

文章编号:1000-8055(2013)06-1402-07

旋转封严篦齿风阻温升的试验研究与数值分析

王鹏飞^{1,2}, 郭文², 张靖周¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 选取具有典型封严结构的真实尺寸台阶型封严篦齿, 通过高速旋转条件下的风阻温升特性试验, 进行了进出口压比(1.05~2.8)、封严间隙与齿尖厚度比(相对封严间隙)(2.4~4.0)、雷诺数(1900~28000)及转速(0~12000 r/min)等参数对篦齿泄漏流风阻温升的影响研究。并基于试验条件, 采用 renormalization group(RNG) $k-\epsilon$ 湍流模型, 对同一篦齿的风阻温升特性进行了数值计算。结果表明: 篦齿泄漏流温升随进出口压比、雷诺数、封严间隙与齿尖厚度比的增加而减小, 但随转速的增加而增大。数值计算结果与试验数据吻合良好, 台阶型封严篦齿第 1 道和第 2 道封严齿内的风阻温升最为显著, 前两道封严齿内的温升占总温升的 60%。根据试验结果, 提出了计算台阶型篦齿泄漏流温升的经验公式, 其计算结果与试验数据具有较好的符合性。

关 键 词: 空气系统; 篦齿; 风阻温升; 泄漏流; 湍流模型**中图分类号:** V231.1**文献标志码:** A

Experimental investigation and numerical analysis of windage heating in rotating labyrinth seals

WANG Peng-fei^{1,2}, GUO Wen², ZHANG Jing-zhou¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Experiments were conducted to investigate the windage heating characteristics in real size models of stepped labyrinth seals. The change in total temperature across the labyrinth seal was measured in a high speed test facility at different pressure ratios (1.05—2.8), relative sealing clearances (2.4—4.0), Reynolds numbers (1900—28000) and rotational speeds (0—12000 r/min). Based on the experiments, the renormalization group (RNG) $k-\epsilon$ turbulence model was used to compute the windage heating characteristics of the same stepped labyrinth seals. The results indicate that the temperature rise decreases with the increases of pressure ratio, Reynolds number and relative sealing clearance, and it increases with the increase of rotational speed. In addition, the numerical simulation satisfies the experiment. The most of the windage heating takes place in the first half of the seals, and the value of temperature rise is about 60% in the first two tooth chambers. An empirical expression for the windage heating coefficient was obtained and it fits the experimental re-

收稿日期: 2012-06-01**网络出版地址:** http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1402_025.html**作者简介:** 王鹏飞(1980—), 男, 甘肃会宁人, 工程师, 博士生, 主要从事航空发动机内流空气系统与高温件冷却设计及研究。

sults well.

Key words: air system; labyrinth seals; windage heating; leakage airflow; turbulence model

篦齿封严结构在航空发动机中有着广泛的应用,该类封严结构是航空发动机内流空气系统中最重要的节流元件,主要作用是减少冷却气流从高压区向低压区的泄漏量,阻止主流道的高温燃气侵入发动机内腔,对轴承滑油腔进行滑油密封,进行腔室压力调整与控制等。航空发动机是高速旋转机械,在气流通过高速旋转的篦齿过程中,篦齿内部的风阻加热会使气流的总温升高。进行篦齿泄漏流风阻温升特性的研究对发动机的设计来说非常重要,例如风阻温升可引起下游涡轮气冷叶片冷气温度升高,进而影响叶片的寿命。以往对篦齿的研究主要集中在流动特性(封严特性)方面,有关篦齿风阻温升特性的研究工作相对较少。已开展的篦齿风阻温升试验也缺乏全面、细节的研究,尤其转速和压比的范围较窄,而发动机实际工作中,篦齿往往在较宽的转速和压比范围内工作。Stocker^[1]首次对直通型和台阶型篦齿中的风阻温升现象进行了试验研究,发现在高转速下篦齿内部的风阻会使转子功率发生显著的损失。Haaser 等人^[2]有关旋转腔中风阻温升特性的研究作为后来开展篦齿风阻温升的研究提供了参考。McGreehan 和 Ko^[3]对静子表面为光滑面和蜂窝结构的台阶型篦齿内部的风阻温升进行了试验研究,结果表明静子面为光滑面时,约 70% 的风阻温升是在前半封严齿中产生。Millward 等人^[4]提出了估算篦齿风阻温升的关系式, Lewis^[5]利用试验数据对文献^[4]给出的关系式进行了验证,发现试验测量的风阻温升只有预测值的 36%,产生如此大误差的主要原因为试验数据是在压气机部件中测量获得,篦齿进口气流有较大的预旋速度,而文献^[4]的关系式没有对进气预旋的影响进行修正。近年来, Denecke 等人^[6]进行了篦齿风阻温升的试验研究,并对影响风阻温升的参数做了无量纲分析,认为风阻加热系数与进出口压比、轴向雷诺数、周向马赫数、旋流系数(气流切向速度与转子周向速度比)、篦齿无量纲几何参数、比热比和普朗特数等有关。Irebert 等人^[7]也通过试验研究了转速对篦齿风阻温升特性的影响。纪国剑等人^[8]对直通型篦齿在 6 000 r/min 以下的风阻温升特性进行了试验研究。Scherer 等

人^[9]对篦齿的风阻温升特性进行了数值分析,发现篦齿流动特性会直接影响风阻温升。文献^[10-11]对具有壁面浅槽的蜂窝结构篦齿风阻温升特性进行了数值分析。宴鑫等人^[12-15]采用商用流体力学软件 CFX 对篦齿风阻温升特性进行了三维数值分析,主要计算了篦齿质量流量、转速、预旋和结构参数等对风阻温升的影响。

本文采用试验的方法在真实尺寸的典型台阶型篦齿中研究了压比、轴向雷诺数、转速和相对封严间隙等参数对风阻温升的影响,并提出了风阻加热系数随上述参数变化的经验关联式。在试验研究的基础上,采用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型对篦齿泄漏流的温升特性进行了三维 CFD 计算分析,以了解篦齿内部泄漏流的详细温度分布。

1 研究模型

研究对象为一具有典型封严结构的真实尺寸台阶型篦齿,结构示意图如图 1 所示,其封严结构和尺寸与某型发动机中所用的篦齿相同,为 5 道封严齿的下台阶篦齿,篦齿盘平均外径为 408 mm,设计最大转速为 19 000 r/min。机匣内侧为光滑表面,通过换装不同内径的机匣来改变齿尖封严间隙。

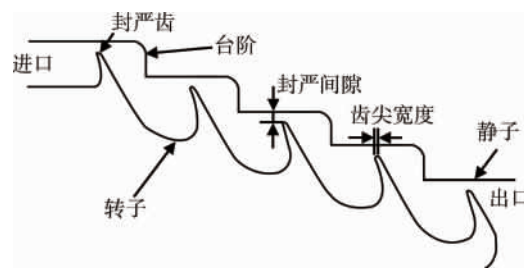


图 1 台阶型篦齿结构示意图

Fig. 1 Schematic structure of stepped labyrinth seals

2 试验装置与试验方法

2.1 试验装置与测量方法

旋转篦齿试验装置见图 2。试验系统主要由气源、压力调节阀、旋转试验台、篦齿试验段,以及质量流量、压力、温度、转速测量仪器和数据采集系统等组成。转子由电动机驱动,经增速器增速后,可达到的最大转速为 20 000 r/min。空气由压

缩机直接供应,所供气体经过干燥冷却处理,进入篦齿的空气无预旋,温度为常温.供气最大压力为 0.5 MPa,最大质量流量为 2.0 kg/s.

试验时测量篦齿进口总压、总温,第 1 个齿前、各齿间齿腔和最后 1 个齿后的静压,篦齿出口总压、总温,通过篦齿的气体泄漏量和篦齿盘转速等.温度采用 E 型铠装热电偶测量,测量精度为 $\pm 1\%$,温度与压力测点在同一截面均为周向 3 点均布.质量流量采用质量流量管和热式质量流量计(TMF)对比测量,测量精度为 $\pm 2\%$.试验时通过调节篦齿进口压力来改变压比,通过调节泄漏气体质量流量和篦齿盘转速(气流总温会有不同的升高)来改变雷诺数.

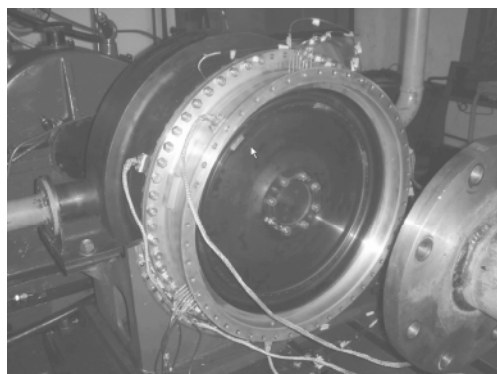
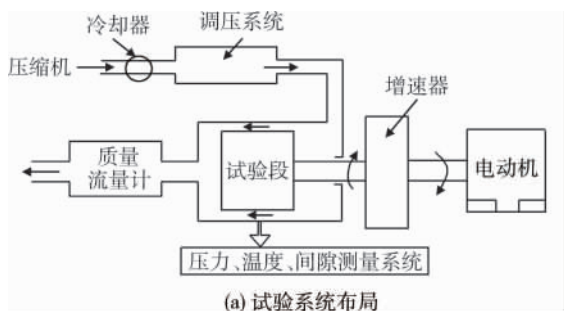


图 2 旋转篦齿试验装置

Fig. 2 Test rig for rotating labyrinth seals

2.2 试验数据处理方法

1) 雷诺数 Re 的定义为

$$Re = \dot{m} / (\mu \pi R) \quad (1)$$

式中 $\dot{m}$ 为篦齿泄漏空气的质量流量; μ 为空气的动力黏度; R 为篦齿的齿尖位置半径.

2) 周向马赫数 Ma_U 的定义为

$$Ma_U = U/a \quad (2)$$

式中 U 为篦齿盘齿尖周向速度; a 为当地声速.

3) 篦齿泄漏空气风阻温升比 K_T 的定义为

$$K_T = (T_o^* - T_i^*) / T_i^* \quad (3)$$

式中 T_i^* 为篦齿进口空气总温; T_o^* 为篦齿出口空气总温,本文所有温度均指绝对温度.

4) 风阻加热系数 f 的定义^[7]为

$$f = 2c_p \Delta T / U^2 \quad (4)$$

式中 c_p 为空气比定压热容; ΔT 为篦齿泄漏空气的温升.

3 试验结果与分析

试验过程中,篦齿内部的泄漏气流与外封严机匣以及篦齿盘会发生换热,由于准确测量和计算这部分热量都有相当大的难度,因此本文的分析中没有考虑这部分热量,但采取一些措施来减少这部分热量的传递,如使用导热系数相对较小的材料.

3.1 压比与雷诺数的影响

为了看到比较明显的风阻温升,选取了较高转速下的试验数据进行分析.图 3 给出了篦齿转速为 10 000 r/min 时,进出口压比对风阻温升比 K_T 的影响.由图可以看出,在其他参数一定的条件下,风阻温升比 K_T 随压比的增大而逐渐减小,风阻温升比 K_T 在小压比范围减小的幅度要大于高压比范围减小的幅度.在篦齿相对封严间隙(封严间隙 s 与齿尖厚度 b 之比)分别为 2.4, 3.2 和 4.0 时,风阻温升比 K_T 随压比的变化趋势基本一致.

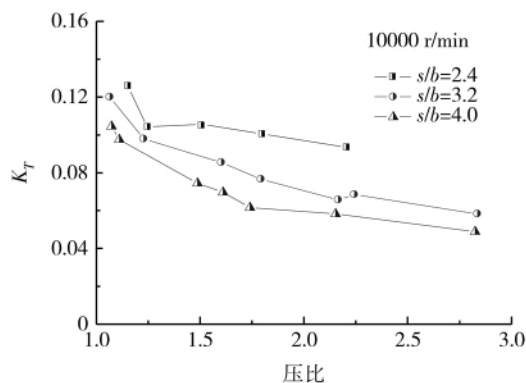
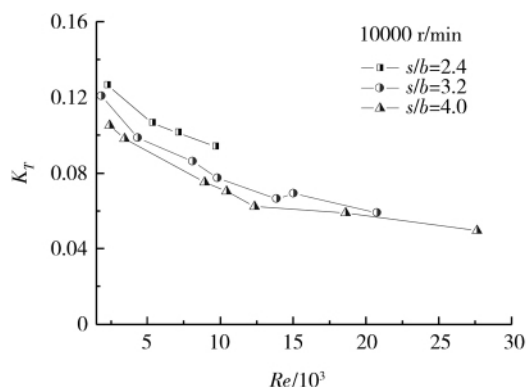


图 3 压比对风阻温升比 K_T 的影响

Fig. 3 Effect of pressure ratio on K_T

图 4 给出了 10 000 r/min 时风阻温升比 K_T 随雷诺数 Re 的变化.如图所示,在 3 个不同的相对封严间隙下,风阻温升比 K_T 均随雷诺数的减小而增大,其中雷诺数越小,减小雷诺数,风阻温升比 K_T 增加幅度越大.

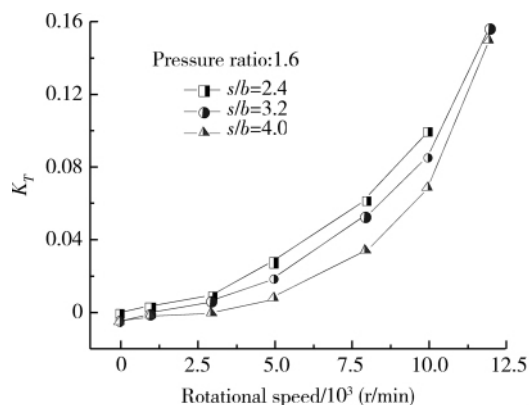
风阻温升主要来自于气流与转子表面的摩擦

图4 Re 对风阻温升比 K_T 的影响Fig. 4 Effect of Re on K_T

生热,即风阻加热,气流吸收了这部分热量而温度升高。在小压比和小雷诺数时,气流的质量流量和速度均较小,在产生的总热量变化不大的情况下,根据能量守恒原理,温升值变大。而随着气流的质量流量和速度加大,温升值减小。

3.2 转速的影响

在 $0 \sim 12000$ r/min 的转速变化范围内研究了转速对风阻温升比 K_T 的影响,试验中篦齿盘齿尖切向速度最大达到 256 m/s。图 5 给出了压比为 1.6 时风阻温升比 K_T 随转速的变化情况。由图可以看出:在其他参数一定的条件下,风阻温升比 K_T 随转速的增加而逐渐增大,但在转速低于 3000 r/min 的情况下, K_T 变化不大,在转速高于 5000 r/min 以后,随转速的增大,风阻温升比 K_T 快速增大。在不同的相对封严间隙下,风阻温升比 K_T 随转速的变化规律一致。相对封严间隙分别为 $2.4, 3.2$ 和 4.0 的篦齿在转速达到 5000 r/min 时,风阻温升分别为 $281.45, 278.85$ K 和 275.75 K,而在转速为 10000 r/min 时,风阻温升则分别达到 $301.75, 297.75$ K 和 293.05 K。由此可见,在高

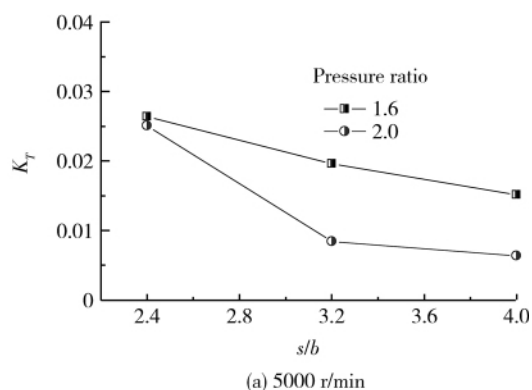
图5 转速对风阻温升比 K_T 的影响Fig. 5 Effect of rotational speed on K_T

转速下气流温度会有比较大的升高。

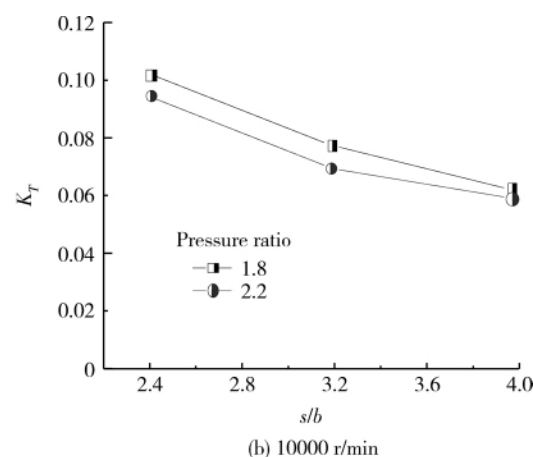
从机理上来说,随转子表面切向速度的增大,气流与转子表面的剪切力也变大,气流克服这部分力做功而产生的热量也就越多,气流吸收热量后温度就会升高得越多。同时在高转速下气流与静子之间也会存在相当大的速度梯度,这也会产生一部分摩擦热。

3.3 相对封严间隙的影响

转速为 5000 r/min 和 10000 r/min 时风阻温升比 K_T 随相对封严间隙 s/b 的变化情况见图 6。由图可以看出,在转速和压比一定的条件下,风阻温升比 K_T 随相对封严间隙的增大而减小。图 6(a)和图 6(b)还同时反映出,相对封严间隙越小,其变化对风阻温升比 K_T 的影响越大。对比两图,在不同的转速和压比下,风阻温升比 K_T 随相对封严间隙的变化趋势基本一致。



(a) 5000 r/min



(b) 10000 r/min

图6 相对封严间隙对风阻温升比 K_T 的影响Fig. 6 Effect of relative sealing clearance on K_T

3.4 温升关联式拟合与验证

根据本文的试验分析,压比、雷诺数、转速和相对封严间隙等参数都对风阻温升有比较显著的影响,由此,风阻加热系数 f 可以拟合为

$$f = k \cdot \left(\frac{s}{b}\right)^l \cdot Re^m \cdot Ma_U^n \quad (5)$$

将式(5)所求的风阻加热系数 f 代入式(4), 便可得篦齿泄漏流风阻温升 ΔT 。图 7 给出了以上经验关联式计算结果与试验数据的比较, 在不同的相对封严间隙和压比下, 经验关联式的计算结果与试验数据吻合较好, 最大相对误差为 12%。这说明将风阻加热系数拟合为无量纲参数相对封严间隙、雷诺数和周向马赫数的函数以后, 风阻加热系数的计算结果与试验数据接近, 本文的经验关联式可以用于工程设计计算。

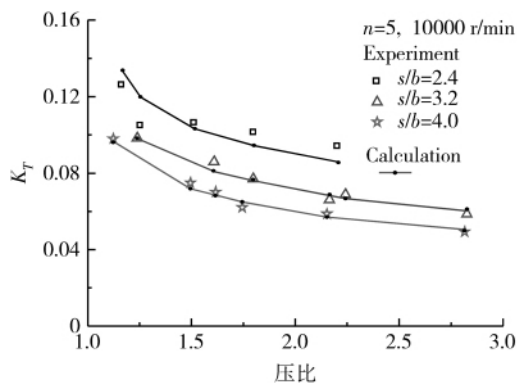


图 7 计算结果与试验数据比较

Fig. 7 Comparison of computation and test data

4 篦齿泄漏流风阻温升数值分析

4.1 计算模型和计算方法

数值计算模型与试验件一致, 以便计算结果与试验结果的比较。取试验件的进出口测量截面作为计算模型的进口和出口。三维计算模型满足旋转周期性条件, 以周向旋转 0.5° 的扇形域为计算单元, 扇面设置周期边界。考虑到高转速下封严间隙会随转速发生变化, 在不同转速下, 分别建立对应的封严间隙计算模型。

采用商业软件 Gambit 进行网格划分, 软件 FLUENT 进行求解。计算域全部划分为六面体非结构化网格, 壁面添加 5 层边界层网格, 边界层网格设置 1.2 的递增比例, 齿尖间隙内保证 13 层以上的网格, 整个计算单元网格为 230 000。图 8 给出了台阶型篦齿三维计算模型的局部网格。

利用三维、稳态、雷诺平均 N-S 方程和 RNG $k-\epsilon$ 两方程湍流模型求解流动问题, 近壁区采用壁面函数法。已有的大量算例证明 RNG $k-\epsilon$ 两方程湍流模型求解篦齿流动具有较高的精度, 在文献 [16] 中也利用试验结果对该模型进行了验证。压

力与速度耦合方法为 semi-implicit method for pressure linked equation (SIMPLE) 格式。

边界条件包括进口与出口边界、周期性边界、壁面边界。进口边界设置气流总压、总温、流动方向、湍流强度和水力直径, 出口边界给定静压, 定义旋转周期性边界, 壁面设为绝热壁面, 且满足无滑移条件, 壁面粗糙度与试验件实际表面粗糙度一致。

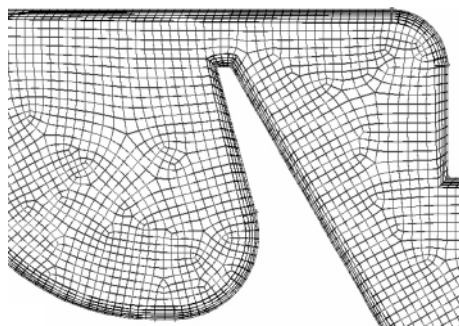


图 8 网格划分

Fig. 8 Grids generation

4.2 计算结果与讨论

图 9 给出了相对封严间隙 s/b 为 3.2、压比为 1.60 时, 篦齿泄漏流风阻温升比的 CFD 计算结果与试验数据的比较。从图 9 可以看出, 数值计算结果与试验数据吻合较好, 这说明本文选择的计算方法是合理可行的。

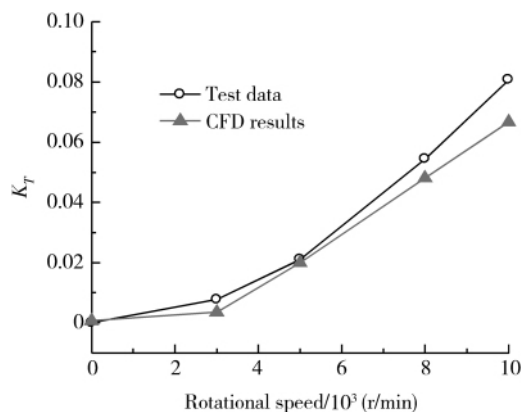


图 9 CFD 计算结果与试验数据的比较

Fig. 9 Comparison of CFD results and test data

如图 9 所示, 在相同的条件下, CFD 计算结果小于试验值, 计算与试验存在差异的原因有两个方面: 首先, 数值计算中设定壁面为绝热条件, 而试验中实际上壁面存在导热; 其次, 试验中测量篦齿进出口温度时, 测点靠近静子机匣内壁面, 数

值计算结果中所取气流的温度为截面的面积加权平均温度,而根据数值计算结果,进出口截面沿径向温度分布不均匀,近壁面处温度相对较高。

图 10 给出了压比为 1.60 时,转速分别为 0, 5000 r/min 和 10000 r/min 的篦齿泄漏流总温云图。从图中可以看出,在静止条件下,篦齿进出口气流总温没有变化,随着转速的升高,气流通过各道封严篦齿后的总温变化越来越明显,这说明转速对篦齿泄漏流温升的影响是相当显著的,高转速下旋转功率耗散引起的风阻温升现象不可忽略。在温度分布上,越接近转子壁面,气流温度越高,其中在紧贴封严篦齿迎风面处和齿尖背面区域流体温度相对较高。

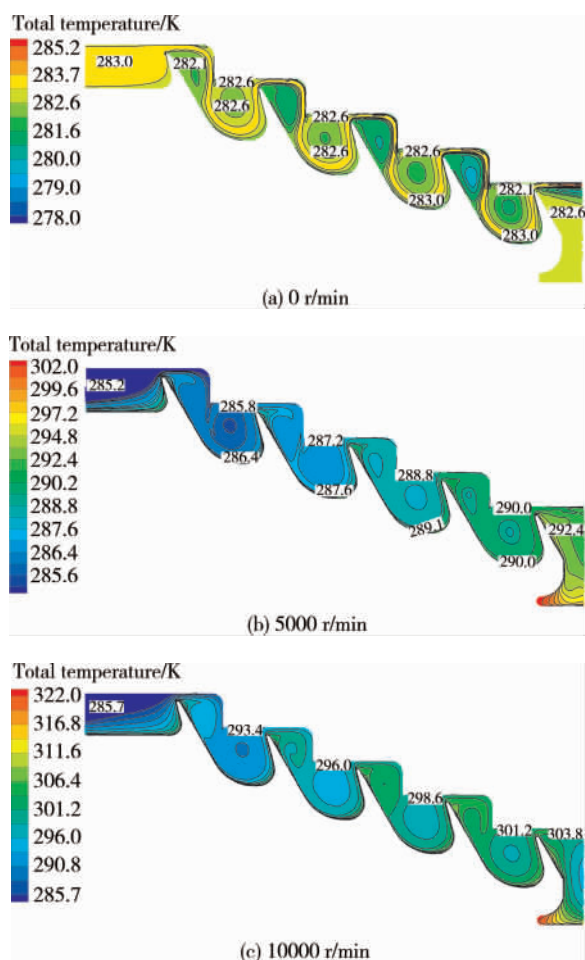


图 10 篦齿泄漏流的总温云图(压比为 1.60)

Fig. 10 Contours of total temperature of labyrinth seals leakage airflow (pressure ratio of 1.60)

图 11 给出了压比为 1.25、转速为 10000 r/min 时的篦齿泄漏流总温云图。图 11 和图 10(c) 的对比表明,气流温升随压比的减小有较明显的增大,这种现象和本文的试验结果是一致的。

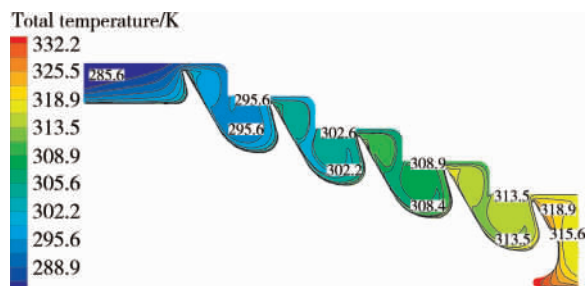


图 11 篦齿泄漏流的总温云图

(压比为 1.25, 转速为 10000 r/min)

Fig. 11 Contour of total temperature of labyrinth seals leakage airflow (pressure ratio of 1.25, rotational speed of 10000 r/min)

图 12 给出了转速为 10000 r/min 时,气流通过各封严齿腔后,各齿腔的温升分别占总温升的百分比。取各齿尖出口距台阶轴向距离为 2 mm 位置处的截面面积加权平均温度为齿腔温度。由图可以看出,气流通过篦齿的大部分温升是在前 2 道齿中产生,前 2 道齿中的温升约占总温升的 60%,其中在第 1 道齿中的温升最明显,在压比为 1.25 和 1.60 时,气流通过第 1 道齿后的温升分别占总温升的 38% 和 39%。

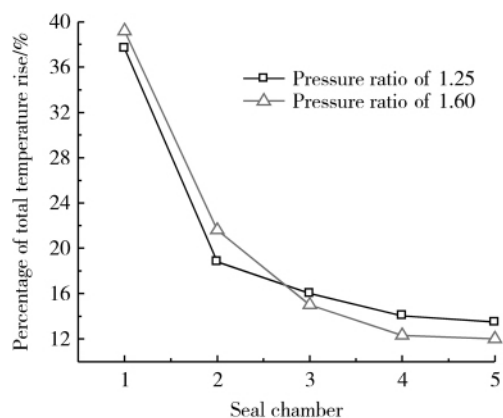


图 12 各封严齿腔的温升占总温升的百分比

Fig. 12 Percentage of total temperature rise in each seal chamber

这是因为气流温升随气流旋流系数(气流切向速度与转子表面线速度之比)的增大而减小,而在转子壁面的切向摩擦作用下,气流在篦齿内的旋流系数是逐渐增大的,因此,气流通过每道封严齿的温升是逐渐减小的。

5 结 论

对高转速下真实尺寸典型台阶型封严篦齿泄漏流的风阻温升特性进行了试验研究. 在试验研究的基础上, 对同一篦齿模型进行了数值计算分析, 获得了篦齿泄漏流详细的温度分布. 在本文的研究范围内获得以下结论:

1) 篦齿进出口压比和雷诺数对泄漏流风阻温升有显著的影响, 在其他参数一定的条件下, 风阻温升分别随进出口压比和雷诺数的增大而减小, 其中进出口压比和雷诺数越小, 改变进出口压比或雷诺数对泄漏流风阻温升的影响越大.

2) 风阻温升随转速的升高而增大, 但在转速小于 3 000 r/min 的条件下, 进出口气流的总温几乎没有变化, 在转速高于 5 000 r/min 后, 升高转速, 篦齿泄漏流风阻温升快速增大.

3) 篦齿泄漏流风阻温升随相对封严间隙的增大而减小.

4) 在试验分析的基础上, 拟合了一个计算篦齿泄漏流风阻温升值的经验关联式, 经验关联式计算结果与试验数据吻合较好.

5) 数值计算表明, 台阶型封严篦齿第 1 和第 2 道封严齿内的风阻温升最为显著, 前 2 道封严齿内的温升占总温升的 60%.

参考文献:

- [1] Stocker C. Aerodynamic performance of conventional and advanced design labyrinth seals with solid-smooth, abradable and honeycomb lands[R]. NASA CR-135307, 1977.
- [2] Haaser F, Jack J, McGreehan W F. Windage rise and flowpath gas ingestions in turbine rim cavities[R]. ASME Paper 87-GT-164, 1987.
- [3] McGreehan W, Ko S. Power dissipation in smooth and honeycomb labyrinth seals[R]. ASME Paper 89-GT-220, 1989.
- [4] Millward J, Edwards M. Windage heating of air passing through labyrinth seals[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(3): 414-419.
- [5] Lewis L. In-engine measurements of temperature rises in axial, compressor shrouded stator cavities[R]. ASME Paper GT2002-30245, 2002.
- [6] Denecke J, Dullenkopf K, Wittig S. Experimental investigation of the total temperature increase and swirl development in rotating labyrinth seals [R]. ASME Paper GT2005-68677, 2005.
- [7] Irebert R, Margaret P. Continued investigation of leakage and power loss test results for competing turbine engine

seals[R]. AIAA 2006-4754, 2006.

- [8] 纪国剑, 吉洪湖, 黄云霞, 等. 直通篦齿蜂窝封严结构的风阻特性试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(12): 2648-2654. JI Guojian, JI Honghu, HUANG Yunxia, et al. Experiment investigation of windage heating on straight-through labyrinth seals with honeycomb bush[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2648-2654. (in Chinese)
- [9] Scherer T, Waschka W, Wittig S. Numerical predictions of high-speed rotating labyrinth seal performance; influence of rotation on power dissipation and temperature rise[R]. Athens, Greece; ICHMT 1992 International Symposium on Heat Transfer, in Turbomachinery, 1992; 1514-1522.
- [10] Nayak K C, Musthafa T. The effects of tooth tip wear and its axial displacement in rub-grooves on leakage and windage heating of labyrinth seals with honeycomb lands[R]. AIAA 2007-5736, 2007.
- [11] Nayak K C, Musthafa T, Sudipta D. The effects of rub-grooves on leakage and windage heating in labyrinth seals with honeycomb lands[R]. AIAA 2007-5737, 2007.
- [12] 宴鑫, 李军, 丰镇平. 高速旋转光滑面迷宫密封内流动和传热特性的研究[J]. 动力工程, 2008, 28(2): 190-194. YAN Xin, LI Jun, FENG Zhenping. Investigations on the flow and heat transfer characteristics in high rotating smooth labyrinth seals[J]. Journal of Power Engineering, 2008, 28(2): 190-194. (in Chinese)
- [13] 宴鑫, 李军, 丰镇平. 预旋对蜂窝密封和迷宫密封内流动传热特性影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 772-776. YAN Xin, LI Jun, FENG Zhenping. Influence of inlet pre-swirl on discharge and heat transfer characteristics of honeycomb and smooth labyrinth seals[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 772-776. (in Chinese)
- [14] 宴鑫, 李军, 丰镇平. 预旋对迷宫密封内流动传热特性影响的研究[J]. 热能动力工程, 2008, 23(1): 7-10. YAN Xin, LI Jun, FENG Zhenping. A study of influence of inlet pre-swirl on flow and heat transfer characteristics of a labyrinth seal[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2008, 23(1): 7-10. (in Chinese)
- [15] YAN Xin, LI Jun, SONG Liming, et al. Investigations on the discharge and total temperature increase characteristics of the labyrinth seals with honeycomb and smooth lands [R]. ASME Paper GT2008-50399, 2008.
- [16] 王鹏飞, 刘玉芳, 郭文, 等. 直通式篦齿封严特性的数值分析和试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(1): 32-36. WANG Pengfei, LIU Yufang, GUO Wen, et al. Numerical analysis and experimental investigation of straight-through labyrinth sealing characteristic[J]. Journal of Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(1): 32-36. (in Chinese)