

超声速转弯流道内的迟滞现象*

郭善广,王振国,赵玉新

(国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室,湖南长沙 410073)

摘要:采用特征线法,通过预先给定中心线马赫数分布,设计了消波的二维超声速转弯流道。研究了不同反压作用下转弯流道内的激波串结构、壁面沿程静压分布和壁面分离区演化等特征,分析了流道内激波串波结构与反压的关系,发现了激波串波头很难稳定在流道拐点附近。当激波串波头靠近流道拐点时,流场具有双解。流动双解区向单解区演化过程中,伴随有大分离区在上、下壁面之间的迅速转换和激波串结构的快速演化。

关键词:超声速流动;转弯流道;迟滞;特征线法;双解

中图分类号:V211 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2014)04-0010-05

The flow hysteresis in the supersonic curved channel

GUO Shanguang, WANG Zhenguo, ZHAO Yuxin

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: With the centerline Mach-number distributions provided in advance, a two-dimensional supersonic wave-cancelled channel was designed by the Method of Characteristics. The shock train, wall static pressure distributions and separation region were investigated. The relationship between the shock train and back pressure was also investigated. The flow-field had dual solutions when the head of the shock train was in the vicinity of the channel inflection. When the flow evolved into the single-solution domain from the dual-solution domain, the larger separated zone transferred quickly and the shock-train structure evolved fast.

Key words: supersonic flow; curved channel; hysteresis; characteristics method; dual solutions

超声速转弯流道具有重要的工程应用价值,其典型应用之一是作为超燃冲压发动机的隔离段^[1]。高超声速飞行器燃烧室内产生的高压易引起进气道不启动,甚至其结构的破坏^[2]。这就需要在燃烧室和进气道之间设计一隔离段,利用隔离段内的激波串抑制燃烧室内高压的前传。若进气道出口与燃烧室入口二者中心线的高度不同,就需要设计可以实现流动转弯的隔离段。针对转弯流道的流动研究是理解和改进其性能的重要手段。

近来,针对超声速等直管道或扩张管道的研究已有很多^[3-5]。如收扩喷嘴的等直段中拟激波结构研究^[6];在吸气式高超声速飞行器中,等直或微扩的隔离段的激波串特性研究^[7-9];过膨胀喷管中,环境高压引起的喷管内复杂的激波系研究^[10-12]。相比于等直管道或扩张管道,由于转弯管道存在曲率,使得流道内存在较强的横向压力梯度和流动的非对称性。横向压力梯度和流动的非

对称性对流道的动力学特性产生的影响,还有待研究。

针对反压作用下超声速转弯流道研究的公开文献较少。谭慧俊等对弯曲流道内的激波串特性进行了数值模拟和实验研究^[13-14]。研究指出,低马赫数时,可以采用改进的 Waltrup 公式预测激波串内壁面的压力分布,但激波串长度比直管道时增加近 1/3;高马赫数时,激波串内的壁面压力分布难以预测。然而与机理研究相比,超声速转弯流道的工程实践已先行了一步,如高超声飞行器的隔离段已采用了弯曲内管道^[13]。但超声速转弯流道内的流动特征尚不清楚,因此针对超声速转弯流道在反压作用下的流动特性展开专门研究具有重要意义。

1 数值方法及验证

1.1 数值方法

采用有限体积方法离散二维可压缩的雷诺平

* 收稿日期:2013-11-29

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11072264)

作者简介:郭善广(1986—),男,山东济宁人,博士研究生,E-mail:410552457@163.com;

赵玉新(通信作者),男,副教授,博士,硕士生导师,E-mail:zyx_nudt@163.com

均的 Navier-Stokes 方程。来流假定为量热完全气体,比热比 $\gamma = 1.4$ 。空间的离散采用格心格式。对流项的离散采用二阶的 AUSM 通量差分分裂格式,粘性项采用中心差分格式离散。湍流模拟采用 Spalart-Allmaras 模型。流道入口给定超声速入口边界条件。出口主流若是超声速的,出口边界的参数通过外插得到;否则出口边界反压为给定值,其余参数通过插值得到。固体壁面采用无滑移绝热边界条件。

1.2 数值方法验证

反压作用下的转弯通道内的主要流动特征是激波/激波干扰、激波/边界层干扰、边界层分离等现象。论文通过模拟过膨胀 Laval 喷管内的流场,来验证本文的数值方法。

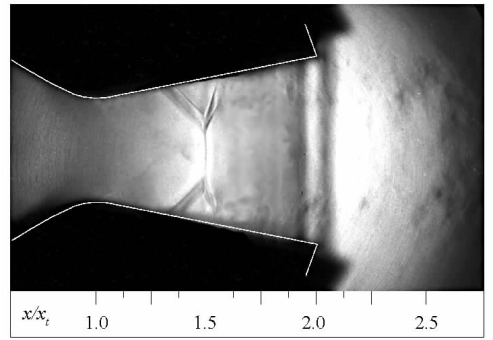
喷管的几何模型与文献[10]中的相同。为了保证湍流解的精度,壁面附近第一层法向网格的 $y^+ < 0.5$ 。图1给出了压比为2.0工况下,数值纹影与试验纹影的比较,二者整体符合较好。数值纹影给出了清晰的激波/激波干扰结构、激波/边界层干扰结构、分离区形状和波后的混合区。图2给出了压比(NPR)为2.0~9.5的数值模拟和试验^[10]的壁面沿程压力分布。其中压比 NPR 定义为来流总压与出口静压的比值。从图2中可以看出,数值模拟结果与试验数据吻合。数值模拟精确捕捉到了不同压比下分离激波位置和分离区大小。壁面压力分布的唯一差别是:高压比情况下喷管扩张段的后半部分的压力,计算结果稍低于试验值;而在低压比情况下这种差别并不明显。

2 转弯通道几何模型

超声速气流在转弯通道内容易形成激波,以致引起激波/边界层干扰等复杂的流动现象,导致流动畸变和总压损失^[15]。若采用圆弧作为超声速转弯通道,圆弧半径不容易选择。因为圆弧半径过小,容易引起管内压缩波的汇聚以致形成激波;若圆弧半径过大,会增加壁面摩擦损失,同时也会导致流道过长。为实现无激波的超声速转弯和流道长度的可控,论文提出了基于中心线马赫数分布的超声速转弯通道设计方法。

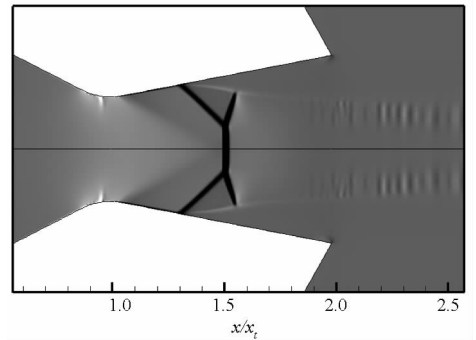
2.1 超声速转弯通道设计方法

研究的流道模型为消波转弯流道,即给定中心曲线形状及其马赫数分布,采用特征线法求解相应的壁面。特征线方程、相容性关系及其具体的迭代算法见文献[16]。为保证转弯流道壁面



(a) 试验纹影

(a) Experimental Schlierens



(b) 数值纹影

(b) CFD Schlierens

图1 数值纹影与试验纹影的比较

Fig.1 Comparisons of numerical and experimental schlierens

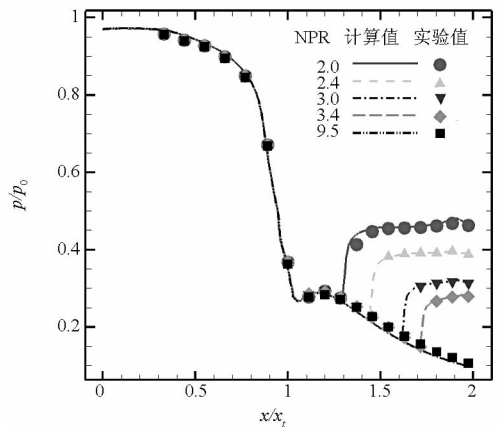


图2 计算的壁面沿程压力分布与文献[10]中实验数据的比较

Fig.2 Comparison of computed pressure data, lines and experimental data, symbols, of Ref. 10

光滑,中心曲线采用三次 b-spline 曲线描述,b-spline 曲线的公式如下^[17],

$$P_i(u) = [u^3 \quad u^2 \quad u \quad 1]B_{3,i} [V_i \quad V_{i+1} \quad V_{i+2} \quad V_{i+3}]^T \quad (i=1,2,3) \quad (1)$$

其中, $0 \leq u \leq 1$ 。 $V = [x, y]$ 取值应在两端点之间,用于调整曲线形状; $B_{3,i}$ 为曲线基函数矩阵。

图3给出了转弯流道设计示意图。A点为中

心曲线的前端点, B 点是中心曲线的后端点。 l 为 AB 两点之间的轴向距离, h 为 AB 两点间的纵向距离。采用两个端点切矢控制 b-spline 曲线, 切矢的长度 l_1 和 l_2 用来控制切矢的影响范围, 切矢的角度 θ_1 和 θ_2 用来控制方向。 θ_1 和 θ_2 为切矢与 x 轴夹角。给定入口高度 h_{in} 、中心曲线形状和中心曲线上的马赫数分布, 采用特征线法求解流道的上、下壁面型线。

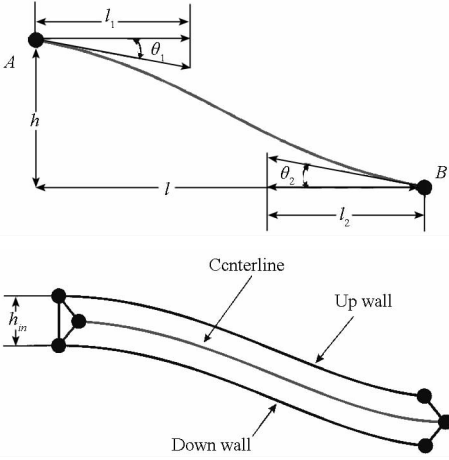


图 3 消波转弯流道设计

Fig. 3 Design process of wave-cancelled curved channel

2.2 转弯流道消波分析

为验证消波流道的设计精度, 设计了一中心线马赫数均为 2.0 的二维转弯流道, 命名为模型 A。表 1 给出了模型 A 的设计参数, 其中 $\theta_1 = \theta_2 = \theta$ 。为实现流道出口气流均匀, 对求解出的壁面沿轴向线性延长 50mm。针对模型 A 在无反压的条件下, 入口马赫数设定为 2.0, 进行了无粘和粘性数值模拟。

表 1 模型 A 的设计参数

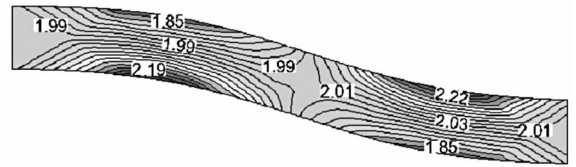
Tab. 1 Parameters of model A

l/mm	h/mm	l_1/mm	l_2/mm	θ/deg	h_{in}/mm
300	60	200	200	0	40

图 4 给出了模型 A 在无粘和粘性条件下计算的马赫数等值线图。从图中可以看出, 流道中心的马赫数变化不大; 在流道的两侧由于壁面斜率的变化, 伴随有气流的膨胀和压缩, 导致其马赫数偏离中线马赫数较大, 但没有出现明显的强压缩波, 且出口气流均匀。因此, 论文设计的流道, 虽未进行边界层修正, 在粘性条件下亦实现了无激波转弯。

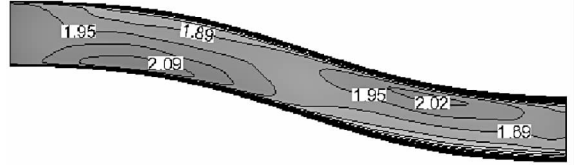
3 反压作用下转弯流道内的迟滞研究

为研究反压作用下转弯流道内的流动特征,



(a) 无粘流场

(a) Inviscid flowfield



(b) 粘性流场

(b) Viscous flowfield

图 4 无反压作用下的马赫数等值线图

Fig. 4 Mach-number contours without back pressure
改变出口反压以观察流道内的激波串结构随反压的变化情况。引入无量纲反压的定义:

$$BPR = \frac{p_b}{p_{in}}$$

其中 p_b 为数值模拟中给定的出口静压, p_{in} 为给定的入口静压。

以粘性通流流场为初场, 流道出口的静压设定 $2p_{in}$, 计算收敛之后, 以该收敛流场为初场, 反压增加 $0.1p_{in}$, 继续计算直至收敛。每次计算均以上一次的收敛流场为初场, 反压设定为在上一算例反压的基础之上增加 $0.1p_{in}$, 直至激波串的波头被推至流道入口附近。然后, 每次降低 $0.1p_{in}$, 直至激波串的波头被推至流道出口附近。针对流道内激波串随反压的变化较为敏感的区域, 将反压间隔调整为 $0.01p_{in}$ 。

3.1 转弯流道内的非对称激波串的演化

为分析流道内激波串的结构随反压(BPR)的变化, 论文给出了增压过程中典型反压下的马赫数云图, 如图 5 所示。

从图中可以看出, 无量纲反压相对较低时, 流道的上壁面产生了较大的分离区 A, 其分离激波较强; 下壁面的分离区较小, 其分离激波较弱。上壁面分离激波在下壁面的反射形成了斜激波串。随着反压的增加, 激波串波头被前推至流道拐点附近, 上壁面的分离区增长为分离区 B, 下壁面的分离区略有增大, 其分离激波强度增加, 激波串演化为拟对称结构, 激波串和其后的混合区形成拟激波结构。

随着反压的进一步增加, 激波串波头被推至流道上游, 大分离区位置由流道上壁面转移至下壁面, 形成分离区 C, 其对应的分离激波较强, 激

波串由拟对称结构转变为非对称结构。

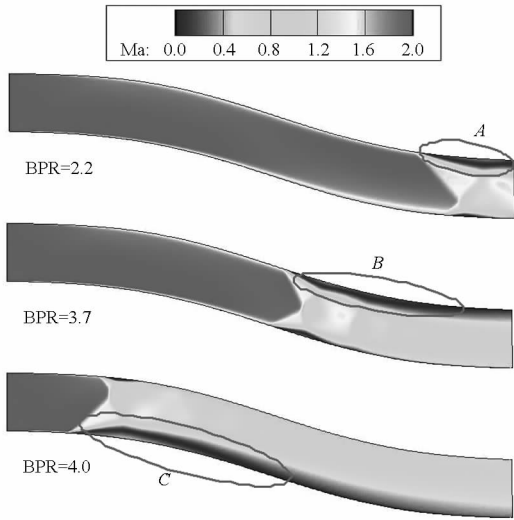


图 5 增压过程中典型反压下流道内的马赫数云图
Fig. 5 Mach-number contours in the channel at the classical back pressure in the pressurization process

由以上分析可知,激波串结构在前推的过程中,其形状发生了由非对称→拟对称→非对称的演化。在其演化过程中,凸曲面的分离区始终大于凹曲面的分离区,导致凸曲面发出的分离激波

在整个激波串结构中占主导。也就是说,反压较低时,激波串在流道下游,上壁面的分离区较大,分离激波较强;反压较高时,激波串的波头被推至流道上游,下壁面的分离区较大,其分离激波较强。

3.2 转弯流道的迟滞现象

图 6 给出了增压过程和降压过程中典型工况下的马赫数云图。转弯流道在 *a* 点和 *b* 点时,流场具有唯一解;在这两点之间时,流场就有双解。

流道出口反压由 *a* 增加的过程中,流道内的激波串缓慢向前移动且保持基本形状不变。当反压增加至 *b* 点时,激波串的波头迅速跨过流道拐点进入流道上游,且激波串的形态发生了较大的变化,由拟对称激波串演化为非对称激波串,壁面附近的大分离区位置由上壁面转移至下壁面。

流道出口反压由 *b* 点降低的过程中,激波串波头缓慢向下游运动,且保持非对称的基本形态。当反压降低至 *a* 点时,激波串被推至流道下游。壁面大分离区位置由下壁面转移至上壁面,激波串形态由非对称结构演化为拟对称结构。

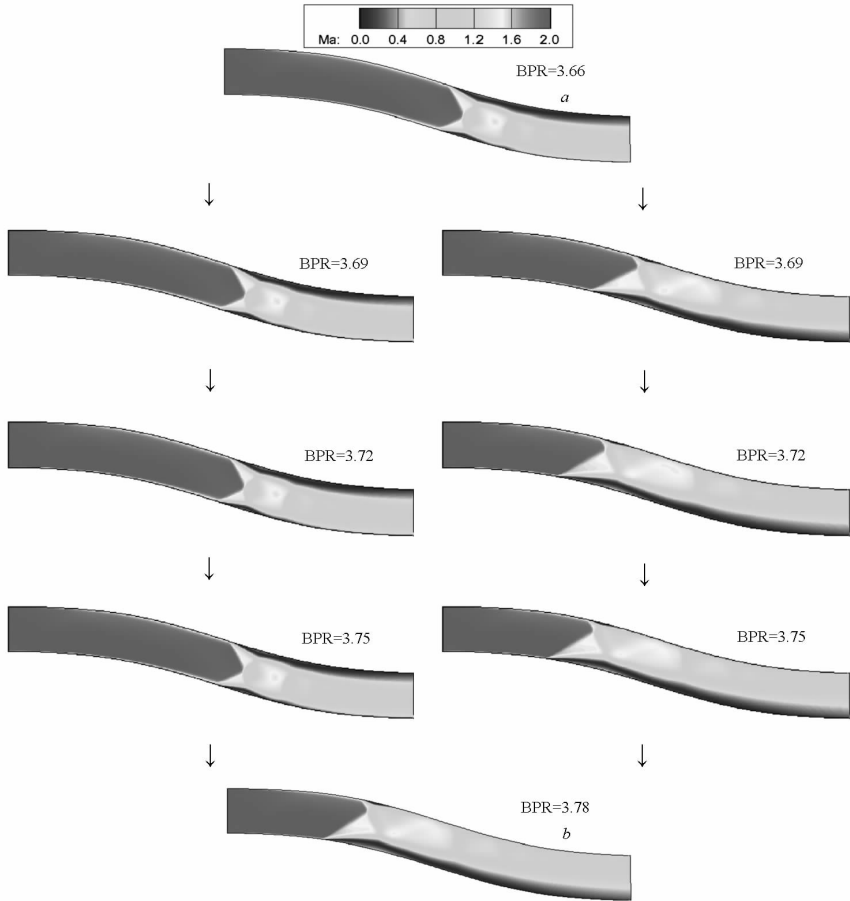


图 6 迟滞回路内典型工况下的马赫数云图
Fig. 6 Mach-number contours at classical conditions in hysteresis loop

4 结论

提出了基于中心线马赫数分布的超声速转弯流道设计方法。通过对二维消波流道在不同反压下流场特征的研究,发现了由激波串和壁面大分离区主导的迟滞现象。通过对流动迟滞现象的分析,得出以下结论:

(1) 激波串波头在转弯流道的拐点附近时,流场存在双解。

(2) 无论增压或降压过程,流动大分离区始终附着在流道的凸曲面上。

(3) 超声速转弯流道内的流动迟滞现象与激波串结构的演化和壁面分离区的转化密切相关。

参考文献 (References)

- [1] Billig F S, Waltrup P J, Stockbrige R D. Integral-rocket dual-combustion ramjets: a new propulsion concept[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980, 17(5): 416 - 424.
- [2] Tan H J, Sun S, Yin Z L. Oscillatory flows of rectangular hypersonic inlet unstart caused by downstream mass-flow choking[J]. *Journal of Propulsion and Power*. 2009, 25(1): 138 - 147.
- [3] Handa T, Masuda M, Matsuo K. Three-dimensional normal shock-wave/boundary-layer interaction in a rectangular duct [J]. *AIAA Journal*, 2005, 43(10): 2182 - 2187.
- [4] Weiss A, Grzona A, Olivier H. Behavior of shock trains in a diverging duct[J]. *Exp Fluids*, 2010, 49:355 - 365.
- [5] Weiss A, Olivier H. Behavior of a shock train under the influence of boundary-layer suction by a normal slot[J]. *Exp. Fluids*, 2012, 52:273 - 287.
- [6] Katanoda H, Matsuola T, Masuo K. Experimental study on shock wave structures in constant-area passage of cold spray nozzle[J]. *Journal of Thermal Science*, 2007, 16(1): 40 - 45.
- [7] Koo H, Raman V. Large-eddy simulation of a supersonic inlet-isolator[J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(7): 1596 - 1613.
- [8] Carroll B F, Lopez-Fernandez P A, Duttont J C. Computations and experiments for a multiple normal shock/boundary-layer interaction [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(3): 405 - 411.
- [9] Tan H J, Sun S, Huang H X. Behavior of shock trains in a hypersonic inlet/isolator model with complex background waves [J]. *Exp. Fluids*, 2012, 53:1647 - 1661.
- [10] Hunter C A. Experimental investigation of separated nozzle flows[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(3): 527 - 532.
- [11] Abdol-Hamid K S, Elmiligui A, Hunter C A, et al. Numerical investigation of flow in an overexpanded nozzle with porous surfaces[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(4):1216 - 1225.
- [12] Matsuo S, Kanesaki K, Nagao J, et al. Effects of supersonic nozzle geometry on characteristics of shock wave structure[J]. *Open Journal of Fluid Dynamics*, 2012, 2: 181 - 186.
- [13] 谭慧俊, 郭荣伟. 二维弯曲等截面管道中的激波串特性研究[J]. *航空学报*, 2006, 27(6):1039 - 1045.
TAN Huijun, GUO Rongwei. Characteristic of shock train in two dimensional bends with constant area [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2006, 27(6):1039 - 1045.
- [14] Tan H J, Sun S. Preliminary study of shock train in a curved variable-section diffuser [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(2):245 - 252.
- [15] 赵玉新, 易仕和, 何霖, 等. 激波与湍流相互作用的实验研究[J]. *科学通报*, 2007, 52(2): 140.
ZHAO Yuxin, YI Shihe, HE Lin, et al. Experimental investigation of shock wave/turbulent flow interaction [J]. *Chines Science Bulletin*, 2007, 52(2): 140.
- [16] 郭善广, 王振国, 赵玉新, 等. 超声速/高超声速双拐点喷管设计[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(12): 2742 - 2748.
GUO Shanguang, WANG Zhenguo, ZHAO Yuxin. Contour design of super/hypersonic dual-Inflection nozzle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(12): 2742 - 2748.
- [17] 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术[M]. 北京: 科学出版社, 2000.
ZHU Xinxiong. Plastic arts curved surfaces [M]. Beijing: Science Press, 2000