

第一章 飞机推进系统概论

第一讲 飞机推进系统的发展和基本工作原理

1.1 飞机推进系统的发展概况

人类实现动力飞行已有整整 100 年的历史，飞机的发明和应用是 20 世纪人类取得的最伟大科技成就之一，极大地推动了人类文明的进步，改变了人类几千年来形成的时空观和世界观，对人类社会的日常生活和思维方式产生了巨大的影响。

飞机靠推进系统提供的动力飞上蓝天，我们把产生推力推动飞机前进的整套动力装置称为飞机推进系统。现代战斗机的推进系统一般由涡轮风扇（或涡轮喷气）发动机和进、排气系统所组成。飞机推进系统的核心是航空发动机，它作为飞机的“心脏”，在航空技术的发展过程中起着关键性的作用。在航空技术发展的早期，由于缺乏合适的动力，飞机的发明比以蒸汽机为标志的工业革命晚了近 140 年，直到 19 世纪末、20 世纪初活塞发动机的发明和应用之后，才终于圆了人类的飞行梦。在 20 世纪前半叶，装有活塞发动机的螺旋桨飞机主宰了天空，并在两次世界大战中大显身手，改变了人类的战争模式，同时也推动了民用航空事业的发展，功不可没；20 世纪 40 年代，喷气发动机的出现，使飞机突破音障，实现了超音速飞行，并从此进入喷气飞行时代；大涵道比涡扇发动机和宽体客机的出现，使得航空运输的成本大大降低，并实现了不着陆越洋飞行。飞行不再是少数冒险家追求刺激的方式，而成为普通大众不可缺少的一种交通工具。21 世纪，航空动力技术呈现加速发展态势，将有可能研制出超过音速 5 到 10 倍的高超音速飞行器及空天飞机，使人类进入更加经济、安全、快速、便捷的高超音速及大气层—外层空间天地往返航行时代，开辟人类航空史上的新纪元。

很显然，航空发动机不仅是飞机的动力，而且也是航空技术发展的推动力。人类在航空领域中取得的每一次重大的革命性进展，无不与航空动力技术的突破和进步相关。飞机的需求和发展又促使发动机向更高水平迈进，两者相得益彰，促进了整个航空事业的蓬勃发展，已成为一个国家科技水平、军事实力和综合国力的重要标志之一。

从海湾战争、科索沃战争和美英联军对伊拉克的战争中可以看出，即使在信息战和电子战技术十分发达的今天，配装先进动力的航空武器装备，在现代化战争中仍然是夺取制空权决定战争胜负的决定性因素之一。

自 1939 年装有喷气发动机的飞机首次成功飞行而进入航空喷气时代以来，以喷气发动机为核心的飞机推进系统有了飞速的发展。随着对飞机性能需求的不断提高，有力地促进了飞机推进系统参数及特性的改善以及新型推进系统的研究与发展。

回顾百年飞机推进系统的发展历程，在各个阶段都具有鲜明的特点：

在第二次世界大战前及其进行期间，飞机上使用的动力装置都是由航空活塞式发动机和螺旋桨组成。活塞式发动机具有油耗低、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内，是惟一可用的航空飞行器的动力。由于发动机功率与飞机飞行速度的三次

方成正比，随着飞行速度的提高，要求发动机功率大大增加，从而使其重量和体积都随之迅速增加；另一方面，在接近音速时，螺旋桨的效率会急剧下降，也限制了飞行速度的提高。因此，要进一步提高飞行速度，尤其要达到或超过音速，必须采用新的动力装置。

喷气式发动机可以产生很大的推力，而自身重量又很轻，从而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 He.178 飞机在 1939 年首次试飞时就达到了 700 km/h 的飞行速度，已接近活塞发动机飞机的极限速度，宣告了一个新的航空时代的到来。二战结束后，随着工业技术水平的提高和冷战的需要，美、苏、英、法等国家纷纷研制发展喷气式发动机，首先用于战斗机上，随后用于轰炸机和民航客机上，引发了一场航空工业的“喷气革命”。自第一台涡轮喷气式发动机问世后，喷气式战斗机发动机得到了迅猛的发展。

自 20 世纪 40 年代以来，按发动机推重比的大小划分，喷气式战斗机发动机已研制发展了四代。国际上以 F110 发动机为代表的推重比 8 级的第三代发动机，已经趋于完善和成熟。以 F119 为代表的推重比 10 级的第四代发动机已经或即将投入使用，具有高性能（高推重比等）、高可靠性、长寿命、低油耗、低信号特征、低全寿命期费用等特点，可满足战斗机的超音速巡航能力、良好生存性／隐身性、高机动性与敏捷性和低全寿命期费用等要求。在美国和欧洲的一些国家实施的综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划和先进军用核心机(ACME)计划等开发和验证的技术保障下，已经开始对“第五代”战斗机发动机进行预研。

喷气式战斗机发动机的具体发展过程如下：

20 世纪四十年代，在对飞机快、高、远的需求下，航空喷气发动机研制成功并开始广泛应用，为飞机突破音障提供了动力。

20 世纪五十年代，喷气式发动机技术逐渐成熟。

20 世纪六十年代，涡轮风扇发动机投入使用，加力涡轮风扇发动机也开始应用到各种不同飞行高度的多工作状态的军用战斗飞机上。

20 世纪七十年代，第三代战斗机的投入使用和第四代战斗机战技指标的提出，对飞机推进系统提出了更高的要求，出现了具有很高的热力性能和结构工艺水平的新一代涡轮风扇发动机，即第三代发动机的研制成功和第四代发动机的开展预研。第三代发动机是指推重比 8 级的涡扇发动机，其典型的代表性发动机有：F100、F110、АЛ-31Ф、РД-33 等，是美国和俄罗斯等国家现役主力战斗机(F-15、F-16、СУ-27 和 МигМ29 等)的动力装置。第三代发动机的性能特点是：推重比 7.0~8.0，压气机平均级增压比为 1.3~1.4，总增压比 21~35，燃烧室温升为 850~950K，高压涡轮单级落压比可达 3.5~4.2，涡轮进口温度达到 1600~1750K，加力温度达到 2000~2100K。几种典型的第三代喷气式发动机主要性能参数见表 1-1。自从投入使用以来，第三代发动机在不断地进行改进和改型，进一步提高第三代发动机的性能，经改进和改型的几种典型的第三代发动机的性能参数见表 1-2。

表 1-1 第三代喷气发动机的主要性能参数

机型	F100-220	F110-100	PD-33	AL-31Φ
主要参数				
推重比	7.4	7.07	7.87	7.14
最大推力(kN)	105.9	122.6	81.4	122.6
中间推力(kN)	65.26	70.60	49.13	76.20
涵道比	0.60	0.81	0.48	0.60
空气流量(kg/s)	103.4	115.2	76.0	111.3
总增压比	32.0	30.6	21.7	23.8
涡轮前燃气温度(K)	1672	1644	1540	1665

表 1-2 第三代喷气发动机改进型的主要性能参数

机型	F100-129 3/9/1/2	F110-134 3/9/1/2	F100-229A 3/10/2/2	AL31-ΦY 4/9/1/1
主要参数				
推重比	8.5	9.5	9.5	8.7
最大推力(kN)	128.9	151.4	142.3~151.0	142.2
质量(kg)	1787	1701		1660
最大直径(m)	1.181	1.181	1.181	0.932
长度(m)	4.622	4.622	4.856	5.000
涵道比	0.76	0.54	0.40	0.60
空气流量(kg/s)	122.4	132.8	113.6	120.0
总增压比	32	43	34	25
涡轮前燃气温度(K)	1728	1830		

从表 1-2 可以看出,通过改进和改型,发动机 3 级风扇的增压比达到 4.0 左右,总增压比达到 30~40,涡轮前燃气温度提高到 1850K 左右,推重比已达到 8.7~10,有些参数已经接近或达到了第四代发动机的水平。为了满足第四代战斗机的超音速巡航、过失速机动、隐身性能、短距起飞垂直着陆、低寿命期费用和高可靠性等要求,20 世纪 80 年代末到 90 年代初,西方国家设计并研制了高推重比、低耗油率、无约束操纵能力、高可靠性、较长寿命和较低费用的 F119、F135、F136、AL-41Φ 等第四代战斗机发动机,其中 F119 最具代表性,发动机的主要性能参数见表 1-3。

表 1-3 F119 发动机的主要性能参数

推重比	>10(11.67)	风扇压比	4.0
最大推力(kN)	155.68	涡轮前燃气温度(K)	1977
中间推力(kN)	97.86	质量(kg)	1360
涵道比	0.3	最大直径(m)	1.143
总增压比	26	长度	4.826

F119 发动机由 3 级风扇、6 级压气机、环形浮动壁燃烧室、单级高、低压涡轮、加力燃烧室和二元推力矢量喷管构成(如图 1 所示),具有结构简单可靠、耐久性高、可维护性和保障性高等特点。

第四代战斗机发动机的性能特点:与第三代战斗机发动机相比,第四代战斗机发动机的涵道比较小,为 0.2~0.4;总增压比稍有提高,为 26~35;涡轮前燃气温度为 1850~2000K;3 级风扇的增压比也有所增加,达到 4.0 左右;推重比明显增大,达到 9.0~12.0;耗

油率降低了 8%~10%；可靠性提高了 1 倍；耐久性提高了 2 倍。

第四代战斗机发动机的结构特点：第四代战斗机发动机的风扇为 2~3 级；高压压气机为 5~6 级；燃烧室多为短环形燃烧室；高压涡轮均为单级；低压涡轮为 1~2 级；加力燃烧室多为内外涵燃烧、结构一体化的短加力燃烧室；喷管采用多种形式，如采用二元推力矢量喷管、轴对称收敛扩散喷管、二元收敛扩散喷管等。

第四代战斗机发动机采用的先进技术：复合材料风扇机匣，风扇和压气机叶片采用三维气动设计(掠形叶片、弓形静子)，整体叶盘，空心叶片，阻燃钛合金压气机叶片，燃烧室三维数值计算和模拟技术，高紊流度强旋流结构，双旋流的空气雾化喷嘴，带旋流的预混喷嘴，强旋流混合头部，浮动壁火焰筒，多孔冷却火焰筒，多孔层板火焰筒，对转涡轮，铸冷涡轮叶片，多孔层板涡轮叶片，“超冷”涡轮叶片，单晶材料叶片，粉末冶金盘，物理气相沉积热障涂层，径向加力燃烧室，推力矢量喷管，陶瓷基复合材料喷管调节片，刷式密封等。通过采用上述先进技术，使第四代战斗机发动机提高了总增压比和风扇增压比，提高了涡轮前燃气温度和跨音速压气机、涡轮的效率，降低了涵道比，减轻了质量，进而大大提高了性能、可靠性和耐久性。

进入 20 世纪九十年代以来，为适应“空中优势”战斗机的需求，对发动机推力矢量技术的发展提出了更为迫切的要求，同时在超音速巡航、隐身性能、短距起降等方面也有了更高的要求。

20 世纪九十年代，随着带推力矢量技术先进战斗机的试飞成功，推力矢量控制已经成为战斗机机体/发动机一体化，以及飞行/火力控制一体化综合控制中的关键技术，也被认为是当今高性能战斗机的基本要求和标准技术。为飞机实现过失速超机动性、高敏捷性、短距起降性能、低可探测性和超音速巡航打下了坚实的基础。

在发展涡轮风扇发动机技术的同时，人们积极开展新概念发动机的探索研究，并已取得重大突破。

1.2 喷气发动机的分类和基本工作原理

1.2.1 喷气发动机的分类

喷气发动机分为两大类：火箭发动机和空气喷气发动机。分类简图如图 1-1 所示。当然，这样的分类只是代表了喷气发动机的过去和现在，属于“传统”的喷气发动机。随着新的航空百年的到来，一些非传统、新概念的喷气发动机已经开始初露端倪，除了脉冲爆震发动机外，还有多核心机发动机、组合发动机（如冲压+涡扇、火箭+冲压等）、超燃冲压发动机、电推进发动机等。可以想象，等到第三个航空百年来临的时候，喷气发动机的分类图必将得到极大的扩展和充实。

1.2.1.1 火箭发动机

火箭发动机本身携带有氧化剂，不依靠空气来进行助燃，因而其工作过程很少取决于大气条件，能够在真空条件下工作，所以装有火箭发动机的飞行器的飞行高度可不受限制，可进入大气层外飞行。

根据所采用的燃料种类不同，火箭发动机又可分为固体燃料火箭发动机、液体燃料火箭

发动机和核能火箭发动机。

1.2.1.2 空气喷气发动机

空气喷气发动机以空气为工质，因而装有空气喷气发动机的飞行器的飞行高度是有限的，只能在大气层中工作。

空气喷气发动机的基本热力循环都是相同的，根据其形成增压过程的情况，可把空气喷气发动机分为无压气机式空气喷气发动机和有压气机式空气喷气发动机两大类。

(1) 无压气机式空气喷气发动机

这一类发动机的热力循环的增压过程是依靠高速下的气体冲压作用来完成的。其燃料的化学能转换成的热能只是用来增大流过发动机工质的动能。无压气机式空气喷气发动机有两种类型，即冲压式喷气发动机和脉冲式喷气发动机。

(2) 有压气机式空气喷气发动机

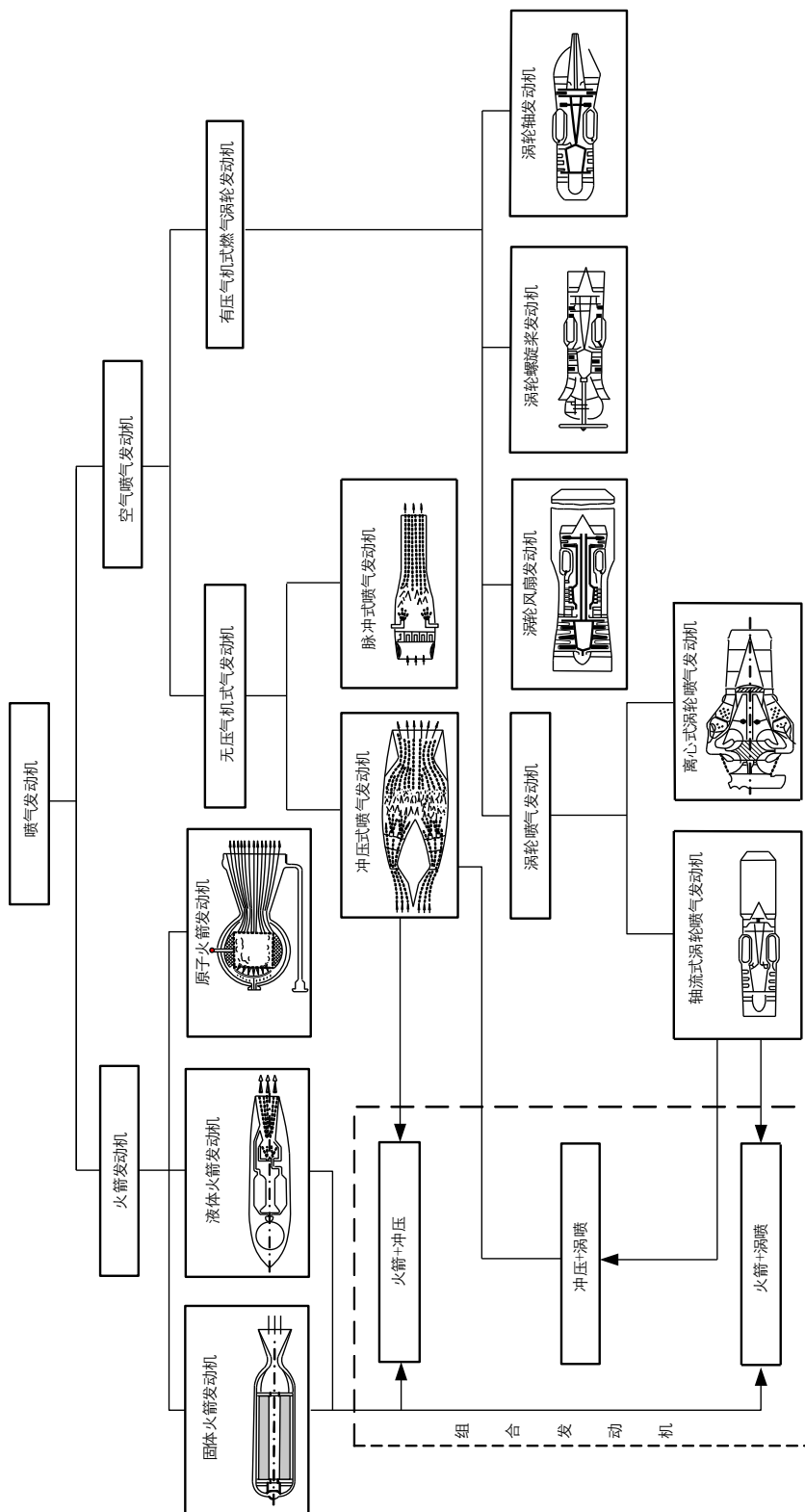


图 1-1 喷气发动机分类简图

这类发动机的空气压缩过程主要由压气机来完成（在某些条件下也有一部分冲压作用）。因为发动机中的压气机工作是由发动机中产生的高能燃气在涡轮中膨胀而输出机械功来驱动的，所以通常又称此类发动机为燃气涡轮发动机。

燃气涡轮发动机应用于飞行器上有五种典型类型，即涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮轴发动机和桨扇发动机。虽然各种燃气涡轮发动机的结构有很大的差异，但是从原理上来说，它们都遵循相同的热力循环，都是由压气机、燃烧室和涡轮组合而成的燃气发生器（或称为核心机）来产生高温、高压的燃气。只不过是对燃气发生器（或核心机）后燃气的可用能量的具体分配情形不同而已。

① 涡轮喷气发动机

涡轮喷气发动机简称为涡喷发动机，图 1-2 为其示意图。发动机工作时，外界空气经进气系统引入发动机，经压气机增压后进入燃烧室，在燃烧室中与供给的燃料混合并燃烧，形成高温高压的燃气，燃气在涡轮中膨胀，推动涡轮旋转，从而驱动压气机工作。燃气发生器后燃气的可用能量全部用于在排气系统中增加燃气的动能，使燃气以很高的速度排出，以产生推力。

在涡轮后带有复燃加力燃烧室的涡轮喷气发动机称为复燃加力式涡轮喷气发动机，简称加力涡喷发动机。

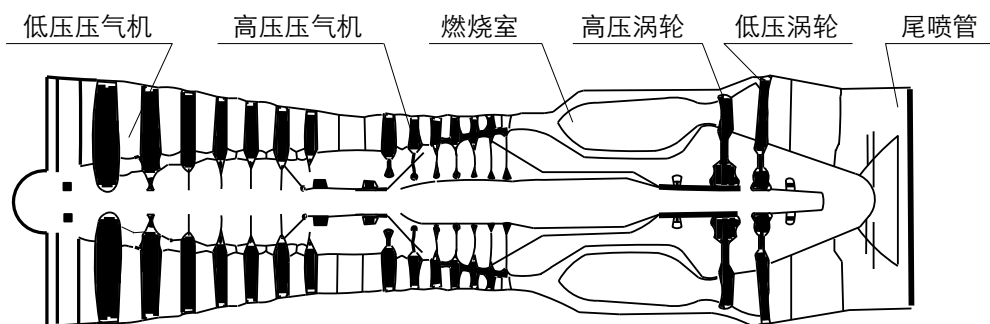
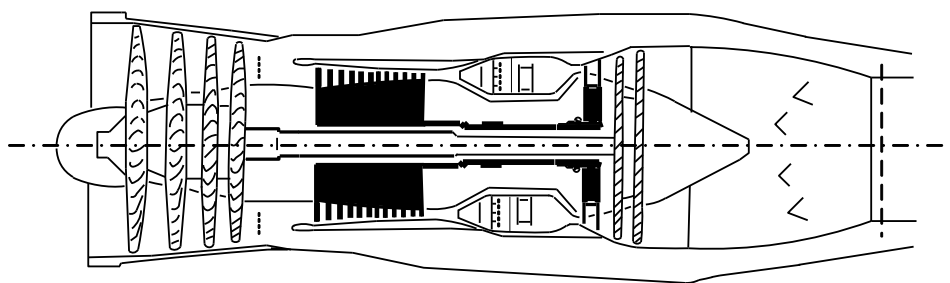


图 1-2 涡轮喷气发动机简图

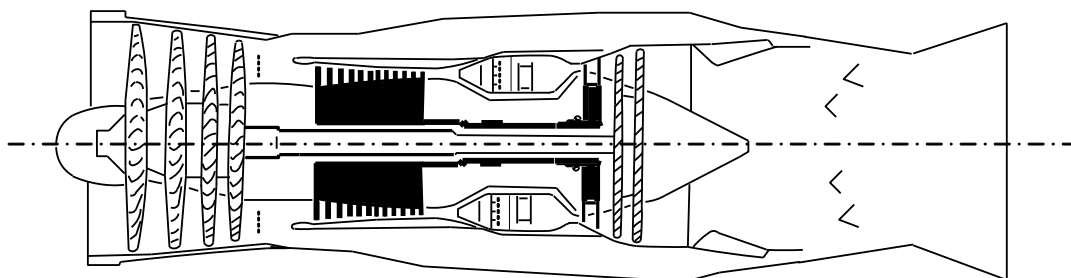
根据连接压气机和涡轮的同心轴的数目，涡喷发动机又可分为单转子、双转子、三转子或多转子涡喷发动机。如我军现役机种配装的涡喷七、涡喷十三系列的发动机都是双转子加力涡轮喷气发动机。

② 涡轮风扇发动机

涡轮风扇发动机简称为涡扇发动机。涡扇发动机的突出特点是气体在发动机中的流动分别部分地或全部地经历内、外两个通道，又称为内涵和内涵，如图 1-3 所示。其中流过外涵的空气流量与流过内涵的空气流量之比称为涵道比。在涡扇发动机中，空气经进气系统首先进入风扇（又称为低压压气机）增压，而后分成内、外两股气流。外股气流进入外涵道；内股气流则进入内涵道，经历与涡喷发动机类似的工作过程。



(a) 分开排气式涡轮风扇发动机



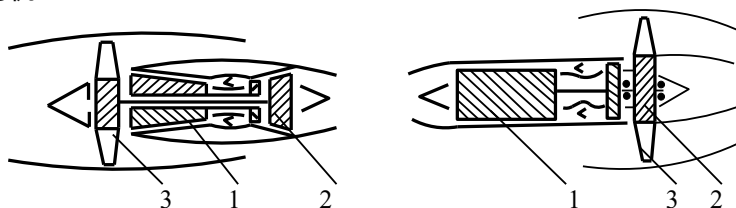
(b) 混合排气式涡轮风扇发动机

图 1-3 涡轮风扇发动机简图

涡扇发动机根据排气方式的不同而分为两种类型。一种是内、外涵气流分别从各自的涵道中排出，称为分开排气式涡轮风扇发动机，如图 1.3 (a) 所示；另一种是外涵气流与内涵气流在内涵的涡轮后进行混合后再排出，称为混合排气式涡轮风扇发动机，如图 1.3 (b) 所示。除此之外，还可以按风扇安装的位置、发动机转子的数目来划分。根据风扇安装位置的不同，涡扇发动机可分为：前涡扇发动机（风扇位于发动机前部，见图 1-4 (a)）、后涡扇发动机（风扇位于发动机后部，见图 1-4 (b)）和高位涡扇发动机（风扇装置伸到发动机外部，见图 1.4 (c)）。其中，前涡扇发动机得到了最广泛的应用，如军用混排加力涡扇发动机。根据转子的数目可分为：单转子涡扇发动机（图 1.5 (a)）、双转子涡扇发动机（图 1.5 (b)、1.5 (c)）和三转子涡扇发动机（图 1.5 (d)）。其中，双转子结构形式的涡扇发动机得到了最广泛的应用。

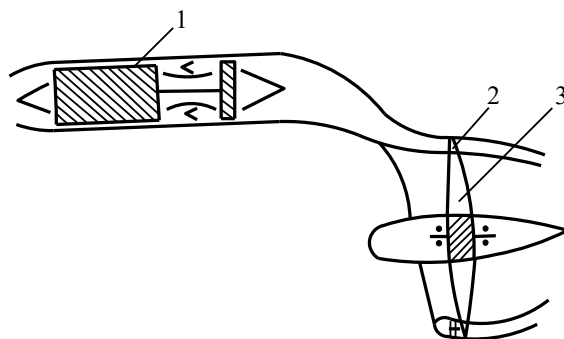
此外，还有一些特殊形式的涡扇发动机，如供短距起降飞机用的多涵道涡扇发动机等等。

军用战斗机所配装的一般都是带复燃加力燃烧室的混合排气式涡轮风扇发动机，简称为混排式加力涡扇发动机。



(a) 前涡扇发动机

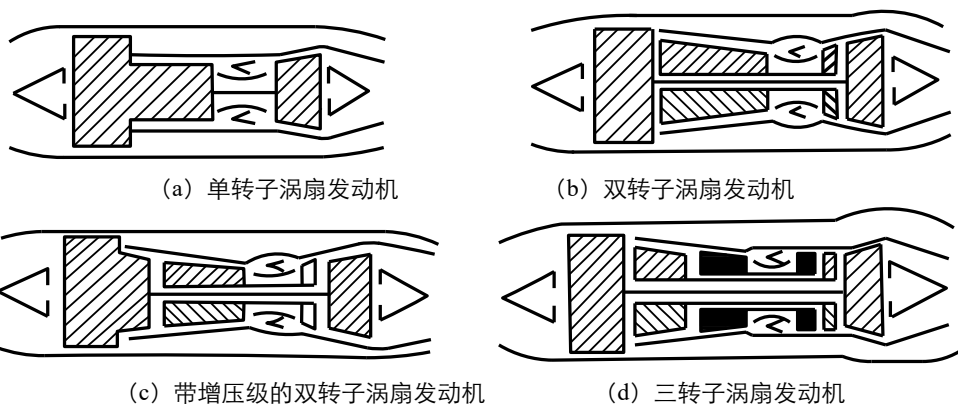
(b) 后涡扇发动机



(c) 高位涡扇发动机

1—燃气发生器；2—带动风扇的涡轮；3—风扇

图 1-4 涡扇发动机按风扇位置的分类



(c) 带增压级的双转子涡扇发动机

(d) 三转子涡扇发动机

图 1-5 涡扇发动机按转子数目的分类

从 60 年代涡轮风扇发动机投入使用以来，随着先进技术的发展与应用，涡轮风扇发动机在民用航空运输和军用战斗机的发展中已占有了主导地位。目前，大涵道比的分开排气式涡扇发动机以其推力大、经济性能好而独占大型客机和运输机的动力装置市场，而在军用战斗机的发展中，高性能和高可靠性的小涵道比混合排气式加力涡轮风扇发动机已成为现役先进战斗机和未来第四代战斗机的主要动力装置。

③ 涡轮螺旋桨发动机

涡轮螺旋桨发动机简称为涡桨发动机，其示意图如图 1-6 所示。

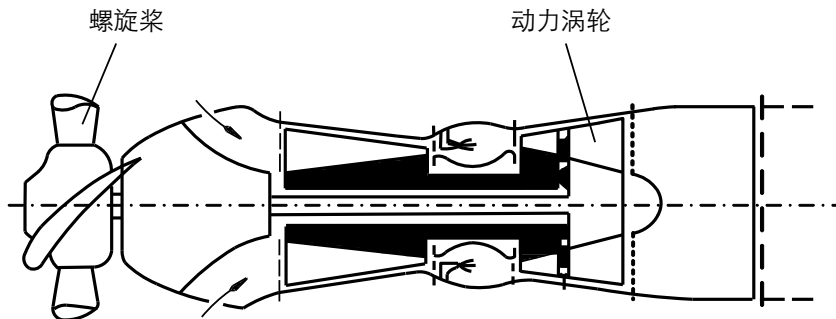


图 1-6 涡轮螺旋桨发动机简图

涡轮螺旋桨发动机中燃气发生器的工作过程同涡喷发动机中的一样，只是在燃气发生器的涡轮出口处又安装一个动力涡轮。燃气发生器后的燃气可用能量主要用来驱动动力涡轮，从而（通过减速器）转动螺旋桨，产生拉力，同时也产生小部分推力。

涡桨发动机的优点是在低速飞行时具有较高的推进效率。

④ 涡轮轴发动机

涡轮轴发动机又简称为涡轴发动机，如图 1-7 所示。涡轮轴发动机的特点是将燃气发生器后的燃气可用能量全部用于驱动涡轮后的自由涡轮，通过自由涡轮轴向外输出机械功率，可带动直升机的旋翼，或作为动力源带动其他装置。

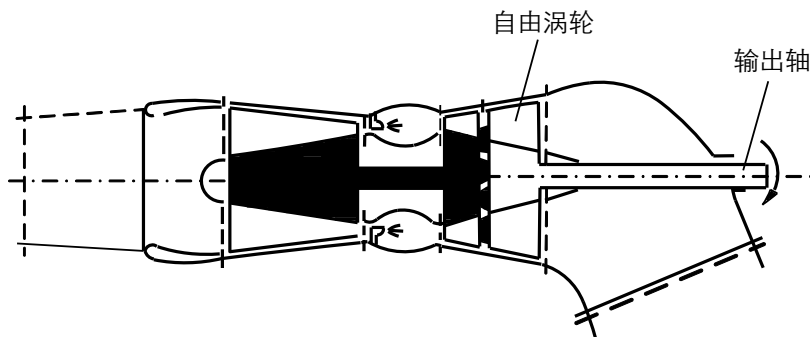


图 1-7 涡轮轴发动机简图

⑤ 浆扇发动机

浆扇发动机是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。它有两排转向相反、带一定后掠的叶片（呈马刀形，一般为 6~8 片，是一种新型的螺旋桨），该叶片与涡轮螺旋桨发动机的浆叶相比，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。这些特点克服了一般螺旋桨在飞行马赫数达到 0.65 后效率就急剧下降的缺点，而使推进效率较高的优越性保持到飞行马赫数 0.8 左右，且省油、经济性好。图 1-8 为浆扇发动机的结构图，其中图 1-8 (a) 为无外涵道的浆扇发动机，图 1-8 (b) 为带外涵道的浆扇发动机。

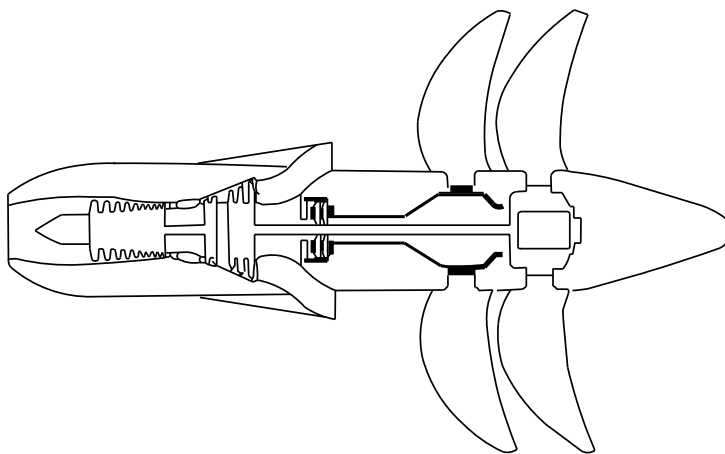


图 1-8 浆扇发动机简图

乌克兰和俄罗斯联合研制成功的 D—27 桨扇发动机已用于安东诺夫设计局的安—70 新型军用运输机。

在上面所述的五种类型燃气涡轮发动机中，由于涡喷发动机和涡扇发动机的工作过程都是使气体加速而直接产生反作用推力，所以二者是属于直接反作用式燃气涡轮发动机。而涡桨发动机和涡轴发动机则属于非直接反作用式燃气涡轮发动机，需通过专门的推进器来推进飞机。

1.2.2 基本工作原理

典型的混合排气双转子加力涡扇发动机的气路结构示意图及气流参数的变化如图 1-9 所示。为今后研究、分析问题方便，将内、外涵流路各特征截面及其表示符号定义如下：

- 0 —— 发动机远前方未受扰动截面；
- 1 —— 进气道与发动机的交界面；
- 2 —— 风扇（低压压气机）进口截面；
- 22 —— 风扇（低压压气机）出口截面；
- 2B —— 高压压气机进口截面；
- 3 —— 高压压气机出口（主燃烧室进口）截面；
- 4 —— 主燃烧室出口（高压涡轮进口）截面；
- 4B —— 高压涡轮出口（低压涡轮进口）截面；
- 5 —— 低压涡轮出口截面；
- 6I —— 混合器内涵进口截面（有时认为与 5 截面重合）；
- 6II —— 混合器外涵进口截面；
- 6B —— 混合器出口（加力燃烧室进口）截面；
- 7 —— 尾喷管进口截面；
- 8 —— 尾喷管喉部截面（或称为最小截面、临界截面）；
- 9 —— 尾喷管出口截面。

当发动机工作时，空气从未受扰动的 0 状态（速度为飞行速度 V 或为零、压力和温度分别为当地大气压力和温度）开始，流经进气系统后进入发动机。首先，空气在风扇（低压压气机）中受到压缩，压力、温度增高，速度降低，在风扇（低压压气机）的出口分成两路，一路为外涵空气流，经过外涵道后进入混合器，与流经内涵的燃气流混合；另一路则为内涵气流在高压压气机中再次受到压缩，压力、温度进一步增高。高压的空气随后进入主燃烧室，与供给的燃料进行充分混合，当燃料燃烧后则吸入大量的热量，形成高温、高压的燃气。高压、高温的燃气在后续的高压涡轮中膨胀作功，压力、温度降低，速度增大，驱动高压涡轮而带动高压压气机旋转，以维持对内涵气流的增压作用。从高压涡轮出来的燃气在随后的低压涡轮中也同样进行膨胀作功，压力和温度进一步降低，速度进一步增大，驱动低压涡轮带动风扇（低压压气机）旋转，从而维持风扇（低压压气机）对内、外涵气流的增压作用。在混合器中，内涵的燃气与外涵的空气进行混合，形成具有一定压力、温度和速度的燃气，然后进入加力燃烧室。在加力燃烧室中，若处于加力状态，则燃气与加力燃烧室中供给的燃料混合再次进行燃烧，产生大量的热量，使经历加力燃烧室的燃气温度大幅度增加。最后，

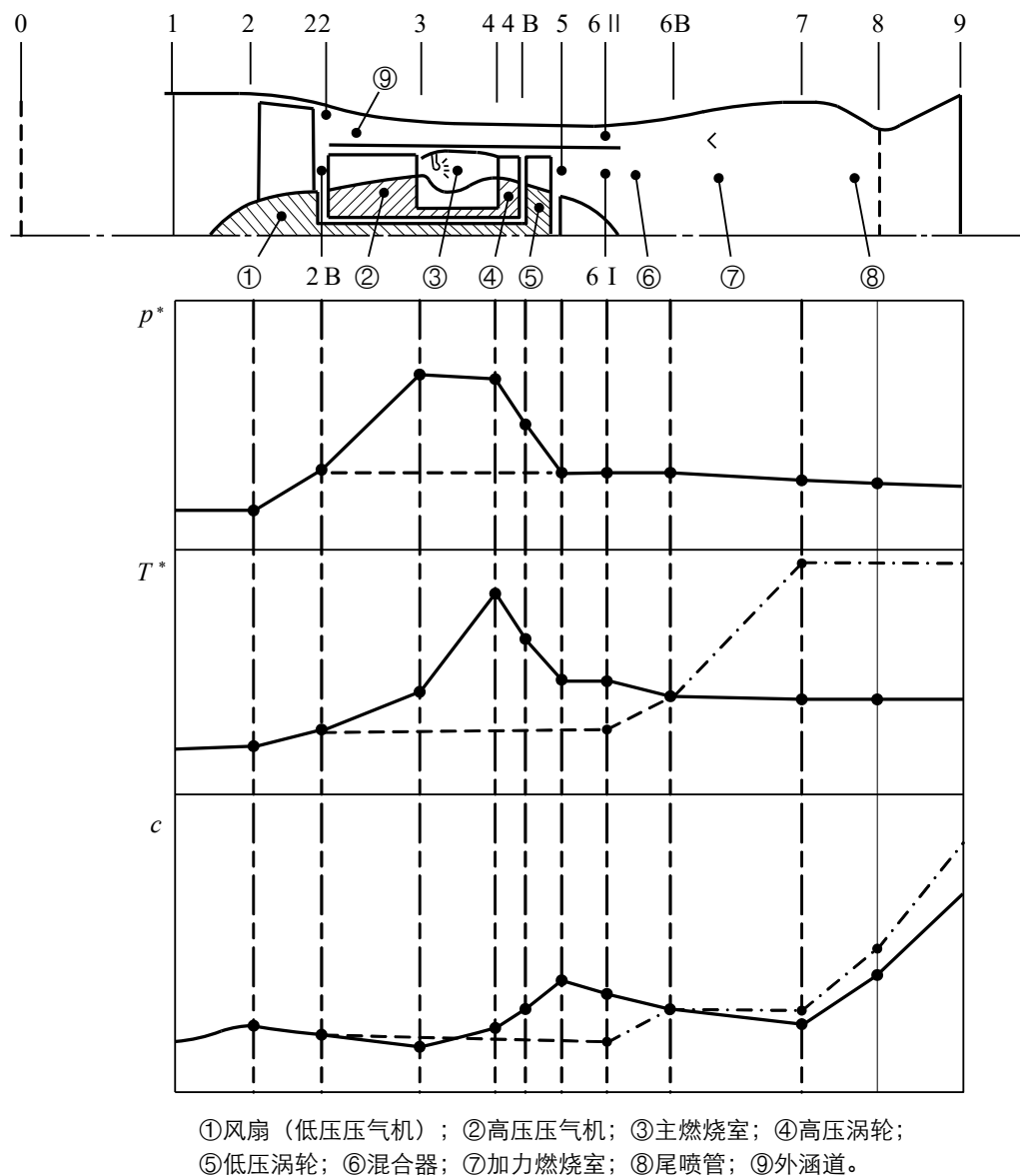


图 1-9 混排涡扇发动机截面划分及气流参数变化示意图 ($M_0 = 0$, $H = 0$)

具有较大可用能的燃气在尾喷管中膨胀加速, 以很高的速度从尾喷管中排出, 从而产生很大的推力。沿流程气流总压、总温及速度变化的情形如图 1-9 所示 (图中虚线表示外涵参数, 点划线表示加力状态)。

涡喷发动机的基本工作过程与涡扇发动机类似, 只是没有外涵道而已。图 1-10 表示的是双转子涡喷发动机的气路结构简图、特征截面划分和气流参数沿流程的变化情形。

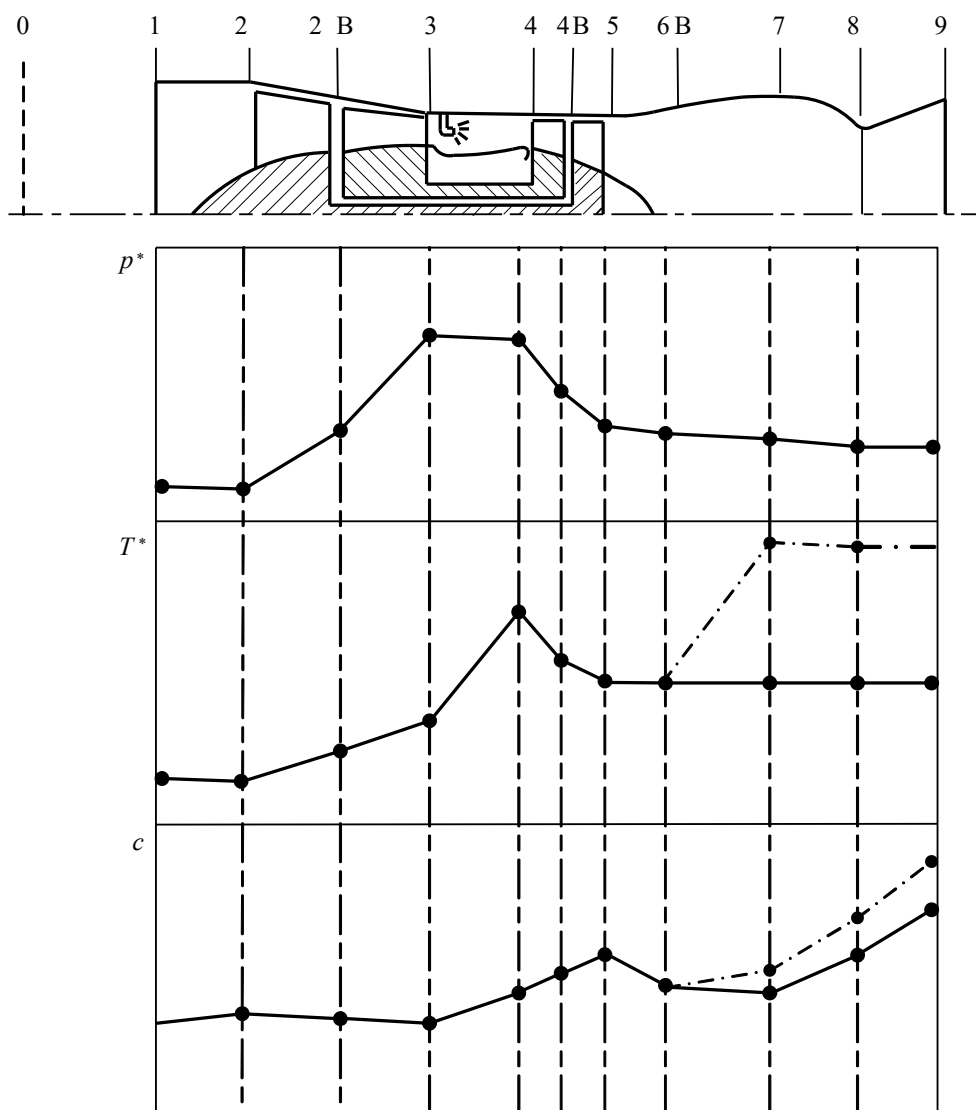


图 1-10 双转子涡喷发动机气路结构及气流参数变化示意图 ($M_0 = 0$, $H = 0$)