

第一章 飞机推进系统概论

第二讲 发动机的推力、效率和性能评定

1.3 发动机的推力和效率

1.3.1 发动机产生推力的原理

涡轮风扇（或涡轮喷气）发动机既是热力机又是推进器。作为热力机，它把燃料燃烧放出的热能转变为机械能；作为推进器，它又把获得的机械能转变为有效推进功。

作为推进器，涡扇发动机和涡喷发动机应产生推力。

由图 1-9、图 1-10 可以看出，气体流过发动机内部时，产生了很大的加速度，也就是说发动机内部所有与气流相作用（或接触）的表面对气体施加了一个向后的作用力。无疑地，根据牛顿第三定律，气体也必然通过这些作用面给发动机一个大小相等、方向向前的反作用力。这个反作用力以压力的形式作用在发动机内部所有与气体接触的壁面上。流过发动机外部的的气体作用在发动机外壁上的压力的合力是个向后的轴向力。气体给发动机内壁的方向向前的反作用力和作用在发动机外壁上的方向向后的轴向力的合力，就是发动机的推力。

可以把推力产生原理归纳为以下三点：

（1）喷气发动机之所以能产生推力，在于发动机内部作用力与反作用力相互作用的结果；

（2）从能量守恒的观点来看，产生推力的原因是燃料在燃烧室内燃烧，向气体加入了热量，这些热量经过热力循环，以产生推力的方式转换为机械能；

（3）只有发动机内的热力循环不断地进行，气体才能连续做功。虽然对每一气体微团来说，是在不同时刻依次完成压缩、加热、膨胀、放热等热力过程，但对整台发动机而言，这些热力过程在各部件中是同时进行的，因而发动机所产生的推力是持续不断的。

1.3.1.1 推力的计算

（1）有效推力的计算

有效推力通常是指直接用来克服飞行器的迎面阻力和惯性力而作有效功的那部分力，因此是作用在发动机内部和动力装置外表面上所有气体压力和摩擦力的轴向合力。于是，有效推力可表示为

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

式中， F_e 为有效推力； F_{in} 为内流作用在发动机内部与其接触的各部件表面上的轴向合力，该内力只与发动机工作过程的完善程度有关，而与发动机在飞行器上的安装方式无关； F_{out} 是围绕动力装置流动的外部气流作用在动力装置外表面上的压力和摩擦力的总合力，这一外力显然就与动力装置在飞行器上的结构布局有着非常重要的关系。

下面，以安装在轴对称短舱中的混合排气涡扇、涡喷发动机为例，推导有效推力的计算公式，说明有效推力的意义。

设短舱相对于气流为超音速运动，速度为 V ，迎角为零。为研究方便，假设短舱不动，

而气流则是以速度 V 流向短舱及发动机。气流流过外表面时的压力分布如图 1-11 所示。

① F_{in} 的计算

取控制体，它包括由外表面 0—B—M—M'—K 和垂直于发动机轴线的 0—0、9—9 两个截面所围成的气体。发动机工作时，取气流速度的方向为正向，对控制体内的气体运用动量定理。

控制体内的气体在 0—0 截面处速度为 V ，空气流量为 W_a ；在 9—9 截面处速度为 c_9 。其流出的燃气流量为 W_g 。因此，气体沿轴向的动量变化率为

$$W_g c_9 - W_a V$$

控制体内气体受力分析：发动机内壁给予的向后的作用力 P_{in} ；0—0 截面上向后作用的压力合力 $p_0 A_0$ ；9—9 截面上向前作用的压力合力 $p_9 A_9$ ；0—0 与 B—B 截面间自由流管侧表面上压力合力的轴向分力 $\int_{A_0}^{A_B} p dA$ ，其中， dA 为侧表面微元面积 dS 在垂直于发动机轴线平面上的投影。

于是，按动量定理可得

$$P_{in} + p_0 A_0 - p_9 A_9 + \int_{A_0}^{A_B} p dA = W_g c_9 - W_a V$$

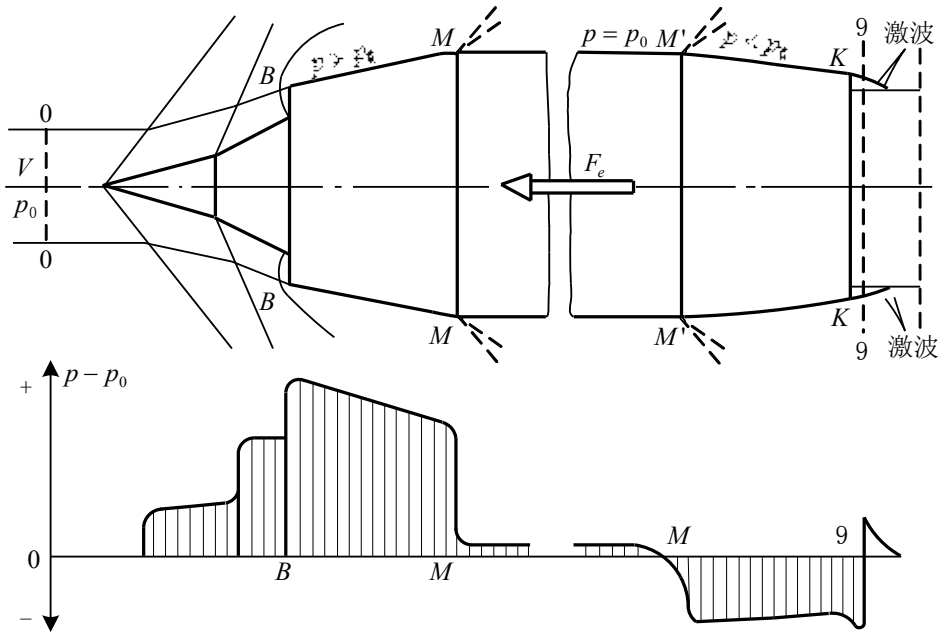


图 1-11 在超音速飞行时，所取控制体与发动机短舱外表面的压力分布

或

$$P_{in} = W_g c_9 - W_a V + p_9 A_9 - p_0 A_0 - \int_{A_0}^{A_B} p dA \quad (1-2)$$

2)

根据牛顿第三定律， $\vec{P}_{in} = -\vec{F}_{in}$ ，即 F_{in} 的方向与气流速度 V 的方向相反，是向前的，其大小为

$$F_{in} = W_g c_9 - W_a V + p_9 A_9 - p_0 A_0 - \int_{A_0}^{A_B} p dA \quad (1-3)$$

3)

② F_{out} 的计算

$$F_{out} = \int_{A_B}^{A_K} p dA + \int_{A_K}^{A_9} p dA + X_f \quad (1-4)$$

式中: $\int_{A_B}^{A_K} p dA$ —— 作用在短舱外表面上气体压力的轴向合力;

$\int_{A_K}^{A_9} p dA$ —— 作用在短舱与发动机出口之间的底部环形面积上气体压力的轴向合力;

X_f —— 作用在短舱外表面上摩擦力的总和。

F_{out} 的作用方向与 V 的方向相同 (向后)。

③ F_e 的计算

将式 (1-3)、(1-4) 代入式 (1-1), 得

$$\begin{aligned} F_e &= W_g c_9 - W_a V + p_9 A_9 - p_0 A_0 - \int_{A_0}^{A_B} p dA - \int_{A_B}^{A_K} p dA - \int_{A_K}^{A_9} p dA - X_f \\ &= W_g c_9 - W_a V + p_9 A_9 - p_0 A_0 - \int_{A_0}^{A_9} p dA - X_f \end{aligned} \quad (1-5)$$

为了便于应用, 将上式中的绝对压力 p 变换成表压力 $(p - p_0)$ 的形式。为此, 在上式右边加上外界大气压力 p_0 沿控制体全部表面的积分值, 该积分值应恒等于零。即

$$\oint p_0 dA = p_0 A_0 + \int_{A_0}^{A_B} p_0 dA + \int_{A_B}^{A_K} p_0 dA + \int_{A_K}^{A_9} p_0 dA - p_0 A_9 = 0$$

最后可得 F_e 的表达式为

$$F_e = W_g c_9 - W_a V + (p_9 - p_0) A_9 - \int_{A_0}^{A_9} (p - p_0) dA - X_f \quad (1-6)$$

(2) 发动机推力的计算

① 发动机推力及其一般表达式

假设 $p = p_0$ 、 $X_f = 0$, 则此时动力装置的有效推力称为发动机理想推力, 通称为发动机推力, 用符号 F 表示。由式 (1-6) 可知

$$F = W_g c_9 - W_a V + (p_9 - p_0) A_9 \quad (1-7)$$

式 (1-7) 就是发动机推力的一般表达式。

发动机推力 F 实际上是由两个分量组成: 一个是 $(W_g c_9 - W_a V)$, 为流过发动机内部气体的动量变化率, 称为推力的动力分量; 另一个是 $(p_9 - p_0) A_9$ 是由于尾喷管内燃气不完全膨胀引起的, 称为推力的静力分量。

② 用富余冲力计算推力

a. 富余冲力的概念

气流流过某一管道时, 任意截面上的富余冲力为该截面的冲力 J ($= W_a c + pA$) 减去该截面的截面面积与外界压力的乘积 $p_0 A$, 用 J^* 表示, 即

$$J^* = J - p_0 A = W_a c + (p - p_0) A \quad (1-8)$$

式中： $W_a c$ ——所研究截面上的气体动量；

$(p - p_0)A$ ——所研究截面上超过外界压力的富余压力所形成的作用力。

容易证明，气流流过任何管道时，管道在气流量改变方向上所受的作用力等于该管道进、出口截面处富余冲力的改变量。

b. 推力的富余冲力形式

当气流以速度 V 流向发动机时，发动机推力应等于发动机进口（0—0 截面）与出口截面（9—9 截面）富余冲力的改变量，即

$$F = J_9^* - J_0^* \quad (1-9)$$

其中

$$J_9^* = W_g c_9 + (p_9 - p_0)A_9$$

$$J_0^* = W_a V + (p_0 - p_0)A_0 = W_a V$$

③ 用气动函数计算推力

以富余冲力表示的发动机推力公式还可用气动函数表示，应用时也较方便。由气体动力学可知

$$J = Ap^* f(\lambda)$$

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

当 $\lambda = 1.0$ 时，对空气， $\gamma = 1.4$ ， $f(\lambda) = 1.2679$ ；对燃气， $\gamma = 1.33$ ， $f(\lambda) = 1.2591$ 。于是，有

$$\begin{aligned} J^* &= J - p_0 A \\ &= Ap^* f(\lambda) - p_0 A \\ &= p_0 A \left[f(\lambda) \frac{p^*}{p_0} - 1 \right] \end{aligned} \quad (1-$$

10)

因此

$$\begin{aligned} F &= J_9^* - J_0^* \\ &= p_0 A_9 \left[f(\lambda_9) \frac{p_9^*}{p_0} - 1 \right] - W_a V \end{aligned} \quad (1-$$

11)

式中： A_9 ——喷管出口截面积；

p_9^* ——喷管出口截面处的气流总压；

p_0 ——大气压力；

W_a ——发动机空气流量；

V ——飞行速度；

λ_9 ——喷管出口截面处的速度系数。

当发动机在地面工作时， $V = 0$ ，所以

$$F = p_0 A_9 [f(\lambda_9) \frac{p_9^*}{p_0} - 1] \quad (1-12)$$

对于采用收敛形尾喷管的发动机，在尾喷管处于临界或超临界工作状态时， $f(\lambda_9)=1.2591$ ，只要能测出尾喷管进口的总压 p_7^* （ $p_9^* = \sigma_e p_7^*$ ），就可以方便地利用该式确定出发动机的推力。有的飞机上的推力指示表就是依此原理工作的。

1.3.1.2 外部阻力

式（1-6）右端的最后两项之和为发动机的外部阻力，用 X_{out} 表示，即

$$\begin{aligned} X_{\text{out}} &= \int_{A_0}^{A_9} (p - p_0) dA + X_f \\ &= \int_{A_0}^{A_B} (p - p_0) dA + \int_{A_B}^{A_K} (p - p_0) dA + \int_{A_B}^{A_9} (p - p_0) dA + X_f \end{aligned}$$

$$\text{令 } X_d = \int_{A_0}^{A_B} (p - p_0) dA \quad \text{称为附加阻力；}$$

$$X_p = \int_{A_B}^{A_K} (p - p_0) dA \quad \text{称为壳体阻力；}$$

$$X_T = \int_{A_K}^{A_9} (p - p_0) dA \quad \text{称为底部阻力；}$$

故

$$X_{\text{out}} = X_d + X_p + X_T + X_f \quad (1-13)$$

13)

上式表明，外部阻力包括附加阻力、壳体阻力、底部阻力和摩擦阻力等几个部分。

（1）壳体阻力 X_p

壳体阻力 X_p 是由于发动机短舱的外部表面上气体压力与大气压力不同引起的压差阻力。

（2）底部阻力 X_T

底部阻力 X_T 简称底阻。由于发动机出口 9—9 截面处的燃气流管横截面比发动机短舱出口截面小，在 A_K 与 A_9 之间形成一个环形面积，称为底部区。流过短舱的外部气流在这里形成一个更低的压力区，因而产生阻碍飞行的力。显然，底部面积区域越大和压力越低，底部阻力就越大。

当底部区域的压力 p 为均匀分布时，则

$$X_T = \int_{A_9}^{A_K} (p - p_0) dA = (p_0 - p)(A_K - A_9) \quad (1-14)$$

14)

此外，尾喷管的构造、调节方式、发动机的工作状态以及飞行状态等对底部阻力都有影响。

（3）附加阻力 X_d

附加阻力的产生，是因为在推导有效推力过程中将控制体取在 0—0 截面，使动量改变量中包含了 0—0 截面到 B—B 截面自由流管外侧表面上的作用力 X_d ，即

$$X_d = \int_{A_0}^{A_B} (p - p_0) dA \quad (1-15)$$

而这部分力所提供的反作用力并没有真正作用到发动机的壳体上。也就是说，在发动机的推力中应扣除这部分作用力。因此，相对推力而言，这部分力相当于一部分外部阻力，故常称为附加阻力。

为什么不把计算推力的控制体取在进气道进口的 B—B 截面，以消除附加阻力呢？因为这样做会带来计算 B—B 截面处气体参数的麻烦。而控制体取在 0—0 截面时，由于是未扰动截面，所以计算推力所需要的气流参数（如速度、压力等）均为已知。

对于外罩前缘较厚的亚音速进气道，在亚音速飞行范围内，附加阻力 X_d 对发动机的有效推力的影响很小。因为在这种情况下，当气流以一定迎角流向外罩前缘时，如同带有一定迎角的气流流过机翼的情况一样，在外罩前缘表面形成一负压（即 $p < p_0$ ）区，其合力（前缘吸力）的轴向分量称之为附加推力，方向向前。实践表明，在上述情况下，如不考虑摩擦，则附加阻力与附加推力大小相等，方向相反。可见，此时 X_d 对发动机有效推力没有影响。当然，在亚音速实际流动中，由于附面层及摩擦的存在，使附加推力略小于附加阻力引起有效推力减小。

然而，对于外罩前缘为尖唇的进气道，在亚音速理想流动条件下，由于不产生前缘吸力，所以附加阻力不能被附加推力抵消。另外，在超音速飞行中，无论是前缘较厚的亚音速进气道，还是前缘为尖唇的超音速进气道，当激波离开唇口前移时，都会使 X_d 显著增加。此时计算发动机的有效推力必须考虑 X_d 的影响。

（4）摩擦阻力 X_f

由于粘性力的影响，当空气流过发动机短舱外表面时，便产生了摩擦阻力。当气体流动中压力梯度为正时，其摩擦阻力会显著增大。亚音速飞行时，在外部阻力中摩擦阻力是主要的。

由以上的讨论，可将有效推力公式（1-6）改写成

$$F_e = F - X_{out} \quad (1-16)$$

可见，有效推力是发动机推力减去外部阻力所得到的推力，是真正用来推动飞机前进的推力。

1.3.1.3 分开排气涡扇发动机推力的计算

分开排气涡扇发动机推力公式的推导同混排涡扇发动机一样，可表示为

$$F = W_{gI} c_{9I} + (p_{9I} - p_0) A_{9I} + W_{aII} c_{9II} + (p_{9II} - p_0) A_{9II} - W_a V \quad (1-17)$$

其中下标“Ⅰ”、“Ⅱ”分别表示内、外涵的气流和几何参数。

当外涵道为长涵道时，外涵喷管出口与内涵喷管出口处于同一截面上，动力装置的外部阻力 X_{out} 与混排涡扇发动机的基本相同。而在涵道比较大的发动机上，外涵道一般较短，发动机短舱为分段形式，如图 1-12 所示，这时的 X_{out} 由两段短舱的

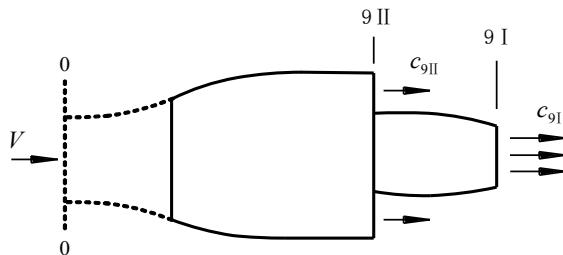


图 1-12 短外涵的分排涡扇发动机

外部阻力

$X_{\text{out I}}$ 和 $X_{\text{out II}}$ 组成, 即

$$\begin{aligned} X_{\text{out}} &= X_{\text{out I}} + X_{\text{out II}} \\ &= \int_{A_{0\text{II}}}^{A_{0\text{I}}} (p - p_0) dA + X_{f\text{I}} + \int_{A_0}^{A_{0\text{II}}} (p - p_0) dA + X_{f\text{II}} \end{aligned} \quad (1-18)$$

18)

1.3.1.4 涡轮螺旋桨发动机推力的计算

涡轮螺旋桨发动机的总推力 F_{Σ} 是螺旋桨推力 F_b 和喷气推力 F 之和。 F 是空气流经发动机时产生的推力, 其计算方法与混排涡扇和涡喷发动机相同, 则有

$$F_{\Sigma} = F_b + F \quad (1-19)$$

螺旋桨推力 F_b 与发动机传给螺旋桨轴的功率 P_b 有关, 计算时用的螺旋桨效率由下式确定

$$\eta_b = \frac{F_b V}{P_b} \quad (1-20)$$

20)

1.3.2 发动机的效率

发动机工作时, 消耗的燃料所产生的热能 (简称消耗的燃料能) 不可能全部转换为推动飞机前进的推进功。飞行中能量转换的有效程度可用三种效率来评估:

$$\begin{aligned} \text{有效效率 } \eta_e &= \frac{\text{发动机的可用功率}}{\text{消耗的燃料能}} \\ \text{推进效率 } \eta_p &= \frac{\text{推进功}}{\text{发动机的可用功率}} \\ \text{总效率 } \eta_0 &= \frac{\text{推进功}}{\text{消耗的燃料能}} \end{aligned}$$

1.3.2.1 涡扇发动机的效率

(1) 有效效率

可用功率是发动机产生的全部有效功; 消耗的燃料能是耗油量与燃料低热值 H_f 的乘积。

对于不加力混合排气涡扇发动机, 有

$$\eta_e = \frac{W_{al} l_e}{W_f H_f} = \frac{l_e}{f_b H_f} = \frac{l_e}{q_0} \quad (1-21)$$

式中: W_{al} ——内涵空气流量;

W_f ——主燃烧室耗油量;

$f_b = \frac{W_f}{W_{al}}$ ——主燃烧室油气比;

$$l_e = W_{a1}(1+B) \frac{c_9^2 - V^2}{2} \text{ —— 发动机的实际循环有效功;}$$

$$q_0 = f_b H_f \text{ —— 每 kg 空气所获得的燃料加热量。}$$

对于加力混合排气涡扇发动机

$$\eta_{e,af} = \frac{W_{al} l_{e,af}}{W_{f\Sigma} H_f} = \frac{l_{e,af}}{f_{b\Sigma} H_f} \quad (1-22)$$

22)

式中: $W_{f\Sigma} = W_f + W_{f,af}$ —— 主燃烧室和加力燃烧室的总耗油量;

$$f_{b\Sigma} = W_{f\Sigma} / W_{al} = f_b + (1+B)f_{b,af} \text{ —— 总油气比;}$$

$$f_{b,af} = W_{f,af} / W_a \text{ —— 加力燃烧室的油气比。}$$

式 (1-21) 也适用于涡喷发动机。将式 (1-22) 中的 $f_{b,af}$ 改为 $f_{b\Sigma} = f_b + f_{b,af}$, 则同样适用于加力涡喷发动机。

有效效率除考虑了实际循环热效率 η_t 所涉及的各种损失 (内、外涵通道内及能量传递中的一切损失) 外, 还考虑了燃料不完全燃烧所造成的损失。所以, 它考虑了热量转变为燃气动能过程中的全部损失。

(2) 推进效率

每秒钟流过发动机的空气所作的推进功为推力 F 与飞行速度 V 之乘积, 所以

$$\eta_p = \frac{FV}{W_{a1} l_e} = \frac{FV}{W_{a1}(1+B) \frac{c_9^2 - V^2}{2}} = \frac{FV}{W_a \frac{c_9^2 - V^2}{2}} \quad (1-23)$$

可用功率可看作是推进功 FV 与动能损失 $W_a(c_9 - V)^2 / 2$ 之和 (认为尾喷管内燃气完全膨胀, 且 $W_a \approx W_g$), 即

$$FV + W_a \frac{(c_9 - V)^2}{2} = W_a \frac{c_9^2 - V^2}{2} = W_{a1} l_e$$

动能损失是由余速 $(c_9 - V)$ 造成的。

η_p 还可表示为

$$\eta_p = \frac{2W_a(c_9 - V)V}{W_a(c_9^2 - V^2)} = \frac{2}{1 + c_9/V} \quad (1-24)$$

式 (1-24) 也适用于有共用进气道和尾喷管的任何类型喷气发动机。

由式 (1-24) 看出, 推进效率仅取决于 c_9 / V 。当 $c_9 = V$ 时, $\eta_p = 1$, 但此时发动机推力为零; 当 $V = 0$ 时, $\eta_p = 0$ 。因此, 飞行中只要发动机推力不为零, η_p 总是小于 1 的, 即燃气的动能增量不可能全部转换为推进功。

循环参数相同时, 涡喷发动机的 c_9 / V 大于涡扇发动机的, 尤其在亚音速飞行时, 所以涡扇发动机推进效率比涡喷发动机的高。在亚音速飞行时, 其主要巡航工作状态对应的 $c_9 / V = 1.5 \sim 1.8$, 此时涡扇发动机的推进效率介于 $0.7 \sim 0.8$ 之间; 在高空加力工作状态超音

速飞行时， $c_9/V = 2.2 \sim 2.4$ ， η_p 大约降低到 0.6；低空跨音速飞行，加力工作状态下， $c_9/V = 3.0 \sim 3.2$ ， η_p 约降低到 0.5。涡喷发动机的 η_p 一般不高于 0.5~0.75。

(3) 总效率

对于不加力混排涡扇和涡喷发动机而言

$$\eta_0 = \frac{FV}{W_f H_f} \quad (1-25)$$

25)

对于加力混排涡扇和加力涡喷发动机而言

$$\eta_{0,af} = \frac{FV}{W_{f\Sigma} H_f} \quad (1-26)$$

26)

显然，对所有发动机来说，都有

$$\eta_0 = \eta_e \cdot \eta_p \quad (1-27)$$

所以总效率 η_0 反映了发动机作为热机和推进器的完善程度，它表明消耗的燃料能中有多少转变为推进功。通常， $\eta_0 = 0.2 \sim 0.35$ 。

1.3.2.2 涡轮螺旋桨发动机的效率

涡轮螺旋桨发动机中，1kg 气体经过一个实际循环所作的有效功，一部分用来带动螺旋桨，其余的部分用来增大流过发动机的气体的动能，则实际循环有效功可写成

$$l_e = l_b + \frac{c_9^2 - V^2}{2} \quad (1-28)$$

式中， l_b ——螺旋桨轴功，即涡轮传给螺旋桨的那部分有效功。

于是涡轮螺旋桨发动机的可用功率为

$$W_a l_e = W_a l_b + W_a \frac{c_9^2 - V^2}{2} = P_b + W_a \frac{c_9^2 - V^2}{2} \quad (1-29)$$

式中， P_b ——螺旋桨轴功率，即涡轮传给螺旋桨的那部分有效功率。

一般采用考虑了喷气气流的推进功率的涡轮螺旋桨发动机总（当量）功率这个概念，也就是把喷气气流的推进功率假定是由螺旋桨产生的，并折合为螺旋桨轴的功率，再将这个折合功率与螺旋桨轴功率（ P_b ）相加，得出相当于发动机全部功率的当量功率（ P_e ），即 $P_e = P_b + FV/\eta_b$ 。这时在飞行中涡轮螺旋桨发动机的总推进功率可用下式表示

$$P_p = F_\Sigma V = P_b \eta_b + FV = P_e \eta_b \quad (1-30)$$

考虑到在尾喷管完全膨胀的条件下， $F \approx W_a(c_9 - V)$ ，并由式（1-30），得

$$P_e = P_b + FV/\eta_b \text{ 和 } P_e = F_\Sigma V/\eta_b$$

代入式（1-29），可得

$$W_a l_e = P_e \left[1 + \frac{F}{F_\Sigma} \frac{\eta_b (c_9 + V) - 2V}{2V} \right]$$

此外方括号内的表达式近似等于 1（例如，当涡轮螺旋桨发动机的参数值为： $V \approx 200 \text{ m/s}$ ，

$F/F_{\Sigma} \approx 1$, $c_9 = 250 \sim 300 \text{ m/s}$, $\eta_b = 0.8 \sim 0.85$, 此时方括号内的表达式与 1 相差不超过 0.5%~0.1%)。所以有足够的精度可以认为涡轮螺旋桨发动机的可用功率等于它的当量功率:

$$W_a l_e \approx P_e = P_b + \frac{FV}{\eta_b} \quad (1-31)$$

与涡扇(涡喷)发动机类似,由上面这些表达式可得到涡轮螺旋桨发动机在飞行中的各种效率——有效效率、推进效率和总效率。

(1) 有效效率

$$\eta_e = \frac{W_{al} l_e}{W_f H_f} = \frac{P_e}{W_f H_f} = \frac{1}{sfc_e H_f} \quad (1-32)$$

式中, $sfc_e = W_f / P_e$ (kg/(W·s)) 为产生单位当量功率在单位时间内消耗的燃料流量,即单位燃料消耗率。上式说明涡轮螺旋桨发动机的有效效率与单位燃料消耗率和燃料的低热值成反比。

(2) 推进效率

$$\eta_p = \frac{F_{\Sigma} V}{W_a l_e} = \frac{P_e \eta_b}{P_e} = \eta_b \quad (1-33)$$

可见,涡轮螺旋桨发动机的推进效率等于螺旋桨效率。推进效率通常用来评定同时作为热机和推进器的涡扇(涡喷)发动机在飞行中能量转换的有效程度。而在涡轮螺旋桨发动机中,主要推进器是螺旋桨,因此发动机装置的推进效率用螺旋桨效率来代表,它由式(1-20)确定。

(3) 总效率

$$\eta_0 = \frac{F_{\Sigma} V}{W_f H_f} = \frac{P_e \eta_b}{W_f H_f} = \frac{\eta_b}{sfc_e H_f} = \eta_e \cdot \eta_b \quad (1-34)$$

上式说明涡轮螺旋桨发动机的总效率等于有效效率和螺旋桨效率的乘积。

与涡扇(涡喷)发动机的总效率(式(1-25))不同之处是,涡轮螺旋桨发动机总效率的表达式中不直接包含飞行速度,而通过螺旋桨效率式(1-20)来反映飞行速度。显然,在 $V=0$ 时,涡轮螺旋桨发动机的螺旋桨效率和总效率均等于 0。

图 1-13 给出的是涡轮螺旋桨效率随飞行速度的变化曲线,图中还给出了涡轮喷气发动机的推进效率的变化曲线。由图 1-13 可以看出,随着飞行速度的增大,涡轮螺旋桨效

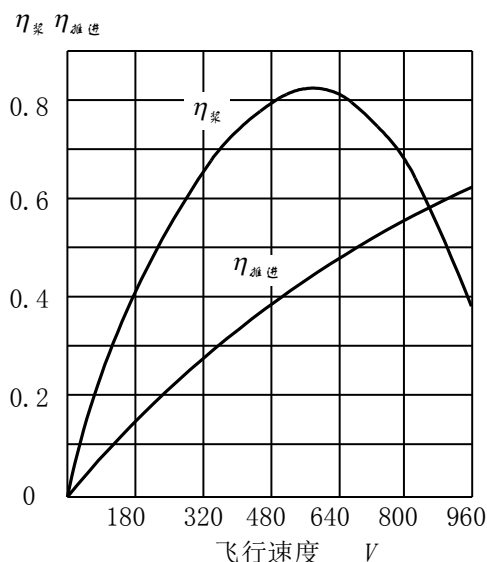


图 1-13 普通螺旋桨效率和涡轮喷气发动机的推进效率随飞行速度的变化情形

率呈现先增大后减小的变化规律，当飞行速度超过某个速度（大约 500~600km/h）以后，因螺旋桨产生的激波损失很大，导致螺旋桨效率急剧降低。飞行速度越大，螺旋桨效率降低得越厉害，以致在飞行速度超过 800~900km/h（此时飞行 M 数约为 0.7~0.8）以后，螺旋桨效率就低于涡轮喷气发动机的推进效率。涡轮螺旋桨发动机推进效率的高低主要决定于螺旋桨效率。因此，当飞行速度超过上述范围以后，涡轮螺旋桨发动机的推进效率和它的总效率就比涡轮喷气发动机的低，它的经济性也就比涡轮喷气发动机的差。

由此可知，涡轮螺旋桨发动机只适用于低、中速度范围内飞行，如果要把这种发动机用于近音速或超音速飞行，必须采用具有高效率的高速螺旋桨。

1.4 发动机的性能评定指标

1.4.1 推力性能指标

（1）推力和单位推力

推力 F 是衡量发动机性能的极其重要的指标之一。在飞机的空气动力特性相同的条件下， F 越大，飞机就具有更好的战术、技术性能。

但是只考虑 F 的大小，还不足以全面评定发动机推力性能的好坏，因为 F 的增大可能是通过加大发动机的几何尺寸来增大空气流量的结果。这种发动机的横截面积和质量都较大不利于飞机飞行。因此，评定发动机推力性能还要看每秒钟流过发动机的每千克空气所产生的推力——单位推力的大小。用符号 F_s 表示单位推力，则有

$$F_s = \frac{F}{W_a} \quad (1-35)$$

在 F 一定的条件下， F_s 越大，则 W_a 越小，一般所需的发动机横截面积和质量也就越小，越有利于飞机飞行；在 W_a 一定条件下， F_s 越大，则 F 越大。

目前，燃气涡轮发动机在地面最大状态工作时， $F_s \approx 60 \sim 75 \text{ daN} \cdot \text{s/kg}$ 。

（2）推重比

发动机推力与其总重力之比称为推重比。推重比越大，说明在推力一定时，发动机质量越小；或质量一定时，产生的推力越大。

图 1-14 表示出推重比的逐年变化趋势。现在正研制中的发动机，其推重比大于 10。

（3）迎面推力

发动机每平方米的最大横截面积所能产生的推力称为迎面推力。迎面推力越大，说明推力一定时，发动机最大迎风面积越小，或最大迎风面积一定时，推力越大。

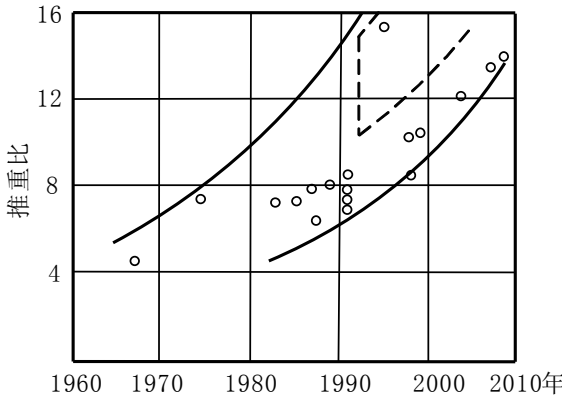


图 1-14 发动机推重比的逐年变化

1.4.2 经济性能指标

(1) 耗油量

单位时间内供给主燃烧室和加力燃烧室的燃油质量称为主燃烧室和加力燃烧室的耗油量。分别用符号 W_f 、 $W_{f,af}$ (kg/s, 单位时间为秒) 或 W_{fh} 、 $W_{fh,af}$ (kg/h, 单位时间为小时) 来表示。

推力相同的发动机, 可用耗油量来比较它们的经济性。推力不同的发动机, 不能仅以耗油量的多少来评定其经济性, 而是应用耗油率来评定。

(2) 耗油率

发动机每产生一牛顿 (daN) 推力而在单位时间 (一般以小时计) 内所消耗的燃油质量 (即耗油量) 称为耗油率。对于不加力和加力发动机, 分别用符号 sfc 和 sfc_{af} 来表示。即

$$sfc = \frac{W_{fh}}{F} = \frac{3600W_f}{F} \quad [\text{kg}/(\text{daN} \cdot \text{h})] \quad (1-36)$$

$$sfc_{af} = \frac{3600(W_f + W_{faf})}{F} \quad [\text{kg}/(\text{daN} \cdot \text{h})] \quad (1-37)$$

在飞行速度一定时, 耗油率越小, 发动机的经济性越好。加力耗油率逐年变化情况如图 1-15 所示。

涡轮螺旋桨发动机的耗油率用当量耗油率来表示, 即发动机每产生 1 千瓦的当量功率, 在 1 小时内所消耗的燃油质量, 可用下式表示

$$sfc_e = \frac{W_{fh}}{P_e} = \frac{3600W_f}{P_e} \quad [\text{kg}/(\text{kW} \cdot \text{h})] \quad (1-38)$$

耗油率与总效率都是评定发动机经济性的指标。它们间的关系是:

$$sfc = \frac{3600W_f}{F} = \frac{3600V}{\eta_0 H_f}$$

或

$$\eta_0 = \frac{3600V}{sfc \cdot H_f} \quad (1-39)$$

可见, 飞行速度 V 一定时, sfc 与 η_0 成反比, 二者都可作为评定发动机经济性的指标。飞行速度变化时, 只能用 η_0 作为经济性指标。

图 1-16 和图 1-17 还分别示出了发动机主要热力参数的逐年变化趋势。

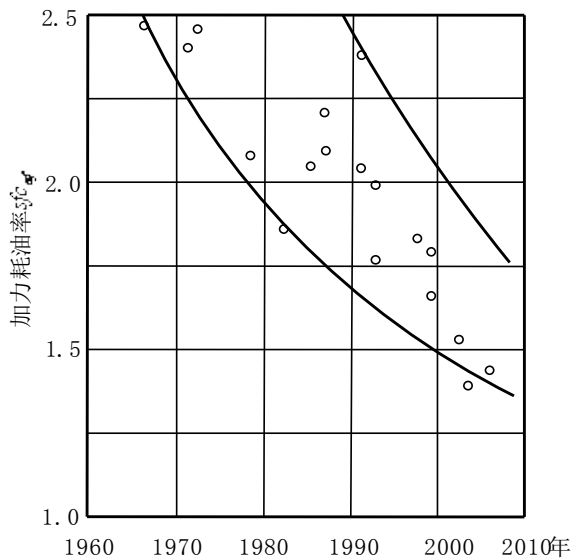


图 1-15 加力耗油率的逐年变化

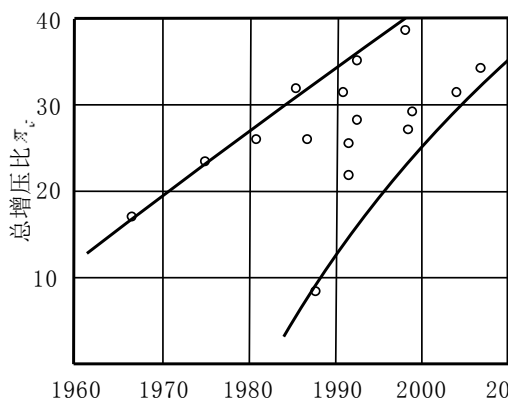


图 1-16 总增压比的逐年变化

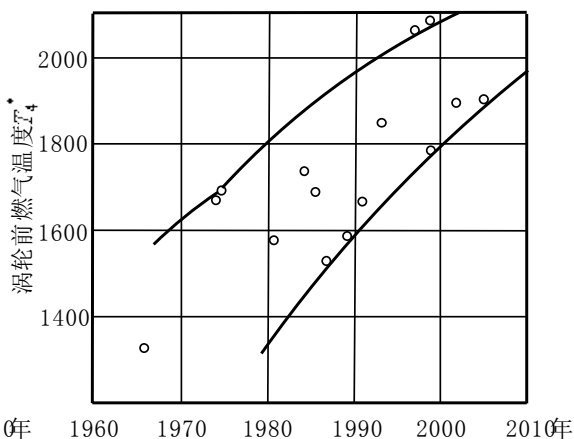


图 1-17 涡轮前燃气温度的逐年变化

1.4.3 发动机的使用性能指标

发动机在使用性能方面必须满足以下要求：

(1) 工作可靠

发动机工作可靠，是指发动机在各种情况下都能按照使用人员的操纵，安全可靠地进行工作，在飞行中不因外界条件变化而造成熄火停车或发生机件损坏等故障。

各类燃气涡轮发动机上，都装有各种检测装置、自动装置以提高发动机工作的可靠性。

(2) 起动迅速可靠

发动机由静止状态加速到慢车状态的过程叫做起动过程。在保证安全的前提下，起动过程越短越好。无论在地面或在空中都要求起动成功率高，可靠性好。如果起动成功率达到100%，可靠性最好。对于装有加力燃烧室的燃气涡轮发动机，要求在任何条件下都能可靠地接通或断开加力。目前燃气涡轮发动机上都装有自动控制系统，以保证起动或接通（断开）加力的迅速可靠。

(3) 加速性好

快速推油门时，发动机转速上升的快慢程度，叫做发动机的加速性。通常用慢车转速上升到最大转速所需要的时间来表示发动机加速性的好坏。加速时间越短，说明发动机转速操纵越灵活，加速性越好。

(4) 发动机寿命长

发动机从出厂到第一次大翻修这一段期间总的工作时数，以及两次大翻修之间的工作时数都可以叫做发动机寿命。发动机经数次翻修直到报废的总累积工作时数称为发动机的总寿命。发动机寿命相差很悬殊，有的发动机只有一、二百小时的寿命，有的则为数百小时，甚至长的可达数千小时。有些民用型航空发动机的总寿命可达数万小时。

(5) 易于维护

发动机维护简易，可达性好，可以减轻维护人员的劳动强度，容易发现和排除故障，缩短地面准备时间，保证迅速起飞。

随着飞机推进系统的发展，对发动机性能的要求越来越高。除以上主要性能要求外，还有作战适用性要求、工作可靠性、维修性和保障性要求等。