

第六章 排气系统的工作原理与特性

第二讲 亚音速喷管的工作原理与性能

6.3 喷管的工作原理与特性

6.3.1 喷管的类型

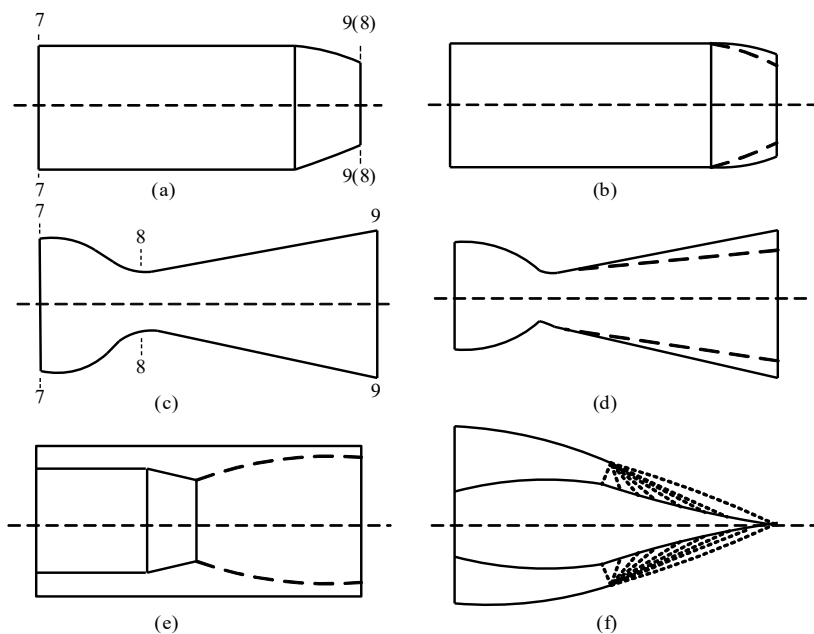


图 6-6 喷管类型简图

根据设计状态下燃气在喷管中的膨胀程度，喷管可分为亚音速喷管和超音速喷管两大类。亚音速喷管为收敛形，如图 6-6 (a)、6-6 (b) 所示。它又可分为出口截面积不可调节和可调节两种，分别称为固定式收敛喷管和可调式收敛喷管。超音速喷管的主要形式为收敛—扩散形喷管（或称为拉瓦尔喷管），如图 6-6 (c)、6-6 (d) 所示。收敛—扩散形喷管也分为固定式和可调式（即最小截面积可调、出口截面积可调节）两种。除了收敛—扩散型喷管外，超音速喷管还包括引射喷管、中心锥体式喷管等等，如图 6-6 (e)、6-6 (f) 所示。

在发动机上一般使用的收敛形喷管和收敛—扩散形喷管都是轴对称结构的三元喷管。但由于未来先进军用战斗机应具有更好的性能、机动性和隐身能力，以适应战术技术的需要，所以近年来，人们对非轴对称喷管、二元喷管发生了极大的兴趣，并大力开展这方面的研究。

图 6-7 所示即是两种非轴对称喷管的简图。

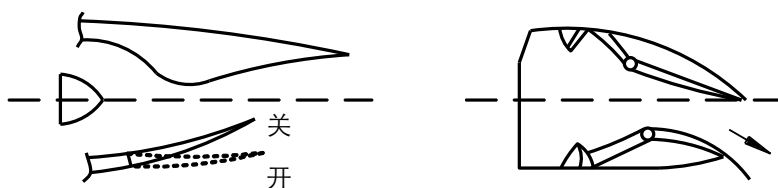


图 6-7 非轴对称喷管简图

6.3.2 燃气在尾喷管中的实际流动过程

6.3.2.1 尾喷管内燃气膨胀过程中的流动损失

按一维流动（或准一维流动）来处理燃气在尾喷管中的流动时，其基本流动规律已在气体动力学的一维变截面管流等内容中研究过了，但在当时的条件是不考虑流动过程中的损失（除激波损失外），即认为是等熵流动。而燃气在尾喷管中的实际流动过程是有损失的，并且还有热交换。一般情况下，可以认为气流的热交换量很小，可忽略不计（即假设为绝热流动），所以重点考虑的是流动中的损失问题。

燃气在尾喷管中产生的流动损失又称为尾喷管的内损失，它包括以下几方面：

（1）摩擦损失。

（2）燃气流动方向偏斜引起的损失。这主要是由于燃气流动的三维性所造成的。由于燃气方向偏斜，一部分能量消耗在旋转或径向流动上，使轴向气流速度减小。

（3）激波损失。这主要出现在超音速喷管之中，激波进入尾喷管会带来激波损失（总压降低，速度降低）。

6.3.2.2 评定流动损失的参数

一般常用尾喷管总压恢复系数和速度系数来衡量损失的大小。

喷管总压恢复系数为

$$\sigma_{nz} = \frac{p_9^*}{p_7^*} \quad (6-10)$$

式中： p_7^* ——尾喷管进口截面的燃气总压；

p_9^* ——尾喷管出口截面的燃气总压。

显然，流动损失越小， σ_{nz} 越大，当为等熵流动时 $\sigma_{nz} = 1$ 。

尾喷管的速度系数定义为：在膨胀到同样出口压力的条件下，尾喷管出口的实际轴向速度（ c_9 ）与理想的等熵膨胀过程的出口轴向速度（ c_{9ad} ）的比值，用 φ_{nz} 表示。即

$$\varphi_{nz} = \frac{c_9}{c_{9ad}} \quad (6-11)$$

φ_{nz} 越大，说明 c_9 越接近于等熵膨胀的出口速度 c_{9ad} ，损失越小。一般 φ_{nz} 约为 0.97~0.99。

实际上， σ_{nz} 与 φ_{nz} 之间是有一定关系的，当给出了其中的某个值，就可以求出另外一个参数。

喷管出口的燃气速度为

$$c_9 = \sqrt{\frac{2\gamma'}{\gamma' - 1} R' T_7^* \left[1 - \left(\frac{p_9}{p_9^*} \right)^{\frac{\gamma' - 1}{\gamma'}} \right]} \quad (6-12)$$

6.3.2.3 尾喷管的可用降压比、喷管的最大降压比和喷管的实际降压比

在研究尾喷管的工作状态时，正确理解几个降压比的概念与关系是相当重要的。

(1) 尾喷管的可用降压比

尾喷管的可用降压比也称为燃气的总降压比，它是尾喷管进口燃气的总压与尾喷管后外界大气压力 p_H 的比值，用 $\pi_{us,nz}$ 表示，即

$$\pi_{us,nz} = \frac{p_7^*}{p_H} \quad (6-13)$$

它表示燃气所具有的膨胀能力。若能完全膨胀，则在一定的燃气进口总焓的条件下能获得最大可能的燃气速度。尾喷管的可用降压比是随着飞行条件和发动机工作状态的变化而变化的，为了在各种条件下能获得最大的燃气动能，尾喷管应使燃气在其中完全膨胀，否则将会造成可用动能的损失。

(2) 尾喷管的最大降压比

尾喷管的最大降压比（有时也称为尾喷管的临界降压比），是尾喷管具有最大膨胀能力时进口截面的燃气总压与喷管出口截面上燃气的静压之比，用 $\pi_{\max,nz}$ 表示。即

$$\pi_{\max,nz} = \left(\frac{p_7^*}{p_9} \right)_{\max} \quad (6-14)$$

该降压比表示了燃气在管形确定的尾喷管中所能够达到的最大膨胀程度。对于管形确定的尾喷管， $\pi_{\max,nz}$ 是一个确定的值，当 $\pi_{\max,nz} = \pi_{us,nz}$ 时，说明此时尾喷管提供的最大膨胀能力能满足燃气所具有的膨胀能力要求，燃气可以在这一尾喷管中得到完全膨胀；若 $\pi_{\max,nz} < \pi_{us,nz}$ 时，则说明此时尾喷管所提供的最大膨胀能力不能满足燃气所具有的膨胀能力的要求，燃气在尾喷管中不能达到完全膨胀的程度，燃气的膨胀能力只得到部分发挥，剩余的则在尾喷管外的大气中自由膨胀。

(3) 尾喷管的实际降压比

尾喷管的实际降压比是尾喷管实际工作时进口截面的燃气总压与出口截面的燃气静压之比，用 π_{nz} 表示。即

$$\pi_{nz} = \frac{p_7^*}{p_9} \quad (6-15)$$

该降压比表示的是燃气在喷管中实际的膨胀程度。

6.3.3 亚音速尾喷管的工作原理与性能

亚音速尾喷管的主要形式是收敛形喷管，如图 6-6 (a) 所示，其最小截面也是出口截面，用 “9” 和 “8” 表示。收敛形尾喷管的出口截面面积可以是不变的，也可以通过调节片来改变。燃气在收敛形喷管中膨胀加速，由气体动力学知识可知，对于收敛形尾喷管来说，燃气在其中膨胀加速的程度是有限的，即燃气在出口的最大速度只能达到当地音速。而燃气所具有的膨胀能力是变化的，因此，收敛形尾喷管会出现不同的工作状态，其参数的计算也随之不同。

6.3.3.1 收敛形尾喷管的工作状态及参数计算

在收敛形尾喷管的研究中，经常用尾喷管的临界降压比 $\pi_{cr,nz}$ 来代替尾喷管的最大降压比，

即 $\pi_{cr,nz} = \pi_{\max,nz}$ 。收敛形尾喷管的临界降压比为

$$\pi_{cr,nz} = \left(\frac{p_7^*}{p_9}\right)_{cr} = \frac{1}{\sigma_{nz}} \cdot \left(\frac{\gamma' + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}}$$

对于燃气而言， $\gamma' = 1.33$ ，所以 $\pi_{cr,nz} = \frac{1.85}{\sigma_{nz}}$ 。

(1) 临界工作状态

当 $\pi_{us,nz} = \pi_{cr,nz}$ 时，收敛形尾喷管处于临界工作状态。

此时燃气在尾喷管中得到完全膨胀（又称为完全膨胀状态），燃气出口的速度为当地音速，即 $M_9 = 1$ ，燃气膨胀至出口时静压恰好与外界大气压力相等，即 $p_9 = p_H$ 。

尾喷管出口气流速度 c_9 ，可由能量方程求得，即

$$\begin{aligned}
 c_9 &= \sqrt{\frac{2\gamma'}{\gamma'-1} R' T_9^* \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{p_9}{p_9^*} \right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right]} \\
 &= \sqrt{\frac{2\gamma'}{\gamma'-1} R' T_7^* \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{\sigma_{nz} p_7}{p_H} \right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right]} \\
 &= \sqrt{\frac{2\gamma'}{\gamma'+1} R' T_7^*} \quad (6-16)
 \end{aligned}$$

(2) 超临界工作状态

当 $\pi_{us,nz} > \pi_{cr,nz}$ 时，收敛形尾喷管处于超临界工作状态。

此时，燃气的膨胀能力高于收敛形尾喷管所提供的最大膨胀能力，因此，燃气在收敛形尾喷管中不能进行充分膨胀（又称为不完全膨胀状态），出口的燃气速度仍只能达到当地音速，即 $M_9 = 1$ 。

尾喷管出口的燃气速度 c_9 的计算同临界工作状态时一样，为

$$c_9 = \sqrt{\frac{2\gamma'}{\gamma'-1} R' T_7^* \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{\sigma_{nz} p_7}{p_9} \right)^{\frac{\gamma'-1}{\gamma'}}} \right]} = \sqrt{\frac{2\gamma'}{\gamma'+1} R' T_7^*}$$

出口燃气的静压由于不完全膨胀要高于外界大气压力，即 $p_9 > p_H$ 。

(3) 亚临界工作状态

当 $\pi_{us,nz} < \pi_{cr,nz}$ 时，收敛形尾喷管处于亚临界工作状态。

在此状态下，燃气的膨胀能力低于收敛形尾喷管的最大膨胀能力，燃气在收敛形尾喷管中可以得到完全膨胀，但此时完全膨胀的出口速度要低于临界工作状态时完全膨胀的出口速度，所以出口的气流 M 数 $M_9 < 1$ 。 c_9 可由下式确定：

$$c_9 = \sqrt{\frac{2\gamma'}{\gamma' - 1} R' T_9^* \left[1 - \left(\frac{p_9}{p_H} \right)^{\frac{\gamma' - 1}{\gamma'}} \right]}$$

$$= \sqrt{\frac{2\gamma'}{\gamma' - 1} R' T_7^* \left[1 - \left(\frac{\sigma_{nz} p_7}{p_H} \right)^{\frac{\gamma' - 1}{\gamma'}} \right]} \quad (6-17)$$

出口截面的燃气静压等于外界大气压力。即

$$p_9 = p_H = p_9^* / \left(1 + \frac{\gamma' - 1}{2} M_9^2 \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}} \quad (6-18)$$

(4) 通过尾喷管的燃气流量计算

因为收敛形尾喷管的最小截面是出口截面，所以通常用该截面的燃气流量来计算通过尾喷管的燃气流量，即

$$W_g = K'_m \frac{p_9^*}{\sqrt{T_9^*}} A_9 q(\lambda_9)$$

$$= K'_m \frac{p_7^*}{\sqrt{T_7^*}} \sigma_{nz} A_9 q(\lambda_9) \quad (6-19)$$

其中， $q(\lambda_9)$ 根据收敛形尾喷管的工作状态来确定。

在临界和超临界工作状态下，由于 $M_9 = 1$ ，所以 $q(\lambda_9) = 1$ ，则

$$W_g = K'_m \frac{p_7^*}{\sqrt{T_7^*}} A_9 \sigma_{nz}$$

在亚临界工作状态下, $q(\lambda_9) < 1$, 可由 $\frac{p_H}{p_9^*} = \frac{p_9}{p_9^*} = \pi(\lambda_9)$ 求得 $q(\lambda_9)$ 。

6.3.3.2 收敛形尾喷管的推力损失

由于收敛形尾喷管结构简单, 调节方便, 因而许多推进系统都采用收敛形尾喷管。但是, 当 $\pi_{us,nz}$ 比较高时, 收敛形尾喷管会产生较大的推力损失。

由发动机的推力公式

$$F = W_g c_9 - W_a V + (p_9 - p_H) A_9$$

当 $\pi_{us,nz}$ 比较高 ($> \pi_{cr,nz}$) 时, 收敛形尾喷管不完全膨胀, $M_9 = 1$, $p_9 > p_H$, 从推力公式中可以看出似乎由于 $p_9 > p_H$ 而使得推力有一定的增量 $(p_9 - p_H) A_9$, 但同时应注意到, 此时的 c_9 要比气体完全膨胀 (不受管形限制) 时所得到的 c_9 小得多, 因此仍会产生推力损失。

在飞行条件下, 当低速飞行时, $\pi_{us,nz}$ 比较小, 尾喷管可以在完全膨胀状态下工作, 但当飞行 M 数提高时, 由于速度冲压作用的结果, 使发动机各截面的压力相应提高, 而外界的大气压力不变, 则在收敛形尾喷管中就不可能达到完全膨胀, 因而产生推力损失。飞行速度越高, 收敛形尾喷管的推力损失就越大。

因此, 在 $\pi_{us,nz}$ 比较高的情况下, 必须采用超音速尾喷管使燃气在其中得到完全膨胀, 以获取最大的推力。