

基于三维模型的偏心鼓筒气动特性分析

陈陆淼, 王洪玉, 秦朝烨, 褚福磊
(清华大学 机械工程系, 北京 100084)

摘 要: 为了获取篦齿封严鼓筒齿腔内的压力分布, 掌握鼓筒气动特性情况, 建立了带封严篦齿鼓筒的三维流场通道模型, 计算转静子同心和不同偏心量条件下鼓筒表面静压, 分析气动载荷作用下鼓筒的力学特性. 仿真结果表明: 偏心量的变化使表面静压出现复杂变化, 周向静压幅值变动明显, 最大偏心量下的静压幅值比无偏心时增长 3 倍; 偏心引起的周向静压波动使鼓筒应力幅值最大浮动 3% 左右.

关 键 词: 航空发动机; 篦齿鼓筒; 气动; 三维模型; 偏心

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Aerodynamic characteristics analysis of eccentric drum based on three-dimensional model

CHEN Lu-miao, WANG Hong-yu, QIN Zhao-ye, CHU Fu-lei

(Department of Mechanical Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: In order to obtain the pressure distribution inside the cavity of drum with labyrinth seal, and understand its aerodynamic characteristics, a three-dimensional model of the flow field channel of drum with labyrinth seal was developed, and the static pressure on the surface of drum with and without eccentricity between the drum and the stator was calculated. Then, the mechanics characteristics of drum under aerodynamic loads was analyzed. The simulation results show that different eccentricities complicate the surface static pressure, and change the circumferential static pressure amplitudes obviously. The amplitude of static pressure with the largest eccentricity increases 3 times compared with that without eccentricity. The maximum fluctuation of drum stress amplitude caused by circumferential static pressure considering eccentricity is about 3%.

Key words: aero-engine; drum with labyrinth seal; aerodynamic; three-dimensional model; eccentricity

鼓筒是航空发动机中重要的连接构件, 和轮盘、叶片等构成转子系统^[1-3]. 通常, 鼓筒表面具有篦齿, 与静子叶片形成封严结构, 如图 1 所示. 航空发动机工作时, 气流通过鼓筒封严篦齿腔, 会在鼓筒表面产生气动力, 影响鼓筒的力学特性.

鼓筒篦齿多为直通型篦齿^[4]. 目前有关直通型篦齿的文献, 主要围绕篦齿封严机理, 从泄漏量^[5-9]、转速^[10-12]、实验^[13-17]等方面对篦齿封严特性进行研究. 上述研究对象均为盘式篦齿封严结

构, 针对鼓筒式篦齿的研究较少. 文献[18]采用二维流场模型模拟转静子同心理想条件下鼓筒篦齿腔内流场, 基于该模型讨论了旋转速度和篦齿封严出口静压对鼓筒表面气动力的影响, 该研究有助于了解鼓筒的气动特性. 然而, 二维流场模型无法计算转静子偏心情况下鼓筒气动特性. 而在实际工程中, 由于制造、装配等原因, 转静子间都存在偏心. 因此, 计算转静子偏心情况下鼓筒气动特性更具有实际意义. 本文考虑转静子间的偏心, 建

收稿日期: 2013-10-09

基金项目: 国家自然科学基金(11272170)

作者简介: 陈陆淼(1988-), 女, 浙江绍兴人, 博士生, 主要从事机械动力学研究. E-mail: clmdaisy@163.com

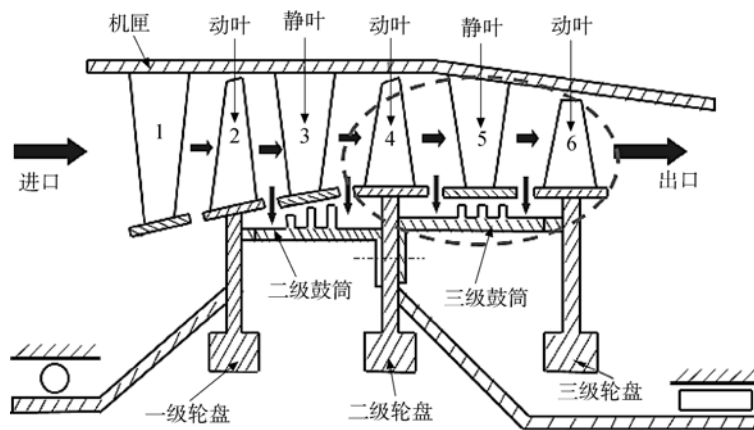


图 1 某型航空发动机风扇转子结构示意图

Fig. 1 Schematic of fan rotor structure of an aero-engine

立了某型航空发动机鼓筒篦齿腔三维流场通道模型,计算了不同偏心量条件下鼓筒表面气动力大小和分布特征,进一步分析了气动力作用下鼓筒的结构力学特性.

1 计算模型与分析方法

1.1 计算流程

本文主要针对图 1 中虚线所标的三级鼓筒进行分析.采用商用 CFD 软件 NUMECA 系列和 ANSYS 有限元软件对直通型篦齿封严鼓筒进行气动特性分析,具体流程如图 2 所示,主要分成 3 个步骤进行.

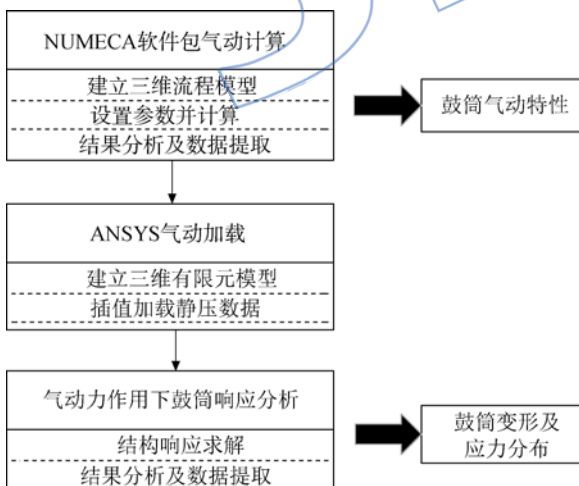


图 2 基本方法流程图

Fig. 2 Flowchart of basic methods

第 1 步,利用 NUMECA 软件包进行气动计算.首先,利用已知结构坐标,在 IGG 模块中建立三维流场通道模型,并进行网格划分.为了加速收敛,采用多重网格技术.其次,利用 FINE 模块设置相

关参数,通过该模块的收敛曲线判定计算合理性.最后,在 CFVIEW 模块中进行后处理,即观察流场中各参数的分布情况,对表面静压变化进行分析.

第 2 步,在 ANSYS 有限元软件中建立鼓筒结构模型,对 NUMECA 提取的静压数据进行处理,通过表格加载的方法将气动力插值加载到鼓筒表面.

第 3 步,对气动载荷下的鼓筒响应进行分析,进行不同偏心量下鼓筒的变形和应力分布对比研究.

1.2 气动力建模

结合图 1 中某型航空发动机三级鼓筒的结构,利用 NUMECA 软件建立流道-篦齿腔计算模型,其几何简化模型如图 3 所示,具体几何尺寸如下: $H=5.5\text{ mm}$, $C=2\text{ mm}$, $T=0.3\text{ mm}$, $B_1=2.7\text{ mm}$, $B_2=59.7\text{ mm}$, $\alpha=5^\circ$.篦齿腔内气体流动较为复杂,计算量大,因此进行一些合理的简化.首先,分析篦齿腔内气动力对鼓筒影响时,不考虑叶片通道内的流场细节,因此,选定单级鼓筒及其对应的一对转、静叶片作为计算域,相邻级叶片的影响通过进出口边界反映.其次,在流场计算时,只分析单个叶片扇区,假设其余叶片通道内流场与该扇区相同.

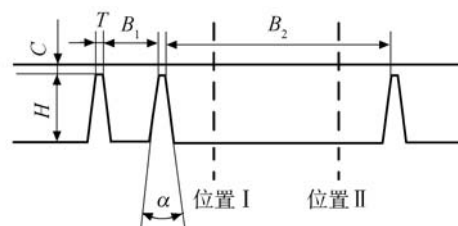


图 3 三级鼓筒流道-篦齿腔几何简化模型

Fig. 3 Simplified geometric model of channel-labyrinth cavity for third drum

建立篦齿腔三维流场-篦齿腔模型,如图4所示.



图4 三维流场-篦齿腔模型

Fig. 4 Three-dimensional model of flow cavity

1.3 结构有限元建模

利用 ANSYS 软件建立鼓筒的结构模型,如图5所示.图中,鼓筒外表面周向网格与 NUMECA 软件中流场通道模型网格划分对应.选择8节点三维实体单元 solid 45 对鼓筒进行建模.该鼓筒模型共包括 7314 个单元,10764 个节点.鼓筒的边界条件为左端面固支,右端自由.

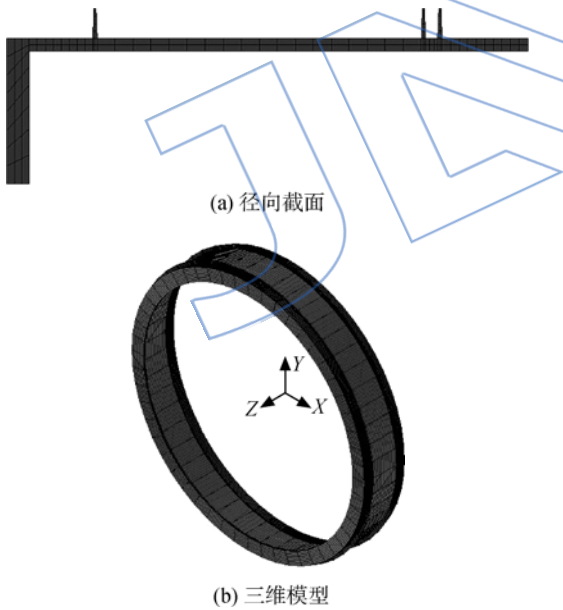


图5 鼓筒有限元模型

Fig. 5 Finite element model for drum

2 模型验证

在进行气动特性分析前,首先要验证三维流场模型的正确性.采用第1.2小节中建立的流场模型计算转静子同心条件下的鼓筒表面静压,并与文献[18]中二维模型的计算结果进行对比.

两类模型采用相同的边界条件,具体设置如

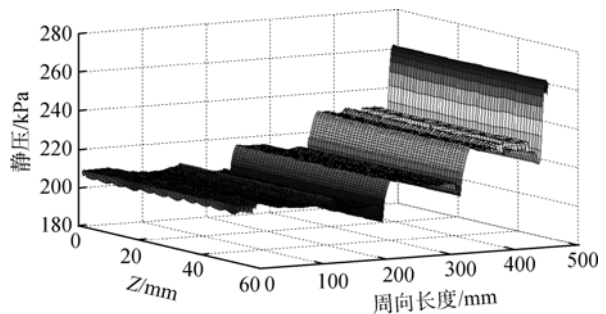
下:不考虑上下游叶片尾流及势流的影响,给定均匀分布的进出口边界和恒定转速为2000 r/min,分析篦齿腔内的流动特性.采用 Spalart-Allmaras 湍流模型和双时间步中心差分计算.壁面边界条件设置如表1:壁面均设为绝热边界,气体与壁面采用无滑移边界条件.进口给定总温、总压和流动方向,出口给定静压.由于静子进出口气流并非轴向,所以在进口边界上,给定相应的气流轴向速度分量,即预旋角.

表1 边界条件

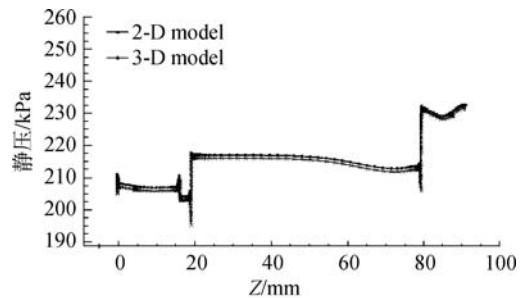
Table 1 Boundary conditions

参数	边界类型			
	进口 1	进口 2	出口 1	出口 2
总温/K	393	393		
总压/kPa	287	280		
静压/kPa			220	240
预旋角/(°)	56	30		

图6所示为转静子无偏心条件下鼓筒表面静压分布.三维模型计算结果表明无偏心条件下,鼓筒表面沿周向静压力分布均匀,流体经过第1道篦齿后表面静压出现明显下降,随后,静压变化幅度较小,如图6(a)所示.对比图6(b)中的分析结



(a) 鼓筒表面静压分布展开图



(b) 鼓筒径向截面表面静压变化

图6 无偏心时鼓筒表面静压分布

Fig. 6 Scattergram of surface static pressure of drum with no eccentric

果可以看出,本文提出的模型与文献[7]中二维模型的分析结果基本吻合,从而验证了三维流场通道模型的正确性.

3 计算与结果分析

如前所述,实际工程中,转静子间不可能绝对同心.转静子偏心时,径向间隙 C 沿周向变化,如图 7 所示.保持转子不变,对静子进行偏移,偏心鼓筒气动模型通过改变转静子相对位置可得,其中偏心量为 e .本文中,同心状态下转静子之间的封严间隙 C 为 2 mm,因此,偏心量 $e < 2$ mm.

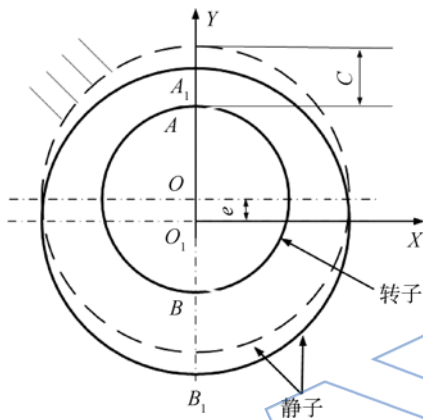


图 7 鼓筒转静子偏心示意图

Fig. 7 Schematic of the drum of rotor and stator with eccentricity

3.1 气动载荷分析

首先,计算小偏心量 ($e = 0.2, 0.5$ mm) 情况下鼓筒表面的气动力,分析偏心对其表面静压的影响.

3.1.1 轴向静压

结合图 7,提取鼓筒表面位置 A、位置 B 两处轴向静压分析,结果如图 8 所示.从图中可以看出,位置 A、位置 B 静压沿轴向的变化趋势与无偏心时基本一致;然而,位置 A 的静压整体比位置 B 静压要大,轴向位置为 0.08~0.10 mm 段变化尤为明显.对比图 8(a)和图 8(b)可知,偏心量为 0.5 mm 时引起的轴向静压变化比偏心量为 0.2 mm 时大.从以上分析可以得出,偏心量一定时,鼓筒整周的轴向静压较无偏心时数值发生变化,转静子间隙越小,轴向静压越大;在同一位置,随着偏心量的增大,轴向静压变化幅度也会随之增加.

3.1.2 周向静压

对鼓筒表面周向静压分析,结合图 3,提取虚

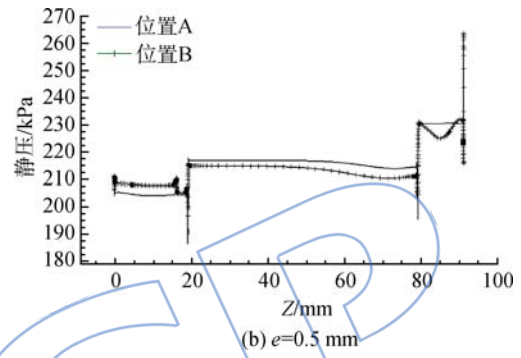
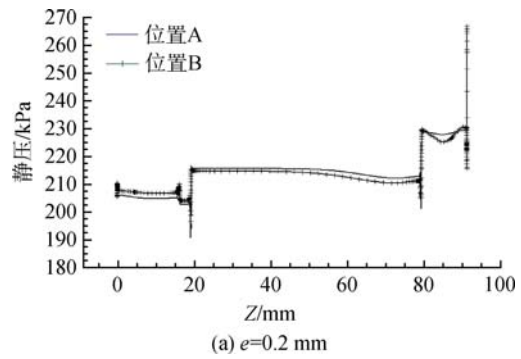


图 8 位置 A、位置 B 轴向静压对比图

Fig. 8 Comparison diagram of axial static pressure between position A and position B

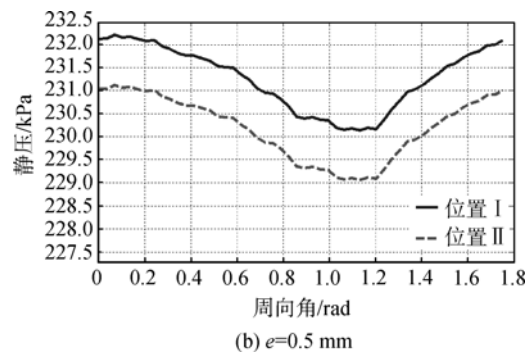
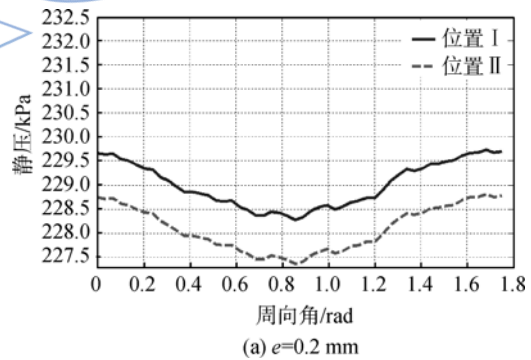


图 9 位置 I、位置 II 周向静压对比图

Fig. 9 Comparison diagram of circumferential static pressure between position I and position II

线所标位置 I、位置 II 的周向静压变化,如图 9 所示.对比图 9(a)和图 9(b)可知,当存在偏心时,同一位置周向静压较无偏心时数值上发生变化,随着偏心率增大,周向静压变化幅度增加;同一位置静压的周向分布随着偏心率增加而变化.

当偏心率较大时,取偏心率 $e=1.9\text{ mm}$,计算得到静压展开如图 10 所示.对比无偏心条件下的图 6(a)可以发现, $e=1.9\text{ mm}$ 时整体静压变化复杂;轴向静压在整体趋势基本不变的前提下,静压出现不规则的波动.当偏心率取值更大时,NUMECA 软件计算无法完全收敛,计算无法进行.

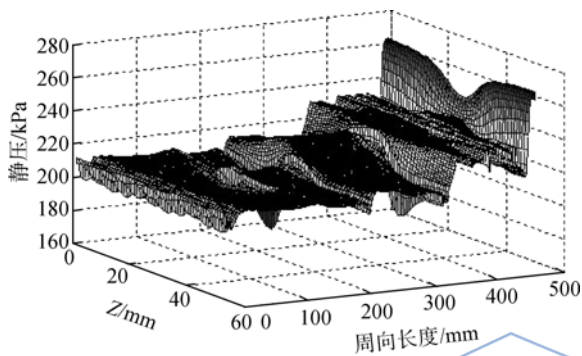


图 10 偏心率 $e=1.9\text{ mm}$ 时篦齿鼓筒表面静压分布
Fig. 10 Scattergram of surface static pressure of drum when $e=1.9\text{ mm}$

根据 Bernoulli 方程,随着偏心率的增大,静压随着径向间隙的增大而变大.然而当偏心率过了一定值,流场的黏性不可忽略,即 Bernoulli 方程不适用,所以静压的变化不一定随着偏心率变大而变大,而是呈现图 10 所示的复杂波动.

3.2 鼓筒响应分析

在获得鼓筒表面气动力的基础上,进一步在 ANSYS 软件中计算气动力作用下鼓筒的响应.首先对鼓筒施加离心力,随后将已获得的静压加载到鼓筒表面.

由于 ANSYS 软件和 NUMECA 软件的网格数以及网格划分形式不同,因此从 NUMECA 中提取的静压无法直接加载到鼓筒结构上,文中采用插值加载的方式,主要采取 ANSYS 中表格加载形式自动实现线性插值.选取偏心率 $e=0\text{ mm}$ 和 1.9 mm 的静压计算结果,插值加载到鼓筒结构表面,得到如图 11 所示的加载面,可以看出无偏心时静压沿周向均匀分布,而存在偏心时静压在周向出现变化.

利用 ANSYS 对鼓筒进行力学分析,得到鼓

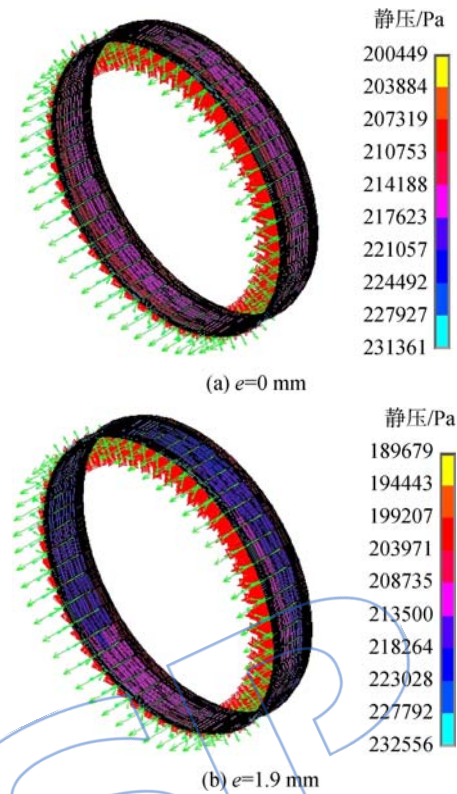


图 11 加载结果对比图
Fig. 11 Comparison diagram of loading

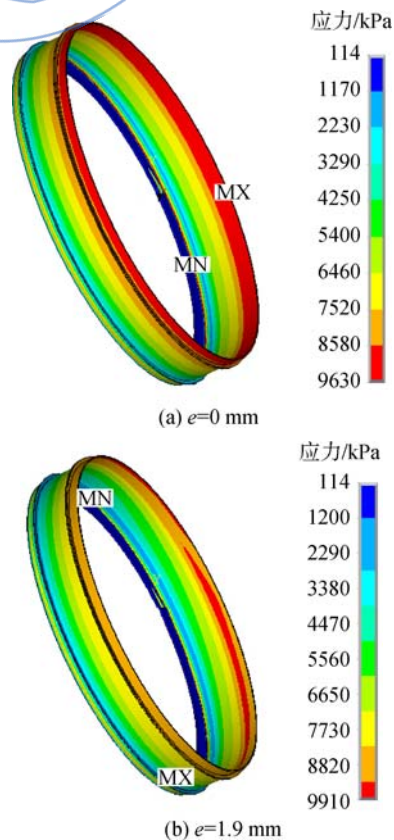


图 12 鼓筒表面的应力对比图

Fig. 12 Comparison diagram of stress distribution of drum surface

筒变形和应力变化,如图12所示,偏心量为0 mm时应力变化周向均匀,偏心量为1.9 mm时应力周向出现偏差,两种情况最大应力和最小应力的差值相差不大,约为3%,这是因为相对于轴向静压的变化,偏心引起的周向静压的变化要小得多。

4 结 论

本文是对某型航空发动机直通型篦齿封严鼓筒气动特性进行了数值模拟,建立篦齿腔三维流体通道模型,研究了偏心量对鼓筒表面气动力的影响,同时将气动力加载到鼓筒表面,对鼓筒进行了力学分析,得到以下结论:

1) 篦齿封严条件一定,无偏心时,沿着流动方向鼓筒表面静压总体上呈现先减小后增大的变化趋势,第1道篦齿节流作用明显;有偏心时,沿着流动方向鼓筒表面静压总体趋势不变,但是具体静压出现跳动变化。

2) 篦齿封严条件一定,不同偏心量带来转静子间隙不同,对整周鼓筒结构的某一位置来说,间隙越大,静压越大。

3) 每一个轴向坐标下的周向静压具有一定的波动特性,在一定间隙范围内,随着偏心量增大,间隙越大,相应位置的周向静压幅值越大,但达到某间隙值之后,流场黏性不可忽略,以上规律不存在。

4) 偏心情况下,鼓筒加载气动条件后结构表面变形及应力出现周向不均匀,但相对于无偏心时变化较小,最大应力变化3%左右,没有特殊分析要求下,气动力对鼓筒结构力学特性影响可忽略不计。

参考文献:

- [1] 杨士杰,吕文林.航空涡喷、涡扇发动机结构设计准则[M].北京:中国航空工业总公司发动机系统工程局,1997.
- [2] 刘大响,陈光.航空发动机—飞机的心脏[M].北京:航空工业出版社,2003.
- [3] 张伟.航空发动机[M].北京:航空工业出版社,2010.
- [4] 杨军.直通型封严篦齿流动特性的试验研究及数值计算[D].成都:电子科技大学,2009.
YANG Jun. Experiment research and numerical calculation of seal grate tooth flow characteristics in straight-through type[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2009. (in Chinese)
- [5] Martin H M. Labyrinth packings[J]. Journal of Engineering, 1998, 85(16): 33-36.
- [6] Kearnton W J, Keh T H. Leakage of air through labyrinth glands of staggered type[J]. Proc. Inst. Mech. Engrs., 1952, 166(1): 180-188.
- [7] Egli A. The leakage of steam through labyrinth seals[J]. Transactions of the ASME, 1935, 57(22): 115-122.
- [8] Denecke J, Schramm V, Kin S, et al. Influence of rub-grooves on labyrinth seal leakage[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(2): 387-393.
- [9] Margaret P P. High-speed, high-temperature finger seal test results[R]. NASA TM2002-211589, 2002.
- [10] 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.
- [11] Vakili A D, Meganathan A J. Advanced labyrinth seals for steam turbine generators[R]. ASME Paper GT2006-91263, 2006.
- [12] 张霞,张效伟,朱惠人,等.直通型篦齿封严特性的试验[J].航空动力学报,2010,25(8):1753-1757.
ZHANG Xia, ZHANG Xiaowei, ZHU Hui ren, et al. Experimental investigation on seal characteristics of straight through labyrinth[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1753-1757. (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试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2007,5(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, 5(2): 45-48. (in Chinese)
- [14] Erik B, Klaus D, Hans J B. Optimization of combining experimental, numerical and data mining methods [R]. ASME Paper 2012-GT-68077, 2012.
- [15] Michaud M, Vakili A, Meganathan A. An experimental study of labyrinth seal flow[R]. IJPGC 2003-40097, 2003.
- [16] 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.
- [17] 纪国剑.航空发动机典型篦齿封严泄露特性的数值和实验研究[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 aero-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [18] 王洪玉,秦朝辉,褚福磊,等.航空发动机直通型篦齿封严鼓筒气动力分析[J].工程力学,2013,30(12):267-274.
WANG Hongyu, QIN Zhao hui, CHU Fu lei, et al. Aero dynamic analysis of straight through labyrinth seal of the drum of an aeroengine[J]. Engineering Mechanics, 2013, 30(12): 267-274. (in Chinese)