

文章编号:1000-8055(2013)11-2517-09

叶尖间隙泄漏对厘米级高亚声微型轴流 涡轮性能的影响

于海滨¹, 邓 阳², 夏 晨², 傅 鑫², 黄国平²

(1. 海军航空工业工程学院青岛校区 航空机械系, 山东 青岛 266041;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对某微型涡轮发动机(MTE)原理样机的直径为 78.4 mm 的微型轴流涡轮, 采用数值模拟手段研究了叶尖间隙泄漏对该厘米级高亚声微型轴流涡轮流场结构及涡轮性能的影响。结果表明: 微型轴流涡轮相对叶尖间隙尺寸在 3.1%~4.6%, 明显高于常规轴流涡轮; 微型轴流涡轮叶尖间隙泄漏涡影响范围较常规轴流涡轮扩大(至叶中高度), 泄漏损失占涡轮级总损失的 35%, 也较常规轴流涡轮明显增大。研究获得了间隙尺寸对该厘米级高亚声微型轴流涡轮性能的影响规律, 叶尖相对间隙尺寸每增加 1% 叶高, 效率最快下降 1.9%, 其变化幅度较常规轴流涡轮更为明显。最后, 根据工程安装的限制(离心力变形及热变形、轴承游隙、加工装配误差等), 确定了一个较优的叶尖间隙(0.4 mm), 通过数值模拟获得了在该间隙下的涡轮性能参数: 落压比为 2.12, 效率为 0.87, 流量为 0.35 kg/s。

关 键 词: 高亚声; 微型轴流涡轮; 叶尖间隙; 泄漏; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of tip clearance leakage on performance of centimetre-level high subsonic micro axial flow turbine

YU Haibin¹, DENG Yang², XIA Chen², FU Xin², HUANG Guo-ping²

(1. Department of Aviation Mechanical Engineering,
Qingdao Branch of Naval Aviation Engineering Institute, Qingdao Shandong 266041, China;

2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The effect of the tip leakage on the flow field structure and turbine performance of a 78.4 mm diameter centimetre-level high subsonic micro axial flow turbine of a micro turbine engine (MTE) prototype was analyzed by numerical simulation. Results show that the relative tip clearance size of micro axial turbine is within the range of 3.1%—4.6%, which is higher than that of conventional axial flow turbine. The effect of tip leakage vortex extends towards the mid of the vanes, of which the leakage losses account for 35% of total losses of the turbine stage, showing a significant increase compared to the conventional axial flow turbine. Studies on the impacts of the law of the gap size of the centimetre-level high subsonic micro axial flow turbine have shown that, once the gap size for each increases by 1% of the blade height, the efficiency will decrease up to 1.9%, which is more distinct than the conventional turbine. Finally, an optimum gap size (0.4 mm) was determined due to the restrictions of engineering installation (centrifugal deformation, thermal deformation, bear-

收稿日期: 2012-11-02

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.015.html>

基金项目: 南京航空航天大学引进人才科研启动经费

作者简介: 于海滨(1972—), 男, 山东招远人, 讲师, 硕士, 主要从事航空发动机性能仿真及微型涡轮气动性能研究。

ing clearance, machining and assembly errors, etc), and the performance parameter of the impeller was acquired by numerical simulation: total pressure ratio of 2.12, efficiency of 0.87, mass flow of 0.35 kg/s.

Key words: high subsonic; micro axial flow turbine; tip clearance; leakage; numerical simulation

微型涡轮发动机是推进动力/能源系统研究的新兴领域,可满足未来微型飞行器(如小型无人机、微型巡航导弹、靶机)对高能量存储密度、高功率质量比动力装置需求,提高了飞行行程及机载质量^[1-2],微型涡轮是其核心部件之一。同时,在大型飞机辅助动力、航空用空气涡轮起动机、微型燃气轮机等得到广泛应用^[3-4]的装置中,微型涡轮也是核心部件。关于微型涡轮技术的研究国内过去开展得不多,国外发达国家对此有相对较多的工作积累。微型涡轮发动机中,轴流涡轮和向心涡轮均有采用,但轴流涡轮质量轻(仅占向心涡轮的35%)、具有大通流能力,可有效提高发动机推质比^[5],因此在多个微型涡轮发动机机型中得到了应用,如 SimJet 公司的 EvoJet Vx 系列发动机及 Advanced Micro Turbine(AMT) 公司的 Mercury, Pegasus, Olympus 等发动机。微型轴流涡轮由于流量小、叶片短、冷却效果差等造成损失较大,涡轮级效率较低,仅为 0.84~0.85^[6]。常规轴流涡轮中, Gummer 等认为端区损失占涡轮总损失的 2/3^[7], Rao 等认为叶尖间隙泄漏引起的损失占到了端区损失的一半以上^[8-9]。叶尖间隙泄漏流动是涡轮转子流动中最具影响的流动过程之一,相对于常规轴流涡轮而言,微型轴流涡轮由于尺寸小,由加工和装配误差等因素造成叶尖相对间隙尺寸(叶尖间隙尺寸与叶高的比值)明显增大,因此叶尖间隙泄漏对涡轮性能的影响更为显著,国内外针对大尺寸涡轮的叶尖间隙泄漏流动的机理,泄漏流对主流流场结构的影响等已经开展了十分广泛的研究,对泄漏涡系结构、运动轨迹、泄漏涡强度的变化等方面已经有了比较深刻的认识^[10-13],但这些工作主要集中在常规轴流涡轮中,针对微型轴流涡轮叶尖间隙泄漏流动特点的研究目前公开发表的文献还很少,缺少可靠的技术数据。

本文基于南京航空航天大学微型发动机研究所自主研制的直径为 12 cm 的样机 MTE-D 的厘米级高亚声微型轴流涡轮,开展了叶尖泄漏对其性能影响的数值研究,系统分析了厘米级高亚声微型轴流涡轮叶尖间隙泄漏涡的形成位置、运动轨迹及泄漏流对流场结构的影响,并研究了泄漏损失对涡轮

级损失分布的影响及间隙尺寸对高亚声厘米级微型轴流涡轮、导向器以及转子性能的影响。

1 数值模拟

1.1 数值模拟工具 Numeca 软件校验

本文采用 Numeca 软件开展微型轴流涡轮数值模拟研究,为了确保数值计算具有较高的精度,需开展 Numeca 软件的准确性校验。本文选用 NASA Lewis 研究中心的一台直径为 762 mm、落压比为 1.798、效率为 0.885 的轴流涡轮为校验对象^[14-16]。取单个叶片通道为计算域,转、静子网格采用“OI”和“HO”结构,转子叶尖间隙区域采用蝶形网格,间隙区中心网格为 H 型,节点数为 $25 \times 35 \times 73$,外部网格为 O 型,节点数为 17,总网格节点数为 270 万(见图 1)。计算边界条件设置如下:进口总压为 101590 Pa、总温为 299.8 K,出口给定静压;采用绝热、无滑移固壁处理方法,叶片表面及轮毂面设为转动边界,机匣为静止边界,叶片通道两侧设为周期性边界;计算采用 Euranus 求解器求解定常 Navier-Stokes(N-S)方程,湍流模型为 Spalart-Allmaras(S-A)模型,空间离散采用 Jameson 有限体积中心差分格式,时间推进采用显式 4 阶 Runge-Kutta 法,并采用隐式残差光顺和多重网格技术来加速收敛。

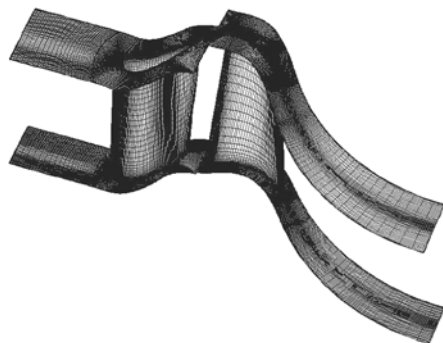


图1 校验涡轮计算网格

Fig. 1 Calculational grid of verified turbine

图2对比了数值计算和实验所得涡轮特性结果,其中 p_0^* 为涡轮进口总压, p_2 为涡轮出口静压, p_0^*/p_2 为涡轮总静压比, π^* 为落压比。由图可见,

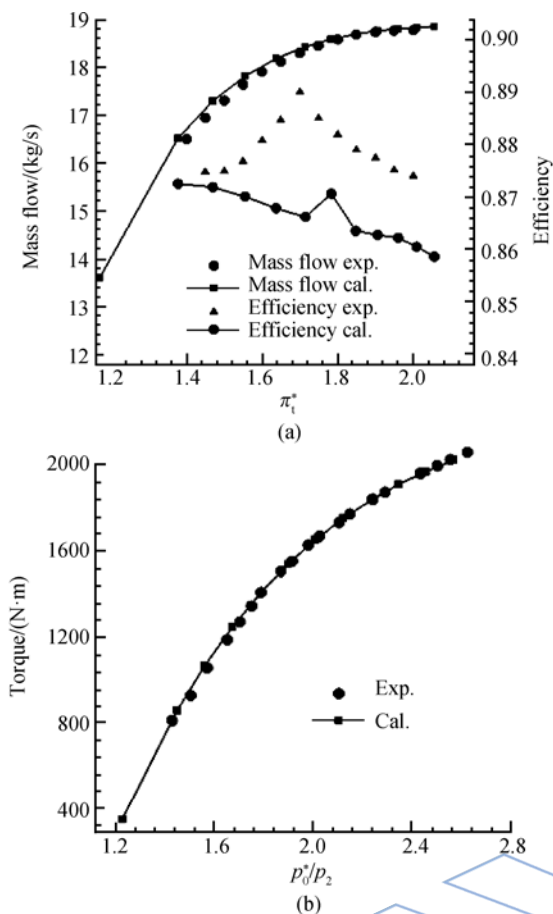


图 2 不同压比下计算结果与实验结果对比

Fig. 2 Comparison of calculation and experiment with different pressure ratios

数值计算得到的落压比-流量、落压比-效率、总静压比-扭矩特性与实验结果趋势一致,两者偏差不超过 4%,说明采用上述网格及计算设置,Numeca 软件能够对整级轴流涡轮的流场性能进行准确模拟,参照文献[14,17]的研究结果可知,本文所采用的网格结构及计算方法能够满足对轴流涡轮间隙内流场定性分析预测的需求.因此本文后续数值模拟方案均参照上述方法设置.

1.2 MTE-D 微型涡轮转子叶型设计

MTE-D 微型发动机原理样机的直径为 122 mm、设计转速为 118 000 r/min、流量为 0.36 kg/s. 根据 MTE-D 微型发动机总体性能指标确定轴流涡轮进口总温为 1174.8 K、进口总压为 290 159 Pa,要求涡轮效率 ≥ 0.8 、单位轮周功 $\geq 188.18 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{s})$. 结合当前微型涡轮设计技术水平并参考常规轴流涡轮设计经验确定导向器出口平均马赫数为 0.8,出口绝对气流角为 23.5° ,受涡轮材料强度限制,其最大轮缘线速度应低于 500 m/s,同时要求涡轮转子出口轴向排气.由此,

通过一维热力估算确定涡轮基本流道尺寸,通过给定叶片角分布获得叶型中弧线,并叠加叶片厚度获得叶型,基于直纹面原理得到叶片三维造型,最终获得一台直径为 78.4 mm、叶高为 12.95 mm、叶尖间隙为 0.4 mm、落压比为 2.06、流量为 0.35 kg/s、效率为 0.896、单位轮周功为 200.4 kJ/(kg·s)的高亚声微型轴流涡轮(见图 3).

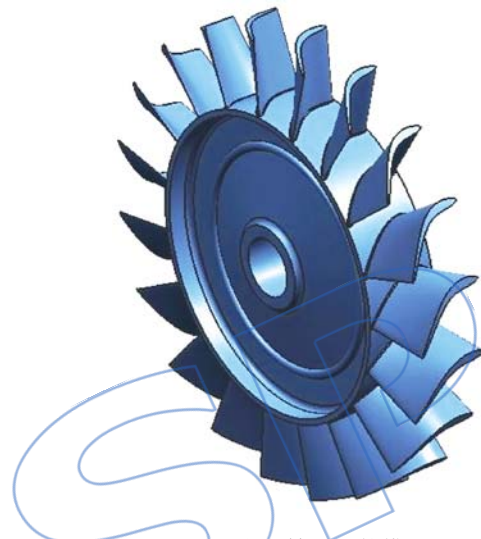


图 3 微型轴流涡轮模型

Fig. 3 Model of micro axial flow turbine

1.3 计算模型及方法

以上文中设计的高亚声微型轴流涡轮为研究对象,在子午流道形状不变的情况下通过削低叶高获得不同叶尖间隙尺寸(0~1 mm)的涡轮方案,叶尖间隙尺寸见表 1,用 Numeca 软件对其进行数值模拟,对比分析叶尖间隙泄漏对微型轴流涡轮的影响,计算网格及数值方法参考 1.1 节计算设置.

表 1 叶尖间隙尺寸

Table 1 Size of tip clearance

计算 算例	间隙/ mm	相对 间隙/ %	计算 算例	间隙/ mm	相对 间隙/ %
Case 0	0	0	Case 8	0.52	4.00
Case 1	0.06	0.45	Case 9	0.58	4.50
Case 2	0.13	1.00	Case10	0.65	5.00
Case 3	0.19	1.40	Case11	0.70	5.50
Case 4	0.26	2.00	Case12	0.78	6.00
Case 5	0.32	2.45	Case13	0.91	7.00
Case 6	0.40	3.10	Case14	1.00	8.40
Case 7	0.45	3.50			

2 计算结果与分析

2.1 微型轴流涡轮流场分析

常规轴流涡轮叶尖相对间隙一般为 $0.7\% \sim 2\%$ 。涡轮微型化后,由于涡轮功率量级与常规尺度相当,由离心力及热应力造成的叶片变形率与常规轴流涡轮相当,但轴承游隙、加工装配等带来的径向尺寸偏差影响大大增加,为确保涡轮安全运转,考虑以上因素并根据前期微型发动机实验经验,本文研究的微型轴流涡轮叶尖间隙应为 $0.4 \sim 0.6 \text{ mm}$,此时叶尖相对间隙为 $3.1\% \sim 4.6\%$,明显高于常规轴流涡轮,因此叶尖间隙泄漏对主流的影响将进一步增强,本文针对 0.4 mm 这一典型叶尖间隙尺寸进行了系统分析。

图4、图5所示为涡轮转子压力面和吸力面的相对马赫数云图,由图可见:压力面流动质量较高,仅在叶尖处出现叶尖分离涡。吸力面叶根处气流在进口端壁附面层内受近壁面逆压梯度作用向端壁卷起形成马蹄涡,在叶片表面径向压差作用下马蹄涡上抬并向下游发展。由于在微型轴流涡轮内其径向压力梯度更大,马蹄涡抬升所影响的范围也更大。同时,轮毂面附面层低能流体在横向压差作用下流向吸力面,受叶片前缘逆压梯度作用产生倒流,并在主流冲击作用下向下游运动,部分低能流体受叶片表面径向压差作用向上抬升与马蹄涡相互卷吸,其影响区域增至叶片中部,造成转子吸力面处流动质量下降。

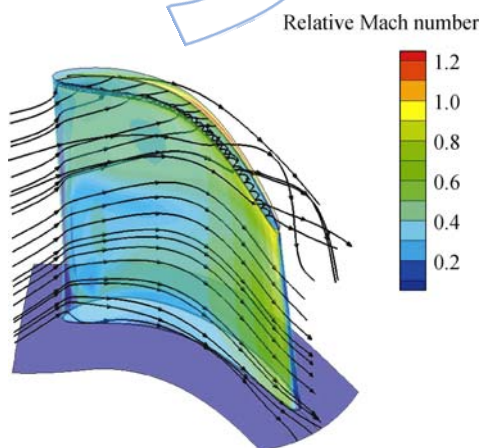


图4 涡轮转子压力面相对马赫数云图
Fig. 4 Relative Mach number contour of rotor pressure surface of turbine

图6所示为涡轮转子不同轴向截面的流线(x 为距离转子进口截面的轴向距离, L 为转子流

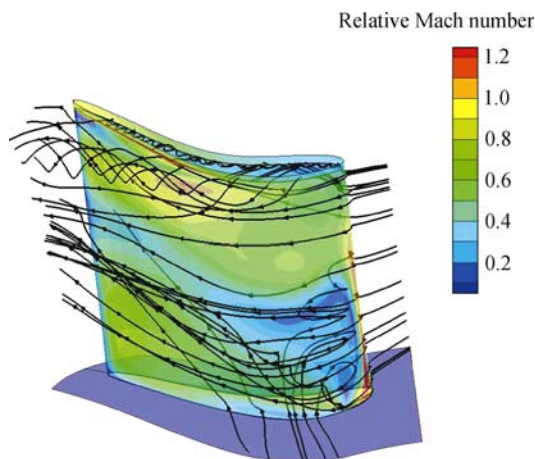


图5 涡轮转子吸力面相对马赫数云图
Fig. 5 Relative Mach number contour of rotor suction surface of turbine

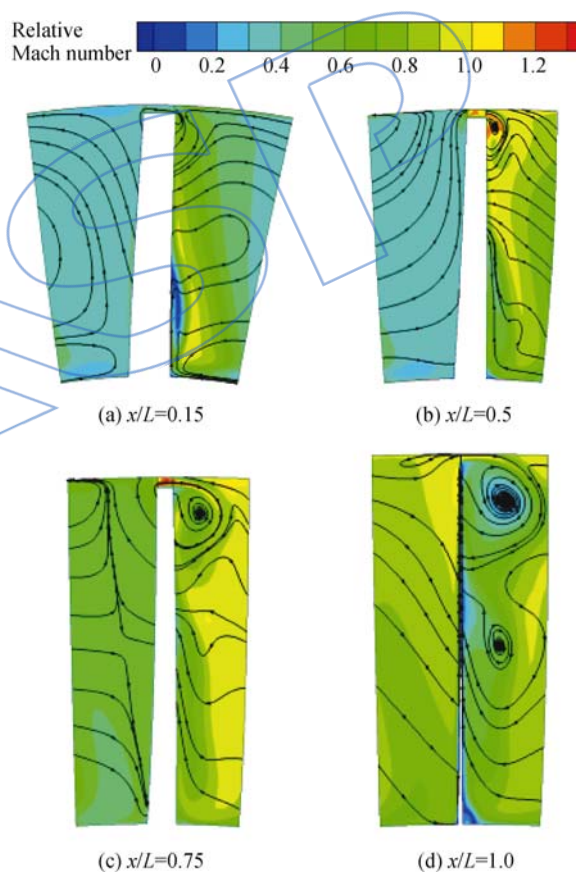


图6 涡轮转子不同轴向截面的流线
Fig. 6 Streamline of rotor at different axial sections of turbine

道轴向长度),图7所示为叶尖间隙不同径向截面的流线(y 为间隙截面到叶尖的距离, Δ 为叶尖间隙高度)。涡轮微型化后,流道中气流转折更为急剧,叶片前缘压差增大,叶尖间隙的气流在叶片两侧压差作用下通过间隙流到吸力面,在 15% 弦长处就形成泄漏涡。泄漏涡沿吸力面向下游发展,尺

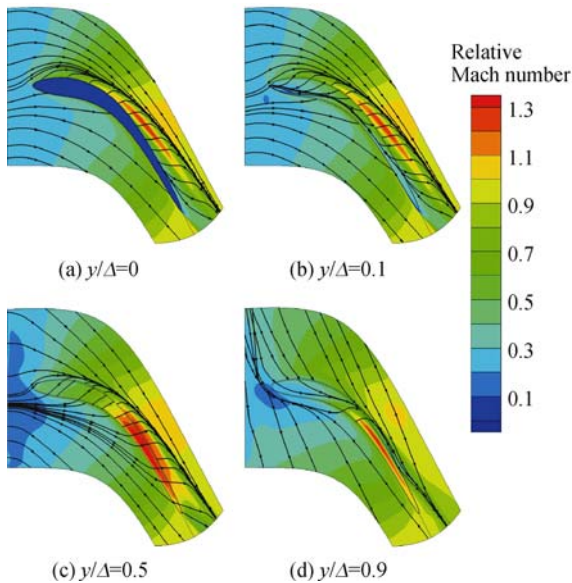


图 7 叶尖间隙不同径向截面的流线

Fig. 7 Streamline of tip clearance at different radial sections

寸不断增大,卷吸更多主流流体,泄漏涡外缘与主流流体之间分离线在切向越来越偏离吸力面,在叶片尾缘处泄漏涡已脱离吸力面.该泄漏涡径向能够影响到 50% 叶高以上的主流结构,展向主要影响吸力面 50% 以上的流道宽度(图 6).在叶尖截面,存在明显的分离线;在间隙中分面上,分离线变稀疏且更靠近吸力面,表明泄漏涡的影响减弱;在近外环截面,受机匣附面层影响进口气流更趋于切向,相当部分气流从吸力面侧流入压力面侧并随主流流出,分离线更稀疏且贴近吸力面表面,泄漏涡的影响更为微弱(图 7).

由此可见,微型轴流涡轮叶尖间隙泄漏在径向、轴向的影响范围都已经扩大到 50% 涡轮通

道,较常规轴流涡轮更为显著,且由计算结果统计可得,对于本文研究的微型轴流涡轮,叶尖间隙泄漏损失占涡轮级损失的 35% (转子损失的 45%),比重略有增大,但考虑到涡轮总损失明显增大(总损失比常规轴流涡轮高 40%~80%),即微型轴流涡轮中叶尖间隙泄漏损失明显增大.

2.2 叶尖间隙尺寸对微型轴流涡轮性能的影响

叶尖间隙尺寸是影响叶尖损失的最主要因素,本文针对不同间隙尺寸的涡轮方案进行数值研究.

2.2.1 叶尖相对间隙尺寸对涡轮级性能的影响

图 8 所示为涡轮级性能随叶尖相对间隙尺寸的变化(L_u 为单位质量气体所做的轮周功).由图可见,随着叶尖相对间隙尺寸的增加,叶片对气流的约束作用减弱,流量增大.涡轮级效率随着叶尖相对间隙尺寸的增大而减小,叶尖相对间隙每增大 1% (相对通道高度),涡轮级效率最多下降 1.9%,且随着叶尖相对间隙尺寸的增加效率下降趋势逐渐减慢.涡轮级落压比、单位轮周功均随着叶尖相对间隙尺寸的增加而减小,落压比变化趋势与效率特性相似,而单位轮周功下降的速度随着叶尖相对间隙尺寸的增加而减慢.

2.2.2 叶尖相对间隙尺寸对涡轮导向器性能的影响

涡轮转子叶尖间隙尺寸主要影响转子的性能,对上游涡轮导向器的影响很小,主要是由于流量的改变而引起的出口马赫数及气流角的变化.对于某常规轴流涡轮,王大磊等^[17]认为转子叶尖间隙对导向器的影响很小.相比于常规轴流涡轮,微

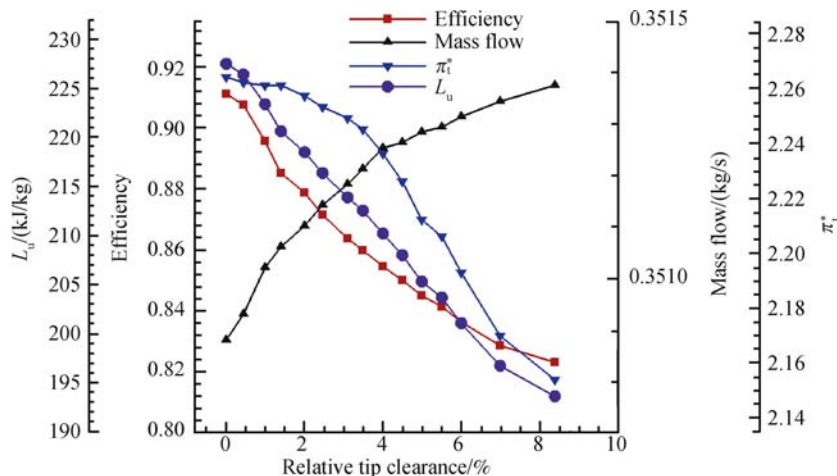


图 8 涡轮级性能随叶尖相对间隙尺寸的变化

Fig. 8 Performance of turbine stage varying with relative tip clearance

型轴流涡轮叶尖相对间隙尺寸较大,对导向器的影响目前并没有明确认识,因此,本文对不同叶尖相对间隙尺寸下导向器的性能进行了研究.图9为导向器总压恢复系数 δ^* 随叶尖相对间隙尺寸变化曲线,分析可知,导向器损失随着叶尖相对间隙尺寸的增加而增大,损失增大的速度随着叶尖相对间隙尺寸的增加逐渐减慢,当叶尖间隙尺寸大于0.9 mm时导向器总压恢复系数基本不随叶尖相对间隙尺寸的增加而变化.在本文研究的叶尖相对间隙尺寸范围内,叶尖间隙尺寸的变化对导向器总压恢复系数最大影响幅度在0.1%左右.由图10导向器出口参数径向分布可以看出:随着叶尖相对间隙尺寸的增加,导向器出口总温 t^* 、总压 p^* 、马赫数 Ma 、气流角沿径向分布均基本一致,可以认为,叶尖相对间隙尺寸的变化对导向器的性能基本没有影响,涡轮级效率下降主要是由于转子性能的降低造成的.

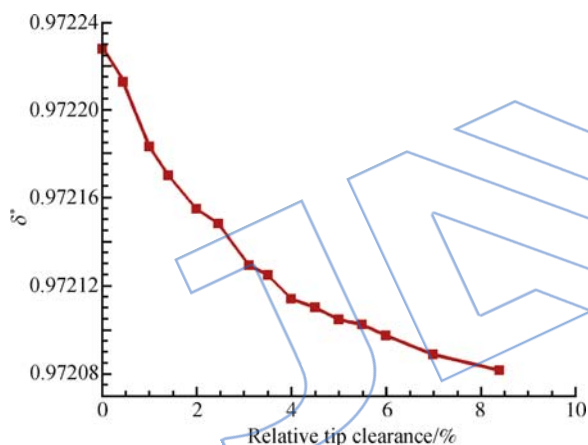


图9 导向器总压恢复系数随叶尖相对间隙尺寸变化曲线

Fig. 9 Curve of stator total pressure recovery coefficient with relative tip clearance

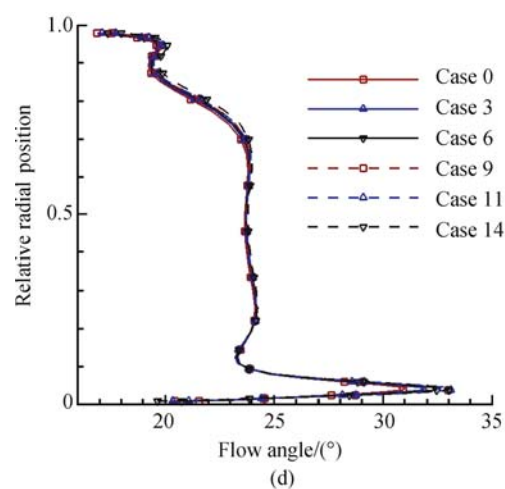
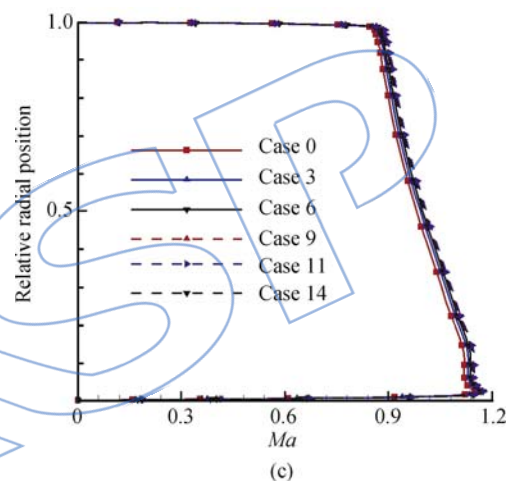
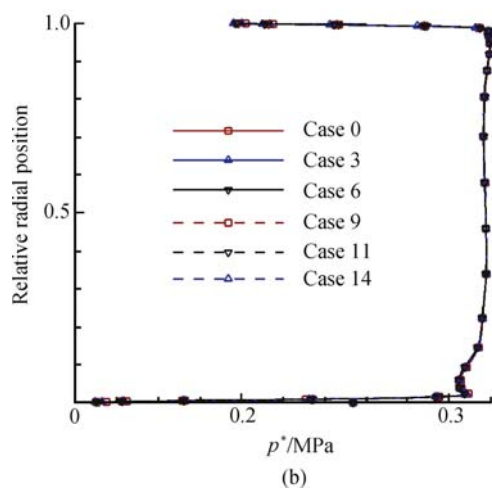
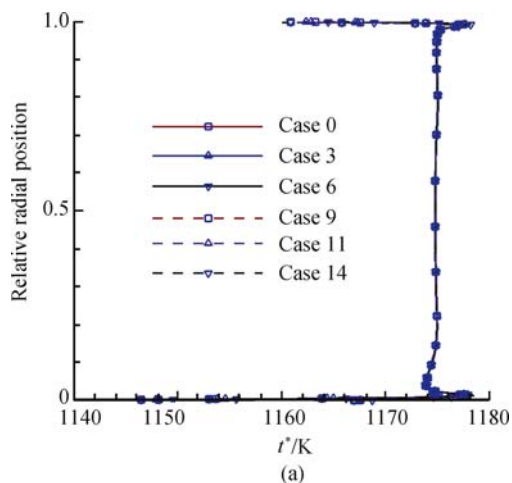


图10 导向器出口参数径向分布

Fig. 10 Distribution of stator outlet parameters along radial direction

2.2.3 叶尖间隙尺寸对涡轮转子性能的影响

图11为不同叶尖间隙尺寸下转子能量损失系数径向分布情况,转子能量损失系数定义为

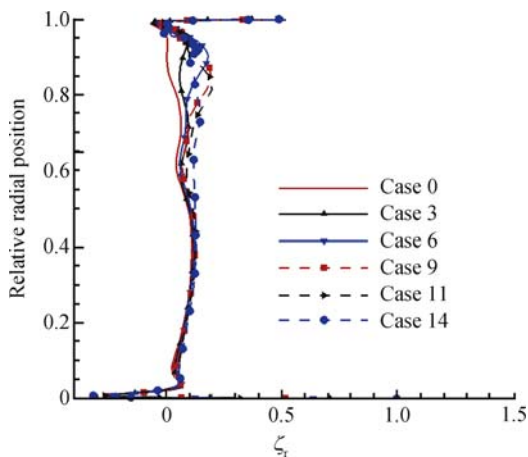


图 11 转子能量损失系数径向分布

Fig. 11 Distribution of rotor energy loss coefficient along radial direction

$$\zeta_r = \frac{\left(\frac{p_2}{p_{w2}^*}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - \left(\frac{p_2}{p_{w1}^*}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{1 - \left(\frac{p_2}{p_{w1}^*}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}$$

式中 κ 为等熵指数, p_{w1}^* 为转子进口相对总压, p_{w2}^* 为转子出口相对总压. 由图可见, 叶根到 5% 叶高及 95%~100% 叶高处存在两个明显的能量损失突变区, 叶尖和轮毂附面层摩擦损失造成叶根和叶尖截面的损失最大. 由于叶尖间隙泄漏仅能影响 50% 以上通道高度流场, 故叶尖间隙尺寸也只对 50% 叶高以上的能量损失系数分布产生影响. 随着叶尖间隙尺寸的增大, 泄漏流量及泄漏流射流速度逐渐增大, 泄漏涡尺度也增大, 涡心位置下移且同时偏离吸力面. 叶尖间隙尺寸较小时 ($\leq 1.5\%$ 叶高), 随着叶尖间隙尺寸的增大, 叶尖间隙泄漏速度迅速增大 (图 12 中 case 1~case

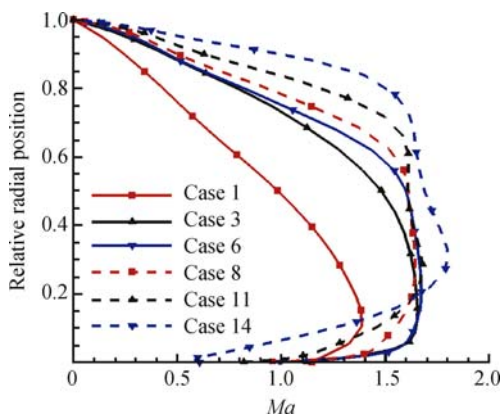


图 12 叶尖间隙泄漏马赫数沿径向分布

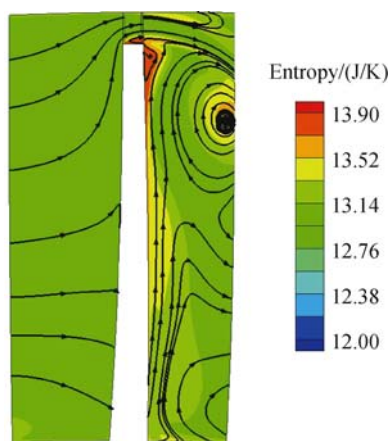
Fig. 12 Distribution of tip clearance leakage Mach number along radial direction

3), 泄漏涡尺度增大, 但涡外缘到涡心的速度梯度增加, 造成涡量增加, 熵值增大, 损失增大. 大叶尖间隙尺寸状态下, 随着叶尖间隙尺寸的增大, 叶尖间隙泄漏速度增幅较小 (图 12 中 case 6~case 14), 泄漏涡尺寸增大造成涡内速度梯度减小, 涡量减小, 熵值降低, 但由于泄漏涡尺度增大导致总损失增加. 由此说明, 当叶尖间隙尺寸较大时 ($\geq 1.5\%$ 叶高), 随着叶尖间隙尺寸的增大, 转子叶尖处能量损失系数减小, 但整个转子的能量损失增大 (图 11 中 case 6~case 14). 随着叶尖间隙尺寸的增大, 上通道涡在泄漏涡的挤压作用下从泄漏涡右下侧移向导向器外环并与外环附面层相互影响, 外环近壁面能量损失系数随着叶尖间隙尺寸的增大而增大 (见图 13). 总的来说, 涡轮转子总能量损失随叶尖间隙尺寸增大而增加.

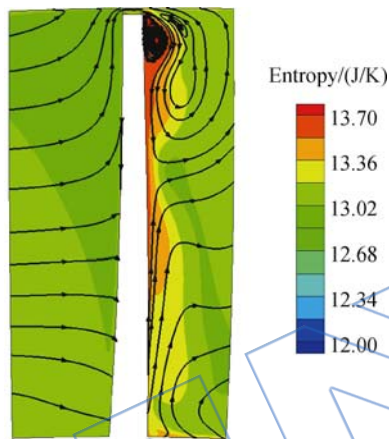
叶尖相对泄漏流量 (即叶尖泄漏流量与无间隙时通过涡轮流道的流量之比) 和流过叶尖间隙的气体相对流量 (即流过叶尖间隙的气体流量与无间隙时通过涡轮流道的流量之比) 曲线如图 14 所示. 由图可见, 随着叶尖相对间隙尺寸和叶尖相对间隙面积 (定义为叶尖间隙面积与转子进口流道面积之比, 叶尖间隙面积等于叶尖间隙高度乘以转子轴向弦长) 的增加, 流经叶尖间隙的流体以及从压力面泄漏到吸力面的流体就越多. 叶尖相对间隙面积每增加 1%, 流过叶尖间隙的气体相对流量增加 1.3% 左右 (见图 14 中 A-M 曲线); 叶尖相对间隙尺寸每增加 1%, 叶尖相对泄漏流量增加 1.6% 左右 (见图 14 中 T-T 曲线); 流过叶尖间隙的气体相对流量与叶尖相对间隙面积的变化成正比, 叶尖相对泄漏流量与叶尖相对间隙尺寸的变化成正比.

与常规轴流涡轮相比, 叶尖间隙泄漏对微型轴流涡轮性能影响也更为显著, 间隙增加 1% 叶高, 级效率下降 1.7% (常规轴流涡轮仅下降 1.5%^[18]).

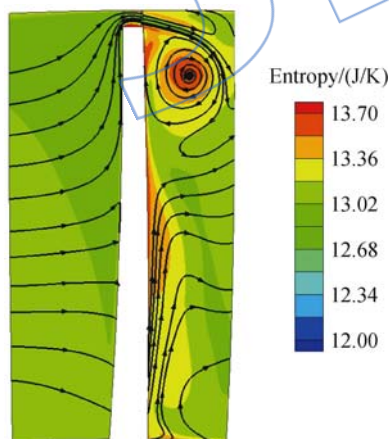
根据涡轮工作环境 (轮缘线速度为 490 m/s, 温度为 1175 K) 确定本文研究的微型轴流涡轮转子离心变形和热变形分别为 0.04, 0.13 mm, 转子系统所采用的微型超高速陶瓷滚珠轴承游隙在 0.1~0.2 mm, 由此确定叶尖间隙尺寸不小于 0.37 mm. 保证涡轮正常工作时的安全系数在 1.1~1.6, 叶尖间隙值为 0.37~0.6 mm. 考虑到涡轮性能随间隙尺寸的变化规律 (图 8), 间隙尺寸在保证安全运转时也不能太大, 结合前期微型发动机实验经验, 综合考虑涡轮气动性能、离心力变形、



(a) 间隙尺寸为0.19 mm



(b) 间隙尺寸为0.52 mm



(c) 间隙尺寸为1.0 mm

图 13 涡轮转子 70% 弦长处的熵值
Fig. 13 Entropy of rotor at 70% chord length of turbine

热变形、轴承游隙及加工装配误差等因素,最终确定本文高亚声微型轴流涡轮转子叶尖间隙尺寸为 0.4 mm. 数值计算结果显示,该间隙尺寸下转子

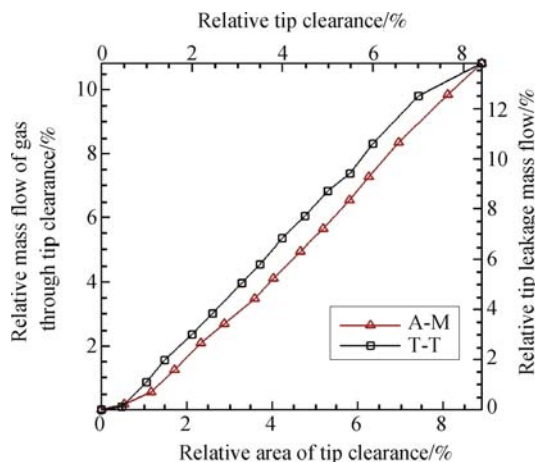


图 14 叶尖相对泄漏流量和流过叶尖间隙的气体相对流量曲线

Fig. 14 Curves of relative tip leakage mass flow and mass flow of gas through tip clearance

设计点性能参数如下:落压比为 2.06、流量为 0.35 kg/s,效率为 0.896、单位轮周功为 200.4 kJ/(kg·s);整级性能参数如下:落压比为 2.12,效率为 0.87,流量为 0.35 kg/s,获得了一个性能较优的微型轴流涡轮.

3 结 论

本文基于 MTE-D 微型发动机原理样机的厘米级高亚声微型轴流涡轮,采用 Numeca 软件开展了不同转子叶尖间隙尺寸涡轮方案的数值仿真分析,研究了叶尖间隙泄漏对高亚声微型轴流涡轮性能及流场结构的影响,总结了叶尖间隙尺寸对涡轮性能的影响规律,获得以下结论:

1) 微型轴流涡轮雷诺数小,附面层厚,通道中的横向流动及由径向压差引起的二次流动更为显著,对主流的影响范围增大,导致流动损失增加,涡轮性能下降.

2) 微型轴流涡轮叶尖间隙泄漏损失明显增大. 本文研究的微型轴流涡轮转子相对叶尖间隙尺寸为 3.1%,泄漏流在吸力面 15% 弦长处形成泄漏涡,与常规轴流涡轮相比,泄漏涡的影响范围已扩大到叶片中部. 泄漏损失占涡轮级总损失的 35%,略高于常规轴流涡轮,但考虑到涡轮总损失明显增大,即微型轴流涡轮中叶尖间隙泄漏损失明显增大.

3) 确定了叶尖间隙尺寸对微型轴流涡轮性能的影响规律. 叶尖间隙尺寸的变化主要影响转子性能,随着叶尖间隙尺寸的增加,转子能量损失增大,涡轮效率降低,效率降低的幅度与叶尖间隙

尺寸成非线性关系,叶尖间隙尺寸每增加 1% 叶高,效率最多下降 1.9%,高于常规轴流涡轮。

4) 基于本文研究的涡轮工作环境,综合考虑涡轮性能随叶尖间隙尺寸的变化规律及工程安装等因素确定了一个较优的叶尖间隙(0.4 mm),数值模拟结果显示该间隙尺寸下涡轮性能为:落压比为 2.12,效率为 0.87,流量为 0.35 kg/s。

参考文献:

- [1] 刘大响,金捷. 21 世纪世界航空动力技术发展趋势与展望[J]. 中国工程科学,2004,6(9):1-8.
LIU Daxiang, JIN Jie. Development tendency and prospect of world aerospace power techniques in 21 century[J]. Engineering Science, 2004, 6(9): 1-8. (in Chinese)
- [2] 黄国平,温泉,李博,等. 微型涡轮发动机顶层设计研究[J]. 航空动力学报,2003,18(6):832-838.
HUANG Guoping, WEN Quan, LI Bo, et al. Top level design of micro turbine jet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 832-838. (in Chinese)
- [3] Peris J, Reynaerts D, Verplaetsen F, et al. Development of a micro gas turbine for electric power generation[R]. Delft, US: the 14th Micromechanics Europe Workshop, 2003.
- [4] 黄国平,梁德旺,何志强. 大型飞机辅助动力装置与微型涡轮发动机技术特点对比[J]. 航空动力学报,2008,23(2):383-388.
HUANG Guoping, LIANG Dewang, HE Zhiqiang. Comparison of technical characteristics of APU and micro turbine engines for large aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 383-388. (in Chinese)
- [5] 夏晨,黄国平,邱建. 某微型发动机对比分析轴流涡轮与离心涡轮的气动性能与尺寸质量[J]. 航空动力学报,2011,26(3):489-497.
XIA Chen, HUANG Guoping, QIU Jian. Comparison research on performance and size of micro axial turbine and radial turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 489-497. (in Chinese)
- [6] 石靖,韩鉴元. 小发动机涡轮的气动设计问题[J]. 航空动力学报,1991,6(1):29-32.
SHI Jing, HAN Jianyuan. Aerodynamical design for small gasturbines[J]. Journal of Aerospace Power, 1991, 6(1): 29-32. (in Chinese)
- [7] Gummer V, Goller M, Swoboda M. Numerical investigation of endwall boundary layer removal on highly-loaded axial compressor blade rows[R]. ASME Paper GT 2005-68699, 2005.
- [8] Rao N M, Camci C. Axial turbine tip desensitization by injection from a tip trench; Part 1 effect of injection mass flow rate[R]. ASME Paper GT 2004-53256, 2004.
- [9] Rao N M, Camci C. Axial turbine tip desensitization by injection from a tip trench; Part 2 leakage flow sensitivity to injection location[R]. ASME Paper GT 2004-53258, 2004.
- [10] 贾希诚,王正明. 叶顶间隙对环形叶栅三维粘性流场影响的数值分析[J]. 工程热物理学报,1999,20(6):707-710.
JIA Xicheng, WANG Zhengming. Numerical analysis of the effects of tip clearance on three-dimensional viscous flow in annular cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1999, 20(6): 707-710. (in Chinese)
- [11] Merz R, Krueckels J, Mayer J F, et al. Computation of three-dimensional viscous transonic turbine stage flow including tip clearance effects[R]. ASME Paper 95-GT-76, 1995.
- [12] 杨策,马朝臣,王延生,等. 透平机械叶尖间隙流场研究的进展[J]. 力学进展,2001,31(1):70-83.
YANG Ce, MA Chaochen, WANG Yansheng, et al. A review of studies on turbomachinery tip gap leakage flow[J]. Advances in Mechanics, 2001, 31(1): 70-83. (in Chinese)
- [13] 石宝龙,岂兴明,矫津毅,等. 二次流与叶顶间隙损失的数值研究[J]. 航空动力学报,2009,24(5):1096-1100.
SHI Baolong, QI Xingming, JIAO Jinyi, et al. Numerical analysis of the secondary flow and tip clearance leakage loss[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1096-1100. (in Chinese)
- [14] Whitney W J, Szanca E M, Moffitt T P, et al. Cold-air investigation of a turbine for high-temperature-engine application; Part 1 turbine design and overall stator performance[R]. NASA TN D-3751, 1967.
- [15] Prust H W Jr, Schum H J. Cold-air investigation of a turbine for high-temperature-engine application; Part 2 detailed analytical and experimental investigation of stator performance[R]. NASA TN D-4418, 1968.
- [16] Whitney W J, Szanca E M, Bider B, et al. Cold-air investigation of a turbine for high-temperature-engine application; Part 3 overall stage performance[R]. NASA TN D-4389, 1968.
- [17] 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)
- [18] 熊宇飞. 航空发动机转子叶尖间隙测量[J]. 测控技术, 2004, 23(1): 5-7.