

叶顶间隙对高压涡轮动叶应力影响的数值研究

李钰洁, 刘永葆

(海军工程大学 动力工程学院, 武汉 430033)

摘 要: 针对叶顶间隙直接影响高压涡轮动叶气动特性及结构可靠性的问题, 对不同叶顶间隙下的涡轮动叶进行了气热耦合数值计算. 通过对流体域与固体域在物理边界上能量的传递进行耦合计算, 揭示了泄漏涡流运动对叶片所受温度、压力分布的影响规律, 分析了叶片热应力、气动力变化对结构强度的影响. 结果表明: 随着叶顶间隙高度的增加, 泄漏流速增加, 热应力变化明显. 叶顶间隙高度在 0.3%~3.0% 变化过程中, 叶片最大等效应力增大 2.6%. 所得结果可为叶顶间隙控制提供理论依据.

关 键 词: 叶顶间隙; 气热耦合; 泄漏流; 涡轮动叶; 热应力

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical investigation of effect of tip clearance on stress of high pressure turbine rotor

LI Yu-jie, LIU Yong-bao

(College of Power Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: For the problem that tip clearance of the high pressure turbine rotors has a significant effect on the aerodynamic characteristic and structural reliability, numerical simulation based on conjugate heat transfer method of turbine rotors with different tip clearance sizes was performed. Coupled calculation of the energy transferred from physical interface between fluid and solid was made. The effects of leakage vortex flow on the distribution of temperature and pressure were presented, and the effects of thermal stress and aerodynamic stress on the structure intensity of blades were analyzed. It showed that, with the increase of tip clearance height, the leakage flow velocity increased and the thermal stress changed significantly. The maximum equivalent stress increased by 2.6% increase while the tip clearance height changed from 0.3% to 3.0%. The acquired results can provide a theoretical basis for tip clearance control.

Key words: tip clearance; conjugate heat transfer; leakage flow; turbine rotor; thermal stress

在涡轮转子通道中, 由于压差作用产生的泄漏流与主流及二次流的相互作用, 使得泄漏流在靠近叶片吸力面附近转化成泄漏涡, 不仅造成气动损失, 而且增加了叶顶附近的传热^[1], 产生的温度梯度以及表面传热系数分布的不均匀, 加剧了叶片的氧化与腐蚀, 降低了结构强度, 使叶片局部受到高热应力甚至发生断裂.

国外学者在泄漏流流动导致的叶片传热、气热耦合等方面率先开展了研究. Bunker^[2] 获得涡轮转子叶片叶顶的传热数据; Metzger 等^[3] 做了平顶叶片传热的实验, 结果表明由于泄漏流的加速作用, 叶顶间隙(下文简称间隙)附近产生高的局部换热; Teng^[4] 通过实验的方法研究了叶片表面换热系数受间隙高度影响的规律; XIAO Xin-

收稿日期: 2013-04-11

基金项目: 预研基金(4010303010303)

作者简介: 李钰洁(1987—), 男, 山东滨州人, 博士生, 主要研究方向为舰船动力及热力系统的监测.

wen^[5]通过实验详细分析了间隙内部流场结构; Mazur 等^[6]使用 STAR-CD 软件对 FSX-414 高压涡轮全气膜冷却导叶进行了气热耦合数值模拟; Both 和 Heuer^[7]使用德国 Aachen 大学研发的气热耦合程序 CHTflow 对某涡轮导向叶片进行了气热耦合数值模拟, 对该叶片表面由气膜射流形成的肾形涡进行了探讨和研究。

国内学者在燃气轮机高压涡轮间隙流动、叶片多场耦合等方面展开了研究^[8-18], 但从公开文献来看, 考虑间隙变化条件下的涡轮动叶结构强度研究相对较少, 间隙对涡轮动叶结构强度的影响特点和规律还有待进一步探究。本文以某型燃气轮机高压涡轮动叶为研究对象, 通过气热耦合的方法, 在离心力不变的条件下, 分析了由于泄漏涡流动, 转子所受气动力、热应力的变化规律, 并进一步讨论了间隙变化对涡轮动叶结构强度的影响, 所得结果可为间隙控制和优化设计提供理论依据。

1 数值方法

1.1 湍流模型

涡轮动叶的流动尤其是间隙内流动非常复杂, 常常伴随着二次流、泄漏涡、激波、尾迹等, 壁面边界层的处理方法对计算结果的准确性尤为重要。由 Menter^[19-20]提出的 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型考虑了湍流切应力的传输, 可较好地预测流动开始和负压力梯度条件下流体的分离量。对于近壁面处湍流流动模拟, SST $k-\omega$ 模型在边界层网格较稀疏区域, 采用壁面函数法, 在边界层网格较密区域, 转为低雷诺数近壁模型法, 从而使得壁面边界层网格得到充分利用, 因此本文的研究中选用此模型, 模型方程如下:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(k\rho U_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + \tilde{P}_k - F_k + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\omega\rho U_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + P_\omega - F_\omega + G_\omega + S_\omega \quad (2)$$

式中 k 为湍动能, ω 为湍流耗散率, Γ_k 和 Γ_ω 分别为 k 和 ω 的有效扩散率, $\tilde{P}_k$ 为平均速度梯度产生的湍动能, P_ω 为 ω 产生的湍流耗散率, F_k 和 F_ω 分别为 k 和 ω 的耗散项, G_ω 为横向耗散导数项, S_ω 与 S_k 为源项。

1.2 控制方程

三维流场流动控制方程采用圆柱坐标下的雷诺平均 N-S 方程, 对于一般的可压缩牛顿流来说, 守恒定律通过如下控制方程描述:

$$\frac{\partial \rho_t}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_t \mathbf{v}) = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho_t \mathbf{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_t \mathbf{v} - \boldsymbol{\tau}_t) = \mathbf{f}_t \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho h_{\text{tot}})}{\partial t} - \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_t \mathbf{v} h_{\text{tot}}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (\mathbf{v} \cdot \boldsymbol{\tau}_t) + \mathbf{v} \cdot \rho \mathbf{f}_t + S_e \quad (5)$$

式中 t 表示时间, $\mathbf{f}_t$ 为体积力矢量, h_{tot} 为总质量焓, ρ_t 为流体密度, $\mathbf{v}$ 为流体速度矢量, $\boldsymbol{\tau}_t$ 为剪切力张量, λ 表示导热系数, S_e 表示能量源项。

固体部分的守恒方程可由牛顿第二定律导出

$$\rho_s \ddot{\mathbf{d}}_s = \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma}_s + \mathbf{f}_s \quad (6)$$

式中 ρ_s 为固体密度, $\boldsymbol{\sigma}_s$ 为柯西应力张量, $\mathbf{f}_s$ 为固体体积力矢量, $\ddot{\mathbf{d}}_s$ 为固体域加速度矢量。

对于非线性程度不是很高的多场相互作用, 选用单向耦合的方法^[17], 对燃气轮机来说, 由于其工作过程中不允许叶片出现较大的形变, 所以单向耦合是可行的。将流体计算结果和固体结构计算结果通过在界面相互交换传递, 其耦合方程为

$$\begin{bmatrix} K_{11} & 0 \\ 0 & K_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{q} \\ \mathbf{X} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_q - K_{12} \mathbf{X} \\ P_X - K_{21} \mathbf{q} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中 $\mathbf{q}$ 为第 1 类物理量的节点参量, $\mathbf{X}$ 为第 2 类物理量的节点参量, $K_{ij} (i, j = 1, 2)$, P_q , P_X 为与参量 $(\mathbf{q}, \mathbf{X})$ 相关的耦合系数。

1.3 数值模型及其验证

本文选用某型燃气轮机高压涡轮动叶为研究对象, 利用软件 ANSYS-WB 耦合模块, 采用分块结构化网格, 建立间隙高度 (对间隙高度无量纲化, 即间隙高度/叶高) 分别为 0.3%, 0.6%, 0.8%, 1.0%, 1.5%, 2.0%, 2.5%, 3.0% 的有限元模型。流场区域网格划分选用 CFX 中的 TurboGrid 模块, 采用 O 型网格加强壁面网格质量, 共布置 18 层网格; 间隙区域布置 23 层网格; 对叶片前缘、尾缘进行网格局部加密, 流体域网格为 100 万; 采用 ANSYS-ICEM 软件对固体域进行结构网格划分, 固体域网格采用 20 节点六面体单元, 总数为 40 万, 计算网格模型如图 1 所示。

进口给定总温为 830 K, 总压为 240 kPa, 进口速度方向垂直于进口边界, 出口为平均静压条件,

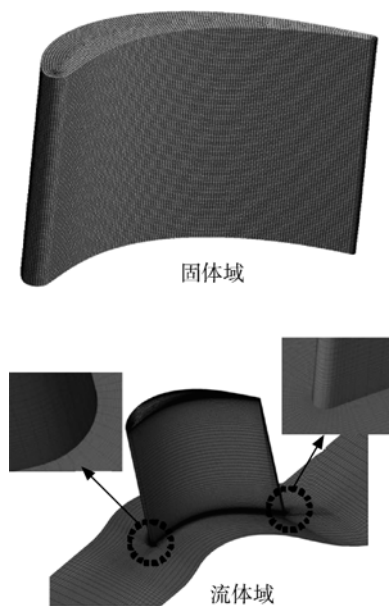


图 1 计算网格模型

Fig. 1 Computational mesh model

出口静压给定为 130 kPa, 计算模型为三维轴对称结构, 转子面给定旋转速度为 3000 r/min. 叶片表面采用耦合换热边界条件, 高精度离散格式, 当连续方程、动量方程、传热方程及湍流方程的残差数量级达到 10^{-6} 时, 认为计算收敛. 叶片材料为某型镍基单晶高温合金钢, 其主要参数见《中国航空材料手册》^[21].

为验证数值模型的准确性, 将计算所得的膨胀比、效率、流量与实验数据进行对比, 结果如图 2 所示, 对比用实验数据是间隙高度为 2.0% 下的测试结果, 可以看出在 2.0% 情况下的计算结果与实验结果符合较好, 数值计算的结果可靠.

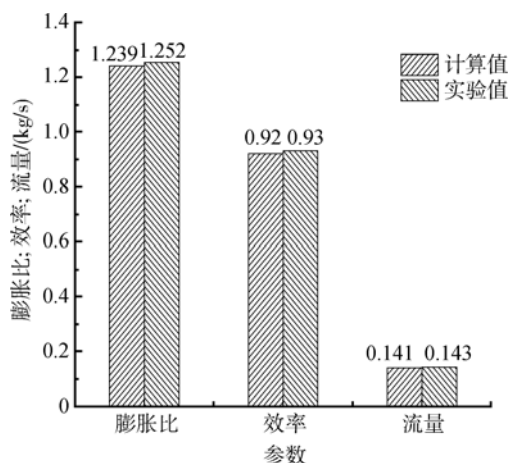


图 2 计算结果与实验结果对比

Fig. 2 Comparison of between calculation results and experiment results

2 数值计算

2.1 气动分析

压差的存在使得泄漏流由压力面流向吸力面, 在吸力面靠近前缘位置发生气流分离, 产生泄漏分离涡, 与主流不断掺混导致涡的不规则运动, 其流线结构如图 3 所示.

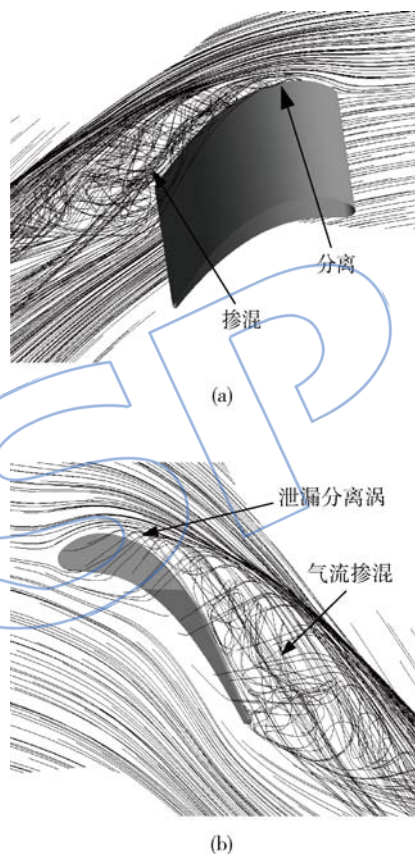


图 3 流线结构

Fig. 3 Streamline structure

随着间隙高度的增加, 泄漏流流动逐渐增强, 泄漏流在叶顶吸力面约 30% 轴向弦长位置形成泄漏涡, 尺寸不断增大, 在尾缘区域由泄漏流与主流掺混所形成的混合流的流速增加, 产生的泄漏涡能量相对增大, 叶片在相对转动的情况下, 泄漏涡与主流相互作用, 在叶片吸力面发生气流分离, 泄漏流流量增大.

图 4 为 8 种不同间隙高度的中间截面的流线分布情况, 在尾缘区域泄漏流与主流掺混所形成的混合流流速增加, 涡流的不规则运动程度减弱. 图 5 为泄漏流量与间隙高度之间的关系曲线, 可以看出, 随着间隙高度的增大, 泄漏流量增大, 其中在间隙高度为 0.3% 与 3.0%, 泄漏流量分别占主流流量的 0.7% 与 7.7% 左右.

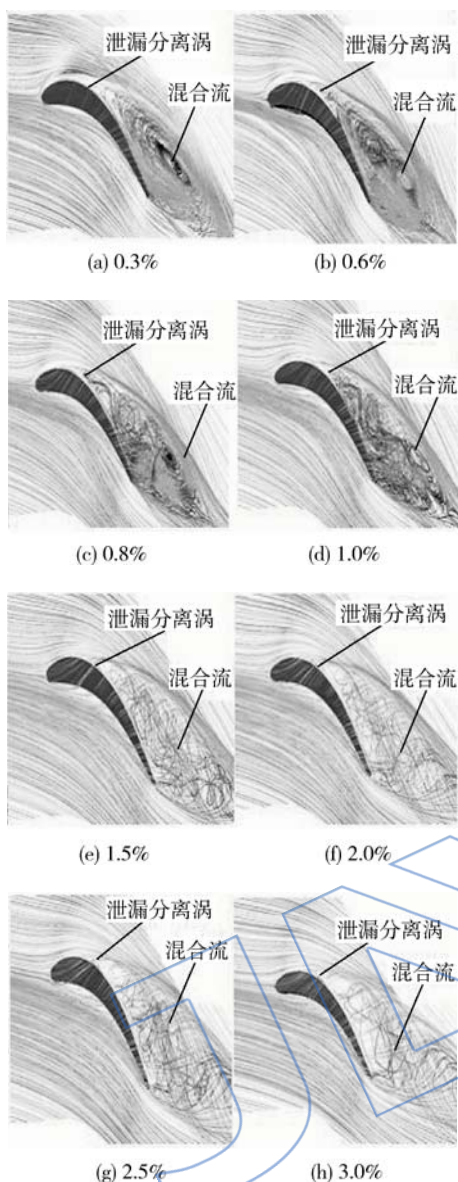


图 4 不同间隙高度的中间截面流线分布

Fig. 4 Streamline distribution in the middle section of different clearance height

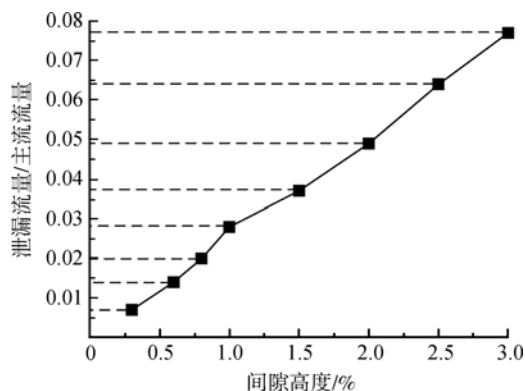


图 5 泄漏流量与间隙高度关系曲线

Fig. 5 Relational curve of leakage mass flow and clearance height

2.2 应力分析

在耦合计算中采用守恒插值法将边界载荷在流体域和固体域两者之间传递,通过单向顺序耦合,将流场分析中求解的压力、温度分布作为已知条件加载到结构分析中,求得因压力、温度分布变化而导致的应力变化。

取其最大值如图 6 所示,可以看出随着间隙高度的增大,叶片所受热应力、气动力都呈增大趋势,其中在 0.6%~0.8%变化中气动力增大幅度较为明显,由 4.41 MPa 增大到 5.14 MPa,在 0.8%~3.0%变化中气动力变化幅度相对平稳;在 0.3%~1.0%变化过程中,热应力变化较为明显,由 201.49 MPa 增大到 204.94 MPa,在 1.0%~3.0%变化中,热应力变化较为平缓,应力值由 204.94 MPa 增大到 206.01 MPa,通过对比分析可以看出,在应力变化过程中,热应力变化占主导。

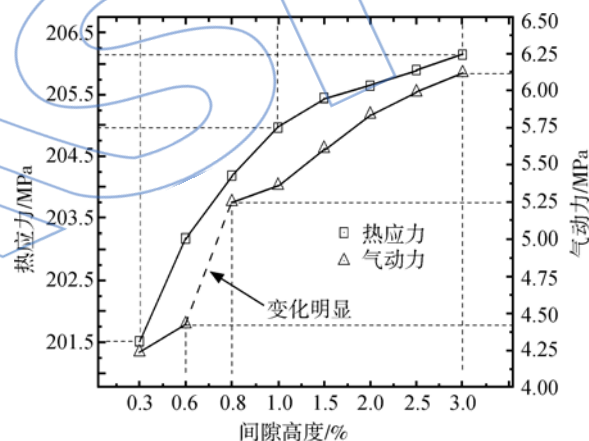


图 6 气动力、热应力与间隙高度关系曲线

Fig. 6 Relational curves of thermal stress and aerodynamic stress at different clearance height

综合考虑叶片的离心拉伸应力、气动力在叶片上产生的弯扭应力以及燃气所产生的温度热应力后,可获得叶片等效应力分布云图,选取间隙高度为 0.6% 下的等效应力计算结果如图 7 所示,可以看出最大等效应力发生在叶根压力面前缘、叶顶压力面以及叶片前缘与尾缘的中部。

选取不同间隙高度下叶片最大等效应力的计算结果如图 8 所示,由计算结果可以看出:间隙高度从 0.3%~3.0% 变化过程中,最大等效应力随着间隙高度的增大而增大,但其值未超出叶片材料在此温度下的屈服极限^[21] ($\sigma_{0.2} = 320$ MPa),属于线性变形范围。

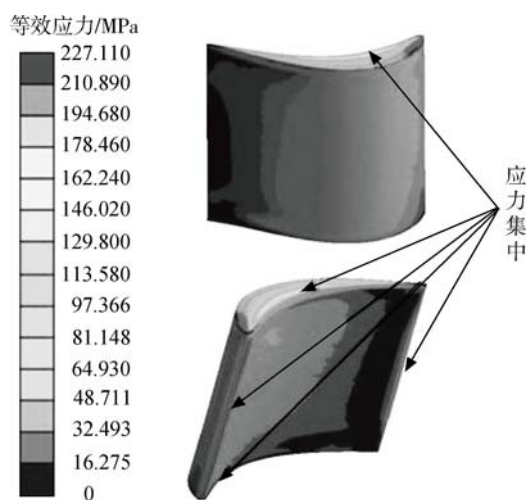


图7 等效应力

Fig. 7 Equivalent stress

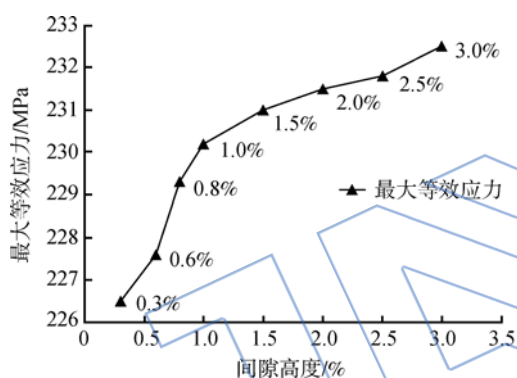


图8 间隙高度对叶片最大等效应力的影响

Fig. 8 Effect of clearance height on maximal equivalent stress of blade

分析原因主要是由于间隙高度增大导致泄漏流场发生改变,使得叶片表面所受气动力、热应力增加.对比分析后发现,间隙高度在0.3%~1.0%变化过程中,泄漏流受间隙高度变化影响明显,应力变化较大,1.0%之后应力增大相对缓慢;间隙高度在0.3%~3.0%变化过程中,叶片最大等效应力增大了约6 MPa,变化率为2.6%.

3 结论

在高速旋转以及高温高压燃气流的作用下,涡轮的受力情况十分复杂,叶片结构应力应综合考虑叶片的离心拉伸应力、气动力产生的弯扭应力、燃气所产生的热应力.间隙高度变化导致流动改变影响了叶片气动力与热应力的分布,通过综合考虑动叶温度、压力的分布变化,对比分析了间隙高度改变对叶片结构强度造成的影响,所得结

果也为间隙控制提供了理论依据,分析结果表明:

1) 随着间隙高度的增大,泄漏流流速增加,尾缘区域泄漏流与主流掺混所形成的混合流流速增加,产生的泄漏涡能量增加,叶片吸力面发生气流分离,表面压力、温度分布发生变化.

2) 叶片的最大等效应力产生在叶根压力面前缘、叶顶压力面以及叶片前缘与尾缘的中部,随着间隙高度的增加,叶片的最大等效应力逐渐增大,在间隙高度为0.3%~1.0%时,应力变化较明显,1.0%之后应力增大相对缓慢,间隙高度在0.3%~3.0%变化过程中,叶片最大等效应力值增大了约6 MPa,变化率为2.6%,该结果可为燃气轮机高压涡轮动叶设计及间隙控制提供理论参考.

参考文献:

- [1] Seong E L, Sang W L, Ho S K. Tip leakage aerodynamics over stepped squealer tips in a turbine cascade[J]. Experiment Thermal and Fluid Science, 2011, 35(1): 135-145.
- [2] Bunker R S. A review of turbine blade tip heat transfer [J]. Annals of the New York Academy of Sciences, 2001, 934(1): 64-79.
- [3] Metzger D E, Dunn M G, Hah C. Turbine tip and shroud heat transfer [J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(1): 502-507.
- [4] Teng S Y. Gas turbine blade film cooling and blade tip heat transfer [D]. Texas, US: The Texas University, 2000.
- [5] XIAO Xinwen. Investigation of tip clearance flow physics in axial flow turbine rotors [D]. Philadelphia, Pennsylvania, US: The Pennsylvania State University, 2000.
- [6] Mazur Z, Hernandez-Rossette A, Garcia-Illescas R, et al. Analysis of conjugate heat transfer of a gas turbine first stage nozzle [R]. ASME Paper GT2005-68004, 2005.
- [7] Both D, Heuer T. Conjugate flow and heat transfer calculation of a high pressure turbine nozzle guide vane [R]. AIAA-2001-3304, 2001.
- [8] 邢景棠, 周盛, 崔尔杰. 流固耦合力学概述 [J]. 力学进展, 1997, 27(1): 19-30.
XING Jingtang, ZHOU Sheng, CUI Erjie. Fluid-structure coupling mechanics summarization [J]. Advances in Mechanics, 1997, 27(1): 19-30. (in Chinese)
- [9] 郭军刚, 胡丽国, 王春侠. 流固耦合在涡轮叶片瞬态传热仿真中的应用 [J]. 机械科学与技术, 2010, 29(4): 455-460.
GUO Jungang, HU Liguang, WANG Chunxia. Application of liquid-solid coupled numerical simulation method in transient heat transfer calculation of turbo-blade [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2010, 29(4): 455-460. (in Chinese)
- [10] 陶海亮, 朱阳历, 郭宝亭. 压气机叶片流固耦合数值计算 [J]. 航空动力学报, 2012, 27(5): 1054-1059.

- TAO Hailiang, ZHU Yangli, GUO Baoting. Numerical simulation of aeroelastic response in compressor based on fluid-structure coupling[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1054-1059. (in Chinese)
- [11] 岂兴明, 朴英, 矫津毅. 高压涡轮叶顶间隙变化的数值分析[J]. 吉林大学学报: 工学版, 2009, 39(1): 33-37.
QI Xingming, PIAO Ying, JIAO Jinyi. Numerical analysis of high pressure turbine tip clearance variation[J]. Journal of Jilin University: Engineering and Technology Edition, 2009, 39(1): 33-37. (in Chinese)
- [12] 张小伟, 王延荣, 张潇. 涡轮机械叶片流固耦合数值计算方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1622-1626.
ZHANG Xiaowei, WANG Yanrong, ZHANG Xiao. Numerical method for fluid-structure interaction in turbomachinery bladings[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1622-1626. (in Chinese)
- [13] 李海滨, 冯国泰, 王松涛. 涡轮三维叶栅的气热耦合数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(5): 770-772.
LI Haibin, FENG Guotai, WANG Songtao. Numerical simulation method of aerodynamics-thermodynamic coupling in 3-D turbine cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003, 24(5): 770-772. (in Chinese)
- [14] 杨俊杰, 王荣桥, 樊江. 涡轮叶片的气动-热-结构多学科设计优化研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 617-622.
YANG Junjie, WANG Rongqiao, FAN Jiang. Multi-disciplinary aero-dynamic-thermal-structure design optimization for turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 617-622. (in Chinese)
- [15] 王大磊, 朴英, 陈美宁. 高压涡轮转子间隙泄漏流动的非定常特征研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2569-2576.
WANG Dalei, PIAO Ying, CHEN Meining. Study of unsteady tip leakage flow characteristic in high pressure turbine stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2569-2576. (in Chinese)
- [16] 牛茂升, 藏述升, 黄名海. 间隙高度对涡轮叶顶间隙流动的影响[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(6): 935-939.
NIU Maosheng, ZANG Shusheng, HUANG Minghai. Effect of tip clearance height on tip clearance flow in turbine rotors[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(6): 935-939. (in Chinese)
- [17] 房友龙, 刘永葆, 余又红. 热和离心力耦合作用下燃气涡轮叶顶间隙变化研究[J]. 海军工程大学学报, 2011, 23(3): 22-25.
FANG Youlong, LIU Yongbao, YU Youhong. Blade tip clearance of gas turbine under influence of centrifugal and heat[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2011, 23(3): 22-25. (in Chinese)
- [18] 董平. 航空发动机气冷涡轮叶片的气热耦合数值模拟研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
DONG Ping. Research on conjugate heat transfer simulation of aero turbine engine air-cooled vane[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [19] Menter F R. Two equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [20] Menter F R. Zonal two-equation model $k-\omega$ models for aerodynamic flow[R]. AIAA 93-2906, 1993.
- [21] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.