

电弧放电等离子体激励控制超声速压气机叶栅激波/ 边界层干扰仿真研究*

盛佳明¹, 张海灯¹, 吴云¹, 唐孟潇¹, 高丽敏²

(1. 空军工程大学 航空工程学院 等离子体动力学重点实验室, 陕西 西安 710038;
2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 为研究电弧放电等离子体激励对超声速压气机叶栅激波/边界层干扰的控制作用, 建立了模拟等离子体激励作用效果的唯象学模型, 进一步以 ARL-SL19 超声速叶栅为对象, 通过数值仿真研究了电弧放电等离子体与叶栅通道内部流动的相互作用及其对叶栅流动损失的影响。结果表明: 等离子体唯象学模型能够较好模拟电弧放电等离子体诱导产生冲击波的气动特性。电弧放电等离子体激励对叶栅通道内部流动主要具有三种作用效果: 在放电区, 注入的热量会产生阻塞效应, 增加近壁面气流的流动损失; 在激波/边界层相互作用区, 能够改变激波系结构, 减小激波损失; 在尾迹区, 冲击波会诱导产生脱落涡。

关键词: 等离子体; 流动控制; 超声速叶栅; 激波/边界层干扰; 数值仿真

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 10-2228-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190803

Simulation Study of Arc Discharge Plasma Actuator for Supersonic Compressor Cascade Shock Wave/Boundary Layer Interaction Control

SHENG Jia-ming¹, ZHANG Hai-deng¹, WU Yun¹, TANG Meng-xiao¹, GAO Li-min²

(1. Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Aeronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to study the control effect of the arc discharge plasma actuator for the supersonic compressor cascade shock wave/boundary layer interaction, a phenomenological model for simulating the effect of plasma actuation was first established, and the ARL-SL19 supersonic cascade was taken as a research object. The interaction between the arc discharge plasma with the internal flow of the cascade passage and effects of the interaction on the cascade flow loss were studied by numerical simulation. The results show that the plasma phenomenological model can better simulate the aerodynamic characteristics of shock waves induced by arc discharge plasma. The arc discharge plasma has three main effects on the internal flow of the cascade passage: in the dis-

* 收稿日期: 2019-11-20; 修订日期: 2020-02-18。

基金项目: 国家自然科学基金 (51906254; 51790511); 装备预研重点实验室基金 (61422010501)。

作者简介: 盛佳明, 硕士生, 研究领域为等离子体流动控制。E-mail: shengjiaming1995@126.com

通讯作者: 吴云, 博士, 教授, 研究领域为等离子体流动控制与点火助燃。E-mail: wuyun1223@126.com

引用格式: 盛佳明, 张海灯, 吴云, 等. 电弧放电等离子体激励控制超声速压气机叶栅激波/边界层干扰仿真研究[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2228-2236. (SHENG Jia-ming, ZHANG Hai-deng, WU Yun, et al. Simulation Study of Arc Discharge Plasma Actuator for Supersonic Compressor Cascade Shock Wave/Boundary Layer Interaction Control[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(10): 2228-2236.)

charge region, the injected heat has blocking effect, which increases the flow loss of the near wall airflow; in the shock wave/ boundary layer interaction region, the shock wave system structure can be changed and the shock wave loss can be reduced; in the wake region, the shock wave induces a shedding vortex.

Key words: Plasma; Flow control; Supersonic cascade; Shock wave/boundary layer interaction; Numerical simulation

1 引言

为满足现代高性能航空发动机对压气机更高级压比的需求,压气机转子叶片旋转速度不断提高,现役第三代军用航空发动机中转子叶尖切线速度大体在440~490m/s,而在先期研究中,其速度则有的高达630m/s^[1],这使得压气机叶片通道内必然存在复杂的激波结构,随之而来的激波/边界层干扰问题则成为制约超声速压气机性能提升的关键因素^[2]。一方面,激波与边界层相互作用会诱发边界层的流动分离进而堵塞流道增加损失;另一方面,激波/边界层干扰诱导激波震荡,进而诱发叶片振动,危害发动机结构安全。因此发展有效的流动控制技术对压气机激波/边界层干扰问题进行调控,对于研制高推重比高性能航空发动机具有重要意义。

前期,人们借助主被动的控制手段已经开展了一系列的超/跨声速压气机激波/边界层干扰流动控制研究。在被动控制手段中,弯/掠叶片^[3-4]通过弯和掠改变激波形态,减弱激波强度,同时减弱轴向流动扩散以减小叶片顶部边界层的积累,从而减弱激波/边界层干扰问题,提高局部效率;叶片开孔^[5]采用在叶片上打通孔的方式,利用吸力面与压力面压差产生射流,生成流向涡,诱导边界层转捩,提高边界层抵抗逆压梯度的能力,减小激波/层流边界层干扰导致的分离。多孔板覆盖空腔^[6]利用空腔内气体流动,减缓激波/边界层相互作用区的压力跃变,减小入射斜激波在吸力面附近的强度,进而减小分离;涡流发生器^[7]通过在近壁面引入反向涡改变超声速边界层特性,进而减小激波/边界层干扰对主流场的影响。鼓包控制^[8]通过鼓包迎风侧产生压缩波系削弱激波强度,过渡区产生的膨胀波加速流体,抑制分离;粗糙带^[9]使边界层在到达入射激波前由层流转捩为湍流以避免大尺度分离,并通过保持边界层前半部分为层流后半部分为湍流来避免过早湍流化导致的摩擦损失增加。以上被动控制方式在压气机设计点具有较好的控制效果,但航空发动机工作范围宽,在偏离设计点工作时,激波系结构位置以及边界层特性差异较大,采用被动控制往往会造成额外的损失。

目前在主动控制手段中,边界层抽吸^[10]是一种典型的控制方式,通过在吸力面施加适当吸力可以有效减小激波/边界层干扰导致的分离。相较于被动控制,主动控制可以根据压气机所处的工况自主开关以及改变控制量,因此在不同工况下都能取得较好的控制效果。但在超/跨声速压气机叶片设计中为减小激波损失,通常叶片设计得都比较薄,这就在结构上限制了边界层抽吸等需要复杂机械结构的控制方式在超/跨声速压气机上的运用。

电弧放电等离子体激励是一种控制激波/边界层干扰问题典型主动流动控制方式,国内外对电弧放电等离子体激励控制激波/边界层干扰进行了大量的研究。Knight^[11]在圆柱脱体激波模型中,通过施加脉冲微波放电产生了等离子体,有效减弱了脱体激波强度,激波发生弯曲。Caraballo等^[12]采用阵列激励器去控制 $Ma1.9$ 条件下斜激波入射干扰流动,提出脉冲激励对激波腿不稳定性存在某种控制机理。Blettinger等^[13]在其综述中总结了脉冲电弧放电的一般控制原理,认为激励区的能量沉积可以使局部声速增大、马赫数降低,从而达到使流场改性的控制效果。Leonov等^[14]在超声速定截面和变截面通道中利用表面电弧放电证明了放电对进口斜激波的移动能力,并且发现激励产生的热效应可以部分屏蔽壁面障碍物,减小障碍物阻力。Webb等^[15]发现尽管功率输入较小,高频放电的热效应仍可以促使边界层改性,弱小的扰动可以在边界层中被放大。Datta^[16]通过数值模拟手段验证了Webb的结论,发现扰动诱导的流向涡结构在向下游传递过程中逐渐变大。Bianchi等^[17]研究了直流电弧放电对压缩拐角边界层的控制,利用纹影图像发现在超声速来流条件下,放电会诱导斜激波下游流场整体加速。甘甜等^[18]也揭示了电弧在压缩斜坡激波/边界层干扰控制方面的潜力,激波脚在控制气团(CGB)经过时,会出现短暂的消失现象。王浩等^[19]利用数值仿真对电弧等离子体激励器进行了研究,发现在相互作用区或者上游的电弧可以有效减小分离,分离区的最大降幅为40.6%。严红等^[20]通过数值模拟研究了热激励对 $Ma5$ 的激波/边界层干扰的控制机制,发现热激励在控制激波/边界层

分离具有显著效果,并且发现激励位置必须放置在激波上游才有预期效果。

为了发展超声速压气机激波/边界层干扰的高效主动控制手段,本文选取典型超声速压气机叶型 ARL-SL19,通过数值仿真研究电弧放电等离子体激励对超声速压气机叶栅激波/边界层干扰的控制作用。分析了电弧放电等离子体激励与放电区、激波/边界层相互作用区、尾迹区的相互作用,进一步通过对比施加激励前后叶栅通道流动损失、出口气流角的变化,给出了激励对叶栅气动性能的影响。

2 仿真模型建立

2.1 计算模型

本文选用典型的超声速叶栅 ARL-SL19 作为研究对象,根据文献[21]提取该叶型的型线坐标以及其它主要设计参数,该叶栅详细几何参数如表 1 所示。

Table 1 Cascade main geometric parameters

Parameters	Value
Chord C/mm	85
Pitch s/mm	55.58
Solidity σ	1.53
Stagger angle $\theta/(\circ)$	56.93

本文使用 Ansys Fluent 16.1 流体计算软件求解。根据实验[21]选取压比为 2.3 时这一典型工况。在边界条件方面,进口边界条件采用压力远场,进口总温 300K、总压 101325Pa,进口 Ma 设为 1.58,进气角为 57° ,并对湍流强度进行了规定,由于放电温度较高,粘度不可认为是常数,因此本文采用 Sutherland 定律对粘度进行规定。出口边界条件采用压力出口边界条件,出口静压为 56474Pa。叶片壁面采用绝热、无滑移壁面边界条件。湍流模型选用 $k-\omega$ SST 湍流模型。

2.2 网格无关性验证

平面叶栅流场仿真采用 H 型网格,如图 1 所示。其中 N_1 代表入口节点数、 N_2 代表出口节点数、 N_3 代表靠近进口的周期性边界网格节点数、 N_4 代表靠近叶型的周期性边界网格节点数、 N_5 代表靠近出口的周期性边界网格节点数、 N_6 代表壁面法向网格节点数,本文通过调整其数值,对流体域进行加密,得到不同精度的网格。

表 2 给出了四种不同密度的网格的节点数设置情况以及流体域节点总数,第一层壁面网格高度 Y_1

设置为 $1\mu\text{m}$,近壁面网格 $y^+\approx 1$,壁面网格高度增长率设置为 1.08。

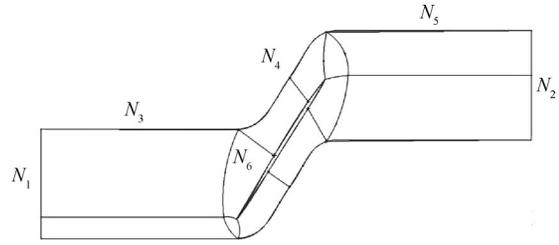


Fig. 1 Grid topology of cascade

Table 2 2D mesh features

Symbol	G_1	G_2	G_3	G_4
N_1	90	113	141	180
N_2	120	151	190	240
N_3	120	151	189	240
N_4	110	138	174	220
N_5	120	151	189	240
N_6	90	113	142	180
$Y_1/\mu\text{m}$	1	1	1	1
y^+	1	1	1	1
Cell no.	6.2×10^4	9.8×10^4	1.58×10^5	2.53×10^5

图 2 是静压比为 2.3,进口相对 Ma 为 1.58 时,不同密度网格仿真计算以及实验[21]测量获得的叶片表面等熵马赫数图,其中 L 为叶栅表面测点到叶栅前缘的距离。由图可知,当网格为 6.2×10^4 时,压力面以及吸力面激波位置靠后,当网格数增大到 9.8×10^4 以上时,计算结果已经稳定,并且与实验结果基本一致,因此后续计算选用 9.8×10^4 的网格。

2.3 等离子体激励布局

2.3.1 等离子体激励模型

等离子体的热效应以及体积力效应是其流动控制的理论基础。交流介质阻挡放电等离子体主要利用其产生的体积力在流场注入动量,但由于体积力诱导速度较低,因此主要应用在低速流动控制中。而电弧放电以热效应为主,体积力效应微弱,因此主要用于超声速流场中的激波/边界层干扰控制、转捩控制等方面。Bletzinger 等[13]、Webb 等[15]以及 Leonov 等[14]通过研究得出电弧放电等离子体在超声速流场中的控制机制主要为电弧产生的焦耳热,国内的甘甜等[18]在实验中也发现脉冲电弧产生的热气团以及其诱导产生的冲击波是其主要控制机制。

目前在等离子体仿真方面已发展了多种物理模型,包括化学反应模型、二方程模型、三方方程模型、唯象学模型等。前三种模型主要用于研究等离子体放

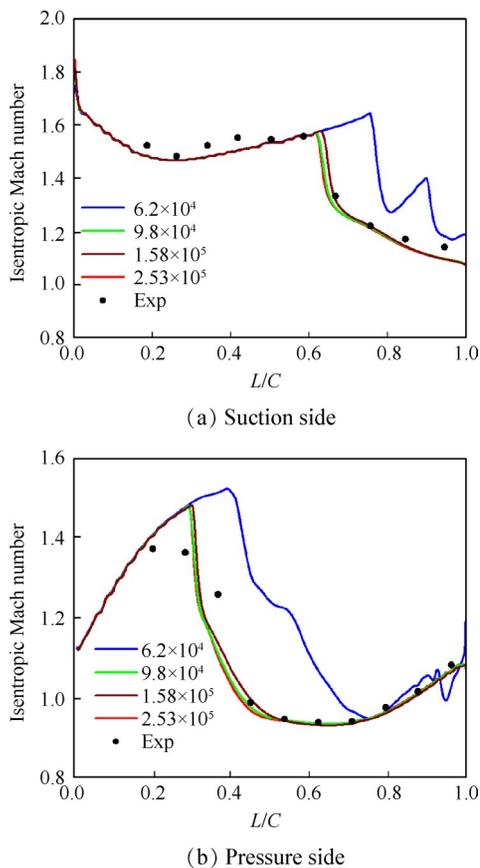


Fig. 2 Effects of mesh number on isentropic Mach number of blade surface

电的机理过程,且计算量极大,不可能与流体进行直接耦合。而等离子体唯象学模型不关注等离子体放电涉及的化学反应、带电粒子在电磁场运动等具体放电过程,仅将等离子体简化为热量和动量的形式注入到流场中,具有计算量小、容易与N-S方程耦合的优点,在等离子体流动控制领域内已被接受认可。Watanabe等^[22]将电弧放电简化为热源模型,并与进气道等离子体流动控制实验结果进行了对比,证明了这种简化方法的有效性,国内的严红等^[20]以及王宇天等^[23]也将电弧简化为热源模型,并对激波/边界层干扰控制进行了仿真研究。

电弧放电等离子体激励器主要利用电弧产生的温升对流场进行控制,因此本文将电弧放电等离子体激励简化为热源模型,以热源项添加到流动方程中。本文根据孙权等^[24]对表面电弧放电等离子体电参数测量结果,将单次电弧放电能量设置为30mJ,并将其简化为空间以及时间上均匀的放电形式。赵光银等^[25]研究脉冲放电的热转化率约为35%,由此计算得到单次电弧放电热量注入为10.5mJ。根据甘甜等^[26]使用高速相机捕捉到的电弧放电区域估计出电弧放电区域为 $5\text{mm} \times 2\text{mm} \times 5\text{mm}$,放电时间约为 $1\mu\text{s}$,由

此计算得到放电加热功率密度为 $5.1 \times 10^{11} \text{W/m}^3$ 。

为验证该热源模型能否较好模拟电弧放电等离子体诱导产生冲击波这一气动特性,利用空军工程大学超声速风洞与采样帧频为50kfps的高速纹影系统,分别拍摄静态条件下的单次放电以及在来流马赫数2的流场条件下20kHz的高频放电。同时,在平板上使用该等离子体模型对放电进行仿真计算。采用数值纹影方法,提取冲击波形态,图3、图4分别为静态单次放电以及20kHz放电实验纹影与数值纹影对比图。根据图3可以看出,放电区域大小与实验比较吻合,冲击波形态以及传播特性也与实验得到的结果基本一致。根据图4可以看出,该模型能够较好模拟在超声速来流条件下高频放电形成的冲击波串。

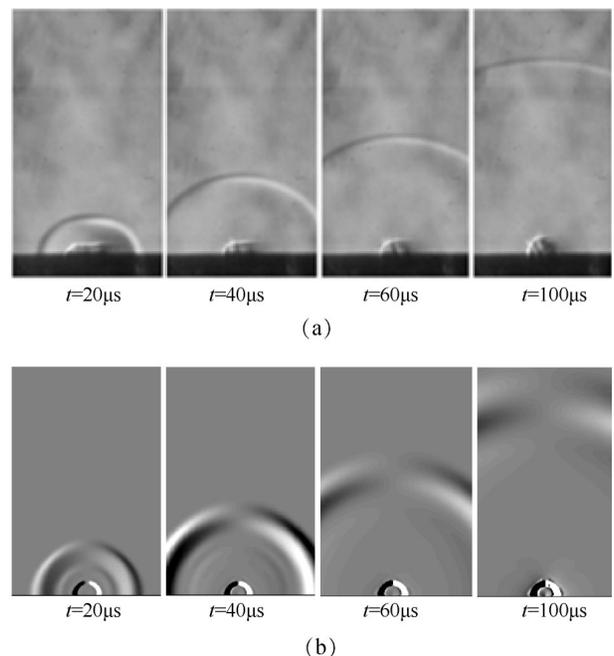


Fig. 3 Single discharge experimental schlieren and numerical schlieren comparison

利用密度梯度最大值所在位置代表冲击波位置,计算各个时间段内冲击波传播速度。利用纹影图灰度值最大点的位置代表冲击波位置,计算各个时间段内冲击波实际传播速度,得到如图5所示的冲击波传播速度曲线。由图5可知,冲击波能够以超声速传播,对流场产生强扰动。在 $200\mu\text{s}$ 前,仿真得到的冲击波速度与实验结果吻合度较高,但在 $200\mu\text{s}$ 后,冲击波传播速度差距较大,主要原因为随着时间推移冲击波强度减弱,位置提取误差较大。综上所述,本文建立的热源模型能够较好地模拟电弧放电等离子体激励产生的冲击效应。

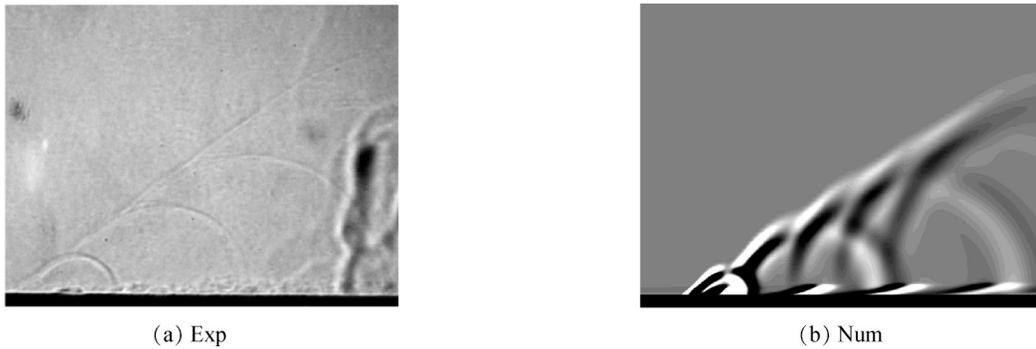


Fig. 4 High frequency discharge experimental schlieren and numerical schlieren comparison

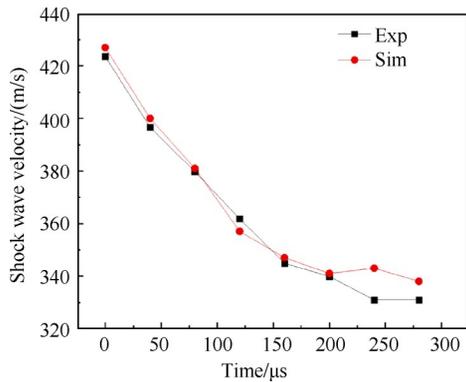


Fig. 5 Velocity curve of shock wave

2.3.2 激励布局

前期作者所在团队针对压缩拐角激波/边界层干扰的等离子体流动控制开展了深入的研究,发现激励位置设置在激波/边界层相互作用区前较为合理^[27]。本文将放电位置设置在吸力面48%弦长处,放电区域为半径1.6mm的半圆形。一方面,当压比为2.3时,入射激波与吸力面相交于60%弦长处,放电位置处于激波/边界层相互作用区前部,等离子体扰动可以覆盖激波系的大部分区域,另一方面,该位置距激波/边界层相互作用区不至于太远,可以避免能量耗散过多导致无法对激波形成有效控制。图6为电弧放电等离子体激励布局示意图。

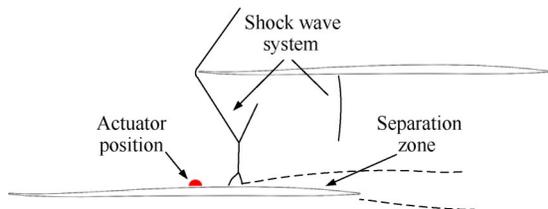


Fig. 6 Schematic diagram of arc discharge plasma actuator layout

3 结果分析

3.1 电弧放电等离子体激励与流场的相互作用

为研究激励与流场的相互作用,本文将流场划

分为三部分:放电区、激波/边界层相互作用区、尾迹区,并按照时序对流场进行分析。

图7为基准流场以及第一个放电周期内1~10μs放电区域的速度云图与流线图。在等离子体能量注入1μs后,形成一道半圆形冲击波,图中蓝色虚线表示冲击波所在位置,蓝色箭头代表冲击波传播方向。由于冲击波迎风面传播方向与主流方向相反,冲击波与主流发生“对冲”,冲击波迎风面流速减小。冲击波背风面传播方向与主流速度方向一致,促使冲击波背风面流速提高,因此可以认为冲击波沿着流向具有加速气流的作用。 $t = 3\mu\text{s}$ 时,能量沉积区域的温度由开始的最高1100K下降到800K,其中一部分内能由于热传导耗散掉,另一部分内能转化为动能与压力能,半圆形冲击波区域扩展,冲击波背风面速度进一步提高,该处气流速度达到540m/s,并且加速区域扩大。当 $t = 10\mu\text{s}$ 时,随着热量以及冲击波能量耗散,加速区气流速度降低。

对流线分析发现,施加激励后流线在放电区域发生扭曲,近壁面气流绕过放电区域向后流动,放电区域如同障碍物将气流堵住。随时间推移,流线逐渐恢复到初始状态。根据热阻塞理论^[28],加热使气流速度向声速趋近,对于给定的气流速度系数 λ_1 ,有一个临界加热量对应,当加热超过该加热量时会发生阻塞,临界加热温度为

$$T_{cr}^* = T_1^* \left[\frac{z(\lambda_1)}{2} \right]^2 \quad (1)$$

式中 T_1^* 为总温, $z(\lambda_1)$ 为气动函数。

未施加激励时,主流气流速度系数 $\lambda_1 = 1.38$,总温 $T_1^* = 300\text{K}$,带入式(1)可得 $T_{cr}^* = 332\text{K}$,而施加激励后,加热区总温最高达到1100K,远远超过临界温度。因此在放电区域会形成较强的热阻塞效应,导致放电区气流发生绕流。另一方面,冲击波在冲击波迎风面形成的逆压梯度也对来流形成阻塞,导致近壁面气流发生绕流。

通过对冲击波迎风面近壁面详细分析发现, $t = 3\mu\text{s}$ 时, 由于阻塞效应的影响, 冲击波迎风侧近壁面会形成一个小分离泡, 如图 7(c) 框中所示。随着时间推移, 阻塞效应减弱, 分离泡消失。

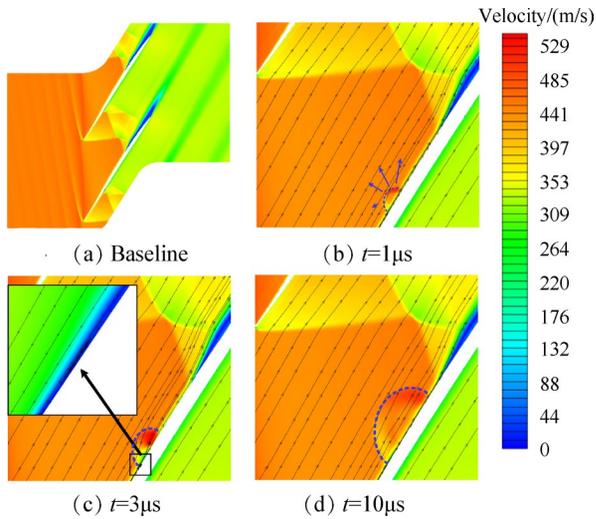


Fig. 7 Velocity contour and streamline

图 8 为施加激励后 10~90 μs 时的激波/边界层相互作用区压力云图。 $t = 10\mu\text{s}$ 时, 冲击波外侧为一道压缩波, 内侧为一道膨胀波, 图 8(b) 中的红色箭头指的是压缩波, 白色箭头指的是膨胀波, 此时放电产生的冲击波还未到达激波/边界层相互作用区。 20~30 μs 时, 冲击波与 Lambda 波发生相互作用。由于膨胀波与 Lambda 波相互作用, 使 Lambda 波根部激波强度减弱, 根部向前移动, 图 8(e) 中的红色箭头指的是 Lambda 波。当 $t = 40\mu\text{s}$ 时, 冲击波与入射激波相交, 由于入射斜激波强度较弱, 因此并未对入射激波产生较大干扰。同时冲击波另一部分与反射波相交, 冲击波在此处形成阶跃, 产生一条马赫杆, 如图 8(f) 红色箭头所示。由于马赫杆为强激波, 可以发现马赫杆的波后压升明显提高。随着冲击波的发展, 马赫杆上移且强度减弱。 $t = 90\mu\text{s}$ 时, 图 8(i) 中红色虚线指的是第一道冲击波到达压力面后产生的反射冲击波, 白色虚线指的是第二道冲击波。两次放电产生的冲击波与入射激波相交于红色箭头所指示的位置, 形成复杂的波系结构, 三道激波叠加后该处压升较高。对比基准流场与 $t = 90\mu\text{s}$ 时的压力云图, 发现由 Lambda 波系形成的马赫杆长度明显减小。马赫杆强度的减弱, 对于减小马赫杆导致的激波损失具有一定的作用。

为分析冲击波对分离区的影响, 本文提取了 $t = 20\mu\text{s}$ 和 $t = 50\mu\text{s}$ 时分离区的压力云图与流线图, 如图

8 中的 (d), (h) 所示。观察基准流场图 8(a), 发现分离区内由两个稳定的大分离泡构成。当 $t = 20\mu\text{s}$ 时, 冲击波运动到分离区内, 对近壁面气流的加速作用抑制了分离泡回流, 并在该区域内形成局部高压区, 如图 8(d) 红色箭头所示。随着时间推移, 当 $t = 50\mu\text{s}$ 时, 冲击波的加速效应减弱, 近壁面气流重新回流生成图 8(h) 红色箭头所示的诱导涡。

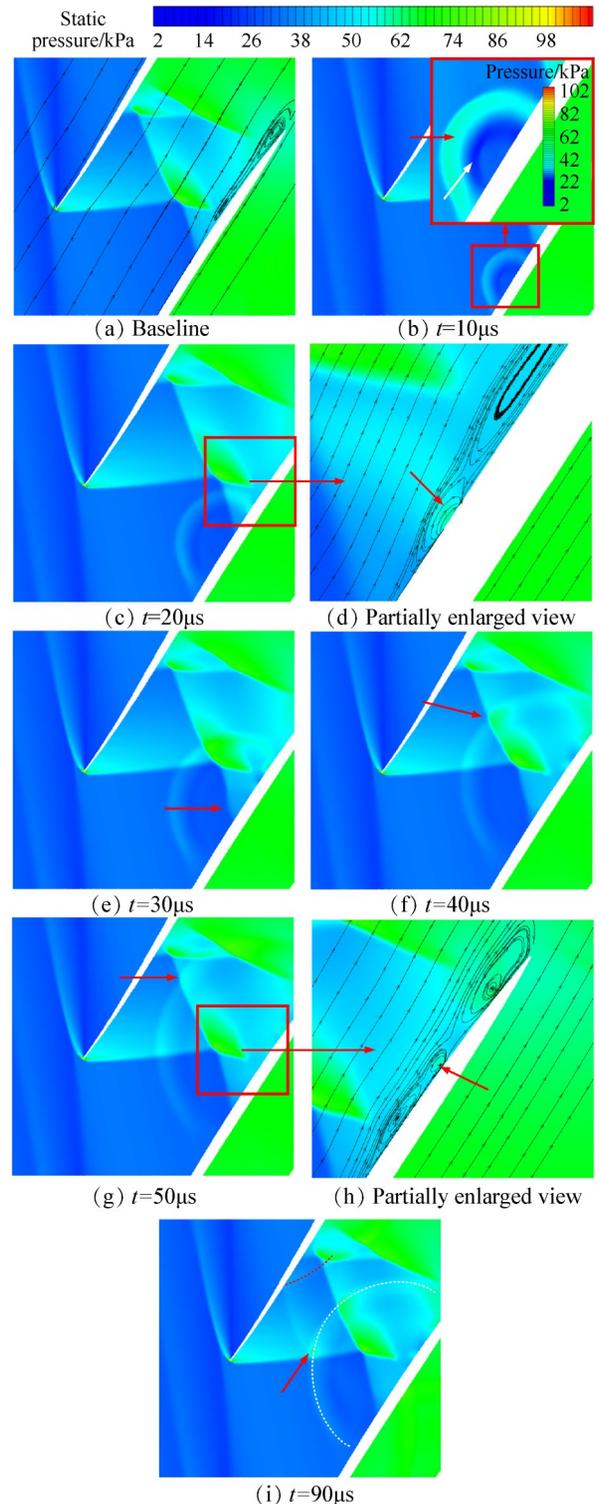


Fig. 8 Pressure contour and streamline

由上述分析可知,冲击波会对分离区内分离泡结构产生明显影响,具有一定抑制分离泡回流的能力。

为分析电弧激励对尾迹区的影响,本文提取叶片尾部区域的压力云图与涡量云图,如图9、图10所示。根据前面分析可知,冲击波由压缩波与膨胀波组成,冲击波达到分离区后与分离区相互作用,在分离区内形成低压、高压、低压交替变化的压力阶跃,如图9(b)黑线所围区域所示。 $t = 65\mu\text{s}$ 时,压力阶跃区向后移动到尾缘处,此时低压区到达尾缘,在吸力面与压力面形成约10kPa的压差,诱导压力面气流向吸力面运动,最终形成图9(d)黑色箭头所指示的脱落涡。

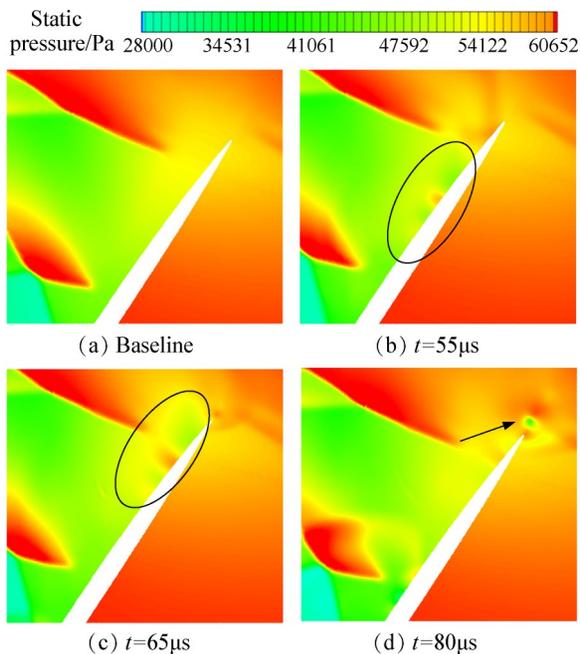


Fig. 9 Pressure contour at the back of blade

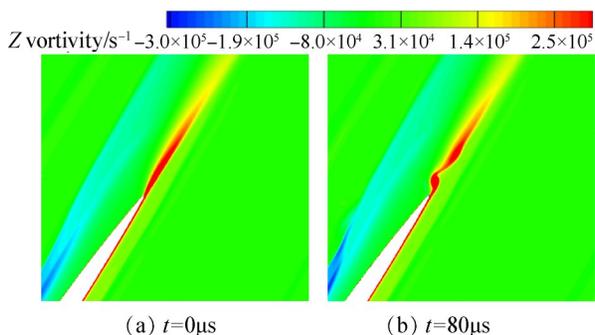


Fig. 10 Vorticity contour at the back of blade

3.2 电弧放电等离子体激励对叶栅性能的影响

为研究激励对叶栅通道内整体流动损失的影响,本文定义总压损失系数 ω ,即

$$\omega = \frac{p_{t1} - p_{t2}}{p_{t1} - p_1} \quad (2)$$

式中 p_{t1} 为来流总压, p_{t2} 为当地总压, p_1 为来流静压。

定义总压损失系数差 $\Delta\omega = \omega_1 - \omega_0$,其中 ω_0 为基准流场时均总压损失系数, ω_1 为施加激励后时均总压损失系数。其中正值代表流动损失增加,负值代表总压损失减小。图11为总压损失系数差云图,其中红色代表损失增加区域,蓝色代表损失减小区域。

分析图11发现,电弧等离子体激励注入的热量以及冲击波导致近壁面气流阻塞,增大了该区域气流的总压损失,使该区域呈现红色,如图红色箭头所示。在放电区域上方呈现蓝色条带,主要原因为高频冲击波的压缩波提高了该区域的总压,但发现该效应对下游总压损失并没有显著变化。白色箭头所指区域为入射激波与吸力面相交形成的Lambda波以及反射激波与压力面形成的Lambda波。在该区域Lambda波根部总压损失减小,而在Lambda波上方总压损失有一定提高,主要原因为冲击波诱导Lambda波根部前移减弱了激波强度,而马赫杆有轻微上移。第二道反射激波与结尾正激波因冲击波和反射冲击波的作用,近壁面激波强度减弱,损失减小。

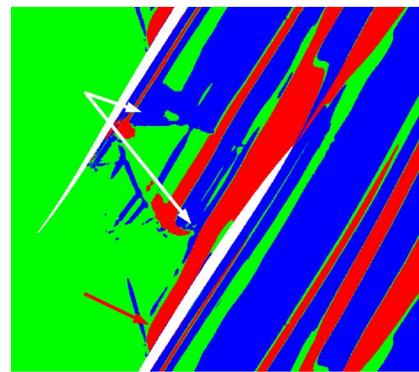


Fig. 11 Contour of total pressure loss change

图12为栅后50%轴向弦长处基准流场与激励后流场时均总压损失分布曲线,其中 η 为栅后测点的切线方向坐标, s 为栅距,蓝色区域为损失减小区域,灰色区域为损失增加区域。其中左右两侧平缓部分为激波损失,中间的波峰主要为分离造成的粘性损失。观察到冲击波能够减小激波损失,但吸力面的阻塞效应会导致吸力面损失明显提升。冲击波诱导产生的脱落涡增加了尾迹区的掺混,使损失的峰值从35.6%下降到33.6%,粘性损失整体向吸力面移动,但

粘性损失范围有所扩大。采用质量平均的方式对损失进行计算分析发现,总压损失减小区域损失相对减小了6.1%,损失增大区域损失相对增加了4.7%。由于激励带来的阻塞等副作用抵消一部分正面效果,使整体总压损失仅从10.55%改变为10.41%。

图13为未施加激励以及施加激励后的时均出口气流角 β_2 分布曲线。可以看出在靠近吸力面的主流区出口气流角 β_2 相较于基准流场增大,而在靠近压力面的主流区出口气流角 β_2 有所减小。从平均结果上看,施加激励前后出口气流角 β_2 均为 60.4° ,等离子体激励对出口气流角影响并不大。

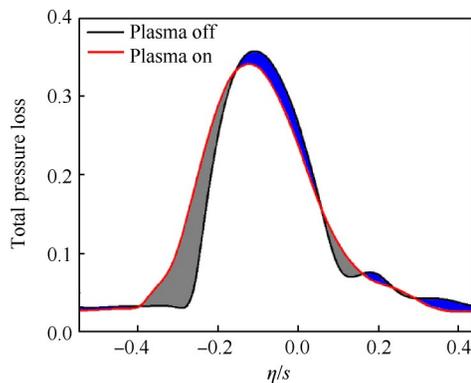


Fig. 12 Distribution of total pressure loss at outlet

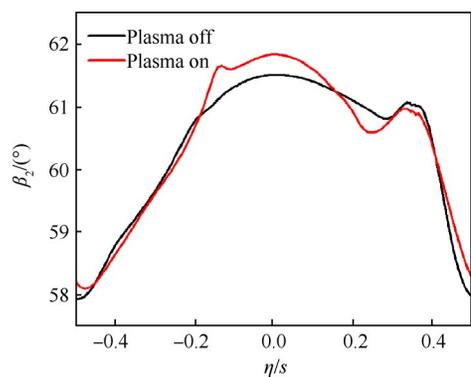


Fig. 13 Time-average outlet airflow angle

综上所述,电弧等离子体激励对流场总压损失的影响主要有三个方面:(1)电弧等离子体激励注入的热量会对壁面气流产生较强的阻塞效应,增大吸力面气流的总压损失。(2)电弧等离子体激励产生的冲击波通过改变波系结构与激波强度,减小激波损失。(3)冲击波使吸力面产生压力阶跃区,并诱导产生脱落涡,增加尾迹损失。

4 结论

本文基于电弧放电等离子体唯象学模型,以典型超声速叶栅SL19为研究对象,详细分析了电弧放

电等离子体激励对超声速叶栅激波/边界层干扰的流动控制机制,研究了电弧放电等离子体激励对超声速叶栅流动损失的影响,得到以下结论:

(1)电弧放电等离子体激励诱导产生的冲击波在背风面具有加速气流作用,同时注入的热量一方面提高近壁面气流温度形成热阻塞,另一方面迎风面冲击波产生的逆压梯度导致压力阻塞,两种效应共同作用导致吸力面阻塞,使放电区域后总压损失增加。

(2)电弧放电等离子体激励可以对激波系结构产生一定影响,能够减小马赫杆长度,减弱其强度。冲击波与反射冲击波能够减小 Λ 波根部的激波强度,减小该区域的总压损失。

(3)电弧放电等离子体激励产生的冲击波会在分离区阻碍分离泡回流,并产生诱导涡,冲击波在分离区形成的压力阶跃区在尾缘处会诱导产生脱落涡。

目前电弧等离子体控制超声速叶栅流动的控制效果并不明显,后期需要对放电布局、放电频率、放电能量进行优化,减少电弧放电带来的负面效应,提高其正面效应。另外,目前仿真的精度还有限,后期还需要采用大涡模拟进一步深入研究。

致谢:感谢国家自然科学基金和装备预研重点实验室基金的资助,感谢中国科学院工程热物理研究所刘永振博士在论文构思、撰写与修改中给予的帮助。

参考文献

- [1] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
- [2] 季路成, 陈江. 从IHPDET到VAATE的技术方向探析[C]. 北京:中国工程热物理学会第十一届年会热机气动热力学学术会议, 2005.
- [3] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Inner Workings of Aerodynamic Sweep [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(4): 671-682.
- [4] Benini E, Biollo R. Aerodynamics of Swept and Leaned Transonic Compressor-Rotors [J]. *Applied Energy*, 2007, 84(10): 1012-1027.
- [5] Hergt A, Klinner J, Grund S, et al. On the Importance of Transition Control at Transonic Compressor Blades [C]. *Phoenix: ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, 2019.
- [6] Yu S, Schnerr G H, Dohrmann U, et al. Passive Control of Shock-Boundary Layer Interaction in Transonic Axial Compressor Cascade Flow[M]. *Vienna: Springer*, 1994.
- [7] Anderson B, Tinapple J, Surber L. Optimal Control of

- Shock Wave Turbulent Boundary Layer Interactions Using Micro-Array Actuation[R]. *AIAA* 2006-3197.
- [8] John A, Qin N, Shahpar S. Using Shock Control Bumps to Improve Transonic Fan/Compressor Blade Performance [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(8).
- [9] Szwaba R, Kaczynski P, Doerffer P. Roughness Effect on Shock Wave Boundary Layer Interaction Area in Compressor Fan Blades Passage [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 85: 171-179.
- [10] 王掩刚, 任思源, 牛楠, 等. 跨声速叶栅抽吸流、激波以及分离流相干效应[J]. *推进技术*, 2011, 32(5): 664-669. (WANG Yan-gang, REN Si-yuan, NIU Nan, et al. Investigation into Effects of Interaction among Suction Flow, Shock Wave and Separation Flow for a Transonic Compressor Cascade [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(5): 664-669.)
- [11] Knight D. Survey of Magneto-Gasdynamic Local Flow Control at High Speeds [C]. *Reno: 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2004.
- [12] Caraballo E, Webb N, Little J, et al. Supersonic Inlet Flow Control Using Plasma Actuators [C]. *Orlando: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition*, 2009.
- [13] Bletzinger P, Ganguly B N, Wie D V, et al. Plasmas in High Speed Aerodynamics [J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2005, 38(38).
- [14] Leonov S B, Yarantsev D A. Near-Surface Electrical Discharge in Supersonic Airflow: Properties and Flow Control [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(6): 1168-1181.
- [15] 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.
- [16] Datta V G. Analysis of Plasma-Based Flow Control Mechanisms Through Large-Eddy Simulations [J]. *Computers & Fluids*, 2013, 85: 19-26.
- [17] Bianchi G, Saracoglu B H, Paniagua G, et al. Experimental Analysis on the Effects of DC Arc Discharges at Various Flow Regimes [J]. *Physics of Fluids*, 2015, 27(3).
- [18] 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).
- [19] 王浩, 程邦勤, 纪振伟, 等. 局部电弧丝状放电控制激波/边界层干扰的数值研究 [J]. *推进技术*, 2017, 38(11): 2431-2438. (WANG Hao, CHENG Bang-qin, JI Zhen-wei, et al. Numerical Simulation of Localized Arc Filament Plasma Actuator for Shock Wave/Boundary Layer Interaction Control [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(11): 2431-2438.)
- [20] 严红, 王松. 热激励在超声速进气道内对激波诱导的边界层分离的控制机理 [J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(6): 806-813.
- [21] Tweedt D L, Schreiber H A, Starken H. Experimental Investigation of the Performance of a Supersonic Compressor Cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1988, 110(4).
- [22] Watanabe Y, Elliott S, Firsov A, et al. Rapid Control of Force/Momentum on a Model Ramp by Quasi-DC Plasma [J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2019, 52(44).
- [23] 王宇天, 张百灵, 李益文, 等. 等离子体激励控制激波与边界层干扰流动分离数值研究 [J]. *航空动力学报*, 2018, 33(2): 364-371.
- [24] Sun Q, Li Y, Cheng B, et al. The Characteristics of Surface Arc Plasma and Its Control Effect on Supersonic Flow [J]. *Physics Letters A*, 2014, 378(36): 2672-2682.
- [25] 赵光银, 李应红, 梁华, 等. 纳秒脉冲表面介质阻挡等离子体激励唯象学仿真 [J]. *物理学报*, 2015, 64(1): 166-176.
- [26] Gan T, Jin D, Guo S, et al. Influence of Ambient Pressure on the Performance of an Arc Discharge Plasma Actuator [J]. *Contributions to Plasma Physics*, 2018, 58(4): 260-268.
- [27] Sun Q, Cheng B Q, YU Y G, et al. A Study of Variation Patterns of Shock Wave Control by Different Plasma Aerodynamic Actuators [J]. *Plasma Science and Technology*, 2010, 12(6): 708-714.
- [28] 何立明, 赵罡, 程邦勤. 气体动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.

(编辑: 朱立影)