

吸力面等离子体激励对低压涡轮叶栅流场的影响研究

赵旭 王云飞* 马晓钟 张耀文 岳隆
(山东理工大学交通与车辆工程学院 淄博 255000)

The Effect of Suction Side Plasma Actuation in the Low-Pressure Turbine Cascade

ZHAO Xu, WANG Yunfei*, MA Xiaozhong, ZHANG Yaowen, YUE Long
(School of Transportation and Vehicle Engineering, Shandong University of Technology, Zibo 255000, China)

Abstract To investigate the control mechanism of plasma actuation on the boundary layer separation and the total pressure loss of the low-pressure turbine cascade with incoming wakes, a numerical simulation is conducted to analyze the effect of plasma actuation on the flow field. The influence of the actuation position on flow control effectiveness is explored in detail. As the actuation position moves from upstream of the time-averaged separation point to the trailing edge, the total pressure loss coefficient at the outlet exhibited a trend of initially decreasing and then increasing. When the actuator is located 5% axial chord length downstream of the time-averaged separation point, the boundary layer separation at the rear part of the suction surface is completely suppressed, and the total pressure loss coefficient at the outlet decreases by approximately 10%. Plasma actuation applied at the rear of the suction surface can effectively suppress boundary layer separation on the suction surface while having little effect on the flow field in the end wall area.

Keywords Low-pressure turbine, Flow control, Plasma actuation, Boundary layer separation, Total pressure loss

摘要 为探究等离子体激励对尾迹扫掠下低压涡轮叶栅吸力面附面层分离和总压损失的控制机理,文章采用数值模拟方法分析等离子体激励效应对叶栅流场的作用规律,探究激励位置对流动控制效果的影响。研究表明,激励位置从时均分离点上游向尾缘移动时,叶栅出口处总压损失系数呈现先减小后增大的趋势。当激励器处于吸力面时均分离点下游5%轴向弦长位置,吸力面后部附面层分离现象完全被抑制,出口总压损失系数下降约10%。在吸力面后部施加激励能有效抑制吸力面上的附面层分离,但对端壁区的流场影响较小。

关键词 低压涡轮 流动控制 等离子体激励 附面层分离 总压损失

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13922/j.cnki.cjvst.202308014

高负荷低压涡轮的发展趋势是减少叶片数量,提高叶片负荷。在高空低雷诺数条件下,较高的负荷会造成吸力面出现严重的附面层分离现象^[1-2],极大地影响航空发动机性能。

低压涡轮动叶通道内的流体在其旋转作用下形成周期性尾迹,会对下游叶栅流场造成强烈的非定常效应。Ning等^[3]通过数值模拟方法对圆柱绕流产生的尾迹与叶栅尾缘尾迹进行了研究,发现两

者结构近似相同。大量研究^[4-6]表明,周期性尾迹的引入具有抑制分离泡长度的作用,但在不同雷诺数下,尾迹的作用效果不同。对于高负荷低压涡轮,特别是在低雷诺数条件下,周期性尾迹无法完全抑制吸力面附面层分离,需要借助其他的流动控制手段来进一步提升性能。

流动控制分为被动流动控制和主动流动控制。被动流动控制虽然结构简单,但其适应变工况的能

力较弱。主动流动控制包括附面层抽吸^[7]、垂直射流和斜射流^[8-9]等,克服了被动控制的缺点,但需要设计复杂的空气系统管路,使发动机结构更加复杂化。介质阻挡放电等离子体流动控制技术是新型的主动流动控制技术,具有响应快、体积小、结构简单、耗能低、无运动部件、不使用时对流场影响较小等优点^[10],已成为备受关注的研究领域。

目前,等离子体激励在涡轮中的应用主要集中在控制叶顶泄漏流^[11-12]、改善气膜冷却^[13]等方面。Pescini 等^[14-15]进行了等离子体控制叶栅流动分离的实验研究,给出了等离子体激励下附面层的变化过程,并且发现等离子体激励效应增加了附面层流体的动量,提高了附面层内流体的速度。Matsunuma 等^[16]将等离子体激励器布置在涡轮叶栅前缘上游 10 mm 处的端壁上,通过实验与数值模拟相结合的方法研究了等离子体激励对涡轮叶栅流场中通道涡的影响。等离子体激励器的诱导效应随着来流速度的增加而减弱,所有来流条件下通道涡量均减小。进口速度为 25.2 m/s 时,通道涡量峰值减小了约 17%。Mahfoze 等^[17]通过数值模拟方法,利用等离子体激励产生的展向射流调整端流边界层内的拟序结构,取得了 33.5% 的减阻效果。等离子体激励主动流动控制方法在压气机叶栅流场中也有应用,吴云等^[18-19]通过实验与数值模拟研究了等离子体激励对叶栅角区流动分离的影响,在马赫数为 0.05,攻角为 2° 的条件下,施加激励后分离泡的尺寸减小了 41% 左右。等离子体激励能够有效抑制吸力面角区流动分离,使总压损失降低。当激励电压为 10 kV,激励频率为 22 kHz 时,60% 叶高处总压损失最大减小了 13.83%。

目前对于周期性尾迹扫掠条件下,等离子体激励对高负荷低压涡轮流动控制的研究相对较少,等离子体诱导涡与尾迹、附面层的相互作用机制尚不清晰。本文将等离子体激励器布置于吸力面后部的不同位置,对周期性尾迹扫掠条件下的低压涡轮流场进行计算,研究等离子体激励对吸力面附面层分离和总压损失的影响规律,阐明其使总压损失系数降低的原因,研究结果为低压涡轮的流动控制方案设计提供了理论依据。

1 数值模拟方法

本文研究对象为高负荷低压涡轮平面叶栅 T106A,利用 ANSYS-FLUENT 商用软件,采用

Transition SST 四方程转捩模型,对吸力面不同激励位置下的低压涡轮流场进行数值模拟,探究叶栅气动性能随激励位置的变化规律。本文雷诺数按照等熵膨胀过程定义的叶栅出口雷诺数,经过计算出口雷诺数为 $Re_{2th}=0.6 \times 10^5$ 。采用圆柱绕流产生的尾迹来模拟上游叶栅尾迹,圆柱布置在叶栅前缘 $0.7C$ (C 代表叶栅弦长) 处,圆柱直径 $d_b=2$ mm,圆柱间距为 $t_b=40$ mm,圆柱的移动速度为 $U_b=41.5$ m/s。尾迹折合频率的计算公式为

$$F_{red} = \frac{f_b \cdot C}{V_{2is}} = \frac{U_b \cdot C}{t_b \cdot V_{2is}} \quad (1)$$

其中, f_b 代表圆柱移动频率, V_{2is} 为出口等熵速度,经计算该工况尾迹折合频率为 $F_{red}=0.74$ 。

图 1 给出了计算域示意图和边界条件设置,由于研究对象为平面叶栅,叶栅流道内上下两部分流场对称,故在 50% 叶高截面设置对称面,仅对下半叶高流场进行研究,图中周期性边界未显示。计算域分为两部分,一个是包含圆柱的运动域,另一个则是叶栅所在的静止域。计算域入口距圆柱 $0.3C_{ax}$ (C_{ax} 代表轴向弦长),圆柱距叶栅前缘 $0.7C$,叶栅尾缘距计算域出口 $0.8C_{ax}$ 。本文对壁面附近网格进行加密,壁面第一层网格 $y^+ < 1$,使第一层网格处于粘性底层内,整个计算域网格数约为 100 万。

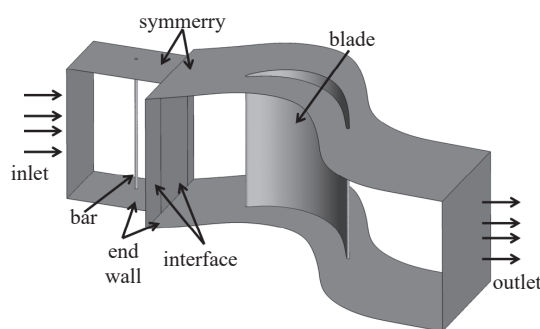


图1 计算域示意图

Fig. 1 Calculation domain

2 等离子体激励器唯象模型与布置方案

等离子体激励唯象模型示意图在图 2 中给出。根据 Shyy 等^[20]提出的线性体积力模型模拟等离子体激励器对流场施加的电场力,假设电场力仅作用于三角形 OAB 中,当施加高频高压交流电源后,三角形 OAB 区域内的空气被电离,在电场力的作用下定向移动,形成一股壁面射流。本文施加等离子体激励工况,激励电压为 5 kV,电源频率 $f=6$ KHz。

在吸力面后部选取五个等离子体激励器安装

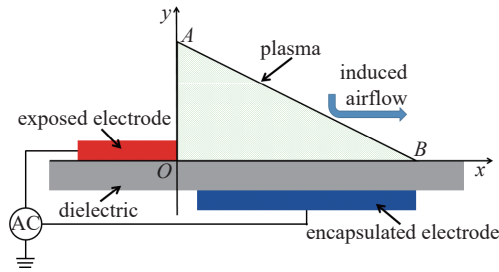


图2 等离子体激励器唯象模型

Fig. 2 Plasma actuator phenomenology model

位置 ($75\%C_{ax} \sim 95\%C_{ax}$), 图2中的O点分别对应于图3中P₁、P₂、P₃、P₄和P₅, 对应不同工况分别命名为Case1、Case2、Case3、Case4和Case5, 未加载等离子体激励工况用Baseline来表示。图4给出了激励器安装于P₄(90% C_{ax})时电极位置示意图, 激励器的裸露电极和埋置电极从端壁延伸至叶片中部, 图中绿色箭头表示等离子体诱导气流的运动方向。

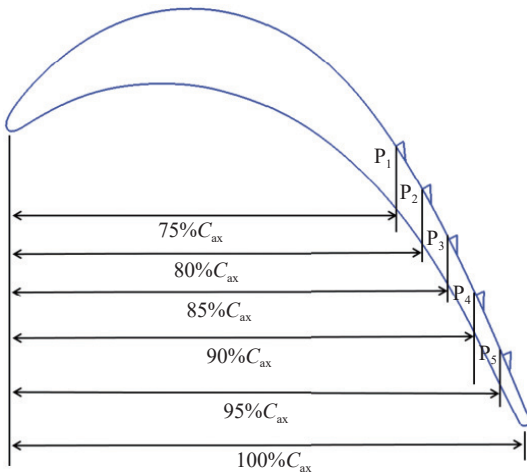


图3 等离子体激励器安装位置示意图

Fig. 3 The installation position of plasma actuators

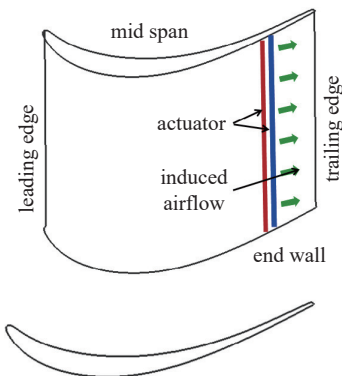


图4 激励器电极位置示意图

Fig. 4 Actuator electrode position

3 模拟结果分析

为了验证数值求解方法的准确性, 图5给出了未加载等离子体激励工况 50% 叶高处叶栅表面静压系数的分布。静压系数定义为

$$C_p = \frac{p - p_2}{p_{t1} - p_2} \quad (2)$$

其中, p_{t1} 和 p_2 分别为入口总压和出口静压, p 表示叶栅表面静压。由图可知, RANS 计算结果与实验 (EXP)^[21] 和大涡模拟 (LES)^[22] 结果吻合良好, 验证了本文采用计算方法的准确性, 可用于研究等离子体激励对低压涡轮叶栅流场的影响。

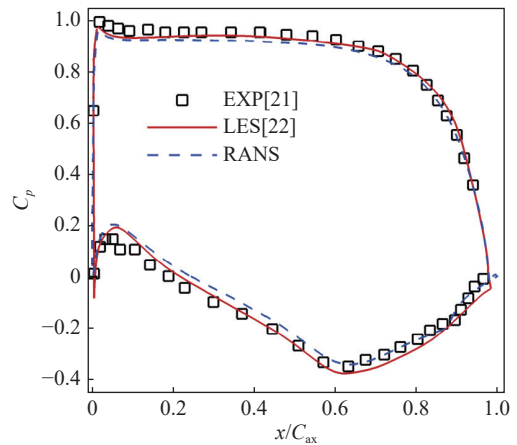


图5 静压系数的模拟结果与实验和大涡模拟结果的对比

Fig. 5 Comparison of the static pressure coefficient with experimental and large eddy simulation results

图6和图7分别给出了无等离子体激励工况与Case4 (90% C_{ax}) 的 50% 叶高截面静压系数和切应力的分布。等离子体激励产生的动力效应, 增加了附面层内流体的动量, 使吸力面后部 ($60\%C_{ax} \sim$

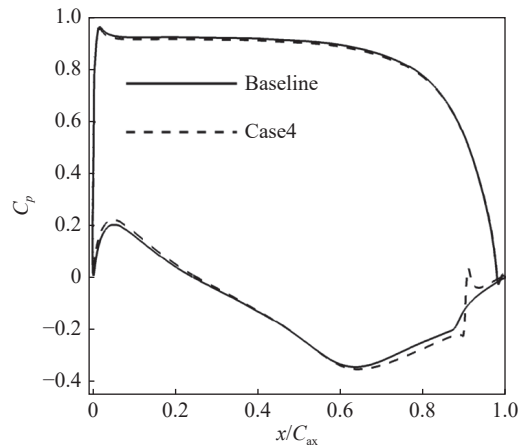


图6 50% 叶高截面静压系数分布对比

Fig. 6 Distribution of the static pressure coefficient at middle cascade height

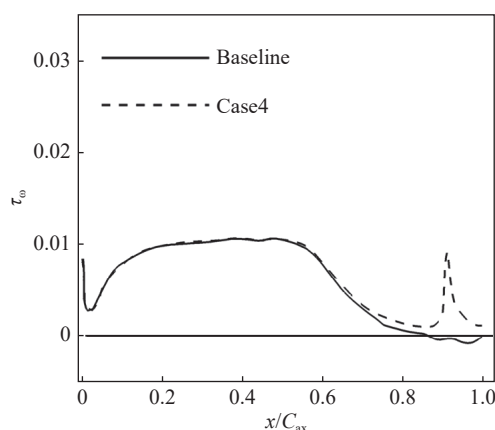


图7 50% 叶高截面切应力分布对比

Fig. 7 Distribution of the wall shear stress at middle cascade height

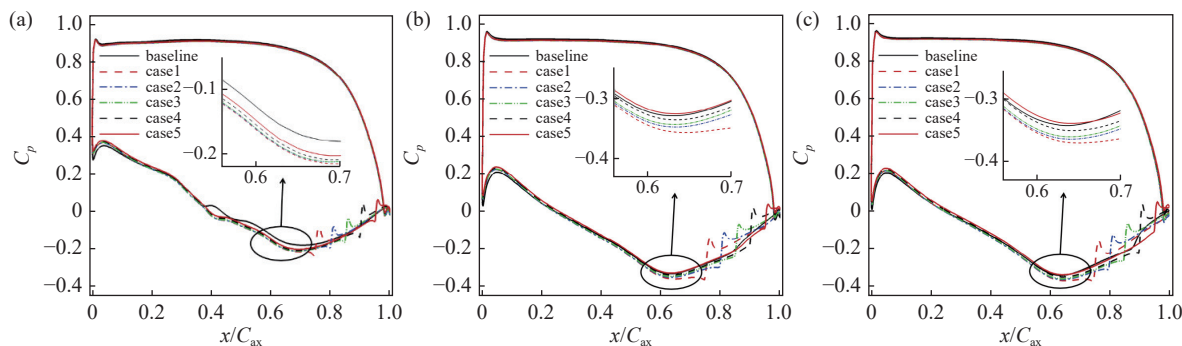
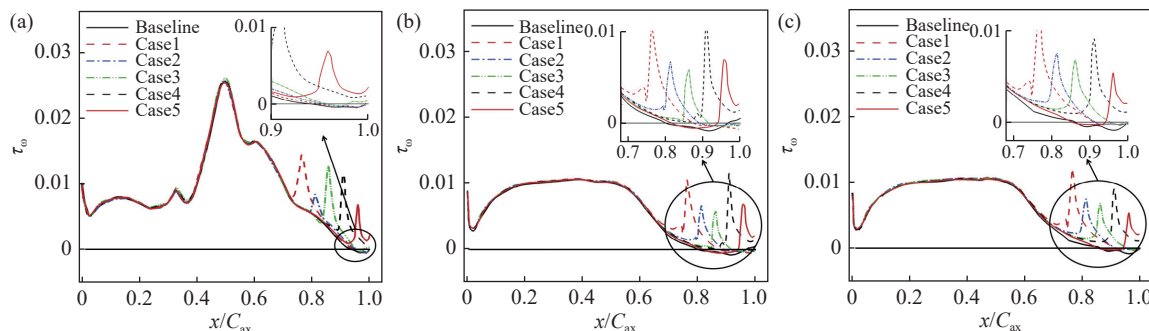
100% C_{ax}) 静压系数发生明显变化, 激励位置上游 ($60\%C_{ax} \sim 90\%C_{ax}$) 区域静压系数降低; 在 $90\%C_{ax}$ 处施加激励后, 壁面上的静压迅速上升, 并在激励位置后约 $2\%C_{ax}$ 处到达极大值。由于附面层分离受到了极大的抑制, 壁面上的静压迅速上升, 直至叶栅尾缘静压系数仍大于 Baseline 工况。

图 7 中切应力值的正负可以表明附面层分离情况。在 Baseline 工况中, 叶栅吸力面在 $60\%C_{ax}$ 附

近受逆压梯度的影响, 切应力开始下降, 直到 $85\%C_{ax}$ 附近, 切应力小于零, 表明附面层出现分离。负的切应力值一直持续至尾缘附近, 意味着分离的附面层未再附到壁面上, 分离形式为开式分离。在 $90\%C_{ax}$ 处施加等离子体激励后, 等离子体诱导气流使壁面附近动量迅速增加, 切应力值始终大于零。

不同叶高截面叶栅表面静压系数的分布在图 8 中给出。3% 叶高截面, 在不同流向位置施加等离子体激励后, 静压系数的变化规律与图 6 一致。静压系数均表现出在激励位置上游略有下降, 而在激励位置处急剧上升, 达到某一极值后逐渐下降。越靠近叶片中部该现象越明显, 在图 8(b) 和图 8(c) 中, 激励位置越向上游, $60\%C_{ax}$ 附近静压系数峰值下降的幅度越大。施加等离子体激励后, 激励位置下游区域的静压系数升高, 叶栅通道内横向压差降低, 使得出口气流角发生改变, 进而影响叶栅下游的损失分布。

图 9 为不同叶高截面吸力面切应力的分布。在激励位置前, 所有工况下切应力的变化情况几乎一致, 等离子体激励对切应力的影响主要发生在激励位置下游。在 3% 叶高处, Baseline 工况切应力

图8 不同叶高截面静压系数分布。(a) $z/H=0.03$, (b) $z/H=0.25$, (c) $z/H=0.5$ Fig. 8 The static pressure coefficient distribution at different cascade heights. (a) $z/H=0.03$, (b) $z/H=0.25$, (c) $z/H=0.5$ 图9 不同叶高截面吸力面切应力分布。(a) $z/H=0.03$, (b) $z/H=0.25$, (c) $z/H=0.5$ Fig. 9 The wall shear stress distribution at different cascade heights. (a) $z/H=0.03$, (b) $z/H=0.25$, (c) $z/H=0.5$

在 $94\%C_{ax}$ 附近小于零,表明 Baseline 工况在尾缘附近出现附面层分离。施加等离子体激励后,随着激励位置向下游移动,该叶高处的附面层分离区逐渐减小,其中 Case4 和 Case5 工况切应力始终大于零,分离区消失。

在图 9(b) 显示的 25% 叶高截面中,随着激励位置从 $P_1(75\%C_{ax})$ 移动至 $P_3(85\%C_{ax})$,吸力面时均分离点的位置逐渐向尾缘方向移动。值得注意的是,Baseline 工况切应力在 $98\%C_{ax}$ 附近大于零,表明附面层发生再附,即在该叶高截面的附面层分离形式呈现为闭式分离。施加等离子体激励后,Case1~Case3 工况中虽然在激励位置附近大幅增加了附面层内流体的动量,但其切应力随后迅速下降至零以下,发生了分离现象,而且在尾缘处附面层没有发生再附,为开式分离。当激励位置位于 $P_4(90\%C_{ax})$ 时,切应力始终大于零,附面层未发生分离。激励位置继续向尾缘方向移动至 $P_5(95\%C_{ax})$ 的工况中,附面层在激励器安装位置之前已经出现分离,在等离子体动量效应的作用下再附到壁面上。50% 叶高与 25% 叶高处切应力的分布趋势相似(如图 9(c) 所示),当激励位置位于 $P_4(90\%C_{ax})$ 时流动控制效果较好,有效抑制了流动分离现象的发生。

叶栅通道内部及尾缘下游不同流向截面平均总压损失系数的变化规律在图 10 中给出,总压损失系数定义为

$$\Omega = \frac{p_{t1} - p_{t2}}{p_{t1} - p_2} \quad (3)$$

式中 p_{t2} 为当地总压。由图可知,等离子体的激励效应降低了激励位置下游区域的总压损失系数。在 Case4 工况下, $100\%C_{ax}$ 截面上的总压损失系数明显

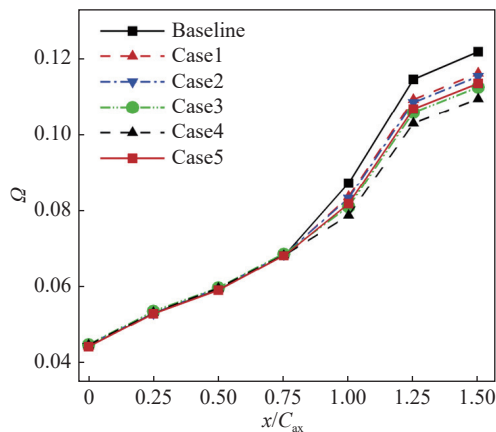


图10 激励前后总压损失系数对比及沿流向的变化

Fig. 10 Variation and comparison of the total pressure loss coefficient along stream direction

低于其他激励工况,结合上文的分析,产生该现象的原因是,Case4 工况中叶栅吸力面后部附面层未发生分离。在 $100\%C_{ax}$ 截面以后,各个工况总压损失系数的变化趋势和增长率非常相似,意味着尾迹区内因产生的损失几乎一致,即等离子体的激励效应并没有影响到尾迹区损失的增长。

为了对比不同激励位置下等离子体激励对叶栅出口截面总压损失的影响,叶栅出口截面位于 $150\%C_{ax}$ 截面,图 11 展示出了以 Baseline 工况为基准,不同激励位置下出口截面总压损失系数及下降百分比。随着激励位置从 $P_1(75\%C_{ax})$ 移动至 $P_4(90\%C_{ax})$,叶栅出口处总压损失系数逐渐下降,并且下降速度越来越快。在 $P_4(90\%C_{ax})$ 激励位置时出口处总压损失系数下降至最小,相比于 Baseline 工况总压损失系数下降约 10%。当激励位置在 $P_5(95\%C_{ax})$ 时,总压损失系数迅速上升,但仍小于 Baseline 工况。这表明在激励电压、频率不变的情况下,流动控制效果受激励位置的影响较大,合理的激励位置可以在不改变其他条件的基础上获得较大的气动收益。

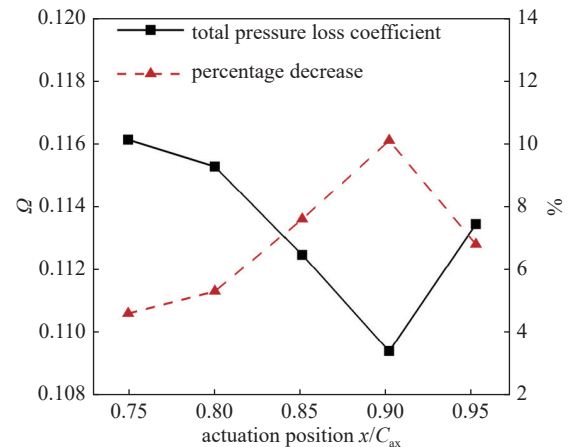


图11 $150\%C_{ax}$ 截面总压损失系数及下降百分比

Fig. 11 Total pressure loss coefficient and percentage decrease at $150\%C_{ax}$ section

图 12 给出了 Baseline 和 Case4 不同流向截面总压损失系数云图,图中 SS 代表吸力面侧,PS 代表压力面侧。在 $80\%C_{ax}$ 截面,可以观察到吸力面附近出现一条高损失带,对应着附面层区域。根据图 9 的分析,Baseline 工况在 $90\%C_{ax}$ 截面位置附面层已经发生分离,因此高损失带沿周向的宽度不断增加,在 $100\%C_{ax}$ 截面达到最大。在吸力面施加等离子体激励后,高损失带宽度明显减小。马蹄涡压力面分支进入叶栅通道后逐渐演变为通道涡,受通道内横

向压力的作用, 通道涡从压力面向吸力面迁移, 但通道涡距离吸力面有一定距离, 故吸力面等离子体激励对通道涡的影响较小, 在不同流向截面通道涡损失区的面积和距端壁的高度变化较小。

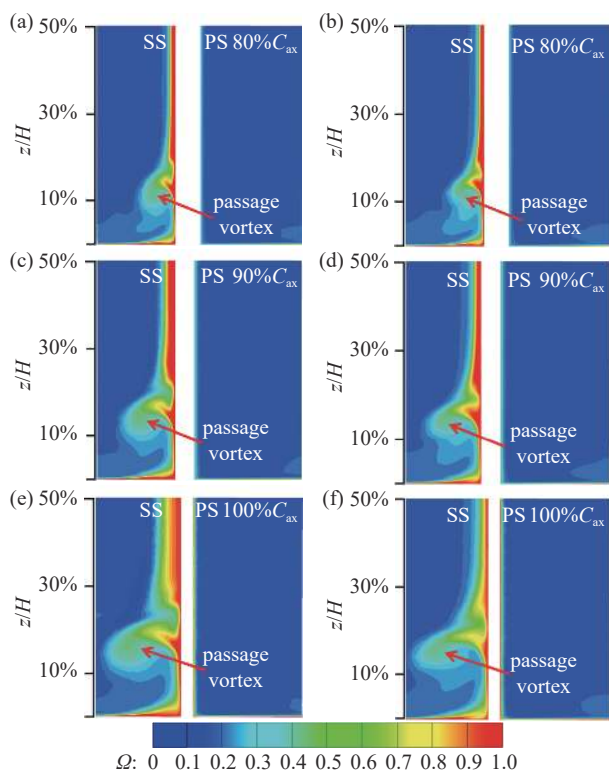


图12 总压损失系数云图: (a) Baseline, 80% C_{ax} , (b) Case4, 80% C_{ax} , (c) Baseline, 90% C_{ax} , (d) Case4, 90% C_{ax} , (e) Baseline, 100% C_{ax} , (f) Case4, 100% C_{ax}

Fig. 12 Contour of total pressure loss coefficient: (a) Baseline, 80% C_{ax} , (b) Case4, 80% C_{ax} , (c) Baseline, 90% C_{ax} , (d) Case4, 90% C_{ax} , (e) Baseline, 100% C_{ax} , (f) Case4, 100% C_{ax}

Baseline 和 Case4 尾缘下游总压损失系数对比及沿叶高的分布在图 13 中给出, 等离子体激励对总压损失系数的影响主要集中在 15% 叶高以上。在 100% C_{ax} 流向截面, Baseline 工况总压损失系数在 20% 叶高附近存在一个峰值, 在端区二次流不断向中间叶高截面移动的过程中, 总压损失系数峰值和峰值点的位置逐渐上升。

施加等离子体激励后, 不同流向截面损失峰值点的位置均下降, 100% C_{ax} 流向截面 20% 叶高附近损失峰值与 Baseline 工况相比约下降 8.6%, 但是在尾缘下游, 即图 13(b) 和图 13(c) 中, 等离子体激励对 15% 以下叶高区域的损失影响较小。然而在 30% 叶高以上, 特别中间叶高区域, 等离子体激励对损失的抑制效果非常明显, 如 150% C_{ax} 流向截面

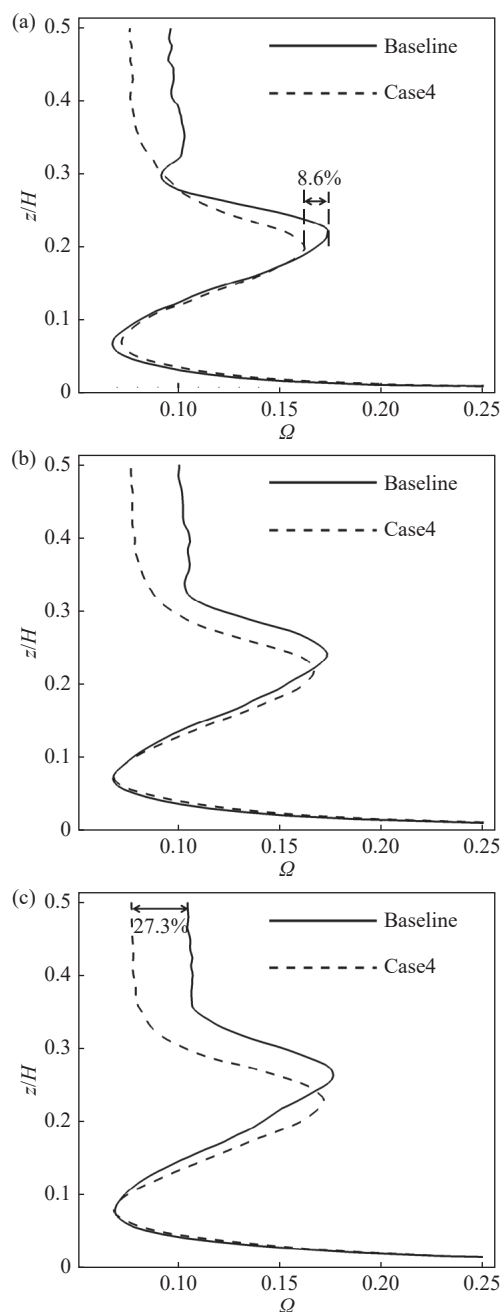


图13 激励前后总压损失系数对比及沿叶高的变化: (a) 100% C_{ax} , (b) 125% C_{ax} , (c) 150% C_{ax}

Fig. 13 Variation and comparison of the total pressure loss coefficient. (a) 100% C_{ax} , (b) 125% C_{ax} , (c) 150% C_{ax}

处损失下降了 27.3%。由此可见, 吸力面等离子体激励对总压损失系数的影响主要集中在叶片中部区域, 而对端壁区的影响较小。

图 14 给出了不同激励位置下 100% C_{ax} 截面上流向速度与来流速度比值 u/U_{in} 的分布, 其中 SS 和 PS 分别代表吸力面侧和压力面侧, 黑线代表 $u/U_{in}=0.35$ 等值线。在 Baseline 工况, 吸力面附面层

中的流体受逆压梯度和流体粘性的共同影响,其速度逐渐减小,形成低能流体聚集区 A_1 。如图 14(b)-(f) 所示,等离子体激励为附面层中的低能流体注入动量,从而减小了低能流体聚集区的面积。Case1~Case3 工况,激励位置位于分离点的上游,壁面射流在向下游发展的过程中动量耗散严重,低能流体聚集区域的面积变化较小。在 Case4 工况,激励器位

于分离泡内部,直接增加了分离泡低能流体的动量,从而大幅度减小了低能流体聚集区的范围。而在分离点下游较远位置施加激励,Case5 工况中,其产生的动量无法使得上游低能流体再附,低能流体聚集区的范围比 Case4 工况增大。

图 15 给出了不同激励位置下吸力面及端壁的时均极限流线,图中绿色虚线代表激励位置。极限

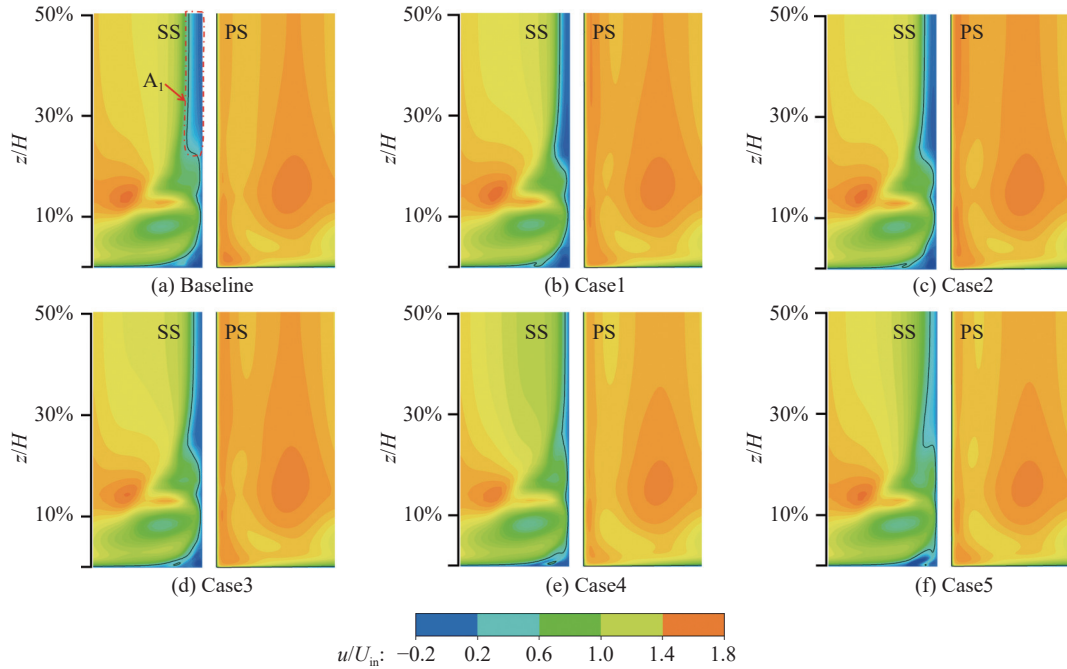


图14 不同激励位置下 $100\%C_{ax}$ 截面流向速度与来流速度比值 u/U_{in} 的分布云图

Fig. 14 The ratio of stream velocity to incoming velocity on the $100\%C_{ax}$ section at different actuation positions

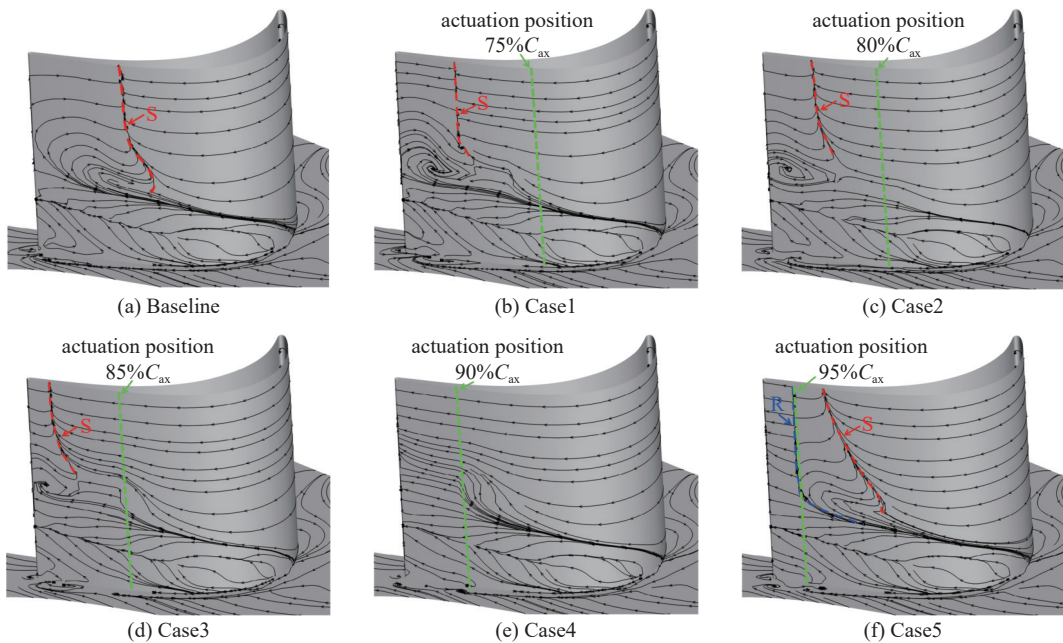


图15 不同激励位置处吸力面极限流线

Fig. 15 Distribution patterns of limiting streamlines on the suction surface at different cases

流线可以呈现壁面附近的流动分离以及分离泡长度。在 Baseline 工况下, 吸力面来流和分离泡在分离线 S 处产生三维分离, 且分离泡的长度较大。施加等离子体激励后, 随着激励位置从 $P_1(75\%C_{ax})$ 移动至 $P_3(85\%C_{ax})$, 分离线 S 逐渐向下游移动, 相应的分离泡长度逐渐减小。当激励位置位于 $P_4(90\%C_{ax})$ 时, 分离线 S 消失, 中间叶高区域的附面层分离现象完全被抑制。将激励器继续向下游移动, 吸力面附面层先是发生了分离, 随后在等离子体的动量效应作用下, 使附面层再附到壁面上, 出现再附线 R。

4 结论

本文以高负荷低压涡轮平面叶栅 T106A 为研究对象, 采用 Transition SST 转捩模型, 探究在吸力面后部不同位置施加等离子体激励对叶栅内部流场的影响, 主要结论如下:

(1) 在吸力面后部施加等离子体激励能降低分离泡的长度。激励位置从 $75\%C_{ax}$ 移动至 $85\%C_{ax}$, 吸力面分离线向尾缘移动, 分离泡的长度逐渐减小; 激励位置位于 $90\%C_{ax}$ 时, 附面层分离现象完全被抑制; 将激励位置继续向尾缘移动, 附面层会在激励位置上游发生分离, 随后在等离子体的动量效应作用下再附到壁面上。

(2) 激励位置向下游改变的过程中, 叶栅出口截面总压损失系数呈先减小后增大的趋势, 最多下降约 10%。

(3) 吸力面等离子体激励能够降低叶栅总压损失的主要原因是抑制了附面层分离, 其对端壁区的流场结构影响较小。

参 考 文 献

- [1] Curtis E M, Hodson H P, Banieghbal M R. Development of blade profiles for low-pressure turbine applications[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1997, 119(3): 531–538
- [2] Volino R J. Separated flow measurements on a highly loaded low-pressure turbine airfoil[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(1): 011007
- [3] Ning W, He L. Some modelling issues on trailing edge vortex shedding[C]. ASME Paper, 99-GT-183
- [4] Coull J D, Thomas R L, Hodson H P. Velocity distributions for low pressure turbines[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(4): 041006
- [5] Nakhchi M E, Naung S W, Rahmati M. DNS of secondary flows over oscillating low-pressure turbine using spectral/hp element method[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2020, 86: 108684
- [6] Zhu J Q, Qu X, Zhang Y F, et al. Research progress on unsteady flow mechanism and control strategies of high-lift low pressure turbine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(10): 2186–2199 (朱俊强, 屈骁, 张燕峰, 等. 高负荷低压涡轮内部非定常流动机理及其控制策略研究进展 [J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2186–2199(in Chinese))
- [7] Chen H Y, Chu W L, Dong J Z, et al. Effects of profiled end wall and boundary layer suction coupled flow control on compressor cascade performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(2): 2203048 (陈华寅, 楚武利, 董杰忠, 等. 端壁造型与附面层抽吸耦合流动控制对压气机叶栅的性能影响 [J]. 推进技术, 2023, 44(2): 2203048(in Chinese))
- [8] Lu H W, Ren D Z, Kong X Z, et al. Effects of unsteady end-wall pulsed jets on performance of high speed compressor cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(5): 67–80 (陆华伟, 任冬智, 孔晓治, 等. 端壁非定常脉冲射流对高速扩压叶栅性能的影响 [J]. 推进技术, 2023, 44(5): 67–80(in Chinese))
- [9] Cortelezzi L, Karagozian A R. On the formation of the counter-rotating vortex pair in transverse jets[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2001, 446: 347–373
- [10] Zhang X, Wang X N. Research progress and outlook of flow field created by dielectric barrier discharge plasma actuators driven by a sinusoidal alternating current high-voltage power[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(2): 285–298 (张鑫, 王勋年. 正弦交流介质阻挡放电等离子体激励器诱导流场研究的进展与展望 [J]. 力学学报, 2023, 55(2): 285–298(in Chinese))
- [11] Wang Z, Yu J Y, Chen F. Numerical investigation based on Kriging surrogate model of tip leakage flow controlled by DBD plasma[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2020, 41(3): 573–580 (王钊, 俞建阳, 陈浮. 基于 Kriging 代理模型的 DBD 等离子体控制叶顶泄漏流动研究 [J]. 工程热物理学报, 2020, 41(3): 573–580(in Chinese))
- [12] Matsunuma T, Segawa T. Tip leakage flow reduction of a linear turbine cascade using string-type DBD plasma actuators[C]. ASME Paper, GT2018-76680
- [13] Li G Z, Chen F, Yu J Y, et al. Effects of plasma actuation on film cooling characteristics[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2018, 39(8): 1665–1672 (李国占, 陈浮,

- 俞建阳, 等. 等离子体气动激励对气膜冷却特性的影响[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(8): 1665–1672(in Chinese))
- [14] Pescini E, Suma A, De Giorgi M G, et al. Optimization of plasma actuator excitation waveform and materials for separation control in turbomachinery[J]. [Energy Procedia](#), 2017, 126: 786–793
- [15] Pescini E, De Giorgi M G, Suma A, et al. Separation control by a microfabricated SDBD plasma actuator for small engine turbine applications: influence of the excitation waveform[J]. [Aerospace Science and Technology](#), 2018, 76: 442–454
- [16] Matsunuma T, Segawa T. Effects of input voltage and freestream velocity on active flow control of passage vortex in a linear turbine cascade using dielectric barrier discharge plasma actuator[J]. [Energies](#), 2020, 13(3): 764
- [17] Mahfoze O, Laizet S. Skin-friction drag reduction in a channel flow with streamwise-aligned plasma actuators[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2017, 66(8): 83–94
- [18] Wu Y, Li Y G, Zhu J Q, et al. Computational and experimental investigation of plasma aerodynamic actuation based corner flow separation control in a compressor cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(4): 830–835 (吴云, 李应红, 朱俊强, 等. 等离子体气动激励抑制压气机叶栅角区流动分离的仿真与实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 830–835(in Chinese))
- [19] Li Y H, Wu Y, Zhou M, et al. Control of the corner separation in a compressor cascade by steady and unsteady plasma aerodynamic actuation[J]. [Experiments in Fluids](#), 2010, 48(6): 1015–1023
- [20] Shyy W, Jayaraman B, Andersson A. Modeling of glow discharge-induced fluid dynamics[J]. [Journal of Applied Physics](#), 2002, 92(11): 6434–6443
- [21] Stadtmüller P. Investigation of wake-induced transition on the LP turbine cascade T106A-EIZ[C]//DFG- Verbundprojekt Fo 136/11, Version 1.0. Munich, Germany: University of the Armed Forces, 2001
- [22] Wang Y F, Wang F Z, Song Y P, et al. Compressible large eddy simulation of the boundary layer evolution in a low-pressure turbine cascade at different Reynolds numbers[J]. [Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering](#), 2021, 43(4): 222–1-10