

基于逆向射流抑制封严篦齿泄漏流动的 数值及实验研究

张 衍, 傅 鑫, 曹永华

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对一直通型篦齿通道进行了二维数值模拟,建立了9种封严结构模型,重点研究了位置和角度变化时逆向射流对篦齿内部流场的影响,探讨了不同模型下篦齿前后压比与泄漏系数的关系,发现各工况下的逆向射流在一定程度上都能够增强篦齿的封严效果,并且射流角度越小,密封性能越佳,射流位置在第一节齿腔中间时,抑制泄漏的效果最佳,当射流角为 45° ,射流位置在第一齿腔中间时,泄漏系数相对不带逆向射流时能够降低11.5%。在此基础上,进行了带逆向射流的二维直通型封严篦齿实验,在不同的压比下,用PIV分别测量了3种射流角度和3种射流位置下的篦齿通道内部流场,实验结果与数值计算变化规律一致。

关 键 词: 逆向射流; 封严篦齿; 泄漏流; 流动分析; PIV实验

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical and experimental study based on reverse jet to suppress leakage flow in the labyrinth seal

ZHANG Yan, FU Xin, CAO Yonghua

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Two-dimensional numerical simulations were performed for a straight labyrinth seal passage, nine kinds of sealing structure model were established, the effects of reverse jets at different positions and angles on the internal flow field of the labyrinth were studied emphatically, and the relationship between the front and back pressure ratio of the labyrinth and the leakage coefficient under different models was discussed. The results show that all different jet positions and angles can enhance the seal effect of labyrinth seal, the smaller jet angle, means the better sealing effect, when the jet position was in the middle of the first section of the tooth cavity, the leakage effect was the best. When the jet angle θ was 45° and the jet position was in the middle of the first tooth cavity, the leakage coefficient can be reduced by 11.5% corresponding to the case without reverse jets. On the basis of numerical simulation, a two-dimensional straight labyrinth seal experiment with reverse jet was proceeded, using PIV to obtain the flow field with reverser jet under three jet angles and three jet positions, the experimental results were consistent with the calculated variation law.

收稿日期: 2017-12-19

基金项目: 国家自然科学基金(51306089)

作者简介: 张衍(1994—),男,硕士生,主要研究方向为流体机械气动设计。

通讯作者: 傅鑫(1979—),男,副研究员,博士,主要从事内流流动控制、气动性能优化等研究。

引用格式: 张衍,傅鑫,曹永华. 基于逆向射流抑制封严篦齿泄漏流动的数值及实验研究[J]. 航空动力学报,2019,34(1):73-83.
ZHANG Yan, FU Xin, CAO Yonghua. Numerical and experimental study based on reverse jet to suppress leakage flow in the labyrinth seal[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 73-83.

Key words: reverse jet; labyrinth seal; leakage flow; flow analysis; particle image velocimetry experiment

现代航空发动机转子部件工作时,离心力和温度的变化会产生形变,加之制造和装配过程中同心度不够、气动载荷、振动等种种因素的影响,使得转子与静子之间存在不可避免的间隙,如转子叶尖与机匣之间的叶尖间隙,转轴与静子衬套之间的叶根间隙。Wellborn 等^[1-3]对某低速轴流压气机的叶根泄漏流进行详细的实验研究后发现,0.5%的叶根泄漏量即可造成转子总压比和效率分别约1.5%和1%的损失。Bunker^[4]的研究表明涡轮叶尖间隙增加1%,涡轮效率下降1.5%,就战斗机发动机而言,减少高压涡轮泄漏量的1%,则推力能够增加0.8%,耗油率能够降低0.5%^[5]。因此,采用合适的封严技术有效地控制叶根泄漏引起的损失将对压气机和涡轮的性能有相当大的提升。由于篦齿封严结构相对简单、加工容易,而且转静之间互不接触,不易磨损,使用寿命长,所以在当今的航空发动机中得到了广泛应用。国内外学者对篦齿密封做了广泛而深入的研究^[6-10],到目前为止,对篦齿构型几何参数的研究优化、篦齿造型的设计都已经十分详细和具体,改变篦齿几何造型以达到增加封严效果的目的实验已经很多^[11-12],而通过气动控制增强封严效应的研究比较少,考虑到篦齿通道内部压力变化很大,满足逆向射流的形成条件,而且静子叶轮内部衬套机械壁面厚度充足,机匣处理相对容易,因此,本文采用被动射流的流动控制手段,对篦齿通道内部流场进行了数值模拟,并使用粒子示踪技术对数值计算结果进行了验证。有研究者认为转速在3000 r/min以下时,对篦齿封严的影响比较小^[13-15],本课题组对不同密封构型参数下直通式封严篦齿进行高转速实验研究后也发现,泄漏系数随转速的降低程度仅在高齿尖线速度下明显,泄漏系数下降可达20.4%,而低转速几乎没有影响^[16],加之粒子示踪技术在高转速条件下很难展开,因此本实验不考虑转速的影响。

1 计算模型及数值方法

1.1 计算模型

本文采用的计算模型参考自课题组研究的几种直通型篦齿通道,篦齿造型参数如图1所示,齿顶间隙为0.4 mm,齿顶厚度为0.2 mm,齿腔宽度为4 mm,齿腔深度为4.3 mm,射流宽度为0.2 mm。

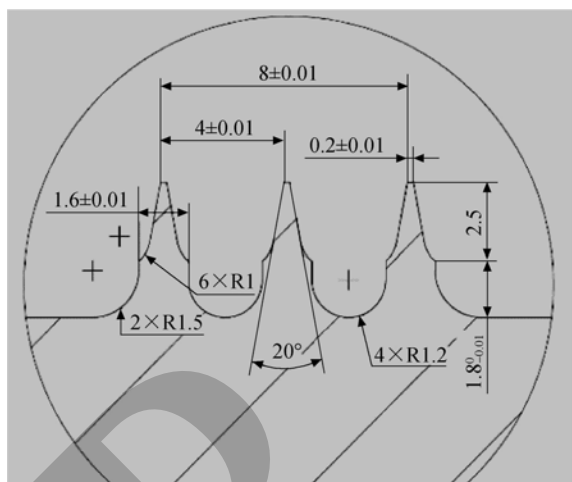


图1 篦齿模型几何参数(单位:mm)

Fig. 1 Geometric parameters of the labyrinth seal model (unit:mm)

1.2 计算网格及边界条件

本文使用 ANSYS ICEM CFD 软件修改篦齿通道几何模型,生成结构化网格,使用 Fluent 软件对篦齿通道二维剖面进行数值模拟,计算区域选定 $4.7\text{ mm} \times 32.2\text{ mm}$ 的矩形区域进行网格划分,近壁面网格做加密处理,网格数量为 4.6×10^4 ,图2为篦齿模型结构化网格示意图。假定流动为定常流动,左侧采用压力进口条件,进口总压为大气压,即 $p_{\text{inlet}} = 101\,325\text{ Pa}$,温度 300 K,右侧采用压力出口条件,背压可调,温度为 300 K,射流口为压力进口条件,总压略高于篦齿段进口压力, $p_{\text{jet}} = 102\,000\text{ Pa}$,温度 300 K,壁面边界均采用无滑移绝热壁条件。

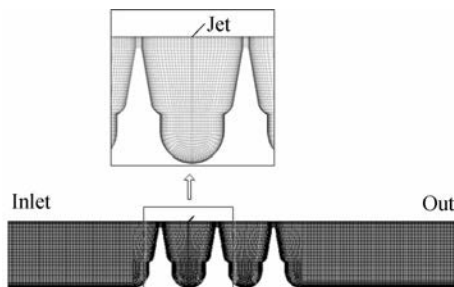


图2 篦齿模型结构化网格

Fig. 2 Structured grid of the labyrinth seal model

1.3 求解程序

考虑到湍流旋涡的存在,为提高计算精度,本文选择 RNG $k-\epsilon$ 模型,采用 SIMPLE 算法计算压

力-速度耦合,近壁面区域采用标准壁面函数。

1.4 网格数目无关性验证

本文对网格数目进行了无关性验证,采用相同的湍流模型,保持边界条件、网格尺度增长因子不变,控制除网格数量尺寸之外的所有变量,逐步增加网格数量,图 3 为进出口压比为 1.91 时,二维直通型封严篦齿模型在 4 000~54 000 网格数量下出口流量的变化示意图,数值模拟结果显示,在网格数量达到 40 000 后流量基本保持不变,因此本文选取的网格数目为 46 000,既能满足计算准确性又能保持较高的计算效率。

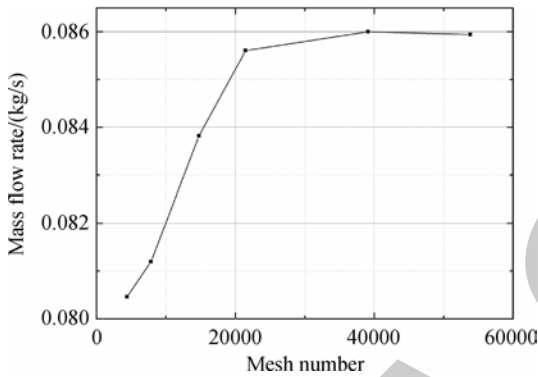


图 3 出口流量随网格数目变化图

Fig. 3 Variation of output mass flow rate with change of mesh number

2 计算结果及分析

2.1 射流位置对密封性能的影响

本研究针对的射流变量有位置和角度两个因素,每个因素选取 3 个数值,共建立 9 种封严结构模型,角度和位置的变化如图 4 所示,以第一个篦齿的中点为原点,水平向后依次选取 0.5、2.0 mm 和 3.5 mm 三个坐标点,即 3 个射流位置,分别记为 left、mid 和 right,角度的取值依次为 45°、60° 和 75°。

为了便于表征不同工况下篦齿的封严性能,本文使用 Stocker^[17] 引入的泄漏系数

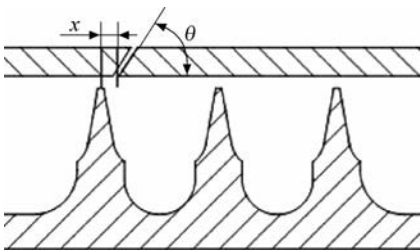


图 4 位置及角度示意图

Fig. 4 Schematic diagram of location and angle

$$\varphi = \frac{\dot{m} \sqrt{T^*}}{p^* A_{ce}} \tag{1}$$

其中 $\dot{m}$ 为泄漏流量, T^* 、 p^* 为进口总参数, A_{ce} 为泄漏面积,其量纲为 $[\sqrt{K} \cdot s/m]$,该泄漏系数作为反映篦齿封严特性的参数,也可以用来比较不同转子直径和不同运行状态下的泄漏水平,误差不超过 1.5%^[18],能够消除进口参数以及泄漏面积变化对密封性能带来的影响,具有重要的对比意义。

图 5 显示了 3 种射流角度下各位置泄漏系数随压比的变化规律,为便于比较引入射流后泄漏

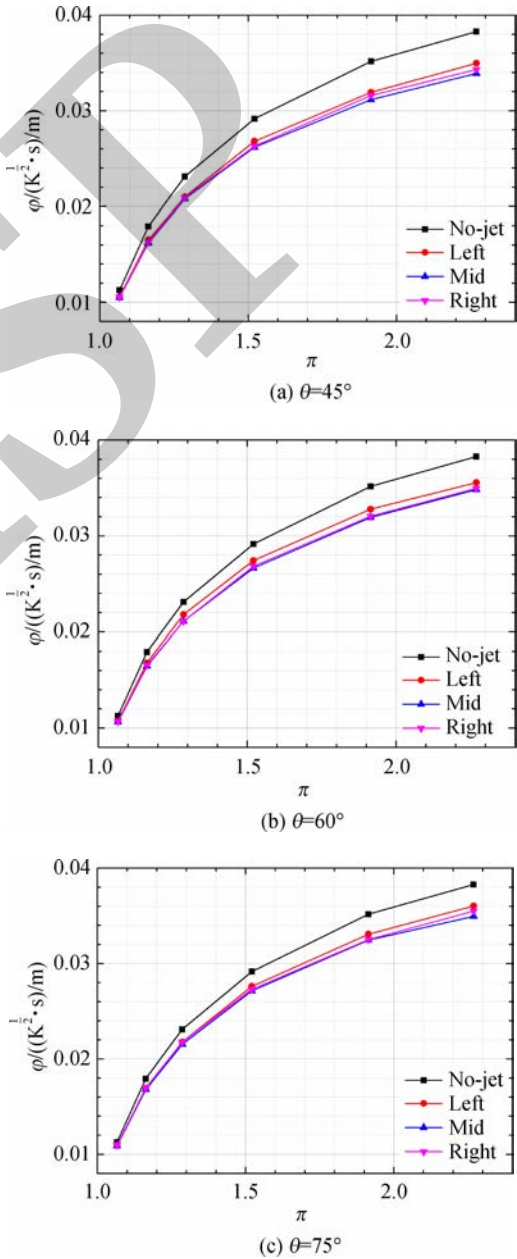


图 5 三种射流角度下各位置泄漏系数随压比变化规律
Fig. 5 Variation of leakage coefficient with the change of pressure ratio at three jet angles

系数相对于无射流工况的降低程度,定义泄漏系数下降百分比表征射流的影响

$$\omega = \frac{\varphi_{\text{no-jet}} - \varphi_{\text{jet}}}{\varphi_{\text{no-jet}}} \times 100\%$$

(2)

式中 $\varphi_{\text{no-jet}}$ 为无射流工况下的泄漏系数, φ_{jet} 为引入射流后各工况下的泄漏系数,位置变化对 ω 的影响如表 1 所示,其中 π 为通道前后进出口压比。

表 1 基于不同位置的泄漏系数下降百分比

Table 1 Percentage of leakage coefficient decreases based on different locations

$\theta/$ ($^{\circ}$)	位置	$\omega/\%$					
		$\pi=$ 1.07	$\pi=$ 1.16	$\pi=$ 1.29	$\pi=$ 1.52	$\pi=$ 1.91	$\pi=$ 2.27
45	Left	6.1	7.8	9.2	8.1	9.2	8.6
	Mid	7.1	9.5	10.0	10.3	11.4	11.5
	Right	6.6	9.1	9.6	9.8	10.2	10.4
60	Left	4.6	6.2	5.7	6.0	6.8	7.1
	Mid	5.7	8.1	8.7	8.7	9.2	9.0
	Right	5.4	7.6	8.7	8.0	8.8	8.7
75	Left	2.7	5.6	5.8	5.3	5.9	5.9
	Mid	3.5	6.3	6.8	6.9	7.7	8.7
	Right	3.0	5.4	5.8	6.4	7.5	7.3

结合图 5 与表 1,可以明确地看出,对于一个固定的射流角度,各个位置处增加逆向射流都能使泄漏系数有较大幅度的降低,而当射流位置处于第一节齿腔中间时,泄漏系数最小,抑制泄漏的效果最佳。当压比增大时,泄漏系数随压比的增长速率逐渐放缓,但同一压比下,不同射流位置泄漏系数的变化却很明显,此时位置因素对泄漏系数的影响程度依次为 $\text{left}(x=0.5\text{ mm}) < \text{right}(x=3.5\text{ mm}) < \text{mid}(x=2\text{ mm})$,即中间齿腔处的泄漏系数下降最大,当压比为 2.27,射流角为 45° 时, ω 最高可达 11.5%。压比较小时,各射流位置下的泄漏系数近似,这是由于低压比条件下,逆向射流细小管道进出口的压差较小,难以形成流速较快的射流,此时的逆向射流严格意义上讲只是原有篦齿泄漏通道内的部分气流沿着额外的流动管路分开流动后再次汇合,逆向射流较低的出射速度难以与透口气流速度相抵,阻尼效果不显著。

通常情况下,篦齿封严的封严效应主要包括第一节流口(齿尖)处的流束收缩效应与节流效应、齿

腔耗散效应(动能转变为热能)、壁面的摩擦效应及透气效应^[19]。只有增强齿腔耗散效应和摩擦效应,减轻透气效应,才能使篦齿封严性能得到提升。图 6 射流角为 45° 时不同射流位置流场图及马赫数云图,可以看出逆向射流的轴向分速度与泄漏流速度方向相反,降低了泄漏流的速度,同时逆向射流的径向分速度改变了泄漏流的流动方向,使得泄漏流的流线加长,加剧了泄漏流与气体及内壁面的摩擦,另一方面,射流的径向分速度能够把泄漏流向齿腔内部旋涡挤压,给旋涡注入外部能量,加强了涡的耗散,达到了减小泄漏的目的。

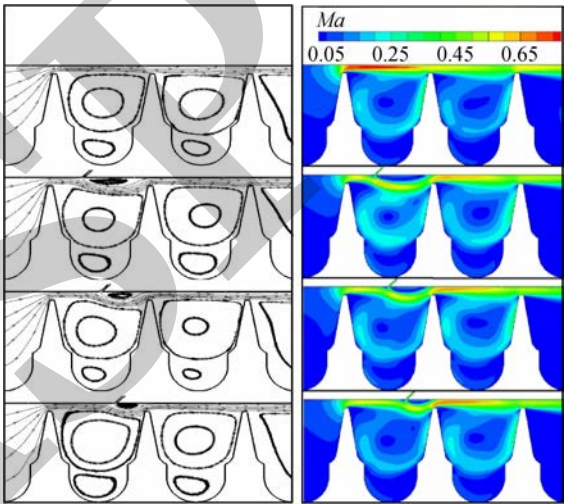


图 6 射流角为 45° 时各射流位置流场图及马赫数云图
Fig. 6 Flow field chart and Mach number contours at different locations when jet angle is 45°

当射流角为 45° 时,3 种射流位置的逆向射流都能够降低透口气流的流速,位置的变化对篦齿通道内部流动带来的影响主要集中在静子衬套壁面形成的逆向小涡和透口气流流动方向的改变,相比无射流工况,透口气流从第一尖齿齿尖到第二尖齿齿尖的速度逐渐减小,射流位置在左侧时,掺混后气流的流速最快,掺混后的泄漏流难以与齿腔内部旋涡进行质量和能量的交换,而且由于逆向射流位置靠左,虽然在静子衬套壁面附近形成逆向小涡的空间较大,但是泄漏流仍然能够在齿腔中部区域回到原始泄漏流的流动方向,抑制泄漏的效果有限。当射流位置处于第二节尖齿齿前时,由于这里靠近第二节齿顶间隙,缺乏形成逆向涡的空间条件,所以无法很好地挤压泄漏流,与齿腔内部旋涡的耗散效应较小。因此,处于第一节齿腔中间的射流位置相对其他两个射流点对提

高篦齿封严效应的效果更佳。

为考察外部条件改变时射流流量相对泄漏流量比例的变化,定义流量比 β 如下:

$$\beta = \dot{m}_{\text{jet}} / \dot{m} \tag{3}$$

其中 $\dot{m}_{\text{jet}}$ 为射流流量。位置变化对流量比的影响如图 7 所示。随压比增大,流量比均呈下降趋势,压比介于 1 与 1.5 之间时下降速率最快,当压比大于 1.5 时,压比的变化不再对流量比有显著影响。同一角度下,对于任意的压比,射流位置从左往右依次变化时,流量比逐渐增大。射流角为 45° 时相对前一位置, β 的增幅介于 2.1%~5.0% 之间,射流角为 60° 时介于 2.0%~4.8% 之间,射流角为 75° 时增幅在 1.2%~4.7% 之间变动,说明位置因素对流量比的影响范围较小。

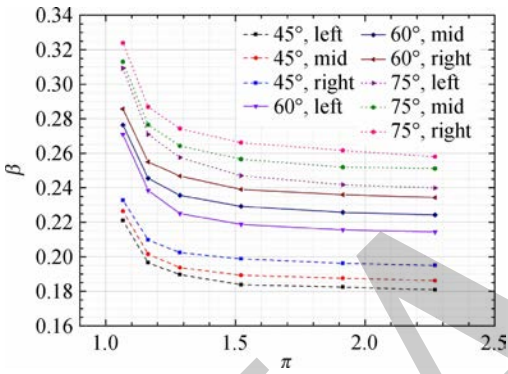


图 7 不同模型下流量比随压比变化曲线

Fig. 7 Variation of flow ratio with the change of pressure ratio at different models

2.2 射流角度对密封性能的影响

图 8 给出了 3 种位置下各射流角度泄漏系数随压比的变化情况,角度变化对泄漏系数下降百分比的影响如表 2 所示。可以看出角度对封严性能的影响有很强的规律性,对于任一选定的位置,在不同的压比下,随射流角度的减小,泄漏系数都有不同程度的减小,当射流角从 45° 逐渐升高时,

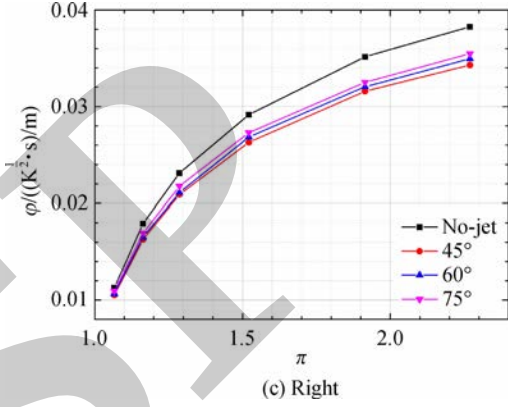
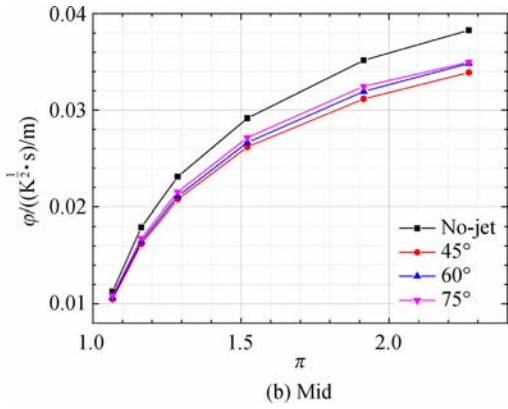
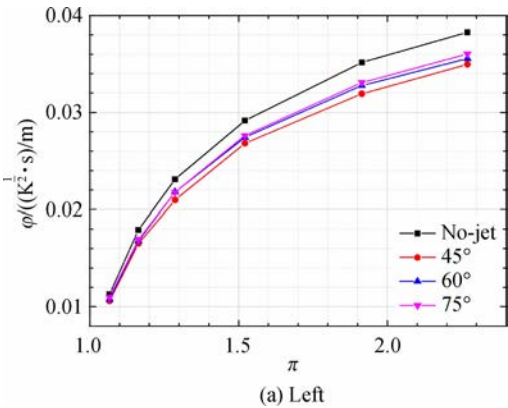


图 8 三种射流位置下各角度泄漏系数随压比变化规律
Fig. 8 Variation of leakage coefficient with the change of pressure ratio at three jet locations

表 2 基于不同角度的泄漏系数下降百分比
Table 2 Percentage of leakage coefficient decreases based on different angles

位置	$\theta / (^{\circ})$	$\omega / \%$					
		$\pi = 1.07$	$\pi = 1.16$	$\pi = 1.29$	$\pi = 1.52$	$\pi = 1.91$	$\pi = 2.27$
Left	45	6.1	7.8	9.2	8.1	9.2	8.6
	60	4.6	6.2	5.7	6.0	6.8	7.1
	75	2.7	5.6	5.8	5.3	5.9	5.9
Mid	45	7.1	9.5	10.0	10.3	11.4	11.5
	60	5.7	8.1	8.7	8.7	9.2	9.0
	75	3.5	6.3	6.8	6.9	7.7	8.7
Right	45	6.6	9.1	9.6	9.8	10.2	10.4
	60	5.4	7.6	8.7	8.0	8.8	8.7
	75	3.0	5.4	5.8	6.4	7.5	7.3

泄漏系数下降百分比有大幅的降低。结合图 7 中角度变化对流量比的影响规律,发现同一位置时,对于任意的压比,射流角度依次增大时,流量比逐渐增大。Left 位置时,相对前一角度, β 的增幅介

于 11.9% ~ 22.5% 之间, Mid 位置时介于 11.6% ~ 22.0% 之间, 射流角为 75° 时, 增幅在 10.1% ~ 22.7% 之间变动, 这说明相比于位置因素的影响, 封严性能对射流角度的变化更为敏感。

鉴于第一节齿腔中间处的射流抑制效果最好, 本文分析了该位置在 3 种射流角度下的流场图和马赫数云图(图 9), 发现更小的逆向射流角度能够更好地减小第一节篦齿齿顶间隙中透气气流的速度。较小的逆向射流角度使得逆向射流的轴向分速度变大, 与透气气流的碰撞掺混使得能量耗散更大, 减轻了透气效应, 同时逆向射流的径向分速度改变了透气气流的流动方向, 拉长了流线长度, 增大了气流的摩擦效应。此外, 流动方向改变后的透气气流在近静子衬套壁面逆向小涡与齿腔内部大涡的相互作用下, 进入下一齿腔后的流动面积减小, 在尖齿节流效应的作用下, 经过第二节齿尖间隙后的流动速度突然增加, 使得泄漏流与第二个齿腔内部旋涡间质量和能量的交换减弱, 不利于改善篦齿的封严性能, 随着射流角度的增加, 这种效应越来越明显, 综上可以得出结论, 保持其他因素不变时, 射流角度越小, 对提升篦齿的封严效果越有利。

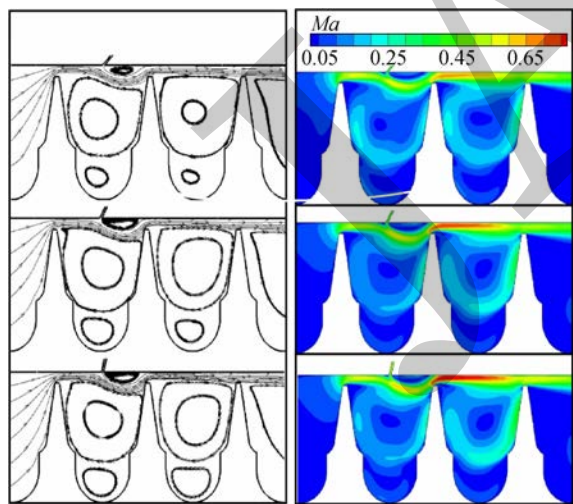


图 9 Mid 点时各射流角度下流场图及马赫数云图

Fig. 9 Flow field chart and Mach number contours at different angles when jet flow is in the mid location

2.3 封严间隙对密封性能的影响

齿间间隙对篦齿封严性能有重要影响, 本研究分析了射流角为 45°, 射流位置处于第一节齿腔中间时封严间隙 c 对射流气阻的影响。图 10 为不同间隙下泄漏系数随压比的变化曲线, 变化趋势与文献[19]得到的规律相似。值得注意的

是, 对于一个固定的压比, 泄漏系数都随间隙的增大而增大, 但这种增大比例并不呈线性, 当间隙从 0.4 mm 增大到 0.5 mm 时, 泄漏系数有突增现象, 即存在一个临界间隙使得封严性能急剧下降, 印证了文献[20]中的结论。

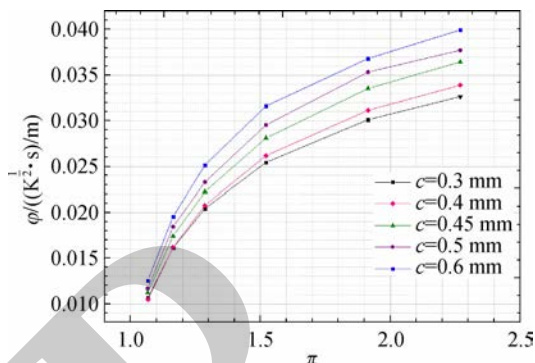


图 10 不同封严间隙时泄漏系数与压比的关系

Fig. 10 Variation of leakage coefficient with the change of pressure ratio in different seal clearance

封严间隙对射流流量比的影响如图 11 所示, 可以看出随间隙增大, 射流流量相对泄漏流量的占比逐渐减小, 压比对流量比的影响集中在 1 ~ 1.5 的范围内, 在此区间 β 随压比增大呈下降趋势, 且间隙越大, β 的下降速率越慢, 说明间隙对流量比的影响主要在小间隙、低压比的范围内。当间隙从 0.4 mm 增加时, 流量比同样存在突变现象。

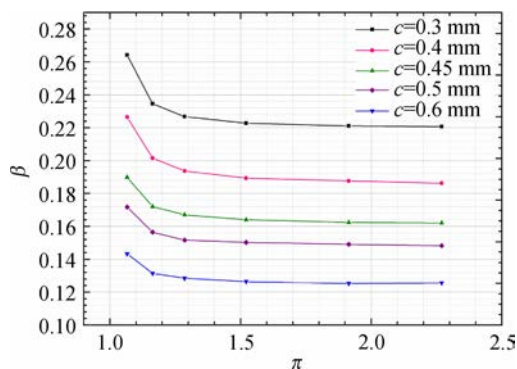


图 11 不同封严间隙时流量比与压比的关系

Fig. 11 Variation of flow ratio with the change of pressure ratio in different seal clearance

3 实验研究

3.1 实验装置

本实验系统构建如图 12 所示, 设备主要由流场显示系统, 环境参数测量系统(Pressure Sys-

tems International 公司智能压力扫描阀、V 锥流量计)和气源控制系统(充气泵、真空泵)三部分组成。其中压力扫描阀误差在满量程的 0.05% 以内,图 13 为实验段内部探针孔的布置,1、3 为静压探针孔,2、4 为总压探针孔。充气泵为 FB-95/7 型无油空气压缩泵,额定排气压力 0.7 MPa,真空泵为 2X-8B 型旋片式真空泵,极限真空 6×10^{-2} Pa。图 14 给出了 PIV 的使用示意图,在实验段设计两个垂直方向的玻璃壁面,如图 15 所示,一侧用于照射激光,一侧则用于 CCD 照相机收集流场流动图片,本实验使用 Vlite200PIV 激光器,空间分辨率介于 0.5~1 mm 之间,精度在 0.1%~1%内,采用跨帧技术互相关 CCD 数码相机将得到的图像被传送到计算机,进行图像的后处理分析,CCD 的分辨率为 2048 pix $\times$ 2048 pix,帧频为 14 帧/s。实验台架实物图如图 16 所示。

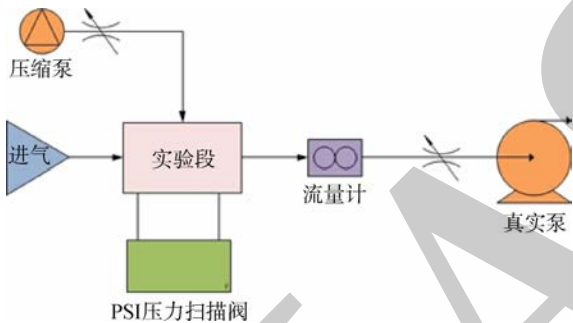


图 12 实验系统示意图

Fig. 12 Schematic diagram of test system



图 13 实验段测量探针孔示意图

Fig. 13 Schematic diagram of the probe hole in experimental section

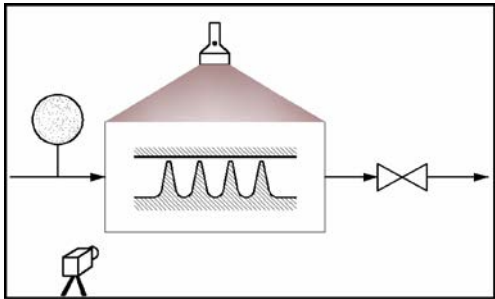


图 14 实验段 PIV 使用示意图

Fig. 14 Schematic diagram of PIV instruction of test section



图 15 实验段装配图

Fig. 15 Assembly diagram of test section

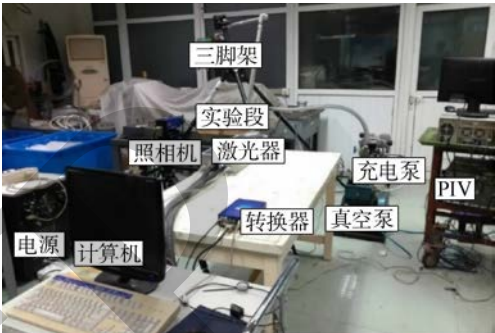


图 16 实验台架实物图

Fig. 16 Physical map of bench

3.2 实验方法

本实验气路如图 17 所示,进口为大气环境,通过在气路出口抽取背压来模拟实现封严篦齿在高压压机中的高压比工作环境;充气泵通过软管和节流阀与气室入口相连,通过对节流阀和充气泵阀门开度的调节保持排气压力在 102 000 Pa 左右;实验段射流结构为槽道形式,如图 18 所示,

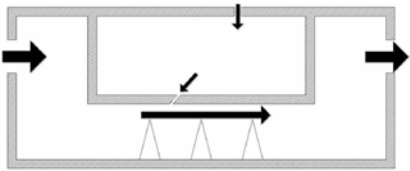


图 17 实验段气路图

Fig. 17 Airflow diagram of test section

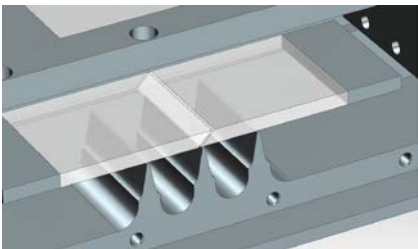


图 18 实验段内部结构示意图

Fig. 18 Schematic diagram of the internal structure of the experimental section

窄缝宽为 1 mm, 长度为 40 mm, 封严间隙为 2 mm。气室壁面由两块相同的 K6 光学玻璃板组成, 如图 19 所示, 光学玻璃板倾斜面相对, 两侧垂直面与两侧补充金属板相依形成定位, 形成逆向射流的缝隙, 改变玻璃板两侧补充板的型号, 可以调节狭缝所在的轴向位置, 改变带有不同倾角的光学玻璃板能实现不同的射流角度条件。

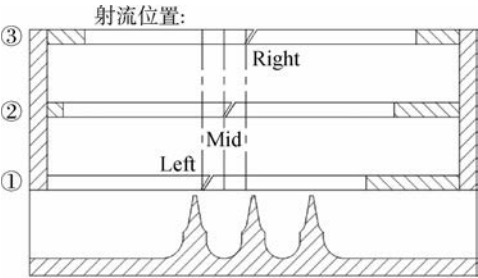


图 19 实验位置及角度变化示意图

Fig. 19 Schematic diagram of variation for different locations and angles

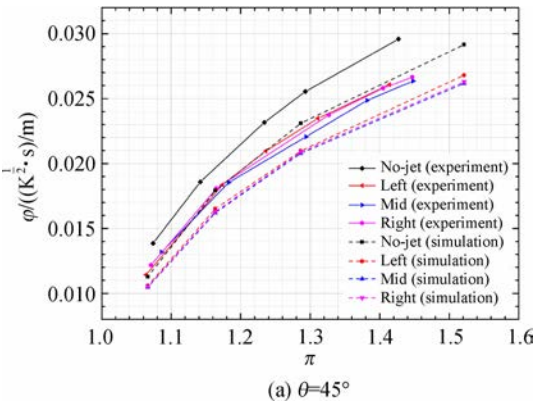
4 实验结果分析

4.1 实验条件下泄漏系数随射流位置的变化关系

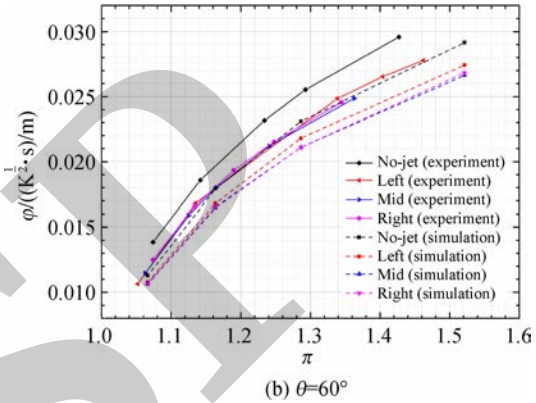
常规直通型的封严篦齿的密封特性主要体现在泄漏系数上, 式(1)中进口处总压及泄漏流量均可由实验测得, 气流在实验通道内部温度变化较小, 因此通道各部位气体温度均视为室温, 根据篦齿齿尖间隙能够得到泄漏面积, 实验数据处理后的结果如图 20 所示, 实线为实验值, 虚线为计算值。可以看出, 各个工况下泄漏系数随压比的变化趋势与数值模拟结果有很好的一致性, 引入逆向射流后泄漏系数相比无射流工况有明显下降, 射流角为 45°时位置对泄漏系数的影响最明显, 射流角为 60°和 75°时, 在压比 1.1~1.3 的范围内位置因素的影响很小, 当压比大于 1.3 时, 位置因素的影响才体现出来, 但总体上仍符合同一压比下 $\varphi(\text{mid}) < \varphi(\text{right}) < \varphi(\text{left})$ 的规律。射流角为 45°时, 射流位置从左往右依次变动时, 相对无射流工况, 最大泄漏系数下降百分比分别为 12.9%、13.7% 和 11.7%。对同一位置的数值与实验曲线进行误差分析显示, 计算值与实验值的相对误差控制在 4.3%~14.8% 以内, 两者符合性良好。

4.2 实验条件下泄漏系数随射流角度的变化关系

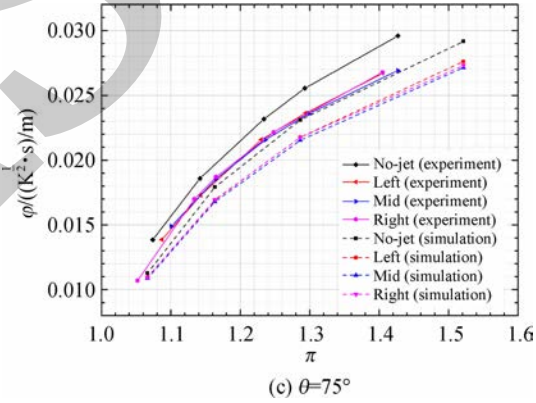
实验测得角度因素对泄漏系数的影响如图 21 所示, 可以看出射流角为 45°时, 3 种射流位置的



(a) $\theta=45^\circ$



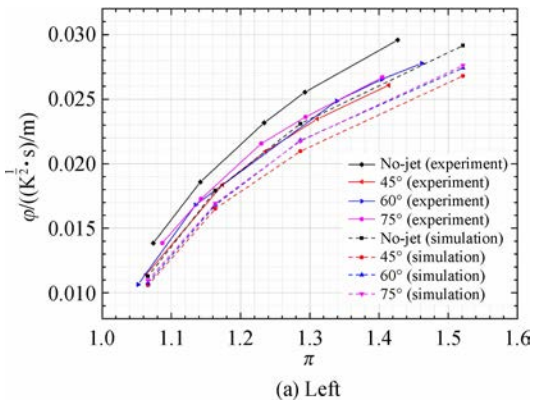
(b) $\theta=60^\circ$



(c) $\theta=75^\circ$

图 20 三种射流角度下, 射流位置变化时泄漏系数实验值与数值计算结果对比

Fig. 20 Comparisons between experimental and numerical results of leakage coefficients for different jet positions at three jet angles



(a) Left

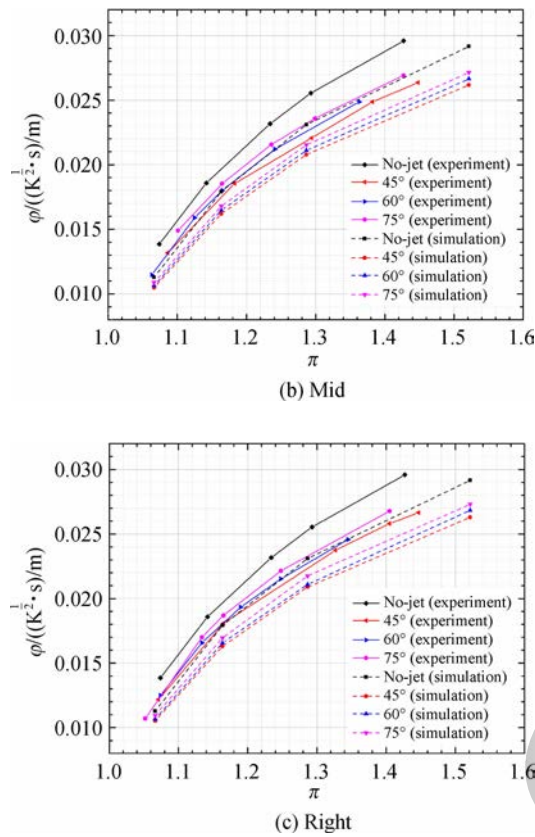


图 21 三种射流位置下,射流角度变化时泄漏系数实验值与计算值结果对比

Fig. 21 Comparisons between experimental and numerical results of leakage coefficients for different jet angles at three jet positions

泄漏系数最小,同一压比时,随射流角度逐渐增大,泄漏系数逐渐增大,与位置因素不同,泄漏系数对角度的变化更为敏感,射流位置处于第一节齿腔中间时,相对无射流工况,随角度增大,最大泄漏系数下降百分比分别为 13.7%、11.5% 和 9.1%,说明 ω 的变化幅度更大,验证了数值模拟得出的结论。

4.3 PIV 实验结果分析

为了更加直观地观察逆向射流对封严齿内部泄露流的抑制效果,用 PIV 分别测量了 3 种射流角度在 3 个位置下的流场,如图 22 所示,示踪粒子能够很好地展现齿腔内部旋涡。

通过 CCD 照相机采集的流场图像经过转换器获得的数据文件可在后处理软件 Tecplot 中再现流场,图 23 射流角为 45°下三种射流位置的速度矢量图。逆向射流的存在使得紧靠静子内衬套壁面处形成一个逆向涡,该逆向涡与齿腔内部大涡相互作用产生能量耗散,同时,在逆向涡垂直于轴线方向上的惯性力挤压作用下,泄漏流在进入

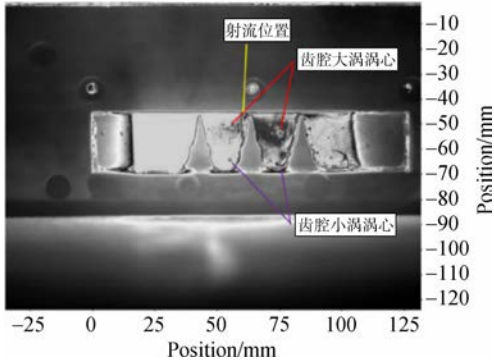
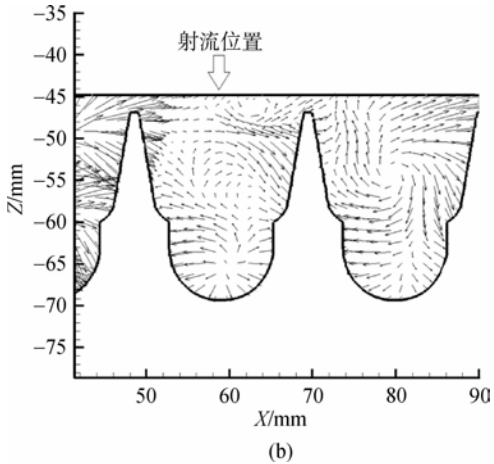
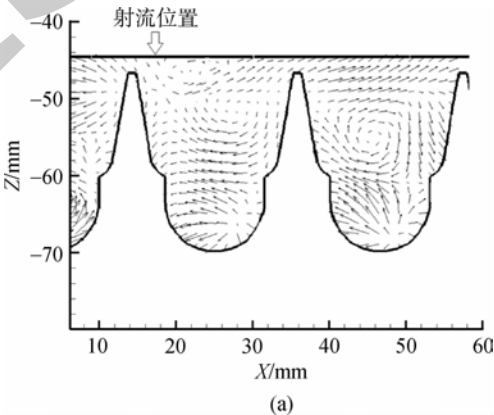


图 22 示踪粒子在齿腔通道内部的流场显示

Fig. 22 Flow field diagram of tracer particles in the labyrinth seal passage

下一节齿腔前方向发生改变,不再沿轴向方向流动。当射流位置位于第一尖齿齿后时,泄漏流仍然能够在齿腔中部区域回到原始泄漏流的流动方向,抑制泄漏的效果有限。当射流位置处于第二节尖齿齿前时,由于空间的限制无法形成逆向涡,不能很好地挤压泄漏流,与齿腔内部旋涡的耗散效应较小。因此,处于第一节齿腔中间的射流位置相对其他两个射流点对提高齿封严效应的效果更佳。



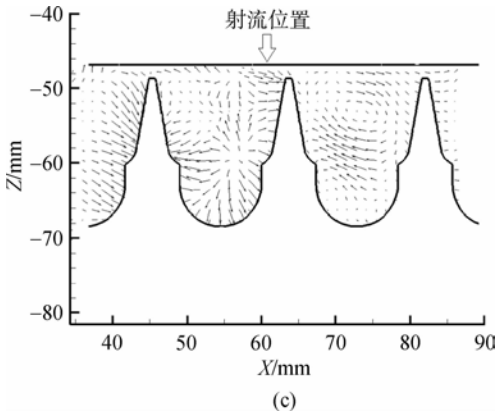


图23 射流角度为 45° 时三种射流位置的速度矢量图

Fig. 23 Velocity vector diagram at three jet locations when jet angle is 45°

5 结 论

本文针对一真实直通型篦齿通道进行了二维数值模拟和实验研究,详细研究了不同位置不同角度的逆向射流对篦齿封严性能的影响,得到如下结论:

1) 在本文研究的各个工况下,随篦齿进出口压比的增大,泄漏系数增大,且增大速率逐渐减小。

2) 分析了逆向射流的几何参数对篦齿的泄漏系数的影响,发现较小的射流角度能够更好地抑制泄漏,而射流位置在篦齿齿腔中间附近位置的抑制效果最好。

3) 探讨了篦齿封严间隙对射流气阻的影响,发现随间隙增大,泄漏系数增大,射流流量相对泄漏流量的占比降低,且封严间隙存在临界值。

4) 当射流角度为 45° ,射流位置在第一齿腔中间时,泄漏系数相对不带逆向射流时能够降低11.5%,相同条件下,实验结果的降低量为13.7%,与数值计算结果吻合较好。

参考文献:

[1] WELLBORN S R, OKIISHI T H. Effects of shrouded stator cavity flows on multistage axial compressor aerodynamic performance[R]. NASA CR-198536, 1996: 90-101.

[2] WELLBORN S R, OKIISHI T H. The influence of shrouded stator cavity flows on multistage compressor performance[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(3): 486-497.

[3] WELLBORN S R, TOLCHINSKY I. Modeling shrouded stator cavity flows in axial flow compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(1): 55-61.

[4] BUNKER R S. Axial turbine blade tips: function, design,

and durability[J]. Journal of Propulsion & Power, 2012, 22(2): 271-285.

[5] 沈虹,郑天慧,陈玉洁. 航空发动机封严技术的进展[J]. 燃气涡轮实验与研究, 2011, 24(4): 51-55.

SHEN Hong, ZHENG Tianhui, CHEN Yujie. Improvement of aero-engine sealing technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(4): 51-55. (in Chinese)

[6] 王锁芳,吕海峰,夏登勇. 封严篦齿结构特性的数值分析和实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 732-735.

WANG Suofang, LÜ Haifeng, XIA Dengyong. Numerical analyses and experimental investigations of seal labyrinth characteristics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6): 732-735. (in Chinese)

[7] 纪国剑,吉洪湖. 直通篦齿封严结构压损规律和临界特性的研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 417-420.

JI Guojian, JI Honghu. Numerical and experimental investigation of pressure loss and critical sealing characteristics of straight-through labyrinth seals[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 417-420. (in Chinese)

[8] 杜发青,吉洪湖,帅海山,等. 齿形几何参数对直通篦齿封严泄漏特性影响的正交实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 825-831.

DU Faqing, JI Honghu, SHUAI Haishan, et al. Orthogonal experiment of effect of fin geometrical parameters on leakage of straight-through labyrinth seals[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 825-831. (in Chinese)

[9] 徐再清,朱惠人,白江涛. 航空发动机篦齿封严特性数值分析[J]. 机械设计与制造, 2008(6): 31-33.

XU Zaiqing, ZHU Hui ren, BAI Jiangtao. Numerical analysis of labyrinth seal in aircraft engines[J]. Machinery Design & Manufacture, 2008(6): 31-33. (in Chinese)

[10] 张勃,吉洪湖,杜发青,等. 基于正交法的直通篦齿封严齿形几何参数对换热特性影响的实验研究[J]. 机械工程学报, 2013, 49(4): 134-139.

ZHANG Bo, JI Honghu, DU Faqing, et al. Orthogonal design experimental investigation of effect of tip geometrical parameters on heat transfer of straight-through labyrinth[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(4): 134-139. (in Chinese)

[11] 王建中,黄守龙. 直通式迷宫密封的静态工作特性[J]. 武汉工业大学学报, 1994, 16(4): 86-90.

WANG Jianzhong, HUANG Shoulong. Experimental study on static features for straight-through labyrinth seal[J]. Journal of Wuhan University of Technology, 1994, 16(4): 86-90. (in Chinese)

[12] 张效伟,朱惠人,张霞,等. 直通型篦齿泄漏的特性试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 1970-1974.

ZHANG Xiaowei, ZHU Hui ren, ZHANG Xia, et al. Experiment on discharge characteristics of straight-through labyrinth[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9):

1970-1974. (in Chinese)

[13] 王鹏飞,刘玉芳,郭文,等. 高转速对直通型篦齿封严特性影响的实验研究[J]. 燃气涡轮实验与研究,2007,20(2): 45-48.
WANG Pengfei, LIU Yufang, GUO Wen, et al. Influence of high rotational speeds on the labyrinth sealing characteristics[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(2): 45-48. (in Chinese)

[14] 塔鲁达纳夫斯基. 非接触密封:间隙密封与迷宫密封的原理和应用[M]. 北京:机械工业出版社,1986.

[15] 王锁芳,吕海峰. 转静态封严篦齿流场的数值分析和封严特性的试验[J]. 航空动力学报,2005,20(3):444-449.
WANG Suofang, LÜ Haifeng. Numerical analysis of flow and experimental investigation of labyrinth sealing characteristics at rotational and static states[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 444-449. (in Chinese)

[16] 傅鑫,曹永华,张一彬,等. 基于一种泄漏流边界模型的封严篦齿分析方法研究[J]. 兵工学报 2017,38(4):824-832.
FU Xin, CAO Yonghua, ZHANG Yibin, et al. Study of leakage flow boundary model-based sealing labyrinth analysis method[J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(4): 824-832. (in Chinese)

[17] STOCKER H L. Determining and improving labyrinth seal performance in current and advanced high performance gas turbines[R]. AGARD CP-237, 1978.

[18] MARGARET P P. High-speed high-temperature finger seal test results[R]. NASA/TM2002-211589, 2002.

[19] 纪国剑. 航空发动机典型篦齿封严泄漏特性的数值和实验研究[D]. 南京航空航天大学, 2008.
JI Guojian. Numerical and experimental investigation of sealing characteristics on typical labyrinth seals in aero-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[20] 孟德君,邢雷,李坚. 篦齿封严流动及其对压气机静子性能的影响[J]. 航空发动机, 2013, 39(6): 31-35, 42.
MENG Dejun, XING Lei, LI Jian. Influence of shrouded stator cavity flow on compressor stator performance[J]. Aeroengine, 2013, 39(6): 31-35, 42. (in Chinese)

(编辑:李岩梅)