

绪 论

1903年12月17日，莱特兄弟驾驶“飞行者1号”成功实现载人动力飞行时，发动机的功率只有12马力*。随着飞机广泛应用在军事、运输领域，航空工业尤其是民用航空运输业得到了迅速发展，人们对飞机的性能提出了更高的要求，如作战飞机较高的机动性，民用飞机较好的经济性及可靠性等。飞机飞行性能的提高，在很大程度上取决于动力装置的发展，航空活塞发动机因其固有缺陷越来越满足不了现代飞机的性能要求，人们需要质量更小，推力更大，速度、高度性能更好，能满足不同飞机性能要求的动力装置。实践证明，燃气涡轮发动机能满足这些性能要求。

早在我国南宋时期（公元1127—1279年），人们就发现了喷气推进原理及燃气膨胀做功原理，制造出精妙绝伦的手工艺品（如火箭、走马灯等）。走马灯就是利用燃烧所产生的上升热气，推动纸叶轮，使装在叶轮轴上的纸影旋转，如图0-1所示。其工作原理是现代燃气涡轮发动机的雏形。然而人们真正将喷气推进原理成功地运用于实践，则始于20世纪初，20世纪中叶才广泛运用于航空领域。1913年法国工程师雷恩·罗兰获得一项冲压式喷气发动机的专利（见图0-2）。由于当时技术条件限制，没有合适的耐热材料，同时喷气推进在当时飞机的低速度下效率也极低，所以当时这种发动机根本无法制造和使用。然而，今天的冲压喷气发动机与罗兰的构想非常相似。1930年英国的弗兰克·惠特尔取得燃气涡轮发动机的专利（见图0-3），这是现代燃气涡轮发动机的基础。德国的奥海因后来居上，1939年8月27日由他设计并制造成功的燃气涡轮发动机Hes-3B装在

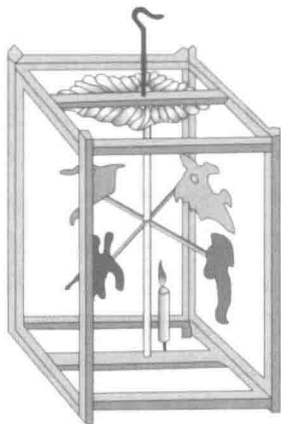


图 0-1 燃气涡轮的始祖-走马灯

* 马力为非法定计量单位，1 马力（hp）= 735.499 W。

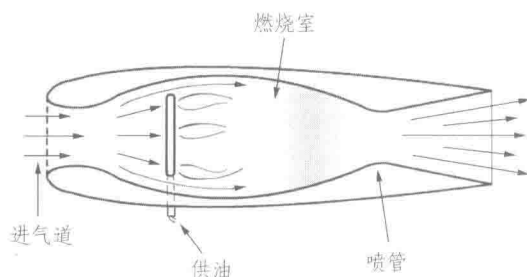


图 0-2 罗兰型喷气发动机

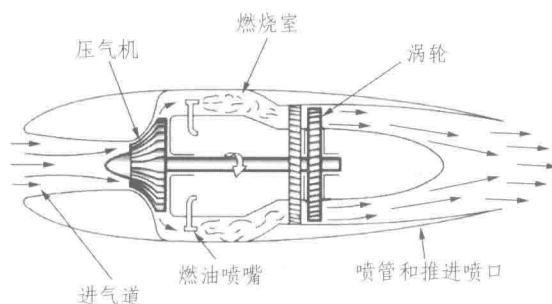


图 0-3 惠特尔型的一种涡轮喷气发动机

He-178 飞机上，并在法国首次试飞成功。此后美国、苏联相继从英、德引进燃气涡轮发动机技术，燃气涡轮发动机得到各国的普遍重视。1953 年装涡喷发动机的美国“超佩刀”F-100 战斗机首次突破音障，实现了超音速飞行。1976 年美国的战略侦察机“黑鸟”SR-71 创造了涡轮喷气发动机飞机的速度世界纪录——3 529.56 km/h。1977 年，苏联的米格-25“蝙蝠侠”截击/战略轰炸机创造了涡轮喷气发动机飞机的升限世界纪录——37 650 m。

最早装燃气涡轮发动机的民航机是英国的“子爵”号，它装有 4 台“达特”涡桨发动机，1950 年投入航线飞行。第一架装涡轮喷气发动机的民航机是英国的“彗星”号，它装有 4 台涡喷发动机，1952 年投入航线使用。虽然在两年内因疲劳裂纹，“彗星”号连续 3 次失事，但已经显示了喷气民航机的优越性，它的教训使以后的喷气民航机得以避免出现类似的问题。以后，在航线上使用的喷气民航机相继有：苏联的图 104（1956 年），美国的波音 707（1958 年）、DC-8 和康维尔 880/990 等，这些可以称为第一代喷气民航机。喷气民航机的出现是民航史上的一大飞跃，它不仅将民航机的速度提高了近两倍，而且使飞行高度提高到 11 km 左右。飞机可在平流层飞行，增加了飞机的安全性和舒适性。

从 1956 年起，喷气民航机数量日增，逐渐成为民航运输的主力。尤其到了 20 世纪 60 年代，涡轮风扇发动机相继研制成功。这种发动机耗油率低，噪声小，使喷气民航机变得更加经济和舒适，大大促进了民航运输业的发展。20 世纪 70 年代以后，随着高涵道比涡扇发动机的研制成功和性能的完善，相继出现了各种宽机身喷气民航机，有效提高了飞机的载客量和可靠性，从此民用航空业进入全面发展的新时期。现在，各种类型的燃气涡轮发动机已占据飞机动力装置的垄断地位。喷气式民航机的发展改变了交通运输的结构，飞机已成为与国民经济和人民生活息息相关的交通工具。近 40 年来，空运成本不断下降，规模迅速扩大，形成遍布全世界的航线网。

由于发动机的工作对飞行安全和效益起着决定性作用,所以航线运输机上的燃气涡轮发动机应满足以下基本性能要求:

一、发动机推力大,质量小

在发动机质量一定时,发动机发出尽可能大的推力,尤其是起飞推力,可有效改善飞机的起飞、复飞及爬升性能。涡喷、涡扇发动机常用推重比(推力/重量)来描述发动机的轻重,涡桨、涡轴发动机常用重功比(重量/功率)来描述发动机的轻重。

二、发动机燃油消耗率低

在一定的飞行条件下,发动机燃油消耗率越低,发动机工作效率越高,经济性就越好,航线飞行载油量可相对减少,从而降低运行成本。

三、发动机应具有较好的高空和速度性能

民航机虽不及军用战斗机对飞机的高度、速度性能的要求高,但由于旅客对交通运输快捷、安全、舒适的要求,从而对民航机的高度、速度性能也提出了一定的要求。一方面,飞机应能爬升到 11 000 m 左右,随着高度上升,大气温度降低,可提高发动机的工作效率,改善发动机经济性,同时,在平流层飞行,气象条件较稳定,增加了飞机的安全性和舒适性。另一方面,在确保发动机工作效率的条件下,应尽可能提高飞行速度、缩短飞行时间。目前,高涵道比涡扇发动机能确保飞机在高亚音速范围飞行。

四、发动机结构尺寸要小

发动机的结构尺寸主要是指发动机的迎风面积和长度,适当缩小发动机结构尺寸可减小飞行阻力,减少发动机质量。

五、发动机可靠性要好

发动机可靠性是指在各种气象条件和飞行条件下,发动机稳定、安全工作的品质。描述发动机可靠性的参数是空中停车率(空中停车率=发动机空中停车数/每千飞行小时)。目前,高涵道比涡扇发动机的空中停车率平均为 0.01~0.03。对跨洋飞行的双发及多发民航机发动机可靠性要求更高,为了保证其安全飞行,美国联邦航空管理局 FAA(Federal Aviation Administration)于 2007 年重新定义 ETOPS 规则并执行(ETOPS 为 Extended Operations 的缩写,中文翻译为“延程飞行”),要求是当双发及双发以上飞机的一台发动机或主要系统发生故障时,要求飞机能在剩余发动机工作的情况下,在规定时间内飞抵最近的备降机场(改航机场 diversion airport)。比如,获得“180 min ETOPS”就是指飞机单发失效的情况下飞往备降机场所需要的时间不能超过 180 min。这就要求

该飞机在航路选择上应满足要求。ETOPS 主要应用在跨洋飞行，因为此时可供选择的备降机场较少，如果没有 ETOPS 能力，意味着飞机需要选择尽量靠海岸线的航路飞行，以确保安全。简单而言，ETOPS 能力越强，意味着航空公司可以利用双发飞机开辟更多的直飞跨洋航线。现代常用民航飞机基本都达到 180 min ETOPS 标准，表 0-1 为部分民航飞机 ETOPS 标准情况。

表 0-1 部分民航飞机 ETOPS 标准

机 型	ETOPS/min	机 型	ETOPS/min
B737-800	180	A320	180
B777	330（2011 年）	A330	240（2009 年）
B787	330（2014 年）	A350XWB	370（2014 年）

对取得 120 min ETOPS 标准，发动机空中停车率必须低于 0.04，取得 180 min ETOPS 标准，发动机空中停车率必须低于 0.02。在 FAA 的新规定中要求空中停车率必须低于 0.01。

六、发动机的环境污染要小

航空发动机的环境污染主要有：排气污染和噪声污染。随着人们环境保护意识的增强，人们对发动机的环境污染提出了更高要求，国际民航组织及各国政府都制定了相应标准及法规。在不断改进发动机性能，确保发动机安全、可靠、经济、稳定工作的同时，应不断减少发动机环境污染水平，逐步达到相应的标准。

七、发动机的使用寿命要长

传统的发动机寿命有翻修寿命和总寿命之分。翻修寿命是指发动机制造厂商规定的从发动机出厂到第一次翻修或两次翻修间的使用期限，总寿命是指发动机经若干次翻修后停止使用时的使用期限。发动机寿命的计算是以记录发动机实际运行时间和发动机热循环次数为基础，以先到的参数为准。发动机制造厂商没有具体规定现代高涵道比涡扇发动机的使用寿命，而是由发动机实际使用中发动机参数的状态监控来确定，若发动机的相关参数在正常范围，则发动机可继续使用，否则，需要翻修。目前，实际运行的发动机中最高使用寿命已超过 2 万小时。所以，在实际使用中发动机的使用寿命与发动机的正确使用和维护密切相关。正确使用和维护发动机不仅可以有效延长发动机的使用寿命，从而大大降低发动机的使用成本。

八、发动机要便于维护

在实际飞行中，发动机维护性的好坏直接影响航班的正常及维护成本。要使发动机

便于维护,降低维护成本,对发动机的设计、制造都有相应要求。如发动机的安装位置,单元体设计,零部件的通用性及可换性,零部件的快速拆卸及安装等。

从以上条件可以看出,发动机要同时达到以上指标是极其困难的,有的甚至是相互矛盾的。如要提高发动机推力必然会使发动机的质量、结构尺寸增加;要提高发动机的速度性能势必牺牲发动机的经济性等。发动机制造商通常针对具体飞机发动机的特点,适当侧重,从而使发动机综合性能得到优化。

作为用在航线运输机上的燃气涡轮发动机,在增加推力、减小质量、提高可靠性、减少环境污染、降低燃油消耗率等方面还有很大的潜力。可以想象,今后的喷气民航机将更安全、更舒适、更宁静、更经济。同时,随着人们观念的变化、市场的需求,适合高超音速喷气民航机的动力装置也是未来发动机的发展方向之一。所以,随着航空科学技术的进步,今后喷气民航机的进一步发展将远比以前更深刻地改变人类的生活方式,提高人类的生活质量。

本书共7章,分别为绪论、发动机主要部件的工作、发动机性能、民用机常用发动机的特点、发动机工作系统及发动机的启动、辅助动力装置。“航空燃气涡轮动力装置”这门课程是飞行技术专业学生的必修课,通过该课程的学习,为今后取得《航线运输驾驶执照》及从事航线飞行打下必要的理论基础。学习本书内容,应注重理论联系实际,突出安全意识,以确保发动机安全工作,正确使用发动机,充分发挥发动机性能,满足飞行性能要求为知识主线,贯穿各知识点。学习本课程后,应达到下列基本要求:了解燃气涡轮动力装置的基本组成及工作;理解发动机主要部件及工作系统的工作;熟悉发动机性能及大气条件对性能的影响;熟悉发动机常见的不正常工作的原因、现象、危害,掌握预防及处置措施;熟悉常用民航发动机的特点。

复习思考题

1. 简述燃气涡轮发动机发展的历史。
2. 航线运输机对动力装置的要求有哪些?
3. 发动机可靠性的意义是什么?如何描述?
4. 本课程的学习要求是什么?

第一章 喷气发动机概述

第二次世界大战以后, 喷气发动机广泛被用作飞机的动力装置。自 20 世纪 50 年代以来, 喷气发动机技术有了很大的发展, 人们根据不同的需要, 研制出了多种类型的喷气发动机, 应用在不同用途的飞机上。本章将概略介绍喷气发动机的特点、分类, 典型燃气涡轮动力装置的组成及工作, 喷气发动机推力等基本概念。

第一节 喷气发动机的特点和分类

一、喷气发动机的特点

喷气发动机是一种将燃料的化学能转换为气体的动能, 使气体高速喷出, 从而产生推力的动力装置。这种发动机, 能够直接利用气体反作用力产生推力, 不同于航空活塞发动机必需依赖螺旋桨才能产生拉力。所以, 喷气发动机本身既是热机, 又是推进器, 是热机和推进器合为一体的航空动力装置, 它与航空活塞动力装置比较, 主要有以下特点:

1. 推力 (功率) 大, 质量小

喷气发动机工作时, 气体在发动机内连续燃烧, 高速流动, 进气量大, 单位时间完成的推进功也很大, 所以发动机能在较小的外廓尺寸和较小的质量下产生巨大的推力, 这是喷气发动机的主要优点之一。如 GE90 发动机在地面起飞工作状态, 流经发动机的最大空气流量高达 $1\,000\text{ kg/s}$, 推力近 $40\,000\text{ daN}$ 。而航空活塞发动机, 一方面由于受气缸容积和数目限制, 进气量较小, 一次进入发动机的空气量只有几千克, 另一方面气体在发动机内的能量转换是间断的, 发动机完成一次热力循环只有膨胀过程才能输出有效功, 同时由于航空活塞发动机曲拐运动系较为复杂, 机件的强度限制了曲轴的转速, 所以, 单位时间内完成的推进功较小。

例如, 加拿大普拉特·惠特尼公司生产的 PT6A-61 涡桨发动机功率质量比为 4.55 hp/kg ; 美国特克斯朗·来康明公司生产的 IO540-C4D5D 航空活塞发动机功率质量比为 1.35 hp/kg 。

2. 速度性能好

飞机飞行速度增加时, 作用在飞机上的阻力会迅速增大, 所以发动机推进力需相应增加。对于热机与推进器合为一体的喷气发动机 [见图 1-1 (a)], 在相当大的速度范围内发动机推力随飞行速度的增大而不断增大 (将在发动机特性中介绍), 这正好与高速飞

行时飞机的飞行阻力不断增加情况相适应。对于航空活塞动力装置,由于必须依赖螺旋桨产生拉力[见图 1-1 (b)],而螺旋桨拉力随飞行速度增加而迅速减小。同时,就一般螺旋桨而言,当飞行速度超过 700 km/h 时,螺旋桨叶尖处的气流相对速度将接近当地音速而产生激波,使螺旋桨效率急剧降低,从而进一步加剧螺旋桨拉力的减小。所以,在高亚音速及以上速度范围,采用螺旋桨作为推进器是非常不利的。

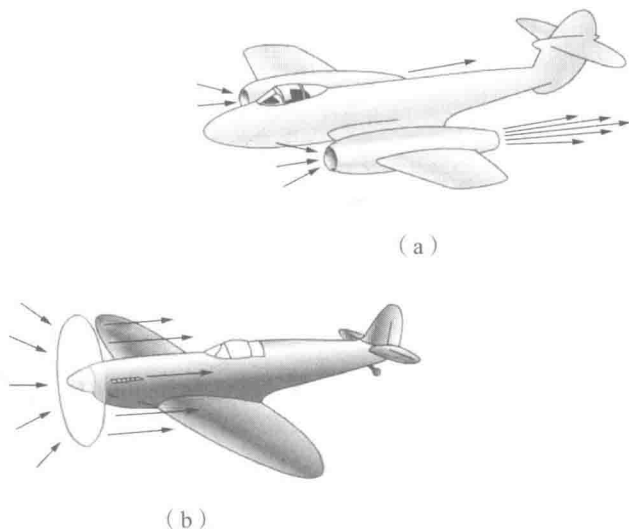


图 1-1 螺旋桨和喷气推进

3. 应用广泛

喷气发动机随着结构的改变,可分为很多类型。各种类型的喷气发动机其性能差异很大,可满足各种航天器和飞机的性能需要,在航天、航空领域应用极其广泛。同时,某些燃气涡轮发动机稍加改变还可用于地面火力发电设备、船舶、坦克、石油输送等领域。

虽然喷气发动机有以上诸多的优点,但正如世界上任何事物都有一分为二的两个方面一样,与航空活塞发动机比较,从总体上讲,喷气发动机有以下不足:燃油消耗率偏大、外界条件对发动机工作影响较大、使用成本较高等。所以,在轻型飞机和初教机上仍广泛采用航空活塞发动机。

二、喷气发动机的分类

喷气发动机,根据燃料燃烧时所需要的氧化剂的来源,可分为两大类:一类是火箭发动机,燃料燃烧时所需要的氧化剂是自身携带的;另一类是空气喷气发动机,自身只携带燃料而利用空气中的氧气作为氧化剂。

(一) 火箭发动机

火箭发动机本身带有氧化剂,推进剂(燃料和氧化剂)被点燃后在燃烧室中燃烧,化学能转换成热能,生成高温高压的燃气。燃气流经喷管,在管中膨胀加速,热能转换

成动能, 以极高速度从喷管喷出而产生推进力。由于不需要外界空气来助燃, 这种发动机可以在大气层内、外工作。

根据所采用的推进剂不同, 火箭发动机又可分为固体火箭发动机和液体火箭发动机两种。

1. 固体火箭发动机

这种发动机采用固体推进剂。例如, 黑色火药、聚氨酯、聚丁二烯及复合推进剂等。发动机本体由燃烧室和喷管组成, 如图 1-2 所示。

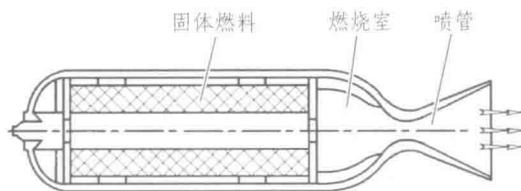


图 1-2 固体燃料火箭发动机

固体火箭发动机结构简单, 比冲小 (单位重量流量推进剂产生的推力), 工作持续时间短, 并且推力不易控制, 可作为航天器和飞机的助推器, 帮助起飞和加速; 也可作为战术导弹的主推器, 如美国的“麻雀”导弹、“不死鸟”导弹和“响尾蛇”系列导弹等。

2. 液体火箭发动机

这种发动机采用液体推进剂。例如, 液氢和液氧, 煤油和液氧, 偏二甲肼和液氧, 偏二甲肼和四氧化二氮等。发动机由燃烧室、喷管、推进剂供应系统等组成, 如图 1-3 所示。

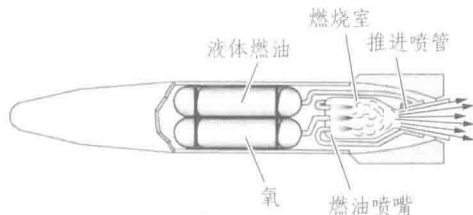


图 1-3 液体燃料火箭发动机

液体火箭发动机的比冲长, 工作时间较长, 可反复启动, 推力易控制。可作为航天器、战略导弹的主推器。如美国的“阿波罗”飞船, “民兵”系列导弹, 俄罗斯的 SS-18 导弹等。

(二) 空气喷气发动机

空气喷气发动机燃料燃烧时所需要的氧气从空气中获得, 因而只能在大气层中飞行。空气喷气发动机可分为无压气机式和有压气机式两种。

1. 无压气机式空气喷气发动机

这类发动机, 空气的压力提高是通过降低气流自身速度 (即冲压作用) 来完成的, 没有专门的压气机。根据燃料燃烧的特性, 它又可分为冲压式和脉动式两种。

1) 冲压喷气发动机

它由进气道、燃烧室和喷管组成，没有任何主要的旋转部件，如图 1-4 所示。飞行时，迎面气流在进气道内速度降低，压力、温度升高，然后在燃烧室与燃料混合并燃烧，高温、高压燃气在喷管内膨胀加速，最后向外喷出，产生推力。

飞行速度越高，冲压作用越强，推力也就越大，因而它适合作超音速和高超音速飞行。在低速飞行时，冲压作用弱，产生的推力小，经济性很差。飞行速度为零时（如起飞），根本不能产生推力，所以不能单独使用，必须和其他类型的喷气发动机组合起来使用。

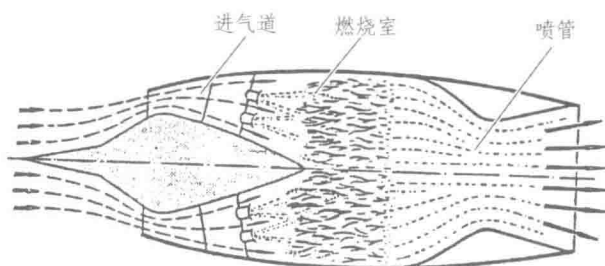


图 1-4 冲压式喷气发动机（罗兰专利）

2) 脉动喷气发动机

它由进气道、进气活门、燃烧室和喷管组成，如图 1-5 所示。工作时，进气活门受自身弹簧力和空气冲压作用而处于打开位置，空气经进气活门而进入燃烧室，燃烧后，气体压力升高又将活门关闭。高温、高压的燃气从喷管高速喷出产生推力。燃气向外喷出过程中，燃烧室内的压力降低，活门重新打开，又重复以上过程。

脉动喷气发动机的工作是断续进行的，振动很厉害，进气活门极易损坏，寿命短，因此很少采用。只是在第二次世界大战时，德国法西斯曾在 V-1 导弹上使用过。

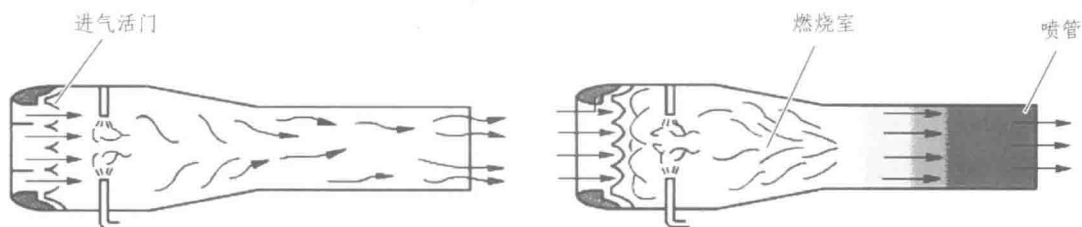


图 1-5 脉动喷气发动机

2. 有压气机式空气喷气发动机

这类发动机的压力的提高，除了通过冲压作用外，主要依靠专门的增压部件——压气机来完成，因都拥有其核心部件——燃气发生器（压气机、燃烧室、涡轮），故统称为燃气涡轮发动机。它又可分为涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴发动机。

1) 涡轮喷气发动机（简称涡喷）

涡轮喷气发动机，如图 1-6 所示，由进气道、压气机、燃烧室、涡轮和喷管组成。

发动机工作时, 空气经压气机做功, 压力提高, 随即进入燃烧室与燃料混合并燃烧, 燃烧后形成的燃气流入涡轮, 涡轮便在高温、高压燃气推动下旋转起来, 从而带动压气机工作, 燃气最后在喷管中膨胀加速, 向外高速喷出而产生推力。

涡喷发动机迎风面积小, 具有较好的速度性能, 但亚音速经济性差, 适宜作超音速战斗机的动力装置。

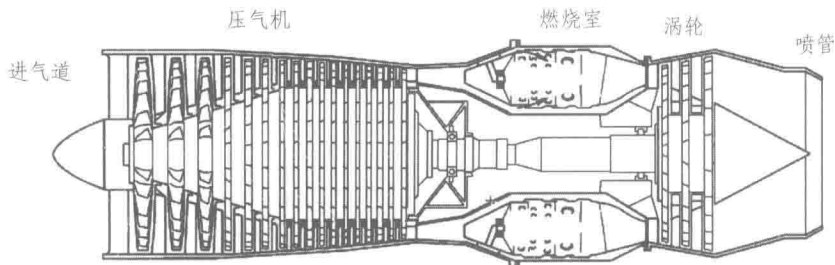


图 1-6 涡轮喷气发动机

2) 涡轮风扇发动机 (简称涡扇)

涡轮风扇发动机, 如图 1-7 所示。这种发动机的空气通路分为内、外两路, 所以又叫做双路涡轮喷气发动机, 或内外涵涡轮喷气发动机, 其中外涵与内涵空气质量流量比为涵道比, 用 B 表示。发动机的内涵与涡轮喷气发动机完全相同; 外涵中有风扇, 由涡轮驱动, 它使外涵空气受压缩后加速向后喷出, 而产生部分推力。

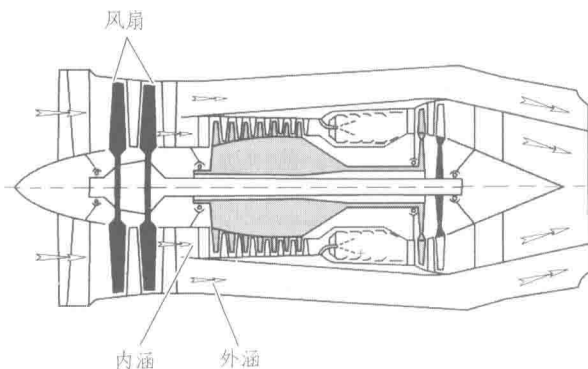


图 1-7 涡轮风扇发动机

涡扇发动机的性能随涵道比的不同差异很大, 总的说来, 在亚音速段较之涡喷发动机具有更好的经济性, 综合性能好。其中, 高涵道比涡扇 ($B = 4 \sim 10$) 适宜作高亚音速大、中型民航机、运输机的动力装置; 低涵道比涡扇 ($B = 0.2 \sim 0.6$) 适宜作超音速战斗机的动力装置。

为了进一步降低高亚音速民航机的运行成本, 进一步提高涡扇发动机涵道比, 提高发动机经济性, 世界上各大发动机制造商竞相研制、开发超高涵道比的涡扇发动机, 即螺旋桨风扇发动机 (简称桨扇), 如图 1-8 所示。这种发动机采用后置超临界后掠桨扇, 其涵道比可高达 $20 \sim 60$, 燃油消耗率可进一步降低 $30\% \sim 40\%$, 起飞和爬升性能进一步改

善。但桨扇发动机目前存在单发推进功率不高,噪声较大,安全保护方面有缺陷等问题,还没有投入实际使用,但是今后高亚音速民航机动力装置发展方向之一。

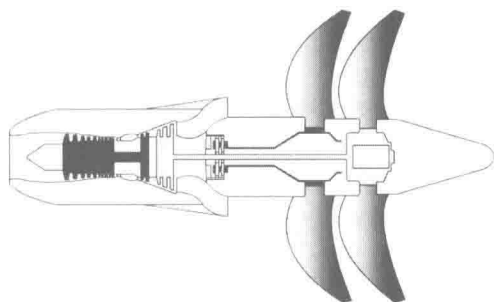


图 1-8 桨扇发动机

3) 涡轮螺旋桨发动机 (简称涡桨)

涡桨发动机,如图 1-9 所示。这种发动机与涡喷发动机的差异在于涡轮轴除带动压气机外,还需通过减速器带动螺旋桨,发动机工作时,主要由螺旋桨产生拉力;此外,还由喷气的反作用而产生很小的推力。

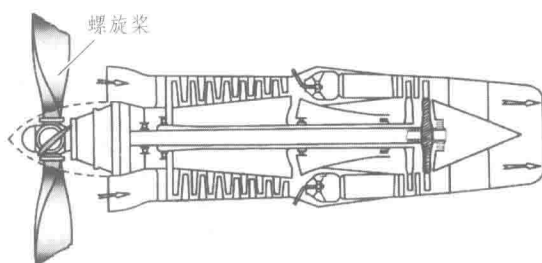


图 1-9 涡轮螺旋桨发动机

涡桨发动机起飞拉力大,在中、低速飞行时具有较好的经济性,适宜作中、低速支线民航机、运输机和轰炸机的动力装置。

4) 涡轮轴发动机 (简称涡轴)

涡轴发动机,如图 1-10 所示。这种发动机与涡桨发动机几乎没有多大区别,涡轮分为压气机涡轮和自由涡轮;压气机涡轮带动压气机,自由涡轮通过减速器带动外界负载(如直升机旋翼和尾桨、发电机转子等),发动机工作时,由自由涡轮输出功率。此外,排气装置产生的喷气反作用力几乎可以忽略不计。

涡轴发动机基本上已经演变成一个热机,具有质量小、功率大、经济性好的特点,适宜作直升机动力装置。

燃气涡轮发动机的分类还可根据发动机转子结构分为单转子、双转子和三转子发动机;根据是否加力又可分为不加力和加力式发动机。加力式发动机常采用复燃加力方式和喷水加力方式,目的是进一步增加发动机推力,提高飞机起飞、爬升性能。复燃加力燃烧是在发动机涡轮和喷口之间喷油和燃烧,如图 1-11 所示。这样可进一步释放燃料化学能,从而进一步提高燃气温度和燃气膨胀能力,最终使喷气速度提高,发动机推力增

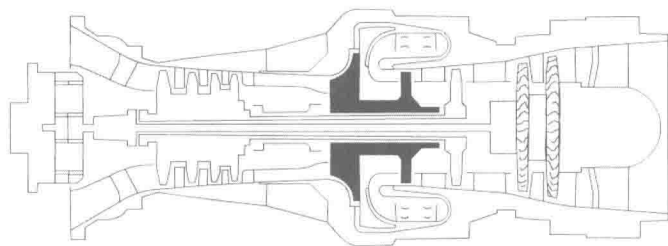


图 1-10 涡轮轴发动机

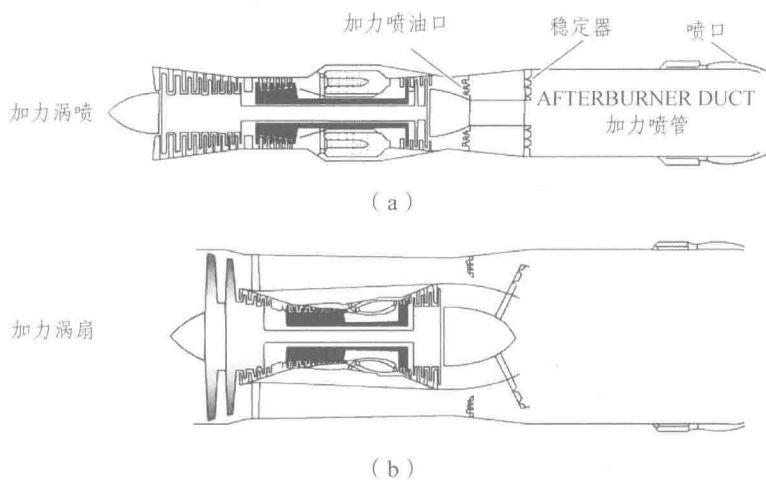
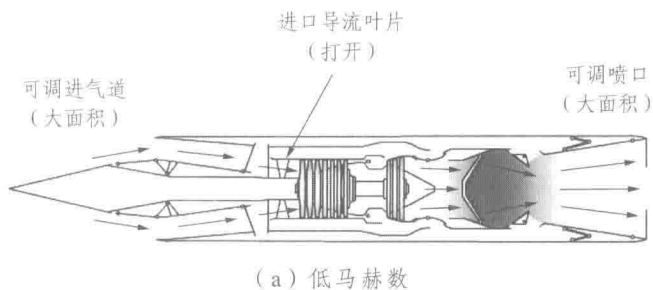


图 1-11 加力燃烧

加。超音速飞机上的涡喷和低涵道比涡扇发动机常采用这种加力方式；喷水加力燃烧是通过在压气机或燃烧室进口喷水（通常为水和酒精的混合液），从而提高燃气流量和压气机增压比来提高发动机推力。早期燃气涡轮发动机常用这种加力方式。

从以上喷气发动机的特点可以看出，任一类型的发动机，都有其工作的局限性。对于超高音速飞机（ $Ma = 4 \sim 6$ ），由于其飞行速度范围很广，单一类型发动机根本无法满足其性能要求，需采用两种发动机组合的组合发动机。如涡喷冲压发动机，涡扇冲压发动机，火箭冲压发动机等。组合发动机可充分发挥各自发动机的优点，满足飞机不同飞行速度段下的推进要求。如涡喷冲压发动机，如图 1-12 所示，低马赫数时（ $Ma < 3$ ），涡喷发动机工作，冲压发动机不工作；高马赫数时（ $Ma > 3$ ），涡喷发动机退出工作，冲压发动机工作。



(a) 低马赫数

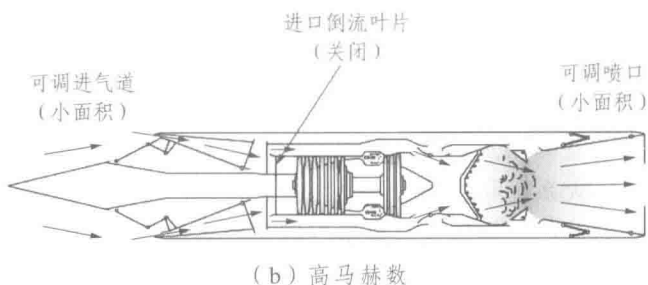


图 1-12 涡喷-冲压组合发动机

第二节 典型燃气涡轮动力装置的一般介绍

在介绍燃气涡轮发动机的工作原理之前，应对动力装置有一个概括了解。本节将介绍典型燃气涡轮动力装置的基本组成及工作、特征截面及能量转换、理想循环等。

一、燃气涡轮动力装置的基本组成及工作

燃气涡轮发动机是一种产生推力的动力装置。组成动力装置的各部件，以及保证它工作的各系统，都是直接或间接地为了产生推力而设置的。下面以单转子涡喷发动机为例，介绍其主要部件、工作系统及一般工作情形，使我们对发动机有一个整体概念，为以后学习其部件的工作及性能打下必要的基础。

发动机的主要部件有：进气道、压气机、燃烧室、涡轮和喷管，如图 1-13 所示。

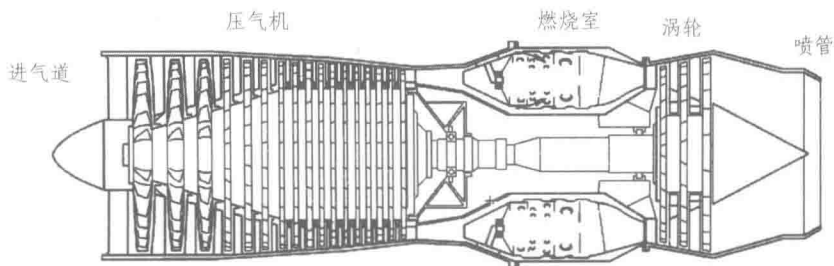


图 1-13 单轴轴流式涡轮喷气发动机

进气道用来引导足够量的空气顺利进入发动机，在飞行中还可通过冲压作用提高气体压力。

压气机用来提高气体的压力，它通过高速旋转的叶轮，对进入压气机的气体做功，达到增压目的。

燃烧室用来组织燃油与空气的混合、燃烧，释放化学能，不断给气体加热，以提高气体温度。

涡轮用来带动压气机转动。涡轮位于燃烧室出口，在高温、高压燃气作用下旋转。

涡轮与压气机同轴连接, 涡轮旋转时, 即带动压气机转动。同时涡轮还为工作系统提供机械能。

喷管用来使高温、高压燃气膨胀, 将部分热能转换成气体的动能, 最后高速喷出。

发动机的工作系统是确保发动机正常工作的有机组成部分, 主要有: 燃油系统、滑油系统、防冰系统、防火系统和起动系统等。

发动机燃油系统的作用是根据发动机油门和飞行条件的变化, 计量适当的燃油量, 确保发动机工作安全、稳定、可靠。

发动机滑油系统的作用是不断将适当温度的压力滑油送到发动机各摩擦面, 起到润滑和散热等作用。

发动机防冰系统的作用是预计当存在发动机积冰的条件时, 接通发动机防冰装置, 防止发动机积冰, 确保发动机正常工作。

发动机防火系统的作用是当发动机出现严重过热或火警时, 接通发动机灭火装置进行灭火, 防止发动机严重损坏, 危及飞行安全。

发动机起动系统的作用是将发动机从静止状态顺利加速到慢车状态, 确保启动过程迅速、可靠。

发动机工作时, 空气首先由进气道进入压气机, 经压气机压缩后, 气体压力大大提高。随即进入燃烧室, 与喷嘴喷出的燃油混合, 并进行连续不断地燃烧, 释放出热能, 使气体温度大大提高。燃烧后形成的燃气流入涡轮并膨胀, 涡轮便在高温、高压气体推动下旋转, 从而带动压气机旋转, 并为工作系统提供机械能。燃气经涡轮最后进入喷管, 继续膨胀, 并将部分热能转换成动能, 从喷口高速喷出。通过气体对发动机的反作用产生推力。

发动机工作中, 气体的压力、温度和轴向速度的变化情形如图 1-14 所示。

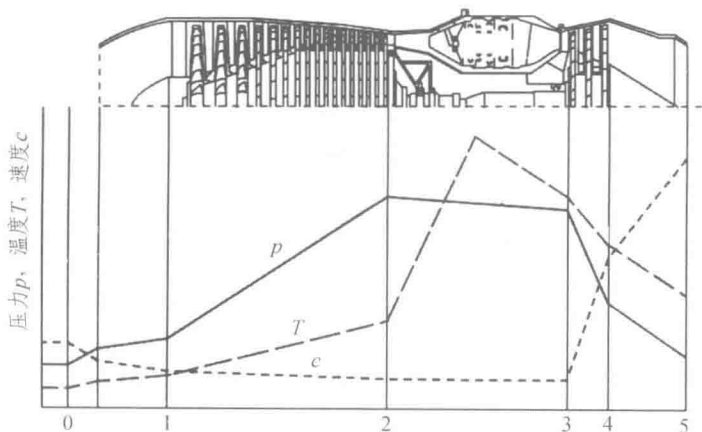


图 1-14 气体流过涡轮喷气发动机时各参数的变化情况

在图 1-14 中, 采用下列符号表示发动机的各特征截面:

0-0 为发动机前方未受扰动截面;

1-1 为进气道出口 (压气机进口) 截面;

2-2 为压气机出口（燃烧室进口）截面；

3-3 为燃烧室出口（涡轮进口）截面；

4-4 为涡轮出口（喷管进口）截面；

5-5 为喷管出口截面。

此外，对双转子发动机，可用 2.5-2.5 表示低压压气机出口（高压压气机进口）截面；可用 3.5-3.5 表示高压涡轮出口（低压涡轮进口）截面；对于涡轮风扇发动机的外涵，可在对应截面后标注 II 表示。每一截面上的气流参数采用与该截面符号对应的阿拉伯数字作为其下标。如涡轮前燃气在总温用 T_3^* 表示，涡扇发动机外涵喷气速度用 c_5 表示，低压涡轮进口燃气总温用 $T_{3.5}^*$ 表示，外界大气压力和温度用 p_0 和 T_0 表示等。

发动机工作时，气体压力、温度和轴向速度的变化是：在压气机中，气体由于受到叶轮压缩，使其压力、温度得到提高，速度略减小。在燃烧室内，由于与燃油混合燃烧，使燃气温度升高，同时因流动损失等原因，燃气压力略有降低，速度略增加。在涡轮中，燃气膨胀做功，压力、温度降低，速度升高。在喷管中，燃气继续膨胀，将热能转换成动能，燃气速度增加，并在喷口处达到最大。根据气体的膨胀程度不同，喷口处气体静压力等于或大于外界大气压力。

发动机在飞机上的安装位置随飞机类型的不同差异很大。战斗机考虑到飞机的隐身性能，发动机常装在飞机两侧翼根处、机腹下或机身内。而民航机则更多考虑到发动机的维护性和飞机总体的平衡和受力要求，发动机采用翼下吊装或装在飞机尾段，如图 1-15、图 1-16 所示。目前，大型民航机较流行采用便于维护的翼下吊装发动机结构，对于这种飞机，需要特别强调的是：由于发动机距地面很近（如 B737-300 在地面停放时，整流罩下边缘距地面只有 0.2 m），而且，高涵道比涡扇发动机工作时进气量很大（尤其在大功率状态时）。这样，一方面，地面外来物容易被吸进发动机，损坏发动机风扇叶片；另一方面，发动机尤其是其前方区域，容易对地面人员造成伤害。所以，对这种飞机，应保持其发动机前方区域清洁，尤其是当发动机地面启动时，应严格遵守发动机地面危险区域限制，确保地面安全。



图 1-15 翼下吊装发动机

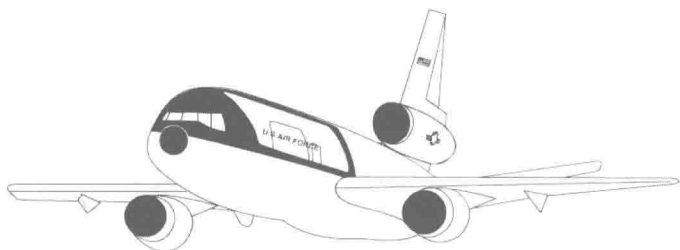


图 1-16 机尾和翼下安装发动机

二、布来顿循环

涡喷发动机的理想循环采用布来顿循环,由美国物理学家布来顿在 1872 年首先提出,也称为等压加热循环,如图 1-17 所示,由 4 个热力过程组成:

0→2 绝热压缩过程:完成此过程的部件是进气道和压气机。外界空气在进气道(0→1)和压气机(1→2)中,由于速度冲压和叶轮做功,使其压力提高。

2→3 等压加热过程:完成此过程的部件是燃烧室。理想的情况是将燃油在燃烧室内燃烧视为等压条件下向工质气体加热,使气体温度升高。

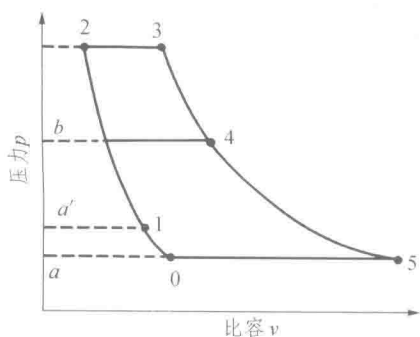


图 1-17 布来顿循环

3→5 绝热膨胀过程:完成此过程的部件是涡轮和喷管。高温、高压燃气在涡轮(3→4)和喷管(4→5)膨胀,将燃气的可用热能转换成涡轮机械功和气体动能,从喷口喷出。

5→0 等压放热过程:此过程在发动机外部大气中完成。

由此构成了一个理想的封闭循环,最终将燃料的热能释放并尽可能转换成气体动能,产生大的推力。

布来顿循环热效率 η 定义为:在理想情况下,加给 1 kg 工质气体的热量与气体动能增量的热当量的比值。公式为

$$\eta_{\text{热}} = \frac{\Delta e_K}{q_1} \quad (1.1)$$

经推导可得到下列形式

$$\eta_{\text{热}} = 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}} \quad (1.2)$$

式中 π^* ——发动机总压比, $\pi^* = p_2^*/p_0$;

k ——空气绝热系数。

由此公式可以看出, 布来顿循环热效率的大小取决于发动机的总压比。就是说, 只决定于在压缩过程中, 压力提高的程度。总压比越大, 气体被压缩得越厉害, 加热后气体具有的膨胀能力越强, 可将更多的热能转换成机械功, 随喷出的气体散失到大气中去的不可利用的热能越少, 热的利用程度越高, 故热效率也越高。

如发动机总压比 = 10, 循环热效率 = 48.2%;

如发动机总压比 = 20, 循环热效率 = 51.5%;

如发动机总压比 = 30, 循环热效率 = 62.2%;

如发动机总压比 = 40, 循环热效率 = 65.1%。

发动机总压比与循环热效率的关系如图 1-18 所示。

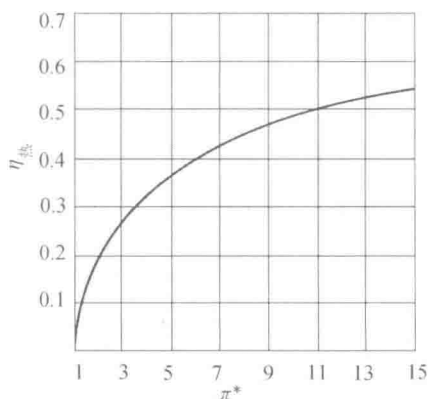


图 1-18 热效率与总压比的关系

发动机的实际工作过程较为复杂, 如压缩、膨胀过程并非严格的绝热过程, 存在流动损失、散热损失; 燃烧过程也并非严格的等压加热, 实际加热过程是通过组织燃油与空气燃烧, 释放出燃油中的热能而实现的, 存在流动损失和热阻损失等。所有这些损失最终都会使气体膨胀能力降低, 气体在发动机中的动能增量减小。所以, 实际发动机的热效率更低。为了提高其热效率, 除主要提高发动机的总压比外, 还须尽可能降低发动机各工作过程的损失。

布来顿循环是燃气涡轮发动机工作的基础, 燃烧过程在等压条件下完成, 这样, 可确保发动机工作过程的连续性, 避免了在封闭气缸中燃烧产生的巨大的峰值压力, 从而使燃气涡轮发动机可采用轻结构的燃烧室和低辛烷值的燃油 (如航空煤油)。同时, 燃气涡轮发动机组织稳定的燃烧较活塞发动机困难。