

## 第二章 进气系统的工作原理与特性

### 第一讲 超音速进气道的工作原理

现代高性能飞机推进系统对进气系统的综合要求越来越高，这不仅是因为进气系统的内流性能对发动机的性能有着极大的影响，而且由于进气系统与飞机前机体存在着相互作用，因而在很大程度上影响着发动机综合性能的发挥，因此，现代飞机推进系统越来越重视进气系统/发动机/飞机的一体化设计，以求获得最佳的综合性能。

在本章中，着重研究发动机进气系统的基本工作原理与特性。

### 2.1 对进气系统的要求

为使飞机、发动机性能得以充分发挥，进气系统应满足一系列的要求。如：

- (1) 气流流经进气系统的总压损失要小；
- (2) 进气系统的外部阻力小，外部阻力主要对飞机的总阻力有影响；
- (3) 进气系统向发动机提供的气流流场（如速度场、压力场等）是均匀的；
- (4) 在所有的飞行条件和所有的发动机工作状态下，进气系统能稳定工作；
- (5) 重量轻、尺寸小、构造简单、工作可靠、维护简便；
- (6) 具有小的雷达反射面积，以满足现代飞机“隐形”的新要求；
- (7) 尽量减少吸入进气温度畸变的可能性，以适应现代垂直/短距起落（V/STOL）

飞机和较高机动性能飞机的要求。

现代超音速飞机的进气系统由进气道、辅助进气系统、进气道防喘调节系统、附面层控制系统等组成。其中进气道是进气系统的主要部件，在本章中主要讨论进气道的工作原理与特性及其调节。

### 2.2 进气道的基本性能参数

#### 2.2.1 进气道总压恢复系数

进气道出口气流的平均总压  $p_1^*$  与进气系统远前方未受扰动截面上的气流总压  $p_0^*$  的比值，

叫做进气道总压恢复系数，用  $\sigma_i$  表示。即

$$\sigma_i = \frac{p_1^*}{p_0} \quad (2-1)$$

总压恢复系数表示总压损失的大小， $\sigma_i$  越大总压损失越小。总压损失对发动机推力影响很大：一方面使得进入发动机的空气流量减少，另一方面又会使得喷管出口的燃气速度降低或总压减小。通常， $\sigma_i$  减小 1%，可使发动机的推力大致损失 1.25%。

### 2.2.2 进气道冲压比

进气道出口气流平均总压  $p_1^*$  与进气系统远前方未受扰动的气流静压  $p_0$  之比，称为进气道的冲压比，用  $\pi_v$  表示。即

$$\pi_v = \frac{p_1^*}{p_0} \quad (2-2)$$

实际上，由  $p_0^* = p_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$  及  $\sigma_i = \frac{p_1^*}{p_0^*}$  可得：

$$\pi_v = \sigma_i \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2-3)$$

可见，冲压比  $\pi_v$  取决于  $\sigma_i$  和飞行  $M$  数  $M_0$  的大小。

### 2.2.3 进气道流量系数

对于某一给定的  $M_0$ ，通过进气道的实际空气流量（ $W_a$ ）与通过该进气道的最大可能空气流量（ $W_{a \max}$ ）的比值，叫做进气道流量系数，用  $\phi_i$  表示。即

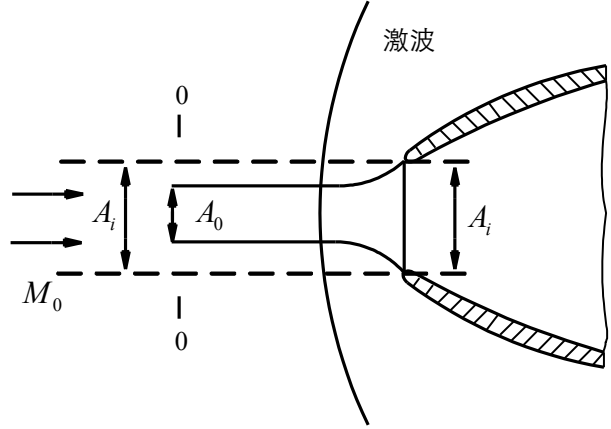
$$\phi_i = \frac{W_a}{W_{a \max}} \quad (2-4)$$

下面解释  $\phi_i$  的意义。图 2-1 为一皮托式超音速进气道，进口面积为  $A_i$ 。在某一  $M_0$  ( $M_0 > 1$ ) 下，该进气道所能提供的最大空气流量为图中虚线所围成流管中的空气流量，即，

$W_{a\max} = \rho_0 A_i V_0$ ，该流量也称为进气道的捕获流量，面积  $A_i$  又称为捕获面积。而通过进气

道的实际空气流量是由发动机的工作状态来决定的，并不一定等于最大空气流量。图 2-1 中实线所围流管的流量为实际流过进气道的空气流量，流管面积用  $A_0$  表示，则  $W_a = \rho_0 A_0 V_0$ 。因此可得：

$$\phi_i = \frac{\rho_0 A_0 V_0}{\rho_0 A_i V_0} = \frac{A_0}{A_i} \quad (2-5)$$



即流量系数  $\phi_i$  是进气道实际工作中的

自由流管面积与进气道进口面积之比，反映了进气道的流通能力。需要注意的是，式 (2-4)

或 (2-5) 所定义的流量系数  $\phi_i$  既适用于超音速状态，也适用于亚音速状态。

## 2.2.4 进气道外部阻力系数

图 2-1 捕获面积示意图

进气道的外部阻力系数  $C_{xi}$  定义为

$$C_{xi} = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 A_{\max}} \quad (2-6)$$

式中：  $F_x$  —— 进气道总的外部阻力；

$A_{\max}$  —— 进气道最大迎风面积。

进气道的外部阻力包括附加阻力、外罩阻力、放气阻力、附面层泄除阻力等。它们的详细情况将在 2.3.3 中说明。

## 2.2.5 进气道出口流场畸变指数

进气道出口流场中气流参数的不均匀性称为流场畸变。进气道出口流场畸变分为稳态畸变

（参数空间分布不均匀，但不随时间而变）和动态畸变（气流参数的不均匀性随时间而变化）两类。根据参数类型又可分为压力（总压）畸变、温度畸变、速度畸变（旋流）等。评定出口流场畸变的指标很多，依据研究目的的不同而有不同的选择。常见的畸变指数有  $\bar{D}$ 、 $DC(\theta)$ 、 $K_{DA}$ 、 $K_{D2}$ 、综合畸变指数  $W$  等。

进气道分为亚音速进气道和超音速进气道两大类。现代高性能超音速战斗机的飞行  $M$  数较高，为了保持进气系统的良好性能，多采用超音速进气道。因此，在此我们重点研究超音速进气道的工作原理与特性。

## 2.3 超音速进气道的工作原理

当飞机作超音速飞行时，相对于飞机而言气流也是以超音速流向飞机的。而发动机的进口需要亚音速气流，因此超音速进气道必须将超音速气流减速为亚音速气流，并且产生尽可能小的流动损失、外部阻力和出口流场的不均匀度。

### 2.3.1 超音速进气道的基本工作原理与分类

#### 2.3.1.1 超音速进气道的基本工作原理

由气体运动规律可知，使超音速气流减速为亚音速气流最简单的方法就是经历一道正激波。事实上，某些跨音速飞机所采用的结构简单的进气道正是这样，例如图 2-1 所示的皮托式进气道。很显然，正激波在较高的来流  $M$  数下具有较大的总压损失，但是如果设计、布

局

合理，在一定的  $M$  数范围内仍可取得较好的效果。例如，如图 2-2（a）所示，某型飞机的机身腹部进气道是在  $M_0 = 0.8 \sim 1.6$  范围内从空战条件出发进行优化设计的，在超音速飞行时，进入进气道的超音速气流在机身头部的斜激波中得到部分减速，从而减弱了进气道前的正激波。而且，由图 2-2（b）可以看到，在超音速飞行范围内，进气道总压恢复系数  $\sigma_i$  也随飞机迎角  $\alpha$  的增大而增大，进气道的性能得到改善。

然而，在高飞行  $M$  数  $M_0$  的范围内，正激波式的简单进气道已不能满足对总压损失的要求，所以必须要采用超音速进气道。



图 2-2 某型进气道简图及其  $\sigma_i$  随  $M_0$ 、 $\alpha$  的变化曲线

超音速进气道的基本工作原理就是利用一个合理的激波系来代替一道强的正激波。使得超音速气流先经过一系列的斜激波逐渐地减速，最后再经过一道强度已大大减弱的正激波而减速为亚音速气流，如图 2-3 所示。由气体动力学知识可知，这种减速过程的总压损失显然要小得多。

要形成合理的激波系，就需要将超音速进气道设计成各种型面（常称为阻滞面）阻滞超音速气流以产生激波。

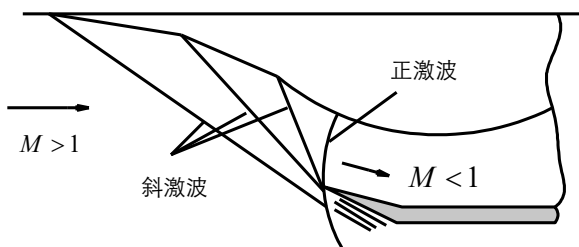


图 2-3 超音速进气道进气基本原理示意图

### 2.3.1.2 超音速进气道的分类

按照在设计状态下，超音速气流的滞止过程相对于进气道唇口进行的部位，可把超音速进气道分为三种类型：滞止过程全部在进气道唇口外进行的（即激波系的位置都在唇口之外），称为外冲压式超音速进气道（简称为外压式进气道）；滞止过程全部在进气道唇口内进行的，称为内冲压式超音速进气道（简称为内压式进气道）；滞止过程既在唇口外又在唇口内进行的，则称为混合冲压式超音速进气道（简称为混压式进气道），如图 2-4 所示。

如果按照进气道的结构形式则可分为两类：风斗式（二元）超音速进气道和中心锥体式（三元）超音速进气道，如图 2-5 所示。风斗式超音速进气道外形如斗，进口基本上为矩形，其阻滞面是斜面，由一块或许多块不同角度的平板组成一个阶梯楔板，以形成不同要求的激波系。由于这种阻滞面的平板角度一般为可调节的，所以也常称为可调斜板式超音速进气道，超音速气流沿阻滞面流动可认为是二元流动。中心锥体式超音速进气道的阻滞面为锥体表面，由一个或数个不同角度的锥面组成一个阶梯锥面，以形成不同要求的激波系。锥体横截面可以是圆形，也可以是半圆形，因此气流沿阻滞面流动时为三元流动。

超音速进气道在飞机上的布局形式对飞机和发动机的性能有较大的影响。目前常见的有正面头部进气、侧面进气、腹部进气和背部进气等几种方案。头部正面进气由于对迎角敏感性强，且占用空间大等原因，在先进的飞机中已很少采用。当前应用最为广泛的是侧面进气和腹部进气方案，这样的进气道通道短，还可以在飞机头部空出空间安装机载设备。但在这

种方案中气流要经历一“S”形通道才能进入发动机，因而必须解决好出口流场的畸变和旋流问题。

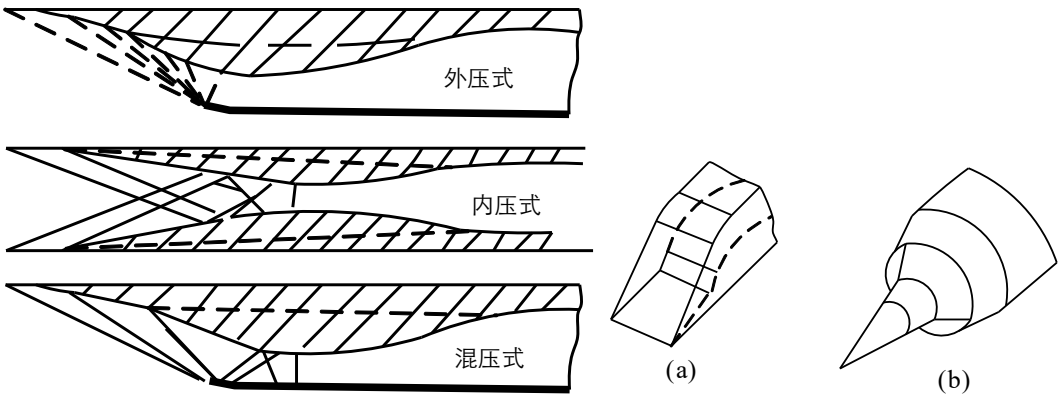
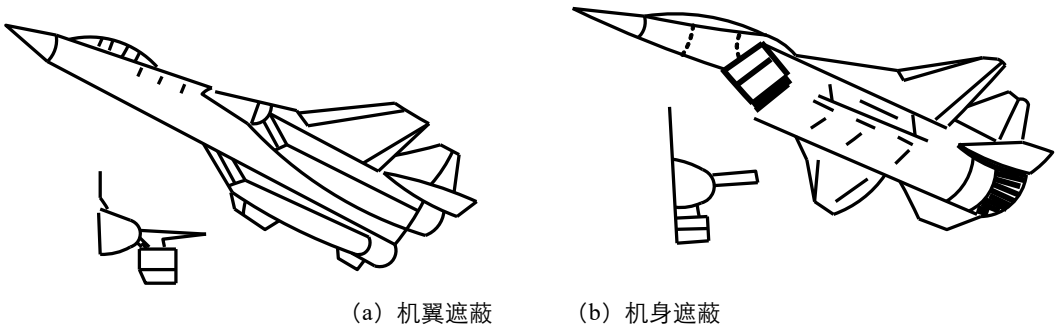


图 2-4 超音速进气道的三种类型图      2-5 超音速进气道的常见形式

为了改善进气道靠近机身和机翼而产生的不良影响，减弱对迎角的敏感性，可采用有遮蔽的布局设计，以使飞机机动飞行对局部进气迎角的影响减到最小。如图 2-6 所示。当然，在这种布局中必须注意排除机身和机翼附面层对进气道进口气流的影响，一般都设有泄除附面层的隔道或缝隙。



(a) 机翼遮蔽      (b) 机身遮蔽

图 2-6 超音速进气道的布局形式

在实际应用中，应根据具体的工作范围选择进气道的形式。图 2-7 表示了各种类型进气道可获得的总压恢复系数随设计飞行  $M$  数  $M_d$  的变化趋势。可以看出，混压式进气道可在较高的超音速飞行条件下获得较高的总压恢复，但是在重量、控制的复杂性及放气量要求等方面都有所增加。所以，在目前使用的先进战斗机（设计飞行  $M$  数  $M_d$  一般为 2.5 以下）上大多采用外压式进气道。因此，这里重点研究外压式进气道。

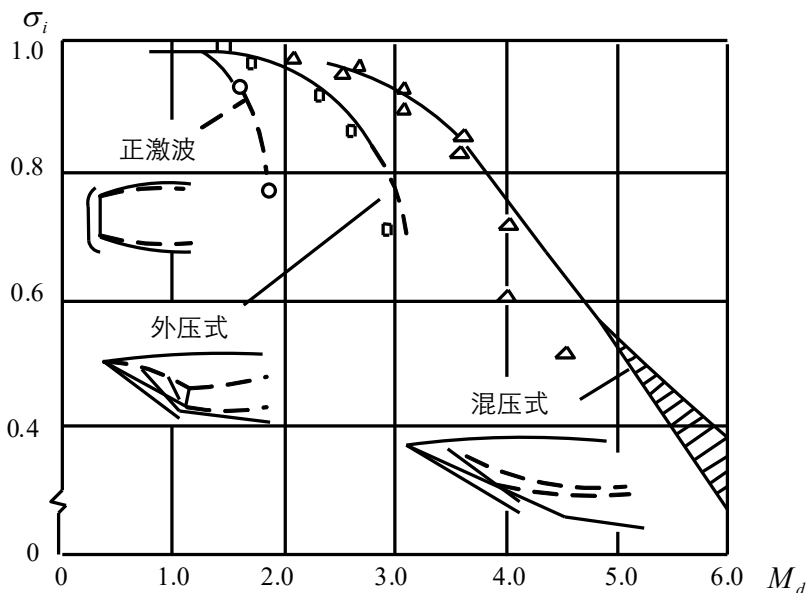


图 2-7 各种类型进气道的  $\sigma_i$  随设计飞行  $M$  数  $M_d$  的变化趋势

## 2.3.2 外压式进气道的工作原理

在设计状态下，气体流过外压式进气道的特点是：超音速气流在进气道的进口之前先要经过激波系减速增压，然后才流入进气道唇口之内并沿内通道逐渐转折流向发动机。

### 2.3.2.1 激波系的形成及有利位置

#### (1) 激波系的形成

为了产生斜激波，外压式进气道通常安装一个（或几个）向前外伸且与来流有一定偏斜角度的阻滞面，当超音速气流流过时，阻滞面迫使气流转折并受到压缩，因而形成一道（或几道）斜激波。超音速气流经历斜激波后仍为超音速，进入唇口内时，在合适的反压作用下在唇口截面上形成一道正激波，从而使超音速气流减速为亚音速气流，这样，在进气道唇口之内的管道内都是亚音速气流，在此，把这种进气道称为纯外压式进气道，以便与后面将涉及到的带喉部的外压式进气道相区别。通常，习惯上将由  $N$  道斜激波和最后一道正激波所组成的激波系称为“ $N+1$ ”波系。图 2-3 所示的就是“四波系”外压式进气道。

根据超音速进气道的基本工作原理，从减小总压损失的角度来说，当然是激波系中斜激波的数目越多越好。然而任何事物都存在着两重性，增加激波系中斜激波的数目虽然可以减小总压损失，但它却使进气道的外部阻力显著增大。这是因为斜激波的数目越多，气流总的转折角就越大。为了使气流能顺利地进入进气道，进气道外壳的内壁应与气流方向基本平行，因而进气道的外壳扩张程度增大，进气道的迎风面积增加，超音速气流流过外壳时转折角也很大，因而形成较强的激波，产生很大的外部阻力。另一方面，气流转折角度过大，势必在进气道通道之内经历较大的转折才能流向发动机，因而可能增大内部流动损失或造成气流的分离，影响进气道的性能。因此，激波系数目的选择应该从获得较大的有效推力的角度出发

进行综合考虑。根据实验，设计飞行  $M$  数  $M_d$  在  $1.5 \sim 2.0$  的范围内，采用双波系较好，设计飞行  $M$  数  $M_d$  大于  $2.0$  以后，则采用三波系或四波系较为有利。

## (2) 斜激波的有利位置

在设计飞行  $M$  数  $M_d$  下，斜激波的有利位置是交汇于进气道外壳的前缘，如图 2-8 (a) 所示。此时，流量系数  $\phi_i = 1.0$ ，保证进气道通过最大可能的空气流量，而不产生附加阻力和溢流阻力。若是相交于唇口之外，如图 2-8 (b) 所示，将产生较大的溢流从而增大附加阻力与溢流阻力；若是斜激波交于唇口之内，如图 2-8 (c) 所示，将在通道内和前缘点处形成较复杂的波系，使通道内流动损失增加。

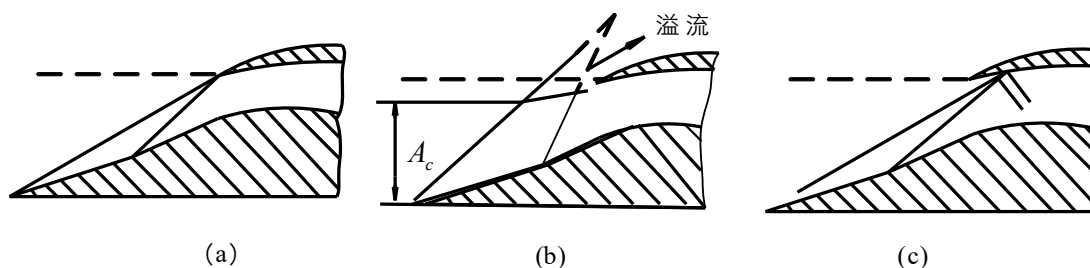


图 2-8 斜激波位置对气流流动的影响

## (3) 正激波的有利位置

无论是在二元进气道还是在三元进气道中，经历一系列斜激波后的超音速气流必须再经过最后一道正激波后才变为亚音速气流。通常又称这道正激波为闭合正激波。在进气道几何尺寸一定的情况下，正激波的位置由进气道后的反压（实际上就是发动机的流通能力）来确定。从减小总压损失的角度考虑，正激波的有利位置应该在进气道进口端面处，如图 2-9 (a) 所示，此时波前  $M$  数较低，没有溢流 ( $\phi_i = 1.0$ )，因而没有附加阻力，外部阻力较小。若正激波位置离开进口端面前移，如图 2-9 (b) 所示，则会形成三叉激波，波后气流参数不均匀，会有涡流进入进气道，且三叉波上部的弓形激波后的低能气体也会进入进气道，从而使气流总压损失增大，溢流阻力增加，严重时还可能导致进气道进入不稳定状态。若正激波位置后移至通道内部，如图 2-9 (c) 所示，由于通道呈扩散形，使波前  $M$  数增大，激波损失增大。如果后移过多，还可能引起激波与通道壁面附面层的干扰，引起气流分离，使总压损失急剧加大，进气道性能恶化。



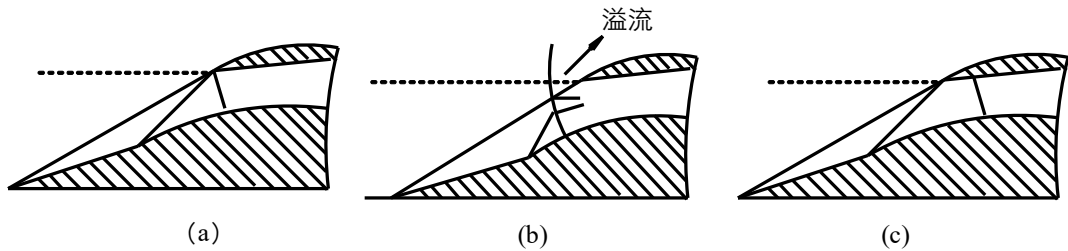


图 2-9 正激波位置对气流流动的影响

### 2.3.2.2 带喉部的外压式进气道

由前面的分析可知，超音速气流在进入内通道前已经经历了较大的转折，偏离轴线方向较多。进入内通道后，形成沿内通道凸起表面的大角度绕流。在实际流动过程中，附面层增厚，并在逆压梯度的作用下容易发生分离，增大损失，甚至导致发动机不稳定工作。因此，内通道的形状和几何尺寸应选择得能减缓附面层增厚和防止附面层分离。为此，内通道开始应是收敛形，使亚音速气流先有所加速，在气流转折以后，再渐成为扩散形。这样，内通道就具有了最小截面，所以称其为带喉部的外压式进气道，如图 2-10 所示。

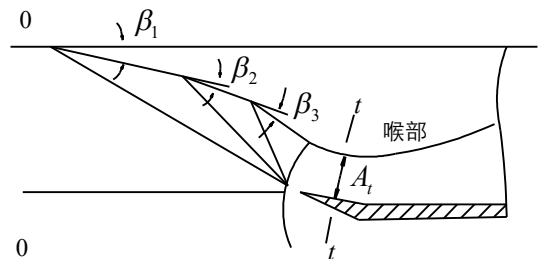


图 2-10 带喉部的外压式进气道

显然，亚音速气流在喉道中具有最大速度，从抑制气流分离的观点出发，

最合理的选择是使喉道处的速度接近音速，这样，在一般的设计状态下通道内均为亚音速气流。如果喉道处的气流速度等于音速，则此时的喉道面积称为最佳喉道面积。该面积值可由 0—0 截面和  $t-t$  截面的流量连续方程确定，即由

$$K_m \frac{p_0^*}{\sqrt{T_0^*}} A_0 q(\lambda_0) = K_m \frac{p_t^*}{\sqrt{T_t^*}} A_t q(\lambda_t)$$

代入  $T_t^* = T_0^*$ ， $p_t^* = \sigma_{is} p_0^*$ ， $\phi_i = \frac{A_0}{A_i}$ ，可得

$$\bar{A}_t = \frac{A_t}{A_i} = \frac{q(\lambda_0)}{\sigma_{is} q(\lambda_t)} \phi_i \quad (2-7)$$

其中， $\sigma_{is}$  为整个激波系的总压恢复系数。

在设计飞行  $M$  数, 设  $\phi_i = 1.0$ , 且取  $\lambda_i = 1.0$ , 则最佳喉道面积为

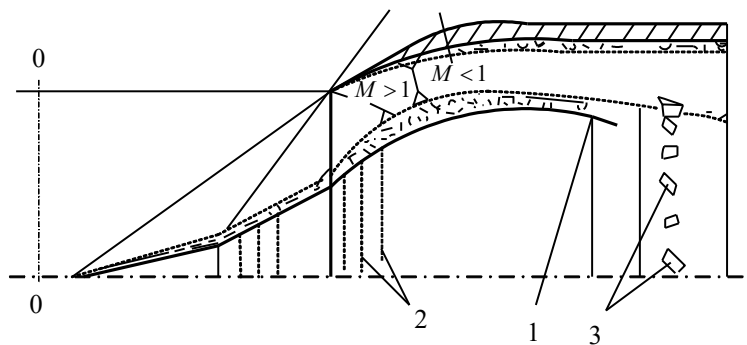
$$\bar{A}_{t,opt} = \frac{q(\lambda_0)}{\sigma_{is}} \quad (2-8)$$

实际上, 考虑到气体附面层的存在, 设计的相对喉道面积  $\bar{A}_t$  应该比  $\bar{A}_{t,opt}$  稍大一些, 一般可大 1.05~1.15 倍。

还应注意, 在进气道唇口截面上的闭合正激波的位置是不稳定的。例如, 飞行  $M$  数稍有增大, 就会使闭合正激波后移至收敛段内, 而激波不可能在收敛段中稳定, 必将后移至扩散段。为了解决这一问题, 在设计时常常是使闭合正激波的位置离开唇口稍向前移, 以增强稳定性, 当然这可能会使外部阻力有所增大。

在实际工作条件下, 粘性对进气道的工作有不利影响。如由于粘性作用在壁面形成附面层, 一方面增加了摩擦损失, 同时也与激波相互作用, 在近壁面形成  $\lambda$  形激波, 并可能引起或加剧附面层的分离, 堵塞通道,

产生更为严重的影响。为了降低粘性的有害影响, 一般采取以下的技术措施, 见图 2-11, 如: 在二(或三)级斜板或锥面上设置附面层吸除孔; 在喉道处安排适当的缝隙泄除附面层; 在喉道后面的通道中安装小叶片形状的扰流器, 促使附面层变成紊流附面层, 因为实验证明层流附面层与激波相互作用时比紊流附面层更易分离。



1-附面层吸除缝隙 2-附面层吸除孔 3-扰流器

图 2-11 附面层吸除及扰流器 (三元)

当采用遮蔽式布局或进气道位于机身侧面安装时, 还必须考虑机身或机翼附面层对进气道的影响, 通常采用的方法也是增加专门的隔道对附面层进行泄除。

### 2.3.3 超音速进气道的外部阻力

正如 2.2.4 中所述, 进气道的外部阻力包括附加阻力、外罩阻力、放气阻力、附面层泄除阻力等, 下面对其分别进行介绍。

#### 2.3.3.1 附加阻力

对于超音速进气道来说, 当  $\phi_i < 1.0$  时, 将会产生附加阻力。

#### 2.3.3.2 外罩壳体阻力

外罩壳体阻力主要指由进气道唇口到外罩最大截面之间外表面的阻力，包括外罩表面的摩擦阻力和外罩的压力阻力两部分。压力阻力是由于剩余压力（ $p_l - p_0$ ）作用在进气道唇口外斜表面上而产生的阻力，如图 2-12 所示。压力阻力与唇口前的激波强度有关，当唇口外有正激波时， $p_l$  增大，使得压力阻力增大。

### 2.3.3.3 放气阻力

放气阻力是指在非设计状态下，为了获得良好的进气道与发动机的匹配性能或保证进气道工作稳定，采用放气门（或其他放气结构）把多余的空气放到机体外时放气门本身以及气流干扰所产生的阻力，如图 2-12 所示。当放气门处于打开位置时，会对超音速外部绕流产生阻滞作用，产生斜激波，其

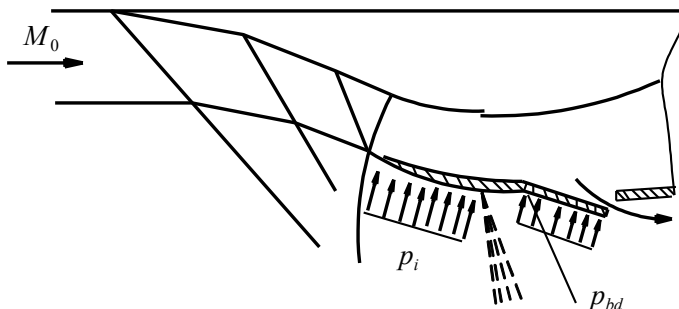


图 2-12 外部阻力示意图

后的压力  $p_{bd}$  升高，作用于放气门上，产生阻力。此外，通过放气门放出的空气速度小于飞行速度，也会引起动量损失。

### 2.3.3.4 附面层泄除阻力

附面层泄除阻力则是来自于进气道内表面附面层吸除和飞机前机身附面层泄除而引起的流动损失，包括机身或机翼附面层泄除隔道阻力和低能附面层气流的动量损失等。

此外，还有由作用在进气道内、外壁面上的粘性摩擦所产生的摩擦阻力，摩擦阻力随气流速度的增大而增大。