

文章编号:1000-8055(2013)04-0752-07

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

张 林, 张堃元, 王 磊, 刘 媛

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 研究了一种壁面马赫数(Ma)呈线性分布规律的曲面压缩面,以此设计了高超声速弯曲激波二维进气道,并与同等条件下常规三楔压缩二维进气道进行了比较.数值研究表明:根据给定的壁面 Ma 线性分布规律和压缩面增压比,通过有旋特征线理论来设计压缩面的方法是可行的;与常规三楔压缩相比,此方法能改善压缩面附面层的稳定性,能有效缩短外压缩段的长度,并且其性能参数对来流 Ma 变化影响不敏感,特别是非设计状态下性能优势尤为突出.在接力点 Ma 下其流量系数达到0.783,比常规三楔压缩二维进气道提高13.2%,同时喉道截面总压恢复系数也提高4.5%.

关 键 词: 超燃冲压发动机进气道; 二维高超声速进气道; Ma 线性分布规律; 弯曲激波; 数值仿真

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Computational investigation of hypersonic curved shock two-dimensional inlet with compression surface constant Mach number gradient

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

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A type of curved compression surface with wall Mach number linear distribution was investigated, and a hypersonic curved shock two-dimensional inlet was designed. The performance was compared with normal three-ramp compression inlet designed under the same conditions. The result shows that: curved compression surface can be designed through rational characteristic linear theory according to the given wall Mach number linear distribution and pressure ratio. Compared with normal three-ramp compression, the new inlet has more stable boundary layer and much shorter external compression surface, but not very sensitive to the change of free stream Mach number. Especially, the inlet has an excellent performance under off-design conditions. The mass flow rate reaches 0.783 at relay point Mach number and is increased by 13.2% compared to normal three-ramp compression two-dimensional inlet, while the total pressure recovery of throat section is also increased by 4.5%.

Key words: scramjet inlet; two-dimensional hypersonic inlet;

Mach number linear distribution; curved shock; numerical simulation

收稿日期: 2012-05-07

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.752_005.html

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.

对于吸气式高超声速飞行器而言,超燃冲压发动机是理想的动力装置^[1]。进气系统作为超燃冲压发动机关键部件之一,得到了世界各国的重视和广泛的研究。目前,世界各国用于超燃冲压发动机的进气系统主要分为二维平面压缩、轴对称压缩^[2-3]、带顶压的三维侧压式^[4]和各种三维内收缩^[5-6]四大类进气系统。这四种进气压缩方式各有特点,气动外形差别很大,但都是利用压缩面产生的压缩波或者激波对气流进行压缩。压缩面的气动设计实际上是压缩面与波系两者的组织过程。合理、巧妙、高效率地组织、利用激波或者压缩波来压缩气流是人们一直追求的目的。

文献[7]中的非常规压缩型面是利用凹形曲面所形成的弯曲激波对气流进行压缩,压缩面壁面压力分布近似呈等压力梯度分布规律,这样就能一定程度地改善压缩面上附面层的稳定性,并且其长度比等熵压缩面短。文献[8]对壁面等压力梯度分布的弯曲压缩面进行了相关的试验与数值研究。最近,文献[9-12]对给定压升规律反设计压缩面进行了相关研究,并利用此方法设计出了壁面压升规律可控的高超声速内收缩进气道、二维进气道以及轴对称进气道。以上这些方法都只是以压缩面压升规律作为设计对象进行研究。

本文在以往对壁面压升规律可控压缩面的研究基础上,采用有旋特征线法作为设计工具^[13],根据给定的壁面 $dMa/dx=C(\text{constant})$ 分布规律和压缩面增压比,通过计算最终得到压缩面的壁面型线,以此曲面作为进气道的外压缩面设计高超声速二维进气道,并与同等条件下采用常规三楔压缩的二维进气道进行了分析比较。

1 $dMa/dx=C$ 压缩面的设计

本文采用有旋特征线法(method of characteristic, MOC)作为设计工具,根据给定的壁面 $dMa/dx=C$ 分布规律,保证压缩面产生一定的增压比,通过逐点计算压缩面的空间坐标最终得到其壁面型线,所得到的物理壁面即可以产生预先给定的壁面 $dMa/dx=C$ 分布规律。

壁面 $dMa/dx=C$ 分布的曲面压缩面的主要设计参数包括以下5个:来流马赫数、初始压缩角、初始压缩楔的长度、壁面 Ma 线性变化的斜率以及压缩面的增压比。本文根据所选取设计参数得到壁面 Ma 分布规律(如图1所示)为公式(1),即 $dMa/dx=C$ 。图1中横坐标 x/H_{capture} 表示以捕获高度 H_{capture} 将壁面 Ma 分布规律中的 x 方向坐

标无量纲化。

$$Ma = A \cdot (x - B) + Ma_0 \quad (1)$$

式中 Ma_0 为压缩曲面前端点的波后马赫数,由来流马赫数和压缩面初始压缩角大小决定;系数 A 代表了壁面 Ma 线性变化的斜率;系数 B 则由压缩面初始压缩楔的长度确定。

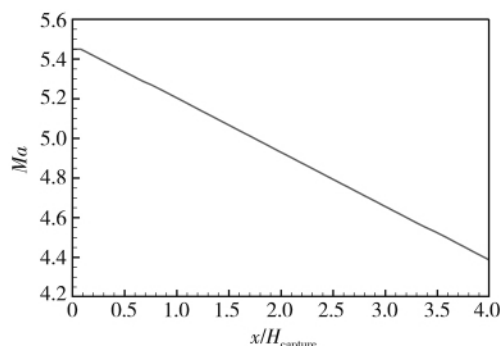


图1 设计的壁面 Ma 线性分布规律

Fig. 1 Designed wall Mach number linear distribution

在 $Ma_\infty=6$ 和 $H=25\text{ km}$ 的设计来流条件下,采用有旋特征线法,根据公式(1)给定的壁面 $dMa/dx=C$ 分布规律,在给定压缩面增压比为6的情况下,通过逐点计算压缩面的空间坐标并最终得到其壁面型线和它所形成的内凹型弯曲激波(如图2所示),图2中还给出了设计的计算域网格图。

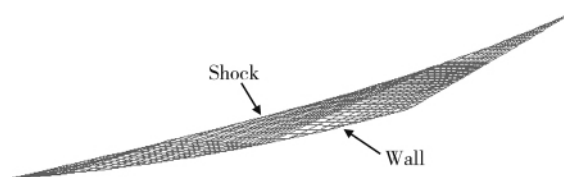


图2 设计的型面和弯曲激波

Fig. 2 Designed wall and curved shock

针对所设计的曲面压缩面,采用商业软件 FLUENT 进行了数值模拟,计算流体动力学算法为时间推进的有限体积法。图3给出了无黏数值模拟得到的流场结构,图中按远离壁面方向依次

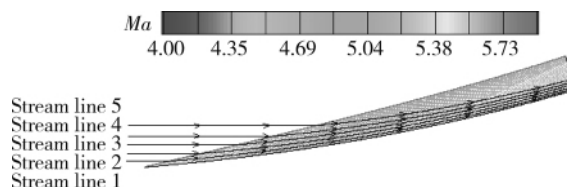


图3 CFD 无黏计算流场结构图

Fig. 3 Flow field of inviscid CFD simulation

标示了流场中的5条流线. 设计与无黏计算得到的壁面 Ma 分布规律对比如图4所示, 图5则给出了压缩面流场中不同流线上的 Ma 分布与设计的壁面 Ma 分布的对比. 图中 L 为进气道压缩面

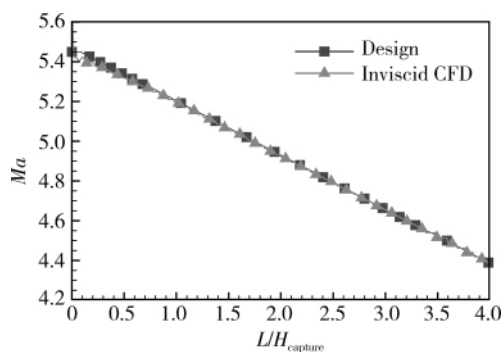


图4 设计和无黏计算的壁面 Ma 分布对比

Fig. 4 Designed wall Mach number distribution and computation of inviscid CFD

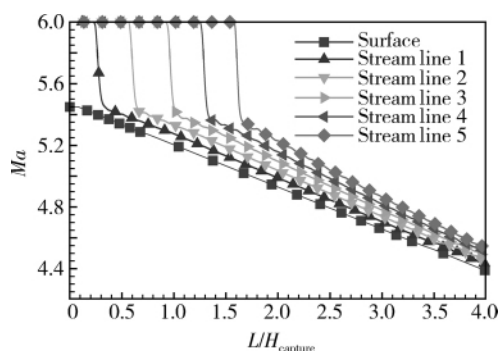


图5 不同流线的 Ma 分布

Fig. 5 Mach number distribution on different stream lines

的长度, H_{capture} 为进气道的捕获高度, 因此横坐标 L/H_{capture} 表示无量纲化以后的压缩面长度. 从图中可以看出, 两种方法计算得到的壁面 Ma 分布规律吻合很好, 并且流场中不同流线的 Ma 分布也是呈线性分布, 只是斜率有所变化. 越靠近壁面, 流线上 Ma 分布的斜率越接近设计值; 远离壁面, 流线上 Ma 线性分布的斜率将逐渐增大. 另外, 图6给出了两种方法所得到的弯曲激波对比图, 可见激波形态吻合也很好. 由此可见, 本文由给定壁面 Ma 线性分布规律来设计压缩面的方法是可行的.

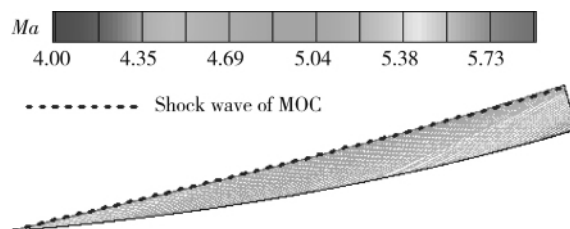


图6 CFD 无黏计算结果与特征线计算所得激波对比

Fig. 6 Comparison of shock wave calculated by inviscid CFD and method of characteristic line

2 压缩面 $dMa/dx=C$ 的二维进气道气动设计

根据公式(1)的壁面 Ma 分布, 在给定压缩面增压比为6的情况下, 设计了一种在 $Ma=4\sim6$ 范围内工作壁面 $dMa/dx=C$ 的高超声速弯曲激波二维进气道(model A)(如图7(a)所示), 其初

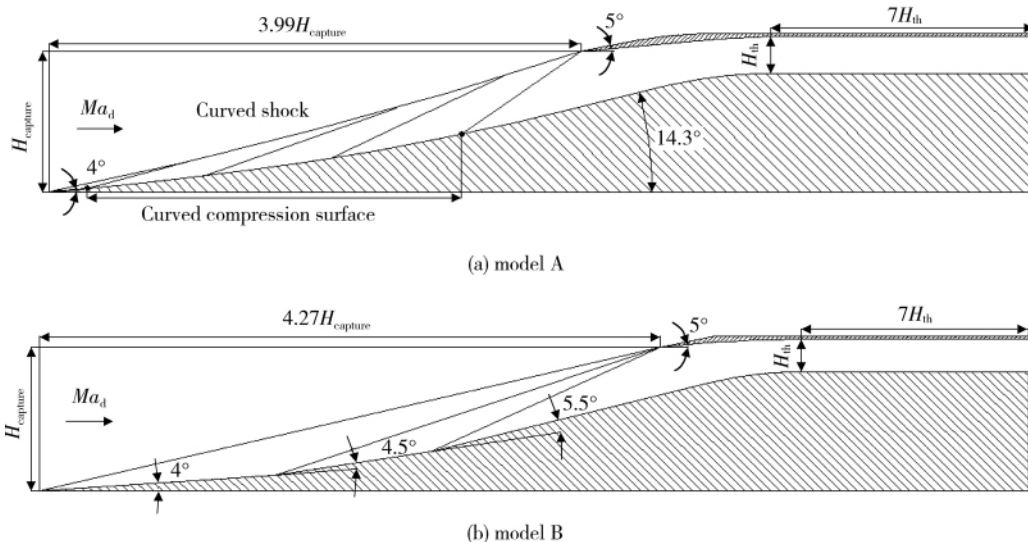


图7 两种不同压缩形式二维进气道的气动构型

Fig. 7 Configuration of model A and model B

始压缩角为 4° , 曲面压缩面的末端用一段直线与内压缩段相连接. 为了方便进行对比研究(在保证捕获高度、初始压缩角、外压缩段总压缩角、内收缩比和唇口压缩角相同, 外压缩段增压比相近的约束条件下, 设计了采用常规三楔压缩方式的高超声速二维进气道(model B)(如图 7(b)所示).)

采用近似等激波强度配置 model B 进气道的 3 个压缩角, 取值分别为 4° , 4.5° 和 5.5° . 另外, 这两种进气道还设计具有相同的唇口压缩系统, 唇口压缩角 9° , 随后采用圆弧过渡至进气道喉部, 利用圆弧产生的近似等熵压缩来削弱唇口激波的影响, 以减小肩部附面层的分离. 从几何结构上来说, 相比 model B 进气道而言, model A 利用所产生的弯曲激波压缩使其唇口位置前移了 7%.

3 数值计算

本文采用 FLUENT 软件对以上两种不同压缩方式的高超声速二维进气道流场进行了数值模拟. 计算中湍流模型选用两方程 $k-\epsilon$ 模型, 近壁处采用标准壁面函数进行处理. 对流动方程、 k 方程和 ϵ 方程的离散均采用 2 阶迎风格式. 假设流体为理想气体, 分子黏性系数采用 Sutherland 公式进行计算, 模型壁面设置为无滑移绝热固体边界条件. 对壁面及流动参数变化剧烈区域计算网格采用了局部加密措施, 确保近壁面 y^+ 在 30 左右的量级, 整个计算域网格总数约为 80 000. 计算中对全场残差和进气道隔离段出口流量进行监测, 各项残差均至少下降 3 个数量级同时流量稳定则判为收敛.

考虑到来流气体的高温效应, 因而计算中采用变比热容, 比热容采用温度的多项表达式, 各项系数取自美国 JANAF(Joint Army Navy Air Force)热力学函数表. 文献[14-15]在 $Ma=4\sim 6$ 范围内对数值计算方法的可信度进行了风洞实验验证, 结果表明: 本文所采用的数值模拟方法能够比较准确地模拟高超声速进气道内复杂的流场结构, 数值模拟结果具有较高的可信度.

进气道设计点 $Ma=6$, 来流静压为 2549 Pa, 来流静温为 221.6 K. 在 $Ma=4\sim 6$ 工作范围内, 按照“等动载”飞行条件(动压 $q=64.2$ kPa)采用定常计算方法对两种进气道在不同 Ma 下的超声速通流流场进行计算.

4 结果与分析

4.1 流场结构比较

图 8、图 9 分别给出了 model A 和 model B 两

种进气道对应不同工作 Ma 下的流场结构图. 从图中可以看出, 由于 model A 和 model B 的外压缩段采用不同的压缩方式, 因此造成进气道唇口处进入内压缩段气流的速度分布也不相同. 对于 model B

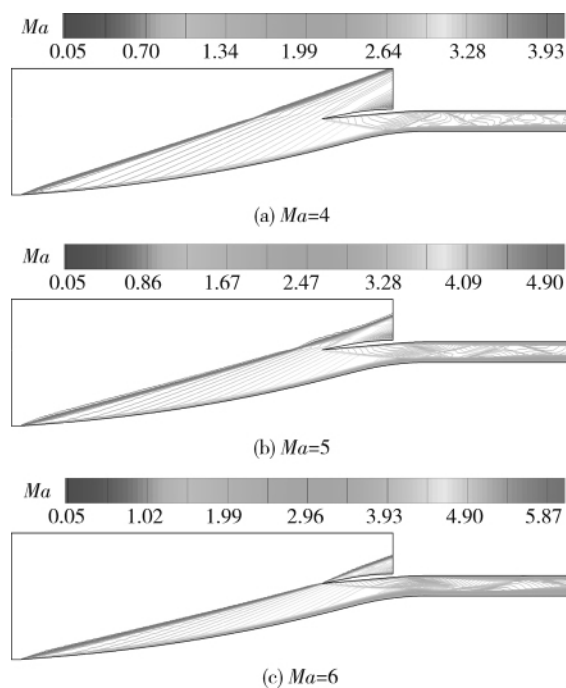


图 8 model A 在不同 Ma 下的流场结构

Fig. 8 Flow field of model A under variable Mach number

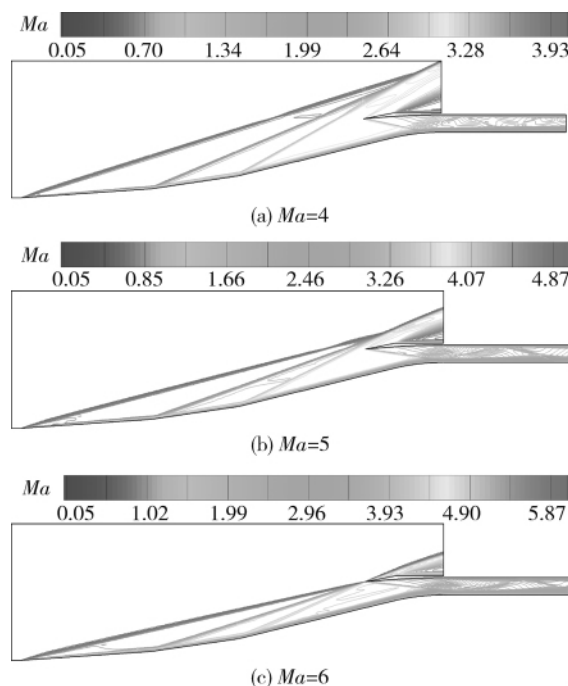


图 9 model B 在不同 Ma 下的流场结构

Fig. 9 Flow field of model B under variable Mach number

进气道而言,它采用常规三楔压缩方式,气流在其外压缩段由三道激波减速增压;在唇口处沿唇口高度方向的速度分布近似相同并以平行于第三级压缩面的流向流入内压缩段;在内压缩段内,经唇口压缩也产生直斜激波对气流继续进行压缩,并且在隔离段内形成的也是直斜激波反射.而对于 model A 进气道,其外压缩段为壁面 Ma 呈线性分布规律的凹形曲面,气流经过此曲面压缩后将不再产生直激波,而是初始楔角所产生的直激波在凹形曲面产生的无数弱压缩波不断作用下形成一道弯曲激波;并且此弯曲激波起始段的强度相对较弱,随着凹形曲面所产生的弱压缩波不断与初始激波相互作用并不断的汇聚,这样就使得弯曲激波的强度逐渐增强.因此,气流在进气道唇口高度方向将受到不同强度激波的压缩作用,这就造成流入内压缩段气流的速度沿唇口高度方向分布不同,受此影响经唇口压缩也形成一道弯曲激波,并且在肩部膨胀波的作用下隔离段内也形成弯曲激波反射.

考虑黏性影响时,进气道壁面上气流的 Ma 趋近于 0. 因此,分析时选取靠近壁面附近一条流线上的 Ma 分布作为壁面 Ma 分布.图 10、图 11 分别给出了设计状态下黏性计算得到的两种进气道壁面 Ma 分布与设计值的对比.从图中可以看出,有黏计算得到的壁面 Ma 分布与设计值吻合较好,符合给定的壁面 $dMa/dx=C$ 设计规律,气流经弯曲激波压缩后 Ma 持续减速,有效地避免出现 Ma 阶梯式下降,这样对减少气流的流动损失十分有利.而 model B 进气道对气流的减速增压作用主要通过外压缩段所产生的三道激波完成的,气流 Ma 呈阶梯式下降,黏性作用使得三道激波的位置与无黏结果有一定的差异,在此过程中激波压缩对气流造成较大的损失.

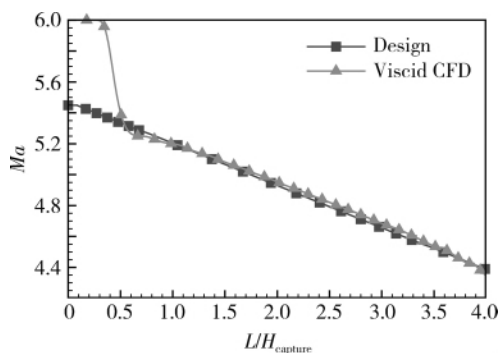


图 10 $Ma=6$ 时 model A 近壁处 Ma 分布

Fig. 10 Near wall Mach number distribution of model A at $Ma=6$

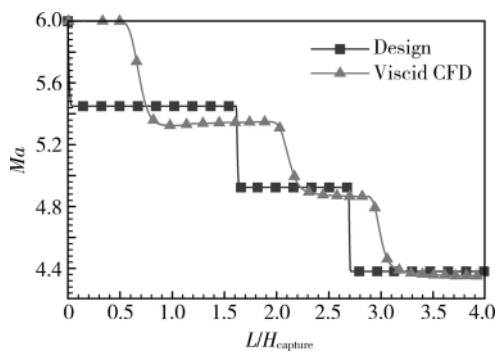


图 11 $Ma=6$ 时 model B 近壁处 Ma 分布

Fig. 11 Near wall Mach number distribution of model B at $Ma=6$

图 12 给出了设计 Ma 下两种进气道外压缩面的壁面压力分布规律.从图中可以看出,采用常规三楔压缩方式 model B 进气道主要利用外压缩段所形成的三道激波对气流进行减速增压,因此其外压缩段气流压力的上升表现为 3 个压力突跃,压力突跃处局部压力梯度极大,易导致压缩转角处附面层小范围的闭式分离;而对于 model A 进气道而言,它利用凹形曲面所形成的弯曲激波对气流进行压缩,其压力上升主要是由凹形曲面所产生的许多弱压缩波作用完成的,在此作用下, model A 壁面压升规律为变化缓和、没有压力突跃的持续升压规律,使得压缩面上的最大压力梯度得到有效地减小,这就有利于提高压缩面上附面层的稳定性.

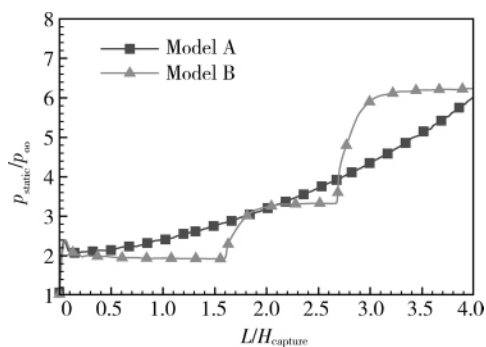


图 12 $Ma=6$ 时两种进气道壁面压升规律对比

Fig. 12 Wall pressure distribution of two inlets at $Ma=6$

4.2 性能参数比较

图 13、图 14 分别为两种进气道流量系数 ϕ 和喉道截面总压恢复系数 σ_{th} 随工作马赫数变化曲线,对应不同工作 Ma 下的性能参数见表 1.

以进气道的流量系数为例,从图中可以看出,在保证 model A 和 model B 设计状态激波封口

(shock-on-lip)的情况下,非设计状态下 model A 的流量系数均优于 model B. 特别地是,在接力点 $Ma=4$ 时,model A 的流量系数达到 0.783,相比 model B 提高了 13.2%;而在 $Ma=5$ 时,model A 的流量系数比 model B 提高 6.9%. 非设计状态下,model A 所具有的优异流量捕获能力能够为飞行器在宽马赫数工作范围内实现加速提供强有力的保障. 这主要是因为 model A 的外压缩段为壁面 $dMa/dx=C$ 的凹形曲面,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. 在保证 model A 和 model B 初始压缩角相同的情况下,model A 利用弯曲激波压缩能够使其外压缩段的长度比 model B 缩短 7%(如图 7 所示),即 model A 的唇口位置相对前移了 7%. 相对于 model B 来说,非设计点 Ma 下 model A 唇口溢流窗口较小,这从图 8(a)与图 9(a)、图 8(b)与图 9(b)的比较也可以看出来. 因此,在 model A 和 model B 捕获高度相同的情况下,model A 在非设计点 Ma 下唇口溢流量更小,这样就使得 model A 在非设计状态下具有较高的流量捕获能力. 同时,这也反映出凹形曲面所形成的弯曲激波对来流 Ma 的变化不敏感. 随着工作 Ma 降低,model A 的流量系数不会急剧下降.

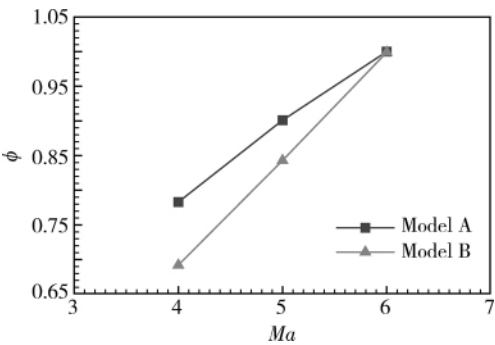


图 13 流量系数随马赫数变化图

Fig. 13 Flow capture ratio under variable Mach number

而对于进气道喉道截面总压恢复系数而言,在整个工作范围内,model A 均优于 model B. 设计点 Ma 时,model A 喉道截面的总压恢复系数比 model B 提高 7.2%;接力点 Ma 时,model A 喉道截面的总压恢复系数比 model B 提高 4.5%. 这是因为造成高超声速进气道流动损失最主要的是激波损失,而两种进气道外压缩段具有不同的压缩方式,它们相同的初始压缩角所形成的初始激波强度也相同,因而初始激波对气流造成的损失也相同. 经过初始激波压缩后,model B 需再经过两道斜激波完成对气流的减速增压作用,激波压缩将造成气流很大的总压损失. 而对于 model A 而言,对气流的减速增压作用主要通过一道弯曲激波来完成. 由于凹形曲面压缩面的初始压缩角很小,因而初始激波造成的气流损失相对较小. 尽管凹形曲面所产生的弱压缩波会不断汇聚使得弯曲激波的强度逐渐增加,但是在弯曲激波与壁面之间的区域是等熵压缩区因而不存在激波损失,并且采用曲面压缩的压缩面短,摩擦损失也随之减少. 因此,model A 外压缩段的气流损失必小于 model B 三楔外压缩段的损失. 考虑内压缩段对气流造成的损失时,尽管 model A 和 model B 唇口处流入内压缩段的气流速度略有区

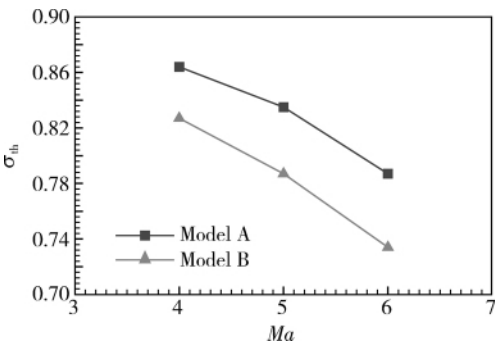


图 14 喉道总压恢复系数随马赫数变化图

Fig. 14 Total pressure recovery of throat section under variable Mach number

表 1 不同工作 Ma 数下的性能数据

Table 1 Performance at different Mach numbers

模型	Ma	ϕ	σ_{th}	Ma_{th}	π_{th}	σ_e	Ma_e	π_e
Model A	4	0.783	0.864	2.58	6.35	0.788	2.46	6.85
	5	0.901	0.835	3.21	8.22	0.735	3.03	8.63
	6	1.000	0.787	3.67	12.28	0.649	3.41	12.60
Model B	4	0.692	0.827	2.46	7.25	0.749	2.34	7.82
	5	0.843	0.787	3.02	10.29	0.682	2.86	10.69
	6	1.000	0.734	3.42	15.96	0.594	3.19	16.14

别,但是,由于它们具有相同的唇口压缩系统以及压缩量,因而两者内压缩段的损失基本相当.总体而言,在整个工作 Ma 范围内,采用压缩方式的 model A 喉道截面总压恢复系数均优于采用常规三楔压缩方式的 model B.

由此可见,在宽马赫数工作范围内,采用壁面 $dMa/dx=C$ 设计的二维进气道其性能参数对来流 Ma 变化影响不敏感,尤其是非设计状态下的性能优势突出.因此,这种壁面 $dMa/dx=C$ 弯曲激波压缩方式值得进行更深入、细致的研究.

5 结 论

本文探讨了壁面 $dMa/dx=C$ 的高超声速曲面压缩面的设计方法,以此为基础设计了高超声速弯曲激波二维进气道,对其进行了数值研究,并与同等条件下常规三楔压缩二维进气道进行了比较分析.得到如下结论:

1) 给定壁面 $dMa/dx=C$ 分布规律来设计高超声速压缩面型线及弯曲激波的方法是可行的.同常规三楔压缩方式相比,该方法能够改善压缩面上附面层的稳定性,并且所形成的压缩流场中各流线 Ma 分布也呈线性分布规律.越靠近壁面,流线上 Ma 分布规律更接近设计值;远离壁面,流线上 Ma 线性分布规律的斜率逐渐增大.

2) 同采用常规三楔压缩方式的二维进气道相比,在设计点 Ma 下该高超声速弯曲激波二维进气道的气动性能良好,并且能有效缩短外压缩段的长度.

3) 在非设计状态下,高超声速弯曲激波二维进气道受来流 Ma 变化影响不敏感,性能优异.尤其是接力点 Ma 下其流量系数达到 0.783,比常规三楔压缩二维进气道提高 13.2%;同时喉道截面总压恢复系数也提高 4.5%.

参考文献:

- [1] Curran E T. Scramjet engines: the first forty years[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1138-1148.
- [2] Connors J F, Woollett R R. Performance characteristics of several types of axially symmetric nose inlets at Mach number 3.85[R]. NACA RM E52I15, 1952.
- [3] Sorensen N E, Smeltzer D B. Study of two axisymmetric inlets for Mach 3.5[R]. AIAA-1976-0204, 1976.
- [4] Trexler C A. Performance of an inlet for an intergraded scramjet concept[J]. Journal of Aircraft, 1974, 11(9): 588-591.
- [5] Molder S, Szpiro J. Buseman inlet for hypersonic speeds[J].

Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.

- [6] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition[R]. AIAA-98-0960, 1998.
- [7] 金志光, 张堃元. 二维非常规压缩型面超/高超声速进气道的设计概念[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 226-229.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Concept of a two-dimensional supersonic/hypersonic inlet with a non-conventional compression wall[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 226-229. (in Chinese)
- [8] PAN Jin, ZHANG Kunyuan. Experimental and numerical investigation of a curved compression system designed on constant pressure gradient[R]. AIAA-2009-5270, 2009.
- [9] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 518-523.
NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Investigation on hypersonic inward turning inlets with controlled pressure gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 518-523. (in Chinese)
- [10] NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan. Numerical and experimental investigation on hypersonic inward turning inlets with basic flowfield using arc tangent curve law of pressure rise[R]. AIAA-2011-2270, 2011.
- [11] 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.
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)
- [12] 向有志, 张堃元, 王磊, 等. 壁面压升可控的高超声速进气道优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2193-2199.
XIANG Youzhi, ZHANG Kunyuan, WANG Lei, et al. Optimization design of hypersonic axisymmetric inlet with controllable law of wall pressure rise[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2193-2199. (in Chinese)
- [13] Anderson B H. Design of supersonic inlets by a computer program incorporating the method of characteristics[R]. NASA TN D-4960, 1969.
- [14] 金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道 M6 高焓脉冲风洞实验[J]. 推进技术, 2005, 26(4): 319-323.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Test of a generic side-wall compression scramjet inlet in the high-enthalpy impulse wind tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 319-323. (in Chinese)
- [15] 金志光, 张堃元. 带前体压缩的前掠侧压式进气道实验及数值研究[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 508-512.
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Experimental and numerical investigation of a forward sweep sidewall compression scramjet inlet with forebody compression[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 508-512. (in Chinese)