

高超声速弯曲激波压缩侧压式进气道 数值研究

张林, 张堃元, 王磊, 王渊

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 采用壁面马赫数呈线性分布的曲面压缩系统改进参考侧压式进气道的顶板, 得到弯曲激波压缩侧压式进气道, 并与参考侧压式进气道进行了比较。数值研究结果表明: 设计状态无黏时曲面压缩顶板壁面马赫数分布与给定的马赫数分布基本一致, 并且有黏时其壁面压力分布也与二维曲面的基本相同; 同参考侧压式进气道相比, 顶板采用曲面压缩能够一定程度地改善壁面压力分布, 使其末端压力梯度变化平缓; 并且非设计状态下的性能也得到有效地改善, 特别是来流马赫数为4时, 其流量系数提高6.0%、达到0.799, 喉道截面总压恢复系数提高1.9%; 来流马赫数为5时, 其流量系数提高5.2%、达到0.909, 喉道截面总压恢复系数提高3.2%。随着攻角增大, 该进气道流量捕获能力增强、隔离段出口截面流场畸变减小, 但喉道截面总压恢复系数下降剧烈。

关键词: 超燃冲压发动机; 高超声速侧压式进气道; 曲面压缩; 马赫数线性分布; 弯曲激波

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical investigation of hypersonic curved shock sidewall compression inlet

ZHANG Lin, ZHANG Kun-yuan, WANG Lei, WANG Yuan

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Curved surface compression system with wall Mach number linear distribution was used to improve the topwall of the reference sidewall compression inlet, then curved shock sidewall compression inlet was obtained and Compared with the reference sidewall compression inlet. The numerical result shows that: the wall Mach number distribution of topwall with curved surface is consistent with the given Mach number distribution at the design and inviscid condition, and its wall pressure distribution is basically the same as that of two-dimensional curved surface at viscous condition. Compared with the reference sidewall compression inlet, when the topwall used curved surface compression, its wall pressure distribution was improved to a certain extent, and the pressure gradient at the end of surface changed smoothly. And the performance of off-design condition is improved effectively; especially the mass flow capture ratio increases 6% and reached 0.799 at inflow Mach number of 4, and the total pressure recovery of throat section increases 1.9%. At inflow Mach number of 5, its mass flow capture ratio increases 5.2% and reached 0.909, and the total pressure recovery of throat section increases 3.2%. With the increase of the angle of attack, the inlet's ability of capturing mass flow improved and the flow field distortion of isolator exit

收稿日期: 2013-10-22

基金项目: 国家自然科学基金(90916029, 91116001)

作者简介: 张林(1981—), 男, 四川资阳人, 工程师, 博士生, 主要从事内流气体动力学和航空发动机整机试验技术方面的研究。

section decreased. But the total pressure recovery of throat section decreased sharply.

Key words: scramjet; hypersonic sidewall compression inlet; curved surface compression; Mach number linear distribution; curved shock

超燃冲压发动机进气道历来都受到世界各国研究者的高度重视,并发展形成二维进气道、轴对称进气道、带顶压的三维侧压式进气道和三维内收缩进气道4大类.其中,带顶压的三维侧压式进气道首先利用前体对气流进行预压缩,然后再利用侧板在水平方向对气流进行进一步的压缩,这样能够比较好地解决前体来流附面层的稳定性问题;侧板压缩能够形成自动溢流,起动性能好;并且该类进气道的进口截面为矩形,因而易于模块化设计及与机身一体化设计^[1].近年来,国外对侧压式进气道的研究工作已经从概念、原理性探索阶段进入到工程应用发展阶段^[2-8];国内在这方面也做了一些非常有益的探索工作^[9-10],并发展了以带顶压的三维侧压式进气道为基础的超燃冲压发动机自由射流试验^[11].

带顶压的三维侧压式进气道其优势比较突出,但是它的致命弱点就是进气道流量系数偏低^[9,12],特别是在宽马赫数范围内工作时,其流量系数偏低的问题将更加突出.最近,文献^[13-14]分别对给定壁面压升规律、壁面马赫数分布规律反设计曲面压缩面进行了相关研究工作,并以上述方法所设计的曲面作为进气道的外压缩面设计高超声速弯曲激波二维进气道,采用弯曲激波压缩的进气道性能优异,特别是弯曲激波受来流马赫数变化影响不敏感,使得非设计状态下进气道的流量系数显著提高.

根据以往给定壁面马赫数分布规律反设计曲面压缩面的研究工作,在确保进气道的外形尺寸、总压缩量、侧板压缩方式相同的情况下,本文采用壁面马赫数呈线性分布的曲面压缩系统对参考侧压式进气道的顶板进行局部改进,得到弯曲激波压缩侧压式进气道,并与参考侧压式进气道进行了分析比较.

1 弯曲激波压缩侧压式进气道气动设计

为了便于进行比较研究,本文以文献^[15]中的侧压式进气道(参考侧压式进气道)为基础,在确保进气道的外形尺寸、总压缩量、侧板压缩方式相同的情况下对其顶板进行了局部改进,采用壁

面马赫数呈线性分布的曲面压缩面替换其原有楔加等熵压缩方式的顶板压缩面,从而得到在来流马赫数 $Ma_\infty = 4 \sim 7$ 范围内工作的顶板采用弯曲激波压缩的侧压式进气道.其中,壁面马赫数呈线性分布的曲面压缩面是根据文献^[14]中的方法进行设计,设计状态马赫数 $Ma_d = 6$ 时给定的壁面马赫数线性分布规律如图1所示(图中 H_c 为进气道的捕获高度),该曲面的初始压缩角为 4° 、总偏转角为 14° .图2给出了特征线法与CFD无黏计算所得到的激波对比,可见激波形态吻合很好.

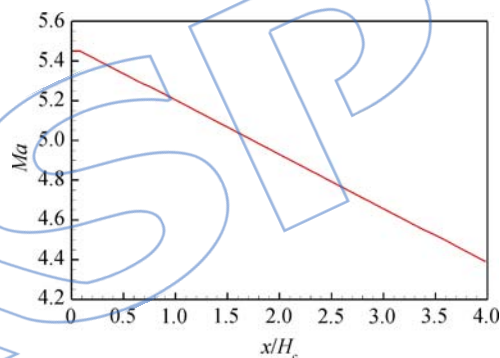


图1 给定的壁面马赫数线性分布

Fig. 1 Given wall Mach number linear distribution

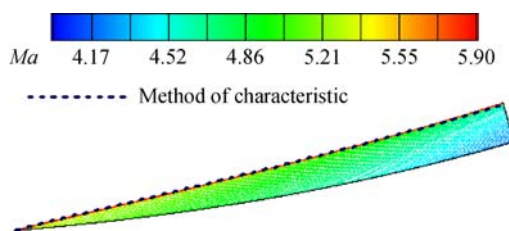


图2 特征线法与CFD无黏计算所得激波对比

Fig. 2 Comparison of shock obtained by method of characteristic and inviscid CFD

将上述设计得到的壁面马赫数呈线性分布的曲面压缩面运用于参考侧压式进气道顶板的改进,所得到的弯曲激波压缩侧压式进气道气动构型如图3所示(图中 R_1 和 R_2 分别为不同的倒圆半径).弯曲激波压缩侧压式进气道的总收缩比为6.14,侧向收缩比为2.0;侧板为直前缘并且采用前掠方式,其前掠角度为 40° ;采用变侧压角的方式设计侧板,其侧压角从底部的 4° 逐渐变化至顶

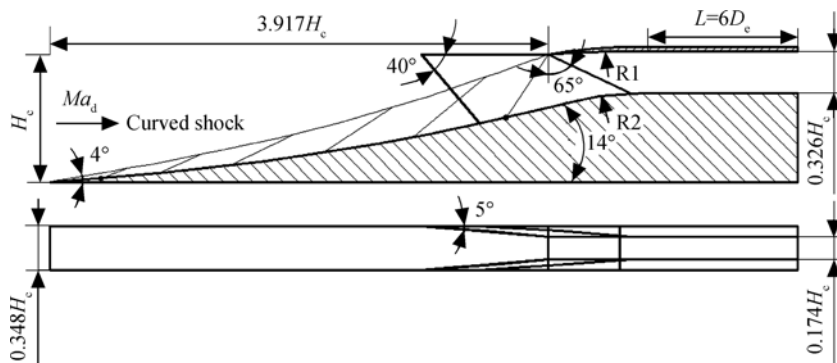


图 3 弯曲激波压缩侧压式进气道气动构型

Fig. 3 Configuration of curved shock sidewall compression inlet

部的 5° ; 隔离段长度 L 为 6 倍当量直径 (D_e); 进气道唇口内流道表面采用圆弧进行处理。同参考侧压式进气道相比, 弯曲激波压缩侧压式进气道最大的改变在于顶板压缩方式, 将顶板原来 6° 楔接 7° 等熵压缩模式改进为壁面马赫数呈线性分布的曲面压缩, 曲面的初始压缩角为 4° 、总偏转角为 14° 。为了保证两种进气道的外形尺寸、总压缩量以及侧板压缩方式相同, 弯曲激波压缩侧压式进气道的内收缩比将有所增加, 增大至 1.56。此外, 弯曲激波压缩侧压式进气道顶板肩部不再分为两级膨胀, 而是直接采用圆弧进行膨胀。

2 数值计算

根据图 3 所示的弯曲激波压缩侧压式进气道气动构型建立计算域,由于文中不考虑进气道唇口板外表面所产生流场波系对进气道受力变化的影响,计算域中没有考虑唇口板的厚度影响而设置为无厚度固体壁面;另外,在超声速流场中下游扰动不会前传,因此直接以进气道唇口竖直方向作为计算域的出口。

根据文献[12]中的数值模拟方法,采用商业软件 FLUENT 对弯曲激波压缩侧压式进气道的三维流场进行数值模拟,湍流模型选用标准 $k-\epsilon$ 模型,近壁处使用标准壁面函数进行处理. 计算进气道性能时,由于几何条件和流动状态的对称性,仅选取弯曲激波压缩侧压式进气道一半的区域进行三维流场计算,并对计算域网格采用了局部加密措施以适应黏性计算和激波捕获的需要,确保近壁面 y^+ 在 30 左右的量级,整个计算域网格总数为 90 万左右. 分子黏性系数使用 Sutherland 公式计算;比热容采用温度的多项表达式,其各项系数取自美国 JANAF (Joint Army Navy Air Force) 热力学函数表. 计算中使用了压力远场、压

力出口和绝热无滑移固体边界条件.

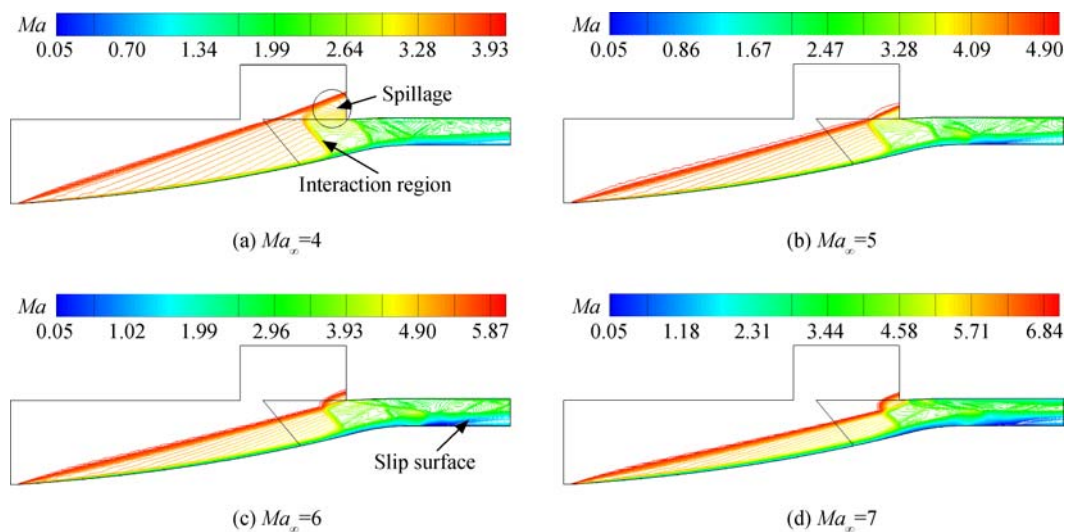
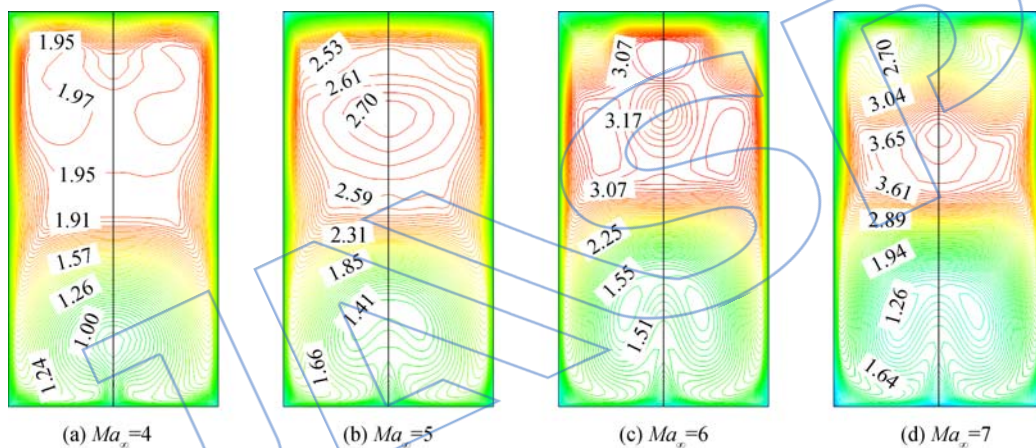
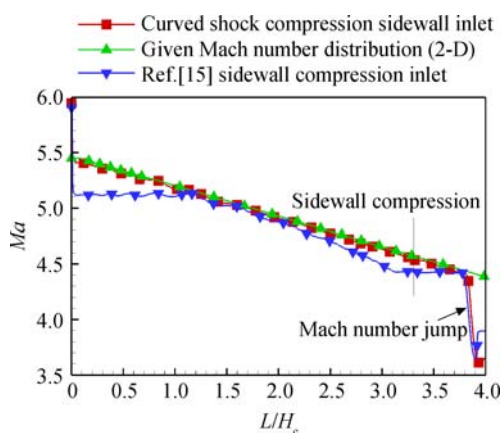
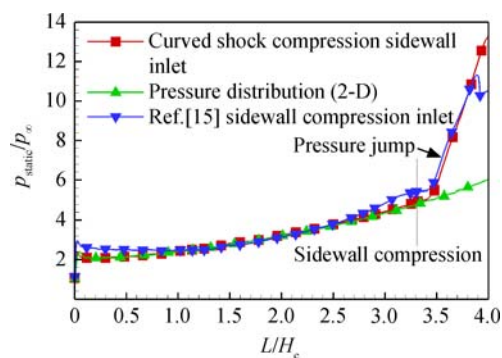
文献[12]在 $Ma_{\infty}=4\sim 6$ 范围内还对上述计算方法的可信度进行了风洞实验验证,结果表明:采用该计算方法能够比较准确地模拟三维侧压式进气道中复杂的流动结构,计算结果具有较高的可信度,计算采用的来流条件与文献[15]中表 1 给出的计算来流条件相同。

3 结果与分析

3.1 0°攻角时弯曲激波压缩侧压式进气道流场结构分析

图 4 给出了 0° 攻角 (α)、不同来流马赫数下弯曲激波压缩侧压式进气道对称面内的流场结构, 对应的隔离段出口截面流场结构如图 5 所示. 从图中可以看出, 由于受到侧压激波的影响, 在进气道唇口处形成溢流窗口, 造成捕获流量的自动溢流. 随着来流马赫数的增大, 侧压激波与顶压激波相互干扰的区域逐渐增大, 并且在侧压激波的作用下对称面内的顶压激波在唇口处也逐渐变弯曲; 此外, 进气道隔离段内会逐渐出现一明显的滑流面, 从喉道附近开始产生并且沿流向逐渐扩大. 结合图 5 中隔离段出口截面的流场结构, 可以看出该滑流面其实是所形成的隔离段底部对涡的涡面, 正是由于对涡的存在, 它的涡面将隔离段内的流动分为中上部的高速、高能区和底部的低速、低能区两层.

图 6 给出了 0° 攻角、设计状态 $M_{\text{dd}}=6$ 、无黏时弯曲激波压缩侧压式进气道对称面内顶板壁面马赫数分布与曲面压缩面二维设计时给定的壁面马赫数分布、参考侧压式进气道对称面内顶板壁面马赫数分布,它们在有黏情况下的壁面压力分布如图 7 所示(图中 p_{static} 为静压, p_∞ 为自由来流压力).从图中可以看出,弯曲激波压缩侧压式进

图4 不同来流马赫数下对称面内的流场结构($\alpha=0^\circ$)Fig. 4 Flow field structure in symmetry section under variable inflow Mach number ($\alpha=0^\circ$)图5 不同来流马赫数下隔离段出口截面的流场结构($\alpha=0^\circ$)Fig. 5 Flow field structure at isolator exit section under variable inflow Mach number ($\alpha=0^\circ$)图6 $Ma_d=6$ 、无黏时两种侧压式进气道顶板壁面马赫数分布($\alpha=0^\circ$)Fig. 6 Topwall Mach number distribution of two sidewall compression inlets at $Ma_d=6$ and inviscid condition ($\alpha=0^\circ$)图7 $Ma_d=6$ 两种侧压式进气道顶板壁面压力分布($\alpha=0^\circ$)Fig. 7 Topwall pressure distribution of two sidewall compression inlets at $Ma_d=6$ ($\alpha=0^\circ$)

气道对称面内的顶板壁面马赫数分布、压力分布与曲面压缩面二维设计情况下吻合较好,只是由于受到侧压激波的影响,在曲面顶板末端处造成

其对称面内顶板壁面马赫数和压力分布产生突变,这样就使得与曲面压缩面二维设计情况存在一定差别.而与参考侧压式进气道相比,由于弯曲激波压缩侧压式进气道的顶板采用壁面马赫数呈线性分布的曲面压缩面,所以其对称面内顶板壁面马赫数和压力分布都得到一定程度的改善,避免出现参考侧压式进气道顶板末端的参数剧烈变化,而在整个顶板压缩面上其壁面马赫数和压力都是呈平缓变化的.

图8给出了设计状态 $Ma_d=6$ 时弯曲激波压缩侧压式进气道侧板近壁处的流线图.从图中可以看出,由于侧压激波的作用,使得气流在唇口处产生溢流窗口而自动溢流,这对于该进气道的启动来说是非常有益的.而在隔离段内,侧板附面层内的低能气流在隔离段进口处上下壁面强压差作用下产生并形成对涡流动.对于进气道内压缩段唇口板壁面而言,气流经过唇口激波的压缩,在唇口激波后方形成高压区;而在其顶板壁面,气流由于受到肩部膨胀的影响而形成低压区.在高压区与低压区强压差的作用下,迫使两边侧板附面层内的低能气流下洗,并且在顶板对称面相碰撞而卷起对涡.来流马赫数越高,造成隔离段进口处上下壁面的压差就越大,因而在隔离段内所产生的对涡流动也就越强.

单就侧压式进气道而言,对涡的存在增加了隔离段内的流动损失,使得出口流场畸变增大,并且会降低进气道的抗反压能力,这对于提高进气道的性能是不利的.但是,如果结合进气道下游的燃烧室考虑时,对涡的旋流作用能够促进燃料的掺混,并且对涡中的低速、高温气流也有利于燃烧,因而从提高下游燃烧室效率来说对涡的存在或许是有利的.

3.2 两种侧压式进气道性能分析对比

表1给出了 0° 攻角、不同来流马赫数下弯曲

激波压缩侧压式进气道的性能参数.表中 φ 表示流量系数, σ 表示总压恢复系数, π 表示增压比;下标 th 表示喉道截面, exit 表示出口截面.它与参考侧压式进气道流量系数和喉道截面总压恢复系数的对比分别如图9、图10所示.

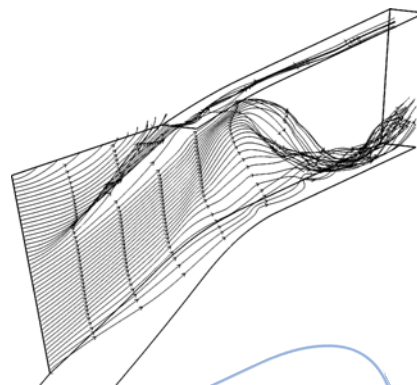


图8 $Ma_d=6$ 时侧板近壁处的流线图

Fig. 8 Streamlines near sidewall at $Ma_d=6$

对于流量系数来说,从图中可以看出,在 $Ma_\infty=4\sim7$ 整个工作范围内,弯曲激波压缩侧压式进气道的流量系数均优于参考侧压式进气道的.设计状态 $Ma_d=6$ 时其流量系数达到 0.974,同参考侧压式进气道相比提高了 2.9%.特别是,侧压式进气道采用弯曲激波压缩后非设计状态下的流量系数得到显著提高. $Ma_\infty=4$ 时其流量系数达到 0.799,同参考侧压式进气道相比提高了 6.0%; $Ma_\infty=5$ 时其流量系数达到 0.909,相比参考侧压式进气道提高了 5.2%.这主要是因为顶板采用壁面马赫数呈线性分布的曲面压缩方式,气流经过此曲面压缩后将不再产生直激波,而是形成弯曲激波压缩,并且弯曲激波受来流马赫数的变化影响不敏感.不考虑侧板影响、低于设计状态马赫数时,采用弯曲激波压缩的进气道唇口处所产生的溢流窗口比采用常规直激波压缩的

表1 0° 攻角、不同来流马赫数下弯曲激波压缩侧压式进气道的性能参数

Table 1 Performance parameters of curved shock sidewall compression inlet under variable inflow Mach number with angle of attack of 0°

Ma_∞	φ	喉道截面			出口截面	
		σ_{th}	Ma_{th}	π_{th}	σ_{exit}	Ma_{exit}
4	0.799	0.799	1.79	19.8	0.714	1.70
5	0.909	0.747	2.46	23.9	0.625	2.26
6	0.974	0.670	2.91	31.6	0.514	2.60
7	0.979	0.561	3.23	37.9	0.380	2.79

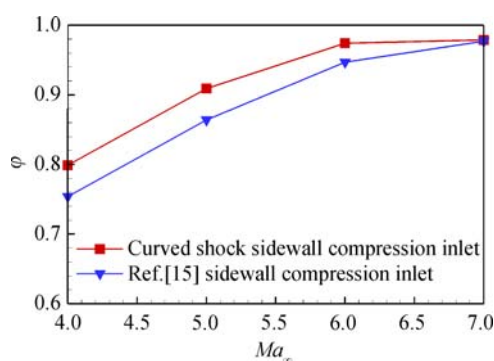


图9 不同来流马赫数下两种侧压式进气道流量系数对比

Fig. 9 Mass flow capture ratio comparison of two sidewall compression inlets under variable inflow Mach number

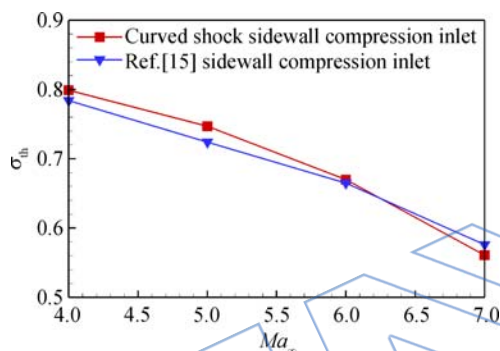


图10 不同来流马赫数下两种侧压式进气道喉道截面总压恢复系数对比

Fig. 10 Total pressure recovery comparison of two sidewall compression inlets throat section under variable inflow Mach number

要小;受侧板压缩影响本身就会在唇口处形成溢流窗口、造成自动溢流,考虑侧板影响后,弯曲激波压缩侧压式进气道唇口处气流溢流量比参考侧压式进气道的小,这样就使得其在 $Ma_\infty = 4 \sim 7$ 整个工作范围内具有较高的流量捕获能力。

而对于进气道喉道截面总压恢复系数而言,设计状态下两种进气道喉道截面总压恢复系数基本相当,弯曲激波压缩侧压式进气道的还略高一点.而在 $Ma_\infty = 4, 5$ 时弯曲激波压缩侧压式进气道喉道截面总压恢复系数均占优势,同参考侧压式进气道相比分别提高了 1.9% 和 3.2%.这主要是因为流动损失最主要为激波损失,参考侧压式进气道的顶板采用 6° 楔接 7° 等熵压缩的模式,初始激波强、造成的激波损失大;而弯曲激波压缩侧压式进气道的顶板采用壁面马赫数呈线性分布的曲面压缩,曲面的初始压缩角为 4° ,初始激波强

度明显减弱,所造成的激波损失也相应地减小,并且弯曲激波与壁面之间的区域也是等熵压缩因而不存在激波损失。

此外,弯曲激波主要是由于曲面所产生的弱压缩波依次与初始激波交汇并相互作用造成初始激波逐渐变弯曲而形成的,并且沿流向弯曲激波的强度逐渐增强.当来流马赫数增加时,沿流向弯曲激波的强度变化更大,使得唇口附近气流受到的压缩程度增加,造成进气道内压缩段上下壁面的压差进一步增大,表现为隔离段内的对涡流动更加剧烈、隔离段出口截面流场畸变增大,这样就造成了 $Ma_\infty = 7$ 时弯曲激波压缩侧压式进气道喉道截面总压恢复系数比参考侧压式进气道的略低.从表 1 中也可以看出, $Ma_\infty = 4$ 时弯曲激波压缩侧压式进气道隔离段出口截面总压恢复系数比喉道截面的下降 10.6%,而 $Ma_\infty = 6, 7$ 时其隔离段出口截面总压恢复系数比喉道截面的分别下降 23.3% 和 32.3%.由此可见,对于隔离段内的气流来说,除了激波损失以外,对涡流动是导致气流损失的主要原因。

3.3 弯曲激波压缩侧压式进气道攻角特性

图 11、图 12 分别给出了不同来流马赫数下弯曲激波压缩侧压式进气道流量系数和喉道截面总压恢复系数随攻角变化关系.从图中可以看出,随着攻角的增大,进气道捕获面积增加,表现为其流量系数几乎呈线性增加.以 4° 攻角为例,同 0° 攻角情况相比, $Ma_\infty = 4$ 时其流量系数提高了 19.9%, $Ma_\infty = 6, 7$ 时则分别提高了 26.2% 和 26.6%.同时,捕获流量增加也会导致进气道的总压缩量增大,表现为进气道隔离段出口截面马赫数明显下降、增压比显著升高.而对于进气道喉道

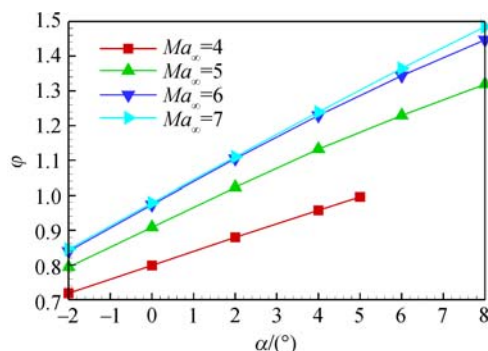


图11 流量系数随攻角变化

Fig. 11 Mass flow capture ratio under variable angle of attack

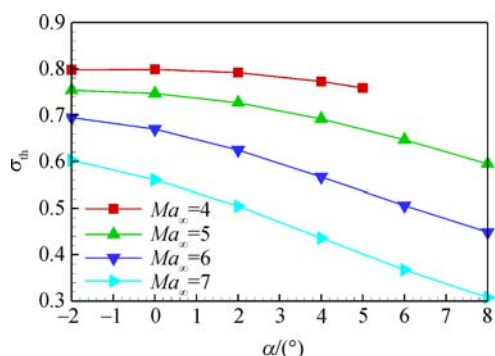
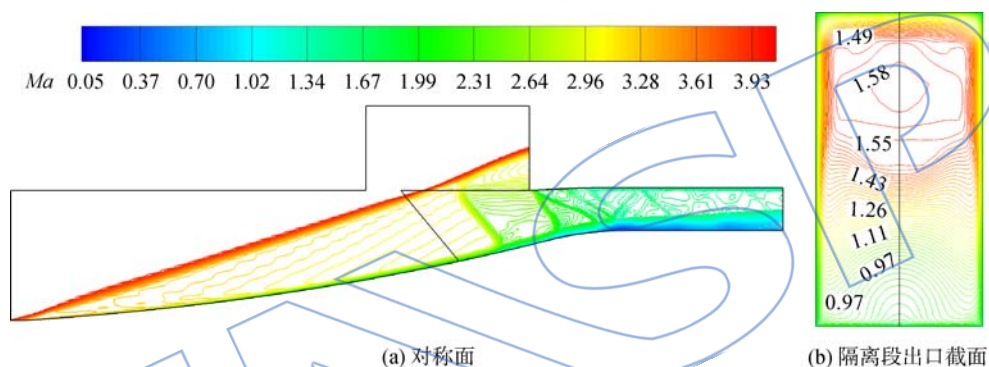
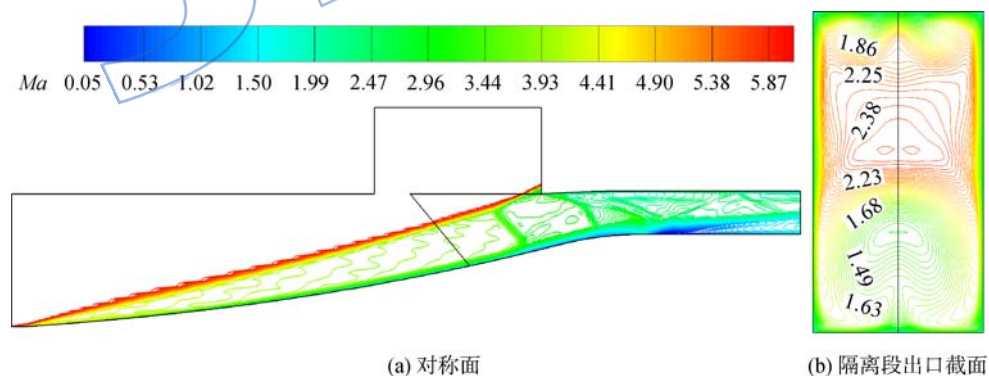


图12 喉道截面总压恢复系数随攻角变化

Fig. 12 Total pressure recovery of throat section under variable angle of attack

截面总压恢复系数而言,随着攻角的增大是加速下降的. 同样以 4° 攻角为例,同 0° 攻角情况相比, $Ma_{\infty}=4$ 时喉道截面总压恢复系数下降了 3.3%, $Ma_{\infty}=6, 7$ 时则分别下降了 15.4% 和 22.3%. 此外,图 13、图 14 分别给出了弯曲激波压缩侧压式进气道在 $Ma_{\infty}=4, 5^{\circ}$ 攻角和 $Ma_{\infty}=6, 8^{\circ}$ 攻角情况下对称面内和隔离段出口截面的流场结构. 同图 5 对比可以看出,随着攻角的增大,隔离段内的对涡流动呈逐渐减弱趋势,出口截面流场畸变也相应地减小. 综合考虑流量系数、喉道截面总压恢复系数及隔离段出口截面流场畸变,在一定范围内增大弯曲激波压缩侧压式进气道工作时攻角将有利于提高该进气道的综合性能.

图13 $Ma_{\infty}=4, 5^{\circ}$ 攻角时进气道的流场结构Fig. 13 Flow field structure of inlet at $Ma_{\infty}=4$ with angle of attack of 5° 图14 $Ma_{\infty}=6, 8^{\circ}$ 攻角时进气道的流场结构Fig. 14 Flow field structure of inlet at $Ma_{\infty}=6$ with angle of attack of 8°

4 结 论

在确保进气道的外形尺寸、总压缩量、侧板压缩方式相同的情况下,本文采用壁面马赫数呈线性分布的曲面压缩系统对参考侧压式进气道的顶板进行局部改进,得到弯曲激波压缩侧压式进气

道,并与参考侧压式进气道进行了比较分析. 得到如下结论:

1) 顶板采用曲面压缩后,设计状态无黏时其壁面马赫数分布与曲面二维设计时给定的壁面马赫数分布基本一致,并且有黏时其壁面压力分布也与二维曲面的基本相同.

2) 同参考侧压式进气道相比,顶板采用曲面压缩能够一定程度地改善壁面压力分布,使其末端压力梯度变化平缓;并且非设计状态下的性能也得到有效地改善,特别是 $Ma_\infty = 4$ 时其流量系数提高 6.0%、达到 0.799,喉道截面总压恢复系数提高 1.9%; $Ma_\infty = 5$ 时其流量系数提高 5.2%、达到 0.909,喉道截面总压恢复系数提高 3.2%。

3) 随着攻角的增大,进气道流量捕获能力增强、出口截面流场畸变减小,但是喉道截面总压恢复系数下降剧烈。来流马赫数越高,喉道截面总压恢复系数下降越剧烈。综合考虑流量捕获、喉道截面总压恢复系数及出口截面流场畸变,在一定范围内增大进气道工作时攻角将有利于提高进气道的综合性能。

参考文献:

- [1] Trexler C A. Performance of an inlet for an integrated scramjet concept[J]. Journal of Aircraft, 1974, 11(9): 589-591.
- [2] Trexler C A. Inlet performance of the integrated langley scramjet module (Mach 2.3 to 7.6)[R]. AIAA 75-1212, 1975.
- [3] Holland S D, Murphy K J. An experimental parametric study of geometric, reynolds number and ratio of specific heats effects in three-dimensional sidewall compression scramjet inlets at Mach 6[R]. AIAA 93-0740, 1993.
- [4] Holland S D, Perkins J N. Contraction ratio effects in a generic three-dimensional sidewall compression scramjet inlet: a computational and experimental investigation[R]. AIAA 91-1708, 1991.
- [5] Vinogradov V, Stepanov V, Goldfeld M. Experimental and numerical investigation of two concepts of the hypersonic inlet[R]. AIAA 95-2721, 1995.
- [6] Goldfeld M A, Starov A V, Vinogradov V V. Experimental study of scramjet module[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1222-1226.
- [7] Kanda T, Wakamatsu Y, Ono F, et al. Mach 8 testing of a scramjet engine model[R]. AIAA 99-0617, 1999.
- [8] Kanda T, Wakamatsu Y, Sakuranaka N, et al. Mach 8 testing of a scramjet engine with ramp compression[R]. AIAA 2000-0616, 2000.
- [9] 杨进军, 张堃元, 徐辉, 等. 双模态冲压发动机高超进气道的实验研究[J]. 推进技术, 2001, 22(6): 473-475.
- [10] 金志光. 超燃冲压发动机高超侧压式进气道设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- [11] JIN Zhiguang. Design methodology investigation of three-dimensional sidewall compression scramjet inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [12] 丁猛, 梁剑寒, 刘卫东, 等. 碳氢燃料超燃冲压发动机进气道与燃烧室匹配性能试验研究[J]. 航空学报, 2005, 26(1): 27-31.
- [13] DING Meng, LIANG Jianhan, LIU Weidong, et al. Experiment study on the interaction between inlet and combustor of hydrocarbon fueled scramjet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(1): 27-31. (in Chinese)
- [14] 金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道高焓脉冲风洞实验[J]. 推进技术, 2005, 26(4): 319-323.
- [15] JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Test of a generic sidewall compression scramjet inlet in the high-enthalpy impulse wind tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 319-323. (in Chinese)
- [16] 张林, 张堃元, 王磊, 等. 新型高超弯曲激波二维进气道初步研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2556-2562.
- [17] ZHANG Lin, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Preliminary study on hypersonic curved shock two-dimensional inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2556-2562. (in Chinese)
- [18] 张林, 张堃元, 王磊, 等. 基于壁面马赫数梯度的高超声速弯曲激波二维进气道数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 752-758.
- [19] ZHANG Lin, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Computational investigation of hypersonic curved shock two-dimensional inlet with compression surface constant Mach number gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 752-758. (in Chinese)
- [20] 金志光, 张堃元, 刘媛. 马赫数 4~7 的高超侧压式进气道气动设计与性能[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1201-1208.
- [21] JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan, LIU Yuan. Design and performance investigation of sidewall compression scramjet inlets operating from Mach 4 to Mach 7[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1201-1208. (in Chinese)