

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 编
马 枚 黄泽梓

北京航空學院出版社

内 容 简 介

本书以各种典型的航空燃气涡轮发动机，特别是在本世纪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、噪声和消声措施等章节。

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

北京航空学院出版社出版

新华书店总店科技发行所发行 各地新华书店经售

北京密云华都印刷厂排印装

787×1092 1/16 印张：21.5 彩色插页1个 字数：550千字

1988年7月第一版 1988年7月第一次印刷 印数：2200册

ISBN 7-81012-051-4/V·005 定价：3.65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，它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；同时着重地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

目 录

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、 螺旋桨风扇发动机(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 (25)
- 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 (60)
 - 一、 进气机匣及进口导流叶片 (60)
 - 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 | (110) |
| 三、 | 涡轮轴 | (110) |
| 四、 | 涡轮机匣、衬段及导向器内外环 | (110) |
| 第五章 燃烧室 加力燃烧室 | | |
| 第一节 | 燃烧室 | (113) |
| 一、 | 概述 | (113) |
| 二、 | 燃烧室的构造 | (116) |
| 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..... | (291) |
| 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，修订了在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旋桨风扇发动机。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做功，使涡轮高速旋转并输出驱动压气机及发动机附件所需的功率。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。

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，简称涡轮喷气发动机。国产涡轮喷气发动机以“涡轮”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。

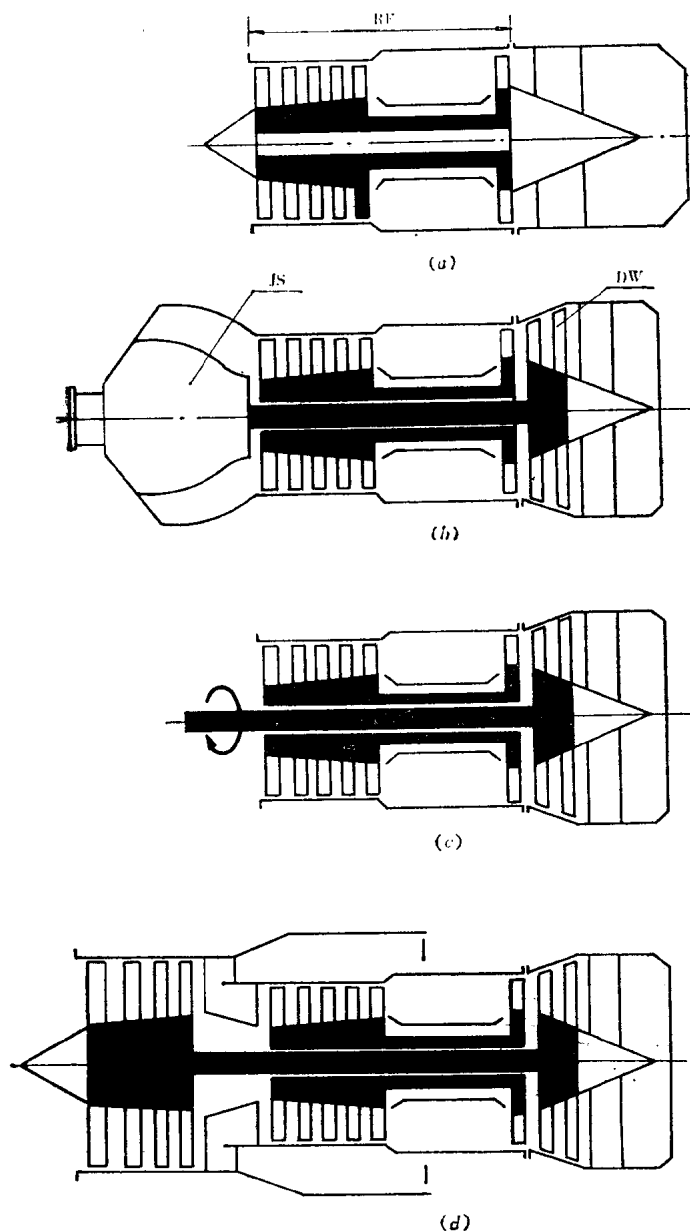


图1-1 (b)、(c)、(d) 中，燃气发生器出来的燃气流入其后的另一涡轮中继续膨胀做功，然后由尾喷管排出。这个用于传动其它部件的涡轮，一般称为“动力涡轮”。大多数发动机中，动力涡轮与燃气发生器的涡轮没有机械连系，它们均各自工作于不同的转速，所以，动力涡轮也可称为“自由涡轮”。如果动力涡轮驱动位于燃气发生器前的风扇转子，这就是涡轮风扇发动机，简称涡轮风扇发动机，国产代号为 WS (图1-1 (d))。如果动力涡轮驱动减速器然后带动螺旋桨，就成为涡轮螺旋桨发动机，简称涡轮螺旋桨发动机，国产代号为 WJ (图1-1 (b))。动力涡轮直接或通过减速较小的减速器驱动由直升机主减速器传动的旋翼，

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

就是涡轮轴发动机，简称涡轮轴发动机，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；同时还可将这种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

涡轮喷气发动机是本世纪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

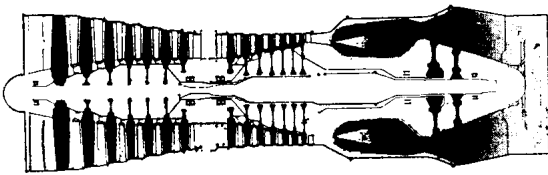


图1-2 涡轮喷气发动机（双转子）

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示出涡轮喷气发动机简图。由于涡轮喷气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。

为了短期内提高涡轮喷气发动机的推力，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轮喷气发动机简图。

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轮喷气发动机。

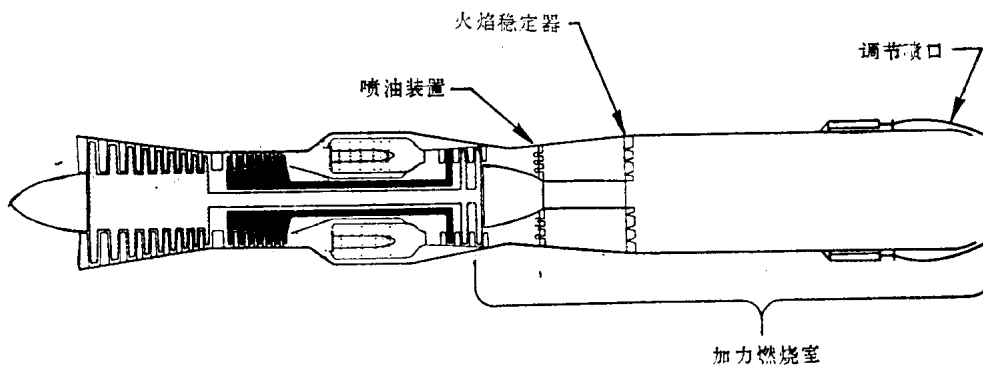


图1-3 带加力燃烧室的涡轮喷气发动机

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

膨胀做功，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 $M=0.5\sim 0.7$ 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。

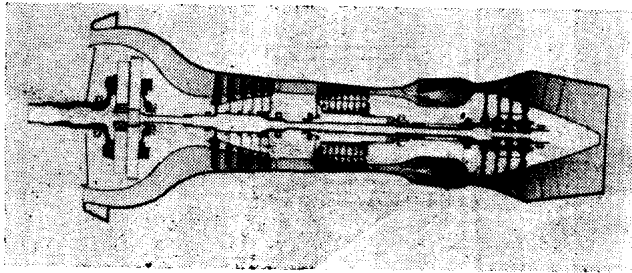


图1-4 涡轮螺旋桨发动机

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。

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、高原地区满载起飞的能力，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

涡轮轴发动机（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，有的涡轮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WZ9涡轮轴发动机。

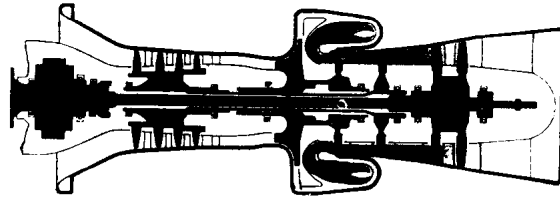


图1-6 涡轮轴发动机

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。由于涡轮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。

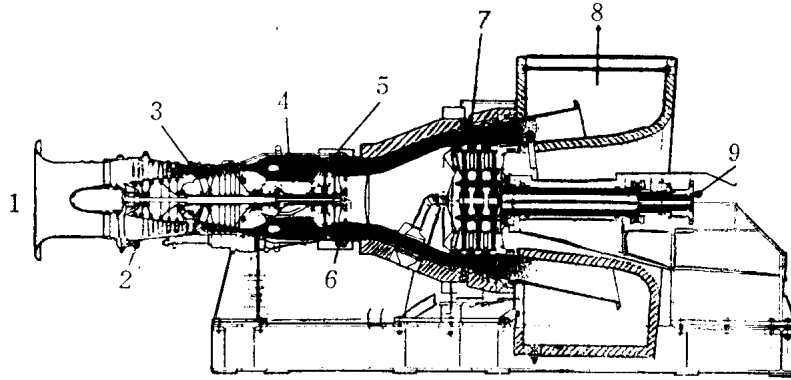


图1-7 航机改型的地面燃气涡轮装置

- 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. 交流发电机联轴器安装边

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），

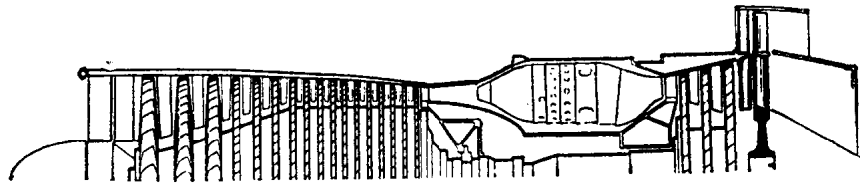


图1-8 涡轮后风扇发动机

工作时，风扇驱动围绕燃气发生器外壳的空气向后流动，产生外涵气流的推力；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

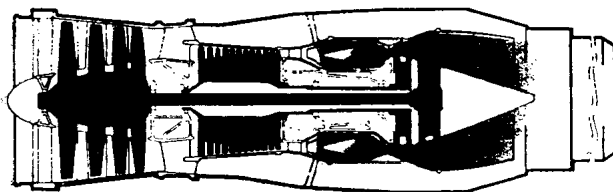


图1-9 涡轮风扇发动机

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，称为内涵气流，一部分由围绕燃气发生器外壳的外环中流过，称为外涵气流，发动机推力由内、外涵气流分别产生的

推力组成，外涵、内涵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10~12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

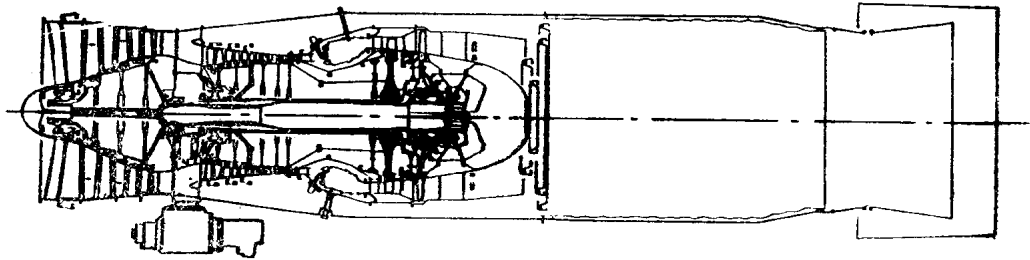


图1-10 M88加力式涡扇发动机

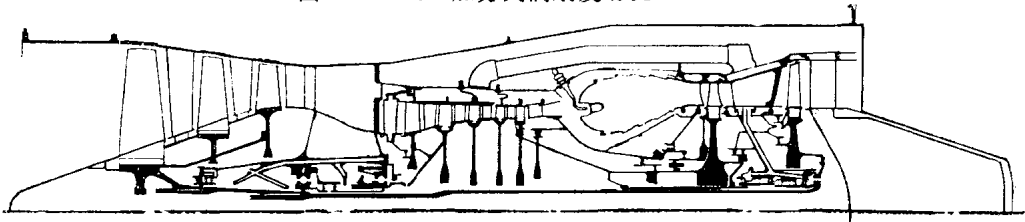


图1-11 EJ200加力式涡扇发动机

欧洲几国共同为新一代欧洲战斗机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，整套发动机的零件目数较少。

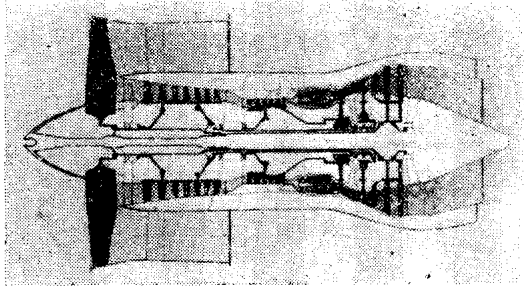


图1-12 RB211大流量比涡扇发动机

另一方面，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18000~25000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。

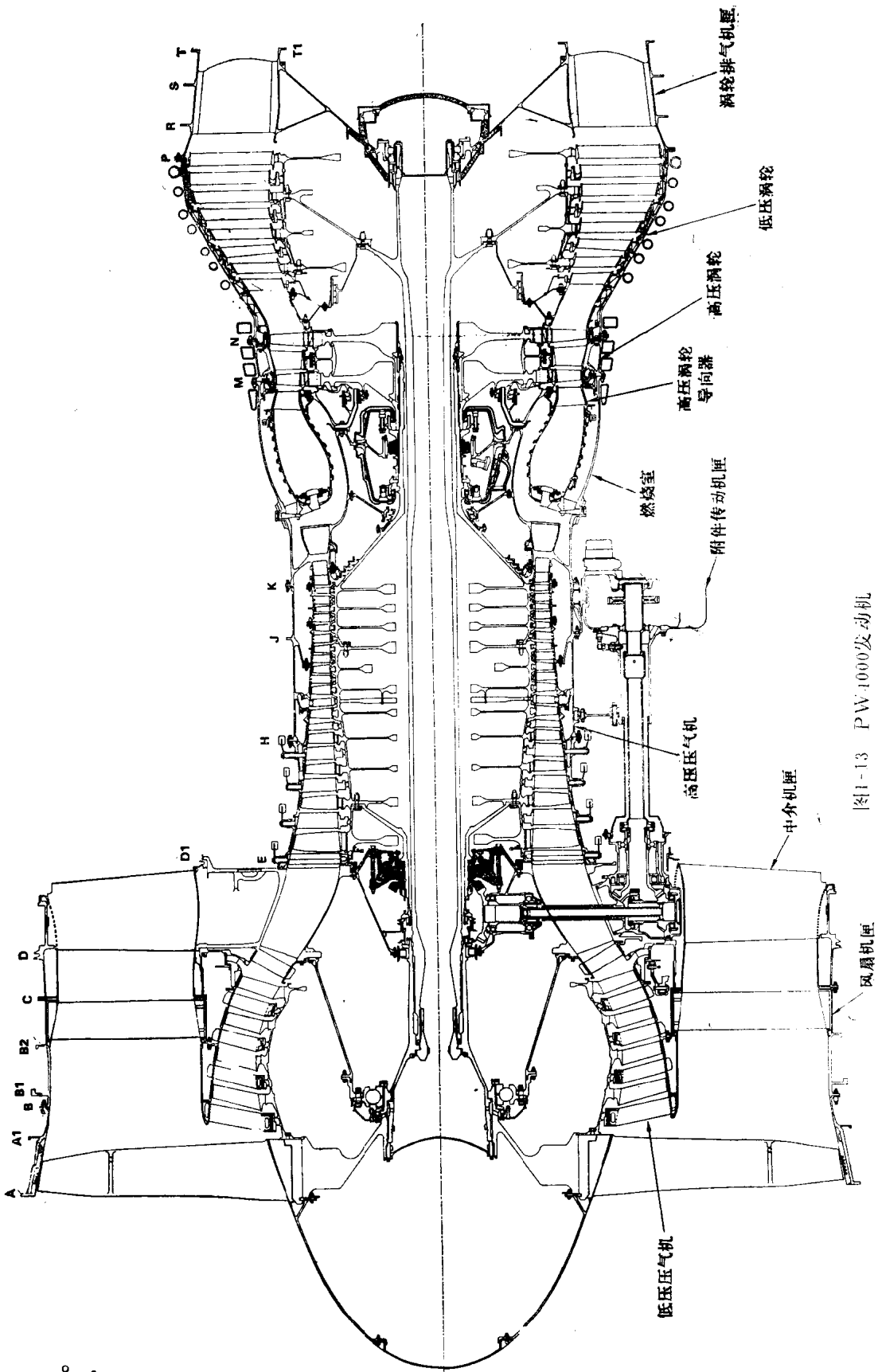


图1-13 PW-1000发动机

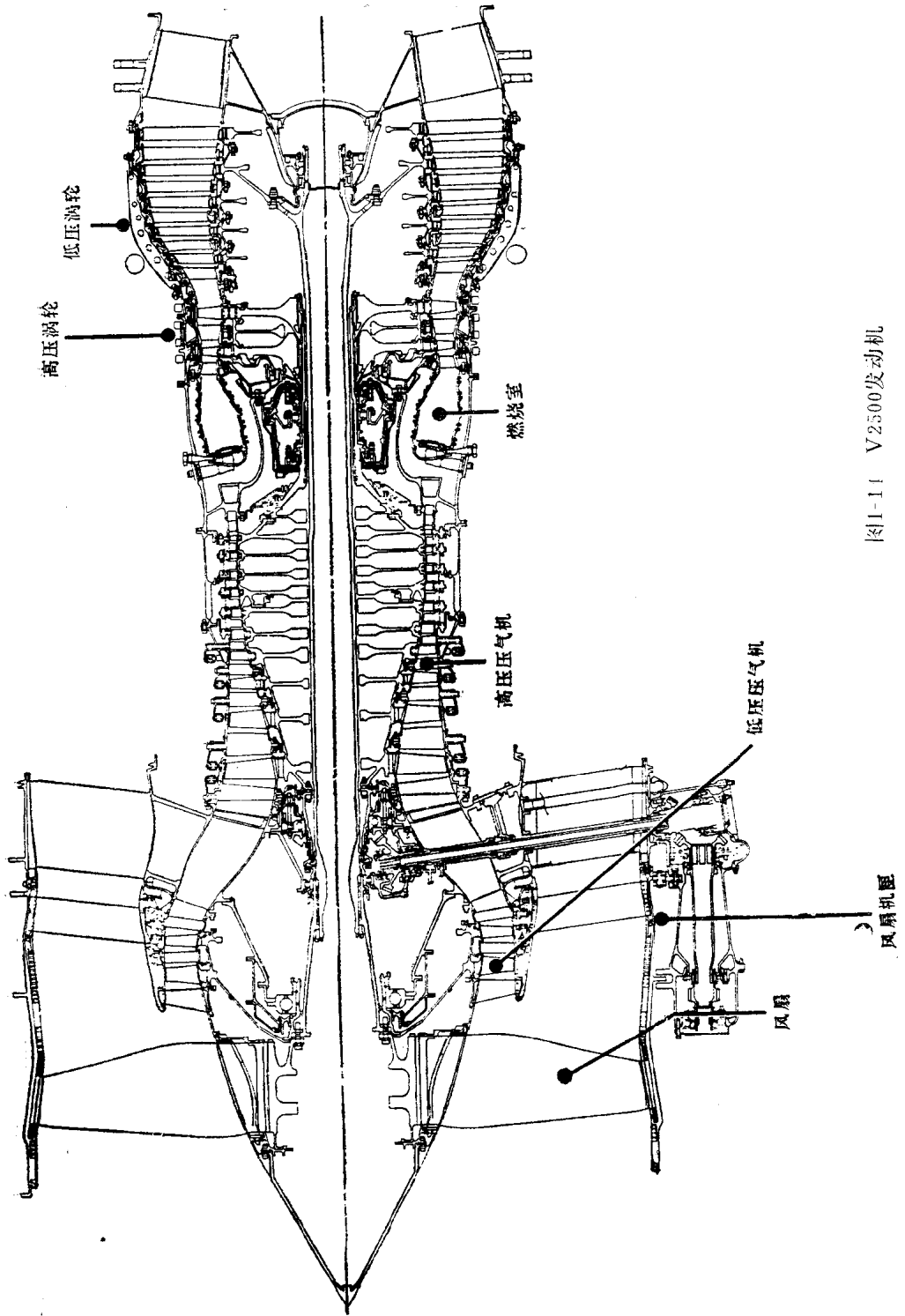


图1-1 V2500发动机