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

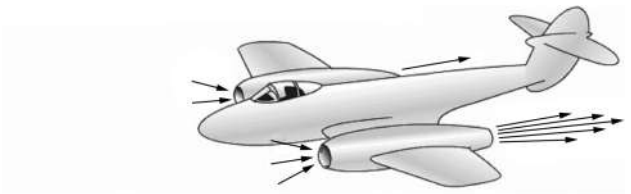
喷气发动机工作时，气体在发动机内连续燃烧，高速流动，进气量大，单位时间完成的推进功也很大，所以发动机能在较小的外廓尺寸和较小的质量下产生巨大的推力，这是喷气发动机的主要优点之一。如 GE90 发动机在地面起飞工作状态，流经发动机的最大空气流量高达 1 000 kg/s，推力近 40 000 daN。而航空活塞发动机，一方面由于受气缸容积和数目限制，进气量较小，一次进入发动机的空气量只有几千克，另一方面气体在发动机内的能量转换是间断的，发动机完成一次热力循环只有膨胀过程才能输出有效功，同时由于航空活塞发动机曲拐运动系较为复杂，机件

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。

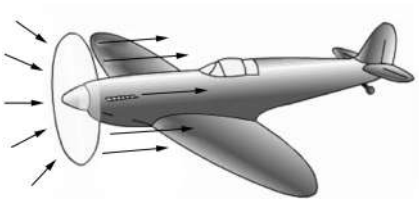
例如，加拿大普拉特·惠特尼公司生产的 PT6A-61 涡桨发动机功率质量比为 4.55 hp/kg；美国特克斯朗·来康明公司生产的 IO540-C4D5D 航空活塞发动机功率质量比为 1.35 hp/kg。

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。



（a）



（b）

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。

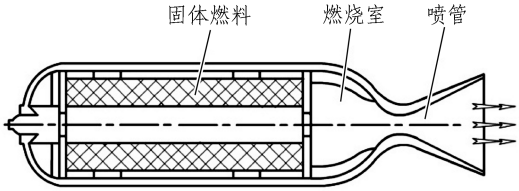


图 1-2　固体燃料火箭发动机

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。

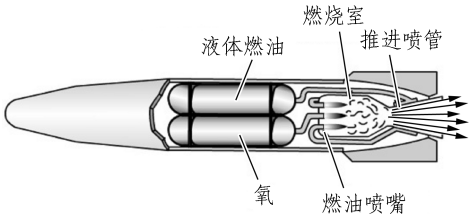


图 1-3　液体燃料火箭发动机

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。

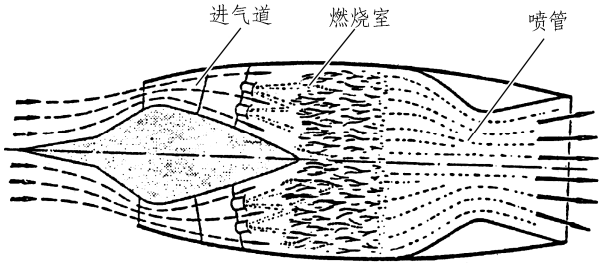


图 1-4　冲压式喷气发动机（罗兰专利）

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。

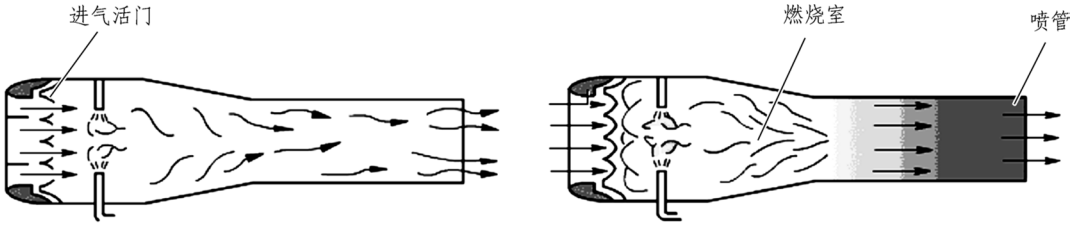


图 1-5　脉动喷气发动机

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。

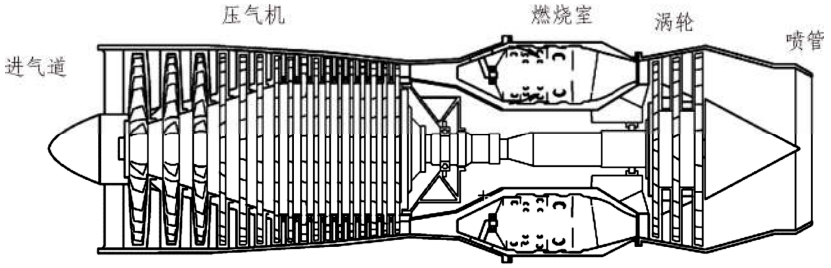


图 1-6　涡轮喷气发动机

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。

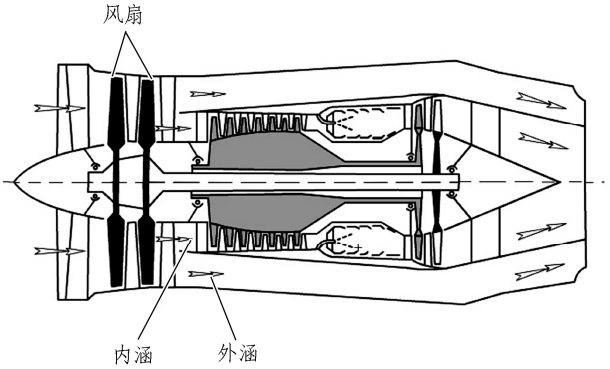


图 1-7　涡轮风扇发动机

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 20～60，燃油消耗率可进一步降低 30%～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。

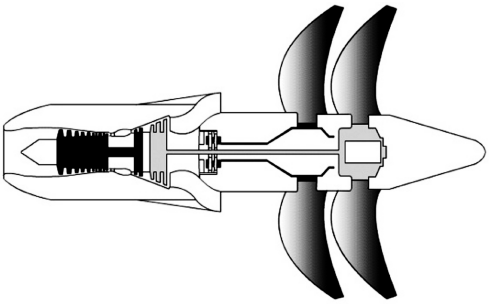


图 1-8　桨扇发动机

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。

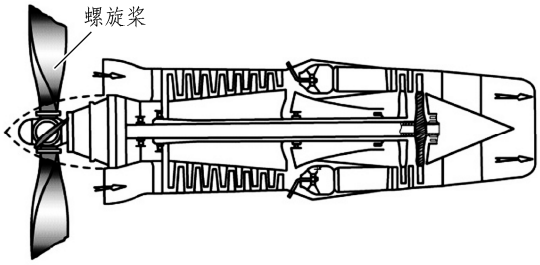


图 1-9　涡轮螺旋桨发动机

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

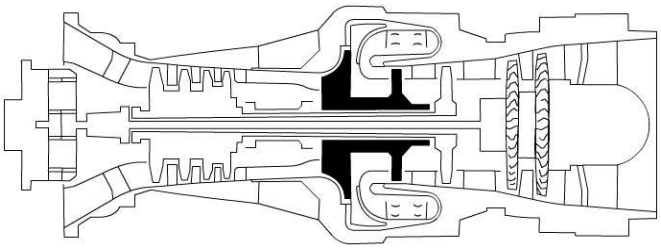
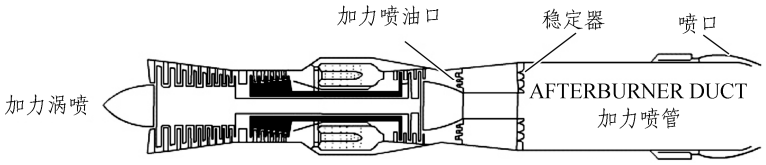
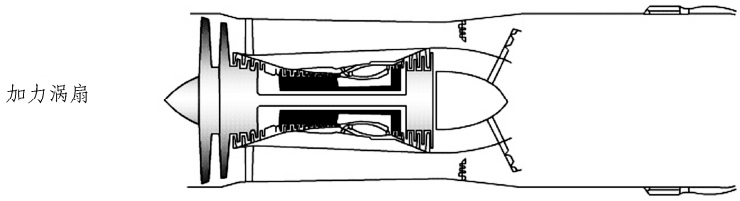


图 1-10　涡轮轴发动机



（a）



（b）

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（$Ma=4\sim6$），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。

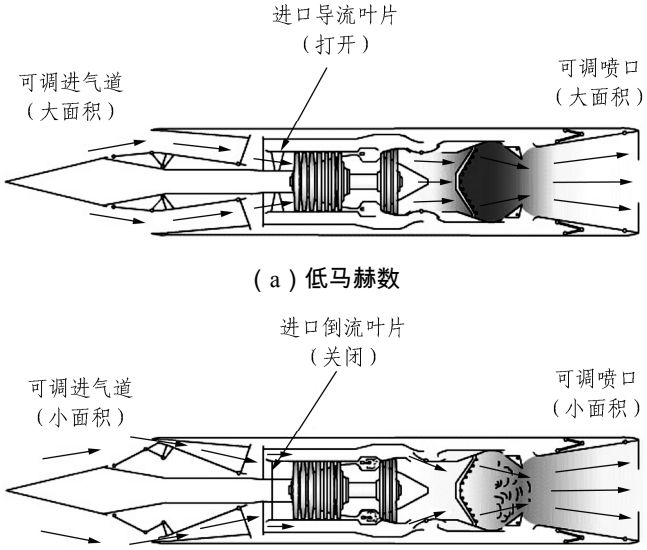


图 1-12　涡喷-冲压组合发动机

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。

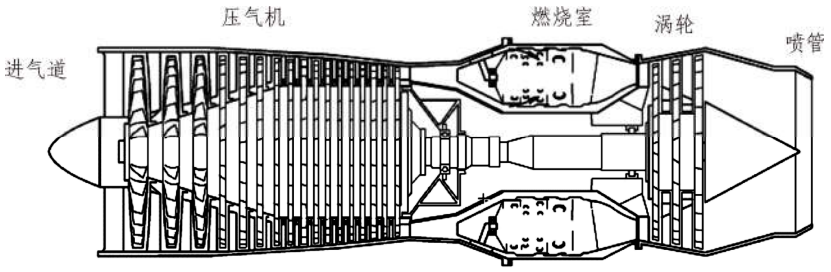


图 1-13　单轴轴流式涡轮喷气发动机

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。

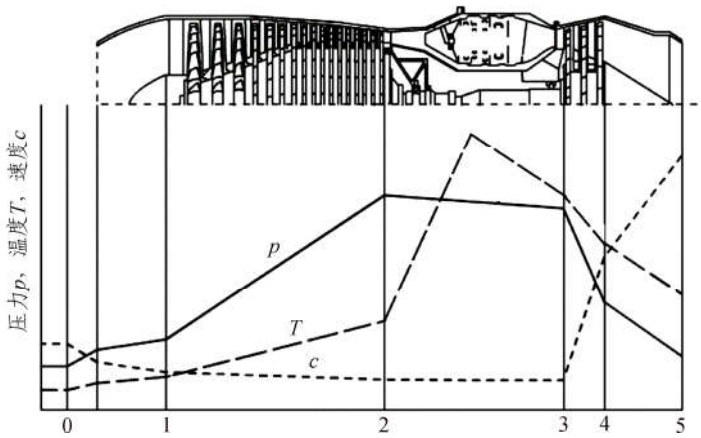


图 1-14　气体流过涡轮喷气发动机时各参数的变化情况

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

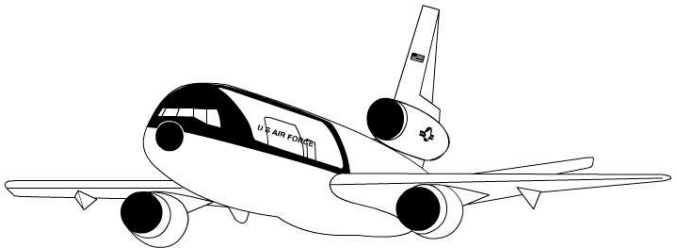


图 1-16　机尾和翼下安装发动机

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。

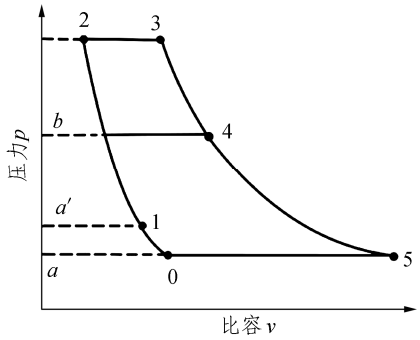


图 1-17　布来顿循环

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

$$\eta_{热} = \frac{\Delta e_K}{q_1} \tag{1.1}$$

经推导可得到下列形式

$$\eta_{热} = 1 - \frac{1}{\pi^{*\frac{k-1}{k}}} \tag{1.2}$$

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。

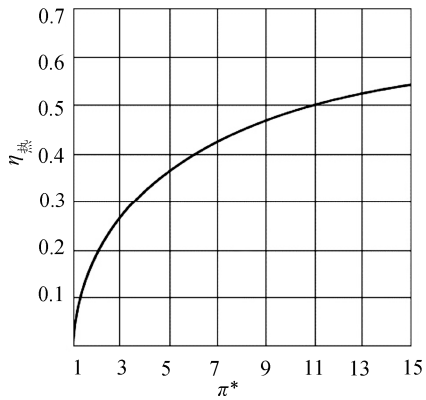


图 1-18　热效率与总压比的关系

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。

第三节　喷气发动机的推力

喷气发动机不同于航空活塞发动机，它既是热机，又是推进器。作为热机，它把燃油释放的热能转换成机械能，以进出口气体动能差表示；作为推进器，是因为进出口速度的变化，有动量差，因而产生了推力，以提供给飞机克服飞机前进的阻力或使飞机加速。

一、推力的产生

下面我们以冲压喷气发动机为例（见图 1-19），说明推力的产生。

发动机在空中工作时，外界空气以飞行速度 $v_{飞}$ 进入发动机，在流过进气道时速度降低，压力升高；随即进入燃烧室，与喷嘴喷出的燃油混合、燃烧，释放出热能，气体温度升高；进而在喷管中膨胀加速；最后以比进口气流速度大得多的速度 c_5 从喷口喷出。

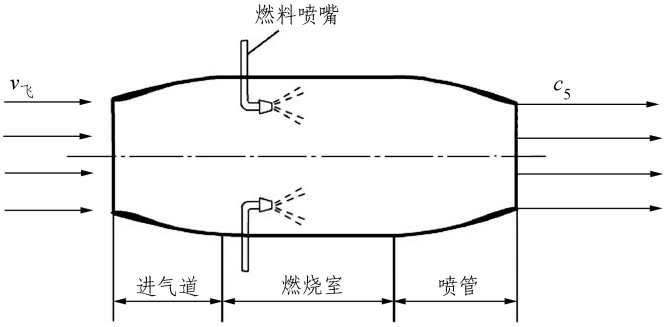


图 1-19　冲压喷气发动机示意图

从发动机的工作情形可以看出，气体流过发动机，由流进时的飞行速度 $v_{飞}$ 增加为喷气速度 c_5，说明气体流过发动机时产生了向后的加速度。根据牛顿第二定律，任何物体产生了加速度，必然有力作用在这个物体上。所以，既然气体在发动机内产生了向后的加速度，可以断言，发动机一定对气体施加了向后的作用力。根据牛顿第三定律，某物体对另一物体施加作用力，另一物体则同时对某物体给予大小相等、方向相反的反作用力。所以，气体对发动机必然施加向前的反作用力即推力。

事实上，气体流过发动机时，气体受压、受热后，总是试图向四周自由膨胀，而且由于发动机的内壁及部件作用迫使气流沿给定通道流动，最终从喷管喷出。所以，发动机对气体的作用力是通过与气体接触的所有发动机表面对气体的作用实现的，如图 1-20 所示；反过来，气体对发动机的反作用力是通过作用在发动机所有工作面上的压力而实现的。这些气体压力的轴向合力就是发动机的推力。

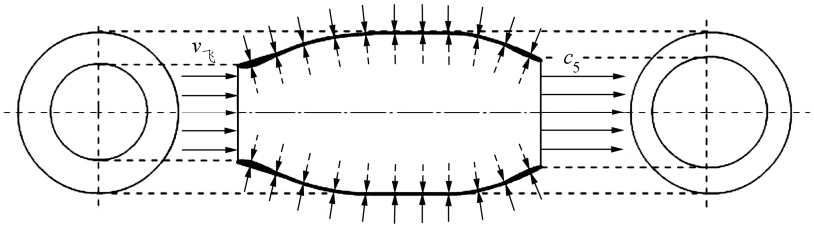


图 1-20　冲压喷气发动机内、外壁所受的力

总的来说，燃气涡轮发动机产生连续推力的原因可归纳为以下 3 点：

（1）因发动机推力是气体对发动机的反作用力，所以从力的角度上讲，发动机推力的产生是发动机与工质（气体）作用与反作用的结果。

（2）因气体在发动机内获得的加速度是由燃油与空气燃烧释放出的热能转换而来，所以从能量角度上讲，发动机推力是能量转换的表现形式，稳定的燃烧是产生推力的能量基础。

（3）因布来顿循环确立了燃气涡轮发动机工作的连续性，所以从热力过程角度上讲，等压循环是产生连续推力的基础。

二、推力公式

由动量方程，可得到下列推力公式

$$R = \dot{m}_{空}(c_5 - v_{飞}) \tag{1.3}$$

将此推力公式展开

$$R = \dot{m}_{空}c_5 - \dot{m}_{空}v_{飞} \tag{1.4}$$

可以看出，第一项为每秒钟流出发动机的气体动量，第二项为每秒钟流进发动机的气体动量，发动机推力等于每秒钟流出发动机的气体动量与流进发动机的气体动量之差。气体流经发动机时，在燃烧室内与加入的燃油混合、燃烧；同时，发动机引气（如用于防冰，空调、增压等）来自于压气机。所以严格地讲，流出发动机时的燃气质量流量等于流入发动机的空气流量加上进入燃烧室的燃油流量，再减去引气系统引出的空气流量，如果忽略引气流量，则简化为

$$\dot{m}_{燃气} = \dot{m}_{空} + \dot{m}_{燃油} \tag{1.5}$$

显然，每秒钟流出发动机时的气体动量则为 $\dot{m}_{燃气}c_5$。此时推力公式修正为

$$R = \dot{m}_{燃气}c_5 - \dot{m}_{空}v_{飞} \tag{1.6}$$

因为发动机的耗油量仅为空气流量的 1%～2%，所以在计算推力时，可以忽略燃油的重量。但是，当发动机引气量较大时，应考虑其对推力的影响（见第三章）。

当气体在发动机中膨胀不完全，喷口处静压力大于大气压力，此时应加上因进、出口压差产生的附加推力（此时因气体不完全膨胀，喷气速度 c_5 较小，发动机推力将减小）。所以，完整的推力公式为

$$R = \dot{m}_{空}(c_5 - v_{飞}) + (p_5 - p_0)A_5 \tag{1.7}$$

式中　R ——发动机推力；

$\dot{m}_{空}$——发动机空气质量流量；

c_5——喷气速度（轴向）；

$v_{飞}$——飞行速度；

p_5——喷口处静压；

p_0——大气压力；

A_5——喷口截面面积。

由于目前民航机的燃气涡轮发动机中，在发动机绝大多数工作状态下，气体在发动机中是完全膨胀的，喷口处静压力等于大气压力，而且比较起来，此项太小，可以忽略不计。所以，在以后的推力分析中，我们只计第一项。

事实上，由于发动机总是以一定的位置安装在飞机上的，流过发动机的外部气流因流动损失会带来阻力，简称外阻，当飞机作超音速飞行时，还会产生激波阻力。因而有效提供给飞机的推力应扣除这些阻力。由于民航机绝大多数为亚音速飞机，且整流罩设计为流线型，其外阻很小，可忽略不计。所以，准确地说，发动机推力是作用在发动机工作面上的所有气体压力的轴向合力。

由推力公式可以看出，影响发动机推力的参数有：空气质量流量和速度增量。

当气体流过发动机而速度增量不变的情形下，空气质量流量越大，推力就越大，空气质量流量越小，推力也越小。这是因为当气体速度增量一定时，空气质量流量增加，单位时间内有更多的气体获得了相同的速度增量。即有更多的气体获得了加速度，发动机必定给予气体以更大的作用力，气体也必然给发动机以更大的反作用力，因而发动机产生的推力增加；相反，气体质量流量减小，作用力较小，反作用力也较小，因而发动机产生的推力减小。这是目前民航机最常用的高涵道比涡扇发动机提高推力的主要途径之一，同时空气质量流量增加会使发动机外廓尺寸相应增加，发动机迎风阻力也增加。

当气体流过发动机的空气质量流量不变的情形下，气体速度增量越大，推力越大，气体速度增量越小，推力也越小。这是因为当空气质量流量一定时，气体速度增量增大，说明气体流经发

动机获得了更大的加速度，发动机必定给予气体以更大的作用力，气体也必然给发动机以更大的反作用力，因而发动机产生的推力增加；相反，气体速度增量减小，说明发动机给予气体的作用力较小，反作用力也较小，因而发动机产生的推力减小。这是目前超音速战斗机最常用的加力涡喷、涡扇发动机提高推力的主要途径之一，同时气体速度增量增加会使发动机油耗增加，发动机经济性变差。

三、推力的分布

以上我们通过动量方程得出了推力公式，因燃气涡轮发动机的推力是作用在发动机工作面上的气体压力的轴向合力，所以我们也可通过计算作用在发动机各工作面上的气体压力的轴向合力得出推力，只是这种方法更为复杂，但能揭示推力在发动机各部件的分布及各部件对推力的影响。由于气体在发动机不同部件压力大小分布及作用方向不同，所以推力在发动机不同部件的分布也不同。下面以某轴流压气机式涡喷发动机在最大连续工作状态下为例（见图 1-21），具体说明推力在发动机各部件上的分布：

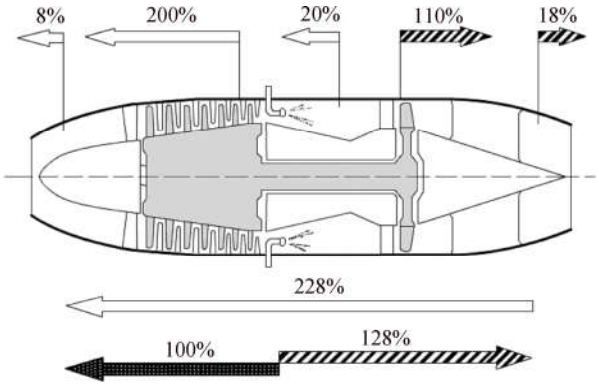


图 1-21　轴流压气机式涡轮喷气发动机推力的分布

1．向前轴向力（称为正推力）

作用在发动机进气道上的气体轴向力，由于进气道整流罩形状呈扩散型，且进气道的增压作用，所以，作用在进气道整流罩上的气体压力的轴向力是向前的轴向力，占总推力的 8%。

作用在压气机上的气体轴向力，由于压气机叶轮对气体做功，气体在压气机中压力不断升

高，所以每一压气机叶片都承受一向前的气体压力。所有叶片承受的轴向力的合力，就是作用在压气机上的向前的轴向力，占总推力的 200%。

作用在燃烧室上的气体轴向力，由于燃烧室头部是扩散型，燃烧室后段略微收敛，但燃烧室进口面积小于出口面积，所以作用在燃烧室上的气体压力总的轴向力是向前的轴向力，占总推力的 20%。

2．向后轴向力（称为负推力）

作用在涡轮上的气体轴向力，由于气体在涡轮中膨胀，压力不断减低，所以每一涡轮叶片都承受一向后的气体压力。所有叶片承受的轴向力的合力，就是作用在涡轮上的向后的轴向力，占总推力的 110%。

作用在喷管上的轴向力，燃气流进喷管时，由于喷管是收敛型，压力降低，但仍高于大气压力，故作用在喷管上的气体压力轴向合力是向后的轴向力，占总推力的 18%。

发动机各部件上气体轴向力的代数和即发动机推力。

从推力的分布可以看出，对涡喷发动机而言，产生最大正推力的部件是压气机；产生最大负推力的部件是涡轮。需要特别强调的是，对涡轮风扇发动机，由于风扇实际上起着与压气机相同的作用，可以看成是低压压气机的一部分，所以风扇也是产生正推力的主要部件之一。

【本章小结】

航空喷气发动机是一种将燃料化学能转换成热能，再把热能转换成气体动能并产生推力的动力装置。它既是热力机，又是推进器，具有质量轻、推力大，速度性能好、应用广泛的优点。

目前，涡喷发动机和低涵道比涡扇（带加力）发动机常用在超音速飞机上；高涵道比涡扇发动机常用在高亚音速大型民航机上；涡桨发动机常用在中低速支线民航机上；涡轴发动机常用在直升机和地面装置上。

压气机、燃烧室和涡轮组成燃气发生器，是燃气涡轮发动机的核心。

发动机工作系统有燃油系统、滑油系统、防冰系统、防火系统和起动系统等，是发动机的有机组成部分。

航空喷气发动机的工作循环采用布来顿循环，也叫等压加热循环，由绝热压缩、等压加热、绝热膨胀和等压放热 4 个热力过程组成。影响循环热效率的因素是发动机的总压比。总压比越高，热能的利用率越高，热效率越高，但发动机所承受的负荷也越大。

发动机推力是作用在发动机工作面上所有气体压力的轴向合力。流过发动机的空气质量流量越大，速度增量越大，发动机推力也越大。

在涡扇发动机主要机件中，风扇和压气机是产生正推力最大的部件，涡轮是产生负推力最大的部件。

复习思考题

1. 航空喷气发动机的工作特点有哪些？

2. 喷气发动机有哪些类型？各有何用途？

3. 布来顿循环由哪些过程组成？循环热效率的影响因素是什么？

4. 航空喷气发动机产生连续推力的原因有哪些？涡扇发动机主要机件中的推力分布有何特点？