

涡轮叶片径向倾斜尾缘劈缝减阻能力数值研究

孔星傲¹, 吕东¹, 王晓放¹, 王楠¹, 梁彩云²

(1. 大连理工大学 能源与动力学院 涡轮叶片创新实验室, 辽宁 大连 116024;
2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对传统水平排气劈缝结构流动损失大的问题, 提出了径向倾斜排气的设计思想, 并围绕其进一步提出了直线式和曲线式两种倾斜劈缝结构。基于数值仿真研究了其内部流场, 揭示了倾斜劈缝可减小冷气转折角, 抑制旋涡产生, 使流动更加平缓, 从而减小流阻的机理。通过与水平劈缝的对比分析, 初步验证了两种新型劈缝结构使总压损失分别降低了约 10%~12% 和 13%~15%。进一步考虑了燃气外流与冷却气掺混过程对劈缝内流动的影响, 仿真结果同样印证了倾斜劈缝对于内流减阻能力的提高。但同时也发现了此类倾斜射流导致掺混损失增大的现象, 通过给出两类劈缝结构的涡轮叶栅整体流动损失变化规律为叶片综合性能优化提供了参考。

关 键 词: 涡轮叶片; 尾缘劈缝; 径向倾斜; 流动阻力; 总压损失

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical study on the flow resistance reduction capability of turbine blade radial tilted trailing edge slots

KONG Xing'ao¹, LÜ Dong¹, WANG Xiaofang¹, WANG Nan¹, LIANG Caiyun²

(1. Innovation Lab of Gas Turbine Blade, School of Energy and Power Engineering,
Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China;
2. Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: According to the defect of high flow resistance in current horizontal exhaust trailing edge slots, the scheme of radially tilted ones was proposed. Based on the improvements, the linear and curved tilted designs were further put forward. 3D numerical simulation methods were applied to these typical structures, then the internal flow fields were obtained and comprehensively compared. The results uncovered the mechanisms on flow resistance reduction of the new structures, by decreasing the coolant turning angle and suppressing the vortex in venting slots. In detail, the total pressure loss of typical linear and curved tilted designs could be reduced by about 10%—12% and 13%—15% compared with the horizontal one. The mixing processes of coolant injection and gas flow were simulated, which confirmed the previous conclusions, although the total losses of the novel cascade flow slightly increased. These facts and characteristic curves provided a guidance for the turbine blade's comprehensive performance optimization.

Keywords: turbine blade; trailing edge slot; radial tilted; flow resistance; total pressure loss

收稿日期: 2021-06-17

基金项目: 航空发动机涡轮叶片尾缘劈缝结构多学科耦合优化设计研究(DUT19RC(3)005)

作者简介: 孔星傲(1997—), 男, 博士生, 主要从事涡轮叶片冷却方面的研究。

通信作者: 吕东(1979—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事涡轮叶片冷却方面的研究。E-mail: ld@dlut.edu.cn

引用格式: 孔星傲, 吕东, 王晓放, 等. 涡轮叶片径向倾斜尾缘劈缝减阻能力数值研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(7): 1740-1748. KONG Xing'ao, LÜ Dong, WANG Xiaofang, et al. Numerical study on the flow resistance reduction capability of turbine blade radial tilted trailing edge slots[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(7): 1740-1748.

航空发动机被喻为飞机的“心脏”，是一种结构极其复杂的动力机械，其技术水平在一定程度上体现了一个国家综合国力的强弱。根据布莱顿循环，提高涡轮前燃气温度是提升发动机性能的有效的方法之一。目前先进航空发动机的涡轮前温度已高达 1 800 K 以上，远远超过当前材料的耐温极限，并由此引发了涡轮叶片的冷却问题^[1]。但在设计其冷却结构时，为了提高冷却效率，往往以增大其内部流动阻力为代价，使得二次流系统需从整机中提取更多的能量，对于发动机性能的提高是一种负面影响^[2]。

尾缘作为涡轮叶片结构最薄的部位，极易发生烧蚀和断裂，同时也是对内部冷气流动产生较大阻力和损失的区域。在其流动组织方式上，目前工业界普遍认为——为减少冷却气射入主流燃气时产生的掺混损失，应采用近似水平的排气方式，与燃气流动方向尽可能一致。这种水平排气式尾缘劈缝（以下简称为水平劈缝）结构在第三代航空发动机涡轮叶片产品中已获得普遍应用，如 CFM56 系列民用大涵道比涡扇和 F100 军用小涵道比涡扇发动机的高压涡轮转子叶片即是如此，且我国同代产品也大多采用了此类方案。

在学术研究领域，关于涡轮叶片尾缘冷却结构流动的研究工作已被广为开展。国外学者 Uzol 等人^[3]研究了涡轮叶片尾缘冷却结构的内部流动损失情况，发现该损失在低吹风比下与主流雷诺数具有强相关性。Ravelli 等人^[4-5]研究发现，冷却气流出尾缘劈缝时，在唇板后形成周期性脱落涡，吹风比对旋涡的形成和发展具有较大影响。国内的曾军等人^[6]研究了劈缝冷气喷射对涡轮叶栅气动性能的影响，结果表明此类射流可以降低叶栅能量损失，改善近尾迹区流动。在内部冷却结构研究方面，北京航空航天大学的陶智团队^[7-11]提出了一种新型涡轮叶片尾缘复合通道隔板结构，探究了不同隔板结构通道内的流阻和换热特性，并研究了气体在矩形截面微通道中的流动转捩情况。贾宁等人^[12]设计了一种用于尾缘冷却的斜劈式翼型扰流柱，研究表明其具有良好的换热效果，但会增大流动阻力。Hwang 等人^[13-14]对尾缘楔形通道内的流动和换热进行了研究，发现冷却气流动在 90°转折的楔形通道内比直通道具有更大的压力损失。此外，还有部分研究工作围绕劈缝的宽度、长度和厚度等几何结构因素对内部流动损失和气动性能的影响而展开，

并总结出了规律性的结论^[15-17]。综上所述，虽然国内外学者在尾缘劈缝流动方面进行了丰富的研究工作，但其研究对象均侧重于水平式，对结构的探究未涉及到劈缝径向倾斜方式对冷气流动过程的影响，而这一问题恰好是本文重点关注和切入点所在。

本文针对传统的水平劈缝流动阻力大的问题，提出一种沿径向倾斜排气的尾缘劈缝结构（以下简称为倾斜劈缝），并通过数值模拟的方法研究了其与对比结构在内部流场和流动阻力方面的差异。在初步探明其减阻机理后，又在直线式倾斜方案基础上改进为曲线式倾斜，并发现了其减阻能力的进一步提高。进一步将研究区域扩展到了整个涡轮叶栅，考量了内、外流掺混过程对劈缝内流动的影响，再次印证了上述结论，为未来高性能航空发动机研制提供了参考。此外，可以预见该新型劈缝结构还将对尾缘区域的气膜冷却、结构强度、制造工艺等有着综合性的性能改善，因篇幅关系，将另行撰文展开论述。

1 径向倾斜尾缘劈缝结构及模型

涡轮叶片水平与倾斜劈缝结构之间的根本区别在于——劈缝隔肋以及相邻两隔肋之间形成的排气通道的方向不同。如图 1 所示经过简化的某高压涡轮二级导向叶片结构，图 1 (a) 为水平劈缝，其隔肋和劈缝通道轴线与燃气流动方向近似一致，这也是当前叶片设计中的典型方案；图 1 (b) 中劈缝沿径向向上倾斜，其排气方向与燃气来流呈一定夹角。

在研究中忽略了原叶片的弯扭和表面曲率，对尾缘部分进行了平直简化，方法如图 2 所示。

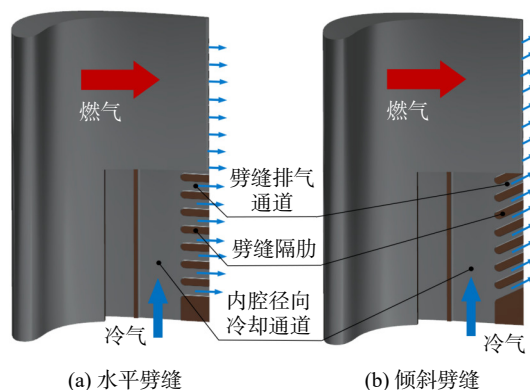


图 1 两种高压涡轮导叶尾缘劈缝结构对比

Fig. 1 Comparison of two high pressure turbine vane trailing edge slots

在其基础上对劈缝结构参数进行了特征化的定义和设计,以建立起对比研究的基础,结果如图3和表1所示,其中 n 为每个叶片中的劈缝数量; b 为劈缝径向节距,即每个劈缝结构单元的径向总高度,并认为各单元相同; s 为劈缝通道宽度,是垂直于通道中心线方向上的通道两壁面间距离,并且沿中心线等宽; w 为隔肋宽度,量取的方向也为垂直于其中心线; l 为劈缝弦向长度,从劈缝隔肋的入口沿水平计算至通道出口; d 为劈缝通道厚度,在叶片俯视图中沿劈缝伸展方向等厚; r 为隔肋入口端圆角半径; α 为劈缝倾斜角,即劈缝中心线相对水平面的倾斜角度,对于水平劈缝,该变量为 0° 。

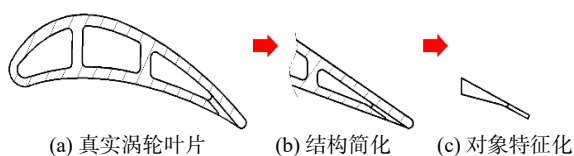


图2 尾缘结构的简化和特征化方法

Fig. 2 Simplification and characterization of trailing edge

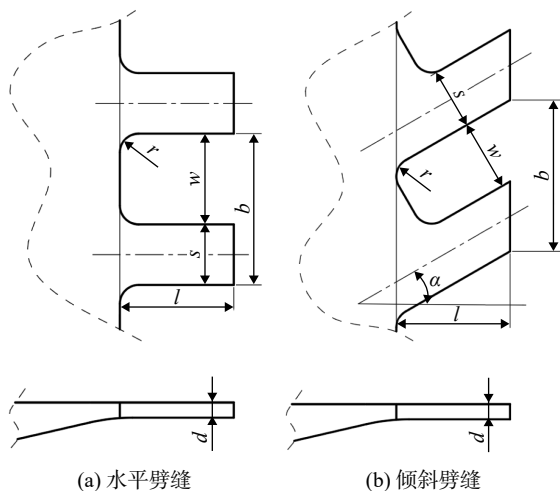


图3 两种劈缝结构参数定义

Fig. 3 Structural parameter definitions of two slots

表1 两种劈缝的结构参数

Table 1 Structural parameters of 2 slots

模型	n	b/mm	s/b	l/s	d/s	r/mm	$\alpha/(\circ)$
水平劈缝	10	4	0.4	1.875	0.25	0.5	0
倾斜劈缝	10	4	0.4	1.875	0.25	0.5	30

通过对上述结构参数进行无量纲化组合设计,可以更清晰和定性地描述两种劈缝结构的主要特点:如 $s/(b \cdot \cos \alpha)$ 可定义为尾缘空心率,代表了劈缝通道的存在使得尾缘结构空心化程度; s/b 可定

义为排气比,反映了尾缘劈缝排气边上单位高度内可用来供冷气排出的空间; l/s 可定义为劈缝长宽比,衡量了劈缝通道的细长程度; d/s 为劈缝通道的扁平比,用于描述其截面形状。参考典型真实叶片,采用突出主要区别和保证主要特征参数相同的原则,分别设计了水平和倾斜两型尾缘劈缝结构,具体数值如表1所示,其中最主要的差别在于劈缝倾斜角 α 分别为 0° 和 30° 。本文重点研究该角度变化对劈缝流动的影响。

2 数值仿真方法

2.1 计算域的选取和网格划分

研究首先将计算域置于了两种劈缝结构的内部流道,并暂时忽略射流与燃气掺混的影响。采用ANSYS ICEM CFD对两种劈缝结构的计算域模型进行网格划分。整体采用四面体非结构化网格,在近壁面处采用棱柱形网格以提高对边界层流动计算的准确性,并对结构曲率变化较大、流场较为复杂的劈缝区域进行了局部网格加密。通过网格无关性研究,获得了一套计算准确性较高且计算量较为合适的网格尺寸设计:全局网格尺寸为 0.4 mm ;局部加密网格尺寸为 0.08 mm ;壁面边界层首层网格的厚度为 0.01 mm ,共3层,厚度增长率为1.2,典型局部网格情况如图4所示,其总单元数约为350万,节点数约为76万。经验证,该网格方案计算得到的壁面首层网格无量纲高度 $y^+ < 1$,且当网格数量继续增加时,流场关键位置处的压力变化小于全计算域内压力差值的1%,可以满足计算精度的要求。

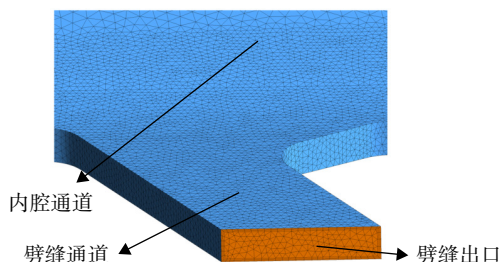


图4 尾缘劈缝区域的面网格细节

Fig. 4 Surface mesh details of trailing edge slots

2.2 求解方法

采用ANSYS CFX软件对两种劈缝结构进行了内部冷却气流动的稳态、静态数值仿真计算。对于所采用的理想空气工质,由于计算不考虑气体与壁面间的换热,工质温度沿程变化不大,因此选取入口温度 900 K 下的物性参数作为定值。

并采用标准 $k-\varepsilon$ 模型作为湍流的工程求解方法, 因为其具有适用范围广、计算效率高以及精度较好^[18]等优势。参考已有研究结论^[19], 标准 $k-\varepsilon$ 模型对叶片尾缘流动类数值仿真结果与经典实验的误差约为 10% 量级。虽然忽略了流体和壁面之间的换热, 但为了提高计算准确性, 考虑了流体内部黏性耗散和热量传递运输, 计算中所用的基本控制方程如下:

连续性方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0 \quad (1)$$

动量方程

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{U})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \otimes \mathbf{U}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \quad (2)$$

能量方程

$$\frac{\partial (\rho h)}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} h) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \mathbf{U} \cdot \nabla p + \boldsymbol{\tau} : \nabla \mathbf{U} \quad (3)$$

式中 t 是时间; ρ 是流体密度; $\mathbf{U}$ 是速度矢量; $\boldsymbol{\tau}$ 为切应力; λ 为流体导热系数; p 、 T 、 h 分别为流体的静压、静温和单位质量下的静焓。因为所仿真的物理过程中没有源和汇, 因此方程中相应的源项部分被忽略。

2.3 边界条件设置

选取近似发动机实际工况参数作为边界条件, 对两种劈缝结构分别进行数值仿真分析。入口采用定静温 $T_c=900$ K 和总压 p_c^* 边界, 出口采用定静压 $p_{out}=2026500$ Pa 边界。通过在合理范围内调整 $p_c^*/p_{out}=1.01 \sim 1.05$, 构建了 5 种压比的工况变化, 具体形式参见图 5。

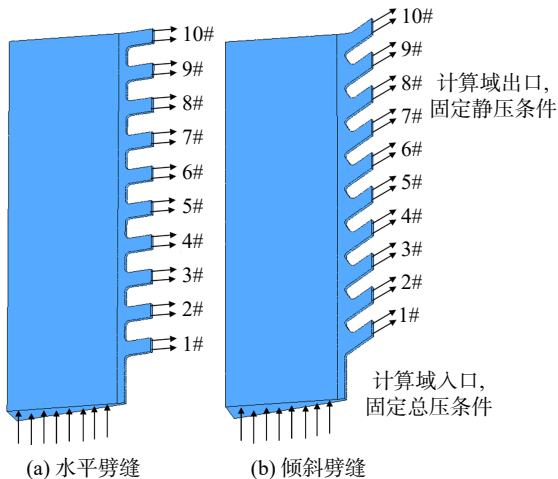


图 5 进出口边界条件设置

Fig. 5 Boundary conditions of inlets and outlets

3 计算结果与分析

3.1 参数定义

在结果分析中, 采用了总压损失、总压恢复系数等作为参数指标, 具体定义方式如下:

总压损失 Δp^* 为

$$\Delta p^* = p_c^* - p_{out}^* \quad (4)$$

劈缝出口总压恢复系数 σ_{slots} 为

$$\sigma_{slots} = \frac{p_{out}^*}{p_c^*} \quad (5)$$

入口截面水力直径 L 为

$$L = \frac{4A}{C} \quad (6)$$

来流雷诺数 Re 为

$$Re = \frac{\rho u L}{\mu} = \frac{4\dot{m}_c}{\mu C} \quad (7)$$

式中 p_{out}^* 为劈缝出口截面的平均总压, A 和 C 分别为冷气通道入口截面积和湿周长, μ 、 ρ 、 u 、 $\dot{m}_c$ 分别为来流在入口处的动力黏度、平均密度、速度和流量。

3.2 结果分析

两种劈缝结构各得到 5 组不同压比下的充分收敛计算结果, 以及为特定工况匹配 1 组 Re 相同的算例。以 $Re=20000$ 作为典型工况, 对于劈缝倾斜前后的流场变化进行对比分析。图 6 显示了两种结构的流线分布情况, 冷却气从叶片根部进入冷却通道, 在流动过程中逐渐转向, 并从劈缝通道出口流出。在每个算例中, 尽管各个劈缝的结构尺寸相同, 但是由于距离入口远近的不同以及沿程的流量和压力变化, 使得各劈缝内冷却气流动状态也存在一定差异。对于靠近入口的 1# 劈缝, 该处冷却气流量大, 速度快, 并在涌入劈缝的过程中, 迅速完成了近似为 $(90^\circ - \alpha)$ 的大角度转折, 速度方向变化剧烈。而位于远离入口的 10# 劈缝, 由于冷气沿程流量不断减小, 以及顶部壁面的阻隔作用, 来流方向提前发生转折, 使得进入劈缝的过程更加平缓 and 顺畅。为避免入口和端部壁面的影响引入干扰因素, 以两组算例中的 2# 劈缝为重点研究对象对比分析倾角 α 对冷气流场的影响: 对于水平劈缝结构, 在通道的来流侧, 即劈缝通道间隔肋的背风侧局部, 如图 6(a) 所示, 冷气流速存在先增大后减小的剧烈变化, 且与相邻流体间具有较大的速度差异。这是因为接近直角的转折使冷却气形成了类似台阶流动, 在其背

风侧产生了低压区,冷却气在流向该低压区时会因为正压力梯度的作用而加速流动,并受到内侧低能流体的牵制形成较强的旋涡流动,而流过该低压区后又会在逆压力梯度下产生减速;对于倾斜劈缝结构,如图6(b)所示,冷却气转折角度约为 60° ,明显小于水平劈缝,大幅削弱了台阶流动所产生的低压区覆盖体积和气流旋度,因此冷却气在该区域的速度变化幅度以及被内侧旋涡的能量吸收均被减弱,流动更加平缓,使得由动能向热能的耗散更小。但研究中同时发现:冷却气在进入倾斜劈缝时也存在不顺畅的现象,部分气流在隔肋端部壁面近乎滞止,然后再沿隔肋迎风面向回转折进入下方劈缝通道,形成了近似“S”型的二次转折流动。所以,倾斜劈缝能否比水平劈缝具有更小的流动阻力,要取决于上述一正一反两种影响的综合作用结果。

为综合评价出两种模型在相同 Re 下沿程总压变化的异同,在相同位置各选取一条流线,以曲线上采样点的相对位置 X/L 为横坐标,显示相

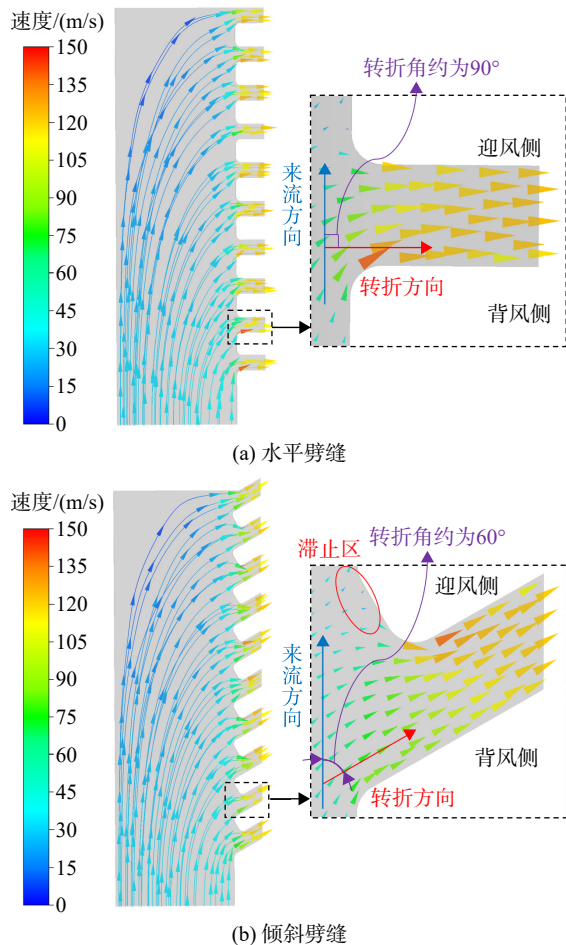


图6 两种劈缝的三维流线和速度矢量图

Fig. 6 3D streamlines and velocity vectors of two slots

对(入口)总压 p^*/p_c^* 的沿程变化情况,如图7所示。根据图线显示,不论对于水平劈缝还是倾斜劈缝,其流动过程均可以明显地分为两个阶段:①内腔径向流动阶段,由于通道相对较为开阔,没有截面积变化和方向转折,因此流动比较平缓,总压变化较小,且两种结构的下降幅度基本相同;②尾缘劈缝转折流动阶段,发生在 $X/L=0.74$ 的转折点后,该阶段的图线产生了明显的差异——红色曲线代表的倾斜劈缝内的流线沿程相对总压值明显高于水平劈缝,并使得最终出口处的总压损失更小,印证了将劈缝由水平转为倾斜后可以改善流动过程并综合地降低流阻的预测。

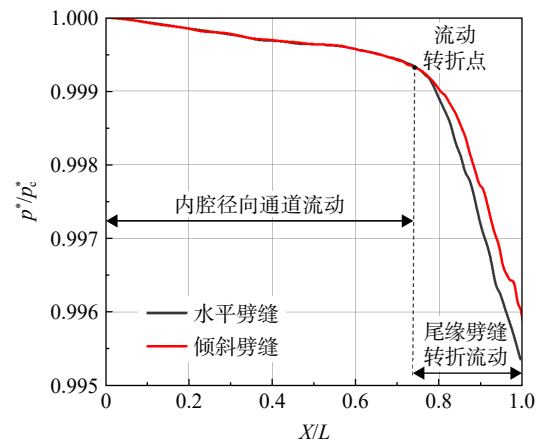


图7 两种劈缝流动沿程相对总压变化

Fig. 7 Relative total pressure along streamlines of two slots

对两种劈缝结构内总压沿程变化的细节进一步研究,绘制了如图8所示的相对(入口)总压(p^*/p_c^*)分布云图,并通过观察等值线分布规律来研究流动损失幅度,分析阻力产生原因和指导结构的进一步改进。首先可以通过等值线的疏密观察到两种结构的总压损失均集中在劈缝通道内,这与由图7所获得的结论一致,同时也明晰了劈缝隔肋的迎风 and 背风两侧壁面是流动阻力的主要源头。其次对比两图可知,当劈缝结构由水平转为向上倾斜后,隔肋背风侧的等值线变得稀疏,总压损失减小,说明劈缝倾斜确实起到了减小阻力的作用。但这样也导致了隔肋迎风侧总压损失有所增大,表明可以对此处结构细节进一步优化,以求整体减阻效果的再次扩大。

通过显示仿真结果中的旋涡结构来更准确地捕捉结构对于流场,特别是其中强剪切流动的影响。如图9所示,基于Q准则^[20]并取阈值为0.025对两种劈缝通道内的旋涡结构进行了提取。图中

除了在壁面和出口边界附近存在一些涡量较大的区域以外,主要的旋涡均产生在劈缝隔肋的迎风侧和背风两侧。通过对比图 9(a)、图 9(b)可知,其中最明显的差别就是劈缝倾斜后使得原本存在隔肋背风侧的大体积旋涡被近乎完全消除,佐证了上述分析所获得的结论。

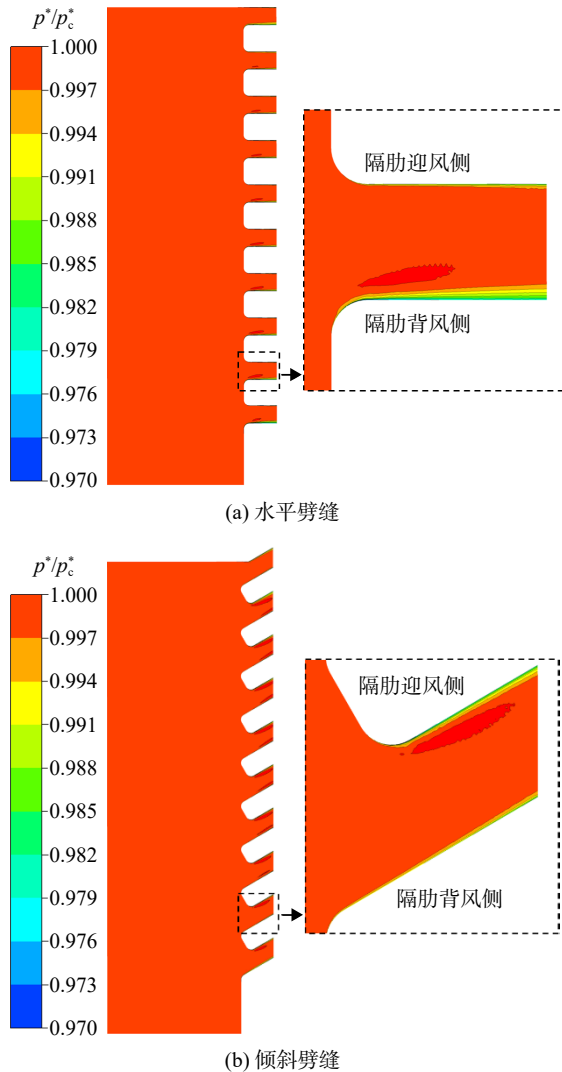


图 8 两种劈缝相对总压分布图

Fig. 8 Relative total pressure contours of two slots

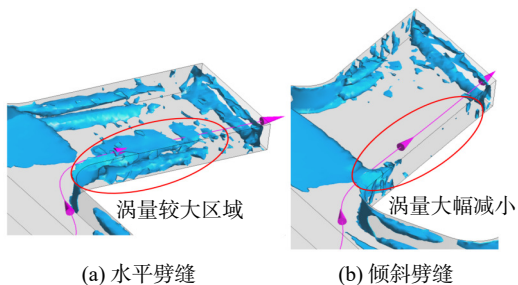


图 9 两种劈缝通道内的涡核

Fig. 9 Vortex cores in two slots

4 结构进一步改进和流阻特性对比

4.1 进一步改进结构的模型和计算

在探明倾斜劈缝的减阻机理及流场细节后,以此为基础,进一步提出了将劈缝通道设计成弯曲倾斜的结构方案(以下简称曲线劈缝),如图 10 所示,以求减阻效果的更优。其中, β_1 和 β_2 分别为冷气进、出劈缝通道的入射角和出射角。由于通道中心线向叶片尾缘排气方向弯曲,因此 β_1 略大于 β_2 。为保证劈缝通道宽度 s 沿程相等,劈缝隔肋宽度由内端的 w_1 向外端的 w_2 渐扩,并取两者平均值 $\bar{w}$ 代表隔肋的特征宽度。为突出对比研究中的主要矛盾,主要结构参数与上述水平和倾斜劈缝相同,如表 2 所示,其中首要差别在于 β_1 取值为 40° 。采用和前述相同的计算方法,获得了同样边界条件下曲线劈缝流场计算结果。

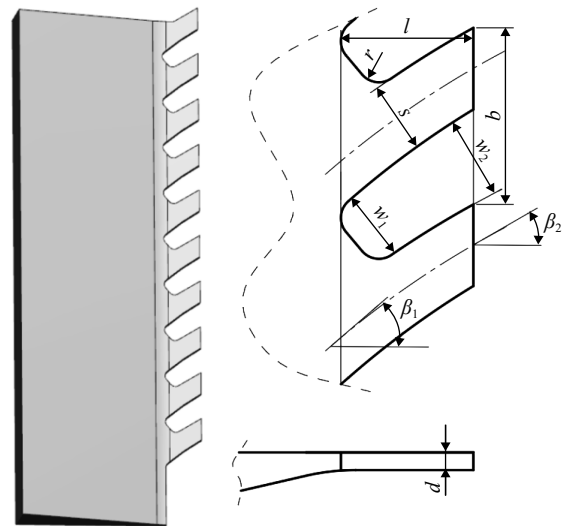


图 10 曲线劈缝结构和参数定义

Fig. 10 Scheme and structural parameter definitions of curved slots

表 2 曲线劈缝的结构参数

Table 2 Structural parameters of curved slots

参数	数值
n	10
b/mm	4
s/b	0.4
l/s	1.875
d/s	0.25
r/mm	0.5
$\beta_1/(\circ)$	40
$\beta_2/(\circ)$	30

4.2 流阻特性对比分析

对全部算例分别统计来流雷诺数 Re 和劈缝出口总压恢复系数 σ_{slots} , 绘制各类结构的流阻特性曲线并加以对比, 如图 11 所示, 用于定量地评价劈缝倾斜设计带来的减阻效果。图中 3 条曲线, 均呈现了总压恢复系数随 Re 增大而减小的趋势, 且变化幅度呈指数性加剧, 与经典流体力学理论相符^[21]。以曲线中段, 即 Re 为 11 000~27 000 的范围为统计对象, 直线式和曲线式倾斜劈缝相较于水平劈缝的总压损失 Δp^* 分别下降了约 10%~12% 和 13%~15%; 在 $Re=20\ 000$ 的典型工况下, 下降幅度分别为 10.7% 和 13.5%。由此可见将劈缝由水平改为倾斜后可获得 10% 以上的总压损失减小, 且采用曲线式倾斜的减阻效果更优。

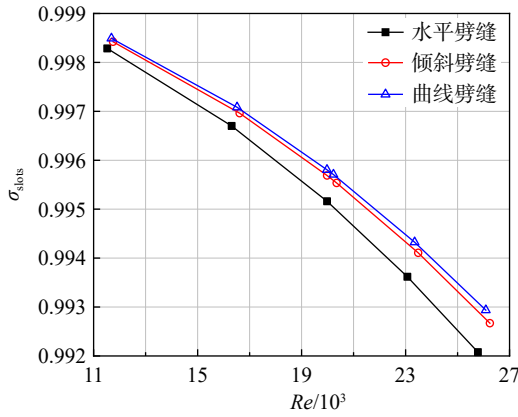


图 11 σ_{slots} 随 Re 的变化趋势

Fig. 11 Variation trend of σ_{slots} with Re

5 考虑射流掺混的劈缝流动仿真

5.1 计算域模型和计算方法

在前文研究的基础上, 进一步考虑了劈缝射流及与外部燃气掺混条件下两种劈缝结构的流动特点和流阻特性。计算域设计如图 12 所示, 其中红色为外流区, 蓝色为内流区。结构参数以及网

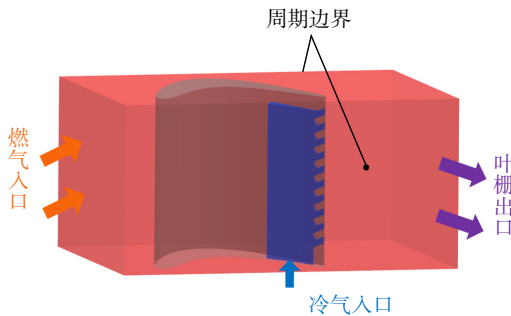


图 12 掺混流动的计算域

Fig. 12 Simulation domains of mixing flow

格划分和计算方法沿用前文。边界条件采用固定燃气入口总压 $p_g^* = 3\ 039\ 750\ \text{Pa}$ 和叶栅出口背压 $p_{\text{mix}} = 2\ 026\ 500\ \text{Pa}$, 通过调整冷气和燃气的入口总压比 p_c^*/p_g^* 为 0.94、0.96、0.98、1.00、1.02 共构建 5 种工况变化。定义冷气/燃气质量流量比 ζ 为

$$\zeta = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_g} \quad (8)$$

为特定工况匹配一组 ζ 相同的算例, 以便于结果的对比分析。

5.2 结果分析

以 $\zeta=0.0162$ 作为典型工况, 对劈缝通道内的相对(入口)总压 (p^*/p_c^*) 分布情况绘制了云图, 如图 13 所示, 可见对于两种劈缝结构, 在冷气射入燃气主流的最初的 1.5 mm 长度内(约为 1 倍通道宽度), 其总压均近似不变, 即形成了较为稳定的流管。而在此范围外, 冷气才与燃气迅速完成掺混并使其总压趋于一致, 由此可近似认为, 即使考虑了劈缝射流, 劈缝内部流动仍可以视为一段稳定流管中的一部分, 即射流掺混对劈缝内部流动影响较小, 可在计算中适当简化去掉。通过与图 8 对比可见, 考虑射流掺混前后, 劈缝内流动的总压分布规律近似相同, 因此两种计算方法可以相互验证, 并支持前文已得结论。

统计冷气在流道进口与劈缝出口之间的总压损失, 以 ζ 为横坐标, σ_{slots} 为纵坐标, 绘制两种劈缝结构的流阻特性曲线, 如图 14 所示。其中倾斜劈缝相较于水平劈缝总压损失的下降幅度约为 11%, 与前文基本吻合, 进一步证明了劈缝倾斜设计对于流动阻力的减小。

研究已经证明倾斜劈缝有利于冷气内部流动阻力的减小, 但由于其射流方向与燃气夹角的增大, 会引起掺混损失的增大。为了综合评估两方面的影响, 定义叶栅出口总压恢复系数 σ_{cascade} 为

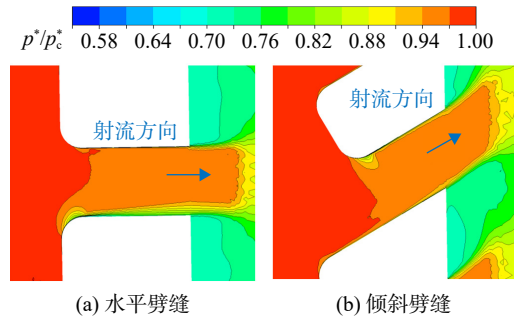
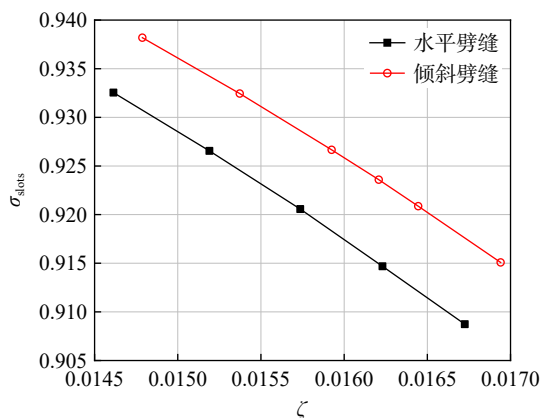


图 13 掺混流动 p^*/p_c^* 分布云图

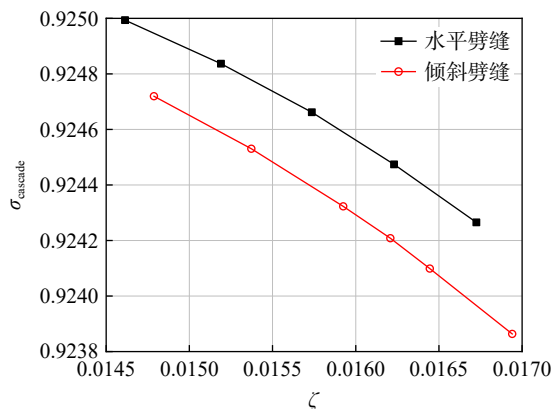
Fig. 13 p^*/p_c^* contours of mixing flow

图 14 σ_{slots} 随 ζ 的变化趋势Fig. 14 Variation trend of σ_{slots} with ζ

$$\sigma_{\text{cascade}} = \frac{p_{\text{mix}}^* (\dot{m}_g + \dot{m}_c)}{p_g^* \dot{m}_g + p_c^* \dot{m}_c} \quad (9)$$

式中 p_{mix}^* 为叶栅出口平均总压。

在考虑内外流掺混后, 劈缝倾斜与否对于叶栅整体流动损失的影响规律, 相较此前单纯考虑内部流动时发生了本质改变。如图 15 所示, 采用倾斜劈缝的叶栅, 总压损失较水平式增大了 0.35%, 由此可见倾斜射流掺混引起的损失更占比重。而这也引出了对于倾斜劈缝开展进一步优化研究的必要性, 将另行撰文讨论。

图 15 σ_{cascade} 随 ζ 的变化趋势Fig. 15 Variation trend of σ_{cascade} with ζ

6 结 论

本文针对涡轮叶片水平劈缝结构流动阻力大的问题, 提出了沿径向倾斜的设计思想。通过对结构典型化和参数化研究, 分别完成了直线和曲线式倾斜的两种劈缝典型结构设计, 并基于三维流动数值仿真方法与水平劈缝之间进行了对比研究分析, 得到的主要结论如下:

1) 缘于倾斜劈缝具有倾斜角 α , 使得冷却气在进入过程中的转折角近似为 $(90^\circ - \alpha)$, 远小于水平劈缝的 90° , 从而使隔肋背风侧的台阶流动程度减弱, 避免了流速的剧烈变化, 提高了流动均匀性和进入劈缝的顺畅程度。但同时也发现了该型隔肋的迎风侧入口端的局部回流现象, 不利于减小流动阻力, 应在结构设计中扬长避短。

2) 劈缝倾斜前后对于上游来流阶段的流动没有影响, 且该阶段总压损失所占比重较小。在劈缝流动的转折角减小后, 隔肋背风侧的总压损失相应明显减小。虽然此时隔肋迎风侧的损失有所增大, 但综合效果表现仍为正面影响占优。

3) 在 Re 为 20 000 的工况, 劈缝倾斜角达到 30° 时, 即可将水平劈缝中隔肋背风侧的高流量区域近乎全部消除。

4) 在 Re 为 11 000~27 000 的范围内, 倾角 30° 的劈缝相对于水平状态, 可使总压损失降低 10%~12%; 而进一步改进的 $40^\circ \sim 30^\circ$ 弯曲劈缝, 可使总压损失降低幅度增大至 13%~15%, 说明倾斜劈缝结构方案在减小内部流动阻力方面具有较好的技术优势和进一步深入研究的价值。

5) 考虑射流和叶栅燃气掺混过程的流动仿真计算结果同样印证了劈缝倾斜设计对于内部减阻能力的提高, 但同时倾斜射流将引起叶栅总流动损失增大约 0.35%, 这为涡轮叶片综合性能优化提供了参考。

参考文献:

- [1] 曹玉璋, 陶智, 徐国强, 等. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [2] HORLOCK J H. Advanced gas turbine cycles[M]. Oxford, England: Pergamon Press, 2003.
- [3] UZOL O, CAMCI C, GLEZER B. Aerodynamic loss characteristics of a turbine blade with trailing edge coolant ejection: Part 1 effect of cut-back length, spanwise rib spacing, free-stream Reynolds number, and chordwise rib length on discharge coefficients[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(2): 238-248.
- [4] RAVELLI S, BARIGOZZI G. Stress-blended eddy simulation of coherent unsteadiness in pressure side film cooling applied to a first stage turbine vane[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2018, 140(9): 1-14.
- [5] RAVELLI S, BARIGOZZI G. Dynamics of coherent structures and random turbulence in pressure side film cooling on a first stage turbine vane[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(1): 1-16.
- [6] 曾军, 乔渭阳, 孙大伟, 等. 带尾缘劈缝冷气喷射的涡轮叶栅性能实验及计算[J]. *推进技术*, 2008, 29(6): 710-715. ZENG Jun, QIAO Weiyang, SUN Dawei, et al. Numerical simulation and experiment for turbine cascade with trailing edge coolant injection[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(6): 710-715. (in Chinese)

- [7] 丁水汀, 刘丽艳, 李莉. 涡轮叶片尾缘复合通道隔板结构[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(3): 276-279.
DING Shuiting, LIU Liyan, LI Li. Different structure diaphragm plates in complex passages of turbine blade trailing edge[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2006, 32(3): 276-279. (in Chinese)
- [8] 陶智, 袁星, 丁水汀, 等. 涡轮叶片尾缘通道中纵向肋对换热特性的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1189-1193.
TAO Zhi, YUAN Xing, DING Shuiting, et al. Effect of different clapboards structure in turbine blade trailing edge complex passages on heat transfer characteristics[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(7): 1189-1193. (in Chinese)
- [9] 李莉, 徐国强, 丁水汀, 等. 波形隔板形状对通道流动和换热的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 1941-1946.
LI Li, XU Guoqiang, DING Shuiting, et al. Effect of the shape of divider wall on heat transfer and flow resistance characteristic of passage[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(9): 1941-1946. (in Chinese)
- [10] 丁水汀, 李果, 李莉, 等. 涡轮叶片尾缘复合通道隔板结构对流动的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(6): 779-782.
DING Shuiting, LI Guo, LI Li, et al. Effect of different clapboards structure in turbine blade trailing edge complex passages on flow characteristics[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(6): 779-782. (in Chinese)
- [11] 袁星, 陶智, 李海旺. 微通道流动转捩数值模拟[J]. 航空动力学报, 2016, 31(10): 2432-2436.
YUAN Xing, TAO Zhi, LI Haiwang. Numerical simulation of flow transition in microchannel[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(10): 2432-2436. (in Chinese)
- [12] 贾宁, 靳伟, 武俊梅, 等. 斜劈式翼型扰流柱冷却通道流动与换热数值研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(1): 61-69.
JIA Ning, JIN Wei, WU Junmei, et al. Numerical investigation on flow and heat transfer of beveled pin-fins based on airfoil profile in a cooling channel[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(1): 61-69. (in Chinese)
- [13] HWANG J J, LUI C C. Detailed heat transfer characteristic comparison in straight and 90-deg turned trapezoidal ducts with pin-fin arrays[J]. *Pergamon*, 1999, 42(21): 4005-4016.
- [14] HWANG J J, LUI C C. Measurement of endwall heat transfer and pressure drop in a pin-fin wedge duct[J]. *Pergamon*, 2002, 45(4): 877-889.
- [15] 石德永, 宋文艳, 浮强. 导向器叶片尾缘厚度对涡轮性能影响研究[J]. 机械设计与制造, 2013(11): 102-104, 108.
SHI Deyong, SONG Wenyan, FU Qiang. Research of stator trailing edge thickness effects on turbine performance[J]. *Machinery Design & Manufacture*, 2013(11): 102-104, 108. (in Chinese)
- [16] 陈小岭, 迟重然, 马超, 等. 高载荷低压涡轮叶片尾缘劈缝的叶栅损失影响[J]. 工程热物理学报, 2016, 37(8): 1635-1640.
CHEN Xiaoling, CHI Zhongran, MA Chao, et al. Effects of trailing edge cutback on the aerodynamic loss of a high load low pressure turbine blade cascade[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2016, 37(8): 1635-1640. (in Chinese)
- [17] 王宇峰, 蔡乐, 周逊, 等. 尾缘造型及冷气喷射对跨声速涡轮叶栅损失的影响[J]. 汽轮机技术, 2017, 59(6): 421-424.
WANG Yufeng, CAI Le, ZHOU Xun, et al. Effects of trailing edge profile and coolant ejection on the loss in a transonic turbine cascade[J]. *Turbine Technology*, 2017, 59(6): 421-424. (in Chinese)
- [18] 杨林谦, 魏雅川, 宋国磊, 等. 湍流模型的选择与评价[C]//中国航天电子技术研究院科学技术委员会2020年学术年会论文集. 北京: 中国航天电子技术研究院科学技术委员会, 2020: 742-747.
- [19] 罗玛, 孙德琴, 贺宜红, 等. 涡轮叶片尾缘冷却特性数值研究[J]. 航空工程进展, 2010, 1(3): 273-279.
LUO Ma, SUN Deqin, HE Yihong, et al. Numerical study of cooling characteristics for turbine blade trailing edges[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2010, 1(3): 273-279. (in Chinese)
- [20] 邵绪强, 刘艺林, 杨艳, 等. 流体的旋涡特征提取方法综述[J]. 图学学报, 2020, 41(5): 687-701.
SHAO Xuqiang, LIU Yilin, YANG Yan, et al. A review of vortex feature extraction methods for fluid[J]. *Journal of Graphics*, 2020, 41(5): 687-701. (in Chinese)
- [21] 金勇, 丁冰洁, 吕文舫, 等. 水力摩阻手册[M]. 北京: 水利水电规划设计院, 1989.

(编辑: 张 雪)