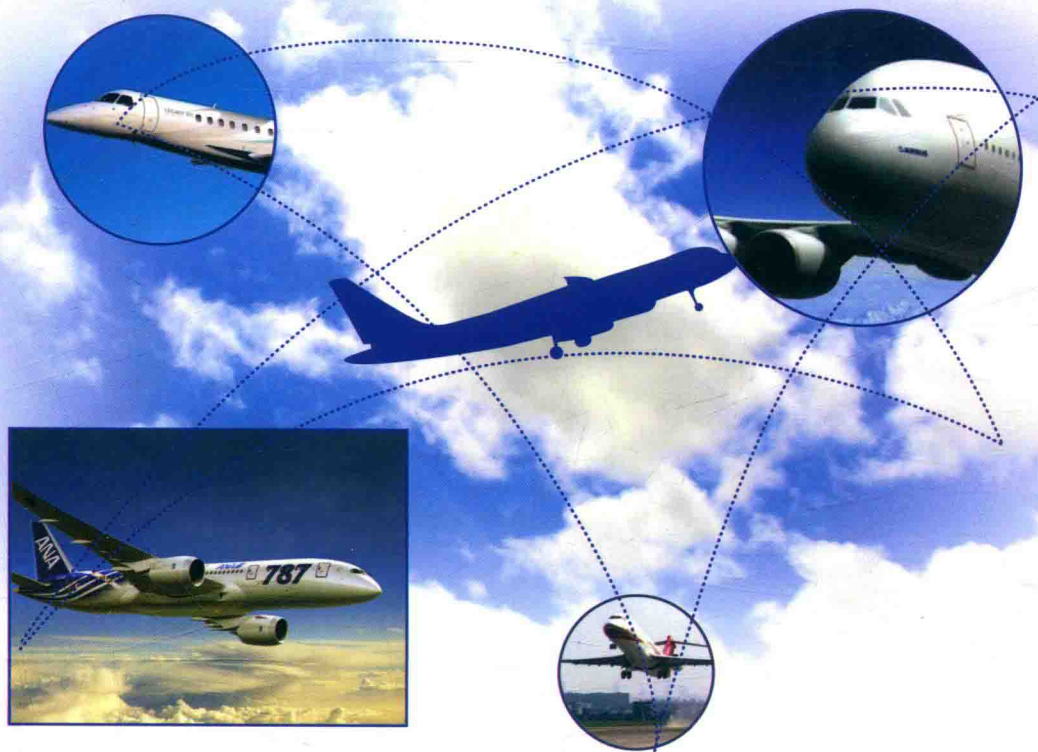


■ 普通高等院校航空专业“十二五”规划教材

航空发动机附件系统

Aero Engine Accessory System

陆文华 陈振坤 等编著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

普通高等院校航空专业“十二五”规划教材

航空发动机附件系统

陆文华 陈振坤 等编著

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

本书重点介绍航空发动机中使用的液压部件的工作原理和工作方式,并以 CF6 发动机为基础,简要介绍发动机各个功能部件的工作原理和工作方式。本书主要内容包括航空发动机结构介绍、液压部件的工作原理、发动机燃油部件、发动机滑油部件、发动机空气部件以及发动机反推部件等各个系统的工作原理以及部附件的工作方式。本书以 ATA 章节号作为区分依据,结构清晰,有利于读者对于航空发动机的整体理解和分析。

本书以实际航空发动机为基础,以实际发动机的工作方式作为分析的依据,便于读者在较短时间内理解发动机的实际工作方式。本书力求简要完整地表述发动机各个分(子)系统的工作方式,突出重点,通俗易懂,简明实用。

本书可作为航空院校航空器维修、发动机维修、飞行技术、航空机电、航空发动机等专业涉及发动机系统以及部附件课程的教材或参考资料,也可供航空企业工程技术人员参考使用。

图书在版编目(CIP)数据

航空发动机附件系统 / 陆文华等编著. —北京:

国防工业出版社, 2017. 6

ISBN 978-7-118-11214-6

I. ①航… II. ①陆… III. ①航空发动机附件—系统
IV. ①V233

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 121909 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 100048)

涿中印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 13½ 字数 332 千字

2017 年 6 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2000 册 定价 38.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店: (010)88540777

发行邮购: (010)88540776

发行传真: (010)88540755

发行业务: (010)88540717

前 言

大部分关于发动机系统的各类教程主要针对的是发动机的结构性能,即从内涵道出发,介绍压气机的性能、燃烧室的工作状况以及涡轮的效率等,对于飞机维修或者发动机维修讲解较少。同时,目前发动机中液压驱动元件较多,但发动机结构类书籍对比介绍较少。在此情况下,本书尝试对经典液压部件的工作原理和工作方式进行简要介绍,同时结合各类发动机中特殊性能的液压部件进行分析。

本书重点介绍液压系统的工作原理,包括液压动力部件以及液压控制部件等。从液压部件的工作原理出发,本书着重介绍发动机各个分子系统的工作原理,其中包括单个部附件的工作原理以及整个分子系统的工作原理。全书分为 11 章,包括概述、发动机结构、发动机典型附件的组成和工作原理、发动机燃油系统、发动机控制系统、发动机滑油系统、发动机启动与点火系统、发动机冷却系统、发动机排气以及反推系统、发动机指示、发动机维修工程简述等内容。

编者根据多年的讲授本课程的经验,结合实际维修以及操作原理,力求突出航空发动机的维护重点,精简篇幅,尽量减少复杂的理论推导与原理分析。加强理论与实际相结合,以 CF6 发动机为基础,以发动机的实际工作方式作为讨论重点,简要分析发动机的各个分(子)系统的实际工作方式以及各个主要功能部件的工作原理和实际功能。最后,本书从维修工程角度出发,简要分析发动机的各类维修方式和维修方法的特点和使用范围。本书的特点在于:结合实际的航空发动机,以发动机的实际工作原理为研究重点,分析了发动机各个分(子)系统的工作方式,有利于读者从实际运行上理解发动机的工作状态和工作方式。

本书由陆文华、陈振坤、贾慈力、杨慧、胡盛斌、李伟等编写完成,其中第 6 章~第 9 章由陆文华编写,第 1 章、第 4 章、第 5 章及第 11 章由陈振坤编写,第 3 章由贾慈力编写,第 10 章由杨慧编写,第 2 章由李伟和胡盛斌编写。在编写过程中,参阅了大量的相关文献,在此,向这些参考文献的作者深表感谢。

由于编者的水平有限,书中难免有不足与错误之处,恳请广大读者和专家批评指正。

编者

2016 年 10 月

目 录

第1章 概述	1
1.1 简介	1
1.2 分类	2
1.3 典型涡扇发动机介绍	5
1.3.1 CFM56 发动机	6
1.3.2 CF6 涡扇发动机	7
1.3.3 V2500 涡扇发动机	8
1.3.4 GE90 涡扇发动机	9
1.4 航空发动机概貌	10
1.4.1 航空发动机的外貌	10
1.4.2 发动机的站位	11
1.4.3 内窥镜检查口编号以及检查内容	12
1.5 发动机的危险区域	13
1.5.1 发动机的危险区域指示	13
1.5.2 发动机噪声区	16
思考题	17
第2章 发动机结构	18
2.1 发动机核心部件简介	18
2.1.1 进气道	19
2.1.2 压气机	19
2.1.3 燃烧室	24
2.1.4 涡轮	26
2.1.5 尾喷	30
2.2 外涵道风扇及整流罩简介	31
2.2.1 外涵道风扇	32
2.2.2 整流罩	34
思考题	41
第3章 发动机典型附件的组成和工作原理	42
3.1 泵	42
3.1.1 柱塞泵	42
3.1.2 齿轮泵	48
3.1.3 离心泵	51
3.2 阀(活门)	52

3.2.1 流体动力型活门	53
3.2.2 机械动力型活门	53
3.2.3 电磁动力型活门	53

思考题	54
-----------	----

第4章 发动机燃油系统	56
--------------------------	-----------

4.1 发动机燃油系统概述	56
4.1.1 燃油分配系统	56
4.1.2 燃油主控制系统	58
4.1.3 燃油指示系统	58
4.2 发动机燃油系统的构成和主要部附件	58
4.3 发动机燃油系统的工作原理	66
4.3.1 发动机燃油分配系统工作原理	66
4.3.2 发动机控制系统工作原理	67
4.3.3 航空发动机燃油指示系统工作原理	68

思考题	72
-----------	----

第5章 发动机控制系统	73
--------------------------	-----------

5.1 发动机控制系统简介	73
5.1.1 发动机控制系统的功能	73
5.1.2 发动机控制系统的发展	74
5.1.3 发动机控制系统的分类	76
5.2 发动机控制系统的控制原则	79
5.2.1 涡轮发动机部件的共同工作和控制规律	79
5.2.2 航空发动机过渡控制规律	80
5.2.3 发动机控制系统的控制过程分析——供油特性曲线(平衡曲线)	81
5.2.4 发动机控制系统的典型部件	84
5.3 发动机控制系统工作原理	88
5.3.1 机械式控制系统传感器的工作原理	88
5.3.2 机械式控制系统的工作原理	90
5.3.3 电子式控制系统的工作原理	96
5.3.4 发动机控制操纵系统	99

思考题	103
-----------	-----

第6章 滑油系统	104
-----------------------	------------

6.1 滑油系统概述	104
6.1.1 滑油功用与性质	104
6.1.2 典型的滑油系统分类	105
6.2 发动机滑油系统的构成和主要部附件	107
6.2.1 滑油箱	108
6.2.2 滑油泵	109
6.2.3 燃油/滑油热交换器	110
6.2.4 滑油滤	111

6.2.5 其他各类部附件	113
6.3 滑油系统工作原理	114
6.3.1 滑油供油系统	115
6.3.2 滑油回油及封严增压子系统	116
6.3.3 滑油指示系统	117
思考题	121
第7章 起动与点火系统	123
7.1 航空发动机起动系统概述	123
7.2 航空发动机起动机介绍	124
7.3 典型发动机起动系统介绍	128
7.4 点火系统概述与典型部件介绍	130
7.5 典型点火系统简介	132
思考题	136
第8章 发动机空气系统及冷却系统	137
8.1 发动机空气系统概述	137
8.2 发动机引气系统	139
8.3 发动机引气系统典型部件	141
8.3.1 高压活门	141
8.3.2 引气活门	143
8.3.3 超压活门	146
8.3.4 温度控制子系统	146
8.3.5 风扇空气活门	147
8.4 发动机冷却系统	149
8.5 涡轮机匣冷却	150
8.6 压气机控制系统	152
思考题	154
第9章 发动机排气以及反推系统	155
9.1 发动机排气系统	155
9.2 反推的功能	156
9.3 典型反推系统的组成	158
9.4 典型反推系统的组成部件与工作原理	159
9.5 典型反推系统的结构部件与工作流程	162
9.5.1 反推系统打开流程	168
9.5.2 反推装置收藏流程	170
思考题	170
第10章 发动机指示系统	171
10.1 发动机指示系统概述	171
10.2 发动机指示系统典型部件	174
10.2.1 转速指示系统	174
10.2.2 温度指示系统	179

10.2.3 其他指示系统	182
10.3 显示组件	185
思考题	187
第 11 章 发动机维修工程简述	188
11.1 发动机的维修检查	188
11.1.1 发动机例行检查	189
11.1.2 发动机非例行检查	191
11.2 发动机维修工程	196
11.2.1 发动机维修术语解释	196
11.2.2 发动机维修工程思想	197
11.2.3 发动机性能监控	199
思考题	205
参考文献	206

第 1 章 概 述

民用航空发动机是整架民用航空器的“心脏”,它为民用航空器提供飞行时所需要的动力,以及航空器内部所需要的各类电力能源及气源,同时保证民用航空器的正常飞行安全和人身安全。人类航空事业的发展史表明,民用航空发动机技术的发展推动了民用航空事业的前进,而民用航空事业的进步又对民航发动机技术提出各种新的要求,进一步促进民航发动机工程以及技术的发展。所以,民航发动机技术对于民航事业的发展以及进步具有非常重要的作用。作为民航从业人员,必须对航空发动机的整体外貌、发动机性能参数以及结构形式有所了解。

本章通过民航发动机的整体外貌、分类、性能参数以及各类站位的介绍与比较,综述了民航发动机及其各类附件的整体作用、结构形式,为民航机务人员和工程人员提供了民航发动机的整体概述。

通过本章学习,要求理解并熟悉发动机的属性、安装位置、发动机外貌、分类、性能参数、各组成部分的基本构造和站位的具体含义。

1.1 简 介

运用空气动力学,人们解决了飞机机翼与空气的相对运动给飞机提供升力,使飞机飞向天空的问题,但如何使机翼与空气产生相对运动,如何使飞机飞得更快、更高、更远,则是航空发动机所面临的任务。

1903 年,美国人莱特兄弟制造出一架装有螺旋桨的双翼机,这架飞机采用他们自制的功率约为 9kW(12 马力^①)的活塞式发动机。今天看来,这台发动机的性能并不先进,但它却是世界上第一种飞上天的航空发动机。

活塞式发动机具有耗油低、成本低、工作可靠等特点,在喷气式发动机发明之前的近半个世纪,活塞式发动机是唯一可用的航空飞行器的动力源。在莱特兄弟首次飞行后的 40 多年中,活塞发动机的功率从 9kW(12 马力)增加到 2237kW(3045 马力),增加了 250 多倍,使飞机飞行速度超过 700km/h,飞行高度超过 1 万 m。作为第一台飞上蓝天的航空发动机,活塞发动机对航空技术的发展作出了巨大的历史性贡献。

活塞式发动机在固定翼飞机和直升机上作为动力源带动飞机螺旋桨或直升机旋翼,后来逐渐为大功率、高速性能好的燃气涡轮发动机取代。燃气涡轮发动机一出现,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活塞式发动机的位置。涡轮喷气发动机在 20 世纪 60 年代曾广泛用于军、民用飞机,特别是超声速飞机上。基于经济性方面的因素,目前涡轮喷气发动机大多已被涡轮风扇发动机取代。其中,小涵道比涡扇发动机一般用于战斗机或超声速旅客机上;中、大涵道比涡扇发动机则广泛用于各种类型的亚声速民用飞

① 1 马力=0.735kW。

机上;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上。燃气涡轮发动机的应用有越来越广的趋势。

喷气式发动机可以产生很大的推力,自身重量较轻,大大提高了飞机的飞行速度。世界上第一架以喷气发动机为动力的德国亨克尔 He178 飞机在 1939 年首次试飞就达到了 700km/h 的飞行速度,接近活塞式发动机飞机的最大极限速度,宣告了一个新的航空时代的到来。喷气发动机刚出现时,推力只有 200~300kg,推重比小于 1.0,耗油率大于 0.1kg/(N·h),使用寿命只有数小时。自第一台涡轮喷气式发动机问世后,喷气式发动机得到了迅猛发展。经过半个多世纪的发展,喷气发动机的推力已经由最初的 200~300kg^① 增加到 54620kgf 增加了 200 多倍;耗油率由大于 0.1kg/(N·h) 降到 0.035kg/(N·h),约为原来的 1/3;发动机推重比由小于 1.0 增大到 10,增加了 10 余倍;发动机寿命由最初几小时增加到 2~3 万 h,增加了近万倍,其间喷气式发动机发展出涡喷、涡扇、涡轴、涡桨、桨扇等不同用途和性能的发动机。正是由于航空动力技术的发展,飞机飞行速度突破了声障,实现了超声速飞行,并实现了宽体民用客机的不着陆越洋飞行,推动了整个航空技术的进步。

毫不夸张地讲,发动机在飞机的发展过程中起着关键性的作用,发动机既是飞机的“心脏”,又是推动飞机快速发展的源动力。没有好的发动机,就不可能有先进的飞机。人类在航空领域中每一次重大的革命性进展,无不与航空发动机技术的突破和进步密切相关。而发动机发展过程中的每一次突破,又都是采用了当时的科学研究、工业生产与航空发动机有关领域中所取得的最新成果获得的。航空发动机的研制水平,充分体现了一个国家工业基础、经济实力和科技水平等综合国力。

1.2 分 类

1. 按组成和工作原理分类

航空发动机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;一类是间接反作用推进系统。其分类图 1-1 所示。

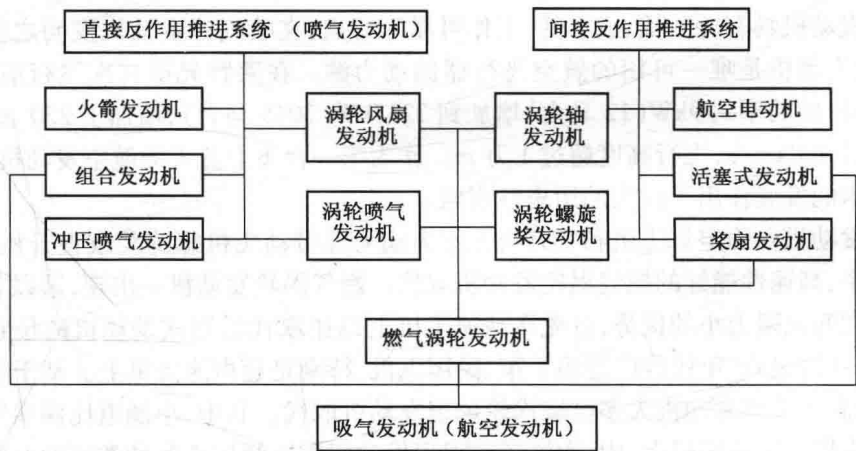


图 1-1 航空发动机分类框图

① 1kgf=9.8N。

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。这类发动机系统本身即构成飞行器的推进系统。火箭发动机是直接反作用推进系统,它自带推进剂(包括燃料和氧化剂),不依赖外界空气。这类发动机系统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,发动机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。这类系统发动机与推进器组合成飞行器的推进系统。

2. 按推力产生原因分类

航空发动机按推力产生原因可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)。在这类发动机中,由驱动压气机的燃气涡轮出来的燃气在尾喷管中膨胀以高速喷出直接产生推力的发动机,称为涡轮喷气发动机;由驱动压气机的燃气涡轮出来的燃气,先在低压涡轮中膨胀,驱动一个装在压气机前面、比压气机直径大的风扇(实际上就是一套叶片比压气机叶片长的压气机),最后再在尾喷管中膨胀并以一定的速度喷出,这种发动机称为涡轮风扇发动机。在涡轮风扇发动机中,风扇出来的空气,一部分流进入压气机,经过燃烧室、涡轮由尾喷管喷出,这股气流称为内涵气流,其流通部分称内涵道;另一部分由围绕内涵道的外部环形通道(称外涵道)流过,称外涵气流。涡轮风扇发动机有内外两个涵道,有时称内外涵发动机。内外涵气流可分别排出,也可以在排气系统内混合排出。流过外涵道与流过内涵道的空气流量之比称为涵道比,涵道比低于2~3的发动机称为小涵道涡轮风扇发动机,涵道比大于4~5的称高涵道比涡轮风扇发动机。涡轮风扇发动机推力由内、外涵道部分的气流产生,小涵道比涡轮风扇发动机外涵道产生的推力占总推力的比例低,而高涵道比涡轮风扇发动机推力主要由外涵道产生,例如,涵道比为5.0的涡轮风扇发动机,其外涵道产生的推力占总推力的80%左右。

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启动及低速性能不好,一般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、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,只在早期超声速试验飞机上用过,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。

另有一种介于涡轮风扇发动机与涡轮螺旋桨发动机之间的发动机,称为桨扇发动机。它有两个转向相反,带一定后掠的叶片,该叶片与涡轮螺旋桨发动机的桨叶相比,直径小、叶片数多而薄;与涡轮风扇发动机的风扇叶片相比,叶片数少而宽、厚。这种发动机省油、经济性好,装桨扇发动机的飞机比装涡轮螺旋桨发动机的飞机飞得快。在20世纪七八十年代,许多国家都开展了这种发动机的开发、研制工作。由于当时世界燃油价格逐渐降低,同时该发动机的噪声较难解决,安全性比高涵道比涡轮风扇发动机差,后来纷纷下马,暂时停止了研制工作。但是,乌克兰和俄罗斯却一直合作进行这种发动机的研制与开发,并研制成功,用于安东诺夫设计局的新型军用运输机安-70,效果良好。

3. 按推力大小分类

由于运输机发动机的推力量级要求很宽,航空发动机根据推力大小按 10000daN^① 以下、10000~20000daN 和 20000daN 以上共分为 3 类。

1) 10000daN 以下的发动机

目前,宝马/罗尔斯·罗伊斯公司、CFM 国际公司和普·惠公司研制的 6000~10000daN 推力的 BR715、CFM56-9 和 PW6000 等大涵道比涡扇发动机,主要用于新一代 100~130 座级干线客机的动力装置。其主要参数如表 1-1 所列。

表 1-1 推力 10000daN 以下发动机主要参数

主要参数	BR715	PW6000	CFM56-9
起飞推力/daN	8230~9560	6670~10680	8010~10230
巡航耗油率/(kg/(daN·h))	0.643	0.643	0.653
涵道比	4.6	4.9	5.0
总增压比	33.4	28.7	23.1
涡轮前温度/K	1652	1560	1524
空气流量/(kg/s)	280	284	287
质量/kg	1901	2245	1930

2) 10000~20000daN 的发动机

20 世纪 70 年代初期和中期,CFM 国际公司和国际航空发动机公司为满足新一代 130~150 座级客机的需要,开始研制 CFM56 和 V2500 涡扇发动机,起始推力为 11130daN,并先后于 1979 年和 1988 年取得适航证。其后,通过不断改进改型,提高性能,扩大用途,推力提高到 15000daN 左右,可用于 150~250 座级的客机。此外,罗尔斯·罗伊斯公司和普·惠公司分别研制了 RB211-535 和 PW2000 系列发动机,于 1983 年和 1984 年投入使用。它们的推力为 16000~19000daN,主要用于波音 757 客机。表 1-2 所列以 CFM56 和 V2500 为代表性型别的主要参数。

表 1-2 推力为 10000~20000daN 的发动机主要参数

主要参数	CFM56-3B-2	CFM56-5C2	V2500A5	V2500A5
起飞推力/daN	9798	13895	11130	12470
巡航耗油率/(kg/(daN·h))	0.666	0.607	0.585	0.585
总增压比	23.9	37.4	27.7	30.4
涡轮前温度/K	1591	1635	1700	1700
涵道比	4.90	6.6	4.8	4.7

最近,普·惠公司开始研制 PW8000 齿轮传动的涡扇发动机,推力为 11000~16000daN,涵道比达到 11,耗油率为原来的 81%,使用费用和维修费用可分别为原来的 90%和 70%,它将为 120~180 座级飞机提供动力。

3) 20000daN 以上的发动机

20 世纪 70 年代初,第一代大涵道比涡扇发动机 JT9D、CF6 和 RB211 投入使用,开创了大

^① 1daN=10N。

型宽体喷气客机的新时代,其耗油率为第一代民用涡扇发动机的 80%左右。其间,美国国家航空航天局(NASA)实施了发动机部件改进(ECI)和节能发动机计划(目标分别是耗油率为原来的 95%和 88%)。在 80 年代初这些计划完成时,其成果用于发动机的改进改型和新型号研制,如普·惠公司研制的 PW4000 取代了 JT9D。

90 年代初,为满足双发远程宽体客机波音 777 的需要,普·惠公司、罗尔斯·罗伊斯公司和通用电气公司开始研制推力超过 32000daN 的 PW4084、遑达 884 和 GE90。前两种为改型,GE90 为全新设计,此 3 种发动机于 1995 年先后装在波音 777 上投入使用。表 1-3 所列它们的主要参数,代表着目前正在使用的大涵道比蜗扇发动机的最高水平。

表 1-3 推力大于 20000daN 的发动机主要参数

主要参数	GE90-B4	PW4084	遑达 884
起飞推力/daN	38920	37310	38480
巡航耗动率/(kg/(daN · h))			0. 567
总增压比	39. 3	34. 2	39. 88
涡轮前温度/K	1703	1674	
涵道比	8. 4	6. 4	5. 96

此类大涵道比发动机的主要技术特点:较高循环参数,即涵道比、总增压比和涡轮前温度都很高;重量轻的宽弦无凸肩风扇叶片设计,其中 GE90 采用全复合材料;高效的全三维时轮机气动设计技术;低污染的双环腔燃烧室;带主动间隙控制的高、中、低压涡轮;长寿命零件,如遑达发动机的冷端零件寿命达 40000~70000h。

1.3 典型涡扇发动机介绍

根据发动机原理中所描述的,由涡轮流出来的、仍有一定能量的燃气(燃气的温度仍然较高和有一定的压强),在尾喷管中继续膨胀,将热能与势能转变成为动能,以较高的速度(550~600m/s)由尾喷管喷出产生反作用推力,这就是涡轮喷气发动机。如果在该涡轮后面再加装一套涡轮(一级或多级),让燃气在新加装的涡轮中继续膨胀,驱动此涡轮高速旋转并发出一定功率,将此涡轮的前轴从原来的涡轮,压气机转子轴中穿过,带动一个直径比压气机大的风扇,就变成了涡轮风扇发动机。

在涡轮风扇发动机中,由高压涡轮出来的燃气先在低压涡轮中膨胀做功,然后再到尾喷中膨胀加速。由于在低压涡轮中已将高压涡轮出来的燃气能量用掉了,因此,由低压涡轮出来的燃气,温度与压强大幅下降。所以,由尾喷管排出的燃气温度(300~400℃)、速度(350~450m/s)均低于涡轮喷气发动机由尾喷管排出的燃气温度与速度,因此涡轮风扇发动机尾喷管的排气能量损失小很多。当然,由于排气速度低,由内涵道中流过的气体所产生的推力就比涡轮喷气发动机要低些。但是,流过外涵道的空气,在风扇的作用下受到压缩,压强提高,在尾喷管中膨胀加速,以一定的速度流出喷口,因此外涵道的空气会产生一定的推力。内、外涵两股气流产生的推力之和,即为涡轮风扇发动机的推力,其能量损失下降,经济性优于涡轮喷气发动机,耗油率一般约为涡喷发动机的 2/3,说明涡轮风扇发动机的推进效率高,经济性好。表 1-4 简要列出了各类涡扇发动机的性能参数。

表 1-4 部分涡扇发动机性能与结构参数

发动机型号		CFM56-5(C2)	CF6-80C2(A5)	V2500(A5)	GE90
起飞推力/daN		15140	26750	11130	34250
起飞耗油率/(kg·(daN/h))			0.329	0.329	
巡航推力/daN		3225	5040		
巡航耗油率/(kg·(daN/h))		0.556		0.543	0.518
空气质量流量/(kg/s)		511.6	808.9	384.9	1420
涵道比		6.6	5.05	4.8	8.4
总增压比		37.4	31.5	27.7	39.3
涡轮前燃气温度/℃		1362	1315	1427	1430
推重比		5.5	6.7	5.84	
风扇直径/mm		1836	2360	1613	3124
低压压气机		1FAN+4 级	1FAN+4 级	1FAN+4 级	1FAN+3 级
高压压气机		9 级	14 级	10 级	10 级
燃烧室类型		环型	环型	短环型	环型
高压涡轮		1 级	2 级	2 级	2 级
低压涡轮		4 级	5 级	5 级	6 级
支撑形式	低 压	0-①+[1]-[1]	0-①+[1]-[1]	0-①+[1]-[1]	0-①+[1]-[1]
	高 压	①-0-([1])	[1]-①[1],[1]-0	①-[1]-0	①-0-[1]
调节规律		$n_2 = \text{常数}$			
控制器类型		FADEC	FADEC	FADEC	FADEC
发动机质量/kg		2561	4259	2333	
发动机外径/mm			2370		4013
发动机长度/mm			4090	3200	5080
厂家/年代		CFML/1991	GE/1993	LAE/1989	GE/1994

1.3.1 CFM56 发动机

CFM56 发动机是双转子大涵道比涡轮风扇发动机,是 CFM 公司为满足 20 世纪 80 年代飞机大推力、低油耗、低噪声、低污染要求而设计研制的。图 1-2 所示为 CFM56 发动机外形典型构造。

该发动机以美国 F101 军用涡扇发动机的核心机为基础,匹配以不同的低压转子,衍生出一系列不同推力级别的发动机,满足各种类型飞机的不同需要。目前该发动机已有 CFM56-2 (军方编号 F108)、CFM56-3、CFM56-5、CFM56-7 等多种型号,广泛应用于各种军用/民用飞机上,已累计生产逾万台,目前仍在继续生产和发展。其中,CFM56-2 发动机是波音 KC-135R 加油机和波音 E-6A 和 E-8A 侦察机的动力装置。

CFM56-3 发动机是专为波音 737 系列飞机设计的,主要用于 B737-300、B737-400、B737-500 等飞机上。CFM56-3 发动机的低压转子由 1 级风扇及 3 级低压压气机和 4 级低压涡轮组成,高压转子由 9 级高压压气机和 1 级高压涡轮组成。高、低压转子最大允许的转速分别为 15183 r/min 和 5490r/min,喷管为收敛形固定喷口。该发动机采用了一系列先进技术,包括可

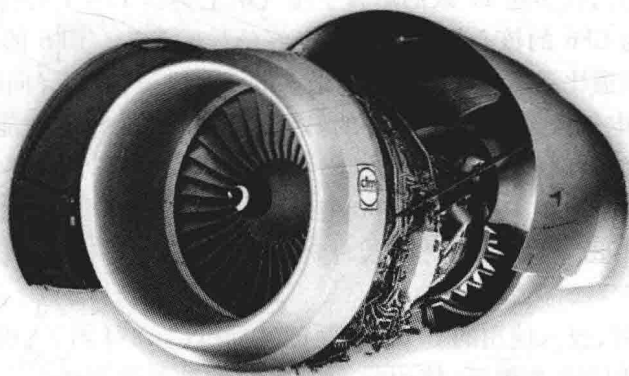


图 1-2 CFM56 发动机外形构造

调静子叶、全环形燃烧室、高压涡轮和高压压气机主动间隙控制等。3 级低压压气机转子为整体钛合金锻制而成；高压压气机的转子级间连接采用了焊接技术，进口导流叶片和前 3 级静子叶片可调，6~9 级机匣为双层结构，内层为低膨胀合金材料制成，通过引入较冷的 5 级后压缩空气实现叶尖间隙控制；燃烧室为短环形；高压压气机由高压压气机第 5 级和第 9 级引出的空气对高压涡轮进行主动间隙控制；发动机采用空气涡轮启动机起动，启动机在传动齿轮机匣上。

发动机主要性能参数，以 CFM56-3-B1 发动机为例：起飞最大推力为 8900daN，巡航耗油率为 $0.678\text{kg}/(\text{daN} \cdot \text{h})$ ，涡轮前燃气温度为 1373°C ，总增压比为 22.6，涵道比为 5.0，空气质量流量为 297.4kg/s ，推重比为 5.0。

1.3.2 CF6 涡扇发动机

CF6-80C2/E1 是美国通用电气公司于 20 世纪 80 年代中期以后发展的高涵道比涡扇发动机，以满足 2000 年前后大型宽机身旅客机进一步降低耗油率和提高可靠性的要求。图 1-3 所示为 CF6 发动机外形典型构造。

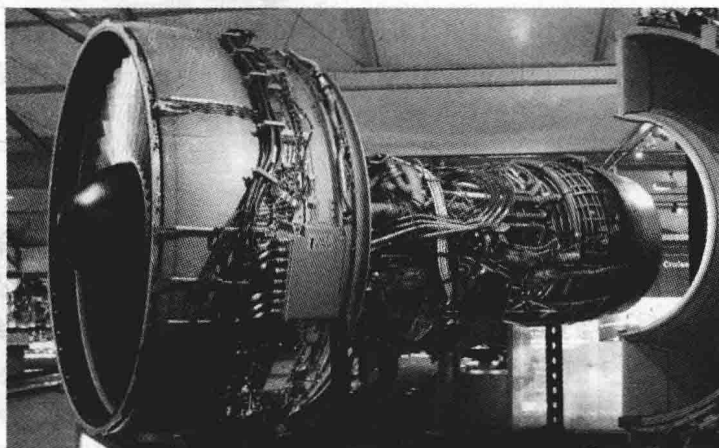


图 1-3 CF6 发动机外形构造

CF6 发动机特点是大推力 ($18500 \sim 30000\text{daN}$)、高涵道比 ($5:1$)、总增压比超过 30，耗油率为 $0.317 \sim 0.385$ ，涡轮前燃气温度达 $1543 \sim 1577\text{K}$ 。GE 发动机公司早期在涡喷发动机上，

采用 6 级可调静子叶片,在多达 17 级的单转子压气机上达到 13 : 1 的高增压比,有效地保证压气机的稳定工作,为 CF6 的核心机研制打下良好的技术基础。CF6 的高压压气机有 14 级之多,是当前各型高涵道比涡扇发动机中级数最多的一个型号,进口导向叶片和前 5 级静子叶片都是可调的。通用电气公司在 CF6-80A 的基础上,采用该公司在节能发动机(E3)上取得的一些有效的技术措施及新技术,开发了 CF6-80C2。CF6-80C2 于 1984 年 3 月进行第一台生产型发动机试车,并于同年 7 月装于 A300 型飞机上试飞,1985 年 10 月装于 A300-600 型飞机上投入商业运营。1987 年 10 月开始了装有全权限数字式电子控制系统(FADEC)的飞行试验,同年 12 月用于 B747-300 型飞机。

至 1994 年 12 月底,投入使用的 CF6-80C2 的发动机达 1894 台,飞机有 620 架,积累的工作时间 19857799h,5781268 个循环,使用时间最长的发动机达 29413h。平均空中停车率为 0.003 次/1000 飞行小时,返修率为 0.083 次/1000 飞行小时。

CF6-80E1 由 CF6-80C2 改进而来,其设计旨在满足新一代宽机身飞机对更大的推力级的要求。CF6-80E1 于 1988 年 9 月进行设计,1990 年 10 月进行首次台架试车,1991 年 10 月进行了飞行试验,1992 年 11 月获得适航证,1993 年 1 月装 CF6-80E1 的 A330 投入航线。

CF6-80C2 与 CF6-80A 相比,CF6-80C2 的设计特点是风扇直径由 2195mm 加大到 2362mm,耗油率降低 5%,其与 CF6-50C2/E2 相比,耗油率降低 11%,推力大小可根据飞机需要改变;气流流通部分采用特殊的型面,转子与静子叶片中采用三维流型的叶型设计;高、低压涡轮中全部采用主动间隙控制技术;广泛采用焊接、无余量锻造和铸造毛坯、复合材料、新工艺等,使耗油率低、重量轻、零件数目少、维护方便。全权限数字式电子控制系统的使用进一步降低了耗油率。

CF6-80E1 的设计特点是采用新型更大直径的高效风扇,与 CF6-80C2 相比,直径由 2362mm 加大到 2443mm,增加了 81mm,使推力增大。这种发动机装备了新的 4 级增压级,具有全新的气动性能,使空气流量加大了 12%,压比提高了 11%。另外,采用了 FADEC II 燃油控制器,增加了发动机的燃烧效率和系统可靠性。

CF6-80C2 是世界上最早获得美国联邦航空局 180min 双发延程飞行(ETOPS)合格证书的发动机。装 CF6-80C2 的 A310/A300 于 1987 年 9 月获得 120minETOPS 批准,1989 年 11 月获得 180minETOPS 批准。装 CF6-80C2 的 B767 分别于 1988 年 5 月、1989 年 4 月获得 120min、180minETOPS 批准。当 CF6-80E1 获得适航证书时,CF6-80 系列发动机已积累了将近 1400 万飞行小时的经验。

1.3.3 V2500 涡扇发动机

V2500 涡扇发动机是国际航空发动机公司于上 20 世纪 80 年代研制的中等推力(98~147kN)涡扇发动机,90 年代投入航线服务,主要用于 A320 系列飞机。该公司由美国的 PW 公司、英国的 RR 公司、日本的航空发动机公司(JAEC)和德国的 MTU 公司组成,V2500 是该公司的唯一系列产品。图 1-4 所示为 V2500 发动机的外形构造,由 4 家企业合资生产,分工为日本负责风扇与增压器,RR 负责高压压气机,PW 负责燃烧室、高压涡轮和排气装置,MTU 负责低压涡轮。涵道比根据具体用途不同在 4.6~5.4 范围内,总增压比在 25~33 范围内,涡轮前燃气温度达 1588K,耗油率在 0.337~0.357 范围内。

V2500 最引人注目的特点之一是它的风扇叶片,采用的是由罗尔斯·罗伊斯公司设计的无凸台宽弦空心叶片。它的制造是在两块钛合金薄板之间放入同样是用钛合金制成的蜂窝状

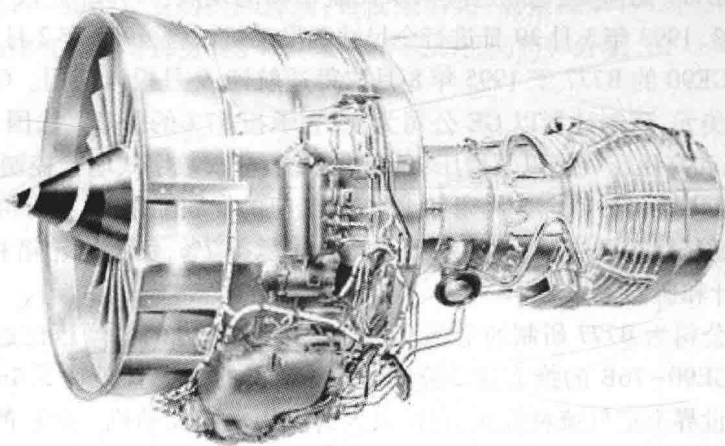


图 1-4 V2500 发动机外形构造

结构的材料,通过特殊焊接的方法将其连成一体。这种叶片以极轻的重量获得极大的强度,可以抗击外来物的击伤。由于其宽弦叶片本身的性质,跑道上细小碎片和尘土可以被甩到旁路管道,同普通窄弦叶片相比,使由外来物击伤而导致的发动机拆卸减少 4 倍。V2500 服役时,这种独特的叶片已在罗尔斯·罗伊斯 RB211 系列发动机上积累了 5 年的经验,时至今日,这种空心结构的宽弦叶片已在全球积累了 1 亿 h 的服务经验。

普·惠公司的“浮壁”燃烧室是 V2500 采用的另一新技术。燃烧室壁由金属层板外壳组成的,里面挂有合金扇形块铸件。这些扇形块“浮”在其和外壳之间的冷空气上。这种设计提高了冷却效率,消除了热应力,而且这些铸件都可以单独更换,减少了维修费用。

高效的燃油率也是 V2500 的一大特点。例如,在一架典型的 A321 飞机的运营中,V2500 可比竞争者减少 3% 的燃油,相当于每年每架飞机可节省 4100 桶的燃油。费用降低主要得益于升级的宽弦叶片使空气流量达到最大,阻力达到最小。10 级高压压气机、2 级高压涡轮和 5 级低压涡轮的应用提高了效率。图 1-5 所示为 V2500 发动机核心机结构。

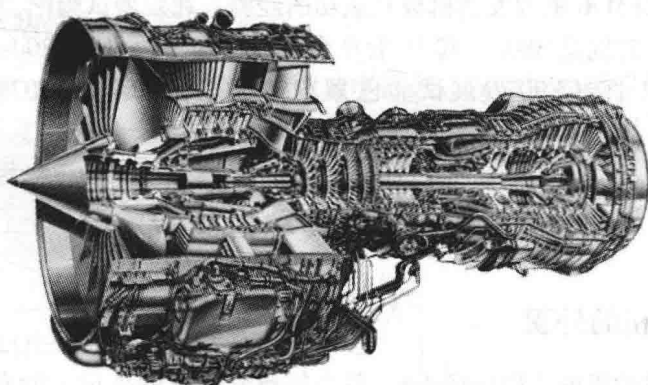


图 1-5 V2500 发动机核心机结构

1.3.4 GE90 涡扇发动机

1990 年 1 月 16 日,美国通用电气公司(GE)正式推出大推力、高涵道比涡轮风扇发动机