

第四章 发动机的选择

发动机对飞机的速度特性、高度特性、耐航性和加速性等各方面的飞行性能都有很大的影响，在飞机的总体设计过程中，首先就会碰到选用哪一种发动机能最有效地满足飞机设计要求的问题，这就要求飞机总体设计工作者对各种航空发动机的性能和特点，有较为深入的了解。这一章，简要介绍一些航空发动机主要的外部工作特性，以及一些与选择发动机直接有关的问题。

§ 4.1 对发动机的要求

从飞机设计的角度来看，对飞机发动机的基本要求，主要有以下几点：

1. 推力（或功率）的速度特性和高度特性良好

飞机的发动机是飞机动力装置的核心，其功用就是提供飞机所需的推力或功率，所以，首先就要求所选用的发动机，能够保证在飞机的全部飞行速度和飞行高度范围内，都具有足够的推力或功率。因此，不仅要求发动机的地面静推力或功率足够大，而且需要具有良好的速度特性和高度特性，这一条是最根本的必须满足的要求。

2. 耗油率低

发动机耗油率的高低，直接影响到飞机的使用经济性，而且，在所设计飞机载油量相同的情况下，还会影响到飞机的航程和续航时间，因此要求发动机的耗油率应尽量低。

3. 要求发动机的自身重量轻

发动机的重量是飞机固定重量的主要组成部分，一般占有较大的比重。因此，选用自身重量比较轻的发动机，常可以明显地减轻飞机的结构重量，从而也可以改善和提高飞机的各种飞行性能。

4. 发动机的外廓几何尺寸小

从飞机设计的要求出发，发动机的结构应该紧凑，其外形几何尺寸应尽量小，尤其是发动机的迎风面积，越小越好，以便减小发动机舱的体积，降低发动机装上飞机后所引起的外部气动阻力。

5. 安全可靠，故障率低

很明显，一旦发动机出现故障，飞机的安全就会受到严重威胁。因此，要求发动机的工作必须在各种飞行状态下，都是稳定和可靠的。这也就是要求发动机的各组成部分及其各个系统都是成熟可靠的，并具有经主管部门批准签发的产品合格证书，证明该发动机可以在飞机上使用。

6. 工作寿命长

即发动机总的使用寿命和翻修寿命越长越好。这一点对于民用飞机尤为重要。

7. 使用维护方便

这一项要求也很重要。如果发动机使用维护、监控和检查都很方便，则不仅容易保证安全，而且可以减少飞机在两次飞行之间的待机时间，提高飞机的出勤率。这对提高飞机的使用效益是很有利的。

以上列举了七项对飞机发动机的基本要求，当然，这并不是全部，除此以外还可能有许多其他方面的要求。例如，在经济性方面，发动机的价格应该便宜，在环境控制方面，发动机应尽量减少冒烟对大气所造成的污染，尽量减轻噪声所造成的公害等等。

上面所提到的对发动机的各种要求一般并不是孤立的，它们之间具有一定的内在联系，有些不同的要求之间还存在着矛盾。所以，如果仅仅单项地去考虑，往往很难说明问题，因此，就需要用一些能够进行定量分析，并具有一定可比性的相对参数来对发动机进行评比和选择。最主要的相对参数有：

1. 推重比（或功率重量比）

对喷气发动机而言，推重比是指发动机的推力与其自身重量的比值，即表示发动机单位自重所能产生推力的大小。对于活塞式发动机，则是其单位自重所能提供的功率。

2. 单位迎面推力

对于喷气发动机，即发动机的推力与其最大迎风面积之比，代表发动机每单位迎风面积所产生推力的大小。

显然，当其他的性能相同或相近时，应该选用推重比和单位迎面推力较大的发动机。下表给出了一些典型发动机的有关性能参数。

从表 4.1~表 4.3 可以看出，涡轮喷气和涡轮风扇发动机多用于高速飞机，相对来说，涡轮风扇发动机被采用的较多，涡轮螺旋桨发动机和大流量比的涡轮风扇发动机，仅用于高亚音速飞机。

表 4.1 典型的涡轮喷气发动机性能参数

性能 型号	$P_{0max}/P_{0加力}$ (10N)	耗油率 (kg/10N·h)	推重比	单位迎面推力 (10N/m ²)	所装飞机
涡喷6(中)	2600/3250	0.94/1.60	3.67/4.59	7440/9280	歼-8
涡喷7(中)	3900/5750	0.97/2.3	3.39/5.0	6050/8910	歼-7
P29-300(苏)	8300/12500	0.95/0.2	4.8/6.5	8925/13440	МИГ-23
P31(苏)	9300/12250	0.95/2.2	4.43/5.38		МИГ-25
593MK610 (英、法)	15940/17260	1.19/1.75	4.7/5.0	13174/14264	“协和”
J-79GE-10 (美)	5385/8120	0.84/1.96	4.66/5.0	8270/11050	F-4
J-58(美)	10430/14740	0.80/1.9	3.5/5.0	8213/41606	SR-71

表 4.2 典型的涡轮风扇发动机性能参数表

性能 型号	P_{0max}/P_0 加力 (10N)	耗油率 (kg/10N·h)	推重比	单位迎面推力 (10N/m ²)	所装飞机
涡扇-5(中)	3600/	0.67/	3.91/	0.49	轰炸机
涡扇-7(中)	5557/9305	0.684/2.0	3.0/5.05	0.62	轰炸机
RM-8(瑞典)	66900/11790	0.63/2.47	3.2/5.6	1.05	Saab-37
F100-FW-100(美)	6800/11360	0.68/2.55	4.9/8.16	0.7	F-15、F-16
RB-199MK101 (英、德、意)	36200/7245	0.6/2.25	4.07/8.05	1.0	“狂风”
HK-144(苏)	13000/17500	0.70/2.01	4.56/6.14	1.0	TY-144
JT3D-7(美)	8615/	0.56/	4.66/	1.43	波音-707
F101-GE-100(美)	7710/13600	0.55/2.2	4.3/7.5	2.01	B-1A
RB211-524B(英)	21818/	0.62/	4.9/	4.4	波音-747 A300

表 4.3 一些涡轮螺旋桨发动机的性能参数表

性能 型号	轴功率 (马力)	耗油率 (kg/马力·h)	功率重量比 马力/kg	所装飞机
涡桨-5甲(中)	2926	0.258	4.88	水上轰炸机
涡桨-5甲II(中)	2655	0.265	4.43	运-7
AI-20(苏)	4250	0.28	4.08	ИЛ-18 AH-12
T56-A-7(美)	3755	0.236	5.74	C-130
涡桨-9(中)	688	0.235	5.01	运-12
HK-12MA(苏)	13000	0.61	5.63	AH-22

§ 4.2 航空发动机的外部特性

现代航空发动机的种类很多，主要的有以下四大类：1. 活塞式发动机；2. 燃气涡轮发动机（包括涡轮喷气、涡轮风扇和涡轮螺旋桨发动机等）；3. 冲压发动机；4. 火箭发动机。发动机的种类不同，其各方面的特性也有很大差别。从飞机设计的角度来说，最主要的是各类发动机的推力和耗油率特性。

一、活塞式航空发动机

当前，世界各国所生产的活塞式航空发动机，在数量上还是很多的，但都是小型的，功率比较小，一般都在几百马力以下。这种发动机的优点是价格比较便宜，耗油率低。缺点是因为有活塞、连杆等往复运动的构件，使用寿命较低，总寿命一般约为 1000 小时左右。

(一) 耗油率 C_e

活塞式发动机的耗油率，是指单位时间内产生单位功率所消耗的燃油量，通常用符号 C_e 表示，单位为“kg / 马力 · h”。在小功率范围内，活塞式发动机的 C_e 值一般在 0.25kg / 马力 · h 以下。例如，国产“活塞-6J”发动机，起飞功率为 300 马力， $C_{e_{巡航}}$ 为 0.21~0.23kg / 马力 · h。发动机的耗油率低表示其经济性好，但还要考虑燃油的价格。活塞式发动机所用的航空汽油价格，一般要比航空煤油价格高一倍左右。

(二) 功率特性

活塞式发动机的功率通常用 N 表示，单位为“马力”。小功率的活塞式发动机的功率重量比在 1.0~2.3 马力 / kg 之间，“活塞-6J”为 1.46 马力 / kg。

活塞式发动机所发出的功率，随飞行速度的增加，一般略有增加，如图 4.1 所示。

但当飞行速度一定时，活塞式发动机的功率，将随飞行高度的增加而减小，如图 4.2 所示。

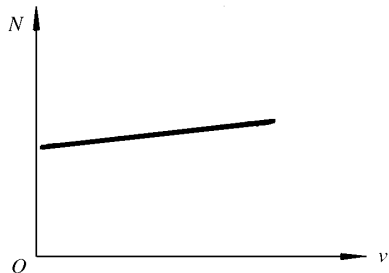


图 4.1 活塞式发动机的 $N \sim v$ 曲线

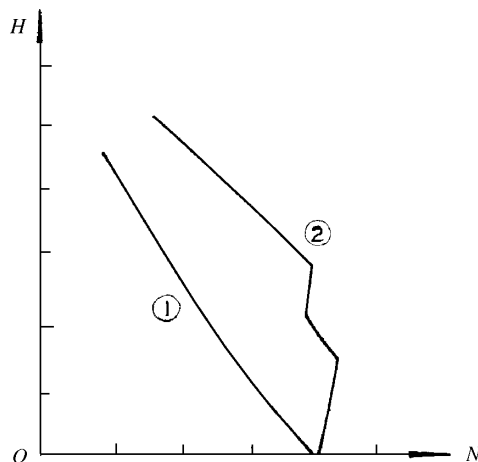


图 4.2 活塞式发动机的 $N \sim H$ 曲线

图 4.2 中①为没有增压器的活塞式发动机 N 随 H 变化的曲线；②为有二级增压器的活塞式发动机的 $N \sim H$ 曲线。

(三) 螺旋桨的拉力特性

活塞式发动机只是一种热机，必须靠螺旋桨产生拉力，才能使飞机产生动力。螺旋桨拉力可以用下式来确定：

$$P = C_p \rho n^2 D^4$$

其中： P ——螺旋桨的拉力（N或kgf）； ρ ——空气密度（ $\text{kg} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4$ ）； n ——螺旋桨每秒钟的转数； D ——螺旋桨的直径； C_p ——螺旋桨的拉力系数。

对于给定的螺旋桨，在一定的转速下，其拉力的大小仅决定于 C_p 和 ρ 。对于给定的螺旋桨，拉力系数 C_p 仅是桨叶剖面与相对气流之间的迎角的函数。在达到失速迎角以前，迎角越大， C_p 值越大。在转速一定的情况下，此迎角值决定于飞行速度 v 的大小。飞机开始起飞时， $v=0$ ，桨叶迎角最大，因此螺旋桨的拉力系数也最大。随着飞行速度的增大，桨叶迎角减小，拉力系数 C_p 也随之降低，从而螺旋桨的拉力也降低。此外，即使采用变距的方法保持桨叶的迎角不减小，当飞行速度增大时，由于桨叶上的气动力的方向偏离螺旋桨的旋转轴线，也会使其拉力降低。螺旋桨的拉力与飞行速度的关系曲线如图 4.3 所示。

螺旋桨拉力 P 与空气密度成正比关系，因此，随着飞行高度的增高， ρ 值下降，随之拉力 P 也将相应减小，加图 4.4 所示。

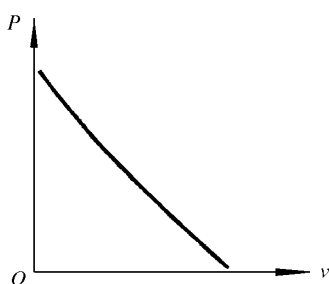


图 4.3 活塞式发动机螺旋桨 $P \sim v$ 曲线

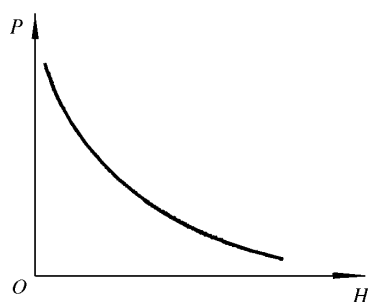


图 4.4 活塞式发动机螺旋桨 $P \sim H$ 曲线

二、涡轮喷气发动机

涡轮喷气发动机，在燃气涡轮发动机中，是构造最简单的一种。喷气发动机的输出不是功率，而是推力，可直接用于推进飞机。这种发动机低速时经济性较差，但随着飞行速度的提高，经济性提高很快，在现代飞机上得到了广泛的应用。

(一) 推力特性

喷气发动机的推力，实质上是作用在发动机各部件上轴向力的合力，如图 4.5 所示。

图 4.5 是一种示意图，要逐项求其分力是极为复杂的。推力的算法，是把发动机作为一个整体，用动量定理来求出。根据动量定理，发动机的推力等于单位时间流过发动机的气流动量的增量。假如发动机尾喷管处于完全膨胀状态，则可得发动机推力的计算公式如下：

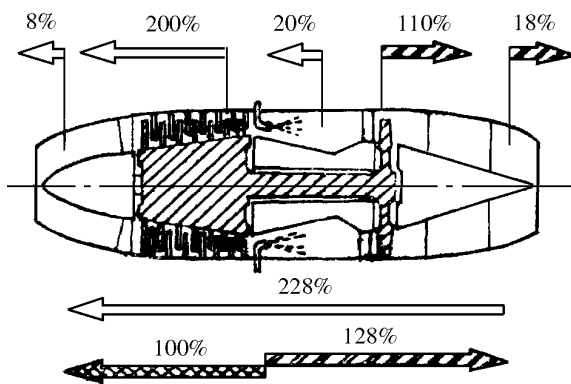


图 4.5 涡轮喷气发动机的推力

$$P = m_{\text{空气}}(v_{\text{喷}} - v) \quad (4.1)$$

式中, v ——飞机的飞行速度 (m/s);

$v_{\text{喷}}$ ——发动机尾喷口处的排气速度 (m/s)

$m_{\text{空气}}$ ——发动机的空气流量 (kg/s)。

此式没有考虑燃油的质量, 因为涡轮喷气发动机, 在单位时间内所加入的燃油的质量与其空气流量相比小得多, 一般仅占 1%~2% 左右, 故可忽略不计。

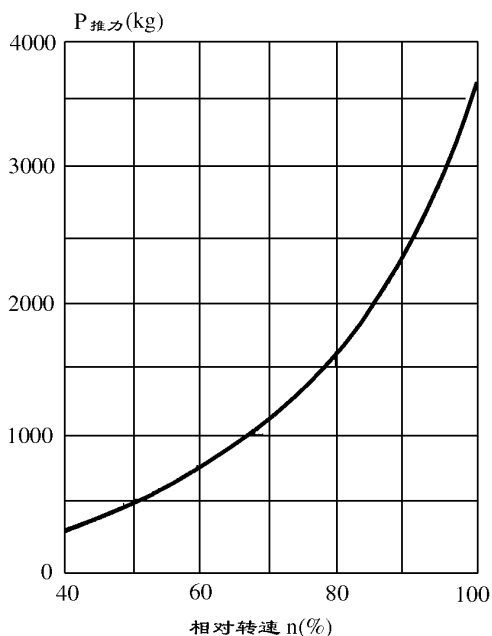


图 4.6 涡轮喷气发动机的 $P \sim \bar{n}$ 曲线

可增加 25% (飞行 M 数越大, 加力比越大)。但是, 由于加力时的耗油率过高, 而且容易引起发动机构件过热, 所以, 只能在短时间内工作。例如, 国产涡喷-6 型发动机规定, 飞行高度小于 6000 米时, 一般不允许超过 6 分钟, 高度大于 6000 米时, 一般不允许超过 10 分钟。

(2) 最大工作状态——发动机转速最大, 推力仅低于加力状态, 连续工作时间的限制与加力工作状态相同。

(3) 额定工作状态——转速稍微减小一些或少喷一些燃油, 使发动机的推力比最大工作状态小一些, 保证可以在较长时间内连续工作, 而发动机的构件不致超载或过热。

(4) 巡航工作状态——转速约为额定转速的 90%, 推力约为额定状态的 80%, 燃料消耗率最低, 连续工作时间不限。

(5) 慢车工作状态——转速约为额定转速的 30%, 推力很小。飞机下滑和着陆时常用此状态, 连续工作时间一般不允许超过 10 分钟。

“涡喷-6”型发动机各种工作状态下的海平面静推力值如表 4.4 所示。

2. 推力的速度特性

速度特性是指, 在转速和飞行高度一定时, 发动机的推力随飞行 M 数的变化关系, 如图

4.7 所示。

曲线表明，随着飞行速度的增大，发动机的推力开始略有下降，然后增加，但飞行速度超过一定的 M 数后，则迅速下降。

表 4.4 涡喷-6 型发动机的推力

工作状态	转速 (转/分)	海平面静推力 (kg)
加力	11150±50	3250
最大	"	2600
额定	"	2150
巡航	10400±50	1720
慢车	4100±200	<100

从发动机推力的表达式可知， P 与 $m_{\text{空气}}$ 及 $(v_{\text{喷}} - v)$ 成正比。当飞行速度增加时，开始 v 很小，冲压不大，故发动机的空气流量 $m_{\text{空气}}$ 和喷气速度 $v_{\text{喷}}$ 增加得不多，因而飞行速度 v 的增加，使 $(v_{\text{喷}} - v)$ 之值减小的较多，因此，推力稍有下降。当飞行速度进一步继续增大时，冲压作用增强，使 $m_{\text{空气}}$ 和 $v_{\text{喷}}$ 值的增加逐渐显著，故使推力随飞行速度的增加而增大。当飞行速度增加到超过某一 M 数后，由于冲压作用过大，将使进入压气机的空气温度升高，为使发动机不致过热，需要调节和控制发动机的涡轮前温度，使 $v_{\text{喷}}$ 的增加受到限制，因此会使差值 $(v_{\text{喷}} - v)$ 大大降低，从而导致发动机的推力随速度的增大而迅速减小。

3. 推力的高度特性

发动机推力的高度特性，是指转速和飞行速度一定时，发动机推力随飞行高度的变化情况。高度升高，空气的密度减小，发动机的空气流量因之减小，故发动机的推力随飞行高度的升高而减小，如图 4.8 所示。

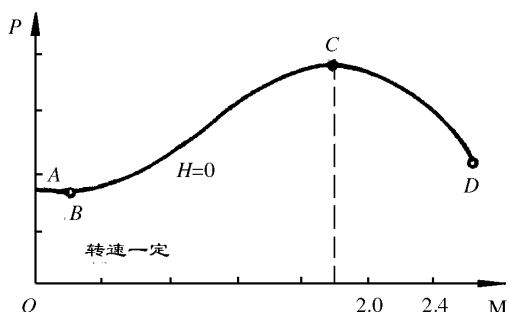


图 4.7 涡轮喷气发动机的 P~M 曲线

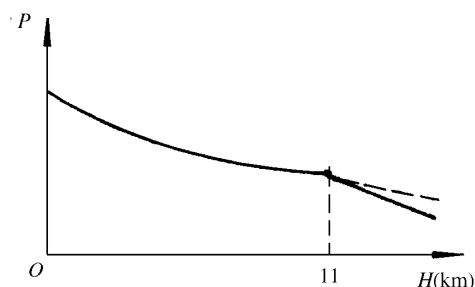


图 4.8 涡轮喷气发动机的 P~H 曲线

从图 4.8 可以看出，当飞行高度低于 11 公里时，由于高度升高，大气温度降低，使 $v_{\text{喷}}$ 增大，所以发动机推力随飞行高度的增加而降低的程度比较缓和。而当高度大于 11 公里时，在

同温层内，由于大气温度不再随高度的增加而降低，所以发动机的推力随飞行高度增加而降低的比较快。

(二) 涡轮喷气发动机的耗油率特性

发动机的耗油率是指，单位时间内产生单位推力的燃油消耗量，常用符号 C_e 表示，单位是“ $\text{kg} / \text{kgf} \cdot \text{h}$ ”

1. C_e 的速度特性

在转速和飞行高度一定的情况下，发动机的耗油率随飞行速度的增大而提高，其变化的趋势如图 4.9 所示。

2. C_e 的高度特性

当飞行速度和发动机的转速一定时，耗油率 C_e 随飞行高度变化的趋势如图 4.10 所示。

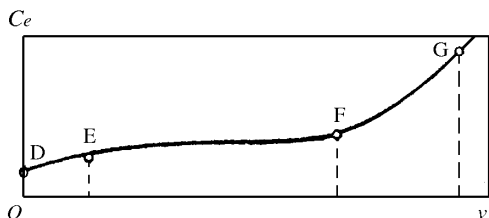


图 4.9 涡轮喷气发动机的 $C_e \sim v$ 曲线

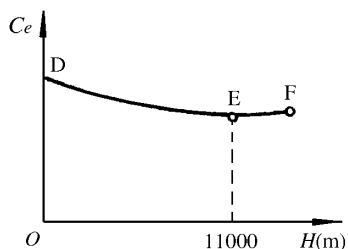


图 4.10 涡轮喷气发动机 $C_e \sim H$ 曲线

3. C_e 的转速特性

飞行速度与飞行高度一定时， C_e 随发动机转速的变化关系如图 4.11 所示。

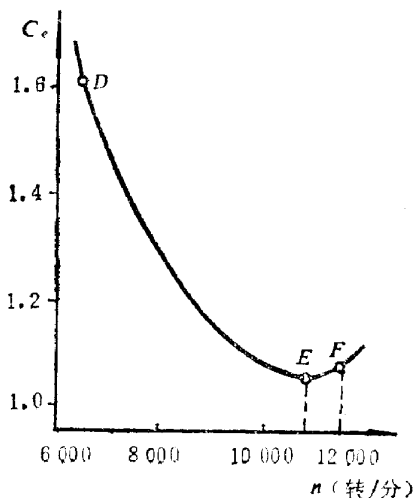


图 4.11 涡轮喷气发动机 $C_e \sim n$ 曲线

由图可以看出，当转速较低时，随发动机转速的增大， C_e 迅速降低，当增至巡航转速时， C_e 降至最小值。此后，再增加转速，则 C_e 值稍增大。

以上分别对发动机推力 P 和耗油率 C_e 的转速、速度和高度特性，单项地进行了介绍。这只是为了分析起来比较方便，实际上对一种发动机而言，各种性能并不是孤立的，而是密切相关具有内在联系的。因此，在发动机的性能说明书中，一般都给出综合性的能够全面表达发动机推力和耗油率变化规律和调节规律的特性曲线，供飞机设计者使用。在进行飞机总体方案初步设计时，如果没有合适的发动机的特性曲线，也可以用性能相近的发动机曲线做适当的修正后代替，或采用一些近似公式，供初步选择发动机之用。例如：

(1) 推力 P 和耗油率 C_e 的速度特性公式

$$P_v = P_{v=0}(1 - 0.32M + 0.40M^2 - 0.01M^3) \quad (4.2)$$

$$C_{ev} = C_{ev=0}(1 + 0.38M + 0.05M^2) \quad (4.3)$$

其中： $P_{v=0}$ 和 $C_{ev=0}$ 分别代表当飞行速度为零时，在某一高度上的推力和耗油率的值；

P_v 和 C_{ev} 是在当飞行速度为 v 时，在同一高度上的推力和耗油率；

M 是飞行速度为 v 时对应的飞行 M 数，以上两式，仅适用于 $M < 1.5$ 的情况。

(2) 推力 P 和耗油率 C_e 的高度特性近似公式

$$\left. \begin{aligned} P_H &= P_{H=0}\Delta^{0.35} & (H < 11\text{km}) \\ P_H &= P_{H=0}1.20\Delta & (H \geq 11\text{km}) \end{aligned} \right\} \quad (4.4)$$

$$\left. \begin{aligned} C_{eH} &= C_{eH=0}\Delta^{0.12} & (H < 11\text{km}) \\ C_{eH} &= 0.863C_{eH=0} & (H \geq 11\text{km}) \end{aligned} \right\} \quad (4.5)$$

其中： $P_{H=0}$ 、 $C_{eH=0}$ 分别代表在海平面某一飞行速度时的推力和耗油率；

P_H 、 C_{eH} 是在各种飞行高度，同一飞行速度时的推力和耗油率；

Δ 是计算高度的空气相对密度。

三、涡轮螺旋桨发动机

涡轮螺旋桨发动机由燃气涡轮发动机通过减速器带动螺旋桨组成，燃气涡轮发动机喷气产生的推力很小，主要是靠螺旋桨产生拉力。

与活塞式发动机相比，涡轮螺旋桨发动机有许多优点：耗油率与活塞式发动机相近，功率、耗油率的速度特性和高度特性优于活塞式发动机；功率重量比较大；由于不需要特殊的冷却装置，单位迎风面积的功率值较大；由于没有往复运动构件，振动特性较好，故障率低，使用寿命长等。因涡轮螺旋桨发动机具有明显的优越性，所以在 50~60 年代，许多民用飞机和一些军用飞机都采用这种发动机。但这种发动机性能的进一步提高，和活塞式发动机动力装置一样，也要受到螺旋桨效率的限制。

螺旋桨的效率 $\eta_{\text{桨}}$ 定义为螺旋桨的有用功率与发动机的功率之比， $\eta_{\text{桨}}$ 随飞行速度和飞行高度变化的关系曲线如图 4.12 所示。

从图 4.12 可以看到，螺旋桨的效率 $\eta_{\text{桨}}$ 随 M 变化的情况，当飞行 M 数增大到 0.5 左右时， $\eta_{\text{桨}}$ 最大， M 数进一步增大时，则迅速下降。这是因为普通的螺旋桨当飞行 M 数大于 0.5 出后，螺旋桨桨叶尖部即可能出现激波，所以，为了进一步提高飞行速度和降低发动机的耗油率，必须改善螺旋桨的设计参数，延缓激波的产生，提高螺旋桨的效率。有一些螺旋桨的桨尖做成平头形状，增大桨尖处翼型的弦长，减小其相对厚度，或将桨叶的平面形状做成弯曲的马刀形，相当于后掠，这些都是为了提高桨叶的临界 M 致，从而使螺旋桨在较高的飞行速度下，仍能保持其高效率，如图 4.12 (a) 中的虚线所示。

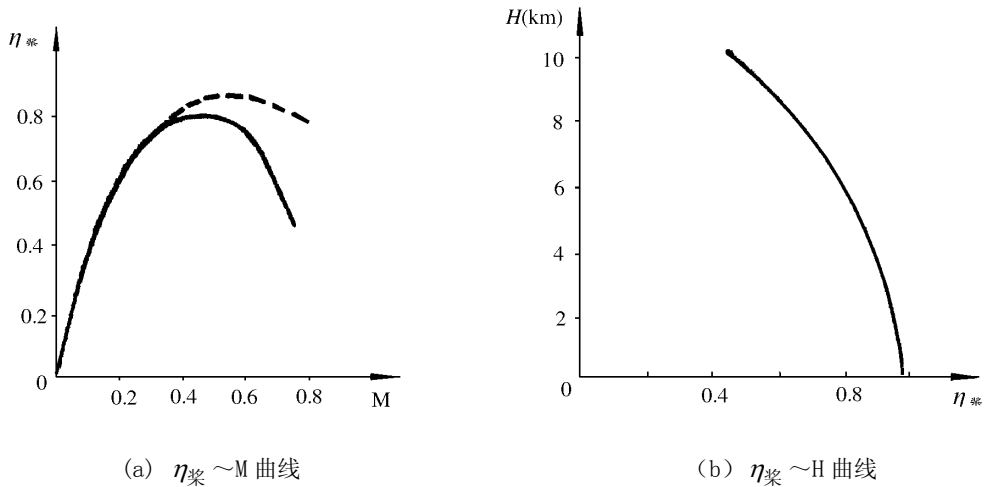


图 4.12 $\eta_{\text{浆}} \sim M$ 曲线和 $\eta_{\text{浆}} \sim H$ 曲线

为了能够适用于比一般的涡轮螺旋桨发动机更高一些的飞行速度，同时又能使其耗油率保持接近涡轮螺旋桨发动机的水平，近几年来美、欧一些国家正在研制和发展一种称之为“螺旋桨风扇”（Propfan）或“无涵道风扇”（UDF）的新型发动机。这种发动机采用由 10 叶左右组成的多叶单排或双排对转的小直径螺旋桨风扇，简称浆扇。浆叶的平面形状为大后掠马刀型，翼型为宽弦、相对厚度很薄的超临界翼型。浆扇有的是由发动机直接带动，有的则是通过减速器带动，有推进式的，也有拉进式的。浆扇与发动机的空气流量比高达 30~40。这种发动机已在空中飞行验证，试验证明，当飞行 M 数增至 0.8~0.85 时，仍能保持高效率。其耗油率与一般的涡轮螺旋桨发动机很相近。

四、涡轮风扇发动机

涡轮风扇发动机是以涡轮喷气发动机为基础，增加一个外涵道而形成的，故也可以称之为内外涵发动机。当气流通过其内涵道和外涵道时，动量均有所增加，因此内外涵道都能产生推力。与涡轮喷气发动机相比，由于增加了外涵道，使空气流量增加，排气的平均速度降低，故在低速时效率提高，耗油率降低。其外涵道与内涵道的空气流量之比，称为发动机的涵道比。

如果从涵道比的角度来看，也可以把涡轮喷气发动机看成是一种涵道比为零的发动机。而涡轮螺旋桨发动机，虽然并没有外涵道，但也可以把流经螺旋桨的空气流量与流经发动机的空气流量之比看成是涵道比。这样，也可以把涡轮螺旋桨发动机看成是一种涵道比极大的发动机。一般来说，涡轮螺旋桨发动机的流量比约为 50~100，对于涡轮风扇发动机，按其涵道比的大小，可以分为低、中、高和超高涵道比的涡扇发动机。通常认为，涵道比为 3 以下的称为低、中涵道比；在 5~6 左右的为高涵道比；高达 15~40 左右的称为超高涵道比。涡轮风扇发动机的外部工作特性与其涵道比的大小直接有直接关系。不带加力燃烧室的涡轮风扇发动机的推力及耗油率与其涵道比的关系如图 4.13 所示。

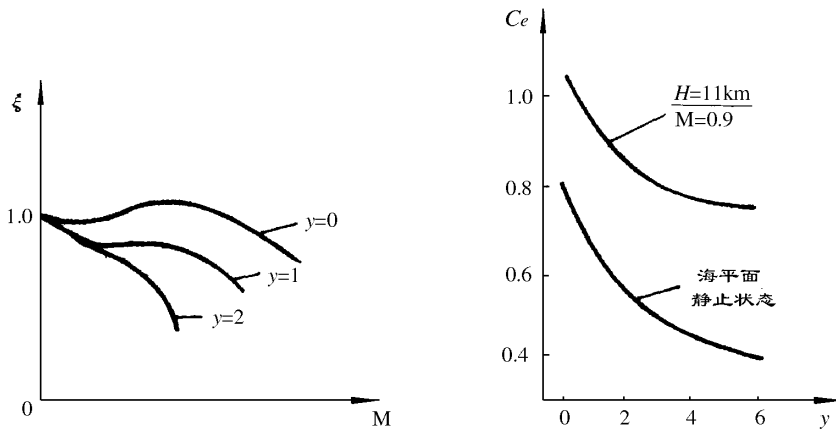


图 4.13 涡轮风扇发动机推力及耗油率与涵道比的关系曲线

从图 4.13 可以看出，随着涵道比的提高，发动机推力的速度特性会下降，同时发动机的耗油率也随之显著地降低。从工作原理上来看，涡轮风扇发动机在低速不加力时，是一种介于涡轮喷气与涡轮螺旋桨之间的发动机。

高涵道比的涡轮风扇发动机的耗油率已与涡轮螺旋桨发动机相近，所以广泛用于许多高亚音速的民用飞机和一些军用飞机。尤其是对于民用飞机，使用经济性十分重要，希望耗油率尽量地低，针对这种要求，最近美、欧一些国家正在研制和发展超高涵道比的发动机，有时简称“超扇”（Superfan）发动机，涵道比已提高到 20 以上，耗油率进一步降低，从而使这种发动机兼有涡轮风扇发动机适用速度较高和涡轮螺旋桨发动机耗油率低的优点，是一种有可能广泛用于民用飞机的很有前途的发动机。

低涵道比的涡轮风扇发动机的外部特性，与涡轮喷气发动机相类似，推力 P 和耗油率 C_e 随发动机转速和飞行速度及飞行高度的变化规律和趋势均与涡轮喷气发动机一致。因为增加了外涵道，所以与涡轮喷气发动机相比，其迎风面积较大，结构也比较复杂。但它具有以下优点：

1. 亚音速时不加力的耗油率比较低；
2. 加力比较大。

发动机的加力比是指使用加力燃烧室时发动机产生的推力与不使用加力燃烧室时发动机的推力的比值。在空气流量相同的条件下，涡扇发动机的加力比取决于最大加力温度 $T_{\text{加力}}^*$ 与内、外涵道气流第一次燃烧后的平均温度 $T_{\text{平均}}^*$ 的比值。

$$\text{即：} \frac{P_{\text{加力}}}{P} = \frac{T_{\text{加力}}^*}{T_{\text{平均}}^*}$$

显然，在其他条件相同的情况下，涵道比越高，则 $T_{\text{平均}}^*$ 越低，加力比越大。

中、低涵道比的加力涡轮风扇发动机，广泛应用于现代的超音速飞机上。

五、冲压发动机

冲压发动机的优点是结构简单、重量轻，缺点是低速时不能启动，故不能单独使用。

冲压发动机按其适用的速度范围分，有亚音速、超音速和高超音速三种。亚音速冲压发动机采用扩张形进气道和收敛形喷管，冲压增压比不超过 1.89，热效率低；超音速冲压发动机，采用多波系的超音速进气道，飞行速度在 M 数 1~6 之间；高超音速冲压发动机使用碳氢燃料或液氢燃料，飞行 M 数为 5~16。

冲压发动机的推力，随飞行 M 数的增加而迅速增加，耗油率则迅速降低。

六、火箭发动机

火箭发动机因自带氧化剂，所以其耗油率极高，优点是其推力不受飞行速度和高度的限制。

§ 4.3 发动机的选择

选择发动机，是进行飞机总体方案设计的一个重要环节，目的就是要选定一种能够最有效地满足飞机设计要求的发动机。能否选到最合适的发动机，对飞机的设计和研制工作具有全局性的重大影响，所以必须重视。

本章第一节中，从飞机设计的角度出发，简要介绍了对发动机的基本要求，可供选择发动机时参考。但是，应该看到，由于飞机的类型、用途和性能指标各不相同，对发动机的要求差别很大，选择发动机时所要考虑的侧重点也很不相同。这也就是说，只有根据飞机的具体设计要求，才能讨论选择发动机的问题。其次，在选择发动机时，还必须考虑到实际的技术、经济等方面的客观条件。

在飞机总体方案设计的初始阶段，第一步是要根据在给定的飞机设计要求中所规定的飞行速度和飞行高度，确定发动机的基本类型。

各类发动机的适用范围如图 4.14 所示。

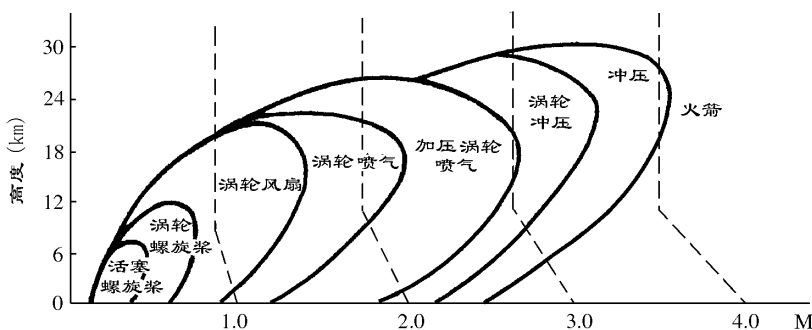


图 4.14 各类发动机的适用范围

各类发动机的推力和耗油率特性分别示于图 4.15 和图 4.16。

都使用了这种发动机。后来出现了涡轮风扇发动机，虽然其耗油率高一些，但由于能使飞机的飞行速度进一步提高，所以很快地逐步代替了涡轮螺旋桨发动机，得到了广泛的应用。至今，飞行 M 数为 0.8~0.85 左右的高亚音速飞机，大多数仍选用适当涵道比的涡轮风扇发动机。

简单地说，普通涡轮螺旋桨发动机的优点是耗油率比较低，缺点是随飞行速度的提高，螺旋桨的效率降低很快，因此产生了新的螺旋桨风扇发动机方案。这种所谓的桨扇发动机，保留了涡轮螺旋桨发动机耗油率低的优点，同时又扩大了其飞行速度范围。涡轮风扇发动机适用的速度较高，缺点是耗油率高一些，其特性与涵道比的高低有直接的关系。正在研制和发展的超高涵道比的新型发动机，则可以使其在高亚音速时的耗油率进一步降低，无疑也是一种很有前途的、能适用于突出强调使用经济性要求的民用飞机的发动机。这几种发动机的特性比较如图 4.17 所示。

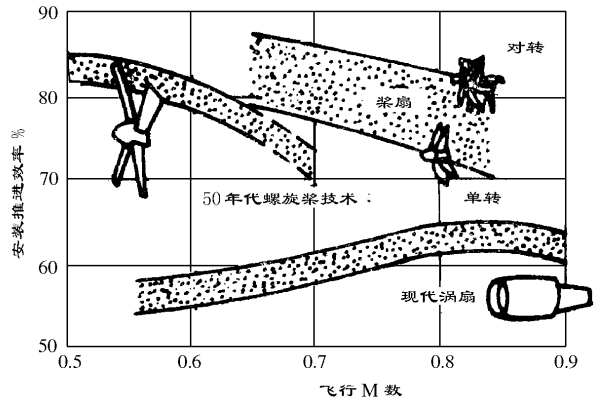


图 4.17 涡桨、涡扇和桨扇发动机的特性

三、涡轮喷气与涡轮风扇发动机

涡轮喷气发动机与低涵道比的涡轮风扇发动机是适用于超音速飞机的两种发动机，一般来说，这两种发动机比较，涡轮风扇发动机在巡航状态下的耗油率比前者低 20% 左右，但在加力状态时，则要比涡轮喷气发动机还要高，不过，在加力时，涡轮风扇发动机的加力比也比涡轮喷气发动机大得多。

涡轮风扇发动机的缺点是其迎风面积较大，结构也比较复杂。总的来看，虽然这两种发动机各有优缺点，只有结合飞机的具体设计要求才能决定选用哪一种最为有利。但从涡轮风扇发动机在巡航状态性能较好的优点方面去考虑，使许多亚音速巡航的超音速军用飞机，包括歼击机和轰炸机，多选用小涵道比的加力式涡轮风扇发动机，而对于超音速巡航的飞机，这两种发动机各有千秋。

还应指出，对于那些特殊型式的飞机，对发动机也有特殊的要求。例如，对于垂直起落飞机，需选用极高推重比的升力发动机及高涵道比的涡轮风扇发动机；对于靶机，则需用短寿命的一次性使用的发动机；对高超音速飞机，为了兼顾低速和高速的性能要求需要组合式发动机；有的飞机为了缩短起飞滑跑距离或改善其机动性能，则需用火箭发动机或短寿命的涡轮喷气发动机做为助推发动机等等。

当发动机的基本类型确定之后，即可继续往下进行飞机总体方案的设计。待飞机的主要参数确定以后，再次对具体的发动机进行选择。如果有现成的发动机可选，则应优先考虑，如没有合适的发动机可以选用，则需尽早提出对现有发动机进行改进或改型，或是提出设计新的与飞机配套的发动机。在这种情况下，应考虑到新发动机的研制周期一般较长，故需要选定过渡发动机。过渡发动机可以用性能要求相近的现有发动机，也可从国外引进。