

文章编号: 1000-8055(2008)03-0415-06

直通篦齿封严结构压损规律和临界特性的研究

纪国剑, 吉洪湖

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用数值分析和实验相结合的方法,研究了直通篦齿封严结构齿间压力分布规律和临界特性.结果表明:采用重整化群 $k-\varepsilon$ 湍流模型,计算与实验吻合较好;篦齿前后腔压比达到临界压比时,最后一级篦齿齿尖处流动达到堵塞状态,进一步增加压比,临界截面向来流方向移动,且实际流通面积增加,进而泄漏量增加;沿流动方向各齿造成的压力损失相同,齿间压力线性下降,齿间压力与进口总压比值曲线斜率的大小与进口总压有关.

关 键 词: 航空、航天推进系统;直通篦齿;泄漏系数;临界特性;压损

中图分类号: V231.11

文献标识码: A

Numerical and experimental investigation of pressure loss and critical sealing characteristics of straight-through labyrinth seals

Ji Guo-jian, Ji Hong-hu

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Numerical and experimental investigation of pressure loss and critical sealing characteristics of straight-through labyrinth seal has been made. The results show that the RNG $k-\varepsilon$ turbulence model is suited to predict the flow of labyrinth seal. The flow of the last tooth is choked when the pressure ratio between the upstream and downstream of the labyrinth seal reaches a critical value. With the increase of the pressure ratio the critical cross moves towards the upstream of the last tooth and the true flow cross area is increased simultaneously, which leads to increase of the leakage. When the total pressure is fixed, the pressure distributed between the teeth decreases linearly along the flow direction and the slope of the curve of the ratio of the pressure between the teeth to the total pressure is related to the total pressure.

Key words: aerospace propulsion system; through labyrinth; leakage coefficient; critical characteristics; pressure loss

篦齿封严是航空发动机中转动件和静止件之间广泛使用的一种有效的、长寿命的非接触式封严结构.国内外学者对其密封机理做了很多研

究^[1]. Morrison^[2]通过实验获得的篦齿内部流场,在此基础上 Rhode^[3-4]等人修正了湍流模型,数值计算了篦齿内部的不可压和可压流动.

收稿日期: 2007-03-26; 修订日期: 2007-05-30

作者简介: 纪国剑(1980-),男,江苏镇江人,博士生,主要从事飞机发动机封严技术的研究.

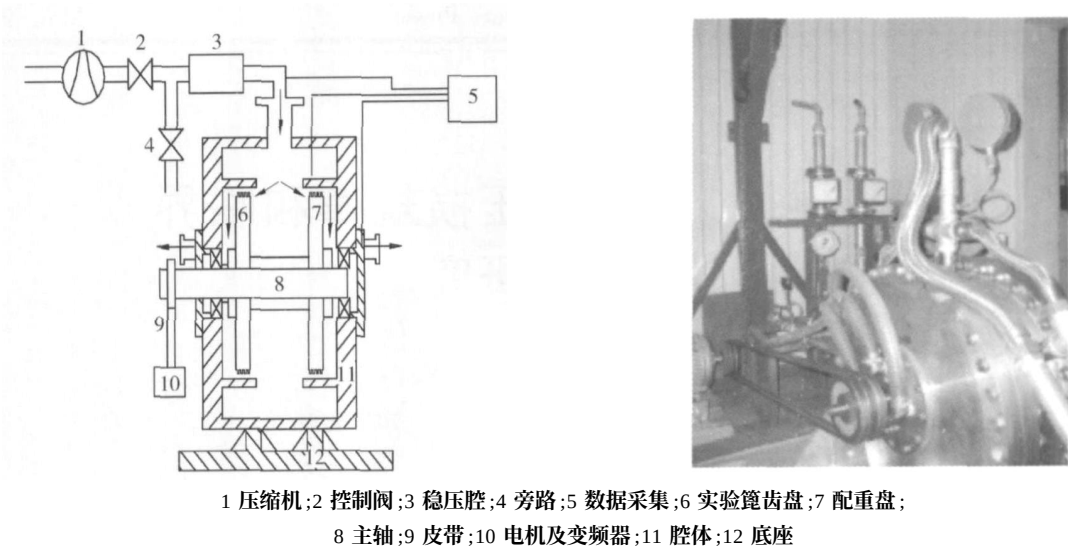


图 1 篦齿封严实验系统示意图和照片

Fig. 1 Cross-section through the rotating test facility

黄海龙^[5]研究了篦齿结构在瞬态高压气流作用下的密封特性,吴丁毅^[6-7]在大量实验的基础上,修正了直通篦齿和台阶篦齿临界压比的计算公式.但是,由于转动件和静止件之间空隙很小,对实验台、实验件加工和装配精度要求较高,在以往的研究^[5]中,大多采用放大模型并忽略了三维结构的影响;其次实验研究大多也只研究通过篦齿封严结构的泄漏量,对其齿间压力变化规律和临界特性涉及较少.

本文以航空发动机中直通篦齿为原形,建立了篦齿封严实验台,研究了齿间压力分布规律以及篦齿前后腔压比对其封严特性的影响,并结合数值计算方法,揭示了篦齿内部可压流的流动特性和临界特性,对工程设计有一定的指导意义.

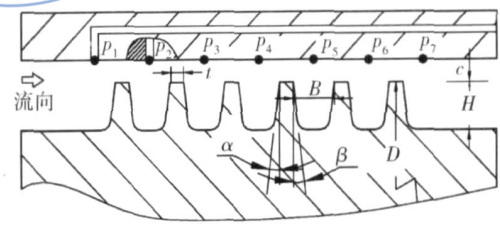
1 实验装置及计算模型

1.1 实验装置

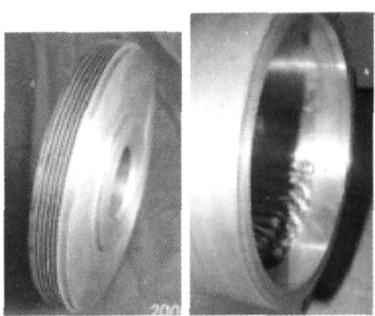
图 1 是实验系统的示意图,主要包括压缩机、旋转实验台以及测量系统三部分.该实验台为单轴、桶式对称结构,可消除轴承上的轴向力并能同时进行两组实验件的实验.动力传输为皮带传动,转速可调,最大转速为 3 000 r/min,最大气体工作压力为 0.8 MPa.实验台进气方式为周向多进口进气,出气方式为轴向多出口出气,以保证实验件前后腔压力均匀稳定.此外实验台各部件均采用不锈钢材料制作,配合处采用一级或二级 O 型橡胶圈密封.

实验篦齿盘结构如图 2(a) 所示,篦齿为对称直齿,前后倾角 α 和 β 均为 7° ,篦齿盘直径 D 为

191.3 mm,节流间隙长度 t 为 0.3 mm,篦齿盘齿数 N 为 6,齿腔深度 H 和宽度 B 分别为 3 mm 和 2.7 mm,篦齿实验件组装后节流间隙宽度 c 为 0.25 mm.实验中齿间压力采用压力孔引压测量(见图 2),根据篦齿盘结构,沿流动方向等距离分别布置了 7 个测点.图 2(b) 为篦齿盘及衬套(含引压孔)实物照片.



(a) 篦齿结构及齿间压力测点布置示意图



(b) 篦齿盘和衬套实物照片

图 2 实验件结构示意图和实物照片

Fig. 2 Structure and photos of labyrinth seal

1.2 湍流模型选择

选用实验篦齿结构为研究对象.计算模型为二维轴对称模型,介质为空气,视为理想气体.壁

面采用附面层网格,其它区域为非结构化网格,如图3所示,网格数量足够满足网格的独立性要求.边界条件设置为:出口压力恒定为0.1 MPa,进口与出口压比在1.5到3.0之间,壁面无滑移绝热.湍流模型分别采用标准 $k-\varepsilon$ 模型和重整化群(RNG) $k-\varepsilon$ 模型,近壁处理采用标准壁面函数.

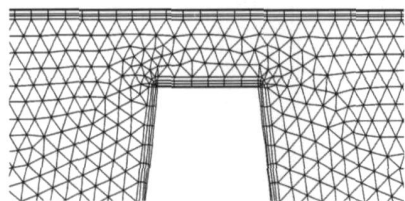


图3 局部网格示意图

Fig. 3 Detail of a computational grid

在封严结构中,常以泄漏系数作为评价封严性能的参数,其定义为

$$\phi = \frac{\dot{m} \sqrt{T_0}}{(p_0 A)} \quad (1)$$

式中 $\dot{m}$ 为流过篦齿缝隙的泄漏量, T_0 和 p_0 分别为篦齿缝隙进口总温和总压, A 为齿尖处气流流通面积, $A = c\pi D$.

图4为采用不同湍流模型时,篦齿盘前后腔压比与泄漏系数关系曲线.由图可见,随着篦齿前后腔压比的增加,泄漏系数先快速增加后趋于平缓.采用RNG $k-\varepsilon$ 模型时计算结果比实验数据略低,计算结果最大误差为3.4%,与实验吻合较好,采用标准 $k-\varepsilon$ 模型时计算结果与实验相差较大,最大误差为9%.这是由于RNG $k-\varepsilon$ 模型耗散方程产生项的计算中考虑了主流的时均应变率,对同一问题不仅与流动情况有关,还与空间坐标有关,相对标准 $k-\varepsilon$ 模型而言,具有较高的精度和准确度,这与文献[8]的分析是一致的.

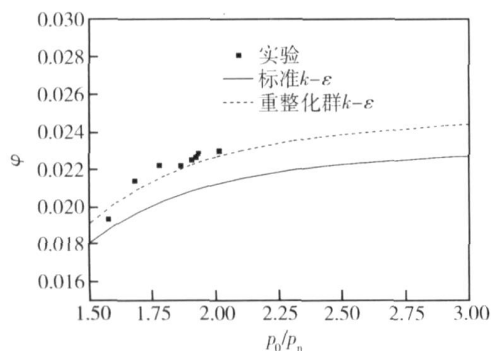


图4 湍流模型选择

Fig. 4 Choice of turbulence model

2 结果分析

2.1 流场计算结果

篦齿前后腔压比 p_0/p_n 为1.5时,沿流动方向篦齿的速度矢量分布及湍动能 k 的等值线分布如图5所示.由图5(a)可见,当流体流经篦齿时,齿尖处来流有较强收缩效应,随后在齿尖节流作用下形成速度很高的射流,当流体流过篦齿后,射流突然发生膨胀并以一定的角度扩散,在齿腔内流体的流动阻力和壁面摩擦阻力的作用下,扩散射流的大部分由于粘性作用积聚在下游篦齿口附近,并被转向导入到空腔中,进而在篦齿腔内形成涡流,而余下的流体则以一定初速流入到下游篦齿,因而沿流动方向,流体速度是不断增加的.图5(b)为篦齿盘齿腔内无量纲湍动能等值线分布,齿尖及齿前端面处湍动能较大,最大值出现在下游篦齿前端驻点附近.这些速度及湍动能的分布规律与Morrison^[2],Rhode^[3-4]等人的研究结果是一致的,说明了本文所采用模型的可行性.

进一步研究篦齿密封的临界特性,由于沿流动方向,流体速度是不断增加的,篦齿的临界特性可以通过最后一级篦齿齿尖处的马赫数来反映,此时篦齿结构与具有一段最小喉道面积的类拉伐尔喷管结构相似.图6为不同压比下最后一级篦齿齿尖处的马赫数分布,当压比为1.5和2.5时,齿尖最大马赫数 Ma_{max} 分别为0.45和0.88,增加压比到2.9时,齿尖最大马赫数为1.0,此时间隙中流体泄漏速度达到声速,出口达到堵塞状态,继续增加压比到5,齿尖最大马赫数继续增加.但是在齿尖间隙处始终存在马赫数等于1.0这样一个临界流动截面,在该截面之前,马赫数小于1.0,在该截面之后,马赫数大于1.0,并且随着压比的增加,流道截面向来流方向移动.

显然,齿尖马赫数等于1时对应的流动截面即为实际最小流通截面,通过对间隙处流线的分析,得出临界流动截面与压比的变化关系,如图7所示.当压比为2.9时,临界截面出现在齿尖最后端,增加压比,流体在流过间隙时受静止件内壁和齿尖粘性底层的影响减弱,粘性底层厚度减小,流道截面在向来流方向运动的同时,其面积也在不断增加,进而泄漏量也是增加的.可见,对于篦齿封严而言,当最后一级篦齿达到堵塞状态时,泄漏量不仅与进口总压有关,还与流通面积的变化有关.

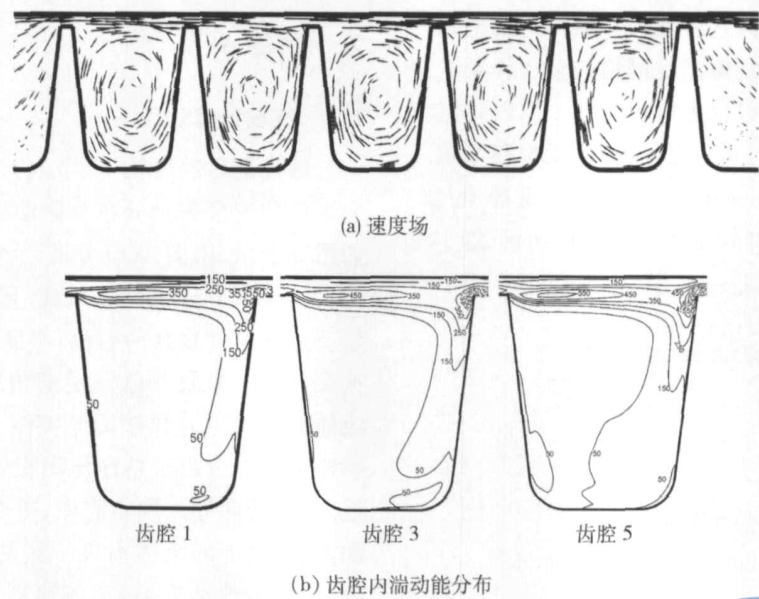


图 5 速度场以及齿腔湍动能分布

Fig. 5 Axial-radial velocity vector and turbulent kinetic energy plots

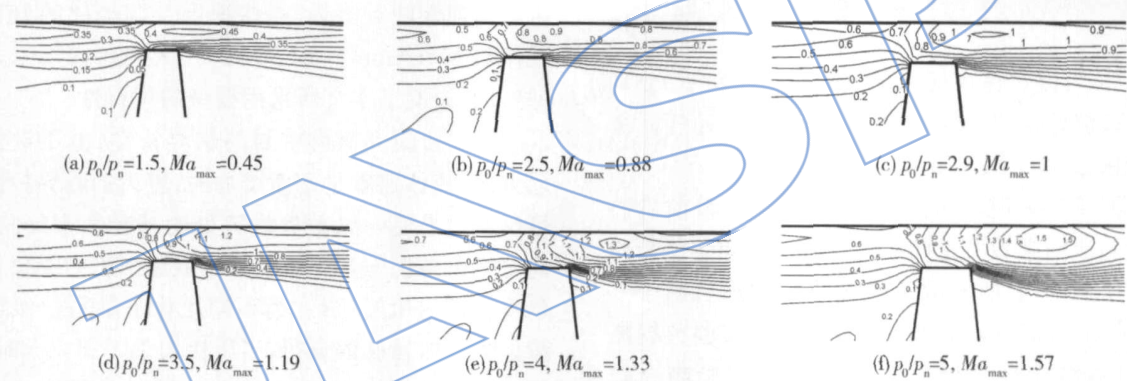


图 6 不同压比下最后一级篦齿齿尖处马赫数分布

Fig. 6 Mach number of the tip on the last tooth

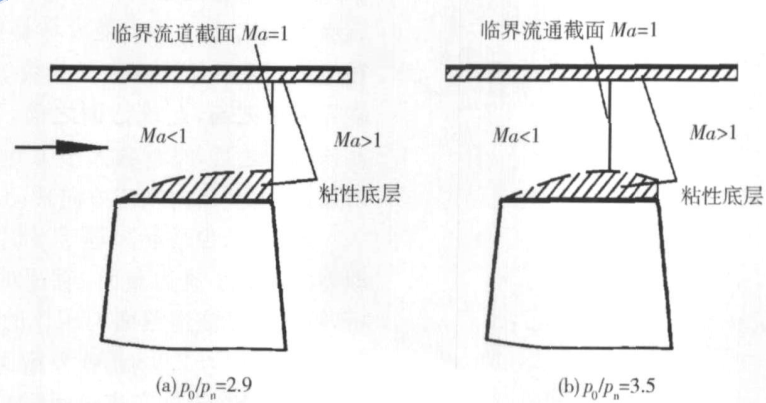


图 7 不同压比下流通面积变化示意图

Fig. 7 Movement of the critical cross area

2.2 齿间压力分布

为了更好的研究齿间节流及腔体涡流作用,了解各级篦齿的压损特性,实验测量了各齿之间的压力.图 8 为篦齿盘沿流动方向不同总压下的

齿间压力分布图,其中横坐标为压力测点位置,纵坐标为齿间压力与进口总压之比.由图可见,沿流动方向齿间压力线性下降,篦齿前腔进口总压较低时,齿间压力与前腔总压比值曲线斜率的绝对值较

低,增加前后腔压比,曲线斜率缓慢增大,进一步增加前腔总压到 0.5 MPa,曲线斜率保持不变.

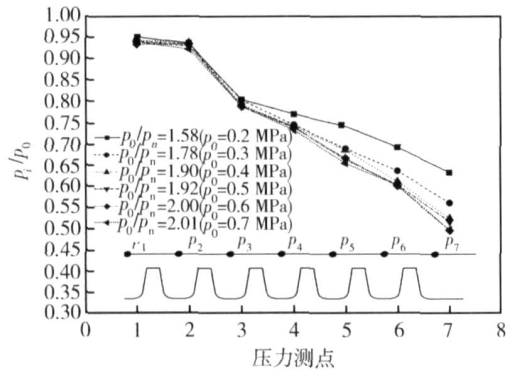


图 8 篦齿盘齿间压力分布

Fig. 8 Pressure distribute of labyrinth seal

Stodola^[1]根据运用伯努利方程和连续方程推导出理想篦齿结构的齿间压力与前腔总压比值的关系式

$$\frac{p_i}{p_0} = \sqrt{1 - \frac{i}{N} \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_0} \right)^2 \right]} \quad (2)$$

图 9 为篦齿盘齿间压力变化的实验值和计算值与理论值的比较.由图 9 可以看出,齿间压力的计算结果与实验吻合较好,其值均比理想值小.这是因为 Stodola 在推导公式时,假设密封齿的节流过程为理想等熵节流,同时忽略了篦齿的透气效应和腔内涡流耗散作用的影响.

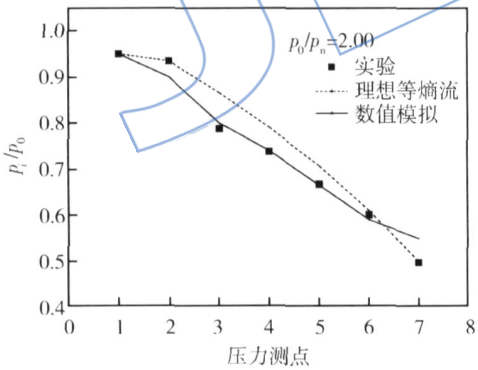


图 9 齿间压力实验与计算对比

Fig. 9 Pressure distribute with the numeration and experiment

图 10 给出了篦齿盘沿流动方向各级篦齿前后压比曲线,其中测点 2 处压力通过测点 1 和 3 进行插值得出.由图可见,沿流动方向,除最后一节篦齿外,其余各级篦齿前后压比基本保持不变.这是因为流体流过最后一节篦齿后进入篦齿盘后腔,然后迅速膨胀,压损较大,而对于其它各级篦齿,由于其结构相同,所以封严性能也比较相近.

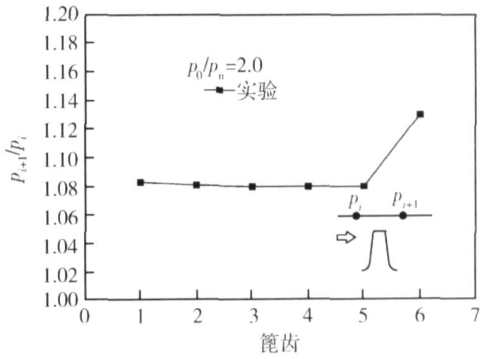


图 10 单齿前后压比分布

Fig. 10 Pressure ratio of single teeth

2.3 转速的影响

引入泰勒数反映离心力作用对封严结构泄漏特性的影响,其定义为

$$Ta = \frac{\rho \Omega r^2 c}{\mu} \quad (3)$$

式中 ρ 为实际状态下气流密度, Ω 为旋转角速度, r 为篦齿盘半径, μ 为实际状态下气流的动力粘性系数.

图 11 给出了不同总压下,篦齿盘的泄漏系数与泰勒数关系曲线.由图可以看出,进口总压增加,泄漏系数增加;泰勒数增加,泄漏系数基本不变.由于其它因素一定,此时泄漏量与泄漏系数成正比关系,即可得出泄漏量也不发生变化.这主要是因为实验中齿尖线速度最大为 27.23 m/s (对应最大泰勒数为 4 386),其速度量级远小于齿尖轴向节流速度,流体流动方向沿轴向变化不大,这与 Stocker^[9]的研究结果是一致的.

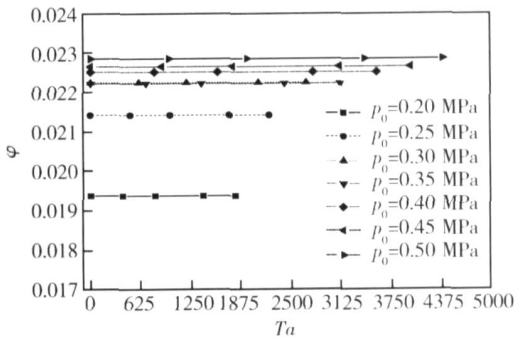


图 11 转速对泄漏特性的影响

Fig. 11 Effect of rotating speed on leakage coefficient

3 结 论

对数值计算和实验数据进行分析总结,得到以下几点结论:

- (1) 采用标准 $k-\epsilon$ 和 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型计算

时计算结果均比实验结果小,最大误差分别为9%和3.4%,后者与实验结果吻合较好,该湍流模型对篦齿内流动进行预测是可行的;

(2) 沿流动方向流体速度不断增加,对本文所研究的篦齿而言,当篦齿前后腔压比达到2.9时,最后一级篦齿齿尖处流体流动达到临界状态,进一步增加压比,临界流道截面向来流方向移动的同时,流通面积也相应增加,进而导致泄漏量的增加;

(3) 篦齿前腔总压一定时,沿流动方向各级篦齿造成的压力损失相近,齿间压力成线性下降;

(4) 在本文的实验范围内,篦齿前腔进口总压较低时,齿间压力与前腔总压比值曲线斜率的绝对值较低,增加前后腔压比,曲线斜率缓慢增大,进一步增加前腔总压到0.5 MPa,曲线斜率保持不变;

(5) 旋转对直通篦齿封严性能影响不大,其程度取决于齿尖流体周向线速度与齿尖轴向节流速度的大小,在本文的实验范围(齿尖周向速度小于27.23 m/s)泄漏系数基本不变。

参考文献:

- [1] 塔鲁达纳夫斯基. 非接触密封[M]. 北京:机械工业出版社, 1986:155-160.
- [2] Morrison G.L. 3-D laser anemometer measurements in a labyrinth seal[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1991,113:119-125.
- [3] Rhode D.L. Prediction of incompressible flow in labyrinth seals[J]. Journal of Fluids Engineering, 1986,108:19-25.
- [4] Rhode D.L. Simulation of subsonic flow through a generic labyrinth seal[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986,108:674-680.
- [5] 黄守龙. 直通式迷宫静态工作特性的实验研究[J]. 弹道学报, 1994,21(3):43-48.
HUANG Shoulong. Experiment study on static features for straight-through labyrinth[J]. Journal of Ballistics, 1994,21(3):43-48.
- [6] 吴丁毅. 直通式篦齿封严特性的实验研究[J]. 推进技术, 1997,18(3):24-27.
WU Dingyi. An experimental investigation on seal character of straight-through labyrinth[J]. Journal of Propulsion Technology, 1997,18(3):24-27.
- [7] 吴丁毅. 两种常见篦齿密封和临界特性的分析与比较[J]. 航空动力学报, 1997,12(4):397-401.
WU Dingyi. Comparison between two kinds of conventional labyrinth[J]. Journal of Aerospace Power, 1997,12(4):397-401.
- [8] David C.J. Abradable stator gas turbine labyrinth seals: Part 2-Numerical modeling of differing seal geometries and the construction of a second generation design tool[R]. AIAA-2002-3937.
- [9] Stocker H.L., Cox D.M. Aerodynamic performance of conventional and advanced design labyrinth seals with solid-smooth, abradable, and honeycomb lands[R]. NASA, CR-135307, 1977:3-5.