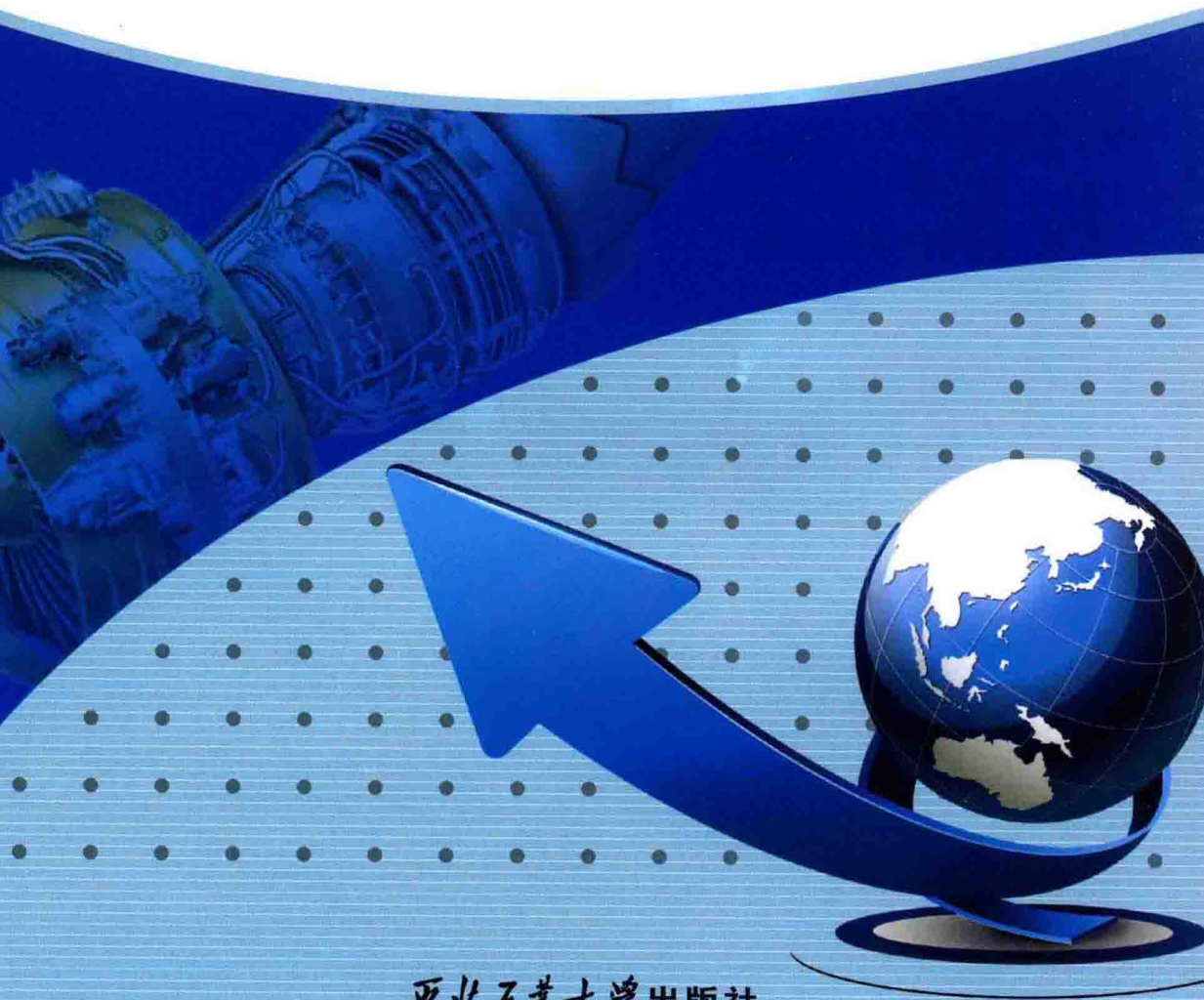




工业和信息化部“十二五”规划教材

新型喷气发动机技术

郑龙席 王占学 宋文艳◎编著



西北工业大学出版社



工业和信息化部“十二五”规划教材

新型喷气发动机技术

郑龙席 王占学 宋文艳 编著

西北工业大学出版社

【内容简介】 本书是根据工业和信息化部“十二五”规划教材的要求编写的。

全书分为5章。其主要内容包括对新型喷气发动机技术进行了较为全面、系统的论述,对喷气发动机的发展背景和分类进行了介绍;重点介绍了涡轮基组合循环发动机、脉冲爆震发动机、超燃冲压发动机的发展背景、工作原理、理论和实验研究方法;对其他新型的喷气式发动机也进行了简单介绍。为方便读者学习,各章后提供了思考题。

本书可作为航空院校飞行器动力工程专业及相关专业高年级本科生和研究生的教材,还可供从事航空发动机研究、制造和使用维护工作的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

新型喷气发动机技术/郑龙席,王占学,宋文艳编著. —西安:西北工业大学出版社, 2015.2

工业和信息化部“十二五”规划教材

ISBN 978-7-5612-4283-4

I. ①新… II. ①郑… ②王… ③宋… III. ①喷气发动机—教材 IV. ①V235

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2015)第 023922 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:19.25

字 数:471 千字

版 次:2015 年 2 月第 1 版 2015 年 2 月第 1 次印刷

定 价:58.00 元

前 言

新型飞行器所追求的飞得更快、飞得更高、飞得更经济的目标使得航空、航天推进领域的科学研究者开始探索能够满足未来各类航空、航天飞行器的新型动力装置。2006年通过的《国家中长期科学和技术发展规划纲要(2006—2020年)》中,先后启动了“高超声速飞行器”和“大型飞机”重大科技专项。这两个科技专项的顺利实施,不仅有赖于飞行器设计、流体力学、材料力学、实验测试技术等领域的一系列新的科学方法与技术的创新,同时,推进动力技术的创新也是保证其顺利实施的核心因素之一。另外,在2011年启动的“航空发动机和燃气轮机”重大科技专项中,也特别将新型动力技术放在优先开展研究的位置。

多年来,我国航空、航天领域的研究人员和工程技术人员在新型发动机的工作原理、循环方式、总体设计、模型验证、系统集成和工程应用等方面一直持续地开展研究,在涡轮基组合循环发动机、脉冲爆震发动机、超燃冲压发动机、间冷回热循环发动机等新概念发动机方面取得了重要的进展,且部分新型发动机概念已经取得接近工程应用的技术成果。尽管如此,有待解决的问题和关键技术依然很多,亦还有更多的新概念发动机有待创新。

正是基于上述背景,笔者通过对大量的参考文献、网络资料及自己的研究成果进行整理,编写了《新型喷气发动机技术》一书,以期给有关技术领域的科技人员提供一本有价值的教材和参考书,便于读者更深入地了解与新型喷气发动机有关的基本知识和理论,有助于开展本学科前沿问题的研究。

本书内容共包括5章。其中,第1章主要对喷气发动机的发展背景和分类进行了简单介绍;第2章对涡轮基组合循环发动机的发展背景、工作原理、理论和实验研究方法进行了详细的介绍;第3章重点对脉冲爆震发动机的发展背景、工作原理、理论和实验研究方法进行了详细的介绍;第4章重点对超燃冲压发动机的发展背景、工作原理、理论和实验研究方法进行了详细的介绍;第5章则介绍了间冷回热涡轮发动机的发展背景、工作原理和性能计算方法。

本书第1,2,5章由王占学编写,第3章由郑龙席编写,第4章由宋文艳编写,全书由郑龙席统稿。

在编写过程中,西北工业大学邱华副教授、刘增文讲师、李建平副教授、卢杰

博士、龚昊博士等参与了本书部分内容的编写及例图、图表制作的工作,特表示感谢。感谢“先进航空发动机协同创新中心”对本书出版的支持。

鉴于目前新型喷气发动机概念较多,限于篇幅,本书不能一一介绍,望读者见谅。

由于所掌握和查阅的文献材料所限,书中难免有不足和不完整之处,欢迎读者批评指正。

编著者

2014年8月

目 录

第 1 章 常规喷气式航空发动机	1
1.1 常规喷气式航空发动机分类及工作原理	1
1.2 常规喷气式航空发动机发展历程	8
1.3 小结	20
参考文献	20
第 2 章 涡轮基组合循环发动机	22
2.1 引言	22
2.2 涡轮基组合循环发动机发展历程	23
2.3 涡轮基组合循环发动机工作原理	38
2.4 涡轮基组合循环发动机性能计算与分析方法	39
2.5 涡轮基组合循环发动机进气系统设计方法	47
2.6 涡轮基组合循环发动机扩压器设计方法	55
2.7 涡轮基组合循环发动机排气系统设计方法	60
2.8 涡轮基组合循环发动机进排气系统安装性能计算方法	70
2.9 一体化性能计算中气动/推进界面划分及力的合成方法	76
2.10 涡轮基组合循环发动机方案设计和参数分析实例	78
2.11 涡轮基组合循环发动机试验方法简介	85
思考题	91
参考文献	91
第 3 章 脉冲爆震发动机	94
3.1 概论	94
3.2 爆震燃烧	101
3.3 脉冲爆震发动机工作原理	114
3.4 脉冲爆震发动机的分类及概念设计	123
3.5 爆震起爆与测量	139
3.6 脉冲爆震发动机推力测试系统	158
3.7 脉冲爆震发动机壁温分布与噪声辐射特性	166
3.8 脉冲爆震发动机控制	179
思考题	190
参考文献	190

第 4 章 超声速燃烧冲压发动机原理	192
4.1 引言	192
4.2 超燃冲压发动机特点和分类	194
4.3 超燃冲压发动机热力循环分析	200
4.4 超燃冲压发动机性能评定	201
4.5 超燃冲压发动机技术发展现状	203
4.6 超燃冲压发动机研制面临的关键技术问题	227
4.7 前体/进气道	228
4.8 隔离段	236
4.9 超声速燃烧室	241
4.10 尾喷管/后体	249
4.11 超燃冲压发动机数值模拟	252
思考题	281
参考文献	281
第 5 章 间冷回热涡扇发动机	282
5.1 引言	282
5.2 间冷回热涡扇发动机发展历程	282
5.3 间冷回热涡扇发动机工作原理及结构形式	288
5.4 间冷回热涡扇发动机性能计算方法	293
5.5 间冷回热涡扇发动机方案设计和参数分析实例	297
思考题	300
参考文献	300

第 1 章 常规喷气式航空发动机

1.1 常规喷气式航空发动机分类及工作原理

1.1.1 常规喷气式航空发动机分类

喷气式航空发动机是利用空气作为工作介质的能够为飞行器提供飞行所需推力(或拉力)的热力机械。喷气式航空发动机按工作原理的不同分为两大类:一类是间接反作用式,另一类是直接反作用式,如图 1-1 所示。

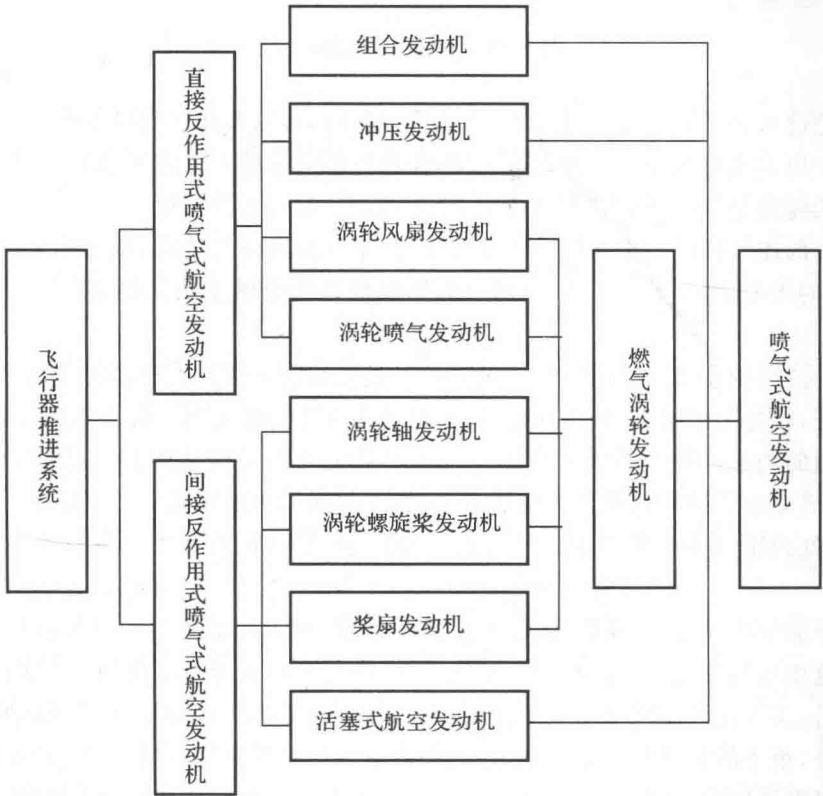


图 1-1 喷气式航空发动机分类

间接反作用式喷气式航空发动机:发动机和推进器不是一体的,发动机工作时只输出机械功,而不能直接推动飞行器前进。发动机通过推进器(空气螺旋桨或旋翼)驱使工质(空气)加

速流动,气流在推进器上产生反作用力,推动飞行器前进。属于这一类的喷气式航空发动机有活塞式航空发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮轴发动机、螺旋桨风扇发动机。

直接反作用式喷气式航空发动机:发动机本身就是推进器。发动机工作时向飞行器外喷射工质,工质直接对飞行器施加反作用力来推进飞行器。属于这一类的喷气式航空发动机有涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、冲压喷气发动机和组合发动机。

1.1.2 涡喷/涡扇发动机工作原理

喷轮喷气发动机(简称涡喷发动机)的结构由进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管组成(见图1-2),战斗机的涡轮和尾喷管间还有加力燃烧室。

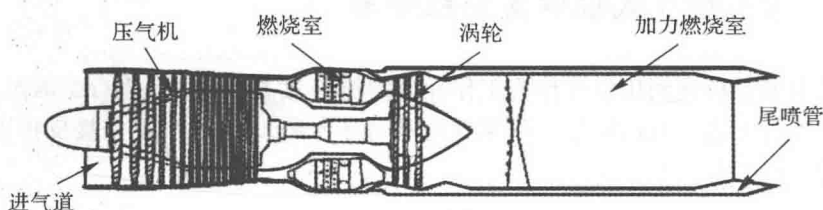


图1-2 加力式涡喷发动机

空气首先进入的是发动机的进气道,当飞机飞行时,可以看作气流以飞机向前飞行的速度流向发动机。由于飞机飞行的速度是变化的,而压气机适应的来流速度是有一定的范围的,因此进气道的功能就是通过可调管道的调节,将来流调整到合适的速度。

进气道后的压气机专门用于提高气流的压力,空气流经压气机时,压气机工作叶片对气流做功,使气流的压力、温度升高。在亚声速时,压气机是气流增压的主要部件。增压后的气流进入燃烧室。

从燃烧室流出的高温、高压燃气,流过和压气机装在同一条轴上的涡轮。燃气的部分内能在涡轮中膨胀,转化为机械能,推动涡轮转动,从而带动压气机旋转。在涡喷发动机中,气流在涡轮中膨胀做的功正好等于压气机压缩空气所消耗的功以及传动附件、克服摩擦所需的功。经过燃烧后,涡轮前的燃气能量大大增加,因而燃气在涡轮中的膨胀比远小于压气机中的压缩比,涡轮出口处的压力和温度都比压气机进口高很多,发动机的推力就来自这一部分燃气的能量。

从涡轮中流出的高温、高压燃气,在尾喷管中继续膨胀,以高速沿发动机轴向从喷口向后排出。这一速度比气流进入发动机的速度大得多,使发动机获得了反作用的推力。

一般来讲,当气流从燃烧室出来时的温度越高,则其输入的能量就越大,发动机的推力也就越大。但是,由于涡轮材料等的限制,目前燃烧室出口温度最高只能达到1900 K左右。现代战斗机有时需要短时间增加推力,就在涡轮后再加上一个加力燃烧室喷入燃油,让未充分燃烧的燃气与喷入的燃油混合后再次燃烧。由于加力燃烧室内无旋转部件,温度可达2200~2500 K,可使发动机的推力增加至原来的1.5倍左右。其缺点是油耗急剧加大,同时过高的温度也影响发动机的寿命,因此,发动机打开加力的时间一般是有限制的,低空不过十几秒,多用于起飞或战斗时,在高空则可打开较长的时间。

随着喷气发动机技术的发展,涡喷发动机的缺点也越来越突出,那就是在低速下耗油量大,效率较低,使飞机的航程变得很短。尽管这对于执行防空任务的高速战斗机来说还并不十分严重,但若用在对经济性有严格要求的亚声速民用运输机上却是不可接受的。

要提高喷气发动机的效率,首先要知道什么是发动机的效率。发动机的效率实际上包括两个部分,即热效率和推进效率。为提高热效率,一般来讲需要提高涡轮前燃气的温度和压气机的增压比,但在飞机飞行速度不变的情况下,提高涡轮前燃气的温度将会使喷气发动机的排气速度增加,导致在空气中损失的动能增加,这样又降低了推进效率。由于热效率和推进效率对发动机循环参数相互矛盾的要求,因此涡喷发动机的总效率难以得到较大的提升。

那么,如何才能同时提高喷气发动机的热效率和推进效率,也就是怎样才能既提高涡轮前燃气的温度又至少不增加排气速度呢?答案就是采用涡轮风扇发动机(简称涡扇发动机,见图1-3)。这种发动机在涡喷发动机的基础上增加了几级涡轮,并由这些涡轮带动一排或几排风扇,风扇后的气流分为两部分,一部分进入压气机和燃烧室并燃烧(内涵道),另一部分则不经过压气机和燃烧室,直接排到空气中(外涵道)。由于涡扇发动机一部分的燃气能量被用来带动前端的风扇,因此降低了排气速度,提高了推进效率,而且,如果为提高热效率而提高涡轮前燃气的温度,还可以通过调整涡轮结构参数和增大风扇直径,使更多的燃气能量经风扇传递到外涵道,就不会增加排气速度。这样,对于涡扇发动机来讲,热效率和推进效率不再矛盾,只要结构和材料允许,提高涡轮前燃气的温度总是有利的。

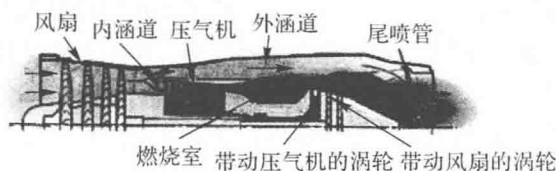


图 1-3 涡扇发动机原理图

目前航空用涡扇发动机主要分两类,即不加力式涡扇发动机和加力式涡扇发动机(见图1-4)。前者主要用于高亚声速运输机,后者主要用于战斗机。由于用途不同,这两类发动机的结构参数也大不相同。

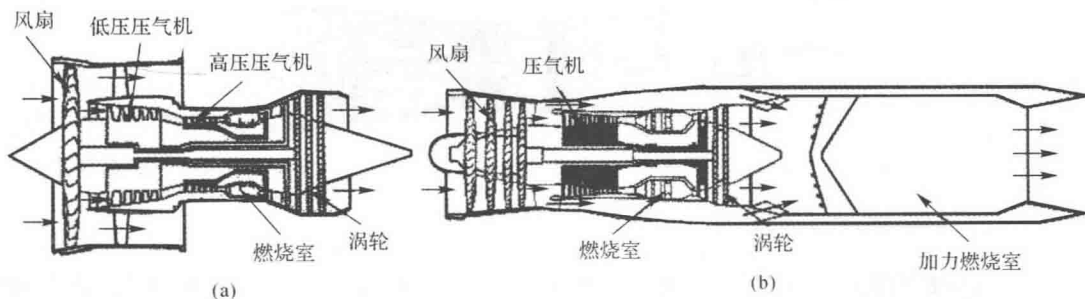


图 1-4 不加力式和加力式涡扇发动机

(a)不加力式涡扇发动机; (b)加力式涡扇发动机

不加力式涡扇发动机不仅涡轮前燃气的温度较高,而且风扇直径较大,涵道比可达8以上,这种发动机的经济性优于涡喷发动机,而可用飞行速度又比活塞式发动机高,在现代大型

干线客机、军用运输机等最大飞行马赫数为 0.9 左右的飞机中得到了广泛的应用。根据热机的原理,当发动机的功率一定时,参加推进的工质越多,所获得的推力就越大,不加力式涡扇发动机由于风扇直径大,空气流量就大,因而推力也较大。同时由于排气速度较低,这种发动机的噪声也较小。

加力式涡扇发动机在飞机巡航时是不开加力的,这时它相当于一台不加力式涡扇发动机,但为了追求高的推重比和减小阻力,这种发动机的涵道比一般在 1.0 以下。当飞机高速飞行时,发动机的加力打开,外涵道的空气和涡轮后的燃气一同进入加力燃烧室喷油后再次燃烧,使推力得以大幅度增加,甚至超过了加力式涡喷发动机的推力,而且随着速度的增加,这种发动机的加力比还会上升,并且耗油率有所下降。由于加力式涡扇发动机具有这种低速时油耗较低、开加力时推重比大的特点,因此,在新一代战斗机上得到了广泛应用。

1.1.3 涡桨/螺桨风扇发动机工作原理

一般来说,现代不加力涡扇发动机的涵道比有着不断加大的趋势。因为对于涡扇发动机来说,若飞行速度一定,要提高飞机的推进效率,就要降低排气速度和飞行速度的差值,需要加大涵道比;而同时随着发动机材料和结构工艺的提高,许用的涡轮前燃气的温度也不断提高,这也要求相应地增大涵道比。对于一架低速(500~600 km/h)的飞机来说,在一定的涡轮前燃气的温度下,其适当的涵道比应为 50 以上,这显然是发动机的结构所无法承受的。

为了提高效率,人们便索性抛去了风扇的外涵壳体,用螺旋桨代替了风扇,便形成了涡轮螺旋桨发动机(简称涡桨发动机,见图 1-5)。涡桨发动机由螺旋桨和燃气发生器组成,螺旋桨由涡轮带动。由于螺旋桨的直径较大,转速要远比涡轮低,只有大约 1 000 r/min。为使涡轮和螺旋桨都工作在正常的范围内,需要在它们之间安装一个减速器,将涡轮转速降至之前的 1/10 左右后,才可驱动螺旋桨。这种减速器的负荷重,结构复杂,制造成本高,它的质量一般相当于压气机和涡轮的总质量。作为发动机整体的一个部件,减速器在设计、制造和试验中占有相当重要的地位。

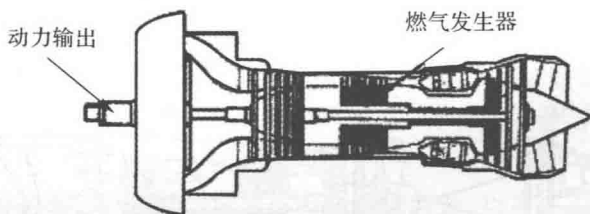


图 1-5 涡桨发动机

涡桨发动机的螺旋桨后的空气流就相当于涡扇发动机的外涵道。由于螺旋桨的直径比发动机大很多,气流量也远大于内涵道,因此这种发动机实际上相当于一台超大涵道比的涡扇发动机。

尽管工作原理近似,但涡桨发动机和涡扇发动机在产生动力方面却有着很大的不同。涡桨发动机的主要功率输出方式为螺旋桨的轴功率,而尾喷管喷出的燃气推力极小,只占总推力的 5% 左右,为了驱动大功率的螺旋桨,涡轮级数也比涡扇发动机要多,一般为 2~6 级。

由于涵道比大,涡桨发动机在低速下效率要高于涡扇发动机,但受到螺旋桨效率的影响,

它的适用速度不能太高,一般要小于 900 km/h 。目前在中低速飞机或对低速性能有严格要求的巡逻、反潜或灭火等类型飞机中得到广泛应用。

去掉了涵道的涡扇发动机尽管效率较高,但由于螺旋桨的速度限制,无法应用于马赫数为 $0.8 \sim 0.95$ 的现代高亚声速大型宽体客机,螺旋桨风扇发动机(简称桨扇发动机)的概念则应运而生。

桨扇发动机是一种介于涡扇发动机和涡桨发动机之间的一种发动机形式,其目标是将前者的高速性能和后者的经济性结合起来,目前正处于研究和试验阶段。

桨扇发动机的结构如图 1-6 所示,它由燃气发生器和一副螺旋桨风扇(因为实在无法给这个又像螺旋桨又像风扇的部件起个名字,只好叫它螺旋桨风扇)组成。螺旋桨风扇由涡轮驱动,无涵道外壳,装有减速器,从这些来看它有一点像螺旋桨;但它的直径比普通螺旋桨小,叶片数目也多(一般有 $6 \sim 8$ 叶),叶片又薄又宽,而且前缘后掠,这些又有些类似于风扇叶片。

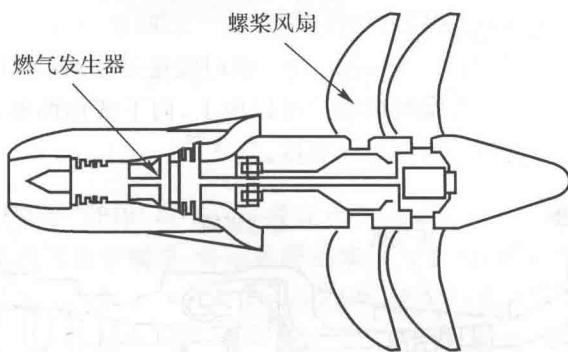


图 1-6 桨扇发动机

由于无涵道外壳,桨扇发动机的涵道比可以很大,以正在研究中的一种发动机为例,当飞行马赫数为 0.8 时,带动的空气流量约为内涵空气流量的 100 倍,相当于涵道比为 100 ,这是涡扇发动机所望尘莫及的,将其应用于飞机上,可将高空巡航耗油率较目前高涵道比涡扇发动机降低 15% 左右。

同涡桨发动机相比,桨扇发动机的可用速度又高很多,这是由它们叶片形状不同所决定的。普通螺旋桨叶片的叶型厚度大以保证强度,弯度大以保证升力系数。从剖面来看,这种叶型实际上就是典型的低速飞机的机翼剖面形状,它在低速情况下效率很高,但一旦接近声速,效率就急剧下降,因此装有涡桨发动机的飞机速度限制在马赫数 $0.6 \sim 0.65$ 左右;而桨扇发动机的叶片既宽且薄、前缘尖锐并带有后掠的叶型,类似于超声速机翼的剖面形状,这种叶型的超声速性能就要好得多,在飞行马赫数为 0.8 时仍有良好的推进效率,是目前新型发动机中最有希望的一种。

当然,桨扇发动机也有其缺点,由于转速较高,产生的振动和噪声也较大,这对舒适性有严格要求的客机来讲是一个难题。另外,暴露在空气中的螺旋桨风扇的气动设计也是目前研究的难点所在。

1.1.4 涡轮轴发动机工作原理

在带有压气机的涡轮发动机这一类型中,涡轮轴发动机(简称涡轴发动机)出现得较晚,但

已在直升机和垂直/短距起落飞机上得到了广泛的应用。

涡轴发动机于 1951 年 12 月开始装在直升机上作第一次飞行。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越来越普遍，涡轴发动机才获得独立的地位。

在工作和构造上，涡轴发动机同涡桨发动机很相近，它们都是由涡扇发动机的原理演变而来的，只不过后者将风扇变成了螺旋桨，而前者将风扇变成了直升机的旋翼。除此之外，涡轴发动机也有自己的特点。它一般装有自由涡轮（即不带动压气机，专为输出功率用的涡轮），而且主要用在直升机和垂直/短距起落飞机上。

在构造上，涡轴发动机也有压气机、燃烧室和涡轮等燃气发生器基本构造。它一般都装有自由涡轮，如图 1-7 所示，前面的是两级普通涡轮，它带动压气机，维持发动机工作，后面的两级是自由涡轮，燃气在其中做功，通过传动轴专门用来带动直升机的旋翼旋转，使它升空飞行。此外，从涡轮流出来的燃气，经过尾喷管喷出，可产生一定的推力，由于喷气速度不大，这种推力很小，如折合为功率，大约仅占总功率的 1/10。有时喷速过小，甚至不产生什么推力。为了合理地安排直升机的结构，涡轴发动机的喷口可以向上、向下或向两侧，不像涡喷发动机那样非向后不可，这有利于直升机设计时的总体安排。

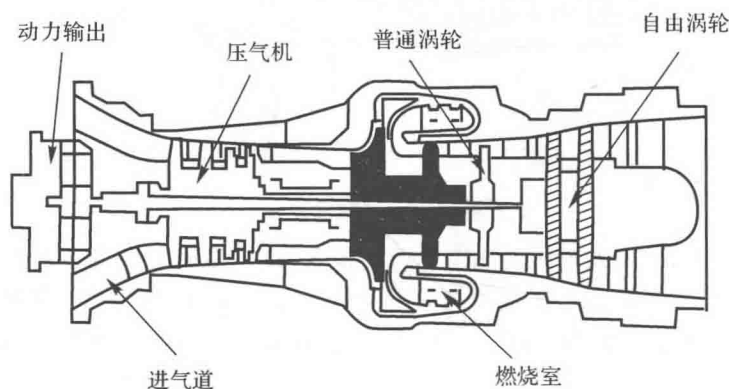


图 1-7 涡轴发动机

涡轴发动机是用于直升机的，它与旋翼配合，构成了直升机的动力装置。按照涡扇发动机的理论，从理论上讲，旋翼的直径愈大愈好。同样的核心发动机，产生同样的循环功率，所配合的旋翼直径愈大，则在旋翼上所产生的升力愈大。事实上，由于在能量转换过程中有损失，旋翼也不可能制成无限大，所以旋翼的直径是有限制的。一般来说，通过旋翼的空气流量是通过涡轴发动机的空气流量的 500~1 000 倍。

同直升机常用的另一种动力装置——活塞式发动机——相比，涡轴发动机的功率质量比要大得多，在 2.5 以上。而且就发动机所产生的功率来说，涡轴发动机也大得多，目前使用中的涡轴发动机所产生的功率，最高可达 4 413 kW (6 000 hp, 1 hp=735.498 75 W) 甚至 7 350 kW (10 000 hp)，活塞式发动机则相差很远。在经济性上，涡轴发动机的耗油率略高于最好的活塞式发动机，但它所用的航空煤油要比前者所用的汽油便宜，这在一定程度上得到了弥补。当然，涡轴发动机也有其不足之处。它制造比较困难，制造成本也较高。特别是由于旋翼的转速

更低,它需要比涡轮发动机有更重、更大的减速齿轮系统,有时它的质量竟占发动机总质量的一半以上。

1.1.5 冲压喷气发动机工作原理

冲压喷气发动机(简称冲压发动机)是一种利用迎面气流进入发动机后减速,使空气提高静压的空气喷气发动机。它通常由进气道(又称扩压器)、燃烧室、推进喷管三部分组成(见图1-8)。冲压发动机没有压气机(也就不需要燃气涡轮),因此又称为不带压气机的空气喷气发动机。

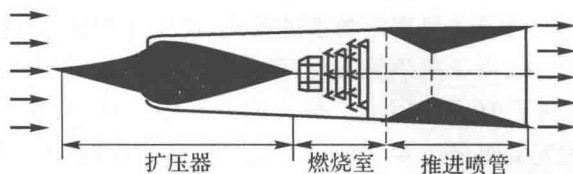


图1-8 冲压发动机

冲压发动机的核心在于“冲压”两字。这种发动机压缩空气的方法是靠飞行器高速飞行时的相对气流进入发动机进气道中减速,将动能转变成压力能的(例如进气速度为3倍声速时,理论上可使空气压力提高37倍)。冲压发动机工作时,高速气流迎面向发动机吹来,在进气道内扩张减速,气压和温度升高后进入燃烧室与燃油(一般为煤油)混合燃烧,将温度提高到 $2\,000\sim 2\,200^{\circ}\text{C}$,甚至更高,高温燃气随后经推进喷管膨胀加速,由喷口高速排出而产生推力。

冲压发动机的构造简单,质量轻,推重比大,成本低。但因为缺少压气机,不能在静止的条件下起动,所以不宜作为普通飞机的动力装置,而常与别的发动机配合使用,成为组合式动力装置。如冲压发动机与火箭发动机组合,冲压发动机与涡喷发动机或涡扇发动机组合等。安装组合式动力装置的飞行器,在起飞时开动火箭发动机、涡喷或涡扇发动机,待飞行速度足够使冲压发动机正常工作时,再使用冲压发动机而关闭与之配合工作的发动机;在着陆阶段,当飞行器的飞行速度降低至冲压发动机不能正常工作时,又重新起动与之配合的发动机。如果冲压发动机作为飞行器的动力装置单独使用,则这种飞行器必须由其他飞行器携带至空中并具有一定速度时,才能将冲压发动机起动后投放。

冲压发动机或组合式冲压发动机一般用于导弹和超声速或亚声速靶机上。按应用范围划分,冲压发动机分为亚声速、超声速、高超声速三类。亚声速冲压发动机以航空煤油为燃料,采用扩散形进气道和收敛形喷管,飞行时增压比不超过1.89。飞行马赫数小于0.5时一般无法工作。超声速冲压发动机采用超声速进气道,燃烧室入口为亚声速气流,采用收敛形或收敛扩张形喷管,用航空煤油或烃类作为燃料,推进速度可达6倍声速,用于超声速靶机和地对空导弹。高超声速冲压发动机使用碳氢燃料或液氢燃料,是一种新型的发动机,飞行马赫数高达5~16,目前尚处于研制阶段。前两类发动机气流以亚声速燃烧,统称为亚燃冲压发动机,最后一种发动机气流以超声速燃烧,称为超燃冲压发动机。

1.2 常规喷气式航空发动机发展历程

1.2.1 航空燃气涡轮发动机早期发展背景

1903 年 12 月,美国莱特兄弟使用 4 缸活塞式汽油发动机,实现了人类的首次有动力飞行。二战以前,所有的飞机都是采用活塞式发动机作动力的,这种发动机本身并不能产生向前的动力,而是需要驱动一副螺旋桨,使螺旋桨在空气中旋转,以此推动飞机前进。这种“活塞式发动机+螺旋桨”的组合一直是飞机固定的推进模式,很少有人提出过质疑。

到了 20 世纪 30 年代末,由于战争的需要,飞机的性能得到了迅猛的发展,飞行速度达到 700~800 km/h,高度达到了 10 km 以上。但人们突然发现,螺旋桨飞机似乎达到了速度极限。最初,人们对活塞式发动机的驱动方式不能使飞机高速飞行的道理并不清楚。为了使飞机飞得快一些,人们千方百计地想办法提高发动机的功率,从 1 000 kW 到 2 000 kW 甚至 3 000 kW,当航空活塞式发动机的功率大到足以使飞机速度达到 750 km/h 时,飞机再也难以增速了,发动机明显感到“有劲使不上”。其实,问题就出在螺旋桨上,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,带来的阻力也较大,而且随着飞行高度的上升,大气变稀薄,活塞式发动机的功率也会急剧下降。这几个因素合在一起,决定了“活塞式发动机+螺旋桨”的推进模式已经走到了尽头。要想进一步提高飞行性能,必须采用全新的推进模式,喷气发动机应运而生。

英国工程师惠特尔(Whittle)率先设计制造成功世界上第一台涡喷发动机。1930 年 1 月 16 日,惠特尔向英国专利局申请专利(见图 1-9)。1936 年底,惠特尔设计了第一台试验机(见图 1-10)。1937 年 4 月 12 日,试验机首次试车。这次试验被看成是涡喷发动机诞生的标志。1938 年,新试验机实现了高速持续运转。

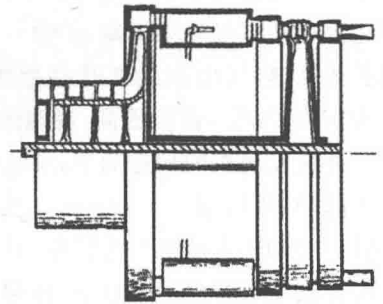


图 1-9 Whittle 的专利喷气发动机

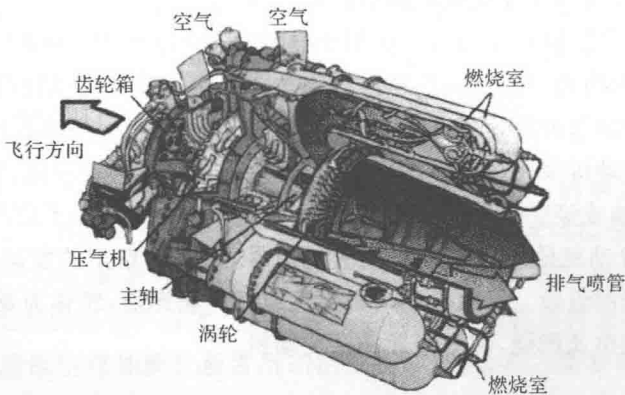


图 1-10 Whittle 的 W2 喷气发动机

惠特爾虽然研制成功世界上第一台涡喷发动机,但第一架喷气飞机却出现在德国。1937年9月,由哥廷根大学的冯·奥海因(Von Ohain)教授设计的德国第一台涡喷发动机(见图1-11)也诞生了。1939年8月27日,该发动机安装在He178飞机上进行了首次喷气飞行试验。

可以说,涡喷发动机的诞生是现代航空技术发展过程中的重要里程碑。自涡喷发动机诞生以来,作为一个集高技术于一体的热力机械,航空燃气涡轮发动机已衍生出许多不同的结构类型,并且其性能也有明显的提高。

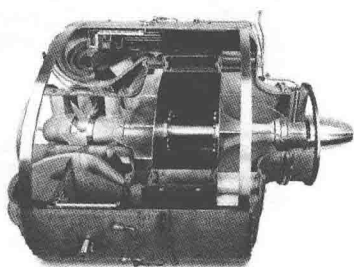


图1-11 Von Ohain的He S3B喷气发动机

1.2.2 航空燃气涡轮发动机发展历程

按照发展历程和性能参数,军用战斗机用涡喷/涡扇发动机大致经历了四次更新换代。

第一代主要是以涡喷发动机为主,出现的时间在20世纪40年代末。典型的发动机包括J57(见图1-12),BK-1,ПД-9Б,WP5,WP6。其主要特征参数:推重比为3~4,涡轮前燃气的温度为1200~1300 K。装备的飞机:F-86,F-100,米格-15,米格-19,歼5,歼6。



图1-12 J57发动机及装配该发动机的F100战斗机

第二代发动机既包括加力涡喷发动机,又包括涡扇发动机,出现的时间在20世纪60年代初。典型的发动机包括J79,TF30(见图1-13),M53-P2,P11Φ-300,P29-300,WP7,WP13,WS9。其主要特征参数:推重比为5~6,涡轮前燃气的温度为1400~1500 K。装备的飞机:F-4,F-104,米格-21,米格-23,幻影-F1,歼轰7,歼7,歼8。

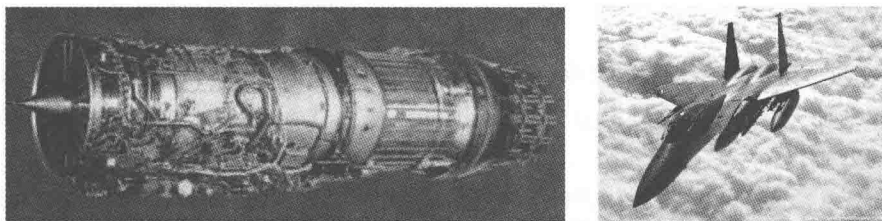


图1-13 TF30发动机及装配该发动机的F14战斗机

第三代发动机主要是加力涡扇发动机,出现的时间在20世纪70年代中期,典型的发动机包括F100,F110(见图1-14),F404,RB199,ПД-33,АЛ-31Φ(见图1-15),M88-2,WS10(10A)等。其主要特征参数:推重比为7.5~8,涡轮前燃气的温度为1600~1700 K。装备的飞机:F-15,F-16,F-18,米格-29,苏-27,狂风,幻影-2000,歼10,歼11。

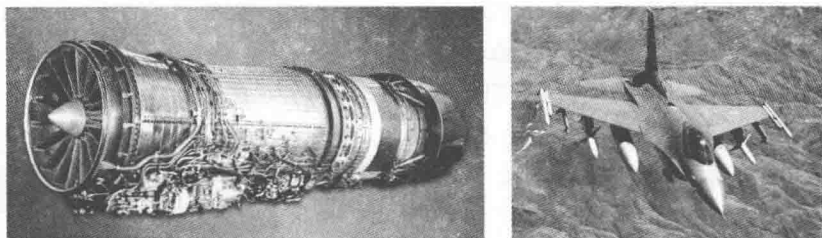


图 1-14 F110 发动机及装配该发动机的 F-16 战斗机

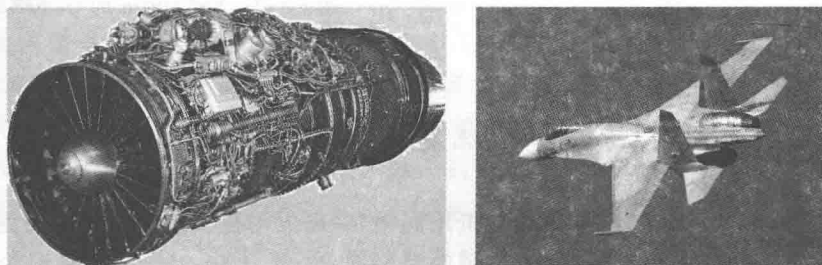


图 1-15 AJL-31Φ 发动机及装配该发动机的苏-27 战斗机

第四代发动机主要是高推重比加力涡扇发动机,出现的时间在 21 世纪初期,典型的发动机包括 F119(见图 1-16),EJ200,F404,AJ1-41Φ,M88-3,推重比为 10 的涡扇发动机(国内在研)。其主要特征参数:推重比为 9.5~10,涡轮前燃气的温度为 1 850~2 000 K。装备的飞机:F-22,JSF,EF2000,S-37/54,四代机(国内称号)。

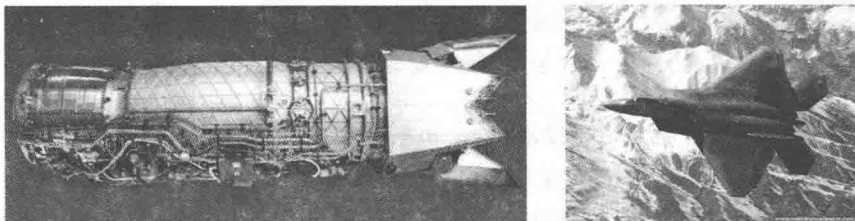


图 1-16 F119 发动机及装配该发动机的 F-22 战斗机

表 1-1 和表 1-2 给出了现役或即将服役的几种典型的航空燃气涡轮发动机的详细热力循环参数和性能参数,从中也可以看到,代表不同发展年代和不同国家的航空燃气涡轮发动机技术水平的差别。

表 1-1 现役主要发动机的性能参数

参数	F100 — PW100	F100 — PW229	F110 — GE100	F110 — GE129	F404 — GE400	F404 — II	F404 — III	RB — 199	AL — 31F
加力推力 kN	105.86	129.40	122.68	129.00	71.17	96~112	100~107	75.27	122.58
加力耗油率 kg/(daN·h)	2.036		2.05		1.866			2.25	1.999