

文章编号: 1000-8055(2024)02-20220219-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220219

静态篦齿封严温变效应产生机理数值研究

李昶威, 孙 丹, 赵 欢, 王泽铭, 张 然

(沈阳航空航天大学 航空发动机学院

辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 采用理论分析和数值计算的方法系统地研究了静态篦齿封严温变效应产生机理和影响因素, 对静态篦齿封严温变效应进行了理论分析, 建立了基于 RNG (renormalization group) $k-\varepsilon$ 湍流方程的数值求解模型。研究了静态篦齿封严温变效应, 分析了压比和相对封严间隙对温变效应的影响规律, 揭示了静态篦齿封严温变效应产生机理。结果表明: 气体流经封严间隙温度先降低后升高, 从涡流中心到外缘温度升高, 齿腔近壁面气体温度升高。篦齿封严局部气体温度既有升高也有降低, 总体上温度沿轴向降低; 静态篦齿封严气体温度随压比和相对封严间隙的增加而降低, 当压比为 1.6, 相对封严间隙为 1.6 时, 温降最多为 4.70 K; 静态篦齿封严的温变效应主要是由其节流效应、热力学效应和摩擦效应产生。气体在间隙由于节流效应, 分子动能减小, 在齿腔由于热力学效应, 涡流中心动能传递给涡流外缘, 在齿腔近壁面由于摩擦效应, 气体动能转换为热能。研究成果为篦齿封严间隙气流热分析提供了理论依据。

关 键 词: 静态篦齿封严; 温变效应; 节流效应; 热力学效应; 摩擦效应

中图分类号: V23

文献标志码: A

Numerical study on the generation mechanism of temperature variation effect of static labyrinth seals

LI Changwei, SUN Dan, ZHAO Huan, WANG Zeming, ZHANG Ran

(Liaoning Key Lab of Advanced Test Technology for Aerospace Propulsion System,

School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: Theoretical analysis and numerical calculation methods were used to systematically study the generation mechanism and influencing factors of the temperature variation effect of the static labyrinth seals. A theoretical analysis of the temperature variation effect of the static labyrinth seals was carried out, and a numerical solution model based on the RNG (renormalization group) $k-\varepsilon$ turbulence equation was established. The temperature variation effect of static labyrinth seals was studied, the influence of pressure ratio and relative seal clearances on the temperature variation effect was analyzed, and the generation mechanism of the temperature variation effect of static labyrinth seals was revealed. The results showed that the temperature of the gas flowing through the seal clearances first decreased and then increased, and the temperature increased from the center of the swirl to the outer edge, and the temperature of the gas near the wall of the labyrinth cavity increased. The local gas temperature of the labyrinth seals increased or decreased, and the overall temperature decreased along the axial direction; the temperature of the static labyrinth seals gas decreased with the increase of the pressure ratio and the relative seal clearances. When

收稿日期: 2022-04-16

基金项目: 国家自然科学基金(52075346, 51675351); 先进航空动力创新工作站(依托中国航空发动机研究院设立)项目(HK2020-02-030)

作者简介: 李昶威(1999—), 男, 硕士生, 主要从事篦齿封严温变效应研究。

通信作者: 孙丹(1981—), 男, 教授, 博士, 主要从事透平机械先进密封技术研究。E-mail: phd_sundan@163.com

引用格式: 李昶威, 孙丹, 赵欢, 等. 静态篦齿封严温变效应产生机理数值研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(2): 20220219. LI Changwei, SUN Dan, ZHAO Huan, et al. Numerical study on the generation mechanism of temperature variation effect of static labyrinth seals[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(2): 20220219.

the pressure ratio was 1.6 and the relative seal clearances was 1.6, the temperature drop was at most 4.70 K; the temperature variation effect of the static labyrinth seals was mainly caused by its throttling effect, thermodynamic effect and friction effect. Due to the throttling effect in the clearances, the molecular kinetic energy of the gas decreased. In the labyrinth cavity, due to the thermodynamic effect, the kinetic energy of the center of the swirl was transferred to the outer edge of the swirl. Due to the friction effect on the near wall of the labyrinth cavity, the kinetic energy of the gas was converted into heat energy. The research results provide a theoretical basis for the thermal analysis of the airflow in the labyrinth seals clearances.

Keywords: static labyrinth seals; temperature variation effect; throttling effect; thermodynamic effect; friction effect

篦齿封严是航空发动机中广泛使用的一种非接触式密封结构,主要作用是减少气体泄漏和防止高温燃气侵入冷却气体等^[1-3]。随着航空发动机向高温和高压比方向发展,气体流经静态篦齿封严间隙产生的温变效应会对发动机冷却气流温度和发动机效率产生重要影响。因此,开展静态篦齿封严温变效应产生机理研究具有重要意义。

目前,国内外关于篦齿封严温变效应的研究主要包括理论分析、数值计算和实验测试。理论分析方面,Mcgreehan 和 Ko^[4]对静子为光滑衬套和蜂窝衬套的台阶型篦齿封严风阻温升进行了研究,建立了估算风阻温升的经验公式,从功热转换的角度分析了使温度升高的热量来源。Millward 等^[5]提出了估算风阻温升的经验公式。数值计算方面,Nayak^[6]研究了静子为光滑衬套和蜂窝衬套的旋转特性,分析了旋转对泄漏特性、涡流温升和风阻温升的影响。Wittig 等^[7]采用数值方法研究了篦齿封严风阻温升效应,得出篦齿内部流动特性会影响风阻温升效应。孙丹等^[8]采用数值方法从热力学角度研究了迷宫密封熵增与泄漏特性的关系,揭示了迷宫密封的封严机理。孔晓治等^[9]通过数值模拟研究了不同齿位置的流场和温度场,获得了篦齿封严的泄漏特性、旋流特性和风阻温升特性。刘振侠等^[10]采用数值方法从分析齿腔内流场和篦齿顶板换热的角度研究了篦齿的封严特性,结果表明:雷诺数、齿顶宽和齿隙之比是决定篦齿封严效果的重要因素。宴鑫等^[11]采用流体力学软件 CFX 研究了预旋和结构参数对风阻温升效应的影响。实验测试方面,Dennecke 等^[12]通过实验进行了风阻温升效应的研究,得出风阻温升系数与进出口压比、周向马赫数、轴向雷诺数等有关。聂顺鹏等^[13]测量了在光滑衬套和蜂窝衬套下高速旋转篦齿间隙和流动特性随转速的变化规律,结果表明随转速的增加或压

比的降低,泄漏量下降,风阻温升增加,且蜂窝衬套使泄漏量降低,对风阻温升影响很小。孔晓治等^[14]研究了转速对压气机级间篦齿封严的工作间隙变化、泄漏特性、温升特性和旋流特性的影响。呼艳丽等^[15]分析了台阶型篦齿封严风阻温升效应的影响因素,得出了风阻温升随预旋比的变化关系。王鹏飞等^[16-17]采用数值计算和实验相对比的方法分析了压比、雷诺数、转速和相对封严间隙对台阶型篦齿封严风阻温升效应的影响,并分析了气流温升机理。纪国剑等^[18]采用实验的方法研究了直齿和斜齿与蜂窝衬套和光滑衬套组合的风阻温升特性,得到了转速、压比、齿形和静子衬套对风阻温升的影响规律。Tao 等^[19]通过数值计算和实验相结合的方式研究了转静系转盘系统的风阻温升,根据流动特点探究了由风阻作用产生损失的规律。上述文献分别从理论、数值和实验方面在篦齿封严温变效应研究上取得了相关的成果,但温变效应机理和细节分析的研究工作较少,鲜有关于静态篦齿封严温变效应产生机理成果报道。

本文采用理论分析和数值计算的方法研究静态篦齿封严温变效应产生机理和影响因素。对静态篦齿封严温变效应进行了理论分析,建立了基于 RNG(renormalization group) $k-\varepsilon$ 湍流方程的静态篦齿封严温变效应数值求解模型,分析了静态篦齿封严温变效应影响因素,揭示了静态篦齿封严温变效应产生机理。

1 静态篦齿封严温变效应理论分析

静态篦齿封严内部气流在进出口压差的作用下从高压处流向低压处,如图 1 所示,左侧为高压侧,右侧为低压侧,气流参数有压力和温度。当气流通过静态篦齿封严时,节流效应、热力学效应和摩擦效应会引起温度变化,称之为静态篦齿

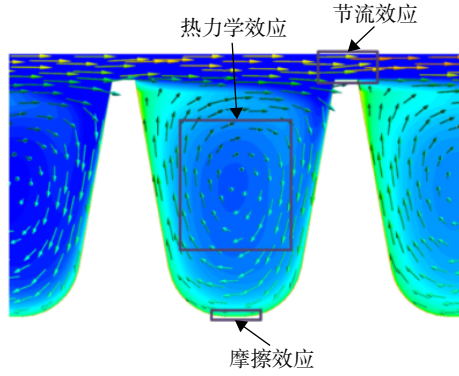


图1 篦齿封严温变效应产生机理图

Fig. 1 Mechanism of temperature variation effect of labyrinth seals

封严温变效应。

1.1 节流效应理论分析

节流效应在气体流动中会导致气体温度变化,当工质为理想气体时,焓是温度的单值函数,节流前后焓值相等,所以在理想情况下,节流前后温度不变,在节流过程中温度会先降低后升高;当工质为实际气体时,节流前后温度可能升高、不变或降低,温度的变化需看工质的物性和初始状态,这种现象称为焦耳-汤姆逊效应,具体判断公式如下^[20]:

$$\mu_h = \left(\frac{\partial T}{\partial p} \right)_h \quad (1)$$

式中 μ_h 为焦耳-汤姆逊系数, T 为温度, p 为压力。

当 $\mu_h=0$ 时,气体温度不变; $\mu_h>0$ 时,气体温度降低; $\mu_h<0$ 时,气体温度升高。大部分实际气体在节流前后温度会降低,少数气体如氨气和氢气温度会升高。

1.2 热力学效应理论分析

气流在齿腔中形成涡流,由于热力学效应,靠近涡流中心的气体温度会降低,而涡流外缘的气体温度会升高,从涡流中心到涡流外缘气体温度逐渐升高。以进入齿腔的气流整体为控制体积,质量守恒方程可以表示为^[21]

$$q_m = q_{mc} + q_{mh} \quad (2)$$

式中 q_m 为气流的总质量流量, q_{mc} 为温度降低的气流质量流量, q_{mh} 为温度升高的气流质量流量。根据能量守恒方程得

$$q_m h_{in} = q_{mc} h_c + q_{mh} h_h \quad (3)$$

$$h_{in} = \varepsilon h_c + (1 - \varepsilon) h_h \quad (4)$$

式中 ε 为温度降低气流占总气流的比列, h 为气流的焓值, h_c 为温度降低气流的焓值, h_h 为温度升高气流的焓值。

温度降低气流占总气流的比列为

$$\varepsilon = \frac{q_{mc}}{q_m} \quad (5)$$

温度升高气流占总气流的比列为

$$1 - \varepsilon = \frac{q_{mh}}{q_m} \quad (6)$$

温度降低气流释放的能量为

$$Q_{mc} = \varepsilon (h_{in} - h_c) \quad (7)$$

温度升高气流吸收的能量为

$$Q_{mh} = (1 - \varepsilon) (h_h - h_{in}) \quad (8)$$

式中 h_{in} 为进口气流的焓值。

假设比定压热容 c_p 保持不变,则有

$$Q_{mc} = \varepsilon c_p (T_{in} - T_c) = \varepsilon c_p \Delta T_c \quad (9)$$

$$Q_{mh} = (1 - \varepsilon) c_p (T_h - T_{in}) = (1 - \varepsilon) c_p \Delta T_h \quad (10)$$

式中 T_{in} 为进口气流温度, T_c 为低温气流温度, T_h 为高温气流温度, ΔT_h 为气流温度升高值, ΔT_c 为气流温度降低值。

涡流中心气流温度降低值为

$$\Delta T_c = \frac{Q_{mc}}{\varepsilon c_p} \quad (11)$$

1.3 摩擦效应理论分析

气流通过篦齿封严间隙进入齿腔中,与静态篦齿封严齿腔壁面相接触,由于气流具有黏性,气流内摩擦及气流与齿腔壁面之间存在摩擦作用,气流的动能转化为热能,温度因此升高。

篦齿封严齿腔中涡流外缘气体温度升高也是由于气流的摩擦效应,气流动能转化为热能,两者温度升高机理相同,所以可通过下面公式来计算温度升高值。

由于摩擦效应,气流温度升高为

$$\Delta T_h = \frac{Q_{mh}}{(1 - \varepsilon) c_p} \quad (12)$$

2 静态篦齿封严温变效应求解模型

2.1 计算模型

本文以直通型静态篦齿封严结构为研究对象,结构和尺寸与某项目中所给实验件的结构和尺寸

相同,其尺寸如表 1 所示,其具体结构示意图如图 2 所示,图中 p_{in} 为入口气流的压力, T_{in} 为入口气流的温度, p_{out} 为出口气流的压力, T_{out} 为出口气流的温度。直通型静态篦齿封严结构下壁面带有 5 个直齿,齿腔底部为圆弧形,圆弧半径为 0.8 mm,数值计算时通过改变封严间隙来改变相对封严间隙(封严间隙 s 与齿尖厚度 b 之比)。

表 1 静态篦齿封严结构尺寸

Table 1 Static labyrinth seals structure size mm

结构参数	数值
进口下壁面半径	147.30
出口下壁面半径	148.80
齿高	3.20
齿腔底部半径	150.00
上壁面半径	153.55
齿尖厚度	0.30
齿距	3.00

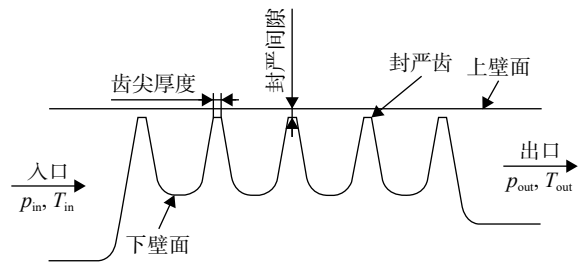


图 2 静态篦齿封严结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of static labyrinth seals structure

2.2 网格划分及无关性验证

网格划分如图 3 所示,静态篦齿封严流场复杂,应考虑网格质量对数值计算精度的影响。本文将网格模型分为齿腔、齿尖和近壁面 3 部分,均采用高质量六面体网格。

考虑到壁面粗糙度对静态篦齿封严温变效应的影响,本文提高了近壁面边界层网格质量,对

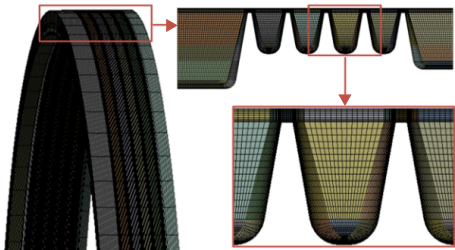


图 3 网格划分

Fig. 3 Grid generation method

边界层网格进行了加密处理。同时齿尖封严间隙较小,为准确获得气体流经齿尖封严间隙时的高速射流流场,对齿尖网格进行了加密处理,提高了网格密度。

对不同网格节点数模型进行了计算,从图 4 中可以看出,当网格数大于 220 万时,泄漏量几乎不变,相对误差小于 0.1%,可认为网格数为 220 万时计算结果较为准确,继续增加网格节点数意义不大。

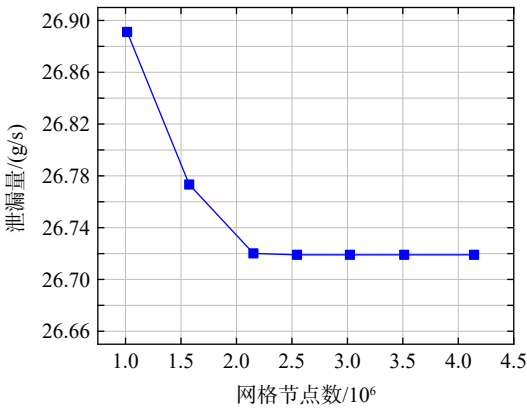


图 4 网格节点数对泄漏量的影响

Fig. 4 Influences of number of grid nodes on leakage

2.3 数值方法及边界条件

本文数值计算选择理想气体作为工质,研究了不同压比和相对封严间隙对静态篦齿封严温变效应的影响规律,分析了温变效应产生机理及压比和相对封严间隙对温变效应的影响机理,并验证了理论分析中的温度变化趋势,表 2 给出了静态篦齿封严数值计算的边界条件。

表 2 静态篦齿封严边界条件

Table 2 Boundary conditions of static labyrinth seals

边界条件	数值
压比	1.2~2.0
进口温度/K	300.0

采用数值求解三维、稳态、RNG $k-\epsilon$ 湍流模型,进口给定总压、总温,出口给定静压。固体壁面设置为粗糙无滑移、绝热边界。近壁区采用壁面函数法,进口气流无预旋。当连续方程、动量方程和能量方程的均方根残差降到 10^{-6} ,进出口质量流量差值小于 0.1% 时,认为计算收敛。

2.4 准确性验证

采用本文的数值计算方法,建立文献 [22] 的

篦齿封严模型, 如图5所示, 计算篦齿封严泄漏量和风阻温升值, 与文献[22]的泄漏量和风阻温升值进行对比, 结果如表3所示。

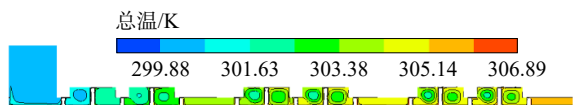


图5 准确性验证模型总温云图

Fig. 5 Total temperature contour of accuracy verification model

表3 不同方法计算的篦齿封严泄漏量和风阻温升值

Table 3 Labyrinth seals leakage and windage heating calculated by different methods

参数	本文 CFD	文献 [22]	相对误差/%
泄漏量/(g/s)	9.50	9.69	1.96
风阻温升/K	7.89	7.85	0.51

数值计算的篦齿封严泄漏量为 9.50 g/s, 与文献[22]中应用 CFX 计算结果的相对误差为 1.96%; 数值计算的篦齿封严风阻温升值为 7.89 K, 与文献[22]中应用 CFX 计算结果的相对误差为 0.51%, 基本一致。本文将转速设置为 0 来研究静态篦齿封严温变效应, 通过计算旋转篦齿封严的泄漏量和风阻温升结果, 验证了本文数值计算方法的准确性。

3 计算结果及分析

3.1 流场特性分析

3.1.1 温度场特性分析

气流高速通过齿尖间隙时, 气流总温先降低后升高, 贴近壁面气流总温降低, 在上壁面附近, 气流总温从 300.23 K 逐渐降低到 299.60 K。在齿尖附近, 气流总温从 299.62 K 逐渐降低到 299.40 K, 具体温度变化如图6所示, 温度变化趋势与理论分析中的温度变化趋势一致。气流节流前后焓值相等, 节流过程中气流焓值会先降低后升高, 所以气流在经过齿尖封严间隙的节流过程中温度会先降低后升高。

当气流通过篦齿封严齿尖间隙射流后, 一部分气流流向下一级齿尖间隙; 另一部分气流进入篦齿封严齿腔中, 在齿腔内形成涡流。

从图7中可以看出, 自涡流中心到涡流外缘, 气流总温逐渐升高。气流总温从涡流中心 297.93 K 逐渐升高到涡流外缘 298.96 K, 数值计算结果验证了理论分析中的温度变化趋势。在齿腔内, 气

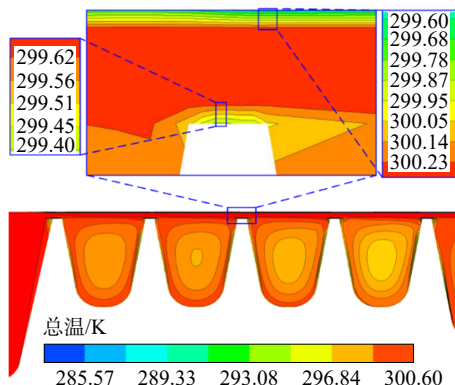


图6 节流过程气流温度变化

Fig. 6 Temperature variation of airflow during throttling

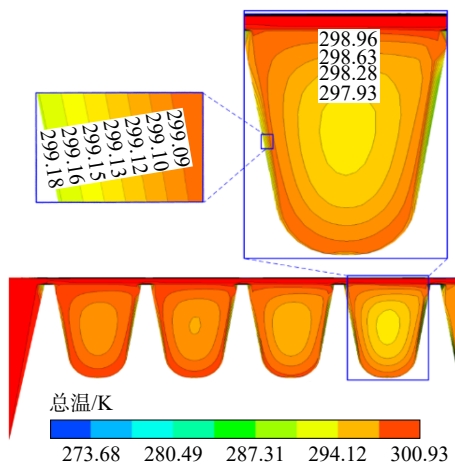


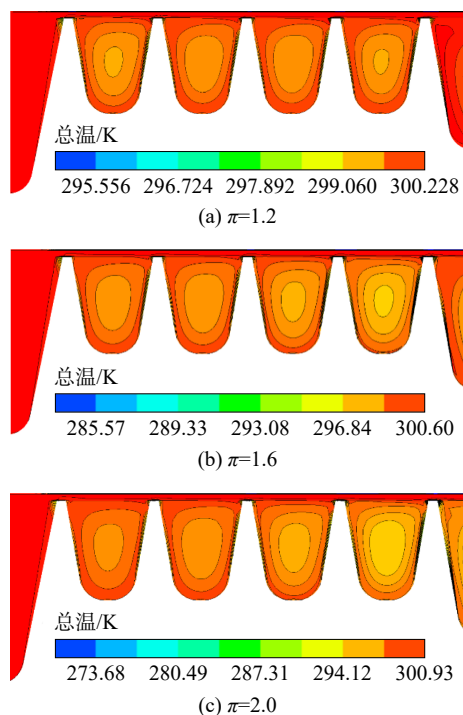
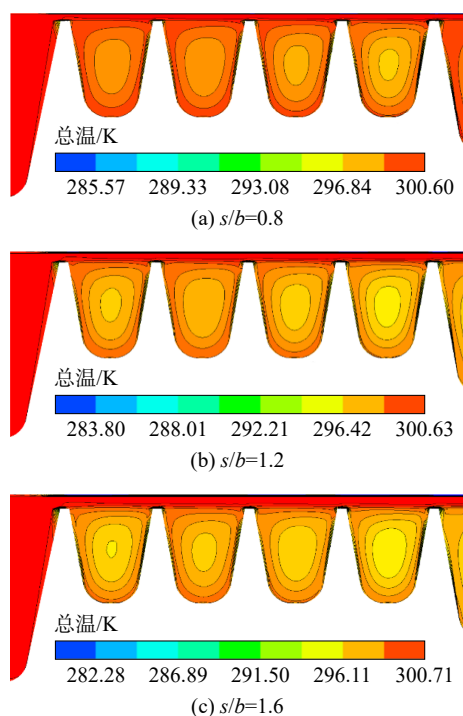
图7 涡流和近壁面气流温度变化

Fig. 7 Temperature variation of airflow in swirl and near wall

流由于摩擦效应, 贴近齿腔壁面气流总温逐渐升高。气流总温从 299.09 K 逐渐升高到 299.18 K, 气流离壁面越近, 温度越高, 如图7所示, 数值计算结果验证了理论分析中的温度变化趋势。

图8是相对封严间隙为 0.8, 压比 π 分别为 1.2、1.6、2.0 时的静态篦齿封严总温云图。从图8中可以看出, 静态篦齿封严内局部气流总温既有升高也有降低, 在节流效应、热力学效应和摩擦效应的综合作用下, 总体上气流总温沿篦齿封严轴向降低。当压比从 1.2 增大到 2.0 时, 气流经过静态篦齿封严后总温降从 0.45 K 增加到 4.67 K, 说明压比影响静态篦齿封严中气流总温变化。随压比增加, 静态篦齿封严中气流总温降低的程度增加。

图9是压比(π)为 1.6, 相对封严间隙(s/b)分别为 0.8、1.2、1.6 时的静态篦齿封严总温云图, 从图9中可以看出, 静态篦齿封严内局部气流总温既有升高也有降低, 在节流效应、热力学效应和

图 8 静态篦齿封严泄漏流的总温云图($s/b=0.8$)Fig. 8 Total temperature contour of static labyrinth seals ($s/b=0.8$)图 9 静态篦齿封严泄漏流的总温云图($\pi=1.6$)Fig. 9 Total temperature contour of static labyrinth seals ($\pi=1.6$)

摩擦效应的综合作用下,总体上气流总温沿篦齿轴向降低。当相对封严间隙从 0.8 增加到 1.6 时,气流经过静态篦齿封严后总温降从 2.35 K 增加

到 4.70 K,说明相对封严间隙影响静态篦齿封严中气流总温变化。随相对封严间隙增加,静态篦齿封严中气流总温降低的程度增加。

3.1.2 速度场特性分析

图 10 是相对封严间隙为 0.8,压比为 1.6 时静态篦齿封严中气流的速度矢量图。从图中可以看出,在齿尖处由于节流效应,气流压力能转换为动能,气流速度增加,形成高速射流。一部分气流在齿腔中形成涡流,由于热力学效应,涡流中心动能传递给涡流外缘,并转换为热能。从涡流中心到涡流外缘,气流旋转角速度逐渐降低。

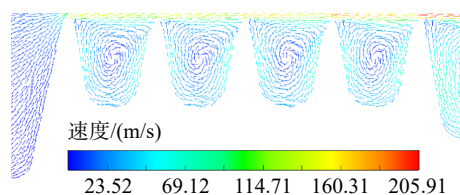


图 10 静态篦齿封严速度矢量图

Fig. 10 Velocity vectors of static labyrinth seals

3.1.3 压力场特性分析

图 11 是相对封严间隙为 0.8,压比为 1.6 时静态篦齿封严的总压云图。从图中可以看出,静态篦齿封严内部气流总压沿轴向降低,篦齿内部压降主要在齿尖和齿腔两处。齿尖压降是由于节流效应引起,气流的压力能转换为动能,压力降低。齿腔压降是气流在齿腔中形成涡流,由于热力学效应引起。第 3 个齿的齿尖处压降约为 8.82 kPa,相邻齿腔处压降约为 1.38 kPa,压力在出口处接近大气压值。静态篦齿封严气流轴向压降是由齿尖和齿腔两部分引起,齿尖压降远大于齿腔压降,是静态篦齿封严中气流压力降低的主要原因。

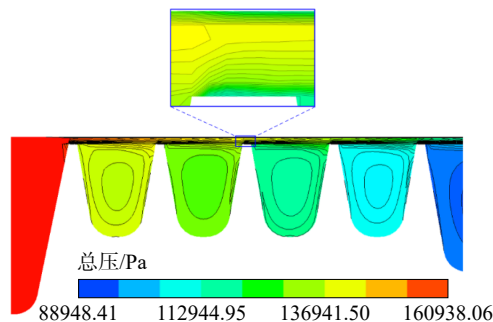


图 11 静态篦齿封严轴向总压分布

Fig. 11 Distribution of axial total pressure of static labyrinth seals

3.2 压比和相对封严间隙对温变效应的影响分析

图 12 给出了相对封严间隙为 0.8,压比为

1.2~2.0 时, 静态篦齿封严气流总温变化曲线。从图 12 中可以看出, 当压比为 1.2 时, 沿篦齿轴向气流总温变化不大。随着压比的增大, 沿篦齿轴向气流总温降低程度逐渐增加, 当压比为 2.0 时, 气流总温降最多为 4.67 K。

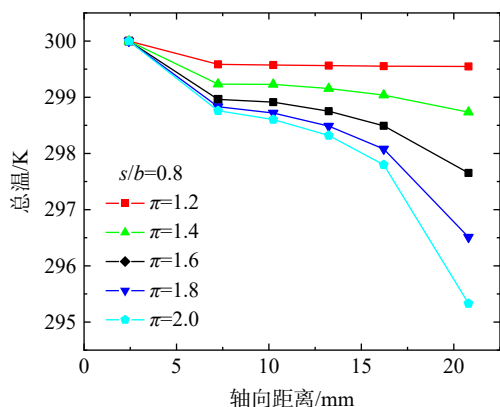


图 12 静态篦齿封严气流轴向温度随压比的变化

Fig. 12 Variation of axial temperature of static labyrinth seals airflow with pressure ratio

当进出口压比增大时, 涡流中心旋转角速度增加, 内外层气流速度差增大, 内层气流传给外层气流的动能增加, 温度降低程度增加。外层气流由于摩擦效应, 气流温度会升高。在实际情况下, 当压比增大时, 气体流经封严间隙时损失的压能增加, 因此分子位能增加, 分子动能减少程度增加, 气流温度降低程度增加。所以在节流效应、热力学效应和摩擦效应的综合作用下, 气流温度降低。

图 13 给出了压比为 1.6, 相对封严间隙为 0.8~1.6 时, 静态篦齿封严气流总温变化曲线。从图 13 中可以看出, 随着相对封严间隙的增大, 沿篦齿轴向气流总温降低程度逐渐增加。当相对

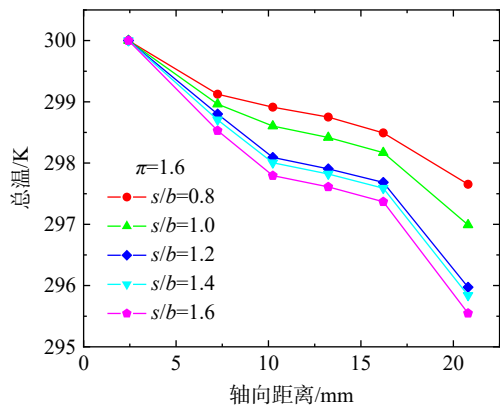


图 13 静态篦齿封严气流轴向温度随相对封严间隙的变化

Fig. 13 Variation of axial temperature of static labyrinth seals airflow with relative seal clearances

封严间隙为 1.6 时, 气流总温降最多为 4.70 K。

当相对封严间隙增大时, 射流速度减小, 透气效应增大, 大部分气流进入齿腔中形成涡流, 产生热力学效应, 涡流旋转角速度增加, 从涡流中心传递到涡流外缘的动能增加, 所以气流总温降低程度增加, 如图 14 所示。

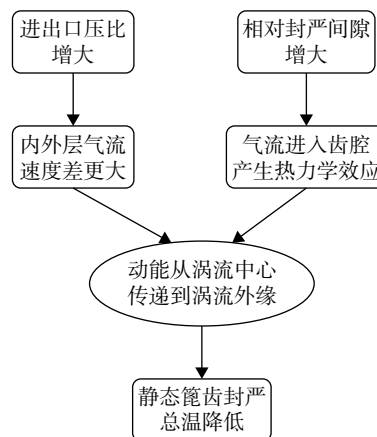


图 14 压比和相对封严间隙对温变效应的影响机理

Fig. 14 Influence mechanism of pressure ratio and relative seal clearances on temperature variation effect

4 静态篦齿封严温变效应产生机理研究

4.1 节流效应产生静态篦齿封严温变效应机理

当气流从高压区流向低压区, 在齿尖间隙位置高速射流, 产生节流效应, 在流经齿尖的过程中, 气流的焓值 h 会先降低后升高, 压力 p 会先降低后升高, 速度 c 会先升高后降低。节流后气流压力能转换为动能, 因此节流后气流压力降低, 速度增加。若为理想气体, 节流后焓值不变; 若为实际气体, 节流后焓值降低, 如图 15 所示, 由式(1)判断, 大部分气体焦耳-汤姆逊系数 $\mu_J > 0$ 时, 因此气体温度降低。

从物理学角度分析大部分实际气体节流后温度降低的原因: 当气体节流后, 由于压力降低, 气体体积膨胀, 分子间的距离增大, 导致分子间的位能增加, 分子的总能量由位能和动能组成, 相应的分子动能减小, 而分子的动能大小可反映出温度的高低。所以一般情况下, 气体节流后温度总是有所降低。

4.2 热力学效应产生静态篦齿封严温变效应机理

当气流通过齿尖间隙射流后, 一部分气流由于透气效应流向下一级齿尖, 另一部分气流进入齿腔中, 在齿腔内形成涡流, 由于热力学效应, 其

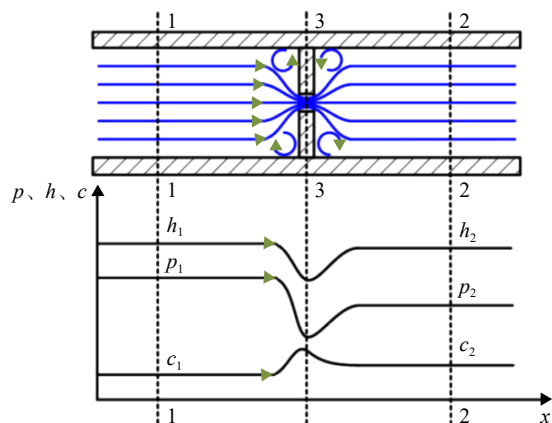


图 15 节流过程参数变化

Fig. 15 Throttling process parameter changes

旋转角速度在涡流边缘部分较小,而接近中心部分则越来越大,于是在齿腔中沿半径方向形成了不同角速度的气流层。由于气流层之间的摩擦,内层的气流角速度降低而外层的气流角速度提高,内层气流就将一部分动能传递给外层气流,内层气流总能量减少,因而涡流中心气流温度降低,理论分析中气流温度降低如式(11)所示,数值计算结果印证了理论分析。

涡流外缘气流动能转换为热能,外缘气流温度升高,如图 16 所示,从涡流中心到涡流外缘,气流温度逐渐升高。

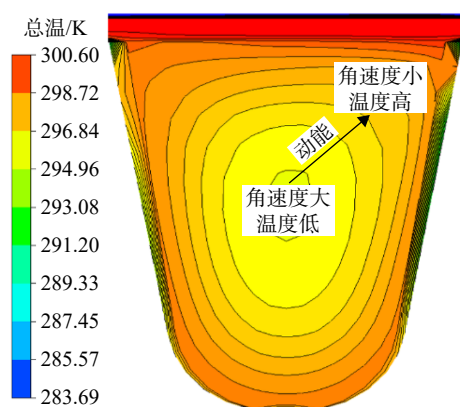


图 16 涡流效应能量传递

Fig. 16 Swirl effect energy transfer

4.3 摩擦效应产生静态篦齿封严温变效应机理

气体流经齿腔壁面时,由于气体与齿腔壁面之间的摩擦效应,壁面附近气体温度逐渐升高。由于齿腔壁面粗糙和流体的黏性作用,靠近齿腔壁面的气体流速 v 减小,贴壁处气流被滞止而处于无滑移状态, u_∞ 为主流气体速度,如图 17 所示,气体的动能转化为热能,气体温度升高,理论分

析中气体由于摩擦效应温度升高如式(12)所示,数值计算结果印证了理论分析,越贴近篦齿封严齿腔壁面,气体温度越高。

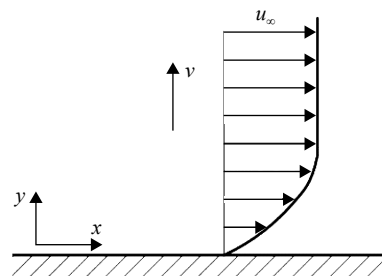


图 17 壁面附近速度分布示意图

Fig. 17 Schematic diagram of velocity distribution near the wall

5 结 论

本文对静态篦齿封严温变效应进行了理论与数值研究。推导了引起温变效应的节流效应、热力学效应和摩擦效应理论公式,建立了静态篦齿封严温变效应数值求解模型,分析了不同压比和相对封严间隙对静态篦齿封严温变效应的影响规律,验证了理论分析中的温度变化趋势,得到以下结论:

1) 气体流经封严间隙温度先降低后升高,在齿腔内形成涡流,涡流中心温度降低,外缘温度升高,齿腔近壁面气体温度逐渐升高。

2) 数值计算结果验证了理论分析的温度变化趋势。静态篦齿封严局部气流温度既有升高也有降低,总体上温度沿轴向降低。

3) 气流总温随压比增大而降低,当压比从 1.2 增加到 2.0 时,最大温降为 4.67 K。气流总温随相对封严间隙的增大而降低,当压比为 1.6,相对封严间隙为 1.6 时,温降最多为 4.70 K。

4) 静态篦齿封严的温变效应主要是由其节流效应、热力学效应和摩擦效应产生。由于节流效应,气体分子动能减小;由于热力学效应,涡流中心动能传递给涡流外缘;由于摩擦效应,气体动能转换为热能。

参考文献:

- [1] ILIEVA G, PIROVSKY C. Labyrinth seals with application to turbomachinery[J]. *Materialwissenschaft und Werkstofftechnik*, 2019, 50(5): 479-491.
- [2] 孙丹, 卢江, 刘永泉, 等. 篦齿封严风阻温升特性研究[J]. *航空学报*, 2018, 39(11): 122357.
SUN Dan, LU Jiang, LIU Yongquan, et al. Investigation on windage heating characteristics of labyrinth seals[J]. *Acta Aeronautica et*

- Astronautica Sinica, 2018, 39(11): 122357. (in Chinese)
- [3] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第12册 传动及润滑系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 305-306.
- [4] MCGREEHAN W F, KO S H. Power dissipation in smooth and honeycomb labyrinth seals[R]. ASME Paper 89-GT-220, 1989.
- [5] MILLWARD J A, EDWARDS M F. Windage heating of air passing through labyrinth seals[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1996, 118(2): 414-419.
- [6] NAYAK K C. Effect of rotation on leakage and windage heating in labyrinth seals with honeycomb lands[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2020, 142(8): 081001.1-081001.11.
- [7] WITTIG S, WASCHKA W, SCHERER T. Numerical predictions of high-speed rotating labyrinth seal performance: influence of rotation on power dissipation and temperature rise[C]//Proceedings of the 1992 International Symposium on Heat Transfer in Turbomachinery. Connecticut, USA: Begellhouse, 1994: 233-244.
- [8] 孙丹, 卢江, 王雯, 等. 基于热力学效应的迷宫密封封严机理数值研究[J]. *热力透平*, 2018, 47(3): 175-181.
- SUN Dan, LU Jiang, WANG Wen, et al. Numerical investigations for sealing mechanism of labyrinth seals based on thermodynamic effect[J]. *Thermal Turbine*, 2018, 47(3): 175-181. (in Chinese)
- [9] 孔晓治, 刘高文, 陈凯. 齿位置对压气机级间封严影响的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(12): 2925-2933.
- KONG Xiaozhi, LIU Gaowen, CHEN Kai. Numerical study on the influences of tooth position in compressor stator well sealing[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(12): 2925-2933. (in Chinese)
- [10] 刘振侠, 赵海刚, 张丽芬, 等. 静态封严篦齿内部流动与换热的数值计算[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(3): 448-453.
- LIU Zhenxia, ZHAO Haigang, ZHANG Lifan, et al. Numerical analyses of flow field and heat transfer in cavity of straight labyrinth seal at static state[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(3): 448-453. (in Chinese)
- [11] 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[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2009, 131(4): 0410091-0410098.
- [12] DENECKE J, DULLENKOPF K, WITTIG S, et al. Experimental investigation of the total temperature increase and swirl development in rotating labyrinth seals[R]. ASME Paper GT2005-68677, 2005.
- [13] 聂顺鹏, 刘高文, 雷昭, 等. 有无蜂窝的直通斜齿流动特性旋转实验研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(5): 1015-1022.
- NIE Shunpeng, LIU Gaowen, LEI Zhao, et al. Experimental study on rotation on flow characteristics of straight-through inclined tooth with or without honeycomb[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 1015-1022. (in Chinese)
- [14] 孔晓治, 刘高文, 雷昭, 等. 转速对压气机级间篦齿封严影响的实验[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(7): 1575-1582.
- KONG Xiaozhi, LIU Gaowen, LEI Zhao, et al. Experiment on influence of rotational speeds on labyrinth seal in compressor stator well[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(7): 1575-1582. (in Chinese)
- [15] 呼艳丽, 刘玉芳, 王鹏飞. 旋转状态下阶梯齿风阻温升的初步分析[J]. *燃气轮机试验与研究*, 2009, 22(3): 47-49.
- HU Yanli, LIU Yufang, WANG Pengfei. Preliminary analysis of the windage temperature rise in rotating labyrinth seals[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2009, 22(3): 47-49. (in Chinese)
- [16] 王鹏飞, 郭文, 张靖周. 旋转封严篦齿风阻温升的试验研究与数值分析[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(6): 1402-1408.
- WANG Pengfei, GUO Wen, ZHANG Jingzhou. Experimental investigation and numerical analysis of windage heating in rotating labyrinth seals[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(6): 1402-1408. (in Chinese)
- [17] 王鹏飞, 郭文, 张靖周. 典型阶梯篦齿高转速密封性能试验[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(12): 3057-3063.
- WANG Pengfei, GUO Wen, ZHANG Jingzhou. Experiment on seal characteristics of high rotational speed of stepped labyrinth seals[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(12): 3057-3063. (in Chinese)
- [18] 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): 2655-2660.
- 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): 2655-2660. (in Chinese)
- [19] TAO Zhi, ZHANG Da, LUO Xiang, et al. Windage heating in a shrouded rotor-stator system[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(6): 062602.1-62602.10.
- [20] 任建华, 谢福寿, 王磊, 等. 热力学排气系统中节流效应及其冷量利用分析[J]. *宇航学报*, 2020, 41(4): 490-498.
- REN Jianhua, XIE Fushou, WANG Lei, et al. Analysis on throttling effect and cooling capacity utilization in thermodynamic vent system[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(4): 490-498. (in Chinese)
- [21] 陈光明, 陈国邦. 制冷与低温原理[M]. 北京: 机械工业出版社, 2000: 32-33.
- [22] SUN Dan, ZHOU Min, ZHAO Huan, et al. Numerical and experimental investigations on windage heating effect of labyrinth seals[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2020, 33(5): 040200571-040200579.

(编辑: 陈越)