



普通高校“十二五”规划教材

洪 杰 马艳红 张大义 著

航空燃气轮机 总体结构与动力学分析



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS



普通高校“十二五”规划教材

航空燃气轮机 总体结构与动力学分析

洪 杰 马艳红 张大义 著

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

围绕高效涡扇/涡轴/涡桨发动机的总体结构设计问题,对典型总体结构方案类型和相应的力学特征进行系统的分析,对航空发动机整机及转子-支承系统的结构特征和力学特征进行分析,并讲述各种总体结构方案与动力学特性的关联性。

本书可作为高等院校航空宇航动力专业和流体机械专业研究生的教材,也可作为航空发动机工厂、研究院(所)、空军、海军和陆军航空兵部队相关人员的参考用书,还可供从事车辆和舰船用燃气轮机相关工作的技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空燃气轮机总体结构与动力学分析 / 洪杰, 马艳红, 张大义著. — 北京: 北京航空航天大学出版社, 2014. 8

ISBN 978 - 7 - 5124 - 1360 - 3

I. ①航… II. ①洪… ②马… ③张… III. ①航空发动机—燃气轮机—系统结构—结构设计②航空发动机—燃气轮机—动力学分析 IV. ①V235.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 181619 号

版权所有,侵权必究。

航空燃气轮机总体结构与动力学分析

洪 杰 马艳红 张大义 著

责任编辑 王 实

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱: bhpress@263.net 邮购电话:(010)82316524

涿州市新华印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:710×1 000 1/16 印张:34.25 字数:730 千字

2014 年 8 月第 1 版 2014 年 8 月第 1 次印刷 印数:1 000 册

ISBN 978 - 7 - 5124 - 1360 - 3 定价:99.00 元

前 言

航空发动机结构设计是航空发动机研制与使用全寿命周期中的一个重要环节,航空发动机的技术发展总是以新结构为载体,保证气动性能和结构可靠性的均衡,并有力地推进新材料、新工艺的发展。航空发动机结构设计是联系气动性能、燃烧传热、强度振动、材料工艺、装配维修等先进技术的桥梁和纽带。在相当一段时期内,航空发动机设计存在着“重性能,轻结构”的倾向,由于单纯强调推力的提升,而没有合适的评估方法来保证在降低结构质量的同时不会对结构可靠性产生不良影响,因此使新研制的航空发动机在高推重比/高功质比指标下,结构系统可靠性下降,从而严重制约了航空发动机的研制周期和使用。

航空发动机是一种复杂的、具有很高综合技术难度的高新技术产品,在世界上只有少数几个国家可以自主研发。航空发动机结构设计技术是长期工程实践所积累的经验 and 设计风格的具体表现。在长期研制过程中,各设计集团逐步形成了自己的一系列专项技术和设计经验、设计准则,形成了独特的设计风格。在航空发动机结构设计的教学和培训中,应重视提炼各航空发动机设计集团的设计理念、设计原则和设计技术,讲述技术发展过程和所形成的设计风格。先进的航空发动机要求气动性能和可靠性均衡发展,需要综合考虑强度、刚度、振动等对结构的各种要求,以达到结构设计的最优化。长期以来,在航空发动机的结构设计上,由于缺乏对结构进行定量分析,不能准确反映结构设计方案的综合收益,因此,亟需从整机动力学的角度,提出结构设计对发动机性能和可靠性收益的定量评估方法和优化设计技术。

本书将以结构设计为中心,分析航空发动机转子、静子和整机系统典型结构的动力学特征,在讲述航空燃气涡轮发动机典型结构的同时,从力学角度出发论述发动机结构与动力学之间的关系。通过对各国航空发动机总体结构设计技术和发展途径的深入分析,系统地总结总体结构设计技术的内在规律,以高涵道比、高推重比涡扇发动机和高功质比涡轴/涡桨发动机为对象,对现代航空发动机总体结构设计技术的特点及其气动



性能与结构可靠性的相互影响加以分析,体现了航空发动机结构设计技术的发展方向。

《航空燃气轮机总体结构与动力学分析》是一本关于现代航空燃气涡轮发动机结构设计技术的专业教材。本书对航空燃气涡轮发动机中各种总体结构类型和力学特征进行了系统的分析,注重结构设计的基本要求、基本原则及基本方法,注重各航空发动机集团“各具特色”的典型设计方案与结构措施的结合,注重各种结构设计方案与其动力学特性之间影响规律的结合,注重结构与故障分析的结合,并通过对结构故障的分析更准确地掌握零件的工作载荷和失效的主要形式,以提高发动机结构的完整性和可靠性。

总之,航空发动机结构设计在航空发动机的研制、使用中有着极其重要的作用,应当重视结构设计方面的规律性和新技术的发展。从事结构设计的人员,也需不断提高业务能力,充实自己,扩大视界,随时关注有关领域特别是在材料、工艺等方面的最新进展,了解国外一些著名航空发动机的设计特点,关注它们在使用中出现的问题。这样,才能更好地做好航空发动机的结构设计工作。

本书可作为高等院校航空宇航动力专业和流体机械专业研究生的教材,也可作为航空发动机工厂、研究院(所)、空军、海军和陆军航空兵部队相关人员的参考用书,还可供从事车辆和舰船用燃气轮机相关工作的技术人员参考。

本书第1、8章由洪杰教授编写,第2、3、6、7章由马艳红副教授编写,第4、5章由张大义副教授编写。全书由洪杰教授审核和修订。

在编写过程中得到了陈光、李其汉、朱梓根教授,陈璐璐博士及梁智超、王存、张启成、岳伟、曹冲等研究生的大力帮助,在此表示感谢。

由于作者的水平与能力有限,书中的错误和不当之处恳请读者批评指正。

洪 杰

2014年7月于北航

目 录

第 1 章 航空燃气涡轮发动机	1
1.1 概 述	1
1.1.1 航空燃气涡轮发动机的分类	2
1.1.2 航空燃气涡轮发动机技术的发展	11
1.1.3 发展途径	27
1.2 航空燃气涡轮发动机结构设计	35
1.2.1 研制过程	35
1.2.2 结构完整性	37
1.2.3 总体结构设计要求	40
思考题	44
第 2 章 高推重比涡扇发动机	45
2.1 高推重比涡扇发动机的发展	45
2.1.1 推重比为 8 一级涡扇发动机的发展	46
2.1.2 推重比为 10 一级涡扇发动机的发展	47
2.1.3 未来高推重比涡扇发动机	51
2.2 高推重比涡扇发动机的总体结构	52
2.2.1 普惠公司高推重比涡扇发动机	53
2.2.2 通用公司高推重比涡扇发动机	54
2.2.3 欧洲高推重比涡扇发动机	66
2.2.4 俄罗斯高推重比涡扇发动机	75
2.2.5 高推重比涡扇发动机总体结构设计特点	82
思考题	84
第 3 章 高涵道比涡扇发动机	85
3.1 高涵道比涡扇发动机的发展	85
3.1.1 第一代低涵道比涡扇发动机	86
3.1.2 第二代中涵道比涡扇发动机	88
3.1.3 第三代高涵道比涡扇发动机	90
3.1.4 第四代高可靠性涡扇发动机	93



3.1.5	未来洁净涡扇发动机	96
3.2	高涵道比涡扇发动机总体结构	105
3.2.1	普惠公司	105
3.2.2	通用公司与斯奈克玛公司	125
3.2.3	罗罗公司与“前进”设计局	135
3.2.4	高涵道比涡扇发动机总体结构设计的特点	143
	思考题	146
第4章	高功质比涡轴/涡桨发动机	147
4.1	高功质比涡轴/涡桨发动机的发展	147
4.1.1	发展历程	147
4.1.2	技术发展及功质比变化	148
4.1.3	涡轴/涡桨发动机分类	152
4.2	高功质比涡轴/涡桨发动机总体结构	158
4.2.1	欧美典型涡轴/涡桨发动机总体结构	159
4.2.2	俄罗斯典型涡轴/涡桨发动机总体结构	198
4.2.3	高功质比涡轴/涡桨发动机总体结构特点	202
	思考题	206
第5章	特种航空燃气涡轮发动机	207
5.1	特种航空燃气涡轮发动机的发展	207
5.1.1	弹用涡喷(涡扇)发动机的发展	207
5.1.2	飞机辅助动力装置的发展	217
5.2	特种航空燃气涡轮发动机总体结构	222
5.2.1	特种航空燃气涡轮发动机设计的基本要求	222
5.2.2	典型弹用燃气涡轮发动机总体结构	228
5.2.3	典型飞机辅助动力装置总体结构	241
	思考题	248
第6章	转子-支承系统与力学特征	249
6.1	转子-支承系统设计要求	249
6.1.1	转子-支承系统结构特征	249
6.1.2	转子-支承系统结构设计的基本要求	258
6.2	高压转子系统结构力学特征分析	270
6.2.1	俄罗斯涡扇发动机高压转子系统	270
6.2.2	普惠公司涡扇发动机高压转子系统	274



6.2.3	通用公司涡扇发动机高压转子系统	276
6.2.4	罗罗公司涡扇发动机高压转子系统	278
6.2.5	涡轴发动机燃气发生器转子系统	280
6.3	低压转子系统结构力学特征分析	284
6.3.1	高推重比涡扇发动机	284
6.3.2	高涵道比涡扇发动机	292
6.3.3	高功质比涡轴/涡桨发动机	300
6.4	转子支承结构与力学特征	304
6.4.1	弹性支承与阻尼器结构	304
6.4.2	轴承及其冷却润滑	310
6.4.3	封严结构	318
6.4.4	新型支承结构	326
6.5	典型转子系统的结构效率定量评估	332
6.5.1	高推重比涡扇发动机转子系统	333
6.5.2	高功质比涡轴发动机转子系统	343
6.5.3	转子系统结构效率评估小结	357
6.6	典型转子连接结构稳健性评估	357
6.6.1	螺栓连接结构	359
6.6.2	套齿连接结构	363
6.6.3	转子连接结构稳健性评估方法	366
	思考题	368
第 7 章	承力系统结构与力学特征	370
7.1	航空发动机承力系统	370
7.1.1	基本结构	371
7.1.2	承力系统载荷	377
7.1.3	承力路线	380
7.1.4	高推重比涡扇发动机典型承力系统	382
7.1.5	高涵道比涡扇发动机典型承力系统	383
7.1.6	涡轴/涡桨发动机典型承力系统	385
7.2	风扇/压气机承力框架结构	387
7.2.1	风扇前承力框架	388
7.2.2	中介机匣承力框架	390
7.2.3	高压压气机后承力框架	397
7.3	涡轮承力框架结构	399
7.3.1	涡轮级间承力框架	400



7.3.2	涡轮后承力框架	405
7.4	涡轴/涡桨发动机承力框架结构	410
7.4.1	T700 涡轴发动机承力框架	410
7.4.2	MTR90 涡轴发动机承力框架	412
7.4.3	PW150A 涡桨发动机承力框架	414
7.5	航空发动机安装结构	418
7.5.1	设计基本要求	418
7.5.2	航空发动机典型安装节结构	420
	思考题	432
第 8 章	航空发动机结构与动力学特征	433
8.1	航空发动机转子动力学	433
8.1.1	转子系统临界转速	434
8.1.2	转子系统振动特性	438
8.1.3	转子系统设计要​​求	446
8.2	航空发动机转子系统固有特性	454
8.2.1	支承结构的影响	454
8.2.2	双转子系统固有特性	473
8.3	航空发动机转子系统响应特性	482
8.3.1	航空发动机转子系统支承不同心激励下的振动响应	483
8.3.2	转静子碰摩激励下的振动响应	499
8.4	极限载荷作用下航空发动机的力学特性	510
8.4.1	极限载荷下的结构安全性	510
8.4.2	叶片丢失激励下的转子系统力学特征	519
8.4.3	机动飞行过载对转子系统的影响	532
	思考题	536
	参考文献	537

第 1 章 航空燃气涡轮发动机

1.1 概 述

从 1903 年莱特兄弟的第一架“飞行者一号”飞机飞上蓝天,到第二次世界大战期间,绝大部分飞机所使用的发动机都是活塞式发动机。这种发动机工作时只输出功率,不能直接产生使飞机前进的推力或拉力,需采用空气螺旋桨(简称螺旋桨)作为推进器。这种由活塞式发动机和螺旋桨组成的飞机动力装置,在第二次世界大战中得到了极大的发展,发动机的最大功率达到 3 500 kW 左右,发动机的耗油率约为 0.28 kg/(kW·h),发动机的功率质量比(功率/质量)达到 1.49 kW/kg,成为战斗机、轰炸机和运输机等动力,在战争中发挥了重大作用。但是,随着飞机飞行速度的提高,活塞发动机受到了严重的使用限制:一是发动机输出功率与质量的限制,高速飞行需要巨大的推力,由于推进功率与飞行速度的 3 次方成正比,当飞行速度提高后,活塞发动机根本无法提供飞机所需的巨大功率。二是螺旋桨本身固有特性的限制,当飞机飞行速度增大后,桨叶叶尖处的相对速度大大提高,超过声速,使桨叶的效率大幅度降低。由此可以看出,采用活塞式发动机作动力的飞机,飞行速度是受到限制的,不可能达到和超过声速,当时最先进的战斗机飞行速度也只有 600~700 km/h。

航空燃气涡轮发动机的首次使用是在第二次世界大战的后期,最先研制使用的是燃气涡轮喷气发动机。早在 1936—1938 年期间,德国和英国的航空发动机研究机构就开始了燃气涡轮发动机的研制,直到第二次世界大战后才开始大量应用于战斗机上。涡轮喷气发动机一出现,由于它具有活塞式发动机无法比拟的优点,因此很快改变了航空界的面貌,使飞机的性能得到质的飞跃。

涡轮喷气发动机与活塞式发动机相比,具有一些明显的优势特征。首先,发动机本身既是热机又是推进器,直接产生使飞机前进的推力,而不像在活塞式发动机中,需用限制飞机飞行速度的螺旋桨作为推进器;其次,作为发动机工质的空气,流进涡轮喷气发动机的流量比流进活塞式发动机的流量多几十倍(航空活塞式发动机中的空气流量最大约为 1 kg/s,而早期推力较小的涡轮喷气发动机的空气流量也在 30~40 kg/s);另外,在活塞式发动机中,当每个气缸完成吸气、压缩、汽油-空气混合气燃烧膨胀做功、排气一个完整循环时,曲轴只有一个冲程做功。在涡轮喷气发动机中,这个能量转换过程是同时进行的,即发动机在工作过程中连续做功产生推力。由于这些原因,涡轮喷气发动机做功能力远远大于活塞式发动机,它产生的巨大推力能使



战斗机克服高速飞行时的极大阻力达到较高速度,使飞行速度接近声速甚至超过声速,达到声速的2倍以上。所以,涡轮喷气发动机的出现,使飞机(战斗机、轰炸机和旅客机等)的飞行速度超过声速成为可能。

20世纪40年代后期,英、美、苏等国,先后研制成功了第一代实用型涡轮喷气发动机,并发展了多种以涡轮喷气发动机为动力的实用型喷气式战斗机。在50年代初期的抗美援朝战争中,中国人民志愿军空军驾驶的米格-15喷气式战斗机与美国空军的F-86喷气式战斗机展开过激烈的空中搏斗,这也是世界上首次出现大规模喷气式战斗机的空战。

涡轮喷气发动机在战斗机的使用中,不断地得到改进、发展,同时采用了各种先进技术,使发动机性能不断提高,也促使了战斗机的进一步发展。与此同时,涡轮喷气发动机也用于旅客机上,1952年世界上第一种喷气式旅客机、英国的“慧星”旅客机投入使用,标志着新一代旅客机的诞生。与以航空活塞式发动机为动力的旅客机相比,新一代旅客机具有载客量大、飞行速度快、飞行高度高、航程远并具有增压客舱等特点。

1958年前后,美国的波音707、苏联的图-104大型喷气式旅客机投入使用,标志着大型旅客机进入喷气式的时代。1968—1969年期间,巡航速度可达到声速2倍的苏联的图-144、英法的“协和”式超声速旅客机先后投入试飞,表明涡轮喷气发动机也能使大型旅客机的飞行速度大大超过声速。

涡轮喷气发动机在航空发展史上占据了重要的地位,功不可没,但是它还存在很大的缺陷,即经济性差。这是因为涡轮喷气发动机的推力是由高速喷出的燃气得到的,喷气速度越高,推力也就越大。高速、高温的燃气由尾喷口流出发动机,使大量的能量排入空气中,因此,涡轮喷气发动机的耗油率较高,一般为 $0.80\sim 0.95\text{ kg}/(\text{kgf}\cdot\text{h})$ 。对于发动机而言,显然这是一笔巨大的能量损失。

为了使飞机成为交通运输行业中一种新的运输工具,必须研制具有更大推力和更低耗油率的动力装置,燃气涡轮风扇发动机正是一种能产生大的推力而排气速度较低的发动机。与涡轮喷气发动机相比,它的经济性有较大的改善,耗油率降低约 $1/3$ 。因此,当第一种涡轮风扇发动机在1960年问世后,就被各种新型飞机纷纷采用,有些原本采用涡轮喷气发动机作为动力的旅客机,也换装了涡轮风扇发动机。涡轮风扇发动机的出现再次改变了航空工业的发展历程。根据飞机的要求和涡扇发动机热力循环的特点,涡扇发动机分为两个发展方向:一是适合军用战斗机高速机动飞行的小涵道比、高推重比涡扇发动机,另一是适合运输机和旅客机使用的低速飞行、大推力的高涵道比涡扇发动机。

1.1.1 航空燃气涡轮发动机的分类

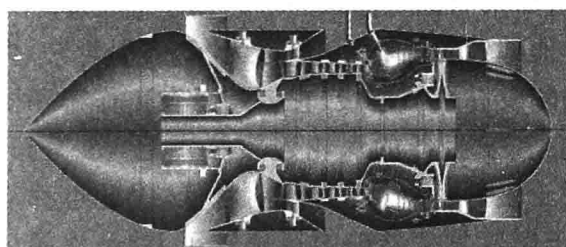
航空燃气涡轮发动机有4种基本类型,即涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机。20世纪80年代后期又发展了一种介于涡轮风扇



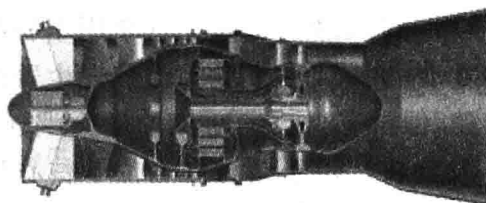
发动机与涡轮螺旋桨发动机之间的螺旋桨风扇发动机(简称为桨扇发动机)。这些发动机中,都包含压气机、燃烧室及驱动压气机的燃气涡轮,因此统称为燃气涡轮发动机,作为飞行器的动力装置则称为航空燃气涡轮发动机。

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,流入燃烧室并与喷入的燃油(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。经过燃气涡轮的燃气,仍具有一定压力和温度。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输出功率。利用这股燃气能量的方式有多种形式,因而可相应地得出不同类型的发动机。

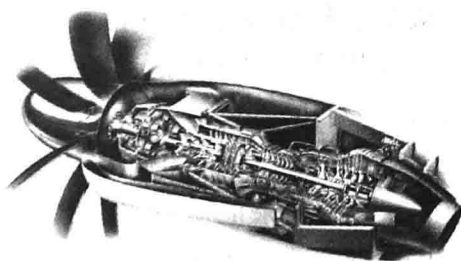
压气机、燃烧室和涡轮所组成的核心机,用来提供高压、高温燃气,因此又称为燃气发生器,如图 1-1 所示。



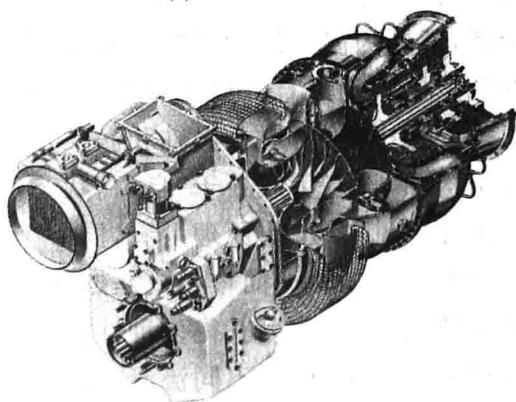
(a) 通用核心机



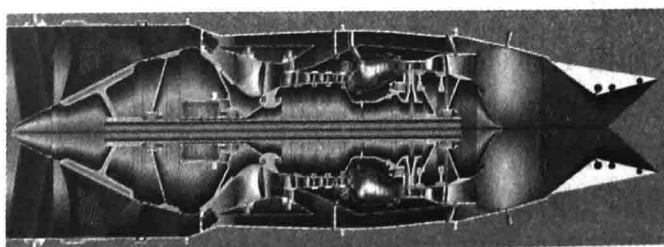
(b) 涡轮喷气发动机



(c) 涡轮螺旋桨发动机



(d) 涡轮轴发动机



(e) 涡轮风扇发动机

图 1-1 各种燃气涡轮发动机与核心机的关系



高性能燃气涡轮发动机的总增压比较高,在高增压比的压气机中,为了获得大的稳定工作范围,常将其分为串联的两部分,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。相应的,涡轮也分为低压涡轮和高压涡轮。这种结构形式称为双转子结构,是一种常见的航空燃气涡轮发动机结构形式。

在涡轮风扇发动机中,伸入外涵的低压压气机级组称为风扇,位于内涵的叶片起到低压压气机的作用,为内涵气流增压。在高涵道比燃气涡轮发动机上,安装在风扇后同轴的内涵压气机级组称为增压级。增压级主要作用是保证进入内涵的空气流量和一定的增压作用。

如图 1-1(b)所示,在燃气发生器后安装一个尾喷管,由燃气发生器出来的燃气在尾喷管中膨胀,从喷管中高速排出产生推力,这种发动机称为涡轮喷气发动机,简称涡喷发动机。

图 1-1(c)、(d)、(e)中,在核心机涡轮后出来的燃气流入另一涡轮中继续膨胀做功,然后再由尾喷管排出。这个用于驱动其他部件的涡轮,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接,它们均各自工作于不同的转速,但也有少数发动机的动力涡轮与燃气发生器的涡轮连接在一起,如 WJ5、WJ6 发动机。由于动力涡轮位于核心机涡轮之后,燃气压力较前者低,因此也称动力涡轮为低压涡轮。如果动力涡轮驱动位于燃气发生器前的风扇转子,就是涡轮风扇发动机,简称涡扇发动机,如图 1-1(e)所示。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。而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。需要指出的是,对于涡轴和涡桨发动机,由于驱动螺旋桨和旋翼的动力涡轮在发动机结构中,没有负载处于“自由”状态,因此也可称为“自由涡轮”。

由此可见,从工作原理上看,同一个燃气发生器,可以配上不同的低压部件,成为不同类型的发动机。而核心机是燃气发生器的核心部分,如果能研发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。

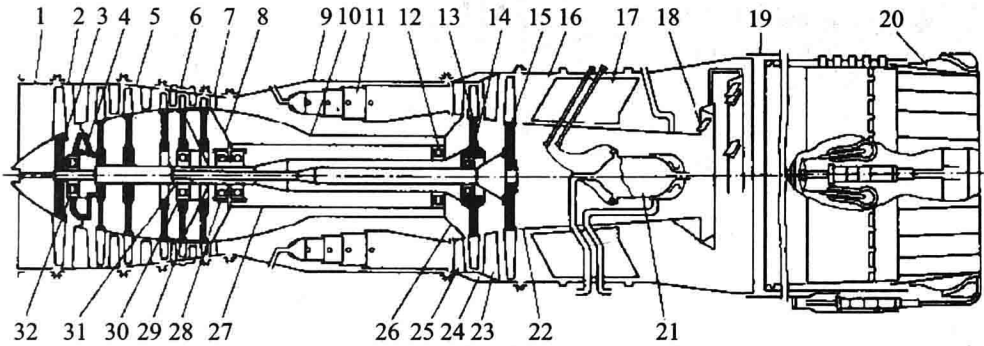
1. 涡轮喷气发动机

涡轮喷气发动机(如图 1-1(b)所示)是 20 世纪 50 年代应用最为广泛的航空燃气涡轮发动机,当时不仅是高速战斗机的唯一动力,而且也被轰炸机、旅客机采用。图 1-2 所示为涡喷发动机简图。由于涡喷发动机的推力是通过高速排出高温燃气所获得的,所以,在得到推力的同时,大量燃料燃烧所释放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,因此耗油率较高。

为了在短时间内提高涡喷发动机的推力,可在涡轮与尾喷管之间安装加力燃烧室,在需要增加推力时向燃气发生器后的燃气中补充喷入燃油,进一步燃烧以提高燃



气从尾喷口排出的速度,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(也称为最大推力)。加力状态时,由于排出的燃气温度与速度均大大提高,因而耗油率比不开加力时成倍增加。在装有加力燃烧室的发动机中,尾喷管的出口面积应做成可调节的,以保证在开通加力状态下,气流稳定向后流动。



1、2、5、6、7—压气机机匣;4、8、26—支承机匣;3、29—低压、高压转子;9—燃烧室外机匣;10—燃烧室内机匣;11—火焰筒;12、14—低压、高压转子支点;13、15—低压、高压涡轮转子;16—加力燃烧室外机匣;17—径向辐板;18—火焰稳定器;19—快卸环;20—可调节喷口;21—加力燃烧室点火器;22—扩散机匣内锥体;23、25—导向器;24—燃气涡轮机匣;27—轴承机匣;28、30、32—压气机支承;31—套齿

图 1-2 带加力燃烧室的双转子涡喷发动机简图

2. 涡轮螺旋桨发动机

在涡轮螺旋桨发动机(简称涡桨发动机)中,从核心机出来的燃气能量,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 r/min 后,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。在某些发动机中,为了简化结构设计,自由涡轮与燃气发生器的涡轮串装在一起,形成单轴发动机。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 $Ma=0.5\sim 0.7$ 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。20 世纪 50 年代研制的旅客机、运输机上较多采用这种发动机,但后来的一些中、大型飞机,由于对推力的要求不断提高,均已采用涡扇发动机。目前支线用旅客机则更多的以涡桨发动机为主要动力。图 1-3 所示为我国生产的 WJ5 发动机结构简图,装配于国产 M-60 型支线客机上。

3. 涡轮轴发动机

涡轴发动机用于直升机上,其结构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,以减小由发动机传至直升机主减速器的传动扭矩,使输出轴的直径与质量较小。为此,有的涡轴发动机由自由涡轮轴直接输出功率,有的则装有减速比较小的减速器,使输出轴转速高达 6 000~8 000 r/min。国产的直-9 直升机即采用

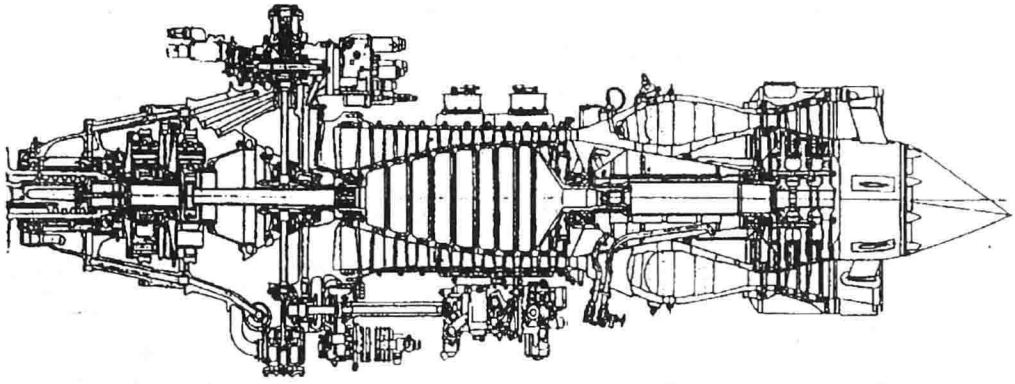


图 1-3 国产 WJ5 涡桨发动机结构简图

了带减速器的 WZ8 涡轴发动机。图 1-4 所示为涡轴发动机简图,其动力涡轮与燃气发生器涡轮是分开的,且以不同的转速工作。

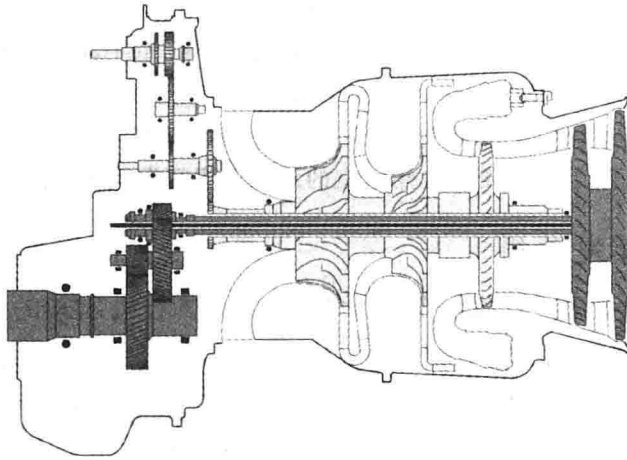


图 1-4 涡轴发动机简图

涡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自由涡轮组成的,因此任何形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,只需将它们的核心机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,国外几乎所有生产航空燃气涡轮发动机的公司,均以把航空用燃气轮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,也为将航空动力的应用扩大到非航空领域做出了重大贡献,为祖国的现代化建设提供了各种用途的动力装置。例如,QD128 地面燃机即是在 WP14“昆仑”涡喷发动机的基础上改型研制的。

图 1-5 所示为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空燃气轮机修改后制成的,完全保留了航空燃气轮机的特点;动



力涡轮、排气装置与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。

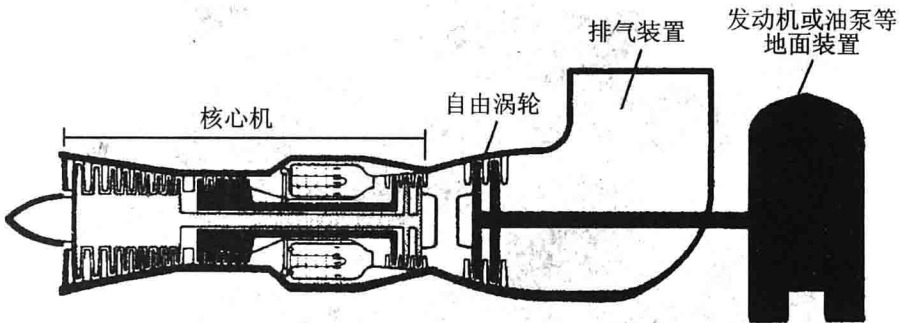


图 1-5 由航空燃气涡轮发动机改型的地面燃气涡轮机组

4. 涡轮风扇发动机

由核心机流出的燃气在其后的动力涡轮中继续膨胀作功,动力涡轮或直接驱动动力涡轮的工作叶片向外延伸形成的风扇叶片,如图 1-6 所示,或通过传动轴穿过核心机转子中心,驱动位于核心机前的风扇叶轮,这种发动机称为涡扇发动机。

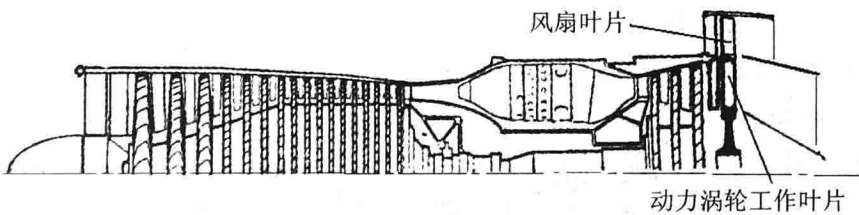


图 1-6 后置风扇发动机示意图

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(见图 1-6)。工作时,风扇驱动围绕核心机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,这种发动机称为后置风扇发动机或涡轮后风扇发动机。由于将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且加工困难,而且风扇的增压比受到限制,使其性能不好,因此这种发动机目前尚未得到广泛应用。图 1-7 所示为北京航空航天大学与中航工业 331 厂以某型发动机为核心机研制的后置风扇发动机试验样机。

目前,应用最广的是前置风扇发动机的设计方案,即动力涡轮的传动轴穿过核心机转子中心,驱动外径比核心机压气机大的单级或多级风扇叶片。当流入发动机的空气在风扇中增压后,一部分由核心机中流过,称为内涵气流;另一部分由围绕核心机外的外环流道中流过,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。涡扇发动机具有推力大、耗油率低(比涡喷发动机低约 1/3)等特点。从 20 世纪 60 年代中期以后被旅客机、轰炸机广泛采用。

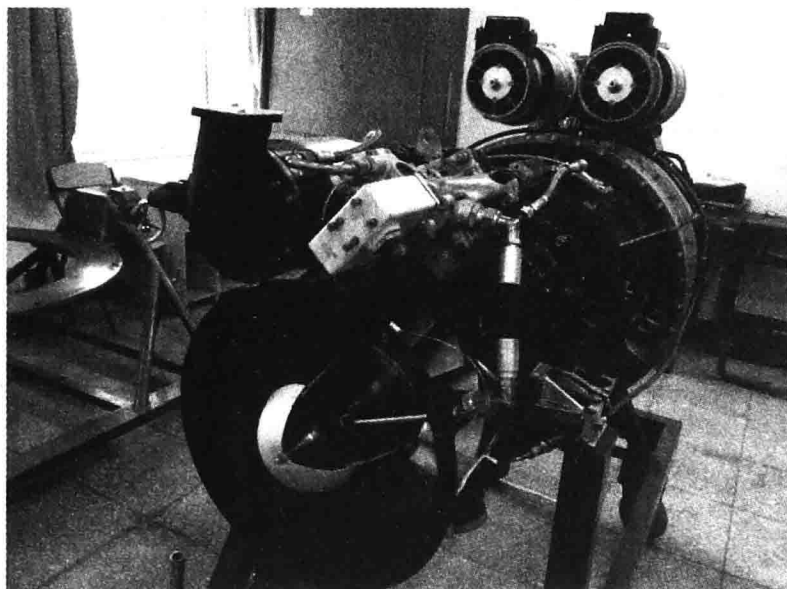


图 1-7 以某涡喷发动机改型的后置风扇发动机样机

图 1-8 所示为 20 世纪 60—70 年代广泛使用的 JT8D 小涵道比涡扇发动机。

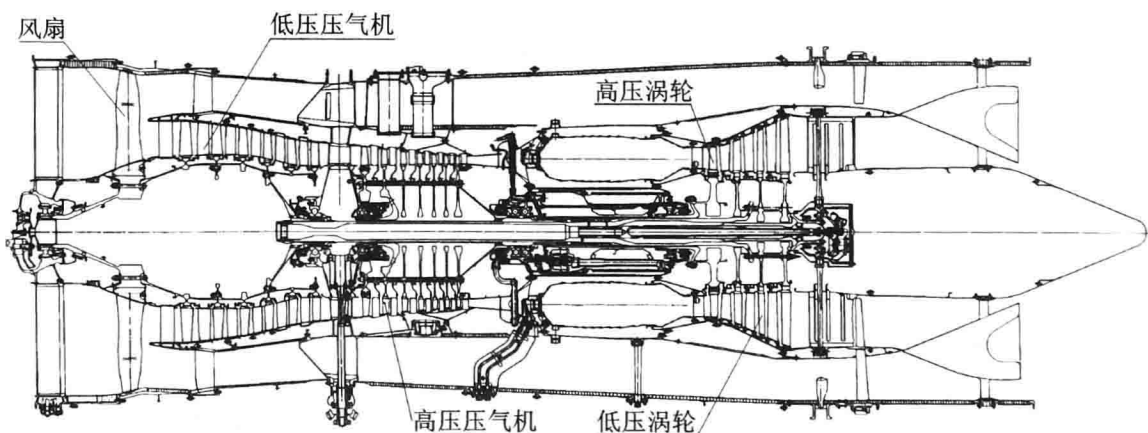


图 1-8 JT8D 涡扇发动机

20 世纪 70 年代,在性能先进的核心机基础上,研制出带加力燃烧室高推重比(7~8)的小涵道比涡扇发动机,作为第 3 代战斗机的动力。F100、F110、RB199、RD-33 和 AL-31F 为这类发动机的代表。图 1-9 所示为用于“狂风”战斗机的 RB199 三转子加力式涡扇发动机简图。图 1-10 所示为用于 F-15、F-16 的 F100-PW-229 发动机简图,它们均是推重比为 8 一级的发动机。

在 20 世纪 60 年代后期,为适应航空运输的发展,开始研制高涵道比(一般涵道比大于 6.0)涡扇发动机,如图 1-11 所示。核心机后的动力涡轮驱动最前端的单级大直径风扇,流过风扇后的空气大部分由外涵道流出,小部分(约 1/6)由内涵道流出,这种发动机称为高涵道比涡扇发动机。