

基于射流法的气膜冷却流动模拟方法研究

王士骥, 田雨, 曾静茹

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘要: 为了研究射流模拟方法对气膜冷却流动的分析精度, 以某型发动机涡轮叶片中截面叶型的片体模型为研究对象, 对比了不同叶型位置、射流角度及孔径下的冷却射流与主流燃气的掺混损失和流量变化情况, 并与真实冷却气膜孔的计算结果进行了对比。不同叶型位置处的仿真结果对比情况表明: 射流模型在压力面侧及吸力面前段可以较为准确地捕捉不同叶型位置处的流动损失变化情况, 总压损失绝对值的最大偏差仅有0.02%, 而在吸力面后段, 射流法的分析结果则出现了较为明显的偏离; 不同倾斜角和孔径的对比结果表明: 由于并未精确模拟气膜孔出口的肾形对涡, 简化射流法在气膜孔出口附近低估了实际流动的损失, 但随着流动的发展, 冷却流动与主流流动沿流向的掺混损失占据主导, 此时简化射流法可以较为准确地捕捉包括损失峰值在内的相对压力损失变化。

关键词: 气冷涡轮; 模拟方法; 冷却流动; 射流法

中图分类号: V231.3 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2024.08.007

[引用本文格式] 王士骥, 田雨, 曾静茹. 基于射流法的气膜冷却流动模拟方法研究[J]. 热能动力工程, 2024, 39(8): 58-66.
WANG Shiji, TIAN Yu, ZENG Jingru. Research on film cooling flow simulation approach based on jet-flow method[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(8): 58-66.

Research on Film Cooling Flow Simulation Approach based on Jet-flow Method

WANG Shiji, TIAN Yu, ZENG Jingru

(AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai, China, Post Code: 200241)

Abstract: In order to study the accuracy of jet-flow method for film cooling flow simulation, a certain aero engine turbine mid-span cascade was used as research object, mixing losses and mass flow change of cooling injection and main gas stream under different blade positions, jet angles and hole diameters were analyzed and compared with real cooling film hole calculation result. Simulation results show that at different blade positions, jet-flow model can accurately capture the changes in flow losses on the pressure side and front section of the suction surface with a maximum absolute deviation of total pressure loss of 0.02%, meanwhile, a significant deviation is observed on the rear section of suction surface by the jet-flow method. Comparative results at different elevation angles and hole diameters indicate that the simplified jet-flow method tends to underestimate the actual flow loss near the outlet of film hole due to the lack of accurate simulation of the kidney-shaped vortex of film outlet. As the injection flow develops, the mixing loss of cooling flow and mainstream flow along the flow direction becomes the dominant factor, the simplified jet-flow method can accurately predict the changes of relative pressure losses, including position of the loss peak.

Key words: air-cooled turbine, simulation approach, cooling flow, jet-flow method

收稿日期: 2023-12-07; 修订日期: 2024-01-24

基金项目: 国家科技重大专项(2019-II-0008-0028)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2019-II-0008-0028)

作者简介: 王士骥(1984-), 男, 中国航发商用航空发动机有限责任公司高级工程师.

引言

当代航空发动机/燃气轮机常会采用空气冷却叶片的设计。设计会采用空心的单通道、多通道、回转通道的内部结构形式,并在叶型表面设计一系列冷却孔。冷却气沿着内部冷却通道快速流动,通过对流换热为叶片降温,最终通过沿程设置的冷却孔流到叶片表面并形成一层气膜,将高温燃气与叶片隔开以进一步降低叶片表面温度。对于目前在役的民用航空发动机双级高压涡轮而言,冷却气占进口流量的比例通常高达20%以上,因此必须在工程设计过程中予以考虑。

目前针对气冷涡轮的冷却流动模拟主要有两大类:一类是针对部分或者全部冷却结构进行详细的建模;另一类则是采用源项法对冷却流动进行近似模拟。Garg等人^[1]针对带有前缘喷淋冷却的涡轮叶片进行了仿真分析,对内部冷却腔和气膜孔进行了详细的建模分析与试验结果进行了对比,对比结果表明,数值仿真结果与试验结果在一定范围内具有良好的一致性。赵国昌等人^[2]通过对包括气膜孔在内的叶栅通道开展完整的建模分析,获取了不同流场环境下叶栅损失的变化规律。侯伟涛等人^[3]采用三维粘性流场数值模拟技术对典型气冷叶片多排孔冷却射流流场和叶栅性能进行了研究,分析结果表明,各排射流冷却掺混损失相互独立且可简单叠加。

由于冷却结构的详细建模分析会显著增加仿真分析的时间、降低分析效率^[4-5],且随着叶型优化设计,冷却结构也需要做适应性的调整,因此必须寻求一种可以满足工程分析精度的简化模拟方法。

Adamczyk^[6]在其参与开发的APNASA程序中论述了通过源项考虑冷却流动的数学方程及实现方式。Hunter等人^[7-8]又进一步完善了程序所采用的源项法并研究了封严槽和叶身气膜冷却对涡轮性能的影响,通过计算结果与试验结果的对比证明了源项法模拟结果的有效性。曾军等人^[9]采用冷气边界法对某型高压涡轮导向器进行了数值模拟,即采用一条槽缝来模拟一排气膜孔,槽缝面积近似等于气膜孔面积的总和,取得了良好的效果。杨荣菲等人^[10]采用冷气源项法分析了射流孔位置、射流角及

射流流量对涡轮流量调节的效果,证明了冷气源项法在工程设计中的实用价值。

由于叶片表面网格的几何尺寸通常无法直接控制且受限于当地网格形状和尺寸,与真实的气膜孔出口形状和尺寸会存在一定偏差,因此气膜的出流面积与真实情况仍然存在一定的差异,这也导致了冷气在气膜出口的气动参数与真实情况存在一定的差异,即在指定流量边界的情况下,冷气的压力和出流速度会出现偏差;在指定压力边界的条件下,冷气的流量又会偏离实际情况。因此在实际操作过程中需尽可能使得冷气出流面积接近实际冷气出流面积之和,这样在一定程度上增加了源项方法应用的复杂性。

为了进一步提高仿真精度,Kampe等人^[11-12]和李广超等人^[13]提出了冷气射流法。将气膜孔出流流动拆分成两个部分,分别进行控制和描述。一部分是从气膜孔出口延伸至主流燃气区域中的射流的轨迹,另一部分是与射流轨迹正交的射流截面形状。但是相关模型在应用时需要针对流动轨迹、流动截面的形状、截面内的温度分布、湍流脉动能分布以及当地坐标系的 u_s 、 v_s 、 w_s 速度矢量分布指定一系列的控制系数。相关功能已经被集成至ANSYS CFX 2019及以上的版本中。但是由于针对相关参数的有效设置需要依赖大量前期研究分析,因此截至目前尚未得到广泛应用。

本文以ANSYS CFX的射流模拟功能为基础,通过平板气膜算例分析并确定了气膜孔出流角度与吹风比和冷气几何角度之间的关系,从而确定了射流模拟的简化设置方法,并完成了不同叶型位置、不同射流角度、不同孔径下的冷却射流与主流燃气掺混过程的数值仿真分析。通过与带有真实冷却气膜孔结构的算例对比,获取了当前射流模拟方法的偏差情况。

1 实际气膜出流角度模拟

在主流流动的作用下,气膜射流流动会向主流流动的方向倾斜。现有的研究表明,对于特定的气膜孔型,冷气出流的倾斜角主要受气膜孔的几何倾斜角、冷气与主流的密度比、吹风比、动量比、主流马赫数等参数的影响^[13-14]。考虑到吹风比和动量比

本质上即为密度比和速度比的组合,为降低分析复杂程度,此处用吹风比近似表征相关因素的影响。

为了进一步确定各参数之间的关系,本文利用前期经过试验验证的平板气膜算例,开展了不同吹风比和不同气膜孔射流倾斜角下的计算分析,计算模型如图 1 所示。

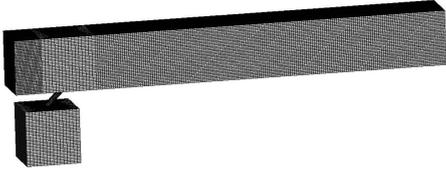


图 1 平板气膜出流计算模型

Fig. 1 Computational model of flat plate film cooling flow

基准工况气膜孔几何倾斜角 α_m (气膜孔的中心线与主流方向的夹角) 取为 45° , 吹风比 BR 取 1.0。吹风比的定义为:

$$BR = \frac{\rho_c v_c}{\rho_g v_g} \quad (1)$$

式中: ρ_c 和 ρ_g —冷气和主流的密度; v_c 和 v_g —冷气和主流的流速。

气流实际出流角 α_c (冷气在气膜孔中心处的速度方向与主流方向的夹角), 如图 2 所示。

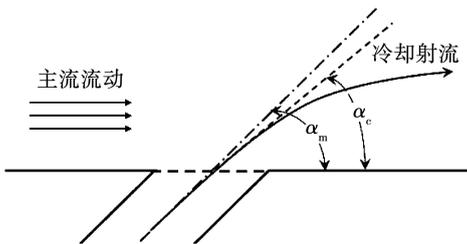


图 2 冷却孔几何角和实际出流角示意图

Fig. 2 Schematic diagram of geometric angle and actual flow angle of cooling hole

从图 2 中可以看出,在主流的作用下实际倾斜角通常略小于几何倾斜角。为了便于后续分析和应用,定义倾斜角修正系数 φ_{ele} 和吹风比修正系数 φ_{BR} 如下。

$$\varphi_{ele} = \frac{(\alpha_{c,i} - \alpha_{m,i}) + (\alpha_{m,0} - \alpha_{c,0})}{\alpha_{m,i} - (\alpha_{m,0} - \alpha_{c,0})} \quad (2)$$

$$\varphi_{BR} = \frac{(\alpha_{c,j} - \alpha_{m,j}) + (\alpha_{m,0} - \alpha_{c,0})}{\alpha_{m,j} - (\alpha_{m,0} - \alpha_{c,0})} \quad (3)$$

式中: $\alpha_{c,i}$ 和 $\alpha_{m,i}$ —不同倾斜角下的实际出流角和几

何倾斜角; $\alpha_{c,j}$ 和 $\alpha_{m,j}$ —不同吹风比下的实际出流角和几何倾斜角; $\alpha_{c,0}$ 和 $\alpha_{m,0}$ —在基准工况 $\alpha_m = 45^\circ$, BR = 1.0 下的实际出流角和几何倾斜角。

气流实际出流角 α_c 的公式为:

$$\alpha_c = [\alpha_m - (\alpha_{m,0} - \alpha_{c,0})] \cdot (1 + \varphi_{ele}) \cdot (1 + \varphi_{BR}) \quad (4)$$

图 3 和图 4 分别给出了两个修正系数分别随气膜孔几何倾斜角和吹风比的变化关系曲线。由于 α_c 的计算仍受到当地吹风比的影响,因此实际的射流角度需要在主流的计算迭代过程中动态确定。

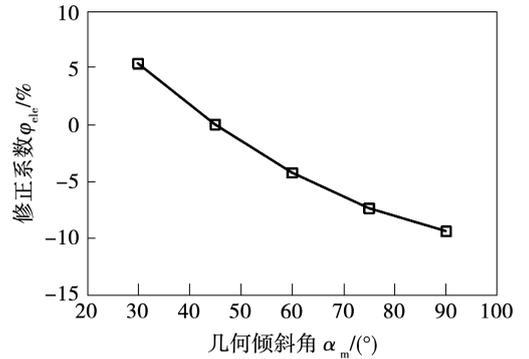


图 3 修正系数随几何倾斜角变化曲线

Fig. 3 Variation curve of correlation coefficient with elevation angle

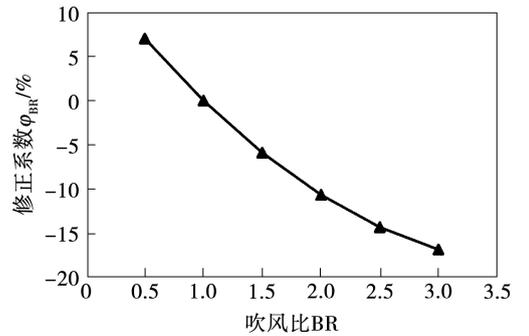


图 4 修正系数随吹风比变化曲线

Fig. 4 Variation curve of correlation coefficient with blow ratio

2 物理模型及求解设置

2.1 研究对象

以某型航空发动机高压涡轮的导向叶片 50% 叶高截面处的叶型为分析对象,其原始方案为气冷叶片。为保证马赫数分布相似,对叶片沿积叠轴进行了旋转。原始冷却方案的气膜孔径为 0.5 mm。

考虑到分析需要,对截面叶型进行了拉伸并以 10 倍气膜孔径为高度截取片体模型。

为了分别研究气膜射流在不同流向位置、不同射流角度和不同孔径情况下的掺混流动及损失情况,每次分析仅考虑一个气膜孔,带单个冷却孔的叶片模型如图 5 所示。



图 5 带单个冷却孔的叶片模型

Fig. 5 Blade model with single cooling hole

2.2 边界条件

计算域进口给定均匀的来流总温和总压,出口按照设计工况给定出口平均静压。片体模型的上、下缘板指定为无粘的自由滑移壁面,叶型部分指定为有粘的无滑移壁面,两侧壁面指定为周期性边界。

2.3 网格划分及无关性验证

采用 NUMECA 中的自动网格生成模块 AutoGrid 5 进行网格生成,选取 AutoGrid 5 中的默认网格拓扑结构。叶型周围采用 O 型贴体网格,其余位置采用 H 型分块结构化网格并对尾缘附近的网格进行局部加密。通过调整首层网格厚度的方法使壁面 y^+ 值小于 1。气膜孔结构采用蝶形网格。由于当前分析更多地聚焦于冷却射流域主流的掺混过程,因此仅模拟气膜孔通道而不考虑内腔,其拓扑结构如图 6 所示,图中 $N_1 \sim N_5$ 为特征数。带冷却孔叶栅的计算网格如图 7 所示。

为了验证计算所采用的网格合理性,分别针对叶片和气膜孔进行了网格无关性分析。对于叶栅通道的性能评价采用叶栅进口流量以及气动损失,总压损失系数 δ 和能量损失系数 ζ 的计算公式如下:

$$\delta = \frac{P_{in}^* - P_{out}^*}{P_{out}^* - P_{out}} \quad (5)$$

$$\zeta = \frac{h_{in}^* - h_{out}^*}{h_{in}^*} \quad (6)$$

式中: P_{in}^* —叶栅进口质量平均总压; P_{out}^* —叶栅出口质量平均总压; P_{out} —叶栅出口质量平均静压; h_{in}^* —

叶栅进口燃气总焓; h_{out}^* —叶栅出口燃气总焓。

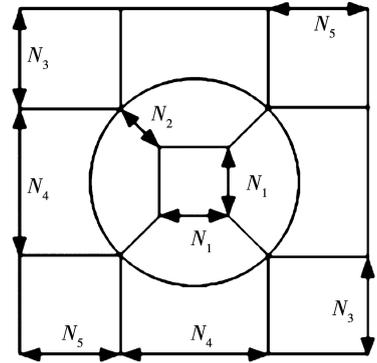


图 6 气膜孔冷却网格拓扑图

Fig. 6 Film cooling hole mesh topology diagram

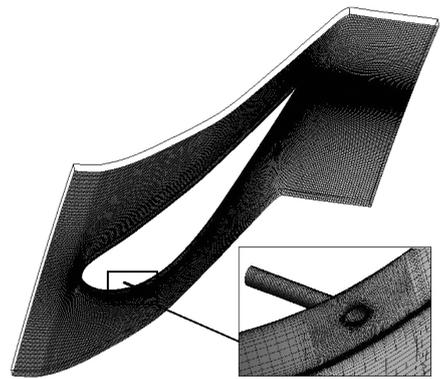


图 7 带冷却孔叶栅的计算域网格示意图

Fig. 7 Schematic diagram of computational domain mesh for cascade with cooling hole

表 1 为不同网格数量(不考虑冷气域)下的叶栅通道计算结果。从表中可以看出,当网格数达到 136 万以后,叶栅进口流量和总压损失变化已经不再显著,可认为该网格已满足无关性要求。

表 1 叶栅通道网格敏感性

Tab. 1 Mesh sensitivity of cascade channel

网格数/万	进口流量/ $g \cdot s^{-1}$	总压损失系数 δ
52	41.607	0.147 6
86	41.641	0.142 9
136	41.679	0.141 6
169	41.686	0.141 3

以单通道 136 万网格为基础,在压力面和吸力面分别选取一个特征位置开展冷却孔网格无关性分析。为减少分析过程的自变量,令图 6 中的 $N_1, N_2,$

N_3 和 N_4 4 个特征数都等于 N_m , N_m 分别取 9, 13, 17, 21。计算结果如表 2 所示。从表中可以看出, 当特征数 $N_m = 17$ 时, 冷气流量和总压损失系数均已满足网格无关性要求。

表 2 气膜孔网格敏感性

Tab. 2 Mesh sensitivity of film cooling hole

特征数 N_m	冷气流量/ $\text{g}\cdot\text{s}^{-1}$	总压损失系数 δ
9	0.240 5	0.014 588
13	0.243 2	0.014 578
17	0.244 3	0.014 571
21	0.244 4	0.014 572

2.4 求解模型

本研究采用商用软件 ANSYS CFX 2022 R1 求解雷诺平均纳维-斯托克斯方程组。湍流模型选取剪切压力传输模型 (Shear Stress Transport, SST) 以封闭方程组。相比于单方程的 $S-A$ 模型以及双方程的 $k-\varepsilon$ 和 $k-\omega$ 模型, SST 模型通过对涡粘性系数公式的修正解决了湍流剪切应力运输的问题, 显著提高了逆压梯度条件下的流动分离状况的预测精度, 在许多验证性研究工作中已经得到证实^[15-16]。

2.5 射流模型

在射流法的模拟过程中, 通过预先导入的 Profile Data 定义不同冷却孔的几何参数、冷气流量、冷气密度、冷气温度等计算设置所需的参数。射流位置选择 Selected 2D Regions 将气膜孔中心映射到距离所定义的坐标最近位置处的叶型表面, 并通过 Profile Data 中定义的 x, y, z 坐标以及对应气膜孔的孔径、气膜孔几何方向矢量确定气膜孔的实际出口区域。

在气膜孔中心上游 1.5 倍孔径位置处设置主流流动监测点, 并取该位置处的气动参数计算冷气和主流的吹风比 BR, 并据此计算实际出口气流方向矢量, 对应位置处的温度、速度、湍流脉动能均按照均匀分布进行简化处理。

3 结果分析

3.1 冷却孔出流位置

为了对比分析气膜孔在不同位置处的射流流动及掺混损失情况, 分别将气膜孔置于叶型压力侧和

吸力侧的不同相对弧线长度位置处, 气膜孔孔径及几何倾斜角保持不变。首先开展带有单孔冷却结构的 CFD 数值仿真计算以获取相应位置处的气膜孔冷气流量。计算时设置冷却孔进口压力为固定值, 并保持叶栅进出口总静压比不变, 由计算获得冷气流量, 并作为射流边界条件用于不带冷却结构的射流法的分析计算。

对于压力侧的冷气孔, 以 10% 相对弧长为间隔, 分析了气膜孔位于 10% ~ 90% 相对弧长位置处时叶栅的总压损失系数和能量损失系数, 如图 8 和图 9 所示。

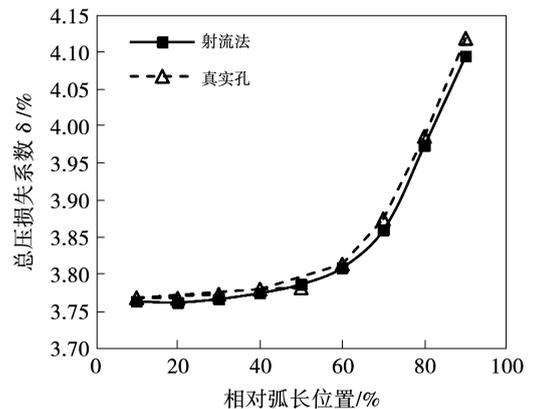


图 8 压力面不同位置射流的总压损失系数

Fig. 8 Total pressure loss coefficient of injection flow at different positions of pressure side

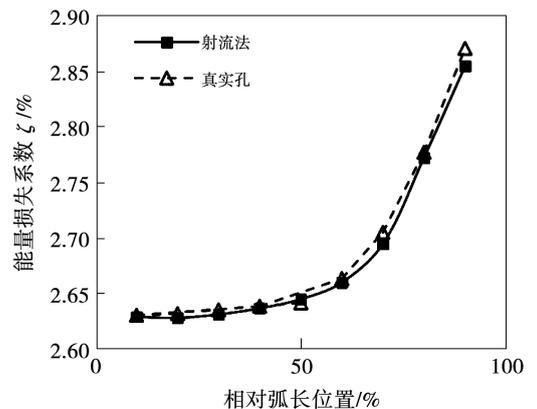


图 9 压力面不同位置射流的能量损失系数

Fig. 9 Energy loss coefficient of injection flow at different positions of pressure side

由图 8 和图 9 可知, 简化后的射流法可以较为准确地捕捉到压力面不同位置处的冷气射流与主流

的掺混损失变化情况,最大差异仅 0.02%,出现在 90% 相对弧长位置处。

图 10 为叶栅进口流量随不同冷气出流位置的变化情况。可以看到,采用简化射流法模拟得到的流量与真实孔模拟结果呈现出了良好的一致性。

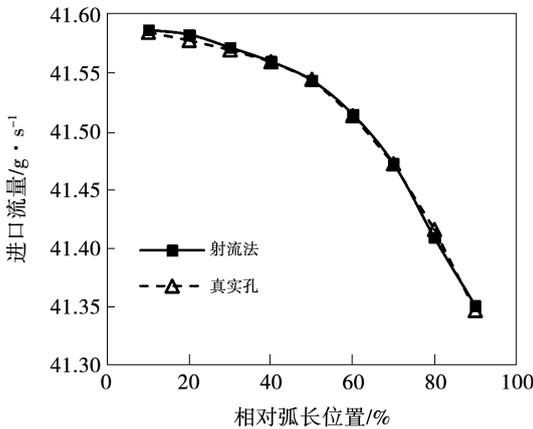


图 10 不同射流位置下的叶栅进口流量
Fig. 10 Cascade inlet mass flow at different injection positions

对于吸力面侧的冷气孔,考虑到吸力面前缘附近型线曲率变化更为剧烈,因此对于 30% 相对弧长以前的位置进行了局部加密,分析算例以 3% 为间隔;而对于 30% 相对弧长以后的位置,参照压力面位置的间隔取 10% 相对弧长进行分析,总压损失系数和能量损失系数与真实孔的对比分析结果如图 11 和图 12 所示。

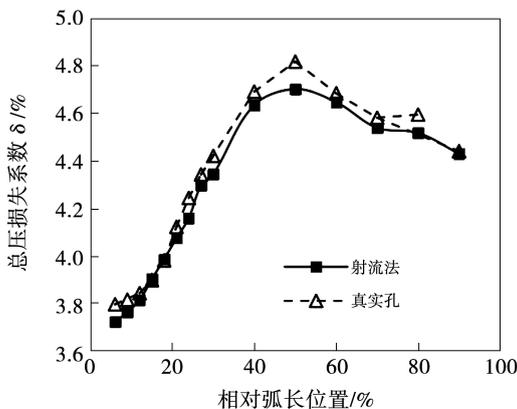


图 11 吸力面不同位置的总压损失系数
Fig. 11 Total pressure loss coefficient at different positions of suction side

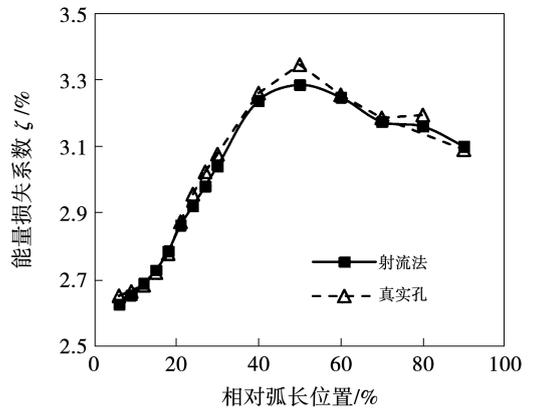


图 12 吸力面不同位置的能量损失系数
Fig. 12 Energy loss coefficient of injection flow at different positions of suction side

从对比结果来看,简化的射流模型在吸力面前段可以较为准确地预测射流掺混损失随相对弧长位置的变化情况,但是对于吸力面喉部附近以及更后面的压力扩散段位置的损失预测则出现了较为明显的偏差,总压损失系数的最大绝对偏差达到了 0.11%,出现在 50% 相对弧长位置处。

吸力面后段的冷气与主流吹风比 BR 已小于 0.5,已经超出了倾斜角修正所使用的吹风比范围。考虑到在叶栅喉部以后设计气膜孔会带来掺混损失偏高、流量难以控制等诸多问题,实际工程中极少在相应位置布置气膜孔,因此相关偏差并不会显著影响简化射流方法的工程可用性。

图 13 为吸力面不同位置的叶栅进口流量。由图 13 可知,简化射流法与真实孔模拟结果在进口流量方面的相对偏差均小于 0.03%,进一步验证了相关方法在叶栅通流能力预测方面的准确性。

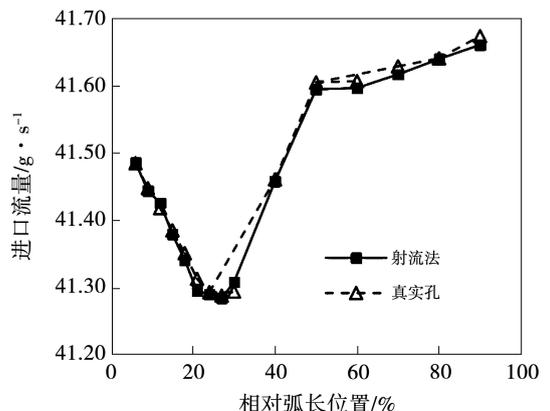


图 13 吸力面不同位置的叶栅进口流量
Fig. 13 Cascade inlet mass flow at different positions of suction side

3.2 冷却孔出流角度

在实际工程设计中气膜孔的倾斜角并不是固定的,为了确定在不同倾斜角度下简化射流法对流动损失的预测能力,固定相对弧长位置以分析不同气膜孔倾斜角度下的损失变化情况,如图 14 和图 15 所示。可以发现,虽然简化射流法在损失预测的绝对值方面仍存在微小偏差,但仍可以较为准确地预测不同倾斜角度的损失变化情况。

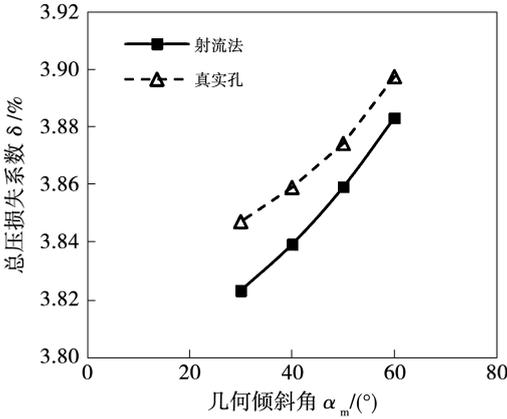


图 14 不同倾斜角度下的总压损失系数

Fig. 14 Total pressure loss coefficient at different elevation angles

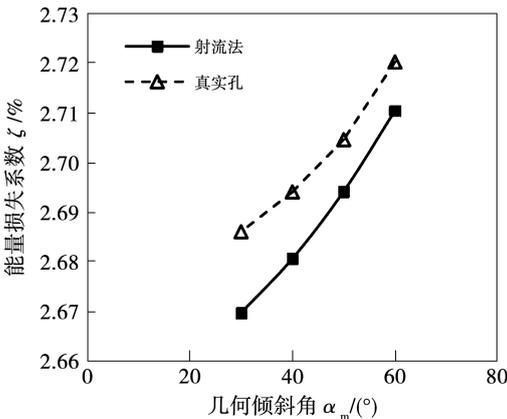


图 15 不同倾斜角度下的能量损失系数

Fig. 15 Energy loss coefficient at different elevation angles

为了进一步分析简化射流法对于沿程损失变化的预测能力,以约 1 倍气膜孔径为间隔,沿轴向在流场中设置 80 个监控截面,以无冷却叶片的各截面质量平均总压为基准,获取相对压力损失沿程变化情况。其计算公式如下:

$$\Delta p/p = \frac{p_{nc}^* - p_c^*}{p_{nc}^*} \quad (7)$$

式中: p_{nc}^* —不带冷气的基础叶栅算例在对应监控截面位置处的质量平均总压; p_c^* —带有冷气出流的算例在对应监控截面位置处的质量平均总压。

统计结果如图 16 所示。可以看出,在气膜孔出口位置处简化射流法分析得到的相对压力损失及其变化率低于真实气膜孔的分析结果,但是随着流动的进一步发展,简化射流法在损失变化趋势和变化幅值预测方面则取得了良好的效果。

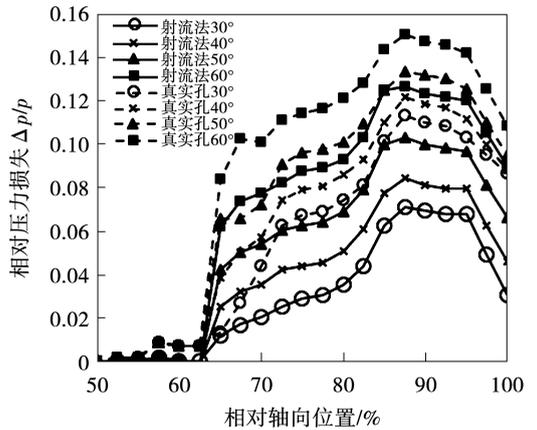


图 16 不同射流角度下的相对压力损失随轴向位置的变化

Fig. 16 Variation of relative pressure loss with different axial locations at various injection angles

图 17 和图 18 为气膜孔附近位置处的速度云图和速度剖面。

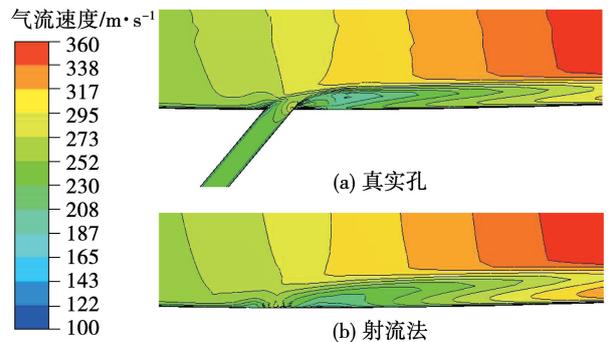


图 17 气膜孔出口流向速度云图对比

Fig. 17 Comparison of film cooling hole stream-wise velocity contours

可以看出,当出流流动遇到气膜射流时,会形成

类似圆柱绕流的流动,分别从射流的左右两侧绕过射流流动并在射流的背风面交汇。在绕流过程中,受到主流和冷气流动之间粘性摩擦的影响,射流会形成两股速度相当、旋转方向相反的“肾形”对涡,这一对涡在孔中心对称线交汇并产生粘性损失,从而在气膜孔出流后的一定距离内形成一个高损失区。随着涡旋流动的不断减弱,冷气射流与主流之间的掺混过程逐渐占据主导地位,此时的损失主要来源为贴近壁面的气膜流动与不断膨胀加速的主流流动之间的速度差异和温度差异所造成的掺混损失。

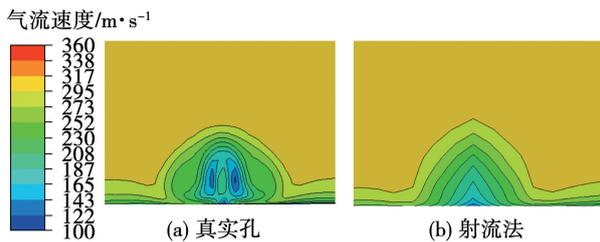


图 18 气膜孔出口速度剖面图

Fig. 18 Profiles of film cooling hole outlet velocity

3.3 冷却孔径

另一个对冷却孔设计有着重要影响的因素是气膜孔的孔径。为了确定在不同孔径条件下简化射流法对于流动损失的预测能力,固定相对弧长位置以分析不同孔径下的损失变化情况,分析结果如图 19 和图 20 所示。可以看出,简化射流法可以较为准确地预测不同孔径情况下的损失变化情况。

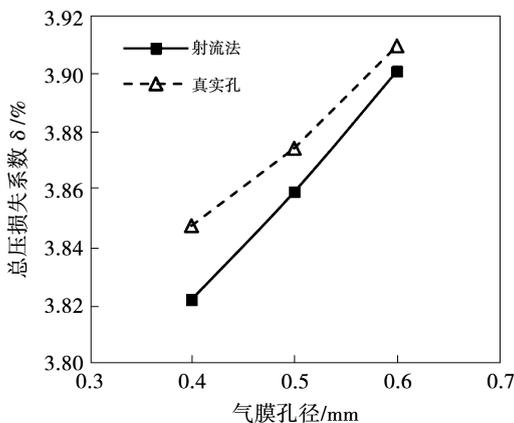


图 19 不同孔径下的总压损失系数

Fig. 19 Total pressure loss coefficient at different cooling hole diameters

图 21 给出了沿程损失的变化情况。由图可知,随着孔径增大,冷气流量增加,掺混损失显著增加。与前述对于不同倾斜角下流动损失的分析结果相似,简化射流法对于流动损失的预测在气膜孔出口附近偏小,但仍较为准确地捕捉到了包括峰值位置在内的压力损失系数变化情况。

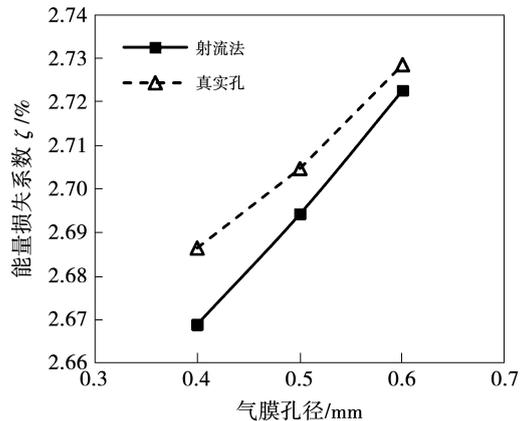


图 20 不同孔径下的能量损失系数

Fig. 20 Energy loss coefficient at different cooling hole diameters

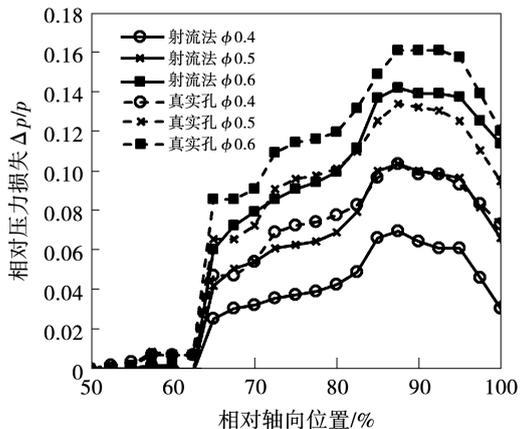


图 21 不同孔径下相对压力损失随轴向位置的变化

Fig. 21 Variation of relative pressure loss with different axial locations at various hole diameters

4 结论

本文以平板气膜冷却流动仿真结果为基础,拟合并建立了简化的冷气射流模拟方法,并以某型航空发动机气冷高压涡轮导向叶片 50% 叶高截面处的叶型为对象分析了不同叶型位置、射流角度及孔径下的冷却射流与主流燃气的掺混损失和流量变化情况,得出如下结论:

(1) 简化射流法可以较为准确地模拟压力面以及吸力面喉部以前位置处的流动损失情况,总压损失绝对值的最大偏差仅 0.02%。对于吸力面后段,由于其工作所处的吹风比低于方法拟合时所用的吹风比下限,因此分析结果相较真实气膜孔算例出现了较为明显的偏差。但考虑到实际工程中极少在相应位置布置气膜孔,且进口流量预测结果表现出了较高的精度,因此仍可以认为当前方法具有良好的工程适用性。

(2) 采用简化射流法对不同倾斜角下的冷却射流流动开展了分析,结果表明,由于简化射流法对气膜孔出流进行了均匀化处理,从而低估了气膜孔出口附近肾形对涡造成的内部掺混损失。但是随着流动的发展,冷气与主流之间的掺混逐渐占据主导地位,简化射流法仍能够预测不同倾斜角情况下的损失变化情况。

(3) 不同孔径下的简化射流法分析结果表明,当前方法可以用于预测不同孔径条件下的总压损失和能量损失变化趋势和变化幅值,并能够较为准确地捕捉包括峰值位置在内的相对压力损失沿程变化情况。

参考文献:

- [1] GARG V K, RIGBY D L. Heat transfer on a film cooled blade—effect of hole physics[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1999, 20(1): 10–25.
- [2] 赵国昌,穆晗冬,贾 惟,等. 冷气射流对航空发动机涡轮气动损失的影响[J]. *航空发动机*, 2023, 49(5): 108–114.
ZHAO Guochang, MU Handong, JIA Wei, et al. Effect of coolant jet environment on aerodynamic loss of aeroengine turbine[J]. *Aeroengine*, 2023, 49(5): 108–114.
- [3] 侯伟涛,潘贤德,张 洪,等. 高压涡轮气冷叶片冷却掺混损失数值研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(2): 342–350.
HOU Weitao, PAN Xiande, ZHANG Hong, et al. Numerical investigation into coolant mixing loss of high pressure turbine air-cooled blade [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(2): 342–350.
- [4] 卢少鹏,迟重然,罗 磊,等. 气热耦合条件下涡轮静叶三维优化[J]. *推进技术*, 2014, 35(3): 356–364.
LU Shaopeng, CHI Zhongran, LUO Lei, et al. Conjugate heat transfer 3-D optimization for turbine stator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(3): 356–364.
- [5] 王士骥. 叶片冷却的静叶时序对涡轮的性能影响[J]. *南京航空航天大学学报*, 2018, 50(3): 383–389.
WANG Shiji. Stator clocking effect on aerodynamic characteristics in cooled gas turbine[J]. *Journal of Nanjing University of Aero-*
- [6] ADAMCZYK J. Model equation for simulating flows in multistage turbomachinery [R]. NASA-TM-86869, Cleveland, Ohio: NASA Lewis Research Center, 1985.
- [7] HUNTER S. Source term modeling of endwall cavity flow effects on gaspath aerodynamics in an axial flow turbine[D]. Cincinnati: University of Cincinnati, 1998.
- [8] HEIDMANN J D, HUNTER S D. Coarse grid modeling of turbine film cooling flows using volumetric source terms [R]. 2001-GT-0138, New Orleans, Louisiana: ASME Paper, 2001.
- [9] 曾 军,张 剑. 带冷气影响的某高压涡轮级流场分析[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2005, 18(3): 19–22.
ZENG Jun. ZHANG Jian. Flow field analysis of high pressure turbine stage with cooling flows[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2005, 18(3): 19–22.
- [10] 杨荣菲,李云朋,仲冬冬,等. 采用冷气射流调节对转涡轮高压部件流量的数值研究[J]. *机械制造与自动化*, 2021, 50(1): 29–32.
YANG Rongfei, LI Yunpeng, ZHONG Dongdong, et al. Numerical study on flow control of high pressure component in counter-rotating turbine by using coolant jet[J]. *Machine Building & Automation*, 2021, 50(1): 29–32.
- [11] KAMPE T A D, VOLKER S, ZEHE F. A model for cylindrical hole film cooling: Part I—A correlation for jet-flow with application to film cooling [R]. GT2010–22787, Glasgow, UK: ASME Paper, 2012.
- [12] KAMPE T A D, VOLKER S. A model for cylindrical hole film cooling—Part II: Model formulation, implementation and results [R]. GT2010–22788, Glasgow: ASME Paper, 2012.
- [13] 李广超,柏树生,吴 冬,等. 气膜孔形状对涡轮叶片气膜冷却影响的研究进展[J]. *热能动力工程*, 2010, 25(6): 581–585.
LI Guangchao, BAI Shusheng, WU Dong, et al. Recent advances in the study of influence of air-film hole shapes on turbine blade air-film cooling [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2010, 25(6): 581–585.
- [14] MC-GOVEM K T, LEYLEK J H. A detailed analysis of film-cooling physics: Part II—Compound-angle injection with cylindrical holes[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(1): 113–121.
- [15] 李虹杨,郑 赟. 动静干涉对涡轮转子叶片气膜冷却的影响[J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42(1): 139–146.
LI Hongyang, ZHENG Yun. Effect of rotor-stator interaction on film-cooling of turbine blade[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(1): 139–146.
- [16] 冯岩岩,宋彦萍,陈焕龙,等. 柯恩达效应对涡轮叶栅气动性能及流场的影响[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(3): 659–665.
FENG Yanyan, SONG Yanping, CHEN Huanlong, et al. Conanda effect on aerodynamic performance and flow field of turbine cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(3): 659–665.