

第七章 进气道与尾喷管的参数选择

进气道、尾喷管和发动机是飞机动力装置的三个主要组成部分，其中发动机是核心。航空发动机本身就带有进气道和尾喷管，发动机的设计工作者也要进行进气道和尾喷管的设计，所以进气道和尾喷管可说成是飞机设计和发动机设计的结合部，由于它们同时直接与飞机的飞行状态（飞行速度和高度等）和发动机的工作状态都有关系，所以比较复杂，存在着相互协调和匹配的问题。

随着飞行 M 数的提高，进气道和尾喷管在动力装置中所占的地位也越来越重要，有的超音速飞机，在最大加力状态下，进气道和尾喷管所产生的推力已占相当大的比重，越来越引起飞机设计工作者的重视。

§ 7.1 进气道的参数选择

进气道是喷气飞机动力装置的主要组成部分之一，它直接影响发动机的正常工作和最大效率的发挥，同时也在很大程度上影响飞机的飞行性能。

随着现代飞机和发动机性能的不断提高，对进气道的要求也越来越高，进气道与发动机工作的协调和匹配问题也日益复杂，越来越需要把整个飞机的动力装置做为一个整体，进行一体化的设计，这方面有专门的文献资料。本章内容仅限于简要介绍常规的对进气道参数进行初步选择的基本方法，以满足飞机总体方案初步设计的需要。

进气道的功能是将流入进气道的空气减速增压，将一部分动能转变为压力能，然后提供给发动机。

在亚音速飞行时，进入发动机的空气增压主要是在压气机中进行，在进气道中的增压作用不大。但随着飞行速度的增大，进气道的增压作用则越来越大，当飞行 M 数加大到 $M=1.2\sim 1.4$ 时，进气道和压气机对气流的增压作用就几乎相同了。当飞机以更高的飞行速度飞行时，进气道的增压作用更强。比如当 $M>3$ 时，进气道对气流的增压比已接近 40:1，此时压气机的增压作用就变成次要的了。可见对进气道的增压作用不能忽视。

气流在进气道增压过程中，总是要有压力损失的。这是由于有摩擦，当速度场不均匀或气流分离时产生涡流和热交换而引起的。在超音速时，还会因激波的产生而引起压力的损失。因为在气流流经进气道时有压力损失，所以，气流在进气道出口处的总压 $p_{0\text{出}}$ 总是小于进气道进口处的总压 $p_{0\lambda}$ 。进气道出口总压与进口总压之比，称为进气道的总压恢复系数 σ 。

即：

$$\sigma = \frac{p_{0\text{出}}}{p_{0\lambda}} \quad (7.1)$$

实际上， σ 是一个衡量进气道增压效率的系数， σ 越大，说明在进气道中气流的压力损失越小。

在进行进气道的参数选择时，主要应考虑满足以下几方面的要求：

1. 使进气道能保证供应发动机所需要的空气流量，在飞机的全部飞行范围内和在发动机的各种工作状态下，进气道的工作应始终稳定可靠，因此，在按主设计点选择进气道的参数时，还要考虑兼顾非设计点的情况；

2. 应尽量使气流在进气道中减速增压时的能量损失最小，也就是要求进气道的总压恢复系数 σ 的值最大；

3. 要考虑与飞机的总体布置相协调，并且能使进气道的外部阻力尽量减小；

4. 要求进气道的出口流场均匀、畸变小，气流品质良好。

一、亚音速进气道的参数选择

亚音速进气道通常是简单不可调的扩散式进气道，如图 7.1 所示。

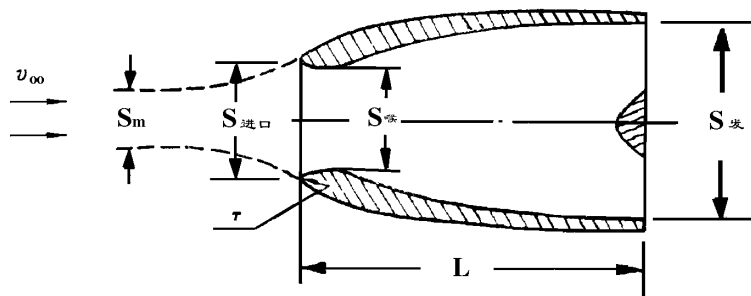


图 7.1 亚音速进气道

首先要选定的几何参数是进气道进口的面积 $S_{进口}$ 。

在具体进行进气道的参数选择之前，需要考虑按哪一种飞行状态来设计进气道的问题。也就是说，首先要确定进气道的设计点或设计工作状态。当然，进气道的设计点或设计工作状态，总是对应于飞机最重要的飞行状态的，例如巡航状态或最大飞行速度状态。

进气道的设计点确定以后，设计飞行速度 v_{∞} 、设计飞行高度 H 和发动机的空气流量 $m_{空气}$ 等参数，均为已知的常量。按设计点的要求选定进气道的参数和所设计的进气道，自然可以保证进气道在飞机最重要的飞行状态下，处于最佳工作状态，工作效率提高。

当然，进气道并不总是在设计点上工作，还要经常在非设计点上工作，所以，在按设计点的要求选择进气道的参数时，还需要考虑兼顾非设计点的情况，使之有足够宽的工作范围。

进气道的进口面积 $S_{进口}$ ，按在设计工作状态下，发动机的空气流量 $m_{空气}$ 来确定。

根据质量守恒定律，按图 7.1 所示，

$$m_{空气} = S_{\infty} v_{\infty} \rho_H = S_{进口} v_{进口} \rho_{进口}$$

$$S_{进口} = \frac{m_{空气}}{v_{进口} \rho_{进口}} \quad (7.2)$$

由 (7.2) 式可知，为了求出进气道的进口面积，需要选定进口处的气流速度 $v_{进口}$ ，或者 $v_{进口}$ 与飞行速度之比值，即进口处的相对速度 $\bar{v}_{进口}$ 。

$$\therefore \frac{v_{\text{进口}}}{v_{\infty}} = \bar{v}_{\text{进口}}$$

$$\therefore v_{\text{进口}} = \bar{v}_{\text{进口}} v_{\infty} \quad (7.3)$$

进口处的气流相对速度 $\bar{v}_{\text{进口}}$ 的大小与飞行状态有关，在所选定的设计状态下， $v_{\text{进口}}$ 是某一个定值，由设计者根据飞机的设计要求和所选用的发动机情况来选定。

从 $\bar{v}_{\text{进口}}$ 的含意来说，它代表了气流在进气道进口前面被阻滞和压缩的程度， $\bar{v}_{\text{进口}}$ 取值越小，则意味着气流在进气口外面减速增压的比例越大。例如当取 $\bar{v}_{\text{进口}}=0.5$ 时，气流大约有 75% 的速度冲压将是在进气口以前完成的。在选定 $\bar{v}_{\text{进口}}$ 时，应考虑发动机压气机进口速度的需要，以及进气道长短等方面的影响因素。

根据经验， $\bar{v}_{\text{进口}}$ 的取值范围，在进气道的设计点上或者说在设计工作状态下， $\bar{v}_{\text{进口}}=0.3\sim 0.7$ 。通常，在对亚音速进气道的参数进行初步选择时，可取 $\bar{v}_{\text{进口}}=0.5$ 。

$\bar{v}_{\text{进口}}$ 选定后，确定了 $v_{\text{进口}}$ 值，然后对在设计高度上，气流由设计速度 v_{∞} 减小到 $v_{\text{进口}}$ 时的空气密度 $\rho_{\text{进口}}$ 进行计算。得到 $\rho_{\text{进口}}$ 后，即可由 (7.2) 式求出进气道的进口面积 $S_{\text{进口}}$ 。

在用 (7.2) 式计算 $S_{\text{进口}}$ 时，需要知道在进气道设计点上发动机所需要的空气流量 $m_{\text{空气}}$ 。如果在所选用的发动机特性数据表中没有给出此值，则需要按发动机通常所给定的海平面最大推力状态下的空气流量 $m_{0\text{进口}}$ 进行换算，求出进气道设计状态下的空气流量 $m_{\text{空气}}$ 。

另一个需要选定的参数是进气道的长度，即从进口至发动机压气机进口的距离 L 。

亚音速进气道的长度，要根据发动机在机身内或是在吊舱中的部位安排情况及对进气道内壁扩散角及收敛角的要求而定。一般进气道，为了保证气流在流动过程中不产生分离，使其总压恢复系数 σ 最大，要求其内壁的半扩散角不能大于 $4^{\circ}\sim 5^{\circ}$ 。假如管道需要转弯和弯曲，则其横截面面积的变化应是平滑的，并且在最后一段的管道轴线应与发动机压气机的轴线重合，最后一段不能再使气流扩散，而应有一定的收敛角或是设计成圆柱段，以保证气流在进入压气机前速度场的均匀和稳定。对于发动机安装在机身内的情况，这一段的长度不能小于 $0.5\sim 1.0$ 倍发动机的最大直径。

进气道唇口部分的剖面形状对进气道的性能也有较大的影响，应按不产生气流分离的要求进行选择。唇口前缘的曲率半径可按下面的经验公式选定：

$$r = (0.04 \sim 0.05) \sqrt{S_{\text{进口}}} \quad (7.4)$$

进气口前缘的外表剖面形状应与机身或吊舱的外形平滑过渡。进气道外部的剖面形状应保证外部阻力最小的要求设计，并不决定于进气道内管道的形状。

进气道唇口的前缘半径 r 和前缘部分的剖面形状选定后，则进气道的喉道面积 $S_{\text{喉}}$ 也就确定了。此时，应对喉道处的气流速度进行验算，对于高速飞机而言，在任何飞行状态下都不能在喉道附近产生局部激波，否则会使 σ 急剧下降。

此外，如果进气道在机身两侧，为避免机身的附面层进入进气道，应设置附面层隔道，隔板与机身之间的间隙大小，与进气口距机头的距离有关。初步设计时，隔道的间隙可按距

机头每米不小于 10mm 的标准来选取，例如进气口距机头 4m，则隔道间隙应为 40mm。

应该指出，上面所引用的确定进气道基本参数的关系式和数据都是近似的，只能供飞机初步方案设计或进行毕业设计时参考和选用。考虑实际气流全部特性的进气道的理论相当复杂，许多问题还只能靠试验来解决。

设计和应用亚音速进气道所积累的经验表明，如果设计得完善，这类进气道可以达到很高的总压恢复系数（ $\sigma=0.97\sim 0.98$ ）。

这种进气道没有复杂的调节系统，其优点是结构简单、重量轻，在设计点附近工作时稳定可靠。因此，一些 $M<1.6$ 的跨音速飞机及某些飞行 M 数较大但主要设计点选在跨音速范围的超音速飞机，也可以采用这种形式的进气道，其参数的选择方法基本上与上述步骤相同，只是其唇口前缘半径较小，即进气口前缘比较尖，并且通常 L/D 要比亚音速进气道大一些。

这种进气道，在超音速状态下工作时，进口前形成正激波，气流经过激波后，减至亚音速再进入进气道，如图 7.2 所示。

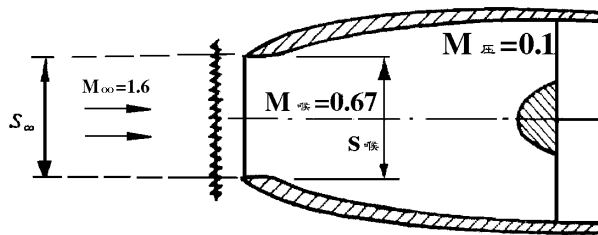


图 7.2 进气口前出现正激波

据外刊报道，美国的 F-16 战斗机采用的就是这种结构简单的进气道，使其质量比可调的复杂进气道减轻了 182kg，在 $M=0.6\sim 1.2$ 时总压恢复系数高达 0.98，但是当 $M=2$ 时， σ 仅为 0.74，损失较大。

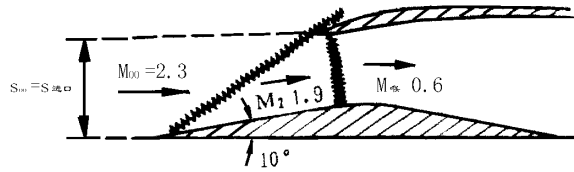
二、超音速进气道的参数选择

在进行具体参数选择之前，首先要根据飞机的设计要求和总体布置情况，选定进气道的型式，包括其压缩方式、波系结构和调节方案。按进口的截面形状，超音速进气道可分为两类：二元的（矩形截面的）和三元的（圆形截面的、半圆形截面的等）。按波系结构和压缩方式分，进气道可分为外压式、内压式和混合式三种型式，二元或三元的进气道都可能这三种不同的压缩型式。如图 7.3 所示。

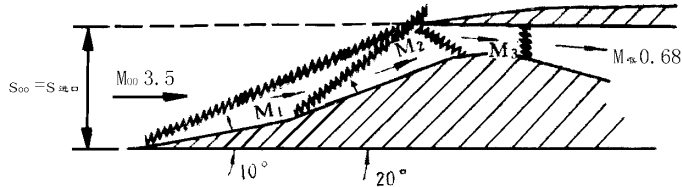
外压式进气道，调节比较简单，调节系统不很复杂，重量也比较轻，所以在超音速飞机上得到了广泛的应用。

内压式进气道需要很复杂的调节系统，并且难于启动和进入设计状态，因此，虽然其 σ 值可能比较高，但目前仍未得到实际的应用。

混合式进气道对工作状态的变化和各种干扰也很敏感，当飞机作机动飞行、迎角变化很大以及打开或关闭发动机加力燃烧室时，都会对进气道的工作产生影响。这种进气道适用于工作状态比较单一的超音速飞机。



(a) 外压式进气道 ($M_\infty < 2.5$)



(b) 混合式进气道 ($M_\infty > 2.5$)

图 7.3 不同型式的进气道

超音速进气道用调节锥或调节板产生斜激波，使气流第一步先减速至低超音速，然后再经过一道 M 数接近于 1 的正激波，达到亚音速。亚音速的扩散段与亚音速进气道没有什么差别。调节锥或调节板上压缩面的数目，即进气道中斜激波的数目，调节锥或调节板可以做成单级双波系的、二级三波系的或三级四波系的，如图 7.4 所示。

超音速进气道，在对空气进行压缩的过程中所产生的损失由激波损失、产生涡流的损失和摩擦损失等部分所组成，但主要是激波损失。因此，其总压恢复系数也主要取决于波系结构中的总压恢复系数 $\sigma_{\text{激波}}$ 。

$$\sigma = (0.9 \sim 0.95)\sigma_{\text{激波}}$$

$$\text{其中: } \sigma_{\text{激波}} = \sigma_1 \sigma_2 \cdots \sigma_n = \prod_{i=1}^n \sigma_i$$

σ_i ——气流通过一个激波时的总压恢复系数。

斜激波的数目越多，则 σ 值越大，如图 7.5 所示。

进气道的工作特性与其流量系数 Φ 有关， Φ 是指实际进入进气道的空气流量与其可能的

$$\text{最大流量之比，即 } \Phi = \frac{m_{\text{空气}}}{m_{\text{空气max}}} \quad (7.5)$$

Φ 在数值上等于自由流管截面积与进气道进口面积之比，即

$$\Phi = S_\infty / S_{\text{进口}} \quad (7.6)$$

$S_{\text{进口}}$ 是指进气口处包括调节锥在内的总面积，即在进口截面处的直接进气的管口面积与调节锥横截面积之和。

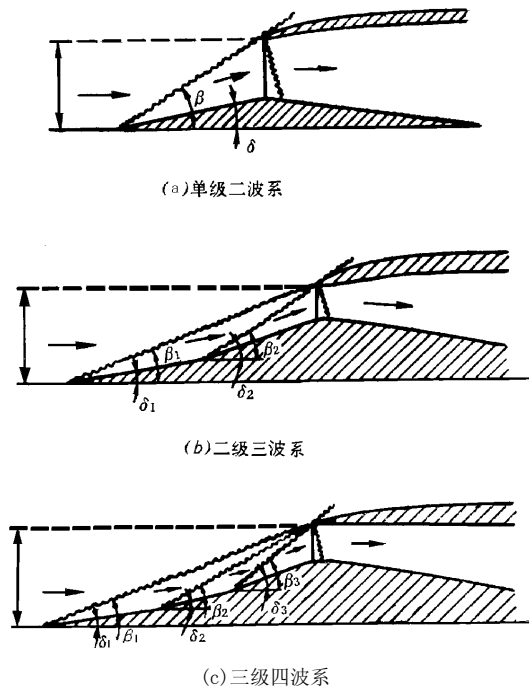


图 7.4 进气道的波系结构

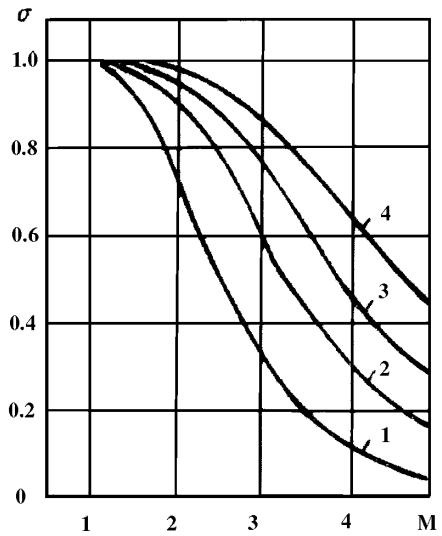


图 7.5 σ 与波系的关系

1—直激波；2—单级二波系；

3—双级三波系；4—三级四波系

当进气道在其设计工作状态下工作时，发动机所需要的空气流量与进气道所提供的空气流量相等，流量系数 ϕ 为最大值，接近于 1。此时，进气道处于最佳工作状态，其 σ 值也最大，也就是进气道处于临界工作状态。在这种状态下，进气道外面的斜激波与进气口前缘相交。

当发动机的转速减小时，所需空气流量减小，多余的空气使进气道内压力升高，把唇口处的正激波推向口外，形成脱体激波，在唇口处造成溢流，此时称之为亚临界工作状态。进气道在亚临界状态时， σ 值变化不大，但外部阻力增大。而当发动机转速增大时，进气道所提供的进气量不足，对于超音速气流， ϕ 又不可能大于 1，结果正激波被吸进喉道之后的扩散段内，这种状态称之为进气道的超临界工作状态。在这种工作状态下，进气道的 σ 迅速降低。

进气道在以上三种不同的工作状态下的激波位置示意图如图 7.6 所示。

超音速进气道的型式有许多种，但各种进气道的工作原理和几何参数都是类似的。下面对最常用的轴对称进气道和二元进气道的参数选择，进行简要介绍。

(一) 二元进气道的参数选择

二元进气道自进口至喉道一段的截面呈长方形，以后逐渐变化，至发动机进口前过渡为圆形。二元进气道用调节板进行调节，调节板两级之间用铰链相连，其折角是可调的，用以控制进气道的激波系，改变喉道面积和控制溢流量。位于机身两侧的二元进气道，其调节板适合垂直放置，进气口安排在翼下或机身下面时，调节板可以水平放置。

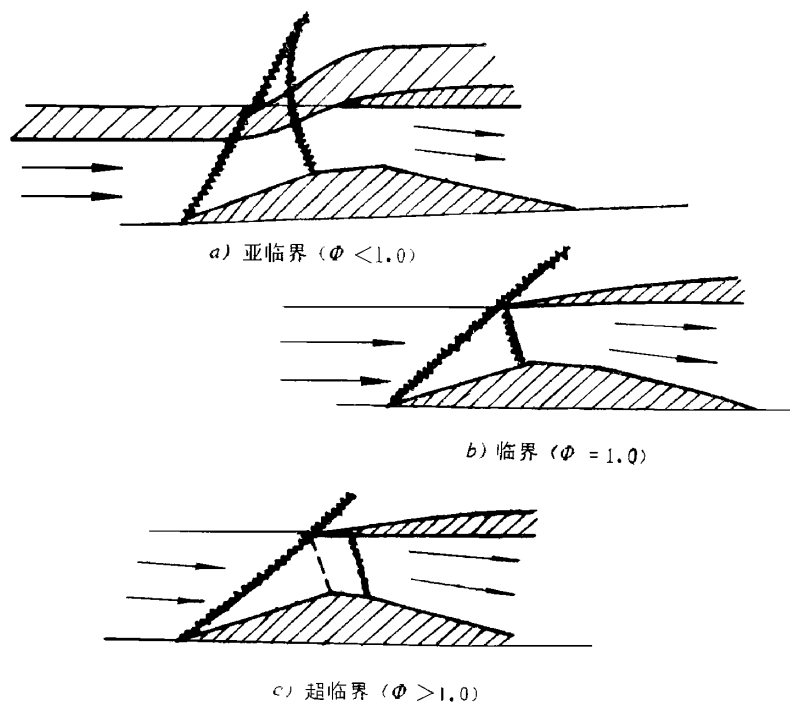


图 7.6 进气道的三种工作状态

调节板折角 δ_1 、 δ_2 、 δ_3 等（参看图 7.4）的选择，应使进气道在设计工作状态时，外面的斜激波汇交于进气口的前缘，只有当各激波的强度相同时，才能获得最大的 σ 值。而激波强度决定于波前和波后的气流速度之比。因此，调节板折角的选取应保证使

$$v/v_1 = v_1/v_2 = v_2/v_3 = \dots \quad (7.7)$$

其中： v ——飞行速度， v_1 ——第一个斜激波后面的气流速度； v_2 ——第二个斜激波后面的气流速度；依此类推。

为了使波系中的总压恢复系数最大，最后一道直激波前的气流速度，不应大于 $M=1.2 \sim 1.25$ 。

第 i 个斜激波后面的气流速度 v_i 与波前气流速度 v_{i-1} 之间的关系如下：

$$v_i = v_{i-1} \frac{\cos \beta}{\cos(\beta_i - \delta_i)} \quad (7.8)$$

当进气道的波系结构已选定，激波的数目已知时，即可以按上述要求，通过计算或查图 7.7、7.8、7.9 中的曲线求出最佳的调节板折角 δ_1 、 δ_2 、 \dots 和与其相对应的斜激波的马赫角 β_1 、 β_2 、 \dots 等。

按上述办法根据进气道设计状态下的飞行 M 数选定调节板的折角时，应特别注意第一个压缩面的折角 δ_1 ，因 δ_1 实际上决定了调节板的前置量，即调节板的前缘至进口平面的距离。

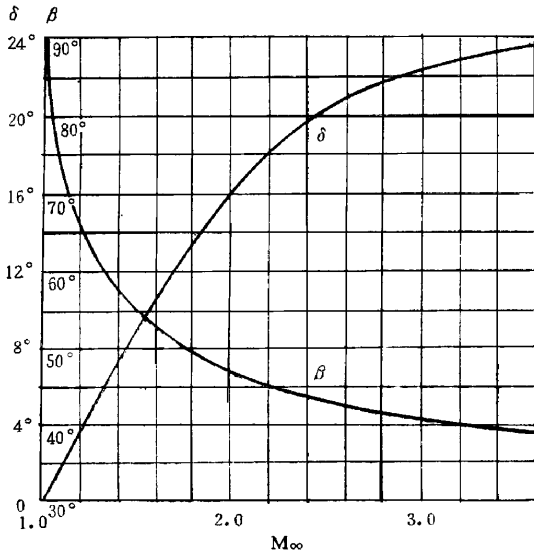


图 7.7 单级二波系二元进气道的 δ 、 β 曲线

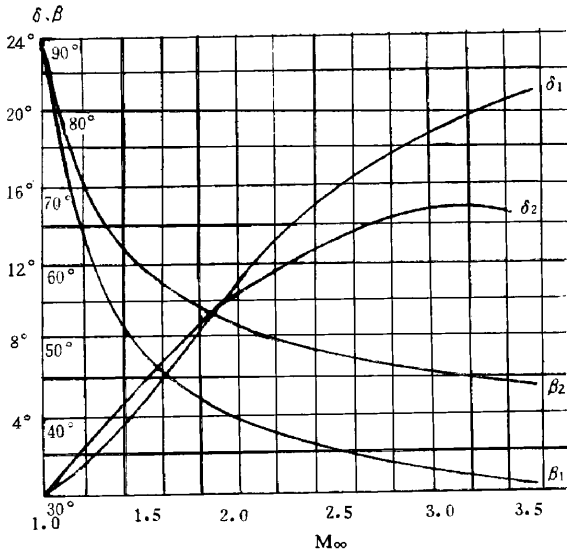


图 7.8 二级三波系二元进气道的 δ 、 β 曲线

进口面积 $S_{\text{进口}}$ 是进气道最主要的几何参数，从 (7.5) 式和 (7.6) 式可知， $S_{\text{进口}}$ 与发动机的空气流量和进气道的流量系数有关。

在进气道的设计工作状态下，发动机的空气流量 $m_{\text{空气}}$ 是已知的，此时，如果进气道处于最佳的临界工作状态，则流量系数 ϕ 应接近于 1，在进行初步的参数选择时，也可以取稍小于 1 的值，例如取 $\phi = 0.8 \sim 0.85$ 。

从 (7.6) 式可以得到

$$S_{\text{进口}} = \phi S_{\infty}$$

$$S_{\text{进口}} = \phi \frac{m_{\text{空气}}}{\rho_H v_{\infty}} \quad (7.9)$$

其中： $m_{\text{空气}}$ ——设计状态下的发动机空气流量，可以按标准状态下的发动机空气流量换算得出。

超音速进气道的喉道面积 $S_{\text{喉}}$ ，将随飞行 M 数的增大而减小，这一点在物理意义上是很明显的，并且也可以用理论计算的方法求出。在进行初步参数选择时，可以引用相对喉道面积 $\bar{S}_{\text{喉}}$ ，用近似的方法选定。

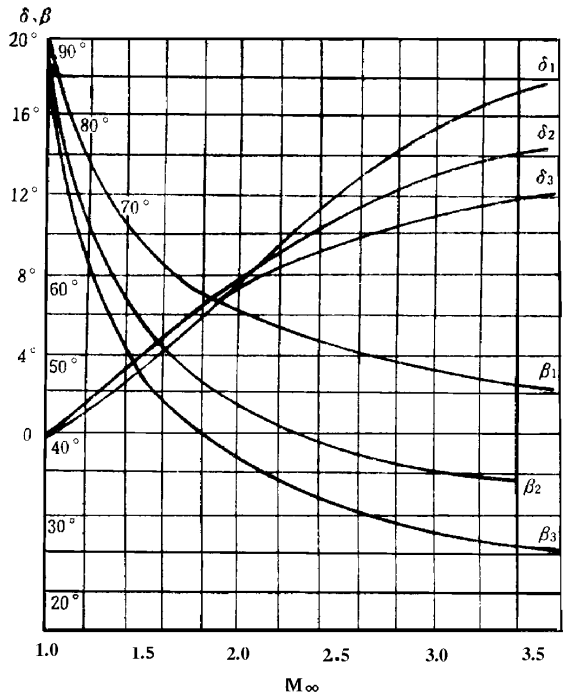


图 7.9 三级四波系二元进气道的 δ 、 β 曲线

$$\bar{S}_{喉} = S_{喉} / S_{进口} \quad (7.10)$$

初步近似时可以取：

M	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5
$\bar{S}_{喉}$	0.5	0.42	0.35	0.32	0.3

在调节板的折角 δ 和激波角 β 以及 $S_{进口}$ 等值选定以后，则调节板各级之间的长度可以很容易地按几何关系计算出来。

(二) 轴对称可调进气道的参数选择

当飞机采用机头进气或发动机吊舱时，常用轴对称圆形截面的进气道，这种进气道用圆截面的中心锥体控制激波系，并对进气道的工作状态进行调节。图 7.10 给出了这种轴对称三元进气道的原理图。

这种进气道的工作原理与二元进气道相同，在设计工作状态下，要求斜激波汇交于进口前缘， σ 值最大。当 M 数增大时，调节锥向外伸，M 数减小时，调节锥向内收，以使进气道总处于最佳工作状态，进气道的喉道面积也同时得到调节。

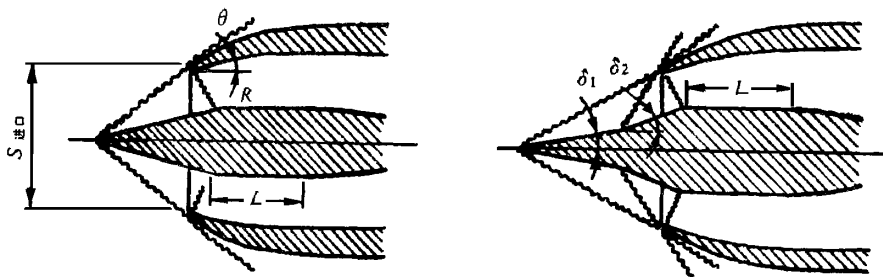


图 7.10 三元可调进气道

三元进气道调节锥的折角、进口面积等参数的选定方法也与二元进气道相同，这里不再赘述。在初步方案设计时，差别仅在于外部形状，对三元进气道，大多数为圆形截面，也较为简单。

对于最大飞行 M 数小于 2.0 的进气道，通常可以采用一级的调节锥，构造比较简单，其半锥角即压缩面的折角可以取 $\delta = 15^\circ \sim 20^\circ$ ，这样既可以保证在设计状态下使进气道有足够大的 σ 值，同时又能使进气道有足够大的喘振余量，对于 $M > 2$ 的进气道则需要采用二级以上的调节锥。

为了保证调节锥伸缩结构上的需要，在进气道的喉道截面以后，应设计一段等直剖面的圆柱段，此段与压缩面间过渡的整流半径 R 不应太小。

进气道前缘唇口的内唇角 θ ，对于外压式进气道，应与斜激波后的气流偏角相一致。例如，当 $M = 2.0$ 时，内唇角约为 10° 左右，进气道外表面的形状，则应从减小外部阻力的要求来设计。

§ 7.2 尾喷管的型式和主要参数选择

尾喷管的功用是将发动机燃气的压力势能有效地转变为排气的动能，使发动机以最高的效率，最小的能量损失产生最大的推力。尾喷管的型式和主要参数，应根据飞机的飞行性能指标和所选定的发动机工作特性来进行选择，要求是能保证在飞机全部的飞行使用范围内，都能够与发动机的工作很好地协调和匹配，始终保持较高的效率，这是对尾喷管的基本要求。此外，发动机短舱尾段的外形以及发动机装在机身内时机身尾段的外形与机尾罩及尾喷管的型式和几何参数有直接的关系，同时，飞机的外部阻力和底阻的影响也应考虑。尾喷管还需要冷却，四周应留有足够的冷却通道，有的飞机还需要加装反推力装置。

一、尾喷管设计工作状态的选定

燃气在尾喷管中总是处于膨胀的过程，通过尾喷管使燃气降压、降温和增速。表征尾喷管工作特征的参数为“膨胀比 $\pi_{\text{喷}}$ ”和“落压比 $\pi_{\text{落}}$ ”。

1. “膨胀比 $\pi_{\text{喷}}$ ”定义为：燃气在尾喷管进口处的总压与所在高度大气压力的比值。

$$\text{即} \quad \pi_{\text{喷}} = P_{\text{进}}^* / P_{\text{入}} \quad (7.11)$$

所以“膨胀比”代表燃气在进入尾喷管时压力势能的大小，或者说表示进入尾喷管的燃气膨胀“能力”的大小。

2. “落压比 $\pi_{\text{落}}$ ”定义为：在尾喷管进口处燃气的总压与尾喷管出口处的燃气静压之比，

$$\text{即} \quad \pi_{\text{落}} = P_{\text{进}}^* / P_{\text{出}} \quad (7.12)$$

“落压比”表示燃气在通过尾喷管时“实际的膨胀程度”，是代表尾喷管工作特性好坏的参数。显然，当燃气在尾喷管中完全膨胀时，尾喷管的落压比即等于其膨胀比。如果不能完全膨胀，则其落压比将要小于膨胀比，使尾喷管出口处的喷气速度降低，排气损失增加。因此，对尾喷管的型式、几何尺寸和调节规律的选择，最主要的问题就是要使燃气在尾喷管内得到完全膨胀，不完全膨胀或过度膨胀均会使尾喷管的效率降低。

燃气在尾喷管中能否达到完全膨胀，主要决定于膨胀比、尾喷管的型式及其进出口的面积比等参数。膨胀比，代表燃气进入尾喷管时所具有能量的大小，与发动机的工作状态和飞机的飞行速度、高度有关。

图 7.11 是典型的涡轮喷气和涡轮风扇发动机尾喷管之膨胀比与飞行 M 数、飞行高度之间的关系曲线示意图。

从图 7.11 可以看出，当飞机在亚音速巡航飞行过程中，尾喷管的膨胀比很小，基本上不

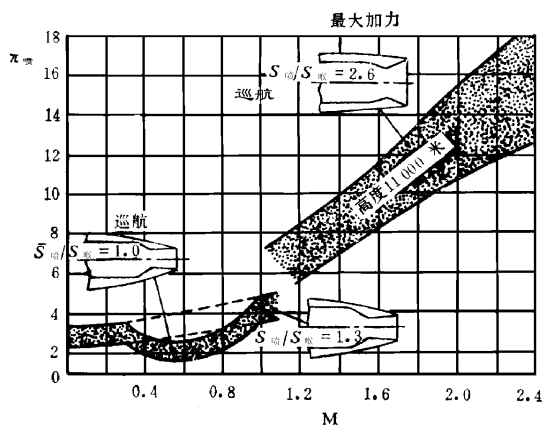


图 7.11 $\pi_{\text{喷}} \sim M$ 曲线

需要有扩散段，因此，尾喷管进出口的面积比可以为 1，但是在超音速段，尾喷管的膨胀比随飞行 M 数的提高而迅速增大，这时，尾喷管进出口的面积比也需要相应地调整，才能使燃气得到完全膨胀。

对于固定不可调的尾喷管，只能选定某一种最主要的飞行状态做为尾喷管的“设计状态”，尾喷管的几何参数，按在此设计状态下得到完全膨胀的要求来定。当飞机偏离设计状态飞行时，尾喷管不能保证完全膨胀，效率要降低。采用可以调节的尾喷管，则可以多选取几个飞行状态做为设计状态，使尾喷管在几个设计状态下都保持高效率，如果在飞机全部的飞行范围内，尾喷管都能采用无级的连续自动调节系统，则有可能使尾喷管始终保持最高效率。

二、尾喷管的效率 $\eta_{\text{喷}}$

使燃气能够完全膨胀是保证提高尾喷管效率的基本条件，但尾喷管的效率还受一些其他方面的影响。

尾喷管效率 $\eta_{\text{喷}}$ 的定义为：在尾喷管出口处，实际排出每公斤燃气所得到的动能与在理想绝热条件下排出每公斤燃气所能得到的动能之比，即：

$$\eta_{\text{喷}} = \frac{v_{\text{出}}^2 / 2g}{v_{\text{出理}}^2 / 2g} = \left(\frac{v_{\text{出}}}{v_{\text{出理}}} \right)^2 = \phi_{\text{喷}}^2 \quad (7.13)$$

其中： $v_{\text{出}}$ ——实际的排气速度；

$v_{\text{出理}}$ ——在理想状态无任何损失情况下的排气速度值；

$\phi_{\text{喷}} = v_{\text{出}} / v_{\text{出理}}$ 为尾喷管的速度系数。

速度系数 $\phi_{\text{喷}}$ 是衡量尾喷管内燃气流动能损失大小的主要参数，如前所述，它与燃气流能否完全膨胀有关， $\phi_{\text{喷}}$ 总是小于 1 的。这是因为即使燃气流在尾喷管内得到完全膨胀，也还会有各种损失存在，如气流流动的摩擦损失，气流方向偏斜引起的损失，喷管向外散热的损失以及在超音速喷管中可能产生的激波损失等等。

上式表明，尾喷管的效率 $\eta_{\text{喷}}$ 与 $\phi_{\text{喷}}$ 的平方成正比，而相对出口冲量则恰好等于 $\phi_{\text{喷}}$ 。

对推力的影响则可以用相对推力损失系数 $\overline{\Delta P}$ 来表示

$$\overline{\Delta P} = \frac{\Delta P}{P_{\text{理}}} = \frac{P_{\text{理}} - P}{P_{\text{理}}} \quad (7.14)$$

其中： P ——实际产生的推力；

$P_{\text{理}}$ ——在理想状态尾喷管无能量损失的情况下，所提供的推力。

用尾喷管出口相对冲量损失 $(1 - \phi_{\text{喷}})$ 来表示相对推力损失系数，可得：

$$\overline{\Delta P} = \frac{1 - \phi_{\text{喷}}}{1 - \frac{v}{v_{\text{出理}}}} \quad (7.15)$$

其中： v ——飞机的飞行速度。

由上式可知，相对的推力损失系数与 $\phi_{\text{喷}}$ 及飞机的飞行速度有关。图 7.12 示出了它们之间的相互关系。

当飞行 M 数为零时，相对推力损失系数即等于相对冲量损失系数；随着飞行速度的提高， $\phi_{\text{喷}}$ 对 $\overline{\Delta P}$ 的影响越来越大，例如 $\phi_{\text{喷}}$ 减小 5%，当 M=0 时，推力下降 5%，M=1.2 时，下降 8%，而 M=2.2 时，推力下降达 14%。

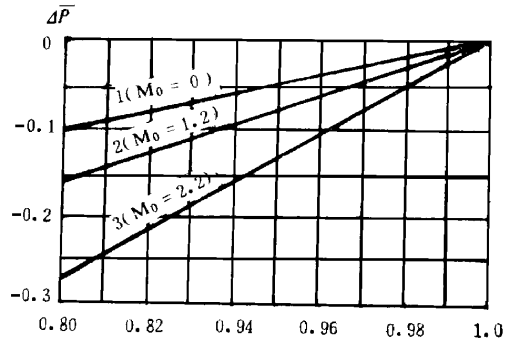


图 7.12 $\overline{\Delta P} \sim \phi_{\text{喷}}$ 的关系

三、尾喷管的型式及主要参数的选择

尾喷管的设计与进气道相类似，属于发动机设计和飞机设计的结合部，问题比较复杂。在飞机方案初步设计阶段，无法精确地完成。只能对其基本型式和出口面积等最主要的参数进行初步选择。尾喷管的型式有许多种，主要的有以下几种：

(一) 简单收敛式尾喷管

这种型式的尾喷管，通常是将发动机的尾喷口裸露在外面。发动机的尾喷口虽是可调的，但只是调节喷口截面积的大小，而始终保持简单收敛式的通道。这种尾喷管的优点是简单、重量轻，亚音速飞机多采用这种尾喷管。

当膨胀比 $\pi_{\text{喷}} < 4$ 时，这种尾喷管的效率比较高。如膨胀比小于临界压力比时，简单收敛式尾喷管处于亚临界或临界工作状态，能使燃气得到完全膨胀，推力损失系数很小，例如当 $\pi_{\text{喷}} = 4$ 时，推力损失约为 2% 左右。当膨胀比增大，尾喷管处于超临界工作状态，简单收敛式尾喷管则不能再保证燃气的完全膨胀，损失增加，例如当 $\pi_{\text{喷}} = 9.8$ 时，推力损失约为 10%。

简单收敛式尾喷管如图 7.13 所示。

对于一些飞行 M 数小于 1.5 的飞机，由于尾喷管的膨胀比一般小于 10，因燃气不完全膨胀所引起的推力损失在允许的范围内，而其在亚音速时的特性良好，所以，通常仍可采用这种简单收敛式的尾喷管。

(二) 拉瓦尔喷管

对于飞行 M 数大于 1.5 的飞机，在尾喷管进口处的膨胀比大于 10，为了减小由于燃气流不能完全膨胀而造成的推力损失，则多采用可调的收敛扩散型拉瓦尔喷管。

当尾喷管偏离了设计工作状态，比如发动机打开加力燃烧室时，为了使燃气流在尾喷管中仍能完全膨胀，就必须根据膨胀比的变化来调节尾喷管出口截面和喉道截面的面积比 $S_{\text{出}} / S_{\text{喉}}$ ，如图 7.11 所示。随着飞行 M 数的增加， $S_{\text{出}} / S_{\text{喉}}$ 可以从 1.0 调到 2.6。

对于飞行 M 数比较大的飞机，用可调的拉瓦尔喷管代替简单收敛喷管后，可以使推力损失显著减少。M=1.5 时， $\overline{\Delta P}$ 相差 10%；M=2.0 时， $\overline{\Delta P}$ 相差 18%；M=2.5 时， $\overline{\Delta P}$ 可达 30%。

(三) 收敛——扩散式引射喷管

收敛——扩散式引射喷管是超音速飞机常用的一种尾喷管，它利用燃气的主喷流对从冷却通道或专门进气门引进的二次流及三次流的引射作用来改善尾喷管的工作条件，从而减小推力的损失，甚至使推力额外地增大。其示意图如图 7.14 所示。

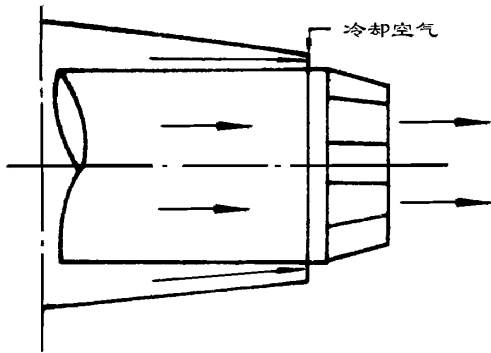


图 7.13 简单收敛式尾喷管

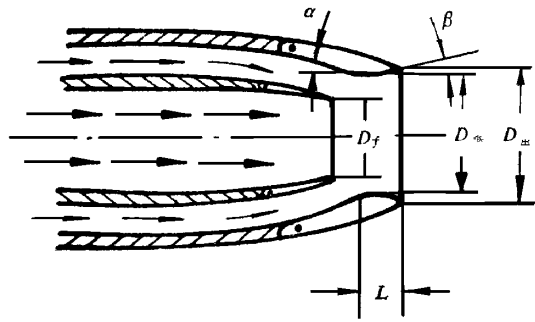


图 7.14 引射喷管

如果对引射喷管的几何参数和二次流的参数选择适当，则在亚音速和超音速时都能得到满意的性能。例如，一种性能较好的引射喷管，其参数如下：

$$D_{\text{出}}/D_p=1.23; D_{\text{喉}}/D_p=1.14;$$

$$L/D_p=0.47; \text{半扩散角 } \beta=5^{\circ}36'; \alpha=17^{\circ}34'。$$

这种引射喷管，在各种不同膨胀比的情况下，均比非引射喷管的推力高。

一些歼击机还采用吸气门式的引射喷管，它在收敛——扩散外罩上，有一圈可向内打开的吸气门和一圈可调节的尾缘鱼鳞片。在低 M 数工作时，吸气门被向内吸开，外面的气流由于主喷流的引射作用被吸入，形成一股三次流，同时尾缘鱼鳞片也收缩，使 $D_{\text{出}}/D_p$ 减小，从而使尾喷管的亚音速性能得到提高；当飞行 M 数增大时，吸气门自动关闭，鱼鳞片扩张 $D_{\text{出}}/D_p$ 增大，使其超音速的特性得以改善。

瑞典的 Saab-37 飞机采用的是环状吸气式可调尾喷管，其收敛——扩散形外罩可前后移动，向后移动时，尾喷管外罩与机身尾段之间产生一环状间隙，吸进三次流；向前移动时，间隙关闭，切断三次流。

吸气式引射喷管的几何形状和具体参数必须按具体飞机仔细配置，方能获得最佳效果。

三、尾喷管的底部阻力

尾喷管的底部阻力简称底阻，是由尾喷管后端面及机体尾部外表面上的低压区引起的气动阻力。各种型式的尾喷管在偏离其设计点工作时均会产生底阻。

如果尾喷管与机身尾部或短舱尾部配合得不好，尤其是安排多台发动机时，底部面积大，则会使底阻显著增大。在一些飞行状态下，例如当最大限度地缩小尾喷口截面时，底阻则可能达到飞机总阻力的 30%。

对于亚音速飞机，不可调的尾喷管对底阻的影响不很大。当飞行 M 数 < 0.7 时，尾喷流实际上对机身尾段或发动机短舱外表面的压强分布没多大影响；当 M 数大于 0.8 和尾段长度较短时，有可能气流分离出现低压区而使底阻增大。

超音速时机身尾部或发动机短舱的外形与尾喷管工作的匹配则比较复杂。当燃气流在尾喷管中不能完全膨胀，出口处排气的静压 $P_{出}$ 大于大气的静压 P_H 即 $P_{出}/P_H > 1$ 时，尾喷流离开尾喷口以后迅速膨胀，形成一个喇叭形的喷流边界，使外部气流发生转折，因而形成外激波，产生附加的外阻；当 $P_{出}/P_H < 1$ 时，尾喷流离开尾喷口后不膨胀，反而收敛，则有可能使燃气流在尾喷口内发生分离，这时则会引起底阻的急剧增加，实际上，各种型式

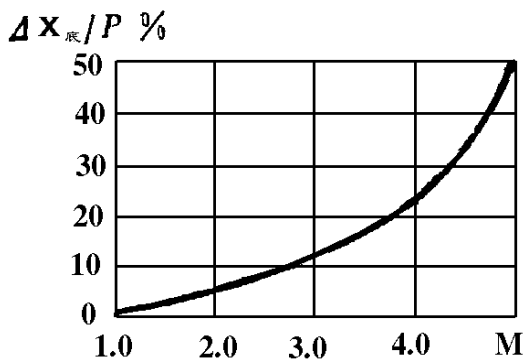


图 7.15 设计 M 数与 $\Delta x_{底}/p$ 力的关系曲线

式的可调超音速尾喷管在亚音速飞行时，阻力总是比较大的，采用引射喷管有利于降低底阻。但即使采用引射喷管，当偏离设计点工作时，仍会有底阻产生，造成推力损失。图 7.15 是表示尾喷管的设计 M 数与飞机在 M 数为 1 的状态下飞行时，由于尾喷管底阻增大而造成的推力损失的关系曲线。

可以看出，如果尾喷管按 M=3 的设计状态设计，当飞机偏离设计状态，以大约 M=1 的速度飞行时，则因底阻的增加所引起的推力损失将达到 10% 以上。

四、喷气发动机的反推力装置

为了缩短飞机的着陆滑跑距离，现代飞机可以采用反推力装置。装涡轮螺旋桨发动机的飞机，靠螺旋桨的反距得到反向的拉力；也有许多军用飞机，采用减速伞；对于一些装涡轮喷气和涡轮风扇发动机的飞机，尤其是旅客机，则需要有反推力装置。

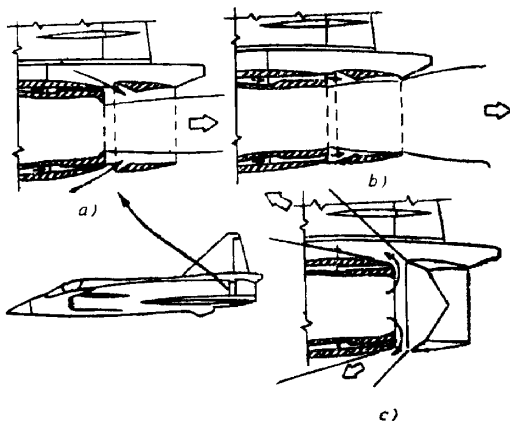


图 7.16 瑞典 Saab-37 的反推力装置
a) 进气活门打开; b) 进气活门关闭; c) 反推力打开

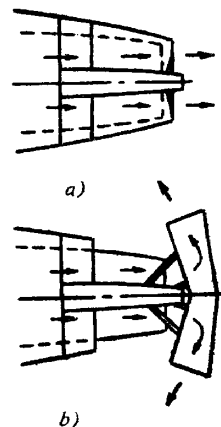


图 7.17 另一种反推力装置
a) 挡板收上; b) 挡板处于工作位置

从结构上来看，反推力装置有两种型式。

1. 在尾喷管内部，用专门的挡板使尾喷流转向，如图 7.16 所示。

2. 反推力用的挡板，平时处于尾喷管的外表面，组成发动机短舱的外形，如图 7.17 所示。

反向推力的大小可以用其相对值 $\bar{P}_{\text{反向}}$ 来表示， $\bar{P}_{\text{反向}} = P_{\text{反向}} / P_0$ 。

其中： $P_{\text{反向}}$ ——反向推力值； P_0 ——发动机的最大海平面静推力。

由于流经反推力装置的排气流量并不等于发动机的总空气流量，而且反向空气流的速度矢量与飞机的轴线之间有一定的夹角，所以 $\bar{P}_{\text{反向}}$ 总是一个小于 1 的值。对装涡轮风扇发动机的飞机，在其反推力装置初步方案设计阶段，可以按 $\bar{P}_{\text{反向}} = 0.3 \sim 0.6$ 计算。

采用反推力的有效性不仅决定于反向推力的大小，而且还与最大反向推力开始作用的时间以及飞机推重比等因素有关。