flight Shutdown, IFSD）是指在每1 000飞行小时中，由于发动机故障造成发动机空中停车的次数。

提前换发率(Premature Removal Ratio, PRR或Unschedule Engine Remove, UER）是指在每1 000飞行小时中，由于发动机故障造成未到翻修寿命就提前拆换发动机的次数。

表12-3内示出几种发动机的维修寿命与规定的空中停车率与提前换发率。由表可见，设计年代较早的发动机以及军用发动机其翻修寿命比较短，而空中停车率与提前换发率比较高。

按照美国的《涡轮发动机可靠性计划》，如果在使用中的某民用发动机其空中停车率在0.1以下或在0.1～0.15之间，则民航公司可申请将发动机分别延长翻修寿命200或100小时。发动机附件系统可延长的寿命期为整机的2.5倍，即延长500或250小时。反之，如空中停车率超过0.3则应将翻修寿命缩短200小时。

在实际使用中，发动机的工作时限与设计水平、制造质量、飞行任务剖面以及使用与维修的水平密切相关。

表12-3　几种发动机的空中停车率与提前换发率

发动机型别	使用条件与机种	翻修寿命（小时）	空中停车率（次/1 000小时）	提前换发率（次/1 000小时）	统计年代
民用发动机	美国规定		0.15～0.2	0.2	1970年
JT3D-7	中国民航、预计	9 000	0.026	0.165	
JT3D-7	中国民航，实际达到		0.0178	0.151 2	1973年到1980年
TFE 731-3	美国，民用飞机		0.027	0.115	1985年
TPE 331-14	美国，民用飞机	3 000	0.010	0.08	1985年
Spey512	民用飞机	7 000	0.020	0.20	
PT6A-27	加拿大，民用飞机	9 000	0.007		1982年到1984年
J69-T-25	美国，军用教练机			3.46	1984年
J85GE-5F	美国，军用教练机			5.03	1984年
WP6	中国，军用歼击机		0.94		
WP7	中国，军用歼击机			0.65	1980年到1981年

军用机上的发动机由于工作负荷大、飞行任务剖面复杂，规定的翻修寿命一般都比民用的发动机短。例如，美国的一种双转子涡轮喷气发动机军用型号为J57，使用于歼击机与轰炸机上时，规定的翻修寿命分别为200小时与1 000小时。而其用于运输机与民用机上的民用型JT3C，规定的翻修寿命可达6 000小时。

不同的使用情况也会影响发动机的使用工作时限。短而往返密的航线，由于起落次数多增加了低循环疲劳次数，会在到达翻修寿命之前提前到达规定的低循环次数。例如，英国的Dart 涡轮螺旋桨发动机的翻修寿命是以平均飞行时间每次为0.75小时来确定的。在航线不同，使每次飞行时间不同时，要修正使用寿命。当航线距离在0.5～1小时飞行时间内时，每与0.75小时差0.1小时，影响使用寿命的5%。

飞行员对发动机的操纵也直接影响发动机的使用寿命。经验说明，如能将起飞时最高的涡轮前温度T_3^*降低10%，会使涡轮部件工作循环次数提高68%至数倍。反之，因过猛的操纵发动机会引起涡轮前温度及工作转速急剧变化，导致超温或超转，会使发动机使用工作时限大幅度下降。研究表明，涡轮叶片材料的使用寿命与使用温度成对数函数关系。例如，某种涡轮叶片在705°C工作四年（35 000小时）只消耗了叶片材料设计寿命的35%。而在870°C工作6.6小时（相当四年间每年5次，每次工作20分钟），却消耗了叶片材料设计寿命的51%。因此，超温对发动机寿命影响很大。有的涡轮轴发动机设有“应急”的功率状态，允许5分钟内发动机超温15～20°C，但其后发动机必须拆下返厂修理。

实时监测与及时检查发动机已成为提高飞行安全性及延长发动机寿命的有力措施。例如，我国民航使用的JT3D-7发动机规定在工作到3 000、5 000及7 000小时后，抽样检查发动机的热端部件。PT6A-27发动机规定在使用3 500～4 000小时后检查热端部件。TPE

331-14发动机规定工作1 500小时后检查热端部件。

由于规定的冷端与热端各部件允许的低循环疲劳次数不同（见前表12-1），同一发动机上不同的零、部件寿命不相同。有的零、部件与整台发动机的寿命亦不相同。所以，现代的航空发动机中，还规定有各主要零、部件允许的低循环疲劳次数（即工作循环次数）或保用期。保用期有时还有经济上的意义，在保用期内零、部件的损坏将由制造厂无偿地更换或修理。表12-4内示出JT3D发动机几种零、部件的保用期。表12-5内示出几种发动机规定的零、部件允许的工作循环次数。

表12-4　JT3D发动机零、部件的保用期

零、部件类别	保用期（小时）
一级导向叶片、涡轮工作叶片	1 500
压气机转子叶片、火焰筒、低压涡轮导向叶片	2 250
压气机转子、扩压器机匣、燃油总管、拉杆	3 000
盘、轴、主附件传动机匣	4 000

表12-5　几种发动机规定的零、部件工作循环次数

发动机型号	零、部件名称	允许的工作循环次
CF6-6/CF6-50	风扇	17 000/20 500
	低压压气机	16 000/16 000
	高压压气机	15 000/11 500
	高压涡轮	8 000/9 500
	低压涡轮	/12 000
	轴	10 000/11 000
JT9D-7A	（上述六种零、部件）	15 000
JT9D-7R4 PW2037 PW4000	（同上）	20 000
PT6A-27	压气机转子	19 000
TFE731-3	风扇转子盘	10 000
	高压涡轮转子盘	7 000
	1、2、3级低压涡轮盘	3 000

四、　航空发动机的延寿

延长发动机的寿命，对提高发动机的使用性，降低飞行成本，改善经济效益有重要的

意义。在发动机投入使用后，延寿是使用发展的主要内容。通过使用发展工作，使用中的信息不断地反馈到研究与生产部门。工厂的生产发展部门不断对设计、工艺与材料方面进行改进，通过试验以及试车考验，将这些改进措施贯彻到生产中去。不断排除各种故障，提高发动机的可靠性，就可以使发动机的寿命随使用累积总时间的增长而同步增长。

另一方面，注意改进发动机的使用条件，建立完善的监测系统和合理的检修维护制度，将可靠性理论应用于分析实际发动机的工作情况，可以在保证飞行安全的前提下，挖掘发动机的工作潜力，延长寿命。

目前，除采用传统的长期全寿命试车来检验发动机延长寿命是否可行外，已发展了几种提高效率、减少试车时间的方法，如增大负荷或增多循环次数的加速等效试车，按标准规程进行的150小时国际通用定型试车等。发动机在通过150小时通用定型试车，证明其可靠性已达可供使用的水平，再根据整个发动机的研制过程以及其在飞行中所起的作用等各方面的综合因素，来确定发动机的初始寿命。按照美国民航部门的有关规定，初始的工作循环数一般为设计的1/3。然后以加速等效试车模拟它。通过模拟试车即可确定其初始寿命。

在使用中不断分析其可靠性指标，可以为延寿提供依据。当发动机在初始寿命期间工作良好，通过检查到达翻修寿命的发动机后，可指定若干台工作状况良好的发动机，作为领先使用的发动机，延寿使用。例如，美国空军领先使用12台F100发动机，翻修寿命规定为500小时，使用中，有两台发动机飞行超过500小时，经检查发动机情况正常，就将其翻修寿命延长到750小时。英国采用抽查的方法，例如，达到翻修寿命后抽查发动机，如两台工作情况良好可申请延寿100小时，抽查六台，情况良好，可申请延寿300小时等。

采用这些措施，已使发动机的寿命不断延长。一些设计年代较早的发动机目前翻修寿命也能达数千小时。苏制АИ-20M型发动机翻修寿命由500小时逐年发展，提高为800、1000、3000、4000小时，已达4750小时的水平。

第四节　航空发动机的维修性

一、维修性的主要指标

航空发动机的维修性是指对发动机维修的难易程度。由于航空发动机结构日益复杂，在设计中事先研究发动机有关维修的问题，已成为保证发动机使用可靠性，提高发动机的出勤率以及降低总寿命期费用的重要手段。由六十年代开始，国外已系统研究了评价维修性的方法，设计中对维修性的考虑以及使用中合理制订维修计划的方案等问题。维修性技术已成为一门新兴的、日益受到重视的学科。根据美国的统计，飞机每飞行一小时，维修工时可达10～20小时。就修理费用而言，美国1959年的国防预算费用的25%用于维修开支上。两年中花在设备与机械维修上的费用相当于它们的购置费用。对发动机而言，其维修费用占军用飞机直接使用费的12%。由此可见，改善设备的维修性对设备的战术技术性能、使用性与经济性都有很大的影响。

维修性的数量指标有维修度、有效度、修复度、维修时间等几种。

维修度 $M(\tau)$ 指在规定的条件下，在规定的时间内，使产品的主要参数恢复到规定范围内的概率。维修度表示产品维修的难易程度，它与维修时间τ的关系如图12-8所示。

当维修时间$\tau=0$时，$M(\tau)=0$，表示产品处于故障状态。随着维修时间τ的增长，产品恢复到正常状态的概率 $M(\tau)$ 也逐渐增大。当τ大于一定时间后，$M(\tau)\to 1$，表示产品经修复已接近正常使用状况。

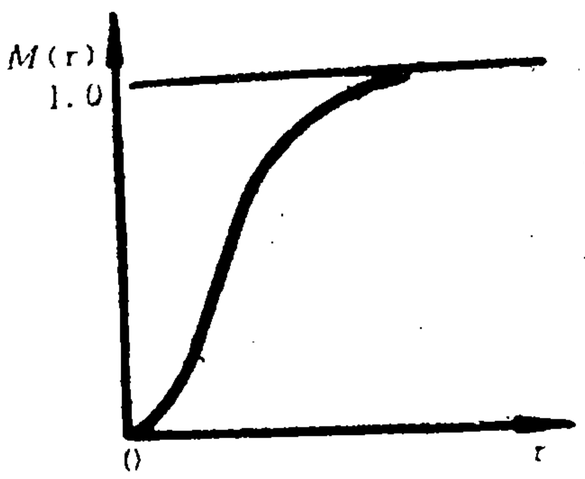


图12-8　维修度 M(τ) 与维修时间τ的关系

修复率 $\mu(\tau)$ 是指在某个时刻τ，在单位时间内使正在进行修复的产品的主要参数恢复到规定范围内的概率。

$$\mu(\tau)=\frac{\mathrm{d}M(\tau)}{\mathrm{d}\tau}\left(\frac{1}{1-M(\tau)}\right)$$

平均故障修复时间（$MTTR$）是指产品出现故障到恢复工作时所需时间的平均值，亦即维修所需的平均时间或装置不可能工作的时间。

所以

$$MTTR=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\Delta t_i$$

式中，Δt_i——第i次故障的修复时间，n——故障次数。

如果$1-M(\tau)$在时间上服从指数分布，而且$\mu(\tau)=\mu$为常数值，则

$$\mu=1/MTTR$$

发动机在某个时刻可以正常工作的概率以有效度A来表示。有效度A不但取决于发动机的可靠性，也取决于它的维修性。由

$$A=\frac{\text{可能工作的时间}}{\text{全部时间}}$$

$$=\frac{\text{可能工作的时间}}{\text{可能工作的时间}+\text{不可能工作的时间}}$$

$$=MTBF\ /\ (MTBF+MTTR)$$

也可以用维修系数ρ表示，

$$\rho=\frac{\text{维修所需的平均时间}}{\text{平均工作时间}}=\frac{MTTR}{MTBF}$$

一般飞机的维修系数ρ可达 10～20。可靠度R维修度M与有效度A的关系如图 12～9 所示。

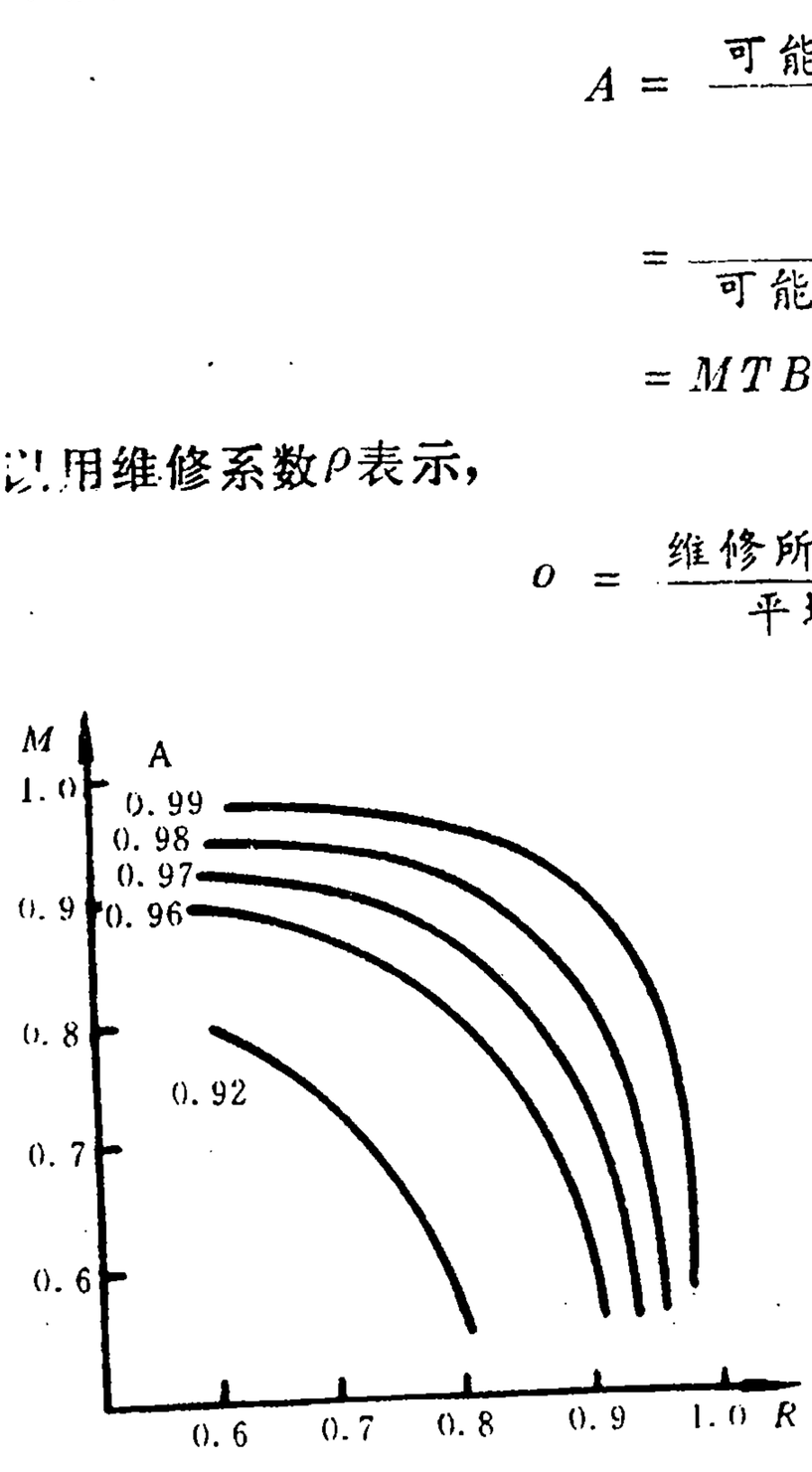


图12-9　可靠度R、维修度M与有效度A的关系

实际使用中的发动机通常用维修时间做为指标以便于统计。例如，瑞典“雷”式飞机使用的RM8加力式涡轮喷气发动机，在工作状况为有加力 20%、非加力 80% 的情况下，每飞行一小时维修工时为 8.85 小时。其中，机组维修（一级维修）1.1小时，基地修理厂修理（二级维修）0.8小时，翻修厂修理（三级维修）6.95小时。美国兰德公司统计表明，各种军用发动机每飞行一小时，用于一、二级维修的时间为0.5～2小时。

二、维修方式

维修方式有预防维修与事后维修两大类。航空产品只采用预防维修。

传统的发动机维修方式采用定期分级维修。它从概率论及可靠性理论出发，根据发动机上不同零件发生故障的平均间隔时间确定维修计划。通常分为飞行前、后检查，外场进行小修，基地修理厂定期中修以及到达翻修寿命后返回工厂进行大修。也可称为前节所述的一、二与三级维修。例如，美国的J79发动机每飞行600小时要在基地检修并更换火焰筒。F5E歼击机上使用的J85-GE-21发动机每工作800小时后，要在基地修理厂进行一次分解检修，三次分解检修后返厂翻修。前述的RM8发动机每飞行300小时要检查热端部件，所需平均工时为375小时。工作600小时后送翻修，翻修工时为3 300小时。

为保证飞行安全，民用发动机在使用中有详尽的维修计划。表12-6内示出某小型涡轮螺旋桨发动机的维修计划。

表12-6 某民用发动机的维修计划

维修等级	发动机工作时间(小时)	维修工作内容
小修	25	检查滑油样品
	150	清洗、更换滑油滤
	300	清洗、更换燃油滤
中修	1 200	检查热部件，更换点火器
	2 400	分解高压涡轮转子，检查榫头、孔及密封圈
	4 800	分解检查高压压气机
大修	9 600	发动机送翻修

应当注意，频繁的修理不一定能提高飞行的安全性，反而会因为增加了错误修理概率而降低了系统的可靠性。频繁的修理还增加了停飞时间，降低了出勤率与使用率，增加了修理的费用。结果使经济效益降低。合理地确定修理间隔期以及修理与更换的零、部件项目，是一个涉及技术与经济方面的复杂问题。可以在大量统计数据的基础上，以有效度最大或总费用最小为原则，确定最优的维修计划。美国的统计资料表明，一台发动机每一飞行小时的外场维修费平均为50～70美元。例如大型涡轮风扇发动机这一维修费为165～170美元而小型民用涡轮螺旋桨发动机每工作一小时的维修费仅为15美元。

目前，视情维修方式正在逐渐完善，并有取代传统的定期维修方式的趋势。采用视情维修的技术基础是建立一整套完善的机载计算机监测与记录系统（见前第二节，二之（四）结构完整性计划对寿命监测的要求），以及地面的计算机分析查询系统。每次飞行

后，机载监测与记录系统记录的各种发动机的工作参数被送入地面计算机的数据库与分析系统，经分析，在显示器屏幕上显示出有关发动机各种工作质量评价的信息，说明发动机工作是否良好，有无故障征兆等。有关人员可及时采取维修措施，预防故障发生。这种方式可以显著的改善发动机在使用中的可靠性。

三、发动机维修设计

对发动机维修的总要求是容易进行与节省费用。维修性设计是在设计阶段就考虑到使产品具有良好的维修性，以便提高产品的可靠性、使用性与经济性。分析说明，如果能使发动机的可靠性及维修性提高80%，牺牲10%的发动机性能指标也是值得的。考虑到维修性，在设计中要注意下列问题：

（1）单元体结构设计　现代航空燃气涡轮发动机很多采用单元体结构设计。所谓单元体结构设计就是将整台发动机在结构上分解为由若干单元体拼合而成。每个单元体包含一、两个发动机部件。要求同一单元体在性能与装配上规格化，可以互换。而且在各不同单元体之间只有最简单的联接。例如，美国Allison250涡轮螺旋桨发动机采用了单元体设计，整台发动机由压气机、燃烧室、涡轮、减速器、传动机匣等五个单元体组合而成。维修时，可以单独更换某一个单元体而不影响整台发动机的性能与部件协调工作，更换后转子也不需进行重新平衡。大型涡轮风扇发动机CFM56设计时将发动机分为四个单元体组。17个单元体以改进发动机的维修性。

采用单元体设计给使用与维修带来很大的方便。通常可以在现场用更换单元体的方法排除个别部件的故障，就不必将整台发动机运到修理工厂，节约了大量的运输时间与开支，一般可将修理周期缩短2/3。有的设计还允许在飞机短舱内更换发动机零、部件，例如，可直接在飞机上更换风扇部件，更换后亦不需补充的平衡或试车，即可投入使用。这些无疑大大减少了修理费用，提高了飞机的使用率。

（2）可达性要求　经常需要维护或更换的部分，在打开飞机的发动机罩后必须能看到，并能用手与工具接触到。这些部分设计时应集中安放，以减少在机罩上的开孔与口盖的数目。

（3）便于检测　外场使用经验表明，判断故障的时间要占维修时间的80%以上。因此，设置各种测试点，采用集中的检测台、检测车，利用微机实现检测自动化已成为目前外场地勤工作的重要手段。采用孔探仪经过发动机机匣设计时预先设置的探视孔，可以检查发动机内部的零件，例如，叶片、盘、火焰筒与喷咀等。也有采用移动式X-光或γ射线探伤仪对发动机进行穿透式无损检查，以便在外场及早发现燃烧室火焰筒、高压涡轮导向器及涡轮叶片上的裂纹。

（4）便于快速更换故障部件　经常需要拆卸检查的部件与附件，如电机、燃油泵、加力燃烧室等，可采用快卸式卡环与发动机联接。提高零、组件的标准化程度便于准备备件与及时更换。例如各种电子与电气设备的插件、接头应尽量标准化，以便维修。

第五节　航空发动机的研制费用与价格

一、航空发动机的研制费用

随着航空发动机性能的改善，在发动机上密集着许多先进的技术，这使得研制一种新型的发动机必需投入大量的资金。例如，美国通用电气公司为研制F404军用涡轮风扇发动机，到1975年已投资3亿美元。为研制试验与飞行试验就制造了33台发动机。英国罗斯-罗依斯公司为发展58.84kN推力级的涡轮风扇发动机Tay，到1983年，已投资5 000～6 000万英磅，完成了试验机运转阶段。

过高的性能指标要求，会使研制费用大幅度增长。例如，在当代水平的基础上把单位推力水平提高5%、使推重比提高5%或使燃油消耗率下降5%、均会使研制费用增加20%左右。因此，合理地选择设计指标对降低研制费用有很大的影响，如图12-10所示。

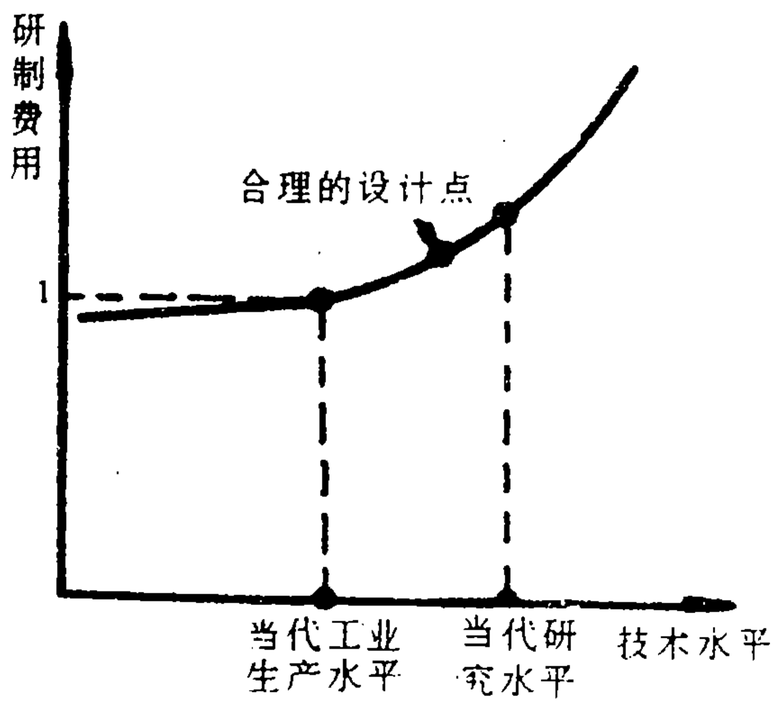


图12-10　研制成本与技术水平的关系

二、航空发动机的出厂价格

航空发动机的出厂价格与其推力（或功率）等级、性能指标以及发动机的用途有关。对于民用飞机或运输机用的发动机，其价格可用经验公式估算。公式的形式为

$$C = KP^E$$

式中，C—出厂价格，

K—回归系数，

P—推力或功率，

E—回归指数。

例如，根据美国的统计资料，对于用在普通运输机上的推力由22～97kN的涡轮喷气式发动机$C = 19.424\,6R^{0.937}$美元（1978年）。式中R为发动机推力，单位为N。

对于功率为257～1 323kW的直升机用的涡轮轴发动机$C = 93.963P^{1.0918}$美元（1978）式中P为发动机功率，单位为kW。

也可以用发动机的重量来估算发动机的价格。例如，民用涡轮风扇发动机每千克重量的价格约为450～500美元。相比之下，军用发动机要贵些，如军用$F100$涡轮风扇发动机每千克重量合825美元。几种发动机的价格及按单位推力（或功率）计算的价格在表12-7中示出，美元为1978年1月的价格。

专门设计的短寿命、低成本发动机单位推力成本可下降到2.24～3.06美元/N。

发动机各部件以高压涡轮对整台发动机价格影响最大，压气机次之。各部件价格占发动机价格的百分比在表12-8中示出。

表12-7　几种发动机的价格

国别	发动机型别	发动机类型	推力kN	功率kW	出厂价格（万美元）	美元/N（美元/kW）
美	JT3D-3	涡轮风扇	79.43		40	5.04
	JT9D-7A	涡轮风扇	210.37		132	6.28
英	Spey511-8	涡轮风扇	50.31		50	9.94
	RB211-22B	涡轮风扇	185.34		165	8.90
法	M45H-01	涡轮喷气	33.54		35	10.44
法-美	CFM-56	涡轮风扇	97.08		100	10.30
加	JT15D-1A	涡轮风扇	9.71		9.5	9.78
美	T53-13B	涡轮轴		1 029	18.5	(179.79)
	T700-700	涡轮轴		1 103	20	(181.32)
法	TurmoⅣc	涡轮轴		1 143	21	(183.72)
	Arriel	涡轮轴		471	8	(169.85)
英	Dart535-2	涡轮螺旋桨		1 677	33.5	(199.76)
加	PT6A-21	涡轮螺旋桨		405	6.5	(160.49)

表12-8　部件占发动机价格的百分比

部件名称 \ 百分比% \ 型号	发动机型号					
	J79-17	F100	F101	F404	TF39	T700
风　扇	/	6.3	7.9	9.9	19.4	/
压气机	29	18.7	9.8	5.8	10.9	3.8
燃烧室	2.8	3.1	4.3	3.5	3.3	8.1
涡轮（高压涡轮）	16.2	10.4	14.3	14.4	11.8	12.5
低压涡轮	/	5.1	7.5	7.3	13.2	9.8
加力燃烧室与喷管	13.4	26.0	22.7	8.5	/	/
机匣与外部结构	6.5	7.8	7.3	9.3	15.9	9.4
调节系统与附件	16.5	11.5	14.3	21.0	3.8	22.5
轴承、密封与传动	5.9	3.1	2.6	2.4	5.2	8.3
其　他	9.7	10.7	9.3	17.9	16.5	25.6①

① T700为涡轮轴发动机，另有减速器部件计入“其他”项目。

三、航空发动机的总寿命期费用

随着航空发动机寿命的延长，维修发动机的费用以及维修时更换发动机零、组件的费用增加。与燃料费用合计在一起的使用维护费用在发动机总寿命期费用中比重增加。以军用发动机为例，其总寿命期费用分配的百分比如表12-9所示。

表12-9　总寿命期费用的分配

寿　命　期	研 制　费 用	制 造 费　用	使用维护费用
10年	15%	42%	43%
20年	11%	29%	60%

在全寿命期飞行循环次数增加会使更换备件的费用增加，导致维修费用及总寿命期费用增加。以美国的F100发动机为例，如果在使用中每1 000小时的起-落循环次数由476次增加到590次，同时，中等与中等推力以上的工作状况由占整个工作状况的9.3 %增加到11.8%，两项结果使每飞行小时的维修备件费用增加了61美元。这使1 674台这种型号的发动机总寿命期费用增加4.15亿美元。

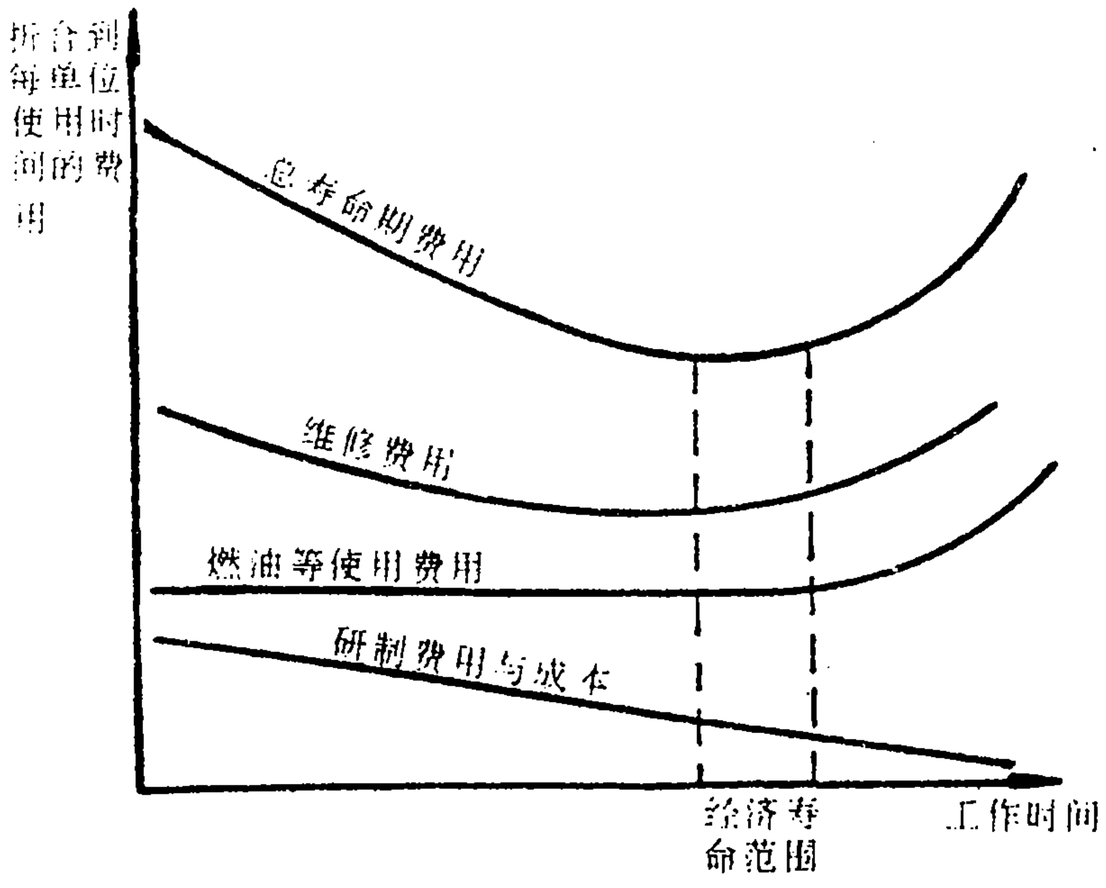


图12-11　使用费用与工作时间的关系

所以，在设计中要综合考虑研制费用、成本与使用寿命的问题。要用全寿命期费用来综合衡量发动机的经济性水平，而不能局限于制造成本低或燃油消耗率低。因为这两项指标降低带来的好处完全有可能被维修费用的提高所抵销。

此外，随发动机工作时间延长，不但修理费用增加，还会因为发动机性能恶化导致使用费用增加。例如，长期使用后会因磨耗、油垢等原因使部件效率降低，也会因磨损、渗漏等使间隙加大、损失增加，结果使发动机功率降低、耗油量增加，使耗油率明显增加。因此，使用费用是随工作时间延长而增加的，如图12-11所示。

虽然可以用修理来解决上述的性能恶化问题，但随工作时间加长，修理越来越费钱。如修理费高到不能再用降低使用费用来补偿时，再次修理已无经济上的意义。因此，航空发动机虽然由理论上看是一个可修复的系统，但它修理的次数及规模受到经济条件的约束，也是有限的。根据总寿命期使用费用指标确定的发动机总的使用时间，称为发动机的经济寿命。通常由维修费用达到总寿命期费用某一百分比的工作时间，或每小时飞行所需维修费用达到某一规定数值的发动机工作时间来确定。