# 台阶式篦齿封严特性试验与数值 研究



郭佳男\*,孙科,张浩,周超

中国飞行试验研究院,陕西 西安 710089

**摘 要:**本文在二维平面篦齿试验台的基础上,利用试验研究与数值计算相结合,对台阶篦齿进行了几何参数和气动参数影响下的篦齿流动特性研究。结果表明,流量系数随压比的增大而增大,在低雷诺数范围,流量系数随雷诺数增大基本不变。齿数研究中,随着齿数增多,流量系数减小。齿顶间隙研究中,随着齿顶间隙的增大,流量系数减小。

关键词:封严篦齿,几何参数,气动参数,流动特性,流量系数

#### 中图分类号:V233; 文献

#### 文献标识码:A

封严装置是燃气涡轮发动机空气系统必不可少的元件, 篦齿封严是最为常见的一种, 这种封严结构可靠, 有很好的封严特性<sup>[1-3]</sup>。随着航空发动机性能、转速的不断提高, 以及发动机循环参数(压力、温度)的增高, 封严技术已成为影响发动机机性能和使用寿命的重要因素<sup>[4,5]</sup>。利用篦齿尖与封严环面之间的间隙节流和齿腔中涡流来增加流阻, 达到到减少泄漏的目的<sup>[6]</sup>。

国内学者刘有军通过有限元数值计算方法,采用流体 力学中耗散函数分析篦齿空腔的耗散特性<sup>[7]</sup>。而纪国剑<sup>[8]</sup> 的研究表明,低转速对台阶篦齿泄漏影响相对较小。由于 旋转状态下试验测量难度大,周期长,为了提高试验效率, 获取更为准确的试验数据,本文在静止篦齿试验台上,基于 某型发动机真实的台阶式篦齿,通过试验和数值计算分析 了实际应用中不同几何和气动参数对于篦齿泄漏流量和流 量系数的影响,并对篦齿流动机理进行了深入研究。其中 几何参数包括齿数和齿顶间隙,气动参数包括压比和雷 诺数。

## 1 **研究模型**

研究模型为台阶型篦齿,结构示意图如图1所示,其

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.30.004

中,齿数N为4,台阶高度H为2mm,齿间距P为7mm,齿高 度h为4.5mm,齿顶厚度t为0.25mm。



图1 台阶型篦齿 Fig.1 Stepped laybrinth seal

## 2 试验装置和试验方法

## 2.1 试验装置和测量方法

本文试验系统示意图如图2所示,主要包括压气机、储 气罐、手动调节和电动调节阀、试验段和测量系统。压气机 可以提供最大压力0.8MPa、最大流量1kg/s的气体。调节 阀用来调节压力,测量系统包括压力、温度以及质量流量的 测量。压力和温度测量方式为上盖板打孔测量,质量流量 测量采用在试验段下游通过孔板流量计测量。试验过程 中,气体从压气机流入试验管路,经过一系列的调节阀调节

收稿日期:2018-12-04;退修日期:2018-12-10;录用日期:2018-12-25 \*通信作者:Tel.:029-86837197 E-mail:gjn199293@163.com

引用格式: Guo Jianan, Sun Ke, Zhang Hao, et al. Experimental and numerical study on stepped labyrinth seal [J]. Aeronautical Science & Technology,2019,30(01):22-28.郭佳男,孙科,张浩,等.台阶式篦齿封严特性试验与数值研究[J].航空科学技术,2019,30(01):22-28. 到合适的压力进入试验段,在试验段通过测量系统测得压 力和质量流量,最后通过试验段下游的孔板流量计排入大 气。测量系统的信号全部由采集系统送入计算机显示。图 3为试验台实物图。



图2 试验系统原理图

Fig.2 Schematic diagram of experiment system



图3 试验台实物图 Fig.3 Test bench picture

## 2.2 参数定义

2.2.1 齿顶间隙

在封严篦齿中,齿顶间隙为齿顶距离上壁面的距离,如 图4所示<sup>[9]</sup>。



图4 齿顶间隙 Fig.4 Tip clearance

2.2.2 压比

篦齿进出口压比定义为:

$$\pi = \frac{p_0}{p_1}$$

式中:*p*<sub>0</sub>是进口总压;*p*<sub>1</sub>是出口总压;压比是篦齿进口总压 与出口总压之比。

2.2.3 理想流量

$$m_{\rm id} = \frac{p_{\rm t,0}A}{\sqrt{T_{\rm t,0}R}} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1}} \left[ \left(\frac{p_1}{p_{\rm t,0}}\right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_1}{p_{\rm t,0}}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]$$

式中:*p*<sub>10</sub>,*T*<sub>10</sub>和*p*<sub>1</sub>分别为进口总压、总温和出口静压,*R*和*κ*分别为气体常数和绝热指数。*A*为篦齿顶距离顶端的流通面积<sup>[10]</sup>。

2.2.4 流量系数

$$C_D = \frac{m}{m_{\rm id}}$$

式中:C<sub>D</sub>为流量系数;m为实际流量;m<sub>id</sub>为理想流量。由于 篦齿不同几何参数下流量差异较大,故选用了无量纲化的 流量系数这一变量来表征封严特性。

2.2.5 流动雷诺数

$$R_{e} = \frac{\rho v_{x} d}{\mu} = \frac{m}{L \times c} \times \frac{2c}{\mu} = \frac{2m}{\mu L}$$

式中:ρ为气流密度;v<sub>x</sub>为轴向速度;d为当量直径;µ为气流的[动力]黏度;c为齿顶间隙;L为平壁模型宽度。

## 3 试验结果与分析

#### 3.1 压比的影响

图5为流量和流量系数随压比变化的曲线图,图中5条曲 线分别对应不同的雷诺数,雷诺数从大到小到小依关系是 *Re<sub>s</sub>>Re<sub>4</sub>>Re<sub>2</sub>>Re<sub>2</sub>>Re<sub>1</sub>。由图5(a)可以看出,随着压比的增大, 流量增大,变化规律基本呈线性变化,并且增大斜率逐渐降低。 由图5(b)可以看出同时不同雷诺数下的流量系数最大偏差约 4%,随着压比增大,各雷诺数下流量系数趋于一致。* 

#### 3.2 **雷诺数的影响**

图6为同一齿顶间隙下流量和流量系数随雷诺数变化的曲线。由图6(a)中可以看出,随着流动雷诺数的增大,质量流量呈线性增大,不同压比下流量增长的斜率一致,由图6(b)中可以看出在低雷诺数范围,流量系数随雷诺数的增大而增大;这是由于在低雷诺数范围,边界层较厚,黏性力相对较大,雷诺数变大时摩擦损失减小,流量系数随之增大。在高雷诺数范围(*Re>* 10000),流量系数随雷诺数增大





而变化很小;这是由于在高雷诺数范围,边界层较薄且变化 很小,相对于流通惯性力,黏性力很小,这时流量系数的变 化主要取决于篦齿进出口压降和齿尖有效流通面积。高雷 诺数下型面阻力和黏性阻力组成的总阻力中,黏性阻力比 重较小,这也说明阻力对尺寸大小不敏感,相当于进入自模 化区,可以采用放大模型对篦齿进行试验研究。

#### 3.3 齿数的影响

图7为同一齿顶间隙不同压比下流量和流量系数随齿 数变化的曲线图。由图7(a)中可以看出,随着齿数增多,流 量降低,流量降低幅度逐渐降低。并且随着压比增大,不同 齿数影响下流量的差距逐渐增大;由图7(b)中可以看出,流 量系数随压比增大而增大,五齿比二齿的流量系数降低约 60%。相同压比下,齿数越多,流量系数越小。齿数增多, 节流损失增大,另外由于齿数的增加,齿腔的数目就会增 加,齿腔数目的增加实际上就造成了泄漏出去的气体的涡 流阻力和沿程阻力明显增大,流程明显增长,因而产生的泄 漏量就相对较小。

#### 3.4 齿顶间隙的影响

由图8(a)中可以看出,在相同压比下,随着齿顶间隙增大,流量接近线性增大;由图8(b)中可以看出,在压比一定

的情况下,流量系数随间隙的增大逐渐减小,并且减小的斜 率逐渐降低,这是由于台阶对气体的阻挡作用明显,质量流 量虽然增大,但是相对理想流量增大的幅度较小,所以流量 系数反而减小,流量系数从齿顶间隙1.0mm到齿顶间隙 0.15mm降低约20%。在下面的数值计算中通过流场图有 较为详细的分析。

## 4 数值分析

为了对试验结果进行进一步分析,通过数值计算获得 了篦齿腔内的流场云图,可清晰地看出流场的流动情况,进 而对篦齿封严进行机理研究。

#### 4.1 计算模型及计算方法

将计算域划分为多个子区域,分块进行网格的划分,如 图9所示。篦齿附近采用非结构化网格,其他位置采用结 构化网格,在齿尖等速度梯度变化比较大的地方进行网格 加密,保证疏密网格之间过渡的均匀性。上壁面和下壁面



都要划分边界层网格,边界层共8层,Yplus在11的量级,网格总数在24万左右。

本文用商业软件Fluent6.3进行求解,选择二维稳态模型,方程求解采用分离隐式求解器和SIMPLE算法,离散格式为二阶迎风格式。湍流模型采用Realizable k-c模型。采用增强壁面处理方法来解决近壁区域附近的流动问题。上下固体壁面为无滑移和绝热边界条件,静止壁面。流体为理想气体,物性参数随温度变化,考虑黏性随温度变化,计算时采用 sutherland 公式。

进口条件为压力进口,给定进口总压和总温;出口条件 为压力出口,给定出口静压。

#### 4.2 网格无关性验证

为了消除网格疏密程度对于计算结果的影响,对齿数 N=4,齿顶间隙 c=0.5 mm的同一篦齿模型进行不同数目的 网格划分,其网格总数目为16万、20万、24万左右。图10 为网格数量分别为16万、20万和24万三套网格下的数值计





图9 计算域网格 Fig.9 Computation domain grid



Fig.10 Grid independence verfication

## 算结果。

由计算结果得出,在同一工况下,三种网格计算结果统 计出的质量流量偏差都在0.5%以内。由图可知,网格疏密 对于质量流量随压比的变化规律也没有影响。由此可见当 网格数达到一定程度后,即网格数量达到24万以上,网格 疏密程度对于计算结果的影响可以忽略,本文网格总数选 择24万。

## 4.3 计算结果与试验结果对比

图11为流量系数随压比的变化曲线,并将试验结果和计 算结果进行对比。从图中可以,试验结果与计算结果随压比 的变化趋势一致,即随压比的逐渐增大,流量系数逐渐增大,且 增长的斜率越来越小。计算数据略大于试验数据,两者的最 大偏差为2.8%。这可能是由于压比增大时,数值计算中湍流 模型带来的偏差逐渐增大导致的。计算与试验整体偏差相对 较小,符合较好,可用来分析篦齿腔内流场流动机理。



#### 图11 数值模拟结果与试验结果对比

Fig.11 Results of numerical simulation comparied with the experimental results

## 4.4 计算结果分析

4.4.1 压比的影响

由图 12 可得,压比为 3.0 时气流的马赫数较压比为 1.5 时大,相应的可压缩性变大,气流更容易流过齿顶间隙,流



量系数增大。

4.4.2 雷诺数的影响

由图13可以看出,低雷诺数下,边界层较厚,黏性力相 对较大,雷诺数变大时摩擦损失减小,流量系数因而随之增 大,在雷诺数较高时,边界层较薄且变化很小,相对于流通 惯性力,黏性力很小,这时流量系数的变化主要取决于篦齿 进出口压降和齿尖有效流通面积,因而流量系数变化 不大。

#### 4.4.3 齿顶间隙的影响

从图14的速度场中可以看出,齿顶间隙 c=1.0mm 时的 气流速度明显大于 c=0.25mm 时的气流速度,而且经台阶的 阻挡后,高速气流直接进入涡流区,这样就会使得 c=1.0mm 时的涡流损失和高速气流拐弯损失较大,使其流量系数较 小。另外,在 c=0.25mm 时,台阶处距离齿顶节流处的相对 距离较远,使得节流后的气流在撞击台阶面之前已经部分 散开,由台阶造成的损失减小。



Fig.14 Nephogram of flow fields at differernt tip clearance

## 5 结论

通过分析,可以得出以下结论:

(1)随着压比的增大,流量和流量系数均增大,但增大 幅度减小。在低雷诺数范围,流量系数随雷诺数的增大而 增大,在高雷诺数范围,流量系数随雷诺数增大而变化很 小,表明黏性阻力影响较小。因此,在高雷诺数范围内,可 考虑采用放大模型进行更加深入试验的研究。

(2)研究范围内,齿数和齿顶间隙对篦齿流量系数影响 较大。压比一定时,随着齿数的增加,流量系数减小;齿顶 间隙和齿数一定时,随着齿顶间隙的增大,台阶齿的流量系 数减小。 (3)数值计算对试验结果进行了验证,对比结果符合良好。数值模拟还揭示了箆齿腔内的流动图谱,经过对流场的分析研究发现,造成箆齿流动损失的主要原因是齿尖节流以及篦齿腔内的涡流。

#### 参考文献

 【1】《航空发动机设计手册》总编委会.航空发动机手册:传动及 润滑系统[M].北京:航空工业出版社,2002.
 Aeroengine Design Manual Editorial Board. Aeroengine design manual: Driving and lubricating system[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)

- [2] Bruce M, Steinetz, Robert C, et al. Engine seal technology requirements to meet Nasa's advanced subsonic technology program goals[R]. AIAA-94-2698,1994.
- [3] Saikishan S, Gerald L M. Analysis of flow parameters influencing carry-over coefficient of labyrinth seals[R]. ASME GT2009-59245,2009.
- [4] 李志刚,李军,丰镇平.蜂窝密封流动特性的数值研究和泄漏 量计算公式的构造[J]. 机械工程学报, 2011, 47(2): 142-148.
  Li Zhigang, Li Jun, Feng Zhenping. Numercial investigation on discharge behavior and predication formula establishment of leakage flow rate of honeycomb seal[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(2): 142-148. (in Chinese)
- [5] 纪国剑.航空发动机典型篦齿封严泄漏特性的数值和试验研 究[D].南京:南京航空航天大学,2008.

Ji Guojian. Numerical and experimental investigation of sealing characteristics on typical labyrinth seals in aeroengine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[6] 贾惟.封严腔几何结构对涡轮性能影响的数值研究[J].科学 技术与工程,2018,18(06):177-183.

Jia Wei. Numerical investigation of the effects of rim seal geometric structure on tuebine performance[J]. Science

Technology and Engineering, 2018, 18(06): 177-183. (in Chinese)

[7] 刘有军.锯齿型径向迷宫密封机理研究[J].润滑与密封,2002(6):20-21.

Liu Youjun. Study on sealing mechanism of a crenellated radial labyrinth seal[J]. Lubrication Engineering, 2002 (6): 20-21. (in Chinese)

- [8] 纪国剑,吉洪湖.台阶篦齿与衬套轴向位置和转速对封严特 性影响的试验[J].航空动力学报,2008,23(3):421-424.
  Ji Guojian, Ji Honghu. Experimental investigation of effect of step axial location and rotating speed on leakage of stepped labyrinth[J]. Journal of Aerospace Power, 2008,23(3):421-424.
  (in Chinese)
- [9] Egli A. The leakage of gases through narrow channels[J]. Trans of ASME, 1935, 37:63-67.
- [10] Martin H M. Labyrinth Packing [R]. Engineering, 1908, 35-36.

#### 作者简介

郭佳男(1992-) 男,硕士研究生,助理工程师。主要研究 方向:航空发动机飞行试验。 Tel: 029-86837197 E-mail: gjn199293@163.com

## Experimental and Numerical Study on Stepped Labyrinth Seal

Guo Jianan\*, Sun Ke, Zhang Hao, Zhou Chao *China Flight Test Establishment*, *Xi*' an 710089, *China* 

**Abstract:** On the basis of the two-dimensional planar labyrinth seal test bench, the flow characteristics of the stepped laybrinth seal under the influence of geometric and aerodynamic parameters were studied by combining the experimental study and numerical calculation. The results show that the discharge coefficient increases with the rise of the pressure ratio. In the low Reynolds number range, the discharge coefficient increases with the Reynolds number, while in the high Reynolds number range, the discharge coefficient basically remains unchanged. In the study of the tooth number, as the number of tooth increases, the discharge coefficient decreases. In the study of the tip clearance increases, the discharge coefficient decreases.

Key Words: labyrinth seal; geometric parameters; aerodynamic parameters; discharge characteristic; discharge coefficient

 Received:2018-12-04;
 Revised: 2018-12-10;
 Accepted: 2018-12-25

 \*Corresponding author.Tel.: 029-86837197
 E-mail: gjn199293@163.com