

一种涡轮叶尖间隙控制技术

杨家礼¹, 涂孟黑¹, 张亿力¹, 张立章¹, 阳诚武²

(1. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 中国科学院大学, 北京 100190)

摘 要: 基于涡轮叶尖间隙的变化机理,设计了一种冷气自动调节机构,该机构无需其他外界动力,可根据工况的变化而自动调节冷气限流嘴的节流面积,控制涡轮外环冷气量,以控制涡轮外环的直径,从而有效控制涡轮叶尖间隙的变化趋势,维持涡轮叶尖间隙在合理范围.对 3 个不同工况涡轮采用与未采用涡轮叶尖间隙控制机构分别进行了计算,结果表明:采用涡轮叶尖间隙控制机构的涡轮叶尖间隙随工况变化的变化率为 6.5%,未采用涡轮叶尖间隙控制机构的涡轮叶尖间隙随工况变化的变化率为 20%.因此,采用该机构可以达到控制涡轮叶尖间隙变化的目的.

关 键 词: 燃气轮机; 叶尖间隙; 限流嘴; 涡轮外环; 冷气量

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

A tip clearance control technology for turbine

YANG Jia-li¹, TU Meng-pi¹, ZHANG Yi-li¹,
ZHANG Li-zhang¹, YANG Cheng-wu²

(1. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Based on the theory of turbine tip clearance change, a structure was developed to adjust the choke acreage of the cooling air flow throttle automatically without other drivers, and the cooling air of turbine casing was controlled to regulate the turbine casing diameter. So the turbine tip clearance was limited in a certain range and its trend was controlled effectively. Three cases were simulated for a general turbine with or without turbine tip clearance control structure. The results show that the turbine tip clearance control structure can adjust the cooling air for turbine casing and the change rate of turbine tip clearance is 6.5%, however, the change rate of the turbine tip clearance without the structure is 20%. So the structure is beneficial to control the change of turbine tip clearance.

Key words: gas turbine; tip clearance; flow controller; turbine casing; cooling air flow

目前,涡轮叶尖间隙对涡轮性能的影响及涡轮叶尖间隙控制技术的应用十分广泛^[1-15].中国航空动力机械研究所自 2009 年 5 月开展国家高技术研究发展计划先进能源技术领域燃气轮机重点项目“1 MW 级微型燃气轮机及其

供能系统核心机研制”课题,该燃气轮机高压涡轮采用了涡轮叶尖间隙控制技术.

涡轮叶片叶尖和涡轮外环间的径向间隙(简称涡轮叶尖间隙)是燃气轮机的关键参数,对燃气轮机的性能、可靠性、安全性都有至关重要的影

响. 计算和试验表明, 涡轮叶尖间隙每增加叶片高度的1%, 涡轮性能最快降低1.8%^[1]. 因此, 控制涡轮叶尖间隙, 保持发动机转、静子之间良好的间隙配合, 才有可能使发动机处于最佳运行状态.

采用气动式原理可以对涡轮叶尖间隙进行有效控制. 根据工况的变化, 调节对涡轮外环的冷气量, 控制涡轮外环膨胀量, 使其与转子及叶片的伸缩匹配. 对冷气量控制主要有如下两种方式: 一是采用不可调节的节流孔, 输入冷气对需冷却的部件进行冷却, 但该方法对流过节流孔的冷气没有流量调控手段, 不能根据燃气轮机的不同工况实时自动调节输入的冷气量; 二是采用可调节的节流环, 通过外动力转动节流环, 以达到调节节气门、控制冷气量的目的. 但该方法结构复杂, 热态工作时还可能产生卡滞现象^[2]. 这两种方式对冷气量的控制都存在局限性.

本文对涡轮叶尖间隙变化的基本原理进行了分析, 研究了涡轮叶尖间隙在燃气温度和离心载荷作用下的变化现象及其规律, 并以此为基础巧妙地设计了冷气量的控制机构, 该控制机构可根据燃气轮机工况的变化自动调节涡轮外环的冷气量, 控制涡轮外环的膨胀量, 维持涡轮叶尖间隙在合理范围.

1 涡轮叶尖间隙变化规律分析

影响涡轮叶尖间隙变化的因素很多, 涡轮的转速和燃气温度的变化是主因. 燃气轮机在不同工况下, 特别是急剧加速与急剧减速过程中, 转速和燃气温度发生急剧变化, 离心载荷与温度载荷也发生急剧变化, 转子、静子径向变形不协调, 两者的径向位移响应不一致, 导致涡轮叶尖间隙发生变化. 图1为文献[3]给出的某型发动机涡轮叶尖间隙在某时间段内随工况动态变化曲线.

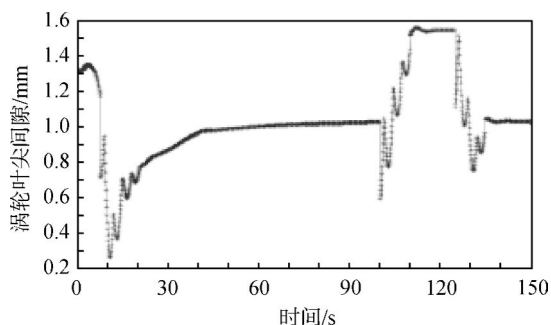


图1 涡轮叶尖间隙动态变化曲线

Fig. 1 Dynamic change curve of turbine tip clearance

1.1 燃气轮机在稳态转速工作

为保障燃气轮机安全高效工作, 涡轮叶尖间隙通常按最大稳态转速设计, 同时也要保证在一个工作循环内不同的工况下涡轮叶片叶尖与涡轮外环之间留有足够的安全间隙. 图1中在时间为30~100 s 稳态转速工作情况下, 涡轮叶尖间隙基本保持稳定.

1.2 燃气轮机从稳态转速急剧加速

当燃气轮机从稳态转速急剧加速, 转速急剧增大, 燃气温度急剧提高. 转子和叶片因转速升高、离心载荷加大而膨胀, 当达到一定的转速后, 转子的膨胀速度减慢了; 而涡轮外环及机匣没有离心载荷的作用, 当通道燃气温度急剧提高, 涡轮外环及机匣等壁薄件快速膨胀. 燃气轮机从稳态转速急剧加速时燃气温度对涡轮叶尖间隙的影响大于转速对涡轮叶尖间隙的影响^[4], 转子、静子的径向尺寸因燃气温度、转速变化的响应速度不一, 造成了涡轮叶尖间隙在加速时迅速增加. 如图1中在时间为105~125 s 时, 即为涡轮叶尖间隙快速扩大区.

1.3 燃气轮机从稳态转速急剧减速

减速对涡轮叶尖间隙变化有很大影响. 当燃气轮机从稳态转速急剧减速时, 燃气温度急剧下降, 涡轮外环及机匣冷却较快, 涡轮外环及机匣快速收缩, 而转子冷却较慢, 转子和叶片收缩较慢. 燃气轮机急剧减速时燃气温度对涡轮叶尖间隙的影响大于转速对涡轮叶尖间隙的影响^[4], 由于转子、静子的热响应速度的不一, 造成了涡轮叶尖间隙在减速时迅速减小. 如图1中在时间为10 s 左右的“迅速减速”处, 即为所谓“收缩点”.

2 涡轮叶尖间隙控制机构的设计

图2为涡轮叶尖间隙控制机构图, 图3为该机构局部立体视图. 为了便于进行涡轮叶尖间隙控制, 涡轮外环通道设计成等外径, 为了改善涡轮叶尖间隙热响应特性, 对涡轮外环采取“沐浴式”冲击冷却. 本机构根据涡轮叶尖间隙变化规律, 采用控制冷气量, 控制涡轮外环的膨胀量, 以达到控制、调节涡轮叶尖间隙的目的.

2.1 涡轮叶尖间隙控制机构的组成

涡轮外环冷气量自动控制机构包括引气座、引气套、限流嘴、限位环及顶盖等. 来自压气机的高压空气从引气座进气孔引入. 引气套固定于引气座内. 引气套的侧壁中部设置多个沿周向均布

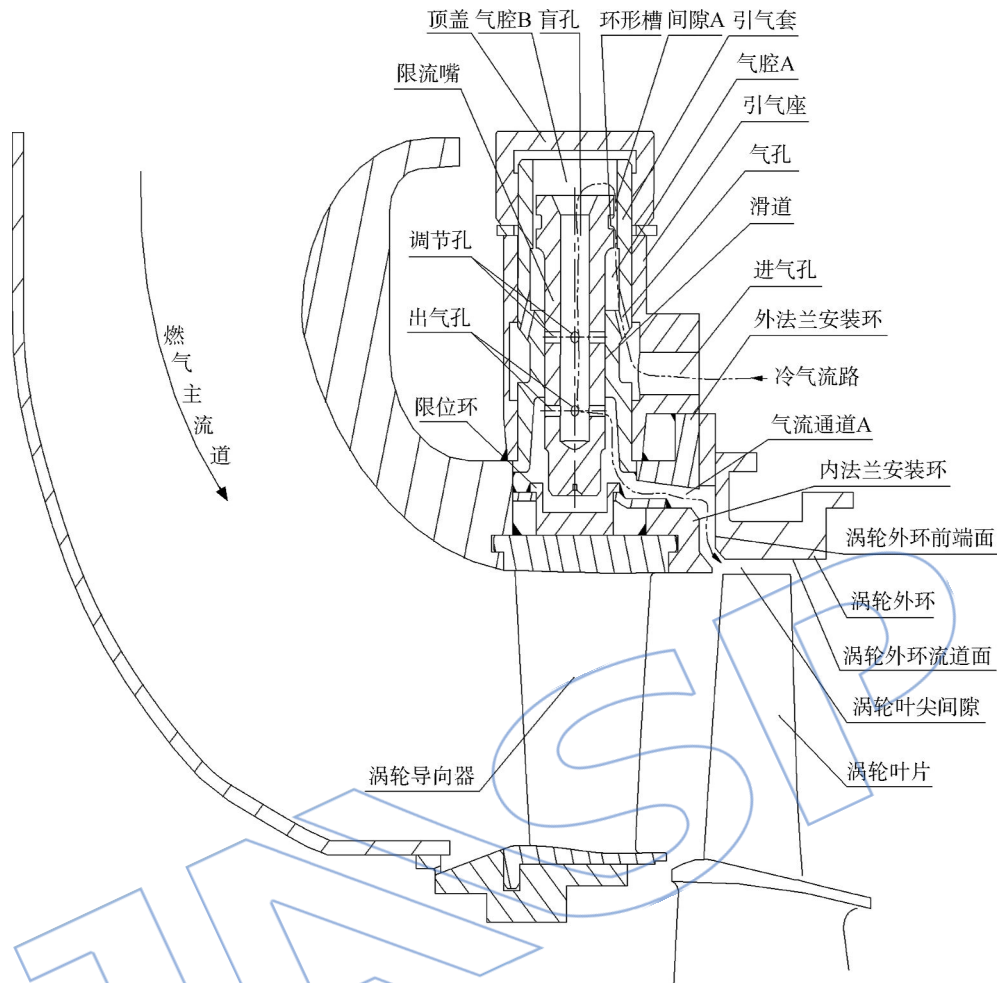


图2 涡轮叶尖间隙控制机构

Fig. 2 Turbine tip clearance control structure

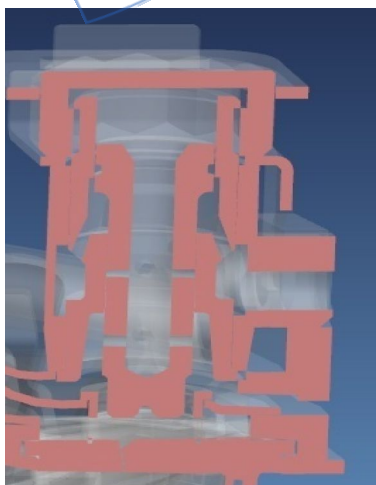


图3 涡轮叶尖间隙控制机构局部三维视图

Fig. 3 Three-dimensional partial view of turbine tip clearance control structure

的气孔. 引气套的尾端与燃气主流道相通. 顶盖以螺纹方式旋紧于引气套的外端. 限流嘴可在引气

套的滑道内滑动.

限流嘴的头部设置有环形槽. 限流嘴头部外环面与引气套内环面之间形成间隙 A, 环形槽位于间隙 A 的中部. 头部上端与顶盖之间形成气腔 B, 气腔 B 与间隙 A 相通. 限流嘴的滑行部与引气套的中部形成气腔 A, 气腔 A 与进气孔经气孔贯通. 限流嘴盲孔与气腔 B 相通. 出气孔与引气套的开口端可以贯通或错开, 出气孔靠近或滑离滑道可以改变出气孔的节流面积. 滑行部调节孔位于头部与出气孔之间, 可以与气腔 A 相通或错开. 当限流嘴离心滑动时, 出气孔的节流面积减少, 出气孔的冷气量减少. 与此相反, 当限流嘴向心滑动时, 出气孔逐渐滑离滑道, 即出气孔的节流面积增加, 出气孔的冷气量增加.

限位环、顶盖限定限流嘴的滑行位置. 限位环通过一内法兰安装环焊接于涡轮导向器. 限位环、外法兰安装环、内法兰安装环、涡轮外环前端面之间形成气流通 A.

工作时,随工况变化的高压冷气依次经引气座进气孔、气孔、气腔 A、环形槽、间隙 A、气腔 B、限流嘴、盲孔、出气孔、引气套的开口及气流通道 A 后冲击涡轮外环前端面,再进入燃气主流道及涡轮叶尖间隙,从而实现对涡轮外环前端面、涡轮外环流道面的冷却。

2.2 限流嘴的设计

限流嘴(图 4)是该机构的核心零件,工作时悬浮于引气套,可以自动调整节流面积、动态控制冷气量的变化。限流嘴呈台阶轴形状,由头部及滑行部组成,调节孔及出气孔贯穿滑行部柱体,限流嘴的调节孔及出气孔与中心盲孔贯通。

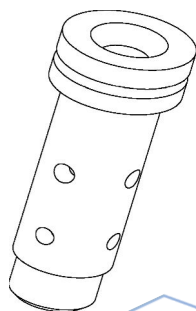


图 4 限流嘴

Fig. 4 Flow controller

3 涡轮叶尖间隙气动式调节原理

高压涡轮外环是温度敏感件,热响应较快,通过调节冷气量可以实现涡轮叶尖间隙的控制。燃气轮机工况发生变化,用于涡轮外环冷却的高压冷气的需求量同时也发生变化。涡轮外环冷气量自动控制机构按气动式调节原理,合理设计了涡轮外环的热响应特性。

在设计工况下,燃气轮机以设计转速运行,来自压气机的高压冷气的静压及燃气温度基本稳定。冷气由引气座进气孔引入,经气孔流入气腔 A,冷气从气腔 A 流入气腔 B 需流经环形槽、间隙 A。限流嘴头部可视为两直通管齿,设定间隙 A 内的气流流动为等熵流动,由于气腔 A、气腔 B 与间隙 A 的截面积之比接近无穷大,可设定气腔 A、气腔 B 的气流滞止,在没有达到临界的情况下,间隙 A 出口截面的静压即为气腔 B 的静压、总压即为气腔 A 的静压。环形槽存在涡流,使得气腔 B 的静压 p_B 低于气腔 A 的静压 p_A ,燃气主流道静压 p_C 与气腔 A、气腔 B 的静压及限流嘴自重处于相对平衡。限流嘴稳定悬浮于引气套内,

限流嘴出气孔的节流面积基本稳定,对涡轮外环前端面及涡轮外环流道面进行冷却的冷气量基本稳定,涡轮叶尖间隙基本稳定。在此稳定工作状态,忽略限流嘴滑行部与引气套的滑道之间的摩擦阻尼,可得限流嘴平衡方程

$$g_m \cos \theta + p_B \times \pi \times d_2^2 / 4 = p_C \times \pi \times d_1^2 / 4 + p_A \times \pi \times (d_2^2 - d_1^2) / 4 \quad (1)$$

式中 θ 为限流嘴轴线与竖直方向的夹角, g_m 为限流嘴重力, d_1 为限流嘴滑行部外径, d_2 为限流嘴头部外径。

当燃气轮机从正常转速转为低转速运行,燃气温度急剧下降,涡轮外环快速收缩,为缓解涡轮叶尖间隙迅速减小的趋势,应减少或停止冷气对涡轮外环的冷却。转速降低致使来自压气机的高压冷气静压降低,进入气腔 B 的静压相应降低。燃气主流道静压的降低滞后于气腔 B 的静压降低。在气腔 A、气腔 B 的静压与燃气主流道静压及限流嘴自重的综合作用下,限流嘴离心滑动,限流嘴出气孔逐渐靠近引气套的滑道,出气孔的节流面积减小,从而使得通过出气孔进入气流通道 A 的高压冷气量减少。当限流嘴出气孔继续进入引气套的滑道时,限流嘴的调节孔将与气腔 A 直接贯通,使得气腔 A 与气腔 B 静压一致。在气腔 A、气腔 B 的静压与燃气主流道静压及限流嘴自重的综合作用下,限流嘴向心滑动。限流嘴出气孔逐渐滑离引气套滑道,出气孔的节流面积增大,限流嘴调节孔与气腔 A 错开,在某一位置达到新的动态平衡,限流嘴与引气套处于相对暂时的静止状态,以此可满足燃气轮机低转速时减少或停止冷气对涡轮外环的冷却。

当燃气轮机从正常转速急剧增大转速,通道内的燃气温度升高,涡轮外环为壁薄件,涡轮外环迅速膨胀,涡轮叶尖间隙迅速增大,只有相应增加冷气对涡轮外环进行冷却、减少涡轮外环的热膨胀,才能缓解涡轮叶尖间隙迅速增大的趋势。转速升高致使来自于压气机的高压冷气静压升高,即进入气腔 B 的静压相应升高。燃气主流道静压的升高滞后于气腔 B 的静压升高。在气腔 A、气腔 B 的静压与燃气主流道静压及限流嘴自重的综合作用下,限流嘴向心滑动,限流嘴出气孔逐渐滑离引气套的滑道,出气孔的节流面积增加,从而使得通过出气孔进入气流通道 A 的高压冷气量增加。以此可满足在燃气轮机高转速时增加冷气对涡轮外环的冷却。

4 涡轮叶尖间隙计算

4.1 计算模型网格划分

涡轮外环模型:如图 5(a),取 6 个涡轮外环中的一个完整的模型,采用 10 节点四面体单元进行网格划分,共包括 211 985 个单元,387 566 个节点。

涡轮转子模型:如图 5(b),把盘和叶片看作整体,取包含一个完整叶片在内的整个转子 1/53 循环对称段作为计算模型,采用 10 节点四面体单元进行网格划分,共包括 212 739 个单元,309 533 个节点。

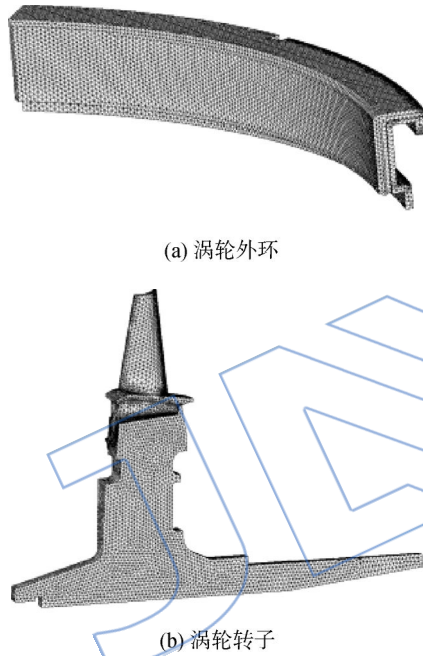


图 5 有限元网格

Fig. 5 Finite element grids

4.2 载荷施加及涡轮叶尖间隙有限元法计算

如图 6 所示,图中 L_1 为涡轮外环工作时的径向位移, L_2 为涡轮转子工作时的径向位移, X 为工作时涡轮叶尖间隙,则有

$$X = L_1 - L_2 + \delta \quad (2)$$

式中 δ 为冷态间隙,在此 $\delta=0.5 \text{ mm}$ 。

采用 3 个工况计算:工况 1 为稳态转速为 38 000 r/min,工况 2 转速减少至 34 200 r/min,工况 3 转速增加至 41 800 r/min. 计算载荷主要有离心载荷、压力载荷和温度载荷。离心载荷以转速的形式施加,压力载荷以面力形式施加,温度载荷以节点温度的形式施加,未采用涡轮叶尖间隙控制机构时温度场分布见图 7,其他工况下的温度场分布与此类似,本文不再给出。工况 1 下涡轮转子

径向位移分布见图 8;工况 1 下未采用涡轮叶尖间隙控制机构时涡轮外环径向位移分布见图 9,采用涡轮叶尖间隙控制机构后涡轮外环径向位移分布见图 10。其他工况下的涡轮外环径向位移分布与此类似,限于篇幅,本文不再给出。涡轮叶尖间隙计算结果见表 1,表中 P 为变工况的涡轮叶尖间隙相对于工况 1 涡轮叶尖间隙变化率。

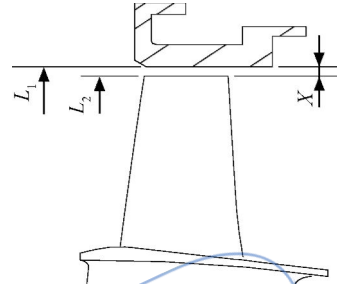


图 6 涡轮外环径向位移示意图

Fig. 6 Sketch map of turbine casting radial displacement

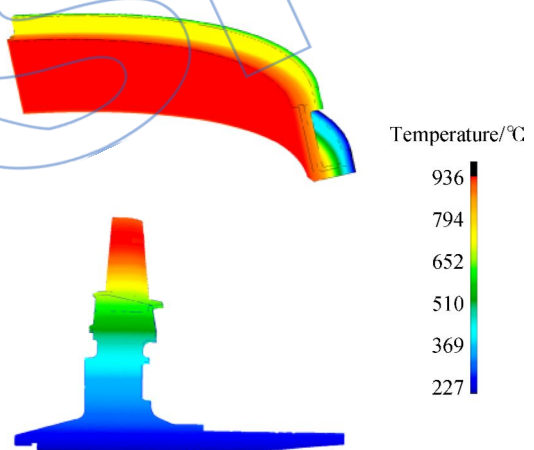


图 7 未采用涡轮叶尖间隙控制机构时温度场分布(工况 1)

Fig. 7 Temperature field distribution for no turbine tip clearance control structure (case 1)

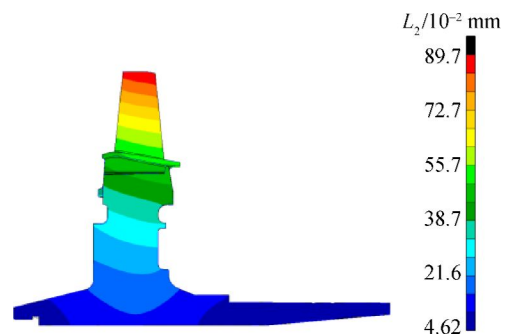


图 8 涡轮转子径向位移分布(工况 1)

Fig. 8 Radial displacement distribution of turbine rotor (case 1)

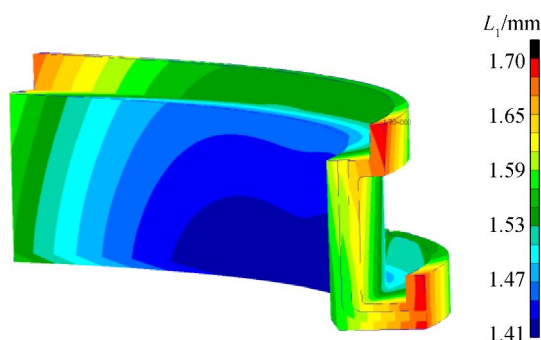


图 9 未采用涡轮叶尖间隙控制机构时涡轮外环径向位移分布(工况 1)

Fig. 9 Radial displacement distribution of turbine casting for no tip clearance control structure (case 1)

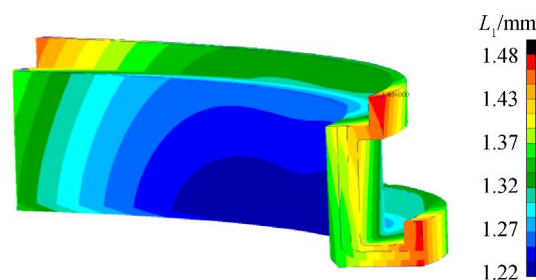


图 10 采用涡轮叶尖间隙控制机构时涡轮外环径向位移分布(工况 1)

Fig. 10 Radial displacement distribution of turbine casting for turbine tip clearance control structure (case 1)

表 1 涡轮叶尖间隙计算结果

Table 1 Computational results of turbine tip clearance

工况	未采用涡轮叶尖间隙控制机构				采用涡轮叶尖间隙控制机构			
	L_2/mm	L_1/mm	X/mm	$P/\%$	L_2/mm	L_1/mm	X/mm	$P/\%$
1	0.90	1.70	1.30		0.90	1.48	1.08	
2	0.72	1.38	1.16	-10.8	0.72	1.31	1.09	0.9
3	1.27	2.19	1.42	9.2	1.27	1.79	1.02	-5.6

表 1 的计算结果表明,采用涡轮叶尖间隙控制机构的涡轮叶尖间隙随工况变化的变化率为 6.5%,未采用涡轮叶尖间隙控制机构的涡轮叶尖间隙随工况变化的变化率为 20%。

5 结 论

燃气轮机的工况变化大,转速和燃气温度范围宽,为避免涡轮叶尖间隙发生较大的变化,采用冷气量自动调节技术,可以实现燃气轮机不同工况下高压冷气的自动调节,满足燃气轮机不同工况对冷气量的不同要求,以控制涡轮外环的膨胀量达到调节涡轮叶尖间隙的目的。

1) 涡轮叶尖间隙控制机构冷气量自动调节的动力来自于冷气自身,结构简单,可靠性高。

2) 当工况稳定时,限流嘴悬浮于涡轮叶尖间隙控制机构的引气套,节流面积稳定,输入的高压冷气量亦基本稳定,涡轮叶尖间隙发生突变的风险小。

3) 当燃气轮机急剧加速时,涡轮叶尖间隙控制机构及时增加对涡轮外环的冷却量,减少了涡轮叶尖间隙发生突变增大的可能。

4) 当燃气轮机急剧减速时,涡轮叶尖间隙控

制机构及时减少对涡轮外环的冷却量,减少了涡轮叶尖间隙发生突变减小的可能。

参考文献:

- [1] 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 a transonic high pressure turbine stage [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 169-175. (in Chinese)
- [2] 曾军,王鹏飞.民用航空发动机涡轮叶尖间隙主动控制技术分析[J].航空科学技术,2012,24(2):1-6.
ZENG Jun, WANG Pengfei. Analysis on turbine active clearance control technology of civil aircraft engine [J]. Aeronautical Science and Technology, 2012, 24(2): 1-6. (in Chinese)
- [3] 贾丙辉,张小栋,任新宇.转子对高压涡轮叶尖间隙变化规律的影响[J].振动、测试与诊断,2012,32(3):488-492.
JIA Binghui, ZHANG Xiaodong, REN Xinyu. Effect of rotor on changes phenomena of turbine tip clearance [J]. Journal of Vibration, Measurement and Diagnosis, 2012, 32(3): 488-492. (in Chinese)
- [4] 牛冬生,陈伟,漆文凯.涡轮叶尖间隙计算实现方法与结果分析[J].燃气涡轮试验与研究,2004,17(4):31-34.
NIU Dongsheng, CHEN Wei, QI Wenkai. Calculation program for turbine tip clearance and result analysis [J]. Gas

- Turbine Experiment and Research, 2004, 17(4): 31-34. (in Chinese)
- [5] 漆文凯, 陈伟. 某型航空发动机高压涡轮叶尖间隙数值分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(1): 63-67.
- QI Wenkai, CHEN Wei. Tip clearance numerical analysis of an aero-engine HPT[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(1): 63-67. (in Chinese)
- [6] Tallman J, Lajsgnubarataba B. Numerical simulation of tip leakage flows in axial flow turbines, with emphasis on flow physics: Part I effect of tip clearance height[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 314-323.
- [7] 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. Dynamic changes rule of aero-engine turbine tip clearance in maneuver flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2757-2764. (in Chinese)
- [8] 赵旺东, 周禹彬, 杨锐. 叶尖间隙对涡轮气动性能影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(3): 19-44.
- ZHAO Wangdong, ZHOU Yubin, YANG Rui. Effects of turbine tip clearance on gas turbine performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(3): 19-44. (in Chinese)
- [9] Bringhenti C. Effects of turbine tip clearance on gas turbine performance[R]. ASME Paper GT2008-50196, 2008.
- [10] Taylor S C, Steinetz B M, Oswald J J. High temperature evaluation of an active clearance control system concept [R]. AIAA-2006-4750, 2006.
- [11] 李伟, 乔渭阳, 许开富, 等. 涡轮叶尖间隙泄漏流动主动控制数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1260-1265.
- LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu, et al. Numerical simulation of active control on tip leakage flow in axial turbine [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1260-1265. (in Chinese)
- [12] 罗飞腾, 宋文艳, 李建平, 等. 某型发动机高压 12 级转子叶尖间隙控制研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 851-857.
- LUO Feiteng, SONG Wenyan, LI Jianping, et al. Research on turbofan engine HP-compressor rotor-12 blade tip clearance control[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 851-857. (in Chinese)
- [13] 黄忠湖, 王月奇. 叶尖间隙对跨音涡轮性能影响的试验研究[J]. 航空动力学报, 1989, 4(4): 301-304, 388.
- HUANG Zhonghu, WANG Yueqi. An experiment study of tip clearance effects on the performance of an axial transonic turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(4): 301-304, 388. (in Chinese)
- [14] 吕兴明, 朴英, 祝剑虹, 等. 某型航空发动机高压涡轮叶顶间隙三维数值分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 904-908.
- QI Xingming, PIAO Ying, ZHU Jianhong, et al. 3-D numerical analysis of the tip clearance of an aero-engine high pressure turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 904-908. (in Chinese)
- [15] 杨家礼, 温泉, 涂孟黑, 等. 冷却装置: 中国, 201210086780. 7[P]. 2014-01-29.