

第六章 排气系统的工作原理与特性

第三讲 收敛-扩散喷管的工作原理与性能

6.3 喷管的工作原理与特性

6.3.4 超音速尾喷管的工作

原理与性能

收敛—扩散形尾喷管（拉瓦尔喷管）是超音速尾喷管的典型形式，因此这里着重讨论收敛—扩散形尾喷管的工作原理与性能。

6.3.4.1 收敛—扩散形尾喷管的工作状态及参数计算

图 6-8 是一固定几何尺寸的收敛—扩散形尾喷管示意图，其面积比是按燃气的设计膨胀能力确定的，出口为设计所需的气流速度，燃气在其中完全膨胀。

在按设计状态所确定的面积比的条件下，收敛—扩散形尾喷管所能提供的最大膨胀能力是一定的， $\pi_{\max,nz}$ 可由下式计算得到：

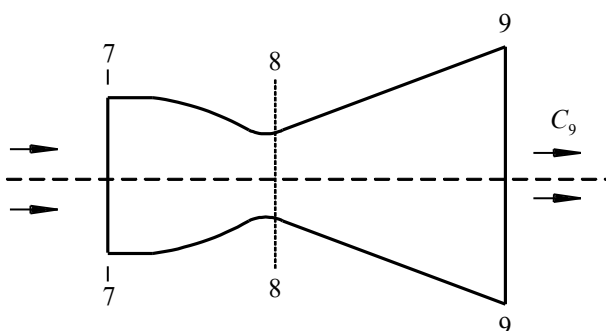


图 6-8 固定几何尺寸的收敛—扩散形尾喷管

$$\pi_{\max,nz} = \left(\frac{p_7^*}{p_9}\right)_{\max} = \frac{1}{\sigma_{nz,d}} \cdot \left(\frac{p_9^*}{p_9}\right)_{\max} = \frac{\left(1 + \frac{\gamma' - 1}{2} M_{9d}^2\right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}}}{\sigma_{nz,d}} \quad (6-20)$$

式中， M_{9d} 为设计状态下的出口气流 M 数， $\sigma_{nz,d}$ 为设计状态下的总压恢复系数（包括除激波损失外的所有流动损失）。

当飞行条件和发动机工作状态变化时， $\pi_{us,nz}$ 也随之变化，与 $\pi_{\max,nz}$ 相比，可能会出现小于、等于和大于三种情况，收敛—扩散形喷管对应地处于三种不同的工作状态。

(1) 完全膨胀工作状态

当 $\pi_{us,nz} = \pi_{\max,nz}$ 时，收敛—扩散形喷管处于完全膨胀工作状态，也即是设计状态。

在这种情况下，燃气得到完全膨胀，出口达到设计 M 数 M_{9d} ，出口气流静压与外界大气压相等，即 $p_9 = p_H$ ，最小截面处为临界界面， $q(\lambda_8) = 1$ 。

出口速度可先由下式计算求得：

$$q(\lambda_{9d}) = \frac{A_8}{A_9} \cdot \frac{1}{\sigma'_{nz}}$$

其中， σ'_{nz} 为扩散段的总压恢复系数。

于是

$$\begin{aligned} c_{9,d} &= \lambda_{9d} \cdot a_{cr} \\ &= \sqrt{\frac{2\gamma'}{\gamma' - 1} R' T_7^* \left[1 - 1 / \left(\frac{p_9^*}{p_H} \right)^{\frac{\gamma' - 1}{\gamma'}} \right]} \quad (6-21) \end{aligned}$$

(2) 不完全膨胀工作状态

当 $\pi_{us,nz} > \pi_{\max,nz}$ 时，收敛—扩散形尾喷管处于不完全膨胀工作状态。

在此状态下，由于燃气的膨胀能力大于喷管所提供的最大膨胀能力，因此燃气处于不完全膨胀，在喷管出口外继续膨胀，形成膨胀波、激波交替出现的波系。出口的燃气速度仍为设计状态下的出口速度，即 $\lambda_9 = \lambda_{9d}$ ，则

$$c_{9,d} = \lambda_{9d} \cdot a_{cr} = \sqrt{\frac{2\gamma'}{\gamma' - 1} R' T_7^* \left[1 - 1 / \left(\frac{p_9^*}{p_9} \right)^{\frac{\gamma' - 1}{\gamma'}} \right]} \quad (6-22)$$

但是出口气流压力要大于外界的大气压力，即

$$p_9 = p_9^* \pi(\lambda_{9d}) > p_H$$

(3) 过度膨胀工作状态

当 $\pi_{us,nz} < \pi_{\max,nz}$ 时，收敛—扩散形尾喷管处于过度膨胀状态。

在此状态下，由于燃气的膨胀能力低于尾喷管所提供的最大膨胀能力，这样燃气在尾喷管中流动时必然膨胀过度，其出口的静压要低于外界大气压力，而且又因为出口气流为超音速气流，因此会在喷管外或者喷管内（ $\pi_{us,nz}$ 过小时）形成激波。关于激波位置的讨论及有关参数的计算请参看有关资料，这里不再详述。

(4) 通过喷管燃气流量的计算

燃气流量通常按最小截面处的流量计算。即

$$W_g = K'_m \frac{p_8^*}{\sqrt{T_8^*}} A_8 q(\lambda_8) \quad (6-23)$$

当喷管处于完全膨胀、不完全膨胀和较轻的过度膨胀状态时，最小截面为临界截面，所以 $q(\lambda_8)=1$ ，燃气流量为

$$W_g = K'_m \frac{p_8^*}{\sqrt{T_8^*}} A_8 q(\lambda_8) = K'_m \frac{p_7^*}{\sqrt{T_7^*}} \sigma_{nz}'' q(\lambda_8) \quad (6-24)$$

式中， σ_{nz}'' 为收敛段的总压恢复系数。

6.3.4.2 非设计状态的推力损失

(1) 非设计状态引起推力损失的原因

由前面的分析可知，对于固定几何的收敛—扩散形喷管，当 $\pi_{us,nz}$ 变化时喷管会处于非设计状态，燃气在喷管中会出现不完全或过度膨胀的情况，这样将会直接引起推力损失。下面说明产生推力损失的原因（假设不考虑摩擦力的作用）。

在设计状态下喷管为完全膨胀（ $p_9 = p_H$ ），如图 6-9（a）所示。当 $\pi_{us,nz}$ 增大使喷管为不完全膨胀时，压力分布如图 6-9（b）所示，由于 $\pi_{us,nz}$ 高，喷管内的压力也大，与图 6-9（a）相比推力应是增大的，为何还有推力损失呢？这主要是比较的前提不同，在图 6-9（b）所示的不完全膨胀状态下，与具有同样 $\pi_{us,nz}$ 的燃气进行完全膨胀相比，那么不完全膨胀状态显然是有推力损失的，这就是所说的非设计状态损失。如图 6-9（b）所示，为了使具有高 $\pi_{us,nz}$ 的燃气能够完全膨胀，可以假想地在其出口后再延长一段扩散形管道（出口为

9')，使其达到完全膨胀，这样在9' - 9'截面上有 $p_{9'} = p_H$ ，与这种情形相比，显然不完全膨胀状态有一部分推力 ΔF_{nz} 损失掉了。再来看 $\pi_{us,nz}$ 减小的情况，如图6-4 (c)所示，由于是过度膨胀状态，所以 $p_9 < p_H$ ，这样燃气在9"-9"截面即可达到完全膨胀（ $p_{9''} = p_H$ ），而在9"-9这一段中由于燃气压力低于 p_H ，使喷管的推力减小 ΔF_{nz} ，从而也产生了推力损失。

可见，在不考虑摩擦力作用的条件下，在一定的 $\pi_{us,nz}$ 值下，燃气完全膨胀时的推力最大。但是，当考虑到摩擦力作用时，这一结论稍有不同。例如在 $\pi_{us,nz}$ 增大的情况下，如图6-9 (b)所示，虽然假想增长了喷管使燃气达到完全膨胀后增加了推力 ΔF_{nz} ，但同时也增大了摩擦力，使 ΔF_{nz} 有所减小。试验证明在接近出口（9' - 9'）的范围内，由于燃气压力接近于大气压力，作用在管壁上压力的合力小于摩擦力的作用。因此在实际工作中，喷管在轻度的不完全膨胀状态下所产生的推力最大。另外，这样喷管还可以做得较短一些，重量减轻，尺寸减小，散热面积也可以减小。

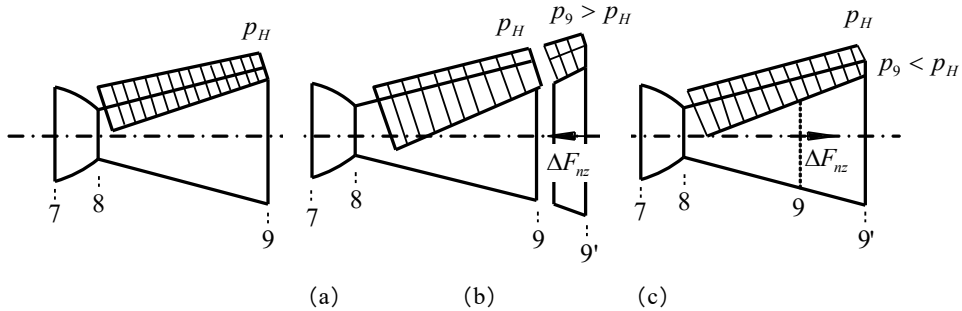


图 6-9 非设计状态推力损失示意图

(2) 评定推力损失的方法

尾喷管的实际流动过程中存在着内损失（由于流动损失引起的）和非设计状态损失，这两类损失对发动机的推力都有影响，一般是用喷管推力系数(C_F)来评定推力损失的大小。

在 $H = 0$ ， $M = 0$ 时，发动机的推力为

$$F = W_{g,ad} c_9 + (p_9 - p_H) A_9$$

当在尾喷管中燃气没有流动损失并且完全膨胀时，则发动机的推力为理想推力，有

$$F_{ad} = W_{g,ad} \cdot c_{9ad,d} \quad (6-25)$$

其中， $c_{9ad,d}$ 是燃气理想完全膨胀时的出口气流速度。

当在尾喷管中燃气有流动损失存在，但是完全膨胀时，发动机的推力称为设计推力，由推力公式知

$$F_d = W_g \cdot c_{9d} \quad (6-26)$$

式中， c_{9d} 是燃气完全膨胀时的出口气流速度。

显然，根据速度系数 φ_{nz} 的定义，有

$$\frac{F_d}{F_{ad}} = \frac{W_g \cdot c_{9d}}{W_{g,ad} c_{9ad,d}} = \sigma_{nz}'' \cdot \varphi_{nz} \quad (6-27)$$

其中， σ_{nz}'' 为收敛段的总压恢复系数。

引入尾喷管的非设计状态推力系数 C_{Fd} ，定义为

$$C_{Fd} = \frac{F}{F_d} \quad (6-28)$$

当燃气在尾喷管中完全膨胀时， $C_{Fd}=1$ 。

在实际工作中，常用尾喷管推力系数（ C_F ）来综合评定由内损失（流动损失）和非设计状态损失所带来的推力损失，即

$$\begin{aligned} C_F &= \frac{F}{F_{ad}} = \frac{F}{F_d} \cdot \frac{F_d}{F_{ad}} \\ &= \varphi_{nz} \cdot C_{Fd} \cdot \sigma_{nz}'' \end{aligned} \quad (6-29)$$

尾喷管的推力系数 C_F ，通常由实验确定。

已知 C_F 后，发动机的推力损失就可以求得，即 $\Delta F = F_{ad} - F = (1 - C_F)F_{ad}$ 。当在飞行

状态时，发动机的推力损失为

$$\Delta F = (1 - C_F) F_{ad} + W_a V$$

由上式可以看出，随着飞行速度的提高，相同的 C_F 值对发动机推力损失的影响增大，

计算表明，当
 $M = 2.5$ 时，若

$C_F = 0.99$ （即尾喷

管推力损失

1%），则使发动

机推力减小

2~2.5%以上。由此

可见，随着飞行

速度的提高，对

尾喷管性能的要求也大大提高。因此，随着燃气膨胀能力的变化，固定几何尺寸的收敛—扩散形尾喷管显然已不具备良好的性能，必须对其进行调节。

6.3.4.3 收敛—扩散形喷管的调节

（1）调节机构

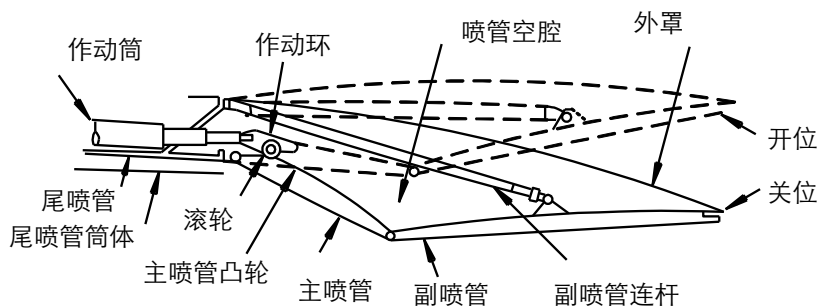
收敛—扩散形

尾喷管的调节有

两种方案：一种是只调节出口截面面积，称为单态调节；另一种是同时调节出口截面面积和临界截面面积，称为全态调节。对于带复燃加力的涡扇和涡喷发动机来说，喷管临界截面面积也需要调节，所以在实际应用中多数采用全态调节方案。

图 6-10 所示为一种典型的调节系统示意图。根据燃气的膨胀能力（ $\pi_{us,nz}$ ）使作动筒产生位移，作动筒通过滚轮使收敛段（又称为主喷管）绕转轴转动，同时带动扩散段移动，从而实现对临界截面的面积和出口截面面积的调节。

常用的另一种形式为平衡梁式，如图 6-11 所示。与图 6-10 不同的是转轴不在收敛段调节片的前端，而是在调节片的中部，形成平衡梁。作用在收敛段转轴前段和平衡调节片上的气动负荷，与作用在扩散段及收敛段转轴后段上的气动负荷平衡，因此对扩散段进行调节所需的力就可以比较小，可以采用重量较轻的可逆空气马达和螺杆作动机构来操纵喷口面积的大小，不需要设置较重的液压作动筒和液压管路，因而重量轻，调节操纵简单，综合性能较好。



6-10 收敛—扩散形尾喷管调节机构示意图

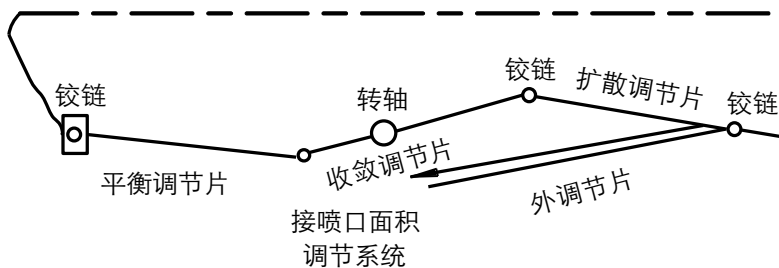


图 6-11 平衡梁式可调喷管示意图

图 6-12 表示的是某型涡扇发动机的超音速喷管及其调节机构。喷管收敛段由 16 块调节片、16 块密封片、铰链和调节片协调传动机构组成。扩散段也是由 16 块调节片、16 块密封片和调节片传动机构组成。喷管出口面积调节机构由 16 个气压作动筒、16 根套筒限制器和 16 个喷管最大出口截面限制器组成，气压作动筒中通有高压压气机后的气压，因而可以根据发动机膨胀能力的变化对喷管进行适当的调节。

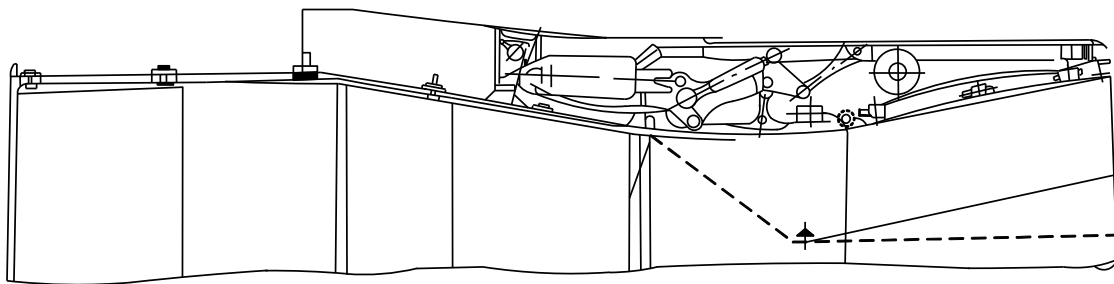


图 6-12 某型涡扇发动机的超音速喷管及其调节机构

(2) 调节规律与特性

超音速喷管面积比的调节应根据燃气可用降压比的变化来进行，但同时也要综合考虑排气系统的外形尺寸、质量特性、结构的复杂程度和工作可靠性。有时为了改善其他的性能，允许排气系统中稍微增加一些损失也是合理的。下面研究超音速喷管最有代表性的、按飞行 M 数的调节规律。

对所有形式的燃气涡轮发动机而言，随着飞行 M 数的增大， $\pi_{us,nz}$ 总是提高的。为此，喷管的面积比 (A_9/A_8) 也要相应增大。如果飞机的最大飞行 M 数很高，那么在加力时所需的喷管出口面积 A_9 也是非常大的，这就导致其重量和外形尺寸大大增加，并使得阻力增大。从综合效果来考虑，喷管的面积比

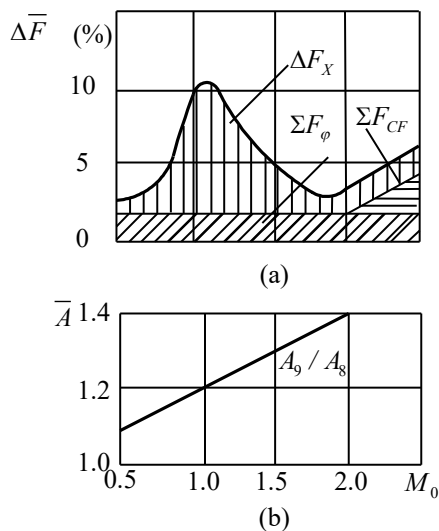


图 6-13 超音速喷管的调节规律

不宜增大过多，应对其最大面积比进行限制。图 6-13 展示了这种调节控制规律。在图 6-13 (a) 中可以看出，喷管总的推力损失 ΔF 由三部分组成，即内损失 (ΔF_ϕ)、不完全膨胀损失 (ΔF_{CF}) 和外部阻力 (ΔF_x)。内损失的大小在所有 M 数下是基本上相同的，约为喷管理论推力的 1.5~2.5%。不完全膨胀损失在喷管面积进行调节的 M 数范围内几乎没有，但在达到面积比限制值以上的 M 数范围内则是随 M 数的增大而增大。外部阻力的最大值是在跨音速飞行区域。

图 6-14 表示不同的 \bar{A}_9 限制值对超音速喷管特性的影响。由此可见，采用限制最大面积比的喷管是有利的。在最大飞行 M 数范围，虽然允许了喷管中燃气的不完全膨胀带来的推力损失 (2~5%)，但是却使得排气系统结构简化、质量减轻和喷管在跨音速飞行中损失的降低。

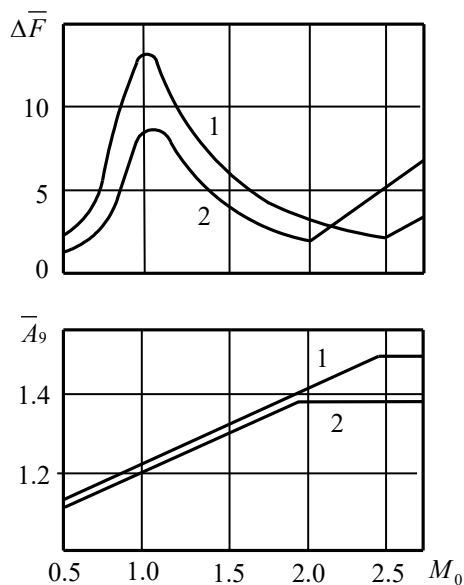


图 6-14 A_9 限制值对超音速喷管特性的影响