

21世纪 民航高等教育规划教材

民航发动机构造与系统

MINHANG FADONGJI GOUZAO YU XITONG

◎ 李书明 赵洪利 主编



中国民航出版社

21 世纪民航高等教育规划教材

民航发动机构造与系统

李书明 赵洪利 主编

中国民航出版社

图书在版编目 (CIP) 数据

民航发动机构造与系统/李书明, 赵洪利主编. —
北京: 中国民航出版社, 2014. 3
ISBN 978-7-5128-0162-2

I. ①民… II. ①李… ②赵… III. ①民用飞机-航
空发动机-高等学校-教材 IV. ①V23

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2014) 第 011179 号

民航发动机构造与系统

李书明 赵洪利 主编

责任编辑	杨玉芹
出版	中国民航出版社 (010) 64279457
地址	北京市朝阳区光熙门北里甲 31 号楼 (100028)
排版	中国民航出版社录排室
印刷	北京华正印刷有限公司
发行	中国民航出版社 (010) 64297307 64290477
开本	787 × 1092 1/16
印张	24.5
字数	554 千字
版印次	2015 年 1 月第 1 版 2015 年 1 月第 1 次印刷

书号	ISBN 978-7-5128-0162-2
定价	50.00 元

官方微博: <http://weibo.com/phcaac>

淘宝网店: <http://shop106992650.taobao.com>

E-mail: phcaac@sina.com

《民航发动机构造与系统》教材编写组

主编：李书明 赵洪利

成员（按姓氏笔画排序）：

张 莹 张银波 郭 庆
黄燕晓 程关兵

前 言

航空发动机为飞机提供动力，是飞机的重要组成部分。发动机的性能和可靠性对飞机的性能和飞行安全有着直接和重要的影响。飞行器发展的每一个里程碑都与发动机技术的进步密切相关。

“航空发动机构造”是飞行器动力工程专业（民航类）一门重要的专业课程，《民航发动机构造与系统》是本课程的教学用书，是在《民用航空燃气涡轮发动机构造与系统》（李书明、林兆福主编，2005年兵器工业出版社出版）一书的基础上补充修订而成。原书自2005年出版后一直作为民航机务类专业的教学用书，得到了广大师生和民航系统各方面的好评，并于2009年获得中国民用航空局教学成果三等奖。

中国民航大学“航空发动机构造”课程组多年来注重总结教学经验、改进教学方法、提高教学质量，教学效果稳步提高。“航空发动机构造”课程于2010年获得天津市精品课程称号，课程建设项目获得中国民用航空局2013年教学成果二等奖，课程教学团队荣获2013年天津市的教学团队称号。

课程组广泛听取了任课教师、学生 and 行业专家的意见和建议，在多年教学经验的基础上编写了本教材。本教材继承了原有教材的优点和精髓，并根据行业发展对教学内容进行了精简、补充和更新，尽可能反映民航发动机的最新技术和成果。

本书共分14章，从培养民航高级机务维修和管理人才的目标出发，结合民航典型机型，分别介绍了航空发动机的类型及特点、民航发动机的典型总体结构、发动机的主要部件、发动机的主要工作系统、辅助动力装置等。本书突出了以下几方面特色：

(1) 以中国民航典型发动机机型为主，以航空维修为特色，兼顾我国发展商用发动机的需要，及时引入航空发动机最新技术。

(2) 内容全面，逻辑性强。涵盖了航空发动机的类型及特点，民航发动机典型总体结构，各主要组成部件的功用、类型和构造，发动机主要工作系统的功用、组成和工作原理等。

(3) 本教材区别于机型课程，不拘泥于特定发动机机型，而是以民航发动机典型总体结构、典型部件结构和典型工作系统为重点展开介绍，使学生尽快掌握民航发动机的一般组成、结构及特点，为学习特定型号发动机奠定基础。

本书由中国民航大学李书明教授、赵洪利副教授主编与统稿，其中第1章、第2章、第8章由张银波编写；第3章、第4章、第11章由郭庆编写；第5章、第12章由程关兵编写；第6章、第7章、第14章由张莹编写；第9章、第10章、第13章由黄燕晓编写。本书在编写过程中参考了大量相关文献、专业手册及网络资料，课程组谨对相关文献的作者深表谢意。

中国民航大学副校长、民航发动机及适航专家白杰教授，中国国际航空公司工程技术分公司副总经理、民航发动机专家倪继良高级工程师，对本书进行了审阅，提出了宝贵的意见和建议，在此表示衷心的感谢。由于编者水平所限，书中不妥之处敬请广大读者批评指正。

《民航发机构造与系统》教材编写组

2014年6月

目 录

前言

第 1 章 绪论	1
1.1 民航发动机研制特点及结构设计重要性	1
1.2 民航发动机的基本类型	4
1.3 典型涡扇发动机介绍	9
1.4 干线飞机发动机发展特点	24
第 2 章 推进系统	32
2.1 概述	32
2.2 进气道	40
2.3 防冰系统	43
2.4 防火系统	50
第 3 章 发动机总体结构	60
3.1 发动机的组成及功用	60
3.2 发动机受力分析	63
3.3 转子支承方案	67
3.4 联轴器	76
3.5 转子支承结构	81
3.6 静子承力系统	95
第 4 章 压气机	101
4.1 轴流式压气机结构	102
4.2 轴流式压气机的转子结构	104
4.3 轴流式压气机的静子结构	119

4.4	轴流式压气机的防喘机构	127
4.5	防外物击伤措施	134
4.6	离心式压气机	136
第5章	燃烧室	139
5.1	概述	139
5.2	燃烧室的基本类型	140
5.3	环形燃烧室的构造	147
5.4	燃烧室的主要部件	157
第6章	涡轮	177
6.1	概述	177
6.2	涡轮转子结构	183
6.3	涡轮静子结构	200
6.4	涡轮的冷却	216
第7章	排气装置	227
7.1	不可调节的收敛形尾喷管结构	227
7.2	反推力装置	231
第8章	附件传动系统	235
8.1	附件传动装置	235
8.2	双速传动装置	249
8.3	恒速传动装置	253
第9章	燃油控制系统	262
9.1	概述	262
9.2	燃油系统概述	268
9.3	液压机械式发动机控制系统	272
9.4	发动机监控型电子控制器	278
9.5	全权限数字电子控制	283

第 10 章 滑油系统	291
10.1 概述	291
10.2 滑油系统的组成和类型	294
10.3 典型的发动机滑油系统	305
第 11 章 起动和点火系统	316
11.1 起动系统	317
11.2 点火系统	322
11.3 典型的起动和点火系统	327
第 12 章 操纵系统和指示系统	334
12.1 操纵系统	334
12.2 指示系统	337
第 13 章 螺旋桨和减速器	350
13.1 基本概念	350
13.2 螺旋桨桨矩调节	355
13.3 螺旋桨结构材料	360
13.4 典型螺旋桨系统	361
13.5 减速器	363
13.6 测扭机构	368
第 14 章 辅助动力装置	371
14.1 概述	371
14.2 主要工作系统	373
14.3 典型的辅助动力装置	375
附录 主要缩略语	378
参考文献	381

第1章 绪论

1.1 民航发动机研制特点及结构设计重要性

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，为直升机提供转动旋翼的功率。飞机或直升机在飞行中，一旦发动机损坏而停车，就会由于失去推进力而丧失速度与高度，如果处理不当就会出现极为严重的事故。因此发动机的正常工作与否，直接影响到飞行的安全，故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的影响，对飞行器的发展起到关键的作用。

1.1.1 研制特点

航空发动机是当代最精密的机械产品之一，其研究和发展工作具有以下特点：

（1）技术难度大。由于航空燃气涡轮发动机涉及气动、热工、结构与强度、控制、测试、计算机、制造技术和材料等多种学科，一台发动机内有十几个部件和系统及数以万计的零件，其温度、压力、应力、转速、振动、间隙和腐蚀等工作条件远比飞机其他分系统复杂和苛刻，而且对性能、重量、适用性、可靠性、耐久性和环境特性等又有极高的要求，因此发动机的研制过程是一个设计、制造、试验、修改设计的多次迭代过程。在有良好技术储备的基础上，研制一种新的发动机尚要做1万小时的整机试验和10万小时的部件和系统试验，需要庞大而精密的试验设备。例如，发动机模拟高空试车台的建设本身就是一项复杂的高科技工程。在美国的国家关键技术计划中，把航空发动机描绘成“一个技术上精深得使新手难以进入的领域，它需要国家充分保护并利用该领域的成果，长期的数据和经验积累，以及国家的大量投资”。

（2）周期长。经验表明，发动机从方案论证到定型投入使用的周期比飞机机体长3~5年。美国空军有关发动机研究和发展管理的条例建议先进发动机的研制周期为9~15年。实际上美国第四代战斗机发动机F119从1986年开始型号验证机研制，1991

年开始原型机的工程和制造研制，在 2004—2005 年投入使用，前后共达 18~19 年。而相关的先进技术预研工作在 20 世纪 70 年代初就已开始，70 年代中期进行部件制造和实验，80 年代初进行核心机和技术验证机的试验研究。因此，研究和发展的全周期长达 30 年。而且，飞机试飞时就需要一台比较可靠的发动机，因此发动机必须相对独立地领先于整个飞机系统的发展，才能与飞机其他各部分的进度协调。

(3) 费用高。这与技术难度大和周期长密切相关。研制一台新发动机究竟花多少钱？为了便于比较，给出下面两个例子。一是与航天工业的火箭发动机相比，早期研制一台推力为 11000daN、推重比为 5.5 的涡轮喷气发动机的费用与装在“阿波罗”登月飞船的第一级助推火箭发动机的研制费用相当，而后的推力是前者的 60 倍。二是与造船工业相比，据 20 世纪 60 年代的估计，上述这台涡轮喷气发动机的研制费用要超过研制并建造 58000t 级的“玛丽皇后”号豪华客轮的后续费用的 2 倍。随着技术的发展，航空发动机的研制费用增长特别快。在 20 世纪 80 年代研制一台 10000daN 的涡轮风扇发动机需 10 亿~15 亿美元，为更豪华的同吨位“玛丽公主”号的研制费用的 6~8 倍。到 20 世纪 90 年代，F119 的研制费用超过 20 亿美元，而当前联合攻击战斗机 F-35 的动力装置 F136 的计划研制费用竟高达 50 亿美元。从宏观上说，在航空业均衡发展的国家，发动机的研究和发展费用约占航空研究总费用的 1/4，占发动机销售额的 12%~15%，远高于机械制造业 3%~4% 的比例。

1.1.2 结构设计重要性

航空发动机结构设计是实现发动机性能的一个重要环节。在结构设计领域中，没有很多、很专的高深的理论，也没有复杂烦琐的公式推导，一般也不需要编制有大量语句的计算机程序，但是，它却是一项综合性很强，要紧密结合实际的工程工作。在结构设计中，一般要综合考虑气动、性能、传热、材料、工艺、强度、振动、装配、使用和维修等诸方面的问题，还要考虑实际制造与使用的具体条件，并结合国内外航空发动机的使用经验进行权衡，才能得到较好、较适用的设计。这就需要从从事结构设计的技术人员有广博的航空发动机各有关领域的专业知识；有较强的理论联系实际的能力，并对航空发动机的生产、试车和外场使用情况有较全面的了解；对国内外航空发动机出现的重大故障包括故障现象、机理和排除措施等也有所了解；而且要随时掌握和关心国内外其他航空发动机的研制和使用动态，及时吸收别人的经验和教训，从而搞好航空发动机结构设计工作。

从国内外航空发动机的研制、使用和排故等经验来看，好的结构设计可在提高航空发动机的性能、可靠性和耐久性方面起到显著的作用。

航空发动机的研制技术到目前已达到极高的水平，在气动、性能和传热学等方面虽仍有潜力有待发掘，不过也很难取得较大突破；但是在某些结构设计上做些改进，却能使部件和发动机的效率得到较大提高。

(1) 在高压压气机机匣上，对应工作叶片叶尖处开斜槽，用以减少漏气损失的措

施,既简单,效果又较好(能提高压气机效率约1%),自20世纪80年代初在GE公司CF6-80C2发动机上采用后,很快就在罗罗公司的RB211-524G/H发动机、普惠公司的PW4000发动机上采用。代替传统的篦齿封严装置的刷式封严装置于1989年在V2500发动机上投入使用,由于将非接触式封严方式改为接触式封严方式,封严效果明显提高;但由于当时未能解决在高温、高相对接触速度环境条件下的工作可靠性,所以并未得到推广。当发展了能工作于高温、高相对接触速度下的刷封后,将其用于B777客机(1995年6月投入使用)的PW4084发动机高压压气机出口与卸荷腔间,大大减少了漏气损失,使发动机推力一下子提高了2%左右,相应的耗油率降低了约2%。另外,在高压涡轮1级工作叶片榫根与1级导叶间的封严也改用了刷封,使发动机性能进一步提高。由于在PW4084发动机上取得这么大的效果,普惠公司立刻在1996年对用于B747、B767、MD-11和A300等客机上的PW4000系列发动机进行了同样的改装,以作为PW4000系列发动机提高性能计划中的主要措施之一。与此同时,GE公司也在其用于B777客机的GE90发动机低压涡轮中采用了三套刷式封严装置。目前,还在发展一种用于高压压气机后的气—气非接触式气膜封严装置,它也将获得较好的封严效果,能使发动机的推力提高2.0%~2.5%。

(2) 叶片榫根做成圆弧形,使其形状基本与叶身根部截面形状一致,使平台在周长上的宽度变窄,这样在较小的轮盘轮缘直径下就能装下所有叶片,风扇的外径可以减小。显然,这一结构设计的改进,不仅能减轻发动机的重量,而且也对风扇叶片抗外来物击伤的能力有所提高。因此,这一设计已用于V2500、Trent700和Trent800等发动机中。

(3) 采用无凸肩宽弦叶片,提高风扇的效率与喘振裕度。罗罗公司设计并加工了一种宽弦、夹层(两面板间夹以蜂窝芯板)的无凸肩叶片,用于1985年投入使用的RB211-535E4发动机中,这种结构不仅很好地解决了振动与抗外来物击伤的问题,扩大了喘振裕度,而且使风扇效率增加了约4%,发动机巡航耗油率降低了4.0%~4.6%。1990年,罗罗公司又对这种叶片做了进一步改进,发展了称为“超塑性成形/扩散连接”的钛合金夹芯叶片,其重量比原型降低了15%,已用于Trent700和Trent800上。另外GE和PW公司也发展了相关技术,GE90发动机风扇用复合材料制成,PW4084发动机风扇用钛合金壁板铣出槽道焊接成空心的。比较三种叶片的单位长度的重量,Trent800发动机叶片重量最小,为10.17kg/m,GE90和PW4084的叶片重量分别为11.917kg/m和19.17kg/m,这证明Trent800采用的风扇结构设计具有较好的效果。到了20世纪90年代,新研制的发动机无一例外地都采用了宽弦风扇叶片。

(4) 风扇与压气机中的整体叶盘是一种新发展的结构。它不仅能减少零件数与重量,其性能与可靠性也均有提高。自从发展了一套修理技术后,不仅在新研制的发动机中采用,例如F414(风扇2、3级,高压压气机1~3级)、F119(风扇与高压压气机各3级),对现役发动机进行改进时,也采用整体叶盘作为提高性能与耐久性的一种手段。例如,在F100-PW-229的延寿型F100-PW-229A中,将2、3级风扇改用整体叶盘;同样,在F110-GE-129的延寿型F110-GE-129R中,将3级风扇全部改为整体叶盘。

(5) 航空发动机转子止推支点处的滚珠轴承承受的负荷较滚棒轴承承受的负荷要大很多,因为它除了承受径向负荷外,还要承受较大的轴向负荷。一般均要采用一些措施来提高它的可靠性。即使这样,它仍然是发动机中的薄弱环节。例如,CFM56-3 发动机在 1986 年 1 月至 1992 年 12 月的七年中,高压压气机前滚珠轴承(3 号轴承)失效占空中停车事件的 25%。为了提高转子止推支点滚珠轴承的可靠性与耐久性,在有的发动机例如 CF6-80C2、CFM56-5 和 GE90 中,在止推支点处采用滚珠、滚棒二轴承并列的方案,并在结构设计中确保滚珠轴承仅承受轴向负荷,径向负荷则由滚棒轴承承受,大大提高了滚珠轴承的可靠性与耐久性。

(6) 在级压比高的风扇中,气流通道由前向后收敛较大,因此叶片叶身底部做有向后上方倾斜的平台,平台与榫根间形成一个三角形的转接段,平台较叶身、叶片榫根宽很多,不仅增加了加工难度,而且对榫根、转接段的强度有较大影响。在 GE90 等发动机中,在叶身上不做平台,这样由叶尖到叶根完全是由叶型截面累积而成的光整结构,不仅坯料简单,加工容易,而且叶根仅承受叶身的载荷,榫根的挤压、拉伸应力均可降低。气流内通道的平台则是单独做出的,即在每两个叶片间夹一片斜板,斜板的两侧分别铣出叶片叶盆、叶背的型面,靠型面嵌在两相邻的叶身中,组成了气流的内通道。显然,用这种组合式的结构代替原来叶身与平台作为一体的结构,会带来许多好处。

1.2 民航发动机的基本类型

民航发动机根据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。在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,属于这一类型的航空发动机有涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机。在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化为有效功率,以轴功率进行输出,推力靠专门的推进器产生。属于这类的发动机有活塞式、涡桨式、涡轴式、桨扇式。民航发动机根据其结构可划分为活塞发动机和燃气涡轮发动机,其中燃气涡轮发动机又分为涡喷、涡桨、涡扇、涡轴、桨扇类型,下面简单对这些发动机特点进行介绍。

1.2.1 航空活塞式发动机

活塞式发动机(见图 1.1)主要由气缸、活塞、连杆、曲轴、气门机构、螺旋桨、减速器、机匣等组成。在莱特兄弟首次驾驶飞机上天,在两次世界大战的推动下,活塞式发动机得到了快速的发展,并在 20 世纪 40 年代末达到了发展的顶峰,单台发动机功率从 12hp (9kW) 增加到 3800hp (2800kW),功重比从 0.15hp/kg 发展到 2.5hp/kg,巡航耗油率从 0.34 ~ 0.35kg/(hp·h) 降低到 0.19 ~ 0.20kg/(hp·h),寿命从数小

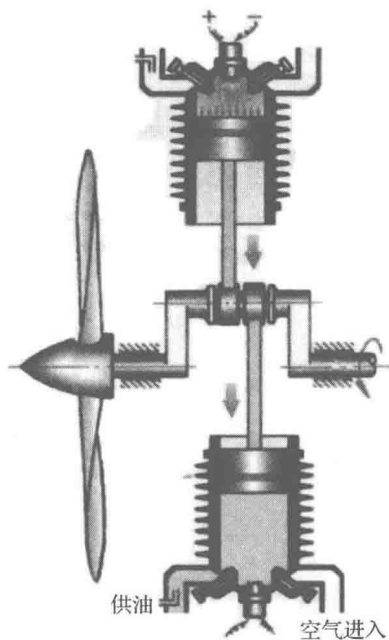


图 1.1 对置的双缸活塞式发动机

时发展到上千小时。年产量达 10 万台，装备了上百万架飞机。单从生产数量来看，没有一种航空发动机比得上活塞式发动机的生产数量。但由于活塞式发动机存在明显的缺点（例如“无法突破音速”、“功率与重量的矛盾”），逐步被喷气式发动机所取代。活塞式发动机逐步退出主要航空领域，但功率小于 370kW 的对缸活塞式发动机仍广泛应用于轻型低速飞机和直升机上，如行政机、农林机、勘探机、体育运动机、私人飞机和各种无人机。旋转活塞发动机在无人机上崭露头角，而且美国 NASA 还正在发展用航空煤油的新型二冲程柴油机供下一代小型通用飞机使用。

美国 NASA 已经实施了一项通用航空推进计划，为未来安全舒适、操作简便和价格低廉的通用轻型飞机提供动力技术。这种轻型飞机大致是 4~6 座，飞行速度在 365km/h

左右。一个方案是用涡轮风扇发动机，用它的飞机稍大，有 6 个座位，速度偏高；另一个方案是用狄塞尔循环活塞式发动机，用它的飞机有 4 个座位，速度偏低。对发动机的要求是：功率为 150kW，耗油率为 0.22kg/(kW·h)，满足未来的排放要求，制造和维修成本降低一半。在 2000 年，该计划已经进行了 500h 以上的发动机地面试验，功率达到 130kW，耗油率为 0.23kg/(kW·h)。

1.2.2 涡轮喷气发动机

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，简称为涡喷发动机，如图 1.2 所示。

涡喷发动机的进气量大，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得多，而且涡喷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为推进器。这些特点，使得涡喷发动机具有推力大、重量轻、能适应高速高空飞行的优

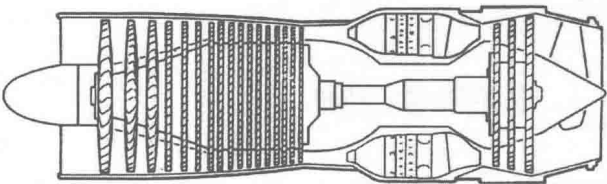


图 1.2 涡轮喷气发动机

点。正是由于涡轮喷气发动机的出现，才使飞机突破了“音障”，实现了超音速飞行。

但是，由于涡喷发动机的推力是从高速排出的高温燃气中获得的，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，涡喷发动机不可避免地具有耗油率较高的缺点。

涡喷发动机是 20 世纪五六十年代应用最为广泛的航空燃气涡轮发动机，今天仍然是航空飞行器的一种重要的发动机之一。

1.2.3 涡轮螺旋桨发动机

为了克服涡喷发动机耗油率高的缺点，在 20 世纪 50 年代初研制了耗油率较低的涡轮螺旋桨发动机，简称涡桨发动机，如图 1.3 所示。

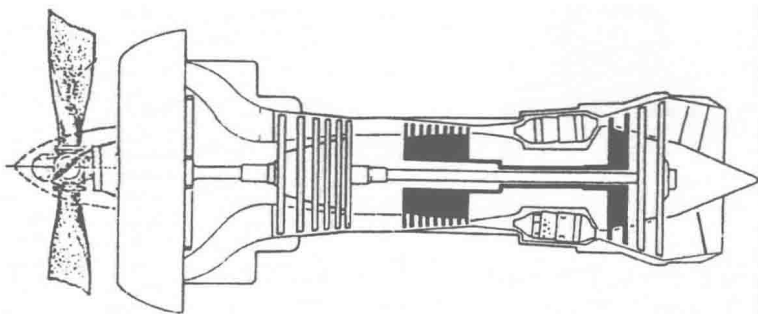


图 1.3 涡轮螺旋桨发动机

从涡轮螺旋桨发动机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 $1000 \sim 2000 \text{ r/min}$ 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。由于它的排气能量损失小，推进效率高，所以耗油率低。但是，由于有直径较大的螺旋桨，飞行速度受到限制，一般用于马赫数 $M = 0.5 \sim 0.7$ 的飞机上。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 年代研制的旅客机、运输机较多采用这种发动机，目前支线用的旅客机仍以涡桨发动机作为主要动力装置。

1.2.4 涡轮风扇发动机

涡轮风扇发动机简称为涡扇发动机，是由推进喷管排出燃气和风扇加速空气共同产生推力的涡轮发动机，如图 1.4 所示。这种发动机在涡喷发动机组成部分的基础上，增加了风扇和驱动风扇的动力涡轮（也叫低压涡轮）。带动压气机的涡轮，即核心机的涡轮在此称为高压涡轮。在涡扇发动机中，核心机排出燃气的可用能量，一部分在通过动

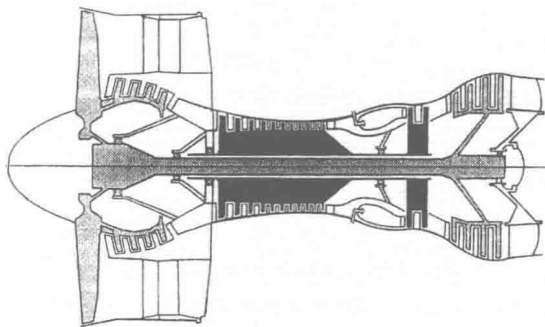


图 1.4 涡轮风扇发动机

力涡轮时转变成轴功率，用以驱动风扇转动，加速空气流动而产生间接反作用推力；余下的热能在推进喷管中用于加速排出燃气而产生推力。

风扇实际上是一级或几级叶片较长的压气机。涡扇发动机的工作过程简述如下：发动机工作时，空气经进气道进入风扇并压缩、加速后，分为两股气流向后流动。一股气流进入核心机（这股气流称为内涵气流，其气流通道叫内涵道），保证核心机的工作，由核心机喷出的燃气流再推动动力涡轮旋转，动力涡轮则通过传动轴带动风扇旋转；另一股气流则由核心机外围流过（这股气流称为外涵气流，其通道叫外涵道）。内、外涵气流在推进喷管中汇合后，由喷管口排出而产生推力，这种排气方式称为混合式排气。如果内、外涵气流分别排入大气，则称为分开排气。

近年来 PW 公司一直在研制一种新型的涡扇发动机，称为齿轮传动风扇发动机（GTF），简称齿扇发动机，如图 1.5 所示。它是一种解决压气机和风扇转速上矛盾的新概念涡轮风扇发动机。相比现役的涡扇发动机，它最主要的区别就是在低压压气机前加了个传动齿轮，使得同轴的风扇和低压涡轮、低压压气机可以以不同的速率转动，解决了双转子涡扇发动机中压气机和风扇转速上的矛盾。好处：一是优化转速，提高了效率；二是增加涵道比，提高了效率；三是减少低压压气机级数，减少维修成本，而最重要的则是减少燃油消耗，高达 20%，这在油价高涨的今天无疑是最具有吸引力的。目前的典型代表主要是 PW 公司的“PW1000G”发动机。

近年来 PW 公司一直在研制一种新型的涡扇发动机，称为齿轮传动风扇发动机（GTF），简称齿扇发动机，如图 1.5 所示。它是一种解决压气机和风扇转速上矛盾的新概念涡轮风扇发动机。相比现役的涡扇发动机，它最主要的区别就是在低压压气机前加了个传动齿轮，使得同轴的风扇和低压涡轮、低压压气机可以以不同的速率转动，解决了双转子涡扇发动机中压气机和风扇转速上的矛盾。好处：一是优化转速，提高了效率；二是增加涵道比，提高了效率；三是减少低压压气机级数，减少维修成本，而最重要的则是减少燃油消耗，高达 20%，这在油价高涨的今天无疑是最具有吸引力的。目前的典型代表主要是 PW 公司的“PW1000G”发动机。

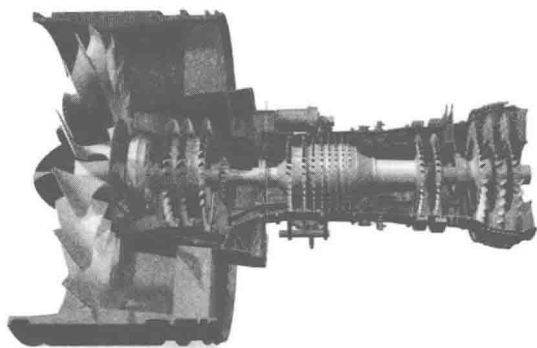


图 1.5 PW1000G 齿轮传动风扇发动机

2007 年，PW 公司开始对 GTF 发动机的验证发动机进行地面试验，这是该公司十多年来在商用发动机上的最大赌注；2008 年开始对验证发动机进行飞行试验。PW 公司将 GTF 发动机称为“清洁动力 PW1000G 系列发动机”，涵盖的推力级别为 63 ~ 104kN；在尺寸上适用要求推力为 62 ~ 134kN 的新飞机，包括从低端的三菱支线喷气飞机（MRJ）到最高端的空客和波音公司的下一代单通道飞机。庞巴迪的 C 系列飞机和三菱的支线喷气飞机已经选择了 GTF 发动机作为其动力装置。PW 公司还将 GTF 发动机作为空客和波音下一代单通道客机驱动发动机来竞争。

在过去的 20 年中, PW 公司在 GTF 发动机的研究和发展上已花费了 10 亿美元, 目前每年的运营开销为 1 亿美元。在庞巴迪 C 系列飞机和三菱支线喷气飞机于 2008 年按计划起动之后, PW 公司在 GTF 发动机研制上的经费投入必然迅速增长。

PW 公司 GTF 发动机将作为庞巴迪 C 系列飞机和三菱支线喷气 (MRJ) 飞机的唯一动力装置投入使用。预期到 2015 年, 最早的新型单通道客机将投放市场, 其所选的动力机应是先进的涡轮风扇发动机或齿轮传动涡轮风扇发动机。

涡扇发动机的主要性能指标有涵道比 (外涵气流流量与内涵气流流量之比)、耗油率、推力、推重比等。高涵道比 (5 ~ 8) 发动机的喷气速度小、噪声低、耗油率小 ($0.03 \sim 0.04 \text{ kg/N} \cdot \text{h}$), 而且推力可达到 $200 \sim 250 \text{ kN}$ ($20000 \sim 25000 \text{ kg}$), 现代大多数高亚音速客机、货机都使用这种发动机。但高涵道比发动机的迎风面积大、喷气速度小, 不宜用于超音速飞机。

1.2.5 涡轮轴发动机

涡轮轴发动机简称为涡轴发动机, 如图 1.6 所示。涡轴发动机主要用于直升机, 于 1951 年 12 月开始装在直升机上, 进行第一次飞行。那时它属于涡桨发动机, 并没有自成体系。以后随着直升机在军事和国民经济上使用得越来越普遍, 涡轴发动机才获得独立的地位。

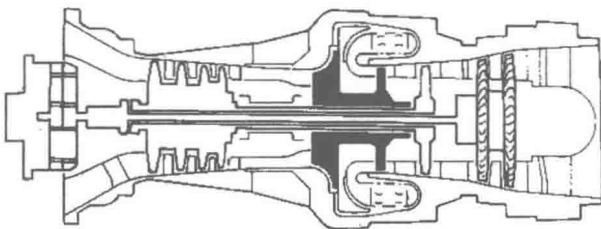


图 1.6 涡轮轴发动机

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 $6000 \sim 8000 \text{ r/min}$ 。国产的直-9 直升机即采用了带减速器的 WZ9 涡轴发动机。

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。

1.2.6 螺旋桨风扇发动机

螺旋桨风扇发动机简称桨扇发动机, 如图 1.7 所示, 是 20 世纪 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涡扇发动机, 如安 70 曾选装过此类发动机。

在工作和构造上, 涡轴发动机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, 有的涡轴发动机由