

激波/湍流边界层干扰中的自适应控制技术

黄伟*, 吴瀚, 钟翔宇, 杜兆波, 柳军

(国防科技大学高超声速技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

摘要:从激波/湍流边界层干扰机理以及流动控制的迫切需求入手,从自适应涡流发生器、自适应鼓包、自适应微射流以及自适应次流循环四个方面对激波/湍流边界层干扰中的自适应控制技术研究进展进行了总结。分析认为,结合AI技术发展自适应流动控制技术,加速控制方式智能化,可作为新一代高超声速飞行器宽速域飞行的重要技术手段。具体来说,就是通过调节外加激励对高超声速飞行器不同区域实现局部流动加/减速、气动热防护、气动控制等功能,根据流场参数建立控制反馈回路,自适应调整局部流场结构,以满足工程实际需求。

关键词:自适应流动控制;激波/湍流边界层干扰;高超声速飞行器;自主决策;分离;热流峰值

中图分类号:V211.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2024)02-049-13

Adaptive control techniques in the shock wave/turbulence boundary layer interaction

HUANG Wei*, WU Han, ZHONG Xiangyu, DU Zhaobo, LIU Jun

(Hypersonic Technology Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Starting from the mechanism of SWTBLI (shock wave/turbulent boundary layer interaction) and the urgent need for flow control, the research progress of the adaptive control techniques in the SWTBLI from four aspects was summarized, namely adaptive vortex generator, adaptive bump, adaptive micro jets and adaptive secondary recirculation jet. Analysis shows that developing adaptive flow control techniques, combined with AI technology, and accelerating intelligent control schemes can be used as an important technical means for wide-speed flight of the new generation hypersonic vehicle. Specifically, it is to realize local flow acceleration/deceleration, aerodynamic thermal protection, aerodynamic control and other functions in different areas of the hypersonic vehicle by adjusting external excitation, and to establish a control feedback loop according to flow field parameters, so it can adaptively adjust the structure of the local flow field to meet the actual needs of engineering.

Keywords: adaptive flow control; shock wave/turbulence boundary layer interaction; hypersonic vehicle; autonomous decision-making; separation; peak heat flux

激波/湍流边界层干扰 (shock wave/turbulence boundary layer interaction, SWTBLI) 描述的是在逆压梯度的作用下,湍流边界层诱导产生的复杂流动现象。此现象在(高)超声速流动中广泛存在,且影响显著,具有非定常、非线性、多尺度、低频不稳定等特征,通常伴随流动分离、激波振荡、高热流载荷等特点,是国际公认至今尚未彻底攻克的少数经典问题之一,广泛发生在跨声速翼型表面、(高)超声速进气道压缩面转角处以及吸气式推进系统进气道^[1]、隔离段和燃烧室内、高超声速飞行器外表面有拐角和突起的位置、运载火箭的外表面等位置^[2]。2015年,Gaitonde^[3]从低频不稳定性、传热预测能力、复杂

耦合作用以及流动控制四个方面比较系统全面地对激波/湍流边界层干扰的最新研究进展进行了总结与归纳。然而比较遗憾的是,激波/湍流边界层干扰控制方面的研究进展总结在他的论述中占比非常小,特别是尚未在激波/湍流边界层干扰自适应控制技术方面开展相关研究,这是21世纪人工智能 (artificial intelligence, AI) 技术与流动控制技术相结合的产物。2020年,Huang等^[4]提出需要将智能控制方法与柔性曲面相结合来适应自由来流边界条件的变化,从而满足新一代高超声速飞行器宽域飞行的察打一体化需求,并指出采用蒙特卡罗方法开展高马赫数条件下激波/湍流边界层干扰研究的时代紧迫性。

激波/湍流边界层干扰对(高)超声速飞行器气动、结构、推进、控制等都会带来重大影响^[5]。直至最近,国内外因激波/湍流边界层干扰引发的飞行失败案例仍屡见不鲜,尤其是超高马赫数下激波/湍流边界层干扰所诱发的热效应对结构强度的影响较大,因此亟须对激波/湍流边界层干扰及其控制机理拥有一个全面而系统的认识。

新一代高超声速飞行器作为事关国家空天安全的战略性技术,已成为世界各国竞相发展的焦点。由于其在大气层内飞行速度更快、飞行速度更宽、飞行时间更长、气动布局更复杂,激波/湍流边界层干扰诱发的非定常和极高热流载荷等问题愈加严峻,无法再通过保守设计进行处理或回避,因而成为新一代高超声速飞行器研发面临的重大基础科学和工程技术难题,亟须结合先进流动控制技术对其流动分离区进行自适应控制,从而达到飞行器总体设计的需求。

1 激波/湍流边界层干扰

激波只能出现在(高)超声速流场中,当靠近壁面时,将终止在边界层内的声速线位置处。激波的强压缩效应使得边界层外和边界层内超声速区域的气流在通过强激波之后带来压强的升高。在(高)超声速流场中,上游流场不会受到强激波后较高压强的影响,但激波入射点附近局部压强会随较高压强通过近壁面亚声速区往上游传播而增大。随之,相应区域内流体速度会减小,流线自壁面向上凸出,边界层厚度增大。当激波强度进一步提高,激波压缩引起的逆压梯度足够强时,壁面流动会出现局部分离,此即激波诱导的边界层分离现象^[6]。

激波/湍流边界层干扰在航空航天领域许多工程应用中起着非常重要的作用,因此,了解并掌握干扰区附近的流场特征及相应的壁面参数分布显得十分必要^[7],这对于合理有效利用激波/湍流边界层干扰特性来促进高超声速技术发展具有划时代意义。图 1 所示为激波/湍流边界层干扰引起的典型流场特征,其中包括分离激波、回流区、入射斜激波、反射激波、再附激波、膨胀波等^[8]。激波/湍流边界层干扰现象会增加流动的总压损失,诱导流动分离现象的发生^[9]。分离过程通常具备低频不稳定性特征,并会导致流场产生大规模非定常震荡现象^[10],同时,分离过程通常与分离激波的低频振荡特性相关,而且其频率远低于来流边界层湍流的频率,这是激波/边界层干扰所特有的特征^[11]。

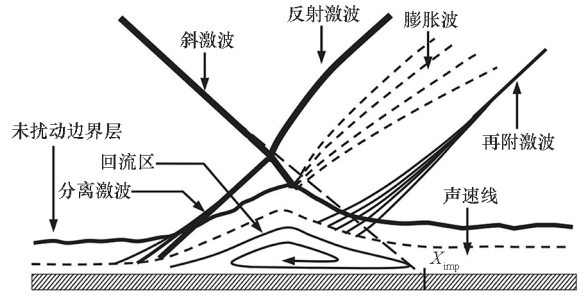


图 1 激波/湍流边界层干扰引起的典型流场特征^[8]
Fig. 1 Typical flow field properties of shock wave/turbulent boundary layer interaction phenomena^[8]

目前,如何在减小分离区的同时降低局部热流峰值成为学者们迫切需要解决的技术难题,也是新一代高超声速飞行器长时间巡航打击的内在需求,国家重点研发计划专门设置项目研究其中潜在的物理机制,以期在智能流动控制领域有所突破。

鉴于此,研究者首先对激波诱导形成的分离区大小进行了评估,并且提出了相应的计算分离区大小的理论解析式。Hong 等^[12]采用尺度分析方法研究了高超声速气流中激波/湍流边界层干扰中的干扰长度,并获取到干扰长度随雷诺数的变化关系式,如式(1)所示。在研究过程中,他们考虑了壁面温度的影响。

$$L^* = \begin{cases} 1.45 \times S_e^{*3} & Re_\theta \leq 10^4 \\ 2.33 \times S_e^{*3} & Re_\theta > 10^4 \end{cases} \quad (1)$$

式中: L^* 是无量纲干扰长度; S_e^* 代表绝热壁下的分离准则,如式(2)所示; Re_θ 是基于动量厚度的雷诺数。

$$S_e^* = \frac{k\Delta P}{q_e} \quad (2)$$

式中, k 是一个与基于动量厚度的雷诺数相关的经验常数, q_e 是自由来流动压, ΔP 是干扰前后的压差。

Zhou 等^[13]采用数值模拟方法建立了二维斜激波与绝热平板湍流边界层干扰产生分离区长度与斜激波强度、雷诺数以及来流马赫数的数学关系,具体如式(3)所示。

$$L = \begin{cases} 72 \left\{ \theta - \frac{\pi}{180} [3.1 \lg(Re_{x_0}) - 18.1] \right\}^4 & 2 \leq M_1 \leq 4 \\ 1.2 \left\{ \theta - \frac{\pi}{180} [4.2 \lg(Re_{x_0}) - 27.5] \right\}^4 & 4 < M_1 \leq 7 \end{cases} \quad (3)$$

式中, L 为分离长度, Re_{x_0} 为流场的雷诺数, M_1 是自由来流马赫数, θ 为斜激波角度。但是,在他们的研究中并未考虑实际的三维效应影响,这样会

偏离(高)超声速气流中的实际情况,需要在后续研究中对公式进行修正,提高其对物理模型的适应性,拓展其宽域特征。

Du等^[14]提出了分离区大小评估的理论解析式,对激波诱导的分离区大小进行了定量评估,并研究了次流循环对分离区大小和热流峰值均值的影响规律,发现分离区最大减小81.43%,壁面热流最大减小6.97%。图2^[14]所示为次流循环控制激波/湍流边界层干扰示意图。

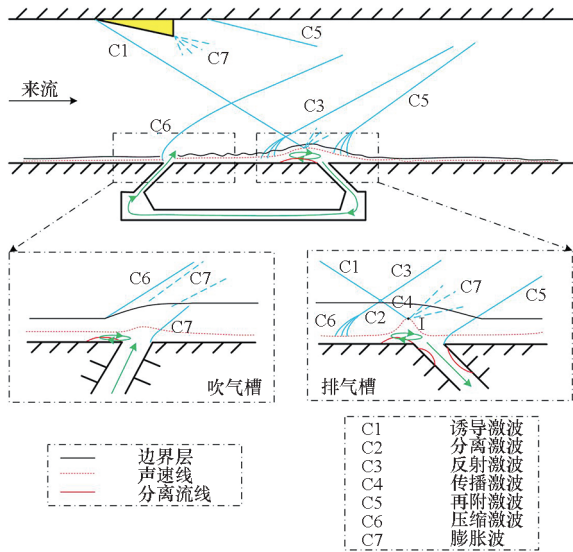


图2 次流循环控制激波/湍流边界层干扰示意图^[14]

Fig. 2 Flow field schematic diagram of the shock wave/turbulence boundary layer interaction control induced by the secondary recirculation jet^[14]

2020年,孙东等^[15]研究了展向振荡对激波/湍流边界层干扰的影响,发现在展向强振荡作用下,分离点位置提前,间歇区长度增大,并对壁面附近流动造成显著影响,如强振荡诱导的壁面展向速度远大于流向速度,造成流向剪切与展向剪切之间夹角的概率密度函数峰值从 0° 偏移到 $80^\circ \sim 90^\circ$ 之间。物面压力及剪切本征正交分解分析表明,展向振荡会导致模态能量从低阶模态向高阶模态转移,降低低频运动的能量占比,增强再附后Gortler涡等壁面附近旋涡结构的强度。

2 自适应控制技术

为进一步削弱(高)超声速气流中激波/湍流边界层干扰所引发的负面效应,亟须发展流动控制方法来解决此问题。流动控制的实际目的是通过改变局部流动结构来控制流体的运动状态。流动控制的对象可以分为激波和边界层。目前较为有效的是控制边界层,即通过改变在激波/湍流边

界层相互作用点以及上游的近壁面流场形态,从而达到抑制或减小激波引起流动分离的目的。

按照在飞行中是否存在额外控制和注入能量,流动控制可以分为被动控制和主动控制,其中被动控制包括壁面鼓包^[16]、微型涡流发生器^[17]、后向台阶^[18]等方法;主动控制包括边界层抽吸^[19]、吹除控制^[20]、射流控制^[21]、磁流体控制^[22]、等离子体控制^[23-24]等。尽管目前控制方式多种多样,但研究人员更倾向于研究可以主动控制且有反馈的复杂流动控制系统,从而能根据来流条件变化自适应调整控制系统的大小或位置。

自从美国把形状记忆合金用于航空航天领域以来,研究人员对此开展了广泛的研究,主要是为了拓展其相变温度,使其适应高超声速环境下的工作条件。激波/湍流边界层干扰现象是吸气式推进系统进气道内普遍存在的一类流动现象,对进气道的性能提高有突出影响。南京航空航天大学的谭慧俊等^[25]比较系统地总结了形状记忆合金在飞行器进气道中的应用,通过自动改变近壁面区域流动控制单元(如微型涡流发生器、鼓包等)的几何外形来适应进气道的实际工作条件,从而增强进气道对于流动控制的适用性和鲁棒性,拓宽进气道在整个飞行包线内的有效工作区间,满足新一代高超声速飞行器对宽域飞行的实际需求。但目前遇到的问题是形状记忆合金变形精度较差且变形速度较低、多次循环后记忆效应衰退等。

自适应控制技术可用于宽速域飞行器的流动控制,减轻宽速域条件下的激波/湍流边界层干扰效应,是新一代高超声速飞行器宽速域飞行急需的重要技术手段。研究人员对自适应控制方法进行了探索,主要是根据来流条件变化,充分利用记忆合金、来回移动等手段来改变控制体的形状、位置和大小,或是改变控制体流量,取得对激波/湍流边界层干扰现象的良好控制效果。同时,针对各流动控制技术在不同流场条件下的控制效果开展了深入研究,获取到不同来流条件下控制系统最佳的大小和位置,为自适应控制技术的进一步发展奠定了良好的基础,后续研究可根据流场设计参数与性能目标之间的关系添加和完善控制反馈回路,加速控制方式的智能化。

2.1 自适应涡流发生器

微型涡流发生器(micro vortex generator, MVG)是一种十分有效的流动控制装置,高度仅为边界层厚度的10%~70%,它通过尾流诱导的流向旋涡对将边界层上部高能气流卷入底层,促

进边界层底部低速区动量的提升, 使得其抗逆压力梯度能力得到增强, 从而实现对边界层分离的控制, 在(高)超声速进气道中具有广阔的应用前景。同时, 微型涡流发生器极大削弱了控制部件的附加阻力, 降低了非控制状态下的额外代价^[26], 具体如图 3^[27]所示。微型涡流发生器因其结构简单、控制效果好, 日益成为研究最多、应用最广泛的流动控制方法, 其流动机理和控制特性被学者们大量挖掘^[28]。2021 年, 吴瀚等^[26]总结了近十年来激波/边界层干扰特性以及微型涡流发生器及其组合体在流动控制中的最新进展, 发现亟须发展微型涡流发生器与其他控制方法的组合, 以期实现更大程度、更广范围流场的控制, 为宽域飞行打下技术基础。

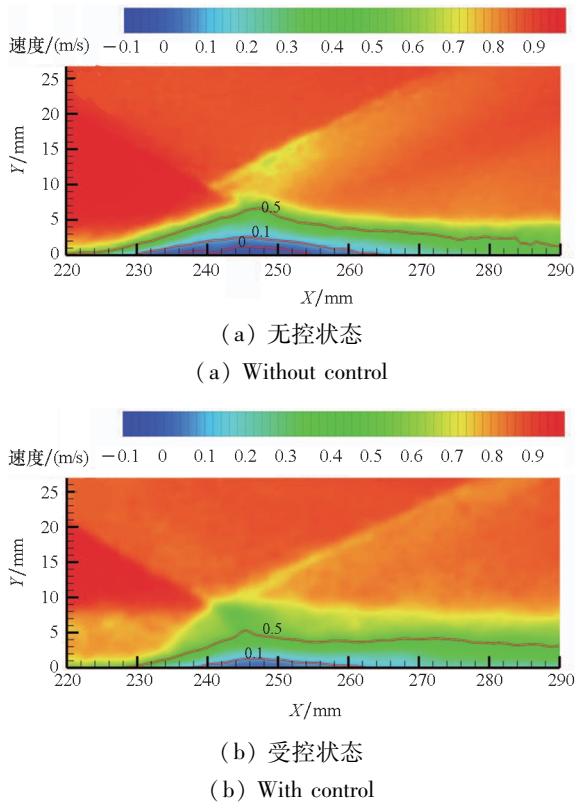


图 3 激波/湍流边界层干扰流场平均流向速度分布对比^[27]
Fig. 3 Average velocity distributions of the shock wave/turbulence boundary layer interaction flow field^[27]

张悦等^[29]采用形状记忆合金技术实现了大后掠涡流发生器在风洞吹风条件下的自动变形, 并将其与吸气式推进系统进气道充分结合, 极大促进了进气道出口总压恢复系数的提高。其具体变形原理是: 记忆合金板在加热过程中会发生形变翘起, 凸出壁面, 从而形成微型涡流发生器。当吸气式推进系统进气道入口处分离现象不太明显时, 壁面温度降低, 记忆合金板缩入进气道的下壁面, 不会诱导形成旋涡; 而当进气道唇罩激波入射

诱导形成大尺度边界层分离区, 对流场性能造成较大影响时, 记忆合金板被加热, 涡流发生器翘起开始工作, 从而达到抑制边界层分离的效果。图 4^[29]所示是在地面风洞试验过程中记忆合金板由于加热发生形变从而形成涡流发生器的情况, 其中 h 为进气道高度。通过涡流发生器诱导产生的“预增压效应”“分割效应”“限流效应”和“掺混效应”, 来有效抑制湍流边界层的分离, 减小分离区的面积, 进而促进分离流动的再附。图 5^[29]所示为地面风洞试验中可变形微型涡流发生器结构示意图, 如何在宽域飞行过程中实施仍是一个值得商榷的难题。

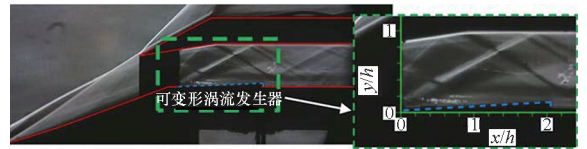


图 4 可变形涡流发生器诱导的激波/边界层干扰控制^[29]
Fig. 4 Shock wave/boundary layer interaction control induced by the variable vortex generator^[29]

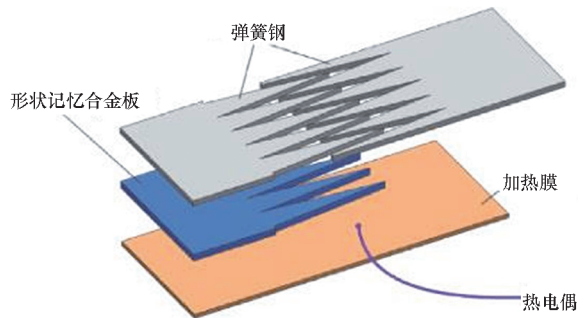


图 5 地面风洞试验中可变形 MVG 结构示意图^[29]
Fig. 5 Schematic diagram of the variable MVG for the ground wind tunnel test^[29]

赵永胜等^[30]基于开源 OpenFOAM 平台, 结合动网格技术和湍流离散涡模型初步探索了微型涡流发生器横向移动速度对激波/湍流边界层干扰区域内流向和展向流场特性的影响规律, 具体如图 6 中 $Y = 0.25\delta^*$ 截面上不同时刻的压力分布所示, 其中 δ^* 为当地边界层厚度。动态微型涡流发生器主要通过尾迹涡与激波/湍流边界层干扰区的相互作用来实现流动控制, 此时入射激波形成的高压区压力会有所降低。当微型涡流发生器向下游移动时, 尾迹涡影响到边界层干扰区的涡结构形态, 从而导致“弓”形高压区演化为“双弓”形; 这样, 入射激波和反射激波与边界层相互作用形成高压区的压力降低, 同时, 高压区峰值所处位置均会向下游移动; 流场下游形成的“双圆弧”状

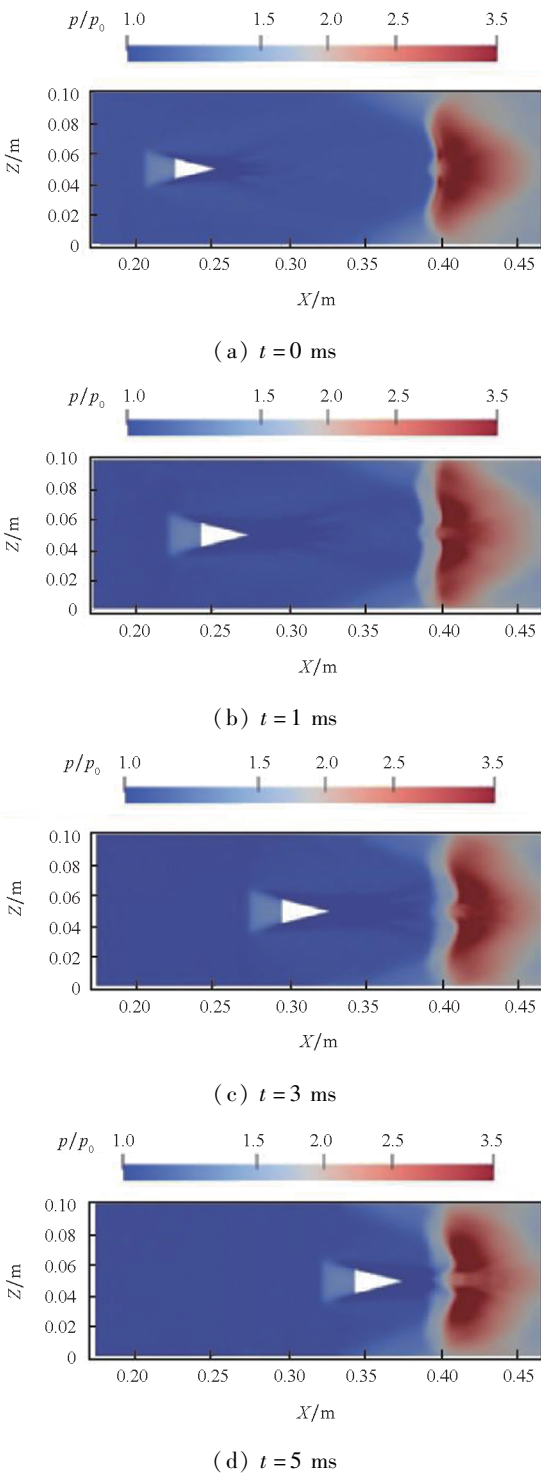


图 6 MVG 移动速度为 20 m/s 时, $Y=0.25\delta^*$ 截面上不同时刻的压力分布云图^[30]

Fig. 6 Pressure distributions at different moments at $Y=0.25\delta^*$ section when the moving velocity of the MVG is 20 m/s^[30]

高压区高度随微型涡流发生器的移动逐渐降低;边界层干扰区域的边界层高度会逐渐降低,同时边界层底部速度也会随之降低;微型涡流发生器的移动速度越快,对流场的边界层干扰现象控制效果越明显。动网格技术可拓展应用于其他流动

控制方法中,如鼓包等,进一步促进自适应流动控制方法的发展,解决宽域飞行过程中的自适应飞行控制难题。图 7^[30]所示为动态微型涡流发生器的流场涡结构。

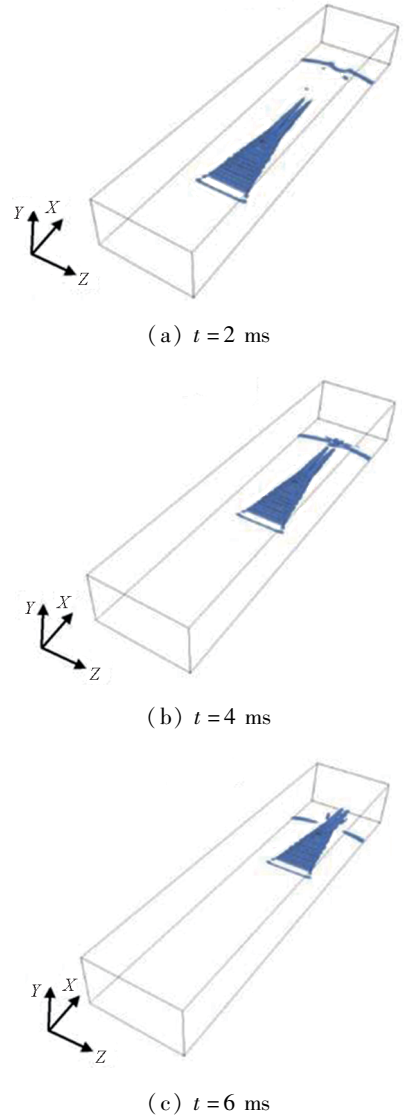


图 7 动态 MVG 的流场涡结构^[30]

Fig. 7 Vortex structure for dynamic MVG flow field^[30]

Blinde 等^[31]设计了单排阵列和多排阵列的微型斜坡式涡流发生器方案。试验证明了该方案的可行性并发现多排阵列布置的微型斜坡式涡流发生器可以有效降低激波/湍流边界层干扰中的非定常特性。图 8^[31]所示为阵列式微型涡流发生器流场结构及其相互作用。

2.2 自适应鼓包

2019 年,Zhang 等^[32]通过引入二维鼓包实现了对整个工作马赫数范围内(从 2.54 到 3.38)进气道复杂唇口激波/边界层干扰的控制,对应的自由来流马赫数为 4.0~6.0。面对宽域飞行的实际需求,二维鼓包的控制范围还需进一步拓展,使

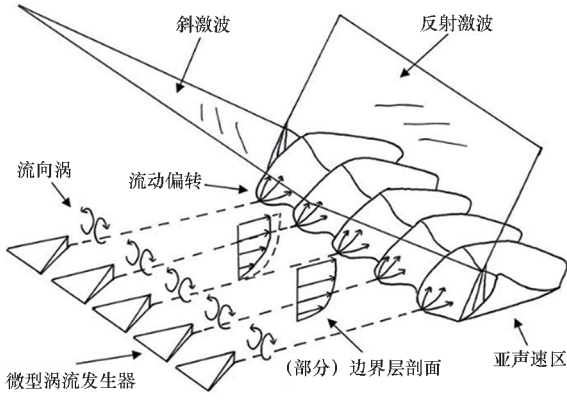


图 8 阵列式 MVG 流场结构及其相互作用示意图^[31]
 Fig. 8 Flow field structure and interaction diagram of a array of MVG^[31]

$$f(x) = \begin{cases} h_b \left[A \left(\frac{x}{R \cdot l_b} \right)^4 - 2(1+A) \left(\frac{x}{R \cdot l_b} \right)^3 + (A+3) \left(\frac{x}{R \cdot l_b} \right)^2 \right] & 0 \leq x \leq R \cdot l_b \\ h_b \left\{ \left[B \frac{(x - l_b \cdot R)}{(1-R) \cdot l_b} \right]^4 + (2-2B) \left[\frac{x - R \cdot l_b}{(1-R) \cdot l_b} \right]^3 + (B-3) \left[\frac{x - l_b \cdot R}{(1-R) \cdot l_b} \right]^2 + 1 \right\} & R \cdot l_b < x \leq l_b \end{cases} \quad (4)$$

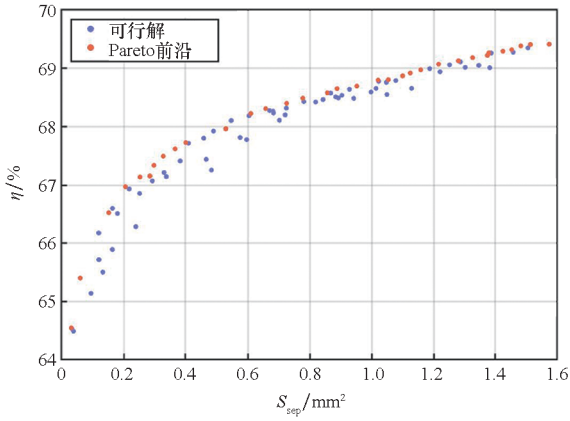


图 9 二维鼓包多目标设计优化的 Pareto 前沿^[33]
 Fig. 9 Pareto front of multi-objective design optimization results for two-dimensional bump^[33]

得对应的自由来流马赫数至少达到 3.0 ~ 7.0。Zhang 等采用的二维鼓包连续轮廓线具体如式(4)所示,其中 l_b 是鼓包长度, h_b 是鼓包高度, R 是迎风剖面长度与鼓包长度之比, A 、 B 则分别为鼓包前段、后段的形状控制参数。研究发现,通过引入二维鼓包,唇口激波诱导的分离能获得很好的抑制,而且进气道性能能得到大幅改善,进气道出口总压恢复系数最大能提高 20.59%。在此基础上,Tian 等^[33]对该二维鼓包连续轮廓线进行了基于代理模型的多目标设计优化,获得了可行解集,具体如图 9^[33]所示二维鼓包多目标设计优化的 Pareto 前沿。在优化过程中,主要考虑了分离区面积和总压恢复系数。最终,得到了 0.80 mm² 的分离区面积和 67.39% 的总压恢复系数。

通过引入形状记忆合金技术,张悦等^[34]提出了可变形壁面鼓包概念,具体如图 10^[34]所示,在激波入射点上下游铺设可变形壁面鼓包装置,该装置可根据不同自由来流马赫数调节壁面鼓包的外轮廓,从而实现宽域飞行条件下的自适应控制。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有效抑制;当进气道在低马赫数下工作时,鼓包则与壁面充分融合,避免造成通道堵塞进而影响进气道的起动机^[35-36]。研究表明,在真实进气道入口处会产生连续入射的唇罩激波,而记忆合金鼓包可以根据自由来流条件实现自适应变形,对唇罩激波诱导形成的边界层分离实现有效控制,具体如图 11^[34]所示。

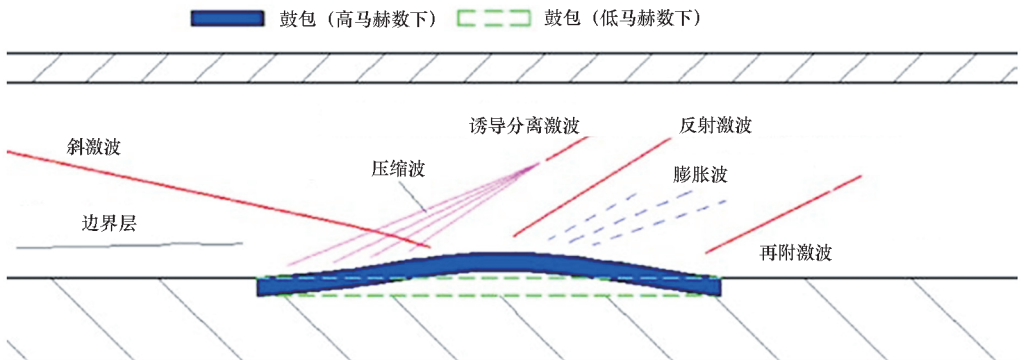
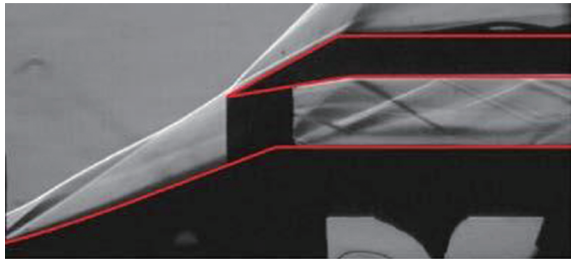
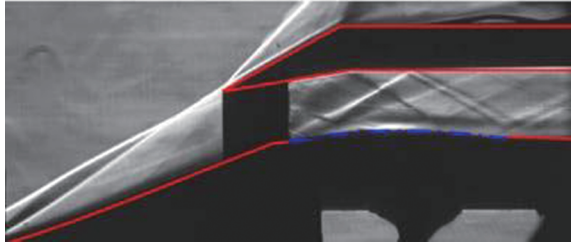


图 10 可变形鼓包诱导的激波/边界层干扰控制^[34]

Fig. 10 Shock wave/boundary layer interaction control induced by the deformable bump^[34]



(a) 无控状态
(a) Without control



(b) 受控状态
(b) With control

图 11 可变形鼓包诱导的激波/边界层干扰控制风洞试验结果^[34]

Fig. 11 Experimental results of shock wave/boundary layer interaction control induced by the deformable bump^[34]

2021 年, Ali Khan 和 Hasan^[37] 基于斜激波无粘理论设计了可根据自由来流马赫数自适应改变的进气道入口处鼓包几何外形, 进而可根据不同自由来流条件下的分离区面积大小实现对复杂唇罩激波/湍流边界层干扰的自适应控制, 但尚未建立反馈控制回路, 不能根据相应目标驱动鼓包的自适应变形, 这是我们将来亟须开展的研究工作, 可把整个控制回路引入流场中来, 实现有效控制。图 12^[37] 所示为不同自由来流马赫数(2.5 ~ 3.8)条件下的鼓包几何外形, 对应鼓包工作范围马赫数为 2.2 ~ 3.0。

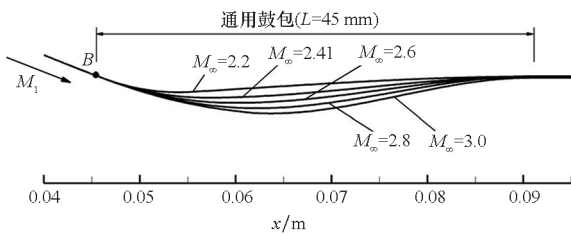


图 12 不同自由来流马赫数(2.5 ~ 3.8)条件下的鼓包几何外形^[37]

Fig. 12 Generic bump configurations for different freestream Mach number of 2.5 to 3.8^[37]

2.3 自适应微射流

迄今为止, 研究者在微射流领域开展了大量

研究^[38], 并获取到射流位置、射流压比、射流分布等对激波/湍流边界层干扰的影响, 为自适应控制技术的良好基础, 但尚未建立控制反馈回路。

Liu 等^[39] 通过调整微射流压比、驱动位置、喷管型面等来改善压缩拐角处激波/边界层干扰现象。在喷管型面确定的前提下, 可以通过调整微射流压比或射流孔位置等来适应自由来流条件的变化, 从而达到宽速域条件下减小分离区的目的, 其控制效果如图 13^[39] 所示, 其中 D 代表射流孔直径, 单位为 mm。Xu 等^[40] 采用数值仿真方法探索了微射流压强和微射流孔数量等对激波/湍流边界层干扰控制的影响, 发现反旋涡对涡核的大小是控制激波/湍流边界层干扰的关键, 并采用极差分析法对两微射流孔构型进行了数值优化^[41]。Szwaba^[42-43] 采用油流等试验手段研究了微射流孔直径对激波/湍流边界层干扰分离区的影响规律。但是, 在他的研究中, 仅评价了单个结构参数的影响, 并未全面系统地进行分析和优化, 从而导致所得结果并不具备代表性。

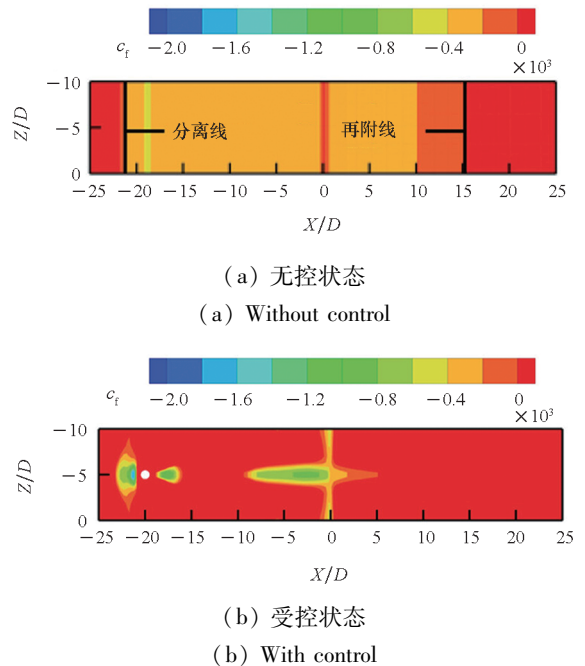
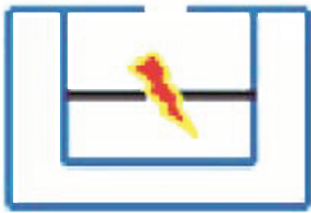


图 13 无控和受控状态下壁面剪切系数等值线对比^[39]
Fig. 13 Wall shearing coefficient contour comparison with and without control^[39]

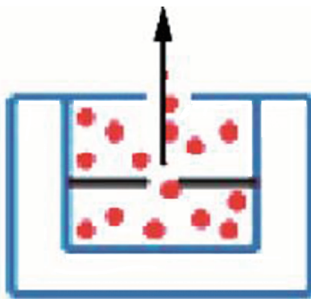
Verma 和 Manisankar^[44] 采用地面试验方法研究了各种稳定微射流结构阵列对 24° 压缩斜坡诱导的激波/湍流边界层干扰的影响, 重点探讨了微射流间距以及俯仰角和倾斜角变化对分离程度、激波不稳定性幅度的影响。研究发现, 当微射流间距为 $13d$ 时(其中 d 为微射流直径), 控制效果

最佳。当然,他们也分析了微射流俯仰角和倾斜角变化对激波不稳定性振幅的影响^[45]。

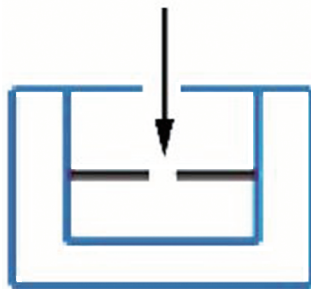
等离子体合成射流可以增强边界层抵抗分离的能力,近年来在高速流动控制中得到广泛应用。Yang 等^[46]采用等离子体合成射流来控制激波/湍流边界层干扰,其具体工作原理如图 14^[46]所示,分为三个不同阶段,即能量沉积、能量释放和重新填充。数值仿真发现,激波/湍流边界层干扰诱导的分离区长度减小大约 35%,这足以说明采用等离子体合成射流来抑制激波/湍流边界层干扰带来的分离效应是有效的。



(a) 能量沉积
(a) Energy deposition



(b) 能量释放
(b) Energy discharge



(c) 重新填充
(c) Refilling

图 14 等离子体合成射流控制激波/湍流边界层干扰原理图^[46]

Fig. 14 Schematic diagram of the shock wave/turbulent boundary layer interaction control induced by the plasma synthetic jet^[46]

Narayanaswamy 等^[47]通过调整脉冲等离子体射流出口速度和脉冲频率来控制激波/边界层干

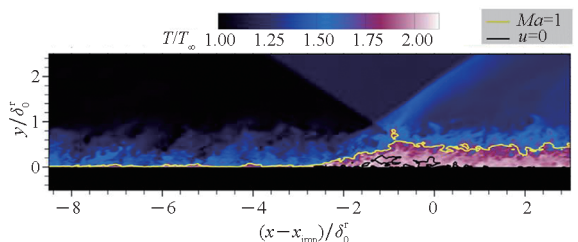
扰中分离激波的不稳定运动,研究发现置于分离激波上游的激励器对激波/湍流边界层干扰不稳定性造成了显著的改变,而从分离区内部注入则没有造成明显的影响。Wang 等^[48]采用横向等离子体射流阵列实现了斜坡诱导激波/边界层干扰中分离区的减小,其中等离子体射流是在密闭小空腔中通过电弧放电产生。Jiang 等^[49]建立了低磁雷诺数假设下的激波/湍流边界层干扰数值仿真方法,探讨了磁场/电弧放电耦合作用对高马赫数下激波/湍流边界层干扰控制的影响。

2.4 自适应次流循环

通过在激波/湍流边界层干扰区上游和下游分别设置吹除孔和泄流孔来形成次流循环回路。所以,次流循环本质上是吹吸气的组合,通过抽气减小激波/湍流边界层干扰下游的分离区大小。

Pasquariello 等^[9]采用次流循环来抑制激波/边界层干扰,其效果如图 15^[9]所示,通过调整下游吸气孔的位置来减小诱导分离区的大小。在他们的研究中,分离区域内的抽吸位置发生了变化,而吹除位置却保持固定。次流循环的优势在于该方法是将激波/边界层干扰造成的分离区内的高压气体通过次流循环通道引流到分离区上游低压区,可同时在分离区形成边界层抽吸并在分离区上游进行吹除^[50]。由于分离区边界层底层的低能量气体从激波/湍流边界层干扰区域泄除,上游吹除诱发的激波增强了边界层气体的流动混合,底层抗逆压梯度的能力得到提升,抑制了分离区的产生,从而提高了进气道性能,达到了控制的目的;同时抽吸部分的流量通过次流循环回到进气道流场中,所以不会造成流量的进一步损失。图 15 所示为 $x-y$ 平面内瞬时温度分布,其中 NC 是不带控制的基准构型;CA、CB、CC 均是带次流循环装置的构型,但次流循环装置中抽吸孔间距不一样。

王建勇等^[51-52]把次流循环抑制策略应用在吸气式推进系统进气道内,如图 16^[51]所示,通过诱导激波上下游静压差把分离区内的低能流引出并注入进气道前体同一压缩面内,从而形成封闭



(a) NC

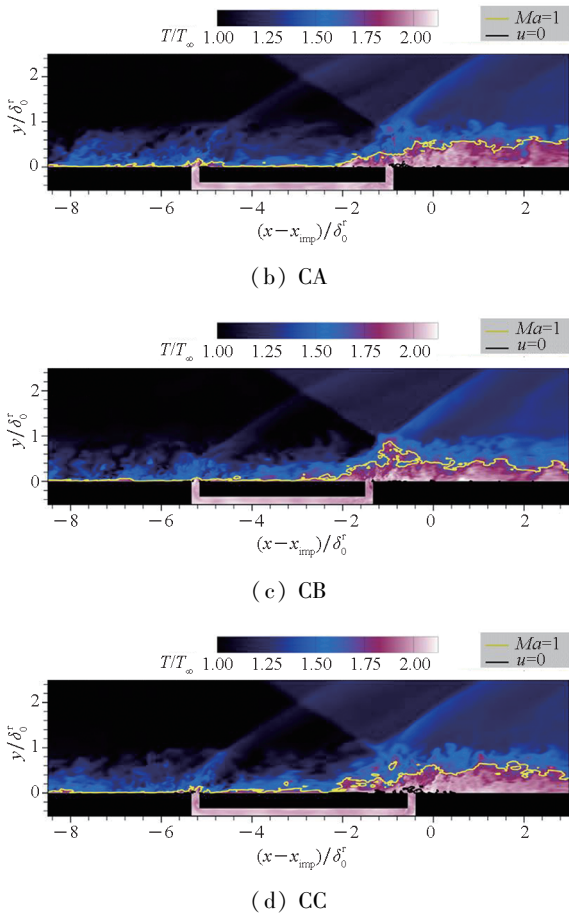


图 15 $x-y$ 平面内瞬时温度分布^[9]

Fig. 15 Instantaneous temperature distributions on the $x-y$ plane^[9]

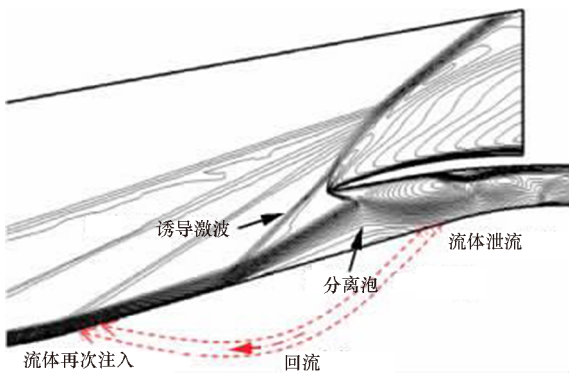


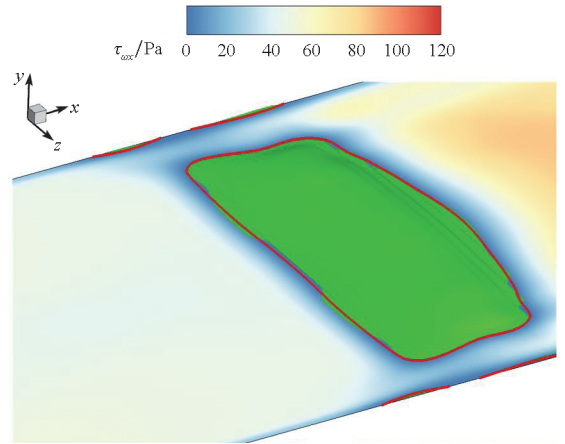
图 16 进气道内次流循环流场控制概念图^[51]

Fig. 16 Flow-control conception for the secondary recirculation control device in hypersonic inlets^[51]

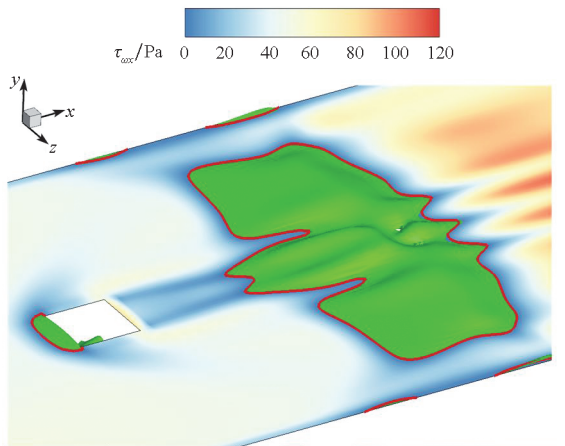
式流动循环,达到减小分离区的目的,进而改善低马赫数下进气道的起动性能。

进一步, Du 等^[14]采用数值优化方法对次流循环抑制策略进行了多目标设计优化,在优化过程中,目标函数主要考虑了分离区面积、热流峰值以及热流均值,并最终通过数值模拟方法对优化结果进行了验证。图 17 所示为壁面剪切应力轮廓对比,其中绿色为 $u/U_\infty = 0$ 等值面,红色为

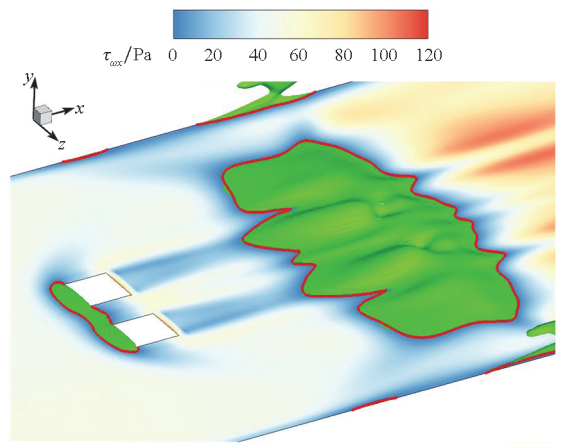
$\tau_{\omega x} = 0$ 等值线; T-NC 是不带控制策略的基准构型; T-CA 是只有一组抽吸孔的带控制构型; T-CB 是有两组抽吸孔的带控制构型; T-CC 和 T-CD 都带有三组抽吸孔,只是孔距不一致, T-CD 的孔距更大。采用次流循环后,激波/湍流边界层干扰诱导的整块分离区被割裂开来,而且分离区明显变小。在研究过程中,尚未考虑采用泵来自适应调节次流循环的流速,从而达到智能控制激波/湍流边界层干扰的效果,同时,数值优化的结果并未得



(a) T-NC



(b) T-CA



(c) T-CB

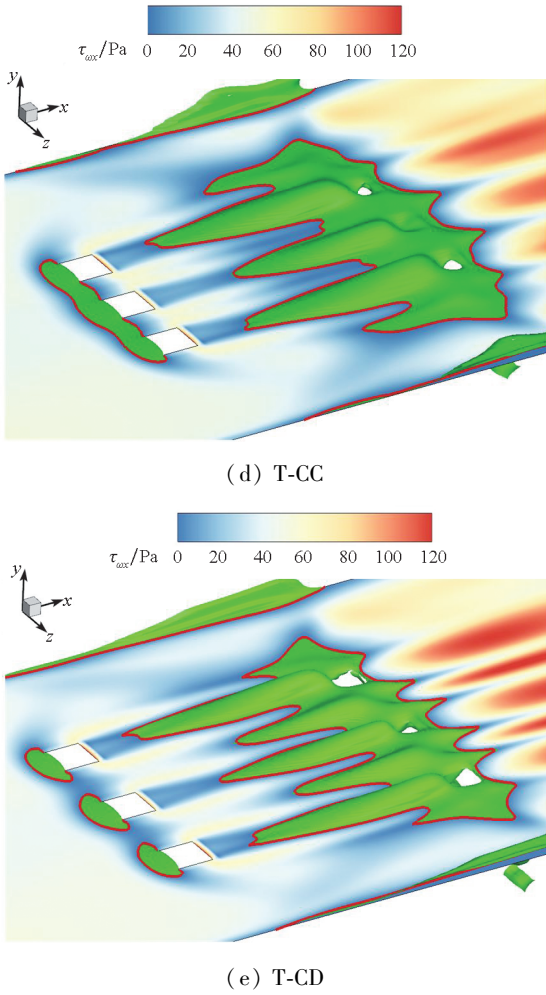
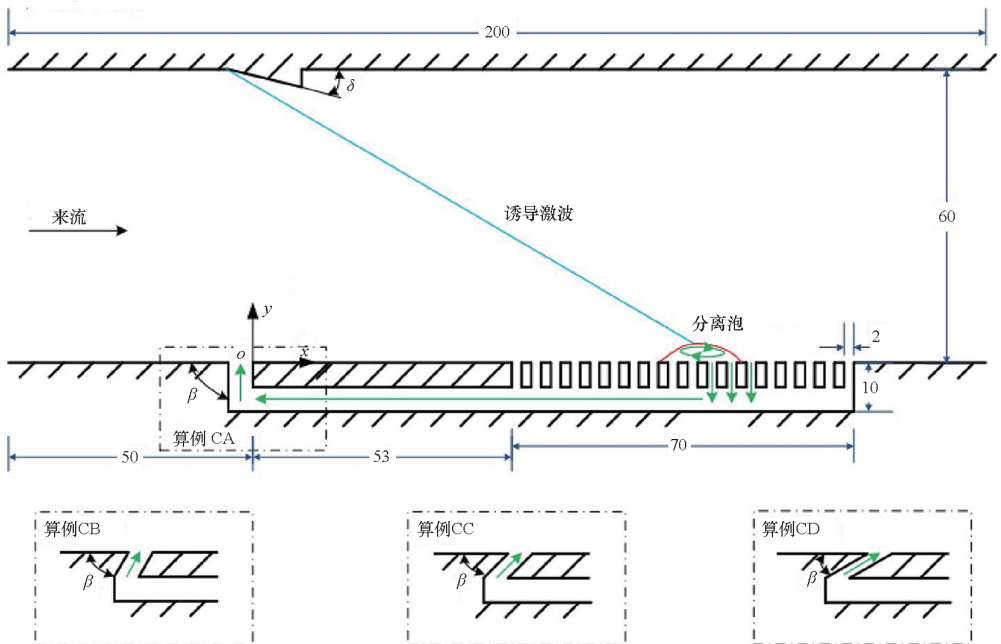


图 17 壁面剪切应力轮廓对比^[14]
 Fig. 17 Wall shear stress contours comparison^[14]

到地面试验的验证,这是下一步工作的重点。



(a) 侧视图
 (a) Side view

Gefroh 等^[53-54]提出了一种新型的微型气动弹片凹腔循环装置,如图 18^[54]所示,通过激波前后压强差来自适应调节弹片的弯曲程度,迫使气流沿切向吹入和吸出,这样可以有效降低气动阻力、控制抽吸流量、提高总压恢复系数。当然,在无激波情况下,该装置可自动恢复至光滑平板状态,但仍然会带来工作误差,离工程实用还有很长一段路。

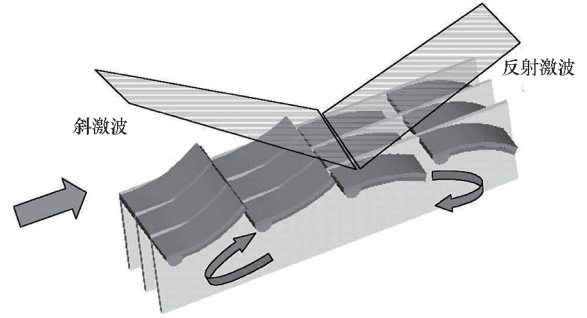
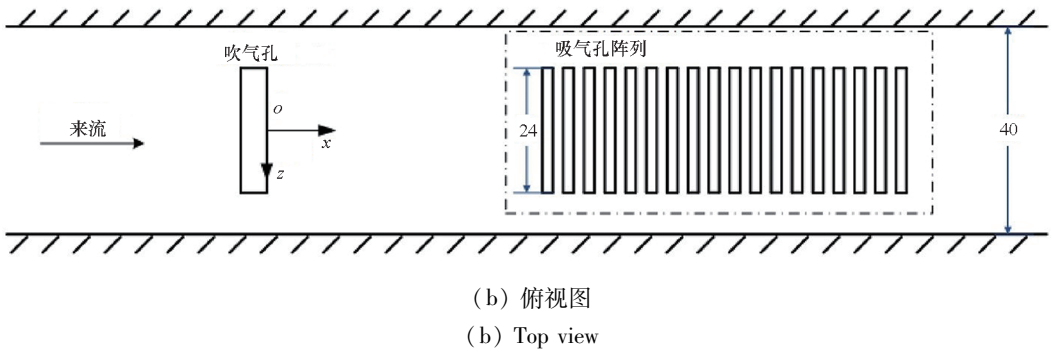


图 18 微型气动弹片凹腔循环装置示意图^[54]
 Fig. 18 Schematic diagram of micro pneumatic shrapnel cavity circulation device^[54]

Zhong 等^[55]提出基于次流循环的自适应控制策略,具体如图 19^[55]所示,其抽吸孔成阵列分布,可对来流马赫数在 2.5 ~ 3.5 之间变化的流场进行控制,数值仿真获取到该构型在不同来流马赫数下不同抽吸开关控制方案对流场的控制效果,并给出了马赫数与开孔范围内所需最小压力的关系式。在此基础上,发展了一种评价方法,对其进行了定量化分析和数值优化,在六种构型中,获取到宽域控制效果较好的最优流道参数^[56]。

图19 基于次流循环的自适应控制策略示意图(单位:mm)^[55]Fig. 19 Schematic diagram of adaptive control scheme based on the secondary recirculation jets (unit: mm)^[55]

3 总结及展望

激波/湍流边界层干扰是(高)超声速来流条件下十分常见的物理现象,其流动机理非常复杂,所涉及的影响因素也很多。激波诱导的分离是诱发大范围不稳定性原因,会限制飞行器性能的进一步提升,进而导致飞行器结构的破坏。加强对其自适应控制技术的研究是(高)超声速飞行器适应长航时远程打击的内在需求和提高其鲁棒性的潜在动力,也是未来大空域、宽速域、长航时、智能飞行的必要保证,具有非常广阔的应用前景。

1) 微型涡流发生器和壁面鼓包均有着结构简单易实现、尺寸小且阻力小的优点,可有效控制边界层分离区的大小及其产生的局部高热流,可通过流场参数的变化反馈控制驱动记忆合金材料的自适应变形^[57],这其中会面临反应时间缓慢、变形时间长、变形精度较差等技术问题,亟须在未来研究中重点突破。

2) 微射流是一种比较理想的自适应流动控制技术,可以通过调节射流角度、压比等来适应新一代高超声速飞行器宽域飞行的需求,但目前尚未建立合理高效的反馈控制机制,不能根据目标需求对设计参数进行自适应调整。同时,微射流的组合还可以形成气动微型涡流发生器^[58],不需要任何额外的物理型面就可实现对(高)超声速流动的控制,但面临的问题是需要携带额外的有效载荷、高压气瓶携带困难、响应慢等。

3) 次流循环作为一种较新的控制方法,其研究潜力是非常巨大的。它结构简单,控制效率高,且不会造成流量损失,未来还可以通过在次流通道上加装控制部件、在抽吸和吹除口放置压电传感器,以实现自适应控制的目的。同时,与微型涡流发生器、脉冲微射流等组合控制,可以加强对于流场品质的控制,更大程度、更广范围地减小流动

分离的情况,同时涡流发生器的尾迹流场结构有助于次流循环吹除口的气流穿透和展向效应。

发展激波/湍流边界层干扰在线自适应控制技术与 AI 技术的结合是大趋势。通过目标参数的闭环反馈控制实现控制参数的自适应调节,进而驱动流动控制的自适应变化、减少复杂变化来流条件下激波/湍流边界层干扰现象,满足新一代高超声速飞行器宽域飞行的实际需求。

参考文献 (References)

- [1] 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 Y, TAN H J, WANG Z Y, et al. Progress of shock wave/boundary layer interaction and its control in inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41 (2): 241 - 259. (in Chinese)
- [2] CLEMENS N T, NARAYANASWAMY V. Low-frequency unsteadiness of shock wave/turbulent boundary layer interactions [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2014, 46: 469 - 492.
- [3] GAITONDE D V. Progress in shock wave/boundary layer interactions [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 72: 80 - 99.
- [4] 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.
- [5] 范孝华, 唐志共, 王刚, 等. 激波/湍流边界层干扰低频非定常性研究评述 [J]. 航空学报, 2022, 43 (1): 625917.
FAN X H, TANG Z G, WANG G, et al. Review of low-frequency unsteadiness in shock wave/turbulent boundary layer interaction [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43 (1): 625917. (in Chinese)
- [6] 黄舶. 高超声速内外流动激波/边界层相互作用的实验与数值研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2013.
HUANG B. Experimental and numerical investigation of shock wave/boundary layer interaction in hypersonic flow [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2013. (in Chinese)

- [7] KNIGHT D, MORTAZAVI M. Hypersonic shock wave transitional boundary layer interactions—a review [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 296–317.
- [8] VERMA S B, MANISANKAR C. Control of incident shock-induced separation using vane-type vortex-generating devices [J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(4): 1600–1615.
- [9] PASQUARIELLO V, GRILLI M, HICKEL S, et al. Large-eddy simulation of passive shock-wave/boundary-layer interaction control [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2014, 49: 116–127.
- [10] MEIER G E A, SZUMOWSKI A P, SELEROWICZ W C. Self-excited oscillations in internal transonic flows [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1990, 27(2): 145–200.
- [11] HADJADJ A, DUSSAUGE J P. Shock wave boundary layer interaction [J]. *Shock Waves*, 2009, 19(6): 449–452.
- [12] HONG Y T, LI Z F, YANG J M. Scaling of interaction lengths for hypersonic shock wave/turbulent boundary layer interactions [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(5): 504–509.
- [13] ZHOU Y Y, ZHAO Y L, ZHAO Y X. A study on the separation length of shock wave/turbulent boundary layer interaction [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 2019: 1–10.
- [14] DU Z B, SHEN C B, SHEN Y, et al. Design exploration on the shock wave/turbulence boundary layer control induced by the secondary recirculation jet [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 181: 468–481.
- [15] 孙东, 刘朋欣, 童福林. 展向振荡对激波/湍流边界层干扰的影响 [J]. *航空学报*, 2020, 41(12): 124054.
SUN D, LIU P X, TONG F L. Effect of spanwise oscillation on interaction of shock wave and turbulent boundary layer [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(12): 124054. (in Chinese)
- [16] BRUCE P J K, COLLISS S P. Review of research into shock control bumps [J]. *Shock Waves*, 2015, 25(5): 451–471.
- [17] FUNDERBURK M L, NARAYANASWAMY V. Experimental investigation of microramp control of an axisymmetric shock/boundary-layer interaction [J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(8): 3379–3394.
- [18] LI W P, LIU H. Large-eddy simulation of shock-wave/boundary-layer interaction control using a backward facing step [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 84: 1011–1019.
- [19] 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.
- [20] 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 W X, YANG S H, ZHANG W Z, et al. Study on air blowing control method for hypersonic flow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(4): 759–763. (in Chinese)
- [21] XU H, HUANG W, YAN L, et al. Control of shock wave/boundary layer interaction induced by the microjet configuration [J]. *Acta Astronautica*, 2022, 201: 111–128.
- [22] JIANG H, LIU J, CHE X K, et al. Magnetic field control of high-enthalpy shock wave/boundary-layer interactions using a fully implicit thermochemical non-equilibrium solver [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 141: 108507.
- [23] HUANG H X, TAN H J, SUN S, et al. Letter; transient interaction between plasma jet and supersonic compression ramp flow [J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(4): 041703.
- [24] KINEFUCHI K, STARIKOVSKIY A Y, MILES R B. Control of shock-wave/boundary-layer interaction using nanosecond-pulsed plasma actuators [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(4): 909–919.
- [25] 谭慧俊, 王子运, 张悦. 形状记忆合金在飞行器进气道中的应用研究进展 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2019, 51(4): 438–448.
TAN H J, WANG Z Y, ZHANG Y. Review of applications of shape memory alloy in inlets [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2019, 51(4): 438–448. (in Chinese)
- [26] 吴瀚, 王建宏, 黄伟, 等. 激波/边界层干扰及微型涡流发生器控制研究进展 [J]. *航空学报*, 2021, 42(6): 025371.
WU H, WANG J H, HUANG W, et al. Research progress on shock wave/boundary layer interactions and flow controls induced by micro vortex generators [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(6): 025371. (in Chinese)
- [27] WANG B, LIU W D, ZHAO Y X, et al. Experimental investigation of the micro-ramp based shock wave and turbulent boundary layer interaction control [J]. *Physics of Fluids*, 2012, 24(5): 055110.
- [28] PANARAS A G, LU F K. Micro-vortex generators for shock wave/boundary layer interactions [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, 74: 16–47.
- [29] 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 Y, GAO W N, CHENG D S. 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. (in Chinese)
- [30] 赵永胜, 张黄伟, 张江. 动态微涡流发生器对激波/边界层干扰的影响研究 [J]. *推进技术*, 2022, 43(1): 100–108.
ZHAO Y S, ZHANG H W, ZHANG J. Effects of dynamic micro vortex generator on shock wave boundary layer interactions [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(1): 100–108. (in Chinese)
- [31] 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.
- [32] 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*, 2019, 57(2): 696–705.
- [33] TIAN S S, JIN L, HUANG W, et al. Surrogate-based optimization on bump for shock wave/boundary layer interaction control [J]. *Acta Astronautica*, 2023, 212: 139–151.
- [34] 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.
ZHANG Y, TAN H J, ZHANG Q F, et al. A new method and its flow mechanism for control of shock/boundary layer interaction in hypersonic inlet [J]. *Journal of Astronautics*, 2012, 33(2): 265–274. (in Chinese)
- [35] IM S K, DO H. Unstart phenomena induced by flow choking

- in scramjet inlet-isolators [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2018, 97: 1–21.
- [36] CHANG J T, LI N, XU K J, et al. Recent research progress on unstart mechanism, detection and control of hypersonic inlet[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 89: 1–22.
- [37] ALI KHAN M R, HASAN A B M T. Design and evaluation of generic bump for flow control in a supersonic inlet isolator[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2021, 143(5): 051207.
- [38] VERMA S B, MANISANKAR C. Shockwave/boundary-layer interaction control on a compression ramp using steady microjets[J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(12): 2753–2764.
- [39] LIU Y M, ZHANG H, LIU P C. Flow control in supersonic flow field based on micro jets[J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2019, 11(1): 1–15.
- [40] XU H, HUANG W, DU Z B, et al. Influences of microjet pressure and number of microjets on the control of shock wave/boundary layer interaction[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 138: 108345.
- [41] XU H, HUANG W, MENG Y S, et al. Optimization design of dual microjets for the shock wave/boundary layer interaction control in the supersonic flow [J]. *AIP Advances*, 2023, 13(4): 045004.
- [42] SZWABA R. Influence of air-jet vortex generator diameter on separation region [J]. *Journal of Thermal Science*, 2013, 22(4): 294–303.
- [43] SZWABA R. Comparison of the influence of different air-jet vortex generators on the separation region [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15(1): 45–52.
- [44] VERMA S B, MANISANKAR C. Control of compression-ramp-induced interaction with steady microjets [J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(7): 2892–2904.
- [45] VERMA S B, MANISANKAR C, AKSHARA P. Control of shock-wave boundary layer interaction using steady microjets[J]. *Shock Waves*, 2015, 25(5): 535–543.
- [46] YANG G, YAO Y F, FANG J, et al. Large-eddy simulation of shock-wave/turbulent boundary layer interaction with and without SparkJet control[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(3): 617–629.
- [47] 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.
- [48] WANG H Y, LI J, JIN D, et al. Manipulation of ramp-induced shock wave/boundary layer interaction using a transverse plasma jet array[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2017, 67: 133–137.
- [49] JIANG H, LIU J, LUO S C, et al. Hypersonic flow control of shock wave/turbulent boundary layer interactions using magnetohydrodynamic plasma actuators [J]. *Journal of Zhejiang University: Science A*, 2020, 21(9): 745–760.
- [50] 熊有德, 李仁府, 周玲. 进气道激波-边界层两种控制方法数值模拟研究[J]. *航空兵器*, 2019, 26(5): 63–68.
- XIONG Y D, LI R F, ZHOU L. Numerical simulation of two control methods for shock waves and boundary layer interactions in high-speed inlet [J]. *Aero Weaponry*, 2019, 26(5): 63–68. (in Chinese)
- [51] 王建勇, 谢旅荣, 赵昊, 等. 一种改善高超声速进气道自启动能力的流场控制研究[J]. *航空学报*, 2015, 36(5): 1401–1410.
- WANG J Y, XIE L R, ZHAO H, et al. A flow-control conception of improving self-start performance of hypersonic inlet [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(5): 1401–1410. (in Chinese)
- [52] WANG J Y, XIE L R, ZHAO H, et al. Fluidic control method for improving the self-starting ability of hypersonic inlets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(1): 153–160.
- [53] GEFROH D, LOTH E, DUTTON C, et al. Control of an oblique shock/boundary-layer interaction with aeroelastic mesoflaps [J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(12): 2456–2466.
- [54] GEFROH D, LOTH E, DUTTON C, et al. Aeroelastically deflecting flaps for shock/boundary-layer interaction control [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2003, 17(7): 1001–1016.
- [55] ZHONG X Y, HUANG W, YAN L, et al. Investigation on the adaptive control of shock wave/turbulent boundary layer interaction based on the secondary circulation jets [J]. *Acta Astronautica*, 2022, 198: 233–250.
- [56] ZHONG X Y, HUANG W, CAO M F, et al. Optimization study on adaptive control performance of shock wave/boundary layer interactions with different secondary recirculation configurations [J]. *Physics of Fluids*, 2023, 35(4): 045114.
- [57] 田珊珊, 金亮, 杜兆波, 等. 基于鼓包的激波/边界层干扰控制研究进展[J]. *航空学报*, 2023, 44(18): 028411.
- TIAN S S, JIN L, DU Z B, et al. Research progress of shock wave/boundary layer interaction controls induced by bump [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(18): 028411. (in Chinese)
- [58] 时晓天, 吕蒙, 赵渊, 等. 激波/湍流边界层干扰的流动控制技术综述[J]. *航空学报*, 2022, 43(1): 625929.
- SHI X T, LYU M, ZHAO Y, et al. Flow control technique for shock wave/turbulent boundary layer interactions [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(1): 625929. (in Chinese)

(编辑:熊立桃,杨琴)