DOI: 10.3901/JME.2020.18.172

NACA翼型叶顶对低展弦比向心涡轮影响特性*

王 星¹ 朱阳历¹ 李 文^{1,2} 左志涛¹ 陈海生^{1,2,3}

(1. 中国科学院工程热物理研究所 北京 100190;

2. 中国科学院大学 北京 100049;

3. 国家能源大规模物理储能技术(毕节)研发中心 毕节 551712)

摘要: 针对压缩空气储能向心涡轮叶片展弦比低、叶顶间隙泄漏损失大的问题,将 NACA0004 翼型引入叶片顶部厚度分布以改善气动性能。采用 ANSYS CFX 软件对向心涡轮三维流场进行数值求解,分析 0.5%~8%叶顶间隙范围内 NACA0004 翼型叶顶对间隙泄漏流结构和损失特征的影响。结果表明,NACA0004 翼型叶顶对向心涡轮等熵效率的影响随叶顶间隙而变化。当叶顶间隙为 0.5%时,NACA0004 翼型叶顶使向心涡轮等熵效率降低 0.3%;当叶顶间隙由 1%增加至 8%时,NACA0004 翼型叶顶对等熵效率提升值由 0.4%增加到 1.9%。不同叶顶间隙下 NACA0004 翼型叶顶对间隙泄漏流损失特影响机理存在差异,当叶顶间隙为 0.5%时,NACA0004 翼型叶顶使泄漏流集中在叶片吸力面附近,并在叶轮出口区域产生更多泄漏流,增加叶片吸力面附近流动损失;当叶顶间隙为 1%~8%时,NACA0004 翼型叶顶能够降低叶片前缘和尾缘附近叶片压力面和吸力面压差,减小叶顶间隙泄漏流速度,降低与主流掺混强度,抑制流动损失。与此同时,叶轮强度也满足要求。研究成果可为同类向心涡轮叶顶间隙泄漏损失的控制提供参考。

关键词: 压缩空气储能; 向心涡轮; 间隙流动; 叶片型线; NACA0004 翼型

中图分类号: TK05

Effects of Blade Tip Profile Based on NACA Airfoil on Aerodynamic Performance of Low Aspect Ratio Radial-inflow Turbine

WANG Xing¹ ZHU Yangli¹ LI Wen^{1,2} ZUO Zhitao¹ CHEN Haisheng^{1,2,3}

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049;

3. National Energy Large Scale Physical Energy Storage Technologies R&D Center(Bijie), Bijie 551712)

Abstract: In order to reduce the serious tip leakage loss caused by low aspect ratio blade in radial turbine for compressed air energy storage (CAES) system, NACA0004 airfoil is adopted to form the thickness distribution near blade tip to improve the aerodynamic performance. Three-dimensional flow structure for the blade with NACA0004 airfoil tip is investigated numerically by using ANSYS CFX software. The effects of NACA0004 airfoil tip on the structure and loss characteristics of tip leakage flow are analyzed when tip clearance increased from 0.5% to 8%. The results show that the effect of blade with NACA0004 airfoil tip on isentropic efficiency of radial turbine varies with tip clearance. The isentropic efficiency of radial turbine is reduced by 0.3% when tip clearance is 0.5%, while the isentropic efficiency can be increased from 0.4% to 1.9% when tip clearance is varied from 1% to 8%. The tip leakage loss mechanism of the blade with NACA0004 airfoil tip is varied with the increase of tip clearance. When tip clearance is 0.5%, the leakage flow is concentrated near blade suction surface, and more leakage flow, which also increases the flow loss, is found near outlet region of rotor. However, when tip clearance is increased from 1% to 8%, the pressure difference between the blade pressure surface and suction surface near the leading edge and trailing edge of the blade is reduced, the leakage velocity and the mixing strength with the mainstream is decreased, and the flow loss is thus suppressed. When NACA0004 airfoil tip is adopted, the power output of the radial turbine has not been reduced, and the maximum deformation and equivalent stress of blade meet the requirements of structural size and material strength. The above research can provide a reference for reducing tip leakage loss of radial turbines with similar structure.

Key words: compressed air energy storage; radial inflow turbine; tip clearance flow; blade profile; NACA0004 airfoil

* 国家重点研发计划(2017YFB0903605)、国家自然科学基金(51806211)、中国科学院国际合作局国际伙伴计划(182211KYSB20170029)和贵州省发改委 2017 年第一批高新技术产业发展专项资金(黔发改高技[2017]951号)资助项目。20191105 收到初稿, 20200527 收到修改稿

0 前言

当今社会面临着常规能源短缺以及日益严峻的环境问题,而电网电能的合理调度以及风能、太阳能等可再生能源的利用成为解决上述问题的重要手段。作为实现电网“削峰填谷”调控作用以及克服可再生能源“非连续、波动大”发电问题的重要手段之一,压缩空气储能系统获得了日益重视^[1]。

压缩空气储能系统的做功过程具有膨胀比高、进口温度低、进口空气处于超临界等特点,因此运行范围宽、单级焓降大、结构紧凑^[2]的向心涡轮成为实现系统能量转换的重要部件,其几何结构也有明显特点。以 1.5 MW 压缩空气储能系统多级向心涡轮的第三级为例,该涡轮叶片的平均展弦比较小;同时存在多转轴的振动偏移、叶轮旋转的径向变形等现象,综合上述影响因素,该级向心涡轮叶顶间隙尺寸相对较大,叶顶间隙泄漏现象较为明显。

作为动静部件间必然存在的结构,叶顶间隙及其产生的泄漏流动是影响叶轮机械气动效率的重要因素之一,并得到广泛关注和研究^[3-4]。LI 等^[5]的研究表明,叶顶泄漏涡所引起的损失约占叶轮机械损失的 1/3。汪永阳等^[6]研究了轴流式涡轮机动叶片叶顶间隙对其气动性能影响,结果表明,叶顶间隙对喷嘴环前缘的压力分布和涡轮内的温度分布影响明显,随叶顶间隙增大,涡轮能量损失增加。

为了掌握叶顶间隙泄漏流流动规律,寻找提高涡轮效率的途径,不少学者已经针对轴流涡轮展开了大量研究。MOORE 等^[7]、HEYES 等^[8]各自根据自己的研究成果分别建立了叶顶间隙泄漏模型。YAMAMOTO^[9]采用试验方法研究了攻角和叶顶间隙高度变化对泄漏涡的影响。ZHANG 等^[10]研究了不同入口湍动度和端壁边界层对跨音速轴流涡轮间隙泄漏涡变化的影响规律。MATSUNUMA^[11]分析了低雷诺数条件下叶顶间隙对轴流涡轮叶栅气动性能的影响。HUANG 等^[12]研究了叶片负荷对叶顶间隙漏及其损失的影响规律;PALMER 等^[13]定量分析了轴流涡轮叶顶密封泄漏流与涡轮主流的掺混机理。EI-GABRY^[14]则研究了不同叶顶间隙结构对轴流涡轮直叶栅内传热和压力损失的影响。LAVAGNOLI 等^[15]研究了跨音速高负荷涡轮叶顶泄漏流随热边界参数的变化规律;PAPA 等^[16]研究了叶顶形状和叶顶间隙对大尺寸燃气轮机叶片内传热传质的影响。曹丽华等^[17]数值研究了无围带及有围带动叶顶部的间隙泄漏流动特征,分析了间隙流和泄漏涡的形成、变化及其对蒸汽涡轮性能的影响

规律。

与轴流涡轮不同,向心涡轮中流动方向存在由径向到轴向的变化过程,因此三维流动特征更加明显,其间隙流动也具有特殊性。FUTAL 等^[18]针对叶顶间隙对向心涡轮总体性能的影响进行了研究,发现与叶轮进口处的轴向间隙相比,叶轮出口径向间隙尺寸对向心涡轮的总体性能影响更大。为进一步揭示向心涡轮内部叶顶间隙的流动规律,DAMBACH 等^[19]采用试验方法对进口直径为 1 218 mm,转速为 450 r/min 的向心涡轮进行了研究,发现近轮盖区的刮削流和叶顶压差引起的泄漏流是决定泄漏特性的两个主要因素。在此基础上,他们进一步研究了不同间隙高度对泄漏流的影响,并发现叶顶间隙高度与叶片宽度比值的变化会导致间隙出口泄漏射流与刮削流掺混效果存在差异。邓清华等^[20]则对微型向心燃气涡轮的叶顶泄漏流动特性进行了数值模拟,发现轮盖和叶轮顶部之间的相对运动引起的刮削流以及叶轮顶部压力面和吸力面两侧的压差对间隙泄漏流动起主要控制作用,径向间隙增加对级效率降低的影响是轴向间隙增加的 8.3 倍,间隙每增加 1%,级效率降低 1.5%,通流能力随之降低。

上述研究表明,除轮盖引起的刮削流之外,叶顶压差引起的泄漏流是决定向心涡轮泄漏特性的一个主要因素。因此通过改变叶片叶顶厚度分布能够改变叶片压力面和吸力面两侧压差,控制泄漏流损失。此外向心涡轮变工况运行频繁,叶轮进口攻角变化较大,为了适应上述流动特点,本文采用 NACA0004 型线对叶顶厚度分布进行调整,探索该方案在 0.5%~8% 出口叶高的叶顶间隙范围内的改善效果。最终通过本文的研究能够为压缩空气储能系统向心涡轮的优化设计提供思路。

1 研究对象及数值方法

1.1 研究对象

本文采用 NACA0004 翼型对半开式向心叶轮的叶顶厚度分布进行改进。如图 1 所示,原型叶片从叶轮进口至叶轮出口方向厚度变化较小,而 NACA0004 翼型厚度变化幅度较大,并且如图 1 所示,该型线最大厚度值为 4% 弦长。为控制叶顶间隙泄漏流,仅在叶片顶部采用该翼型,50% 叶高及以下为叶片原先厚度分布,从 50% 叶高至叶顶进行光滑过渡。改进前后的整体叶片三维形状对比如图 2 所示。

1.2 数值方法

针对 1.5 MW 压缩空气储能系统向心涡轮流

图1 向心涡轮叶片顶部厚度分布

图2 两种叶片几何形状对比

动域和边界条件如图3所示。为了保证求解精度的同时节省计算资源,提高计算效率,本文对向心涡轮建立了单流道数值计算模型。在导叶进口边界给定向心涡轮进口总压 1.2 MPa、进口总温 393 K、气流方向垂直于进口边界;在叶轮出口边界条件给定静压,保证向心涡轮在设计流量下运行;导叶-动叶交界面上的数据传递采用混合平面法;流动域两侧给定旋转周期性边界条件,并给定叶轮流动域设置转速为 20 000 r/min。

图3 向心涡轮流动域和边界条件

数值计算中采用商用计算流体动力学软件 ANSYS CFX 完成对流动控制方程组的求解^[21]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho U)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \otimes U) = -\nabla P + \nabla \cdot \tau + S_M \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho h_{tot})}{\partial t} + \frac{\partial P}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U h_{tot}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (U \cdot \tau) + U \cdot S_M + S_E \quad (3)$$

式(1)为连续方程,式(2)为运动方程,式(3)为能量方程。在式(3)中, τ 为应力张量,表达式为

$$\tau = \mu \left[\nabla U + (\nabla U)^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot U \right] \quad (4)$$

进行稳态计算时,不考虑上述公式内时间项影响。

本研究采用基于有限元的有限体积法完成数值离散,对流项采用高阶精度的差分格式进行离散,离散方程的求解使用耦合隐式方法,采用代数多重网格法来加快代数方程的迭代求解速度。

湍流模型采用 $k-\omega$ SST 两方程模型,该模型在近壁处边界层内采用 $k-\omega$ 模型的求解模式,在边界层边缘和自由剪切层采用 $k-\varepsilon$ 模型的求解模式,其间通过一个混合函数完成过渡,通过系数叠加完成上述模型的统一^[22-23]。该模型有效结合了 $k-\omega$ 模型和 $k-\varepsilon$ 模型可分别对近壁面流场和自由流流场完成高精度计算的优点,对多种流动类型具有较宽的适用范围,能够满足不同种类流动对网格尺寸的要求。

如图4所示,叶轮流动域采用结构化网格单

(a) 导叶流动域网格

(b) 叶轮流动域网格

图4 向心涡轮流动域网格划分

元。为了更加详细地捕捉叶顶间隙内部流场细节,在导叶叶片表面和叶片端壁、叶轮叶片表面和轮毂、轮盖近壁面以及叶顶间隙区域处进行加密。

本文以向心涡轮等熵效率 η_{tt} 作为网格无关性验证的性能指标,计算式如式(5)所示

$$\eta_{tt} = \frac{h(P_{in}^*, T_{in}^*) - h(P_{out}^*, T_{out}^*)}{h(P_{in}^*, T_{in}^*) - h(P_{out}^*, S_{in})} \quad (5)$$

式中, h 为比焓(kJ/kg), P_{in}^* 为向心涡轮进口总压(MPa), T_{in}^* 为向心涡轮进口总温(K), P_{out}^* 为向心涡轮出口总压(MPa), T_{out}^* 为向心涡轮出口总温(K), S_{in} 为向心涡轮进口熵值(kJ · kg⁻¹ · K⁻¹)。

网格无关性验证结果如图 5 所示。当网格单元数超过 220 万后,向心涡轮的等熵效率不再随网格单元数变化,综合考虑计算资源和求解精度,确定网格单元数为 220 万。并保证网格的 $y^+ < 1$, 详细分布如图 6 所示。

图 5 网格无关性验证

图 6 向心涡轮 y^+ 分布云图

采用经典 NASA 涡轮对本文的数值模型进行验证。该涡轮的几何外形如图 7a 所示,数值计算模型如图 7b 所示^[24]。采用同类单流道几何结构以及结构化网格划分方法完成建模。按照实际运行条件,在进口边界处给定进口总压 333.7 kPa、进口总温 477.8 K、气流方向垂直于进口边界;出口边

界给定静压值,保证向心涡轮流量为 2.71 kg/s;给定叶轮转速为 19 919 r/min。

(a) NASA 向心涡轮几何外形

(b) NASA 向心涡轮数值计算模型

图 7 经典 NASA 涡轮几何及数值计算模型

数值模拟与试验测量的结果对比如图 8 所示。采用气动参数沿叶高的分布进行对比可以反映出数值方法对流场结构求解的准确性。通过图 8 可以发现,数值模拟结果与试验结果吻合较好。

图 8 NASA 叶轮数值模拟和试验结果对比

2 结果与讨论

图9为叶顶间隙范围为0.5%~8%时,叶顶厚度分布对向心涡轮效率的影响。如图9所示,两种方案下向心涡轮的等熵效率均随着叶顶间隙增大而减小。当叶顶间隙为0.5%时,NACA0004翼型叶顶的采用会使向心涡轮的效率下降约0.3%;但是当叶顶间隙大于1%时,叶片引入NACA0004翼型叶顶则能够控制效率损失,并且随着叶顶间隙的增加,向心涡轮效率降低的抑制效果会更加明显。当叶顶间隙为1%时,NACA0004翼型叶顶可使等熵效率提高约0.4%;而当叶顶间隙为8%时,NACA0004翼型叶顶进一步使等熵效率提高约1.9%。

图9 两种方案下向心涡轮等熵效率随叶顶间隙的变化曲线

图10为叶顶间隙分别为0.5%、2%、8%时,采用原型叶顶和NACA0004翼型叶顶后向心涡轮叶轮流道内熵分布。当叶顶间隙为0.5%时,采用NACA0004翼型叶顶后,叶片吸力面附近中部叶高处高熵区域1的熵值有所降低,但高熵区域2熵值却有所增加。当叶顶间隙为2%时,叶轮进口区域叶顶吸力面附近熵值减少,中部叶高位置区域熵值也明显降低;当叶顶间隙为8%时,在叶轮出口叶片顶部附近高熵区域3(黑虚线框)处流体的熵值也明显减小,效率明显提高。

图10 叶轮流道内熵分布

间隙泄漏流与叶顶压力侧与吸力侧横向压力差相关。为进一步说明NACA0004翼型叶顶的采用对流动损失的影响机理,图11首先给出了叶顶间隙分别为0.5%、2%、8%时,叶顶区域表面压力分布对比。如图11a所示,当叶顶间隙为0.5%时,NACA0004翼型叶顶增加了叶片尾缘区域两侧的压差,使更多的泄漏流通过叶片尾缘区域;当叶顶间

图 11 叶顶附近叶片表面压力分布对比

隙为 2% 时, NACA0004 翼型叶顶使叶片前缘和尾缘的压差降低, 使间隙泄漏流驱动力减弱, 通过叶顶间隙的流体减少; 如图 11c 所示, 当叶顶间隙为 8% 时, 虽然 NACA0004 翼型叶顶使叶轮进口区域压差降低幅度较小, 但叶轮出口处的叶片两侧压差明显降低, 使叶片尾缘处内泄漏流驱动力大幅减小, 泄漏量随之降低。

以上分析表明, NACA0004 翼型叶顶对叶片吸力面和压力面两侧压差会随着叶顶间隙的改变而产生明显变化, 这会进一步影响泄漏流结构特征。为此, 图 12 进一步给出了叶顶间隙分别为 0.5%、2%、8% 时, 叶顶间隙泄漏流线分布。如图 12a 所示, 当叶顶间隙为 0.5% 时, NACA0004 翼型叶顶使后叶片尾缘压差略微增加, 泄漏流速增大, 并且相邻叶片的刮削流加入上述掺混效应, 流动损失增加。当叶顶间隙为 2% 时, NACA0004 翼型叶顶使降低了压力面和吸力面压差, 使叶轮出口位置泄漏流速减小, 与主流掺混效应减弱, 流动损失减小。当叶顶间隙为 8% 时, NACA0004 翼型叶顶使叶片尾缘区域压力面和吸力面压差降低, 叶轮出口位置泄漏流速减小, 同样降低了与主流的掺混作用, 流动损失减小。文献[25]也同样表明泄漏流与主流的掺混效应是影响损失的重要因素。

(a) 叶顶间隙为 0.5%

图 12 叶轮流道内流线分布

上述分析表明, NACA0004 翼型叶顶主要通过减少叶片压力面和吸力面之间压差实现泄漏流损失的控制, 因此可能会同时降低叶片顶部气动载荷。但进一步分析表明, 向心涡轮的输出功并未受到影响, 反而会有略微增加。如表 1 所示, 当叶顶间隙为 2% 出口叶高时, 采用原型叶片的向心涡轮输出功率为 505.5 kW, 改变叶片型线后, 输出功率增加到 508.1 kW。当叶顶间隙为 8% 出口叶高时, 采用原型叶片的向心涡轮输出功率为 472.3 kW, 改变叶片型线后, 输出功率增加到 482.3 kW。另外, 叶顶型线改变后, 向心涡轮的流量基本保持不变。

表 1 原型叶顶和 NACA0004 翼型叶顶对向心涡轮输出功的影响

方案	输出功/kW	
	叶顶间隙为 2%	叶顶间隙为 8%
原型叶顶	505.5	472.3
NACA0004 翼型叶顶	508.1	482.3

造成上述现象的原因主要是其他叶高位置处的气动载荷有所增加。如图 13 所示, 当叶顶间隙分别为 2%、8% 时, 采用 NACA0004 翼型叶顶后, 50% 叶高处叶片前缘区域的压力面和吸力面两侧压差有所增加, 使气动载荷提高。

向心涡轮载荷变化会对叶轮强度产生影响, 因

图13 50%叶高处的叶片表面压力分布

此本研究进一步对采用 NACA0004 翼型叶顶的叶片强度进行了求解。采用单向流固耦合方法, 将流场压力作为载荷施加到叶片表面上。求解结果如图 14 所示, 叶片的最大径向变形位于叶轮进口处, 最大为 $8.23 \times 10^{-2} \text{ mm}$, 满足叶轮间隙尺寸要求; 叶片最大等效应力位于叶片根部, 为 166 MPa, 也满足材料屈服极限强度要求。

图14 有限元强度分析模型及结果

3 结论

本文以压缩空气储能系统中的某级向心涡轮为研究对象, 分析了不同叶顶间隙下, NACA0004 翼

型引入叶顶厚度分布后对向心涡轮效率以及叶轮泄漏流的影响。得到如下主要结论。

(1) 不同叶顶间隙下, NACA0004 翼型叶顶对向心涡轮等熵效率的影响效果存在差异。当叶顶间隙为 0.5% 时, NACA0004 翼型叶顶使向心涡轮等熵效率降低 0.3%; 当叶顶间隙由 1% 增加至 8% 时, NACA0004 翼型叶顶对等熵效率提升值由 0.4% 增加到 1.6%。

(2) NACA0004 翼型对间隙泄漏流动损失的影响机理同样随叶顶间隙变化。当叶顶间隙为 0.5% 时, 刮削流向下游运动, 并与更多的泄漏流掺混, 使叶轮吸力面附近流动损失增加; 当叶顶间隙超过 1% 时, NACA0004 翼型有效降低了叶轮进口和尾缘区域叶片两侧压差, 减小叶顶间隙泄漏流速度, 缩小叶顶间隙泄漏流影响范围, 抑制流动损失。

(3) 引入 NACA0004 翼型后, 有限元强度分析表明, 涡轮叶片的最大径向变形量和最大等效应力满足设备结构尺寸和材料屈服极限强度要求。

参 考 文 献

- [1] CHEN Haisheng, CONG T N, YANG Wei, et al. Progress in electrical energy storage system: A critical review[J]. Progress in Natural Sciences, 2009, 19(3): 291-321.
 - [2] RODGERS C. Review of mixed flow and radial turbine options[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics. 26th Joint Propulsion Conference, July 16-18, 1990, Orlando, Florida, Washington, D.C: AIAA, 1990: AIAA 90-2414.
 - [3] GUO Qiang, ZHU Xiaocheng, DU Zhaozhui. Experimental investigation of tip clearance flow for an axial flow fan rotor[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 19(3): 376-382.
 - [4] SYED N D, MA Chaochen, YANG Ce, et al. Comparison of two methods to increase tip clearance and its effect on performance of turbocharger centrifugal compressor stage[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2007, 19(3): 60-65.
 - [5] LI Wei, QIAO Weiyang, SUN Dawei. Tip clearance flows in turbine cascade[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 3(21): 193-199.
 - [6] 汪永阳, 杜礼明, 李成, 等. 轴流式涡轮机动叶片的叶顶间隙对其气动性能影响[J]. 大连交通大学学报, 2015, 36(4): 37-40.
- WANG Yongyang, DU Liming, LI Cheng, et al.

- Influence of tip clearance variation on aerodynamic performance of axial turbine[J]. Journal of Dalian Jiaotong University, 2015, 36(4): 37-40.
- [7] MOORE J, TILTON J S. Tip leakage flow in a linear turbine cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1988, 110(1): 18-26.
- [8] HEYES F J G, HODSON H P. Measurement and prediction of the tip clearance flow in linear turbine cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115(1): 396-382.
- [9] YAMAMOTO A. Endwall flow/loss mechanisms in a linear turbine cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1988, 110(1): 18-26.
- [10] ZHANG Q, HE L, RAWLINSON A. Effects of inlet turbulence and end-wall boundary layer on aerothermal performance of a transonic turbine blade tip[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136: 052603-1-052603-7.
- [11] MATSUNUMA T. Effects of reynolds number and freestream turbulence on turbine tip clearance flow[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2006, 128: 166-177.
- [12] HUANG A C, GREITZER E M, TAN C S, et al. Blade loading effects on axial turbine tip leakage vortex dynamics and loss[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2013, 135: 051012-1-051012-11.
- [13] PALMER T R, TAN C, ZUNIGA H, et al. Quantifying loss mechanisms in turbine tip shroud cavity flows[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2016, 138: 091006-1-091006-10.
- [14] EI-GABRY L A. Numerical modeling of heat transfer and pressure losses for an uncooled gas turbine blade tip: Effect of tip clearance and tip geometry[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2009, 1: 022005-1-022005-10.
- [15] LAVAGNOLI S, MAESSCHALCK C D, PANIAGUA G. Analysis of the heat transfer driving parameters in tight rotor blade tip clearance[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2016, 138: 011705-1-011705-10.
- [16] PAPA M, GOLDSTEIN R J, GORI F. Effects of tip geometry and tip clearance on the mass/heat transfer from a large-scale gas turbine blade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125: 90-96.
- [17] 曹丽华, 张冬雪, 胡鹏飞, 等. 汽轮机动叶栅顶部泄漏流的数值分析[J]. 机械工程学报, 2014, 50(4): 172-177.
- CAO Lihua, ZHANG Dongxue, HU Pengfei, et al. Numerical analysis of tip leakage flow in steam turbine rotor cascades[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(4): 172-177.
- [18] FUTAL S M, HOLESKI D E. Experimental results of varying the blade-shroud clearance in a 6.02 inch radial inflow turbine[R]. Washington, DC: NASA, 1970.
- [19] DAMBACH R, HODSON H P, HUMTSMAN I. An experimental study of tip clearance flow in a radial inflow turbine[J]. ASME Journal of Turbinemachinery, 1999, 121(4): 644-650.
- [20] 邓清华, 牛久芳, 丰镇平. 向心涡轮叶轮顶部间隙泄漏流动特性研究[J]. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2009, 39(4): 618-625.
- DENG Qinghua, NIU Jiufang, FENG Zhenping. Study on tip leakage flow characteristics in a radial turbine[J]. Science in China(Series E), 2009, 39(4): 618-625.
- [21] ANSYS Inc. ANSYS academic research, release 14.5, theory manual[M/OL]. Canonsburg, PA: ANSYS, Inc., 2013.
- [22] MENTER F R. Two equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [23] MENTER F R. Zonal two equation turbulence models for aerodynamic flows[R]. AIAA Paper 1993-2906.
- [24] SIMONYI P S, ROELKE R J, STABE R G, et al. Aerodynamic evaluation of two compact radial inflow turbine rotors[R]. New York: National Aeronautics and Space Administration, NASA-TP-3514.
- [25] 高杰, 郑群, 姜玉廷. 涡轮间隙流动结构及其损失产生机理研究[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(10): 1833-1837.
- GAO Jie, ZHENG Qun, JIANG Yuting. Investigation on tip clearance flow structure and its loss generation mechanism in turbine rotors[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(10): 1833-1837.

作者简介: 王星, 男, 1986 年出生, 博士。主要研究方向为透平膨胀机的设计优化。

E-mail: wangxing@iet.cn

陈海生(通信作者), 男, 1977 年出生, 博士, 研究员。主要研究方向为压缩空气储能系统、叶轮机械内部气动特性的试验与数值。

E-mail: chen_hs@mail.etp.ac.cn