

主要符号

A ——面积	N ——功率；液滴数目
A_c ——紊流焰峰表面积	n ——转速；多变指数
AF ——气油比（相当 $1/f$ ）	p ——压力
A_p ——紊流焰峰平均表面	P ——气流作用在叶片上的力
a ——音速	P' ——叶片作用给气流的力
B ——函道比	q ——动压头
c ——气流速度	q_1 ——燃烧室加给每公斤空气的热量
c' ——紊流气流脉动速度	q_2 ——每一公斤气体散热量
\bar{c} ——当地混合流速	q_0 ——一公斤的燃料完全燃烧时的放热量
c_p ——空气定压比热	R ——空气气体常数
c'_p ——燃气定压比热	R' ——燃气气体常数
c_{pm} ——平均定压比热	s ——熵
C_{xi} ——进气道阻力系数	sfc ——耗油率
D ——阻力；破裂准则	t ——温度（ $^{\circ}\text{C}$ ）
d ——流滴直径	T ——温度（ K ）
F ——推力；力	u ——内能；圆周速度
f ——油气比；加给每公斤空气的燃油流量	u_n ——层流火焰传布速度
h ——每公斤空气焓	v ——比容
H ——飞行高度	V ——容积
H_u ——燃料低热值	w ——化学反应速度；相对速度
k ——空气比热比（等熵指数）	X ——阻力
k' ——燃气比热比（等熵指数）	α ——余气系数；喷嘴雾化锥角；换热系数
\mathcal{L} ——稳定器总长度	δ_r ——温度分布因子（涡轮喷嘴环）
K ——用流量气动函数计算流量时的常数；时间常数	δ_R ——温度分布因子（工作叶片）
l ——紊流尺度	ε ——紊流强度；喷嘴有效截面系数
L ——每公斤空气的功；长度	η ——效率
L_g ——可用能量	η_t ——热效率
m_a ——空气质量流量	η_p ——推进效率
m_g ——燃气质量流量	η_0 ——总效率
m_m ——与热回流边界接触的新鲜混气量	η_t^* ——涡轮效率
M ——马赫数	η_k^* ——压气机效率
M ——扭矩	η_m ——机械效率
	$\eta_{r,p}$ ——雾化效率

θ —— 加热比; 燃烧效率相似准则参数; 叶片弯折角
 λ —— 速度系数; 传热系数
 μ —— 喷嘴流量系数
 ν —— 空气量系数
 ξ_b —— 完全燃烧系数
 π —— 压缩 (膨胀) 比
 ρ —— 密度
 σ —— 总压恢复系数; 表面张力系数

φ_0 —— 进气道流量系数
 φ_e —— 喷管损失系数
 ϕ —— 气流与焰峰法线方向的夹角; 稳定器的堵塞比
 ψ —— 熵函数
 ψ_1 —— 叶型前缘角
 ψ_2 —— 叶型后缘角
 ω —— 角速度

注 角

$*$ —— 气流滞止参数
 a —— 空气
 ac —— 加速
 ad —— 等熵
 af —— 加力
 b —— 主燃烧室; 底部
 B —— 螺旋桨轴; 螺旋桨
 c —— 总压缩过程
 cp —— 平均
 col —— 冷却
 cor —— 换算
 cr —— 临界
 d —— 附加; 设计
 e —— 喷管
 ec —— 最经济
 ci —— 理想
 f —— 燃油
 g —— 燃气
 H —— 外界大气; 高度
 h —— 回热装置
 i —— 进气道; 进气道进口截面; 指示
 i/dl_e —— 慢车

j —— 任意截面
 J —— 惯性矩
 K —— 压气机
 L —— 低压
 m —— 混合; 最大面积
 \max —— 最大
 \min —— 最小
 n —— 多变; 法向
 n_c —— 多变压缩
 n_p —— 多变膨胀
 opt —— 最佳
 out —— 发动机外壁面
 p —— 总膨胀过程
 r —— 机械损失
 rc —— 压缩过程中克服各种损失
 rp —— 膨胀过程中克服各种损失
 s —— 单位
 st —— 起动
 sw —— 正激波
 t —— 切向; 喉部
 T —— 涡轮

主要流通截面

0 —— 未受扰动气流截面
 1 —— 压气机进口截面
 1.5 —— 低压压气机出口截面
 2 —— 压气机出口截面
 2 —— 风扇出口截面
 3 —— 燃烧室出口截面
 3.5 —— 低压涡轮进口截面

4 —— 涡轮出口截面
 e —— 发动机出口截面
 5 —— 发动机出口截面 (燃气完全膨胀)
 I —— 内函 (主流)
 II —— 外函 (旁流)

第一章 概 述

§ 1-1 航空燃气涡轮发动机的原理和类型

二十世纪以来，特别是第二次世界大战以后，航空和空间技术有了飞跃的发展。现在，飞机已经成为一种重要的、不可缺少的作战武器和运输工具。飞机的飞行速度、高度、航程、载重量和机动作战的能力，都已达到了相当高的水平。这些成就的取得，在很大程度上取决于动力装置的发展。

在第二次世界大战以前，所有的飞机都采用活塞式发动机作为动力。它的工作原理和汽车、拖拉机用的活塞式发动机一样，燃油和空气混合以后（或者在气缸中混合），在气缸中燃烧，使燃油所具有的热能，转变为燃气压力、温度的升高，推动活塞，然后经过连杆、曲轴，在曲轴上输出机械功。这种将燃油的热能转变为机械功的机器称为热机。在飞机上，活塞式发动机曲轴上的机械功，经过减速器传给螺旋桨，使螺旋桨在空气中旋转，产生推动飞机前进的拉力。我们把螺旋桨称为推进器。因此，装有活塞式发动机的飞机的动力装置是由发动机和推进器这两部分所组成的。在第二次世界大战以前及其进行期间，这种动力装置有了很大的发展，设计和生产了许多完善的航空活塞式发动机和高效率的螺旋桨。它的功率大、重量轻、耗油率低、工作可靠。例如，某航空活塞式发动机的最大功率为1400千瓦，重量约为1000公斤，巡航飞行时，每千瓦功率每小时消耗的燃油约为0.27公斤。装用航空活塞式发动机的飞机，飞行速度达到750~800公里/小时。但是，这种发动机不能满足飞行速度进一步提高的要求。继续增大飞行速度时，特别是在音速附近，飞机的阻力急剧增大，要求发动机能提供的拉力也必须增大。但是，活塞式发动机的功率随飞行速度的增大而略为减小，它所能产生的拉力将随飞行速度的增大而迅速减小。在接近音速时，螺旋桨效率的急剧降低，更使这种动力装置实际产生的拉力下降。同时，活塞式发动机的功率随飞行高度的增高也将迅速减小，因此，也不能满足提高飞行高度的要求。另外，活塞式发动机和螺旋桨的迎面尺寸大，这又会使得装用这种发动机的飞机的阻力大大增加。因此，装有活塞式发动机的飞机的飞行速度不能提高到接近和超过音速。这就是飞机的发展过程中要突破“音障”时所遇到的困难之一。

在第二次世界大战期间，英国和德国相继研制成功了涡轮喷气发动机。三十多年来，这种类型的发动机有了飞速的发展。不仅使装用这种类型发动机的飞机突破了“音障”，而且使它的飞行速度超过了音速的三倍。在涡轮喷气发动机的基础上，还发展了涡轮螺旋桨、涡轮轴、涡轮风扇等各种类型的燃气涡轮发动机。目前，在航空方面除了一些小型飞机外，各种类型的燃气涡轮发动机，几乎已经完全取代了活塞式发动机，成为飞机的动力装置。而且，燃气涡轮发动机在其他领域里也已得到广泛的应用，如舰船、火车、地面发电、石油和天然气的管道输送等。

涡轮喷气发动机和活塞式发动机一样，也是一种热机，把燃油所具有的热能转变为机

械能。但是，在产生推力的原理上，它和活塞式发动机不同，它是由高速喷出的气流对发动机的反作用力来推进物体运动的一种热机，所以这类发动机统称为喷气发动机。鞭炮中的一种“冲天炮”可以说是一种最简单的喷气发动机。火药在一端封闭的纸筒中燃烧，燃烧后的燃气，温度、压力升高，在筒壁对气流的力的作用下，气流的动量增大，以很高的速度喷出。根据牛顿第三定律，气流对筒壁也有一大小相等方向相反的反作用力。这个反作用力直接推动“冲天炮”飞入空中。现代宇航飞行所采用的巨型火箭发动机，其基本工作原理也就是这样。因此，喷气发动机既是热机，而它本身又是推进器。装有涡轮喷气发动机的飞机，不需要像活塞式发动机那样，还一定要有螺旋桨作为推进器。

图 1-1 是涡轮喷气发动机的示意图。它由进气道 1、压气机 2、燃烧室 3、涡轮 4、尾喷管 5 等部件组成。这几个部件都是涡轮喷气发动机产生推力所不可缺少的。下面，简单地介绍各部件的功用及其基本的工作原理。

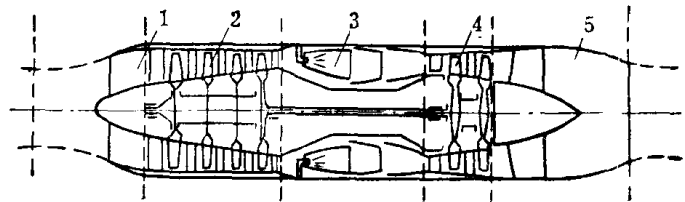


图 1-1 涡轮喷气发动机示意图

1—进气道；2—压气机；3—燃烧室；4—涡轮；5—尾喷管。

涡轮喷气发动机是以空气作为工质的。进气道是把外界的空气顺利地引入发动机。不仅如此，当飞机飞行时，我们可以看作是气流以飞行速度流向发动机，气流在进气道前和进气道里滞止下来，部分动能转变为压力的升高，这时，进气道还用来提高气流的压力。亚音速飞行时，气流在进气道前和进气道里的压力提高得不多，但是在超音速飞行时，气流速度的滞止可能使压力提高十几倍甚至几十倍，大大超过了气流在压气机中的压力提高的倍数。

进气道后的压气机是专门用来提高气流的压力的。在《工程热力学》课程中曾经讲过，只有在高压下加入热量而在低压下放出热量所组成的热力循环，才能获得机械功。因此，在喷入燃油进行燃烧前，必须先提高工质（空气）的压力。压气机就是用来使空气增压的部件。气流从压气机流过时，压气机工作叶片对气流做功，使气流的压力、温度升高。如前所述，在亚音速飞行时，压气机是使气流压力增高的主要部件。

从压气机流出的高压空气，在燃烧室中和喷入的燃油混合、燃烧，成为具有很大能量的高温高压燃气。燃烧室是使燃油燃烧放出热能而对空气加热的部件。

从燃烧室流出的高温高压燃气，流入与压气机装在同一轴上（或两根轴连接在一起）的涡轮。燃气的部分热能，在涡轮中转变为机械能，带动压气机旋转。在涡轮喷气发动机中，气流在涡轮中膨胀所产生的功正好等于压气机压缩空气所消耗的功及传动附件克服摩擦所需要的功。我们知道，高温高压燃气所具有的能量增大之后，做功的能力也就增大，因此，燃气在涡轮中的膨胀比远小于压气机中的增压比时，涡轮产生的功率就足以带动压气机。这样，涡轮出口处气流的压力和温度，都比压气机进口高得多。

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外喷出，这一速度比气流进入发动机的速度要大得多，使发动机获得了反作用推力。

这里，我们介绍一下燃气发生器的概念。从以上的讨论中，我们可以看到，进、排气装置（进气道、尾喷管）固然是必不可少的，但压气机、燃烧室、涡轮这三个部件，更是

发动机的核心。它们的作用可以看成是在涡轮后获得一股高温高压的燃气，所以，可以称之为燃气发生器。下面我们将看到，各种不同类型的燃气涡轮发动机，也就是用不同的方式，将燃气发生器所产生的这股高温高压燃气所具有的能量，转换为所需要的形式。在涡轮喷气发动机上，是使这股气流在喷管中膨胀以产生推力。

图 1-2 是带有加力燃烧室的涡轮喷气发动机的示意图。在涡轮后有加力燃烧室，如图 1-2 中 5 所示。涡轮喷气发动机中的涡轮，在很高的燃气温度下工作，且以高速旋转，涡轮转子叶片上承受着很大的离心力。因此，涡轮前燃气温度受到一

定限制，目前最高可达 1650 K 左右。气流在燃烧室中燃烧以后，仍有剩余的氧气，为了进一步提高涡轮后燃气的温度，在加力燃烧室中再一次喷入燃油燃烧，可将燃气温度提高到 2000 K 左右。气流在尾喷管中膨胀时，排气速度将更大，发动机推力也进一步增大。这种发动机称为复燃加力式涡轮喷气发动机，或简称为加力式涡轮喷气发动机。

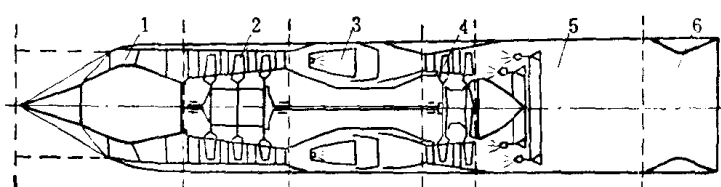


图 1-2 加力式涡轮喷气发动机示意图

1—超音速进气道；2—压气机；3—燃烧室；4—涡轮；5—加力燃烧室；6—超音速尾喷管。

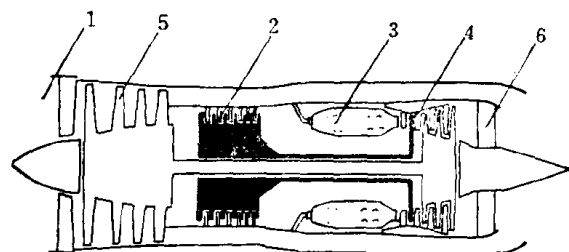


图 1-3 涡轮风扇发动机示意图

1—进气道；2—压气机；3—燃烧室；4—涡轮；5—风扇；6—尾喷管。

加力式涡轮喷气发动机多用于超音速飞行，所以，图中的进气道和尾喷管为超音速进气道和超音速尾喷管。

图 1-3 是涡轮风扇发动机的示意图。图中的 2、3、4 分别为压气机、燃烧室和涡轮，组成燃气发生器。在燃气发生器的涡轮后面，增加一级或几级涡轮，和风扇 5 相连接。在前风扇后，气流分为两

路：第一路（或称为内函道）气流在前风扇后流入燃气发生器；第二路（或称为外函道）气流在前风扇后流经燃气发生器周围的气流通道。流过第二路的空气流量和流过第一路的空气流量之比，称为函道比。两股气流可以分别排出或者混合后排出。

很明显，由于第一路的气流要在燃气发生器后面的涡轮中继续膨胀以带动风扇，气流的温度、压力要进一步降低，会使第一路的排气速度减小，推力减小。但是，由于燃气发生器的一部分能量通过涡轮传给风扇，使流过第二路的气流的压力升高，流过涡轮风扇发动机的总的空气流量增大，这第二路气流在外函喷管中膨胀，也产生推力。发动机的推力是这两部分推力之和。目前涡轮风扇发动机的函道比最大约为 8 左右。这种发动机由于它的经济性好，已成为目前高亚音速运输机用发动机的基本型式。涡轮风扇发动机的类型很多，图 1-3 只是其中的一种。

涡轮风扇发动机也可以带有加力燃烧室，称为加力式涡轮风扇发动机。它可以是在外函中喷油燃烧，也可以在内函涡轮后和外函中分别喷油燃烧，还可以在涡轮后内、外函气流混合后再喷油燃烧，混合后再喷油燃烧是目前加力式涡轮风扇发动机的主要型式。在加力燃烧室中，进一步提高气流的温度，增大排气速度，以增大发动机推力。图 1-4 是加力式涡轮风扇发动机的示意图。

加力式涡轮风扇发动机在超音速飞行时有较好的性能，所以，它是目前新发展的或正在研制中的军用发动机的主要型式之一。

图 1-5 是涡轮螺旋桨发动机的示意图。我们可以把它看作是函道比大到 $50\sim 100$ 的涡轮风扇发动机。燃气发生器后的涡轮带动的不是风扇，而是螺旋桨。主要由螺旋桨产生拉力，喷气产生的推力只占很小的部分。

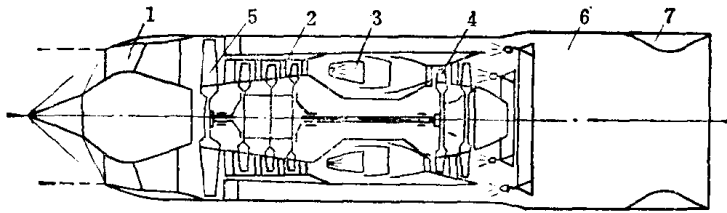


图1-4 加力式涡轮风扇发动机示意图

1—进气道；2—压气机；3—燃烧室；4—涡轮；5—风扇；6—加力燃烧室；7—超音速尾喷管。

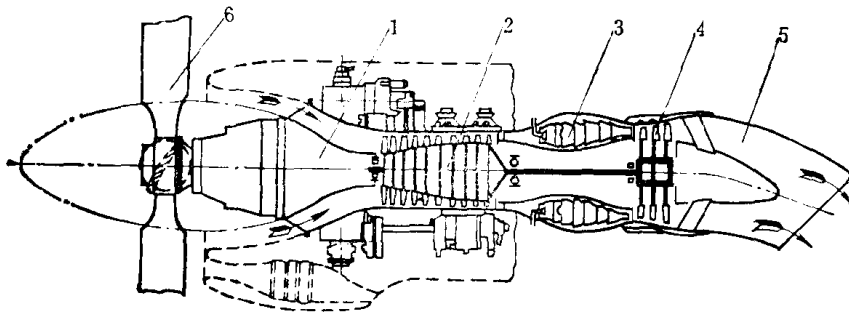


图1-5 涡轮螺旋桨发动机示意图

1—减速器；2—压气机；3—燃烧室；4—涡轮；5—尾喷管；6—螺旋桨。

涡轮螺旋桨发动机在亚音速飞行时的经济性好。主要用于早期的运输机上。

图 1-6 是涡轮轴发动机的示意图。在燃气发生器后，燃气在动力涡轮中进一步膨胀，直接从动力涡轮轴上引出功率。如果经过减速器传动旋翼，就成为直升机的动力装置。各种地面装置和舰船用的燃气涡轮发动机，大多采用这种型式。

以上只是从工作原理上简单地介绍了各种类型的航空燃气涡轮发动机。具体的结构型式可以是多种多样的。

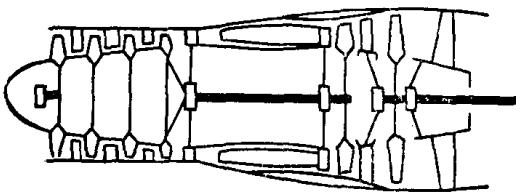


图1-6 涡轮轴发动机示意图

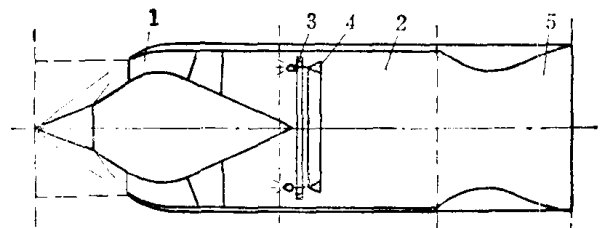


图1-7 超音速冲压式喷气发动机示意图

1—进气道；2—燃烧室；3—燃油喷嘴；4—火焰稳定器；5—尾喷管。

如前所述，在较高的超音速飞行时，气流在进气道前和进气道里滞止，气流的压力可以升高几十倍。这时，就可以不需要再用压气机对气流增压，因而，也就不再需要带动压气机旋转的涡轮。这种只有进气道、燃烧室、尾喷管等三个部件组成的发动机，也是一种以空气作为工质的喷气发动机，称为冲压式喷气发动机。图 1-7 是超音速冲压式喷气发动

机的示意图。气流在进气道中滞止为亚音速，压力升高，燃油在燃烧室中燃烧后，高温燃气以很高的速度流出发动机。

冲压式喷气发动机在起飞时推力为零，不能自行起飞，低速时性能不好，通常要和其它发动机组合使用。

目前正在研制中的还有用于高超音速 ($M > 7 \sim 8$) 的冲压式喷气发动机。进气道出口的气流，不是滞止到亚音速，而是降低到较低的超音速，可以减小气流在进气道中的损失。然后，在超音速气流中喷入燃料（液氢）进行燃烧，温度很高的燃气从喷管中高速喷出。这种发动机尚处于研制阶段，还有许多困难有待于解决。

以上讲的都是以空气作为工质的喷气发动机，这类发动机又统称为空气喷气发动机，它是以大气中的氧作为氧化剂，以煤油或液氢作为燃料。图 1-8 表示各种类型空气喷气发动机的应用范围。还有一种喷气发动机不是以空气作为工质，而是以发动机自身携带的燃料和氧化剂燃烧后的燃烧产物作为工质，这类发动机统称为火箭发动机，常用作导弹和宇宙飞行器的动力装置。它可以在比较短的时间里发出大的推力，使飞行器加速到很高的速

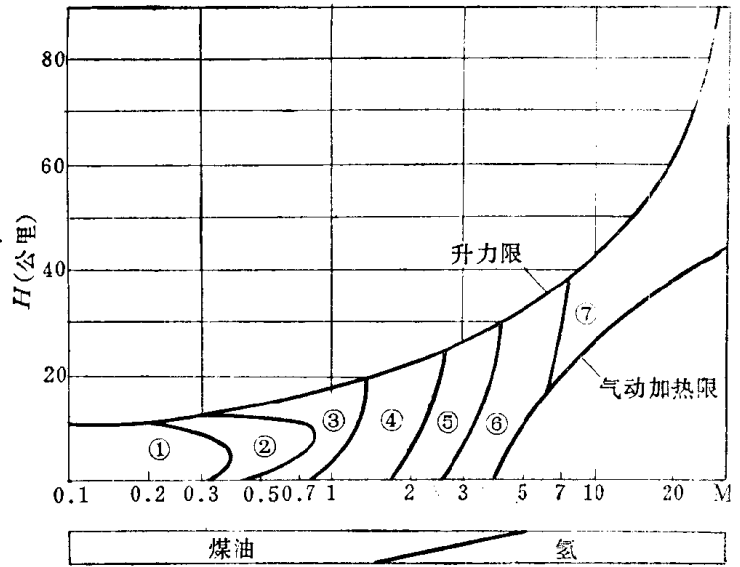


图1-8 空气喷气发动机应用范围

- ①—直升机用涡轮轴发动机；②—涡轮螺旋桨发动机；③—涡轮风扇发动机；④—涡轮喷气发动机；⑤—加力式涡轮喷气发动机和加力式涡轮风扇发动机；⑥—超音速冲压式喷气发动机和组合式发动机；⑦—高超音速冲压式喷气发动机。

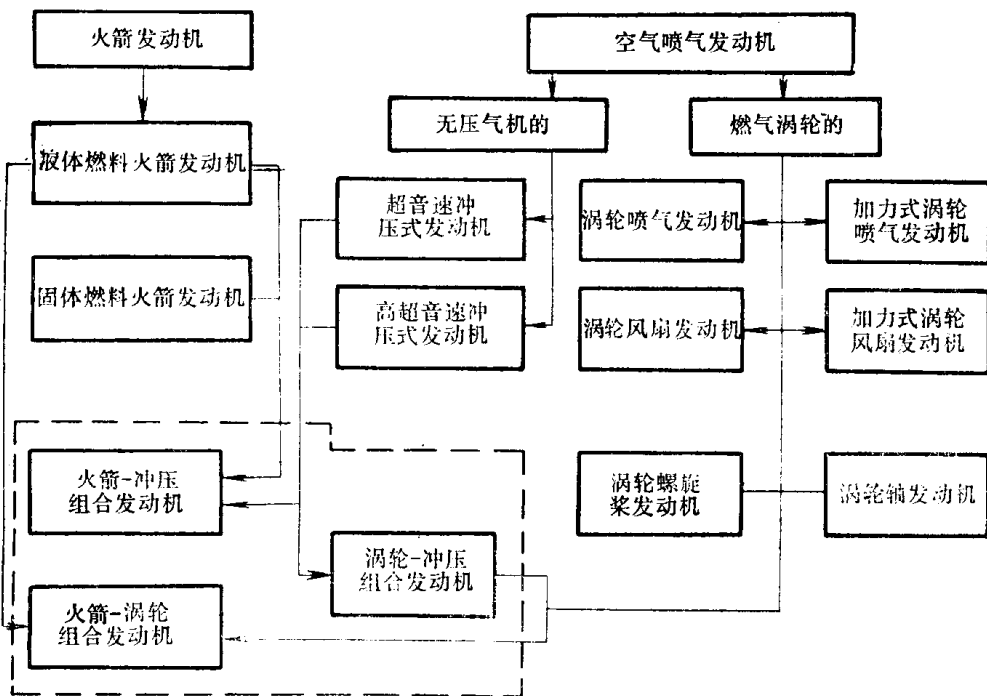


图1-9 喷气发动机的分类

度。火箭发动机的推进剂（包括燃料和氧化剂）如果是液态的，就是液体火箭发动机；如果是固态的，就是固体火箭发动机。目前，火箭发动机也用作某些研究飞机的动力、起飞助推器或短时间加速的动力。火箭发动机还可以和其它类型喷气发动机组合使用。火箭发动机和涡轮喷气发动机、冲压式喷气发动机组合使用的组合式发动机，有可能成为高超音速的动力装置。综上所述，喷气发动机可以分为空气喷气发动机和火箭发动机两大类。图 1-9 是喷气发动机的分类。

§ 1-2 推力及其计算公式

发动机产生的直接用来推动飞机运动的力，称为空气喷气发动机的有效推力。有效推力的大小和动力装置的性能、外形以及它在飞机上的安装位置、飞行条件等有关。这就是说，在确定发动机的有效推力时，必须考虑到流过发动机内部和流过发动机外部的气流流动及其相互影响。如果要确定安装在机身里或飞机翼根里的发动机的有效推力时，必须要知道气流流过飞机的流动情况。

为了简化讨论，我们研究发动机安装在单独的发动机短舱里的这种情况。这时，发动机的有效推力 F_{ef} 就是通过支柱传给飞机而推动飞机运动的轴向力，如图 1-10 所示。

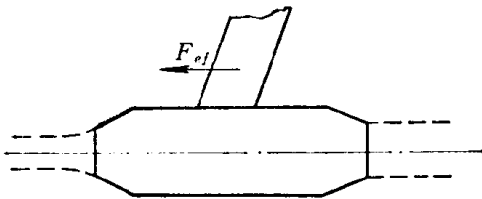


图 1-10 发动机短舱及有效推力示意图

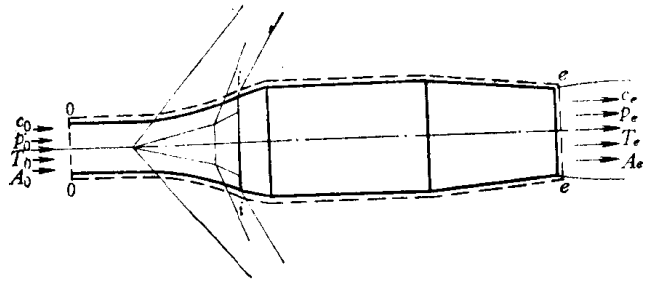


图 1-11 推导推力公式用图

我们用动量定理来确定发动机的有效推力。取图 1-11 上虚线所表示的包括整个发动机短舱在内的控制表面作为研究对象，并假设流动是稳定的。0-0 是发动机进口前气流未受扰动处的截面，当飞机以飞行速度 c_0 飞行时，可以看作是气流以速度 c_0 流向静止的发动机。气流在 0-0 的压力、温度为外界的大气压力 p_0 ，大气温度 T_0 ，流入发动机的气流的流管面积为 A_0 。e-e 是发动机的出口截面，气流以速度 c_e 流出发动机，相应的压力、温度为 p_e 、 T_e 。实际上气流在喷管出口处是不均匀的，我们在计算中认为它是均匀分布的。

对于上面所取的控制面，一部分气流从发动机内部流过，其余的从发动机短舱的外部流过。因此，发动机的有效推力是气流作用在发动机内表面上的合力在发动机轴线上的投影 F_{in} 和气流作用在发动机外表面上的合力在发动机轴线上的投影 F_{out} 之和。

$$F_{ef} = F_{in} + F_{out} \quad (1-1)$$

F_{out} 又可以表示为作用在发动机短舱外表面上的压力在轴线上的投影和摩擦力的和。

$$F_{out} = - \int_i^e p dA - X_f \quad (1-2)$$

式中 $\int_i^e p dA$ ——作用在发动机短舱 $i-e$ 上的压力在轴线上的投影；

dA ——发动机短舱表面的微元面积在与轴线相垂直的平面上的投影；

X_f ——作用在发动机短舱上的摩擦力。

气流对发动机的作用力的符号是这样规定的：和飞行方向相同的力为正，和飞行方向相反的力为负。因此，发动机的推力为正，作用在发动机短舱上的阻力为负。

F_{in} 是作用在发动机内所有零件表面上的压力和摩擦力的总和在轴线上的投影。由于发动机内部的形状很复杂，不可能直接用压力积分来求出。对所取控制体内部的气流，写出动量方程为

$$m_g c_e - m_a c_0 = p_0 A_0 + \int_0^i p dA + F_{in} - p_e A_e \quad (1-3)$$

式中 m_g ——发动机出口燃气的质量流量；

m_a ——发动机进口空气的质量流量；

$\int_0^i p dA$ ——在 $0-i$ 这一段流管上，外部气流对它的作用力在发动机轴线上的投影。

要注意的是，(1-3) 式是以气流为示力对象写出的，发动机给气流的作用力和气流对发动机的作用力在数值上相等而方向相反，作用力的符号的规定也相反。

将 (1-3) 式中的 F_{in} 和 (1-2) 式中的 F_{out} 代入 (1-1) 式得

$$F_{ef} = m_g c_e - m_a c_0 - p_0 A_0 - \int_0^i p dA + p_e A_e - \int_i^e p dA - X_f$$

若控制体外表面都是大气压力时，则沿这一封闭面的压力积分为零。

$$\oint p_0 dA = p_0 A_0 + \int_0^i p_0 dA + \int_i^e p_0 dA - p_0 A_e = 0$$

将它代入有效推力的表达式得

$$F_{ef} = m_g c_e - m_a c_0 + (p_e - p_0) A_e - \int_0^i (p - p_0) dA - \int_i^e (p - p_0) dA - X_f \quad (1-4)$$

(1-4) 式右端的前三项是由流过发动机内部的气流参数所确定的，不包含发动机所受的外部阻力，通常称之为发动机的推力 F 。它可以像在《气体动力学》课程中那样，直接推导出来。

$$F = m_g c_e - m_a c_0 + \underbrace{(p_e - p_0) A_e}_{\text{有效推力}} \quad (1-5)$$

F 有时也被称为内推力或总推力，以区别于有效推力。

(1-4) 式中右端的其余三项，是用这种方法确定有效推力时的阻力。可分别表示为

$$X_a = \int_0^i (p - p_0) dA \quad (1-6)$$

$$X_p = \int_i^e (p - p_0) dA \quad (1-7)$$

式中 X_a ——进气道的附加阻力，它的大小由进口前 0 到 i 的流管的面积变化和压力变化来确定；

X_p ——作用在发动机短舱上的压差阻力。

则

$$F_{ef} = F - X_a - X_p - X_f \quad (1-8)$$

下面，我们着重讨论一下 (1-8) 式中有有效推力和推力 F 之间的相互关系。

首先, 在亚音速飞行时, 如果发动机短舱的外表面很光滑, 摩擦力可以略去不计, $X_f = 0$ 。发动机短舱对流过其外部的的气流虽有扰动, 但最终气流的参数又回复至未扰动时的数值, 即在图 1-11 发动机出口截面 e 处的压力又恢复到未受扰动时的外界大气压 p_0 。这时

$$X_d + X_p = \int_0^i (p - p_0) dA + \int_i^e (p - p_0) dA = \int_0^e (p - p_0) dA = 0 \quad (1-9)$$

因此

$$F_{ef} = F$$

由此可见, 亚音速飞行时, 如果略去发动机短舱外壁面上的摩擦力, 发动机的推力 F 就是发动机的有效推力 F_{ef} 。这也就是为什么长期以来, 都是用发动机推力 F 作为发动机的性能指标, 而并不用有效推力。从 (1-5) 式可以看出, 发动机的推力只取决于流过发动机内部的气流参数, 容易通过计算确定。而且, 在亚音速时, 它也确实表示了发动机能够用来推动飞机运动的有效推力。

但是, 在超音速飞行时, 如图 1-11 所示, 在发动机进口处有激波, 发动机短舱外表面也会有激波, 发动机出口截面 e 处, 压力将不会回复到大气压, (1-9) 式不再成立。在这种情况下, 有效推力和推力的数值是不相同的。但是, 我们仍可用流过发动机内部的气流参数来计算发动机的推力。只是要注意, 在这种情况下, 它并不是实际上可以用来推动飞机运动的有效推力, 还必须要减去各种阻力。

综上所述, 当流过发动机短舱外表面的气流, 在发动机出口截面仍回复到大气压时, 作用在发动机内外壁面上的合力在发动机轴线上的投影, 就是发动机的推力。在亚音速飞行时, 推力也就是有效推力。在超音速飞行时, 推力扣除附加阻力、压差阻力和摩擦阻力后, 才是有效推力。如果发动机是安装在机身里或翼根里时, 仍可用 (1-5) 式表示发动机的推力, 但必需要了解流过飞机的流动情况, 才能正确地确定有效推力和阻力。

还应该注意的是发动机的推力 F 和 (1-3) 式中的 F_{in} 是不一样的。 F_{in} 只考虑了气流对发动机内壁面的作用力, 而 F 考虑了流过发动机内、外壁面的气流对它的作用力。

我们来简单地解释一下附加阻力的物理意义。应该指出, 在亚音速飞行时, $X_d + X_f = 0$, 不需要考虑附加阻力问题。在超音速飞行时, 若 $A_0 = A_i$, $X_d = \int_0^i (p - p_0) dA$ 中, 面积的变化值为零, 附加阻力为零。当 $A_0 < A_i$ 时, 附加阻力不为零。实际上, $0-i$ 是发动机进口前的一段流管, 并不是发动机的壁面, 只是因为 $0-0$ 截面的气流参数在给定飞行条件以后是已知的, 容易用于计算。我们用 (1-5) 式计算发动机推力时, 把 $0-i$ 之间的气流的压力和动量的变化, 也计算到推力里面去了, 而实际上它又并不是发动机的壁面, 因此, 要把它作为阻力扣掉。这个问题在亚音速时不存在, 但是在超音速飞行中必须考虑。

发动机推力 F 的表达式 (1-5) 式用得最多, 它还可以有其它的形式。当流过发动机内部的气流在发动机出口膨胀到外界大气压力 p_0 时, (1-5) 式变为

$$F = m_g c_e - m_a c_0 \quad (1-10)$$

如果略去流过发动机的燃气的质量流量和空气的质量流量的差别, $m_g = m_a$, 则

$$F = m_a (c_e - c_0) \quad (1-11)$$

计算发动机在地面静止状态下的推力时, $c_0 = 0$, 则

$$F = m_a c_e \quad (1-12)$$

如果用气动函数来表示发动机的推力, 由于冲量气动函数 $f(\lambda)$ 有

$$f(\lambda) = \frac{p + \rho c^2}{p^*} \quad (1-13)$$

$$m_a c + A p = p^* A f(\lambda) \quad (1-14)$$

将 (1-14) 式代入 (1-5) 式后可以得出

$$\begin{aligned} F &= p_e^* A_e f(\lambda_e) - p_0 A_0 - m_a c_0 \\ F &= A_e p_0 \left[f(\lambda_e) \frac{p_e^*}{p_0} - 1 \right] - m_a c_0 \end{aligned} \quad (1-15)$$

发动机在地面静止状态下工作时

$$F = A_e p_0 \left[f(\lambda_e) \frac{p_e^*}{p_0} - 1 \right] \quad (1-16)$$

§ 1-3 评定涡轮喷气发动机性能的指标

评定涡轮喷气发动机性能的好坏, 首先看它的性能指标, 或称之为性能参数。

一、推力 F

发动机推力的大小, 直接决定了飞机的主要性能。推力的国际单位制的单位是牛顿。拾牛顿和米·公斤·秒制的力的单位公斤接近, 故常用拾牛顿来表示推力。现有的涡轮喷气发动机的推力从几百拾牛顿至一万多拾牛顿。

但是, 仅仅知道发动机推力的大小, 还不能说明发动机性能的优劣, 因为它并没有表明发动机的尺寸多大, 重量是多少, 也不知道消耗了多少燃油才产生了这样大的推力。因此, 必须引入以下的单位性能参数, 才便于比较。

二、单位推力 F_s

发动机的推力与每秒钟流过发动机的空气的质量之比, 叫做发动机的单位推力。

$$F_s = \frac{F}{m_a} \quad (1-17)$$

单位推力的单位是 牛顿·秒/公斤 或 拾牛顿·秒/公斤。

单位推力是涡轮喷气发动机最重要的性能参数之一。单位推力愈大, 在给定飞行条件、发动机尺寸、重量的条件下, 发动机的推力愈大。因为流过发动机的空气流量, 在一定程度上决定了发动机的尺寸和重量。目前, 涡轮喷气发动机在地面最大状态工作时的单位推力约为 60~75 拾牛顿·秒/公斤。

三、推重比

$$\Gamma_w = \frac{F}{W_e}$$

发动机的推力和发动机的重量之比, 称为发动机的推重比。它对于飞机的最大平飞速度、升限、爬升速度等机动性能以及有效载荷等都有直接的影响。我们知道, 军用歼击机的机动性能是极为重要的, 因此, 要求有尽可能高的推重比。对于垂直起落飞机用的发动机, 这一指标更为重要。目前, 涡轮喷气发动机在地面时的推重比约为 3.5~4, 加力式涡轮喷气发动机约为 5~6, 加力式涡轮风扇发动机已达 8 以上, 用于垂直起落飞机的升力发动机已达 16 以上。

有时也用发动机的重量和推力的比值即发动机的比重来表示这一指标。它是推重比的倒数。

四、单位迎面推力

它是发动机的推力和发动机的迎风面积之比。迎风面积是指发动机的最大截面面积。当发动机安装在单独的发动机短舱里时，迎风面积的大小，决定了发动机短舱外部阻力的大小（当飞行条件相同时）。它的单位是 牛顿/米² 或 拾牛顿/米²。目前涡轮喷气发动机的单位迎面推力约为 8000~10000 拾牛顿/米²。

五、单位燃油消耗率（耗油率）*sfc*

它的定义是产生 1 牛顿（或拾牛顿）推力每小时所消耗的燃油量。它是在一定飞行速度下的经济性的指标。

$$sfc = \frac{3600m_f}{F} \quad (1-18)$$

式中 m_f ——发动机每秒钟的燃油消耗量，单位是 公斤/秒，

sfc 的单位是 公斤/小时·牛顿 或 公斤/小时·拾牛顿。

耗油率是决定飞机的航程和续航时间的重要参数。涡轮喷气发动机在地面静止时的耗油率约为 0.8~1.0 公斤/小时·拾牛顿 左右，涡轮风扇发动机已降到 0.5~0.6 公斤/小时·拾牛顿 甚至更低。

如果以 $f = m_f/m_a$ 表示相对燃油消耗量或油气比，则

$$sfc = \frac{3600 f}{F_r} \quad (1-19)$$

比较发动机的性能时，除以上性能参数外，还应考虑到发动机的使用性能：发动机的起动要迅速可靠，即发动机从停车状态起动加速到慢车转速的过程要迅速可靠，无论在地面不同大气条件下起动，或是在空中停车后起动，都要求起动成功率高；发动机的加速性要好，通常以从慢车状态的转速增加到最大转速（或最大推力）所需要的时间作为发动机加速性的指标，加速所需要的时间愈短，加速性愈好，目前涡轮喷气发动机的加速时间约为 5~18 秒；发动机的工作要可靠，在各种飞行条件下，都能按照飞行员的操纵，安全可靠地工作，不会造成压气机喘振、燃烧室熄火或机件损坏等故障。此外，还要求发动机的寿命要长，噪音要低，维护使用要简便，要容易加工、制造，生产成本要低等等。

§ 1-4 涡轮喷气发动机的效率

空气喷气发动机既是热机又是推进器。既然它是一种热机，我们就需要研究热能转变为机械能的有效程度问题，也就是它作为热机的效率问题。既然它又是推进器，就需要研究机械能转变为推进功的有效程度问题，也就是推进效率问题。

一、涡轮喷气发动机的热效率

在《工程热力学》课程中，我们已经知道，热能不可能全部转变为机械能。各种不同型式的热力循环，都有一定的热源和冷源，在热能转变为机械能的过程中，都必定要损失一定的热量。

我们以每秒钟流过发动机的一公斤空气来进行研究。为了简化讨论，略去燃气流量和

空气流量的差别，并假设燃气在尾喷管中完全膨胀。对此，写出能量方程为

$$c_p T_0 + \frac{c_0^2}{2} + L_K + q_1 - L_T - q_{out} = c_p' T_5 + \frac{c_5^2}{2} \quad (1-20)$$

式中 $c_p T_0 + \frac{c_0^2}{2}$ ——气流在发动机进口前所具有的能量；

L_K ——压气机中加给每公斤空气的功；

q_1 ——燃烧室中加给每公斤空气的热量；

L_T ——每公斤空气在涡轮中作的功；

q_{out} ——经过发动机壁面传给外界的热量；

$c_p' T_5 + \frac{c_5^2}{2}$ ——气流从发动机流出时所具有的能量。

在涡轮喷气发动机中， $L_K \approx L_T$ ，并略去了空气的定压比热 c_p 和燃气的定压比热 c_p' 的差别，则 (1-20) 式变为

$$q_1 - q_{out} = c_p (T_5 - T_0) + \frac{c_5^2 - c_0^2}{2} \quad (1-21)$$

在燃烧室中加给一公斤空气的燃油如果完全燃烧，放热量为 q_0 。由于燃油不可能完全燃烧，所以，实际上加给空气的热量为 q_1 。

$$q_1 = \xi_b q_0$$

式中 ξ_b ——燃烧室的完全燃烧系数。

从 (1-21) 式可以看出，一公斤空气流过发动机时，气流的动能增量为 $(c_5^2 - c_0^2)/2$ 。而 $c_p(T_5 - T_0)$ 是气流离开发动机时所带走的热量。因此，涡轮喷气发动机的热效率为

$$\eta_r = \frac{\frac{c_5^2 - c_0^2}{2}}{q_0} = \frac{c_5^2 - c_0^2}{2q_0} \quad (1-22)$$

热效率考虑了热量转变为燃气动能增量的过程中的全部损失。这些损失是：

1. 发动机排出的燃气所带走的热量 $c_p(T_5 - T_0)$ ，约为 55~75% q_0 ；
2. 燃油在燃烧室中的不完全燃烧 $(1 - \xi_b)q_0$ ；
3. 通过发动机壁面向外界散失的热量 q_{out} 。

后两项约为 3~4% q_0 。涡轮喷气发动机的热效率约为 0.25~0.40。

二、涡轮喷气发动机的推进效率

推进效率是发动机完成的推进功和可用动能之比。即流过发动机的气流的动能增量，有多少作了有用的推进功。

流过发动机一公斤空气所作的推进功是单位推力和飞行速度的乘积。

$$F_p c_0 = (c_5 - c_0) c_0$$

所以，推进效率 η_p 为

$$\eta_p = \frac{(c_5 - c_0) c_0}{\frac{c_5^2 - c_0^2}{2}} = \frac{2}{1 + \frac{c_5}{c_0}} \quad (1-23)$$

由上式可以看出，推进效率仅决定于发动机的排气速度和飞行速度的比值。这个比值愈大，推进效率愈小。当 $c_5 = c_0$ 时， $\eta_p = 1.0$ 。但这时发动机的推力为零。当 $c_0 = 0$ 时，

$\eta_p = 0$ 。因此，在飞行中，只要发动机的推力不为零，推进效率总是小于1，总要损失一部分能量。上述结论也是在假设略去燃气流量和空气流量的差别的条件下得出的。这部分能量损失到哪里去了呢？由气流的动能增量和推进功的差值得

$$\frac{c_5^2 - c_0^2}{2} - (c_5 - c_0)c_0 = \frac{(c_5 - c_0)^2}{2} \quad (1-24)$$

如果把飞行中的发动机看作是静止的，气流以 c_0 流入发动机，以 c_5 流出发动机，相对于地面的观察者来说，大气是静止的，而从发动机流出的气体，以 $c_5 - c_0$ 的速度离开发动机，带走的动能为 $(c_5 - c_0)^2/2$ 。

发动机的排气速度要大于进口气流速度，这是空气喷气发动机产生推力的必不可少的条件，但与此同时，必定要损失一部分能量。

推进效率是随飞行速度改变的，通常不高于 0.50~0.75。

三、涡轮喷气发动机的总效率

涡轮喷气发动机的总效率是燃油完全燃烧时的热量，有多少转变为推动飞行器前进的推进功。

$$\eta_0 = \frac{F_r c_0}{q_0} \quad (1-25)$$

总效率反映了发动机作为热机和推进器的完善程度，是表示发动机经济性的指标。它和热效率、推进效率的关系是

$$\eta_0 = \eta_r \eta_p \quad (1-25a)$$

现代涡轮喷气发动机在飞行中的总效率为 0.20~0.40。

总效率和耗油率 sfc 有以下的关系。

若每秒钟喷入发动机燃烧室的燃油流量为 m_f 公斤/秒，燃油的低热值为 H_u 焦耳/公斤，则有

$$m_f H_u = m_a q_0$$

将上式代入 (1-18) 式，得

$$sfc = \frac{3600 m_a q_0}{H_u F} = \frac{3600 q_0}{H_u F_r} \quad (1-26)$$

由 (1-25) 式， $q_0 = F_r c_0 / \eta_0$ ，代入上式得

$$sfc = \frac{3600 c_0}{H_u \eta_0} = \frac{3600 a_0}{H_u} \frac{M_0}{\eta_0} \quad (1-27)$$

式中 a_0 ——该飞行条件下的音速；

M_0 ——飞行马赫数。

(1-27) 式表明，在一定的飞行 M 数下，耗油率 sfc 和总效率 η_0 成反比。由此可见，耗油率在一定的飞行速度下，表示了发动机的经济性。

第二章 进气道和尾喷管

§ 2-1 进气道的功用和基本要求

发动机安装在飞机的机身里或单独的发动机短舱里，必须要有空气进口和管道系统向发动机提供它所需要的空气（图2-1）。从飞机进口到发动机压气机进口这一段管道，称为进气道。压气机进口处的气流M数，通常不大于0.6~0.7。因此，在飞行中，当飞行M数大于压气机进口的气流M数时，进气道还起着把气流速度滞止下来的作用，把气流的速度动能转变为压力的升高。所以，有时也把进气道称为进口扩压器。在超音速飞行时，气流在进气道中的这一扩压作用是十分重要的。

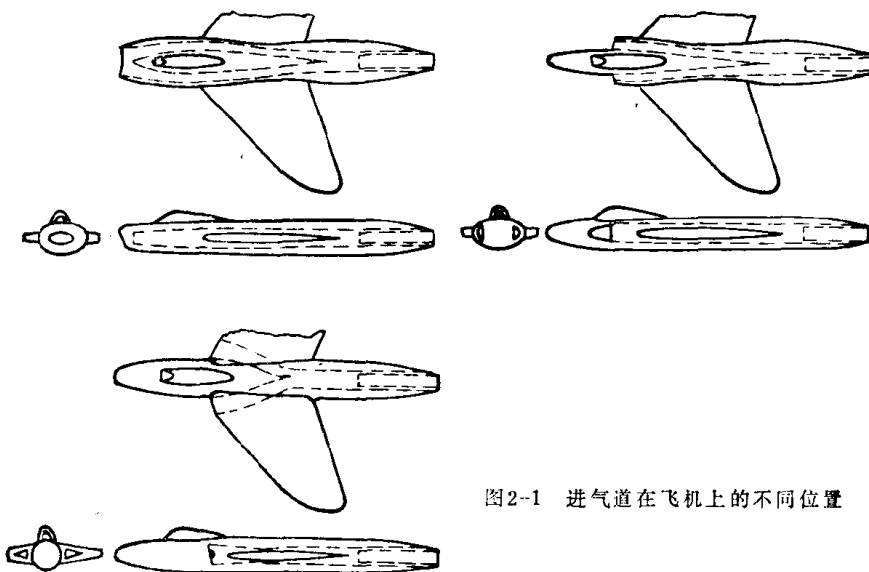


图2-1 进气道在飞机上的不同位置

进气道的基本任务，就是在不同的飞行条件下，将外部气流顺利地引入发动机，使发动机获得所需的空气流量，并提高气流的压力。对它的基本要求是：

(1) 在各种飞行条件下，都能提供发动机所需要的空气流量，并使气流在进气道中的总压损失尽可能的小，还应保证在地面起飞状态下，也具有较高的总压恢复系数，如计算表明气流总压损失1%，将使发动机推力损失1.25%或更大；

(2) 进气道出口处的流场要均匀，进气道出口处流场不均匀，将使压气机的效率下降甚至不能稳定工作；

(3) 进气道本身能稳定工作，不发生喘振。进气道喘振时，气流来回振荡，也将使发动机不能稳定工作；

(4) 进气道的阻力要小，也就是进气道的附加阻力、压差阻力和摩擦阻力要小，否则，将使发动机的有效推力减小；

(5) 结构简单、重量轻、设计和调节简单。

进气道可分为亚音速进气道和超音速进气道两大类。而超音速进气道又可分为内压式、外压式及混合式三种。

§ 2-2 亚音速进气道

一、流动模型

进气道必须在宽广的进气流动情况下工作。图 2-2 表示了两种典型亚音速飞行情况下的流谱及其热力过程。0 截面为进气道前气流未受扰动处的截面。 A_0 是流入发动机的气流的流管面积。 i 和 1 分别为进气道的进口和出口截面处。亚音速进气道 $i \sim 1$ 通常是一段扩张形的管道，在接近 1 截面处，略有收敛，使气流加速，以比较均匀的速度流入压气机。在第七章中我们将会讲到，进气道出口即压气机进口 1 截面处的气流 M 数，是由飞行高度、速度和发动机的工作状态（如发动机转速）所决定的，并在某一定范围内变化。对

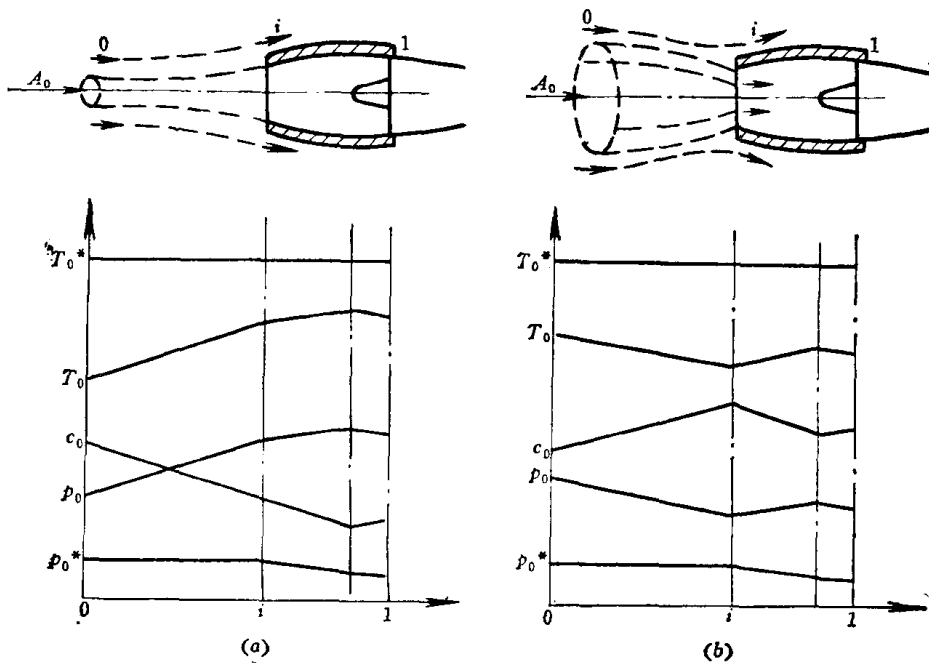


图 2-2 亚音速进气道典型流谱

(a) 高速或低的质量流量；(b) 低速或高的质量流量。

于一定几何形状的进气道，一定的 M_1 也就对应了一定的 M_i 。 M_i 随着 M_1 的变化而改变。如果先不考虑 M_1 和 M_i 的变化，假设 $M_i = 0.5$ ，由 0 截面和 i 截面间的流量连续，则有

$$K \frac{p_0^* A_0 q(\lambda_0)}{\sqrt{T_0^*}} = K \frac{p_i^* A_i q(\lambda_i)}{\sqrt{T_i^*}}$$

式中 $q(\lambda)$ ——流量气动函数；

$$q(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}$$

K ——用流量气动函数计算流量时的常数；

$$K = \sqrt{k \left(2 / (k+1) \right)^{(k+1)/(k-1)} \sqrt{1/R}}$$

空气的 $K = 0.04046$ 。

由于气流在进气道前速度的变化，是在没有固体壁面的情况下进行的，没有流动损失，