

# 航空燃气涡轮发动机 结构设计

P101

陈光 主编  
肖陵 俞裕民  
马枚 黄泽梓

编

结构设计  
航航



北京航空學院出版社

√235.1

1023-3

HANGKONG RANQIWOLUN FADONGJI JIEGOU SHEJI

# 航空燃气涡轮发动机结构设计

陈	光	主	编
肖	俞		
陵	裕		
马	民		
枚	黄		
	泽		
	梓		
		编	



\*30067191\*



计划出版社航空工业出版社

航空工业出版社

航空工业出版社

航空工业出版社

航空工业出版社

航空工业出版社

航空工业出版社

航空工业出版社

北京航空學院出版社

890册

890册

658376

## 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

3094

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)

类型 1. 概念 涡轮转子有几种形式?  
飞机

2. 提供结构图. eg: WP7. 几级压气支承形式? 叶片与盘连接形式?

原  
书  
缺  
页

原  
书  
缺  
页

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，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，

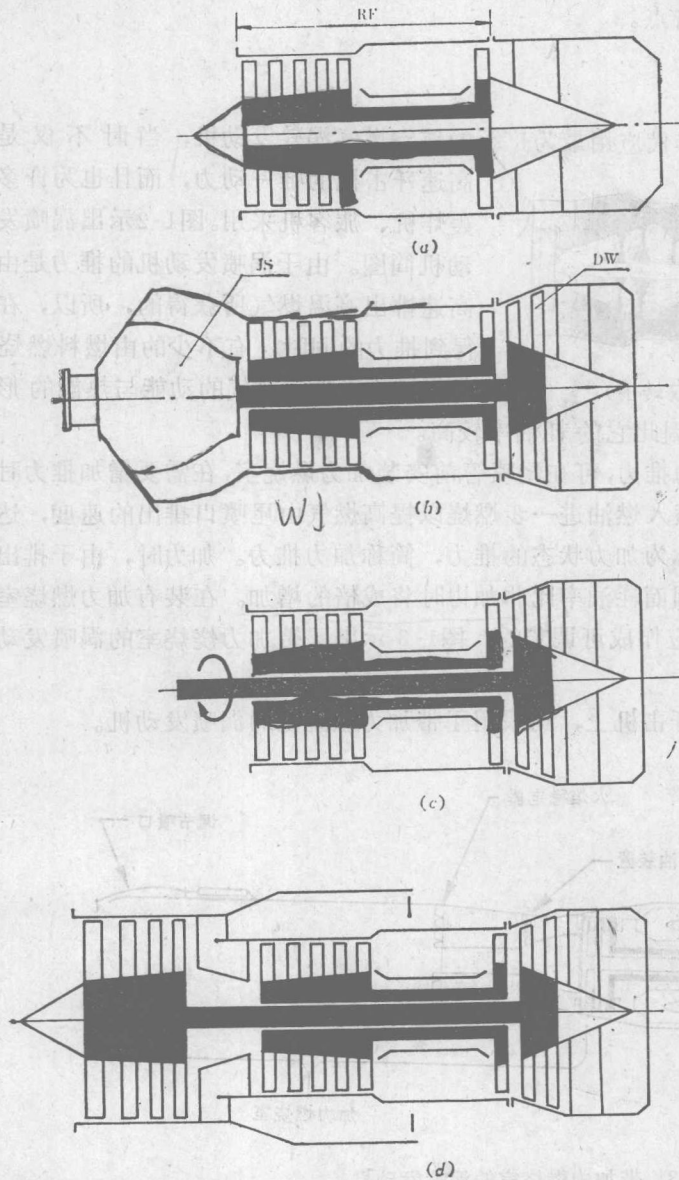


图1-1 各型航空燃气涡轮发动机与燃气发生器的关系

(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。

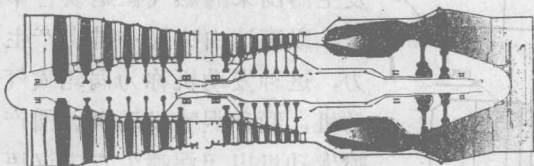


图1-2 涡轮喷气发动机（双转子）

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。

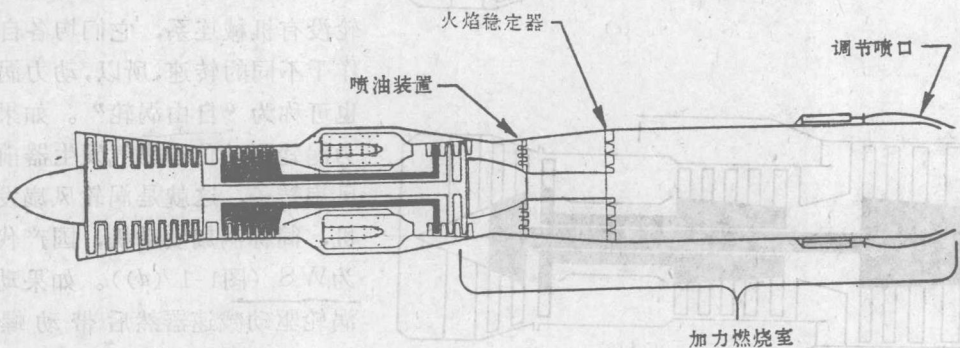


图1-3 带加力燃烧室的涡喷发动机

## 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

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。

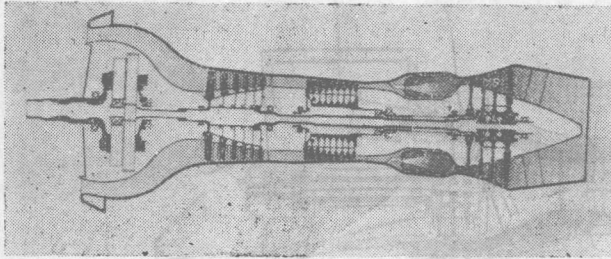


图1-4 涡轮螺旋桨发动机

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。

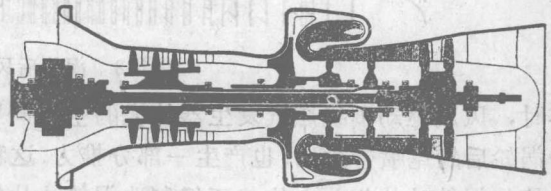


图1-6 涡轮轴发动机

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。

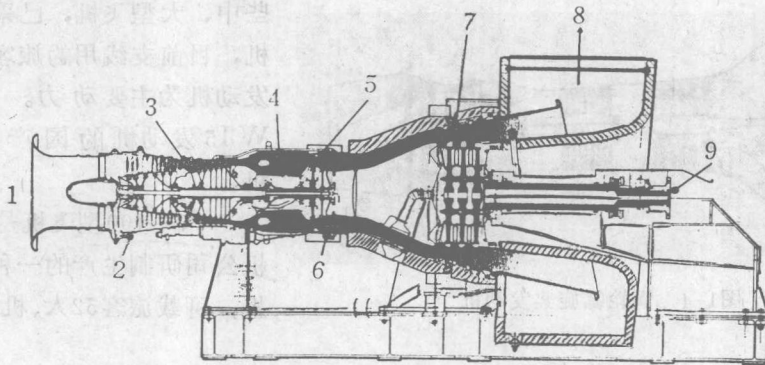


图1-7 航机改型的地面燃气涡轮装置

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

最简单的涡轮风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），

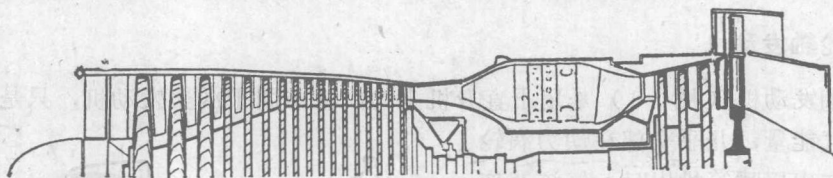


图1-8 涡轮后风扇发动机

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

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

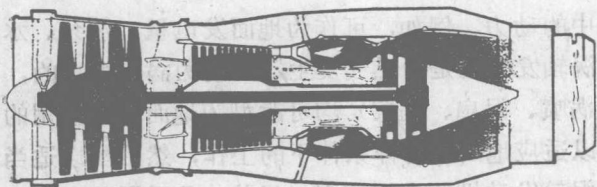


图1-9 涡轮风扇发动机

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、迎风面积小等特点。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

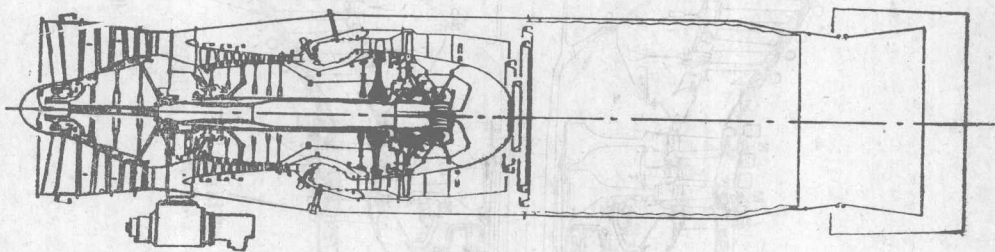


图1-10 M88加力式涡扇发动机

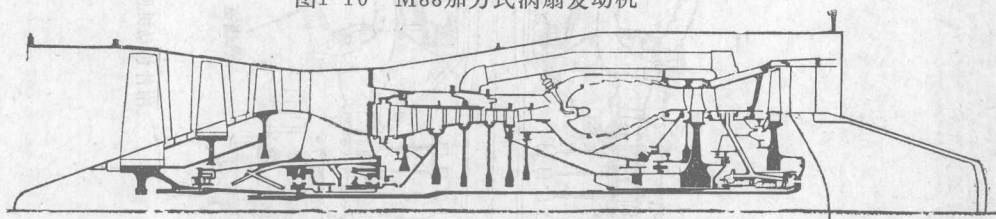


图1-11 EJ200加力式涡扇发动机

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。

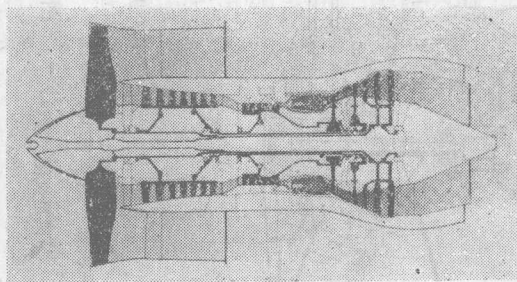


图1-12 RB211大流量比涡扇发动机

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

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。

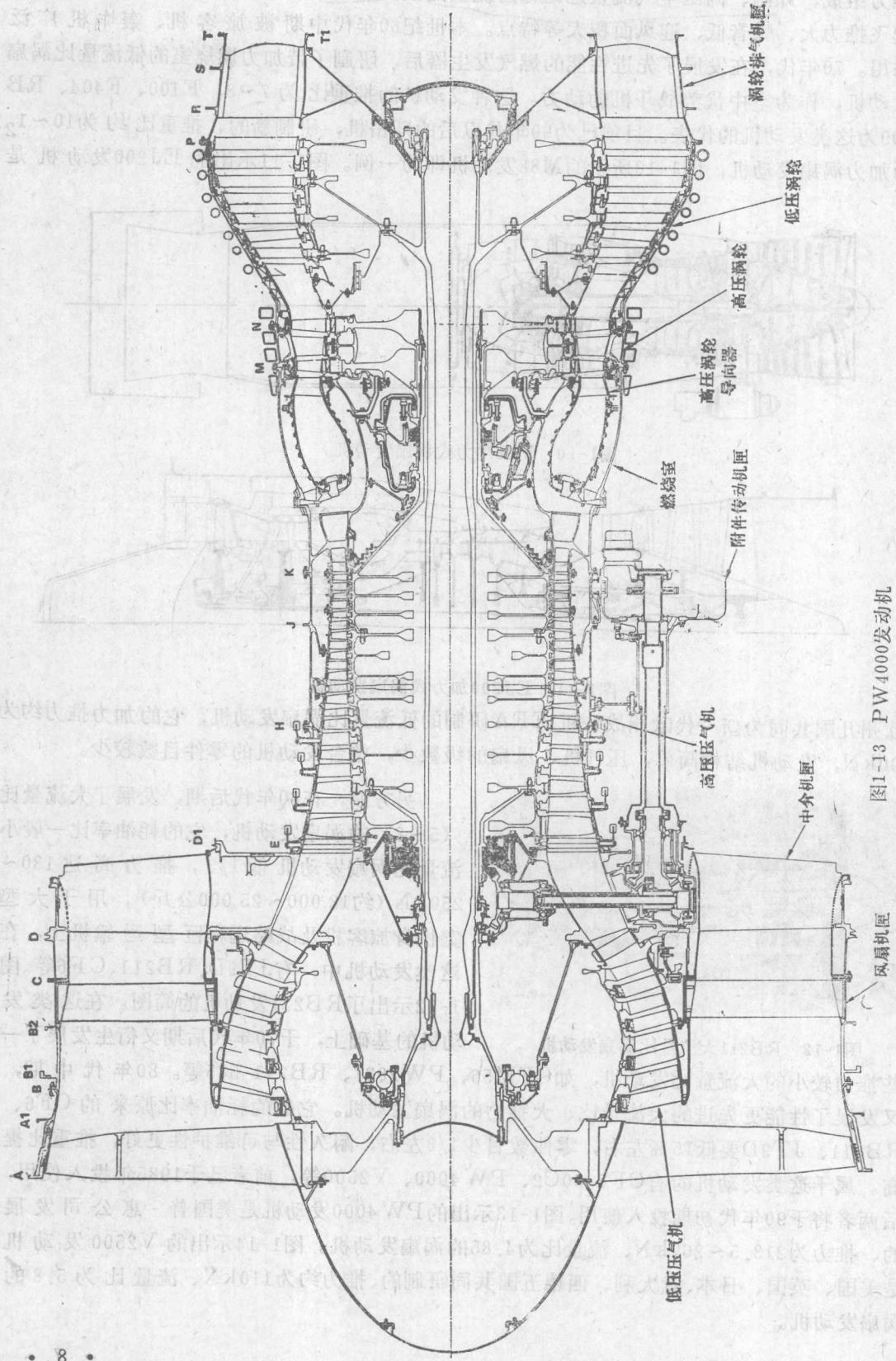


图1-13 PW4000发动机

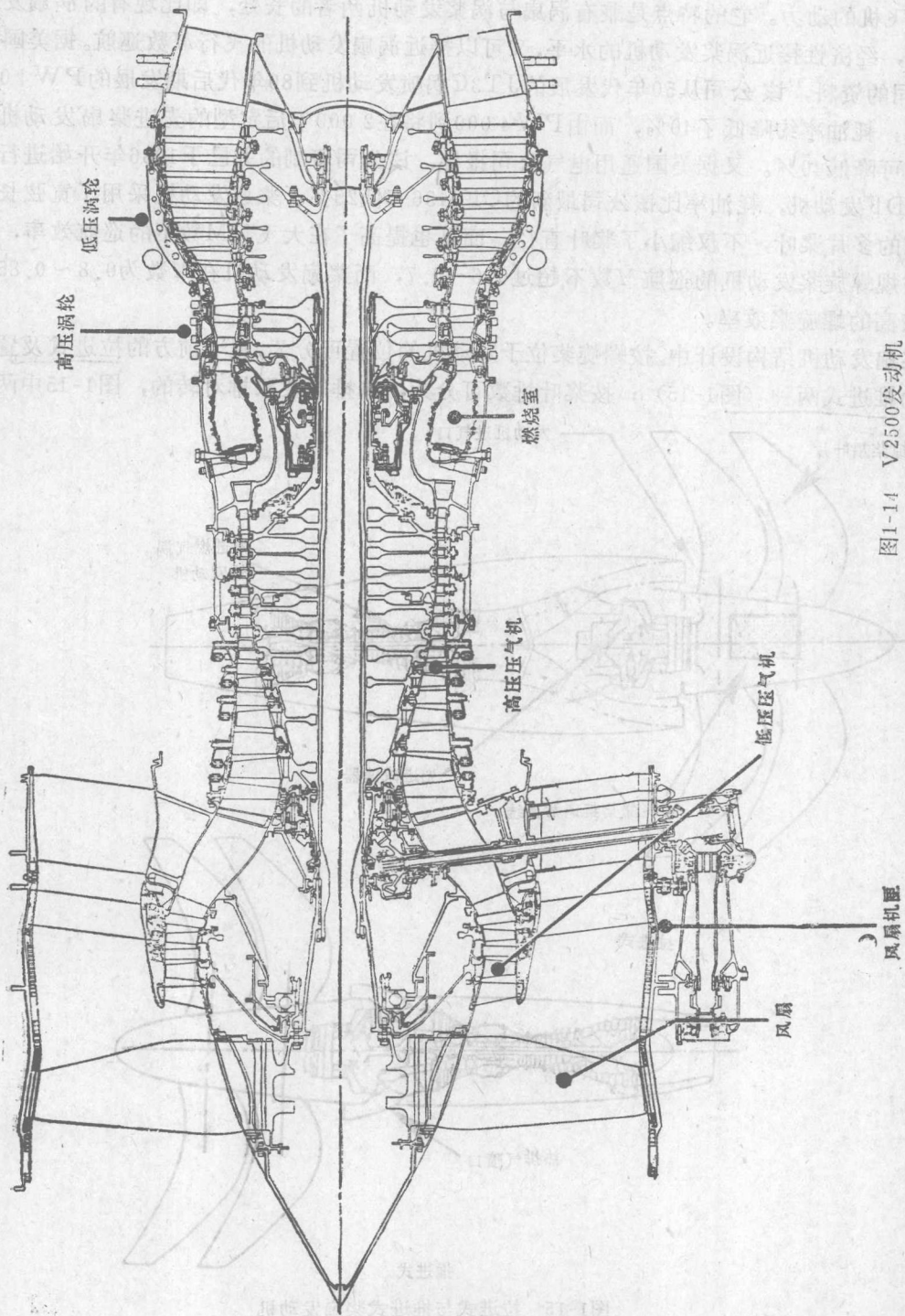


图1-14 V2500发动机

## 五、螺旋桨风扇发动机（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，有时称无涵道风扇（UDF）发动机或超高流量比（UHB）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

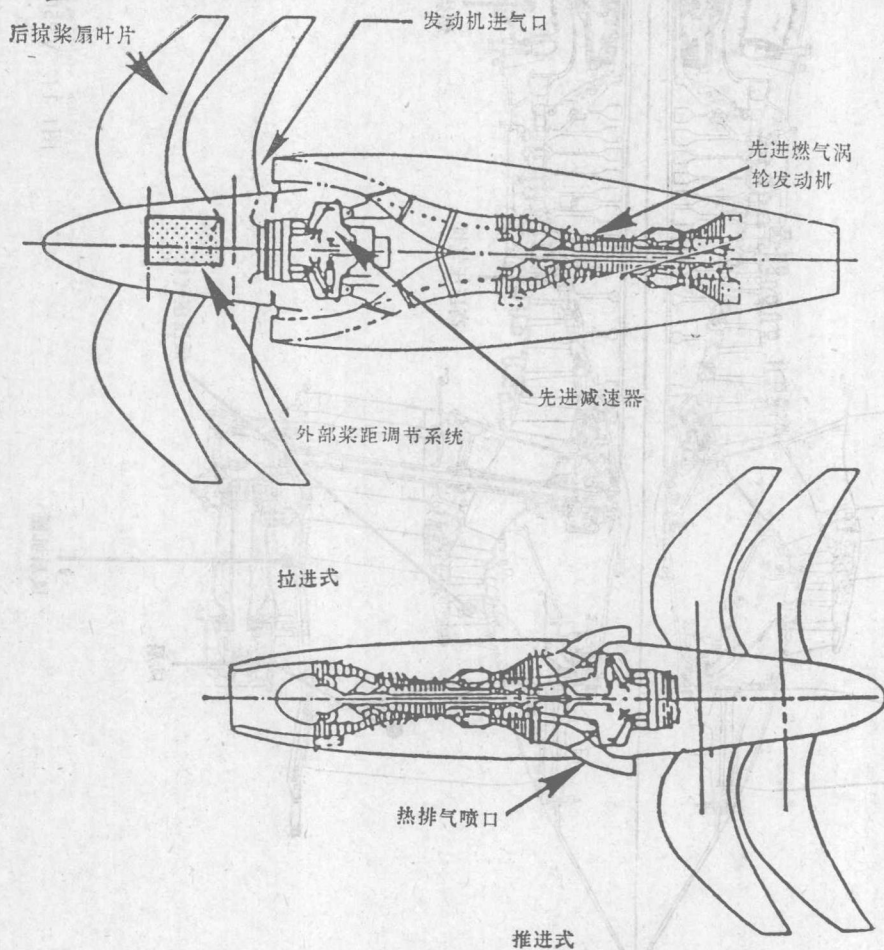


图1-15 拉进式与推进式桨扇发动机

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两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。

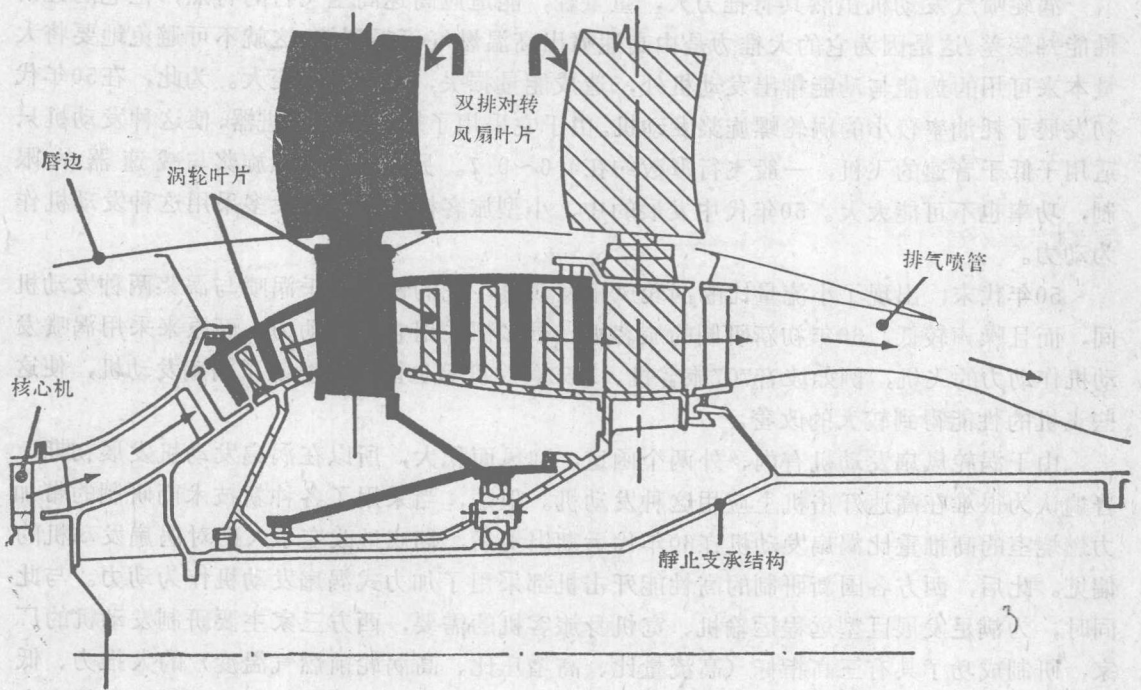


图1-16 直接传动式对转桨扇发动机

### 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

断续出现的。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176.5kN~245kN（18000~25000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。

另一方面，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10。

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