

脉动来流下燃氢涡轮叶栅端壁气膜冷却特性

张昊, 白波, 李志刚, 李军

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为厘清掺氢/全氢燃烧诱发的燃气脉动对下游涡轮叶栅流动传热和冷却特性的影响,基于某研究所真实掺氢/全氢燃烧脉动测量数据和跨声速风洞试验数据,采用非定常数方法,系统研究了设计运行工况下,燃气脉动频率(1、3、5 kHz)对涡轮叶栅端区流动和端壁气膜冷却的影响。研究表明:脉动来流显著降低了端壁气膜冷却效率,其影响呈非单调频率依赖性,当频率为3 kHz时气膜冷却效率降幅最小,约为4.02%,当5 kHz时降幅最大,约为11.28%;端壁气膜冷却效率波动幅度随频率增加呈现先减小后增加趋势,气膜孔下游及叶栅喉部区域波动幅值最大;气膜冷却效率波动频率与进口脉动频率严格同步,即叶栅通道中脉动频率不发生衰减;随着脉动频率的增加,台阶下游空腔涡逐渐向端壁下游扩张,高频(5 kHz)脉动下空腔涡和马蹄涡强度显著增强,诱发端区二次流结构失稳,导致端壁气膜冷却性能下降和波动幅值增加。研究揭示了脉动来流下涡轮叶栅端区流动冷却耦合机制和脉动特性,为燃氢涡轮叶栅端区高效冷却布局设计提供了参考。

关键词: 燃氢涡轮;叶栅端壁;脉动来流;气膜冷却效率

中图分类号: TK474.4 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202510007 **文章编号:** 0253-987X(2025)10-0075-12

Film Cooling Characteristics of Hydrogen-Fueled Turbine Cascade Endwall under Pulsating Inflow Conditions

ZHANG Hao, BAI Bo, LI Zhigang, LI Jun

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To clarify the effects of hydrogen-blended/full-hydrogen combustion-induced gas pulsation on the convective heat transfer and cooling characteristics of downstream turbine cascades, based on real hydrogen-blended/full-hydrogen combustion pulsation measurement data and transonic wind tunnel test data from a research institute and employing unsteady numerical methods, the influence of gas pulsation frequencies (1, 3, and 5 kHz) on the endwall flow and film cooling performance of a turbine cascade under design operating conditions is investigated. The results show that pulsating inflow significantly reduces the endwall film cooling effectiveness, exhibiting non-monotonic frequency dependence. The smallest reduction in film cooling effectiveness (approximately 4.02%) occurs at 3 kHz, while the largest reduction (approximately 11.28%) occurs at 5 kHz. The fluctuation amplitude of film cooling effectiveness initially decreases and then increases with rising frequency, with the largest fluctuations observed downstream of the film cooling holes and near the cascade throat. The fluctuation frequency of film cooling effectiveness strictly

收稿日期: 2025-03-17。 作者简介: 张昊(2001—),男,博士生;白波(通信作者),男,助理教授。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(52406054)。

网络出版时间: 2025-04-11

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20250411.1317.004>

synchronizes with the inlet pulsation frequency, indicating no attenuation of pulsation frequency within the cascade passage. As the pulsation frequency increases, the cavity vortex downstream of the step gradually expands toward the endwall. Under high-frequency (5 kHz) pulsation, the intensities of the cavity vortex and horseshoe vortex significantly strengthen, destabilizing the secondary flow structures in the endwall region and leading to degraded film cooling performance and increased fluctuation amplitudes. This study reveals the coupled mechanism of flow and cooling as well as the pulsation characteristics in the endwall region of hydrogen-fueled turbine cascades, providing insights for the design of high-efficiency cooling configurations in endwall region.

Keywords: hydrogen-fired gas turbine; cascade endwall; pulsated flow; film cooling effectiveness

传统化石能源燃烧会排放大量二氧化碳,进而引发温室效应,导致全球变暖问题愈发严重。能源电力行业碳排放约占全国碳排放总量的80%^[1]。燃气轮机是能源发电领域的重要热功转换装备,有效推动燃气轮机碳减排是实现国家“双碳”目标的重要途径。氢气作为一种轻质高热值的无碳清洁燃料,掺氢/全氢燃烧是实现燃气轮机低碳甚至无碳排放的重要途径^[2]。相较于传统化石能源燃烧,掺氢/全氢燃烧显著增加了燃气压力脉动(脉动幅值增加约100倍)和速度非均匀(流向速度激增60%)现象^[3-4],导致下游涡轮叶栅流场和热负荷剧变,严重影响燃气轮机运行安全性和可靠性。因此,准确预测脉动来流下燃氢涡轮叶栅气热性能对保障燃气轮机运行安全至关重要。

燃气涡轮运行在极端高温、高压环境,主动高效的气膜冷却设计是实现其运行在可控热负荷下的重要保证^[5]。由于存在强三维非定常二次流场,难以进行有效的气膜冷却设计,所以叶栅端区高效冷却布局是涡轮叶栅气动热力学领域研究热点和难点。针对传统燃气涡轮叶栅端区气膜冷却特性,国内外研究人员开展了系统深入的研究,并创新设计了众多冷却结构以提升端区气膜冷却性能。Han^[6]、Olczak等^[7]综述了近10年燃气涡轮叶栅传热冷却性能的国内外研究进展,并指出了涡轮叶栅冷却设计未来的研究方向和技术难点。合理的气膜孔布局可以显著增强端区气膜冷却性能。Chowdhury等^[8]采用压力敏感漆技术实验测量了两种气膜孔冷却布局下的端壁气膜冷却效率;Shiau等^[9]、Hu等^[10]、刘钊等^[11]对比分析了多种冷却布局下的端壁气膜冷却性能,研究表明轴向气膜孔布局更有利于冷气射流的迁移和覆盖;苏杭^[12]和Yang等^[13]将叶栅端区速度和压力分布纳入气膜孔冷却设计中,实验和数值研究了轴向布局和沿马赫数线布局下的端壁气膜冷却性能,研究指出沿

马赫数线布局的冷气覆盖范围和冷却效率均优于轴向布局。

有效抑制端区二次流发展和削弱二次流强度是提升端壁气膜冷却性能的关键核心。端壁精细化结构设计可以改变速度和压力分布,实现叶栅端区局部流场调控^[14]。Thrift等^[15]、Kaliyaperumal等^[16]、Hussain等^[17]研究了倾斜端壁的气热性能,发现渐缩形端壁有助于抑制端区二次流发展,提升端壁气膜冷却性能;孙皓等^[18]、沈鹏等^[19]和张垚垣等^[20]进行了叶栅非轴对称端壁设计,并开展了非轴对称端壁对气热性能影响的研究;Chen等^[21]和白波等^[22]对比分析了简化平板端壁和造型端壁气热性能,研究指出造型端壁能显著提升叶栅气动性能、降低端壁热负荷并提升端壁气膜冷却效率。

掺氢/全氢燃烧导致涡轮来流流场特性发生显著变化,进而影响涡轮叶栅气热性能。Chiesa等^[23]理论分析了化石燃料中掺氢对涡轮叶栅气热性能的影响,分析表明掺氢会增加燃气含水量,导致涡轮进口流量下降,影响压气机与涡轮的匹配特性,同时增加涡轮叶栅热负荷;Kim等^[24]和任静等^[25]对比分析了燃氢涡轮和燃气涡轮来流组分对叶栅气热性能的影响,研究发现相较于燃气涡轮叶栅,燃氢涡轮叶栅热负荷增加了10%~15%;刘志敏等^[26]和吉冰等^[27]开展了燃烧压力脉动实验测量技术和涡轮叶栅气动性能研究,研究指出脉动来流会加剧叶栅二次流损失,涡轮效率随脉动幅值增加逐渐下降。燃氢脉动来流显著增加了涡轮叶栅热负荷,进一步增加了涡轮叶栅冷却系统设计难度,燃氢涡轮叶栅气热性能研究亟需拓展和深化。

目前,聚焦燃氢涡轮叶栅气热性能研究比较匮乏,燃氢涡轮叶栅流动传热特性尚不明确。本文基于某研究所真实掺氢/全氢燃烧试验测量的脉动来流条件,选取某工业燃气轮机涡轮第一级静叶栅,采

用非定常雷诺平均纳维-斯托克斯 (unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes, URANS) 数值方法分析了叶栅端区流场和气膜冷却性能,旨在为燃氢涡轮叶栅冷却性能准确评估和高效冷却布局设计提供技术支撑。

1 计算模型和数值方法

1.1 叶栅几何模型

本文以某工业燃气轮机涡轮第一级静叶栅和弗吉尼亚理工大学跨声速风洞试验件为研究对象,基于某研究所真实掺氢/全氢燃烧试验测量的脉动来流条件,选取 3 种脉动频率 ($f=1, 3, 5$ kHz) 数值研究燃氢涡轮叶栅端区二次流动、端壁气膜冷却和叶片泛冷冷却的非定常脉动特性。图 1 给出了涡轮第一级静叶栅几何模型和子午流道示意图,详细的叶栅几何参数如表 1 所示。

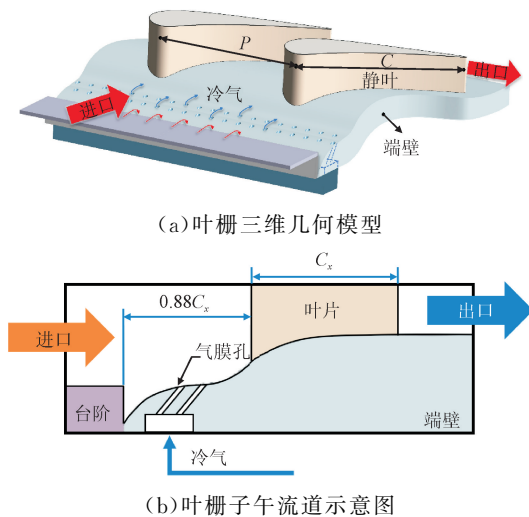


图 1 静叶栅三维几何模型和子午流道示意图

Fig. 1 Three-dimensional geometric structure and meridional channel schematic diagram of vane cascade

表 1 计算模型主要几何参数

Table 1 Geometrical parameters of computational model

参数	数值
叶片弦长 C /mm	91.2
叶片轴向弦长 C_x /mm	50
叶片节距 P /mm	83.14
叶片高度 S /mm	152.4
冷却孔倾斜角 $\alpha/^\circ$	50
冷却孔直径 D /mm	2.38
冷却孔长度与直径之比 $L \cdot D^{-1}$	5.8
冷却孔间距与直径之比 $p \cdot D^{-1}$	3.5

1.2 计算模型与网格

本文选取包含一个完整叶片的单通道叶栅为计算模型,并沿节距方向设置平移周期性壁面(如图 2(a)所示)。计算模型包含 20 个双排离散气膜孔和一个冷气供气腔室。为使流动充分发展和避免回流影响,计算模型进出口分别设置 $0.8C_x$ 的延伸段。图 2(b)给出了本文研究使用的计算网格,采用 ICEM CFD 生成六面体多块结构化网格,叶片和气膜孔附近采用 O 型网格技术提升网格质量。为准确捕捉端区二次流发展特性,端壁和叶片区域进行网格加密处理,第一层网格厚度设置为 1.5×10^{-6} m,网格膨胀比为 1.15,壁面最大 $y^+ < 1.0$,满足 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型的求解要求。

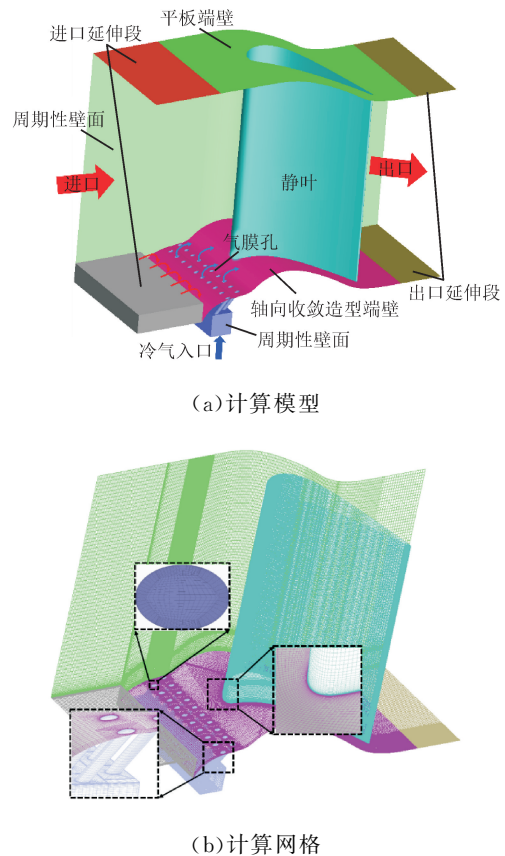


图 2 静叶栅计算模型和计算网格

Fig. 2 Computational model and mesh of vane cascade

本文选取轴向平均气膜冷却效率 ($\bar{\eta}$) 为评价指标,采用 4 套不同数量结构网格 (600 万、900 万、1 200 万和 1 600 万) 进行网格无关性验证。图 3 给出了不同网格数量下的端壁气膜冷却效率。为平衡计算精度和计算速度,本文采用 1 200 万 (叶片计算域 880 万和冷却腔室 320 万) 网格分析端区流动特性和气膜冷却性能。

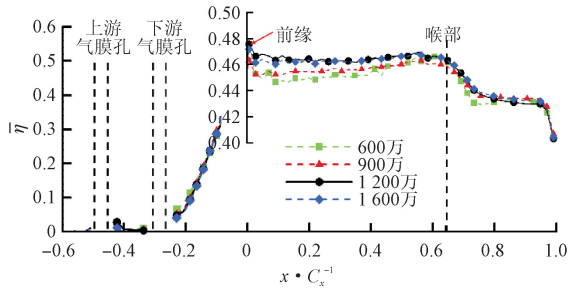
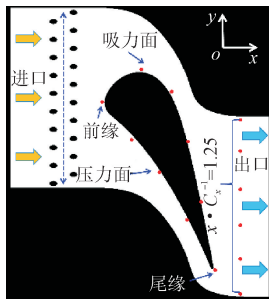


图 3 轴向平均端壁绝热气膜冷却效率

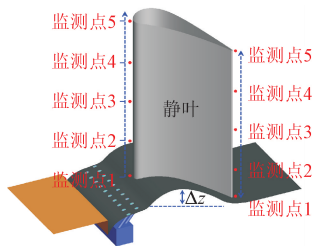
Fig. 3 Pitch-averaged endwall adiabatic film cooling effectiveness

1.3 数值方法

采用 ANSYS Fluent 软件求解 URANS 方程, 利用瞬态压力-速度耦合求解方法数值计算叶栅端壁气膜冷却效率。瞬态计算时间步长根据进口脉动频率进行调整, 基于瞬态计算验证, 单脉动周期内设置 200 个时间步, 每个时间步内循环迭代 10 次, 时间步长设置为 $1 \times 10^{-6} \sim 5 \times 10^{-6}$ s。为有效监测数值计算收敛状态, 在叶栅通道中和叶栅出口设置 15 个温度和压力脉动监测点, 每个监测点位置沿叶高方向设置 5 个监测点, 如图 4 所示。当每个监测点计算残差小于 1.0×10^{-6} , 且相邻周期内时均值计算偏差小于 0.1% 时, 认为数值计算达到收敛。采用 Virginia Tech 大学跨声速风洞试验测量数据作为计算边界条件, 计算工质为理想气体, 主流进口给定试验测量的径向分布总温总压, 冷气进口采用试验测量的平均压力, 计算出口马赫数 Ma_{ex} 为 0.85, 详细的计算边界条件如表 2 所示。



(a) 沿轴向分布



(b) 沿径向分布

图 4 涡轮静叶栅内的监测点分布

Fig. 4 Monitor points distribution in turbine vane cascade

表 2 数值计算边界条件

Table 2 Computational boundary conditions

参数	属性或数值
工质	理想气体
出口马赫数 Ma_{ex}	0.85
出口雷诺数 Re_{ex}	1.5×10^6
湍流强度/%	16
湍流尺度/mm	3
主流进口条件	径向分布总温和总压
冷气进口条件	平均压力
冷气温度/K	298
密度比	1.2

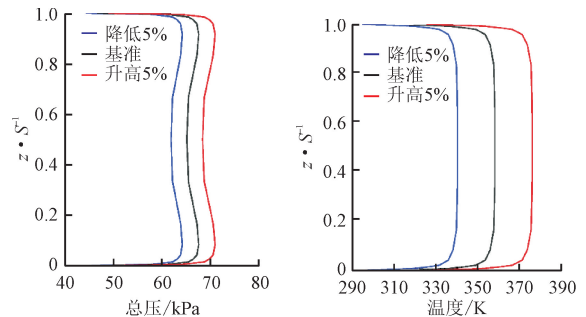
基于某研究所真实掺氢/全氢燃烧试验测量的脉动来流条件, 数值计算中脉动频率为 1、3、5 Hz, 脉动幅度为 5%, 采用正弦函数控制进口温度和压力脉动, 控制函数为

$$P_{t,in} = (1 + K \sin(2\pi ft)) P_{t,in} \quad (1)$$

$$T_{t,in} = (1 + K \sin(2\pi ft)) T_{t,in} \quad (2)$$

式中: $T_{t,in}$ 和 $P_{t,in}$ 分别为进口总温和进口总压; $K = 5\%$ 为进口参数脉动幅度。

图 5 给出了进口总温和总压脉动的峰值上、下限, 进口总温和总压降低 5% 为脉动下限, 进口总温和总压升高 5% 为脉动上限。非定常计算中采用随时间变化的正弦函数控制边界条件脉动, 采用沿径向分布曲线控制总温和总压分布规律。



(a) 总压进口曲线

(b) 总温进口曲线

图 5 静叶栅进口总温和总压曲线及脉动上、下限

Fig. 5 Inlet profile of total temperature and total pressure of vane cascade and pulsated upper and lower limits

气膜冷却效率 (η) 是评估气膜冷却性能的关键参数, 本文采用 Li 等^[28] 提出的燃气恢复温度 (T_r) 近似方法求解绝热气膜冷却效率。在每个工况下分别进行两次独立的 CFD 模拟 (无冷气条件和有冷气条件), 第一次 CFD 模拟获取无冷气条件下绝热壁面温度 ($T_{aw,0}$), 第二次 CFD 模拟获取有冷气进口条件下绝热壁面温度 ($T_{aw,c}$), 然后求解壁面绝热气膜冷却效率

$$\eta = \frac{T_r - T_{aw}}{T_r - T_c} = \frac{T_{aw,0} - T_{aw,c}}{T_{aw,0} - T_c} \quad (3)$$

式中: $T_c = 298 \text{ K}$ 是冷气温度; T_{aw} 是绝热壁面温度。

在两次 CFD 模拟中,所有监测点上的压力和温度脉动相位保持一致,因此在非定常计算中,时均气膜冷却效率(η_{avg})和 t 时刻气膜冷却效率(η_t)可以表示为

$$\eta_{avg} = \frac{T^{-1} \int_t^{t+T} T_{aw,0} dt - T^{-1} \int_t^{t+T} T_{aw,c} dt}{T^{-1} \int_t^{t+T} T_{aw,0} dt - T^{-1} \int_t^{t+T} T_c dt} \quad (4)$$

$$\eta_t = \frac{(T_{aw,0})_t - (T_{aw,c})_t}{(T_{aw,0})_t - T_c} \quad (5)$$

式中: T 为脉动周期; $()_t$ 为 t 时刻下对应的量。

1.4 数值方法验证

基于文献[28]的研究成果可知,realizable $k-\epsilon$ 湍流模型可以较准确地预测跨声速叶栅端壁气膜冷却性能和叶片泛冷却性能。本文进一步对比分析了试验测量和采用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型非定常计算的时均结果。图 6 和图 7 分别给出设计工况($Ma_{ex} = 0.85$ 、设计冷气压力、密度比 1.2)下,端壁时均气膜冷却效率分布和中央流道特征流线时均气膜冷却效率分布。

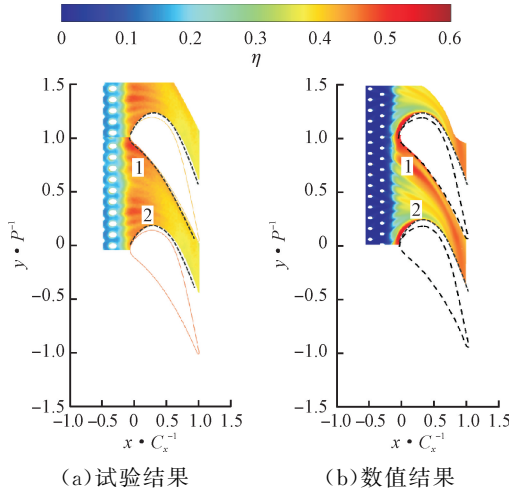


图 6 端壁绝热气膜冷却效率分布

Fig. 6 Endwall adiabatic film cooling effectiveness distribution

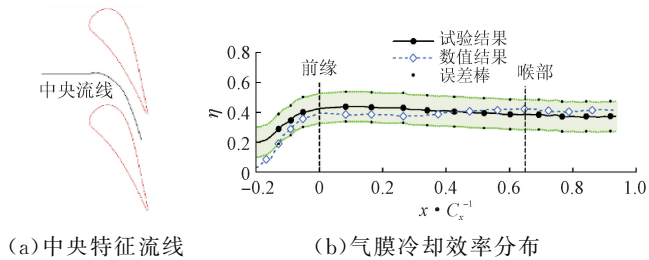


图 7 中央特征流线绝热气膜冷却效率分布

Fig. 7 Endwall adiabatic film cooling effectiveness distribution along middle pitch streamline

图 6 和图 7 表明,采用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型的非定常数值方法可以准确预测端壁近压力面高冷却区 1 和叶栅中央通道高冷却区 2。试验测量中叶片吸力面侧部分端壁被遮挡,中央特征流线气膜冷却效率被用于定量分析数值预测精度,数值预测结果均处于试验测量不确定度内,并且气膜冷却效率随轴向位置变化趋势与试验结果保持一致。数值预测误差来源于湍流模型对冷气与主流强掺混流动预测不足和壁面粗糙度(数值计算中设置为光滑壁面),导致气膜孔下游($-0.2C_x < x < 0.2C_x$)和通道喉部下游($x > 0.65C_x$)预测误差增大。

为进一步验证数值方法对近端壁流场的预测精度,本文对比分析了试验测量和数值预测的近端壁流场结构。图 8 给出了试验测量和数值预测的近端壁流场结构,试验中采用油膜轨迹捕捉技术刻画近端壁二次流结构和冷气迁移特性,冷气向叶栅下游迁移会在端壁形成带状区域,部分冷气脱离端壁,在叶片前缘和压力面侧形成块状区域。受前缘强逆压梯度和冷气动量影响,部分冷气脱离端壁并迁移至叶片前缘、压力面等非目标区域形成的二次冷却现象,称为泛冷却。

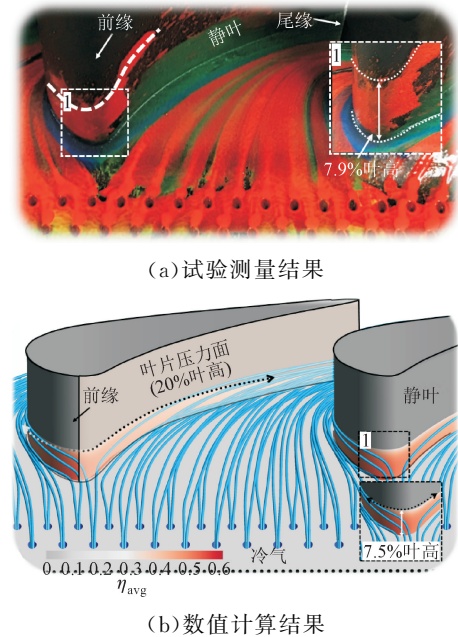


图 8 叶栅近端壁流场结构

Fig. 8 Near-endwall flow field of vane cascade

数值预测的近端壁流场结构和试验测量结果具有高度相似性,并且在叶片前缘附近形成的泛冷却区域具有相似的径向高度,因此本文采用的数值预测方法可以准确捕捉近端壁流场结构、端壁气膜冷却分布和叶片泛冷却分布。

2 结果与讨论

2.1 不同脉动频率对叶栅端壁冷却的影响

掺氢/全氢燃烧会加剧燃气脉动现象,进而影响下游涡轮叶栅气热性能。图 9 给出了试验测量中捕捉到的 3 种脉动频率($f=1, 3, 5$ kHz)下端壁时均绝热气膜冷却效率分布。本文重点研究叶栅通道中央区域 $B(0 < x < 0.65C_x)$ 、叶片前缘附近区域 C 和叶栅通道喉部下游区域 $D(x > 0.65C_x)$ 的端壁气膜冷却性能。

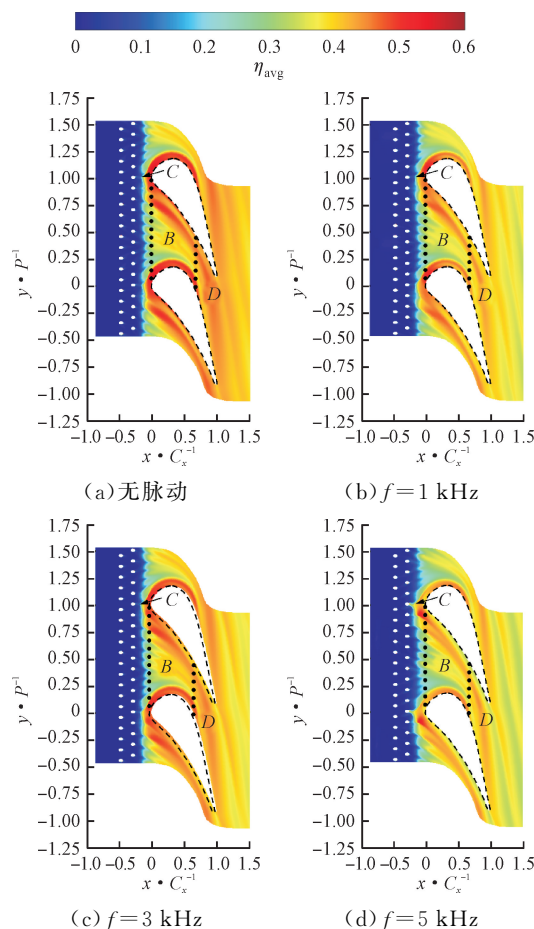


图 9 端壁时均绝热气膜冷却效率分布

Fig. 9 Transient time-averaged endwall adiabatic film cooling effectiveness distributions

由图 9 可知,对于区域 B ,叶栅通道中央区域的气膜冷却效率随脉动来流频率的变化呈现出明显的非单调性特征。具体表现为:随着脉动频率增大,气膜冷却效率呈现先降低后升高,随后再次降低的变化趋势。在 $f=3$ kHz 时,端壁气膜冷却性能最佳,气膜冷却效率略低于无脉动来流工况。然而,当脉动频率进一步增大至 5 kHz 时,气膜冷却效率显著降低,气膜覆盖效果最差,气膜孔下游出现局部低冷却效率区域,并向叶栅通道内延伸。

对于区域 C ,在中低脉动来流频率($f \leq 3$ kHz)

工况,叶片前缘区域的气膜冷却效率基本保持稳定。当脉动频率达到 3 kHz 时,气膜冷却效率最高。然而,随着脉动频率进一步增大至 5 kHz,气膜冷却效率显著下降,同时气膜覆盖效果也会明显恶化。

对于区域 D ,叶栅通道喉部下游区域的气膜冷却效率随脉动频率的变化趋势与区域 B 一致,均呈现先下降后上升、随后再次下降的非单调特征。在 $f=3$ kHz 时,气膜冷却效率达到最大值,但仍略低于无脉动来流工况。

相对绝热气膜冷却效率(η_r)常用以评估气膜冷却效率在脉动周期内的变化幅度,其定义为

$$\eta_r = \frac{\eta_i - \eta_{avg}}{\eta_{avg}} \times 100\% \quad (6)$$

图 10 给出了 $K=5\%$ 、脉动频率 $f=1, 3, 5$ kHz 下端壁相对绝热气膜冷却效率在脉动周期内的变化。

当 $f=1$ kHz 时,叶栅通道内($0 < x < 0.65C_x$)的气膜冷却效率在 $0T$ 和 $0.5T$ 时刻变化幅度较小,波动范围保持在 $-5\% \sim 5\%$ 以内。然而,在气膜孔下游区域,局部冷却效率波动显著,波动范围扩大至 $-10\% \sim 10\%$,且高波动区域主要集中在叶栅中央通道区域。在 $0.25T$ 和 $0.75T$ 时刻,叶栅通道内气膜冷却效率的变化幅度显著增大,特别是在近压力面侧和近吸力面侧区域,波动范围达到 $-10\% \sim 10\%$ 。此外,气膜孔下游至叶片前缘的轴向区域($-0.2C_x < x < 0$)冷却效率波动最显著。

当 $f=3$ kHz 时,端壁气膜冷却效率在整个脉动周期内的波动幅度较低,波动范围基本维持在 $-5\% \sim 5\%$ 。仅在 $0.25T$ 和 $0.75T$ 时刻,叶栅通道喉部区域和气膜孔下游区域的冷却效率波动幅度有所增加,波动范围达到 $-10\% \sim 10\%$ 。

当 $f=5$ kHz 时, $0T$ 和 $0.5T$ 时刻叶栅通道内($0 < x < 0.65C_x$)的气膜冷却效率波动幅度较低,波动范围在 $-5\% \sim 5\%$ 以内。然而,在气膜孔下游和叶栅通道喉部区域,局部冷却效率波动显著,波动范围扩大至 $-10\% \sim 10\%$ 。在 $0.25T$ 和 $0.75T$ 时刻,气膜孔下游区域的冷却效率波动幅度最大,波动范围超过 $-15\% \sim 15\%$,且波动沿流向延伸至叶片肩部($x \approx 0.2C_x$)逐渐衰减。此外,在叶片压力面侧喉部区域,出现与气膜孔下游脉动相位相反的峰值区域,其波动范围为 $-10\% \sim 10\%$ 。

整体而言,随着进口脉动频率的增大,叶栅通道内端壁气膜冷却效率的波动幅度呈现先减小后增大趋势。波动幅度最大的区域主要集中在气膜孔下游。此外,随着脉动频率增大,叶栅通道内逐渐出现相位相反的波动变化,但其波动幅度较前缘区域更小,波动能量逐渐向叶片压力面侧汇聚。

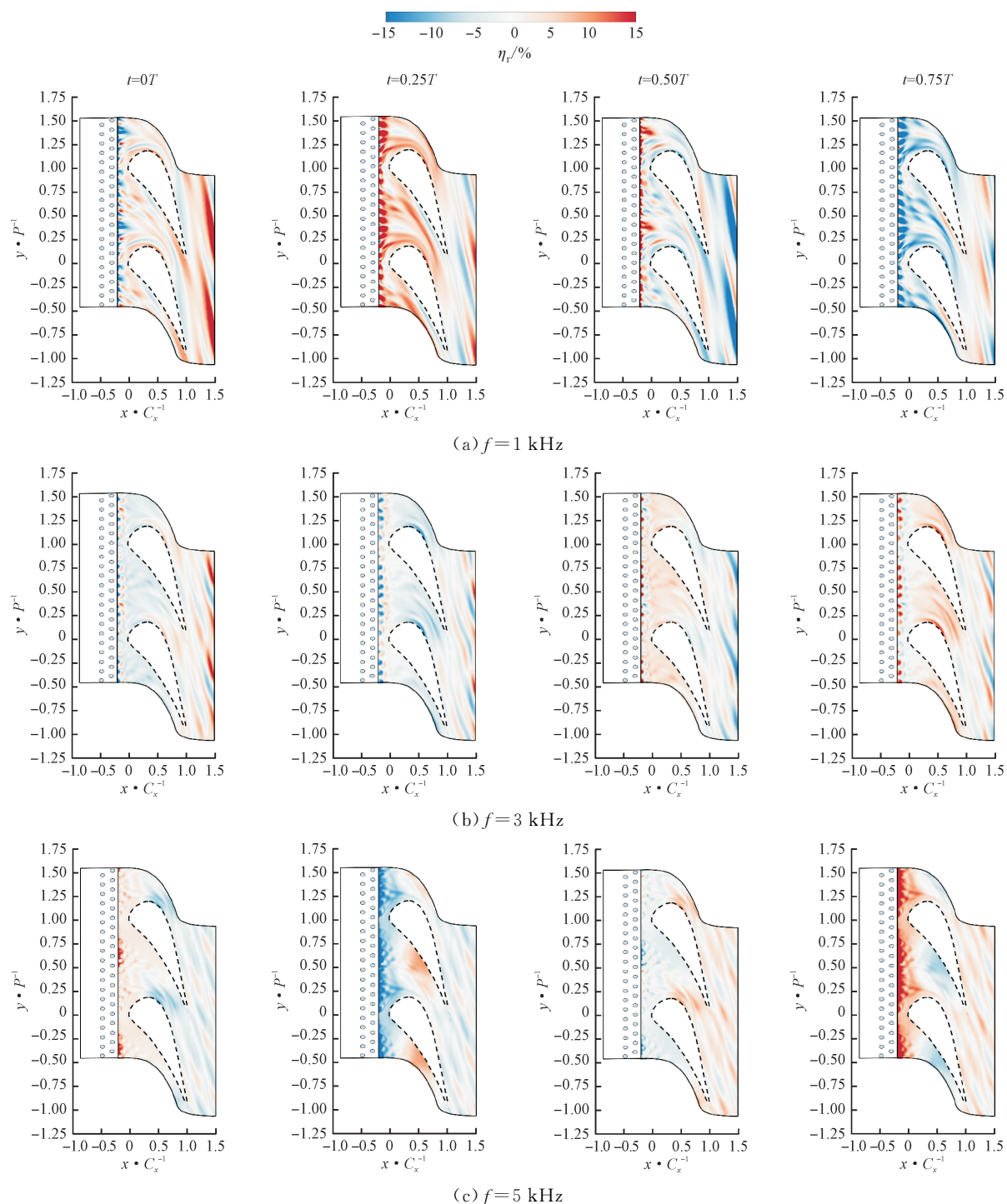


图 10 端壁相对绝热气膜冷却效率分布在脉动周期内的变化

Fig. 10 Variation of relative endwall adiabatic film cooling effectiveness distributions within a pulsation period

图 11 给出了不同脉动频率下端壁相对绝热气膜冷却效率沿叶栅通道内中央特征流线的分布。可以看出,端壁气膜冷却效率波动最剧烈的位置集中在气膜孔下游 ($-0.2C_x < x < 0$) 和叶栅通道喉部区域 ($x \approx 0.65C_x$)。对于气膜孔下游区域,端壁气膜冷却效率波动范围先减小后增大。最大值发生在 $f = 5 \text{ kHz}$ 时,该区域冷却效率

波动幅度为 $-40\% \sim 40\%$; 最小值发生在 $f = 3 \text{ kHz}$ 时,该区域冷却效率波动幅度小于 5% 。对于叶栅通道喉部区域,端壁气膜冷却效率波动范围同样先减小后增大。最大值发生在 $f = 1 \text{ kHz}$ 时,该区域冷却效率波动幅度为 $-10\% \sim 12\%$; 最小值发生在 $f = 3 \text{ kHz}$ 时,该区域冷却效率波动幅度为 $-7.5\% \sim 8.0\%$ 。

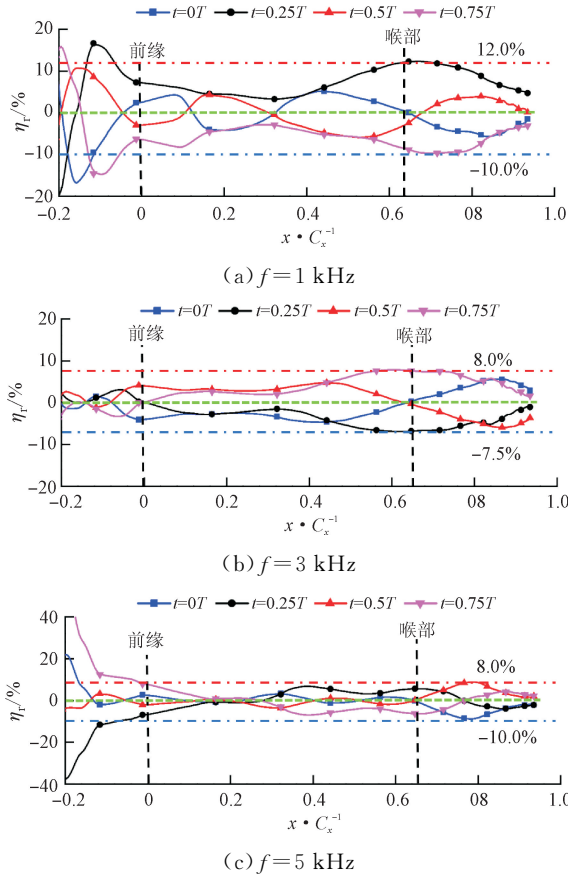


图 11 端壁相对绝热气膜冷却效率沿中央特征流线分布
Fig. 11 Relative endwall adiabatic film cooling effectiveness distributions along middle pitch streamline

图 12(a)给出了不同脉动频率下 $-0.6C_x < x < 1.2C_x$ 轴向范围内端壁时均绝热气膜冷却效率的面平均值 $\bar{\eta}_{avg}$ 。可以看出,与无脉动工况相比,3 种脉动频率下的面平均值均有所降低。 $f=3$ kHz 时降低幅度最小,端壁气膜冷却效率下降约 4.02%; $f=5$ kHz 时降低幅度最大,端壁气膜冷却效率下降约 11.28%。图 12(b)~(d) 进一步展示了面平均值 $\bar{\eta}_t$ 在脉动周期内的变化。当 $f=3$ kHz 时,气膜冷却效率的波动幅度最小,变化范围为 $-1.63\% \sim 1.67\%$ 。当 $f=1$ kHz 时,气膜冷却效率波动幅度最大,变化范围为 $-3.98\% \sim 3.78\%$ 。

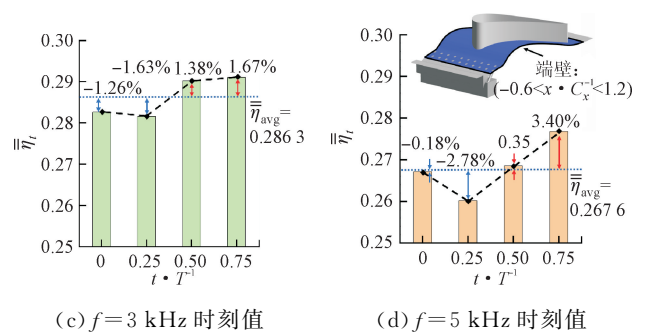
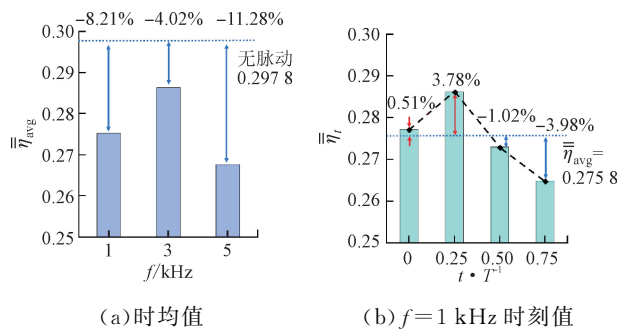
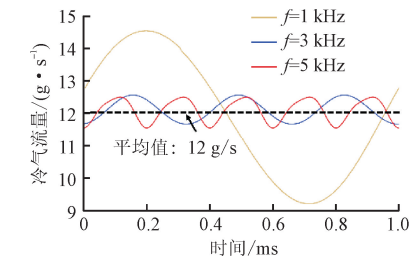


图 12 面平均端壁气膜冷却效率时均值和脉动周期内时刻值

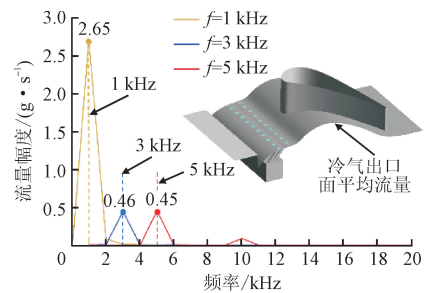
Fig. 12 Transient time-averaged and instantaneous values of the area-averaged endwall film cooling effectiveness

2.2 不同脉动频率下端壁气膜冷却效率的频谱分析

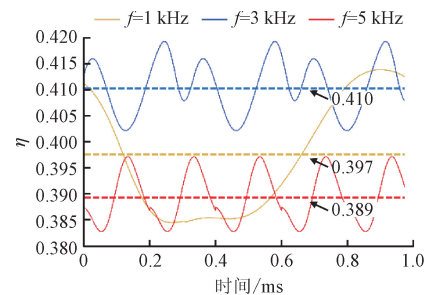
为深入分析不同脉动频率下的冷气流动特性,本文通过快速傅里叶变换(FFT)频谱分析方法对燃气脉动影响下的端壁气膜冷却效率的瞬态响应特性进行了研究,结果如图 13 所示。



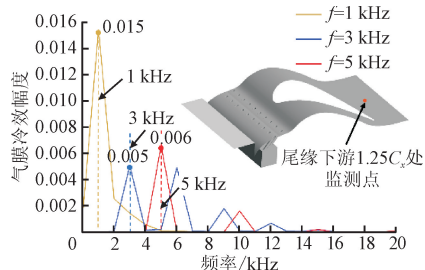
(a) 冷气腔室流量,监测点波动值



(b) 冷气腔室流量,FFT 结果



(c) 叶栅通道出口截面处端壁气膜冷却效率,监测点波动值



(d) 叶栅通道出口截面处端壁气膜冷却效率, FFT 结果

图 13 叶栅通道内监测点波动值和快速傅里叶变换分析

Fig. 13 Pulsated values and FFT analysis of monitor points in the turbine vane cascade

图 13(a)、(b)给出了不同脉动频率下冷气腔室流量的波动特性及其 FFT 分析结果。3 种脉动频率下的时均冷气流流量基本相同,但其波动幅度存在显著差异。当 $f=1$ kHz 时,冷气腔室流量变化幅度

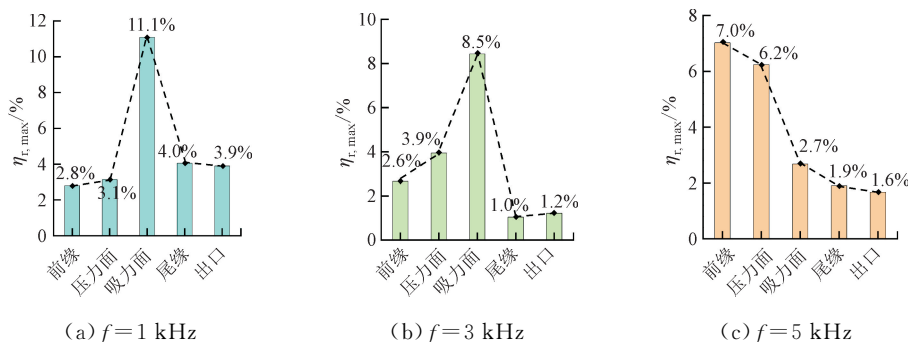


图 14 监测点气膜冷却效率相对波动幅度最大值

Fig. 14 Maximum values of relative endwall adiabatic film cooling effectiveness of monitor points

结合图 10 可知,随着进口脉动频率增加,压力面监测点的相对波动幅度逐渐增大,表明剧烈波动区域逐渐向近压力面侧汇聚。同时气膜孔下游的气膜冷却效率高波动区域逐渐向下游迁移和延伸,在 $f=5$ kHz 时叶片前缘的波动幅度显著增加。

2.3 不同脉动频率下叶栅端区流场分析

燃氢脉动显著改变叶栅端区二次流场形态,进而影响叶栅端壁气膜冷却性能。图 15 给出了不同脉动频率下轴向截面(正对叶片前缘位置)的温度场和近端壁流线的时均分布,图 16 展示了轴向截面的温度场和近端壁流线在脉动周期内的瞬态分布,图中, CV 代表空腔涡, HV 代表马蹄涡, SV 代表二次涡。图 17 给出了叶栅近端壁流线在脉动周期内的瞬态分布,图中 HV_p 代表马蹄涡压力面分支, HV_s 代表马蹄涡吸力面分支, P_s 代表马蹄涡分离点, $H_1 \sim H_6$ 代表马蹄涡压力面分支到压力面的距离。

最大,达到时均冷气流量的 22%;当 $f=3, 5$ kHz 时,冷气腔室流量变化幅度较小,仅为时均冷气流量的 4%。

图 13(c)、(d)给出了不同脉动频率下叶栅通道出口监测点处的端壁气膜冷却效率瞬态变化及其 FFT 分析结果。3 种脉动频率下的端壁气膜冷却效率变化基本符合正弦波动规律。端壁气膜冷却效率的波动频率与进口脉动频率一致,且在冷气向下游迁移以及主流和冷气强掺混过程中未发生衰减(冷气腔出口和叶栅通道出口的脉动频率相同)。对于 $f=1, 3, 5$ kHz,对应的冷却效率波动频率分别为 1、3、5 kHz,这一结果表明掺氢/全氢燃烧所带来的更剧烈的燃气脉动频率会传递至冷气,进而显著影响端壁气膜冷却效率。

图 14 展示了不同脉动频率下各监测点的端壁气膜冷却效率相对波动幅度最大值 $\eta_{r,max}$ 的变化。

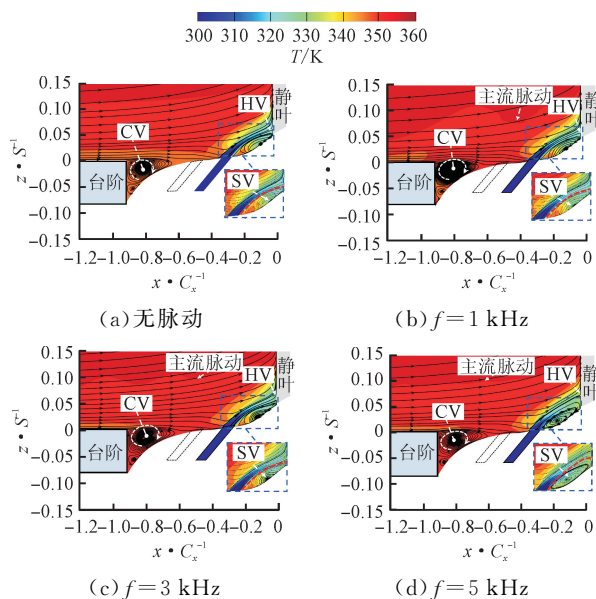


图 15 轴向截面近端壁流线时均分布

Fig. 15 Transient time-averaged near-endwall streamline distributions of axial section

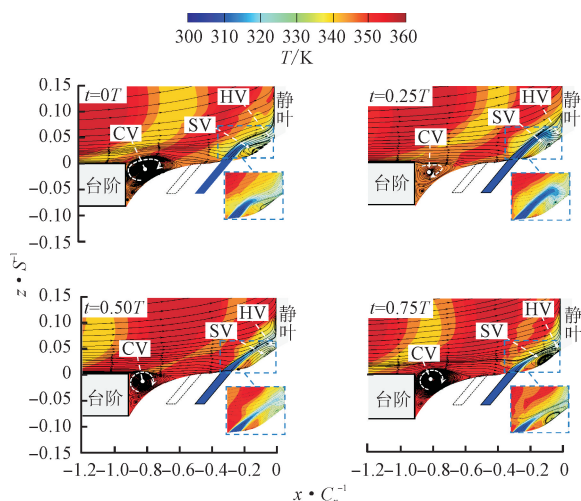
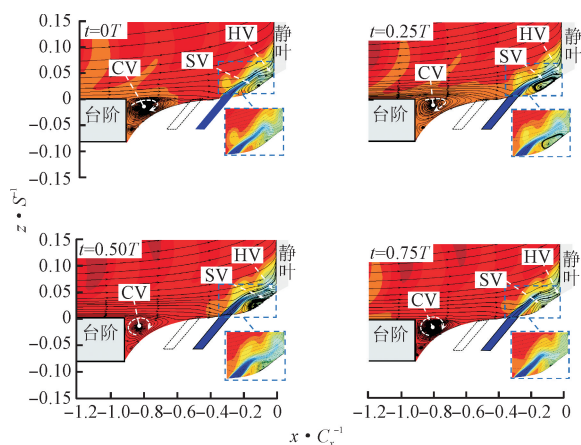
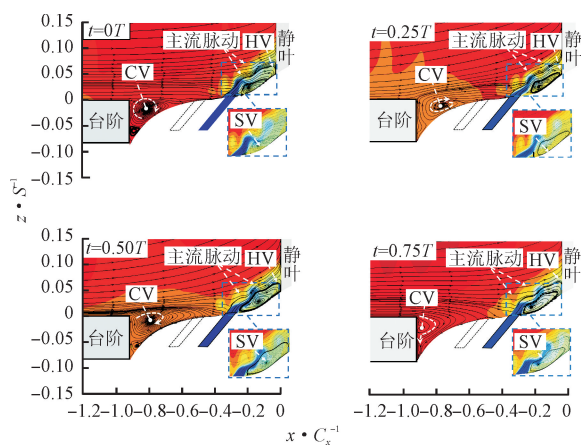
(a) $f=1\text{ kHz}$ (b) $f=3\text{ kHz}$ (c) $f=5\text{ kHz}$

图 16 轴向截面近端壁流线在脉动周期内分布

Fig. 16 Variation of near-endwall streamline distributions of axial section within a pulsation period

当 $f=1\text{ kHz}$ 时,冷气腔室的流量变化幅度显著高于其他脉动频率,导致局部吹风比显著变化。在 $0.25T$ 时刻,冷气流量最大(如图 13 所示),导致冷

气偏离端壁程度增加,与主流的掺混耗散作用增强。在 $0.75T$ 时刻,冷气流量最小,冷气保持贴附在端壁表面,冷气对叶片前缘马蹄涡的抑制作用减弱。尽管 $f=1\text{ kHz}$ 时近端壁流场形态相似,但气膜孔下游低温区明显减小,导致端壁气膜冷却性能下降。

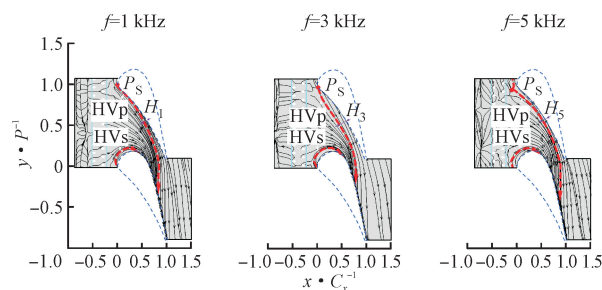
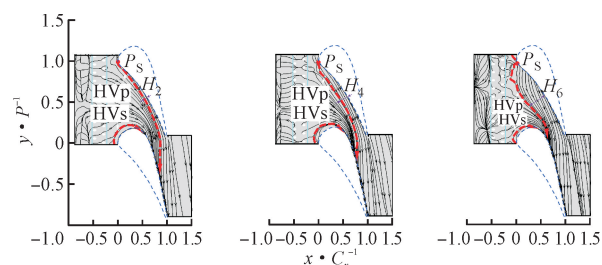
(a) $t=0.25T$ 时刻(b) $t=0.75T$ 时刻

图 17 近端壁流线在脉动周期内分布

Fig. 17 Variation of near-endwall streamline distributions within a pulsation period

当 $f=3\text{ kHz}$ 时,气膜孔出口冷气的脉动特征显著增加,但冷气流量波动较小,冷气保持良好的马蹄涡抑制作用,导致脉动周期内马蹄涡压力面分支变化不明显,如图 17 所示。叶片前缘附近低能流体形成的二次涡强度明显减弱,更多冷气贴附在端壁,使得 $f=3\text{ kHz}$ 时端壁时均气膜冷却效率最高。

当 $f=5\text{ kHz}$ 时,冷气脉动特征显著,空腔涡形态发生显著变化,如图 16 所示。在 $0.25T$ 和 $0.5T$ 时刻,空腔涡发展到气膜孔区域,卷吸部分冷气向叶栅上游迁移,导致部分冷气无效消耗。冷气强烈的脉动特征显著增强了冷气与主流的掺混作用,导致马蹄涡强度显著增加。在 $0.75T$ 时刻,马蹄涡压力面分支严重向叶片吸力面侧迁移(图 17 中 H_6 显著增加),导致端壁气膜覆盖面积显著减小。冷气显著的脉动特征和脉动周期内显著的马蹄涡形态变化,导致气膜冷却性能呈现明显的波动。

3 结 论

本文基于某研究所真实掺氢/全氢燃烧脉动测

量数据和跨声速风洞试验数据,采用 URANS 数值方法,对比分析了在设计运行工况下,3 种脉动频率($f=1,3,5$ kHz)对端壁气膜冷却效率以及端区二次流的非定常脉动特性的影响,得到以下结论。

(1)掺氢/全氢燃烧诱发的燃气脉动对叶栅通道上游、近压力面侧以及叶片前缘区域的端壁气膜冷却效率具有显著影响。随着脉动来流频率增加,冷却效率呈现先减小后增大、再减小的非单调变化趋势。相较于无脉动工况,脉动来流会降低端壁气膜冷却效率,当 $f=3$ kHz 时,冷却效率降低幅度最小(约为 4.02%),当 $f=5$ kHz 时,冷却效率降低幅度最大(约为 11.28%)。

(2)叶栅通道内端壁气膜冷却效率的波动频率与主流进口脉动频率一致,且脉动频率在叶栅通道内未发生衰减,仅波动幅度发生变化。波动幅度的变化随脉动频率增加呈现先减小后增大的趋势。波动幅度最大的区域集中在气膜孔下游和叶栅通道喉部附近区域。对于叶栅通道区域:当 $f=3$ kHz 时,冷却效率波动幅度最小,范围为 $-7.5\%\sim 8.0\%$;当 $f=1$ kHz 时,冷却效率波动幅度最大,范围为 $-10\%\sim 12\%$ 。对于气膜孔下游区域:当 $f=5$ kHz 时,冷却效率波动幅度会明显增大,范围为 $-40\%\sim 40\%$ 。

(3)燃气脉动会显著影响叶栅端区二次流的分布。当 $f=3$ kHz 时,叶片前缘附近气膜冷气波动现象最弱,冷气射流和主流的掺混作用最稳定。当 $f=5$ kHz 时,台阶下游空腔涡的影响范围显著扩大,并延伸至第二排气膜孔区域。叶片前缘马蹄涡强度显著增强,马蹄涡压力面分支明显向吸力面偏移,端区二次流结构发生显著变化。

参考文献:

- [1] 生态环境部. 发布《中国应对气候变化的政策与行动 2023 年度报告》[J]. 节能与环保, 2023(11): 5.
Ministry of Ecology and Environment. Release of the 2023 annual report on China's policies and actions to address climate change [J]. Energy Conservation & Environmental Protection, 2023(11): 5.
- [2] 李苏辉, 张归华, 吴玉新. 面向未来燃气轮机的先进燃烧技术综述 [J]. 清华大学学报(自然科学版), 2021, 61(12): 1423-1437.
LI Suhui, ZHANG Guihua, WU Yuxin. Advanced combustion technologies for future gas turbines [J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2021, 61(12): 1423-1437.
- [3] PATEL V, SHAH R. Effect of hydrogen enrichment on combustion characteristics of methane swirling and non-swirling inverse diffusion flame [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2019, 44(52): 28316-28329.
- [4] 吕光普, 刘潇, 张志浩, 等. 氢燃气轮机燃烧技术研究进展 [J]. 燃气轮机技术, 2022, 35(1): 1-15.
LÜ Guangpu, LIU Xiao, ZHANG Zhihao, et al. Research progress of combustion technology in hydrogen gas turbine [J]. Gas Turbine Technology, 2022, 35(1): 1-15.
- [5] BUNKER R S. Gas turbine heat transfer: ten remaining hot gas path challenges [J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 193-201.
- [6] HAN J C. Fundamental gas turbine heat transfer [J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2013, 5(2): 021007.
- [7] OLCZAK D, JAWORSKI M. Review of turbine cooling technologies [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2023, 145(9): 090801.
- [8] CHOWDHURY N H K, SHIAU C C, HAN J C, et al. Film cooling effectiveness comparison on turbine vane endwall with cluster configurations using PSP measurement technique [C]//ASME 2017 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2017: V008T10A039.
- [9] SHIAU C C, SAHIN I, WANG Nian, et al. Turbine vane endwall film cooling comparison from five film-hole design patterns and three upstream injection angles [J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2019, 11(3): 031012.
- [10] HU Jianjun, AN Baitao. Film-cooling effectiveness on a turbine blade platform with various hole shapes and layouts [J]. ASME Journal of Heat and Mass Transfer, 2024, 146(11): 113801.
- [11] 刘钊, 丁玉强, 谢晔航, 等. 气膜孔布置对透平端壁冷却和气动性能影响的研究 [J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(8): 22-33.
LIU Zhao, DING Yuqiang, XIE Yehang, et al. Study on effects of film hole arrangements on film cooling and aerodynamic characteristics of turbine endwall [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(8): 22-33.
- [12] 苏杭. 优化气膜布局的导叶端壁冷却特性的实验研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.
- [13] YANG Xing, LIU Zhansheng, ZHAO Qiang, et al. Comparisons of endwall overall effectiveness from two film hole distribution patterns at low and high exit Mach numbers [J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142(10): 101007.

- [14] 薛兴旭. 亚音速高负荷涡轮叶栅二次流动特征与控制研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- [15] THRIFT A A, THOLE K A, HADA S. Effects of an axisymmetric contoured endwall on a nozzle guide vane: convective heat transfer measurements [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(4): 041008.
- [16] KALIYAPERUMAL A, GOVARDHAN M. Reduction of secondary flow losses in transonic nozzle guide vane through axisymmetric endwall profile optimization [C]//ASME 2017 Gas Turbine India Conference. New York, NY, USA: ASME, 2017: V001T02A008.
- [17] HUSSAIN S, LIU Jian, SUNDÉN B. Study of effects of axisymmetric endwall contouring on film cooling/heat transfer and secondary losses in a cascade of first stage nozzle guide vane [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 168: 114844.
- [18] 孙皓, 宋立明, 李军. 透平叶栅非轴对称端壁优化设计 [J]. *西安交通大学学报*, 2013, 47(9): 35-40.
SUN Hao, SONG Liming, LI Jun. Optimization design of nonaxisymmetrical end wall profiling for turbine cascade [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2013, 47(9): 35-40.
- [19] 沈鹏, 刘洋, 戴韧. 非轴对称端壁抑制叶栅二次流分离的实验研究 [J]. *热能动力工程*, 2021, 36(7): 32-38.
SHEN Peng, LIU Yang, DAI Ren. Experimental research on contoured endwall depressing cascade secondary flow separation [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2021, 36(7): 32-38.
- [20] 张垚垣, 李志刚, 李军. 透平端壁冷却及泛冷却最优的端壁造型设计研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2021, 55(5): 1-9.
ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, LI Jun. Endwall contour design targeting on optimum turbine endwall cooling and phantom cooling effectiveness [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2021, 55(5): 1-9.
- [21] CHEN Pingting, LI Xueying, REN Jing, et al. Influence of endwall 2D contouring on endwall adiabatic cooling effectiveness and aerodynamic performance [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 137: 690-702.
- [22] 白波, 李志刚, 李军. 轴向收敛造型对燃气涡轮叶栅端壁气膜冷却性能的影响 [J]. *航空动力学报*, 2022, 37(5): 1042-1053.
BAI Bo, LI Zhigang, LI Jun. Influence of axially-convergent contouring on cascade end wall film cooling characteristics in gas turbine [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(5): 1042-1053.
- [23] CHIESA P, LOZZA G, MAZZOCCHI L. Using hydrogen as gas turbine fuel [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2005, 127(1): 73-80.
- [24] KIM B, MAI T D, VO D T, et al. Hydrogen combustion in two-stage high-pressure gas turbine—thermal and flow simulations for performance comparison with fossil fuels [J]. *International Journal of Engine Research*, 2024, 25(3): 513-526.
- [25] 任静, 李雪英, 黄新宇, 等. 燃氢燃机高温高湿透平耦合传热和冷却特性 [J]. *动力工程学报*, 2024, 44(9): 1416-1423.
REN Jing, LI Xueying, HUANG Xinyu, et al. Coupled heat transfer and cooling characteristics of high temperature and high humidity turbine for hydrogen-fired gas turbine [J]. *Journal of Chinese Society of Power Engineering*, 2024, 44(9): 1416-1423.
- [26] 刘志敏, 丁阳, 徐婷婷, 等. 燃气轮机燃烧压力脉动与测量关键技术研究 [J]. *华电技术*, 2019, 41(9): 1-5.
LIU Zhimin, DING Yang, XU Tingting, et al. Research on gas turbine combustion pressure fluctuation and the key technologies for its measurement [J]. *Huadian Technology*, 2019, 41(9): 1-5.
- [27] 吉冰, 李军, 王志多. 脉动来流对涡轮非定常气动性能影响机理 [J]. *航空动力学报*, 2020, 35(2): 410-421.
JI Bing, LI Jun, WANG Zhiduo. Effect mechanism of pulsating flow on unsteady aerodynamic performance of turbine [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(2): 410-421.
- [28] LI Zhigang, BAI Bo, LI Jun, et al. Endwall heat transfer and cooling performance of a transonic turbine vane with upstream injection flow [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144(4): 041004.

(编辑 陶晴)