



工业和信息化部“十二五”规划教材

航空发动机结构分析

(第2版)

赵明 邓明 刘长福◎主编



西北工业大学出版社



工业和信息化部“十二五”规划教材

HANGKONG FADONGJI JIEGOU FENXI

航空发动机结构分析

(第2版)

主编	赵 明	邓 明	刘长福		
编者	赵 明	邓 明	郑龙席	孙志刚	吕亚国
	方昌德	阎国华	赵晓蓓	刘美玲	

西北工业大学出版社

【内容简介】 本书是在原国防科学技术工业委员会“十五”规划教材《航空发动机结构分析》的基础上,依据工业和信息化部“十二五”规划教材的要求进行修订编写的。

本书系统、全面地介绍了航空燃气涡轮发动机结构的基本知识,各主要部件的功能和主要设计要求、结构分析和典型结构,主要工作系统和附件传动机构的简况,燃气涡轮发动机的新概念、新技术、新材料的发展动向,航空燃气涡轮发动机在地面燃机和弹用燃机方面的应用概况等。为方便读者学习,书中提供了思考题。教材按计划学时 80 学时编写,可根据不同专业要求删减选用。

本书可供高等院校飞行器动力工程专业的师生使用,也可供相关专业学生和从事航空发动机研究、制造和维修的工程技术人员学习和参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空发动机结构分析/赵明,邓明,刘长福主编.—2 版.—西安:西北工业大学出版社,2016.4

工业和信息化部“十二五”规划教材

ISBN 978-7-5612-4829-4

I. ①航… II. ①赵… ②邓… ③刘… III. ①航空发动机—结构分析—高等学校—教材 IV. ①V235.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 087401 号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072

电话:(029)88493844 88491757

网址:www.nwpup.com

印刷者:兴平市博闻印务有限公司

开本:787 mm×1 092 mm 1/16

印张:25.5

字数:622 千字

版次:2016 年 4 月第 2 版 2016 年 4 月第 1 次印刷

定价:58.00 元

前 言

航空发动机是一个复杂的热力机械,其工作条件十分恶劣:航空发动机工作温度高,内部各处的温度不同,且不断变化;要承受高转速以及各种环境和机动飞行给发动机带来的各种影响;还要求在质量和体积受严格限制的前提下产生强大的推力(或功率);要长时间可靠地工作;其性能还要能灵活精确地调节控制等。因此,航空发动机特别是高性能航空发动机的研制是一项非常复杂的系统工程。在技术上它涵盖了机械、结构强度、气动热力、自动控制、计算机、电子技术、材料科学、人工智能等广泛的学科领域,成为名副其实的国家综合技术水平的代表。

在航空发动机研制过程中,特别是在自主研制中,结构设计是一个非常重要的环节,直接影响发动机能否正常工作,能否保证达到设计指标(性能、可靠性和耐久性等),能否少出或不出重大故障等。结构设计中的微小改进可能会对发动机性能、可靠性和耐久性产生显著的提升效果。例如,采用刷式封严代替传统的篦齿封严,使PW4084发动机的推力提升了2%左右、耗油率相应地下降了约2%。

本书是在原国防科学技术工业委员会“十五”规划教材《航空发动机结构分析》(刘长福,邓明主编)的基础上,根据工业和信息化部“十二五”规划教材的要求,进行修订的。根据现代航空发动机结构设计技术的发展,更新、补充、调整了原书的内容。在分析方法上,本书根据零组件的功用和工作条件提出结构设计中所要解决的基本问题,然后对典型方案进行分析,最后得到若干概括性的规律。从历史发展的角度来讲,发动机旧的结构方案总是要不断地被新方案所取代,但其中规律性的东西能永远指导我们去分析制定新的方案,我们也只能在具体的条件下才能比较并确定哪种方案是最优的方案。只有结合航空发动机具体的工作条件,辩证地对待方案,才能突破已有方案的束缚,设计出新的优化方案。学习航空发动机结构分析的主要目的和方法就是通过对具体方案的分析,掌握共同性的规律,也就是掌握航空发动机结构设计的原则。设计原则是发动机结构设计的纲。

本书由原来的以军用型航空发动机为主,拓展到在民用航空发动机、直升机以及巡航导弹上使用的航空发动机。在教材的内容和构架上也引入了新的理念,不仅满足航空发动机结构设计专业教材的需要,也满足航空发动机生产厂家、科研院所、空军、海军与陆军航空兵部队以及相关院所的工程技术人员参考。同时,也可供舰船用燃气轮机等相关行业的科研人员参考。

全书共分12章。第1章由西北工业大学郑龙席修订,第2章、第3章、第6章

和第9章由西北工业大学邓明修订编写,第4章、第5章和第8章由西北工业大学赵明修订;第7章由南京航空航天大学孙志刚修订;第10章由西北工业大学吕亚国修订。第11章由西北工业大学赵晓蓓修订;第12章由天津科技协作中心刘美玲修订。全书由赵明和郑龙席负责统稿并最终定稿。

感谢原教材的其他编写者:中国航空发展研究中心方昌德研究员,中国民用航空学院阎国华教授等。感谢西北工业大学刘振侠教授、陆山教授,西安航空发动机有限公司陈养惠研究员,空军工程大学何立明教授等同仁为本书提供的许多帮助。

编写本书曾参阅了相关文献资料,在此,谨向其作者深表谢意。

由于水平有限,书中不足之处在所难免,恳请广大读者指正。

编 者

2015年12月

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 航空燃气涡轮发动机的发展历程	1
1.2 航空燃气涡轮发动机的基本类型	5
1.3 航空发动机的设计指标与特点	14
1.4 单元体结构设计	17
思考题	20
第 2 章 典型发动机	21
2.1 涡轮喷气发动机	21
2.2 涡轮风扇发动机	24
2.3 涡轮轴和涡轮螺旋桨发动机	33
思考题	35
第 3 章 压气机	36
3.1 概述	36
3.2 轴流式压气机转子	39
3.3 轴流式压气机静子	57
3.4 压气机防喘系统	66
3.5 压气机附属装置	75
3.6 压气机主要零件的常用材料	82
3.7 离心式压气机	85
思考题	91
第 4 章 燃气涡轮	92
4.1 概述	92
4.2 涡轮转子	95
4.3 涡轮静子	106
4.4 涡轮部件的冷却	118
4.5 涡轮主要零件的常用材料	128
思考题	132
第 5 章 主燃烧室	133
5.1 概述	133

5.2 主燃烧室的工作过程	134
5.3 燃烧室的基本类型	135
5.4 燃烧室基本构件的结构	147
5.5 排气污染及减少排气污染的主要措施	169
5.6 燃烧室主要零件的常用材料及防护涂层	174
思考题	176
第 6 章 加力燃烧室	177
6.1 概述	177
6.2 加力燃烧室的工作特点和结构要求	178
6.3 加力燃烧室的基本构件	179
6.4 加力燃烧室的预燃系统	189
6.5 加力燃烧室主要零件的常用材料	192
思考题	193
第 7 章 排气装置	194
7.1 尾喷管	194
7.2 反推力装置	204
7.3 噪声及消音措施	208
思考题	215
第 8 章 航空发动机的总体结构	216
8.1 转子连接与联轴器	216
8.2 转子支承方案	222
8.3 支承结构	229
8.4 静子承力系统	243
8.5 发动机的受力分析	248
8.6 总体结构与发动机振动	254
8.7 发动机在飞机上的安装	258
思考题	262
第 9 章 附件传动装置和减速器	263
9.1 附件在发动机上的安装和传动	263
9.2 恒速传动装置	269
9.3 二速传动装置	274
9.4 WS9 发动机的起动离合器	277
9.5 减速器	278
思考题	292

第 10 章 航空发动机的工作系统	293
10.1 发动机控制系统	293
10.2 滑油系统	309
10.3 起动/点火系统	322
10.4 喷水系统	329
10.5 空气系统	330
思考题	333
第 11 章 航空发动机的数据系统	334
11.1 概述	334
11.2 典型机的机载测试与显示系统	337
11.3 航空发动机的主要测试参数和传感器	348
11.4 航空发动机的整机平衡	359
11.5 航空发动机的状态监视与故障诊断	361
思考题	364
第 12 章 航机他用	366
12.1 概述	366
12.2 燃气发生器	369
12.3 动力涡轮	372
12.4 排气蜗壳	376
12.5 机组的总体结构	378
12.6 弹用燃气涡轮发动机	383
思考题	397
参考文献	398

第 1 章 绪 论

航空动力装置的功能是为航空器提供动力,推动航空器前进,所以航空动力装置也称为航空推进系统。它包括主机部分,以及为保证其正常工作所必需的系统 and 附件,如燃油系统、滑油系统、点火系统、起动系统和防火系统等,通常统称为航空发动机。航空发动机是飞机性能、成本和可靠性的决定性因素,也正是因为如此,航空发动机被称为飞机的心脏。

航空发动机在军、民用飞行器领域具有广泛的应用,且自身具有很高的经济价值,因而对国防和国民经济可产生巨大的效益。在军事方面,如美国实施的综合高性能涡轮发动机技术(Integrated High-Performance Turbo-Engine Technologic Program, 简称为 IHPTET)项目,计划到该项目各部件的先进性达到后,由各部件装配形成的发动机能使发动机的推重比达到 20、耗油率比现在的发动机低 40%。据估计,该目标实现后,打一场像海湾战争那样规模的仗,美国所需的飞机机队规模可以缩小 1/2。在经济方面,据统计,以单位重量计,航空发动机、旅客机、计算机、轿车和轮船的价值比为 1 400 : 800 : 300 : 9 : 1。由此可见,航空发动机是一种高附加值的产品。航空发动机的价格和航空发动机工业的产值分别占飞机和航空工业的 20%~30%。据估计,1998—2007 年世界航空发动机销售和维修市场总值约为 3 500 亿美元,此外还有相当规模的航空改型燃气轮机市场。作为一种高技术产品,航空发动机的发展对其他如冶金、机械、电子、仪表、化工、石油非航空动力工业也有重要的带动和促进作用。

因此,航空工业发达的国家都认为先进的发动机技术对保持军事和商业竞争优势发挥着重要作用,把优先发展发动机技术作为国策,制定了长远的、高投入的发动机技术发展计划,并严禁向别国转移发动机技术。

1.1 航空燃气涡轮发动机的发展历程

人类早就幻想像鸟一样在天空中自由飞翔,也曾做过各种尝试,但多半因动力源问题未得以解决而归于失败。随着活塞式内燃机于 19 世纪末成功地应用于汽车,人们开始设法利用这种发动机来实现动力飞行。1903 年 12 月 17 日,莱特兄弟在总结前人经验教训的基础上,把一台四缸直列式水冷发动机改装后成功地用到他们的飞机上,完成了世界上第一次公认的动力飞行。当时这台发动机的功率只有 8.95 kW,质量为 81 kg,功重比只有 0.11 kW/daN(1 daN=10 N)。

莱特兄弟的首次动力飞行使得几千年来由少数人从事的飞行探索事业在后来的百年中发展成为对世界政治、军事、经济和技术以至人们的生活方式都有重要影响的航空业。

一、活塞式发动机

战争是技术的催化剂。第二次世界大战以前,所有飞机都是采用活塞式发动机作为动力,

这种发动机本身不能产生向前的动力,而是驱动一副螺旋桨,使螺旋桨在空气中旋转,以此拉动飞机前进。两次世界大战,把活塞式发动机技术推向顶峰。经过历时 4 年的第一次世界大战,发动机功率从 75 kW 左右提高到 313 kW,功重比提高到 0.77 kW/daN,从而使飞机的速度从 100 km/h 提高到 200 km/h。

在第二次世界大战期间,活塞式发动机继续得到发展。首先是成功地为气冷式发动机设计了整流罩,减小了阻力,改善了冷却,使得气冷式发动机得到了迅速发展,在轰炸机、运输机和攻击机上逐步取代了液冷式发动机。其间,另外两项重大改进是采用废气涡轮增压器和变距螺旋桨,增大了发动机功率和工作高度,并改善了螺旋桨特性。

美国普惠公司的“黄蜂”系列气冷星型发动机发挥了巨大作用。这种星型发动机可以有单排、双排、甚至四排的布置,汽缸数从 7 到 28 个,功率从 970 kW 到 2 500 kW,功重比达到 1.5 kW/daN 左右。其中“双黄蜂”R-1830 是历史上应用最多的活塞式发动机(见图 1.1),它装备了 19 000 架 B-24 轰炸机和 10 000 架 C-47 运输机。

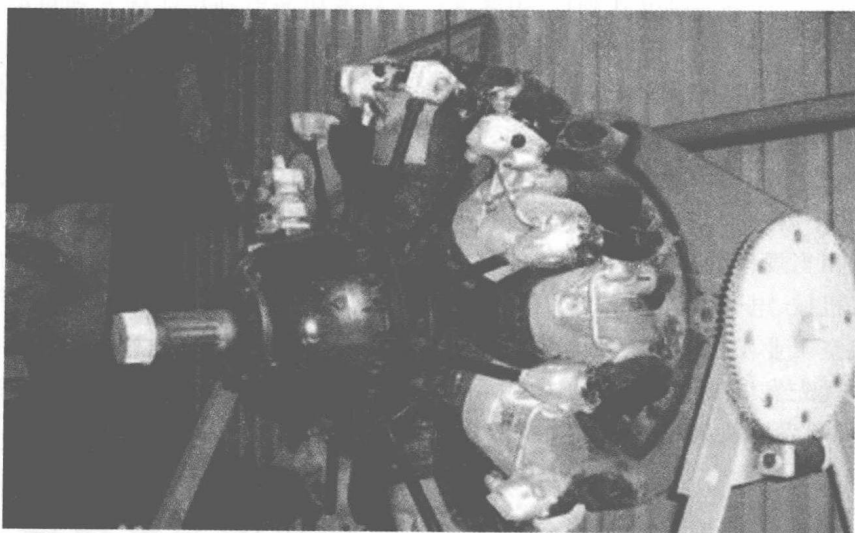


图 1.1 “双黄蜂”R-1830 气冷星形活塞发动机

但液冷式发动机的迎风面积小,适合于高速战斗机,而且,在高空其液冷系统易损性的弱点不突出,因此它在战斗机上仍获得应用。在第二次世界大战期间,比较著名的液冷式发动机有英国的“梅林”,这种 V 型 12 缸发动机的功率从 597 kW 逐步提高到 1 120 kW,用于著名的“飓风”“喷火”和“野马”战斗机,其中,美国的“野马”战斗机飞行速度达 760 km/h,飞行高度达 15 000 m。

当飞机的速度达到 800 km/h 时,由于螺旋桨始终在高速旋转,桨尖部分实际上已接近了声速,这种跨声速流场的直接后果就是螺旋桨的效率急剧降低,推力下降。同时,由于螺旋桨的迎风面积较大,带来的阻力也比较大,而且随着飞行高度的上升,大气变得稀薄,活塞发动机的功率也会急剧下降。这几个因素综合在一起,限制了活塞发动机进一步的发展,使得“活塞发动机+螺旋桨”这种推进模式走到了尽头。为了进一步提高飞行性能,必须采用全新的推进模式,燃气涡轮发动机应运而生。

二、燃气涡轮发动机

将燃气涡轮发动机用于飞机动力的研究工作始于 20 世纪 20 年代。在燃气涡轮发动机的发展过程中,首先出现的是涡轮喷气(简称涡喷)发动机。当时美、苏、德、英等国都有人提出了各种燃气涡轮喷气发动机的专利和方案,并进行研究工作。英国空军少校怀特于 1903 年 1 月 16 日申请了第一项飞机推进专利,经过多年研究试验,终于在 1937 年 4 月 12 日成功试制了世界第一台怀特离心式涡轮喷气发动机 WU(见图 1.2),推力为 200 daN。

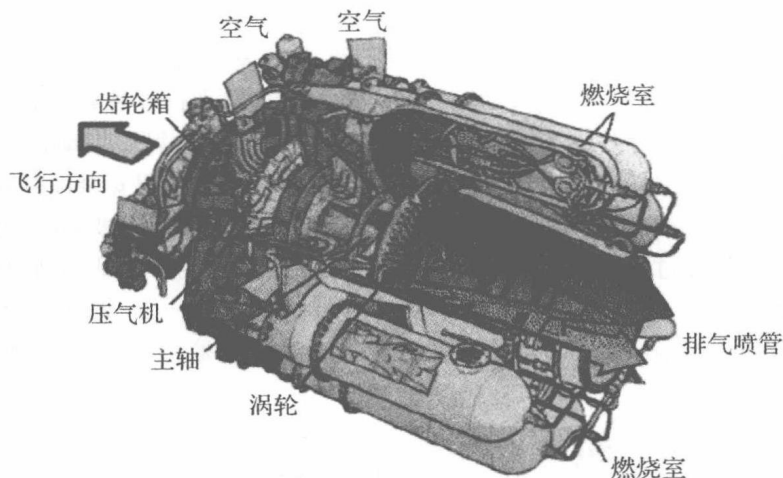


图 1.2 世界上第一台涡轮喷气发动机 WU

相比于活塞发动机,涡喷发动机进气量大,进气、压缩、燃烧、膨胀、排气五个过程是同时进行的,即做功是连续的。因此,涡喷发动机的做功能力比活塞发动机大很多,而且发动机本身就是推进器,不像活塞发动机需要限制飞行速度的螺旋桨作为推进器。因为具有这些有利条件,所以当涡喷发动机发明以后,推进技术取得了突飞猛进的进展,使飞机的性能和任务能力取得了重大突破,特别是使飞机突破了音障,实现了超声速飞行。

涡喷发动机虽然具有推力大、质量轻、能适应高空飞行的特点,但它的经济性却较差。这是因为它的大推力是由高速喷出的高温燃气得到的,所以不可避免要将大量本来可用的热能和动能排出发动机外,造成能量损失,使耗油率变大。为此,20 世纪 50 年代初发展了耗油率较低的涡轮螺旋桨(简称涡桨)发动机。它采用螺旋桨作为推进器,所以这种发动机也只适用于亚音速飞行,一般飞行马赫数在 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。20 世纪 50 年代中期发展的中、小型客机、运输机大多采用涡桨发动机作为动力。

20 世纪 40 年代美国成功研制出世界上第一台涡轴发动机。这种发动机的构造与涡桨发动机的结构很相近,只是将螺旋桨变为直升机的旋翼,通过动力涡轮膨胀做功提取高温、高压燃气中的能量,将这部分能量转换为轴功率驱动旋翼使得直升机腾空飞翔。1951 年 12 月,装有涡轮轴发动机的直升机进行了首次飞行。半个多世纪以来,涡轴发动机在直升机、舰船用动力装置及地面发电等方面得到了广泛的应用。

20 世纪 50 年代末,出现了小涵道比的涡轮风扇(简称涡扇)发动机,其性能介于涡喷和涡桨两种发动机之间,耗油率比涡喷发动机低约 1/3,而且噪声较低;60 年初新研制的旅客机多

采用这种发动机作为动力,而原来采用涡喷发动机作为动力的飞机,如波音 707 客机、B-52 轰炸机等也很快换装涡扇发动机,使自身性能得到较大改善。

由于涡扇发动机有内外两个涵道,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战斗机上应用这种发动机。但是,当采用了各种新技术与高循环参数而研制的带加力燃烧室的高推重比涡扇发动机在 20 世纪 70 年代出现以后,彻底改变了人们对涡扇发动机的偏见。此后,新研制的高性能战斗机都采用了加力式涡扇发动机作为动力。

与此同时,为满足发展远程巨型运输机、宽体旅客机的需要,于 20 世纪 70 年代初研制了高涵道比、高增压比、高涡轮前燃气温度的大推力、低耗油率的高涵道比涡扇发动机,并在随后的 30 多年中,不断为多种旅客机研制出性能越来越好的多型发动机。

桨扇发动机是 20 世纪 80 年代发展的一种新型、节能发动机。它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马赫数巡航。由于涡桨发动机结构复杂,噪声大,而且叶片直接暴露于大气中,不像高涵道比涡扇发动机在风扇外有专门的包容环,叶片折断后能被包容环包容住。因此,桨扇发动机的使用安全性存在隐患。更重要的是,当时的燃油价格与燃油储量并未像预测那样会对航空运输带来极大的负面影响,因此西方国家的桨扇发动机经过几年的发展后,逐渐淡出了人们的视线。但是,苏联和俄罗斯坚持了桨扇发动机的研制工作,最终研制出用于安 70 军用运输机的 D-27 桨扇发动机(见图 1.3),该发动机的单台功率为 10 400 kW。进入 21 世纪后,航空运输量大幅增加,桨扇发动机又重新兴起。

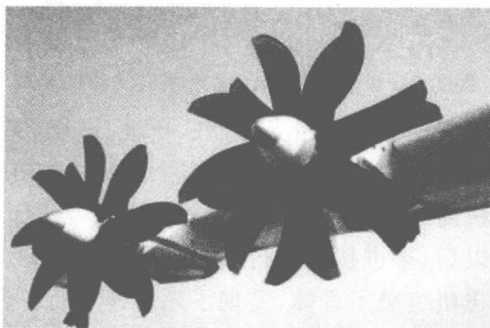


图 1.3 用于安 70 军用运输机的 D-27 桨扇发动机

自第一台涡喷发动机诞生以来,经过 70 余年的历程,航空燃气涡轮发动机取得了长足进展。到目前为止,燃气涡轮发动机不仅品种齐全,机型繁多,而且性能也达到了较高的水平,基本上满足了各类飞行器发展的要求,同时也促使飞机性能不断提高,对飞机的发展做出了重要贡献。

以下这些数据反映了航空燃气涡轮发动机技术取得的进步。

- (1)服役的战斗机发动机推重比从 2 提高到 7~9,已经定型并即将投入使用的达 9~11;
- (2)民用大涵道比涡扇发动机的最大推力已超过 50 000 daN,20 世纪 50 年代涡喷发动机巡航耗油率由 1.0 kg/(daN·h)下降到 0.55 kg/(daN·h),噪声下降 20 dB,NO_x 含量下降 45%;
- (3)服役的直升机用涡轴发动机的功重比从 2 kW/daN 提高到 4.6~6.1 kW/daN,已经定型并即将投入使用的达 6.8~7.1 kW/daN;
- (4)发动机可靠性和耐久性倍增,军用发动机空中停车率一般为(0.2~0.4)/1 000 发动机飞行小时,民用发动机为(0.002~0.02)/1 000 发动机飞行小时。

(5) 发动机使用寿命倍增, 战斗机发动机整机定型要求通过 4 300~6 000 TAC 循环试验, 相当于平时使用 10 多年, 热端零件寿命达到 2 000 h, 民用发动机整机寿命和热端部件寿命达到 20 000~30 000 h。

20 世纪末以来, 许多国家投入了巨大的力量开展高超声速推进技术研究。高超声速飞行器被认为是未来军、民用高速飞行器和空间运载的主要工具, 相比于现有的飞机、火箭、航天飞机等技术手段, 高超声速飞行器在空天运输及军事应用等方面具有明显的优势。目前, 高超声速推进技术已经取得了大量研究成果, 其中不乏一些已取得重要进展或接近工程应用的新型发动机, 如涡轮基组合循环发动机、脉冲爆震发动机和超燃冲压发动机等。

航空发动机的发展史揭示了这样一个真理: 航空发动机这一新生事物的发生和发展是和社会的需要分不开的; 也是和航空发动机的理论基础、试验研究, 以及与之配套的科学技术发展水平(如高效率的叶片机、能承受高温的材料和各种先进的加工方法等)分不开的。

1.2 航空燃气涡轮发动机的基本类型

一、概述

航空推进系统按其组成和工作原理可分为两大类: 一类是直接反作用推进系统, 另一类是间接反作用推进系统, 如图 1.4 所示。

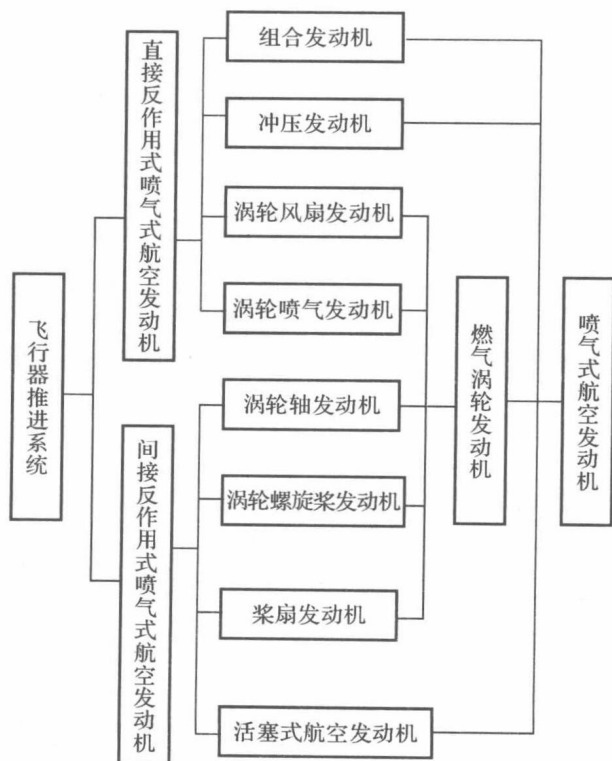


图 1.4 航空推进系统分类

直接反作用推进系统中,发动机直接将工质加速产生反作用推力,属于这一类的航空发动机有涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机和冲压喷气发动机。在这一类系统中发动机本身即构成飞行器的推进系统。火箭发动机也是直接反作用推进系统,但它自带推进剂(包括燃料和氧化剂),不依赖外界空气,因而可以在大气层以外的空间工作,主要用于航天器和导弹。

间接反作用推进系统中,发动机只将燃料燃烧产生的化学能转换成有效功率,以轴功率形式输出,推力则要靠专门的推进器产生。推进器有飞机的螺旋桨和直升机的旋翼。属于这类的发动机有活塞式、涡轮螺旋桨、桨扇和涡轮轴发动机,航空电动机。在这一类系统中,发动机与推进器组合成飞行器的推进系统。

航空发动机又可以分为活塞式发动机和空气喷气发动机两大类。空气喷气发动机又可分为带压气机的燃气涡轮发动机和不带压气机的冲压喷气发动机。燃气涡轮发动机是目前应用最广泛的航空发动机,其中包括涡轮喷气发动机(简称涡喷)、涡轮螺旋桨发动机(简称涡桨)、涡轮风扇发动机(简称涡扇)、涡轮轴发动机(简称涡轴)和涡轮桨扇发动机(简称桨扇)。航空燃气涡轮发动机的应用有越来越广的趋势,它是本书论述的重点。

冲压喷气发动机的构造简单、推力大,特别适合高速飞行。由于其不能在静止状态下起动及低速性能不好,所以适合用于靶弹和巡航导弹。

在航空器上应用的还有火箭发动机和航空电动机。火箭发动机燃料消耗率太大,不适于长时间工作,只在早期超声速实验飞机上用过,也曾某些飞机上用做短时间的加速器。由太阳能和燃料电池驱动的航空电动机尚处于试验阶段,适用于高空长航时的轻型飞机。

二、燃气涡轮发动机的组成和主要类型

燃气涡轮发动机主要由进气装置、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管组成。从进气装置进入的空气在压气机中被压缩后,进入燃烧室并在那里与喷入的燃油混合燃烧,生成高温高压燃气。燃气在膨胀过程中驱动涡轮作高速旋转,将部分能量转变为涡轮功。涡轮带动压气机旋转不断吸进空气并进行压缩,使发动机能连续工作。如图 1.5 所示,燃气涡轮发动机的工作过程和活塞式发动机一样都由进气、压缩、燃烧后膨胀和排气 4 个过程组成。后者是在同一空间的不同时间内完成的,而前者是在同一时间内在不同的空间内完成的。由压气机、燃烧室和驱动压气机的涡轮这 3 个部件组成燃气发生器,它不断输出具有一定可用能量的燃气。按燃气发生器出口燃气可用能量利用方式的不同,燃气涡轮发动机分为涡轮喷气、涡轮风扇、涡轮螺旋桨、涡轮轴和桨扇发动机。

1. 涡轮喷气发动机

在单个流道内,涡轮出口燃气直接在喷管中膨胀,使燃气的可用能量转变为高速喷流的动能而产生反作用力,推动飞机前进。涡轮喷气发动机按压气机型式分有离心式和轴流式,按转子数目分有单转子和双转子。单转子轴流式涡轮喷气发动机的结构如图 1.5 所示。

2. 涡轮风扇发动机

燃气发生器出口的燃气在低压涡轮中进一步膨胀做功,用于带动外涵风扇,使外涵道气流的喷射速度增大,剩下的可用能量继续在喷管中转变为高速排气的动能,其结构如图 1.6 所示。内、外两股气流可分别排出,也可混合后一起排出。在燃气发生器相同的情况下,涡轮风

扇发动机的空气流量大、排气速度低,所以推进效率高、耗油率低、噪声低。不加力的涡轮风扇发动机是高亚声速旅客机和运输机的理想动力;带加力的涡轮风扇发动机则适用于超声速军用飞机。涡轮风扇发动机有多达3个转子的。目前正在研究一种超声速通流涡扇发动机,其压缩系统为超声速通流级,即进口和出口轴向气流速度均为超声速级。这种超声速通流级的风扇或压气机的级压比可达 $2.5\sim 3.5$ 。超声速通流涡扇发动机可使涡扇发动机的适用飞行马赫数提高到5。

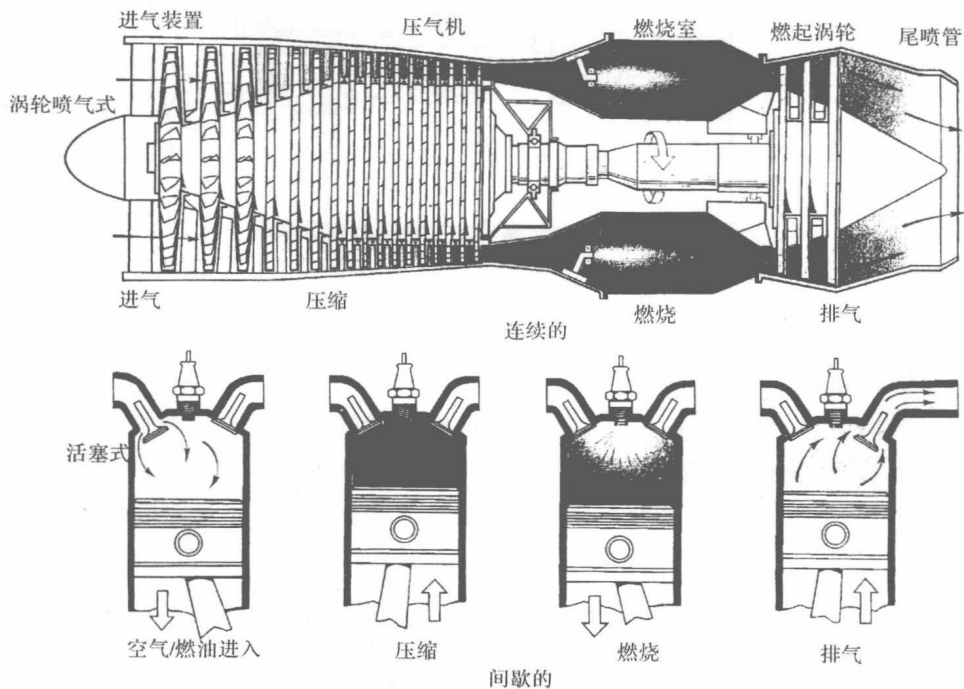


图 1.5 涡轮喷气发动机与活塞式发动机的工作过程比较

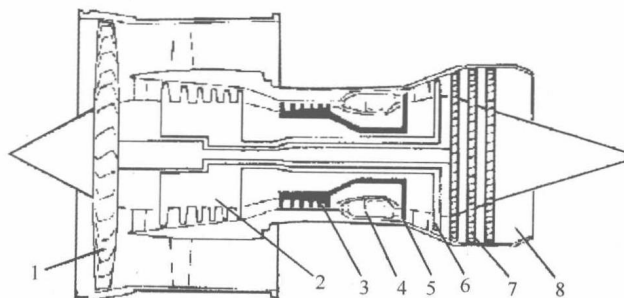


图 1.6 三转子涡轮风扇发动机结构示意图

1—风扇； 2—中压压气机； 3—高压压气机； 4—燃烧室； 5—高压涡轮；
6—中压涡轮； 7—低压涡轮； 8—喷管

3. 涡轮螺旋桨发动机

靠动力涡轮把燃气发生器出口燃气中的大部分可用能量转变为轴功率用以驱动空气螺旋桨。由于螺旋桨转速较低,动力涡轮与螺旋桨之间设有减速器。燃气中剩下小部分可用能(约

10%) 在喷管中转变为气流动能, 直接产生推力, 如图 1.7 所示。涡轮螺旋桨发动机与活塞式发动机相比, 具有重量轻、振动小等优点; 与涡轮喷气和涡轮风扇发动机相比, 则具有耗油率低和起飞推力大的优点。受螺旋桨性能的限制, 飞行速度一般不超过 800 km/h。

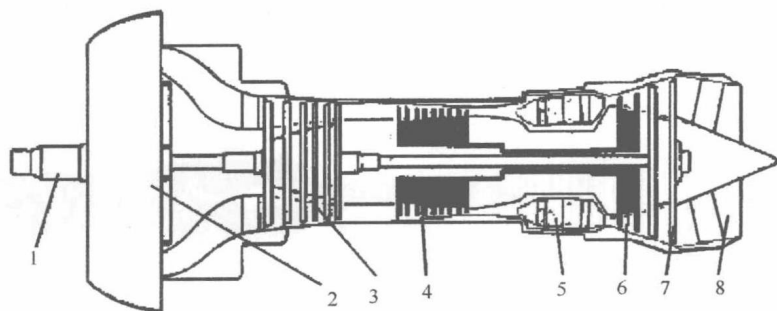


图 1.7 双转子涡轮螺旋桨发动机结构示意图

1—螺旋桨轴; 2—减速器; 3—低压压气机; 4—高压压气机; 5—燃烧室;
6—高压涡轮; 7—低压涡轮; 8—排气装置

4. 涡轮轴发动机

工作原理和结构与涡轮螺旋桨发动机基本相同, 只是燃气发生器出口燃气所含的可用能量几乎全部为动力涡轮吸收, 由喷管流出的燃气只产生很小的推力或根本不产生推力。其主要用途是驱动直升机的旋翼, 也可用作地面动力。图 1.8 所示为涡轮轴发动机的结构示意图。

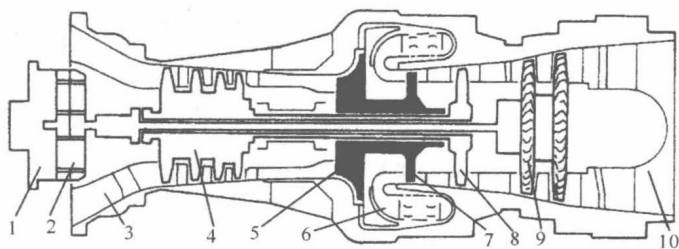


图 1.8 涡轮轴发动机结构示意图

1—输出功率轴; 2—减速器; 3—进气道; 4—低压压气机; 5—高压压气机; 6—燃烧室;
7—高压涡轮; 8—低压涡轮; 9—自由涡轮; 10—排气装置

5. 桨扇发动机

桨扇发动机有时称为无涵道(UDF)发动机或超高流量比(VBH)涡扇发动机。它既可被看作带高速先进螺旋桨的涡桨发动机, 又可被看作除去外涵道的大涵道比涡扇发动机, 因而兼有前者耗油率低和后者飞行速度高的优点。据美国 GE 公司报导, 该公司研制并于 1986 年开始进行试车的 UDF 发动机, 耗油率比该公司的 CFM56 发动机低 25%。

桨扇发动机的关键部件是先进高速螺旋桨, 如图 1.9 所示。这种桨叶由涡轮驱动, 无涵道外壳, 装有减速器, 从这些特点来看它有一点点像螺旋桨; 但它的直径比普通螺旋桨小, 叶片数目也多(一般有 6~8 叶), 叶片采用宽弦、薄叶型的后掠桨叶, 这些特点又类似于风扇叶片, 因此被称为桨扇。常规螺旋桨发动机的巡航马赫数不超过 0.6~0.7, 而桨扇发动机在马赫数为 0.8~0.85 时仍有较高的螺旋桨效率。

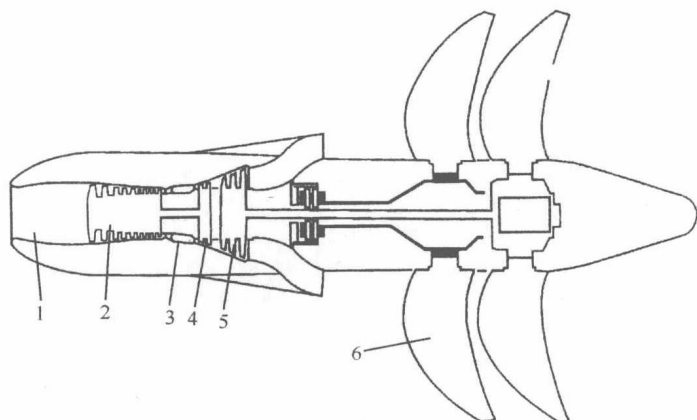


图 1.9 桨扇发动机结构示意图

1—进气道； 2—压气机； 3—燃烧室； 4—涡轮； 5—自由涡轮； 6—桨扇

6. 垂直/短距起降动力装置

垂直/短距起降动力装置能为垂直/短距起降飞机提供等于、大于飞机起飞重量(垂直起降飞机)或略小于飞机起飞重量(短距起降飞机)的垂直推力(升力),并为飞机提供水平飞行的推力。

图 1.10 所示为“鹞”战斗机用的“飞马”转喷管涡扇发动机。

这种动力装置主要有以下几种形式。

- (1) 升力-推力发动机,即装转向喷管的推力转向发动机;
- (2) 升力发动机与推力发动机,或升力-推力发动机的组合;
- (3) 远距升力系统,包括从发动机引气通向远距安装的升力喷管和由发动机机械传动或引气驱动的升力风扇两种形式;
- (4) 旋转发动机,整个发动机可绕枢轴旋转至少 90° ,以提供升力。

这 4 种应用形式已全部实现,它们是英国的“鹞”战斗机、俄罗斯的雅克 38 战斗机(见图 1.11)、美国的 F35 战斗机(见图 1.12)和美国的“鱼鹰”运输机的动力装置(见图 1.13)。

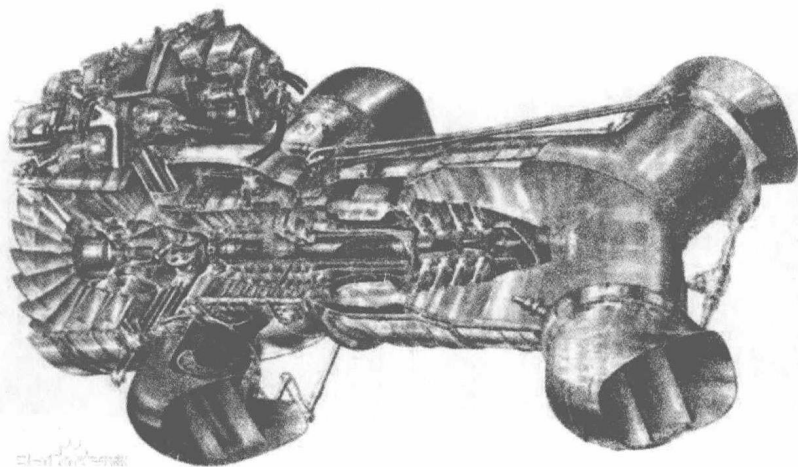


图 1.10 用于“鹞”战斗机的“飞马”转喷管涡扇发动机