

涡轮复杂气冷叶盘结构变形分析模型简化方法

申秀丽^{1,2,3}, 薛园园^{1,2,3}, 胡延青⁴, 张 野⁵

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
3. 北京航空航天大学 航空发动机结构强度北京市重点实验室, 北京 100191;
4. 雪城大学 工程与计算机学院, 美国 锡拉丘兹市 13204;
5. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 基于高压转子开展高压(HP)涡轮转子叶片叶尖变形分析可提高叶尖间隙的数值模拟精度,而高压涡轮转子叶片由于其复杂的气冷结构,有限元分析网格数量巨大;叶片和轮盘的榫接结构属于非线性分析,也需要足够的计算机时。针对该问题提出了一种复杂气冷叶片的简化方法和榫接结构接触计算简化方法,在不影响计算精度的前提下提高计算效率。采用该方法对典型结构高压涡轮转子进行了变形分析,与采用复杂气冷叶片模型和接触分析方法的变形分析结果进行比较。结果表明:涡轮叶片叶尖最大径向变形相对误差为 0.47%,计算机时减少 99%,证明简化方法和计算方法的有效性。

关 键 词: 涡轮部件; 变形分析; 涡轮复杂气冷叶片; 榫接接触分析; 简化方法

中图分类号: V232.4 **文献标志码:** A

Simplification method of complex air cooling bladed disk structure's deformation analysis model

SHEN Xiuli^{1,2,3}, XUE Yuanyuan^{1,2,3}, HU Yanqing⁴, ZHANG Ye⁵

- (1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;
3. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
4. College of Engineering and Computer Science, Syracuse University, Syracuse City 13204, USA;
5. Commercial Aircraft Engine Company Limited, Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: Tip deformation analysis of high pressure (HP) turbine rotor based on the HP rotor can improve the tip clearance numerical simulation precision. Due to the complex air cooling structure of HP turbine rotor blade, the number of finite element mesh is huge. The mortise structure analysis of HP turbine blade and disk belongs to nonlinear analysis, which also needs enough calculation time. A simplified method of complex air cooling blade model and mortise structure contact analysis model was presented, the calculation efficiency

收稿日期:2015-10-28

作者简介:申秀丽(1967—),女,研究员,硕士,主要从事航空发动机涡轮部件结构强度研究。

引用格式:申秀丽,薛园园,胡延青,等. 涡轮复杂气冷叶盘结构变形分析模型简化方法[J]. 航空动力学报,2017,32(7):1712-1717.
SHEN Xiuli,XUE Yuanyuan,HU Yanqing,et al. Simplification method of complex air cooling bladed disk structure's deformation analysis model[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(7):1712-1717.

was improved under the premise of without affecting the calculation accuracy. Applying this method to an aero-engine turbine components deformation analysis, the results were compared with the deformation analysis results of the original complex blade model. The relative error of the largest turbine blade tip radial deformation was 0.47%, and the calculation time reduced 99%. It's proven that the simplified method and the calculation method are feasible.

Key words: turbine components; deformation analysis; complex air cooling blade of turbine; mortise structure contact analysis; simply method

航空发机叶尖径向间隙变化会引起发动机耗油率、排气温度等变化,严重时会发生转、静子碰磨,影响发动机正常工作,从 19 世纪 60 年代开始,发动机叶尖径向间隙,尤其是高压涡轮叶尖径向间隙研究成为发动机设计中的关键技术^[1]。

目前国外对于发动机高压涡轮叶尖径向间隙的研究主要集中于不同飞行状态下间隙的变化和间隙对发动机性能的影响等,并且从发动机整机角度出发对叶尖径向间隙进行数值模拟^[2]。国内研究主要集中在间隙数值模拟^[3-5]、流场分析^[6-7]和间隙测量^[8-9]等。在间隙的数值模拟方面,主要是基于部件对高压转子叶尖径向间隙进行数值计算分析。美国国家航空航天局(NASA)Glenn 研究中心的 Scott 等^[10]给出了整机条件下 CFM56 发动机高压转子叶尖间隙在飞行过程中的变化曲线,其研究基于整个高压转子,而不是单一的高压压气机或高压涡轮部件。张晓波等^[11]在研究转子不平衡响应、转子热弯曲以及机动载荷引起的间隙变化时采用了整机模型,并且发现这种分析方式能够比较准确地计算出结果。由此可见,在整机条件下计算涡轮叶尖间隙能得到更可靠的结果。但是,基于整机真实模型进行有限元变形分析计算量很大^[12],尤其是具有复杂内部冷却结构的高压涡轮转子叶片^[13]和需要进行非线性计算的榫接接触结构。在瞬态间隙分析中学者们开展了模型简化技术的研究。Agarwal 等^[14]将机匣、涡轮盘和叶片简化为非常简单的二维模型。贾丙辉等^[15]在分析机动飞行情况下振动幅值对叶尖间隙的影响时,将涡轮机匣简化为简单的环状结构,将叶根和盘视为整体并简化为等厚度的圆盘;杨晓光等^[4]在进行间隙的瞬态分析时,将涡轮盘进行等厚度简化,将涡轮盘和榫头视为整体并且将涡轮叶片直接简化为带气膜孔的空心叶片。在稳态间隙数值模拟的计算中尚鲜有相关的研究。本文在高压涡轮部件参数化建模的基础上,针对叶片气冷结构和榫接接触计算开展了研究,提出了一种复杂气冷叶片的简化方法,并分析了榫接接触网格数量对叶尖径向变形的影响。

1 复杂气冷叶片模型简化方法

1.1 气冷结构特征简化可行性分析

复杂气冷高压涡轮叶片其冷却方式主要有:射流冲击冷却、肋壁强化换热冷却、扰流柱强化换热冷却和叶身全气膜冷却等,结构特征见图 1。冷气从叶片下部进入叶片内部,一部分通过气流通道上的冲击孔对叶片前缘内壁面进行冲击冷却,另一部分通过气膜孔流出,在涡轮叶片表面形成一层冷气薄层,对叶片表面进行有效保护,剩下的一部分气体经过壁肋和叶片尾部的扰流柱强化换热后从尾缘劈缝排出^[16]。

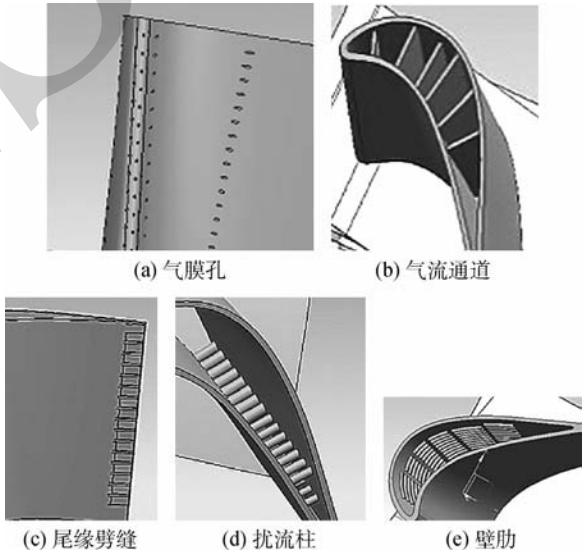


图 1 复杂气冷叶片结构特征

Fig. 1 Structural characteristics of complex aircooling blade

不同的结构特征对变形的影响不同,首先研究单一冷却结构特征对变形的影响。

根据工程经验,在分析的过程中若某结构特征忽略后与复杂气冷叶片的径向变形相对误差小于 1%,则直接忽略该结构特征。

计算模型:考虑叶盘结构,采用热固耦合的数值计算方法。加载转速和温度场,榫接结构进行接触分析。

对比分析只含一种冷却结构的叶盘模型(图 2 为只含气流通道结构的叶盘模型)和含全部冷却结构的叶盘模型的径向变形,结果见表 1。由表 1 可以看出,气膜孔、壁肋和尾缘劈缝结构对叶尖截面变形的影响小于 1%,这 3 种冷却结构可以在间隙计算时直接简化,而气流通道和扰流柱结构对叶尖截面的变形影响大于 1%,在间隙计算时这两种冷却结构不能直接简化。

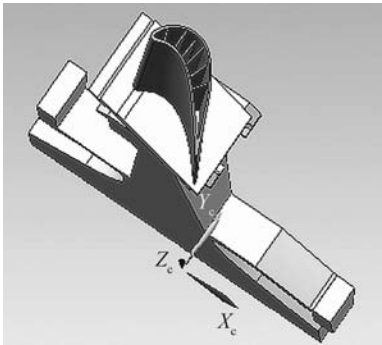


图 2 涡轮叶盘结构示意图

Fig. 2 Sketch of bladed disk structure of turbine

表 1 不同内冷结构径向位移结果对比

Table 1 Radial deformation results comparison of different internal cooling structures

气冷结构特征	$\bar{x}$	相对误差/%
复杂气冷叶片	1	
气膜孔	1.005	0.50
尾缘劈缝	1.010	1.0
气流通道	1.106	10.6
壁肋	1.008	0.75
扰流柱	1.060	5.96

表 1 中 $\bar{x} = \frac{x_i}{x_0}$, x_i 是不同内冷结构特征对应的叶尖径向最大变形, x_0 是复杂气冷叶片模型叶尖径向最大变形。

为了研究不同结构特征对变形的影响,对含不同结构特征叶片的刚度进行了分析。假设在弹性范围内叶片的离心载荷与叶尖变形为线性变形,可按式(1)计算叶片刚度。

$$L = \frac{mr\omega^2}{\Delta U}, \quad \Delta U = u_2 - u_1 \quad (1)$$

式中 L 为叶片刚度, m 为叶片质量, r 为叶片质心半径, ω 为转速。 ΔU 为叶片变形, u_1 和 u_2 分别代表涡轮盘盘缘平均径向变形和涡轮叶尖平均径向变形。

分别带入不同结构形式叶片的质量、质心半径及叶尖的平均变形,计算对比见表 2。

表 2 不同内冷结构叶片的刚度比较

Table 2 Stiffness comparison of blade of different internal cooling structures

气冷结构特征	$\bar{m}$	$\bar{h}$	叶片变形量/mm	刚度/(N/m)	相对误差/%
复杂气冷叶片	1	1	0.752	3.66	
气膜孔	0.994	0.9997	0.755	3.62	1.09
尾缘劈缝	0.977	0.9994	0.759	3.54	3.27
壁肋	1.186	0.984	0.899	3.57	2.46
通道	1.222	1.0003	1.136	2.96	19.1
扰流柱	1.009	0.9997	0.654	4.24	15.8

表 2 中 $\bar{m} = \frac{m_i}{m_0}$, $\bar{h} = \frac{h_i}{h_0}$, m_i 和 h_i 分别是各个结构特征对应的叶片质量和叶片质心高度; m_0 和 h_0 是复杂气冷叶片的质量和质心高度。

从表 2 中可以看出,气流通道结构对刚度的改变可以达到 19.1%,而仅次于它的则是扰流柱结构,为 15.3%,而气膜孔、壁肋和尾缘劈缝结构对空心叶片基体刚度的改变较小,分别为 1.09%、2.46%和 3.27%。此结果与径向变形结果相对应。

由前面分析可知,气流通道和扰流柱结构对叶片径向变形的影响较大,不能直接将这些冷却结构特征简化,考虑用简单变壁厚空心叶片代替复杂气冷叶片。

1.2 变壁厚气冷叶片简化模型

变壁厚简单气冷叶片只带一个气流通道,叶片厚度随高度变化,但气流通道的厚度与原模型不同,如图 3 所示。在软件 UG 中,通过控制叶片上、下表面偏置厚度控制叶片壁厚沿径向的分布,从而控制质心的高度;通过控制气流通道厚度调整气流通道尺寸。在软件 iSight 中,采用优化方法获得最佳的偏置尺寸和气流通道厚度。优化的控制

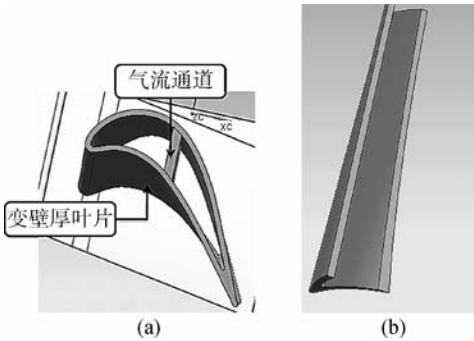


图 3 简化叶片模型与叶片厚度示意图

Fig. 3 Sketch of simplified blade model and blade thickness

变量包括上、下表面的偏置尺寸和气流通道厚度。

优化的数学模型如下:

$$\min F(\mathbf{X}) = \left(\frac{m_0 - m}{m_0}\right)^2 + \left(\frac{r_0 - r}{r_0}\right)^2$$

其中 $\mathbf{X} = (m, r, p_1, p_2, h)^T$

$$\text{s. t. } \begin{cases} 1.0 \leq p_1 \leq 1.5 \\ 1.0 \leq p_2 \leq 1.5 \\ 1.0 \leq h \leq 2 \end{cases} \quad (2)$$

其中 p_1 和 p_2 分别是叶片上下表面偏置的尺寸, h 是气流通道的厚度。

优化后变壁厚空心叶片质量和复杂气冷叶片相差 0.27%, 质心高度相差 0.47%, 而相同转速下离心力只相差 0.19%。

用优化得到的变壁厚简化叶片模型进行变形计算, 并与复杂气冷叶片模型变形结果进行比较, 计算模型取涡轮叶盘模型, 加载相同转速和温度载荷, 网格大小都取 0.5 mm, 简化模型叶片网格数为 60243, 计算机时为 2 h; 复杂气冷叶片模型网格数为 144347, 计算机时为 72 h。可以看出简化模型能够减少网格数, 并且大幅度提升计算效率。变壁厚叶片简化模型的叶尖截面径向变形与复杂气冷叶片相比, 相对误差为 0.62%。由此证明, 变壁厚简化叶片可以代替复杂气冷叶片模型进行间隙分析。

2 气冷叶片简化模型温度场处理

由于涡轮叶片具有复杂的冷却结构, 所以通过流热耦合计算得到的涡轮叶片的温度场分布也很复杂(如图 4(a))。热分析和变形分析采用的模型和网格划分均不相同。热分析为复杂气冷叶片模型, 而变形分析采取叶片简化模型; 热分析的网格数量多于变形分析。所以, 采用温度插值方法将热分析得到的温度场结果加载到简化模型之上。

将温度文件节点温度就近插值到固体结构网格模型节点上, 得到结果如图 4(b)所示, 图中温

度场的分布与图 4(a)基本相同, 但图 4(b)中是简化模型, 没有相应的结构。在简化后的模型上模拟加载近似的温度分布。加载转速等边界条件进行变形计算, 得到简化模型的叶尖径向最大变形与复杂气冷叶片的叶尖径向最大变形相对误差为 0.28%。该插值方法可用。

3 榫接结构接触分析简化方法

榫接结构在分析过程中会对径向位移产生较大的影响。将以上模型采用考虑接触和不考虑接触两种方法进行变形分析, 发现不考虑接触之后最大径向位移结果相较常规的接触计算变化达到 0.98%, 接近 1%, 对于后续的间隙分析会有一定的影响, 因此对枞树形榫接结构进行接触分析。

接触计算属于非线性计算, 迭代过程耗费大量的机时。研究发现, 接触网格的质量对接触应力, 尤其是接触边界的应力有较大的影响^[17-18]。但尚鲜有研究过接触网格数量对径向变形的影响。

为了从机理上分析接触处网格疏密对盘缘径向变形和叶尖径向位移分布的影响, 采用实验验证和数值计算相结合的方法进行分析。首先对简化的二维平板接触进行光弹实验, 测量接触上方截面的应力值, 以及应力角度, 由实验测量值计算得到位移值。之后模拟实验加载条件进行不同网格疏密程度的平板接触计算, 探索不同接触网格下, 接触面上方任一截面的位移分布情况。

实验结果如图所示, 等差线条纹分布如图 5 所示, 等倾线分布如图 6 和图 7 所示。

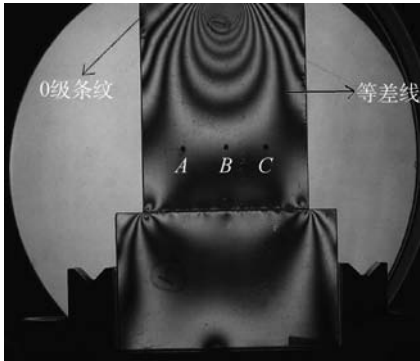


图 5 平板光弹实验等差线条纹分布

Fig. 5 Isochromatic fringes distribution of flat photo elastic experiment

测量计算得到各点的径向位移值见表 3。由表中的数据可知, 在点 A 的总径向变形量为点 A 径向位移与点 D 径向位移之和, 同理 B, C 两点的变形总量也要加上 E, F 两点的径向位移才能够得到。

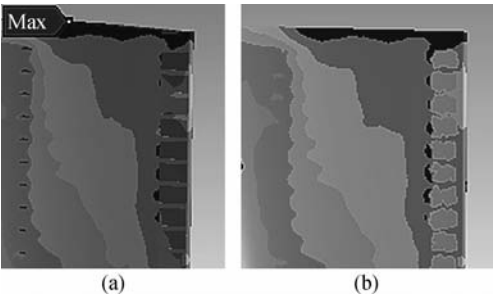


图 4 真实叶片模型与简化叶片模型温度场分布

Fig. 4 Temperature field distribution of truth blade model and simplified blade model



图 6 点 A 等倾条纹分布
Fig. 6 Equal inclination fringes of point A

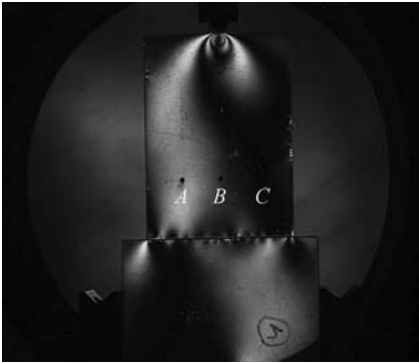


图 7 点 B 等倾条纹分布
Fig. 7 Equal inclination fringes of point B

表 3 试件各特征点的径向位移
Table 3 Radial displacement of feature points of test piece

位置	径向位移 x/mm	位置	径向位移 x/mm
点 A	-0.4472	点 D	-0.0348
点 B	-0.4560	点 E	-0.0279
点 C	-0.4490	点 F	-0.0348

根据光弹实验件的加载条件以及试件形状建立模型以进行数值模拟计算将参数 r (接触长度与网格尺寸的比值,用来评价网格的疏密程度)设置为 15,20,40 进行 3 种不同的网格划分如图 8 所示。

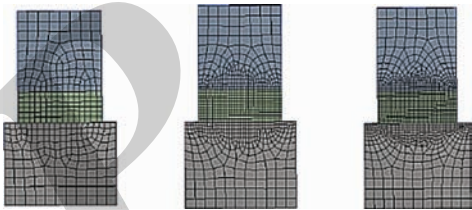


图 8 从稀疏到致密 3 种平板接触网格划分
Fig. 8 Three kinds of plate contact mesh from sparse to dense

分别取与实验相同的 A, B, C 三点处的位移值与实验值进行比较,见表 4。

表 4 平板光弹实验及其模型径向变形计算结果对比

Table 4 Radial deformation comparison of calculation results and flat photo elastic experiment result

位置	径向变形量/mm				相对误差/%		
	光弹实验	$r=15$	$r=20$	$r=40$	$r=15$	$r=20$	$r=40$
A	-0.482	-0.511	-0.509	-0.508	5.6	5.3	5.1
B	-0.484	-0.515	-0.515	-0.516	6.1	6.0	6.2
C	-0.484	-0.510	-0.509	-0.510	5.2	4.9	5.3

由表 4 可知,接触面的网格数量对接触面上端平面的径向变形影响不大,可以推知,对于高压涡轮的榫接结构来说,叶尖径向变形大小与接触网格划分多少无关,并且总是呈基本均布的状态。所以,在之后的计算中,可以减少接触网格划分的数量以减少计算量。

采用叶片简化模型对叶盘结构进行变形分析, $r=40$ 时,计算机时为 322 min; $r=10$ 时,计算机时为 9 min,比之前的计算机时减少将近 97%。 $r=10$ 时,计算得到涡轮叶尖最大变形相对误差为 0.16%。

4 模型简化效果

考虑叶盘结构(如图 2),采用热固耦合的数值计算方法。加载转速和温度场。

模型一采用复杂气冷叶片模型、榫接结构接触部分按考虑应力合理的网格数(接触长度的 $1/70$)^[18],计算机时为 11 520 min。模型二采用简化叶片模型、榫接结构网格数采用 $r=10$,计算机时为 9 min,计算机时减少 99%,而涡轮叶尖最大径向变形相对误差为 0.47%。该简化方法大大减少计算量,节省计算机时,为以后的基于整机的变形分析奠定了基础。

5 结 论

本文针对高压涡轮部件变形数值分析中复杂涡轮叶片结构和榫接结构对涡轮部件变形的影响进行研究。完成了实际工程计算中复杂涡轮叶片模型简化,并分析了榫接接触分析对变形的影响。得到以下结论:

- 1) 壁肋、冷却气膜孔和尾缘劈缝等冷却结构对涡轮叶片叶尖截面径向变形影响较小,在进行涡轮部件间隙计算时可以直接忽略。
- 2) 气流通道和扰流柱结构对涡轮叶片叶尖截面径向变形影响较大,这种影响主要是由冷却结构对叶片刚度的改变引起的。
- 3) 可采用变壁厚空心叶片加气流通道结构代替复杂冷却结构叶片进行涡轮叶尖径向变形计算。
- 4) 榫接结构接触网格的数量对盘缘和叶尖变形影响较小,可采用较少的接触网格数计算变形。
- 5) 通过插值方法将真实叶片温度场添加到简化叶片模型,计算得到的变形结果与复杂气冷叶片基本一致。

参考文献:

[1] STEINETZ B M, LATTIME S B, TAYLOR S, et al. Evaluation of an active clearance control system concept[R]. NASA TM-213856, 2005.

[2] 张少平, 苏廷铭, 罗秋生, 等. 航空发动机压气机径向间隙设计方法研究[J]. 燃气涡轮实验与研究, 2011, 24(4): 25-31. ZHANG Shaoping, SU Tingming, LUO Qiusheng, et al. Design method for compressor radial clearance of an aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(4): 25-31. (in Chinese)

[3] 周晓, 张海波, 王继强, 等. 考虑主动间隙控制的涡轮叶尖间隙建模计算研究[J]. 推进技术, 2015, 36(7): 1093-1102. ZHOU Xiao, ZHANG Haibo, WANG Jiqiang, et al. Research on turbine tip clearance modeling considering active tip clearance control[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(7): 1093-1102. (in Chinese)

[4] 杨晓光, 黄佳. 采用改进减缩模型的涡轮叶尖间隙快速分析方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(9): 2048-2055. YANG Xiaoguang, HUANG Jia. Modified reduced model for rapid analysis of tip clearance of high pressure turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 2048-2055. (in Chinese)

[5] 杨冬, 李琳. 关于航空发动机结构间隙设计方法研究[R]. 北京: 中国航空学会第 10 届强度、振动分会, 2000.

[6] 赖焕新, 吴克启. 轴流压气机转子内流数值模拟及叶顶间隙泄漏分析[J]. 工程热物理学报, 1998, 19(5): 576-580. LAI Huanxin, WU Keqi. Numerical analysis of internal flow field and tip clearance leakage in axial compressor rotor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1998, 19(5): 576-580. (in Chinese)

[7] 王大磊, 朴英. 叶尖间隙高度对某高压涡轮级损失分布的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 169-175. WANG Dalei, PIAO Ying. Influence of tip clearance size on flow losses of transonic high pressure turbine stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 169-175. (in

Chinese)

[8] 郭淑芬, 徐波. 涡轮叶尖径向主动间隙控制研究[J]. 航空发动机, 2000(2): 47-50. GUO Shufen, XU Bo. Active clearance control analysis of turbine tip clearance[J]. Aero-engine, 2000(2): 47-50. (in Chinese)

[9] 王凯, 段发阶, 郭浩天, 等. 基于大频差双频激光的发动机叶尖间隙测量技术[J]. 光子·激光, 2013, 24(10): 1984-1988. WANG Kai, DUAN Fajie, GUO Haotian, et al. Blade tip clearance measurement using dual frequency laser with large frequency difference[J]. Journal of Optoelectronics · Laser, 2013, 24(10): 1984-1988. (in Chinese)

[10] SCOTT B L, BRUCE M S. Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions[R]. AIAA-2002-3790, 2002.

[11] 张晓波, 杨瑞, 李其汉. 航空发动机涡轮径向间隙设计方法研究[J]. 航空发动机, 2004, 30(2): 14-17. ZHANG Xiaobo, YANG Rui, LI Qihan. A method of turbine rotor radial clearance of an aero engine[J]. Aero-engine, 2004, 30(2): 14-17. (in Chinese)

[12] ZHU J, SUN L, LU X. Experimental investigation on the layout of tip clearance for an axial-flow compressor rotor[J]. AIAA-2005-0808, 2005.

[13] 郭文, 吉洪潮, 蔡毅, 等. 高压涡轮动叶内部冷却结构的改进设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(4): 408-412. GUO Wen, JI Hongchu, CAI Yi, et al. Optimized design approach for internal cooling structure in turbine blades[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(4): 408-412. (in Chinese)

[14] AGARWAL H, AKKARAM S, SHETYE S, et al. Reduced order clearance models for gas turbine[R]. AIAA-2008-2177, 2008.

[15] 贾丙辉, 张小栋, 彭凯. 机动飞行下的涡轮叶尖间隙动态变化规律[J]. 航空动力学报, 2011, 26(12): 2757-2764. JIA Binghui, ZHANG Xiaodong, PENG Kai. Effect of rotor on changes phenomena of turbine tip clearance[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2757-2764. (in Chinese)

[16] 倪萌, 朱惠人, 裴云, 等. 航空发动机涡轮叶片冷却技术综述[J]. 燃气轮机技术, 2005, 18(4): 25-33. NI Meng, ZHU Hui ren, QIU Yun, et al. Review of aero-turbine blade cooling technologies[J]. Gas Turbine Technology, 2005, 18(4): 25-33. (in Chinese)

[17] 申秀丽, 周莹庐. 圆弧齿榫接结构应力的数值计算与分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 610-616. SHEN Xiuli, ZHOU Yinglu. Numerical calculation and analysis of arc tooth tenon joint[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 610-616. (in Chinese)

[18] 张野. 典型发动机涡轮榫接结构设计方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2014. ZHANG Ye. Research on typical aero-engine turbine tenon structure design method[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)