

## 进气道内激波/边界层干扰及控制研究进展<sup>\*</sup>

张悦, 谭慧俊, 王子运, 李鑫, 郭贇杰

(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, 江苏 南京 210016)

**摘要:** 进气道作为高速航空航天飞行器的重要气动部件, 对飞行器的气动力特性、结构重量、隐身性能等有显著影响。激波/边界层干扰现象是高速进气道内普遍存在的一类流动现象, 对进气道的性能有突出的影响。发生于进气道内的激波/边界层干扰现象主要可分为正激波/边界层干扰、斜激波/边界层干扰以及三维激波/边界层干扰几类, 由于受到侧壁壁面和进气道内背景波系的影响, 这些干扰现象偏离了传统基于简化模型的研究结果, 具有显著的耦合干扰特征, 干扰区间内三维特征明显。概述了发生于进气道内的激波/边界层干扰特性及相关研究进展, 并对目前进气道内激波/边界层干扰现象的控制方法进行了总结。

**关键词:** 进气道; 激波; 边界层干扰; 流动控制

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 02-0241-19

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190376

## Progress of Shock Wave/Boundary Layer Interaction and Its Control in Inlet

ZHANG Yue, TAN Hui-jun, WANG Zi-yun, LI Xin, GUO Yun-jie

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Inlet is an important aerodynamic component of a high speed aeronautical and aerospace vehicle. The aerodynamic performance, weight and stealth performance of the vehicle is largely dictated by the inlet. Shock/boundary layer interaction is a common phenomenon in a high speed inlet and plays an important role in the inlet performance. The shock/boundary layer interaction in inlets can be classified into normal shock/boundary layer interaction, oblique shock/boundary layer interaction and three-dimensional shock/boundary layer interaction. Due to the effects of sidewall and complex background waves, the shock/boundary layer interaction in the inlet embodies significant three-dimensional character and remarkable coupling effect which make its prediction go beyond the scope of current shock/boundary layer interaction theory. A brief summary on related research of shock/boundary layer interaction and its control methods in high speed inlets was given.

**Key words:** Inlet; Shock wave; Boundary layer interaction; Flow control

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2019-06-03; 修订日期: 2019-08-15。

基金项目: 国家自然科学基金 (11532007; 51806102); 中国博士后科学基金 (2016M600412); 江苏省高校优势学科建设工程资助项目。

作者简介: 张悦, 博士, 副教授, 研究领域为内流空气动力学。E-mail: y.zhang@nuaa.edu.cn

通讯作者: 谭慧俊, 博士, 教授, 研究领域为内流空气动力学。E-mail: thj@263.net

引用格式: 张悦, 谭慧俊, 王子运, 等. 进气道内激波/边界层干扰及控制研究进展[J]. 推进技术, 2020, 41(2): 241-259. (ZHANG Yue, TAN Hui-jun, WANG Zi-yun, et al. Progress of Shock Wave/Boundary Layer Interaction and Its Control in Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(2): 241-259.)

## 1 引 言

超声速/高超声速进气道是吸气式高速飞行器的重要部件,其位于高速吸气式推进系统的最前端,具有捕获并调节空气流量、转化与利用来流动能、调节流速大小与均匀性、隔离上下游扰动等多项功能,对推进系统的工作效率和包线有着直接影响<sup>[1]</sup>。对于常规航空涡轮发动机而言(一般来流马赫数 $<2$ ),进气道总压恢复系数每上升1%,可使其推力增大1.5%,单位燃油消耗率下降2.5%<sup>[2]</sup>,而对于更高马赫数工作的冲压发动机,其总推力的50%以上来源于复杂进排气系统。随着高速推进系统的不断发展,各种富有挑战性的进气道设计需求被不断提出,诸如超声速客机中的低音爆进气道<sup>[3]</sup>、第四代战斗机中的高隐身进气道、组合推进系统中的全速域变几何进气道<sup>[4]</sup>等,这使得进气道的设计在先进飞行器及其推进系统中的地位变得越来越重要和突出。

捕获气流在超声速/高超声速进气道的减速增压过程主要通过激波系来实现,而进气道在工作过程中其表面不可避免地生成边界层,在一体化条件下还有可能吸入上游的机体边界层,这使得激波/边界层干扰(SWBLI, Shock/Boundary Layer Interaction)成为这类进气道中非常常见且不可避免的现象。当激波作用于边界层时,由于粘性的存在,流动结构将偏离无粘情况。当激波所诱导的逆压梯度足够强时还将导致边界层发生分离,降低气动部件的性能,因而对进气道的性能产生显著影响,因此,SWBLI问题如果处理不当将在进气道流道内引发显著的流动分离,使进气道偏离设计工况,甚至是进气道喘振。作为一种复杂的超声速、多波系、变截面管内增压装置,超声速/高超声速进气道内激波/边界层干扰问题存在明显的特殊性。根据干扰的特点不同,可将发生于进气道内的激波/边界层干扰分为三类:正激波/边界层干扰、斜激波/边界层干扰、三维激波/边界层干扰。本文重点对这几类典型的激波/边界层干扰问题的研究进展进行归纳和分析,并对相关的激波/边界层干扰控制方法进行了总结。

## 2 进气道内激波/边界层干扰研究

鉴于进气道内复杂的流场,绝大多数针对激波/边界层干扰的研究一般采用简化的模型将该现象从复杂的进气道内流流场中抽象出来,并在小型风洞中展开实验,这样不仅可以节约研究成本,更使得关键影响因素的判别变得相对简单。通过专门的简化

模型,研究者们开展了大量的风洞实验以及仿真研究工作。除了常规的壁面压力测量、纹影观测以及壁面油流显示外,研究者们利用各种先进的非接触实验测量手段,例如LDA (Laser Doppler Anemometer)<sup>[5]</sup>, PIV (Particle Image Velocimetry)<sup>[6]</sup>, PLRS (Planar Laser Rayleigh Scattering)<sup>[7]</sup>, NPLS (Nanoparticle based Planar Laser Scattering)<sup>[8]</sup>等开展了精细测量研究,并采用高精度的仿真手段,如DES(Detached Eddy Simulation), LES(Large Eddy Simulation), DNS(Direct Numerical Simulation)等,获得了大量有价值的研究成果。

### 2.1 正激波/边界层干扰

正激波/边界层干扰是一种常见激波/边界层干扰形式,早在20世纪40年代,Ferri<sup>[9]</sup>于机翼外流研究中第一次观察到这类现象,此后研究者们从理论、仿真、实验等多个角度开展了大量的研究工作。对于正激波/边界层干扰问题而言,大量实验结果<sup>[10-15]</sup>表明,波前马赫数直接决定了流动是否发生分离,如图1所示,引起湍流边界层发生起始分离的临界马赫数约为1.3,近年来的DNS等高精度仿真结果<sup>[12]</sup>也证实了这一结论。相较于马赫数,雷诺数对于流动的影响是次要的。对于不分离的流动,雷诺数通过影响来流边界层剖面进而影响上游干扰长度 $L_{im}$ (被定义为压升起始点到声速点之间的距离),Delery等通过拟合实验数据发现 $L_{im} \approx 70\delta^*(H_{i0}-1)^{[15]}$ ( $H_{i0}$ 为边界层不可压形状因子)。对于分离流动而言,雷诺数主要产生三个影响:(1)缩短压升起始点到分离点之间的距离<sup>[16]</sup>。(2)影响分离区的长度,在低雷诺数下分离区长度随雷诺数的增大而增大,高雷诺数下分离区长度随着雷诺数的增大而缩短(高低雷诺数的分界线以边界层厚度度量,约为 $Re_{\delta_0}=10^5$ )<sup>[17]</sup>。(3)随着雷诺数的增大,分离区内的极限流线将呈现更复杂的非对称的拓扑结构<sup>[18]</sup>。

当来流马赫数 $<1.3$ 时,边界层不发生均意义上的分离(但仍有瞬时倒流)<sup>[12]</sup>,如图2所示,这种情况下,干扰区附近的波系结构较为简单,由一道近乎垂直壁面的主激波和主激波根部上游的一束压缩波构成。在某些情况下,主激波根部下游的高亚声速气体会重新加速至超声速,从而产生二次小激波。该现象是否产生主要取决于来流马赫数和壁面形状,在壁面略微凸起的场合(例如机翼上表面那样),激波下游的壁面曲率将对气流施加更强的加速效应,从而更容易产生二次小激波。当马赫数 $>1.3$ 时,流动逐渐发生时均意义上的分离,如图3所示,此时激波结构将呈现明显的“ $\lambda$ ”波结构。当马赫数在1.45以

上时,还会在后支激波下游产生一个“超声速舌”。在 $\lambda$ 波下方存在一个低速回流区,文献[19]总结了大量实验获得的分离区长度,发现该分离区长度与马赫数、雷诺数、壁面形状、壁面温度等参数高度相关,但遗憾的是至今仍未找到预测回流区尺度的圆满方案。在回流区上方还存在着激波/边界层干扰所诱导产生的剪切层,尽管该剪切层十分靠近壁面,但这种剪切层内的速度分布与典型等压混合层内的速度分布是十分相似的<sup>[15]</sup>。

在实际工程场景中,这类激波/边界层干扰主要发生于外压式进气道口部及进气道的扩压器内,如图4(a)所示。当外压式进气道处于亚临界工况时,原本位于进气道唇口处的正激波会被推出从而产生亚声速溢流,该溢流将导致流线扩张,形成额外的逆压梯度,使分离区尺度相较于单纯的正激波/边界层

干扰情形显著增大<sup>[20]</sup>。在进气道扩压器内,如图4(b)所示,当进气道处于节流状态下,整个结尾正激波/边界层干扰场一直处于扩压器内连续的逆压强梯度影响。此外,扩压器四壁非对称的边界层分布还会导致整个干扰区形成复杂的非对称流动和非定常流动。值得注意的是,上游边界层在遇到结尾激波之前,必然经历前体激波或者唇罩激波及其反射激波组成的背景激波<sup>[21]</sup>,上游历史效应显然会使得进气道内的正激波/边界层干扰特性与单纯的正激波/边界层干扰有所不同。

在实际超声速进气道流动中,正激波下游往往伴随着连续亚声速扩张,这种扩张将引入额外的逆压梯度,使流动偏离经典的二维正激波/边界层干扰特性。早期研究者们注意到了进气道内正激波/边界层干扰的这一特殊性,于是通过在正激波下游引入

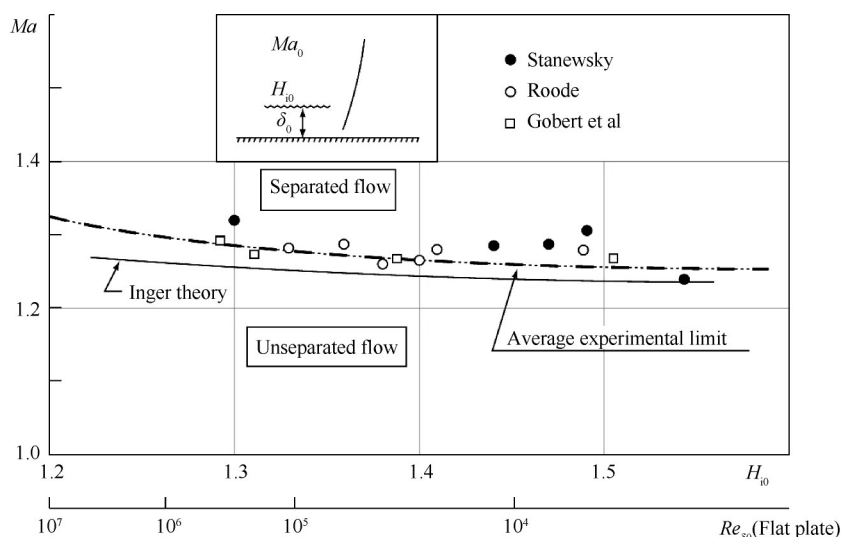


Fig. 1 Experimental shock-induced separation limit in transonic flow<sup>[17]</sup>

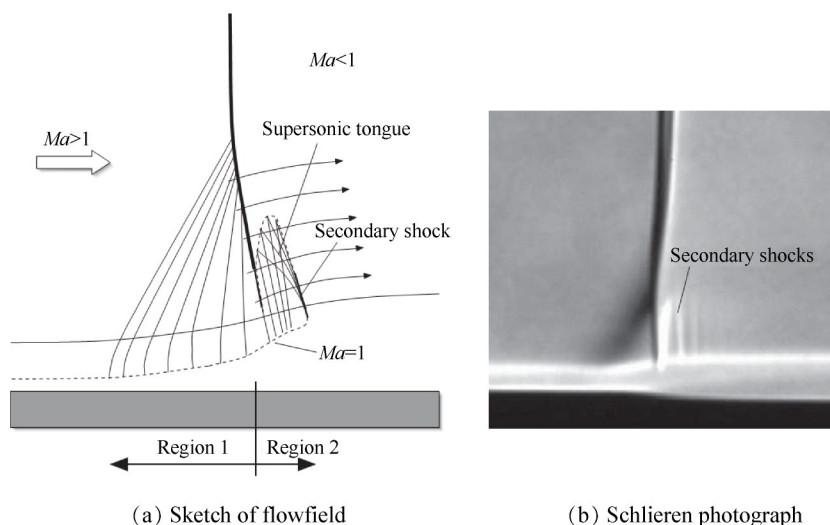


Fig. 2 Shock structure in unseparated normal SWBLI case<sup>[17]</sup>

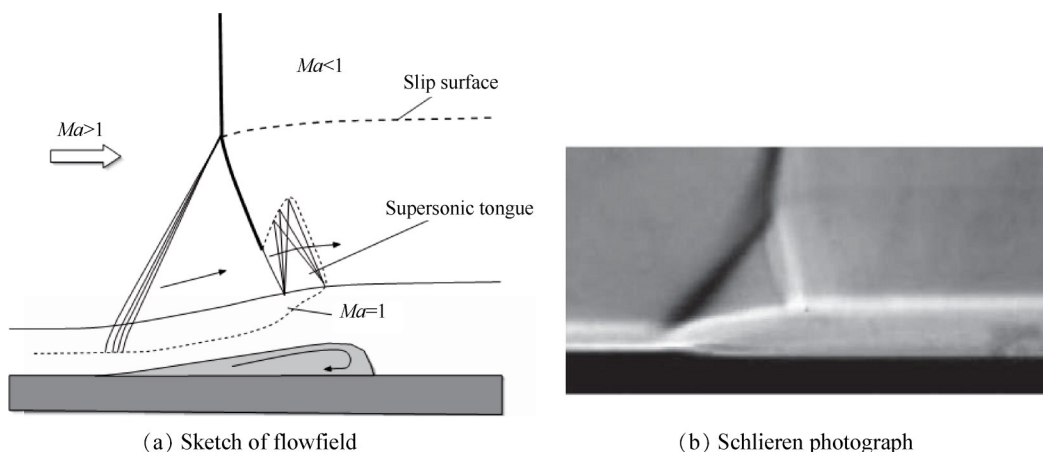


Fig. 3 Shock structure in separated normal SWBLI case<sup>[17]</sup>

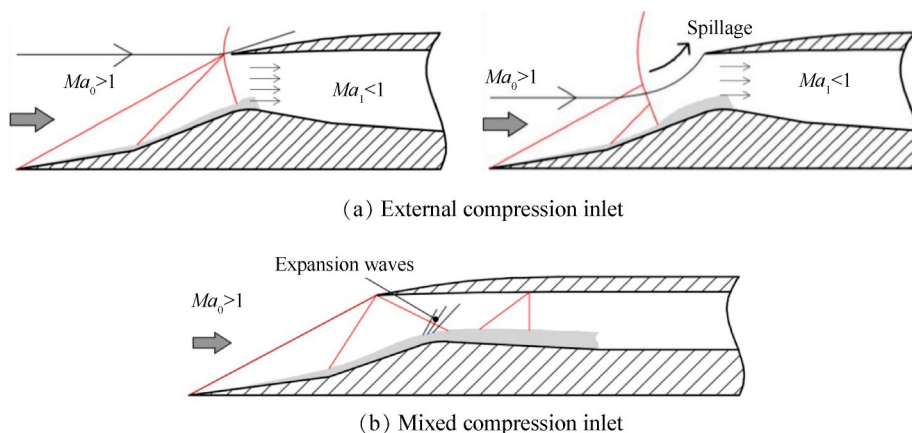


Fig. 4 Normal SWBLI case in inlet

几何截面或者流线的扩张对这一问题展开了研究,但他们的研究却出现了相互矛盾的结论。文献[19-20]发现额外的逆压梯度将使得分离区长度显著增大,而Sajben和Blosch等则发现在来流马赫数为1.34时,激波下游略微扩张的管道截面将使得壁面压升更加平缓,流动更加不容易分离。也正因为如此,尽管通常来流马赫数 $>1.3$ 时,正激波/边界层相互干扰会导致边界层发生分离,但Sajben等在研究中并没有观测到边界层的时均分离现象<sup>[22-23]</sup>。2013年,Babinsky等<sup>[24]</sup>撰文指出,传统的研究构型不能很好地代表进气道内的正激波/边界层干扰现象,并给出了针对进气道内正激波/边界层干扰的特殊性专门设计的简化实验构型<sup>[24]</sup>,如图5所示,该模型采用激波稳定器(Shock Holding Plate)模拟进气道唇罩并起到稳定正激波位置的效果。此外,激波稳定器使得正激波只和模型下壁面边界层发生干扰,避免了激波和上下壁面边界层同时干扰以及可能由此产生的非对称效应。在该模型的基础上,Babinsky等开展了一系列的

正激波/边界层干扰与波后亚声速扩压的耦合流动特性研究和相关流动控制方法研究<sup>[25-30]</sup>。他们发现引入扩张管道后的整个干扰区间对于无粘激波的人射位置高度敏感,如图6所示,随着无粘激波的位置从扩张拐角的上游逐渐向拐角靠近,流动呈现出越来越强的三维特性,角区分离和整个分离区长度都会显著增大。除此之外,波后流道面积的扩张会和正激波/边界层干扰产生耦合效应,最终会增大分离区长度。

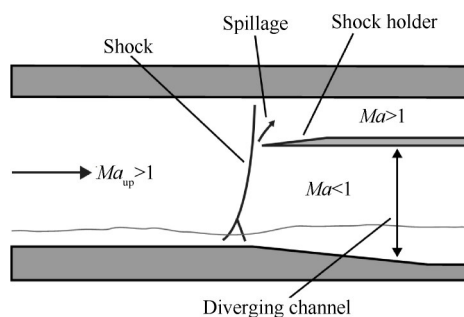


Fig. 5 Simplified experimental model for normal SWBLI<sup>[24]</sup>

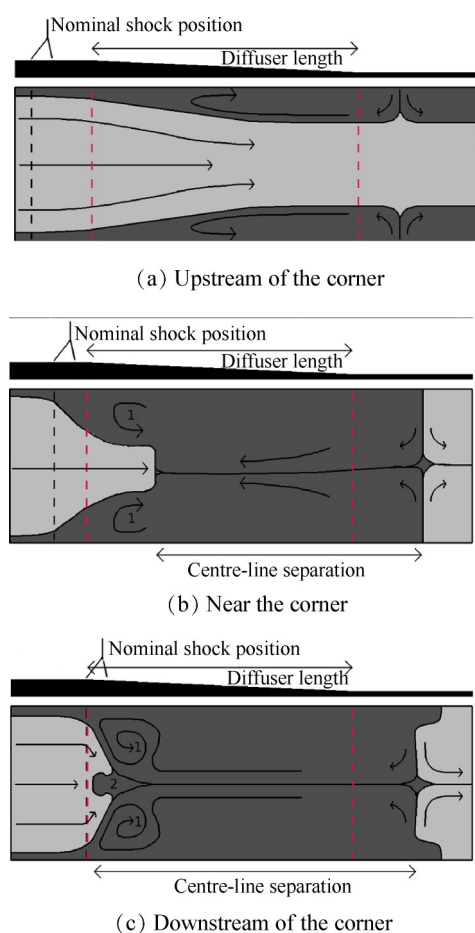


Fig. 6 Surface-flow visualization for different shock positions<sup>[25]</sup>

实际在进气道中,正激波不仅与通道下壁面的边界层发生相互干扰,通道两侧边界层也会与正激波发生相互干扰,Doerffer等<sup>[18]</sup>与Schofield<sup>[20]</sup>早在20世纪80年代就通过壁面油流观测到了内流正激波/边界层干扰的三维效应,前者指出分离区未必贯穿整个展向,而是在两个角区和流道中心部分形成三个分离区,角区分离和中心分离区之间形成附着流道。而后者发现在中心线两侧出现不完全对称的角区流动,并且随着雷诺数的增大,这种角区流动的非对称性愈发明显。这引起了后续学者们对这种内流正激波/边界层干扰的三维效应的重视。2005年,Handa等<sup>[31]</sup>采用PLIF技术,对矩形截面的管内正激波/边界层干扰进行了实验研究,得到了不同截面的温度场分布并换算得到了沿流向各个截面的马赫数分布。根据实验结果,Bruce和Burton等<sup>[32-33]</sup>重构了进气道通道内正激波/边界层干扰的三维结构,如图7所示,在进气道通道中,主激波不仅与上下壁面产生分叉结构形成“λ”波,而且在侧壁面也会产生同样的分叉现象,并且这些“λ”波在管道角区会两两

相互交叉形成二次漩涡。所以有研究者认为正是由于这种复杂的干扰结构,在通道内发生的三维正激波/边界层干扰结果偏离了之前获得的二维正激波/边界层干扰的分离判据,并且认为通道宽高比越大,三维效应越弱,流场特性越接近经典二维理论的预测结果,相关实验数据也支持了这种观点<sup>[32-33]</sup>。但是,对于这个结论,Pizzella等<sup>[34-36]</sup>提出了异议,他们对宽高比为4.3的三维正激波/边界层干扰进行了数值仿真研究,虽然也发现了角区分离与中心分离的相同耦合规律,但是三维效应依然十分明显。总的来说,进气道内流中正激波/边界层干扰呈现明显且复杂的三维效应,但是对于这方面的研究,依然还不够全面、深入和准确,因此这也是后续研究的重点。

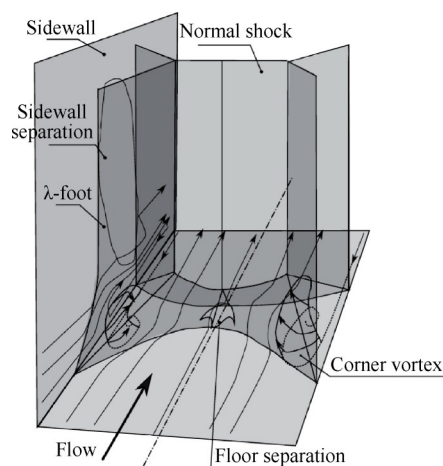


Fig. 7 Sketch of three-dimensional bifurcated shock wave structure in a rectangular channel with significant corner separations<sup>[31-32]</sup>

## 2.2 斜激波/边界层干扰

斜激波/边界层干扰是超声速/高超声速进气道中广泛存在的一类干扰现象,如图8所示,其可分为两类,一类是发生于进气道各级压缩面上的拐角斜激波/边界层干扰,另一类是发生于进气通道内的入射激波/边界层干扰,如进气道口部的唇罩激波/边界层干扰、通道内的反射激波/边界层干扰等。这类干扰对进气道的影响也最为显著,以进气道唇罩激波/边界层干扰为例,其在较高马赫数下可能导致显著的边界层分离(见图9),这是由于唇罩激波入射引入的边界层内部的局部逆压强梯度远远超过了其分离极限,导致边界层在进气道有限宽度通道内出现了明显的分离,从而使得气流形成压缩-膨胀-再压缩的流动过程,流动损失较大,对进气道性能产生明显的负面影响。此外,对于唇罩激波/前体边界层干扰

而言,由于进气道结构特点,在干扰区附近往往存在较强的肩部膨胀扇,对当地压强梯度必然会带来进一步的影响。但是这一因素在大多数的实验研究中并没有考虑,因此,基于简单入射激波/边界层干扰模型得到的经验公式给出的预测结果可能与实际进气道口部流动有较大误差。对于常规的斜激波/边界层干扰问题,研究者们通过激波模拟器和边界层模拟板展开了大量的研究,获得了许多有价值的成果,并且归纳出了激波作用导致边界层分离的经验公式<sup>[37-39]</sup>。但是,对于发生于进气道内的斜激波/边界层干扰而言,整个干扰区间不仅受到通道壁面的约束,还受到通道流动的历史效应的影响,因此表现出更加复杂的特性。

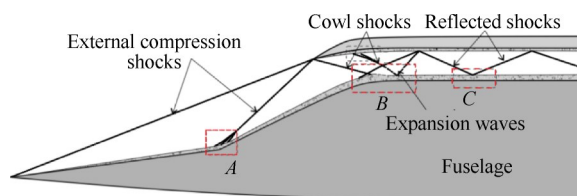
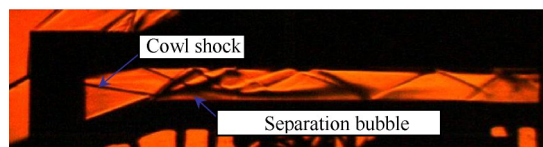


Fig. 8 Oblique SWBLI in supersonic/hypersonic inlets



(a) Without separation at low Mach number



(b) With separation at high Mach number

Fig. 9 SWBLI in a two-dimensional inlet at different freestream Mach numbers<sup>[21]</sup>

由于超声速/高超声速进气道的结构特性,在其入口处会形成一定强度的膨胀波,因而唇罩诱导斜激波与通道下壁边界层干扰不可避免地处于膨胀波的影响之下,其干扰特性也体现出自己特有的特点。研究者们也注意到了这样的问题,Chew<sup>[40]</sup>研究了来流马赫数为2.5时,气流偏转角为 $4^\circ$ , $6^\circ$ , $8^\circ$ 的斜劈式激波发生器诱导的斜激波与经过外凸拐角后的完全湍流边界层作用的干扰特性。Chung等<sup>[41]</sup>研究了来流马赫数为8的条件下,不同强度的肩部膨胀对下游激波/边界层干扰特性的影响。其研究结果表明,激波入射点位于拐角下游时,激波/边界层干扰的区域

会明显变小,压力脉动峰值也会减小。随后Hawbold等<sup>[42]</sup>也在马赫数为8的来流条件下进行了一系列的研究,发现对于层流边界层而言,分离点和再附点同时处于拐点上游或下游时,边界层的分离形态具有一定的相似性。但是从他们的研究来看,其研究来流条件与进气道口部流动条件差别较大。随后,Sathianarayanan等<sup>[43]</sup>也开展了不同激波强度及不同膨胀角工况下膨胀波对入射激波/边界层干扰的影响研究。南航的张悦等专门就膨胀波影响下的入射激波/边界层干扰问题开展了深入研究<sup>[44]</sup>,发现膨胀波影响下的激波/边界层干扰是一个在空间中逐渐变化的过程。根据激波与膨胀波的相对位置不同,出现了四种不同的作用机制:“激波-激波-膨胀波”,“膨胀波-激波-激波”,“膨胀波-激波-膨胀波-激波”,“激波-膨胀波-激波”,如图10所示,当激波作用于膨胀波产生点之前时,流动以第一种干扰机制为主导。而后三种干扰机制则是在激波作用于膨胀波产生点下游时出现。在不同作用机制主导下,膨胀波对激波具有不同的影响效果,特别是当边界层内以“激波-膨胀波-激波”干扰机制为主导时,膨胀波可对激波/边界层干扰起到有效的抑制作用。基于此,张悦推导出了膨胀波抑制唇罩激波/边界层干扰区间的预测关系,即当唇罩激波入射点位于肩点下游一特殊区间内时,膨胀波可以对唇罩激波/边界层干扰起到较好的抑制效果,通过分析张悦专门给出了该区间的预测方法。

受到进气道内壁的影响,入射激波会与侧壁的边界层相互干扰,特别是在侧壁与压缩面交汇的角区位置,会形成复杂的耦合分离流动。Zhang等<sup>[45]</sup>通过研究发现,在有限宽度的通道内入射激波/边界层干扰的结果偏离了经典的分离预测判据。图11展示了在有限宽度通道下壁面摩擦力系数 $\tau_w$ 和壁面摩擦力系数分布情况,可以看到,因入射激波与侧壁之间的扫掠导致的侧壁边界层低能流向下壁面汇聚,使得位于下壁面的因激波入射导致的边界层分离包尺度显著增大。Wang等<sup>[46]</sup>研究了来流马赫数为2.7条件下,通道宽高比对入射激波/边界层干扰流动的影响。研究表明,宽高比越小,角区分离与下壁面的边界层分离耦合越强,整个分离区的起始点越靠上游,分离占据通道的比例也越大。当宽高比为4时,通道中截面的压力分布与非受限状态下的基准流场基本相同。Huang等<sup>[47]</sup>通过数值仿真的手段,对来流马赫数为5.0的高超声速二元进气道中角区旋涡产生的原因开展了细致的研究,如图12所示。结果表明:唇

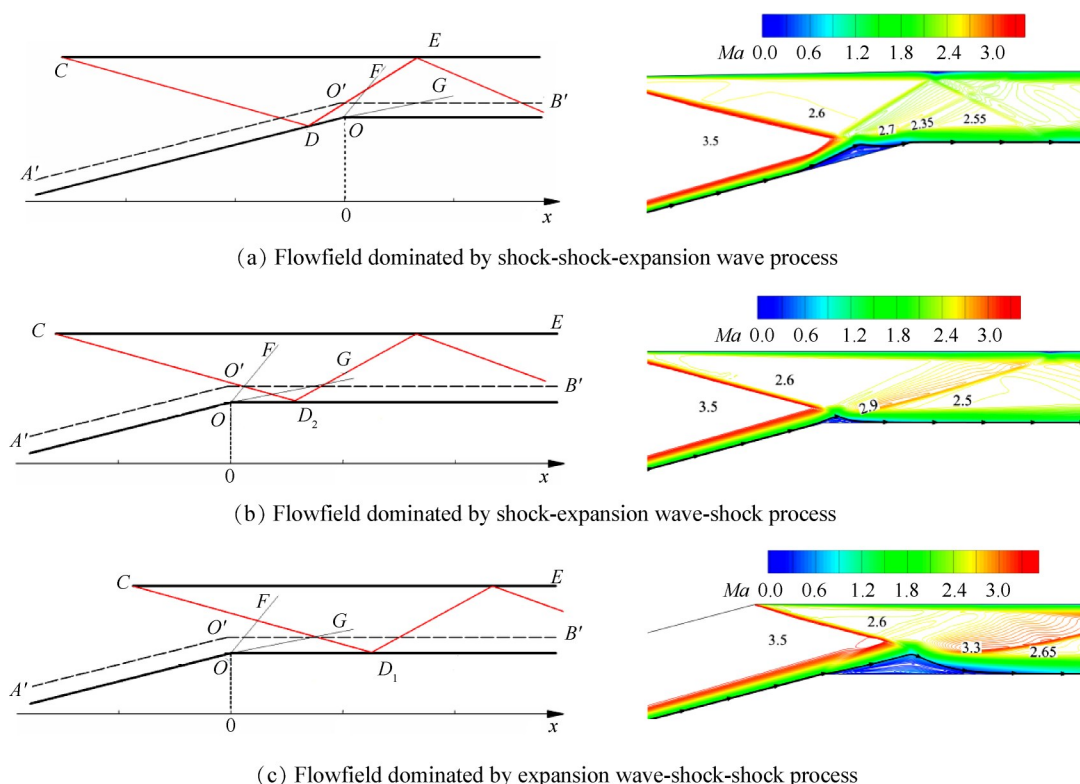


Fig. 10 Flowfield dominated by different interaction processes near the inlet shoulder<sup>[44]</sup>

罩激波和进气道通道侧壁的边界层会形成扫掠激波/边界层干扰,这将诱导侧壁的低能流下扫,低能流将进入压缩面边界层底部并与底面因唇罩激波/边界层干扰区间耦合,使肩部的边界层上抬,并在其法向方向形成较强的剪切流动,最终发展成为角区旋涡。

在边界层分离包内的旋涡结构也是研究者们关注的热点问题。早期受测量手段的局限,无法通过

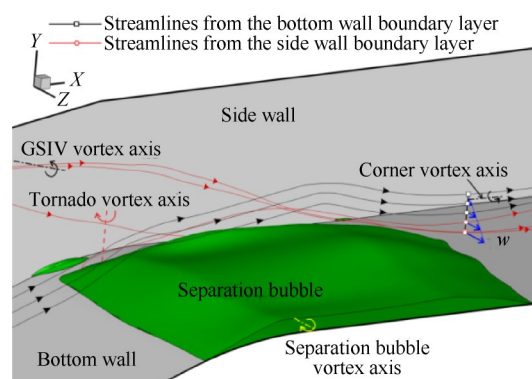
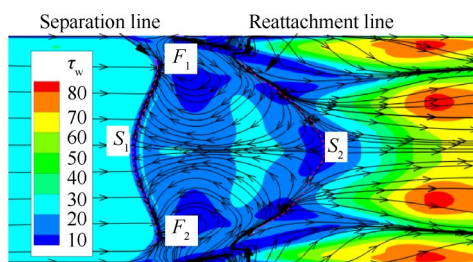
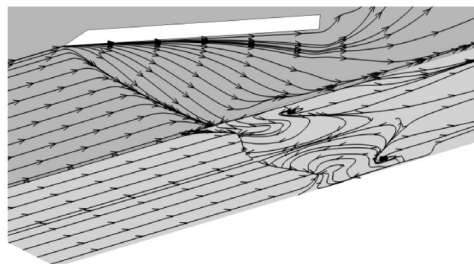


Fig. 12 Sketch of corner vortex formation<sup>[47]</sup>



(a) Numerical results of the wall shear stress lines on the plate

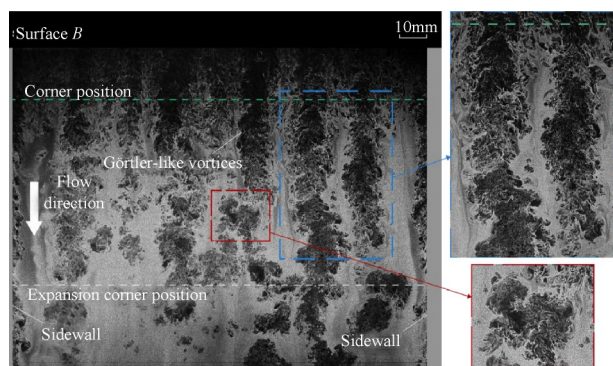


(b) Wall shear stress lines on the plate and the sidewall

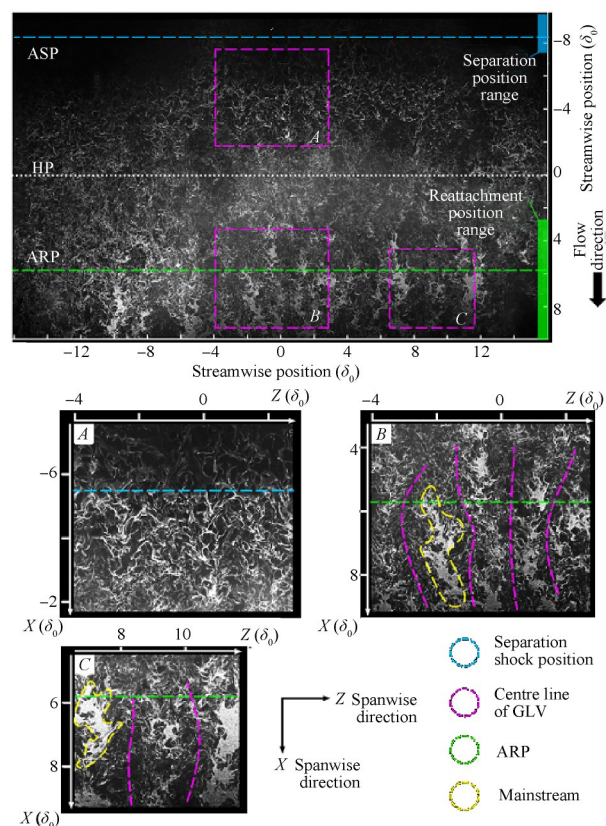
Fig. 11 Surface flow patterns of the SWBLI on a bare plate<sup>[45]</sup>

实验手段直观地观测到这类特性。随着高分辨率的流场显示技术的不断成熟,NPLS,PIV,PLS等先进非接触流场测量技术被引入进气道内相关的激波/边界层干扰的研究中,研究人员获得了越来越多的激波/边界层干扰区间内的精细流动特性。何霖等<sup>[48-49]</sup>采用NPLS和PIV测量技术,研究了不同激波强度下,不同高度切片的激波诱导分离包的精细流动结构,清晰地显示了分离区内旋涡特征。发现入射激波沿展向的并不是一条直线,受当地大尺度旋涡的影响,存在明显的三维特征。Zhuang等<sup>[50-51]</sup>通过精细的平面激光散射技术(PLS),分别成功地在拐角激波/边界层干扰区间和入射激波/边界层干扰区间观察到了Görtler涡这种流向条带状旋涡结构,如图13所示。

此后,Zhuang等<sup>[52]</sup>通过分析基于IC-PLS流动显示方法获得的斜激波/边界层干扰区间附近的旋涡特性后,发现经过干扰区后边界层内大尺度旋涡结构减少,小尺度旋涡结构增多,旋涡的长宽比略有减小,旋涡的形状变化更柔和,边界层内的各向同性增强。



(a) Görtler-like vortices in corner SWBLI region



(b) Görtler-like vortices in incident SWBLI region ( $\delta_0$ : thickness of boundary layer)

Fig. 13 Görtler-like vortices in SWBLI region<sup>[50-51]</sup>

在斜激波/边界层干扰现象中还有一种不容忽视的干扰类型,即前体激波与唇罩内侧未完全发展的边界层干扰。图 14 给出了 Mahapatra 等<sup>[53]</sup>实验得到的超额定条件下进气道口部流场。在前体激波的作

用下进气道唇罩侧边界层出现了明显的分离。该类干扰在进气道唇口附近出现明显的马赫反射结构,并且往往会导致进气道的不起动<sup>[54-56]</sup>。

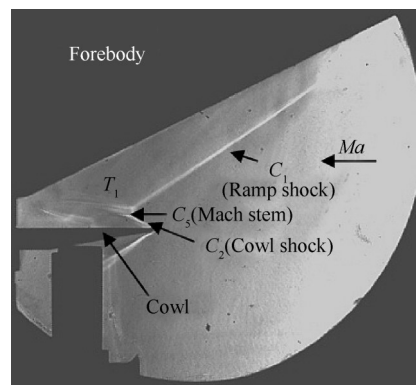


Fig. 14 Schlieren photographs of shock reflection pattern near the cowl<sup>[49]</sup>

这类激波/边界层干扰与激波反射迟滞有关。通过结合自由干扰理论和非对称激波反射理论,Tao等<sup>[57]</sup>从理论上证明了粘性条件下激波反射迟滞现象的存在,并且采用数值模拟方法进行了验证。图 15 给出了粘性条件下可能存在的两种激波反射波形结构。Jiao等<sup>[58]</sup>通过数值仿真和理论分析,对高超声速进气道超额定状态下因唇罩侧激波/边界层干扰导致的局部不起动现象进行了研究。但是,由于激波反射迟滞现象的复杂性,这种发生于进气道唇罩侧的激波/边界层干扰在转捩准则、转捩过程等方面仍有待于进一步研究。

### 2.3 三维曲面激波/边界层干扰

除了上述两类激波/边界层干扰外,进气道内还

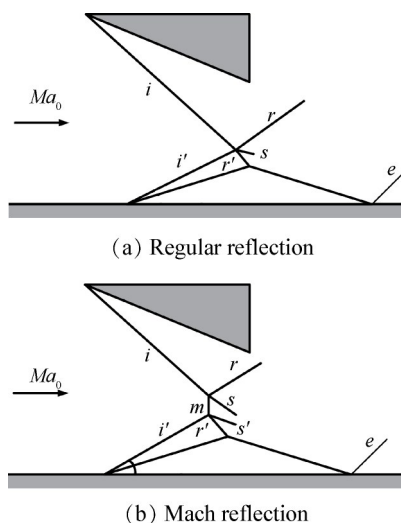
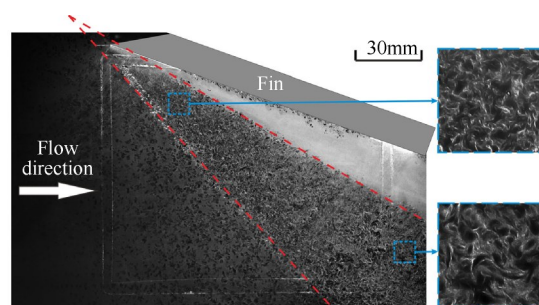


Fig. 15 Shock reflection pattern in viscous condition<sup>[57]</sup>

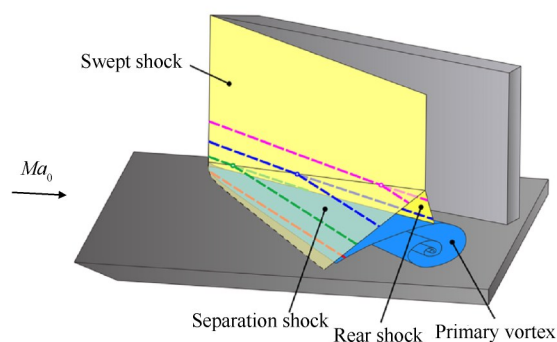
有一类干扰结构——具有高度三维特性的激波/边界层干扰现象,较为典型的是进气道前体激波、唇罩激波与侧壁边界层形成的扫掠激波/边界层干扰和流线追踪型进气道压缩面诱导曲面激波/边界层干扰两种。

扫掠激波/边界层干扰产生的二次流会在进气道内进一步发展出大尺度角涡,对进气道内流场有明显影响。Token<sup>[59]</sup>最早以直立尖鳍为基本物理模型,提出了扫掠激波/边界层干扰模型。在他提出的干扰模型中,位于流动分离线和再附线之间的大尺度分离旋涡主导着扫掠激波/边界层干扰流动。在干扰区内分离线位于无粘激波的上游,而再附线则靠近尖鳍与平板形成的拐角。该流动模型解释了在发生扫掠激波/边界层干扰时尖鳍/平板拐角位置出现的换热峰值的原因。随后,Kubota等<sup>[60]</sup>提出了一个更为精细的尖鳍诱导扫掠激波/边界层干扰的流动模型。该流动模型将扫掠激波/边界层干扰分为强干扰和弱干扰两种。当强干扰发生时,流场中存在两个旋涡:一个是尺度的弱旋涡,另外则是一个尺度较小的强旋涡蜷缩在角区中。而在发生弱干扰时,尖鳍侧壁上的流线虽然也会发生偏折,但是并未汇聚形成分离线,仅在流场的角区存在一个小尺度的强旋涡。在此之后,相关学者对直立尖鳍流动的准锥形特性(Quasi-Conical Nature)进行了一系列的验证研究<sup>[61-62]</sup>。研究表明,除了尖鳍前缘的初始区域(Inception Zone)外,直立尖鳍诱导的扫掠激波/边界层干扰区间内的流动具有明显的锥形相似特性,具体表现为:平板表面的分离线、再附线以及无粘激波均交于尖鳍上游的同一点(该点称为虚拟原点VCO),并且从VCO发出的同一条射线上的流动参数保持不变。此外,随着实验手段的不断发展,先进的流动显示技术也用于直立尖鳍流场的研究中来。Sheng等<sup>[63]</sup>采用NPLS技术对扫掠激波/边界层干扰形成的锥形涡和激波结构进行了详细的实验研究,并根据实验结果重建了该干扰的流动结构,如图16所示。

实际上,由于进气道往往是多级压缩设计,因此其产生的扫掠激波/边界层干扰是多道连续扫掠激波/边界层干扰。由于两道扫掠激波会产生相互影响,且流场结构复杂,所以相关研究较少。盛发家等<sup>[64]</sup>对双扫掠激波边界层干扰问题进行了研究。图17给出了该研究中的典型双扫掠激波边界层干扰的三维旋涡结构图<sup>[64]</sup>。盛发家等研究发现,在连续扫掠激波/边界层干扰区间内,第一级扫掠激波/边界层



(a) NPLS results of spanwise direction



(b) Model of swept SWBLI region

Fig. 16 Structure of swept SWBLI<sup>[63]</sup>

干扰区间内形成的锥形主旋涡向下游发展过程中与第二级扫掠激波/边界层干扰区间内的旋涡相遇,随后两个旋涡逐渐融合并形成一大尺度的旋涡向下游发展。从干扰区间形态看,连续扫掠条件下头道扫掠激波/边界层干扰依旧保持了准锥形相似特性,但其下游的扫掠激波/边界层干扰在非均匀上游条件的影响下,其不再表现出锥形相似特性。此外,第一个干扰区的再附线和分离线受到了下游干扰区的影响,其结构发生了明显变化<sup>[64]</sup>。

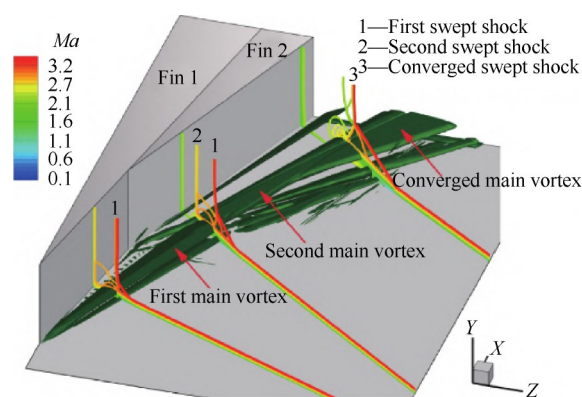


Fig. 17 3D vortex structure in multi-swept SWBLI region<sup>[64]</sup>

随着流线追踪设计技术的不断发展,通过流线追踪获得的三维压缩曲面越来越多地出现在进气道中。这些曲面不仅具有高度三维化的几何外形,其

诱导的激波波面也具有显著的三维特性。王娇等<sup>[65]</sup>对半锥、半棱锥、流线追踪鼓包这三类典型的三维激波/边界层干扰问题进行了仿真研究。研究结果表明,鼓包和半锥的表面流动结构呈现出准锥形相似性,而半棱锥表面流动则呈现出准柱形相似性。当无粘激波强度相同时,半棱锥构型诱导的旋涡强度最大。综合考虑三种构型的边界层排移能力以及对进气道出口畸变的影响,鼓包最具优势。随后,王娇等<sup>[66]</sup>探究了偏转角相同的单锥、双锥、等熵锥基准流场追踪得到的三维鼓包诱导的曲面激波/边界层干扰特性。图 18 给出了对应鼓包表面的摩擦力线图,研究发现双锥和等熵锥的流动拓扑结构不再表现为与单锥相同的锥形相似的特性。刘亚洲等<sup>[67]</sup>随后采用实验方法研究了单锥、双锥以及等熵锥流场追踪得到的三维壁面鼓包附近的流动情况(见图 19),评估了不同波系配置的鼓包边界层排移和增压能力,实验发现鼓包总偏转角相同时,不同波系配置对鼓包排移边界层以及增压能力方面无显著区别。

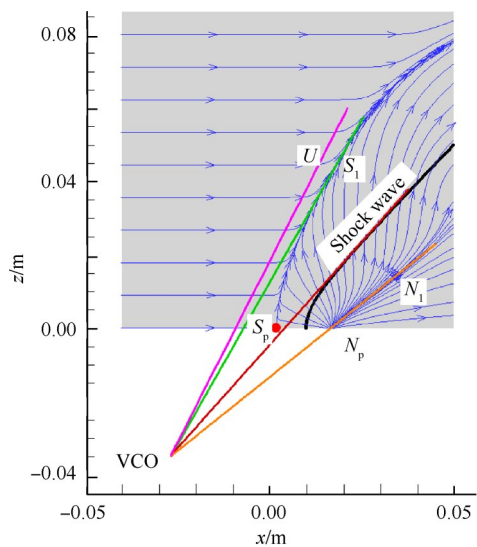
### 3 激波/边界层干扰控制技术

为了保证进气道在整个包线范围内安全、高效工作,必须针对进气道内复杂的激波/边界层干扰现象进行控制<sup>[68]</sup>。目前在进气道内的流动控制手段主要集中于边界层放气、涡流发生器控制等手段,同时研究者们还在积极发展各类新型的高效流动控制技术。

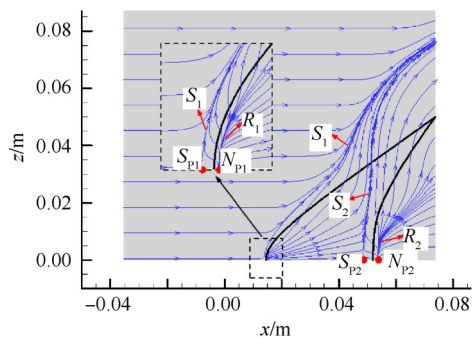
#### 3.1 放气控制方法

迄今为止,边界层放气依旧是进气道内最为有效的抑制边界层分离的手段,因此在工程实际中被大量采用<sup>[69-71]</sup>。许多学者在此方面开展了研究。针对侧压式进气道中交叉激波与顶板边界层相互干扰的现象,Reddy<sup>[72]</sup>开展了大量的仿真研究,评估了边界层放气对进气道性能的改善影响;Schulte 等<sup>[73]</sup>采用实验手段对平面激波/边界层干扰问题开展研究,获得了放气位置和放气角度对边界层分离控制效果的影响规律;图 20 给出了 Häberle 等<sup>[74]</sup>通过放气控制二元高超声速进气道唇罩激波/边界层干扰的情况。此外 Boyce 等<sup>[75]</sup>还采用数值仿真方法对 Hyshot 飞行实验中采用的边界层放气设计进行了专门的研究。

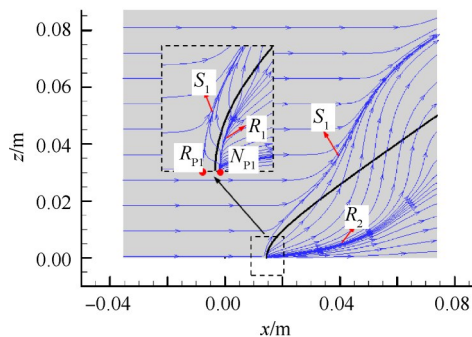
虽然边界层放气是进气道内较为有效的激波/边界层干扰控制手段,但是由于放气使得进气道捕获流量损失,同时带来放气阻力大和热防护困难等负面影响,研究者们还在积极探索其它高效的流动控



(a) Single cone bump ( $\theta=28^\circ$ )



(b) Bipyramid bump



(c) Isentropic bump

Fig. 18 Skin friction lines of different bumps<sup>[66]</sup>

制手段以替代边界层放气措施。

#### 3.2 微型涡流发生器控制技术

微型涡流发生器(Micro-VG)是一种有效的流动控制装置,相对于传统的涡流发生器(VG),其尺寸大大缩短,高度仅有边界层厚度的 10%~70%,其通过尾流产生的流向旋涡对将边界层上部高能气流卷入底层,从而提高边界层底部低速区的动量,提升其抗逆压力梯度能力,实现对激波入射导致的边界层分离的控制,在超声速及高超声速进气道中具有广泛的应用前景。同时,由于微型涡流发生器的高

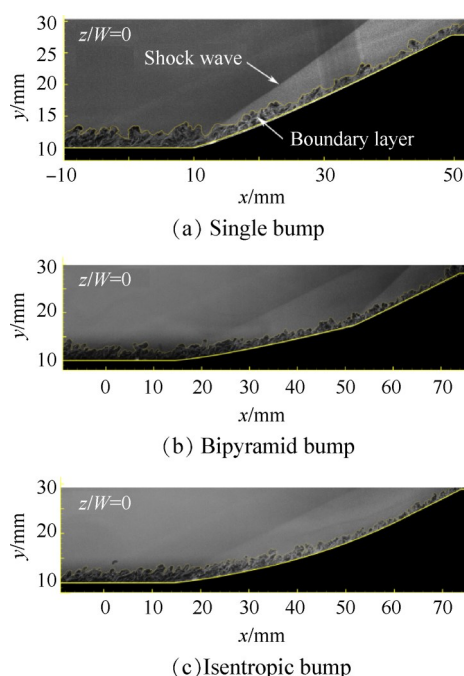


Fig. 19 NPLS photographs of different bumps at its symmetry plane<sup>[67]</sup>

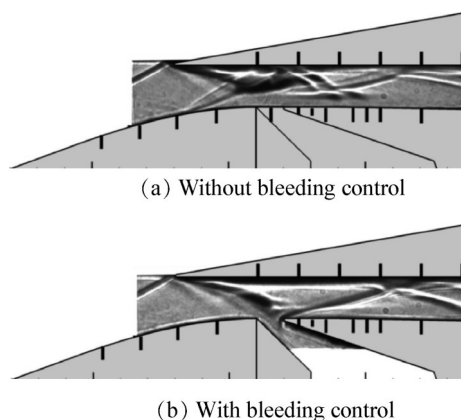


Fig. 20 Bleeding control for cowl shock wave/boundary layer interaction<sup>[74]</sup>

度低于当地边界层的厚度,极大地降低了控制部件的附加阻力,使得非控制状态下的额外代价降低。相对于其它流动控制技术,微型涡流发生器不需要额外的能量与质量供应就可以实现其控制效果,并且与传统的涡流发生器相比,其诱导的流向旋涡不易脱离边界层,在边界层中可以保持有较长的影响距离。常见的微型涡流发生器有如下几种:微型斜坡式(Microramp)、微型翼片式(Microvane)、鱼骨式(Wishbone type)以及多片惠勒叶片式(Wheeler vanes)<sup>[76]</sup>,如图21所示。其中,基于微型斜坡式涡流发生器的进气道内流动控制技术是当前研究的热点。

鉴于微型涡流发生器的优点,各国广泛开展了相关研究。美国空军研究实验室飞行器设计局与NASA格林研究中心合作开发和验证了超声速混压式进气道内采用微型涡流发生器阵列的先进流动控制技术<sup>[77]</sup>。Charles等<sup>[78]</sup>的进一步研究发现,为达到最佳的控制效果,微型斜坡式涡流发生器需要安装在激波/边界层干扰区间上游,此时虽然不能完全消除分离,但原先激波作用边界层导致的二维分离区已经破碎为周期性的三维分离区,且尺度变小。Blinde等<sup>[79]</sup>发现,多排阵列布置的微型斜坡式涡流发生器可以降低激波/边界层干扰中的非定常特性。Shinn等<sup>[80]</sup>的研究表明,在改善超声速进气道起动性能方面微型涡流发生器也有较大的潜力,在无控制情况下,来流马赫数为2.0时能够起动的进气道在来流马赫数1.8时不起动,而在安装微型斜坡式涡流发生器后进气道恢复了起动,并且缓解了进气道内的激波振荡。尽管微型涡流发生器对进气道内激波/边界层干扰的控制能力已被证实,但是,其控制能力还是显得相对不足。因此,张悦等<sup>[81]</sup>提出了一种基于大后掠的微型斜坡式涡流发生器阵列的激波/边界层干扰的控制方法,并通过仿真和实验相结合的方法,验证了该种涡流发生器确实能够有效控制激波诱导的边界层分离。如图22所示,在使用时该涡流发生器阵列置于激波/边界层干扰区间,涡流发生器特殊的结构诱导“预增压效应”、“分割效应”、“限流效应”和“掺混效应”,有效地抑制了边界层分离,促进了分离流动的再附<sup>[81]</sup>。

随着研究的不断深入,张悦等<sup>[82]</sup>利用形状记忆合金实现了可变形的大后掠涡流发生器,并将其与进气道融合。其设计思路是在进气道口部布置大后掠涡流发生器,当进气道口部分离对其性能影响较小时,涡流发生器与进气道下壁面融合,避免下游流场受到其诱导的旋涡的干扰;而当进气道唇罩激波入射诱导出大尺度的边界层分离包时,涡流发生器出现以抑制边界层分离。图23给出了涡流发生器在风洞条件下的变形情况,图中 $h$ 为进气道通道高度。可以看出,在风洞吹风条件下,成功实现了涡流发生器的自动变形,并且实验和仿真结果表明,在大后掠涡流发生器的控制下,进气道出口的总压恢复系数明显提升。

### 3.3 壁面鼓包控制激波/边界层干扰

壁面鼓包是一种相对较新的流动控制方法,三维壁面鼓包对机翼上的临界正激波/边界层干扰的控制能力已通过大量的研究证明,并且研究者们发展

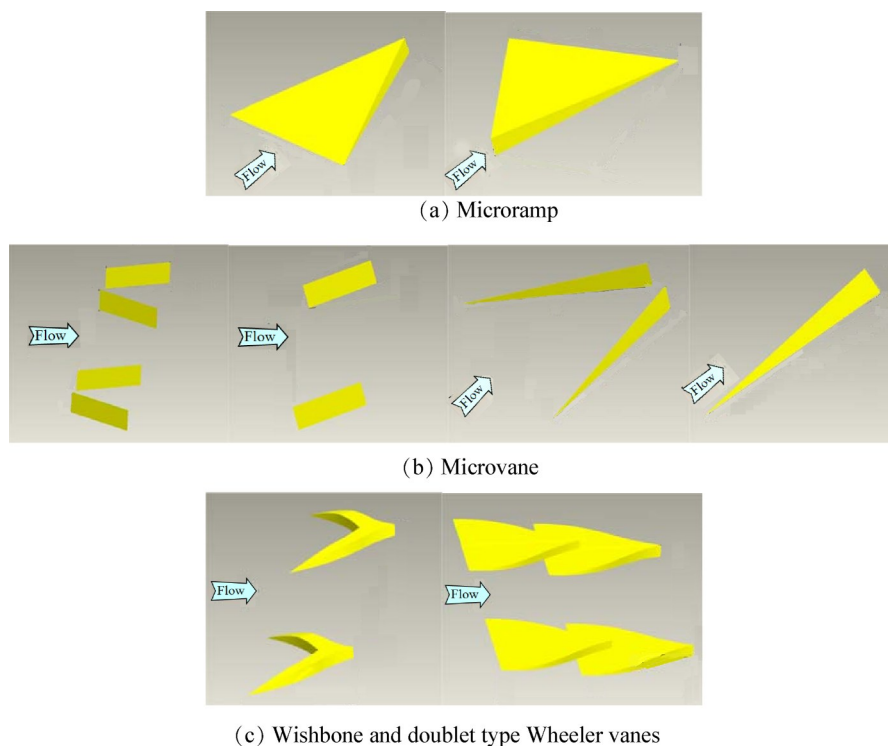


Fig. 21 Different types of microvortex generators<sup>[76]</sup>

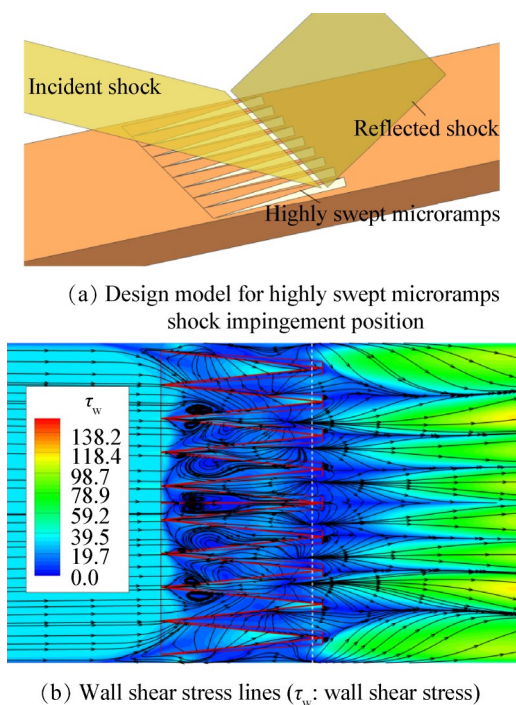


Fig. 22 SWBLI control by highly swept microramps<sup>[81]</sup>

出了多种具有不同几何外形的三维壁面鼓包<sup>[83]</sup>。针对发生于进气道内的斜激波/边界层干扰,张悦等<sup>[84-85]</sup>发展出了一种二维壁面鼓包控制唇罩激波/边界层干扰的方法,并给出了相应的设计准则,如图24所示。仿真和实验结果均表明,当激波入射在鼓包外凸面上时,二维鼓包具有较好的抑制边界层分

离的效果。其控制机理为:鼓包迎风侧压缩面的预增压作用使得激波入射点附近的局部逆压梯度降低;同时,鼓包外凸部分产生的膨胀波束促进当地边界层再附,从而实现对激波/边界层干扰的有效抑制。

随后,张悦等<sup>[86-87]</sup>将壁面鼓包引入高超声速进气道内,如图25所示,通过壁面鼓包成功地对连续的唇罩激波/边界层干扰进行了有效控制,显著提升了进气道的性能。随后通过引入形状记忆合金,张悦等提出了可变形壁面鼓包的概念,如图26所示,当进气道在高马赫数下工作时,壁面鼓包出现对激波诱导的边界层分离进行抑制;而当进气道在低马赫数下工作时,鼓包与壁面融为一体,以便于保持进气道起动能力。通过风洞实验表明,记忆合金鼓包可以实现自动变形并且对真实进气道口部连续入射的唇罩激波导致的边界层分离有良好的控制效果,如图27所示。

二维壁面鼓包确实能够较好地控制进气道内唇罩激波/边界层干扰,并且由于其高度低于边界层自身厚度,因此并不会带来过大的附加阻力。但是在高超声速条件下,鼓包的热防护以及宽域条件下鼓包的控制能力还需要进一步的研究。

### 3.4 等离子体控制技术

等离子体流动控制技术自2003年提出以来,就

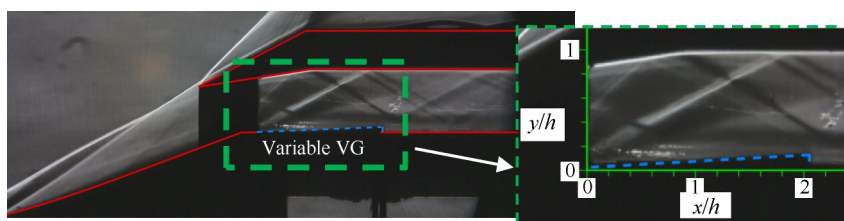
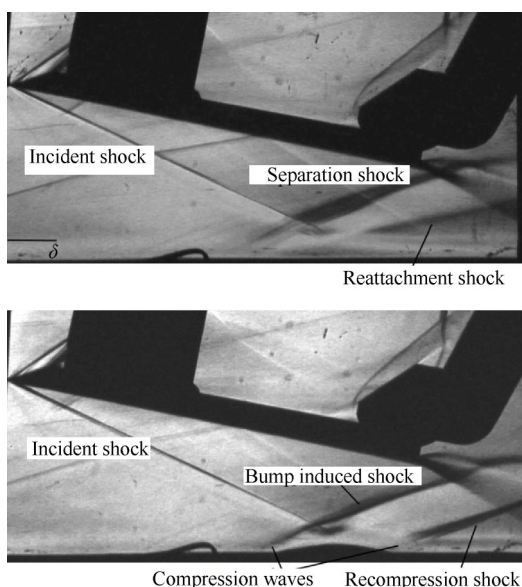
Fig. 23 SWBLI control by variable VG<sup>[82]</sup>

Fig. 24 SWBLI control by a two-dimensional bump

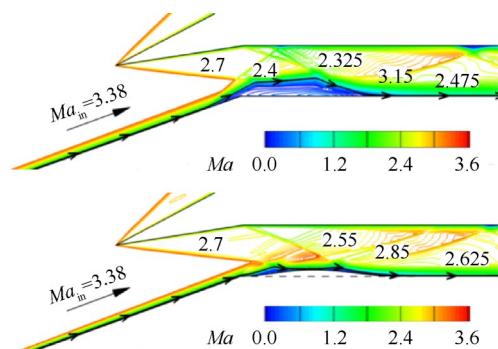


Fig. 25 SWBLI control by a bump in a hypersonic inlet

因拥有无需机械活动部件、响应速度快、自身重量轻、工作频带宽、适应多工况等诸多优点而广受关注<sup>[88]</sup>。等离子体流动控制技术根据电极放电形式的不同,可大致分为介质阻挡放电(DBD, Dielectric Barrier Discharge)、表面电弧放电和等离子体合成射流三种类型<sup>[89]</sup>。最初的介质阻挡放电激励器研究集中在控制翼型流动分离上,Corke等<sup>[90]</sup>证明了DBD对低速流动分离具有很好的控制效果,可以显著提高翼型升阻比,并且通过优化设计实现了闭环控制,大幅提高了控制能量。然而,由于该类型激励

器受激励电压、电极面积、击穿区域气体状态等因素影响较大,产生的诱导速度最大为10m/s,通过激励器布置位置及控制参数的优化,目前能有效进行流动控制的主流速度为100m/s。表面电弧等离子体激励器由布置在绝缘板上的耐高温烧蚀电极构成,直接在主流中放电,利用快速焦耳加热效应形成的密度梯度及相应产生的压缩波对流场施加控制。电极可以做成不同形状,并且可以根据实际应用改变电极数目和布置方式。Leonov等<sup>[91]</sup>使用该类激励器进行了来流马赫数为2的进气道流动控制实验,该型激励器将第一道压缩激波位置从进气道内推至封口区域,将第二道压缩激波弱化为压缩波,进而验证了该类激励器在进气道流动控制中效果明显,如图28所示。然而,当主流速度较高时,电弧会被吹至下游,引起放电不稳定,此外,维持放电能量较高也限制了其进一步发展。

等离子体合成射流是通过火花放电产生的焦耳热,将激励器腔体内的空气加热,腔体内气体压力快速升高驱使气体以射流高速喷出,一个工作周期分为能量沉积、放电和气体再吸入三个阶段,其兼具DBD形式的放电稳定可控,工作带宽高,在腔体内放电稳定电弧不会轻易吹散和表面电弧放电的动量注入能力强的优点。在等离子体射流流态研究方面,Thomas等<sup>[92]</sup>得到清晰的合成射流结构,如图29所示,两道前驱激波和随后的羽流有直观的视觉显示并推测第二道前驱激波与腔体壁面反射形成。Zhang等<sup>[93]</sup>还研究了不同气压下等离子体射流特性。Laurendeau等<sup>[94]</sup>利用以激光为光源的PIV测量手段,刻画出小孔单次合成射流的涡环内部速度分布,表明小孔射流是由一系列涡环对组成。Narayanaswamy等<sup>[95]</sup>针对来流马赫数为3的压缩拐角激波/边界层干扰进行了相应研究,发现合成射流在射流发出后不同时间段,分离区域相比无控制效果时大小变化不定,因而认为等离子体合成射流适合锁定激波/边界层干扰振荡频率,从而避免结构发生共振。Huang等<sup>[96]</sup>针对来流马赫数为3

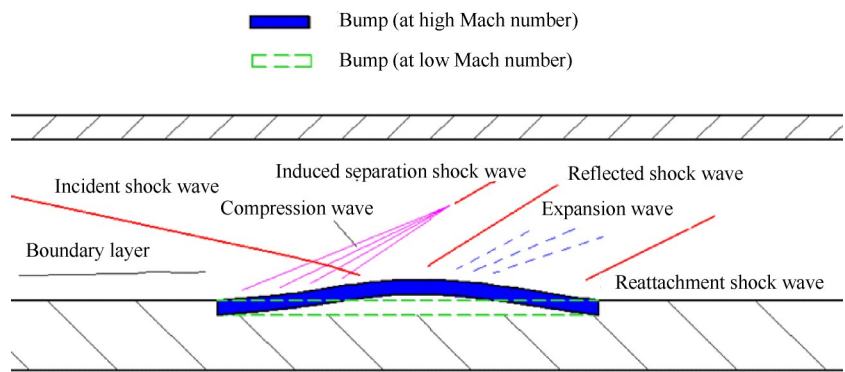


Fig. 26 SWBLI control method with a deformable bump

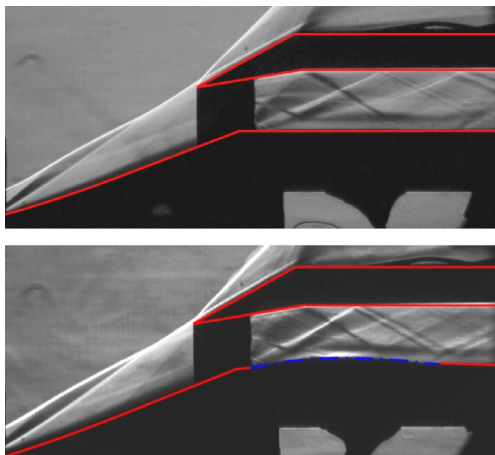
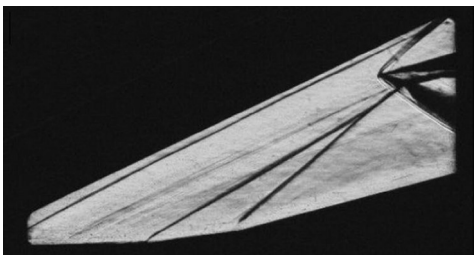
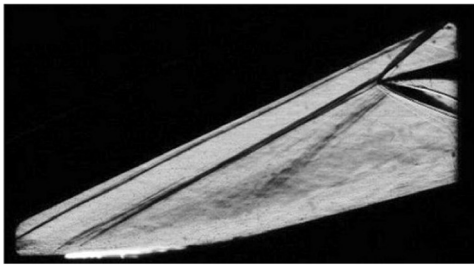


Fig. 27 Experimental results of SWBLI control with a deformable bump



(a) Plasma off



(b) Plasma on

Fig. 28 Schlieren visualization of shock structure at freestream Mach number of 2.5

的压缩拐角激波/边界层干扰进行了相应研究,发现合成射流在射流发出后不同时间段,射流对于激波/边界层干扰区域的影响并不相同,有些时刻

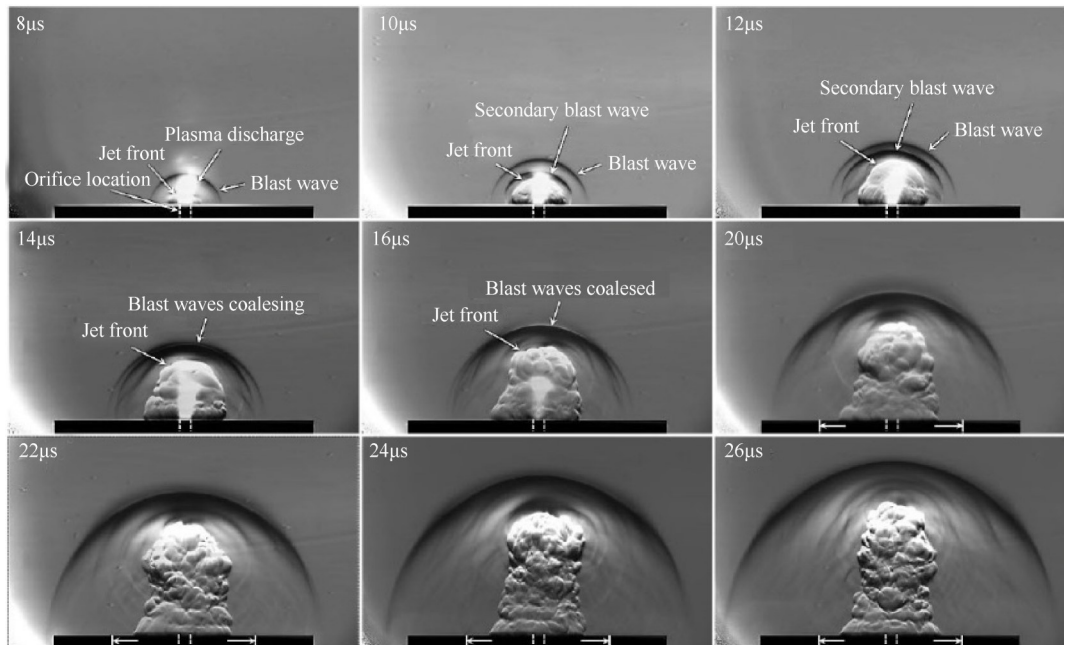


Fig. 29 Schlieren of sparkjet<sup>[92]</sup>

下可能会使得分离包增加。通过以上分析,虽然目前基于等离子体激励器的研究取得了较大的进步,但是在激波/边界层干扰的控制方面,其控制能力还需进一步增强和优化,消除其对流动的负面影响。

## 4 总结与展望

作为一种复杂的超声速、多波系、变截面管内增压装置,超声速/高超声速进气道内激波/边界层干扰问题存在明显的特殊性。通过大量的基础性研究工作,研究者们目前对这类干扰特性已经有了一定的认识,有针对性发展出了边界层放气、微型涡流发生器等一系列的流动控制方法,并通过了风洞实验验证。但是,仍有以下基础性问题需要重点解决:

(1)由于进气道内复杂的背景波系,激波/边界层干扰不再是传统基础研究中那种单道激波/边界层干扰的情况,而表现为连续多道激波或者交替出现的激波、膨胀波与边界层干扰的流场。在该流场下发生的激波/边界层干扰特性值得深入研究。

(2)进气道内发生的激波/边界层干扰受到通道侧壁以及压缩型面设计的影响,不再是单纯某一种干扰,而是几类激波/边界层干扰耦合的结果。因此,通道内多种类型激波/边界层干扰的耦合特性需要更进一步的研究。

(3)需要重点发展针对宽域条件下进气道内的高效、低损失的激波/边界层干扰的控制方法,保证进气道稳定工作。

**致谢:**感谢国家自然科学基金、中国博士后科学基金、江苏省高校优势学科建设工程资助项目的资助。

## 参考文献

- [ 1 ] Seddon J, Goldsmith E L. Intake Aerodynamics (Second Edition) [M]. Reston: AIAA Education Series, 1999.
- [ 2 ] 刘大响. 航空发动机设计手册—第7册 进排气装置 [M]. 北京:航空工业出版社, 2000.
- [ 3 ] Thomas G H, Dutton J G, Gregory S E. Surface Flow Visualization and Pressure Sensitive Paint Measurements in the Large-Scale Low-Boom Inlet [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(6): 1243-1256.
- [ 4 ] Dave S, John S, Vance D, et al. TBCC Inlet Experiments and Analysis [R]. NASA-TM-2008-6598.
- [ 5 ] Carroll B F, Duttont J C. An LDV Investigation of a Multiple Normal Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction [R]. AIAA 89-0355.
- [ 6 ] Souverein L J, Oudheusden B W, Scarano F, et al. Unsteadiness Characterization in a Shock Wave Turbulent Boundary Layer Interaction through Dual-PIV [R]. AIAA 2008-4169.
- [ 7 ] Poggie J, Erbland P J, Smits A J, et al. Quantitative Visualization of Compressible Turbulent Shear Flows Using Condensate-Enhanced Rayleigh Scattering [J]. *Experiments in Fluids*, 2004, 37(3): 438-454.
- [ 8 ] 易仕和, 田立丰, 赵玉新, 等. 基于 NPLS 技术的可压缩湍流机理实验研究新进展 [J]. *力学进展*, 2011, 41(4): 379-390.
- [ 9 ] Ferri A. Experimental Results with Airfoils Tested in the High-Speed Tunnel at Guidonia [R]. *California: Technical Report Archive & Image Library*, 1940.
- [ 10 ] Seddon J. The Flow Produced by Interaction of a Turbulent Boundary Layer with a Normal Shock Wave of Strength Sufficient to Cause Separation [M]. *London: Her Majesty's Stationery Office*, 1967.
- [ 11 ] Matsuo K, Miyazato Y, Kim H D. Shock Train and Pseudo-Shock Phenomena in Internal Gas Flows [J]. *Progress in Aerospace Science*, 1999, 35(1): 33-100.
- [ 12 ] Pirozzoli S, Bernardini M, Grasso F. Direct Numerical Simulation of Transonic Shock/Boundary Layer Interaction under Conditions of Incipient Separation [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2010, 657: 361-393.
- [ 13 ] Sirieix M, Delery J, Stanewsky E. High-Reynolds Number Boundary-Layer Shock-Wave Interaction in Transonic Flow [M]. *Berlin: Springer*, 1981.
- [ 14 ] Delery J, Marvin J G, Reshotko E. Shock-Wave Boundary Layer Interactions [R]. AGARD-AG-280, 1986.
- [ 15 ] Sirieix M, Delery J, Stanewsky E. High-Reynolds Number Boundary-Layer Shock-Wave Interaction in Transonic Flow [M]. *Berlin: Springer*, 1981.
- [ 16 ] Vidal R, Wittliff C, Catlin P, et al. Reynolds Number Effects on the Shock Wave-Turbulent Boundary Layer Interaction at Transonic Speeds [R]. AIAA 1973-661.
- [ 17 ] Babinsky H, John K. Shock Wave Boundary Layer Interactions [M]. *London: Cambridge University Press*, 2011.
- [ 18 ] Doerffer P, Dallmann U. Reynolds Number Effect on Separation Structures at Normal Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction [J]. *AIAA Journal*, 1989, 27(9): 1206-1212.
- [ 19 ] Padova C, Falk T, Wittliff C. Experimental Investigation of Similitude Parameters Governing Transonic Shock-

- Boundary Layer Interactions[C]. *Pasadena: 18th Aerospace Sciences Meeting*, 1980.
- [20] Schofield W H. Interaction of a Turbulent Boundary Layer with a Normal Shock Wave Followed by an Adverse Pressure Gradient[R]. *Victoria: Aeronautical Research Labs Melbourne*, 1983.
- [21] Tan H J, Sun S, Huang H X. Behavior of Shock Trains in a Hypersonic Inlet/Isolator Model with Complex Background Waves[J]. *Experiments in Fluids*, 2012, 53(6): 1647–1661.
- [22] Sajben M, Morris M J, Bogar T J, et al. Confined Normal-Shock/Turbulent-Boundary-Layer Interaction Followed by an Adverse Pressure Gradient[J]. *AIAA Journal*, 1991, 29(12): 2115–2123.
- [23] Bloesch E, Carroll B F, Morris M J. Numerical Simulation of Confined Transonic Normal Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interactions[J]. *AIAA Journal*, 1993, 31(12): 2241–2246.
- [24] Loth E, Titchener N, Babinsky H, et al. Canonical Normal Shock Wave/Boundary-Layer Interaction Flows Relevant to External Compression Inlets[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(9): 2208–2217.
- [25] Titchener N, Babinsky H. Micro-Vortex Generators Applied to a Flow-Field Containing a Normal Shock-Wave and Diffuser[C]. *Orlando: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010.
- [26] Titchener N, Babinsky H. Microvortex Generators Applied to a Flowfield Containing a Normal Shock Wave and Diffuser[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(5): 1046–1056.
- [27] Rybalko M, Babinsky H, Loth E. Vortex Generators for a Normal Shock/Boundary Layer Interaction with a Downstream Diffuser[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(1): 71–82.
- [28] Titchener N, Bruce P, Babinsky H. An Experimental Investigation of Corner Bleed Applied to a Normal Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction and Diffuser[C]. *Orlando: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2011.
- [29] Titchener N, Babinsky H. Control of a Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction and Subsequent Subsonic Diffuser Using a Combination of Vortex Generators and Bleed[C]. *Nashville: 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2012.
- [30] Titchener N, Babinsky H. Shock Wave/Boundary-Layer Interaction Control Using a Combination of Vortex Generators and Bleed[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(5): 1221–1233.
- [31] 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.
- [32] Bruce P J K, Burton D M F, Titchener N A, et al. Corner Effect and Separation in Transonic Channel Flows[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2011, 679: 247–262.
- [33] Burton D M F, Babinsky H. Corner Separation Effects for Normal Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions in Rectangular Channels[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2012, 707: 287–306.
- [34] Pizzella M P, Warning S, Jennerjohn M, et al. Numerical Investigation of a Normal Shock Wave Boundary Layer Interaction in a 4.3 Aspect Ratio Test Section[C]. *San Diego: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2016.
- [35] Pizzella M P, Warning S, McQuilling M W, et al. On the Effect of Test Section Aspect Ratio for Shock Wave-Boundary Layer Interactions[C]. *Grapevine: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2017.
- [36] Pizzella M, Warning S, Jennerjohn M, et al. Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction in a Large-Aspect-Ratio Test Section[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(9): 2919–2928.
- [37] Delery J M. Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction and Its Control[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1985, 22(4): 209–280.
- [38] Dolling, David S. Fifty Years of Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Research: What Next? [J]. *AIAA Journal*, 2001, 39(8): 1517–1531.
- [39] Delery J, Dussauge J P. Some Physical Aspects of Shock Wave/Boundary Layer Interactions[J]. *Shock Waves*, 2009, 19(6): 453–468.
- [40] Chew Y T. Shock Wave and Boundary Layer Interaction in the Presence of an Expansion Corner[J]. *Aeronautical Quarterly*, 1979, 30(3): 506–527.
- [41] Chung K M, Lu F K. Hypersonic Turbulent Expansion-Corner Flow with Shock Impingement[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(3): 441–447.
- [42] Hawbold R J, Sullivan P A, Gottlieb J. Interactions Be-

- tween Shock Wave and Hypersonic Laminar Boundary Layer near Convex Corner [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1995, 32(5): 783-790.
- [43] Sathianarayanan A, Verma S B. Experimental Investigation of an Incident Shock-Induced Interaction near an Expansion Corner [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, 54(3): 769-773.
- [44] Zhang Yue, Tan Hui-jun, Zhuang Yi, et al. Influence of Expansion Waves on Cowl Shock/Boundary Layer Interaction in Hypersonic Inlets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1183-1191.
- [45] 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.
- [46] Wang B, Sandham N, Hu Z, et al. Numerical Study of Oblique Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Considering Sidewall Effects [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2015, 767: 526-561.
- [47] Huang H X, Tan H J, Sun S, et al. Evolution of Supersonic Corner Vortex in a Hypersonic Inlet/Isolator Model [J]. *Physics of Fluids*, 2016, 28(12).
- [48] He L, Yi S H, Zhao Y X, et al. Visualization of Coherent Structures in a Supersonic Flat-Plate Boundary Layer [J]. *Chinese Sci Bull*, 2011, 56: 489-494.
- [49] He L, Yi S H, Zhao Y X, et al. Experimental Study of a Supersonic Turbulent Boundary Layer Using PIV [J]. *Science China (Physics, Mechanics & Astronomy)*, 2011, 54(9): 1702-1709.
- [50] Zhuang Y, Tan H J, Liu Y Z, et al. High Resolution Visualization of Görtler-Like Vortices in Supersonic Compression Ramp Flow [J]. *Journal of Visualization*, 2017, 20(3): 505-508.
- [51] Zhuang Y, Tan H, Li X, et al. Görtler-Like Vortices in an Impinging Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction Flow [J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(6).
- [52] Zhuang Y, Tan H, Li X, et al. Evolution of Coherent Vortical Structures in a Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction Flow [J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(11).
- [53] Mahapatra D, Jagadeesh G. Studies on Unsteady Shock Interactions near a Generic Scramjet Inlet [J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(9): 2223-2232.
- [54] Bachchan N, Hillier R. Hypersonic Inlet Flow Analysis at Off-Design Conditions [R]. *AIAA* 2004-5380.
- [55] Boon S, Hillier R. Hypersonic Inlet Flow Analysis at Mach 5, 6, and 7 [R]. *AIAA* 2006-0012.
- [56] Boon S, Hillier R. Mach 6 Hypersonic Inlet Flow Analysis at Incidence [R]. *AIAA* 2006-3036.
- [57] TAO Yuan, FAN Xiaoqiang, ZHAO Yilong. Viscous Effects of Shock Reflection Hysteresis in Steady Super-Sonic Flows [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2014, 759: 134-148.
- [58] Jiao Xiaoliang, Chang Juntao, Wang Zhongqi, et al. Mechanism Study on Local Unstart of Hypersonic Inlet at High Mach Number [J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(10): 3102-3112.
- [59] Token K H. Heat Transfer Due to Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions on High Speed Weapon Systems [R]. *AFFDL TR-74-77*, 1974.
- [60] Kubota H, Stollery J L. An Experimental Study of the Interaction Between a Glancing Shock Wave and a Turbulent Boundary Layer [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1982, 116: 431-458.
- [61] Nishul Arora, Mohd Y Ali, Yang Zhang, et al. Shock-Boundary Layer Interaction Due to a Sharp Unswept Fin in a Mach 2 Flow [J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(4): 1579-1593.
- [62] Nishul Arora, Mohd Y. Ali, Yang Zhang, et al. Flow-field Measurements in a Mach 2 Fin-Generated Shock/Boundary-Layer Interaction [J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(10): 3963-3974.
- [63] Sheng Fa-jia, Tan Hui-jun, Zhuang Yi, et al. Visualization of Conical Vortex and Shock in Swept Shock/Turbulent Boundary Layer Interaction Flow [J]. *Journal of Visualization*, 2018, 21: 909-914.
- [64] 盛发家, 谭慧俊, 黄河峡, 等. 连续双扫掠激波/湍流边界层干扰流动特性研究 [J]. *推进技术*, 2019, 40(5): 435-443. (SHENG Fa-jia, TAN Hui-jun, HUANG He-xia, et al. Investigation on Flow Characteristics of Successive Bi-Swept Shock Waves/Turbulent Boundary Layer Interaction [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(5): 435-443.)
- [65] 王 娇, 谭慧俊, 黄河峡. Bump进气道中鼓包诱导的激波/边界层干扰特性 [J]. *航空动力学报*, 2018, 33(1): 97-107.
- [66] 王 娇, 谭慧俊, 黄河峡. 不同波系配置的鼓包压缩面引起的激波/边界层干扰特性 [J]. *航空动力学报*,

- 2018, 33(2): 372–382.
- [67] 刘亚洲, 谭慧俊, 黄河峡, 等. 不同波系配置的鼓包压缩面流动特性实验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(8). (LIU Ya-zhou, TAN Hui-jun, HUANG He-xia, et al. Experimental Investigation on Spray Characteristic of Internally-Staged Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(8).)
- [68] 谭慧俊, 李程鸿, 张悦, 等. 固定壁面激波控制技术的进展[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.)
- [69] 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.
- [70] John S. Improvements in Modeling 90-Degree Bleed Holes for Supersonic Inlets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(4): 773–781.
- [71] Michael K S, Neal E H, Allan P. Data Analysis of the HyShot 2 Scramjet Flight Experiment [J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(10): 2366–2375.
- [72] Reddy D R. Computation of Crossing Glancing Shocks–Turbulent Boundary Layer Interaction with Bleed [R]. AIAA 98–0958.
- [73] Schulte D, Henckels A, Wepler U. Reduction of Shock Induced Boundary Layer Separation in Hypersonic Inlets using Bleed [J]. *Aerospace Science and Technology*, 1998, 2(4): 231–239.
- [74] 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.
- [75] Boyce R R, Paull A. Scramjet Intake and Exhaust CFD Studies for the HyShot Scramjet Flight Experiment [R]. AIAA 2001–1891.
- [76] Lin J C. Review of Research on Low-Profile Vortex Generators to Control Boundary-Layer Separation [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, 38(4): 389–420.
- [77] Anderson B H, Tinapple J, Surber L. Optimal Control of Shock Wave Turbulent Boundary Layer Interactions Using Micro-Array Actuation [R]. AIAA 2006–3197.
- [78] Charles W, Ford P, Babinsky H. Micro-Ramp Control for Oblique Shock Wave/Boundary Layer Interactions [R]. AIAA 2007–4115.
- [79] Blinde P L, Humble R A, Oudheusden B W, et al. Effects of Micro-Ramps on a Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction [J]. *Shock Wave*, 2009, 19(6): 507–520.
- [80] Shinn A F, Vanka S P. Application of BCFD Unstructured Grid Solver to Simulation of Micro-Ramp Control of Shock/Boundary Layer Interactions [R]. AIAA 2007–3914.
- [81] Zhang Y, Tan H J, Du M C, et al. Control of Shock/Boundary-Layer Interaction for Hypersonic Inlets by Highly Swept Microramps [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(1): 133–143.
- [82] 张悦, 高婉宁, 程代姝. 基于记忆合金的可变形涡流发生器控制唇罩激波/边界层干扰研究[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2755–2763. (ZHANG Yue, GAO Wan-ning, CHENG Dai-shu. Control of Cowl Shock/Boundary Layer Interaction by Variable Microramps Based on Shape Memory Alloy [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(12): 2755–2763.)
- [83] Bruce P J K, Colliss S P. Review of Research into Shock Control Bumps [J]. *Shock Waves*, 2015, 25(5): 451–471.
- [84] 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): 265–273.
- [85] Zhang Y, Tan H J, Tian F C, et al. Control of Incident Shock/Boundary-Layer Interaction by a Two-Dimensional Bump [J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(4): 767–776.
- [86] Zhang Y, Tan H J, Sun S, et al. Control of Cowl Shock/Boundary-Layer Interaction in Hypersonic Inlets by Bump [J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(11): 3492–3496.
- [87] Zhang Y, Tan H J, Li J F, et al. Control of Cowl-Shock/Boundary-Layer Interactions by Deformable Shape-Memory Alloy Bump [J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(2): 1–10.
- [88] Grossman K R, Cybyk B Z, Vanwie D M. Sparkjet Actuators for Flow Control [C]. *Reno: 41th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2003.
- [89] Wang J J, Choi K S, Feng L H, et al. Recent Developments in DBD Plasma Flow Control [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2013, 62(4): 52–78.
- [90] Corke T C, Enloe C L, Wilkinson S P. Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators for Flow Control [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2010, 42(1): 505–529.

- [91] Leonov S B, Yarantsev D, Firsov A, et al. Plasma Control of SW Configuration in  $M=2$  Inlet at Off-Design Mode [C]. *San Diego: 43rd Fluid Dynamics Conference*, 2013.
- [92] Thomas E, Ali M Y, Foster C, et al. SparkJet Actuator Characterization in Supersonic Crossflow [C]. *USA: 6th AIAA Flow Control Conference*, 2012.
- [93] Zhang Yu-chao, Tan Hui-jun, Huang He-xia, et al. Transient Flow Patterns of Multiple Plasma Synthetic Jets under Different Ambient Pressures [J]. *Flow Turbulence Combustion*, 2018, 6: 1-17.
- [94] Laurendeau F, Chedevergne F, Léon O. PIV and Electric Characterization of a Plasma Synthetic Jet Actuator [C]. *Dallas: AIAA Fluid Dynamics Conference*, 2013.
- [95] Narayanaswamy V, Raja L L, Clemens N T. Control of a Shock/Boundary-Layer Interaction by Using a Pulsed-Plasma Jet Actuator [J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(1): 246-249.
- [96] Huang He-Xia, Tan Hui-Jun, Sun Shu, et al. Transient Interaction Between Plasma Jet and Supersonic Compression Ramp Flow [J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(4).

(编辑:朱立影)