

文章编号: 1000-8055(2026)08-20250315-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250315

变几何涡轮新型可调导叶端壁气膜 冷却特性实验

姚韵嘉¹, 闫毅飞², 陶志², 宋立明²

(1. 太行实验室, 成都 610000;
2. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 西安 710049)

摘 要: 结合实验与数值模拟, 对新型可调导叶的端壁气膜冷却特性开展了研究。对比了不同出口马赫数 Ma 工况下传统导叶与新型可调导叶端壁气膜冷却效率特性, 研究了不同冷气与主流的质量流量比以及新型可调导叶不同转角状态下的气膜冷却效率变化规律。结果表明: 在相同冷气与主流的质量流量比下, Ma 的变化对传统导叶和新型可调导叶的端壁气膜冷却效率均影响较小, 气膜覆盖范围及冷却效果变化较小。随着冷气与主流的质量流量比增大, 两种导叶端壁的气膜冷却效率都有所提升。新型可调导叶的转角变化会改变壁面附近的压力分布, 从而对端区气膜冷却效率分布产生较大影响。

关键词: 气膜冷却特性; 可调导叶; 端壁冷却; 质量流量比; 转角

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Film cooling characteristics of novel adjustable guide vane endwalls in variable geometry turbines

YAO Yunjia¹, YAN Yifei², TAO Zhi², SONG Liming²

(1. Taihang Laboratory, Chengdu 610000, China;
2. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Combining experimental and numerical simulation, the endwall film cooling characteristics of novel variable guide vane were further examined. The film cooling characteristics on the endwalls of both the conventional vane and the novel variable guide vane were compared under different exit Mach number (Ma) conditions. The variations in film cooling effectiveness were investigated with respect to different coolant-to-mainstream mass flow ratios and different turning angles of the novel vane. The results indicated that, at the same coolant-to-mainstream mass flow ratios, variations in Ma had a minor impact on the endwall film cooling effectiveness of both the conventional and novel vanes, with the coverage and magnitude of the cooling film exhibiting minimal changes. As the coolant-to-mainstream mass flow ratios increased, the film cooling effectiveness on the endwalls of both vane types improved. The turning angle change of the novel variable guide vane altered the near-wall pressure distribution, thus causing a significant influence on the distribution of endwall film cooling effectiveness.

Keywords: film cooling characteristics; variable guide vanes; endwall cooling;
mass flow ratio; turning angle

收稿日期: 2025-07-05

作者简介: 姚韵嘉(1995—), 男, 工程师, 博士, 主要从事涡轮气动热力学及多学科设计优化研究。

引用格式: 姚韵嘉, 闫毅飞, 陶志, 等. 变几何涡轮新型可调导叶端壁气膜冷却特性实验[J]. 航空动力学报, 2026, 41(8): 20250315. YAO Yunjia, YAN Yifei, TAO Zhi, et al. Film cooling characteristics of novel adjustable guide vane endwalls in variable geometry turbines[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(8): 20250315.

不断提高涡轮进口温度是提升涡轮循环热效率以及比功率的有效手段,但涡轮进口温度的提升也使得端壁温度及热负荷不断增大。除了高温燃气的侵蚀,叶片端区各种复杂二次流涡系结构的存在也直接影响到了涡轮端区的燃气流动,对端壁的冷却提出了更加严峻的考验。

在涡轮端壁布置气膜孔是对端壁的一种有效保护,众多学者对端壁上气膜孔的几何参数、气动参数以及通道内复杂涡系结构等对端壁气膜冷却特性的影响都开展了研究。Alqefi 等^[1-2]通过实验研究发现了涡轮第一级导叶叶栅中存在的冲击涡结构,发现冲击涡的存在对冷气的覆盖起到了正向的作用,可以使冷气覆盖到难以覆盖的压力面侧附近。Oke 等^[3]将在前缘布置两排离散气膜孔与布置整体冷气入射槽缝结构的冷却效果进行了对比,发现针对端壁的冷却效果会降低 20%~30%。Zhang 等^[4]利用压力敏感漆(PSP)技术对前缘气膜孔布局下,5 个质量流量比下的冷却射流的端壁气膜有效度进行了研究。此外,Zhang 等^[5-6]还研究了在前缘气膜孔作用下,阶梯形台阶以及两种不同的端壁面构型(海豚嘴型以及鲨鱼嘴型)的冷却效果。Friedrichs 等^[7-9]则通过一系列的研究明确指出了端壁气膜冷却布局需要结合二次流的发展综合考虑。Huyssen 等^[10]将圆柱形气膜孔沿流向进行扩张形成新的孔型,发现新孔型具有更好的气热性能。Li 等^[11]在端壁前缘布置了两排气膜孔,分析了吹风比对气膜冷却性能的影响。此外,Mao 等^[12-13]研究分析了在端壁前缘气膜孔布局中,冷气与主流的密度比及端壁错位对端壁气膜冷却特性的影响。Shiau 等^[14]在亚声速及跨声速工况下通过 PSP 技术研究了冷气参数如吹风比、密度比等对气膜冷效的影响。

变几何涡轮是变循环发动机的核心部件。变几何涡轮中通流面积的改变可以通过导叶可调(安装角变化)、气动调节、利用障碍物进行堵塞等多种方式来实现。经过 NASA 等^[15]机构的多年的探索研究,发现采用安装角变化的可调导叶形式是最有效且易于实现的方式之一,随后,大部分针对变几何涡轮的研究集中关注在安装角变化的可调导叶。

由于在设置旋转轴使得安装角可调之后,不可避免地需要在叶片与上下端壁之间留有足够的间隙供可调导叶进行旋转。因此,不少学者针对间隙泄漏流带来的气动损失影响开展了研究。

Bhavsar 等^[16]建立了分别具有圆柱形及椭圆柱形转轴的可调导叶模型,研究了非设计工况下可调导叶的气动性能。Yao 等^[17]通过实验研究了不同出口马赫数 Ma 下不同旋转角度及转轴直径的大小对涡轮叶栅气动性能的影响。Walkingshaw 等^[18]对非设计工况下可调导叶的气动性能进行研究,指出前后间隙泄漏流对涡轮气动性能具有显著影响。Spence 等^[19]研究了可变几何涡轮静叶叶片的泄漏流细节和损失。Wu 等^[20]研究了不同静叶旋转角度工况下,可变几何涡轮在级环境中 Ma 、效率、质量流量比、反动度等的变化。张宜奎等^[21]研究了涡轮导叶安装角的变化对变几何涡轮气动性能及效率的影响。Brighenti 等^[22]研究了可变几何压气机和涡轮对燃气轮机性能的影响。

从上述研究中可以看出,间隙泄漏流的存在对变几何涡轮的气动性能有着较大的影响,降低了涡轮的气动性能,因此如何控制间隙泄漏流带来的损失成为研究重点。

Gao 等^[23]首先对可调导叶的气动性能进行了研究,获得了不同叶顶结构对变几何涡轮可调导叶气动性能的影响。Wang 等^[24]提出了端壁密封方案并通过实验及数值模拟进行验证。Zhou 等^[25]则提出了一种根据端区叶片两侧压力梯度分布设计,显著降低了泄漏流量和整体泄漏损失。汤涛等^[26]在某舰船用变几何涡轮导叶的基础上构建了压力侧固定吸力侧旋转的蛤壳状导叶,分析了导叶在不同旋转角时的气动性能,并与传统的可调导叶形式进行了对比。在前期的工作中,本文作者^[27]提出了一种新的可调导叶构型,通过旋转可调导叶吸力面而保持压力面不动,避免了压力面侧间隙的产生,从而消除了端区泄漏流。在此基础上,Yan 等^[28]研究了可调导叶端壁气膜冷却特性,并将其结果与传统导叶进行了对比。

综上所述,随着涡轮进口温度的不断提高,涡轮端壁温度及热负荷不断增大。传统涡轮通过离散气膜孔等方法对端壁进行冷却保护。对于可调导叶,端区泄漏流的存在使得端区二次流及其他相关涡系结构更加复杂,对流动损失控制和冷却布局都带来了严峻挑战。而目前对变几何涡轮的研究主要集中在气动性能方面,对端区换热冷却性能的研究较少,亟需开展可调导叶端区冷却特性及布局优化研究。本文在前序研究^[27]的基础上,搭建了气热性能实验台,研究了新型变几何

涡轮可调导叶的端区气膜冷却特性, 有望为新型变几何涡轮可调导叶端壁的设计提供参考。

1 研究方法

1.1 研究对象

本文将 GE-E3 第一级导叶作为参考模型, 其几何参数如表 1 所示, 三维模型如图 1 所示。其中, 导叶叶高为 40 mm, 展弦比为 1.176。新型可调导叶的造型同样在参考模型的基础上完成。

表 1 叶片几何参数

Table 1 Blade geometric parameters

参数	数值
全周叶片数	46
下端壁进口半径/mm	325.755
上端壁进口半径/mm	365.755
叶高/mm	40
50% 叶高轴向弦长/mm	34
展弦比(叶高/轴向弦长)	1.176

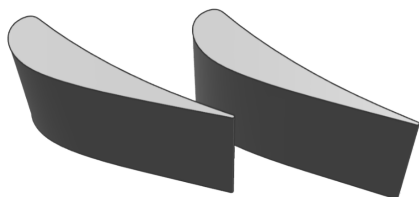


图 1 参考叶型三维实体模型

Fig. 1 Reference profile 3D model

本文所研究的新型可调导叶模型的构建方法与文献 [27] 的构建方法相同, 即选取吸力面前缘附近一条沿叶高方向的调整线, 在喉部附近选取沿叶高方向的轴为旋转轴旋转调整线与旋转轴之间的吸力面部分, 同时保持叶片压力面不变, 从而实现喉部面积的变化。在模型构建的过程中, 为了确保可调导叶吸力面调节部分在旋转时不与端壁发生碰撞, 在可调导叶吸力面调节部分与端壁之间设置了 1 mm 的间隙, 其三维实体模型如图 2 所示。

为了研究新可调导叶构型叶栅端壁前缘气膜孔对端壁的冷却效果, 在叶栅端壁前缘附近构建了两排气膜孔对端壁进行冷却。气膜孔相关参数如表 2 所示, 两孔间的周向间距为 4 倍孔径 (d), 周向两排气膜孔的间距为 2 倍孔径。图 3 展示了端壁前缘气膜孔布局。

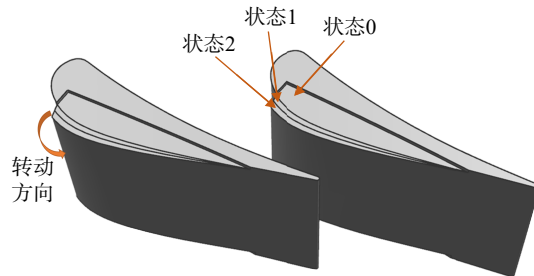


图 2 可调导叶三维实体模型

Fig. 2 Adjustable guide vane 3D model

表 2 端壁前缘气膜孔布局参数

Table 2 Layout parameters of film cooling holes at the leading edge of the endwall

参数	数值
孔径/mm	1.47
两排气膜孔轴向距离	$2d$
孔间距	$4d$
孔排布形式	叉排
孔距离叶片前缘距离/mm	5.5
孔出射角度/(°)	30

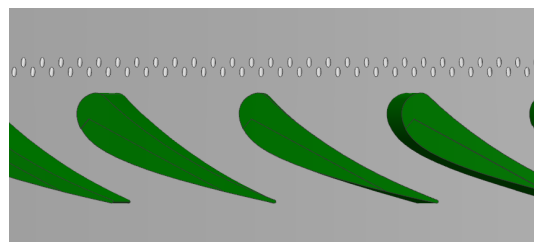


图 3 叶栅端壁前缘气膜孔布局

Fig. 3 Layout of film cooling holes at the leading edge of the endwall

1.2 实验设计及测量

本研究搭建的换热性能实验平台的系统图如图 4 所示。实验系统图可分为主流流路、冷气流路与测量系统。在冷气流路中, 使用二氧化碳气体作为冷气, 二氧化碳的流量通过质量流量计控制。在测量系统中, 实验叶栅进口总压与总温通过实验件上游布置的总压探针及总温探针测量, 叶栅出口马赫数 Ma 则通过布置在出口处的五孔探针测量, 在冷气腔室布置热电偶实现对冷气温度的测量, 而壁面温度则通过在实验件上端壁开设红外窗口并使用红外相机进行测量。

此外, 为了保证绝热壁面温度测量的准确性, 保证冷气在进入叶栅前的低温, 选择具有低导热率的树脂作为 3D 打印材料加工实验段, 其导热率为 $0.2 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$ 。为了进一步降低实验段固体

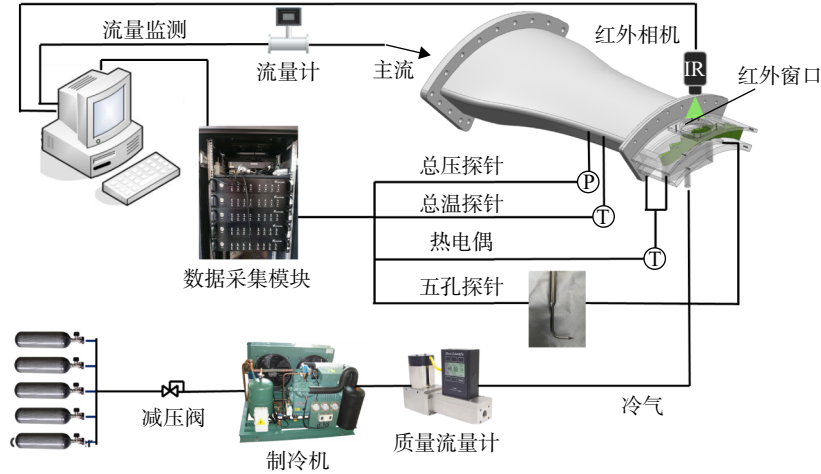


图 4 实验系统图

Fig. 4 Test system diagram

壁面导热对实验测量的影响,在叶栅端壁内部及冷气腔室壁面内均进行了抽壳处理,如图 5 箭头所示。

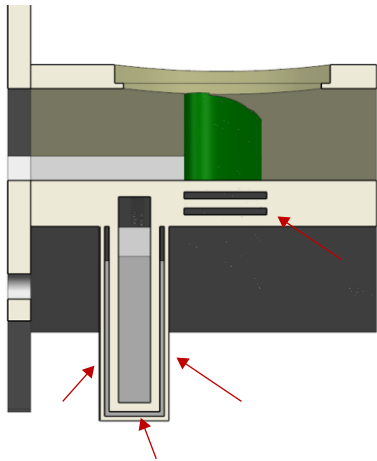


图 5 实验段固壁抽壳处理

Fig. 5 Solid-wall shell treatment in test section

为了衡量可调导叶传统构型及新构型对端壁冷却性能的影响,通过实验测量了端壁气膜有效度(η),其公式定义如下:

$$\eta = \frac{T_r - T_{aw}}{T_r - T_c} \quad (1)$$

其中 T_r 为壁面恢复温度, T_{aw} 为绝热壁面温度, T_c 为冷气温度。

考虑到实验出口马赫数较高,气流在叶栅通道内的气动加热效应会造成端壁温度分布不均匀。因此,选取不通冷气时端壁的恢复温度作为 T_r 进行计算。

本文对比了新型可调导叶与传统导叶在不同

出口马赫数 Ma 工况下端壁 η 的变化规律,分析了新型可调导叶的冷气与主流的质量流量比(ε)及转动状态对端壁 η 的影响,其实验测量工况如表 3 所示。

表 3 实验测量工况

Table 3 Test and measurement conditions

实验工况	数值
出口马赫数	0.6, 0.7, 0.8
$\varepsilon/\%$	0.5, 1.0, 1.5
转动状态	状态 0, 状态 1, 状态 2

1.3 误差分析

根据红外热像仪的成像原理可知,端壁温度的测量精度与端壁表面的发射率及环境温度、湿度等有关。为了在实验时获得精确的壁面温度,需要对红外热像仪进行标定。本文选择了高精度的 T 型热电偶进行标定,标定的温度为 $-10 \sim 15 \text{ }^\circ\text{C}$ 。从图 6 中的标定曲线可以看出,在该温度范围内,红外热像仪与热电偶的温度基本位于 45° 标定直线上,证明了此时红外热像仪的测量精度。标

在本次实验中,主流温度与冷气温度均通过 I 级精度的 T 型热电偶直接测量,在实验温度范围内,该热电偶最大误差为 $\pm 0.2 \text{ }^\circ\text{C}$ 。端壁温度通过红外热像仪测量,红外热像仪的最大测量误差为 $\pm 0.3 \text{ }^\circ\text{C}$ 。

由于本实验中最终获得的评价指标 η 为间接测量得到的,根据误差传递公式:

$$\Delta y = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial f}{\partial x_i} \Delta x_i \right)^2} \quad (2)$$

式中 f 代表间接物理量气膜有效度 (η), x 是实验中直接读取的物理量: 壁面恢复温度、绝热壁面

温度和冷气温度。

端壁气膜有效度 η 的相对误差计算公式为:

$$\frac{\Delta\eta}{\eta} = \sqrt{\left(\frac{T_{a\infty}}{\eta} \cdot \frac{\partial\eta}{\partial T_{a\infty}}\right)^2 \frac{\Delta T_{a\infty}^2}{T_{a\infty}^2} + \left(\frac{T_{\infty}}{\eta} \cdot \frac{\partial\eta}{\partial T_{\infty}}\right)^2 \frac{\Delta T_{\infty}^2}{T_{\infty}^2} + \left(\frac{T_{aw}}{\eta} \cdot \frac{\partial\eta}{\partial T_{aw}}\right)^2 \frac{\Delta T_{aw}^2}{T_{aw}^2} + \left(\frac{T_c}{\eta} \cdot \frac{\partial\eta}{\partial T_c}\right)^2 \frac{\Delta T_c^2}{T_c^2}} \quad (3)$$

式中 $T_{a\infty}$ 是测量得到的壁面恢复温度, T_{∞} 是测量得到的主流温度。

通过计算, 当 η 为 0.1、0.5 及 0.9 时, 其测量的相对误差分别为 7.8%、5.1% 和 1.9%。

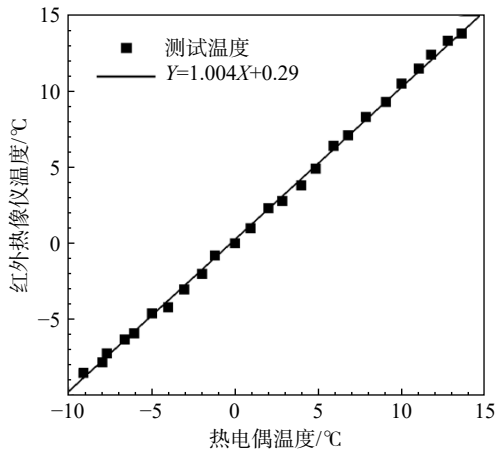


图 6 红外热像仪标定曲线

Fig. 6 Thermal imaging camera calibration curve

1.4 数值模拟及验证

在实验测量过程中, 由于拍摄角度及模型的自身构造, 并不能完整测量端壁的壁面温度, 通过实验与数值模拟相结合的方式, 将数值模拟结果作为辅助, 能够获得旋转间隙内的壁面温度以及可视化的速度、压力等参数, 对实验结果进行更加详细的分析。

使用 ANSYS Mesh 19.2 进行了非结构化网格的划分, 如图 7 所示。为了准确捕捉近壁面处的流动, 设置了近壁面第 1 层网格高度为 0.002 mm, 确保 Y 值小于 1, 在叶片下部靠近端壁的部分

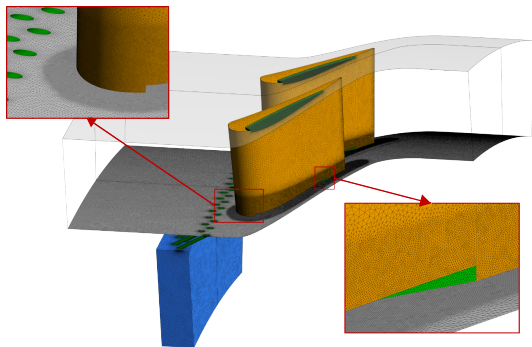


图 7 CFD 模型非结构化网格划分

Fig. 7 Unstructured meshing of CFD models

进行了网格加密以获得更加精确的计算结果。

随后, 构建了与实验模型相同的单通道数值计算模型(见图 8), 使用 ANSYS CFX 19.2 进行数值计算。进口设置与实验相同的总压、总温边界条件, 出口设置为实验时的大气压力。冷气工质为二氧化碳, 冷气进口设定为流量进口。

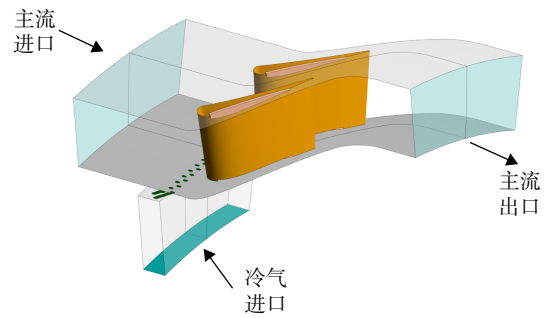
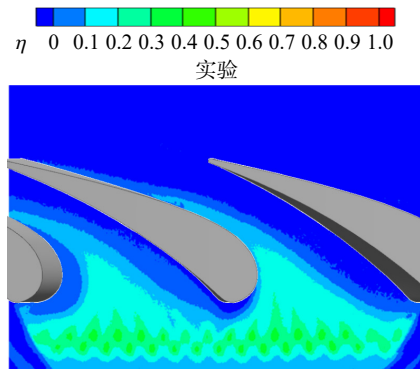


图 8 新型可调导叶数值计算模型

Fig. 8 Numerical simulation model of novel adjustable guide vane

使用 shear stress transport $k-\omega$ 湍流模型进行计算并将其与实验结果进行比较来验证数值方法的准确性。图 9 给出了 $Ma=0.8$ 工况下, 传统导叶与状态 0 时的新型可调导叶叶栅端壁上的 η 分布云图。

从图 9 中可以看出, 高冷却效率区域主要存在于叶栅进口部分及叶栅通道内的吸力面侧附近。相较于实验结果, 数值模拟结果较为准确地捕捉了气膜冷却效率分布规律。但是, 数值模拟结果在气膜孔出口附近的冷却效率预测偏大, 其原因是尽管在实验过程中对端壁部分采用了低导热率材料, 在实验过程中依旧会存在一定的导热, 这是无法避免的。总体而言, 数值模拟结果与实验



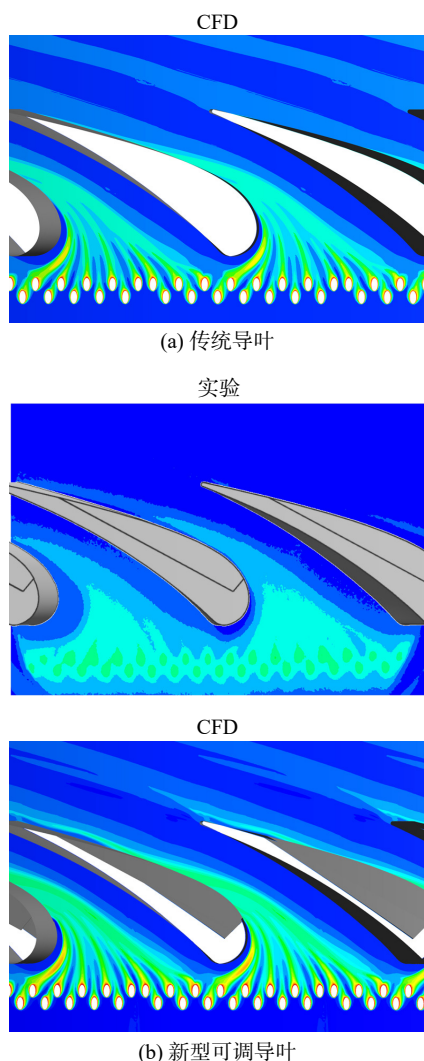


图 9 不同模型结果对比

Fig. 9 Comparison of results from different models

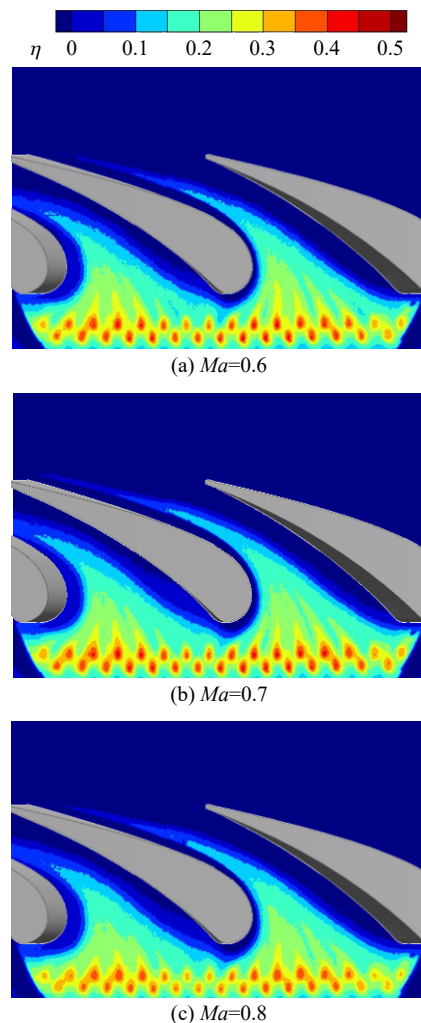
结果吻合较好,可以用于后续的研究。

2 结果分析

2.1 η 随 Ma 的变化

在发动机工作过程中,工况常常会发生变化,由此带来了涡轮叶片出口马赫数 Ma 的变化,对涡轮端壁的 η 有着较大的影响,是研究中一个重要的因素。本文首先在冷气与主流的质量流量比 $\varepsilon=1.0\%$ 时研究了传统导叶与新型可调导叶在叶栅 Ma 分别为 0.6、0.7 和 0.8 工况下 η 的变化。传统导叶的实验结果如图 10 所示。从图中可以看出,冷气主要集中在叶栅进口位置以及叶片吸力面端壁附近,随着 Ma 的增加, η 的变化范围及大小并没有呈现出明显的变化,说明在 ε 一定时, Ma 的变化对 η 基本没有影响。

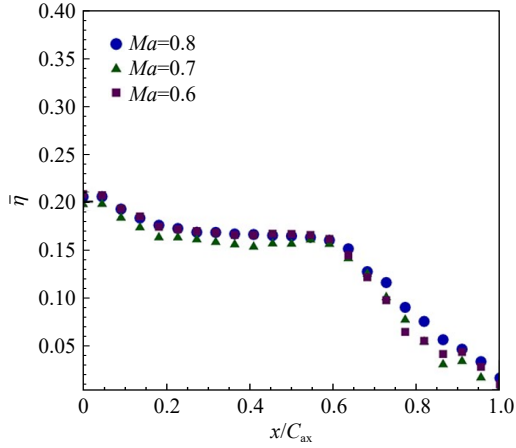
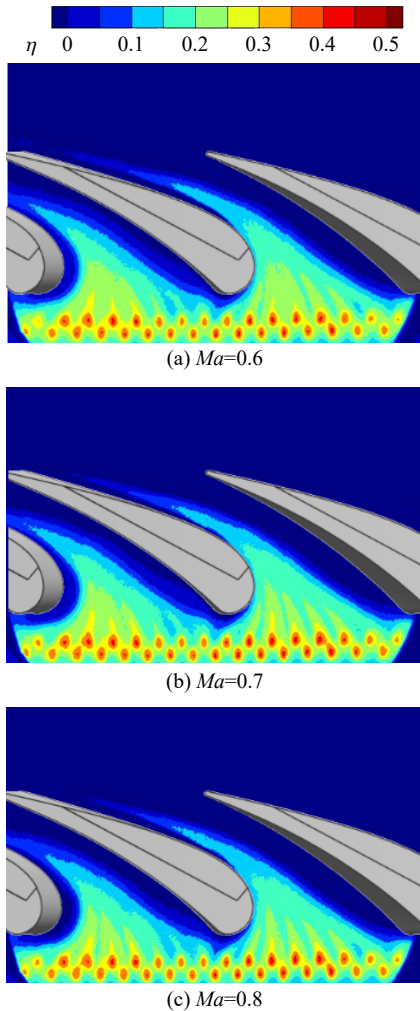
图 11 展示了传统导叶叶栅周向平均端壁气

图 10 传统导叶端壁 η 随 Ma 的变化 ($\varepsilon=1.0\%$)Fig. 10 Variation of conventional guide vane endwall η with Ma ($\varepsilon=1.0\%$)

膜有效度 $\bar{\eta}$ 沿轴向的变化规律,发现在不同 Ma 工况下的 $\bar{\eta}$ 沿轴向位置基本不发生变化。沿着轴向的移动, $\bar{\eta}$ 在 0~0.2 倍轴向弦长 (C_{ax}) 处有较为迅速的变化。在 0.2~0.6 倍轴向弦长处, $\bar{\eta}$ 呈现出缓慢减小的变化趋势,而在 0.6 倍轴向弦长后, $\bar{\eta}$ 快速降低。

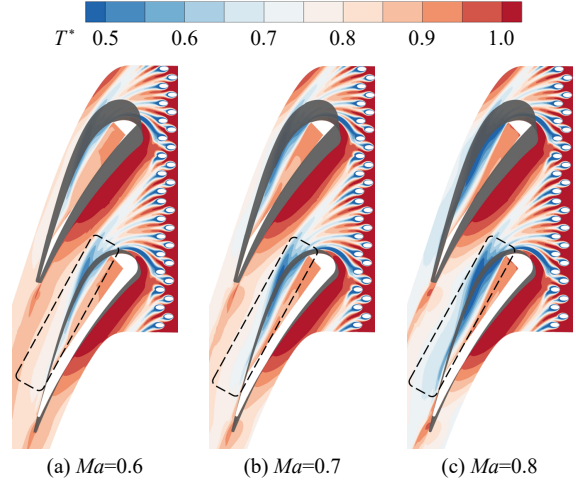
新型可调导叶在不同 Ma 工况下的端壁 η 分布如图 12 所示。在同样的吹风比下可以看出, η 较大的地方同样出现在叶栅通道前缘及叶片吸力面附近。相比于传统导叶,新型可调导叶在叶片吸力面附近的高冷效区域更靠近吸力面,冷气对端壁吸力面侧的冷却更好。

通过数值模拟可以观察到实验中难以测量到的区域,如被叶片遮挡的部分端壁区域及叶尖旋转间隙等处。图 13 展示了新型可调导叶端壁上 η 的分布云图,其定义如式(4)所示:

图 11 传统导叶端壁 $\bar{\eta}$ 沿轴向的变化 ($\epsilon=1.0\%$)Fig. 11 Variation of $\bar{\eta}$ along the axial direction at the endwall of a conventional guide vane ($\epsilon=1.0\%$)图 12 新型可调导叶端壁 η 随 Ma 的变化 ($\epsilon=1.0\%$)Fig. 12 Variation of novel adjustable guide vane endwall η with Ma ($\epsilon=1.0\%$)

$$T^* = \frac{T}{T_{t,in}} \quad (4)$$

其中 T 为壁面当地温度, $T_{t,in}$ 为叶栅进口总温。

图 13 新型可调导叶端壁温度分布 ($\epsilon=1.0\%$)Fig. 13 Novel adjustable guide vane endwall temperature distribution ($\epsilon=1.0\%$)

从图 13 中可以看出,在不同 Ma 工况下,气膜孔流出的冷气均较好地贴附在壁面上,在端壁气膜孔的下游处起到了较好的冷却效果,端壁温度较低。随着气流的流动,冷气主要集中在叶片的吸力面侧附近,这与实验的测量结果相同。然而,比较不同工况可以发现,在叶片吸力面的间隙附近,端壁的温度有所不同,如图中黑色框线所示。随着 Ma 的增大,该处的温度逐渐降低且低温范围略有增大。由于在实验测量中叶片的阻挡,并没有测量出该低温区域。

2.2 η 随 ϵ 的变化

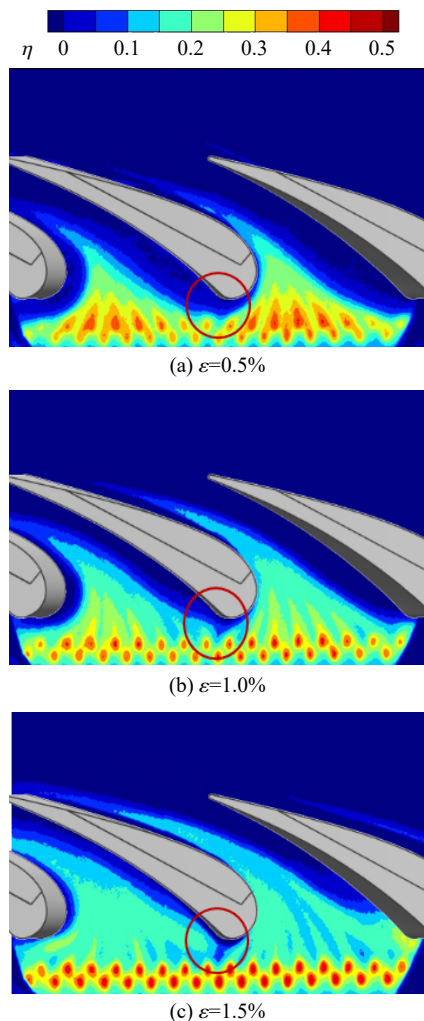
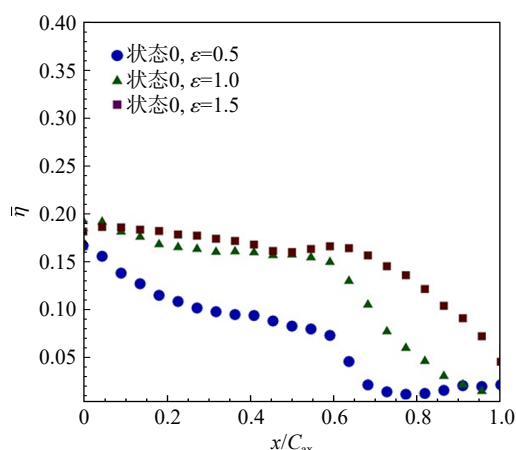
接下来,本文对不同 ϵ 工况下,新型可调导叶的端壁冷却效率变化规律进行了研究。考虑到在不同 Ma 下,端壁 η 的大小并没有出现明显的变化,因此,本文选取 $Ma=0.8$ 工况进行不同 ϵ 的研究。

图 14 展示了新型可调导叶端壁 η 随 ϵ 的变化云图,可以观察到随着 ϵ 的增大, η 的覆盖范围逐渐增大。在叶片前缘滞止点附近(圆圈所示),冷气逐渐向叶片前缘移动,对叶片前缘根部的保护作用增强。

将不同轴向截面的 η 沿周向平均后得到 $\bar{\eta}$,即可定量地分析不同工况下 $\bar{\eta}$ 沿轴向的变化规律,其变化曲线如图 15 所示。从图中可以看出,在不同的 ϵ 工况下,沿着轴向的移动, $\bar{\eta}$ 不断降低,在 $0 \sim 0.6$ 倍轴向弦长处, $\bar{\eta}$ 的降低较为平缓,而在 0.6 倍轴向弦长后, $\bar{\eta}$ 快速降低。而在任意的轴向位置处,随着 ϵ 的增大, $\bar{\eta}$ 均有所增加。

2.3 η 随导叶转角的变化

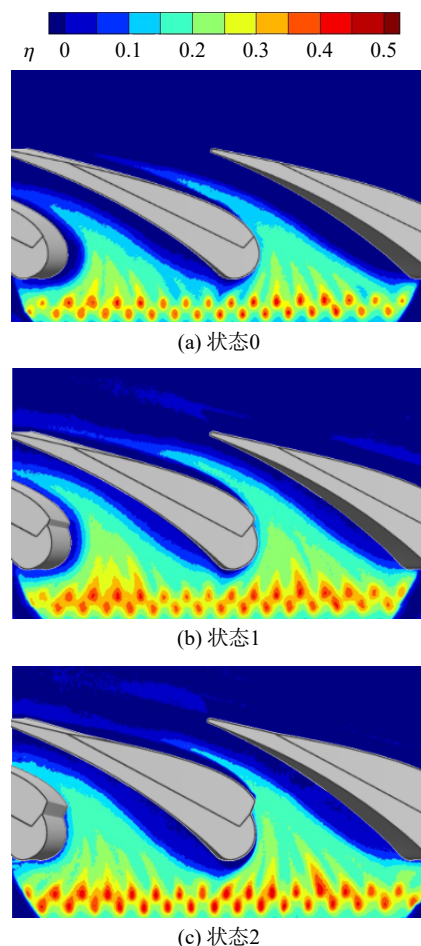
可调导叶通过改变导叶的转角改变流道喉部

图 14 新型可调导叶端壁 η 随 ε 的变化 ($Ma=0.8$)Fig. 14 Variation of novel adjustable guide vane endwall η with ε ($Ma=0.8$)图 15 新型可调导叶端壁 η 沿周向的变化曲线 ($Ma=0.8$)Fig. 15 Variation curves of the η at the endwall of the novel adjustable guide vane along the circumferential direction ($Ma=0.8$)

面积, 从而实现对流量的改变。但转角的变化也必然导致叶栅通道内气流流动工况的变化, 继而

对端壁的 η 产生影响。

图 16 所示为 3 个不同转动状态下测得的端壁 η 分布云图。转角的变化对导叶前缘及尾缘的部分区域的冷却特性具有一定的影响。在导叶前缘的滞止区域附近, 模型从状态 0~状态 2, 前缘端壁附近的 η 逐渐减小, 而在尾缘的吸力面侧附近, η 略有增加。

图 16 不同状态新型可调导叶端壁 η 分布Fig. 16 Distribution of η at the endwall of the novel adjustable guide vane in different states

通过数值模拟, 端壁表面的压力分布如图 17 所示, 其中 p^* 的定义如下:

$$p^* = \frac{p}{p_{t, \text{in}}} \quad (5)$$

式中 p 为端壁表面压力, $p_{t, \text{in}}$ 为进口总压。

在不同状态下, 可调导叶旋转间隙内的静压有所不同, 在状态 0 时间隙内的静压较大, 而状态 3 时间隙内的静压较小, 由此导致了状态 3 通道内横向压力梯度最大。在较大的压力梯度作用下, 马蹄涡压力面侧分支强度增大, 叶片前缘滞止点附近气膜孔喷出的冷气更多地向叶片吸力侧

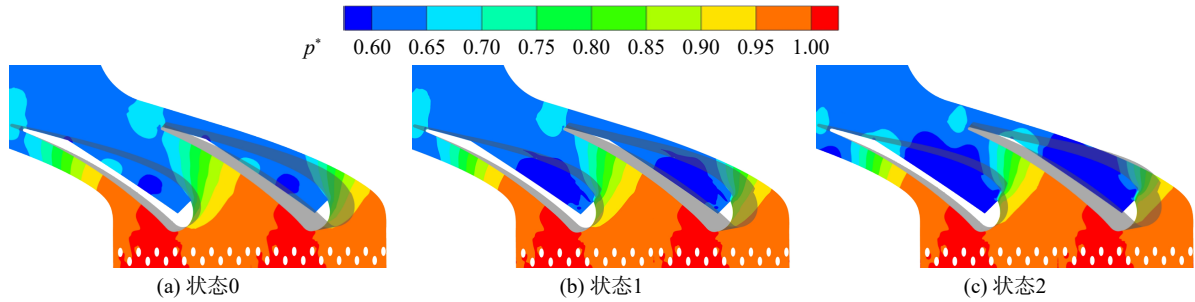


图 17 不同状态新型可调导叶端壁静压分布

Fig. 17 Distribution of static pressure at the endwall of the novel adjustable guide vane in different states

方向移动,造成了滞止点附近冷气对端壁的保护减弱。

图 18 所示为导叶旋转间隙内及附近的三维流线。在叶栅通道内横向压力梯度的作用下,气

流进入旋转间隙并在其中形成涡系结构,在状态 2,由于端壁附近的横向压力梯度最大,通道压力面侧气流在尾缘附近流入间隙内,形成了更大的泄漏涡系。

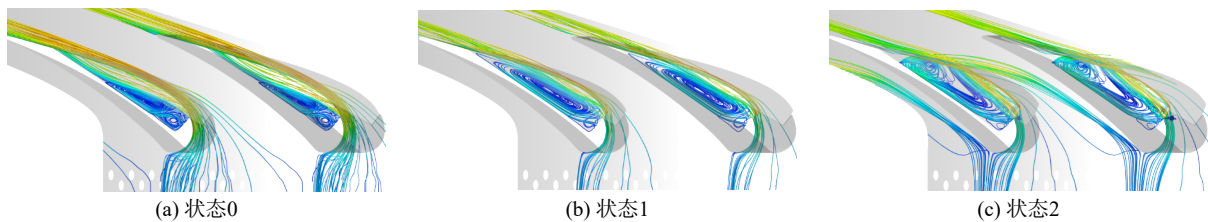


图 18 不同状态新型可调导叶端壁三维流线

Fig. 18 3D streamlines at the endwall of the novel adjustable guide vane in different states

3 结 论

本文通过实验与数值模拟相结合的方法对一种新型可调导叶端壁气膜冷却特性进行了研究,对比了新型可调导叶与传统导叶在不同 Ma 工况下的端壁气膜冷却特性,研究了不同 ε 和转动状态下新型可调导叶的端壁气膜冷却特性,得出结论如下:

1) 在不同工况下,端壁气膜主要覆盖在叶栅通道前缘及通道吸力面附近,对压力面附近及尾缘部分的保护较弱。

2) 随着出口马赫数的增加,无论是传统导叶方案还是新型可调导叶方案,端壁冷却效率的分布及数值变化较小。在 $0 \sim 0.6$ 倍轴向弦长处,端壁冷却效率较高,对端壁冷却效果较好,而在 0.6 倍轴向弦长后,冷却效率迅速减小。

3) ε 的增大对端壁冷却效率具有积极作用。 ε 的增加增大了叶片前缘滞止点附近气膜孔流出的冷气动量,增大了对前缘附近的端壁冷却效果。

4) 新型可调导叶状态的改变会改变叶栅通道的喉部面积,从而对通道内的流动产生影响。从状态 $0 \sim$ 状态 2 ,端壁整体的冷却效果有所增强,

但通道内横向压力梯度增大,使叶片前缘滞止点附近的冷气难以流向滞止点而更多地向叶片吸力面方向移动,从而减小了前缘附近的冷却效果但增强了吸力侧间隙处的冷却效果。

参考文献:

- [1] ALQEFL M H, NAWATHE K P, CHEN P, et al. Aero-thermal aspects of film cooled nozzle guide vane endwall: Part 2 thermal measurements[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(12): 121010.
- [2] ALQEFL M H, NAWATHE K P, CHEN P, et al. Aero-thermal aspects of film cooled nozzle guide vane endwall: Part 1 aerodynamics[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(12): 121009.
- [3] OKE R A, SIMON T W, BURD S W, et al. Measurements in a turbine cascade over a contoured endwall: discrete hole injection of bleed flow[R]. ASME Paper 2000-GT-0239, 2000.
- [4] ZHANG L J, JAISWAL R S. Turbine nozzle endwall film cooling study using pressure-sensitive paint[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(4): 730-738.
- [5] ZHANG L, MOON H K. Turbine nozzle endwall inlet film cooling: the effect of a back-facing step and velocity ratio[R]. ASME Paper IMECE2004-59117, 2004.
- [6] ZHANG L Z, MOON H K. Comparison of two axisymmetric profiles on blade platform film cooling[R]. ASME Paper IMECE2004-59117, 2004.
- [7] FRIEDRICHS S, HODSON H P, DAWES W N. Heat transfer committee best paper of 1995 award: distribution of film-cooling

- effectiveness on a turbine endwall measured using the ammonia and diazo technique[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1996, 118(4): 613-621.
- [8] FRIEDRICHS S, HODSON H P, DAWES W N. Aerodynamic aspects of endwall film-cooling[J]. *Journal of turbomachinery*, 1997, 119(4): 786-793.
- [9] FRIEDRICHS S, HODSON H P, DAWES W N. The design of an improved endwall film-cooling configuration[R]. ASME Paper 98-GT-483, 1998.
- [10] HUYSEN B B, SHOTE A S, MAHMOOD G I. Upstream end-wall film-cooling in a vane cascade with cylindrical shape holes[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2023, 37(3): 676-689.
- [11] LI Z, BAI B, LI J, 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.
- [12] MAO S, SIBOLD R, NG W F, et al. Experimental study of the endwall heat transfer of a transonic nozzle guide vane with upstream jet purge cooling: Part 1 effect of density ratio[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144(5): 051003.
- [13] MAO S, SIBOLD R, NG W F, et al. Experimental study of the endwall heat transfer of a transonic nozzle guide vane with upstream jet purge cooling: Part 2 effect of combustor-nozzle guide vane misalignment[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144(5): 051004.
- [14] SHIAU C C, SAHIN I, ULLAH I, et al. Transonic turbine vane endwall film cooling using the pressure-sensitive paint measurement technique[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2020, 142(8): 081004.
- [15] MOFFITT T, SCHUM H. Performance of a single-stage turbine as affected by variable stator area[R]. AIAA-1969-525, 1969.
- [16] BHAVSAR H, MISTRY C S. Numerical investigations on the effect of pivot shapes in part clearance flow field of variable area LP turbine nozzle vane[R]. ASME Paper GT2020-15969, 2020.
- [17] YAO Yunjia, LI Fengchao, XIANG Jiacheng, et al. Experimental study on the aerodynamic performance of variable geometry low-pressure turbine adjustable guide vanes[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2023, 237(4): 669-686.
- [18] WALKINGSHAW J, SPENCE S, EHRHARD J, et al. A numerical study of the flow fields in a highly off-design variable geometry turbine[R]. ASME Paper GT2010-22669, 2010.
- [19] SPENCE S W T, O'NEILL J W, CUNNINGHAM G. An investigation of the flowfield through a variable geometry turbine stator with vane endwall clearance[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2006, 220(8): 899-910.
- [20] Wu Z, Fang X, Liu S. Experimental research on aerodynamic performance of variable geometry low pressure turbine[R]. AIAA 2017-4562, 2017.
- [21] 张宜奎, 钟易成, 徐亮, 等. 导叶安装角变化对变几何涡轮性能影响的数值研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2020, 33(04): 9-14.
- ZHANG Yikui, ZHONG Yicheng, XU Liang, et al. The influence of stagger angle variation of guide vane on variable geometry turbine performance[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2020, 33(04): 9-14. (in Chinese)
- [22] BRINGHENTI C, BARBOSA J R. Methodology for gas turbine performance improvement using variable-geometry compressors and turbines[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A: Journal of Power and Energy*, 2004, 218(7): 541-549.
- [23] GAO Jie, WEI Ming, LIU Pengfei, et al. Improved clearance designs to minimize aerodynamic losses in a variable geometry turbine vane cascade[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 2018, 232(17): 3085-3101.
- [24] WANG Zhihui, MA Chaochen, ZHAO Rui, et al. Experimental and numerical investigation on suppressing end-clearance leakage flow for variable nozzle turbine guide vane[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 131: 108012.
- [25] ZHOU K, ZHENG X. A novel design towards reducing leakage loss for variable geometry turbines[J]. *Processes*, 2022, 11(1): 21.
- [26] 汤涛, 李彦静, 宋义康, 等. 变几何涡轮轮壳状导叶的气动性能数值模拟分析[J]. *中国舰船研究*, 2022, 17(2): 212-219.
- TANG Tao, LI Yanjing, SONG Yikang, et al. Numerical simulation analysis on the aerodynamic performance of variable geometry turbine clamshell guide vanes[J]. *Chinese Journal of Ship Research*, 2022, 17(2): 212-219. (in Chinese)
- [27] YAO Yunjia, TAO Zhi, ZHOU Kun, et al. Aerodynamic performance measurement of a novel variable geometry turbine adjustable guide vane scheme by experimental study[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 140: 108413.
- [28] YAN Yifei, SONG Liming, YAO Yunjia, et al. Experimental study on endwall film cooling performance of an adjustable guide vane[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2025, 208: 109440.

(编辑: 陈 越)