

第二章 进气系统的工作原理与特性

第二讲 超音速进气道特性及调节

2.4 超音速进气道特性

超音速进气道不仅要在设计飞行 M 数下和设计的发动机流量状态下工作，而且还要在不同的飞行条件和不同的发动机状态下工作，也即是在非设计状态下工作。作为对进气道性能的要求，不仅要在设计状态下有好的性能，同时也在非设计状态下也必须有较好的性能，以保证推进系统的性能发挥。要了解性能的变化，就要研究进气道特性。超音速进气道的性能参数（ σ_i 、 ϕ_i 、 C_{xi} 等）随着飞行 M 数（ M_0 ）和发动机所需流通能力（一般以发动机进口截面的相对密流，即 $q(\lambda_1)$ 来表征）的变化规律，称为超音速进气道的特性。

当飞行 M 数（ M_0 ）一定时，进气道性能参数随 $q(\lambda_1)$ 的变化规律称为进气道的节流特性；在发动机状态一定的条件下，进气道性能参数随 M_0 的变化规律为进气道的速度特性。下面，我们只重点讨论外压式进气道的节流特性。

2.4.1 外压式进气道的性能参数

2.4.1.1 总压恢复系数 σ_i

外压式进气道的总压损失包括激波损失和通道内的摩擦、分离损失等。所以，有

$$\sigma_i = \sigma_s \cdot \sigma_f$$

式中： σ_s ——进气道所有激波的总压恢复系数；

σ_f ——通道内摩擦、分离等的总压恢复系数。

2.4.1.2 流量系数 ϕ_i

由定义可知， $\phi_i = \frac{A_0}{A_i}$ 。对于已经设计好的进气道， A_i 是一定值， A_0 随进气道工作状态

的变化而变化。在设计状态下，激波系处于有利位置，显然此时 $\phi_i = 1$ 。在非设计状态下，凡是进口处有溢流发生的情况，如 $M_0 < M_d$ 使斜激波角增大偏离有利位置，或进口出现脱体激波等，则 $\phi_i < 1$ 。

2.4.1.3 外部阻力系数 C_{xi}

外部阻力系数 C_{xi} 的定义见式 (2-6)，外压式进气道的外部阻力与进气道出口的流通能力密切相关，必须根据具体的进气道工作状态而定。

2.4.2 外压式进气道的三种工作状态

当飞行 M 数不变时，进气道的流动状态要随进气道出口流通能力 $q(\lambda_1)$ 的变化而变化。

为分析问题方便，我们把进气道的工作状态划分为临界工作状态、亚临界工作状态和超临界工作状态三种形式。

为分析问题方便，以设计 M 数为例来说明各种工作状态的特征。由前面的分析可知，在一般的设计状态下，进气道内通常为亚音速气流（ λ_t 接近于 1.0），在设计的出口反压作用下，唇口前的闭合激波位于内通道进口稍前的位置上。

如果稍增大进气道出口的流通能力，则出口反压有所下降，恰好使通道前的气流加速至喉道为当地音速，即 $\lambda_t = 1.0$ ，而反压的控制使扩散段内仍为亚音速气流，进气道的这种流动状态称为临界工作状态，如图 2-13 (a) 所示。

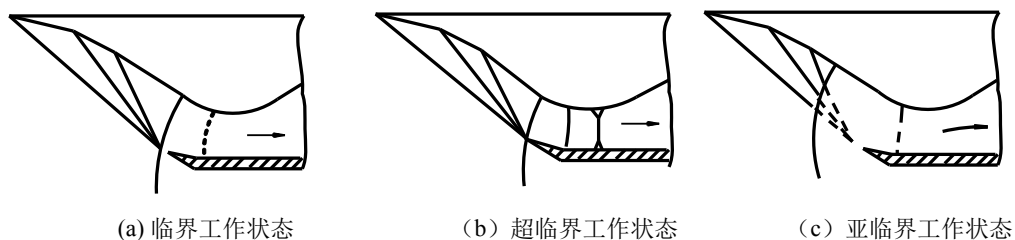


图 2-13 外压式进气道的三种工作状态（设计飞行 M 数）

再进一步增大出口流通能力，则反压下降较多，使气流在喉部后的扩散段内继续加速，

并产生超音速区，最后再经过一道激波减速为亚音速气流。进气道的这种流动状态称为超临界工作状态。这时，通道内的激波由于与通道壁面附面层相互作用，具有较复杂的形状，其损失在量值上接近于正激波，也常称之为结尾激波。如图 2-13 (b) 所示。

若在临界工作状态的基础上减小出口的流通能力，则反压增大，使通道内气流减速，均为亚音速流，反压的提高影响到整个亚音速流动区域，故使得闭合激波逆气流前移。进气道的这种状态称为亚临界工作状态，如图 2-13 (c) 所示。

由上面的分析可知，对于几何尺寸确定的进气道，其工作状态的改变是由 $q(\lambda_1)$ 的变化确定的。因此，在应用中要分析进气道工作状态的变化，关键是要确定 $q(\lambda_1)$ 与临界工作状态的 $q(\lambda_1)_{cr}$ 的关系。

下面，分析影响 $q(\lambda_1)_{cr}$ 的因素。参考图 2-13 (a)，由喉部与出口截面的流量连续方程（设不考虑摩擦损失）可得：

$$q(\lambda_1)_{cr} = \frac{A_t}{A_1} q(\lambda_t) \quad (2-9)$$

由前面的分析可知，在临界工作状态下，当 $M_0 \leq M_d$ 时，由于 $\lambda_t = 1.0$ ，所以 $q(\lambda_1)_{cr}$ 保持为常数。而当 $M_0 > M_d$ 时，则经过斜激波的气流 M 数也随之增加，那么闭合激波的位置就会后移，进入内通道，由于不能稳定于收敛段中，所以越过喉部而进入扩散段。唇口前的闭合激波一旦消失，则进入内通道的气流成为超音速气流，那么按照式 (2-8) 所确定的 A_t 就显得过大了，所以喉部的气流仍为超音速 ($\lambda_t > 1.0$)，且在扩散段继续加速，在某一位置经激波减速为亚音速流。在 $M_0 > M_d$ 的范围内，把闭合激波位于喉部稍后位置上的流动状态定义为临界工作状态。因此，由式 (2-9) 可知， $q(\lambda_1)_{cr}$ 应随着 M_0 的增大而减小。如图 2-14 所示。

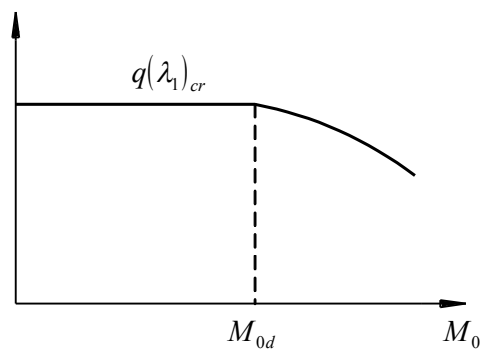


图 2-14 $q(\lambda_1)_{cr}$ 随 M_0 的变化

这样，在不同的 M_0 下，只要通过 $q(\lambda_1)$ 与 $q(\lambda_1)_{cr}$ 的比较，就可以确定进气道所处的工作状态。即

$q(\lambda_1) = q(\lambda_1)_{cr}$ 临界工作状态

$q(\lambda_1) > q(\lambda_1)_{cr}$ 超临界工作状态

$q(\lambda_1) < q(\lambda_1)_{cr}$ 亚临界工作状态

2.4.3 外压式进气道的节流特性

进气道的节流特性一般是在进气道特性试验装置中由实验获得的。该实验在超音速风洞中进行，试验时由超音速风洞产生给定的 M 数的超音速气流，通过改变进气道出口处的流量，测得进气道的性能参数及出口流场。图 2-15 表示的是迎角 $\alpha = 0^\circ$ 时，几何不可调节的外压式进气道节流特性的典型形式，图中用两种不同的坐标关系表示。

对进气道节流特性的特点，可作如下的分析。

当 M_0 不变时，以 $M_0 = M_d$ 为例，参见图 2-16，以临界状态“ cr ”为分界点，当 $q(\lambda_1)$ 增大时，进气道为超临界状态，且随 $q(\lambda_1)$ 的增加，超临界程度加剧，结尾激波后移（例如由位置 1 后移至位置 2），激波强度加强，总压损失增大， σ_i 减小。由于结尾激波的移

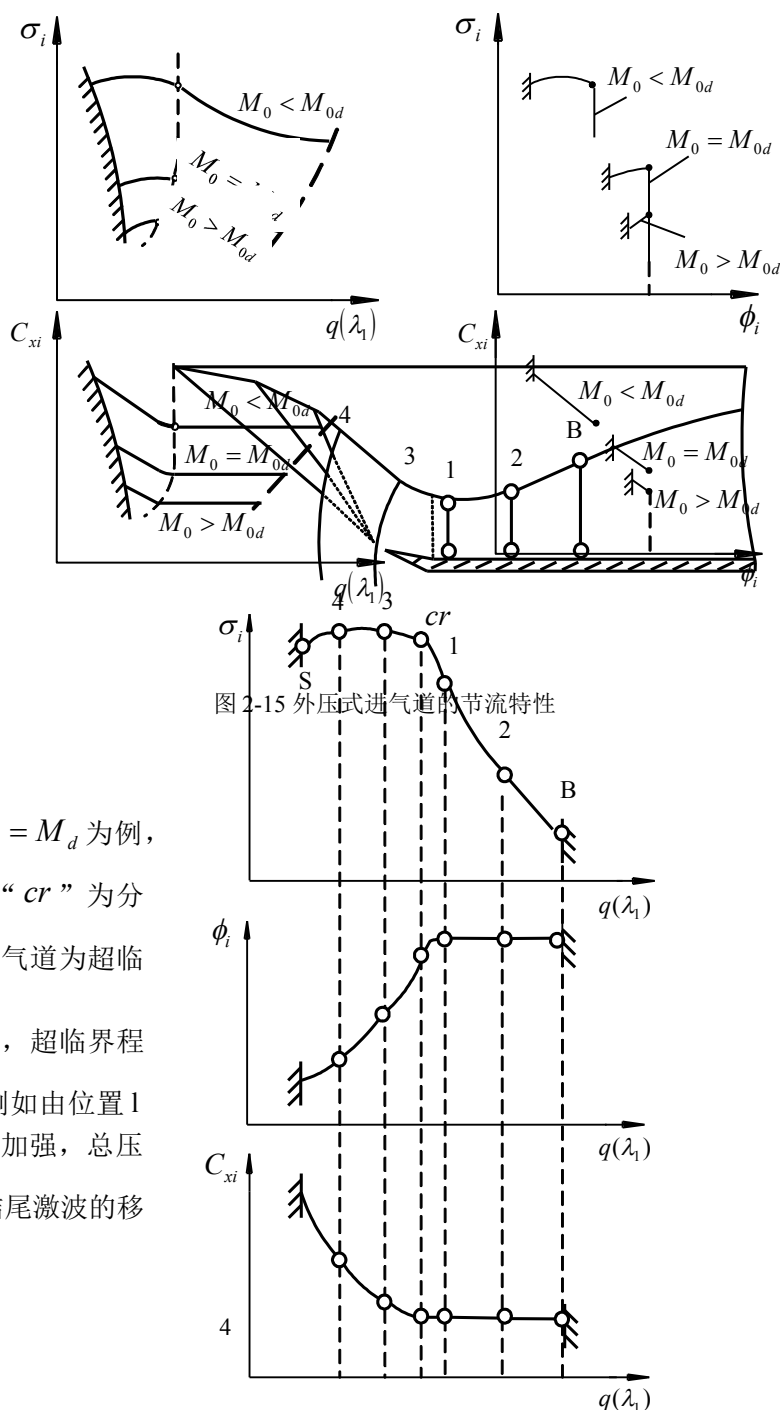


图 2-15 外压式进气道的节流特性

动并未对唇口前的流动造成任何影响，所以 ϕ_i 和 C_{xi} 均保持不变。若进一步增大 $q(\lambda_1)$ 至“B”点，则会出现一种不稳定的流动状态——痒振，此时的 $q(\lambda_1)$ 称为痒振边界。当从临界点开始进行节流时， $q(\lambda_1)$ 减小，进气道进入亚临界工作状态。在一定的范围内，由于激波损失减小， σ_i 可能稍有增大。而随着 $q(\lambda_1)$ 的减小，闭合激波不断前移（例如由位置 3 前移至位置 4），与斜激波的相互作用增强，形成复杂波系，导致总压损失增大， σ_i 减小。同时，由于闭合激波前移，形成溢流，使得外部阻力增加， C_{xi} 增大，并且也使 ϕ_i 下降（ $\phi_i < 1$ ）。当 $q(\lambda_1)$ 减小到一定程度时（如达到“S”点），会在进气道中出现另一种不稳定流动状态——喘振，此时的 $q(\lambda_1)$ 称为喘振边界。

当 $M_0 < M_d$ 时，由于气流速度减小，所以气流的摩擦损失会减小，激波损失因激波强度的减弱而减小，因此，总压恢复系数增大， σ_i 特性线上移（见图 2-15）。 M_0 减小时还使得斜激波角度变大，偏离有利位置，溢流量增大， ϕ_i 减小。同时，斜激波角度变大还可使外罩阻力和附加阻力增大，所以 C_{xi} 有所增加（见图 2-15）。

当 $M_0 > M_d$ 时，则与 M_0 减小时

图 2-16 外压式进气道节流时的性能参数变化

的情形相反， σ_i 特性线下移， C_{xi} 也减小。还值得注意的是，进气道的稳定工作范围减小了（见图 2-15）。

2.4.4 外压式进气道的不稳定工作

如前所述，当外压式进气道处于严重的亚临界工作状态时，进气道会进入喘振状态；而当外压式进气道处于严重的超临界工作状态时，进气道则会进入痒振状态。这二种状态都是进气道的不稳定工作状态。

2.4.4.1 喘振

在严重的亚临界工作状态下，波系中的正激波远离唇口位置并且与斜激波相交形成复杂的流动，一种可能的结果是：在正激波与斜激波的交汇点处，迎面气流经过不同的波系，如图 2-17 中的 I、II 两个流管中的气流，因为总压损失不同而形成了“滑流层”（即速度梯

度不等于零的层面)。滑流层进入进气道,把波后气流分为 I' 和 II' 两股, I' 股气流的总压低于 II' 股气流的总压,而其分界面上的静压认为是相等的,因而 I' 股气流的 M 数也低于 II' 股气流的 M 数。这两股 M 数不等的亚音速气流,在静压变化相同时, I' 股气流的流管面积变化大于 II' 股气流的流管面积的变化,因此, I' 股气流的流管面积迅速扩张,限制了 II' 股气流的通过,

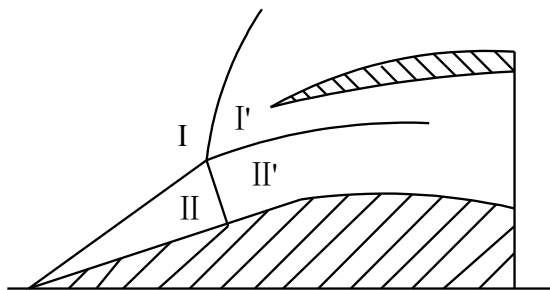


图 2-17 “滑流层” 进入进气道

波后气流压力增大,正激波前移,引起唇口前溢流量增加,进气流量减小。而此时发动机需要的流量未变,进气道出口的流通能力相对增加,反压降低,使正激波迅速后移,大大地减轻甚至消除溢流量,致使进入进气道的流量又增大得过多,正激波又被重新推移至远离唇口的位置。这样,上述过程又再一次重复,造成激波位置的前后振荡,空气流量忽大忽小地变化,气流强烈地纵向振荡,进气道进入喘振状态。由此解释可以推知,滑流层的位置越靠近阻滞面,即 I' 流管的低能气流量越大,越容易使进气道进入喘振状态。

进气道发生喘振时,进气道的气流参数发生了强烈的低频、大振幅纵向振荡,导致发动机出现周期性的推力脉动。进气道喘振对发动机的工作十分不利,不但可能会引起压气机喘振、发动机熄火停车,而且可能造成发动机或飞机结构的破坏,导致严重事故。

2.4.4.2 痒振

当进气道处于较严重的超临界工作状态时,结尾激波位于扩散段靠后的位置,激波强度大,在此位置通道附面层发展得较厚,此时会出现激波与附面层的干扰问题,波后的气流压力突然升高,再加上波后亚音速气流沿扩散段减速增压形成一定的逆压梯度,就可能会导致壁面附面层分离,分离区沿流动方向迅速扩展,压缩主流,使激波后压力升高,正激波向前移动。结果激波强度减弱,气流分离减轻或消失,主流受压缩程度减小,波后压力减小,使激波又向后移动,伴随有气流周期性的分离脉动,进气道进入痒振状态。痒振的特点是气流发生高频、小振幅的振荡。附面层气流的周期性分离使进气道的出口流场发生动态畸变,对发动机的稳定工作造成不利影响,也可能会破坏进气道周围设备的正常工作。

不论是喘振还是痒振,都属于进气道的不稳定工作状态,对进气道本身和发动机的工作会造成不利的影响,危及飞行安全。因此,在设计、使用、维护中都应注意避免使进气道发生不稳定工作。

2.4.5 进气道的稳定工作裕度

为了进一步说明进气道的稳定性,引入进气道稳定工作裕度的概念。

稳定工作裕度 ΔSM_i 的意义如图 2-18 所示,它表示工作点距离喘振边界点的相对位置。

对于每一飞行 M 数，进气道的稳定工作裕度 ΔSM_i ，可用下式定义：

$$\Delta SM_i = \left(\frac{\sigma_{is}/\phi_{is}}{\sigma_i/\phi_i} - 1 \right) \times 100\% \quad (2-10)$$

式中， σ_{is} 、 ϕ_{is} 为喘振边界点的 σ_s 和 ϕ_i 。

在图 2-18 中，显然 $\Delta SM_{iC} > \Delta SM_{iA} > \Delta SM_{iB}$ ，

当工作点位于喘振边界点 S 时， $\Delta SM_{iS} = 0$ 。进气

道处于超临界工作状态时的 ΔSM_i 最大，距离喘

振边界点最远。但此时并不能说越是超临界状态进

气道工作越稳定，因为严重的超临界状态时会有痒振这一不稳定形式出现， ΔSM_i 只是针对

2.4.6 迎角、侧滑角变化对进气道特性的影响

以上讨论的进气道节流特性是在迎角 $\alpha = 0^\circ$ 和无侧滑角的情况下得到的，但在飞行中飞机往往都有迎角和侧滑角，事实证明迎角和侧滑角对进气道的性能有较大的影响。

迎角和侧滑角对进气道性能的影响情形往往取决于进气道的形式和在飞机上的布局方式。下面以二元外压式进气道为例来进行讨论。

对于水平配置的二元进气道，当迎角增大时，会使得斜激波角度增大，波后 M 数减小，进气道的 $q(\lambda_1)_{cr}$ 有所增大。如图 2-19 所示，波后 M 数减小，将使得闭合激波的激波损失减小，对提高 σ_i 有利，但斜激波角增大会引起溢流量增大，外部阻力增加。当迎角增大比较多时，波后 M 数减小过多，在唇口前产生脱体激波，使进气道 ϕ_i 减小，同时由于斜激波的损失增大，也会使 σ_i 下降。当进气道配置于机身侧面时，由于机身的影响，气流流入进气道的迎角变化要比实际迎角变化量大，因而对性能的影响更大一些。

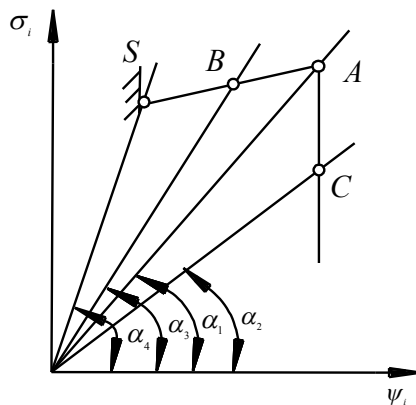


图 2-18 ΔSM_i 在 σ_i - ϕ_i 特性图上的表示

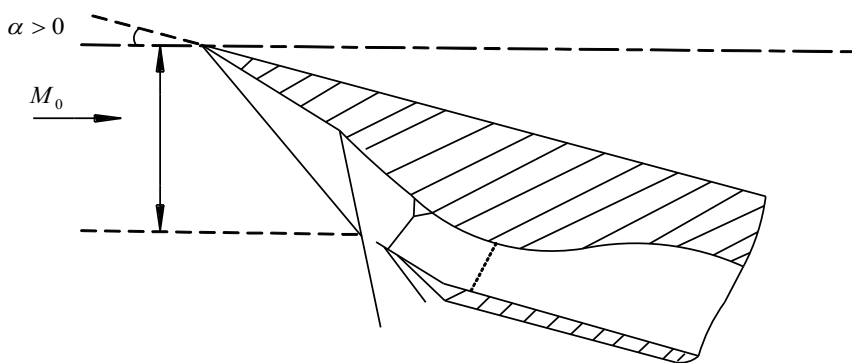


图 2-19 正迎角时的进气道流动情形

当进气道是竖直配置时，侧滑角对进气道的影响同上面所分析的迎角影响基本类似，迎角对进气道性能也有一定的影响，在这种情况下，从偏斜方向的来流引起气流结构的变化，并且可能引起气流分离，导致 σ_i 下降。

为了减弱迎角、侧滑角对进气道性能的影响，可采取两方面的措施，一是采取遮蔽式布局方式，将进气道安装于机翼下面或机身下面，由于机翼或机身的遮蔽作用，对流向进气道的气流有一定的整流作用，使气流进入进气道的迎角或侧滑角变化量减小。二是采用迎角（或侧滑角）补偿调节方案，例如当迎角变化时适当地补偿调节第二级斜板角度，调整斜激波角度。

2.5 超音速进气道在亚音速条件下的工作特点

在飞机的飞行范围内，总是有起飞和亚音速飞行等低速飞行的情形。由于进口气流速度为亚音速，超音速进气道在此情况下的工作具有一定的特点。

众所周知，超音速进气道是按照较高的 M 数设计的，其进口截面面积（或喉道面积）都比较小，且为了避免产生脱体激波，减小外部阻力，唇口前缘一般都比较尖锐。这样的进气道几何参数在亚音速条件下与流动状态是不相匹配的，在此条件下为满足发动机的流量要求，气流必须加速流入进气道，如图 2-20 所示。亚音速气流流过尖锐的唇口前缘时会产生比较严重的分离，产生涡流区（低能量区）。严重时这一涡流区还可能会堵塞喉部，使喉部有效流通面积减小，在发动机大流量状态时，有可能会使进口气流加速到喉部发生壅塞，而后气流在扩散段内加速至超音速，再经过一道强的正激波减速为亚

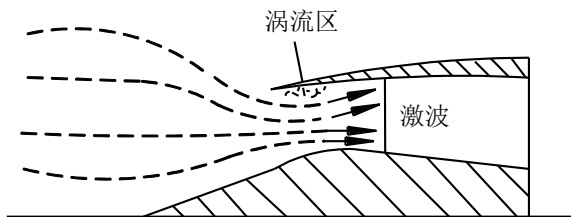


图 2-20 亚音速条件下的流动情形

音速气流。由于进气道唇口前缘出现分离，使气流的总压损失增加， σ_i 下降，若在扩散段内

再形成正激波，则气流的总压损失剧增， σ_i 减小很多，影响发动机的性能。此外，气流的分离还会使进气道的出口流场畸变度增加，影响发动机的稳定性。

因此，在亚音速条件下，尤其是在起飞等低速情况下应注意采取措施消除气流分离的影响。

2.6 超音速进气道的调节

进气系统与发动机和排气系统一起组成了飞机推进系统，进气道向发动机提供所需的气流，从而影响发动机的性能，而发动机的工作状态又反过来影响进气道的工作状态和性能，只有二者都处于良好的匹配工作状态下，才能使推进系统的性能获得最优。有关进气道与发动机的匹配问题将在第7章中详细研究。

理论和实践表明，几何尺寸固定的超音速进气道不能在宽广的工作范围内满足进气道与发动机匹配工作的要求，从而不能获得良好的发动机性能。因此，必须根据工作条件的变化对进气道进行适当的调节，增加进气道状态控制机构、低速或高机动飞行姿态的辅助进气机构、附面层控制机构等，即组成超音速进气道调节系统。下面介绍有关进气系统调节的基本原理。

2.6.1 进气道状态控制

从原理上讲，进气道状态控制就是控制进气道激波系的位置，而控制激波系的位置又是通过调节进气道的几何尺寸来实现的。下面以某二元斜板式四波系进气道为例说明。

调节进气道的几何尺寸是调节进气道二级斜板（阻滞面）的角度，同时调节进气道喉道面积，如图2-21所示，其中第一、三级斜板角度是固定的。进气道状态控制系统根据发动机所需流通能力的变化来及时地对 δ_2 和 A_t 进行调节。如所需流通能力增大，则应减小 δ_2 ，使喉面积 A_t 增大，这样可以增大该气流 M 数下的 $q(\lambda_1)_{cr}$ ，从而使进气道保持为临界状态或弱的亚、超临界状态。若所需流通能力减小，则可通过增大 δ_2 并缩小喉部面积 A_t ，来减小该气流 M 数下的 $q(\lambda_1)_{cr}$ ，同样使进气道的 $q(\lambda_1)_{cr}$ 与所需的 $q(\lambda_1)$ 基本适应，进气道有较好的性能。该型进气道的调节规律如图2-22所示。图2-22（a）是总的斜板角度随换算转速的变化规律，图2-22（b）是进气道喉道面积与斜板角度的对应关系。进气道的 δ_2 和 A_t 是根据发动机的换算转速来进行调节的，因而进气道的供气量可以随飞行 M 数、飞行高度、发动机转速以及大气温度等因素的变化而变化。

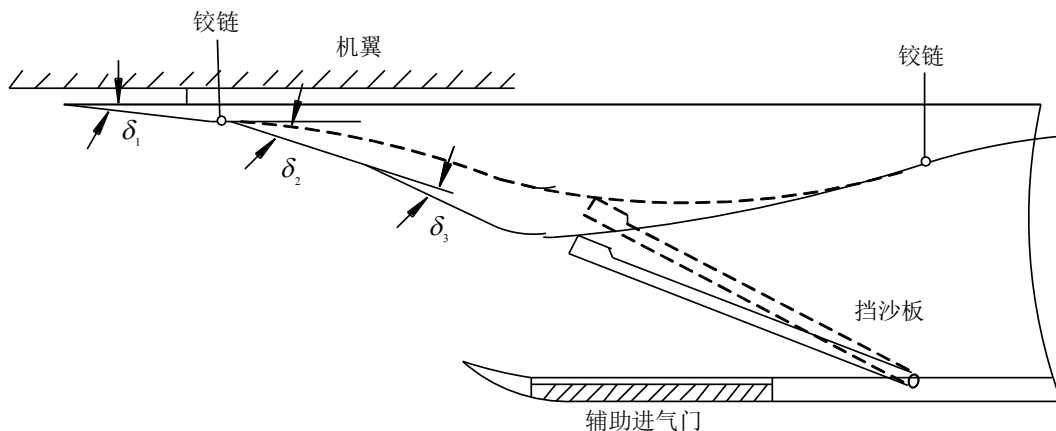


图 2-21 二元四波系几何可调超音速进气道

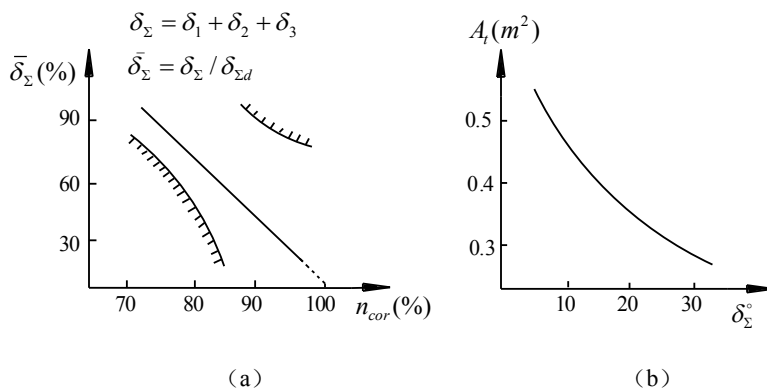


图 2-22 某进气道的几何调节规律

然而，几何尺寸的调节受结构等因素的限制，其变化范围总是有限的，这时就需要对进气道的流路进行辅助调节。如在某些情况下，当所需的流通能力减小程度很大时， δ_2 和 A_t 都已达到极限位置，但进气道仍处于较严重的亚临界状态，稳定工作裕度减小，此时，可以利用放气系统进行辅助调节，在进气道喉部后面的通道中开设放气门，如图 2-23 所示，相当于增大了所需的 $q(\lambda_1)$ ，使之与进气道的 $q(\lambda_1)_{cr}$ 相适应，保证进气道有较好的性能。

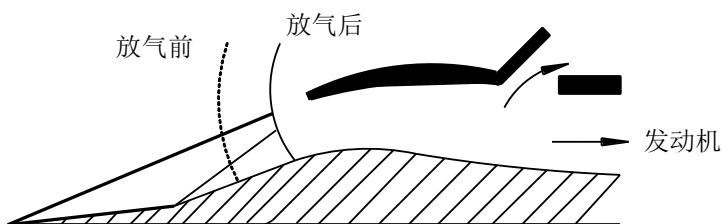


图 2-23 辅助放气调节示意图

对于三元轴对称进气道，一般是通过调节中心锥体的轴向位置来改变斜激波的位置和喉道面积，如图 2-24 所示，同时采用放气辅助调节措施。

2.6.2 辅助进气调节

如前所述，在低速（尤其是起飞状态）飞行时，超音速进气道进气损失较大，此时可以采用辅助进气调节方案。如图 2-25，在喉部后的通道中增设辅助进气门（栅），低速时增大进气系统的供气能力，以大大地减小进气损失。还可以同调节进气道的喉道面积，使其为大位置，以增大进气道的流通能力如图 2-25 所示。

在高机动飞行姿态，进气道的工作条件非常恶劣，迎角很大，有效进气面积很小，会造成很大的损失和高畸变度的出口流场，对发动机工作十分不利。此时必须采取辅助进气调节，通过辅助进气系统加大进气道的流通能力，以保证发动机的正常工作。

另外，在飞机的起飞和降落的滑跑过程中，可能有外来物被吸入进气道，打坏发动机。为了防止此类现象的发生，常常在进气道通道入口安装防护网。在防护网移出期间，由于进口截面受到堵塞，产生阻力，使 σ_i 降低。这时也可利用辅助进气装置来进行流量的调节，使 σ_i 的下降得到减缓。

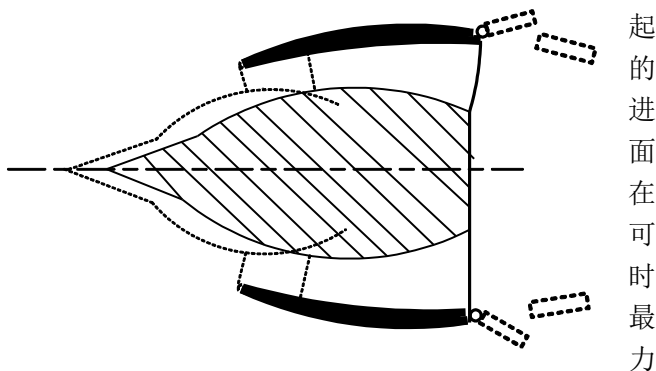


图 2-24 三元轴对称进气道调节示意图

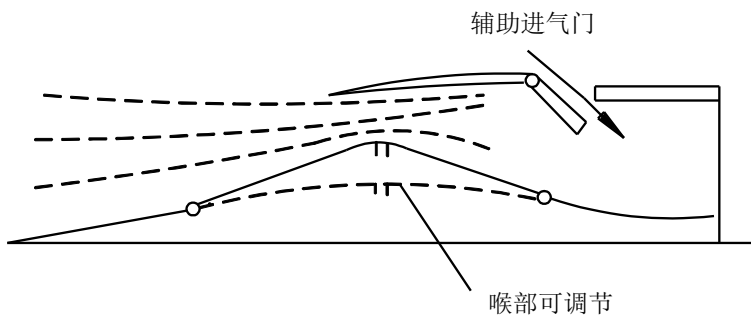


图 2-25 辅助进气调节示意图