

唇罩激波/边界层干扰的壁面鼓包/ 次流循环组合控制方法研究*

程代姝¹, 张悦²

(1. 正德职业技术学院, 江苏南京 211111;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016)

摘要: 为了对超声速、高超声速进气道内多道连续唇罩激波/边界层干扰现象进行有效控制, 提出了一种壁面鼓包/次流循环的组合控制方法, 并对相关流动机理及参数影响规律进行了研究。结果表明: 通过小尺度鼓包迎风侧弱压缩波束的预增压效应, 实现对第一道唇罩激波/边界层干扰的控制; 同时, 在压差力的驱动下, 鼓包下游第二道唇罩激波作用导致的边界层分离包内的低能流进入次流循环装置, 并从上游压缩面上的吹气缝喷出, 实现对第二道唇罩入射激波的控制。在鼓包与次流循环装置的共同作用下, 两道唇罩激波产生的边界层分离被有效隔离并分别控制。同时, 本控制方案不会造成进气道捕获流量的损失。相较于无控制方案, 鼓包/次流循环组合控制方案可以在来流马赫数为3.95~6.95内实现对多道连续唇罩激波/边界层干扰的控制, 改善内通道中的流动, 提高进气道的总压恢复性能, 最大改善幅度可以达到15.7%。此外, 为保证控制效果, 应选择合适的吹气缝和引气缝位置。

关键词: 超声速/高超声速进气道; 唇罩激波/边界层干扰; 边界层分离; 壁面鼓包/次流循环

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2018) 08-1744-09

DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2018. 08. 008

Control of Cowl Shock/Boundary Layer Interaction by Bump/ Secondary Flow Circulation

CHENG Dai-shu¹, ZHANG Yue²

(1. Zhengde Polytechnic, Nanjing 211111, China;

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

Abstract: To control the continuous cowl shock/boundary layer interaction in a supersonic/hypersonic inlet, a new control method by the combination of a bump and secondary flow circulation is brought forward. The flow mechanism and effects of parameters are investigated by computational method. Results show that the first cowl shock/boundary layer interaction can be controlled by the precompression effect induced by the weak compression waves at the windward side of the small-scale bump. At the same time, the low-momentum flow in the separation bubble induced by the second cowl shock is driven into the secondary flow circulation device by the pressure differential and then injected into the primary flow through the blow slot in the inlet ramp, which controls the second cowl shock/boundary layer interaction. Under the combined effect of the bump and secondary flow circulation, the separation induced by the two cowl shocks is effectively isolated and separately controlled. Meanwhile, this control method can avoid the loss of the inlet captured mass flow rate. As compared with the uncontrolled case, the bump/secondary circulation control method can realize the control of the continuous cowl shocks/boundary layer at the freestream Mach number range of 3.95~6.95. The flow in the inlet can be enhanced and the

* 收稿日期: 2017-07-24; 修订日期: 2017-09-05。

作者简介: 程代姝, 女, 硕士, 讲师, 研究领域为内流空气动力学。E-mail: fzds026@126.com

通讯作者: 张悦, 男, 博士, 讲师, 研究领域为内流空气动力学。E-mail: y.zhang@nuaa.edu.cn

total pressure recovery ratio is improved. The most improvement of the total pressure recovery ratio can reach 15.7%. In addition, the locations of the blow slot and the bleed slot should be set appropriately to ensure the control effect.

Key words: Hypersonic/supersonic inlet; Cowl shock/boundary layer interaction; Boundary layer separation; Bump/secondary flow circulation

1 引言

作为高速吸气式航空航天飞行器的重要气动部件,进气道肩负着捕获自由来流、转换来流动能、调节出口流场品质、隔离上下游扰动等多项功能,对推进系统的工作效率、工作包线等均有着直接影响^[1]。同时,进气道位于吸气式推进系统的最前端,是推进系统与飞行器内部/外部流动发生耦合作用以及实现两者一体化设计的关键部位。对于超声速、高超声速进气道而言,其对捕获来流的减速增压作用主要依靠不同配置的激波系来实现,而进气道在工作过程中,其内部边界层不断发展,这使得激波/边界层干扰现象成为各类超声速、高超声速进气道中的重要流动现象^[2-4]。其中,进气道唇罩激波与口部边界层间的干扰往往较为强烈,在较高的马赫数下将会导致显著的边界层分离,甚至导致进气道不启动,对进气道的工作性能和运行能力有较大影响。因此,有必要采取合适的控制措施,实现对发生于进气道口部的唇罩激波/边界层干扰现象的有效控制^[5]。

目前,针对激波/边界层干扰的控制方法主要有边界层抽吸^[6-10]、吹除^[11,12]、磁流体(MHD)等主动控制^[13-15]以及涡流发生器^[16-18]、次流循环腔^[20]等被动控制方式。其中,边界层抽吸是目前使用较为广泛的一种方法,其通过泄除边界层低能流以达到抵抗分离的目的,但该方法不可避免的会带来放气阻力、捕获流量损失、防热设计困难等负面影响。近年来,微型涡流发生器获得越来越多研究者的关注,其高度仅有边界层厚度的10%~70%,极大地减小了附加阻力,与传统涡流发生器相比,其产生的流向涡可以在边界层中保持较长的距离,不易因上升而脱离边界层;相对于其它流动控制技术,其主要优点在于不需要额外的能量与质量供应。但是,涡流发生器在高马赫数时控制效果欠佳,且在高超声速条件下还必须对其采取专门的热防护措施防止被烧蚀。此外,磁流体(MHD)控制方式通过在壁面埋入电极以产生等离子体,并外加合适的电磁场,产生洛伦兹力对其进行加速,以带动边界层底部的低速流动,使得边界层速度型变得饱满,从而达到推迟边界层分离,

减小分离区尺寸,缓解甚至消除由于边界层分离带来的影响^[19]。但是该方法的实现需要外加等离子体激励装置、可调节的电磁设备等,显然会增加整个系统的复杂性,给进气道的性能带来负面影响。该方法目前也仅处于实验室研究阶段。

为更好地实现对进气道内激波/边界层干扰的控制,文献[21,22]提出了一种基于自动变形鼓包的激波/边界层控制方法,并将其应用于实际进气道中^[23]。研究表明,该方法能够在不损失进气道流量、不增加热防护负担的基础上,较大幅度地改善超声速进气道内的流动特性,给进气道性能带来明显收益。但是,单纯使用鼓包来控制进气道内多道连续唇罩激波/边界层干扰时,要求鼓包长度较长,达到通道高度的3~4倍^[23]。这就给进气道口部型面及隔离段的设计带来新的挑战。针对这一问题,本文提出了一种壁面鼓包/次流循环组合控制的方法,通过鼓包与次流循环的结合,实现对进气道内连续多道唇罩激波/边界层干扰的控制。而后借助仿真手段证实了该设计概念的可行性,并对相关流动机理和参数影响规律进行了分析。

2 研究对象和仿真方法

2.1 控制方法介绍

本文提出了一种壁面鼓包/次流循环组合控制的方法,其工作机理如图1所示。在唇罩具有连续偏折角的进气道口部设计一鼓包,其高度小于当地边界层厚度,以保证进气道的起动机特性。在鼓包下方布置一套专门的次流循环装置,该循环装置的次流引气口位于鼓包下游,次流出口位于进气道前体压缩面上,在引气口和出气口之间安装有一阀门,用以控制次流循环的开启和关闭。当进气道在低马赫数工作时,循环装置阀门处于关闭状态,鼓包专注控制第一道唇罩激波;当工作马赫数增大,第二道唇罩激波的影响逐渐明显,循环装置的阀门打开,位于鼓包下游的第二道唇罩激波入射点附近的边界层低能流进入次流循环装置,并在进气道的压缩面上喷出,实现对第二道唇罩激波/边界层干扰的控制。结合上游鼓包对第一道唇罩激波/边界层干扰的控制效果,最终

实现对两道连续的唇罩激波/边界层干扰的控制。同时,本控制方法还保证了进气道的捕获流量不受损失。

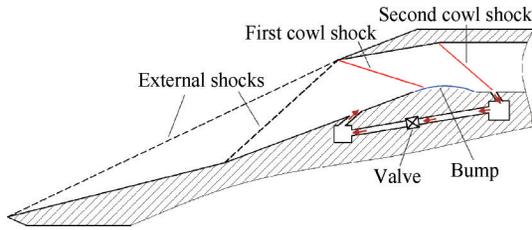


Fig. 1 Mechanism of cowl shock/boundary layer control by combination of a bump and secondary flow circulation

2.2 物理模型

为了便于进行流动机理和参数影响规律的研究,专门设计了一个简化的高超声速进气道,其前体采用一级压缩,压缩角为 θ ,唇罩为两级压缩,第一级压缩角为 β ,在进气道肩点附近有一个鼓包,鼓包下方布置一次流循环装置,见图2(a)所示。进气道进口高度为 h_m ,内通道高度为 H ,长度为 L ,唇罩长度为 l_{cowl} 。研究中,坐标系原点放置于进气道肩点处。图2(b)给出了循环装置部分的放大图。鼓包的起始点与进气道肩点重合,长度为 l_b ,宽度为 h_b 。吹气缝在鼓包上游,其中点与进气道肩点的距离为 l_1 ,宽度为 w_1 ,与压缩面的夹角为 δ_1 ,下方的腔体长为 l_{c1} ,高为 h_{c1} 。而引气缝在鼓包下游,其中点与进气道肩点的距离为 l_2 ,宽度为 w_2 ,与内通道下壁面的夹角为 δ_2 ,下方的引流腔长为 l_{c2} ,高为 h_{c2} 。引流腔和吹气腔之间用一管道相连。此外,为了能够与后续的试验验证相对应,研究中通过改变模型的攻角来改变进气道的入口马赫数。当来流马赫数为4.92,模型攻角从 -5° 变到 7° 时,进气道的内通道入口马赫数从2.54变到3.65,这样对应于模型在 0° 攻角状态下的来流马赫数从3.95~6.95变化。

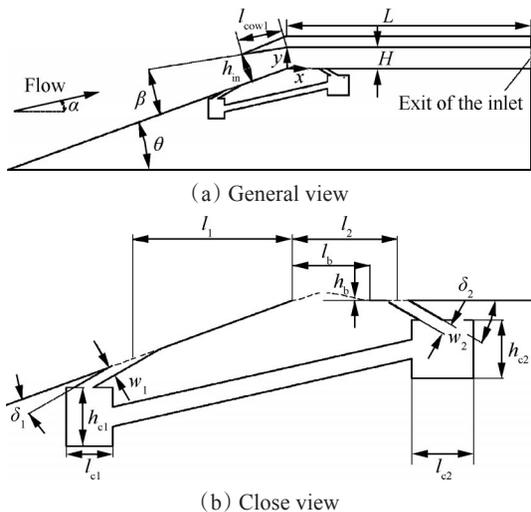


Fig. 2 Adopted model

2.3 仿真方法

本文的仿真工作采用基于有限体积法的二维N-S方程求解器进行,其中无粘对流通量使用Roe格式进行差分分裂,其界面上的左右状态值通过具有二阶精度的差值得到。湍流模型选用SST $k-\omega$ 模型,使用二阶精度的格式进行离散,迭代过程的收敛以各方程残差均下降4个数量级为准则。研究中选择的计算域如图3所示,所采用的网格如图4所示。网格单元总数约为 7×10^4 ,并保证近壁处的 y^+ 在1附近。此外,仿真中的自由来流马赫数为4.92,静压为1962.54Pa,静温为90.5K。

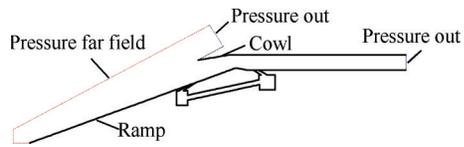


Fig. 3 Computational domain

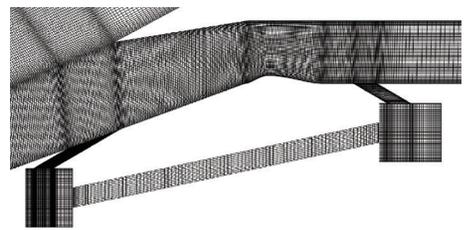


Fig. 4 Adopted mesh

2.4 算例验证

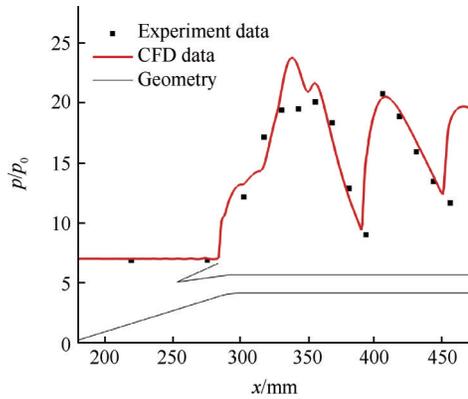
为检验仿真手段对激波/边界层干扰现象的预测能力,对Tan在文献[24]中公布的其在南京航空航天大学NHV高超声速风洞中进行的进气道/隔离段实验的数据进行了检验。仿真中的参数设置与实验条件完全一致:来流马赫数为4.92,风洞来流总压0.7MPa,总温580K。图5(a)、5(b)分别给出了仿真和实验获得的模型上、下壁面的静压分布情况。可以看出,仿真所获得的曲线与实验数据吻合得较好。因此,本文所采用的仿真手段能够较为准确地预测激波/边界层干扰区间内的流动,具有较高的可信度。

3 结果分析

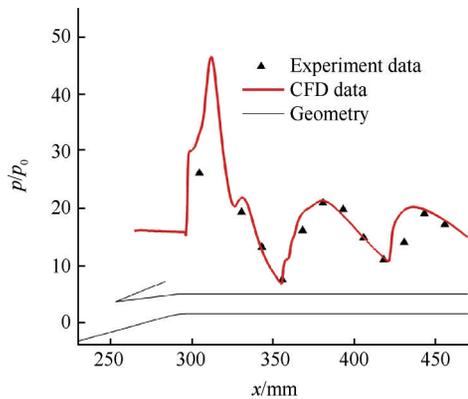
3.1 不同控制方案下进气道的性能和流动特征

首先对无控制状态下进气道唇罩激波/边界层干扰特性进行研究。选取进气道参数为:前体压缩角 $\theta=20^\circ$,第一级唇罩压缩角 $\beta=11^\circ$,内通道喉道高度 $H=16\text{mm}$,长度 $L=11.44H$,唇罩长度 $l_{cowl}=2.19H$ 。此时,进气道入口马赫数为2.99。图6给出了仿真获得的无控制时的流动情况,可以看出,在两道连续的唇罩激

波作用下,进道口部出现一个轮廓呈梯形的大尺度分离包,其起始点甚至越过进气道肩点,在高度方向上占据了三分之一的通道高度。由于边界层分离包的存在,诱导出了一系列复杂的波系结构:在分离包的前部形成了一道强的分离诱导激波,在分离包尾部的弱压缩波束汇聚成一道再压缩斜激波,上述波系还在通道内多次反射和相互干扰,增大了进气道内的流动损失。从图7无控制状态下进气道下壁面的静压分布(见图中黑色虚线)中也可以看出,由于大尺度分离包的存在,在进气道的入口处存在一明显的压力平台,宽度达到 $1.0H$ 。显然,在进道口部出现这样大尺度的分离包将会对进气道性能带来显著的负面影响。此时,进气道内通道的总压恢复系数仅为0.644。



(a) Pressure distributions on ramp side surface



(b) Pressure distributions on cowl side surface

Fig. 5 Surface pressure distribution on ramp and cowl surfaces

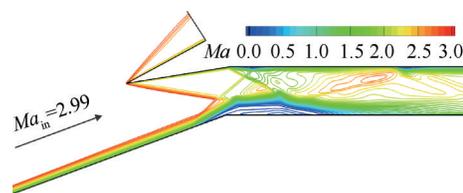


Fig. 6 Flow structure in the inlet without any control methods at $Ma_{in}=2.99$

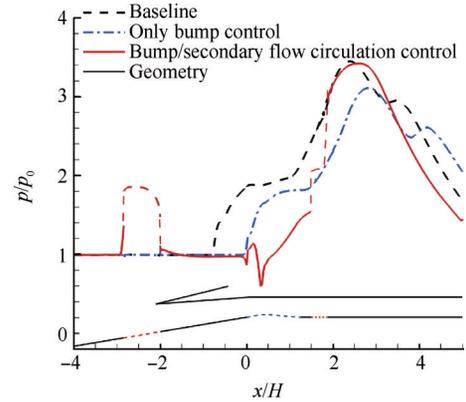


Fig. 7 Static pressure distributions on ramp-side surface in inlet at $Ma_{in}=2.99$

为改善图6中的流动,在进道口部布置一小尺度鼓包,鼓包起始点与进气道肩点重合。鼓包外形参数根据文献[21]中的选取原则确定,鼓包长度 $l_b=1.25H$,高度 $h_b=0.125H$,形状控制因子 $A=1, B=1$,鼓包最高点位于肩点下游 $0.375H$ 处。图8给出了单纯鼓包控制下进气道内的流动情况,可以看出,鼓包最高点上游的分离基本消失,但是最高点下游仍存在较大的分离包,与图6不带任何控制的状态相比,该分离包的高度有所降低,且分离包起始和结束的位置均有所推后。这点从图7单纯鼓包控制方案下壁面的压力分布中也可以得到印证(见图中蓝色点划线):在进道口部仍存在一明显的压力平台,该压力平台的宽度达到 $0.8H$,略短于无控制方案,且其起始点与结束点均较无控制方案有所推迟,压力升高的幅度也有所减小,表明分离包尺度有所减小,分离激波的强度有所减弱。此时,进气道内通道的总压恢复系数升高到0.719,较无控制状态提高了11.6%。这主要是由于鼓包迎风侧产生的弱压缩波束,在一定程度上缓解了进气道肩点处的分离,降低了进气道内通道中的流动损失,改善了总压恢复性能。但同时也说明,长度为 $1.25H$ 的鼓包,仅能够对第一道唇罩入射激波产生作用,无法兼顾第二道唇罩入射激波,在鼓包下游仍存在较大尺度的分离包。因此,有必要对这种状态下的流动进行进一步的控制。

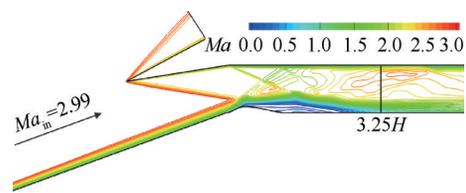


Fig. 8 Flow structure in inlet with only bump control at $Ma_{in}=2.99$

在相同的来流条件、激波入射条件下引入次流循环控制。循环装置由一条引气缝、一条吹气缝以及相应的腔体和连接管路组成,相关几何参数分别为: $l_1=2.42H$, $w_1=0.16H$, $h_{c1}=0.94H$, $l_{c1}=0.75H$, $\delta_1=10^\circ$, $l_2=1.69H$, $w_2=0.19H$, $h_{c2}=0.94H$, $l_{c2}=H$, $\delta_2=30^\circ$ 。图9给出了引入次流循环后进气道内的流动情况,可以看出,此时进气道口部由唇罩激波作用导致的分离几乎完全消失。这点从图7中鼓包/次流循环组合控制方案下壁面的静压分布(见图中红色实线)中也可以得到印证,其中红色虚线表示的是在引气缝和吹气缝处建立一虚拟平面上的静压。从该曲线上可以明显看出,原先由于分离而产生的压力平台消失了,并且在吹气缝和引气缝所在位置存在明显的压差,其平均静压比达到了1.36。正是在这一压比的驱动下,鼓包下游的边界层低能流进入次流循环装置,并从进气道的压缩面上喷出,从而实现了第二道唇罩激波的控制,并且保证了进气道的捕获流量不受损失。次流循环装置工作过程中,次流循环量占进气道总捕获流量的比重很小,仅为1.27%。同时,鼓包仍然起到了控制第一道唇罩激波的作用。在鼓包和次流循环装置的共同作用下,两道唇罩激波产生的逆压强梯度被隔离,防止两者相互耦合,从而实现了进气道内连续多道唇罩激波入射导致的边界层分离的抑制。至于吹气缝处,在吹出气流的影响下,其气动边界略微鼓起形成气动鼓包,并在该鼓包的迎风面产生弱压缩波束,背风面产生膨胀波束,但这两道波束强度不大,对进气道进口前的流场影响不大。此时,进气道的总压恢复系数为0.730,较单纯鼓包控制方案提高了1.5%,而较无控制方案提高了13.4%。

进一步观察图7中鼓包/次流循环组合控制方案下壁面的静压分布可以发现,鼓包处的静压曲线呈现出先增大后减小,而后又增大的状态。这主要是由于鼓包最高点下游分离包的消失,改变了边界层的气动边界,鼓包背风侧外凸部分产生的膨胀波束发挥了作用,从而在压力曲线上出现了一个下降的趋势。但也正是由于分离包的消失,原先因边界层分离而产生的分离激波及其反射激波消失了,取而代之的是第二道唇罩入射激波产生的反射激波以及鼓包背风面内凹部分汇聚而成的弱压缩波束。因此,壁面气流在引气缝位置连续经历了第二道唇罩入射激波及其反射激波以及弱压缩波束的作用,压力大大升高,且其升高幅度远大于单纯鼓包控制方案。

图10给出了引气缝下游 $x=3.25H$ 处内通道截面边界层的速度分布(截面位置在图8、图9中用黑色实

线标出)。可以看出,在单纯鼓包控制方案中,该截面的速度型分布较为瘦弱且边界层较厚,而引入次流循环环后,该截面的速度型变得更加饱满,并且边界层厚度明显减小,表明鼓包/次流循环对降低内通道边界层厚度、提高边界层耐反压能力十分有益。

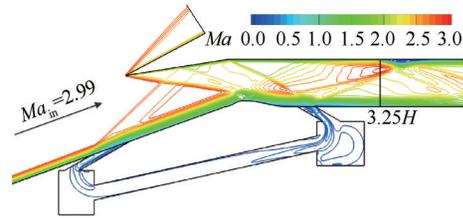


Fig. 9 Flow structure in inlet with bump/secondary flow circulation control at $Ma_{in}=2.99$

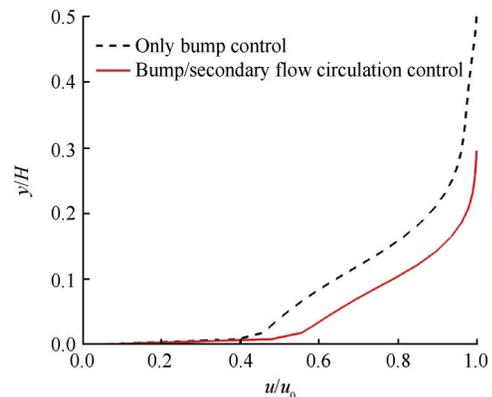


Fig. 10 Comparison of velocity profiles at $x=3.25H$ with and without secondary flow circulation at $Ma_{in}=2.99$

综合以上分析可知,鼓包/次流循环组合控制方案可以较好地实现对进气道内多道连续唇罩激波入射导致的大面积边界层分离的控制。通过小尺度壁面鼓包与次流循环装置分别控制第一道和第二道唇罩激波,并且隔离两者的逆压强梯度,防止相互耦合。因此,该组合控制方法是合理可行的。

3.2 不同入口马赫数下鼓包/次流循环控制方案的性能

在实际工作条件下,唇罩激波的人射位置及强度会随入口马赫数的不同而变化,因此专门对不同进口马赫数下壁面鼓包/次流循环控制方案的性能展开研究。为了便于与后续试验研究相对应,仿真中通过改变模型攻角的方式来改变进气道的入口马赫数:设置模型攻角分别为 -5° , 0° , 3.7° , 7° ,对应进气道入口马赫数分别为2.54, 2.99, 3.34, 3.65。图11给出了不同入口马赫数下无控制方案、单纯鼓包控制方案以及鼓包/次流循环组合控制方案的总压恢复系数。其中,次流循环装置在进口马赫数大于2.99时才工作,所以鼓包/次流循环组合控制方案的总压恢

复曲线上只有三个点。可以看出,随着入口马赫数的增大,三种方案的总压恢复系数均不断减小。但是相较于无控制方案,单纯鼓包控制和鼓包/次流循环组合控制方案均有效地提高了进气道的总压恢复性能,且鼓包/次流循环组合控制方案的性能明显优于单纯鼓包控制方案。当进气道入口马赫数为3.34时,鼓包/次流循环组合控制方案的总压恢复系数达到最大的改善幅度,较单纯鼓包控制方案提高了7.1%,较无控制方案提高了15.7%。

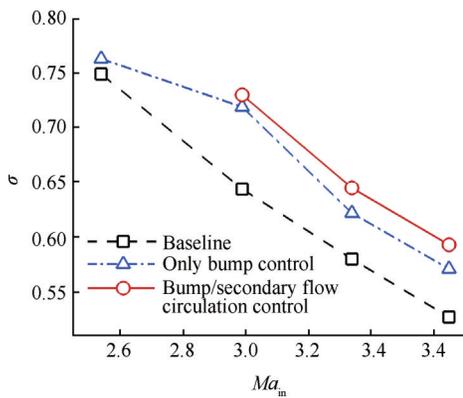


Fig. 11 Total pressure recovery ratio with different Mach numbers at inlet entrance

图12、13分别给出了进气道入口马赫数为3.34和3.65时,仅鼓包控制方案和鼓包/次流循环组合控制方案的马赫数分布。可以看出,在更高马赫数下,组合控制方案对进气道进口处的边界层分离的抑制效果均要好于单纯鼓包控制的方案。而比较图9,12(b),13(b)可以发现,随着进口马赫数的增大,鼓包/次流循环控制方案进口处的分离也随之增大。这主要有两方面原因:一方面,进口马赫数的增大使得唇罩激波的强度增大,进气道进口处的分离也必然随之增大;另一方面,随着进口马赫数的增大,激波入射点后移,鼓包/次流循环装置的循环能力也有所减弱。这点可以从表1中不同进口马赫数下的次流循环参数得到解释,表中, p_{bleed}/p_{blow} 表示引气缝和吹气缝上的平均静压比, m_{sec}/m_{cap} 表示的是次流循环量与进气道捕获流量之比。可以看出,随着进口马赫数的增大,引气缝和吹气缝之间的平均静压比却逐渐减小,因此,驱动二次流循环的压力梯度减弱,导致循环系统对边界层低能流的排移能力逐渐减弱,次流循环量也因此逐渐减小。但总体而言,鼓包/次流循环控制方案仍能够在高马赫数状态起到对连续多道唇罩激波入射导致的边界层分离的抑制作用。

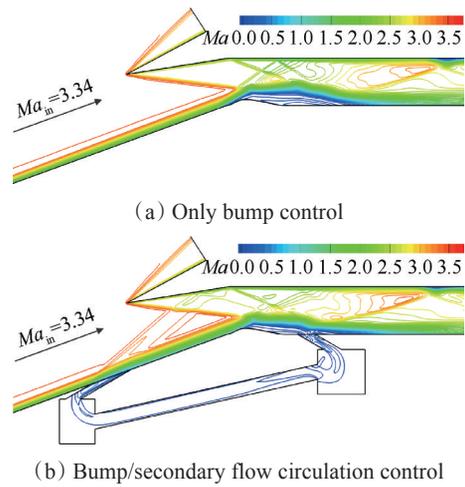


Fig. 12 Flow structure in inlet at $Ma_{in}=3.34$

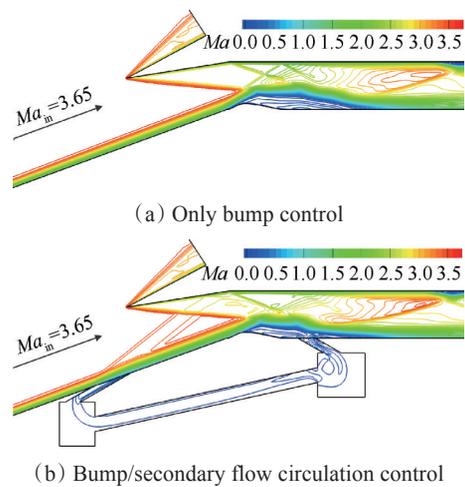


Fig. 13 Flow structure in inlet at $Ma_{in}=3.65$

Table 1 Parameters of secondary flow circulation with different Mach numbers at inlet entrance

Ma_{in}	2.99	3.34	3.65
p_{bleed}/p_{blow}	1.36	1.23	1.18
$(m_{sec}/m_{cap})/\%$	1.27	0.71	0.58

3.3 吹气缝位置的影响

选取了 $l_1=1.92H, 2.17H, 2.42H, 2.67H$ 对吹气缝位置的影响进行了研究,图14给出了入口马赫数为2.99时,进气道的总压恢复系数随吹气缝位置的变化。可以看出,随着吹气缝位置逐渐远离进气道肩点,其总压恢复系数先增大后减小,在 $l_1=2.17H$ 时达到最大值0.744,在 $l_1=1.92H$ 时,总压恢复系数最低,仅为0.724,但仍高于单纯鼓包控制状态下的总压恢复系数0.719。

图15给出了不同吹气缝位置下进气道内的流动, $l_1=2.42H$ 时的流动情况见图9。可以看出,随着吹气缝位置逐渐远离进气道肩点,吹气缝吹出气流产

生的气动鼓包逐渐前移,其诱导产生的附加波系也随之前移,但其最前沿的扰动波仍在唇口前缘之后,从而不会影响进气道的捕获流量。

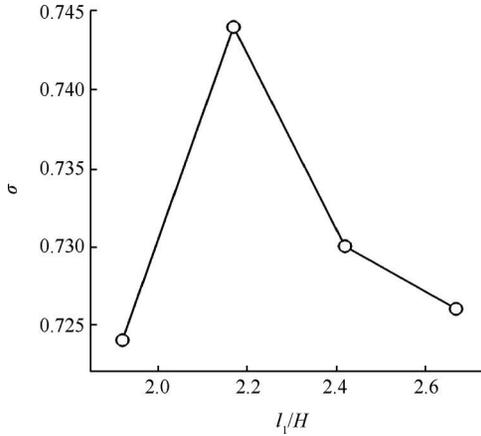


Fig. 14 Total pressure recovery ratio with different blow slot locations at $Ma_{in}=2.99$

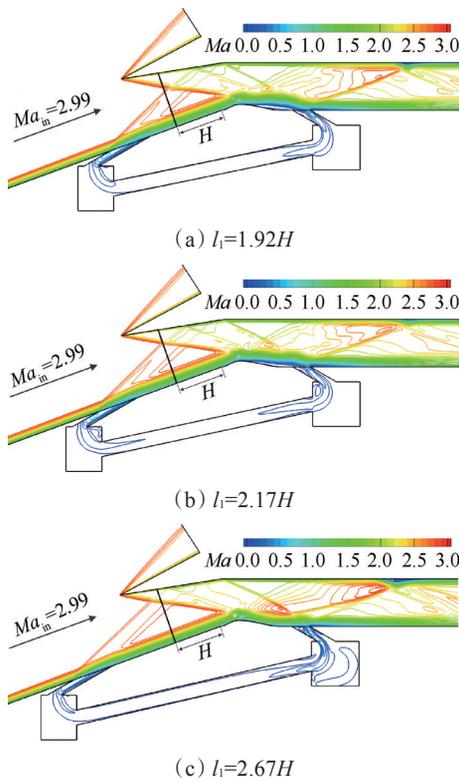


Fig. 15 Flow structures in inlet with different blow slot locations at $Ma_{in}=2.99$

进一步的研究表明,当 $l_1 \leq 1.63H$ 时,进气道将出现不启动的状况。这点可以从图 16 不同吹气缝位置下,进气道肩点上游 H 处的内通道截面的速度分布(截面位置在图 15 中用黑色实线标出)得到解释。可以看出,随着吹气缝位置逐渐靠近进气道肩点,鼓包前缘边界层内吹出气流与主流的掺混越来越不充分,截面处的速度分布变得越来越瘦弱,因而抵抗边

界层逆压强梯度的能力也越来越差,也越来越容易出现边界层分离。当 $l_1=1.63H$ 时,在唇罩激波的逆压强梯度作用下,边界层因出现大面积的分离而堵塞流道导致进气道不起动。因此,对于本文所研究的模型,为保证循环装置的控制效果,且不影响进气道的捕获流量,吹气缝的位置应选择 $1.92H < l_1 \leq 2.67H$ 。

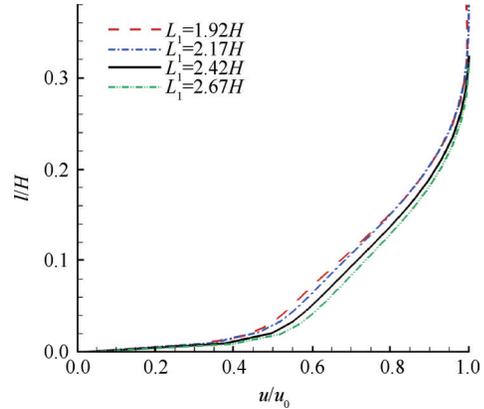


Fig. 16 Velocity profiles at the position H upstream leading edge of inlet with different blow slot locations at $Ma_{in}=2.99$

3.4 引气缝位置的影响

选取 $l_2=1.56H, 1.69H, 1.81H, 1.94H$ 对引气缝位置的影响进行研究,图 17 给出了入口马赫数为 2.99 时,进气道的总压恢复系数随引气缝位置的变化。可以看出,随着引气缝逐渐向下游移动,进气道内通道的总压恢复系数先逐渐减小,到 $l_2=1.81H$ 时达到最低值 0.729,但仍高于单纯鼓包控制状态下的总压恢复系数 0.719,而后又小幅上升。结合图 18 中不同引气缝位置下,进气道内亚声速区的流动分析,当 $l_2=1.56H$ 时,进气道进口处的分离区最大,但在引气缝下游,进气道上壁面由鼓包诱导激波造成的分离区最小,此时通道内的损失反而最小,所以获得了最佳的总压恢复性能。而当 $l_2=1.56H$ 时,引气缝的位置在第二道唇罩激波的人射位置之前;当 $l_2 \geq 1.69H$ 时,第二道唇罩激波的人射位置均在引气缝的宽度范围内。因此图 18(b), 18(c), 18(d) 中引气缝附近亚声速区的形状类似,总压恢复系数也较为接近,对分离的抑制效果也明显好于图 18(a)。

图 19 给出了不同引气缝位置下,进气道肩点下游 $1.38H$ 截面的速度分布(截面位置在图 18 中用黑色实线标出)。由于 $l_2=1.56H$ 时该截面处有分离,所以未给出此时该截面的速度分布。可以看出,随着引气缝的位置逐渐后移,边界层的速度型变得越来越瘦弱,而且这种变瘦弱的趋势越来越明显。进一步的仿真表明,当 $l_2 \geq 2.06H$ 时,这种瘦弱的速度分布

将难以抵御边界层的逆压强梯度而出现显著分离。因此,为保证对进气道口部分离的控制效果,需选择合适的引气缝位置,保证第二道唇罩激波的入射位置正好位于引气缝的范围内。对于本文所研究的模型,应选择 $1.69H \leq l_2 \leq 1.94H$ 。

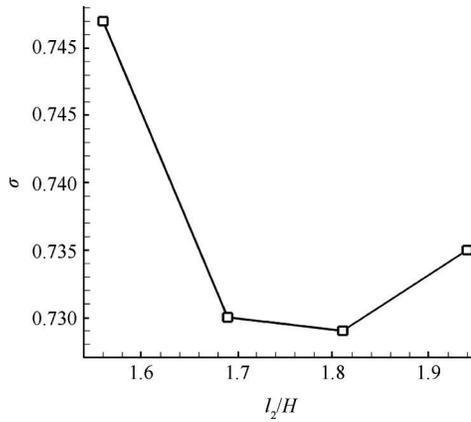


Fig. 17 Total pressure recovery ratio with different bleed slot locations at $Ma_{in}=2.99$

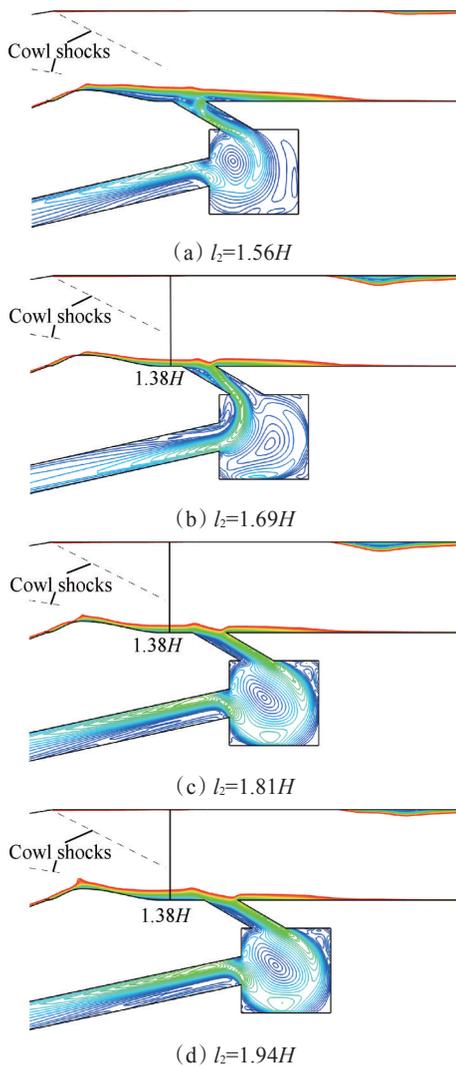


Fig. 18 Subsonic flow in inlet with different bleed slot locations at $Ma_{in}=2.99$

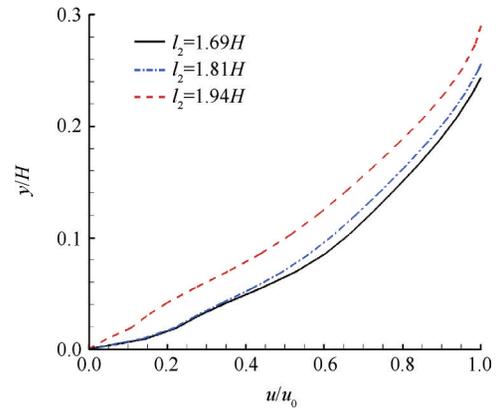


Fig. 19 Velocity profiles at position $1.38H$ downstream leading edge of inlet with different bleed slot locations at $Ma_{in}=2.99$

4 结 论

本文提出了一种壁面鼓包/次流循环组合的唇罩激波/边界层干扰控制方法,并通过数值仿真研究了该方法的可行性,同时分析了进气道进口马赫数、吹气缝位置和引气缝位置的影响,获得了以下主要结论:

(1) 壁面鼓包/次流循环组合控制的方法能够有效抑制多道连续唇罩激波入射导致的大面积边界层分离,改善通道内的流动状态,并保证进气道的捕获流量,因此,激波/边界层干扰的壁面鼓包/次流循环组合控制方法是合理可行的。

(2) 激波/边界层干扰的壁面鼓包/次流循环组合控制方法的工作机理主要在于:通过鼓包迎风侧弱压缩波束的预增压效应,实现对第一道唇罩激波入射导致的边界层分离的抑制;而后,在第二道唇罩激波入射位置处通过压差驱动激波入射点附近低能流进入次流循环装置,并从进气道的压缩面喷出形成次流循环,实现对第二道唇罩入射激波导致的边界层分离的控制。鼓包和次流循环装置共同作用,隔离了两道唇罩激波产生的逆压强梯度,防止其相互耦合,从而实现对多道连续唇罩激波入射导致的大面积分离的控制。

(3) 鼓包/次流循环组合控制方案能够在来流马赫数为 $3.95 \sim 6.95$ 内实现对多道连续唇罩激波/边界层干扰的控制,有效抑制进气道进口处的边界层分离,改善进气道出口的总压恢复,相较不控制方案,最大改善幅度可以达到 15.7% 。

(4) 吹气缝和引气缝的位置对鼓包/次流循环组合控制方案的性能改善效果均有一定的影响。对于所研究的模型,为保证控制效果,吹气缝的位置应选择 $1.92H < l_1 \leq 2.67H$,引气缝的位置应选择 $1.69H \leq l_2 \leq 1.94H$ 。

参考文献:

- [1] Van Wie, D M. Scramjet Inlets[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [2] Häberle J, Gülhan A. Experimental Investigation of a Two-Dimensional and a Three-Dimensional Scramjet Inlet at Mach 7[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(5): 1023-1034.
- [3] Krishnan L, Sandham N D, Steelant J. Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions in a Model Scramjet Intake[J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(7): 1680-1691.
- [4] 潘宏禄, 李俊红, 沈清. 超燃进气道激波/湍流边界层干扰[J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1172-1178. (PAN Hong-lu, LI Jun-hong, SHEN Qing. Studies of Turbulence/Shock Interaction in a Scramjet Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(9): 1172-1178.)
- [5] 谭慧俊, 李程鸿, 张悦, 等. 固定壁面激波控制技术的研究进展[J]. 推进技术, 2016, 37(11): 2001-2008. (TAN Hui-jun, LI Cheng-hong, ZHANG Yue, et al. Review of Progress in Shock Control Technology with Fixed Geometry[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(11): 2001-2008.)
- [6] 袁化成, 梁德旺. 抽吸对高超声速进气道起动能力的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 525-528. (YUAN Hua-cheng, LIANG De-wang. Effect of Suction on Starting of Hypersonic Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(6): 525-528.)
- [7] Schulte D, Henckels A, Neubacher R. Manipulation of Shock/Boundary-Layer Interactions in Hypersonic Inlets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(3): 585-590.
- [8] Häberle J, Gülhan A. Internal Flowfield Investigation of a Hypersonic Inlet at Mach 6 with Bleed[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(5): 1007-1017.
- [9] Herrmann D, Blem S, Gulhan A. Experimental Study of Boundary-Layer Bleed Impact on Ramjet Inlet Performance[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(6): 1186-1195.
- [10] John S. Improvements in Modeling 90-Degree Bleed Holes for Supersonic Inlets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(4): 773-781.
- [11] Knight D, Yan H, Panaras A G, et al. Advances in CFD Prediction of Shock Wave Turbulent Boundary Layer Interactions[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39(2): 121-184.
- [12] 丁晨, 刘猛, 张继华, 等. 变马赫数条件下进气道边界层吹除法数值模拟[J]. 推进技术, 2013, 34(10): 1310-1315. (DING Chen, LIU Meng, ZHANG Ji-hua, et al. Numerical Simulation on Blowing Method for Controlling Boundary Layer Interaction in Supersonic Inlet at Different Mach Number[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(10): 1310-1315.)
- [13] Shneider M N, Macheret S O, Miles R B. Analysis of Magneto-hydrodynamic Control of Scramjet Inlets[J]. *AIAA Journal*, 2004, 42(11): 2303-2310.
- [14] Bobashev S V, Erofeev A V, Lapushkina T A, et al. Effect on Magneto-hydrodynamics Interaction in Various Parts of Diffuser on Inlet Shocks: Experiment[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(5): 831-837.
- [15] 苏纬仪, 陈立红, 张新宇. MHD控制激波诱导湍流边界层分离的机理分析[J]. 推进技术, 2010, 31(1): 18-23. (SU Wei-yi, CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu. Investigation of Magneto-hydrodynamic Control on Turbulent Boundary Layer Separation Induced by Shock Wave[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(1): 18-23.)
- [16] Lee S, Goettke M K, Loth E, et al. Microramps Upstream of an Oblique-Shock/Boundary-Layer Interaction[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(1): 104-118.
- [17] Ghosh S, Choi J I, Edwards J R. Numerical Simulations of Effects of Micro Vortex Generators Using Immersed-Boundary Methods[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(1): 92-103.
- [18] Zhang Yue, Tan Hui-jun, Du Mo-chen, et al. Control of Shock/Boundary Layer Interaction for Hypersonic Inlets by Highly Swept Microramps[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(1): 113-143.
- [19] 苏纬仪, 陈立红, 张新宇. MHD控制激波诱导边界层分离的机理[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 229-233. (SU Wei-yi, CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu. Investigation of Magneto-hydrodynamic Control on Boundary Layer Separation Induced by Shock Wave[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(2): 229-233.)
- [20] 苏纬仪, 张堃元, 金志光. 高超声速进气道附面层分离无源被动控制[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 455-460. (SU Wei-yi, ZHANG Kun-yuan, JIN Zhi-guang. Adaptive Passive Control on Hypersonic Inlet Boundary Layer Separation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(4): 455-460.)
- [21] 张悦, 谭慧俊, 张启帆, 等. 一种进气道内激波/边界层干扰控制的新方法及其流动机理[J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 265-274.
- [22] Zhang Yue, Tan Hui-jun, Tian Fang-chao, et al. Control of Incident Shock/Boundary Layer Interaction by a Two-Dimensional Bump[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(4): 767-776.
- [23] Zhang Yue, Tan Hui-jun, Sun Shu, et al. Control of Cowl Shock/Boundary Layer Interaction in Hypersonic Inlets by a Bump[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(11): 3492-3495.
- [24] Tan Hui-jun, Sun Shu, Huang He-xia. Behavior of Shock Trains in a Hypersonic Inlet/Isolator Model with Complex Background Waves[J]. *Experiments in Fluids*, 2012, 53(6): 1647-1661.

(编辑:张荣莉)