

文章编号: 1000-8055(2012)07-1579-09

一种基于双模态燃烧二元高超声速进气道研究

李 航^{1,2}, 李 博¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国人民解放军 92724 部队, 山东 青岛 266000)

摘 要: 设计并研究了一种基于双模态燃烧的二元高超声速进气道. 通过在进气道内设计一个隔板, 将流道分为超声速通道和亚燃通道. 采用数值模拟方法, 研究了内压段肩部型面、隔板进口高度及水平位置、过渡段起始点及扩张角、下通道出口高度、隔板头部型面等几何设计参数对进气道性能的影响规律, 并给出了参数选择建议. 结果表明: 在研究范围内, 内压段肩部型面、隔板进口高度及水平位置和过渡段起始点对总压恢复系数影响较大; 而隔板进口高度及头部型面、过渡段扩张角和下通道出口高度对抗反压能力有较大影响.

关 键 词: 高超声速进气道; 双模态超燃冲压发动机; 数值模拟; 隔板; 反压特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Research on two-dimensional hypersonic inlet based on dual-mode combustion

LI Hang^{1,2}, LI Bo¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Unit 92724, the Chinese People's Liberation Army, Qingdao Shandong 266000, China)

Abstract: Design and study of a two-dimensional hypersonic inlet based on dual-mode combustion was conducted. The duct was divided into a supersonic duct and a subsonic combustion duct by a splitter plate. The influence of the geometry parameters on the inlet performance was mainly studied by using numerical method. The geometry parameters included the profile of the shoulder, the height and position of splitter plate, the turning position and expansion angle of transition duct, the height of subsonic combustion duct and the shape of the head of splitter plate. Results indicate that the profile of the shoulder, the height and position of splitter plate, the turning position of transition duct have great effects on the total pressure recovery coefficient, while the height of splitter plate, the shape of the head of splitter plate, the expansion angle of transition duct and the height of subsonic combustion duct have great effects on characteristics of back pressure.

Key words: hypersonic inlet; dual-mode scramjet; numerical simulation; splitter plate; characteristics of back pressure

超燃冲压发动机的稳定燃烧是目前高超声速 推进技术发展的难点之一. 为解决其燃烧问题, 目

收稿日期: 2011-08-19

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1579_020.html

基金项目: 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目(NS2010040)

作者简介: 李航(1986—), 男, 河南洛阳人, 硕士生, 主要从事高超声速气动技术研究. E-mail: lihangle@163.com

前超燃冲压发动机的研究主要包括双模态冲压发动机^[1-3]和双燃烧室冲压发动机^[4-5]两种方式. 其中双模态冲压发动机是指发动机根据不同的来流速度, 其燃烧室分别工作于亚声速燃烧状态和超声速燃烧状态, 例如美国 HyTech 计划^[6-8]. 本文给出了一种基于双模态燃烧的二元高超声速进气道设计方案——通过在进气道内设计一个分流隔板, 将流道分为超声速通道和亚燃通道. 其目的在于合理组织进气道内的高速流和低速流, 使进气道在定几何的情况下能够在整个工作马赫数范围内都有一个稳定的亚燃燃烧区, 从而保证超声速燃烧的稳定性, 使出口气流始终保持双模态燃烧. 一方面避免了双模态冲压发动机亚燃模态和超燃模态之间的模态转换难题, 另一方面避免了双燃烧室冲压发动机结构复杂、效率低的问题, 为实现双模态燃烧提供了一个可行的设计方案.

对于流道内加入隔板的流场特性, 国内外均做了一定研究. 文献^[9-10]对流道内加入隔板的高超声速进气道的反压特性和非稳态压力脉动进行了试验研究, 分析了在节流条件下壁面上的流动分离. 文献^[11-12]对一种双燃式(超燃)冲压发动机进气道和燃烧室进行了实验研究, 并分析了双燃式冲压发动机一体化通道在冷态条件下的内流场特性, 研究了几何参数对内流场的影响. 从国内外研究来看, 隔板的加入会对流道流场特性产生重要影响, 有必要对整个隔板和流道的参数设计进行深入研究. 本文采用数值模拟的方法, 分析了进气道在加入隔板情况下内流场的流动特性和性能参数变化, 给出了进气道内型面的设计方法和参数选择建议, 对超燃冲压发动机的研发具有一定的参考价值.

1 主要设计参数

采用二元高超声速进气道设计方法^[13], 设计了一典型二元高超声速进气道模型, 进气道设计马赫数为 6.5. 进气道型面如图 1 所示, 外压段采用三波系压缩, 设计条件下激波封口, 几何转折角分别为 $\delta_1 = 5.8^\circ$, $\delta_2 = 6.9^\circ$, $\delta_3 = 7.6^\circ$, 长度尺寸分别用喉道高度 h_t 进行无量纲处理, 外压段总长 $L_1 = 35h_t$, 内压段总长 $L_2 = 9.62h_t$, 喉道距模型出口距离 $L_3 = 15.84h_t$, 隔板长度 $L_4 = 5.58h_t$.

在隔离段出口放置一隔板, 将流道分为上下两部分. 为防止隔板造成流道有效流通面积减小而形成第二喉道, 在隔离段出口设计一个扩张角为 α 的过渡段与隔板头部相连接, 以保证流通面

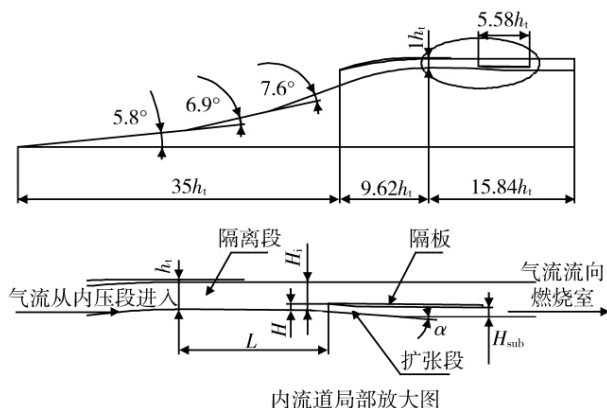


图 1 进气道型面及隔板结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the inlet model and splitter plate

积的有效扩张. 隔板头部形成一个尖劈, 并对头部前缘进行钝化处理. 在隔板尾部, 上下流道气流相汇合共同进入燃烧室. 研究中选取内压段肩部样条线张度, 隔板进口高度 H 及水平位置 L , 过渡段起始点位置 l 及扩张角 α , 下通道出口高度 H_{sub} , 隔板头部型面等作为设计参数, 以研究其对进气道性能的影响规律, 并给出参数选择建议.

2 物理模型及计算方法

采用 Fluent 软件, 对进气道二维流场进行全黏性数值求解. 计算中时间推进采用隐式方法, 湍流模型采用 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 模型, 对流通量采用 Roe 格式进行差分分裂, 二阶迎风格式离散. 气体为理想气体, 分子黏性采用 Sutherland 公式计算. 流场中监测面性能参数以流量平均的方式得到.

数值计算条件为: 大气静温 $T_0 = 223.5 \text{ K}$; 静压 $p_0 = 1879.9 \text{ Pa}$; 攻角及侧滑角为 $\alpha = 0^\circ$, $\beta = 0^\circ$. 计算收敛准则为: 各方程残差均下降 3 个数量级, 同时保证进气道出口流量已经稳定.

考虑到二元进气道流场的二维性及设计选型的计算工作量, 对进气道流场采用二维数值模拟. 采用结构化网格, 为准确模拟附面层内的复杂流动, 对壁面网格进行加密处理. 经过网格疏密度校验, 流场计算域约 6 万网格点. 图 2 为进气道流场计算域及网格划分示意图. 计算中所使用的边界条件为: 边界 AB, EF, HI 为压力出口, 边界 $BC-DF$ 为压力远场, 边界 FGH, IJA 为无滑移绝热固壁.

为校验数值计算方法的准确性, 参考 NASA (National Aeronautics and Space Administra-

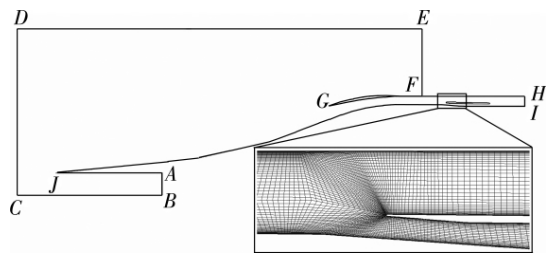


图 2 进气道计算域及网格划分示意图

Fig. 2 Computational domain and grids

tion) 兰利研究中心 Andrews E H 所进行的模型试验^[9]进行 CFD(computational fluid dynamics)方法校验,给出了计算得到的结果与试验结果的比较.图 3 给出了 $Ma = 4.03$ 时进气道上下壁面压力分布的试验与计算结果比较,并使用校验模型的出口高度 h_d 进行长度无量纲处理.从图中可以看出,计算结果与试验结果数据吻合较好,压力变化规律一致,说明本文采用的 CFD 计算方法可以较准确地模拟高超声速进气道流动状态.

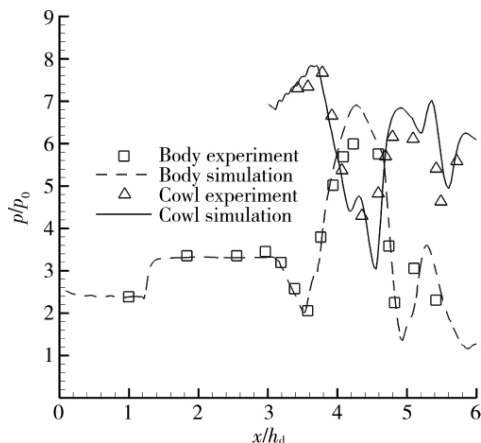


图 3 壁面压力试验和数值计算结果比较

Fig. 3 Comparison of pressure distribution on wall with experimental data

3 设计计算结果与分析

在保持进气道设计参数和外压段不变的前提下,针对内型面设计,研究了内压段肩部型面、隔板、过渡段的几何参数对进气道波系、流场性能和上下通道流量分配的影响规律.

3.1 内压段肩部型面设计分析

在设计条件下,进气道唇罩处形成的入射激波打到肩部附近,与当地附面层相互作用容易形成分离,而合理的肩部型面设计则会减小分离,提高进气道性能.常用的进气道肩部型面设计方法是直接采用圆弧过渡^[14],本文在限定倒圆圆弧始

末点 A, B 和喉道面积不变的前提下,通过使用不同张度的样条曲线代替倒圆圆弧.图 4 为内压段型面图,其中下壁面分别采用了不同张度的样条曲线.随张度的增大,曲线逐渐向内流道(即图中向上方)弯曲.图 5 给出了喉道处总压恢复系数和马赫数随张度的变化曲线.

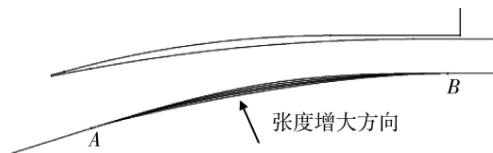


图 4 内压段型面示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the shoulder profile

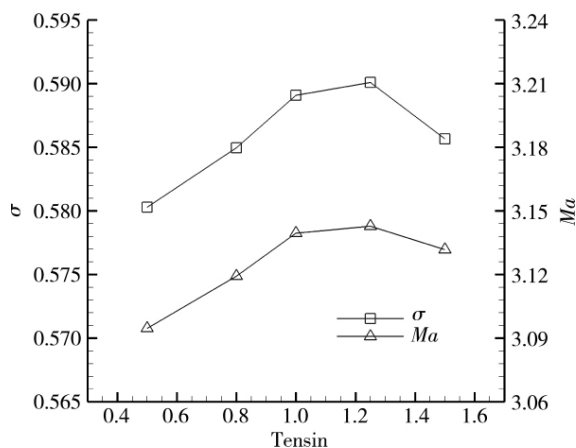
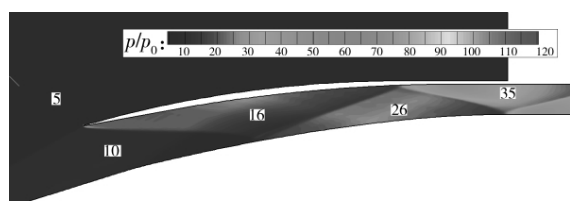


图 5 总压恢复系数及马赫数随肩部样条线张度的变化曲线

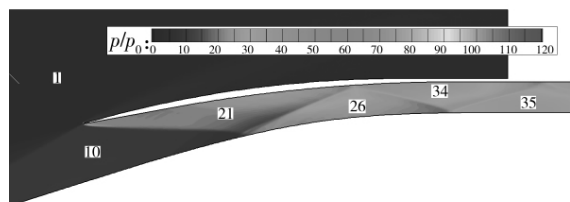
Fig. 5 Variation of total pressure and Mach number with the profile of shoulder

可以看出针对本文算例,随张度增大喉道处总压恢复系数先增加后减小,并在张度 1.25 附近达到最大值.不同张度的样条曲线具有不同的弯曲程度,对内流道来讲则表示不同的面积变化率和压缩趋势.图 6 显示了内压段在下壁面不同张度下的波系结构.张度较小时,内压段前部内收缩程度小,进口马赫数较高,使激波强度增大,激波损失较强,喉道总压恢复系数偏低.随着张度的逐渐增加,内压段前部的收缩程度增大,进口马赫数下降,降低了激波损失,喉道总压恢复系数随之提高.但当张度增大到一定程度后,内压段前部下壁面曲率增加,使唇罩激波反射角度增大,内压段中激波反射次数增多,此时激波反射引起的总压损失开始占主导因素,喉道总压恢复系数又开始下降.从图 6 可以看出,当肩部样条线张度为 1.5 时,内压段中喉道前激波反射次数明显多于张度为 0.5 的进气道型面.因此在肩部采用曲线过渡

时应选用合适张度的样条线,以兼顾内压缩和激波反射次数两者之间的平衡.



(a) 肩部样条线张度0.5流场静压图



(b) 肩部样条线张度1.5流场静压图

图 6 不同张度肩部样条线的静压流场图

Fig. 6 Pressure contours of different profiles of shoulder

3.2 隔板的影响规律

3.2.1 隔板进口高度对流量和总压恢复的影响

以隔板头部对称形式为例,研究了隔板进口高度对上下流道流量分配及性能的影响.隔板将流道分为两部分,其高度决定了两者之间的流量分配,也决定了亚燃和超燃之间的流量比例;同时隔板头部存在的脱体激波对进气道的总压造成一定损失.以隔板头部与隔离段出口下壁面距离 H 为研究参数,并以隔离段出口高度 H_i 作无量纲处理.图 7 给出了下通道流量比例及总压恢复系

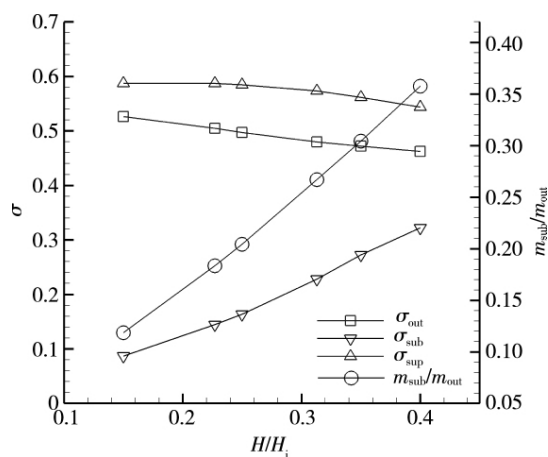


图 7 总压恢复系数及下通道流量随隔板进口高度变化曲线

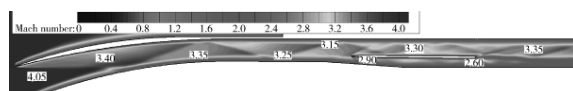
Fig. 7 Variation of total pressure and mass flow of sub-duct with the height of splitter plate

数随隔板进口高度的变化曲线,图中 out 表示隔板后进气道出口性能参数,sub 表示下通道出口性能参数,sup 表示上通道出口性能参数(下同).

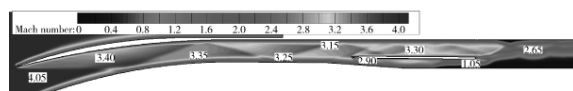
可以看出,随着隔板高度的增加,下通道所占的流量比例不断增加,近似成线性关系,其流量比略小于高度比.而随着隔板高度 H/H_i 由 0.15 变化到 0.4,隔板后出口的总压恢复系数由 0.53 下降到 0.46;上下通道的出口总压恢复系数变化趋势相反,上通道出口总压恢复系数由 0.59 下降到 0.54,下通道由 0.09 上升到 0.32,上下通道出口马赫数也呈现类似的规律.其原因是随隔板升高,隔板头部逐渐进入流动核心区,隔板头部前来流马赫数增大,头部脱体激波增强,造成损失增大.同时进入下通道的高能流比例增大,提高了下通道出口的总压恢复系数.上通道流动变化与之相反.另一方面,随着隔板进口高度增加,下通道扩张段的相对扩张比随之减小,则下通道气流的膨胀加速程度减弱,从而相应地降低了下通道气流中的波系损失,提高了其总压恢复系数.

3.2.2 隔板进口高度对反压性能的影响

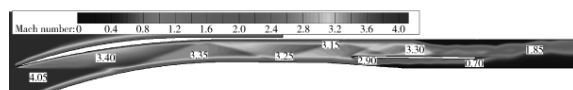
以隔板进口高度 H/H_i 为 0.25 时为例,讨论进气道的抗反压性能.如图 8 所示,当出口反压逐渐增大时,出口激波串首先进入下通道.由于下壁面附面层较厚,在下通道形成非对称的激波串.随反压继续增大,在上通道中也形成非对称形式的



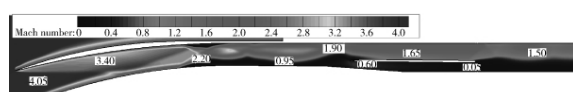
(a) 通流状态时内流道马赫数流场图



(b) 100倍来流静压时流道马赫数流场图



(c) 150倍来流静压时流道马赫数流场图



(d) 180倍来流静压时流道马赫数流场图

图 8 不同反压条件下流道马赫数流场图

Fig. 8 Mach number contours at different back pressures

激波串,此时上下通道各存在一个激波串,但其长度并不一致.通常而言在一定范围内,通道长高比越大,其抗反压能力越高.下通道高度虽然小于上通道,但由于下通道高能流比例较小,总压恢复较低,使下通道激波串发展速度快于上通道.当反压达到 150 倍来流静压时,如图 9 所示,下通道出口平均 $Ma < 1$,可作为亚燃通道,而上通道出口仍保持为超声速流动,实现了进气道双模态流动的设计目的,为双模态燃烧提供了流场基础.当反压继续增高达到 180 倍来流静压时,下通道激波串首先推出过渡段,进入隔离段并一直发展到进气道喉道,此时下通道已完全倒流,进气道已处于非正常工作状态.这表明在上下通道中,下通道的抗反压能力较差,制约着整个进气道的抗反压性能.如何提高下通道的抗反压能力,对提高进气道性能具有重要影响.

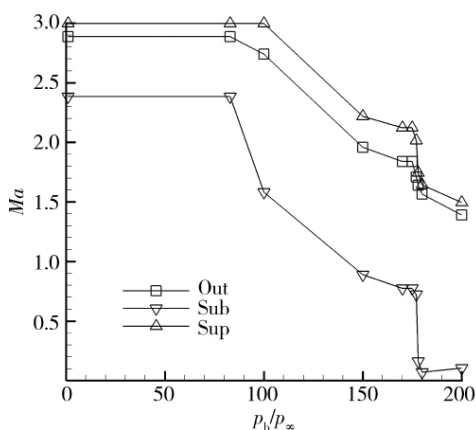


图 9 H/H_i 为 0.25 时马赫数随反压变化曲线

Fig. 9 Variation of Mach number with back pressure at $H/H_i = 0.25$

隔板进口高度对上下两个通道的性能具有很大影响,同时也造成进气道的抗反压能力出现较大差别.图 10 给出了隔板进口高度与进气道抗反压能力的变化曲线.由图可以看出,随隔板进口高度增加,进气道的抗反压能力不断提高.这是因为高度增加虽加大了进气道的总压损失,但进入下通道的高能流比例增高,并且下通道进口扩张段相对扩张比减小,气流膨胀加速程度减弱,降低了波系损失,从而提高了下通道的总压恢复系数,使下通道能够承受更高的反压.另一方面,隔板进口高度增大,则下通道宽高比增加,使下通道抗反压能力下降.所以,当进口高度增大到 H/H_i 为 0.31 后,进气道抗反压能力提高并不明显,基本保持不变.因而隔板进口高度的选取应该考虑总压恢复与抗反压能力两方面,以兼顾总压损失与抗

反压要求.

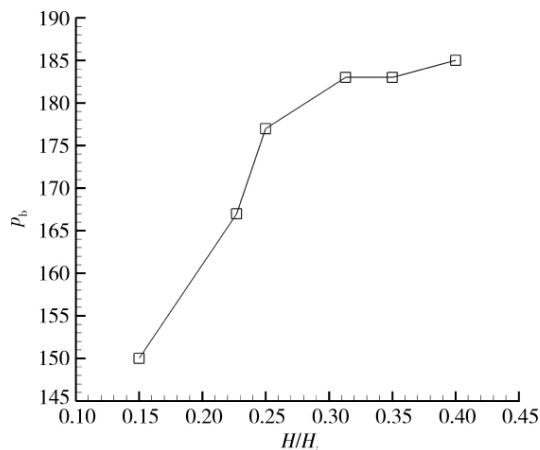


图 10 进气道抗反压能力随隔板进口高度变化曲线

Fig. 10 Variation of characteristics of back pressure with the height of splitter plate

3.2.3 隔板水平位置的影响

隔板附近流道中的波系情况较为复杂,存在隔离段反射激波、隔板头部脱体激波、过渡段膨胀波等多个波系,合理组织以上波系的匹配关系,对进气道性能有重大影响.在保证隔板前来流波系和隔板进口高度不变的条件下,以隔板头部与喉道之间距离 L 为参数,研究隔板位置变化与进气道性能之间的关系,并以喉道高度 h_t 进行无量纲化.图 11 显示了隔板附近流道中的波系结构.图 12 表示隔板水平位置与进气道总压恢复系数及下通道流量分配之间的变化关系.

由图 12 可见,当隔板由前向后移动时,出口及上通道总压恢复系数先减小后逐渐增大,下通道流量变化与出口总压恢复变化趋势相反.这是因为在隔板头部高度固定条件下,由于激波在隔离段中反射,在不同水平位置时,隔板头部与来流激波相对位置发生变化,从而使上下通道的流量分配改变,如图 11(a)所示.流道中反射激波的存在,使得流线在经过激波时会向激波方向偏折,从而使流场核心区沿流动方向产生上下波动.当核心流在扩张段附近向下偏折,接近隔板头部时,头部前来流马赫数增高,头部脱体激波增强,流场总压损失增大,同时进入下通道的核心高能流比例增大,使下通道流量增加,其总压恢复系数提高.

另一方面波系匹配关系也会产生一定的影响,当隔板处于 L/h_t 为 2.94 位置时,如图 11(c)所示,隔离段反射激波紧贴隔板头部,此时反射激波与头部脱体激波相汇合,使脱体激波增强,损失增大.当隔板处于 L/h_t 为 5.41 位置时,隔离段反

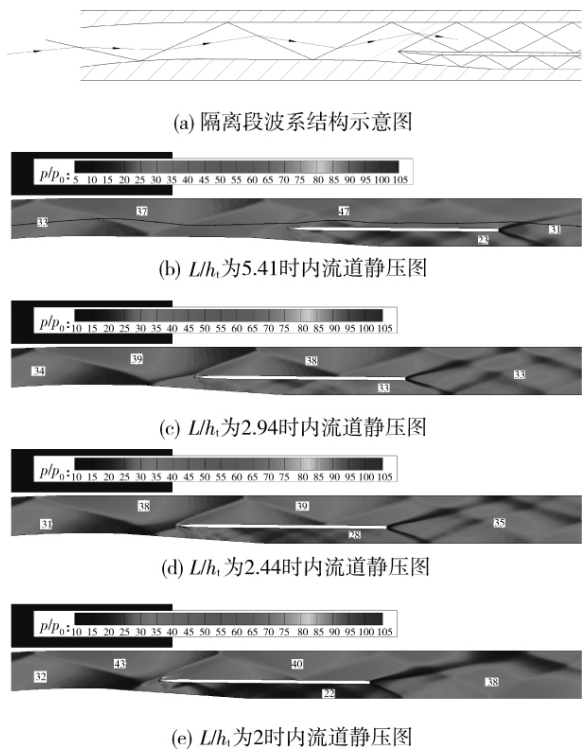


图 11 隔板不同水平位置时内流道静压图

Fig. 11 Pressure contours of different positions of splitter plate

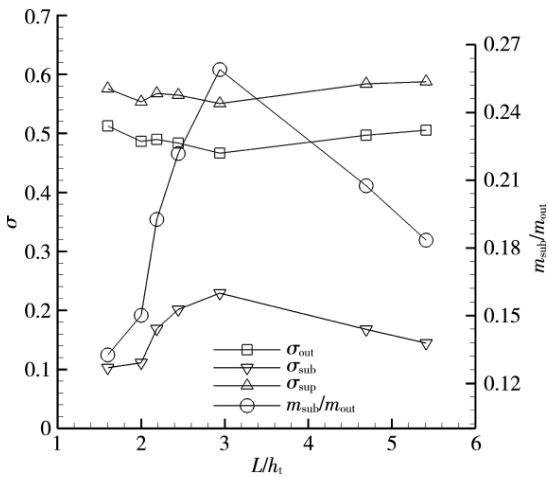


图 12 总压恢复系数及下通道流量随隔板前后位置变化曲线

Fig. 12 Variation of total pressure and mass flow rate of sub-duct with the position of splitter plate

射激波打入上通道并与隔板头部脱体激波交叉反射,这种情况下进气道总压恢复系数较高.这也可以解释,隔板在 L/h_t 为 5.41 位置时下通道流量虽大于 L/h_t 为 2 位置,但总压恢复系数仍然大于后者.因此对隔板水平位置而言,在流道长度满足要求的情况下,应注意隔板头部和来流核心区的位置关系及波系匹配的影响.

位置关系及波系匹配的影响.

3.2.4 隔板头部构型的影响

对比研究了不同的隔板头部样式对进气道性能的影响.在保证头部尖点高度和头部尖角角度不变的前体下,采用双侧对称扩张、下边单侧扩张和上边单侧扩张三种不同结构形式进行比较分析.如图 13 所示.

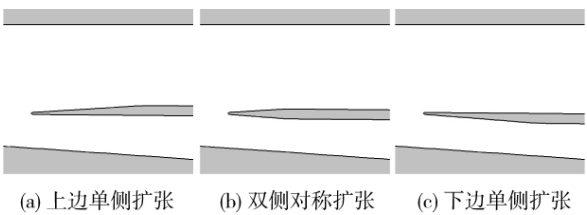


图 13 不同隔板头部构型示意图

Fig. 13 Schematic diagram of different shapes of the head of splitter plate

流场性能参数如表 1 所示.发现隔板头部型面对进气道的抗反压能力有显著影响,头部采用下边单侧扩张时,下通道的抗反压能力优于其余两种形式;而三者通流状态的出口总压恢复系数无较大差异.当头部采用下边单侧扩张样式时,隔板厚度主要集中在头部尖点以下,压缩了下通道流道高度.在流量分配不变的前提下,对下通道的压缩增大了流道长高比,提高了其抗反压能力.而在保证头部扩张角不变条件下,不同的头部形状对脱体波强度影响很小,因而总压恢复系数相差不大.所以选择合适的隔板头部样式,对提高进气道抗反压水平具有重要作用.

表 1 隔板头部不同构型时流场性能参数

Table 1 Parameters of flow filed with different shapes at head of splitter plate

隔板头部样式	总压恢复系数	马赫数	最大抗反压能力
上边单侧扩张	0.504	2.87	150
双侧对称扩张	0.505	2.89	167
下边单侧扩张	0.507	2.92	187

3.3 过渡段的影响规律

3.3.1 过渡段起始位置的影响

在保持隔板水平位置与进口高度不变的条件,对过渡段起始点与隔板头部间距 l 的选取进行了研究,以喉道高度 h_t 进行无量纲处理.如流场图 11(a)所示,在过渡段起始位置处,流道面积

扩张,在此处形成膨胀波并与隔离段反射波系相交.扩张起点及膨胀波的前后位置,对进气道流场性能有较大影响.图 14 给出了下通道流量、总压恢复系数与起始位置的关系.

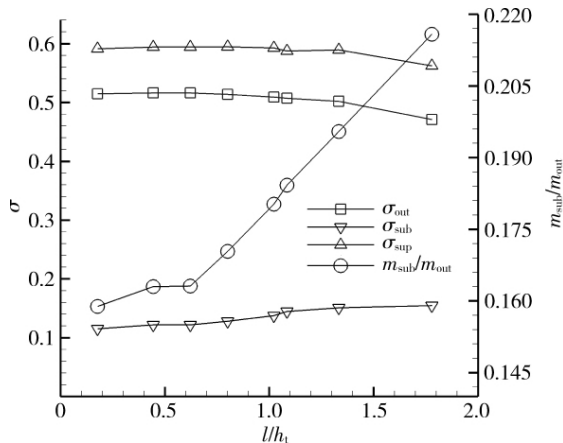


图 14 总压恢复系数及下通道流量随起始位置变化

Fig. 14 Variation of total pressure and mass flow rate of sub-duct with the turning position

如图 14 可见,随着起始点逐渐远离隔板头部 l/h_t 由 0.18 增大到 1.78,下通道的流量比例和总压恢复系数逐渐增大,其中 $m_{\text{sub}}/m_{\text{out}}$ 由 0.159 增加到 0.216, σ_{sub} 由 0.11 增加到 0.15;同时出口总压恢复系数由 0.51 减小到 0.47. 由于流道面积扩张及膨胀波的作用,使气流进入过渡段后流线向下壁面偏折,流场核心区下移.起始点远离隔板,膨胀波位置前移,流线偏折加剧,从而增加下通道进口流量,也提高了下通道出口总压恢复系数;同时过渡段在隔板前的面积扩张比增大,使隔板前来流马赫数加速,增强隔板头部脱体激波,出口总压恢复系数呈下降趋势.

随着过渡段起始点与隔板头部之间距离减小,下通道流量迅速降低,而出口总压恢复系数增加幅度逐渐减小,因此在选取过渡段起始点位置时应注意考虑对下通道流量和总压恢复系数的影响,建议将膨胀波位置靠近隔板头部前端,以兼顾两者要求.

3.3.2 过渡段扩张角的影响

气流进入下通道后,隔板头部和下壁面形成了一个扩张段,在保持下通道出口高度不变条件下,研究了不同扩张角 α 对反压特性的影响.不同扩张角度的抗反压能力如图 15 所示.从图中可以看出,随扩张角的增大,进气道抗反压能力不断降低.当 α 从 4° 增加到 7° 时,进气道最大抗反压能力

约降低了 20 倍,同时出口性能参数无较大变化.

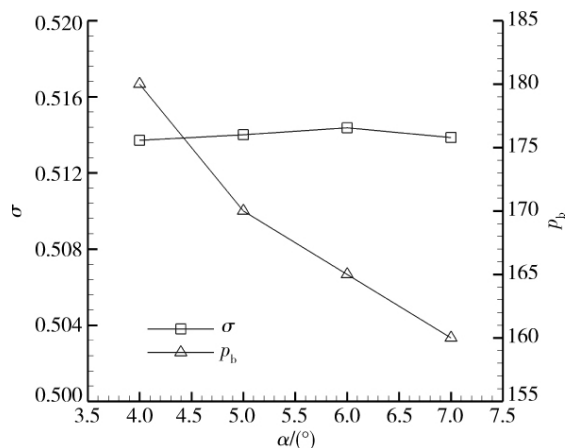


图 15 总压恢复系数及抗反压能力与过渡段扩张角关系曲线

Fig. 15 Variation of total pressure and characteristics of back pressure with expansion angle of transition duct

这是由于在相同出口面积时,扩张段抗反压能力优于等直段,在相同压升条件下,激波串在扩张段的前传距离小于等直段中的前传距离.在下通道进出口高度不变时,扩张角越小其扩张段越长,面积扩张程度越平缓,因而抗反压能力越好.可以看出下通道的扩张段设计对进气道的抗反压能力有重要影响,选取合适扩张角度调整扩张段型面可以提高进气道的抗反压能力.

3.3.3 下通道出口高度的影响

保持隔板及过渡段扩张角度不变的条件下,通过调整过渡段长度,研究下通道不同出口高度 H_{sub} 对场的影响,并以喉道高度 h_t 进行无量纲处理.由于隔板及扩张角度没有改变,下通道流量比例保持恒定.如图 16 所示,不同的出口高度直



(a) H_{sub}/h_t 为 0.22 时静压流场图



(b) H_{sub}/h_t 为 0.4 时静压流场图

图 16 不同下通道出口高度时静压流场图

Fig. 16 Pressure contours of different heights of sub-duct

接影响头部脱体波在下通道中的激波反射次数. 随高度降低, 激波反射次数增加, 从而对流场产生影响.

图 17、图 18 显示了下通道高度与总压恢复系数、静压比以及抗反压能力的变化关系. 可以看出, 随高度降低下通道出口静压比升高, p_{sub}/p_0 由 22 增大到 68, 总压恢复系数变化不大, 略有降低. 流道高度降低, 一方面使下通道面积扩张比减小, 另一方面增大激波反射次数. 较小的流道面积扩张比减小了马赫数增量, 提高了流道静压, 同时激波反射次数增加加剧了这一趋势; 而较低的马赫数和较多的激波反射次数, 使总压恢复系数变化不大. 下通道高度变化对进气道性能的最大影响表现在抗反压能力上. 通道高度降低既增大了

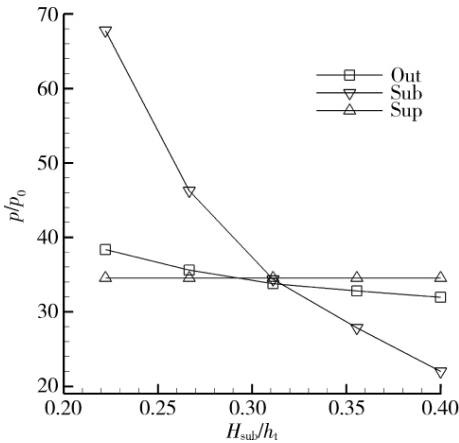


图 17 静压比与下通道高度出口变化曲线

Fig. 17 Variation of pressure with the height of sub-duct

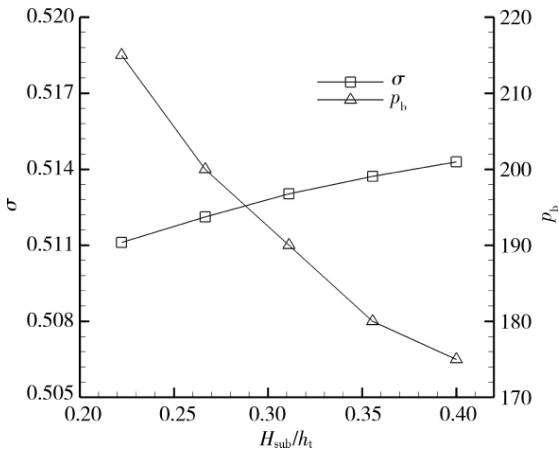


图 18 总压恢复系数及抗反压能力与下通道高度变化曲线

Fig. 18 Variation of total pressure and characteristics of back pressure with the height of sub-duct

出口静压比, 也增大了流道长高比, 从而使其能够承受更大反压, 改善进气道反压性能, 而同时总压恢复系数并无较大降低. 但是在选取下通道出口高度时, 还应考虑流道总有效流通面积的影响, 避免第二喉道的产生.

3.4 进气道最佳设计方案

根据前文内容, 给出了一个性能较优的设计方案, 其几何设计参数如表 2 所示. 表 3 给出了该进气道的数值模拟性能. 其中 Ma_∞ 为进气道来流马赫数, Ma_e 为出口马赫数, p_e/p_∞ 为进气道的出口静压比.

表 2 流道及隔板设计参数

Table 2 Parameters of inlet duct and splitter plate

内压段样条线张度	H/H_1	L/h_1	l/h_1	$\alpha/(^\circ)$	H_{sub}/h_1	隔板头部样式
1.25	0.25	5.41	0.8	4	0.36	下边单侧扩张

表 3 进气道性能参数

Table 3 Parameters of inlet flow filed

Ma_∞	Ma_e	p_e/p_∞	σ	$m_{\text{sub}}/m_{\text{out}}$
6.5	2.88	34.2	0.497	0.204

4 结 论

对一种适用于双模态超燃冲压发动机的二元高超声速进气道进行了气动型面设计. 采用数值方法, 研究了几何设计参数对进气道性能的影响规律, 结果表明:

- 1) 使用合适张度的样条曲线代替常用的肩部圆弧倒圆, 能够改善流场性能, 提高内压段的总压恢复系数.
- 2) 隔板进口高度及水平位置、过渡段起始点等参数影响流场性能的主要因素在于引起流道间流量分配的变化, 同时参数改变引起的波系结构变化也对流场性能产生影响. 其共同点在于: 当参数改变引起下通道流量变化时, 下通道和出口总压恢复系数的变化趋势相反.
- 3) 相对于超声速通道, 下通道的抗反压能力较弱; 提高下通道抗反压水平对提高进气道性能具有重要作用. 除隔板进口高度外, 过渡段扩张角, 下通道出口高度, 隔板头部型面等参数在影响抗反压性能的同时, 并不会对总压恢复系数产生

显著影响.

参考文献:

- [1] Bouchez M, Roudakov A S, Kopchenov V I, et al. French-Russian analysis of kholod dual-mode ramjet flight experiments[R]. AIAA 2005-3320, 2005.
- [2] Andrews E H, Mackley E A. Review of NASA's hypersonic research engine project[R]. AIAA 93-2323, 1993.
- [3] Roudakov A S, Semenov V L, Strokin M V, et al. The prospects of hypersonic engines in-flight testing technology development[R]. AIAA 2001-1807, 2001.
- [4] Billig F S, Waltrup P J, Stockbridge R D. Integral-rocket dual-combustion ramjets; a new propulsion concept[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1980, 17(5): 416-424.
- [5] White M E, Price W R. Affordable hypersonic missiles for long-range precision strike[J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 1999, 20(3): 415-423.
- [6] Kazmar R R. Airbreathing hypersonic air-breathing propulsion at Pratt & Whitney; overview[R]. AIAA 2003-6947, 2003.
- [7] Boudreau A H. Status of the U. S Air Force HyTech program[R]. AIAA 2003-6947, 2003.
- [8] Mercier R A, Ronald T M F. Hypersonic technology (HyTech) program overview[R]. AIAA 98-1566, 1998.
- [9] Andrews E H, Trexler C A. Tests of a fixed-geometry inter-combustor configuration for hydrocarbon-fueled dual-mode scramjet[R]. AIAA 94-2817, 1994.
- [10] Rodi P E, Trexler C A. Unsteady pressure behavior in a ramjet/scramjet inlet[J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(3): 486-493.
- [11] 张树道, 韩肇元, 司徒明. 一种研究双燃式(超燃)冲压发动机进气道和燃烧室冷态内流场的实验方法[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(2): 51-63.
ZHANG Shudao, HAN Zhaoyuan, SITU Ming. An experimental method for the investigation of cold internal flow field of supersonic inlet/combustor of a dual-combustion scramjet[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1998, 12(2): 51-63. (in Chinese)
- [12] 岳朋涛, 徐胜利, 张树道, 等. 双燃式超燃发动机冷态内流场的数值研究[J]. 力学学报, 2000, 32(6): 657-666.
YUE Pengtao, XU Shengli, ZHANG Shudao, et al. Numerical simulation of a dual-combustion scramjet flow-field[J]. Acta Mechanica Sinica, 2000, 32(6): 657-666. (in Chinese)
- [13] 张晓嘉, 梁德旺, 李博, 等. 典型二元高超声速进气道设计方法研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1290-1296.
ZHANG Xiaojia, LIANG Dewang, LI Bo, et al. Study of design method of typical two-dimensional hypersonic inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1290-1296. (in Chinese)
- [14] 张晓嘉, 梁德旺, 黄国平. 二元高超声速进气道内压缩通道/隔离段曲面构型[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 49-53.
ZHANG Xiaojia, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Curved surface structure of internal contraction tunnel/isolator of two-dimensional hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 49-53. (in Chinese)