

专 家 介 绍



薛瑞,西安交通大学航天航空学院教授,西安交通大学青年拔尖人才,获王宽诚青年学者,担任陕西省宇航学会理事。近年来,作为项目负责人、子课题负责人主持技术领域基金、国家自然科学基金面上项目及青年项目等国家级项目。以第一、通信作者在 *AIAA Journal*、*Combustion and Flame*、*Physics of Fluids*、*Aerospace Science and Technology* 等航空航天与流体力学领域期刊上发表论文 30 余篇。担任《战术导弹技术》《火箭推进》和《海军航空大学学报》等期刊青年编委。

超声速进气道内激波/边界层流动控制研究进展

吴云凯¹,马晓刚¹,冯黎明²,曹熙炜³,范健³,薛瑞¹

(1. 西安交通大学航天航空学院,复杂服役环境重大装备结构强度与寿命全国重点实验室,710049 西安;
2. 中国空气动力研究与发展中心,621000 绵阳;3. 北京宇航系统工程研究所,100076 北京)

摘要:吸气式高超声速飞行器进气道存在边界层转捩、流动分离、及激波/边界层干扰等复杂流动现象,对这些复杂流动现象的深刻认识及有效控制是实现高超声速飞行器有效工作与性能提升的关键。首先对超声速进气道内的被动和主动流动控制技术的研究进展进行综述,对其在超声速进气道激波/边界层流动控制的使用效能及其缺点进行了描述。同时,随着高超声速飞行器研制向宽速域、大空域及高马赫数方向迈进,以往传统的进气道主、被动流动控制技术难以满足高超声速飞行器在宽域工作条件下的性能随控需求,继而以等离子体为代表的多场耦合控制方式成为当前超声速进气道流动控制的研究热点。然而,限于现有的试验测试手段难以开展超声速等离子体激励激波/边界层相互作用的精细流动控制机制研究,仍存在许多值得探讨的地方,文章在综述的同时对下一步研究提出相关建议。

关键词:高超声速;流动控制;等离子体;激波/边界层相互作用

中图分类号:O35;V231 文献标志码:A 文章编号:1000-4939(2025)06-1207-17

Research progress of flow control on shock wave/boundary layer interaction in supersonic inlets

WU Yunkai¹, MA Xiaogang¹, FENG Liming², CAO Xiwei³, FAN Jian³, XUE Rui¹

(1. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, School of Aerospace Engineering,

收稿日期:2024-03-19

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 52376126);陕西省自然科学基金资助项目(No. 2022JM 231);复杂服役环境重大装备结构强度与寿命全国重点实验室自主课题(No. SV2023ZD05)

通信作者:薛瑞,教授。E-mail: ruixue@xjtu.edu.cn

引用格式:吴云凯,马晓刚,冯黎明,等. 超声速进气道内激波/边界层流动控制研究进展[J]. 应用力学学报,2025,42(6):1207-1223.

WU Yunkai, MA Xiaogang, FENG Liming, et al. Research progress of flow control on shock wave/boundary layer interaction in supersonic inlets[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2025, 42(6): 1207-1223.

Xi'an Jiaotong University, 710049 Xi'an, China; 2. China Aerodynamic Research and Development Center, 621000 Mianyang, China; 3. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, 100076 Beijing, China)

Abstract: There are complex flow phenomena in the inlets of the air-breathing hypersonic vehicles, such as boundary layer transition, flow separation, and shock/boundary layer interference. Deep understanding and effective control of these complex flow phenomena are the key to realizing effective operation and performance improvement of hypersonic vehicles. The current research progress of shock/boundary layer flow control technology in supersonic inlets is first reviewed from two aspects: passive control and active control; their effectiveness and drawbacks are described. Meanwhile, with the development of hypersonic vehicle towards the direction of wide velocity domain, large airspace and high Mach number, the previous flow control technology based on active and passive control cannot meet the requirements of hypersonic vehicle follow-up control. As a result, the multi-field control methods represented by plasma have become the focus of supersonic inlets flow control. However, the existing experimental research methods are difficult to carry out detailed research on flow control mechanisms, and there are still many places worth exploring. In this paper, relevant suggestions are put forward for the next step of research in addition to summarizing.

Key words: hypersonic; flow control; plasma; shock wave/boundary layer interaction

进气道作为超燃冲压发动机的重要组成部分不仅使超声速来流减速增压将气流的动能转化为势能,同时也为发动机提供了一定量的氧化剂。飞行器工作时需要进气道和燃烧室保持流量匹配以保证推进系统的高工作效率。然而,超声速飞行器由于飞行工况变化范围广致使发动机工作状态及相应的进气需求变化大,在非设计状态下很难实现进气道和发动机的流量匹配,致使推进装置的性能恶化。此外,超声速进气道流场中存在着边界层转捩、流动分离、激波与激波干扰及激波与边界层干扰等复杂流动现象,其中以激波/边界层干扰(shock wave/boundary layer interaction, SWBLI)问题^[1-6]最为突出,对进气道的性能产生了严重的影响。高速飞行器普遍存在SWBLI会引起边界层分离、激波低频振荡、高热流载荷,严重时可导致进气道性能下降、结构疲劳破坏等不良后果。同时,进气道扩张段处的激波诱导流动分离会降低进气道的总压恢复系数、增加流场畸变。因此,为实现超燃冲压发动机的高效稳定运行、提高进气道在宽马赫数工作范围内的总压恢复系数和抗反压能力并保证其与发动机的流量匹配,需对超声速进气道内的激波/边界层干扰流动现象展开深入研究以揭示其作用机理,并采取有效的流动控制手段施加控制。

在流动控制过程中根据是否需要提供外界能量、质量源,可将流动控制技术分为主动流动控制技术和被动流动控制技术两大类。被动流动控制技术

在应用时无需对被控流场引入任何的质量和流量,即在控制过程中目标流场和非目标流场之间没有发生质量及流量交换。而主动流动控制技术在使用时则需要额外配置质量和能量源,被控目标流场和非目标流场发生质能交换。

传统的激波/边界层干扰流动控制机制主要通过质量及动量传递来实现^[7],包括开槽、吹吸及机械式涡流发生器等^[8-11],这些技术在亚/超声速流动控制中得到了广泛的应用。特别是涡流发生器其可以将主流动量输送到边界层内有效地抑制激波诱导的逆压梯度,提高边界层的抗反压能力、削弱或推移边界层流动分离^[12-16]。但由于其几何外形固定且安装时会侵入到高速来流中因此不可避免地产生寄生阻力,此外其在非设计条件下难以实现有效的流动控制。无源凹腔由于具有结构简单性能优越的特点,在边界层转捩、激波/边界层相互作用、混合增强等需要流动控制的亚/超声速飞行器中被广泛采用。

等离子流动控制方法没有固定的机械部件、可根据流场状态改变控制参数,具有结构简单、阻力和热负荷小、使用灵活、适应性强的特点,正成为高速主动流动控制领域研究的热点。常见的等离子体流动控制方法包括微波放电(microwave discharge)、介质阻挡放电(dielectric barrier discharge)、电弧放电(arc discharge)和等离子体合成射流(plasma synthetic jet, PSJ)等,并已在边界层转捩、激波控制、流动分离抑制、流动减阻等超声速流动控制领域中得

到了广泛应用。

下面将分别就目前普遍应用于超声速流动中的主、被动流动控制研究现状进行综述。

1 被动流动控制技术

典型的被动流动方法主要包括涡流发生器、无源凹腔和壁面鼓包等,下面将分别介绍其在国内外的研究现状。

1.1 涡流发生器

如图1所示,涡流发生器(vortex generator, VG)流动控制技术是指通过在控制壁面阵列排布微小的控制凸起如微小肋片、斜劈、方板、三角板等在近壁面处诱导产生同向或反向控制涡对,将高能来流卷入近壁面流体为边界层内流体注入动量的流动控制技术^[17]。其可以增强边界层的抗逆压能力、推迟或消除边界层流动分离,并可进一步实现流道增升减阻、促进热量交换,因此在亚/超声速飞行器中得到了广泛的应用。

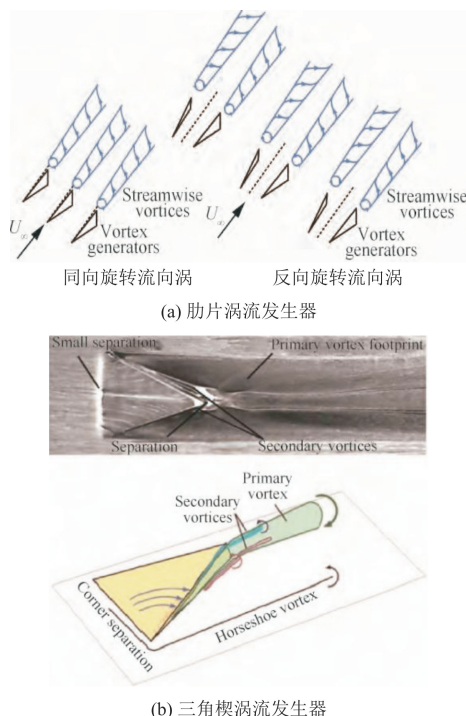


图1 典型涡流发生器结构^[17]

Fig. 1 Typical vortex generator structure^[17]

SAAD等^[18-19]通过试验探究了5马赫来流下不同尺度的涡流发生器对激波/边界层干扰的流动控制效应,并以表面油流可视化、红外热成像等诊断技术手段解释了相应的流控机理。BABINSKY等^[20-21]

试验探究了2.5马赫来流下微型涡流发生器(micro vortex generator, MVG)对入射激波/湍流边界层干扰的流动控制。试验发现在激励器下游诱导产生了反向旋转的涡对,激励器前沿存在小尺度的流动分离。同时,BABINSKY等^[20]还指出激励器的控制域集中在尾迹区而对其余位置的扰动较小。MARTIS等^[22]通过三维数值模拟研究了MVG的间距、宽度、高度对激波/边界层干扰流动控制的影响。结果表明MVG的质量输运作用可以提高边界层的抗逆压能力、推迟边界层流动分离。同时指出,组成楔块的高度及间距对MVG的控制能力影响较大,较大尺寸的MVG可诱发强度更大的涡对,对激波/边界层干扰产生更高的控制效能。OOREBEEK等^[23]通过试验比较了1.35马赫来流下MVG及抽吸流动控制技术对激波诱导流动分离的抑制效能,指出MVG和抽吸流控方式具有相似的控制效能均可抑制边界层分离,改善超声速流场的流动特性。TROIA等^[24]基于雷诺平均纳维-斯托克斯(Reynolds Average Navier-Stokes, RANS)数值方法模拟分析了不同来流马赫数下MVG对外压缩进气道中正激波/边界层干扰的流动控制。如图2所示,模拟表明,MVG不仅可以有效地抑制边界层流动分离改善进气道的性能,还可以提高正激波的稳定性。

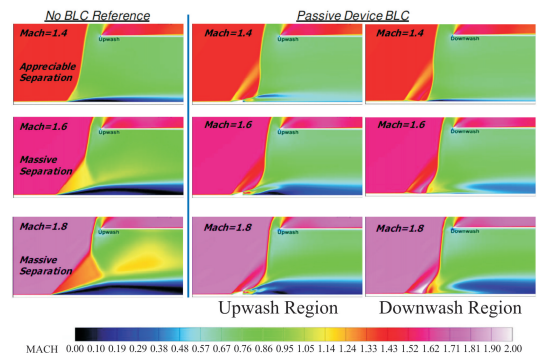


图2 正激波/湍流边界层MVG流动控制^[24]

Fig. 2 Control of MVG flow in normal shock/turbulent boundary layers^[24]

BLINDE等^[25]通过粒子图像测速技术(particle image velocimetry, PIV)研究了1.8马赫来流下微斜坡MVG对入射激波/边界层干扰的影响。试验发现MVG顶端产生的单个涡对逐渐发展为反向旋转的流向涡对,增强了主流与边界层交界面处的流动掺混,引起了流场近壁面流动特性的显著变化。基于试验结果BLINDE等^[25]提出了图3所示的MVG作用下瞬时流场概念图。

ANDERSON等^[26]试验研究了2.0马赫来流下

标准叶片式 MVG、锥形叶片式 MVG 和标准斜坡式 MVG 致动器对入射激波/边界层干扰的流动控制效能。研究发现 3 种 MVG 阵列均可通过在流道近壁面引入一系列反向涡对来改变超声速边界层的性质,并可诱导出一个绕底壁的高度三维化的虚拟面。同时,指出与传统的边界层放气流动控制方式相比,在 MVG 流动控制下相互作用区下游的边界层厚度要明显增大^[26]。

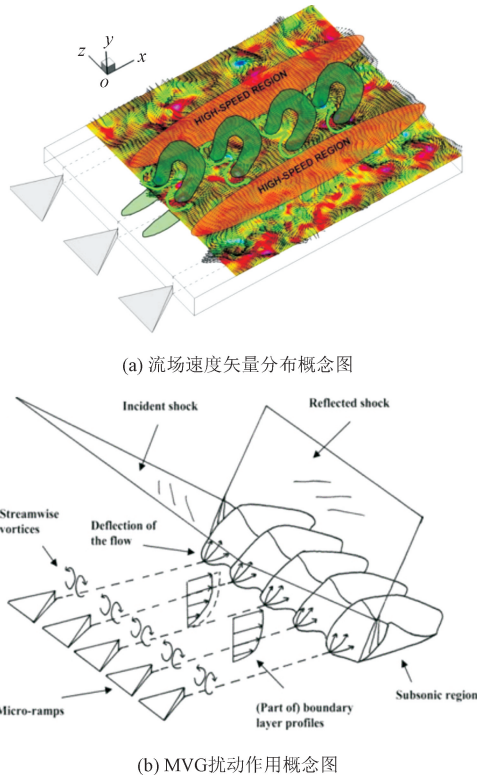


图3 MVG 作用下的瞬时流场概念图^[25]

Fig. 3 Conceptual diagram of instantaneous flow field under MVG^[25]

国内北京航空航天大学胡万林等^[27]基于 RANS 模拟研究了 2.9 马赫来流下叶片式 VG 对压缩斜坡诱导的边界层流动分离的控制效应。研究表明 VG 产生的流向涡对是抑制边界层流动分离的主要机制,提升流向涡对的强度可以增强流动控制效能。叶片高度对诱导涡对的强度起决定性作用,且相对于相向旋向的 VG 同向旋向的 VG 更适于分离区的压力调节。XUE 等^[28]基于大涡模拟比较并讨论了超声速来流下斜坡式 MVG 和叶片式 MVG 产生的尾流结构。数值结果表明,斜坡式 MVG 的尾流结构更加复杂,包括环形涡串和流向涡管等,而叶片式 MVG 的尾流结构相对简单,结果主要是 2 个反向旋转的流向涡管。同时模拟结果表明,两类 MVG 具有相同的流动控制机制即通过涡流管夹带气体的上洗

和下洗运动实现主流和边界层之间的能量交换。

1.2 无源凹腔

超声速来流下凹腔内部主要流动结构为剪切层和再循环区。凹腔流动的本质是前台阶流动和后台阶流动的组合流动,并且根据 2 种流动的相互干扰程度的不同,超声速凹腔流动可分为开式凹腔流动、过渡式凹腔流动、闭式凹腔流动 3 种流动类型(图 4)。作为亚/超声速飞行器的基础配置之一,无源凹腔结构简单,在激波/边界层干扰控制、加速边界层转换、混合增强、热防护等流动控制领域均有着广泛的应用。为此,国内外研究学者展开了系统性的研究。

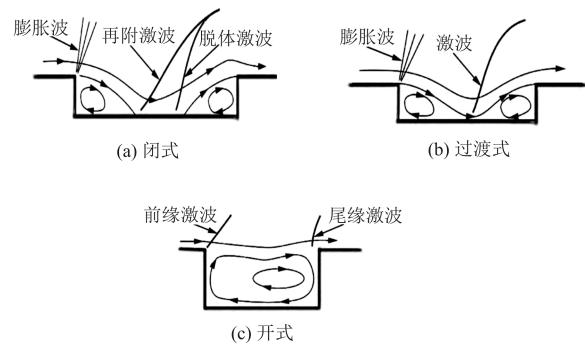


图4 超声速凹腔流动类型

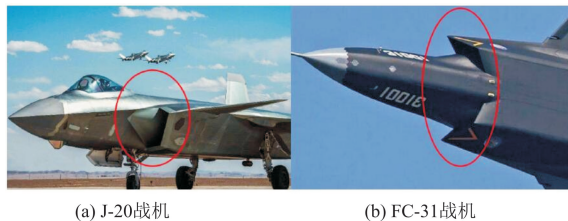
Fig. 4 Types of supersonic concave cavity flow

PLENTOVICH 等^[29]通过试验对长深比分别为 4.4 和 11.7 的矩形和非矩形界面的凹腔在亚声速和跨声速来流中的流动特性展开测试,结果表明凹腔后壁的压力分布对边界层厚度敏感,且压力值大于边界层流动压力;凹腔长深比的不同会引起凹腔前后剪切层、回流区等流动结构的改变。CHARWAT 等^[30]通过试验研究指出凹腔的长深比是决定其内部压力分布的关键因素,同时指出凹腔前缘边界层厚度的增加会促使凹腔流动由过渡式凹腔向开式凹腔转变。ZHANG 等^[31]基于试验及数值模拟对超声速来流下不同长深比的一系列凹腔展开比较研究指出,凹腔后缘壁面流动是抵制逆压梯度的关键;长深比的增大会使剪切层向凹腔底壁移动,限制后缘壁面流动的自由度迫使凹腔流动由开式向闭式转变。GUO 等^[32]基于直接模拟的蒙特卡洛法对高超声速射流中凹腔的流动结构及气动热特性展开研究发现,不同形状的控制块均可改变凹腔内的流动结构进而改变凹腔上表面的热通量系数,且方形控制块作用下凹腔具有最强壁热通量;同时发现左向射流在消除凹腔内部和后缘壁面上的高温气体以及减

少凹腔表面壁热通量方面具有最佳性能。西北工业大学刘哲等^[33]提出了一种可变形状的凹腔即通过在凹腔内部加装滑块来实现底壁和后缘壁面夹角的调整,并基于直接数值模拟研究指出增大后缘壁面的倾角可以抑制压力振荡使凹腔内部流动趋于平稳。

1.3 壁面鼓包

通过在超声速进气道内布置壁面鼓包可以提高总压恢复降低出口畸变从而改善进气道的性能。同传统进气道相比,鼓包进气道无需边界层隔道、放气及旁路系统并且其压缩面与飞行器机身完美融合具有结构简约、质量轻、隐身性好等优点,因而在现役超声速飞行器中得到了广泛的应用。图5为鼓包进气道在战机上的应用。



(a) J-20战机 (b) FC-31战机
图5 鼓包进气道在战机上的应用

Fig. 5 The application of bulging air inlet in fighter jets

国外对于壁面鼓包应用于超声速流场的研究开展较早,1957年SIMON等^[34]对超声速进气道压缩型面的性能展开试验研究,指出在1.5~2.0马赫来流下鼓包进气道的性能均优于斜坡进气道。1998年HAMSTRA等^[35-36]将乘波体原理引入进气道研制,提高了压缩型面设计的效率及规范性,从而进一步的推动了鼓包进气道的发展及应用。KIM等^[37]基于数值模拟研究了2.0马赫来流下鼓包的型面特征对激波/边界层干扰流动控制的影响,研究指出鼓包的型面特征对减少总压损失、改善相互作用区下游流动稳定性、提高进气道性能等方面具有重要影响。同时指出相对于传统斜坡进气道,鼓包进气道对激波/边界层干扰流动具有较强的控制能力;三维鼓包较二维鼓包具有更好的总压恢复能力。

国内南京航空航天大学李博等^[38]基于数值模拟开展进气道/机前身一体化流场研究,比较了斜坡进气道与鼓包进气道对边界层的排除效能。对比发现鼓包进气道的气动性能优于斜坡进气道且提出的“双斜切”进气道具有更强的边界层排除效能。钟易成等^[39]基于乘波理论采用锥型流精确流线追踪法设计了一种适于飞行器腹部进气的鼓包进气道,

并通过数值模拟分析验证了所设计进气道的合理性,1.8马赫来流时进气道出口总压恢复系数高于0.91,满足应用需求。刘亚洲等^[40]利用纹影及基于纳米粒子示踪的平面激光散射系统研究了单锥、双锥及等熵型面3种不同型面鼓包诱导的复杂流动,比较分析了不同波系配置对压缩面流动特性的影响。试验指出3种型面的鼓包均具有边界层排移效能且单锥鼓包的排移速度较快;在总偏转角度相同的前提下3种型面鼓包的增压能力及边界层排移能力并无显著差异。

2 主动流动控制技术

2.1 边界层抽吸

作为传统、简洁、可靠、有效的典型边界层主动流动控制方式,边界层抽吸在超声速/高超声速进气道中得到了广泛应用,并在抑制激波/边界层干扰、控制边界层发展、提高进气道总压恢复系数、改善进气道喘振及不启动问题等方面发挥了重要作用。同时随着现代高速飞行技术迅速发展,对抽吸系统的设计及工艺水平提出了更高的要求,为此国内外学者开展了一系列相关研究。图6为战机进气道中的边界层抽吸控制示意图。



图6 战机进气道中的边界层抽吸控制

Fig. 6 Boundary layer suction control in fighter jet inlet

HAMED等^[41-42]基于数值模拟系统地研究了抽吸狭缝的几何结构、开设位置及有效压比等参量对激波/边界层干扰流动控制的影响。研究表明抽吸狭缝在抑制流动分离、改善边界层流动性能等方面具有控制效能,并提出了跨激波狭缝抽吸和下游狭缝抽吸相结合的组合流动控制方案。CHYU等^[10]利用三维仿真模拟研究了抽吸孔的数量、位置及角度对平板发展的激波/边界层干扰流动控制的影响,研究发现抽吸孔角度的不同使抽吸孔诱导的阻碍激波的类型存在差异,孔内的流体可能发生流动壅塞。FLORES等^[43]数值研究了抽吸孔的数目、间距、角度对其边界层抽吸效能的影响,并指出抽吸孔在交错

排列时会诱发不同的流动特性。HÄBERLE 等^[44]通过开展高超速风洞试验研究了黏性效应对流动的影响并利用抽吸系统解决进气道不启动问题,试验发现边界层抽吸流动控制可以很好地抑制唇口激波诱导的流动分离。

国内南京航空航天大学梁德旺等^[45]基于试验研究建立了抽吸孔马赫数与孔板前后压差、开孔率和厚径比之间的关系,并给出经验公式。董明等^[46]基于数值模拟研究了壁面抽吸控制边界层流动分离的作用机制。研究发现保持抽吸流量恒定,在一定区域内抽吸元对压缩拐角诱导的边界层分离的抑制效果与安装位置无关且抽吸元的宽度及抽吸速度均不影响其控制效能。ZHANG 等^[47]基于数值模拟研究了抽吸孔的尺寸参数对超声速边界层抽吸质量流速的影响。图7给出了壅塞和非壅塞流动条件下单孔抽吸系数随边界层厚度与抽吸孔直径之比及抽吸孔深度与直径之比的变化趋势^[47]。研究指出流体的黏性会影响抽吸孔的有效直径进而影响抽吸质量流速,且流体黏性的影响随边界层厚度与抽吸孔直径之比的增大而加剧。

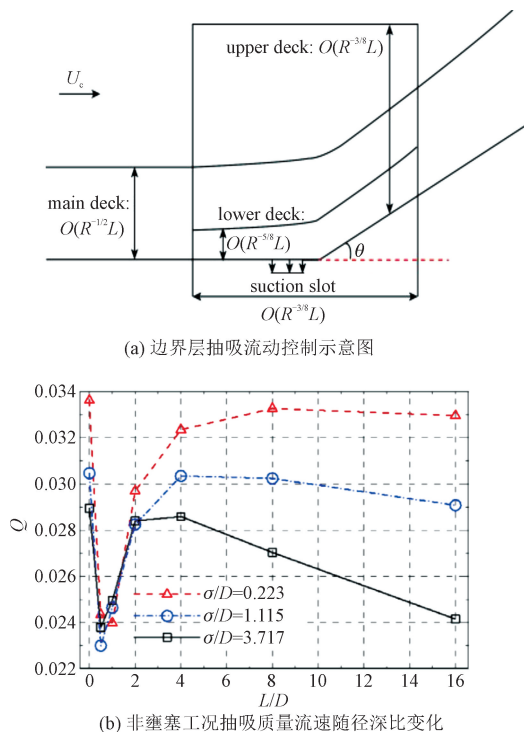


图7 边界层抽吸示意图及非壅塞工况抽吸质量流速随径深比变化^[47]

Fig. 7 Schematic diagram of boundary layer suction and variation of suction mass flow velocity with aspect ratio under non clogging conditions^[47]

2.2 边界层吹除

边界层吹除是指在入射激波入射点上游或分离激波分离点上游,通过吹除系统向流场底壁边界层切向注入高能量流体以对边界层内低能流体施加额外动量,从而抑制或推迟边界层分离。如图8所示,边界层吹除法可用于强激波、压缩拐角、入射激波、入射激波/扩张拐角等诱导的激波/边界层干扰的流动控制。

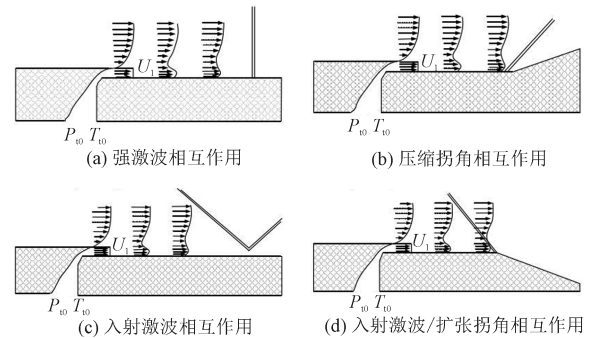
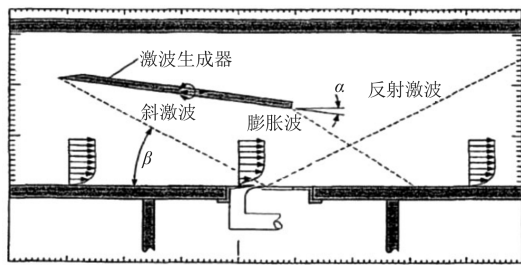


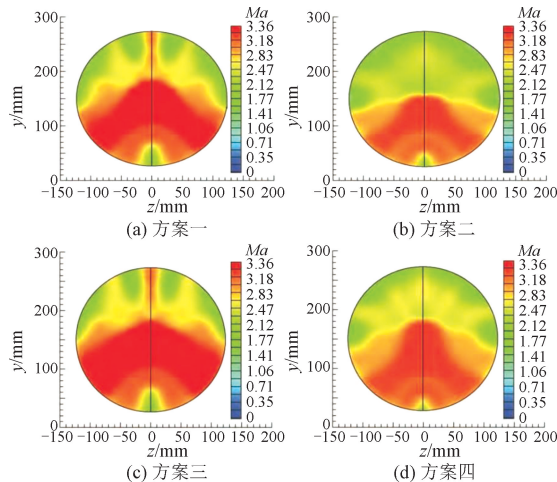
图8 切向吹除对不同强度激波/边界层干扰的流动控制
Fig. 8 Flow control of tangential blowing on different types of shock/boundary layer interference

同边界层抽吸等流动控制技术相比,边界层吹除控制具有无质流损失、可控性强、便于工程实现等优点,并已在实际工程中得到了有效的应用。但同时边界层吹除控制技术存在着控制效能受喷射器与激波/边界层干扰区的相对位置影响的缺点,在应用过程中往往需要结合其他控制手段以增强对边界层流动分离的控制能力。

TINDELL 等^[48]利用图9所示的可变强度的激波发生器模拟了进气道中不同强度的激波/边界层干扰,并对比分析了吹除流量、喷射器安装位置对边界层吹除控制效能的影响。试验发现,通过边界层吹除均可对不同强度的激波诱发的流动分离施加有效的控制,且将工质的喷注总压控制在来流总压的0.8~2.0倍的范围内即可达到良好控制效果。SRIRAM 等^[49]基于风洞试验研究比较了边界层抽吸控制技术和边界层吹除控制技术对激波诱导流动分离的抑制效能。试验发现在5.6马赫高超速来流下,边界层吹除技术使激波后边界层流动分离区的长度减小了20%,而同工况下边界层抽吸技术对相互作用区内分离区长度的减少仅为13.33%,试验进一步证明了边界层吹除控制的高效性与可靠性。

图9 边界层吹除试验装置^[48]Fig.9 Boundary layer blowing experimental device^[48]

国内哈尔滨工程大学孙润鹏等^[50]基于RMS模型数值模拟研究了壁面切向射流对入射激波/边界层干扰的流动控制。模拟对比分析了吹除控制前后流场波系结构及壁面参数的变化,重点研究了喷射器的安装位置及喷注总压对控制效果的影响。研究表明缩短喷嘴与流动分离区之间的距离可以增强喷射器的控制效能;存在最佳喷注总压即工质的出口速度为当地声速时的吹除控制效果最好。中国空气动力与发展中心的邓维鑫等^[51]基于数值模拟研究了壁面切向射流对超燃冲压发动机隔离段边界层的流动控制,研究提出了4种组合控制方案(图10),并指出“顶槽+侧槽+底孔”的组合吹除方式具有较好的控制效果。

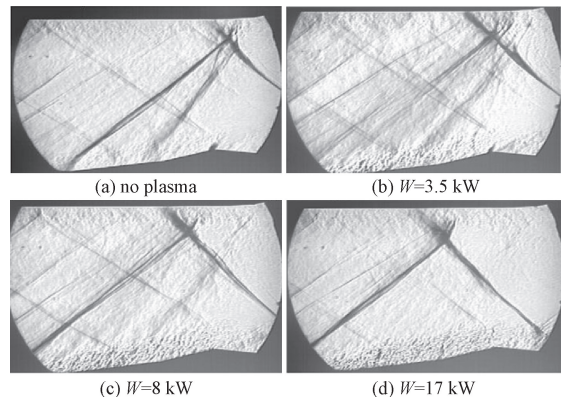
图10 不同吹除方案下控制段出口截面马赫云图^[51]Fig.10 Mach cloud diagram of control section outlet section under different blowing schemes^[51]

3 基于等离子体流动控制技术

等离子体是除固体、液体、气体外物质存在的“第四态”,等离子物质整体呈由正负离子组成的离子态,其在电场力作用下运动表现出显著的群体性且空气电离时会产生一定温升及压升。等离子体的

气动激励是指处于激发态的等离子体在电场力和磁场力的作用下运动并对周围流体注入动量,或通过焦耳热效应对目标流场施加温度或压力扰动从而达到流动控制目的的技术手段。目前常见的超声速流动等离子体激励器包括直流电弧放电等离子体(direct current discharge plasma)激励器、等离子体合成射流激励器、纳秒脉冲介质阻挡放电(nanosecond pulsed dielectric barrier discharge)激励器、表面脉冲电弧放电激励器(surface pulsed arc discharge actuator, SPADA)等。由于等离子体激励器可以根据流动条件改变控制参数具有控制结构简单、适应性强、激励频域宽、响应迅速等特性,已在促进边界层转换、激波控制、边界层流动分离抑制、流动减阻等领域得到了广泛的应用。

LEONOV等^[52-53]通过数值及试验研究证实了低温非平衡的等离子体对超声速来流中压缩斜坡诱导的流动结构的控制作用,研究发现表面准直流放电可以改变超声速/高超声速流场的流动结构及参数,并为超声速进气道工作马赫范围的扩展提供了理论依据。图11为不同工况下的试验纹影图。

图11 试验纹影图^[52]Fig.11 Experimental schlieren diagram^[52]

SHNEIDER等^[54]基于对贴壁放电等离子体的试验及数值研究提出虚拟型面理论并对能量沉积的流动控制机制做出阐释,即超声速流动中的能量沉积可以诱发虚拟型面,其可以像侵入流体中的固体障碍一样改变流动状态。FALENPIN等^[55]就弱电离等离子体对非设计工况下二维进气道构型的控制效应进行试验研究,如图12所示。试验发现通过控制等离子体的激励功率可以改变主激波的角度从而可以将激波精确的调节至定几何构型进气道的唇口处,同时等离子体激励也使得进气道的总压恢复系数提高。

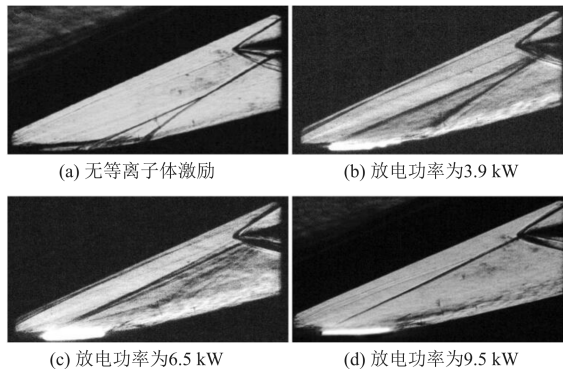


图 12 非设计马赫下准直流电弧的激波控制效应^[55]

Fig. 12 Shock wave control effect of quasi DC arc under non design Mach conditions^[55]

NARAYANASWAMY 等^[56] 试验研究了 3.0 马赫来流下 PSJ 对压缩斜坡诱导的激波/边界层干扰的流动控制, 试验采用 3 个合成射流激励器组成的展向激励阵列, 激励频率为 2.0 ~ 3.3 kHz。试验发现激励器峰值射流的出口速度约为 $300/(m \cdot s^{-1})$, 当激励频率为 2.0 kHz 时分离激波发生急促上移随后逐渐恢复至初始状态; 分离激波非正常振荡的频率和激励频率保持一致; 在分离激波上游施加激励将会引起相互作用区流动非定常特性的显著改变, 而在分离区内部施加时则不会。IBRAHIM 等^[57] 基于修正的 Suzen-Huang 模型对线性 PSJ 激励器展开研究, 发现考虑表面电荷漂移和扩散运动特性的修正 S-H 模型可以更准确地模拟射流传播, 射流速度的计算值更接近试验值。周岩等^[58] 使用单脉冲三电极高能 PSJ 激励器对 2.0 马赫来流下 24° 压缩斜坡诱导的激波/边界层干扰进行控制, 如图 13 所示, 试验发现在等离子射流激励下分离激波的强度被严重削弱, 激波近壁面部分被完全消除。

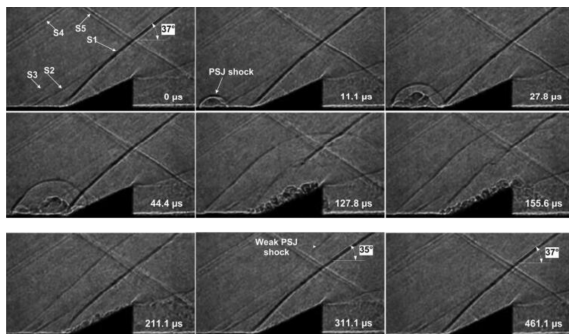


图 13 PSJ 对斜坡诱导的激波/边界层干扰流动控制^[58]

Fig. 13 PSJ control of shock/boundary layer interference flow induced by slope^[58]

WANG 等^[59] 通过开展风洞试验研究了 2.0 马赫来流下展向/流向 PSJ 激励阵列的射流演变及其

对压缩斜坡诱导的激波/边界层干扰的流动控制。如图 14 所示试验清晰地捕捉到了超声速来流中 PSJ 的演化过程, 同时发现在合成射流激励下分离激波向上游移动同时激波角度减小; 相对于展向激励阵列, 流向布置的合成射流可以对激波施加更强烈的扰动。尽管相关研究表明 PSJ 激励器在激波/边界层干扰流动控制中具有广阔的应用前景, 但由于其最大激励频率仅为 5 kHz^[60], 这限制了其在宽频流场中的应用。

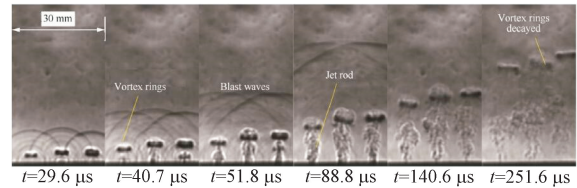


图 14 三激励器阵列 PSJ 试验纹影^[59]

Fig. 14 Three-exciter array PSJ experimental schlieren^[59]

浙江大学陈加政等^[61] 基于数值模拟研究了等离子体合成射流对超声速平板及球头流场的控制, 模拟考虑了等离子体的热完全气体效应并对等离子体的输运系数及热力学属性进行了拟合。研究发现 PSJ 可以通过诱导出大尺度涡结构有效地干扰平板边界层的发展, 并可控制钝头体和脱体激波之间的距离改善钝头体的阻力特性。国防科技大学 XIE 等^[62] 基于 RANS 对比研究了直形喷口的 PSJ 激励器和拉瓦尔形喷口的 PSJ 激励器的流动特性及对前端脱体激波的控制效应。研究发现当无量纲能量 ϵ 大于 5.06 时拉瓦尔形喷口激励器的射流出口速度大于直形喷口激励器的射流出口速度, 而当 ϵ 小于 5.06 时情况相反; 由于喷口处激波的干扰两种激励器的射流前锋速度均小于出口速度。

脉冲电弧等离子体激励器最初由 SAMIMY 等^[63-64] 提出, 并在可压缩射流的控制上得到了成功应用。脉冲电弧等离子激励器结构简单, 通常由一对对齐安装在介电板上的电极组成。当施加高电压 (通常为数千伏) 时, 电极间隙之间的气体被瞬间击穿并形成电弧。在电弧等离子体能量沉积的焦耳加热效应下, 电极附近的气体被快速加热温度可超过 $1500 K$ ^[65], 放电产生的流动控制结构如冲击波 (blast wave, BW)、控制气泡 (controlling gas bubble, CGB) 等将在超音速来流的吹携下对下游的激波/边界层干扰施加强烈温度和压力扰动。BLETZINGER 等^[66] 总结了脉冲电弧放电的典型控制机制, 指出放电区的能量沉积可以提高附近流体的当地声速并降

低马赫数。WEBB 等^[67]进一步发现即使激励器输入功率较小高频放电的热效应仍然可以促进边界层改性,这项研究证明了脉冲电弧放电等离子体在激波/边界层干扰流动控制中的潜力并指出放电产生的热效应是引起激波强度削弱的主要原因。SUN 等^[68]对比研究了毫秒表面脉冲电弧激励器和微秒表面脉冲电弧激励器对激波/边界层干扰的控制效能。试验发现,在毫秒脉冲放电激励下相互作用区内的流动分离加剧,而在微秒脉冲放电激励下分离激波发生明显的下移,边界层流动分离得到了有效的抑制。GAN 等^[69]试验研究了 0.5 ~ 5 kHz 激励频率范围内脉冲电弧放电对压缩斜坡诱导的激波/边界层干扰的流动控制,如图 15 所示。研究表明电弧等离子体能量沉积直接作用于流场,其放电频率将不会受激励器构型的限制,因此同 PSJ 激励相比表面脉冲电弧放电更适用于宽频率流动控制。

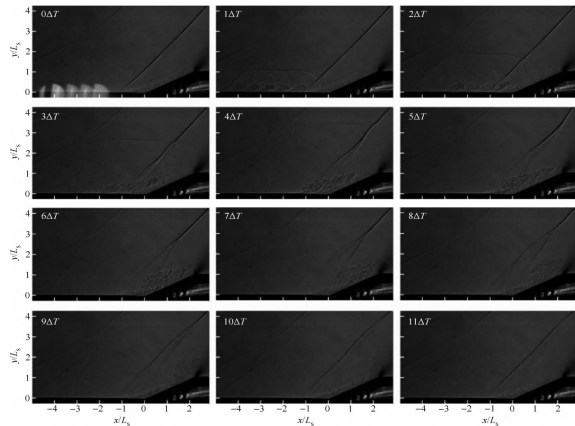


图 15 表面脉冲电弧等离子体激励器对激波/边界层的流动控制^[70]

Fig. 15 Surface pulse arc plasma exciter for flow control of shock waves/boundary layers^[70]

TANG 等^[65]利用沿流向排列的表面脉冲电弧激励器阵列对压缩斜坡诱导的激波/边界层干扰施加流动控制,且采用的激励器具有更高的工作频率及更宽的频带(8 ~ 20 kHz)。如图 16 所示,试验结果表明,激励器阵列可以对激波/边界层干扰施加持续的控制并有效地削弱了分离激波的强度。

脉冲电弧放电等离子体激励器由于其结构简单、激励频域大和控制效率高特性,在激波/边界层干扰流动控制领域表现出巨大潜力。电弧等离子体能量沉积(arc discharge plasma deposition, APED)主动流动控制法是基于脉冲电弧放电能量沉积对流场施加力和热的扰动,增加流场局部区域的动量与能量,以产生控制激波、抑制分离等控制效果。

通常,激励器由两个电极组成,它们齐平安装在介电板上。当施加高电压(通常为数千伏)时,电极间隙之间的气体被击穿并形成电弧。在电弧等离子体能量沉积(的焦耳加热效应下,电极附近的气体被快速加热,温度可超过1 500 K。产生的流动结构(如冲击波和控制气泡)将被超音速来流被动地携带到下游,对激波/边界层干扰施加有效的控制。然而,由于高速、高温、多物态及物理化学过程,使得现有的试验手段无法有效揭示高频脉冲发电等离子体对激波/边界层干扰控制机理。FENG 等^[70-72]结合试验与高精度数值模拟方法,对电弧等离子体能量沉积控制激波/边界层干扰非定常特性与机理开展研究。

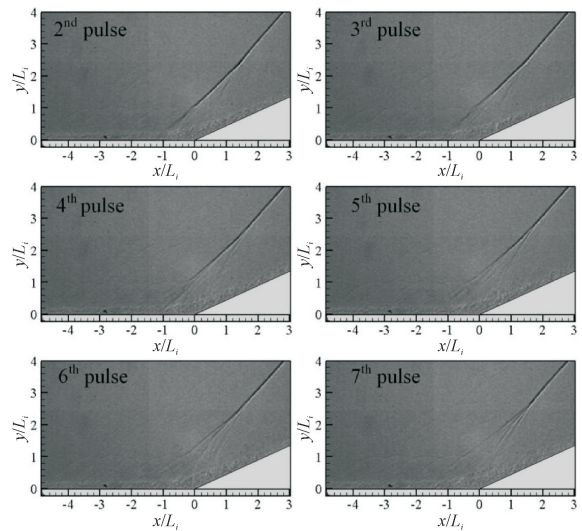


图 16 第 2 ~ 7 轮激励间激波/边界层干扰的动态变化^[65]

Fig. 16 Dynamic changes in shock wave/boundary layer interference between the 2nd and 7th rounds of excitation^[65]

FENG 等^[70]对高频表面脉冲电弧激励器阵列激波/边界层干扰流动控制过程中的非稳态特性进行了试验研究,其所对应的直连试验台如图 17 所示。

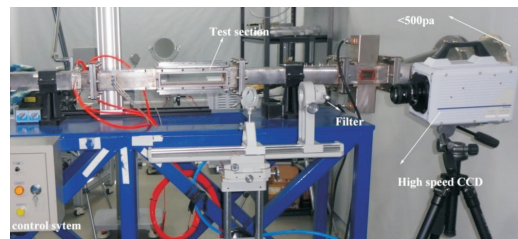


图 17 高频等离子体激波/边界层控制试验台^[70]

Fig. 17 High frequency plasma shock wave/boundary layer control experimental platform^[70]

该直连试验台建于空气动力研究发展中心,进口马赫数 $Ma = 2.497$,总温 $T_0 = 300 \text{ K}$,总压 $P_0 = 1 \text{ atm}$,采用纹影对流场结构进行探测。试验装置下

壁面装有设计的电弧等离子体发生器,该发生器沿流向方向共安置6对电极,单对电极与对各对电极之间的间隔分别为6 mm和12 mm。

斜劈诱导激波/边界层相互作用试验测试段的结构示意图如图18所示,试验段上壁面安装倾角为 α 的斜劈,以产生入射到下壁面的激波,该斜劈角度可调($12^\circ \sim 16^\circ$),以获得不同强度的入射激波/边界层相互作用。同时,为保证整个高频脉冲等离子体的施加与激波/边界层相互作用区域保持恒定,斜劈相对于电极的起始位置 L 需根据相应的斜劈角度进行调整,以保持入射激波到下壁面的位置恒定。

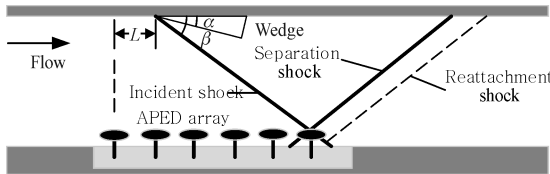


图18 试验段示意图^[70]

Fig. 18 Schematic diagram of the experimental section^[70]

分别施加200 mJ、500 mJ能量,无入射激波高频脉冲等离子体对超声速流场作用纹影如图19所示,其时间间隔 $\Delta t = 33.3 \mu s$ 。

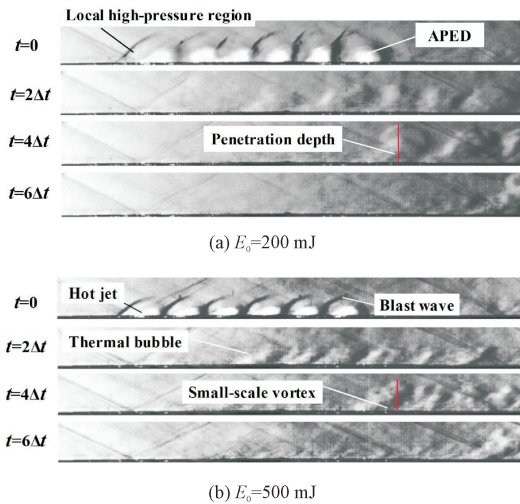


图19 等离子体作用超声速流场变化纹影图(无入射激波)^[70]

Fig. 19 Schlieren diagram of changes in supersonic flow field under plasma action (without incident shock wave)^[70]

在 $t = 0$ 时刻高频脉冲产生等离子体,对超声速来流形成热“阻塞”,超声速来流经过“阻塞”时形成的前后压差导致从壁面诱导热射流,并产生冲击波。同时,由于其快速(约 $5 \mu s$)的热扩散效应,边界层内产生热泡,其不断随来流向下游移动并向主流扩散,热泡整体形状与大尺度流向发卡涡类似,在大约 $4\Delta t$ 时,热泡卷吸入主流之中达到其最大穿透深度,

并释放热泡内的热能转变为边界层流动的机械能,进而产生小尺度涡结构,促进了边界层内的动量输运。通过两种施加能量对比看出,能量的增大可使产生的热泡及相应的扰动区域变大。

不同斜劈角度,即不同入射激波强度下高频电弧等离子体对激波/边界层干扰随时间变化如图20所示。

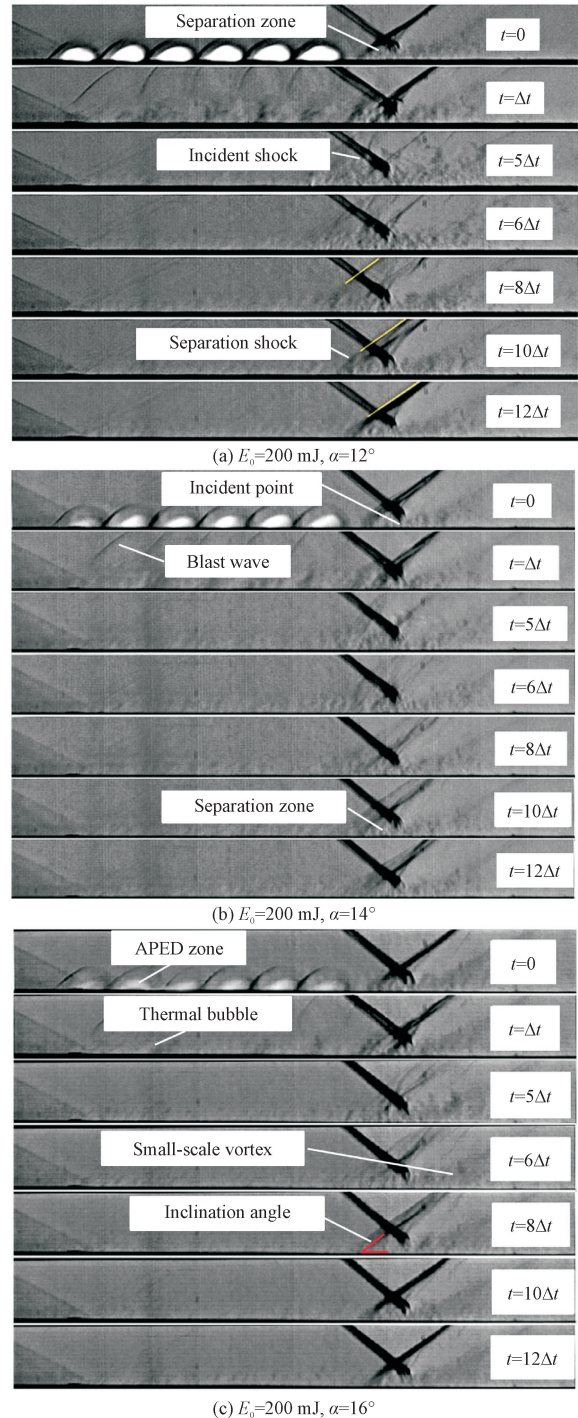


图20 等离子体对激波/边界层干扰纹影图^[70]

Fig. 20 Schlieren diagram of plasma interference with shock waves/boundary layers^[70]

其中,能量维持 $E_0 = 200 \text{ mJ}$ 不变。 $t = \Delta t$ 时刻,等离子体诱导的热泡到达激波/边界层作用位置,而诱导的冲击波前缘已在视窗之外,这表明诱导冲击波的传播速度远大于热泡的传输速度。同时,热泡对入射激波诱导的边界层分离区的撞击与传热作用使分离区逐渐减少,进而使得其所产生的分离激波逐渐变弱,并在大约 $t = 5\Delta t$ 时基本消失,在 $t = 8\Delta t$ 时,整个等离子体诱导的热泡穿过激波/边界层作用区域,在 $t = 12\Delta t$ 时随着扰动的完成流场基本恢复等离子体施加作用前的结构。不同楔角作用下形成的激波/边界层相互作用在同样能量激励下产生等离子体干扰下的流场演变过程基本一致,入射激波强度的改变主要造成热泡脱离作用区后流场的恢复时间不同。

为考察不同施加参数对入射激波/边界层相互作用的影响及其作用机理,MA 等^[71-72] 在 CFD 框架下,基于唯象学假设,建立了电弧等离子体能量源项模型,并引入辐射耗散项对所建立的模型进行修正。利用所建立的电弧等离子体模型,针对图 17、图 18 所示的同样构型及来流条件,以 14° 楔角为例,对不同施加功率密度下的等离子体调控影响及其机理进行探究。数值模拟中能量源项施加的区域与试验所设定的底部位置相同,图 21 为功率密度为 $1.0 \times 10^{11} \text{ W/m}^3$ 表面脉冲电弧等离子体对入射激波/边界层干扰的流动控制过程。

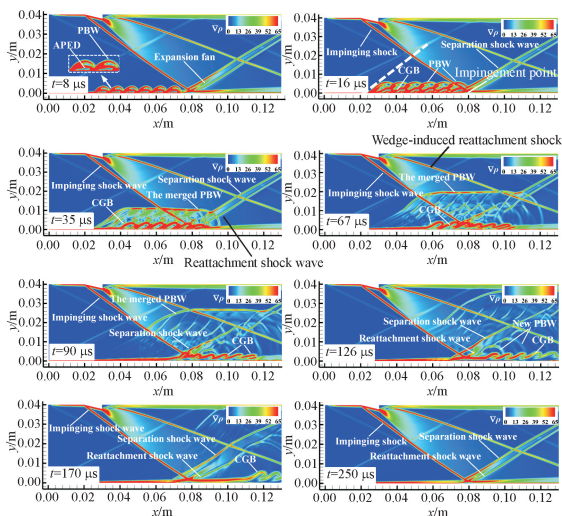


图 21 单脉冲等离子体对激波/边界层相互作用扰动数值纹影^[71]

Fig. 21 Numerical Schlieren effect of single pulse plasma on shock wave/boundary layer interaction disturbance^[71]

电弧等离子体能量沉积诱发的控制气泡具有较高的初始温度,并在其传播发展过程中对下游激波/

边界层干扰流动结构产生强烈的扰动。 $t = 35 \mu\text{s}$ 时控制气泡接近入射激波的入射点,在其强烈的流动冲击作用下相互作用区内的边界层分离得到有效抑制,分离激波和再附激波的波脚被移除。同时控制气泡对近壁面流体施加加热扰动致使其局部温度不均匀并引发斜激波的一系列波动。当控制气泡穿过相互作用区后,其热效应诱导的高压将会向上游传播并同入射激波引发的逆压梯度共同作用,使边界层流动分离加剧。因此, $t = 150 \mu\text{s}$ 时再次形成的分离激波同入射激波相交于更高的位置,同时激波角度增大。之后,随着控制气泡逐渐耗散并继续向下游移动,其对流场的扰动减弱,最终流场恢复至初始状态。模拟预测的分离激波的动态移动过程和试验结果吻合较好,表明所建立的数值方法用于脉冲电弧放流动控制研究的可行性。

图 22 给出了脉冲电弧等离子体流动控制过程中不同时刻的流场湍动能云图。 $t = 0$ 时刻,初始流域中的湍动能主要集中在激波/边界层相互作用区处,平均值约为 $5000 \text{ m}^2/\text{s}^2$ 。此外,底壁边界层也可以被观察到,其表现为比背景主流略亮的一条窄带。 $t = 10 \mu\text{s}$ 时刻,脉冲电弧放电结束,近下壁面形成一组控制气泡,最高湍动能出现在气泡顶部超过 $6500 \text{ m}^2/\text{s}^2$,气泡湍动能均值超过 $4000 \text{ m}^2/\text{s}^2$ 。 $t = 20 \sim 50 \mu\text{s}$ 时,控制气泡随主流向下游发展,经激波边界层相互作用区后发生耗散其自身湍动能降低。 $t = 130 \mu\text{s}$ 时刻,控制气泡消散成小尺度的涡旋结构最终移出视界。对比 $t = 0$ 和 $t = 130 \mu\text{s}$ 时刻可知,控制气泡在向下游传播过程中改变了边界层结构,使近壁面流体特别是相互作用区内流体的湍动能增加。

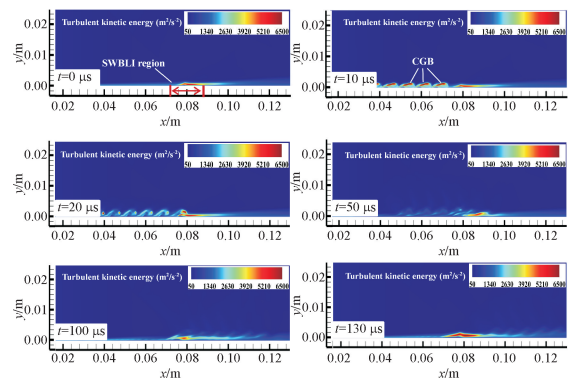


图 22 控制过程中流场湍动能变化序列^[71]

Fig. 22 Sequence of turbulent kinetic energy changes in the flow field during the control process^[71]

在此基础上,将电弧激励功率降为 109 W/m^3 , 放电脉宽仍保持为 $5 \mu\text{s}$, 模拟中激励区的尺寸设为 $10 \times 5 \text{ mm}^2$ 。总的来说,整个脉冲放电流动控制过程与前文中 $1.0 \times 10^{11} \text{ W/m}^3$ 激励工况下流场演变过程相似。但由于电弧等离子体激励区的能量密度较低,放电时流场中并未观察到控制气泡结构。图 23 为该功率密度下不同时刻的流场温度及流向速度分布序列。 $t = 7 \mu\text{s}$ 时刻脉冲放电结束,近壁面形成矩形的能量沉积区,其平均温度在 200 K 左右,并且沉积区底层流体温度较高,温度值接近 350 K 。

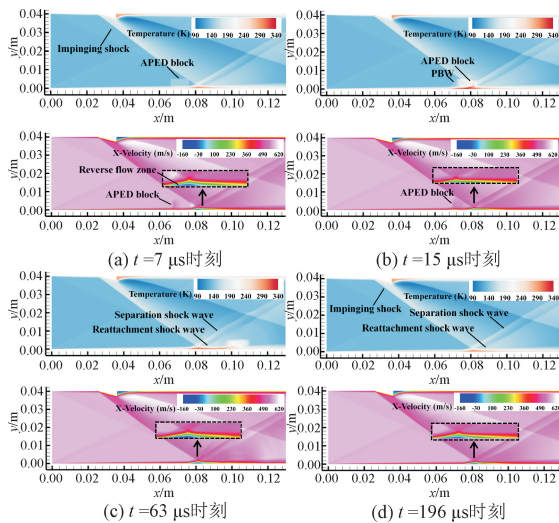


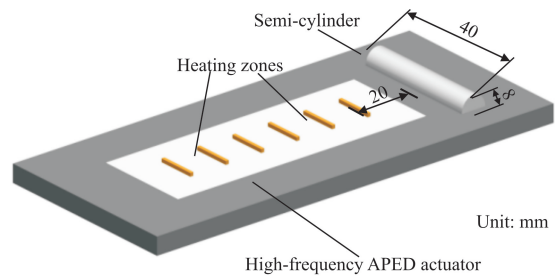
图 23 不同时刻的流场温度及流向速度分布云图(109 W/m^3)^[71]

Fig. 23 Temperature and flow velocity distribution in the flow field at different time (109 W/m^3)^[71]

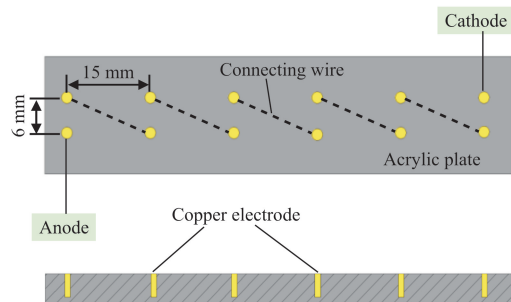
因此,电弧等离子体能量沉积的焦耳热效应较弱。从流向速度云图可以看出,能量沉积块的初始速度较主流要低,在 $400/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$ 左右。同时在激波边界层相互作用区内存在逆流区,逆流速度接近 $100/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$ 。但此时下游的回流区并未受到影响。 $t = 15 \mu\text{s}$ 时,能量沉积块进入激波/边界层相互作用区且其一半的体积已经跨过主激波入射点。此外从流向方向的速度分布云图可以看到,激波边界层相互作用区域内的回流区体积减小,主激波入射点前的流动分离被有效抑制。 $t = 63 \sim 196 \mu\text{s}$ 时,随着等离子体能量沉积块离开相互作用区,激波/边界层干扰流动结构逐渐恢复至初始状态。同高功率密度激励工况下的流场相比,在电弧等离子体向下游传播过程中,该工况下相互作用区内的流动分离仅恢复至初始强度,没有得到加剧。因此分离激波并未出现明显的上移运动。低功率密度激励工况下脉

冲电弧放电对流场施加的热效应较弱,其对激波/边界层相互作用的基本流动控制机制可被归结为等离子体能量沉积块的冲击效应。

在单脉冲电弧等离子体流动控制研究基础上,MA 等^[73]基于建立的电弧等离子体数值计算模型,针对不同激励器工作频率及放电功率对等离子体流动控制效能的影响开展研究。来流马赫数仍为 $Ma = 2.5$, 气流的总温 $T_0 = 300 \text{ K}$, 总压 $P_0 = 1 \text{ atm}$ 。根据 FENG 等^[74]的试验,如图 24 所示,研究中采用的高频脉冲电弧等离子体流向激励阵列由 6 组激励器组成,相邻激励器间距离为 15 mm 。单组激励器由一对钨质电极构成,间距为 6 mm ,其在放电过程中分别充当阳极和阴极。激励器的工作频段为 $15 \sim 60 \text{ kHz}$,放电脉宽为 $10 \mu\text{s}$ 。采用半径为 8 mm 、展向长度为 40 mm 的半圆柱体作为激波发生装置,以产生目标流动控制的激波/边界层干扰。电弧等离子体流向激励阵列末端激励器与半圆柱体前缘之间的距离为 20 mm 。



(a) 整体构型



(b) 电极布置

图 24 表面脉冲电弧激励阵列及半圆柱体模型^[74]

Fig. 24 Surface pulse arc excitation array and semi cylindrical model^[74]

图 25 给出了在等离子体激励施加前后试验及数值结果的对比。在未施加电弧等离子体激励的初始流场中,在半圆柱体前缘的激波/边界层相互作用区内沿来流方向依次生成一道分离激波和一道再附激波,再附激波后存在扇形的膨胀区。施加等离子

体激励后,斜激波的强度被严重削弱,分离激波发生明显的波动,再附激波的底部被移除。此外,数值纹影图中还可以清楚地观察到冲击波和分离泡等典型的电弧等离子体能量沉积结构。

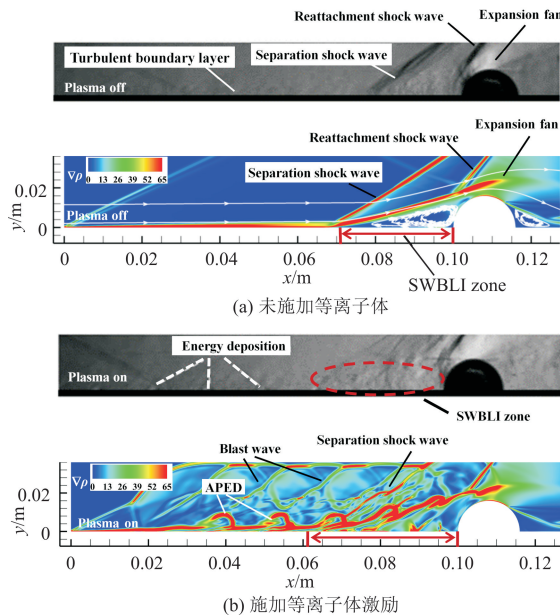


图 25 等离子体激励施加前后流场对比^[73]

Fig. 25 Comparison of flow field before and after plasma excitation^[73]

以施加 15 kHz, 300 W 功率为基准工况, 所对应的三轮激励后流场的密度梯度分布及温度分布云图如图 26 所示。

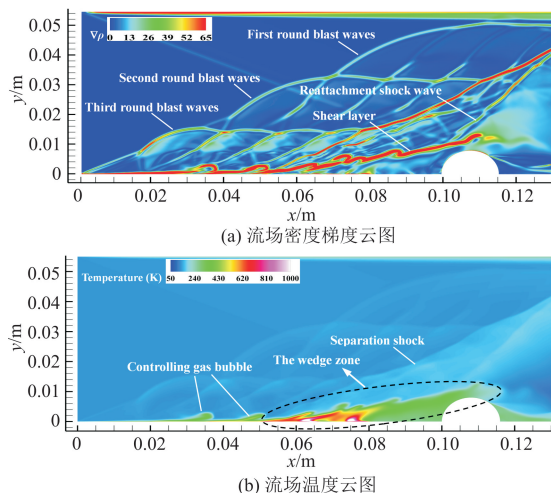


图 26 三轮激励后流场的密度梯度分布及温度分布云图^[73]

Fig. 26 Density gradient distribution and temperature distribution of the flow field after three rounds of excitation^[73]

由密度梯度云图可见,同一轮激励中产生的冲击波间紧密连接,且第一轮放电产生的冲击波已不

可再被区分,交汇合并为一道大的弓形激波。同时,不同放电周期产生的冲击波相互融合形成一个等效的压缩波系。与前述单脉冲放电激励过程中的流场相比,激波/边界层干扰流动结构经历了更加显著的波动。在冲击波的扰动下,分离激波在 $y = 0.016 \text{ m}$ 及 $y = 0.032 \text{ m}$ 处产生变形,再附激波也较单轮激励后具有更小的密度梯度值,表明其激波强度被更大幅度地削弱。此外斜激波的波足及剪切层的末端部分被移除。同时,流场中由剪切层、底壁及半圆柱体前缘围成的楔形区域的平均温度超过 400 K,顶角区的流体温度超过 1 000 K。这是由多轮放电激励产生的电弧等离子体能量沉积持续加热形成的,表明流场中的激波/边界层干扰可以通过高频脉冲电弧放电实现持续控制。

图 27 为保持激励频率 15 kHz,功率由 300 W 增大到 1 200 W,经过两轮激励后所对应的瞬时数值纹影。增加脉冲电弧放电激励器的功率将会直接增大单次放电消耗的电能,在激励器热转化效率一定的前提下,放电产生的等离子体能量沉积得到提升,进而增强其对周围流体热及压力扰动,使脉冲电弧放电的流动控制能力增强。

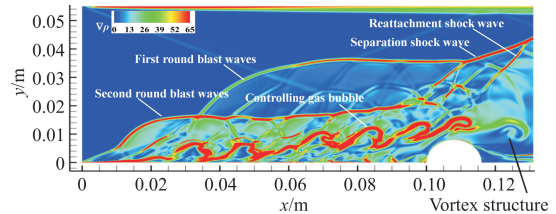


图 27 1 200 W 功率工况密度梯度云图^[73]

Fig. 27 Density gradient under 1 200 W power operating conditions^[73]

图 28 显示了激励功率为 1 200 W,频率由 15 kHz 增大到 60 kHz,经过几轮激励后的数值纹影。提高激励器的工作频率将加快控制气泡的产生速率,几轮激励后,控制气泡相互融合不再可区分,形成一道平行于底壁的热激励面并对边界层内流动施加持续的热扰动。此时,分离激波及再附激波的绝大部分已被完全移除。由电弧等离子体能量沉积形成的热激励面经进一步发展变得更加平滑,且热激励面、下壁面及半圆柱体前缘构成楔形的能量沉积区,能量沉积区高度超过半圆柱体高度。故提高激励器的工作频率可以缩短相邻两次放电之间的时间间隔,在放电脉宽不变的前提下,相同时间内的电弧等离子体能量沉积得到提升,从而增强了激励器的

流动控制能力。

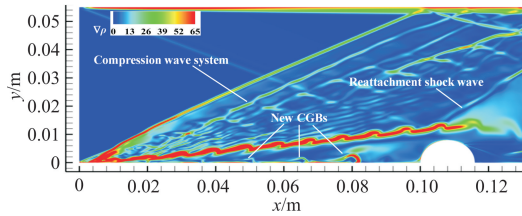


图 28 高频率工况密度梯度云图^[73]

Fig. 28 Density gradient under high-frequency operating conditions^[73]

4 结束语

激波/边界层相互作用是进气道内的主要流动特征,要实现高超声速进气道在宽速域、大空域范围内有效工作,研制高效且随机可调的激波/边界层流动控制技术是其关键。涡流发生器、边界层抽吸/吸除等传统主、被动流动控制方式难以满足未来飞行器宽域工作性能随控需求,故以等离子体为代表的先进的流动控制方式被提出并得到广泛研究。然而,限于现有试验测试手段无法对超声速等离子体激励下的多物态与多物理化学耦合过程进行精细化测量,故限制了其相关机理的揭示和数值模型建立。针对基于等离子体激励的先进激波/边界层流动控制方式,需从以下几个方面开展进一步深入研究。

1) 由于等离子体所涉及的多物态、多场及高温等复杂环境条件,其试验探测手段有限,无法有效揭示等离子体对激波/边界层干扰相互作用机理,进而限制了高精度数值模型的建立,目前工程上多采用唯象学方法构建相应模型。需开展进一步等离子体激励下激波/边界层相互作用的试验及理论研究,以建立高精度模型。

2) 等离子体唯象模型结合 RANS 方法能够较好实现对工程尺度构型的进气道激波/边界层流动控制模拟,并对脉冲电弧放电诱导涡团结构边缘轮廓的捕捉。然而,由于其对流动的时均模拟特性使其无法详细揭示此类流动结构的发展及耗散过程。为进一步对电弧等离子体能量沉积结构如控制气泡本体演变过程及其对激波/边界层相互作用结构的扰动机制进行深入研究,下一步需考虑结合等离子体激励模型采用 LES 或 DNS 方法开展精细化等离子体诱导激波/边界层流动控制机理研究。

3) 在现有等离子体激励的物理化学效应模型不

完善情况下,需针对实际激波/边界层流动控制应用需求,结合现有的流动控制技术手段,采用主、被动多种控制方式联合的技术开发与基础应用研究,从而为超声速进气道宽速域、大空域高效工作的流动调控实现有效支撑。

参考文献:

- [1] TANG M X, WU Y, ZONG H H, et al. Experimental investigation on compression ramp shock wave/boundary layer interaction control using plasma actuator array[J]. *Physics of fluids*, 2021, 33(6): 066101.
- [2] DOLLING D S. Fifty years of shock-wave/boundary-layer interaction research; what next? [J]. *AIAA journal*, 2001, 39(8): 1517-1531.
- [3] LEE B H K. Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speeds[J]. *Progress in aerospace sciences*, 2001, 37(2): 147-196.
- [4] GAITONDE D V. Progress in shock wave/boundary layer interactions[C]//43rd Fluid Dynamics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2013: AIAA 2013-2607.
- [5] HUANG W, WU H, YANG Y G, et al. Recent advances in the shock wave/boundary layer interaction and its control in internal and external flows[J]. *Acta astronautica*, 2020, 174: 103-122.
- [6] XIE W Z, WU Z M, YU A Y, et al. Control of severe shock-wave/boundary layer interactions in hypersonic inlets[J]. *Journal of propulsion and power*, 2018, 34(3): 614-623.
- [7] SUN Q, CHENG B Q, LI Y H, et al. Experimental investigation of hypersonic flow and plasma aerodynamic actuation interaction [J]. *Plasma science and technology*, 2013, 15(9): 908-914.
- [8] WANG H, LIU B, ZHANG B. Passive control with blade-end slots and whole-span slot in a large camber compressor cascade [J]. *Journal of applied fluid mechanics*, 2021, 14(3): 703-714.
- [9] CUPPOLETTI D, SAUCIER C, HARRIS C. Control of shock-induced boundary layer separation by high momentum blowing[C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2016: AIAA 2016-4763.
- [10] CHYU W J, RIMLINGER M J, SHIH T I P, et al. Control of shock-wave/boundary-layer interactions by bleed[J]. *AIAA journal*, 1995, 33(7): 1239-1247.
- [11] XIANG X, BABINSKY H. An experimental study of corner flow control applied to an oblique shock-wave/boundary-layer interaction[C]//2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston, VA, USA: AIAA, 2018: AIAA 2018-1532.
- [12] WU H, HUANG W, YAN L, et al. Control mechanism of micro vortex generator and secondary recirculation jet combination in the shock wave/boundary layer interaction [J]. *Acta astronautica*,

- 2022, 200;56-76.
- [13] GIEPMAN R H M, SCHRIJER F F J, VAN OUDHEUSDEN B W. Flow control of an oblique shock wave reflection with micro-ramp vortex generators: effects of location and size[J]. *Physics of fluids*, 2014, 26(6):066101.
- [14] YANG G, FANG J, LIU C Q, et al. Large-eddy simulation of MVG controlled oblique shockwave/boundary layer interaction [C]//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston, VA, USA; AIAA, 2017; AIAA 2017-0945.
- [15] 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.
- [16] GRÉBERT A, BODART J, JAMME S, et al. Simulations of shock wave/turbulent boundary layer interaction with upstream micro vortex generators [J]. *International journal of heat and fluid flow*, 2018, 72:73-85.
- [17] 时晓天, 吕蒙, 赵渊, 等. 激波/湍流边界层干扰的流动控制技术[J]. *航空学报*, 2022, 43(1):22-37.
SHI Xiaotian, LÜ Meng, ZHAO Yuan, et al. Flow control technique for shock wave/turbulent boundary layer interactions [J]. *Acta aeronautica et astronautica Sinica*, 2022, 43(1):22-37 (in Chinese).
- [18] SAAD M R, ZARE-BEHTASH H, CHE-IDRIS A, et al. Micro-ramps for hypersonic flow control [J]. *Micromachines*, 2012, 3(2):364-378.
- [19] IDRIS A C, SAAD M R, ZARE-BEHTASH H, et al. Luminescent measurement systems for the investigation of a scramjet inlet-isolator [J]. *Sensors*, 2014, 14(4):6606-6632.
- [20] BABINSKY H, LI Y, PITT FORD C W. Microramp control of supersonic oblique shock-wave/boundary-layer interactions [J]. *AIAA journal*, 2009, 47(3):668-675.
- [21] PITT FORD C W, BABINSKY H. Micro-ramp control for oblique shock wave / boundary layer interactions [C]//37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Reston, VA, USA; AIAA, 2007; AIAA 2007-4115.
- [22] MARTIS R R, MISRA A, SINGH A. Effect of microramps on separated swept shock wave-boundary-layer interactions [J]. *AIAA journal*, 2014, 52(3):591-603.
- [23] OOREBEEK J M, BABINSKY H. Bleed and vortex generator effectiveness for separation prevention in a transonic diffuser [C]//7th AIAA Flow Control Conference. Reston, VA, USA; AIAA, 2014; AIAA 2014-2793.
- [24] TROIA T J, PATEL A A, CROUSE D, et al. Passive device flow control for normal shock/boundary layer interactions in external compression inlets [C]//41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Reston, VA, USA; AIAA, 2011; AIAA 2011-3911.
- [25] BLINDE P L, HUMBLE R A, VAN OUDHEUSDEN B W, et al. Effects of micro-ramps on a shock wave/turbulent boundary layer interaction [J]. *Shock waves*, 2009, 19(6):507-520.
- [26] ANDERSON B H, TINAPPLE J, SURBER L. Optimal control of shock wave turbulent boundary layer interactions using micro-array actuation [C]//3rd AIAA Flow Control Conference. Reston, VA, USA; AIAA, 2006; AIAA 2006-3197.
- [27] 胡万林, 于剑, 刘宏康, 等. 叶片式涡流发生器对压缩拐角流动分离的控制 [J]. *航空学报*, 2018, 39(7):117-125.
HU Wanlin, YU Jian, LIU Hongkang, et al. Control of compression ramp flow separation via vane vortex generator [J]. *Acta aeronautica et astronautica Sinica*, 2018, 39(7):117-125 (in Chinese).
- [28] XUE D W, CHEN Z H, JIANG X H, et al. Numerical investigation on the wake structures of micro-ramp and micro-vanes [J]. *Fluids dynamics research*, 2014, 46(1):015505.
- [29] PLENTOVICH E B. Three-dimensional cavity flow fields at subsonic and transonic speeds [EB/OL]. (1990-09-01) [2023-12-01]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19900018334>.
- [30] CHARWAT A F, ROOS J N, DEWEY F C, et al. An investigation of separated flows-part I: the pressure field [J]. *Journal of the aerospace sciences*, 1961, 28(6):457-470.
- [31] ZHANG J, MORISHITA E, OKUNUKI T, et al. Experimental and computational investigation of supersonic cavity flows [C]//10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, VA, USA; AIAA, 2001; AIAA 2001-1755.
- [32] GUO G M, JIANG S T, CHEN H, et al. Influence of flow control on aerodynamic properties of an open cavity in rarefied hypersonic flows [J]. *Acta astronautica*, 2022, 191:404-416.
- [33] 刘哲, 宁方立, 张畅通, 等. 基于 DMD 方法的可变形空腔流动模态分析 [J]. *振动与冲击*, 2020, 39(19):218-225.
LIU Zhe, NING Fangli, ZHANG Changtong, et al. Modal analysis of morphing cavities flow based on DMD method [J]. *Journal of vibration and shock*, 2020, 39(19):218-225 (in Chinese).
- [34] SIMON P C, BROWN D W, HUFF R G. Performance of external-compression bump inlet at Mach numbers of 1.5 and 2.0 [EB/OL]. (1957-04-24) [2023-12-03]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930089624>.
- [35] HAMSTRA J W, MCCALLUM B N, SYLVESTER T G, et al. Transition shoulder system and method for diverting boundary layer air; 5,749,542 [P]. 1998-05-12.
- [36] HAMSTRA J W, SYLVESTER T G. System and method for diverting boundary layer air; 5,779,189 [P]. 1998-07-14.
- [37] KIM S D. Aerodynamic design of a supersonic inlet with a parametric bump [J]. *Journal of aircraft*, 2009, 46(1):198-202.

- [38] 李博, 梁德旺. 无隔道超声速进气道/前机身一体化计算与试验[J]. 航空学报, 2009, 30(9):1597-1604.
LI Bo, LIANG Dewang. Numerical simulation and experiment of integral flow field of diverterless supersonic inlet/forebody[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2009, 30(9):1597-1604 (in Chinese).
- [39] 钟易成, 余少志, 吴晴. 凸包(Bump)进气道/DSI模型设计及气动特性研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5):740-745.
ZHONG Yicheng, YU Shaozhi, WU Qing. Research of bump inlet (DSI) model design and its aerodynamic properties[J]. Journal of aerospace power, 2005, 20(5):740-745 (in Chinese).
- [40] 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试验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(8):1752-1758.
LIU Yazhou, TAN Huijun, HUANG Hexia, et al. Experimental research on flow characteristics of bumps with different compression configurations[J]. Journal of propulsion technology, 2019, 40(8):1752-1758 (in Chinese).
- [41] HAMED A, LEHNING T. Investigation of oblique shock/boundary layer bleed interaction[J]. Journal of aircraft, 1973, 10(7):407-413.
- [42] HAMED A, MANAVASI S, SHIN D, et al. Effect of Reynolds number on supersonic flow bleed[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, VA, USA; AIAA, 2010: AIAA 2010-591.
- [43] FLORES A J, AMON C H, SHIH T I P, et al. Boundary-layer bleed through micro holes[C]//37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA, USA; AIAA, 1999: AIAA 1999-880.
- [44] HÄBERLE J, GÜLHAN A. Investigation of the flow field of a 2D SCRAM jet inlet at Mach 7 with optional boundary layer bleed [C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA; AIAA, 2007: AIAA 2007-5068.
- [45] 梁德旺, 钱华俊. 抽吸孔板的气动试验及附面层抽吸数值模拟[J]. 航空学报, 2002, 23(6):512-516.
LIANG Dewang, QIAN Huajun. Experimental investigation of aerodynamic characteristics of porous plates and numerical simulation of boundary layer suction[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2002, 23(6):512-516 (in Chinese).
- [46] 董明, 赵慧勇. 超声速边界层中壁面抽吸对流动分离的抑制作用[J]. 气体物理, 2019, 4(2):17-29.
DONG Ming, ZHAO Huiyong. Suppression of flow separation by wall suction in supersonic boundary layers[J]. Physics of gases, 2019, 4(2):17-29 (in Chinese).
- [47] ZHANG B H, ZHAO Y X, LIU J. Effects of bleed hole size on supersonic boundary layer bleed mass flow rate[J]. Journal of Zhejiang University-science a, 2020, 21(8):652-662.
- [48] TINDELL R H, WILLIS B P. Experimental investigation of blowing for controlling oblique shock/boundary layer interactions [C]//33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, VA, USA; AIAA, 1997: AIAA 1997-2642.
- [49] SRIRAM R, JAGADEESH G. Shock tunnel experiments on control of shock induced large separation bubble using boundary layer bleed[J]. Aerospace science and technology, 2014, 36:87-93.
- [50] 孙润鹏, 朱卫兵, 黄舜, 等. 吹除法对斜激波/边界层干扰控制数值模拟[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2012, 33(2):166-173.
SUN Runpeng, ZHU Weibing, HUANG Shun, et al. Numerical simulation of the blowing method for controlling oblique shock/boundary layer interactions[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2012, 33(2):166-173 (in Chinese).
- [51] 邓维鑫, 杨顺华, 张弯洲, 等. 高超声速流动的气体吹除控制方法研究[J]. 推进技术, 2017, 38(4):759-763.
DENG Weixin, YANG Shunhua, ZHANG Wanzhou, et al. Study on air blowing control method for hypersonic flow[J]. Journal of propulsion technology, 2017, 38(4):759-763 (in Chinese).
- [52] LEONOV S B, FIRSOV A A, YARANTSEV D A, et al. Active steering of shock waves in compression ramp by nonuniform plasma [C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, VA, USA; AIAA, 2010: AIAA 2010-260.
- [53] LEONOV S B, FIRSOV A A, YARANTSEV D A, et al. Flow control in model supersonic inlet by electrical discharge[C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, VA, USA; AIAA, 2009: AIAA 2009-7367.
- [54] SHNEIDER M N, MACHERET S O, ZAIDI S H, et al. Virtual shapes in supersonic flow control with energy addition[J]. Journal of propulsion and power, 2008, 24(5):900-915.
- [55] FALEMPIN F, FIRSOV A A, YARANTSEV D A, et al. Plasma control of shock wave configuration in off-design mode of $M=2$ inlet[J]. Experiments in fluids, 2015, 56(3):54.
- [56] NARAYANASWAMY V, RAJA L L, CLEMENS N T. Control of unsteadiness of a shock wave/turbulent boundary layer interaction by using a pulsed-plasma-jet actuator[J]. Physics of fluids, 2012, 24(7):076101.
- [57] IBRAHIM I H, SKOTE M. Simulations of the linear plasma synthetic jet actuator utilizing a modified Suzen-Huang model [J]. Physics of fluids, 2012, 24(11):113602.
- [58] ZHOU Y, XIA Z X, LUO Z B, et al. Effect of three-electrode plasma synthetic jet actuator on shock wave control[J]. Science china technological sciences, 2017, 60(1):146-152.
- [59] WANG H Y, LI J, JIN D, et al. Effect of a transverse plasma jet on a shock wave induced by a ramp[J]. Chinese journal of aero-

- nautics, 2017, 30(6):1854-1865.
- [60] NARAYANASWAMY V, RAJA L L, CLEMENS N T. Characterization of a high-frequency pulsed-plasma jet actuator for supersonic flow control[J]. AIAA journal, 2010, 48(2):297-305.
- [61] 陈加政, 胡国墩, 樊国超, 等. 等离子体合成射流对钝头激波的控制与减阻[J]. 航空学报, 2021, 42(7):314-324.
CHEN Jiazheng, HU Guotun, FAN Guochao, et al. Bow shock wave control and drag reduction by plasma synthetic jet[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2021, 42(7):314-324 (in Chinese).
- [62] XIE W, LUO Z B, HOU L, et al. Characterization of plasma synthetic jet actuator with laval-shaped exit and application to drag reduction in supersonic flow [J]. Physics of fluids, 2021, 33:096104.
- [63] SAMIMY M, ADAMOVICH I, WEBB B, et al. Development and characterization of plasma actuators for high-speed jet control[J]. Experiments in fluids, 2004, 37(4):577-588.
- [64] SAMIMY M, KIM J H, KASTNER J, et al. Active control of high-speed and high-Reynolds-number jets using plasma actuators [J]. Journal of fluid mechanics, 2007, 578:305-330.
- [65] TANG M X, WU Y, GUO S G, et al. Compression ramp shock wave/boundary layer interaction control with high-frequency streamwise pulsed spark discharge array[J]. Physics of fluids, 2020, 32(12):121704.
- [66] BLETZINGER P, GANGULY B N, VAN WIE D, et al. Plasmas in high speed aerodynamics [J]. Journal of physics d: applied physics, 2005, 38(4):R33-R57.
- [67] WEBB N, CLIFFORD C, SAMIMY M. Control of oblique shock wave/boundary layer interactions using plasma actuators[J]. Experiments in fluids, 2013, 54(6):1545.
- [68] SUN Q, LI Y H, CHENG B Q, et al. The characteristics of surface arc plasma and its control effect on supersonic flow[J]. Physics letters a, 2014, 378(36):2672-2682.
- [69] GAN T, WU Y, SUN Z Z, et al. Shock wave boundary layer interaction controlled by surface arc plasma actuators[J]. Physics of fluids, 2018, 30(5):055107.
- [70] FENG L M, MA X G, ZHANG Y T, et al. Response characteristics of impinging shock wave/turbulent boundary layer interaction disturbed by arc plasma energy deposition[J]. Physics of fluids, 2022, 34(1):015132.
- [71] MA X G, FAN J, WU Y K, et al. Study on the mechanism of shock wave and boundary layer interaction control using high-frequency pulsed arc discharge plasma[J]. Physics of fluids, 2022, 34:086102.
- [72] SUN H J, ZHANG J, MA X G, et al. Shock wave control for supersonic inlet with high-frequency pulsed arc discharge plasma [J]. AIAA journal, 2024, 10.
- [73] MA X G, FAN J, WU Y K, et al. Flow control effect of pulsed arc discharge plasma actuation on impinging shock wave/boundary layer interaction[J]. Physics of fluids, 2023, 35:036110.
- [74] FENG L M, WANG H Y, CHEN Z, et al. Unsteadiness characterization of shock wave/turbulent boundary layer interaction controlled by high-frequency arc plasma energy deposition[J]. Physics of fluids, 2021, 33(1):015114.

(编辑 张璐)