

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.01.023

低展弦比微型轴流涡轮弯叶片设计

谢 婕 夏 晨 张远森 李传鹏

(南京航空航天大学江苏省航空动力系统重点实验室,南京,210016)

摘要:针对微型轴流涡轮机面临的低展弦比、低雷诺数导致效率降低的问题,以某型 200 kW 微型燃气轴流涡轮发电机高压涡轮为研究对象,采用数值模拟方法开展了低展弦比下微型弯曲轴流涡轮叶片设计技术研究。对展弦比为 0.88 的涡轮静叶,分析对比了正弯和 J 型弯静叶对微型涡轮流场的影响,结果显示:正弯静叶顶部出口气流角较大,造成下游动叶叶尖泄漏损失增大,整体效率下降;而 J 型弯方案抑制了下游动叶叶背中径的流动分离,整体性能较原型有所提升。然后,研究了 J 型静叶弯高和弯角对涡轮性能的影响规律,结果表明:采用大弯高小弯角设计的 J 型静叶提高了静叶根部通流能力,同时合理分配了静叶通道内的负荷以及出口气流方向,对涡轮级流场的改善效果更佳。J 型静叶弯高为 1、弯角为 $+5^\circ$ 时,级效率达到 0.852,流量为 1.205 kg/s,较原型分别提高了 0.77% 和 0.96%。

关键词:微型轴流涡轮;叶片;展弦比;正弯;J 型弯

中图分类号:V231.3

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2015)01-0160-07

Micro Axial Turbine Bowed Blade Design at Low Aspect Ratio

Xie Jie, Xia Chen, Zhang Yuansen, Li Chuanpeng

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Based on the problem of the micro axial turbine efficiency being reduced at low aspect ratio and low Reynolds number, regarding a high-pressure turbine of a 200 kW micro turbine generator as the object of study, the micro bow axial turbine stator design technology is researched using the numerical simulation method at low aspect ratio. When the turbine stator aspect ratio is 0.88, the effect of positive bow stator and J bow stator on the turbine flow field is analyzed and compared, and the results show that: The positive bow stator enlarges the stator exit flow angel on the tip and the rotor tip clearance loss, so drops the efficiency. The J bow stator restrains the flow separation of rotor in the mid and improves the overall efficiency. Then, the effect of bow height and bow angel on the J bow stator is studied, and the result indicates the J bow stator with big bow height and little bow angel can improve the mass flow of hub. At the same time, the passage aerodynamic load and the exit flow angel are reasonably distributed, which can improve the turbine internal flow. When J bow stator's bow height is 1 and bow angel is $+5^\circ$, the stage efficiency and the mass flow achieve 0.852 and 1.205 kg/s, and increase by 0.77% and 0.96% compared witch original ones, respectively.

Key words: micro axial turbine; blade; aspect ratio; positive bow; J bow

微型涡轮机具有尺寸小、质量轻、功率密度高的优点,在微型涡轮喷气发动机、飞机辅助动力系

统(Auxiliary power unit, APU)、空气涡轮起动机、微型燃气涡轮发电机等设备中都普遍被采用为

收稿日期:2014-03-26;修订日期:2014-05-21

通信作者:谢婕,女,助理实验师,E-mail:xiejie@nuaa.edu.cn。

动力产生装置。微型涡轮有向心涡轮和轴流涡轮两种形式,其中微型轴流涡轮相对来说具有质量轻、通流能力大、易于设计为多级的优点。Honeywell 研制的 Model 131-9 辅助动力装置^[1],核心机主要采用单级离心压气机和双级轴流涡轮结构;德国卡尔斯鲁厄大学叶轮机械研究院^[1]对一采用单级微型轴流涡轮的微型涡轮发动机进行了性能测试;南京航空航天大学在 2004 年完成研制的国内首台微型涡轮发动机中也采用了单级轴流涡轮^[2]。日本 MITI 旗下的 NEDO 研制的 CGT302 微燃机,其燃气发电涡轮和动力涡轮均采用陶瓷轴流涡轮^[3]。

目前,压气机朝高压比方向发展,需要消耗较多的轴功率。在 APU 和微型燃气涡轮发电机中,涡轮除了要输出较多功率带动压气机转动外,还要输出额外功率带动外部负载,因此涡轮的级负荷水平较高。目前涡轮设计中,在叶片转动线速度一定的情况下,涡轮转子进出口切向速度差已基本用到极限,难以显著提升。因此,为了提高涡轮轮缘功,需增大涡轮轮缘线速度。然而,转速受压气机限制,只能增大涡轮半径;再由于流量需与压气机匹配,所以增大涡轮叶尖半径后只能减小叶高来保持一定的涡轮流通面积,因此低叶片展弦比是这类涡轮共同面临的问题。对于空气涡轮起动机,调压装置是其核心,由于调压装置结构复杂、体积较大,在径向方向所占空间较大,导致涡轮叶根直径增大、叶高降低、展弦比也随之降低。这 3 类系统中的微型涡轮展弦比较小,由此带来通道中雷诺数减小,气体粘性作用增强,二次流损失和泄露损失增大,叶轮效率降低。

随着叶轮整体精密铸造技术等加工能力的进步,利用弯叶片改善轴流涡轮端壁流动,提高整级效率成为了可能。目前,弯叶片的研究大都集中在常规尺度叶轮上,美国德州农工大学涡轮研究中心^[4]将弯叶片应用于三级高压涡轮中,有效抑制了二次流损失、提高了级效率。袁宁的研究发现^[5]:涡轮静叶正弯,可在叶背处形成 C 型压力分布,促使端壁附面层向中径迁移,从而降低端壁损失。沈阳 606 所^[6]采用弯扭技术对涡轮进行改型,级效率提高了 2%。但国内外目前还未看到报道对弯叶片应用在微型叶轮,尤其是微型轴流叶轮上的研究。

本文以南京航空航天大学微型发动机研究所

200 kW 微型燃气涡轮发电机双级轴流涡轮为研究对象,开展微型低展弦比轴流涡轮的弯叶片设计技术研究。

1 涡轮流场数值模拟

1.1 数值模拟校验

本研究采用商用 CFD 软件 numeca 开展,涡轮级计算网格通过 Autogrid 4 模块生成,静叶和动叶均选取单个叶轮通道进行网格划分,静叶采用 HO 型网格,动叶采用 OI 型网格,叶尖间隙区域采用蝶形网格,壁面处网格雷诺数控制在 $y^+ < 10$,静叶进口延伸段取一倍弦长,动叶出口延伸段约为两倍叶片轴向弦长,三维网格造型如图 1 所示。取单个叶轮通道进行数值模拟,通过 fine/turbo 模块求解柱坐标系下的三维 N-S 方程,湍流模型采用 S-A 模型,流动介质为真实空气,空间离散采用 jame-son 二阶中心差分格式,时间离散采用四阶 Runge-Kutta 法推进,结合三重网格、当地时间步长和隐式残差光滑等手段加速收敛。

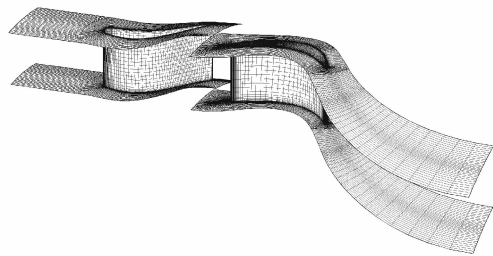


图 1 计算网格

Fig. 1 Computation mesh

为确保计算的准确性,对该软件进行了计算校验。以 NASA Lewis 研究中心直径为 12.76 cm,设计点落压比为 2.77 的微型轴流涡轮^[7-8]作为校验对象。根据文献中实验环境设定计算条件:进口总温 323 K,总压 143 kPa,轴向进气,涡轮转速 33 320 r/min,出口给定背压,固壁给定绝热无滑移边界条件,轮毂和叶片给定固壁绝热转速条件,当计算残差小于 10^{-5} ,进出口流量差值小于 0.001%,即认为计算收敛。

为验证网格密度对计算精度的影响,采用了 3 套计算网格,网格节点分别为 75×10^4 , 150×10^4 和 300×10^4 ,并将数值模拟结果同实验结果进行了对比(图 2,3),可以看出,二者趋势一致,最高偏差约 2.3%,在可接受的范围内。3 套网格密度方案得到的总体性能参数基本无差别,因此,可以认

为 75×10^4 网格密度已能确保计算准确度。本文后续计算研究都是在相同网格密度、相同计算软件与设置条件下的相对比较。

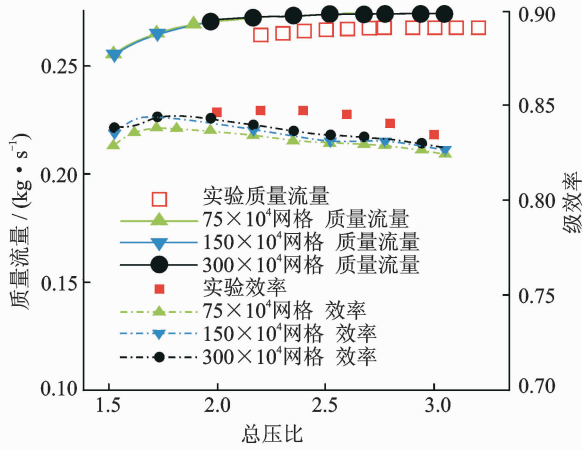


图2 压比-流量(效率)特性曲线图

Fig. 2 Pressure ratio-massflow (efficiency) characteristic curves

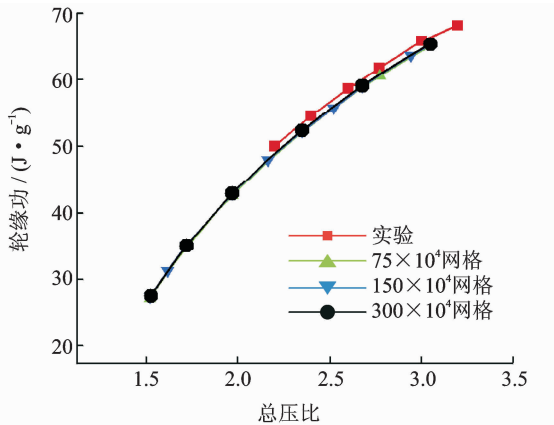


图3 压比-轮缘功特性曲线图

Fig. 3 Pressure ratio-rim power characteristic curves

1.2 微燃机高压涡轮基本气动设计与造型方法

本研究针对南京航空航天大学微型发动机研究所 200 kW 微型燃气涡轮发电机开展,该微燃机主要采用两级离心压气机+两级轴流涡轮+燃烧室+回热器结构,两级离心压气机压比 5.42(带级间冷却),涡轮前温度 1 200 K,发电功率 200 kW,整机热功效率需要达到 40%,总体性能参数如表 1 所示。

结合微型发电机第一级涡轮工况条件(进口总压 511 kPa,总温 1 200 K,轴向入流),对 1.1 节校验叶轮进行修正,获得微燃机第一级涡轮初步方案:涡轮内径 159 mm,外径 184 mm,静叶展弦比 0.88,动叶展弦比 0.93,叶尖间隙取 0.4 mm。采

用 1.1 节数值模拟设置对微燃机第一级涡轮开展三维流场计算,由于转静子均为直叶片,径向窜流所引起的损失较强,经分析作者认为性能存在提升的空间,而弯叶片已被证实能够有效抑制损失,故采用弯叶片设计技术对第一级涡轮静叶进行改型设计。

表 1 微燃机涡轮总体性能参数

Tab. 1 Overall performance parameters of micro generator turbine

参数	流量/ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	落压比	轮缘功/ ($\text{kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$)	效率
第一级涡轮	1.166	2.32	222.74	0.85
第二级涡轮	1.166	2.08	163.6	0.85

为便于实现对弯叶片参数的控制,本文弯叶片采用 bezier-line-bezie 作为积叠线,如图 4(a)所示,其主要控制参数为弯高 C_1, C_2 和弯角 A_1, A_2 ,弯高表示叶片弯曲程度占叶高的百分比,弯角表示叶片积叠线切线与径向方向坐标的夹角,弯叶片在根部(顶部)的倾角定义为积叠线在内径(外径)的切线与内径(外径)的夹角,从内径(外径)算起,逆时针组成的锐角定义为正倾角,顺时针组成的锐角定义为负倾角^[9]。因此,以微燃机第一级涡轮静子叶型为原型,不改变原始叶型的展弦比、厚度分布和子午流道型线,通过 bezier-line-bezier 控制积叠线切线与径向的夹角,从而实现对叶根和叶尖弯角的控制。基于以上控制规律,所获得的静子三维造型如图 4(b)所示。

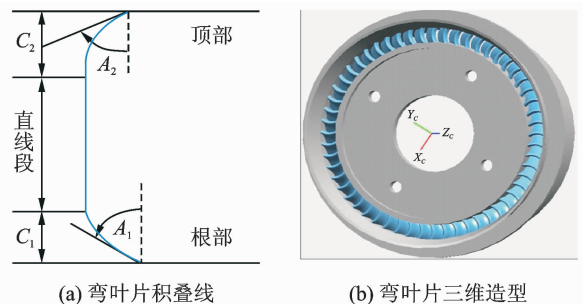


图4 弯叶片积叠线及三维造型图

Fig. 4 Bow blade stacking line and three-dimensional model

2 微型轴流涡轮弯曲形式的影响

2.1 弯叶片积叠形式选取

目前弯叶片主要形式包括正弯,反弯和 J 型弯^[10]。所谓正弯叶片,即叶根弯角为正叶尖弯角为负,反弯叶片则与正弯相反,J 型弯叶片叶根弯角为正,而叶尖弯角很小,甚至不弯。由于本文静

叶气流转折角较小(70°),根据文献[11]的研究结果,采用正弯和J型弯设计较为合理。为了确定正弯和J型弯哪种方案更具优越性,分别采用以上两种形式的弯曲方案修改第一级涡轮静叶,并对流场进行了三维计算,其中正弯静叶叶根和叶尖弯高都为0.5,弯角分别为 $+5^\circ$ 和 -5° ,J型弯静叶叶根弯高0.5,弯角 $+5^\circ$,叶尖则不做任何处理。

2.2 正弯和J型弯静叶的对比分析

图5给出了叶栅通道的流场图。可以看出,在叶栅通道中,下端壁来流附面层撞击叶片前缘,形成鞍点并分离成马蹄涡压力侧和吸力侧分支,在通道横向压差的驱动下,马蹄涡压力侧分支绕过轮毂面到达相邻叶片吸力面一侧时,下端壁附面层受其影响卷起并形成通道涡;由于马蹄涡压力面分支与通道涡旋转方向一致,它的存在增强了通道涡的强度,通道涡不断卷吸近壁面附面层低能流体,在径向方向形成了明显的分离线。在叶片出口位置,由于周围一侧流体又重新达到叶片吸力面后部,因此形成了再附线。

为了便于分析,定义通道中静压沿径向逐渐升高为径向正压梯度,逐渐减小为径向负压梯度。由图5(a,b)可以看出,在叶根及叶中部处正弯与J型

弯静叶流动基本相同,均由于根部弯角为正,在根部区域形成了局部径向负压梯度,迫使下端壁附面层低能流体朝叶中部主流区发展,抑制了根部的流动分离,但是叶中部主流区由于附面层堆积,形成了低压分离区。在叶尖处J型弯总压损失较大,这是由于正弯静叶叶尖存在弯角,在叶背表面形成了从叶尖指向叶中部的局部径向负压梯度,造成附面层向叶中部迁移,而J型弯静叶对叶尖不做修正,叶尖附面层无法向叶中部迁移,导致叶尖端壁损失较正弯大。

正弯与J型弯静叶积叠形式的不同,导致静叶叶尖出口气流角存在差异,下游动叶入流条件也受到了影响。如图5(c,d)所示,从动叶叶尖横向熵分布云图及流线图可以看出,正弯静叶下游动叶叶背的最大熵值明显高于J型弯静叶方案。这是由于正弯静叶叶尖的反弯处理,导致气流叶尖切向速度分量减少,下游动叶叶尖做功能力下降,并且下游动叶叶尖进口为负攻角状态,使得气流在叶背处的加速膨胀加剧,造成叶盆和叶背横向压差增大,叶尖泄漏损失增强,效率下降;而J型弯静叶叶尖采用 0° 弯角设计则避免了这一问题。

三维流场计算结果如表2所示。从表2可以看出,正弯静叶总压恢复系数、级效率与原型相比,分别降低了0.2%和0.4%,而J型弯静叶总压恢复系数与原型一致,级效率较原型提升了0.4%。因此针对本文微型涡轮跨音叶型来说,采用J型弯静叶方案更有利于提高涡轮总体性能。

表2 涡轮总体性能参数表

Tab. 2 Overall performance parameters of turbine

参数	总压恢复系数	轮缘功/($\text{kJ} \cdot \text{kg}^{-1}$)	级效率
原型	0.958	222.67	0.845
静叶正弯	0.956	221.86	0.841
静叶J型弯	0.958	224.05	0.849

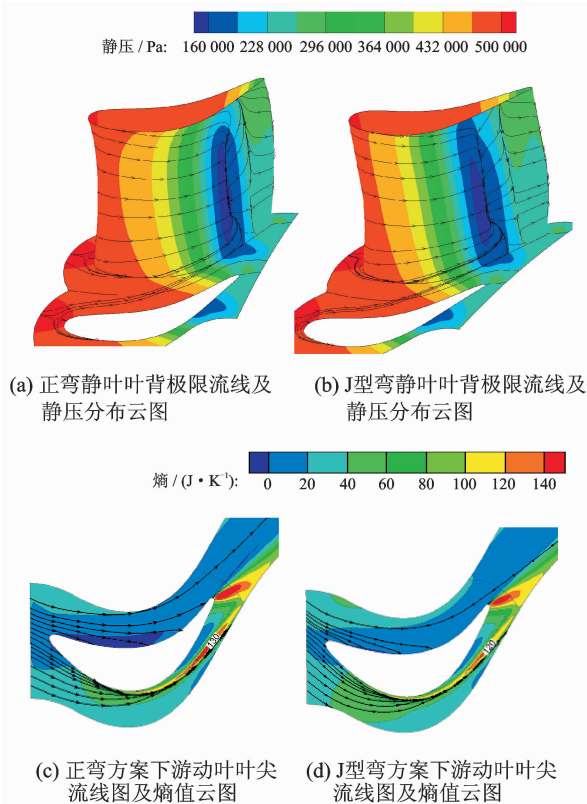


图5 正弯方案与J型弯方案流场对比图

Fig. 5 Flow field comparison of positive bow case and J bow case

3 微型轴流涡轮静叶J型弯设计

3.1 J型弯静叶弯高和弯角对其本身通道流动的影响

本文分别取J型弯叶片弯高为0.2,0.3,0.4,0.5,0.6,0.7,0.8,0.9,1.0,每个弯高搭配 $+5^\circ$, $+10^\circ$, $+15^\circ$,总计27个方案进行了单静子和整级涡轮流场研究,并对不同J型弯曲方案的静叶和动叶流场进行分析。

图6给出了不同方案J型弯静叶叶背极限流线图以及静压分布云图。同原型相比,J型弯静叶由于在静叶根部沿径向形成了局部负压梯度,使得叶

根低能附面层在压差的驱动下,向叶中部堆积。因此,叶根部损失减小,叶中部损失增大,形成了明显的低压分离区。一定弯高下,随着弯角的增大,叶背根部径向负压梯度增强,叶根低能附面层向中部的迁移增强,叶根流动效率提高;叶中部低能附面层堆积严重,低压分离区上移,流动情况恶化。一定弯角下,随着弯高的增大,根部静压增加的幅度以及在径向方向的影响范围均有所增大,下端壁附面层在主流区的汇聚点逐渐上移,叶根分离区消失,主流区域形成了明显的低压分离区并上移。

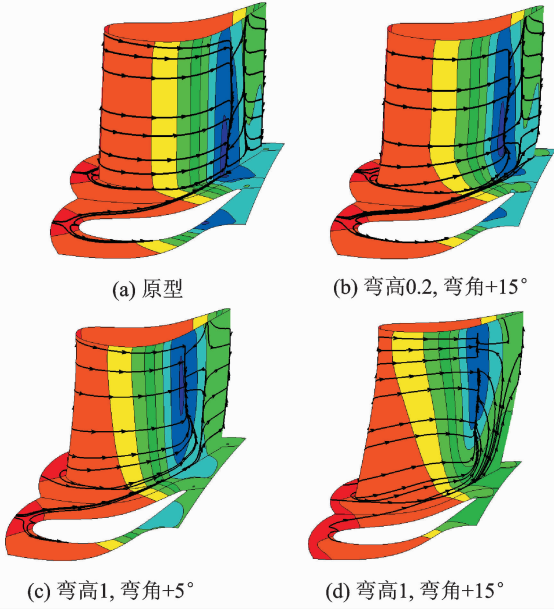


图6 静叶叶背静压及极限流线图

Fig. 6 Stator suction side extra flow line

图7给出了静叶周向平均总压恢复系数沿径向的分布,静叶根部正弯改善了根部压力场,根部损失减小。一定弯角下,大弯高对静叶根部流动的改善幅度要优于小弯高,但叶中部以上区域的流动损失较小弯高方案明显增强;一定弯高下,改变弯角对静叶根部的流动影响不明显,但在大弯高时,叶中部及以上区域的流动损失随弯角的增大而增大,可见,弯角的选择是否合理对弯叶片性能有较大的影响。由以上分析可知,采用大弯高小弯角设计的J型弯静叶能够改善转静子匹配,提高级效率。

3.2 J型弯静叶弯高和弯角对下游动叶流场的影响

J型弯静叶叶型不同会造成其出口气流角不同,这会对其下游动叶攻角状态和做功能力产生影响。图8给出了J型弯静叶弯高为1时,不同弯角下其出口气流角以及下游动叶轮缘功沿径向分布情况。由图8可以看出,同原型相比,J型弯静叶

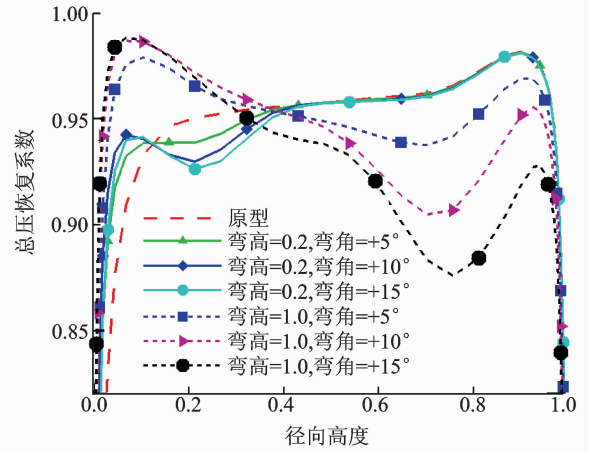
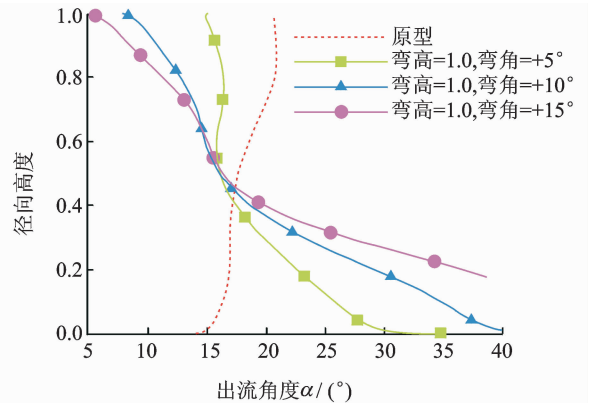
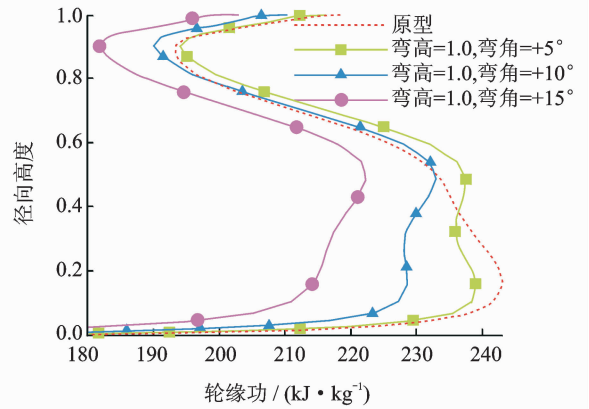


图7 静叶总压恢复系数径向分布图

Fig. 7 Total pressure coefficient of stator along radial distribution



(a) 弯角对出口气流角的影响



(b) 弯角对下游动叶轮缘功的影响

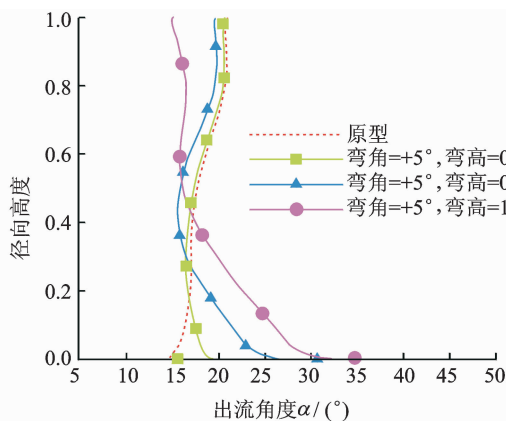
图8 弯角对J型静叶出口气流角及下游动叶轮缘功的影响

Fig. 8 Effect of bowed angle on J stator flow angle and downstream rotor rim power

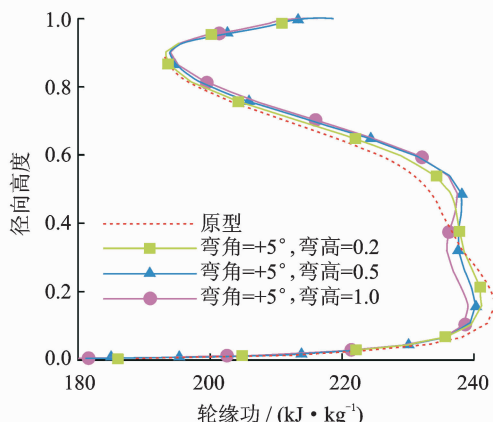
方案增大了静叶根部出口气流角,提高了根部的流通能力;同时减小了静叶中部及以上区域的出口气流角,增大了气流切向速度分量,提高了下游动叶

中部和顶部的做功能力;随着弯角的增大,静叶根部的出口气流角增大,导致下游动叶根部负攻角和叶尖正攻角增大,分离区增强,做功能力下降。当静叶弯角为+15°时,静叶出口气流角沿径向变化程度最为剧烈,下游动叶入流攻角最为恶劣,动叶轮缘功急剧下降。因此,大弯高时,静叶弯角不宜过大。

图 9 给出了 J 型弯静叶弯角为+5°时,不同弯高下其出口气流角以及下游动叶轮缘功沿径向分布情况。可以看出,增大静叶弯高,叶根出口气流角增大,并且变化区域沿径向有所扩展,而顶部气流角减小。由此导致了下游动叶根部做功能力较小弯高时有所减弱,但由于增大了动叶叶尖进口正攻角,气流在吸力面的膨胀加速减缓,由横向压差引起的叶尖泄漏损失减小,提升了叶中部及上方区的做功能力。因此,增大 J 型弯静叶弯高,对于下游动叶轮缘功的整体提升是有益的。



(a) 弯高对出口气流角的影响



(b) 弯高对下游动叶轮缘功的影响

图 9 弯高对 J 型静叶出口气流角及下游动叶轮缘功的影响

Fig. 9 Effect of bowed height on J stator flow angle and downstream rotor rim power

3.3 J 型弯静叶弯曲方案对级性能的影响

J 型弯叶片流量随静叶弯高的变化如图 10 所示。可以看出,同一弯角下,采用大弯高的 J 型静叶合理分配了静叶通道内压力分布以及出口气流角方向:叶根静压增大,分离区减小;同时,叶根出口气流角增大,叶尖气流角减小。因此,增强了涡轮的通流能力,这在一定程度上提高了涡轮输出功率。图 11 给出了 J 型弯叶片涡轮级效率随静叶弯角和弯高变化的曲线图。可以看出,同一静叶高度下,涡轮级性能随着静叶弯角的增大而降低,并且大弯高静叶级性能的降低幅度比小弯高明显;涡轮级效率在小弯角条件下较原型有所提升,且弯角一定时,大弯高下的提升幅度较小弯高明显。因此,在弯角+5°弯高为 1 时提升幅度最大,此时级效率为 0.852,较原型提高了 0.77%。

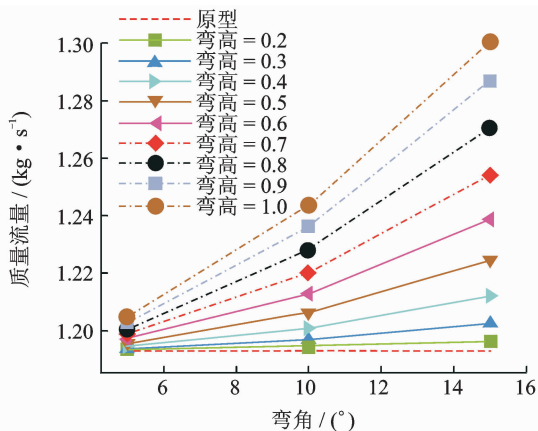


图 10 J 型弯叶片改型方案流量曲线图

Fig. 10 Effect of J bow stator case on massflow

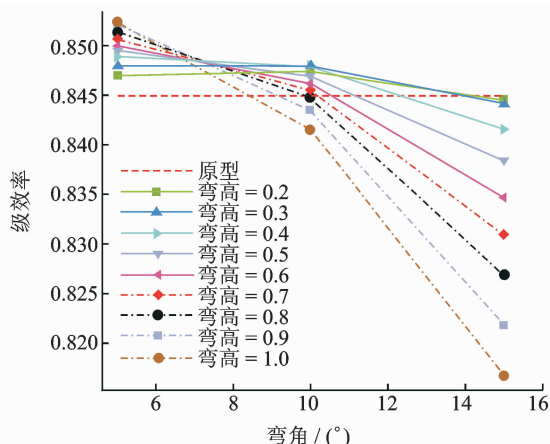


图 11 J 型弯叶片改型方案效率曲线图

Fig. 11 Effect of J bow stator case on stage efficiency

4 结 论

本文开展了低展弦比下微型轴流涡轮弯叶片

设计技术研究,采用数值模拟方法研究了不同的静叶弯曲形式以及J型弯静叶弯高和弯角对涡轮性能的影响,得到以下结论:

(1)正弯静叶流动损失较J型弯静叶明显增强,并引起下游转子叶背膨胀加剧,泄漏损失增大,效率低于J型弯方案。因此,针对本文跨音微型轴流涡轮叶型,静叶采用J型弯方案更为合理。

(2)J型弯静叶根部形成了局部径向负压梯度,根部附面层向中部汇集,改善了下端壁附近附面层堆积现象,但增加了叶中部流动损失。采用大弯高小弯角设计的J型静叶,重新分配了静叶通道内的气动载荷,降低了静叶根部马赫数,增大了静叶根部出口气流角,减小了叶中部及叶尖出口气流角,提高了叶中部和叶尖气流出口切向速度,充分利用了下游动叶中部上方区域高切线速度,提高了涡轮级轮缘功。

(3)不同J型静叶弯曲方案对下游转子匹配产生了影响。采用大弯高小弯角设计的J型静叶,有利于抑制下游动叶二次流损失和叶尖泄漏损失,提高动叶根部做功能力,使总体效率水平上升。

(4)以南京航空航天大学微型发动机研究所200 kW微燃机双级微型轴流涡轮静叶为例,在本文所取的弯高和弯角范围内,静叶弯高为1,弯角为 $+5^\circ$ 时对级效率的提升效果最明显,此时级效率达到0.852,流量为1.205 kg/s,较原型分别提高了0.77%和0.96%。

参考文献:

- [1] 《世界中小型航空发动机手册》编委会. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2006.
- [2] Miklos G. Development of a very small aero-engine [R]. ASME 2000-GT-0536,2000.
- [3] Takehara I, Tatsumi T, Ichikawa Y. Summary of CGT302 ceramic gas turbine research and development program[R]. ASME 2002- GT-644,2002.
- [4] Schobeiri M T. A comparative aerodynamic and performance study of a three-stage high pressure turbine with 3-D bowed blades and cylindrical blades [R]. ASME 2004-GT-53650,2004.
- [5] 袁宁,郑严,于守志. 提高航空发动机性能的弯扭导向器技术[J]. 推进技术,2001,22(6):458-463.
Yuan Ning, Zheng Yan, Yu Shouzhi. Twisted and bowed guide blade technology to improve aero-engine performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001,22(6):458-463.
- [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):21.
Shi Jing, Han Jianyuan. Aerodynamical design for small gasturbines [J]. Journal of Aerospace Power, 1991,6(1):21.
- [7] Jeffrey E H. Analytical and experimental investigation of stator endwall contouring in a small axial-flow turbine: I—Stator performance[R]. NASA 84-C-4,1984.
- [8] Jeffrey E H. Analytical and experimental investigation of stator endwall contouring in a small axial-flow turbine: II—Stage results[R]. NASA 84-C-5,1984.
- [9] 苏杰先,王仲奇. 叶片的弯扭联合气动成型理论、实验、设计及其应用[J]. 动力工程,1992,12(6):1-6.
Su Jiexian, Wang Zhongqi. Profiling of simultaneously vaulted and twisted blades—Theory, experiment, design and application [J]. Power Engineering,1992,12(6):1-6.
- [10] 陈雷,陈江. 级环境下弯叶片对涡轮气动性能影响数值研究[J]. 航空动力学报,2011,26(12):2765-2771.
Chen Lei, Chen Jiang. Numerical investigation on the effect of bowed blade to aerodynamic performance of low pressure turbine under stage condition [J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(12):2765-2771.
- [11] 宋彦萍. 弯扭叶片的主要研究成果及其应用[J]. 热能动力工程,1999,14(3):159-193.
Song Yanping. Research and application on twisted blade [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,1999,14(3):159-193.