



普通高等教育“十一五”国家级规划教材

航空燃气涡轮发动机 原理与构造

邓明 编著

国家级规划教材

作者权威, 学术领先

面向21世纪教学改革

全国优秀出版社倾力打造



国防工业出版社

National Defense Industry Press

普通高等教育“十一五”国家级规划教材

航空燃气涡轮发动机 原理与构造

邓明 编著

国防工业出版社

·北京·

林慧斌 邓明 邓明 内容简介 “育慧善高甄普

本教材系统介绍了航空燃气涡轮发动机的基本概念、工作原理和构造,发动机主要部件和工作系统的基本概念、工作原理及构造。本教材在总结多年教学经验的基础上,力图从最少的专业基础知识出发,深入浅出地介绍有关航空发动机的基本知识,希望使读者用比较短的时间理解航空燃气涡轮发动机的基本规律、基本要求,掌握航空发动机的组成和结构,为所从事的专业工作服务。教材的计划学时为 50 学时~60 学时,可根据不同需要删减。本教材广泛适用于飞行器设计、使用与维护,航空发动机制造、修理与维护,地面燃气轮机和弹用燃气轮机使用与维护等与航空发动机有关的非发动机专业教学使用,也可供广大航空发动机专业人员作为参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空燃气涡轮发动机原理与构造 / 邓明编著. —北京:
国防工业出版社, 2008. 3
普通高等教育“十一五”国家级规划教材
ISBN 978 - 7 - 118 - 05517 - 7

I. 航... II. 邓... III. 航空发动机: 燃气轮机 - 高等学校 - 教材 IV. V235. 1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2008)第 012339 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100044)

北京奥鑫印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787 × 1092 1/16 印张 20 字数 460 千字

2008 年 3 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—4000 册 定价 36.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422 发行邮购:(010)68414474
发行传真:(010)68411535 发行业务:(010)68427264

前 言

人类遨游蓝天的历史,和飞行器动力装置的发展是分不开的。因为有了先进的航空燃气涡轮发动机,我们才能够飞得更高,飞得更远,飞得更快,飞得更舒适,飞得更安全,飞得更省钱。在人类有动力飞行历史跨越百年的时候,我们欣喜地看到:航空燃气涡轮发动机的应用范围仍然在不断拓展。不仅从军用歼击机到民用运输机,从过去的大型飞机到现在的许多小型飞机,如直升机、公务机,而且其应用范围已由空中拓展到地面,如许多电厂和油田使用的地面燃气轮机;从陆地拓展到海洋,如导弹驱逐舰的辅助动力装置;从传统飞行器拓展到导弹,如海湾战争后被普遍重视的巡航导弹。

航空燃气涡轮发动机是现代制造业高科技的代表,在技术上已经涵盖了机械、热工气动、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,成为名副其实的代表国家综合技术水平的复杂系统,它对国家经济发展的战略意义非常重要。

随着燃气涡轮发动机的应用范围不断扩大,与航空燃气涡轮发动机相关的专业也越来越多,如飞行器设计、民航维修工程、巡航导弹工程等。许多非发动机设计专业需要讲授航空燃气涡轮发动机原理与结构课程。但是这些专业的教学要求与航空发动机设计专业的要求相差甚多:不要求掌握很深的专业基础理论,而要求很宽的知识面和建立正确的基本概念;没有系统学过发动机设计专业的专业基础课程,而能够给出的教学学时也非常有限。因此,从多年的教学实践中感到迫切需要一种综合性的、简约性的、系统介绍航空燃气涡轮发动机原理与结构的教材,以适应广泛的、与航空燃气涡轮发动机有关的专业的教学需要。本教材在总结多年教学经验的基础上,根据航空发动机制造、修理与维护企业、地面燃机和弹用发动机使用与维护等单位对从业人员知识结构的客观要求和本科生教学的需要编写。

本教材全面介绍航空燃气涡轮发动机的基本概念、工作原理和构造,发动机主要部件和工作系统的基本概念、工作原理和构造。力图从最少的专业基础知识出发,深入浅出地介绍有关航空发动机的基本知识,希望使读者用比较短的时间理解航空燃气涡轮发动机的基本规律、基本要求,理解发动机主要性能参数及其影响因素,掌握航空发动机的组成和结构,为所从事的专业技术工作服务。教材的内容比发动机设

计专业的原理构造课程要浅,比航空发动机概论课程要深;但是知识面比发动机设计专业的原理构造课程要系统全面,例如五大部件与主要工作系统并重,补充或加强了进气装置、燃油控制系统和恒速传动装置等,内容还包括地面燃气轮机和弹用发动机的应用。

通过本教材的学习,希望能使读者解决诸如:燃气涡轮发动机是如何产生推力的?涡扇发动机为什么省油?为什么要求航空燃气涡轮发动机的增压比、转速和涡轮前燃气温度越来越高?什么是总温、总压、临界压力比?航空燃气涡轮发动机的组成和各部件的工作原理是什么等最基本的问题,建立正确的基本概念。

本教材采用发动机原理带构造的思路框架,从实际需要出发,尽可能较少地涉及发动机设计专业课程所必须的基础知识,简明扼要地讲授热力工程学、气体动力学、传热学的相关内容,在适当的深度和范围选用发动机原理的内容。教材在发动机构造方面力求反映当前航空发动机技术的最新进展。

应该指出,本教材作为航空燃气涡轮发动机设计类专业课程与航空概论课程之间的一个中间层次,其内容和体系都有它自己的特点。本教材讨论的一些基本原理和概念,从设计专业的航空燃气涡轮发动机原理的角度看,可能是不严谨、不确切和不透彻的。在有限学时和有限基础的制约下,如何辩证地解决好清晰的模糊与模糊的清晰这一对矛盾,需要做进一步研究和探索。真切希望专家同行多提宝贵意见。

本教材以军用型航空发动机为主,兼顾民用航空发动机、直升机以及巡航导弹上使用的航空发动机,在教材的内容和架构上不仅满足非航空发动机设计专业的教学需要,也满足航空院所、陆军航空兵、二炮部队和民用航空运输企业人员培训的要求。广泛适用于飞行器设计、使用与维护,航空发动机制造、修理与维护,地面燃气轮机和弹用燃气轮机使用与维护等与航空发动机有关的非发动机专业教学使用,也可供广大与航空发动机相关行业的从业人员作为参考。

本教材共14章,计划学时50学时~60学时左右。第1章和第2章,介绍发动机的基本概念;第3章和第4章,介绍热力工程学、气体动力学和燃气涡轮发动机原理的基本知识;第5章~第10章,讨论发动机主要部件的原理及结构分析;第11章~第13章,介绍发动机总体结构、工作系统及附件传动装置;第14章介绍燃气涡轮发动机的其他应用。

参加本教材编写工作的有:中国航空发展研究中心方昌德,西北工业大学曹祥益、邓明、赵明,中国民用航空大学阎国华、刘美玲。邓明负责全书的组织、统编、修改和校对工作。

目 录

| | |
|-------------------------|-----|
| 第 1 章 概论 | 1 |
| 1.1 航空发动机的作用与要求 | 1 |
| 1.2 航空燃气涡轮发动机的基本类型 | 3 |
| 1.3 燃气涡轮发动机的性能参数及站位规定 | 8 |
| 1.4 航空发动机的发展概况 | 11 |
| 第 2 章 典型发动机 | 14 |
| 2.1 涡轮喷气发动机 | 14 |
| 2.2 涡轮风扇发动机 | 16 |
| 2.3 涡轮轴和涡轮螺旋桨发动机 | 26 |
| 第 3 章 热力学基础知识 | 29 |
| 3.1 热力学基本概念 | 29 |
| 3.2 能量转换规律 | 34 |
| 第 4 章 燃气涡轮发动机基础知识 | 55 |
| 4.1 涡轮喷气发动机产生推力的原理 | 55 |
| 4.2 涡喷发动机理想循环及效率 | 61 |
| 4.3 涡轮喷气发动机实际循环及热效率性能指标 | 65 |
| 4.4 涡轮风扇发动机 | 68 |
| 第 5 章 进气道 | 73 |
| 5.1 概述 | 73 |
| 5.2 进气道工作原理 | 74 |
| 5.3 进气道构造 | 86 |
| 第 6 章 压气机 | 89 |
| 6.1 概述 | 89 |
| 6.2 轴流式压气机的工作原理 | 90 |
| 6.3 轴流式压气机构造 | 101 |
| 6.4 压气机防喘系统 | 115 |

| | | |
|-------------|-------------------------|------------|
| 6.5 | 压气机附属装置 | 123 |
| 6.6 | 离心式压气机 | 127 |
| 第7章 | 涡轮 | 139 |
| 7.1 | 涡轮工作原理 | 139 |
| 7.2 | 涡轮构造 | 146 |
| 7.3 | 压气机与涡轮的共同工作 | 156 |
| 第8章 | 燃烧室 | 161 |
| 8.1 | 概述 | 161 |
| 8.2 | 燃烧的基本知识 | 162 |
| 8.3 | 燃烧室工作原理 | 167 |
| 8.4 | 燃烧室构造 | 172 |
| 8.5 | 燃烧室基本构件的结构 | 179 |
| 第9章 | 加力燃烧室 | 190 |
| 9.1 | 概述 | 190 |
| 9.2 | 加力燃烧室工作原理 | 191 |
| 9.3 | 加力燃烧室的基本构件 | 196 |
| 9.4 | 加力燃烧室的预燃系统 | 203 |
| 9.5 | 喷射液体加力简介 | 206 |
| 第10章 | 排气装置 | 207 |
| 10.1 | 喷管工作原理 | 207 |
| 10.2 | 尾喷管 | 216 |
| 10.3 | 反推力装置 | 222 |
| 10.4 | 噪声及消声措施 | 224 |
| 第11章 | 航空发动机的总体结构 | 227 |
| 11.1 | 转子的连接 | 227 |
| 11.2 | 转子的支承 | 231 |
| 11.3 | 发动机受力分析 | 238 |
| 11.4 | 静子承力系统 | 243 |
| 第12章 | 航空发动机工作系统 | 247 |
| 12.1 | 发动机控制系统 | 247 |
| 12.2 | 滑油系统 | 262 |
| 第13章 | 附件传动装置 | 273 |
| 13.1 | 附件在发动机上的安装和传动 | 273 |

| | | |
|--------------------|-----------|------------|
| 13.2 | 恒速传动装置 | 278 |
| 13.3 | 二速传动装置 | 282 |
| 13.4 | 减速器 | 285 |
| 第 14 章 航机他用 | | 290 |
| 14.1 | 概述 | 290 |
| 14.2 | 陆用航机 | 292 |
| 14.3 | 弹用燃气涡轮发动机 | 297 |

第 1 章 概 论

航空动力装置用以为航空器提供动力,推动航空器前进,所以也称航空推进系统。它包括航空发动机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。通常简称为航空发动机。

1.1 航空发动机的作用与要求

1.1.1 作用

1903 年 12 月 17 日,美国莱特兄弟实现了人类历史上首次有动力、载人、持续、稳定和可操作的重于空气飞行器的飞行。这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。因此,航空发动机不仅从狭义上是航空器飞行的动力,而且从广义上也是航空事业发展的推动力。

自 1939 年装有涡轮喷气发动机的飞机在德国首次成功飞行以来,飞机的动力装置有了飞速的发展。人类航空史上的一切重大成就,几乎都与航空发动机参数及性能的改善或新型动力装置的研制成功有关。20 世纪 40 年代,喷气发动机诞生,为飞机突破声障提供了动力。20 世纪 60 年代第三代涡喷发动机使“重型化”战斗机不断创造出速度、高度的飞行极限。20 世纪 70 年代高推重比的涡扇发动机满足了“空中优势”战斗机的需求,使飞机具备了中、低空格斗的高机动性。20 世纪 80 年代发动机耐久性、可靠性和维修性的提高,大大提高了飞机的安全性和出动率,降低了使用维修费用和对环境的污染。20 世纪 90 年代,涡扇发动机的进一步发展,使飞机具备了超声速巡航、高机动性、隐身性能、高生存率和短距起降的能力。

航空发动机是飞机性能、可靠性和成本的决定性因素,发动机加燃油的重量占战斗机/轰炸机/运输机起飞总重的 40%~60%,其寿命期费用占整个飞机的 20%~40%。特别是涡轮喷气发动机发明以后,推进技术更是突飞猛进,使飞机的性能和任务能力取得了重大突破。战斗机发动机推重比从 2 提高到 8,在保持发动机占飞机总重百分比一定的条件下,使战斗机推重比由 0.4 提高到 1.1~1.2,从而大大提高了战斗机的性能和作战能力。发动机推重比的进一步提高可以用来增加飞机的有效载荷。喷气运输机的燃油效率(人·千米耗油量)已改善了 60%,其中 3/4 是发动机耗油率下降的贡献。新的发动机技术为飞机提供了新的任务能力。例如,加力燃烧室的采用,使军用飞机突破声障并直逼 3 倍声速,旅客机实现 2 倍声速的巡航飞行;旋转喷管发动机和升力发动机使垂直起降飞机成为可能;大推力的高涵道比涡扇发动机开创了巨型远程客机的新时代;矢量喷管为飞机提供直接力控制,从而使战斗机具有过失速超机动性;很高的涡轮前燃气温度使战斗机

能不开加力进行超声速巡航,大大提高了航程和突防能力;正在研究中的涡轮-冲压组合动力装置将使各种高超声速飞行器成为可能。

而且,发动机的研制进度也是整个飞机研制进度的决定性因素。当一种新飞机处于概念研究阶段时发动机应处于演示/验证阶段,飞机试飞时必须有一台相当成熟的发动机配套,在地面要积累 2000h~4000h 的试验时间。因此,航空技术发达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起到重要作用,从而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。

1.1.2 设计要求

对航空发动机的一般要求是在推力满足飞机需要的前提下,推重比高、耗油率低、操纵性好、可靠性高、维修性好和环境特性能满足有关条例的要求。但具体发动机的设计要求是按所装飞机的特点和要求来确定的。

1. 军用发动机

对于军用发动机来说,通常军方根据飞机的战术技术要求,拟定发动机使用要求,作为发动机总体方案设计和型号规范制定的基本依据。发动机设计部门对此要求必须认真领会,并贯彻于研制过程。对发动机的要求主要有:

(1) 性能要求,包括地面台架性能和空中飞行性能(推力和耗油率)、起动性能、加/减速性能、引气量、功率提取和过载。

(2) 适用性要求,包括发动机在飞行包线内稳定工作和油门杆使用不受限制,加力接通、切断不受限制,飞行状态变化、极限机动状态和吸入机载武器的排气时发动机稳定工作。

(3) 结构和安装要求,包括安装节位置、外廓尺寸、重量和重心位置。

(4) 可靠性要求,包括发动机寿命和工作循环、发动机各状态连续工作时间和平均故障时间。

(5) 维修性要求,包括发动机可达性、可检测性、防差错性、难易度等非常丰富的内涵。衡量维修性的主要技术指标有:外场可更换件的更换时间、每飞行小时的平均维修工时和更换发动机时间等。

(6) 其他要求,如满足飞机隐身要求的红外信号和雷达反射横截面以及飞行控制的矢量推力。

2. 民用发动机

对于民用发动机来说,在满足适航性条例的前提下,要根据飞机制造部门或航空公司的要求,进行发动机总体方案设计,以满足用户的要求。对发动机的要求主要有:

(1) 起飞推力和推重比,要满足要求。

(2) 巡航耗油率,尽可能低。

(3) 发动机结构和安装,包括安装节、外廓尺寸、重量和重心位置。

(4) 可靠性、寿命和维修性,包括空中停车率、航班准点率、计划外返修率、机上寿命和每飞行小时维修工时等。

(5) 污染物排放,满足机场当地环境保护部门的规定。

(6) 噪声,满足国际民航组织(ICAO)的规定。

对燃气涡轮发动机的要求是一个矛盾的统一体,结构设计成功与否就表现在设计者所采用的各种技术措施是否能妥善处理这些既有联系又互相矛盾的要求。它要求设计者既要有丰富的经验,又要有辩证的思想方法。

1.2 航空燃气涡轮发动机的基本类型

1.2.1 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 1-1 所示。

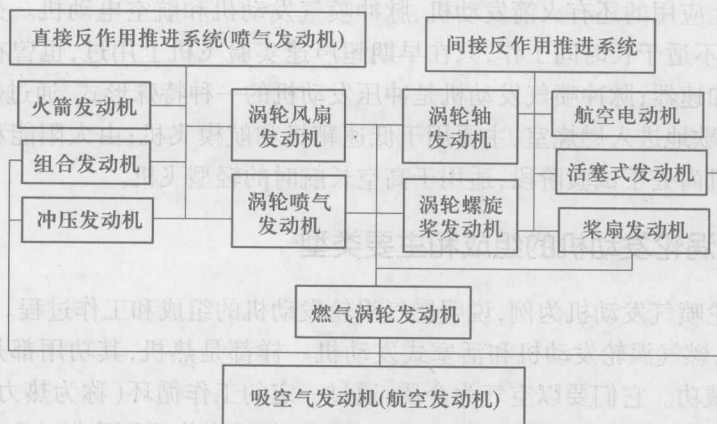


图 1-1 航空推进系统分类

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空间工作,主要用于发射航天器和导弹。

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。推进器包括飞机的螺旋桨和直升机的旋翼。属于这类发动机的有活塞式、涡轮螺桨、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型。活塞式发动机早期在飞机和直升机上应用,用它带动飞机螺旋桨或直升机旋翼,后来逐渐为功率大、高速性能好的燃气涡轮发动机取代。目前,小功率活塞式发动机还广泛应用在轻型飞机和直升机上。

空气喷气发动机中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,代码 WP)、涡轮螺旋桨发动机(简称涡桨,代码 WJ)、涡轮风扇发动机(简称涡扇,代码 WS)、涡轮轴发动机(简称涡轴,代码 WZ)和涡轮桨扇发动机(简称桨扇,代码 JS)。

燃气涡轮发动机一经出现,就以它在高速下推进效率高和迎风阻力小的优势,首先在高速飞机上迅速取代了活塞式发动机的位置。涡轮喷气发动机在 20 世纪五六十年代曾广泛用于军民用飞机,特别是超声速飞机上。由于经济性的原因,目前涡轮喷气发动机大多已被涡轮风扇发动机所取代。其中,小涵道比涡轮风扇发动机用于战斗机或超声速旅客机上,中、大涵道比涡轮风扇发动机则广泛用于各种类型的亚声速民用飞机。涡轮螺旋桨发动机主要用于速度小于 800km/h 的运输机、支线飞机和公务机上。涡轮轴发动机用于直升机。桨扇发动机的特性介于涡轮风扇发动机和涡轮螺旋桨发动机之间,主要用于较大的运输机。燃气涡轮发动机的应用有越来越广的趋势。

冲压喷气发动机的构造简单,推力大,特别适合高速飞行。由于不能在静止状态下启动以及低速性能不好,适用于靶弹和巡航导弹。

在航空器上应用的还有火箭发动机、脉冲喷气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,也曾某些飞机上用作短时间的加速器;脉冲喷气发动机是冲压发动机的一种特殊形式,通过燃烧室前的单向活门,气流间歇地进入燃烧室,主要用于低速靶机和航模飞机;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。

1.2.2 燃气涡轮发动机的组成和主要类型

下面以涡轮喷气发动机为例,说明燃气涡轮发动机的组成和工作过程。

如图 1-2,燃气涡轮发动机和活塞式发动机一样都是热机,其功用都是把燃料的化学能转变成机械功。它们要以空气为介质,通过一定的工作循环(称为热力循环)才能达到目的。活塞式发动机的工作循环是由进气、压缩、供油燃烧后膨胀做功和排气等四个过程组成。

为什么以空气为介质的热机的工作循环要包括压缩过程呢?我们可以由下面的活塞式发动机理想循环的热效率计算公式看出。所谓理想循环就是不考虑黏性摩擦损失和传热损失的工作循环。活塞式发动机理想循环的热效率计算公式如下

$$\eta_i = \frac{w_0}{Q_1} = 1 - \frac{1}{\varepsilon^{k-1}}$$

式中 η_i ——发动机理想循环的热效率;

w_0 ——循环功;

Q_1 ——燃烧放热量;

ε ——压缩比;

k ——热容比(定压加热热容/定容加热热容)。

由式可见,如果压缩比为 1,即没有压缩,则热效率为零,而热效率为零,发动机输出的有效功就是零;并且,压缩比越高,热效率也越高。简单地说,就是热机必须先将介质空气进行压缩,然后再经过加热及膨胀过程才能输出有效功,并且,在加同样热量的条件下,压缩比越大,有效的输出功越大。

与之类似,燃气涡轮发动机的工作同样需要由进气、压缩、供油燃烧后膨胀做功和排气等四个过程组成的工作循环。不同的是,活塞式发动机的工作循环是在同一空间(气缸)内的不同时间里完成的,而燃气涡轮发动机的进气、压缩、供油燃烧后膨胀做功和排

气等过程是在不同的空间内连续进行同时完成的。所以,燃气涡轮发动机是由进气装置、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等主要部件组成(图 1-2)。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。涡轮带动压气机不断吸进空气并进行压缩,使发动机能连续工作。

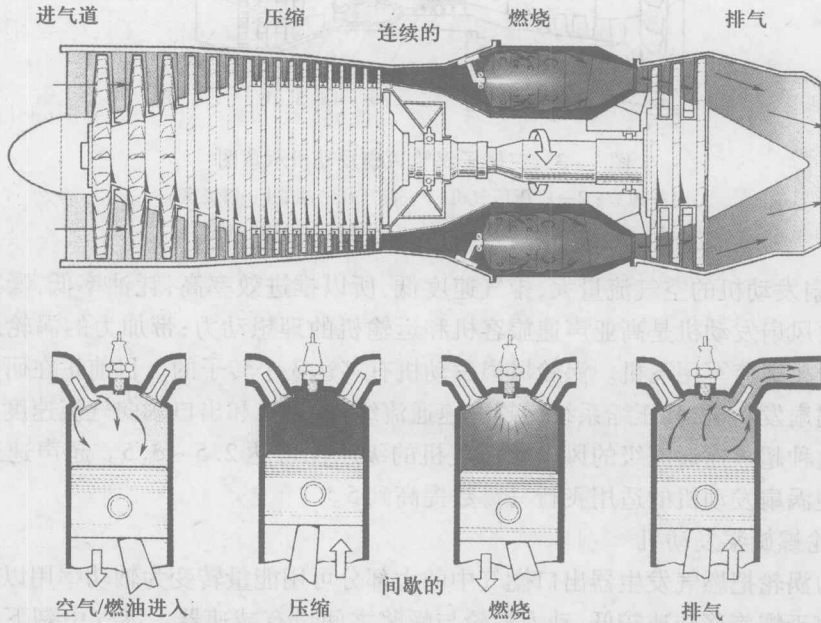


图 1-2 涡轮喷气发动机与活塞式发动机的工作过程比较

由压气机、燃烧室和驱动压气机的涡轮这三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。涡轮发动机的螺旋桨、涡扇发动机的风扇和涡轮发动机的旋翼,它们的驱动力都来自燃气发生器。可按燃气发生器出口燃气可用能量的利用方式不同,对燃气涡轮发动机进行分类:将燃气发生器获得的机械能全部自己用就是涡轮喷气发动机;将燃气发生器获得的机械能的 85% ~ 90% 用来带动螺旋桨,就是涡轮螺旋桨发动机;如果将获得机械能的 90% 以上转换为轴功率输出,就是涡轮轴发动机;将小于 50% 的机械能输出带动风扇,就是小涵道比涡扇发动机(涵道比小于 1:1);将大于 80% 的机械能输出带动风扇,就是大涵道比涡扇发动机(涵道比大于 4:1)。

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,使燃气可用能量转变为高速喷气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形式分为离心式和轴流式,按转子数目分为单转子和双转子。单转子轴流式涡轮喷气发动机的结构参见图 1-2。

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,用于带动外涵道风扇,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,其结构见图 1-3。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

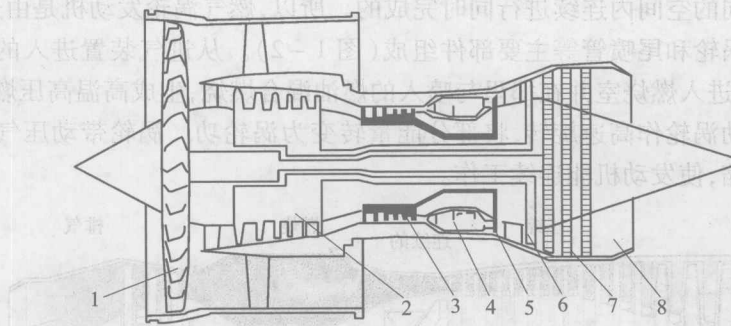


图 1-3 三转子涡轮风扇发动机示意图

- 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。

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的级。这种超声速通流级的风扇或压气机的级压比可达 2.5~3.5。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。

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%)在喷管中转为气流动能,直接产生推力,如图 1-4 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 800km/h。因此,在大型远程运输机上,涡轮螺旋桨发动机已为涡轮风扇发动机所取代,但在中、小型运输机和通用飞机上仍有广泛用途。

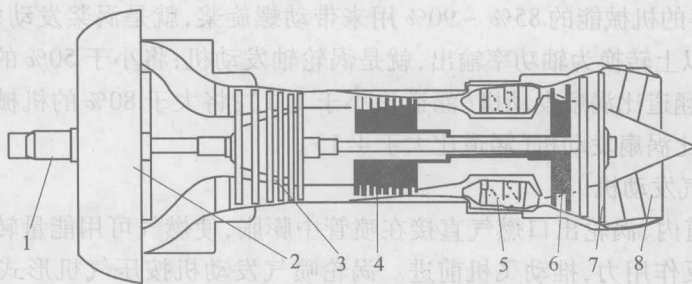


图 1-4 双转子涡轮螺旋桨发动机示意图

- 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. 桨扇发动机

桨扇发动机既可看作带高速先进螺桨的涡桨发动机,又可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。桨扇发动机的关键部

件是先进高速螺桨,它带有多个宽弦、薄叶型的后掠桨叶,能在飞行马赫数 0.8 下保持较高的效率,见图 1-5。

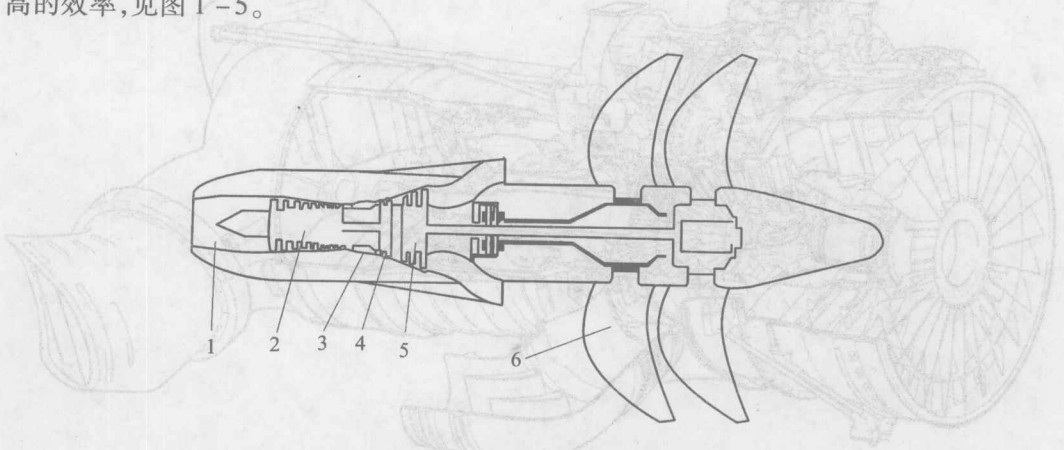


图 1-5 桨扇发动机示意图

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

桨扇发动机的概念研究始于 20 世纪 70 年代中期。80 年代后半期已完成地面和飞行验证试验,基本达到预期目标。由于航空公司的综合经济因素和公众接受心理等种种原因,桨扇发动机尚未进入实用阶段。

5. 涡轮轴发动机

其工作原理和结构与涡轮螺桨发动机基本相同,只是燃气发生器出口燃气所含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 1-6 示出涡轮轴发动机的结构示意图。

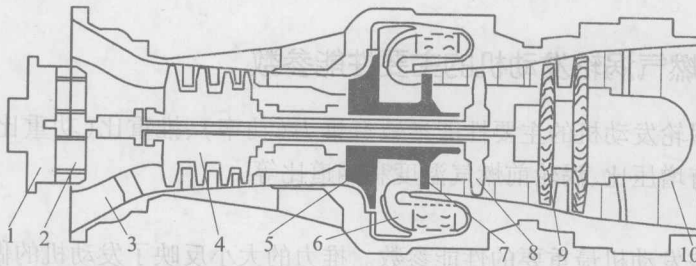


图 1-6 涡轮轴发动机结构示意图

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。

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 1-7 所示为“鹞”式战斗机使用的“飞马”转喷管涡扇发动机。

这种动力装置的主要形式有:

(1) 升力—推力发动机,即装转向喷管的推力转向发动机。

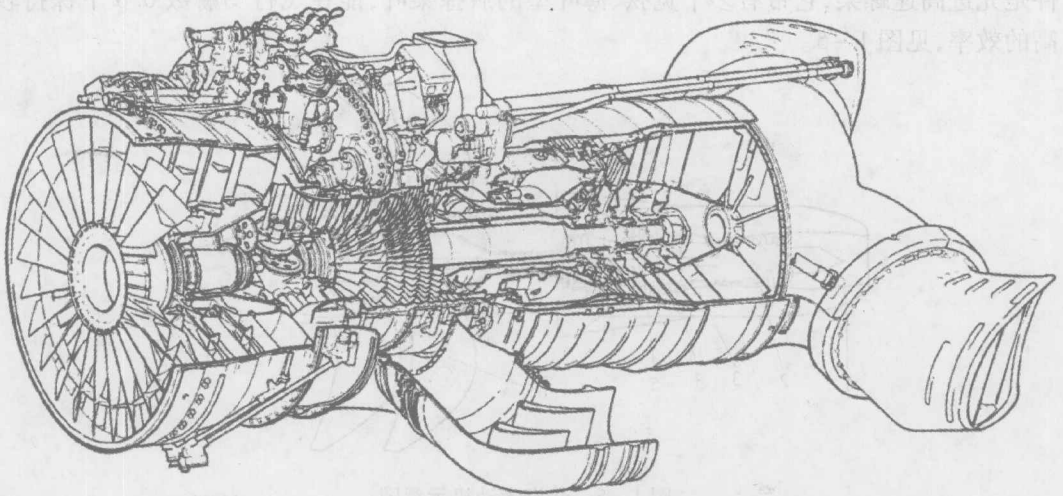


图 1-7 “飞马”转喷管涡扇发动机

(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。

第(1)和第(2)两种形式已经实用,它们是英国“鹞”式战斗机和俄罗斯雅克-38 战斗机的动力装置。

1.3 燃气涡轮发动机的性能参数及站位规定

1.3.1 航空燃气涡轮发动机的主要性能参数

航空燃气涡轮发动机的主要性能参数有推力(功率)、推重比(功重比)和耗油率等;设计参数主要有增压比、涡轮前燃气温度和涵道比等。

1. 推力

推力是航空发动机最重要的性能参数。推力的大小反映了发动机的做功能力。发动机产生的推力是用来满足飞机的飞行需要的,推力不足,飞机就达不到设计的飞行速度、加速度和机动性;推力过大,则不仅是不必要的浪费,还会使飞机结构由于过载而破坏。因此飞机要根据发动机推力的大小选用适当的发动机。目前超大型推力和超小型推力的发动机都是技术发展的方向。

在不同制式的发动机中采用不同的推力单位。我国目前采用国际单位制,推力单位用牛顿(N)或大牛(daN), $1 \text{ daN} = 10\text{N}$ 。俄罗斯/苏联采用工程制,推力单位用千克(kg)。美国和欧洲的发动机推力采用英制,推力单位用磅(Pd), $1\text{Pd} = 0.4536\text{kg}$ 。

对于活塞式发动机、涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机,用功率作为衡量发动机工作能力的指标。发动机功率是发动机在单位时间内所输出的功,法定计量单位是 kW,常用的还有 hp(马力)。