

基于逆向工程的涡轮冷却叶片三维建模及数值模拟

刘言明,李东明,牛夕莹,何泉璋

(中国船舶集团有限公司第七〇三研究所,黑龙江 哈尔滨 150078)

摘要:针对典型涡轮冷却叶片,利用工业CT扫描、3D激光扫描、相关点云处理软件和三维建模软件,重构三维模型,进行高质量的网格划分,合理设置边界条件,对涡轮一级动叶进行气热耦合数值模拟分析。结果表明:该一级动叶叶身温度分布均匀,最高温度约935℃,低于材料可承受的温度,出现在前缘叶顶处,为涡轮叶片冷却结构的优化设计提供参考。

关键词:涡轮冷却叶片;工业CT扫描;3D激光扫描;冷却叶片;气热耦合

中图分类号:TK474.8⁺11 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.06.009

[引用本文格式]刘言明,李东明,牛夕莹,等.基于逆向工程的涡轮冷却叶片三维建模及数值模拟[J].热能动力工程,2021,36(6):57-62. LIU Yan-ming, LI Dong-ming, NIU Xi-ying, et al. Three-dimensional modeling and numerical simulation of turbine cooling blades based on reverse engineering[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(6): 57-62.

Three-Dimensional Modeling and Numerical Simulation of Turbine Cooling Blades based on Reverse Engineering

LIU Yan-ming, LI Dong-ming, NIU Xi-ying, HE Quan-zhang

(No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078)

Abstract: For typical turbine cooling blade, the use of industrial Computerized tomography (CT) scanning, 3D laser scanning, point cloud processing software and 3D modeling software, reconstructing three-dimensional model. The mesh of high quality is created and reasonable boundary conditions are configured. The gas-thermal coupling of the first-stage rotor blade was numerically simulated. The results show that uniform temperature distribution on the blade body with the highest temperature appears at the top of the frontal lobe, about 935 °C, lower than the temperature of the material can withstand. It can provide reference for optimal design of turbine blade cooling structure.

Key words: turbine cooling blades, industrial CT scanning, 3D laser scanning, cooling blade, gas-thermal coupling

引言

逆向工程 (Reverse Engineering, RE) 是利用先进的测量方法和设备,准确快速地测量出实物体的三维坐标,利用这些坐标点通过三维几何建模的方法重构其三维几何模型,并在此基础上消化吸收再

创新的过程^[1-3]。

燃气轮机涡轮冷却叶片作为燃气轮机的核心部件,是燃气轮机研制的关键,也是西方发达国家控制和封锁的核心技术。此核心技术仅掌握在 Rolls-Royce、GE 等少数公司手中,且叶型及冷却结构参数掌握在各自的生产商手中,我们无法获得其原始的三维模型和相关参数。因此,通过对现有的燃气轮

收稿日期:2020-10-23; 修订日期:2020-12-05

基金项目:国家科技重大专项(2017-I-0011-0012);船舶与海洋工程动力系统国家工程实验室-海洋工程燃气轮机实验室

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-I-0011-0012); National Engineering Laboratory of Ship and Marine Engineering Power System-Gas Turbine Lab of Marine Engineering

作者简介:刘言明(1996-),男,黑龙江齐齐哈尔人,中国船舶集团公司第七〇三研究所硕士研究生。

机涡轮叶片进行逆向设计获得三维模型,再通过数值模拟分析其冷却特性,这对燃气轮机涡轮冷却叶片的研发设计水平的提高具有重要意义。

本文采用工业 CT 结合激光 3D 扫描,对某型典型涡轮一级动叶进行逆向建模,重构了包括完整冷却结构的三维模型,并通过数值模拟合理设置边界条件,对叶片的冷却特性进行分析。

1 模型提取

1.1 外型扫描

利用 3D 激光扫描技术对叶片外轮廓进行采集,这是一种快速且高精度获取物体表面三维几何数据的新技术^[4-5]。扫描设备为非接触式扫描臂,该设备采用了光学性能极佳的蓝激光技术,蓝激光波长比红激光更短,减少了 50% 的噪点,可获得分辨率更高的扫描结果。扫描臂具有高速的点云捕捉、极高的分辨率和精度(扫描精度为 0.048 mm)。扫描结果如图 1 所示,扫描数据点密集,扫描结果完整。



图 1 涡轮一级动叶外形 3D 扫描结果

Fig.1 3D scanning of rotor blades in the first stage turbine

1.2 内型扫描

为获得涡轮一级动叶的内部冷却结构,对涡轮一级动叶进行了工业 CT 扫描。

工业 CT(Industrial Computerized Tomography)即工业计算机 X 线层析扫描技术,是国际公认的最有效的无损检测手段。本文采用了 450 keV 双源双探 CT 系统,保证像素几何公差 $\leq 0.1\text{ mm}$,得到 1 559 张断层图像,并对断层图像进行组合处理,获得完整的 CT 扫描点云结果,如图 2 所示。

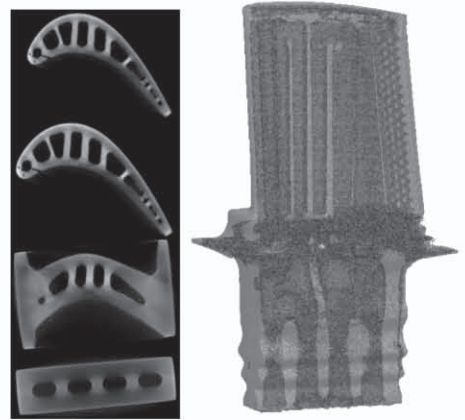


图 2 叶片 CT 扫描断层及点云图

Fig.2 CT scan tomography (CT) and point cloud in the blade of the turbine

2 三维建模

通过对外形 3D 激光和工业 CT 扫描结果的处理,获得完整的涡轮一级动叶的几何数据,对涡轮一级动叶的三维实体模型进行重建,流程如图 3 所示。

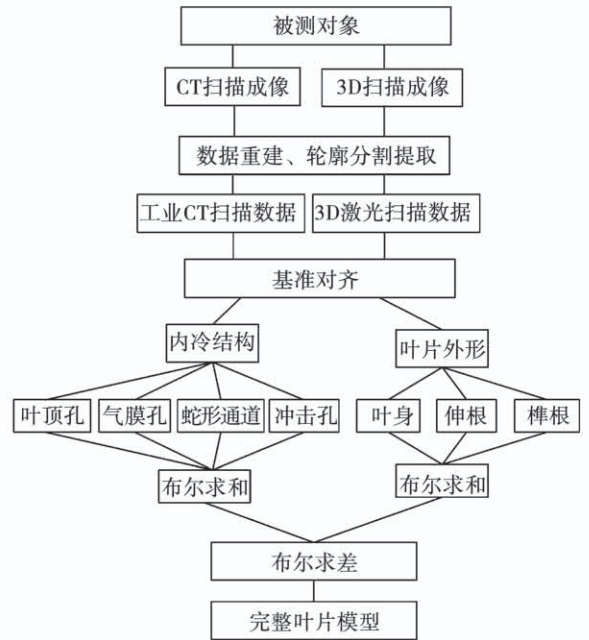


图 3 叶片实体建模流程

Fig.3 Blade entity modeling process

2.1 外部形状建模

外部形状建模主要步骤如下:

(1) 确定基轴:先利用双联叶片导叶上等间距的两个螺栓孔及夹角确定导叶的旋转轴,再通过导叶与动叶之间的配合关系确定单个动叶的旋转轴。

(2) 榫根绘制:提取榫根部分的型线,并进行参

数化处理,沿榫槽方向拉伸获得榫根实体。

(3) 叶身绘制:抽取若干展向型线,进行适度光滑,通过放样形成实体。叶身的偏差云图如图 4 所示,绝大部分区域偏差在 ±0.1 mm 以内。

(4) 伸根绘制:对伸根上方的缘板轮廓进行提取,经过适当光滑处理后,沿周向回转 4°(一周 90 片)获得伸根实体,通过叶身底部与榫根上部截面放样形成伸根段。

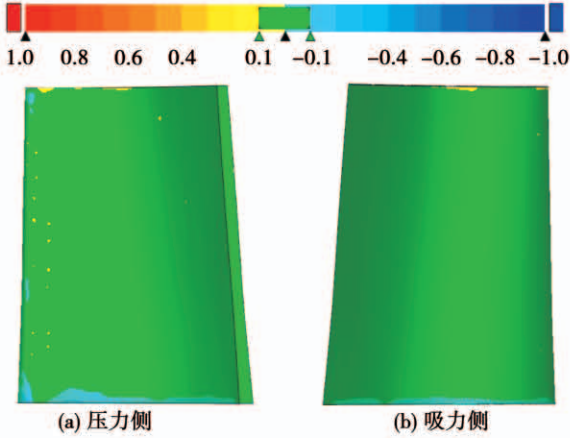


图 4 叶身的偏差云图

Fig.4 Contour of blade body deviation

2.2 内部冷却结构建模

内部冷却结构建模主要步骤如下:

(1) 冷却内腔:通过提取叶片不同叶高截面的壁厚分布,将涡轮冷却叶片叶型沿法线偏置一定壁厚,形成冷却内腔。

(2) 蛇形通道:按照工业 CT 扫面点云绘制隔板,用冷却内腔与隔板进行布尔求差,并进行适当倒角。

(3) 尾缘结构:提取多排绕流柱直径、间距等级和参数,阵列拉伸成实体,与冷却内腔进行布尔求差运算。

(4) 绘制前缘冲击腔与蛇形通道之间的冲击孔。

(5) 绘制前缘气膜孔、叶顶除尘孔。

2.3 完整叶片模型

图 5 为完整冷却结构的涡轮一级动叶模型,该涡轮冷却叶片内冷通道包含了两个蛇形通道,每个蛇形通道又分为两弯三通道形式,每条通道有两次 180°折转。通道两侧均布置了凸起的粗糙肋结构,增加了流体的湍流度和换热面积;叶片前缘布置了

三排气膜孔和单排横向冲击孔;在叶顶开设了一排除尘孔,对叶顶的高温区域进行冷却;叶片尾缘区域布置了多排绕流柱,增强流体的扰动,冷气经尾部的出流孔喷出。综上所述,该叶片综合了气膜冷却、冲击冷却、粗糙肋扰流冷却和尾缘柱肋冷却等多种冷却结构,是复合冷却叶片。

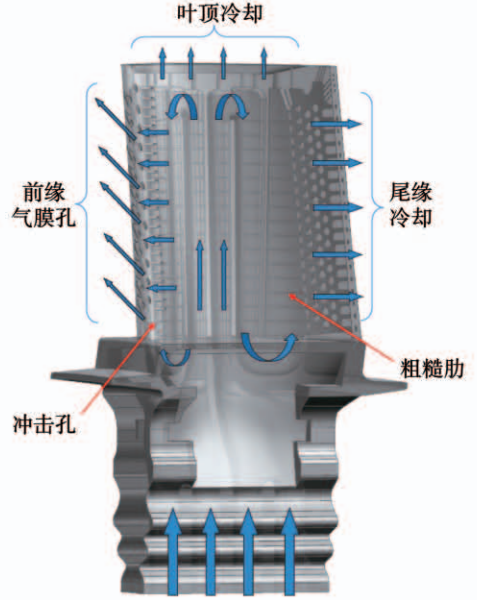


图 5 叶片模型

Fig.5 Blade model

3 数值模拟

3.1 网格划分

计算域的设置如图 6 所示,包含流体域和固体域。其中流体域包含叶片内部冷气通道域和外部燃气域,固体域叶片参与导热。流体域燃气流道设置为周期域,整排动叶共 90 片,取其中一片开展计算。

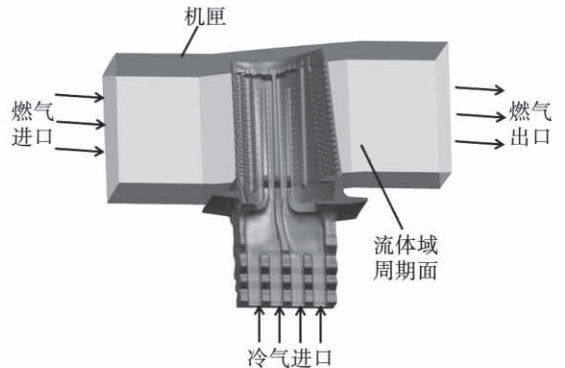


图 6 计算域的设置

Fig.6 Computational domain model

利用 ICEM CFD16.0 进行计算域网格划分,生成一级动叶的计算网格。由于叶片冷却结构较为复杂,采用结构化网格较为困难,并且计算周期较长,所以采用便于自动生成的非结构网格对计算域进行四面体网格划分。为了精确分析交界面的对流换热特性,需要进行壁面网格细化以达到湍流模型壁面函数的要求。流体域共划分 1 008 万网格,固体域共划分 628 万网格。

3.2 边界条件

数值模拟中的固体域叶片材料为钴基高温合金,采用离散格式描述材料的热导率 λ 随温度的变化规律,如表 1 所示。

表 1 钴基高温合金热导率

Tab.1 Thermal conductivity

温度/°C	热导率/W · (m · °C) ⁻¹
600	13.45
700	14.25
800	14.36
900	14.89
1000	15.82
1100	17.66

流体工质为理想气体,动力粘性系数 μ 和导热系数 λ 均采用 Sutherland 公式设定。

采用离散点格式描述理想气体定压比热容 c_p 随温度的变化规律,如表 2 所示。

表 2 理想气体定压比热容

Tab.2 The specific heat capacity of an ideal gas at constant pressure

温度/°C	定压比热容/kJ · (kg · K) ⁻¹
300	1.047
350	1.059
400	1.068
500	1.093
600	1.114
700	1.135

本文在计算中考虑热辐射,热辐射基于灰体辐射假定,并考虑扩散效应。燃气域两侧设为旋转周期,计算域的边界条件均参考叶片的实际工作情况。燃气进口总温 1 170 °C,燃气进口总压 1.71 MPa,出口设置平均静压 0.71 MPa。冷气经榫根底部进入

叶片,冷气流量 22.8 g/s,冷气温度为 450 °C。

3.3 计算方法

基于 N-S 方程基础上发展的雷诺平均法(RANS),将瞬态的脉动进行时均化处理,比直接模拟和大涡模拟方法计算量小,精度可以满足工程问题的流场分析。已经发展的 RANS 湍流模型包括标准 $k-\varepsilon$ 模型、 $k-\varepsilon$ 模型和 SST 模型等^[6]。在上述湍流模型中,SST 模型涵盖了从边界层内部标准模型到外部高雷诺数 $k-\varepsilon$ 模型的逐渐变化,分析精度更高。同时根据相关文献[7-11],本文选用 SST 模型进行涡轮叶片的气热耦合模拟。迭代收敛准则设为残差 10^{-5} ,同时监控温度、流量和压强等参数。

4 结果与分析

叶栅流道内主流压力分布、马赫数分布情况对叶片温度场的分布会造成影响。图 7 显示了计算结果中主流流道中截面处压力分布的情况。

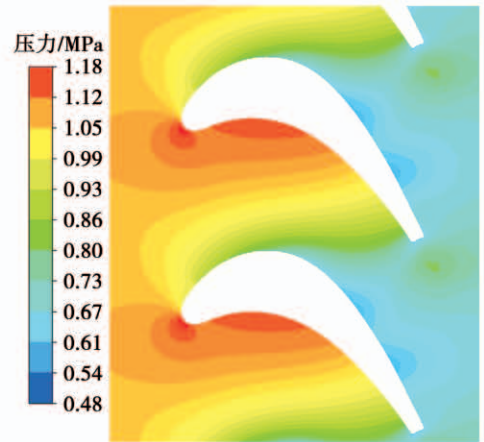


图 7 中截面主流区压力分布

Fig.7 Pressure distribution in the middle section of main flow

图 8 展示了中截面上马赫数的分布情况。结合主流区中截面上的压力分布云图与马赫数分布云图可以发现,流道内主要为亚音速流动,气流在前缘处滞止,马赫数接近 0。从滞止点到尾缘的过程,吸力侧压力下降速度较压力侧快。当压力侧燃气到达尾缘处,马赫数增加到 0.85 左右的时候,吸力侧流速迅速增加,在喉部处流速达到最大,马赫数为 1 左右,可以观察到冷气以约 0.3 马赫数的速度从尾缘喷出。

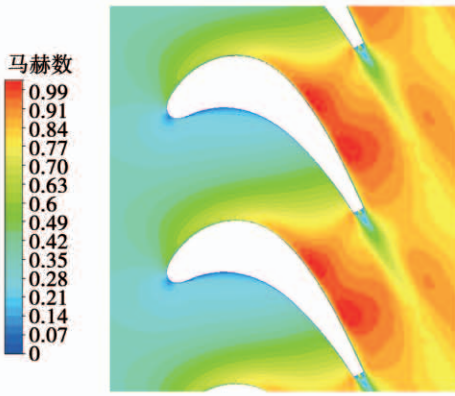


图 8 中截面主流区马赫数分布

Fig. 8 Mach number in the middle section of main flow

图 9 的 (a)、(b) 分别表示吸力面和压力面的壁面温度分布,对叶片表面温度进行无量纲化处理,以进口总温为基准的表达式为:

$$T^* = T / T_0 \quad (3)$$

式中: T —叶片表面温度, K; T_0 —进口总温, K; T^* —无量纲温度。从图中可以看出,整个叶片的壁面温度分布中存在两个低温区和一个高温区。叶片表面最高温度约 1 200 K,在叶片可承受的温度范围内。

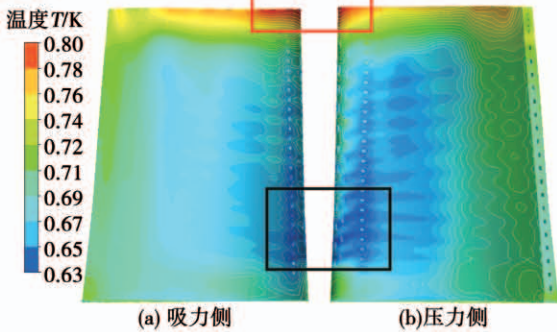


图 9 叶片表面温度分布

Fig. 9 Blade surface temperature distribution

压力面和吸力面气膜孔喷射的气流所形成的气膜隔绝燃气并带走热量,在叶片表面形成低温区。同时,可以观察到压力面低温区的温度比吸力面低温区的温度低,这是因为叶片旋转后,冷气向压力侧偏移,压力侧冷气相对较多,带走了更多热量。

图 10 从上到下分别是叶片在 85%、50% 和 15% 相对叶高处叶片截面的温度分布情况。从叶根到叶顶,叶片温度逐渐升高,叶根中部冷气进口处温度最低。叶顶压力面和吸力面的气膜孔对叶片前缘起到较好的保护作用,冷却效果较好。由于没有冷

气通过,叶片尾缘顶端温度较高。同样,由于叶片前缘顶端距离气膜孔较远,且位于冷气通道的末端,所以冷气流量少且冷气温升高,冷却效果较差,存在局部高温区域。

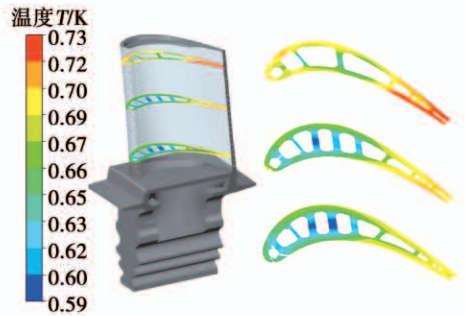


图 10 不同叶高截面温度分布

Fig. 10 Temperature distribution at different blade heights

图 11 为涡轮叶片内壁的温度分布。从图中可以看出,通道内壁沿着冷气流动方向温度逐渐升高。结合叶片表面温度分布图可知,涡轮叶片内壁温度分布与外壁温度分布的规律基本一致,在尾缘叶顶处温度较高。

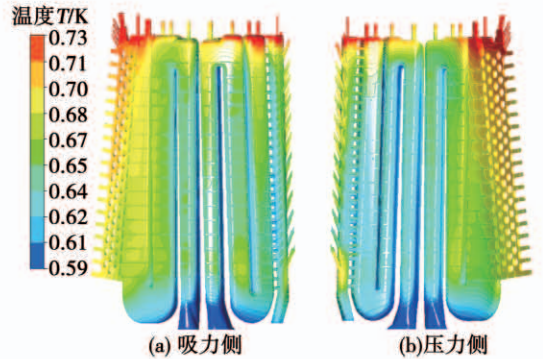


图 11 冷却通道内壁温度分布

Fig. 11 Temperature distribution on the inner wall of the cooling channel

图 12 为内冷通道壁面的压力分布。从图中可以看出,前缘蛇形通道内的流体压力大于尾缘蛇形通道内流体压力,并且叶顶压力大于叶片中部压力。冷气经冲击孔进入冲击前腔后,压力迅速下降。叶片尾部区域则由于流动空间较大,对流体的阻力较小,因此压力变化相对较小。

图 13 为叶片尾部区域二维流线图。从图中可以看出,叶片尾部区域由于扰流柱的阻挡形成卡门涡街,从而增大流体的扰动度,增强了流体的换热能力,故该区域可以较好的冷却。叶顶存在拐角区域,

冷气撞击顶部形成堆积,造成部分冷气不能顺利流出,同时流至尾缘末端叶顶处的冷气流较少,致使该区域叶片表面温度较高。

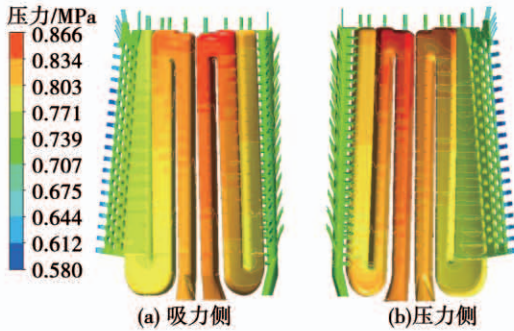


图 12 内冷通道内壁压力分布

Fig. 12 Pressure distribution on the inner wall of the flow channel

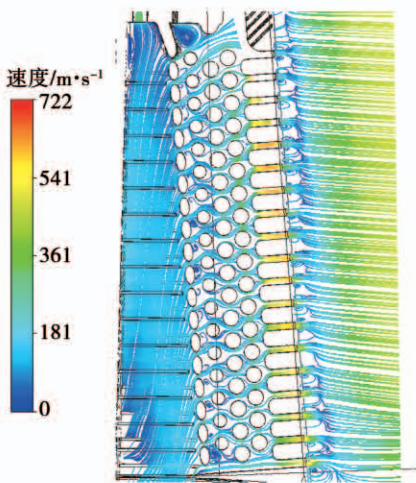


图 13 叶片尾部区域流线图

Fig. 13 Flow diagram of blade tail area

5 结论

本文通过典型涡轮冷却叶片逆向模型设计和气热耦合模拟分析,给出了一种基于逆向工程构建涡轮冷却叶片三维模型和气热耦合数值模拟的方法。

(1) 基于逆向工程原理和方法,重构了某典型涡轮冷却叶片三维模型。

(2) 通过气热耦合模拟方法,完成典型涡轮冷却叶片温度分布规律的分析。表明叶身温度分布均匀,最高温度出现在前缘叶顶处,约 $935\text{ }^{\circ}\text{C}$, 低于材料可承受的温度,可为涡轮叶片冷却结构的优化设计提供参考。

参考文献:

- [1] 金涛,童水光. 逆向工程技术[M]. 北京: 机械工业出版社,2003.
JIN Tao, TONG Shui-guang. Reverse engineering [M]. Beijing: China Machine Press,2003.
- [2] 李琦,胡义刚,朱建军,等. 基于逆向工程的叶轮叶片建模[J]. 轻工机械,2015,33(4): 76-80.
LI Qi, HU Yi-gang, ZHU Jian-jun, et al. Impeller blade modeling research based on reverse engineering[J]. Light Industry Machinery,2015,33(4): 76-80.
- [3] 柯映林,肖尧先,李江雄. 反求工程 CAD 建模技术研究[J]. 计算机辅助设计与图形学学报,2001,13(6): 570-575.
KE Ying-lin, XIAO Yao-xian, LI Jiang-xiong. Study of CAD modeling for reverse engineering[J]. Journal of Computer Aided Design & Computer Graphics,2001,13(6): 570-575.
- [4] 周小东,成思源,杨雪荣. 面向创新设计的逆向工程技术研究[J]. 机床与液压,2015,43(19): 25-28.
ZHOU Xiao-dong, CHENG Si-yuan, YANG Xue-rong. Study of reverse engineering technology oriented to innovative design[J]. Machine Tool & Hydraulics,2015,43(19): 25-28.
- [5] 胡大超,张洪宝. 逆向工程技术及应用[J]. 上海应用技术学院学报(自然科学版),2014,14(3): 204-208.
HU Da-chao, ZHANG Hong-bao. Technology and application of reverse engineering[J]. Journal of Shanghai Institute of Technology (Natural Science),2014,14(3): 204-208.
- [6] 王福军. 计算流体动力学分析 - CFD 软件原理与应用[M]. 北京: 清华大学出版社,2004.
WANG Fu-jun. Computational fluid dynamics analysis-principle and application of CFD software[M]. Beijing: Tsinghua University Press,2004.
- [7] 李涛,边昕,冯宇,等. 基于 Gama-Theta 转捩模型的气冷涡轮气热耦合研究[J]. 推进技术,2014,35(7): 932-940.
LI Tao, BIAN Xin, FENG Yu, et al. Conjugate heat transfer simulation of air-cooled turbine based on Gama-Theta transition model[J]. Journal of Propulsion Technology,2014,35(7): 932-940.
- [8] 胡捷,刘建军,江友钊. 燃气轮机透平叶片气热耦合计算[J]. 航空动力学报,2011,26(2): 349-354.
HU Jie, LIU Jian-jun, JIANG You-tian. Conjugate heat transfer investigation on a gas turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(2): 349-354.
- [9] 苏生,刘建军,安柏涛. 内冷涡轮叶栅三维气热耦合数值模拟[J]. 航空动力学报,2007,22(12): 2018-2024.
SU Sheng, LIU Jian-jun, AN Bai-tao. Numerical simulation of conjugate heat transfer for an internally cooled 3D turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(12): 2018-2024.
- [10] LIU J, MORRIS M C, MALAK M F, et al. comparison of 3D unsteady transient conjugate heat transfer analysis on a high pressure cooled turbine stage with experimental data[C]. Proceedings of ASME turbo expo 2017: Turbomachinery technical conference and exposition,2017, Paper No. GT2017-64596.
- [11] HO K, URWILLER C, KONAN S M, et al. Conjugate heat transfer analysis for gas turbine cooled blade [C]. Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition,2014, Paper No. GT2014-25952.

(刘颖 编辑)