

前体激波系重构技术及其在高超声速 进气道上的应用

李程鸿¹, 谭慧俊^{1,2}, 宁 乐¹, 李光胜¹

(1. 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;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 提出了一种激波系整体重构的激波控制技术, 并对其流动机理和控制规律进行了仿真分析, 继而探索了其在定几何可调进气道上的应用. 研究表明: 该激波控制方法可对前体第1级激波进行有效推动, 并可减弱第2级激波强度甚至使其完全蜕化, 故实现了对前体激波系的重新构造. 随着二次流注入缝的角度增大, 将前体激波推动至贴口状态所需消耗的二次流流量逐步减少, 并且, 最多消耗占主流2.04%的二次流, 便可使该进气道在马赫数为5.0~6.0范围内保持贴口状态. 与已有各级激波独立控制的可调进气道相比, 该进气道在调节状态下的总压恢复较高、消耗的二次流较少, 具有明显的优势.

关 键 词: 高超声速; 可调进气道; 二次流; 激波控制; 流动控制

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Reconstructing technique of forebody shock system and its application in hypersonic inlet

LI Cheng-hong¹, TAN Hui-jun^{1,2}, NING Le¹, LI Guang-sheng¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: A reconstructing technique for the forebody shock system of hypersonic vehicles was proposed. The flow mechanism and the control law of the technique were investigated numerically. The application of the technique in the variable hypersonic inlet with fixed geometry was also explored. The results showed that the first ramp shock was deflected outward effectively and the second ramp shock was weakened and even eliminated when the controlling activity was employed, indicating the forebody shock system was reconstructed entirely. The required secondary mass flow to drive the first ramp shock to the shock-on-lip condition decreased with the increase of the injection angle. The shock-on-lip condition can be maintained within the operating Mach number range of 5 to 6 at a maximum secondary flow ratio of 2.04%. Furthermore, as compared with the variable inlet using previous fluidic shock control technique, the required secondary mass flow ratio of the newly developed variable hypersonic inlet is less and the total pressure recovery at the exit of the inlet is higher.

收稿日期: 2014-12-24

基金项目: 国家自然科学基金(91216112, 11172133); 新世纪优秀人才支持计划(NCTE-11-0831);

国防基础科研资助; 江苏省普通高校研究生科研创新计划资助(CXLX11-0217);

江苏高校优势学科建设工程资助

作者简介: 李程鸿(1985—), 男, 湖北十堰人, 博士生, 主要从事飞行器进排气系统的设计、仿真与实验研究.

Key words: hypersonic; variable inlet; secondary flow; shock control; flow control

一般而言,高超声速进气道都有很宽的工作马赫数范围,但是常规高超声速进气道只能在设计状态实现激波封口.而当飞行马赫数低于封口马赫数时,激波倾角增大,导致部分气流溢流,进气道流量系数下降,且溢流阻力加大;而当飞行马赫数高于封口马赫数时,前体激波系打进内通道,可能引起进气道内流动分离,对其气动性能和稳定工作均不利.为此,有必要对进气道前体激波进行有效的控制.

控制进气道前体激波的方法,一般可分为变几何调节和定几何调节两类.针对前者已经有较多的研究,如 HYPR 伞状进气道^[1]、压缩面轴向可调进气道^[2]、ATREX 中心锥位置可调进气道^[3]、GTX 半圆形变几何进气道^[4]、多级圆盘可调轴对称进气道^[5]、唇罩整体平移进气道^[6]和多铰链多通道可调进气道^[7]等.其中,部分得到了实用,但存在质量增加、结构复杂、可靠性下降、密封困难、热防护负担增加等缺点.另外,国际上对各类定几何可调进气道也有很多研究.其中,磁流体控制进气道概念是目前的一个研究热点^[8].该进气道首先将来流电离,然后利用控制进气道前体的可变磁场,通过洛伦兹力实现对气流方向的操纵,从而实现对进气道口部波系的控制^[9-11].文献^[12-13]尝试了基于“热鼓包”的流动控制技术,期望通过热效应来实现激波的偏转,文献^[14]则希望通过局部等离子放电的方法来对高速气流进行控制,但实验结果表明两类方法对流场的控制幅度均非常有限.不仅如此,此类控制方法还会加重高超声速进气道的热载荷.另外,Haws 和 Noall 等研究了一种利用射流控制高超声速进气道口部波系的方法^[15],但其二次流消耗量达进气道捕获流量的 30% 左右,故难以得到实际应用.国内,文献^[16]提出了一种基于二次流的新型流体式激波控制技术,并据此发展了一种定几何流体式可调进气道,其可在较宽的工作马赫数范围内获取高流量系数,并且具有结构简单、不额外消耗流量或能量等优点.文献^[17]还对该气动式激波控制技术进行了专门研究,分析了相关流动机理,建立了二次流量估算方法.文献^[18]给出了该进气道具体的流道实现方案,并通过带二次流管路的全流道仿真,检验了其在马赫数为 4.0~6.0 范围内的可实现性.

在此基础上,本文研究了前体激波系的一种气动控制方法.该方法仅在第 1 级压缩面上注入二次流,便可实现对两级前体压缩波的控制,使第 1 级激波变成内凹的单向弯曲激波,第 2 级激波减弱甚至蜕化.针对该激波控制技术,本文对其流动机理和控制规律进行了仿真分析,并探索了其在定几何可调进气道上的应用.

1 前体激波系整体重构的概念

由文献^[19]的研究可知,对于两级激波分别控制的流体式高超声速可调进气道,由于二次流的注入位置集中在压缩面前部,会使气动边界在二次流注入区域增长很快,产生压缩波,而在二次流注入结束后会向避免弯曲,产生膨胀波束.这样会使前体激波呈现横置的“S”形,即先压缩后膨胀.显然,该膨胀过程与进气道对来流进行压缩的任务是矛盾的,对其压缩效率及性能均不利.

为了消除已有气动式激波控制方法中引入的膨胀波,提出了前体激波系整体重构的控制方法(如图 1).该方法在第 1 级压缩面的中后部布置二次流注入缝,通过合理安排注入缝的分布规律,使初始位置缝窄、间距大,向下游则逐渐使缝加宽、缝间距变小.这样的分布规律可以使边界层平缓增长,并在两级压缩面之间形成了一个过渡光滑的内凹型单调弯曲气动边界.该气动边界发出一系列弱压缩波,与前缘发出的激波互相作用,可以使第 1 道斜激波逐步向外弯曲,故消除了独立控制方法中的膨胀波,并且可以使第 2 道激波显著蜕化甚至消失.由于控制后进气道的前体激波系由“斜激波+斜激波”改变为“斜激波+弱压缩波束”,其结构发生了显著变化,为此称之为前体激波系重构.该控制方法能够避免不必要的膨胀过程,提高压缩效率,并可减少原有第 2 级激波的

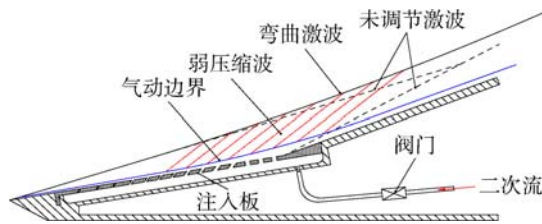


图1 前体激波系整体重构的气动原理

Fig. 1 Reconstruction of the forebody shock system

总压损失,提高进气道总压恢复系数.另外,该方法只需要使用一套管路系统便可实现对前体激波系的控制,因此其结构也得到了简化.

2 前体激波系整体重构方法的仿真

2.1 物理模型

首先,结合一个广义高超声速进气道的外压缩段进行了前体激波系整体重构方法的仿真研究.如图2所示,该压缩面的两级压缩角分别为 10° 和 11.5° ,第1级压缩面长138.7 mm,第2级压缩面长90.8 mm,最右侧截面为捕获高度为80 mm进气道的入口位置.在第1级压缩面上布置了18条注入缝,注入缝与压缩面之间的夹角为 30° .注入缝按照缝宽逐渐变宽,缝距逐渐减小的规律分布(表1),这样可以使气动边界连续地按照预定规律进行增长.注入缝的下方与稳压腔相连,稳压腔的右侧布置有引流管,通过控制引流管注入流体的总压可以控制注入的二次流流量,进而对气动边界和前体激波系进行控制.

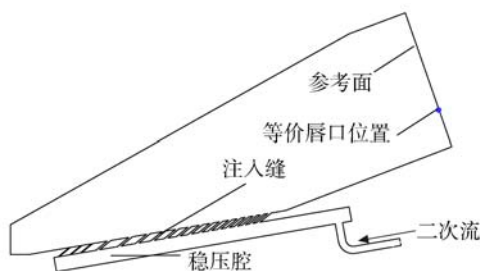


图2 前体激波系整体重构研究的物理模型

Fig. 2 Research model for reconstruction of the forebody shock system

表1 注入缝设计参数

Table 1 Parameters of the injection slots

参数	数值
缝条数	18
夹角/ $^\circ$	均为 30°
缝宽/mm	第1~3条为0.33,第4~18条为1.0
各条缝距	22.45, 28.89, 34.64, 43.96, 55.80,
压缩面顶	65.58, 73.97, 81.45, 88.23, 99.44,
端距离/mm	100.19, 110.54, 115.26, 119.74,
	124.00, 128.02, 132.05

2.2 仿真方法与计算网格

本文使用 Fluent 软件进行数值模拟,并采用

基于有限体积法的二维 Navier-Stokes 方程求解器.无黏对流通量采用 Roe 格式进行差分分裂,其界面上的左右态值通过具有2阶精度的插值得到.湍流模型选用 Spalart-Allmaras (S-A) 模型,使用具有2阶精度的格式进行离散,在近壁区还采用了壁面函数法进行处理.

该仿真方法已在课题组以前的研究中得到了较多的验证,表明其可以较好地模拟高超声速进气道内的典型流动现象,与实验结果吻合较好,具有较高的精度,具体详见文献[18].

图3给出了本文计算中所用的网格,网格数量为94574.在近壁处和激波捕捉区均进行了网格加密处理,壁面网格单元的 y^+ 都在1左右.稳压腔上引流管的右侧面设置为压力入口壁面,调节此处的总压即可控制注入的二次流流量.另外,本文研究中,自由流参数的给定参考了文献[19]中的实验条件,来流静压为1 kPa,来流静温为80 K,壁面静温设为350 K.

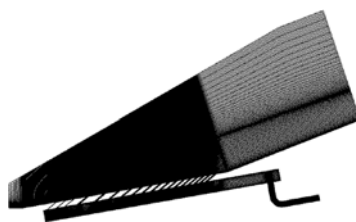


图3 计算网格

Fig. 3 Computational mesh

2.3 前体激波系的重构原理分析

在来流马赫数为5.74的条件下,调节引流管道注入口的总压,改变注入二次流的流量,将前体激波推动到不同的位置.在参考截面上,注入二次流后第1级激波的位置与不注入二次流时位置的距离定义为第1级激波的推动幅度 h_{d1} .图4给出了激波偏移幅度随着二次流注入量的变化曲线.可以看到,随着注入二次流流量的逐渐增加,第1道激波的偏转幅度连续地、单调地增大.研究中,通过注入2.1%的二次流流量,可以获得6.7 mm的激波偏转幅度,而这相当于31%的内通道进口高度.

图5给出了几个典型的二次流注入量下,进气道前体附近的压力云图(图中 p/p_0 为压比).可以看出,在1级压缩面附近确实形成了连续、单调弯曲的气动边界,其诱导了连续的弱压缩波束.在该弱压缩波束的干扰下,第1级激波被连续地、单调地向外偏转,变成了内凹型的弯曲激波.随着

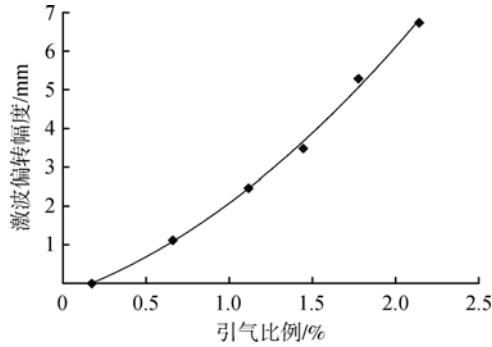


图4 第1级激波偏转幅度随二次流注入量的变化曲线

Fig. 4 Relation of first ramp shock displacement with secondary flow injection ratio

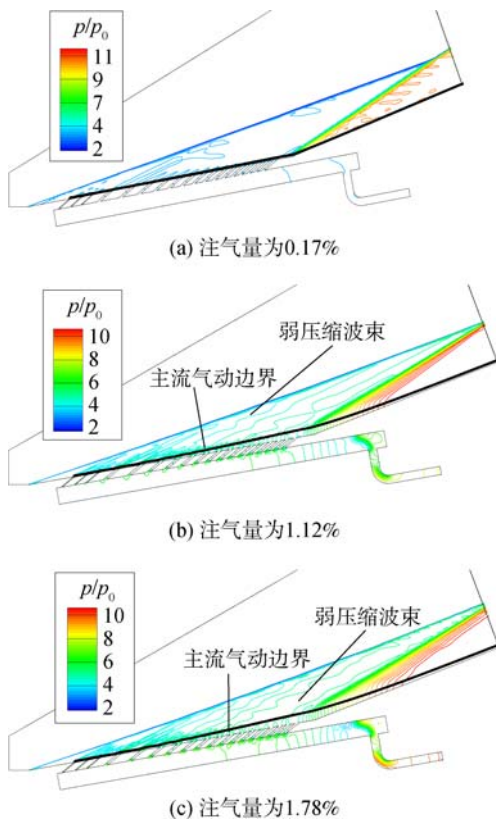


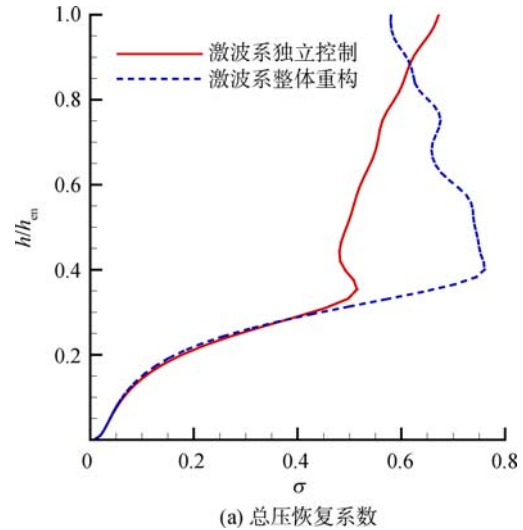
图5 不同注气量下前体附近的压力云图

Fig. 5 Pressure contours on the forebody at different injection ratios

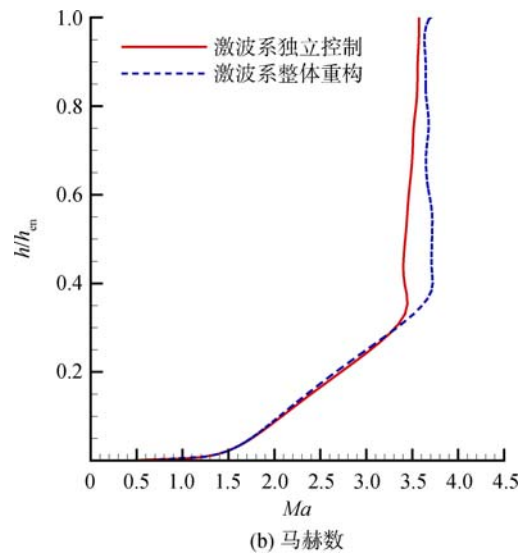
二次流注入量的增长,弯曲气动边界被逐渐抬起,相应地,第1级前体激波被逐渐向外推动,而此时第2级前体激波的强度则是逐渐减弱的。

为了对该类气动式激波控制技术进行评价,还将其与文献[18]中各级激波独立控制的方法进行了对比。图6给出了相同的激波控制幅度下,两种激波控制方法在假定内通道入口截面上得到的马赫数分布和总压恢复系数(σ)分布对比。可以看出,在边界层区间两者的速度型基本一致(图中

h/h_{en} 为无量纲截面高度),但是在主流区域本文提出激波系整体重构方法的总压恢复系数显著偏高,这主要是由于其有效避免了前体激波独立控制方法中的膨胀过程,并且通过压缩波有效降低了第2级激波强度的缘故。由于在同样偏折角条件下,弱压缩波的压缩量与激波相比偏低,因此整体重构方法的进口马赫数要略高。



(a) 总压恢复系数



(b) 马赫数

图6 进气道内通道进口面上的参数分布对比

Fig. 6 Parameter distributions at the duct entrance

综上所述,本文提出的激波系整体重构方法气动原理正确、可行,可对第1级前体激波进行有效推动,使其内凹,并可减弱第2级激波强度甚至使其蜕化,故前体激波系得以完全重构。

2.4 二次流注入角度的影响

保证其他几何参数不变,改变图2中的二次流注入角为 $30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ, 90^\circ$,形成了不同的

二次流注入方案. 对不同方案在来流马赫数为 5.74 状态下进行了前体激波系重构的二维仿真研究. 研究中, 对于不同的二次流注入方案, 通过试算不同的注入总压使第 1 级激波均被向外推动相同的幅度为 5.4 mm, 以达到假想的进气道唇口位置.

图 7 给出了所需二次流消耗量随着注入角的变化曲线. 可以看到, 随着注入角的增加, 将激波推动至相同位置所需消耗的二次流流量逐渐减少. 在研究范围内, 注入角从 30° 变化到 90° 时, 二次流消耗量的相对减少幅度约为 8.3%.

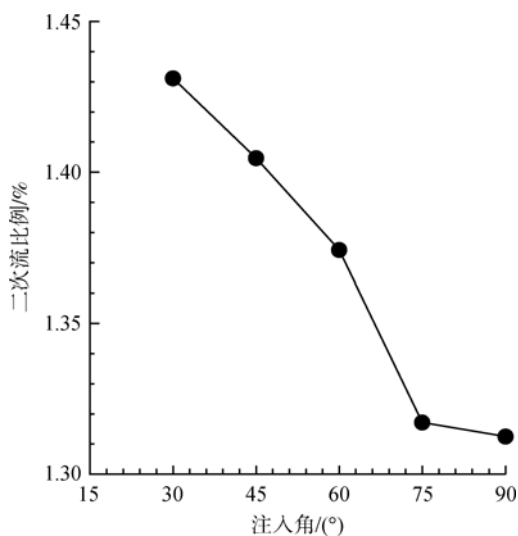


图 7 二次流消耗量随二次流注入角的变化曲线
Fig. 7 Relation of required secondary mass flow ratio with injection angle

3 基于激波系整体重构的可调进气道

本文还探索了前体激波系重构方法在定几何高超声速进气道上的应用.

3.1 物理模型

如图 8(a) 所示, 基于前体激波系重构的流体式可调进气道工作马赫数范围为 4.0~6.0, 设计封口马赫数为 5.0, 进气道的捕获高度为 80 mm, 喉道高度为 15 mm, 内收缩比为 1.42. 进气道前体具有两级压缩面, 其压缩角分别为 10° 和 11.5° , 第 1 级压缩面长度为 138.7 mm, 前体总长度为 221.5 mm. 为了进行对比研究, 在相同约束条件下还设计了一个激波系独立控制的可调进气道, 如图 8(b) 所示.

两个进气道方案都从内通道引气, 引气板的

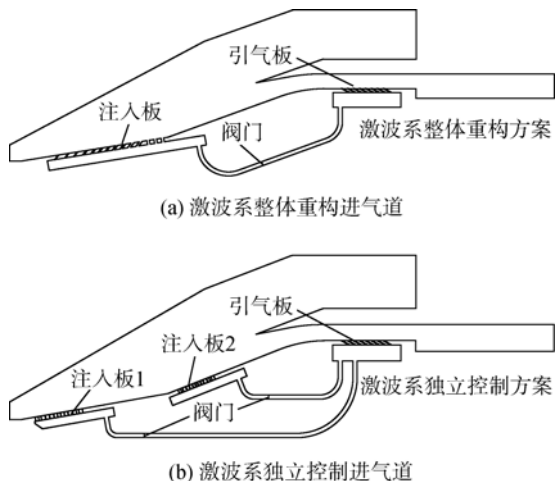


图 8 两个流体式进气道方案示意图

Fig. 8 Sketch of two fluidic hypersonic inlets

设计相同, 均为 8 条缝, 并采用等缝宽、等缝距设置. 为了提高二次流的推动效果, 减少二次流消耗量, 将二次流注入角设置为 45° . 在前者中, 缝宽的变化幅度较大, 前 3 条为 0.5 mm, 第 4~7 条为 1.0 mm, 第 8~9 条为 1.5 mm, 第 10~11 条为 2.0 mm, 最后的 3 条为 2.5 mm, 并且最后 3 条注入缝的注入角为 90° . 这样可以提高注入缝在后部的控制效果. 该进气道引流及注入缝的具体设计参数见表 2. 作为对比方案的激波系独立控制进气道, 在其两级压缩面各设置有 14 条注入缝, 注入角为 90° , 注入缝的分布具有两边疏中间密的特点.

表 2 激波系整体重构进气道引气板、注入板的设计参数
Table 2 Design parameters of the inducing and injecting slots of shock system reconstruction

构型	参数	数值
引气板	缝条数	8
	夹角/ $^\circ$	均为 30
	缝宽/mm	均为 0.5
	各条缝距	85.6, 91.2, 96.8, 102.4, 108,
	进气道入口处距离/mm	113.6, 119.2, 124.8
注入板	缝条数	14
	夹角/ $^\circ$	前 10 条为 45° , 后 3 条为 90°
	缝宽/mm	1~3 条为 0.5; 4~7 条为 1.0; 8~9 条为 1.5; 10~11 条为 2.0; 12~14 条为 2.5
	各条缝到	36, 45.6, 51.4, 62.6, 70.4,
	进气道前端	77.3, 84.1, 90.9, 98.2, 105.6,
	距离/mm	113.5, 120.6, 127.4, 134.2

在进行网格生成时,两个方案均在近壁处和靠近激波的位置、引流/注入多缝板的缝内、稳压腔内以及引流管道中进行了加密,壁面 y^+ 都在 1 左右.两个进气道的网格数量分别为 235 107 和 340 155.对于来流马赫数高于 5.0 的情况,要在仿真中反复调节管路阀门的大小来控制引入的二次流流量,以使进气道的前体激波始终保持封口.

3.2 仿真结果与分析

图 9 给出了激波系整体重构可调进气道在来流马赫数为 6.0 时的马赫数云图.可以看到,无二次流调节时,前体激波在唇口前交汇形成一道强激波进入内通道,经过唇罩的反射,在进气道肩部下游挑起了较大的边界层分离.图 9(b)、图 9(c)中,开启引流阀门,合理调节注入的二次流流量,使前体激波推动至了封口状态.在二次流的影响下,第 1 级压缩面附近形成了连续的弱压缩波束,使第 1 级激波被连续地、单调地向外偏转,变成了内凹型的弯曲激波,而第 2 级激波则大大减弱.同时,进气道内的分离包消失,内部流动稳定.可见该进气道方案可行,实现了预期的调节目标.图 10 给出了激波系独立控制可调进气道在来流马赫数为 6.0 时的马赫数云图.

表 3 对比给出了两个进气道方案在不同来流马赫数下的主要性能参数.可以看出,在来流马赫

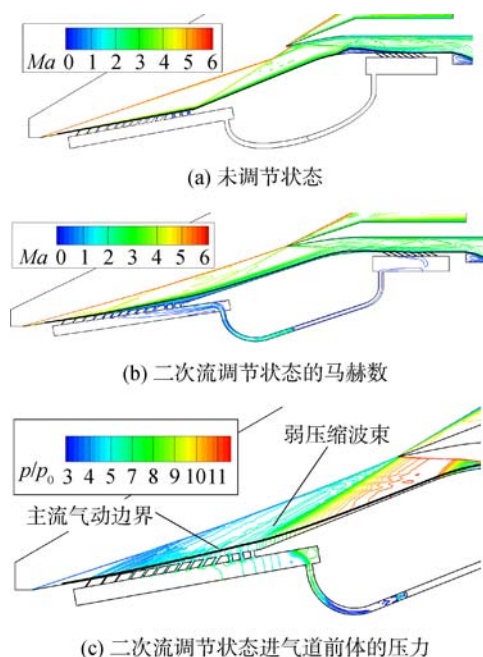


图 9 激波系整体重构方案来流马赫数为 6.0 时的等值云图

Fig. 9 Flow parameter contours of the shock system reconstruction at inlet Mach number of 6.0

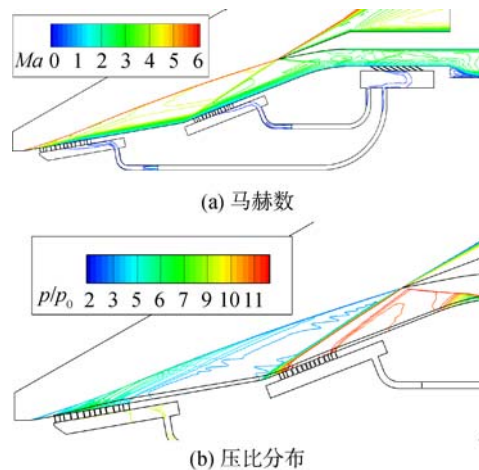


图 10 激波系独立控制方案在来流马赫数为 6.0 时的等值云图

Fig. 10 Flow parameter contours of the shock system reconstruction at inlet Mach number of 6.0

数为 5.0 以上,激波系整体重构进气道方案最多消耗主流 2.04% 的二次流就可以使其前体激波系均保持贴口状态.与激波系独立控制的进气道方案相比,该进气道在总压恢复系数方面具有明显优势,特别是在来流马赫数为 6.0 时其相对提高幅度达 14.4%.另外,在大多数状态,其消耗的二次流流量也略低.

表 3 两种流体式可调进气道的性能参数对比

Table 3 Performance comparison of two hypersonic inlets

进气道	来流马赫数	流量系数	总压恢复系数	出口马赫数	二次流消耗比例/%
激波系整体重构	4.00	0.760	0.674	1.904	
	4.50	0.870	0.635	2.185	
	5.00	0.983	0.590	2.398	
	5.25	0.995	0.565	2.534	0.81
	5.50	0.998	0.525	2.631	1.30
	5.75	0.996	0.480	2.699	1.63
	6.00	0.998	0.435	2.777	2.04
激波系分别控制	4.00	0.761	0.676	1.908	
	4.50	0.870	0.630	2.249	
	5.00	0.993	0.585	2.302	
	5.25	0.995	0.538	2.502	0.63
	5.50	0.989	0.470	2.565	1.33
	5.75	0.993	0.420	2.629	1.82
	6.00	1.000	0.380	2.686	2.20

综合来看,与文献[18]发展的基于各级激波独立控制的流体式可调进气道相比,本文提出的基于外压缩波系整体重构的高超声速可调进气道具有一定的性能优势,值得开展进一步研究。

4 结 论

针对前体激波系的一种气动控制方法,本文对其流动机理和控制规律进行了仿真分析,并探索了其在定几何可调进气道上的应用,得到了如下主要结论:

1) 仿真结果表明,该激波控制方法可对前体第1级激波进行有效推动,使其内凹,并可减弱第2级激波强度甚至使其完全蜕化,故能够实现对前体激波系的重新构造。研究中,以占主流流量2.1%的二次流使得第1级前体激波的推动幅度达到了内通道高度的31%。

2) 注入角对该激波控制方法的激波推动幅度存在较大影响,随着二次流注入缝的角度增大,将前体激波推动至贴口状态所需消耗的二次流流量逐步减少。研究中,将注入角从 30° 变化到 90° 使二次流消耗量减少了8.3%。

3) 所设计基于激波系整体重构的可调进气道能够利用自身引出的二次流在马赫数为5.0~6.0的范围内使前体激波系保持贴口状态。与已有各级激波分别控制的可调进气道相比,该进气道在二次流调节状态下的总压恢复系数较高,且消耗的二次流流量较少,值得开展进一步研究。

参考文献:

- [1] Watanabe Y, Miyagi H, Sekido T. Conceptual design study on combine-cycle engine for hypersonic transport[R]. ISA-BE 93-7018, 1993.
- [2] Gippet J M, Rollin G, Akira M. Design evaluation of a hypersonic inlet for an SST/HST engine by CFD and test [R]. ISABE 97-7030, 1997.
- [3] Takayuki K, Nobuhiro T, Tetsuya S, et al. Development study on axisymmetric air inlet for ATREX engine[R]. Kyoto, Japan: AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2001.
- [4] De Bonis J R, Trefny C J. Supersonic wind tunnel tests of a half-axisymmetric 12-spike inlet to a rocket-based combined-cycle propulsion system[R]. NASA TM 2001-210567, 2001.
- [5] Yusuke M. Multi-row disk arrangement concept for spike of axisymmetric air inlet[R]. Florida, USA: 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, 2004.
- [6] Falempin F, Wendling E, Goldfeld M, et al. Experimental investigation of starting process for a variable geometry air inlet operating from Mach 2 to Mach 8[R]. AIAA-2006-4513, 2006.
- [7] Sanders B W, Weir L J. Aerodynamic design of a dual-flow Mach 7 hypersonic inlet system for a turbine-based combined-cycle hypersonic propulsion system[R]. NASA/CR-2008-215214, 2008.
- [8] Fraishtadt V L, Kuranov A L, Sheikin E G. Use of MHD systems in hypersonic aircraft [J]. Technical Physics, 1998, 43(11): 1309-1313.
- [9] Sheikin E G, Kuranov A L. MHD control in hypersonic aircraft[R]. Reno, Nevada, USA: 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005.
- [10] Sheikin E G, Kuranov A L. MHD controlled inlet for scramjet with various configurations of magnetic field[R]. Reno, Nevada, USA: 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2004.
- [11] Shneider M N, Macheret S O, Miles R B. Nonequilibrium magnetohydrodynamic control of scramjet inlet[R]. Maui, USA: 33rd AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, 2002.
- [12] Jagadeesh G, Sriram R, Hariharan M S, et al. Experimental investigations on the effect of a thermal bump in the hypersonic flow around a flat plate[R]. AIAA-2009-1402, 2009.
- [13] Yang L, Erdem E, Kontis K. Flow control using thermal bumps in hypersonic flows[R]. AIAA-2010-1098, 2010.
- [14] Watanabe Y, Imamura O, Suzuki K. Effects of plasma discharge on hypersonic flow over flat plate[R]. AIAA-2010-4761, 2010.
- [15] Haws R G, Noall J S, Daines R L. Computational investigation of a method to compress air fluidically in supersonic inlets[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(1): 51-59.
- [16] 谭慧俊, 陈智, 李光胜. 基于激波形状控制的定几何高超声速可调进气道概念及初步验证[J]. 中国科学: E辑 技术科学, 2007, 37(11): 1469-1479.
- TAN Huijun, CHEN Zhi, LI Guangsheng. The concept and preliminary experiment of the adjustable inlet with fixed geometry hypersonic based on controlling shock[J]. Science in China: Press E Technology and Science, 2007, 37(11): 1469-1479. (in Chinese)
- [17] TAN Huijun, LI Chenghong, ZHANG Yue. Investigation of a fluidic shock control method for hypersonic inlets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 1072-1083.
- [18] 李程鸿, 谭慧俊, 孙姝, 等. 流体式高超声速定几何可调进气道的流动机理及工作特性分析[J]. 宇航学报, 2011, 32(12): 2613-2621.
- LI Chenghong, TAN Huijun, SUN Shu, et al. The flow mechanism and operating characteristics of a fluidic variable hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(12): 2613-2621. (in Chinese)
- [19] TAN Huijun, SUN Shu, YIN Zhilong. Oscillatory flows of rectangular hypersonic inlet unstart caused by downstream mass-flow choking[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(1): 138-147.

(编辑: 叶 青)