

# 冲压发动机导弹进气道设计的几个问题

王起飞

中国空空导弹研究院导弹总体研究所

**摘 要:** 进气道的设计对冲压发动机导弹的动力学性能和发动机性能都有着至关重要的影响。在某种意义上说, 进气道设计的成败即关系着导弹设计的成败。本文分析了进气道设计中的几个关键问题, 虽然这些分析还是定性的, 但它对定量的数值计算和风洞试验却是不可缺少的。尤其重要的是: 对具有固定进气口和楔体的进气道, 其设计必须兼顾导弹全作战包络, 即在各种外弹道条件下, 避免进气道处于亚临界工作状态, 更不能出现“喘振”。

**关键词:** 冲压发动机导弹; 超声速进气道; 一体化设计

**中图分类号:** V235

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2004)02-0024-05

## 1 引言

进气道的设计是冲压发动机导弹的关键之一, 它对导弹气动力特性和发动机特性都将产生重要的影响。因此, 进气道的性能一方面要与导弹的气动性能相容, 另一方面还要与发动机的性能相容, 即进气道的内部气动力特性既与导弹的外部气动力特性之间存在着严重的相互耦合也与发动机性能存在着严重的相互耦合。冲压发动机导弹要在很宽的速度范围、高度范围和一定程度的机动条件下飞行, 进气道必须在所有的状态下为发动机提供足够的高质量的空气流。

由于前弹体须安装导引系统、引信、战斗部等组件, 冲压发动机导弹一般都采用外装后置式进气道, 通常有轴对称四进气道、面对称双进气道和腹下单进气道三种布局形式。设计中需要着重考虑的是: 超声速进气道的类型、进气道数目和位置、附面层隔道、进气道截面、唇口与长度、压缩激波系、设计工况(马赫数、高度和攻角)、进气道阻力等。下面我们逐一讨论。

## 2 超声速进气道的类型

无论是飞机进气道还是导弹进气道, 总的说来可以归结为两大类型。一是外置式进气道, 二是一体化进气道。为了剔除附面层的不利影响, 使发动机获得高质量的空气流, 传统的超声速进气道都采用外置式进气道。这种进气道一般都伴有一个附面层控制系统, 包括隔道、泄放系统和旁路系统。直到上个世纪 90 年代, 为了满足新一代战斗机的隐身要求, 一体化进气道设计才逐渐发展和成熟起来。洛马公司在它的联合攻击战斗机 JSF X-35 上就采用了一种新型的无附面层隔道超声速进气道, 不仅具有全飞行包线的优异气动性能, 而且由于简化了传统的超声速进气道复杂的结构, 所以还减轻了结构重量和生产及使用成本。对于以冲压发动机为动力的导弹来说, 也可以采用一体化进气道设计。例如, 可以考虑这样一种导弹设计概念: 前弹体采用圆形截面, 后弹体采用椭圆形截面, 两个截面的非重叠部分用作进气道。这种结构不会影响进气道的唇口、内型面和长度设计。具有椭圆外型面的整流罩可以单

收稿日期: 2003-09-25; 修回日期: 2003-11-19。

作者简介: 王起飞(1956—), 男, 高级工程师, 研究领域为导弹总体技术。

块整体式焊在导弹上,这既减少了结构重量和零件数量,也避免了导弹弹身和进气道间的气流干扰,这种相互作用通常是强耦合的。

### 3 进气道数目和位置

进气道的主要功能是以需求的速率给发动机提供稳定的气流流量并为发动机燃烧室提供分布均匀的气流流场,同时具有尽可能高的总压恢复,尽可能低的外部阻力和重量。因此,从理论上讲,进气道的性能只要满足上述要求,对其数目和位置并没有一定限制。进气道的位置可以有多种形式,可位于导弹的头部、颌部、颞下、腹部、两侧和顶部。进气道的数目可以是一个、两个和四个。

从工程上看,由于导弹前弹体须用来安装导引系统和引信及战斗部等组件,传统的冲压发动机导弹超声速进气道都采用外置式进气道。一般来说,进气道的配置只有四种形式:a.四个进气道;在这种情况下,进气道必须绕弹身适当的对称布置,以避免俯仰-滚转耦合。因此,总有一个或两个进气道在总压恢复和气流流量都是低的弹身背风面上。并且,具有最低总压恢复的进气道就决定了整个发动机的性能,因为所有的进气道都是与一个公共的增压室(即发动机)相连结的。在有攻角(或偏航角)的情况下,用多个进气道为一个共同燃烧室供气,虽然进气道的总压恢复系数比性能最差的进气道还要差,但有时因导弹外形条件的限制不得不采用多个进气道布局。进气道配置的这种形式的优点是机动控制模式较为简单,可以不改变现有的侧滑转弯控制方式提供最简单的、技术上比较成熟的制导控制方案,而且使用圆形进气道可以获得良好的进气质量。缺点是进气道的攻角能力较弱,随着攻角的增加,进气道的性能变差。据有关资料,攻角在 $7^\circ$ 范围以内时不会对发动机推力产生大的影响。b.两个进气道,呈一字型水平配置。c.两个进气道,双下侧呈 $90^\circ$ 配置。d.一个进气道,位于腹下。

后三种进气道配置模式都有较好的攻角性能,采用协调的倾斜转弯控制的导弹可以把进气道配置在弹身(也可能是弹翼)的迎风面,这可大大提高进气道和冲压发动机的性能,同时降低

导弹的阻力。这些所谓的迎风压缩的进气道在一定的攻角范围内会使气流量和临界总压恢复随攻角增加而增加,在大过载转弯时能够大大地减小能量损失率,正好与导弹的战术要求相匹配。

法国在单进气道冲压发动机导弹的研制中有较为成功的经验,其战略型空射导弹 ASMP 的进气道有非常好的性能,一般认为,单个进气道具有最小质量和最高的发动机总体性能。俄罗斯在研制基于轴对称四进气道(圆形或矩形)构形的冲压发动机空空导弹有为人瞩目的成功经验,如 R-77 导弹改进型 R-77M 和 KH-31A/P 空空型导弹。当要求的导弹的有动力飞行攻角和侧滑角较小时,这种进气道的性能很好,随着攻角和侧滑角的增加,性能迅速恶化。因此,正在研制的先进的高性能冲压发动机空空导弹多采用一个或两个进气道。最近有报道说,俄罗斯正与法国合作进行单进气道冲压发动机导弹的研制工作。而倍受世人瞩目的欧洲 BVRAAM 项目 Meteor 则采用了双下侧二元进气道。

### 4 附面层隔道

进气道设计的关键之一是必须考虑到弹身表面形成的低能量空气层,称为附面层。附面层的横向区域,或者说附面层的厚度是从弹身表面到外层自由流之间,纵向区域是从天线罩到进气口之间,因而附面层的厚度随天线罩到进气口的距离的增加而增厚。激波和附面层的干扰会使进气道的流场变得紊乱,从而使发动机进口处的流场发生畸变而变坏。如果激波和附面层的干扰非常严重,进气口的流场就会变得很不稳定,从而导致发动机失速。

在冲压发动机导弹的设计中,消除或减轻进气口附近附面层影响的方法之一是将进气口的位置与弹身表面隔开一段距离,形成一个附面层隔道,使进气口躲开附面层、置于自由流的流场中。由于此处的气流不再受到附面层的影响,所以改善了进气道的流场。附面层隔道和进气道外壳型面的设计是导弹总体气动布局设计的一个重要方面。

设计中着重需要考虑的是附面层隔道的尺寸,而这一尺寸的确定又取决于附面层的厚度。

那么, 附面层的厚度又取决于什么因素呢? 附面层的厚度又取决于天线罩顶点到进气口的距离、飞行攻角、弹身表面积及导弹最大飞行速度。

## 5 进气道截面、唇口与长度

对于双下侧二元进气道来说, 具有矩形截面的进气道外舱发挥着弹翼的作用, 有利于提高升力, 因而比圆形的好。双下侧二元进气道截面的纵横尺寸比一般选在 1.0 左右, 在工程应用上还没有超过 2.0 的。进气道的横截面积与燃烧室和喷管有关, 对发动机的推力特性有较大的影响, 它决定空气氧化剂在冲压发动机燃烧成分中的多少 (速度、攻角、高度一定时)。如果燃烧效率一定, 该面积增大时发动机推力随之提高, 反之则推力不足。该面积对流量调节有制约关系, 也引起全弹阻力的增加。

进气道横截面积的确定, 要在主发动机喷管喉道面积已知的基础上, 按进气道出口总压恢复系数  $\sigma_k$  的值协调确定。一般说来, 随着飞行高度和飞行马赫数的增加  $\sigma_k$  逐渐减少, 当  $\sigma_k$  趋于零时, 发动机就不能正常工作。如果要使冲压发动机在全空域内正常工作, 应使发动机在转级时处于临界状态, 即在转级点应保证  $\sigma_k=0.95\sim 0.98 \sigma_{kL}$  ( $\sigma_{kL}$  为临界总压恢复系数)。

但是, 一个合理的进气道横截面积的确定并不能保证进气道良好的性能, 还必须在各种飞行状态下保持一定的捕获面积或流量系数 (进气道前流量捕获面积和进气道横截面积之比)。为了改善进气道的攻角性能, 即增加中等攻角工况下的进气道流量捕获面积, 二元进气道的中心楔体一般要前伸。因此, 确定进气道唇口的前缘位置角或楔体前伸长度也是设计中须认真考虑的问题。

进气道的长度取决于超声速部分的几何尺寸和亚声速部分的几何尺寸。超声速部分的几何尺寸主要是指进气道外壳前缘与中心楔尖尖的位置。这个相对位置是根据进气道在设计马赫数  $M_D$  下, 流量系数  $\varphi$  等于 1 来确定的。亚声速部分的几何尺寸设计的原则是构造一个在内壁面气流不分离或分离很小的通道, 使气流总压恢复最大; 即气流的压力、速度、面积等参量沿长度变化而

得到等压力梯度、等速度梯度、等面积梯度。一般说来, 为了保证扩压通道内的气流不分离, 通道的半扩散角不应超过  $4^\circ \sim 6^\circ$ ; 通道的横截面积应平缓地增大, 并且不能有急剧的转弯。

对固定几何形状的进气道来说, 燃料流量的调节对冲压发动机的推力特性有很重要的意义。冲压发动机的高比冲特性和要求的速度特性可通过对燃料流量规律的设计来达到, 大作战空域的导弹, 在飞行中其高、低空空气流量的变化高达十倍, 因而发动机燃料流量应该与之相适应。

## 6 压缩激波系

进气道有两个主要部件, 进气口和进气道 (或管道)。进气口用来捕获空气, 进气道用来降低气流速度, 使得它在到达发动机进口前能降到可以接受的马赫数 (一般为  $0.2\sim 0.4$ )。随着导弹速度的增加, 进气道设计, 特别是进气口设计的复杂性也随之增加。如在超音速时, 进气口要通过激波压缩 (可以选择一道正激波或者一系列的斜激波加一道正激波) 使来流的超声速气流在进入发动机前降到亚声速。如果激波压缩发生在气流进入进气口之前, 这种进气道被称为外压式进气道; 当自由流马赫数为 3.0 时, 一个外压式进气道可将气流减速至马赫数为 1.0, 并得到较高的超声速临界总压恢复。如果激波压缩发生在管道内, 这种进气道被称为内压式进气道; 如果激波压缩同时发生在气流进入进气口之前和管道内, 这种进气道被称为混压式进气道。导弹飞行马赫数越高, 进气道越需要精细的压缩方案。对于高性能的冲压发动机导弹来说, 一般采用混压式二元进气道方案。

设计压缩激波系的目的是把自由空气流等熵压缩到尽可能低的马赫数, 即使自由流以较高的效率减速增压。设计的难点是既要保证当马赫数较宽的来流通过结尾正激波后必须降为亚声速, 又要保证激波系应有最大的总压恢复系数。虽然外压式进气道的总压恢复系数随斜激波数的增加而增加, 但实践证明, 斜激波超过两个会使流场变的复杂, 并且性能不如等熵压缩进气道的好。

下面我们以前欧洲的“流星”导弹为例来说明

固定几何形状进气道设计的困难之处。假设导弹飞行速度范围  $M_\infty=1.8\sim 4.0$ , 压缩激波系由  $n-1$  道斜激波和一道结尾正激波组成, 这时, 激波系的总压恢复系数等于每道激波总压恢复系数的乘积, 即  $\sigma_m=\sigma_1\cdot\sigma_2\cdots\sigma_n$ 。每道斜激波后的气流马赫数  $M_i$  是进气道前来流马赫数  $M_0$ 、斜激波波角  $\beta_i$  和斜激波序列号  $k$  的函数, 即  $M_i=f(M_0, \beta_i, k)$ 。每道斜激波后的总压恢复系数  $\sigma_i$  也是进气道前来流马赫数  $M_0$ 、斜激波波角  $\beta_i$  和斜激波序列号  $k$  的函数, 即  $\sigma_i=\zeta(M_0, \beta_i, k)$ 。进气道中心楔体的楔角  $\delta$  还是进气道前来流马赫数  $M_0$ 、斜激波波角  $\beta_i$  和斜激波序列号  $k$  的函数, 即  $\text{tg}\delta=\eta(M_0, \beta_i, k)$ 。因此, 对于具有固定几何形状和不可调楔角的进气道来说, 对马赫数很宽的来流都确保进气道的性能是相当困难的。

## 7 设计工况

冲压发动机的最佳性能发生在进气道最大总压恢复的时候, 为了实现这种最佳状况, 在每一个自由流马赫数和攻角下, 进气道必须提供一个具体的气流量。显然, 因为气流的流动是连续的, 进入进气道的空气流必然通过发动机, 并且在这个意义下, 进气道和发动机总是“气流量匹配”的。然而, 对于固定几何形状的进气道来说, 进气道设计总是在一定的临界状况下进行的, 因此, 对于大多数情况来说, 进气道是工作在亚临界或超临界工况的。

在临界工况下, 压缩激波系的正激波位于进气道的整流罩唇口, 这时, 进气气流具有全捕获面积比、最大总压恢复、低流动畸变并且没有溢流阻力。在亚临界工况下, 压缩激波系的正激波被推至进气道整流罩唇口的前面, 使气流能在正激波后溢出, 气流的捕获面积比显著下降, 如果这时尚处于在亚临界稳定区域, 空气流还能维系较高的总压恢复, 如果工况超出亚临界稳定工作区域极限, 即溢出的程度进一步增加, 则出现“喘振”, 在喘振或不稳定工况下, 总压恢复系数下降, 流量捕获比可能趋于零, 一个好的进气道设计应在导弹全飞行包线中避免“喘振”的出现。在超临界工况下, 压缩激波系的正激波被吞进进气道的亚声速扩张段, 尽管这时候进气道的最大总压

恢复会降低, 但与全捕获面积比和低阻特性相对应。因此, 为保证进气道稳定工作, 通常希望进气道远离亚临界工况, 在小的超临界压力裕量下工作。换句话说, 使正激波吞入进气道内远离亚临界区, 是超声速飞行状态下避免“喘振”的切实可行的方法。

## 8 进气道阻力

气动力分析是导弹设计的一项重要内容, 而气动力分析中最重要内容之一就是估算气动阻力, 以便: (1) 确定导弹的外弹道特性, 如射程、速度和机动性; (2) 估计推进系统的尺寸; (3) 确定导弹在飞机上时, 对飞机性能的影响。导弹研制一般经过三个设计阶段, 即概念研究阶段、概念演示验证阶段和工程研制阶段, 每进入一个新的阶段都要更精确地估算阻力。冲压发动机导弹由于附带进气道, 因而存在着额外的重量和阻力, 在同样的发动机总冲下, 这将使导弹的燃料消耗量增加, 射程减少。

进气道配置的方位和型式, 对发动机的内流特性和推力有重要影响。对外流气动特性, 包括俯仰稳定性和控制也有重要影响。进气道的外部形状影响着升力曲线斜率, 同时对进气道的性能, 因而对导弹总体性能产生影响。对具有单进气道的导弹来说, 进气道一般位于弹头下方, 这就利用了头部压缩流场提供的效益, 避免了位于进气道前的弹翼或控制面可能引起的不利影响。双进气道一般配置在弹体中心附近, 研究表明, 双进气道外形在较小攻角下就产生外力, 这为进气道在高机动状态下工作提供了较好的环境。

在助推飞行阶段, 进气道必须堵住或盖住。由于远程空空导弹的进气道很大(进气道捕获面积等于迎风面积的  $1/3\sim 1/2$ ), 进气道被盖住时, 导弹气动特性, 特别是俯仰力矩和阻力将大大增加。据有关资料, 针对某一给定外形设计, 当马赫数为 2 左右时, 外部阻力增加 25% 左右, 同时产生很大的上仰力矩。

在巡航飞行阶段, 进气道的阻力可分为两类: 一类是进气道本身置于空气流之中产生的阻力称为基本阻力, 另一类是进气道工作在非临界状态(即工作在超临界或亚临界状态)产生的阻力成为附加阻力, 最主要的附加阻力是亚临界状态产

生的溢流阻力。进气道的基本阻力包括四个部分：整流罩波阻、摩擦阻力、吸除气流冲压阻力和边界层隔道阻力。整流罩波阻在与进气道有关的阻力中所占的份额最大，外部压缩越大，整流罩波阻就越大；进气道的摩擦阻力一般与导弹弹体表面的摩擦阻力合并考虑。

## 9 导弹弹体与进气道一体化风洞试验方法

导弹弹体与进气道一体化风洞试验方法通常有三种：一是在进气口处加 30° 堵锥不通气的形式，据说这是沿用前苏联的做法。这种方法的优点是模型设计、加工和吹风试验都简单易行曾被广泛采用。但是，采用这种方法试验时，从实际上讲，导弹外流场显然是与真实情况的导弹外流场有相当大的差别；从理论上讲，没有一个科学的分析和严格的推证。

二是全通气试验模型。进气道的内外型面设计与实际情况相同，发动机燃烧室的设计也与实际情况相同并空置。采用这种方法试验时，可以测量进气道的流量系数、静压和总压、气流畸变和内阻，也可以模拟进气道的亚临界和超临界工况，同时也能研究导弹弹体与进气道的相互耦合。它的不足之处在于考虑发动机燃烧室的反压，使得测量结果与实际情况吻合的不是很好。但与前一种方法相比已经大大进了一步。

第三种方法是在前一种方法的基础上增加一个发动机燃烧室喉道面积控制装置，用以模拟发动机的反压。改变喉道面积就可以调节模拟的发动机反压，这种方法模拟的情况比第二种方法更接近实际情况。

## 10 结论

进气道的设计对冲压发动机导弹的动力学性能和发动机性能都有着至关重要的影响。在某种意义上说，进气道设计的成败即关系着导弹设计的成败。本文分析了进气道设计几个关键问题，虽然这些分析还是定性的，但它对定量的数值计算和风洞试验却是不可缺少的。尤其重要的是：对具有固定进气口和楔体的进气道，由于其性能随出口反压、来流马赫数、飞行高度和攻角而变

化，所以设计必须兼顾导弹全作战包络，即在各种外弹道条件下，避免进气道处于亚临界工作状态，更不能出现“喘振”。

### 参考文献：

- [1] 戴国栋. 二元外压式侧面进气道气动设计及性能计算. 航天部科技报告.
- [2] 黄熙君. 扩压器分离流场控制的研究. 航空学报, Vol.9 No.2.
- [3] Gerald C Paynter. CFD Status for Supersonic Inlet Design Support. AIAA 94-0465.
- [4] 关世义. 飞航导弹动态特性分析大纲. 中国国防科技报告.
- [5] 薛秀兰. 飞航导弹气动外形设计. 中国国防科技报告.
- [6] 郭应均. 超音速进气道流场和附面层计算. 中国气动力研究与发展中心.
- [7] 董占鳌. 带双发战术导弹的通气模型实验技术研究. 中国气动力研究与发展中心.
- [8] 刘德田. 带冲压发动机战术导弹通气模型实验探讨及其实验结果分析. 航空学会综合研讨会.
- [9] 薛承德. 测力实验模型进气道堵锥的模拟及数据处理方法. 新阳机械厂技术报告.
- [10] Michael J Hemsch. 战术导弹空气动力学. 宇航出版社, 1999.12.
- [11] 于本水, 等. 防空导弹总体设计. 宇航出版社 1995.11.
- [12] 列别捷夫著, 陈炳喧译. 无人驾驶飞行器的飞行动力学. 1964.9.
- [13] Bendot J G. 战术导弹用冲压发动机进气系统的设计.
- [14] 航天器与导弹用冲压/火箭冲压发动机推进系统. 推进技术. 1989.7.
- [15] 严恒元. 飞行器气动特性分析与工程计算. 西北工业大学出版社, 1990.6.
- [16] Willoh R G. Mathematic Analysis of Supersonic Inlet Dynamics. NASA TND-4969, 1968.
- [17] 王国辉. 二元混压超声速进气道三维流动数值分析. 推进技术, 2001.2.
- [18] 鲍福廷等. 固冲发动机双下侧二元进气道设计研究. 西北工业大学学报, 2002.11.