

文章编号:1000-8055(2011)11-2556-07

高超弯曲激波二维进气道初步研究

张 林, 张堃元, 王 磊, 南向军, 向有志
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 研究了一种压升规律的曲面压缩面, 设计了高超弯曲激波二维进气道, 并用数值模拟手段对该进气道和同等条件下的常规高超二维三楔进气道、楔+等熵进气道的性能进行了比较。数值模拟表明: 通过给定合理压缩面压升规律来设计压缩面并改善压缩面附面层稳定性是可行的, 弯曲激波二维进气道的长度比同等条件下的常规二维三楔、楔+等熵进气道分别缩短 12% 和 10%, 并且对来流 Ma 变化不敏感, 综合性能优势明显、应用前景大。

关 键 词: 超燃冲压发动机进气道; 二维高超声速进气道; 压升规律; 弯曲激波; 数值仿真

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Preliminary study on hypersonic curved shock two-dimensional inlet

ZHANG Lin, ZHANG Kun-yuan, WANG Lei,
NAN Xiang-jun, XIANG You-zhi

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A type of curved compression surface with certain wall pressure distribution was investigated, and a hypersonic curved shock two-dimensional inlet was designed. The performance was compared through numerical simulation with normal hypersonic three-wedge and wedge-isentropic two-dimensional inlets under the same conditions. The result shows: the curved shock inlet with more stable boundary layer can be designed according a proper wall pressure distribution; the inlet can be shortened by 12% and 10%, respectively, as compared with three-wedge inlet and wedge-isentropic inlet, and is not very sensitive to the change of free stream Mach number; the new inlet has obvious superiority on the overall performance and bright prospect in the applications.

Key words: scramjet inlet; two-dimensional hypersonic inlet; law of pressure rise; curved shock; numerical simulation

进气系统是超燃冲压发动机关键技术之一。经过数十年的研究和发展, 目前世界各国用于超燃冲压发动机的进气系统大致可以分为四大类: 二维平面压缩进气系统、轴对称压缩进气系统^[1-2]、带顶压的三维侧压式进气系统^[3]和各种三维内收缩进气系统^[4-6]等。

现有超声速压缩方式(多级平面斜激波压缩、

等熵压缩、锥波压缩)压缩面沿流向的压力梯度分布并不理想。激波压缩局部的压力梯度 dp/dx 极大, 由于激波/附面层的相互作用, 在压缩转角处附面层很可能发生小范围的闭式分离; 而采用等熵压缩的方式, 沿压缩面压力梯度逐渐升高, 在等熵压缩面的后段, 局部压力梯度很大, 为了克服沿程的逆压力梯度和摩擦阻力, 当地附面层的动量

收稿日期: 2010-12-15; 修订日期: 2011-04-23

基金项目: 国家自然科学基金(90916029)

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。

厚度变得越来越厚,导致附面层稳定性问题相当突出。

文献[7]中采用弯曲激波压缩的非常规压缩面起始段为一压缩角较小的直线段,紧跟着是一凹形曲面,曲面终点处接一直线段,该凹形曲面由给定压缩角变化规律的小段折线形成,压缩面的壁面压力近似等压力梯度分布,能一定程度地避免压缩面上附面层可能的分离,且比等熵压缩面长度短。通过调节几何参数可以得到曲率不同的弯曲激波和不同压力梯度压升规律的压缩面,但是无法直接从压升规律着手来设计压缩面。

本文在以往对弯曲激波的研究基础上^[7-12],研究了一种新型压升规律的曲面压缩面。文章首先分析压缩面的压升规律,在此基础上选定一种特殊的变压力梯度压升规律,并依此设计一曲面压缩面作为进气道的外压缩面,然后利用此外压缩面设计了高超声速二维进气道,对其进行了数值研究,并与同等条件下的常规二维三楔进气道和楔+等熵进气道的性能进行了比较。

1 压升规律可控压缩壁面的设计

压缩面的压升规律可以有多种形式,例如等压力梯度变化、压力梯度线性变化、压力梯度二次变化、压力梯度多项式变化等等。为了尽可能考虑到所有形式的压升规律,并且减少压升规律中实际控制参数,本文将压缩面等分为前、中、后三段,给出每一段起点和终点压力上升的梯度 dp/dx , 起点和终点之间压力梯度呈线性变化,同时保证各部分端点处压力分布连续可导。通过调整压缩面各端点的压力梯度取值,便可以得到等压力梯度变化、压力梯度线性变化、压力梯度二次变化或者压力梯度多项式变化的压升规律。本文所采用的壁面压力梯度分布函数关系式如下:

$$G(x) = \begin{cases} G_1 + 3(G_2 - G_1)x & 0 < x \leq \frac{1}{3} \\ G_2 + 3(G_3 - G_2)\left(x - \frac{1}{3}\right) & \frac{1}{3} < x \leq \frac{2}{3} \\ G_3 + 3(G_4 - G_3)\left(x - \frac{2}{3}\right) & \frac{2}{3} < x \leq 1 \end{cases} \quad (1)$$

其中 G_1, G_2, G_3 和 G_4 为压缩面前端向后各端点处的压力梯度(如图 1 所示)。

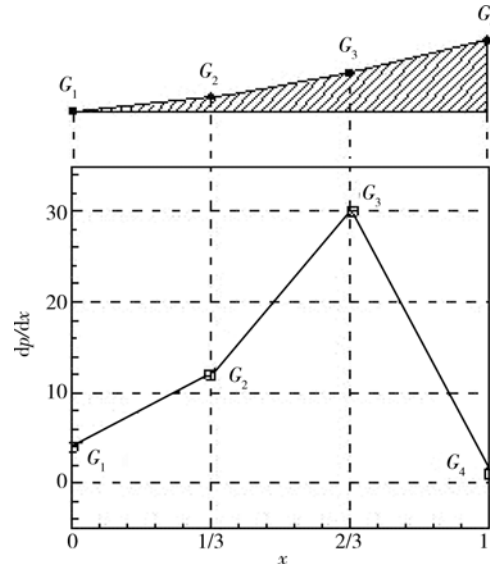


图 1 压缩面可控各端点压力梯度示意图

Fig. 1 Sketch of controllable points' pressure gradient on compression wall

对式(1)积分便可以得到壁面压力分布函数关系式如下:

$$p(x) = \begin{cases} A_1 x^2 + B_1 x + C_1 + p(x_1) & 0 < x \leq \frac{1}{3} \\ A_2 x^2 + B_2 x + C_2 + p(x_2) & \frac{1}{3} < x \leq \frac{2}{3} \\ A_3 x^2 + B_3 x + C_3 + p(x_3) & \frac{2}{3} < x \leq 1 \end{cases} \quad (2)$$

式中 $p(x_1)$ 为压缩曲面前端点的波后压力,代表了弯曲激波前端点的压比,由压缩面的初始压缩角度决定;系数 $A_1, B_1, C_1, A_2, B_2, C_2, A_3, B_3, C_3$ 则由选取压缩面各端点处的压力梯度 G_1, G_2, G_3 和 G_4 所决定。

为了使压缩面壁面压升规律可控并升压过程末端沿流向的压力梯度不宜过大,提高压缩面末端附面层的稳定性,本文通过合理选取压缩面各端点处的压力梯度 G_1, G_2, G_3 和 G_4 ,得到如图 2 所示壁面压力分布规律。作为比较,图中还给出了同样最终压比的等熵压缩面升压曲线。可以看出,等熵压缩沿壁面压力变化的斜率越来越大,即压力梯度会逐渐升高,在压缩型面的末端,局部压力梯度很大易引起附面层不稳定。同等熵压缩壁面压升规律相比,本文所选取的壁面压升规律中前半部分壁面压力变化的斜率比等熵压缩的更大,而后半部分壁面压力变化的斜率逐渐减小并趋于

零,这就使得压缩型面末端局部压力梯度不会太大.因此,所选取的壁面压升规律对于压缩面末端附面层的稳定性更有利.

在 $Ma=6.0$ 、高度 $h=25\text{ km}$ 的来流条件下,采用有旋特征线法,根据图2给定的壁面压力分布逐点计算壁面的空间坐标并最终得到壁面型线和它形成的内凹弯曲激波,图3就是对应的曲面压缩面-弯曲激波所围成的计算域网格图,在该计算域内计算得到的流场等压力图如图4所示.针对特征线法计算得到的物理壁面,采用商业软件 FLUENT 进行了无黏数值模拟,两种方法计算得到的壁面压力分布以及预定的压升规律对比如图

5所示,可见不仅两种方法计算得到的壁面压力分布吻合很好,而且与预定的设计压升规律也高度一致.说明本文由压升规律设计压缩面的方法是可行的.

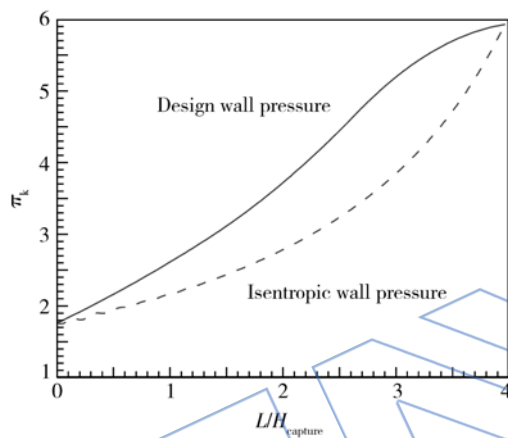


图2 压缩面的设计压升规律

Fig. 2 Designed pressure distribution on compression wall

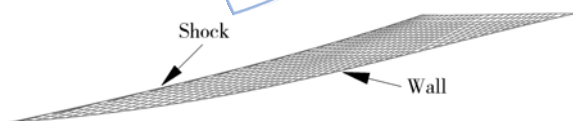


图3 特征线网格图

Fig. 3 Grid sketch of characteristics line

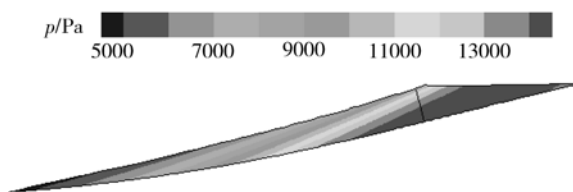


图4 特征线法计算的等压力图

Fig. 4 Pressure contour computed using method of characteristics (MOC)

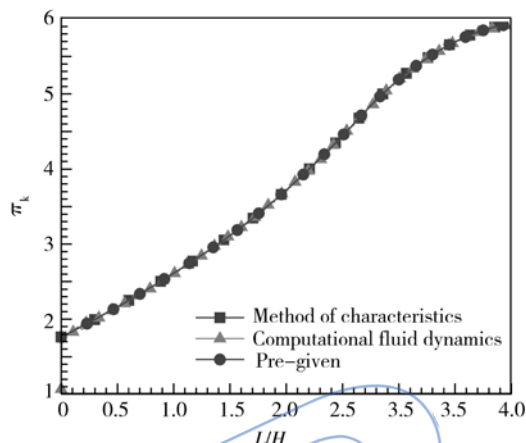


图5 特征线法、FLUENT 计算和预定的壁面压力分布对比图

Fig. 5 Wall pressure distribution computed using method of characteristics, FLUENT and pre-given

2 进气道模型设计

根据上文图5所示的特殊压升规律,以接力点 $Ma=4$ 、设计点 $Ma=6$ 设计了一种新型高超弯曲激波二维进气道(model A)(如图6(a)所示),进气道初始压缩角为 4° ,唇口前气流总偏转角为 14° ,总收缩比为 4.00,内收缩比为 1.44.作为对比,在保证①初始压缩角相同;②捕获高度相同;③气流总偏转角相同;④唇口压缩角相同;⑤内收缩比相同的约束条件下,分别设计了常规二维三楔进气道(model B)、楔+等熵进气道(model C)(如图6(b),(c)所示).

Model B 进气道三个楔面的压缩角近似等激波强度配置分别是 4° 、 4.5° 和 5.5° ,唇口前气流总偏转角为 14° ,总收缩比为 4.48,内收缩比为 1.44;model C 进气道的初始压缩角 4° ,气流在等熵压缩面偏转 10° ,唇口前气流总偏转角也是 14° ,总收缩比为 4.44,内收缩比为 1.44.比起 model B 和 model C 两种进气道来说,model A 特殊压升规律的压缩面产生的弯曲激波压缩使唇口位置分别前移了 12% 和 10%.

另外,以上三种进气道设计具有相同的唇口压缩系统,内唇口对气流有 9° 压缩角,随后采用一

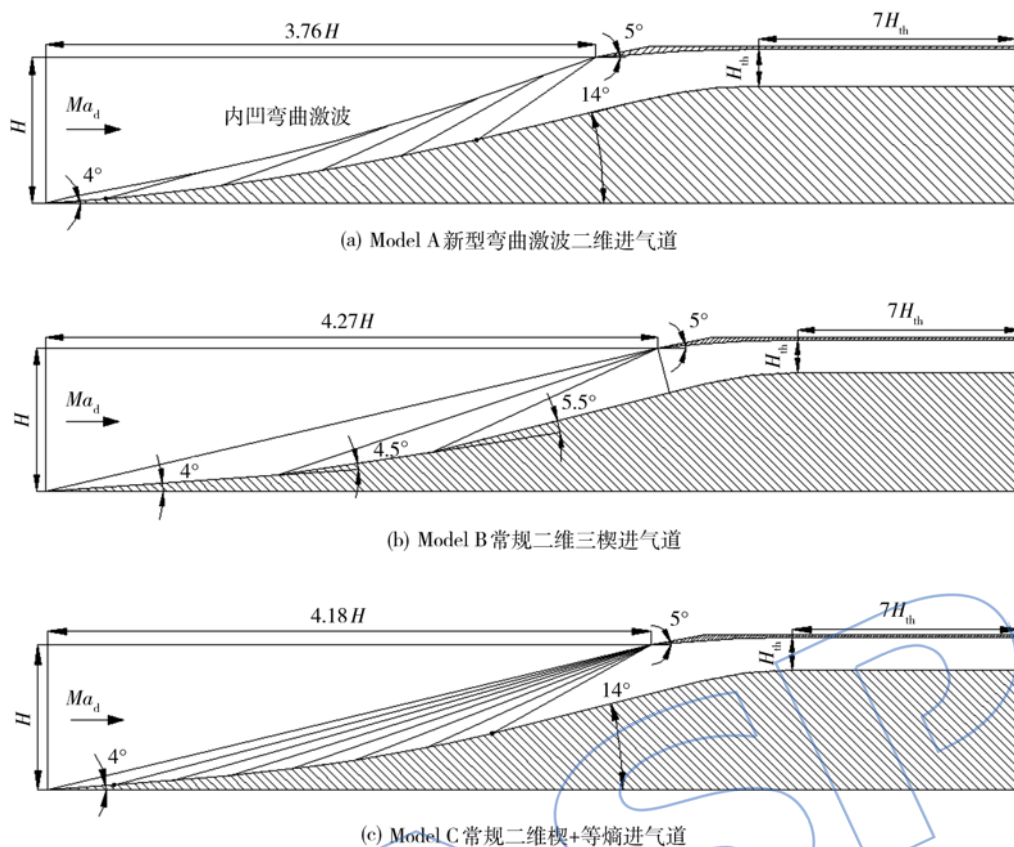


图 6 三种不同压缩形式二维进气道的气动布局

Fig. 6 Configuration of model A, model B and model C

圆弧近似形成等熵通道以弱化唇口所产生的激波,减小肩点处附面层分离。

3 数值计算

采用守恒型雷诺平均的 Navier-Stokes (N-S) 方程对高超声速进气道流场进行数值模拟,计算流体力学 (CFD) 算法为时间推进的有限体积法。紊流模型选用两方程 $k-\epsilon$ 模型,近壁处采用标准壁面函数处理。

进气道内流道沿 x/y 方向分别布置了 820/135 个节点,唇口上方的外流场沿 y 方向布置了 60 个节点,整个计算域共采用了 97 406 个结构化网格单元。

为适应黏性计算与激波捕获的需要,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。计算中采用了压力远场、压力出口及无滑移绝热壁面边界条件。超声速隔离段出口参数由内部流场外插得到。计算收敛的标准为:各残差指标下降到 10^{-3} 以下且不再变化,进气道内流道进出口流量的相对误差在 10^{-4} 以下。

文中对进气道不同工作马赫数下的超声速通

流场采用了定常计算方法,计算初场为自由来流条件。表 1 给出了文中采用的“等动载”飞行条件下的计算状态与来流参数。

表 1 “等动载”飞行条件下的计算状态和来流参数

Table 1 Flight conditions
(dynamic pressure $q=64.2\text{ kPa}$)

Ma	h/km	p_∞/Pa	T_∞/K	p^*/MPa	T^*/K
4	19.78	5736	216.7	0.87	910.1
5	22.65	3670	219.2	1.94	1315.2
6	25.00	2549	221.6	4.02	1817.1

4 结果与分析

4.1 流场结构比较

图 7~图 9 分别给出了 model A, model B 和 model C 三种不同压缩形式二维进气道在设计飞行 Ma 下的流场结构图,图中激波的相交、反射以及激波与膨胀波的相互作用清晰可见。

图 7~图 9 中可以看到,由于三种进气道压缩形式的不同,使得进气道唇口处进入进气道内

压缩段气流的速度分布不相同. Model B 和 model C 经外压段压缩后的气流沿唇口高度方向以近似相同的速度、与壁面平行的流向流入内压缩段, 经唇口压缩后形成直斜激波, 并且在隔离段内形成直斜激波反射; 而对于 model A 而言, 气流经过壁面压升规律可控压缩面形成弯曲激波压缩以后, 气流沿唇口高度方向以不同的速度流入内压缩段, 在肩部膨胀波的作用下, 唇口波亦变为一道弯曲激波, 并且在隔离段内形成的也是弯曲激波反射.

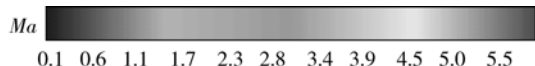


图7 $Ma=6$ 时 model A 的马赫数等值线图
Fig. 7 Mach number contours of model A
at $Ma=6$



图8 $Ma=6$ 时 model B 的马赫数等值线图
Fig. 8 Mach number contours of model B
at $Ma=6$

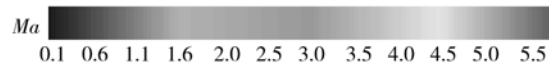


图9 $Ma=6$ 时 model C 的马赫数等值线图
Fig. 9 Mach number contours of model C
at $Ma=6$

图 10 给出了设计点 Ma 下三种不同压缩形式进气道压缩面上的压力分布, 进气道压缩面末

端有一段直线与内压缩段相连接. 由图可见, model B 进气道压力上升是通过三个压力突跃来实现的, 压力突跃时局部压力梯度极大, 在压缩转角处易引起附面层小范围的闭式分离; model C 进气道刚开始压力上升比较缓慢, 越到压缩面末端压力上升越来越急, 对压缩面末端附面层的稳定性带来不利; 而 model A 进气道采取的是先急后缓的压升规律, 能有效地减小压缩面的最大压力梯度, 保证压缩面上附面层的稳定性优势是非常明显的.

图 11 和图 12 为设计点 Ma 下三种不同压缩形式进气道喉道截面的马赫数、总压分布图. 由图

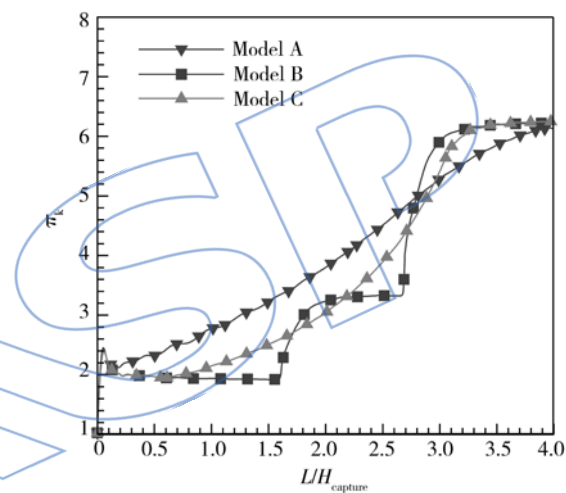


图10 $Ma=6$ 三种进气道压缩面壁面压力分布对比
Fig. 10 Wall pressure distribution of three inlets
at $Ma=6$

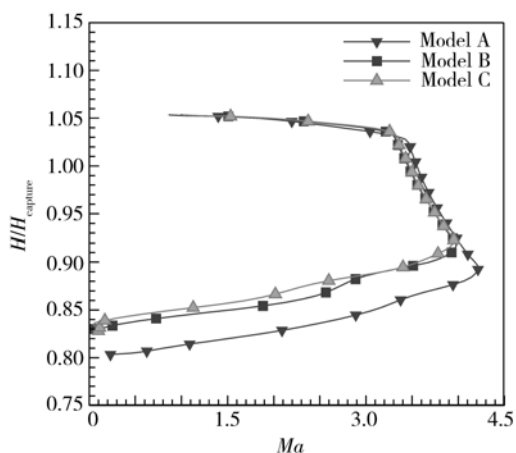


图11 $Ma=6$ 时喉道截面马赫数分布图
Fig. 11 Mach number distribution of throat
at $Ma=6$

可以看出,尽管所设计的三种不同压缩形式模型喉道的实际高度不一样,但是三种不同压缩形式进气道在喉道截面马赫数分布是基本一致的.另外,model B 和 model C 喉道截面总压分布基本一致,而 model A 由于唇口波变为一道曲激波,使得其喉道截面主流的总压分布不均匀.

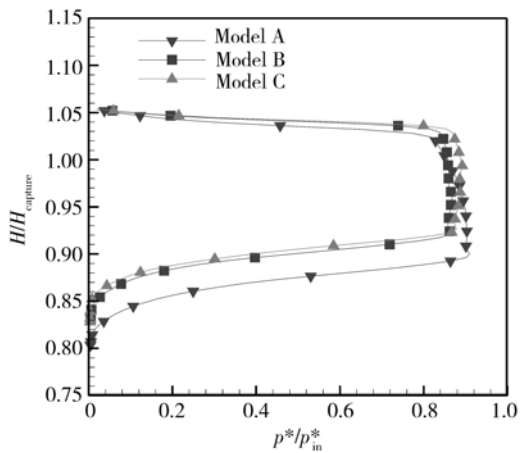


图 12 $Ma=6$ 时喉道截面总压分布图

Fig. 12 Total pressure distribution of throat at $Ma=6$

4.2 性能参数比较

表 2 给出了设计点 $Ma=6$ 下三种不同压缩形式二维进气道所对应的性能参数.

表 2 设计点 Ma 下的性能数据

Table 2 Performance at design Mach number

模型	ϕ	σ_{th}	Ma_{th}	π_{th}	σ_e	Ma_e	π_e
A	1.000	0.734	3.42	15.96	0.594	3.19	16.14
B	1.000	0.757	3.42	16.45	0.604	3.20	16.06
C	1.000	0.748	3.58	12.89	0.611	3.30	13.80

图 13 和图 14 是三种不同压缩形式二维进气道喉道截面总压恢复系数 σ 和流量系数 ϕ 随马赫数的变化曲线,由图可以看出,在设计点 Ma 下,model A 喉道截面的总压恢复系数介于 model B 与 model C 之间,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,三种形式的进气道初始压缩角相同,即初始激波损失也相同.而经过初始压缩后,model B 再经两道斜激波压缩,造成很大的激波损失,使得其喉道截面总压恢复系数最低;model C 经 10° 等熵型面压缩形成非常弱的压缩波对气流造成的损失很小,使得其喉道截

面总压恢复系数最高;而对于 model A 而言,壁面压升规律可控内凹型曲面产生的许多弱压缩波与初始激波相互作用形成一道弯曲激波对来流进行压缩,同时也造成进气道唇口处进入内压段的气流不均匀,在内压段内弱压缩波与唇口激波相互作用同样形成弯曲激波对气流进行压缩,使得喉道截面气流的总压分布不均匀(如图 12 所示).由于进入内压段气流的不均匀,与唇口激波相互作用后,在流道截面对气流造成的损失不一样,对上半部分气流造成损失大.这种截面流场的不均匀使得进气道喉道截面的总压恢复系数有所下降.但是,总体而言弯曲激波压缩对气流造成的损失介于两者之间,从而使得设计点 Ma 下 model

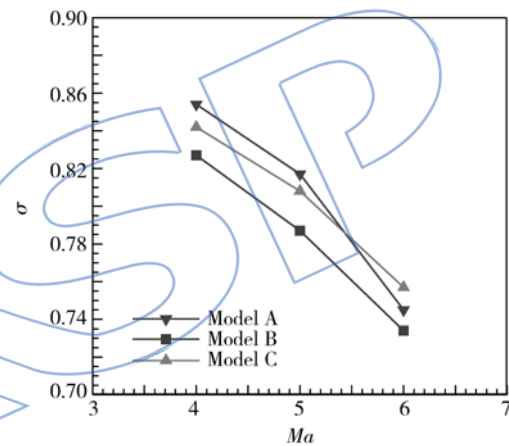


图 13 总压恢复系数随马赫数变化图

Fig. 13 Total pressure recovery with variable Mach number

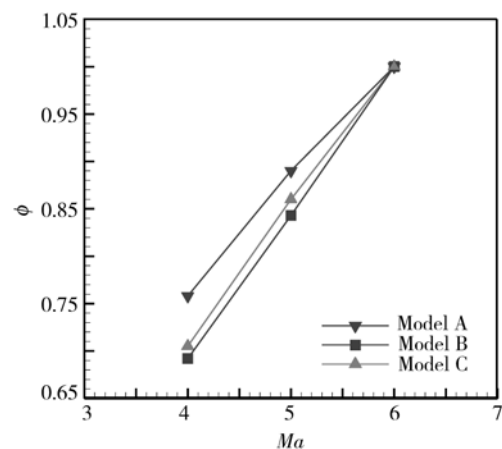


图 14 流量系数随马赫数变化图

Fig. 14 Flow capture ratio with variable Mach number

A 进气道的性能介于两者之间。

在非设计点 Ma 下, model A 的性能明显优于 model B 和 model C, 这主要是因为 model A 产生的弯曲激波使得进气道外压缩段的长度缩短, 唇口位置相对靠前, 即在非设计点 Ma 下形成的溢流窗口较小, 因此随着 Ma 降低, 流量系数不会急剧下降, 如在接力点 $Ma=4$ 下, model A 的总压恢复系数比 model B, model C 分别提高 3.2% 和 1.4%, 其流量系数则达到 $\phi=0.758$, 比 model B, model C 分别提高 9.5% 和 7.5%, 这为飞行器在宽马赫数范围实现加速提供了强有力的保障。另外, 低于设计 Ma 时, model A 壁面压升规律可控内凹型曲面产生压缩波对气流造成的损失减小, 这也使得其性能得到提高。

由此可见, 在宽马赫数工作范围内, 壁面压升规律可控压缩面形成弯曲激波压缩, 对来流 Ma 变化不敏感, 在非设计点 Ma 下的性能较好。因此, 同常规三楔压缩、楔+等熵压缩二维进气道相比, 该新型进气道综合性能优势更明显、应用前景更大。

5 结 论

基于所选取新型压升规律的曲面压缩面, 设计了高超弯曲激波二维进气道, 并用数值模拟手段对该进气道和同等条件下的常规二维三楔进气道以及楔+等熵进气道的性能进行了比较。得到如下结论:

- 1) 给定合理的压升规律来设计高超声速压缩的型面型线及弯曲激波的方法是可行的;
- 2) 压缩面采用新型压升规律后能有效缩短进气道的长度, 本文条件下较常规二维三楔进气道缩短 12%、常规二维楔+等熵进气道缩短 10%;
- 3) 同常规压缩进气道相比, 壁面压升规律可控的新型高超声速二维进气道在压缩面形成弯曲激波压缩对来流 Ma 变化不敏感, 其综合性能优势明显、有良好应用前景, 值得深入研究。

参考文献:

[1] Samanich N E, Cubbison R W. A pivoting cowl and spike

technique for efficient angle-of-attack operation of supersonic inlets[R]. NACA RM E58G11a, 1958.

- [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] Mölder S, Szpiro J. Busemman inlet for hypersonic speeds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [5] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition[R]. AIAA 98-0960, 1998.
- [6] Billig F S. SCRAM: a supersonic combustion ramjet missile [R]. AIAA Paper 93-2329, 1993.
- [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] 居燕. 弯曲激波压缩面设计及试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学 2005.
JU Yan. Design of curved shock compression surface and experimental investigation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [9] 潘瑾, 张堃元, 金志光. 弯曲激波压缩型面的设计及数值分析[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 438-442.
PAN Jin, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang. Design and numerical investigation of curved shock compression surface[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 438-442. (in Chinese)
- [10] 潘瑾, 张堃元, 王磊. 几种超声速非常规压缩系统的研究[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 673-676.
PAN Jin, ZHANG Kunyuan, WANG Lei. Study of several supersonic non-conventional compression surfaces [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 29(4): 673-676. (in Chinese)
- [11] PAN Jin, ZHANG Kunyuan. Experimental and numerical investigation of a curved compression system designed on constant pressure gradient[R]. AIAA 2009-5270, 2009.
- [12] 张堃元, 居燕, 杨国亮, 等. 曲面激波压缩和在高超声速进气道上的应用[C]//中国力学学会学术大会论文集. 北京: 中国力学学会, 2007: 80.