

文章编号: 1001-2486(2008)06-0001-05

冲压增程弹进气道设计与性能分析*

李理, 刘巍, 杨涛

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:以冲压增程弹为应用背景进行了进气道设计。结合增程弹的特点, 讨论了轴对称进气道中心锥参数、喉道参数、外罩参数的选择。特别对进气道唇口处参数、扩张段角度设计方法进行了分析。设计了单锥混压式、单锥外压式以及双锥混压式三种进气道, 并进行了数值模拟。分析了进气道主要设计参数对其性能的影响。数值结果表明, 就增程弹的性能要求而言, 双锥混压式进气道的性能较高。

关键词: 进气道; 冲压增程弹; 数值模拟; 性能分析

中图分类号: V211.48 文献标识码: A

Inlet Design and Performance Calculation for Ramjet Assisted Projectile

LI Li, LIU Wei, YANG Tao

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: An inlet has been designed for ramjet assisted range projectile. With the features of ramjet assisted range projectile, such factors as cone parameters, throat parameters, enclosure and parameters have been discussed. In particular, an analysis of cone lip parameters and diffuser angle is made. Furthermore, three inlets, single cone with inner contraction, single cone without contraction, and double cone with inner contraction have been designed. With these inlets, numerical simulation and performance also have been conducted. The effect of decisive parameters in inlet design has been analyzed. The result of numerical simulation shows that under the requirement of ramjet-assisted range projectile, double cone with inner contraction has better performance.

Key words: inlets; ramjet assisted range projectile; numerical simulation; performance analysis

更大的威力和更远的射程一直是地面火炮的发展主轴。目前, 以初速提高来进一步增程已经基本达到了技术极限。为此, 各国普遍开展了具有动力设备的火箭增程弹的研究。而近 20 年来, 冲压火箭增程弹以其简单的结构、低廉的成本等特点而备受青睐^[1]。美国已经开发出 AFSS 增程弹、坦克训练弹和 SPARK 动能弹等, 南非迪奈尔公司研制的 PRO-RAM 冲压增程炮弹射程为 70km^[2]。以上产品较之相同口径的其他传统火炮, 射程基本都提高了 1 倍。

冲压增程弹与一般火箭增程弹最大的区别在于冲压增程弹具有进气道。进气道的性能直接影响发动机的工作品质, 进而影响增程弹的总体性能。因此作为冲压增程弹的核心组成部分, 进气道必须进行精心设计。

1 进气道型面设计

增程弹用冲压发动机与一般冲压发动机有所不同, 其设计要受到火炮系统结构的限制。已经有研究表明, 在飞行攻角小于 6° 时, 轴对称进气道性能良好^[3]。而火炮弹丸飞行攻角变化小, 一般小于 6°, 因此在结构和性能上冲压增程弹采用轴对称进气道都是合适的。在给定来流马赫数和燃烧室需求空气流量的条件下, 轴对称进气道型面的设计包含以下几个方面的内容, 即外部压缩波系的选择、唇口设计和内部亚声速扩压段设计。

* 收稿日期: 2008-06-17

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50376072)

作者简介: 李理(1983-), 男, 博士生。

大口径火炮的炮口初速一般在 900m/s 左右, 飞行高度为 10~ 13km, 同时考虑到火炮使用中不断增强的烧蚀影响, 炮口初速会有所下降, 因此在本文中, 进气道的设计下限定为 $Ma = 2.6$ 。考虑到增程弹的高空特性, 在 10km 飞行高度上设定进气道的设计上限为 $Ma = 3$ 。

由于膛线存在的因素, 增程弹弹丸具有较高的转速, 通常可达到 10 000r/min, 因此转速对进气道性能是有影响的。但考虑旋转条件下的流场结构与不考虑旋转的流场结构相似^[4], 因此本文在设计时暂不考虑旋转的影响。

1.1 外压缩型面设计

在来流马赫数确定的情况下, 外部压缩波系由圆锥级数和锥角决定。二波系即单锥进气道, 由于只是经过一道斜激波的压缩, 因而结尾正激波强度较之于多波系进气道要高。但是单锥进气道具有结构简单的特点, 在增程弹的应用上仍然值得考虑。

对于多级轴对称进气道, 在总转折角一定的情况下, 随着级数的增加, 气体通过多道斜激波压缩, 正激波前马赫数较低, 因此总压恢复系数较高。但是, 一味增加级数也不一定使得进气道性能参数成正比增长^[5]。故对于多波系进气道, 本文只对双锥三波系进气道进行了设计。

对于单锥进气道, 其锥角一般取 $25^\circ \sim 30^\circ$ 。按照斜激波封口并在进口形成一道正激波的方法计算, 图 1 示出了不同马赫数下单锥外压式进气道锥角与临界总压恢复系数的关系。

为了保证进气道在高空也能够正常启动, 外部波系的设计按照进气道的马赫数上限 $Ma = 3$ 来进行。

1.1.1 单锥混压式进气道设计

如图 1 所示, 在同时考虑外罩激波不能脱体的情况与设计马赫数 $Ma = 3$ 的条件下, 选择锥角 $\theta_1 = 28^\circ$ 。

混压式进气道在进气道进口后有一个内收缩段。内收缩段的存在在一定程度上降低了结尾正激波前的马赫数, 提高了总压恢复系数。定义进口截面积 A_{in} 与喉部截面积 A_{th} 的比值 A_{in}/A_{th} 为收缩比 CR 。为了使进气道能够自启动, CR 应当满足 Kantrowitz 准则^[6]。

事实上, 在高马赫数下, Kantrowitz 限制显得过于严格, 一些超过 Kantrowitz 限制的进气道也是可以启动的^[7]。在 $2.5 < M_\infty < 10$ 的条件下可以根据式(1)所示的经验公式近似计算收缩比^[8], 再综合考虑附面层同激波干扰的影响, 最终确定收缩比。

$$CR = 0.05 - \frac{0.52}{M_\infty} + \frac{3.65}{M_\infty^2} \quad (1)$$

低马赫数下, 进气道要求的喉部面积较大, 因此为了保证进气道在整个设计范围内的正常工作, 喉部的设计按照飞行马赫数的下限 $Ma = 2.6$ 来进行。

由一维理想气体方法处理圆锥激波得到平均进口马赫数 $Ma = 1.87$ 。在设计中, 收缩比应当满足 $CR \leq 1.18$ 。为了确保进入扩压段的气流不产生严重的分离, 临界状况下进入扩压段的气流马赫数应当低于 $0.8^{[9]}$, 同时考虑到边界层的影响, 再将喉部适当放大, 由此选择 $CR = 1.1$ 。

1.1.2 单锥外压式进气道设计

对于混压式进气道, 在超临界状态下, 结尾正激波可能在喉道之后产生, 处于超声速流中的附面层充分发展, 最后同结尾正激波相互干扰, 一方面增加了总压损失, 另一方面也使得流场畸变加剧。在权衡流场畸变同总压恢复之后, 也可以采用无内收缩的单锥外压式进气道, 这样进口之后直接连接进气道扩压段。

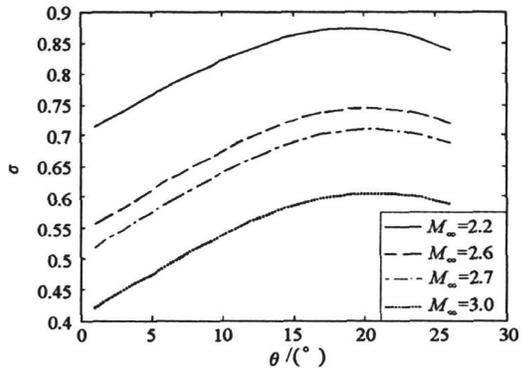


图 1 单锥外压式进气道锥角与总压恢复关系
Fig. 1 Relationship of θ (cone angle) & σ
(pressure recovery coefficient)

1.1.3 双锥混压式进气道设计

来流在双锥进气道进口前得到两次斜激波压缩, 相比单锥进气道马赫数已经有较大降低。由于双锥进气道的第二道激波是曲面激波, 即激波角随锥线角度的变化而不同。设计时, 第二道激波按照二元流进行计算后再进行经验修正。

进行波系设计时, 首先根据设计马赫数, 由最佳转折角理论获得最佳转角, 而后按照二元流计算的方法以及 Oswatich 最佳波系原理进行最佳波系配置^[10], 即满足 $M_1 \sin \beta_1 = M_2 \sin \beta_2$ 。在保持激波角不变的情况下, 按照锥形流假设的计算获得第一级锥的锥角。前述的最佳转折角是按照二元流的方法获得的, 因此对于第二级锥的锥角可以大于该角度。但第二锥角的选择应当考虑到外罩激波不能脱体和总压恢复系数较大的因素。在 $Ma = 3$ 的条件下, 选择第一级锥角为 20° , 第二级锥角为 15° 。

双锥设计中, 唇口和中心锥锥面往往距离较大。对于本文设计的进气道, 若无内收缩, 则会引起外罩设计时唇口壁厚太薄, 唇口内外缘制造较困难, 同时在飞行中, 高温也可能引起唇口部的烧蚀造成进口流场结构改变而引起不启动。另一方面, 在相同的总压损失下, 双锥进气道的气流总转折角大于单锥进气道, 若保证气流在进口的方向一致就容易造成外罩激波脱体, 导致进气道不启动。因此针对双锥进气道, 本文只进行了存在内压缩型面的混压式双锥进气道的设计。

但是, 双锥进气道由于进口马赫数较小, 因此自启动的收缩比也较小。如图 2 所示, 当来流马赫在飞行马赫下限时, CR 值较小, 由于附面层的作用, 气流实际喉道小于设计值, 导致气流壅塞。气流在收缩段形成一道正激波后, 波后气流在收缩段上加速至设计喉道达到声速, 之后在扩压段中再次膨胀加速直至产生第二道正激波。在此情况下, 进气道虽然启动, 但是总压损失太大。由于计算得到 $CR_{Kantrowitz} < 1.1$, 为了避免此情况, 取 $CR = 1$ 进行设计。由于附面层的存在, 实际流动中仍然有 $CR > 1$ 。

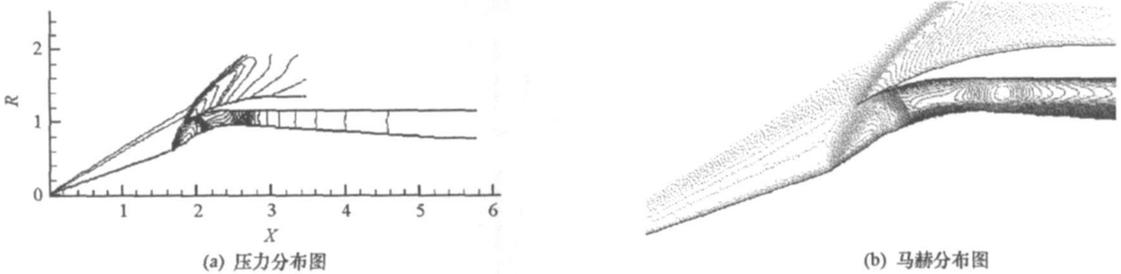


图 2 压力分布图和马赫分布图
Fig. 2 Pressure contours and Mach contours

1.2 唇口与扩压段设计

唇口设计的关键在于唇口的位置和高度。扩压段设计的主要参数为扩压段的扩张角度和出口面积。

1.2.1 唇口设计

如图 3 所示, 唇口的设计参数有唇口高度 h_c , 唇口距离中心锥顶点的位置 x_c , 唇口内角 δ_{c1} 和唇口外角 δ_{c2} 。唇口高度 h_c 由发动机在高空飞行时所需要的空气流量确定。

以激波封口为原则设计的进气道可以获得较大的流量系数。但是, 为了防止在进气道进口形成涡面, 应当使进气道流量系数 φ 略小于 1.0 ^[11]。因此对于单锥进气道, 设计唇口与中心锥顶点的连线与中心锥轴线夹角 $\theta_2 = \beta - \theta_1$, 其中, β 为圆锥激波角。为了使进口气流在进口尽可能地成为均匀流, 选取唇口内角 $\delta_{c1} = \theta_1$ 。唇口外角 δ_{c2} 与内角的夹角 δ_{c1} 一般控制在 $3^\circ \sim 6^\circ$ 。为了避免在外罩产生脱体激波, 设计 $\delta_{c2} = 4^\circ$ 。

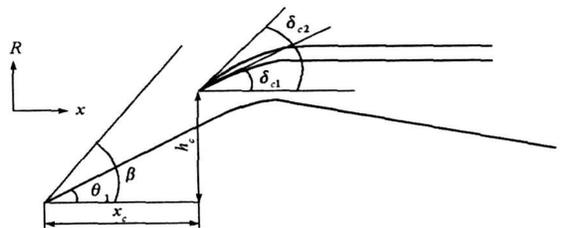


图 3 唇口及外罩设计
Fig. 3 Lip dimension design

对于双锥进气道, 基于同样的原因, 唇口与中心锥顶点的连线与中心锥轴线夹角 $\theta_2 = \beta_1 - 1^\circ$, 其中, β_1 为第一激波角。由于第二道激波为曲面激波, 计算唇口的准确位置比较困难。在设计中按照以下经验方法进行, 即以第一道斜激波波后马赫数以及第二级锥的锥角为参数, 按照二元流的计算方法得到激波角 β_2 , 再以 $\beta_2 - \alpha$ 为激波角计算唇口位置。其中 α 为经验角度, 根据实践取 $2^\circ \sim 4^\circ$ 较合适。

1.2.2 扩压段设计

扩压段出口面积需要在发动机所需的气流进口速度和增程弹结构之间进行综合考虑。同时在设计中还必须考虑到中心锥战斗部的安装问题。由于目前发动机燃料的稳定燃烧要求压力在 0.5MPa 以上^[12], 同时兼顾扩压段上的摩擦损失, 本文设计出口横截面积同喉部截面积之比 $CR_{out} = 1.4$ 。扩压段的扩压规律设计为 $dA/dx = \text{const}$ 。文献[8]指出, 通道的扩张角度应该控制在 8° 以内, 以保证内部气流不产生严重的分离。图 4 是单锥混压式进气道相同出口面积比下不同扩张角度时的出口截面气流马赫数分布图。由图 4 可知, 在 6° 的扩张角下, 气流分离较严重, 并且产生了回流, 流场畸变大, 因此设计中选择扩张角为 4° 。

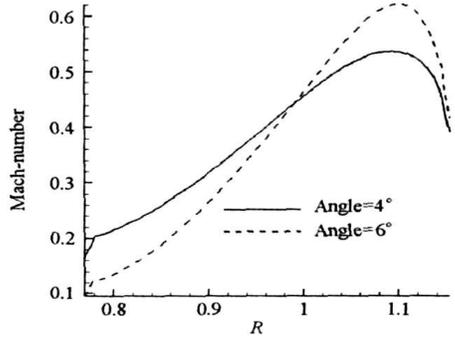


图 4 不同扩张角度下的流场均匀性比较
Fig.4 Comparison of velocity profile of different angle

2 算例分析

本文就单锥外压式、单锥混压式和双锥混压式进气道分别进行了设计。按照发动机进口流量的要求以及后部中心锥支撑板的需要, 在设计中给定了进口半径和外罩内壁在出口处的半径。在以下分析中, 长度单位以进气道进口半径为标准进行了无量纲化处理。

数值计算中控制方程为可压缩 N-S 方程, 湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 模型, 壁面边界条件为热完全气体的粘性壁面边界条件。计算结果表明, 在设计状态下, 进气道可以自启动。表 1 示出了在 $M_\infty = 2.6$ 以及 $M_\infty = 3$ 条件下飞行的进气道的主要性能参数。其中, $M_\infty = 2.6$, 来流参数为海平面上大气参数, 计算中设定出口压力 $P_b = 1.2\text{MPa}$, 以标号 a 表示; $M_\infty = 3$, 来流参数为 10km 高空大气参数, 计算中设定出口压力 $P_b = 0.5\text{MPa}$, 以标号 b 表示。

表 1 进气道性能计算

Tab.1 Inlets performance

	单锥 1- a	单锥 2- a	双锥- a	单锥 1- b	单锥 2- b	双锥- b
σ	0.64	0.56	0.70	0.46	0.46	0.55
φ	0.80	0.81	0.82	0.89	0.91	0.84

注: σ 表示总压恢复系数; φ 表示空气捕获系数; 单锥 2 为外压式进气道。

进气道压力分布如图 5、6 所示。由于单锥外压式进气道性能较差, 其压力分布并未列出。从图 5 可知, 在高空 10km 飞行时, 当进气道出口背压达到 0.5MPa 时, 进气道接近临界状态。为了提高单锥进气道的抗反压能力, 使背压高于 0.5MPa 时激波不致被推出, 出口截面积比双锥进气道的大。但是由于气流分离的影响, 效果并不明显。同时由于扩压段截面积按照 $dA/dx = \text{const}$ 的原则作等梯度扩张, 出口截面积的增大必然带来扩压段长度的增长, 由此导致的摩擦损失也相应增加。

在混压式的进气道中, 由于激波无法稳定地存在于收缩段内, 因此收缩段的存在只能在小范围内降低波前马赫数, 提高总压恢复系数。尽管在双锥混压式进气道的设计中 $CR = 1$, 但由于附面层的存在和发展, 使得进气道实际上存在一段收缩段, 起到了减速增压的作用。附面层在收缩段内发展较快, 出口处的流场畸变效应也比较大。对于设计的外压式进气道受到外罩激波不能脱体的因素的制约, 并不能

按照最佳锥角进行设计, 锥角不能过大, 导致进口马赫数较高, 总压恢复系数低。

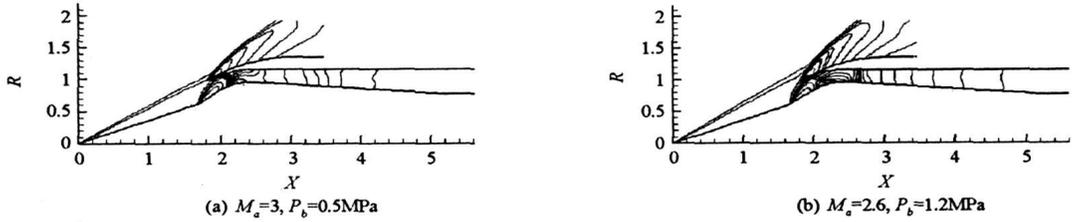


图 5 双锥
Fig. 5 Double cone

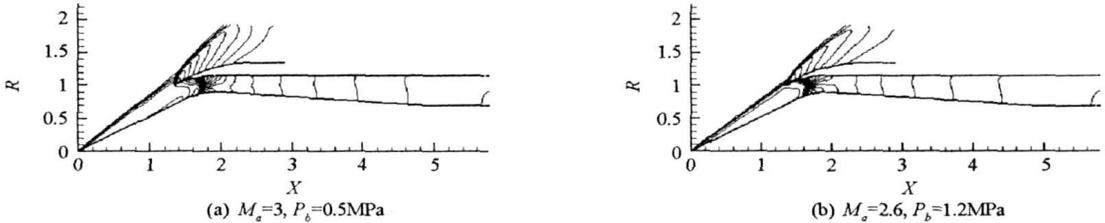


图 6 单锥
Fig. 6 Single cone

3 结论

对于小口径的火炮增程弹, 尽管单锥进气道结构简单, 但是其性能较之于双锥进气道差距太大。而混压式的进气道性能又要优于外压式的。

增程弹做高空飞行时, 在 0.5MPa 的背压下, 激波不稳定地处于收缩段内。背压稍微增强, 激波即有可能被推出进口, 造成进气道性能迅速恶化。因此在进行增程弹的外弹道设计时, 应当尽量设计低伸弹道, 减少增程弹的高空飞行时间。

由于轴对称进气道固有的特性, 进气道附面层分离严重, 出口流场畸变指数较高。数值模拟结果表明, 进气道性能优劣在很大程度上取决于附面层分离的位置和程度。如何在增程弹进气道中降低附面层的影响还有待进一步研究。同时, 冲压增程弹进气道进口旋转气流条件和中心锥支撑板对进气道性能的影响也需要在下一步的研究中进行。

参考文献:

- [1] Philmon G. Solid Fuel Ramjet Combustor Design[J]. Prog. Aerospace Sci., 1998, 34: 219- 256.
- [2] 鞠玉涛, 周长省, 王政时. 超声速轴对称双锥进气道流场数值模拟研究[J]. 南京理工大学学报, 2005, 29 (4): 411- 413.
- [3] 陈雄, 鞠玉涛. 冲压增程弹丸进气道特性分析[J]. 推进技术, 2005, 20(5): 265- 269.
- [4] 陈雄, 朱福亚, 鞠玉涛. 高速旋转冲压增程弹用进气道复杂流场数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2006, 29 (4): 243- 246.
- [5] 陈兵, 徐旭, 王元光. 定几何混压式轴对称超声速进气道设计与性能计算[J]. 航空动力学报, 2005, 20 (3): 373- 379.
- [6] Kantrowitz A, Donaldson C. Preliminary Investigation of Supersonic Diffuser [R]. NACA WRL- 713, 1945.
- [7] Van Wie D M, Kwor F T, Walsh R F. Starting Characteristics of Supersonic Inlets [R]. AIAA 96- 2914, 1996.
- [8] 黎明, 宋文艳, 贺伟. 高超声速二维混压式前体设计方法研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19 (4): 459- 465.
- [9] Weir L J, Sanders B W, Vachon J. A New Design Concept for Supersonic Axisymmetric Inlets [R]. AIAA 2002- 3775, 2002.
- [10] John J M. Inlets for Supersonic Missiles[M]. AIAA Education Series, 1990.
- [11] 姜正行, 徐华舫. 飞机内流空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [12] 李上文, 赵凤起, 罗阳. 大口径炮弹增程技术对固体推进剂的要求[J]. 火炸药学报, 2003, 26 (3): 20- 23.