

雷诺数对低压涡轮性能试验冷热态性能差异影响研究



吴小芳^{1,2,*}, 刘长青¹, 熊清勇¹

1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002

2. 中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室, 湖南 株洲 412002

摘要: 本文以某双级轴流低压涡轮为平台, 采用 ANSYS CFX 软件基于 SST- γ 湍流模型, 研究了雷诺数对低压涡轮冷态模化状态、热态真实工作状态性能差异影响规律。研究表明, 设计状态热态真实工作状态相比冷态模化状态, 低压涡轮效率低约 1.5%, 这是由于热态真实工作状态下, 雷诺数较低, 边界层较厚, 端壁边界层内摩擦损失大, 同时尾迹损失较大, 由黏性效应引起的湍流度增加。本文研究可为低压涡轮性能试验效率修正提供参考。

关键词: 雷诺数; 低压涡轮; 性能试验; 差异; 数值分析

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.08.006

低压涡轮对航空燃气轮机具有重要作用, 其主要任务是驱动低压转动部件旋转, 也可作为动力输出装置直接对外输出轴功^[1]。

航空燃气轮机是在高温高压高转速下运行, 工作条件十分恶劣, 其承受非常大的气动力、热应力、惯性力和振动力。为评价低压涡轮气动性能, 需要在涡轮试验器上进行涡轮的气动性能试验。而发动机整机真实试验通常需要耗费巨大的人力、物力, 试验周期较长, 且由于气源条件和水力测功器限制, 部件试验不能进行全温全压试验, 而只能进行气动模化试验。气动模化试验的理论基础为相似原理。在低压涡轮设计阶段, 经过相似换算, 将全温全压低压涡轮热态试验换算为低温低压下的涡轮部件冷态性能试验, 以评估低压涡轮气动性能, 为气动性能优化设计提供参考。

理论上而言, 当冷态模化试验与整机热态真实工作中的涡轮工作条件相似时, 两者的工作特性相同。相似工作条件主要包含几何相似、运动相似、动力学相似等, 但在实际的涡轮相似工作变换中, 仅能保证主要的参数相似, 如叶片及流道的几何相似、流量系数、速度系数相同^[2], 但由于冷热态涡轮进口总温、总压不同, 会引起涡轮内部雷诺数不同。

航空发动机在真实工作状态下, 低压涡轮由于来流密

度的降低使得低压涡轮部件的特征雷诺数低于自模化雷诺数, 低压涡轮叶片表面边界层很大范围为层流状态^[3]。虽然摩擦损失小, 但其抗分离能力弱, 在逆压梯度下层流层容易发生大面积分离, 导致分离损失急剧上升, 因此低压涡轮效率、流通能力随低雷诺数变化非常敏感。R. Castner 等^[4]同时采用试验方法和数值模拟方法, 以小推力航空发动机 PW545 为研究对象, 对低压涡轮性能随雷诺数的影响进行了分析, 结果表明低压涡轮在低于自模化雷诺数时, 涡轮效率下降非常明显。德国的航空发动机公司 (MTU) 和斯图加特 (Stuttgart) 大学^[5-7]则在低压涡轮试验台对低雷诺数影响进行了详细研究, 并得到了类似的雷诺数影响规律。国内公开发表的文献中, 李维等^[8]对低压涡轮低雷诺数气动性能进行了分析, 研究表明, 低雷诺数直接影响端区边界层发展, 低压涡轮内二次流明显, 涡轮损失增加。

而在部件冷态模化试验状态下, 流动工质为加热后空气, 涡轮进口气流密度比高温燃气密度大, 动力涡轮部件的雷诺数要明显高于高空热态真实工作状态下的雷诺数, 由于雷诺数的不同, 冷态模化试验特性与整机高空热态真实环境下之间不可避免地存在偏差^[9-10]。

本文以某涡轴发动机双级低压涡轮为平台, 采用三维

收稿日期: 2020-04-13; 退修日期: 2020-05-28; 录用日期: 2020-06-24

*通信作者: Tel.: 18153770232 E-mail: zjuwxf@163.com

引用格式: Wu Xiaofang, Liu Changqing, Xiong Qingyong. Study on the influence of reynolds number on the difference of cold and hot state of low pressure turbine performance test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(08): 36-41. 吴小芳, 刘长青, 熊清勇. 雷诺数对低压涡轮性能试验冷热态性能差异影响研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(08): 36-41.

数值模拟方法分析了热态真实工作状态下和冷态模化试验状态下低压涡轮气动性能随雷诺数变化影响,并分析探讨了雷诺数对热态真实工作状态下与冷态模化试验状态下低压涡轮性能试验差异性影响原因。

1 冷热态试验参数相似换算

根据航空工业标准 HB 7081—2012^[1],涡轮性能试验的理论基础是相似原理,对本文研究对象某双级涡轮低压涡轮性能试验,试验件的几何尺寸与原型涡轮比例为1:1,流动相似变换主要保证流量、马赫数相等。热态真实工作状态下低压涡轮流动工质为高温燃气,而冷态模化试验通常在低温低压的冷态下进行,工质为加热的空气。由于流动工质的不同,经过相似变换后设计点巡航状态低压涡轮冷热态试验换算性能参数见表1,可见由于流体密度不一致,雷诺数不同。

表1 低压涡轮冷热态相似变换参数

Table 1 Parameters similarity transformation of cold and hot state in low pressure turbine

项目	热态	冷态
进口流量/(kg/s)	4.2	9.6
进口总压/MPa	0.3	0.45
进口总温/K	1078	487
膨胀比 π	2.764	2.764
转子转速/(r/min)	21600	13810
导叶中径弦长雷诺数	0.8×10^5	4.2×10^5

2 计算方法

2.1 数值模型与网格无关性验证

分别对热态真实工作状态与冷态模化试验状态时低压涡轮在不同雷诺数下进行了三维数值模拟。计算时,冷、热态计算网格模型、边界条件设置一致,仅改变进口总温总压、出口静压及流动工质,通过调节进口总压和出口静压改变雷诺数,对于热态整机真实环境下的数值模拟,流动工质为变比热燃气,对于冷态部件试验模拟,工质为加热后的空气。

计算使用CFX15软件,采用Autogrid5生成结构化网格,网格模型如图1所示。数值计算,采用基于雷诺时均N-S方程,湍流模型为SST- γ 湍流模型,第一层网格离壁面距离为0.001mm,使得 $y^+ \approx 1$,空间离散采用高阶差分格式。考虑到零件表面粗糙度会影响壁面边界层发展,计算时将壁面设置为无滑移壁面,消除粗糙度的影响,同时三维计算不考虑叶尖间隙及级间封严气的影响。

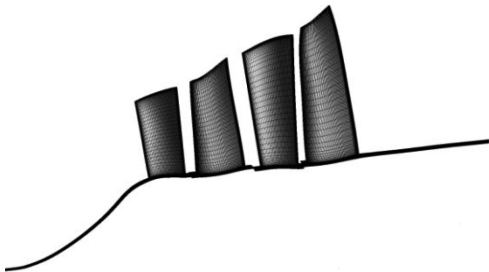


图1 计算网格模型

Fig. 1 Computational mesh model

在本文研究前,在相同条件下,针对不同的网格节点数112万、166万、280万网格进行了网格无关性分析,结果见表2,网格节点数达到166万与280万网格数时的计算流量及效率差异在0.2%以内,满足网格无关性要求,因此,最终选用网格2为计算网格。

表2 网格无关性验证

Table 2 Grid independence verification

参数	网格1	网格2	网格3
网格数量	112万	166万	280万
相对流量 (相比于网格2)	1.0052	1	0.9985
相对效率 (相比于网格2)	1.0061	1	0.9988

2.2 计算工况

本文雷诺数的定义取第二级导叶流体平均雷诺数 Re ,计算公式如下:

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu}$$

式中: ρ 为低压涡轮二级导叶流体平均密度, U 为二级导叶计算域流体平均速度, L 为二级导叶中径弦长, μ 为二级导叶计算域的流体[动力]黏度。

三维数值模拟计算时,考虑到涡轮出口马赫数 $Ma=f(p_{2s}/p_{0t})$,为保持多工况的相似性,保持边界参数(进口总温、气流角、膨胀比等)不变,通过改变进口总压 p_{0t} 、出口背压 p_{2s} ,维持 p_{2s}/p_{0t} 为常数,即通过调节流体密度,达到改变雷诺数的目的,保证马赫数基本不变。分别在热态真实工作状态、冷态模化试验状态、冷态低雷诺数状态($Re=0.8 \times 10^5$),以及冷、热态其他7组不同雷诺数状态下进行了三维模拟,计算工况见表3。

3 冷热态性能差异影响分析

3.1 低压涡轮性能随雷诺数变化规律

不同雷诺数下低压涡轮效率随雷诺数变化曲线如图2

表3 计算工况

Table 3 Calculation case

项目	进口温度/K	进口压力/MPa	雷诺数
热态真实环境	1078	0.3	0.8×10^5
热态 CASE1	1078	0.16	0.4×10^5
热态 CASE2	1078	0.39	1.0×10^5
热态 CASE3	1078	0.75	2.0×10^5
热态 CASE4	1078	1.41	4.0×10^5
热态 CASE5	1078	2.10	6.0×10^5
热态 CASE6	1078	2.73	8.0×10^5
热态 CASE7	1078	3.42	1.0×10^6
冷态模化试验	487	0.45	4.2×10^5
冷态低 Re	487	0.09	0.8×10^5
冷态 CASE8	487	0.047	0.4×10^5
冷态 CASE9	487	0.12	1.0×10^5
冷态 CASE10	487	0.22	2.0×10^5
冷态 CASE11	487	0.42	4.0×10^5
冷态 CASE12	487	0.62	6.0×10^5
冷态 CASE13	487	0.82	8.0×10^5
冷态 CASE14	487	1.02	1.0×10^6

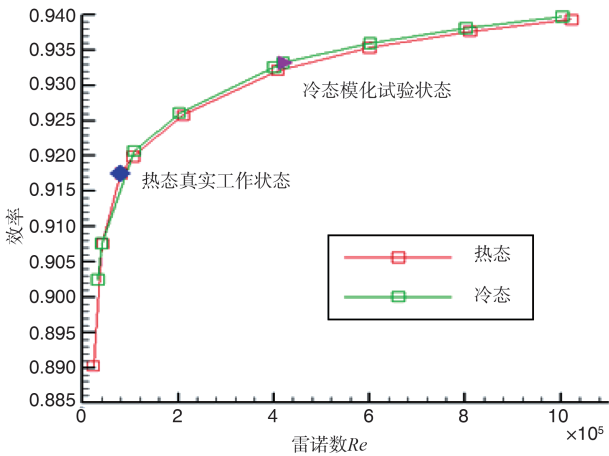


图2 低压涡轮效率随雷诺数变化曲线

Fig. 2 The curve of Low pressure turbine efficiency with Reynolds number

所示,从图2中可以看出,热态真实工作状态下与冷态模化试验状态下在同一雷诺数下涡轮效率基本吻合,且随雷诺数的变化基本一致。在雷诺数较低时,涡轮效率随雷诺数增大上升幅度较为明显,雷诺数对低压涡轮流动效率影响较大;而在雷诺数高于 4.0×10^5 之后,效率随雷诺数增大上趋于平缓,雷诺数对低压涡轮效率影响逐渐减弱。

低压涡轮在热态真实工作 $Re=0.8 \times 10^5$ 、冷态模化试验

$Re=4.2 \times 10^5$ 、冷态 $Re=0.8 \times 10^5$ 下涡轮效率见表4,热态真实工作下比冷态模化试验环境下低压涡轮效率低约1.5%。计算时,将冷态模化试验状态下进出口压力降低,保证膨胀比不变,至雷诺数与热态试验相等,即 $Re=0.8 \times 10^5$ 时,热态真实工作下与冷态模化试验状态下涡轮效率基本吻合,可见雷诺数对热态真实工作状态下与冷态模化试验状态下低压涡轮性能差异影响显著。

表4 低压涡轮计算效率

Table 4 Calculation efficiency of low pressure turbine

项目	热态真实	冷态模化	冷态低 Re
雷诺数	0.8×10^5	4.2×10^5	0.8×10^5
效率	0.917	0.932	0.918

3.2 雷诺数对冷热态性能差异影响解析

热态真实工作 $Re=0.8 \times 10^5$ 、冷态模化试验 $Re=4.2 \times 10^5$ 、冷态 $Re=0.8 \times 10^5$ 下低压涡轮温差效率沿径向分布,如图3所示。从图3中可以看出,三种状态下,低压涡轮效率沿径向分布趋势一致,靠近根部、尖部效率较低,且波动较大,中径处效率相对较高,且相对均匀。

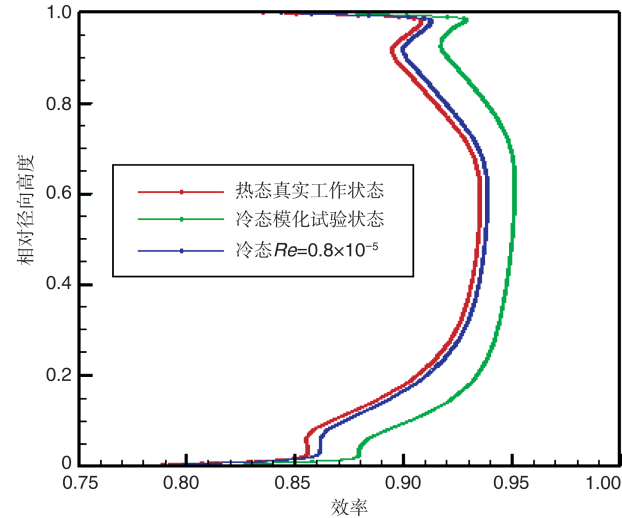


图3 低压涡轮效率沿径向分布曲线

Fig. 3 Radial distribution curve of efficiency of low pressure turbine

对比热态与冷态低压涡轮效率径向分布可知,热态较低雷诺数下较冷态高雷诺数时低压涡轮效率径向分布曲线整体左移,雷诺数对低压涡轮效率径向分布影响显著。这是因为热态雷诺数较低时低压涡轮内流体密度低,黏性效应大,端壁边界层内摩擦损失大。

将冷态模化试验状态下雷诺数降低至雷诺数与热态相等(即 $Re=0.8 \times 10^5$)时,冷态与热态涡轮温差效率的沿径向

分布曲线基本重合,与上节分析一致,进一步说明了雷诺数对低压涡轮冷、热态涡轮性能差异影响较大。

热态真实工作状态和冷态模化试验状态下第二级导叶中径处马赫数等值线如图4所示,可以看出,热态真实工作状态与冷态模化试验状态相比,吸力面靠近尾缘处($x/C_z=3/5\sim 1$)边界层明显较冷态厚,这一流动现象可以通过平板湍流边界层流动损失来定性说明。对平板边界层内摩擦因数、边界层厚度与雷诺数的1/5次方成反比。而叶栅边界层与平面边界层相似,热态下叶片表面边界层内摩擦损失显著增加。

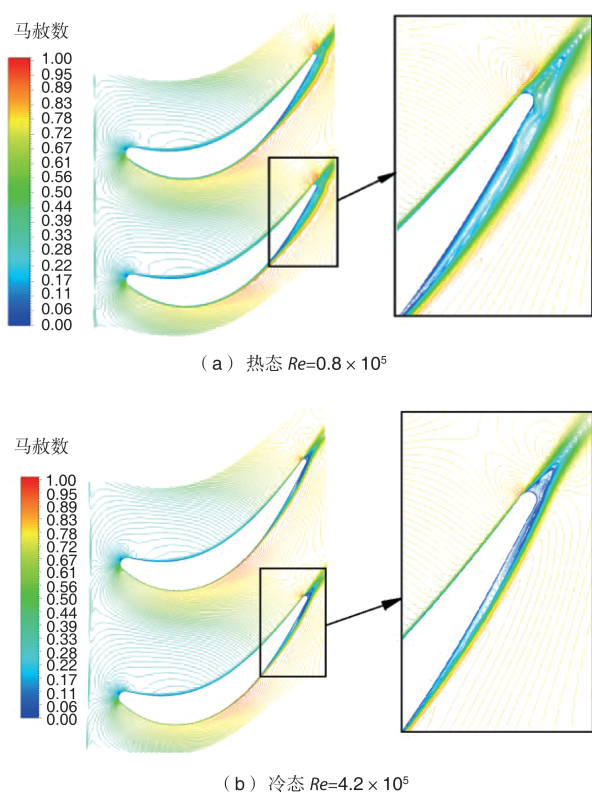


图4 50%截面马赫数等值线

Fig. 4 Mach number contour at 50% section

热态真实工作状态和冷态模化试验状态下第二级导叶吸力面极限流线图如图5所示,可以看出,由于叶片吸力面靠近根部附近存在局部的分离区,热态相比冷态,导叶尾缘靠近根部区域回流较大,尾迹分离损失大。

为进一步阐明雷诺数对叶身壁面边界层内损失的影响,对比了热态真实工作状态和冷态模化试验状态下第二级转子叶片根中尖截面叶身表面等熵马赫数分布,如图6所示,可以看出,在热态下,由于雷诺数较低,叶身表面边界层增厚,流体流动抗分离能力被削弱,靠近尾缘处叶片表面

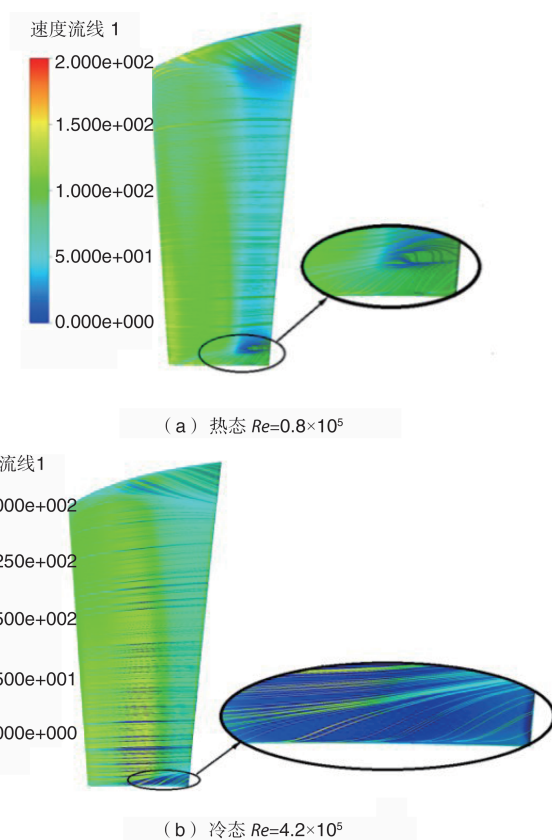


图5 二级导叶吸力面极限流线

Fig. 5 Streamline in suction surface of 2nd stage vane

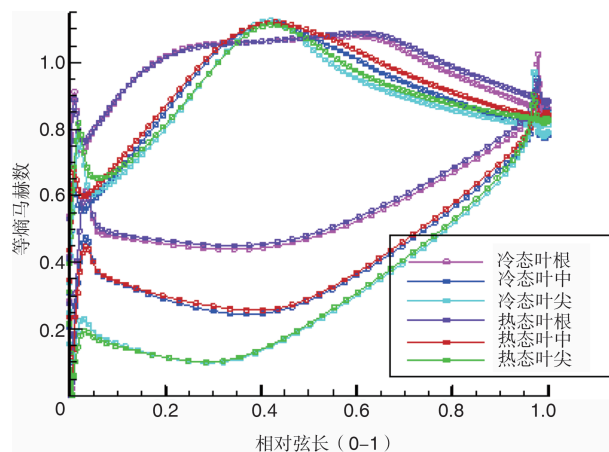


图6 二级转子表面等熵马赫数分布曲线

Fig. 6 Isentropic Mach number distribution curve at surface of 2nd rotor

马赫数相对较大,损失增大。

冷、热态状态下低压涡轮出口截面湍流度云图如图7所示,由于冷热态流体速度不同,因此采用 U_{out}^2 对出口截面湍动能进行无量纲(量纲一)处理。与冷态模化状态相比,热态下低压涡轮出口尾迹宽度变宽,反映出在热态雷诺数

较低工况下,尾迹中的湍流度增加。

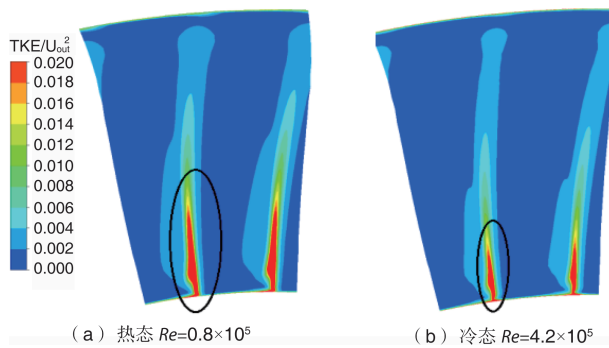


图7 出口截面湍流度云图

Fig. 7 Turbulent kinetic energy contour at exit section

4 结论

本文以某中小型航空涡轴发动机双级低压涡轮为平台,采用三维数值模拟方法,分析了雷诺数对低压涡轮性能试验热态真实工作状态下和冷态模化试验状态下性能差异影响,通过研究,可以得到以下结论:

(1) 通过数值模拟分析表明,热态与冷态环境下,低压涡轮性能随雷诺数变化趋势一致,同一雷诺数下低压涡轮效率基本吻合。不同雷诺数下低压涡轮效率随雷诺数降低而降低,且雷诺数越低,性能下降更明显,而雷诺数高于 4×10^5 之后,低压涡轮性能随雷诺数增大,变化趋势趋于平缓。

(2) 三维分析表明,热态真实工作状态下与冷态模化试验状态下相比,涡轮效率相差1.5%,而雷诺数是导致低压涡轮在热态真实工作状态下与冷态模化试验状态下涡轮效率产生差异的主要因素之一。

(3) 热态真实工作状态下,由于雷诺数偏低,低压涡轮叶片表面壁面边界层增厚,端壁边界层内摩擦损失较大,尾迹损失较大,由黏性效应引起的湍动能增加。

本文分析了雷诺数对热态真实工作状态与冷态模化试验状态下涡轮性能差异性影响,结果表明,雷诺数是保证流场中动力相似的关键准则参数,可为低压涡轮冷态部件性能试验修正提供参考。

AST

参考文献

[1] 邹正平,王松涛,刘火星,等. 航空燃气轮机涡轮气体动力学: 流动机理与气动设计[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.
Zou Zhengping, Wang Songtao, Liu Huoxing, et al. Turbine aerodynamics for aero-engine: flow analysis and aerodynamics design[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press,

2014. (in Chinese)

- [2] 《航空发动机手册》总编委会. 航空发动机手册 第10册: 涡轮[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
General Editorial Board of Aeroengine Design Manual. Aeroengine design manual part 10: turbine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [3] Chase N, Christopher M, Rolf S, et al. Investigation of losses on a highly loaded low pressure turbine blade with unsteady wakes[R]. AIAA Paper 2009-0302, 2009.
- [4] Castner R, Chiappetta S, Wyzykowski J, et al. An engine research program focused on low pressure turbine aerodynamic performance [R]. ASME Paper GT2002-30004, 2002.
- [5] Lake J P, King P I, Rivir R B. Reduction of separation losses on a turbine blade with low Reynolds number[R]. AIAA Paper 99-0242, 1999.
- [6] Kürner M, Reichstein G A, Schrack D, et al. Low pressure turbine secondary vortices: Reynolds laspe[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134: 061022.
- [7] Lipfert M, Marx M, Rose M G, et al. A low pressure turbine at extreme off-design operation [J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136: 031018.
- [8] 李维, 邹正平. 低雷诺数环境中低压涡轮部件的气动设计探索[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 219-223.
Li Wei, Zou Zhengping. Investigation of aerodynamic design of low pressure turbine at low Reynolds number conditions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 219-223. (in Chinese)
- [9] 薛文鹏, 刘涛, 李密. 基于整机试验数据的发动机部件特性修正方法研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28(1): 54-58.
Xue Wenpeng, Liu Tao, Li Mi. Research on the component characteristic correction method based on test data[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(1): 54-58. (in Chinese)
- [10] 钟敏, 华俊, 孙侠生, 等. 空气动力学验证模型与CFD-风洞数据相关性[J]. 航空科学技术, 2020, 31(1): 1-16.
Zhong Min, Hua Jun, Sun Xiasheng, et al. Data correlation between aerodynamic validation model and CFD-wind tunnel [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(1): 1-16. (in Chinese)
- [11] HB 7081—2012 航空燃气涡轮发动机轴流涡轮气动性能试

验方法[S]. 北京:航空工业出版社,2013.

HB 7081—2012 Aerodynamic performance test method of axial turbine for aircraft gas turbine engine[S]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013.(in Chinese)

(责任编辑 王为)

作者简介

吴小芳(1988-)女,硕士,工程师。主要研究方向:航空发动机涡轮气动设计。

Tel: 18153770232 E-mail: zjuwxf@163.com

刘长青(1983-)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:航空发动机涡轮气动设计。

Tel: 18073327267

E-mail: 45156270@qq.com

熊清勇(1993-)男,硕士,工程师。主要研究方向:航空发动机涡轮气动设计。

Tel: 17752781203

E-mail: 1548515911@qq.com

Study on the Influence of Reynolds Number on the Difference of Cold and Hot State of Low Pressure Turbine Performance Test

Wu Xiaofang^{1,2,*}, Liu Changqing¹, Xiong Qingyong¹

1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China

2. Hunan Key Laboratory of Turbomachinery on Small and Medium Aero-engine, Zhuzhou 412002, China

Abstract: This paper uses a two-stage axial low-pressure turbine as a platform, and studies the influence of Reynolds number on the performance difference between hot real turbine and cold model turbine in low pressure turbine based on SST- γ turbulence model in ANSYS CFX software. Research result indicates that, for low pressure turbine in this research, the efficiency in thermal state is about 1.5% lower than the cold state. This is because, in hot real turbine state, the Reynolds number is lower, thickness of the boundary layer is thicker, Reynolds number friction loss in the boundary layer of the end wall is larger, the wake loss is larger, and the turbulent intensity caused by the viscous effect is increased. This research could provide reference for efficiency correction of low pressure turbine performance test.

Key Words: Reynolds number; low pressure turbine; performance test; difference; numerical analysis

Received: 2020-04-13; Revised: 2020-05-28; Accepted: 2020-06-24

*Corresponding author. Tel.: 18153770232 E-mail: zjuwxf@163.com