

文章编号:1000-8055(2013)04-0921-09

叶片前缘形状对涡轮气动性能的影响

陈 雷¹, 陈 江¹, 赵石磊¹, 张 慧²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 采用 Bezier 曲线控制涡轮叶片前缘形状由圆弧形改为非圆弧形, 用数值计算方法研究涡轮叶片前缘形状对其气动性能影响。首先以基元叶型为研究基础, 数值模拟分析、比较不同基元叶型前缘形状在不同攻角下对涡轮叶栅性能影响。对于正常运行的攻角范围($-15^{\circ} \sim +10^{\circ}$), 由于非圆弧形前缘表面曲率半径增大较缓, 减小了前缘表面流动的法向压力梯度, 抑制过度膨胀, 减小由摩擦力引起的能量耗散, 损失减小, 且非圆弧形曲率半径越大, 提高性能效果相对越好。而在非设计工况的大攻角条件下, 前缘曲率半径缓慢增大将导致叶型分离更严重, 损失相对增加。其次以某 5 级低压涡轮作为验证实例, 数值研究分析认为, 非圆弧形前缘形状可改善叶片前缘流动特性, 提高涡轮效率, 但对于远离设计点的非设计工况, 由于气流攻角的大幅度改变, 会带来涡轮气动性能的负面影响。

关 键 词: 叶片前缘; 气动性能; 基元叶型; 低压涡轮; 数值研究

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of blade leading edge on aerodynamic performance of turbine

CHEN Lei¹, CHEN Jiang¹, ZHAO Shi-lei¹, ZHANG Hui²

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Geometry of turbine blade leading edge was altered from circular to non-circular by using the Bezier curves methods, based on which numerical analysis and comparison were made to illustrate how turbine cascade leading edges affected the aerodynamic performance under different attack angles. Within the normal operating range of attack angle ($-15^{\circ} \sim +10^{\circ}$), the non-circular leading edge had a better performance as the gradual increase of the curvature radius of the non-circular leading edge reduced the normal pressure gradient of the leading edge, which further restrained the flow from excessively expanding and reduced the energy dissipation caused by the viscous stress, resulting in a decreased flow loss, and the bigger the curvature radius of the non-circular leading edge, the better the performance. Whereas under the large attack angle of the non-design condition, the gradual increase of the curvature radius would cause more severe cascade separation, which aggravated the loss, and it was exemplified by the case of a five-stage low pressure turbine. Numerical analysis has indicated that the non-circular leading edge can improve the flow features and increase the turbine efficiency. However, for the non-design condition estranging from the design

收稿日期:2012-05-12

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.921_028.html

基金项目: 高技术研究发展计划(2008AA050503); 航空基金(2010ZB51023)

作者简介: 陈雷(1985—), 男, 辽宁灯塔人, 博士生, 主要从事航空燃气涡轮气动优化设计研究。

point, the flow attack angle alters so substantially that it has negative effect on the turbine aerodynamic performance.

Key words: blade leading edge; aerodynamic performance; cascade; low pressure turbine; numerical investigation

叶片作为涡轮实现能量转换的基本元件,其几何外形设计优劣将直接影响涡轮的整体性能.传统涡轮叶片前缘几何形状为圆弧形,但是实验和数值模拟分析的深入研究表明,前缘几何形状对涡轮叶片气动性能有着不可忽视的影响.

Zess 和 Mahmood 等^[1-2]提出了涡轮叶片端壁区前缘带状结构(fillet),有效降低了壁区湍动能和流向涡量强度. Sauer 等^[3]提出端壁区的球形结构,也达到了降低端壁区损失的目的.文献[4-5]对带状和球形两种结构进行了对比,认为带状结构以及适当尺寸的球形结构可以改善涡轮叶栅内部二次流动. Smith 等^[6]增大了根部截面叶片弦长及压力面厚度分布,并光滑过渡到 30% 叶高截面,降低了叶片的二次流损失.

国内外对于涡轮叶片前缘形状的研究主要集中在端壁区,没有涉及叶片前缘曲线形状的变化对性能的影响.参考压气机及风力机对叶片前缘设计相关研究工作^[7-15],采用非圆弧形前缘,如椭圆形,Bezier 曲线形前缘等,能够较明显地提高其气动性能.考虑到涡轮顺压梯度的流动特征,对来流攻角敏感度低,但若能在相同条件下通过改变涡轮叶片前缘形状,达到提高涡轮流动特性和气动性能目的,则研究已显现出其实际应用价值.

考虑到 Bezier 曲线方法相对于椭圆方程在描述曲线时更具灵活性和可实现性,研究采用 Bezier 曲线控制叶片前缘的曲线形状.首先在基元叶型基础上将叶型前缘由圆弧形改为非圆形的 Bezier 曲线形,数值研究叶型前缘局部几何变化在不同攻角下对叶栅性能的影响,从流动机理上分析其优化潜能;其次通过某 5 级低压涡轮三维数值实例验证,比较分析叶片前缘形状变化对涡轮气动性能全工况范围内的影响特性.

1 前缘形状对基元叶型性能影响

1.1 涡轮基元叶型设计

采用中弧线加厚度方法构造某二维亚声叶型,进口几何角为 0° ,出口几何角为 27° ,通过插值型样条曲线设计中弧线并给出厚度分布,以此保证叶型的光滑性和强度要求,再通过相邻内切

圆切点之间的几何关系,最终确定叶型.图 1 为设计涡轮基元叶型.

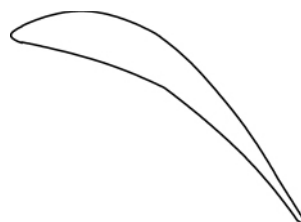


图 1 涡轮基元叶型

Fig. 1 Turbine cascade

1.2 非圆弧形前缘叶型设计

采用 Bezier 曲线进行叶片前缘非圆弧形叶型设计.采用 4 点 3 阶曲线,如图 2 所示.点 A, D 分别为叶型前缘吸力面和压力面的切点,点 E 为吸力面切点 A 的下一点, α 为过点 A 的切线 AB 与轴向夹角,为保证前缘曲线与吸力面在点 A 处光滑连接, α 须取 AE 与轴向的夹角值,即线段 AE 和 AB 在同一直线上;再根据具体设计要求给定长度 L 值,通过三角函数关系,就可确定点 B 坐标值.同理通过点 D 与点 C 的几何关系,可求得点 C 坐标,最终得到 3 阶 Bezier 曲线形前缘.

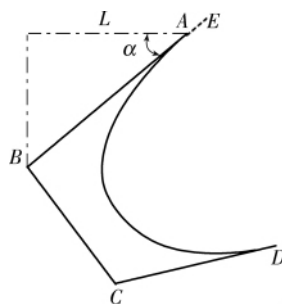


图 2 叶型前缘曲线控制

Fig. 2 Curve control of blade profile leading edge

利用上述方法,进行前缘非圆弧设计,如图 3 所示, O 点为前缘圆心, R 为半径, δ 为设计参量,通过图 2 中长度 L 控制,为定性分析前缘形状的变化对叶型气动性能的影响,取 $\delta=R$ 和 $\delta=2R$ 两种情况来考虑(本文所述非圆弧形指固定前缘切点外伸型非圆弧).

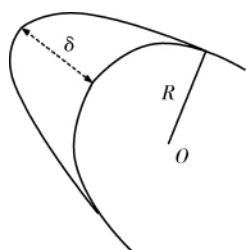


图3 非圆形前缘设计参量选取

Fig. 3 Design parameters selection of non-circular leading edge

1.3 数值模拟与性能分析

采用 Numeca 软件 Fine 模块进行二维数值模拟,流动方程为 Navier-Stokes 方程组,湍流模型为 Spalart-Allmaras 一方程模型,空间离散为中心差分格式;时间导数项由 4 阶 Runge-Kutta 方法迭代求解;结合当地时间步长、隐式残差光顺技术和多重网格加速收敛。采用软件 IGG 中的 Autogrid 模块生成贴体网格,近壁间距为 0.001 mm , $y^+ < 5$,网格总数约为 12 万;进口给定总压、总温,攻角分别取 -30° , -20° , -10° , 0° , 10° , 20° 和 30° ,分析不同前缘形状对基元叶型攻角特性的影响;出口给定静压。

1.3.1 零攻角下基元叶型气动性能分析

零攻角下不同前缘叶型损失系数如表 1。

表1 零攻角下不同前缘叶型损失系数

Table 1 Loss coefficient of different leading edges under attack angle of 0°

类型	损失系数	相对变化量/%
圆弧前缘	0.0214	0
$\delta=R$ 前缘	0.0209	2.34
$\delta=2R$ 前缘	0.0205	4.21

由表 1 可见,零攻角下,随着 δ 的增大,叶栅损失系数逐渐下降,气动性能随之提高; $\delta=2R$ 前缘损失系数最小为 0.0205,相对于圆弧形前缘,损失下降 4.21%。

图 4 是圆弧形前缘, $\delta=R$ 形前缘和 $\delta=2R$ 形前缘摩擦力曲线。

由图 4 可见,圆弧形前缘摩擦力由前缘点迅速增大到最高值再较快下降,且明显高于 $\delta=R$ 和 $\delta=2R$ 形前缘; $\delta=R$ 和 $\delta=2R$ 形前缘摩擦力同样较快升高,曲线斜率略高于圆弧形前缘,达到最大值后缓慢降低; $\delta=2R$ 形前缘摩擦力最小。分析其原因,由摩擦力公式

$$\tau_{xy} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (1)$$

摩擦力大小由该处速度梯度决定,即圆弧形前缘在切点附近存在更大的速度梯度,而非圆弧形前缘较好地降低了速度梯度,使得摩擦力更小,流动效率相对更高。

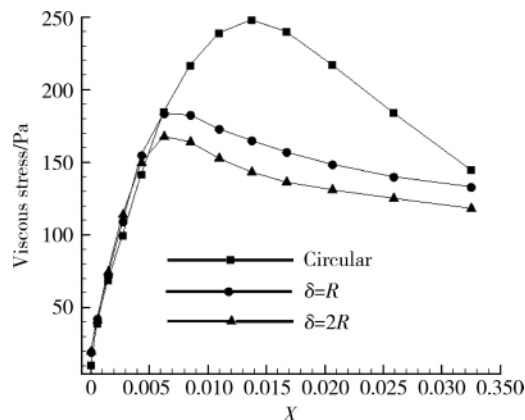


图4 不同叶型前缘摩擦力分布

Fig. 4 Viscous stress distribution of different leading edges

图 5~图 7 分别为相同流动条件下圆弧形前缘, $\delta=R$ 形前缘和 $\delta=2R$ 形前缘马赫数分布图。对于圆弧形前缘,马赫数从前缘点开始迅速增大,到吸力面切点附近达到最大值,马赫数等值线较稠密,说明速度梯度较大;而对于 $\delta=R$ 形前缘和 $\delta=2R$ 形前缘,随着 δ 的变大,切点附近最大马赫数降低,且马赫数等值线逐渐稀疏,说明前缘形状的变化使得速度梯度较明显降低,与图 4 对应的摩擦力减小相一致。

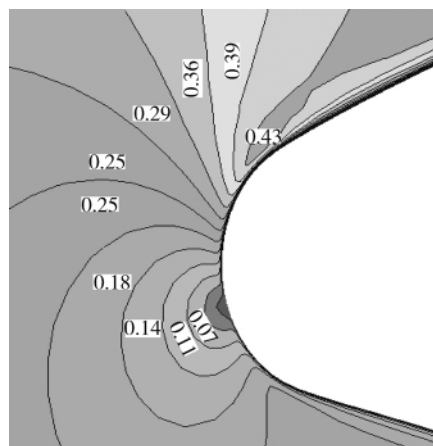


图5 圆弧形前缘马赫数分布

Fig. 5 Mach number distribution of circular leading edge

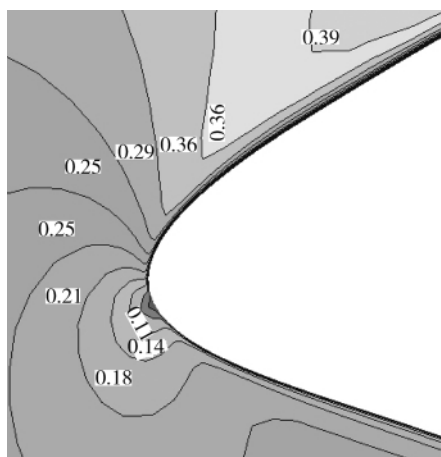
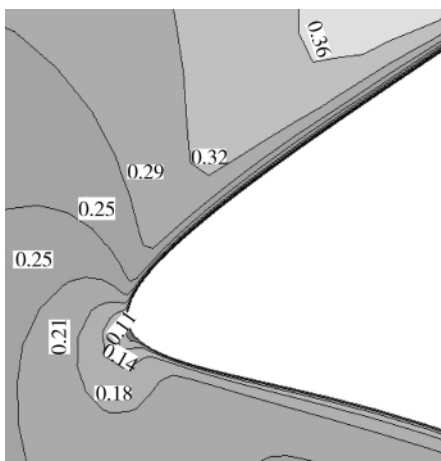
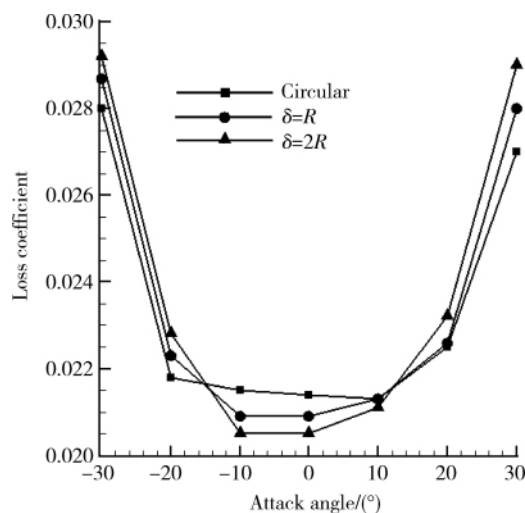
图6 $\delta=R$ 形前缘马赫数分布Fig. 6 Mach number distribution of $\delta=R$ leading edge图7 $\delta=2R$ 形前缘马赫数分布Fig. 7 Mach number distribution of $\delta=2R$ leading edge

图8 不同攻角下不同前缘基元叶型损失系数

Fig. 8 Loss coefficient of cascade with different leading edges under different attack angles

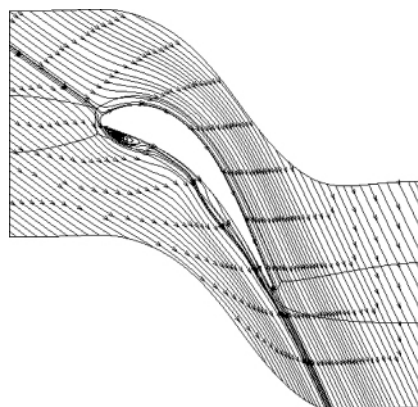


图9 圆弧形前缘流线分布

Fig. 9 Streamlines distribution of circular leading edge

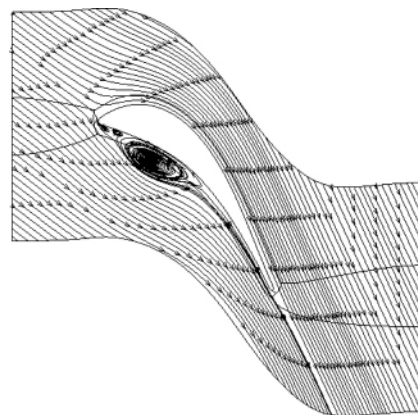
1.3.2 变攻角下基元叶型气动性能分析

不同攻角下不同前缘叶型损失系数分布曲线如图8所示。

不同损失系数曲线分布趋势基本一致,大攻角情况下,损失较大, $-15^\circ \sim 10^\circ$ 小攻角范围内,损失相对较小,且大正攻角损失与相应的大负攻角损失相当; $-15^\circ \sim 10^\circ$ 小攻角范围内,非圆形前缘损失低于圆弧形前缘, $\delta=2R$ 形前缘损失最小;大攻角情况下,非圆形前缘损失高于圆弧形前缘。

取图8中大负攻角工况进一步分析非圆形前缘损失更高的机制。图9~图11为 -30° 大负攻角下不同前缘形状的流线分布图。

在大负攻角下,非圆弧形前缘叶型压力面存在更大的分离,且 δ 越大,分离面积越大,导致流动损失更高。

图10 $\delta=R$ 形前缘流线分布Fig. 10 Streamlines distribution of $\delta=R$ leading edge

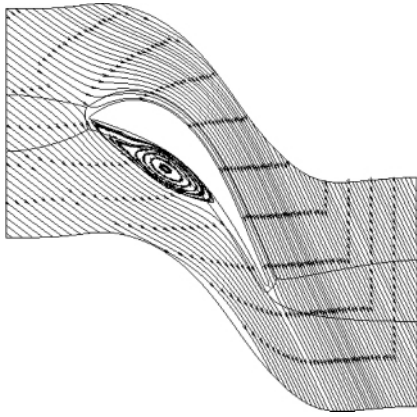
图 11 $\delta=2R$ 形前缘流线分布

Fig. 11 Streamlines distribution of $\delta=2R$ leading edge

对于基元叶型而言,前缘形状的变化对其性能有着较大的影响.小攻角下($-15^\circ \sim 10^\circ$),随着 δ 的增大,叶型前缘速度梯度明显降低,摩擦力大幅减小,损失系数更小,性能有相对较明显的提高;大攻角下,由于前缘的变化,使得流场分离更严重,叶型损失系数更高,性能较圆弧形前缘有所下降.

2 叶片前缘形状对涡轮性能影响

以某工程应用的5级低压涡轮为验证对象,该5级低压涡轮有10排叶片,平均级膨胀比为1.36,在其他条件不变情况下仅改变叶片前缘几何形状,利用NUMECA软件进行三维黏性计算,对比不同前缘形状设计下所带来的涡轮性能的变化.

2.1 5级涡轮气动设计

以5级低压涡轮 S_2 正问题通流计算结果为基础,进行二维叶型设计及三维叶片积叠成型,二维造型与1.1节、1.2节方法一致,并通过3次参数样条曲线完成叶片积叠.

2.2 数值模拟性能

采用Numeca软件Fine模块进行全三维数值模拟,数值方法见1.3节,网格总数约为280万,无叶尖间隙;进口边界条件为高压涡轮出口来流沿径向和轴向分布的气流角、总压及总温;出口给定根部静压.在设计工况下, S_2 通流设计和三维圆弧形前缘叶片计算绝热效率见表2.

2.3 前缘形状变化对叶片性能的影响

利用2.1节中所述方法,进行前缘非圆弧设计,同样取 $\delta=R$ 和 $\delta=2R$ 两种情况,通过设计点

和非设计点下不同叶片前缘形状设计的详细流场对比分析,验证前缘形状的变化所带来的叶片性能影响.

表2 S_2 通流设计和三维圆弧形前缘叶片
计算绝热效率值

Table 2 Adiabatic efficiency of S_2 flow design and 3-D blade with circular leading edge

类型	流量 m	落压比 π	效率 η
S_2 结果	1.0000	1.0000	0.9205
圆弧前缘	0.9905	1.0074	0.9236

2.3.1 前缘形状变化对设计点性能的影响

设计工况下,不同前缘形状设计的性能总参数见表3.

表3 设计工况下5级涡轮不同叶片前缘形状绝热效率
Table 3 Adiabatic efficiency of five-stage turbine
with different blade leading edges under
design condition

类型	流量 m	落压比 π	效率 η
圆弧前缘	0.9905	1.0074	0.9236
$\delta=R$ 前缘	0.9926	1.0061	0.9241
$\delta=2R$ 前缘	0.9937	1.0063	0.9245

由表3比较分析认为, $\delta=2R$ 的非圆弧形前缘设计相对于 $\delta=R$ 形前缘和圆弧形前缘具有相对更佳的气动性能,绝热效率为0.9245;随着 δ 的增大,即前缘非圆形程度的变大,涡轮流量略有提高,落压比基本一致,效率随之有所提高.

图12~图14分别是第1级静叶圆弧形前缘和 $\delta=R$ 、 $\delta=2R$ 形前缘涡量值云图分布.

由图12圆弧形前缘涡量值分布云图可见,前缘处涡量值明显高于叶片吸力面和压力面涡量值,且前缘中部高于端部,说明叶片前缘中部能量耗散强.

叶片前缘涡量值较大,由涡量定义,表明该处存在很强的速度梯度,即意味着速度峰值的存在,是由气流从驻点经圆弧形前缘后急剧加速引起的,使得压力迅速下降,逆压梯度增大,影响气动性能.而前缘中部涡量较大,分析认为,由于进口气流总压分布不均匀,中部高两端低,使得叶片前缘中部压力梯度较大,气流膨胀更剧烈,速度梯度更大,导致涡量值也较大.

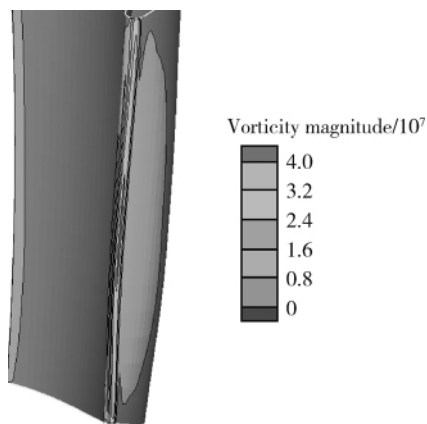


图12 第1级静叶圆弧前缘涡量值分布

Fig. 12 Vorticity magnitude distribution of the first stage stator with circular leading edge

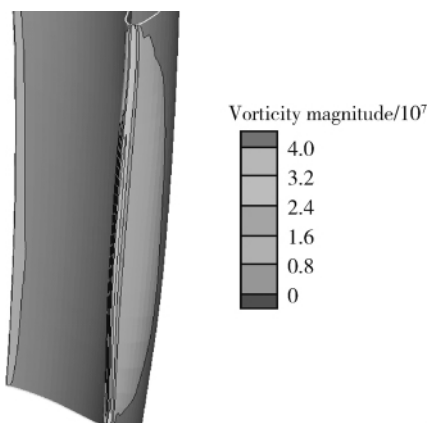
图13 第1级静叶 $\delta=R$ 前缘涡量值分布

Fig. 13 Vorticity magnitude distribution of the first stage stator with $\delta=R$ leading edge

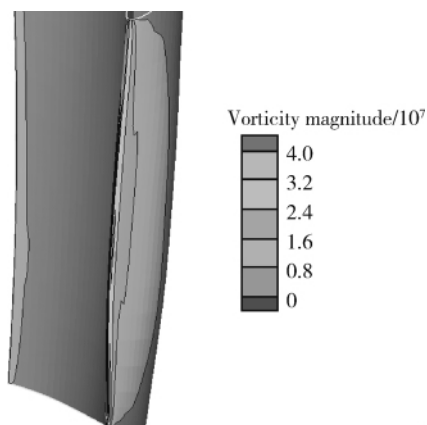
图14 第1级静叶 $\delta=2R$ 前缘涡量值分布

Fig. 14 Vorticity magnitude distribution of the first stage stator with $\delta=2R$ leading edge

$\delta=R, \delta=2R$ 非圆弧形前缘(见图13、图14) 涡量值明显低于圆弧形前缘,且涡量值随着 δ 增

大而减小,即非圆弧形前缘的设计较明显减小了前缘附近的速度梯度,削弱了吸力峰,降低了吸力峰附近的逆压梯度,能量耗散变小,改善了前缘流动性能。

图15为第1级动叶中部截面圆弧形前缘、 $\delta=R$ 和 $\delta=2R$ 非圆弧形前缘附近压力对比。

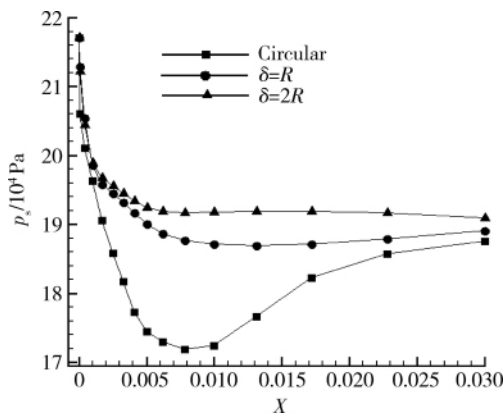


图15 第1级动叶中部截面圆弧形及非圆弧形前缘压力对比

Fig. 15 Mid-section static pressure distribution of the first stage rotor with circular and non-circular leading edge

气流从驻点经圆弧形前缘后急剧加速,在前缘吸力面切点附近位置形成速度峰值,压力降到最小,使得该点存在较大的逆压梯度,且3种类型前缘压力变化均为先下降后升高,说明气流从前缘点到吸力面是先加速再减速的过程。非圆弧形前缘明显降低了压力梯度,且 $\delta=2R$ 时压力线趋于平行,压力差降到较低的水平,较好地削弱了气流加速膨胀程度,减小了气流在剧烈加速再减速过程中的能量损失,提高了叶片前缘附近流动效率。

2.3.2 前缘形状变化对非设计点性能的影响

通过给定不同的出口背压,计算圆弧形、 $\delta=R$ 和 $\delta=2R$ 三种类型前缘涡轮性能参数值,总特性曲线如图16、图17所示,分别为落压比-流量特性曲线图和落压比-效率特性曲线图。

由图16,随着落压比的逐渐提高,即背压的不断下降,流量先较快增大,再平缓达到相对稳定的值;在不同背压下, $\delta=R$ 和 $\delta=2R$ 非圆弧形前缘计算的流量值较接近,均略高于圆弧形前缘。分析认为非圆弧设计的曲率半径逐渐增大,前缘对气流的阻塞影响降低,流量稍高。

由落压比-效率的特性线(图17)对比分析,

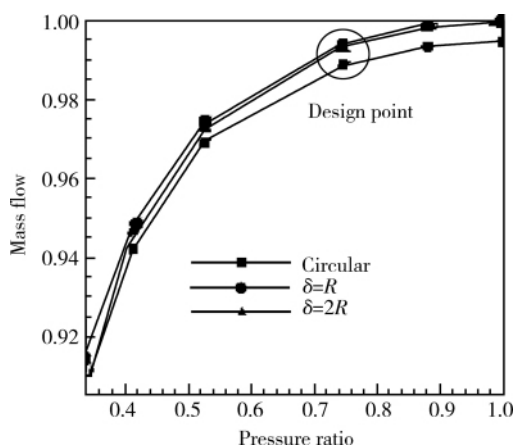


图16 不同前缘落压比与流量特性线对比

Fig. 16 Comparison of pressure ratio and mass flow characteristic curves of different leading edges

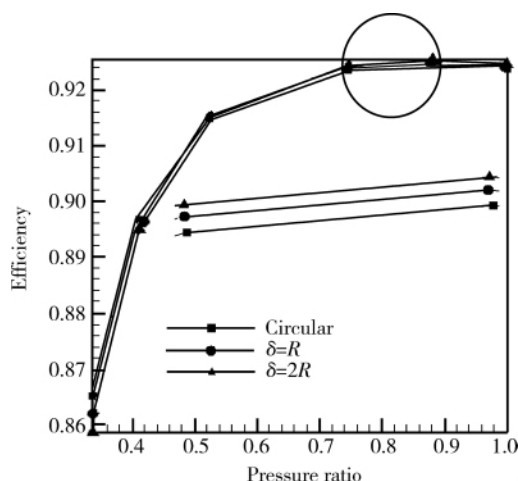


图17 不同前缘落压比与效率特性线对比

Fig. 17 Comparison of pressure ratio and efficiency characteristic curves of different leading edges

在设计点及低背压条件下(相对落压比 0.5~1.0, 1.0 为效率开始下降的背压点), 非圆弧设计效率略高于圆弧形前缘; 当出口背压逐渐升高, 落压比约达到 0.5 时, 非圆弧形前缘和圆弧形前缘效率基本相当, 背压继续升高, 非圆弧形前缘比圆弧形前缘效率下降更快, 说明在高背压的情况下, 流场存在大分离时, 非圆弧前缘对流场表现出负面影响, 导致气动效率相对下降。

取图 17 中效率最低点工况为研究对象, 进一步分析高背压下, 非圆弧形前缘效率较低的原因。图 18~图 20 分别为圆弧形前缘, $\delta=R$ 和 $\delta=2R$ 非圆弧形前缘的第 5 级静叶中部截面流线分布图。

在高背压流动工况下, 进口存在很大的负攻角, 导致压力面中前端发生大分离, 且分离程度随着 δ 增大也逐渐变大, 即前缘形状的变化引起了

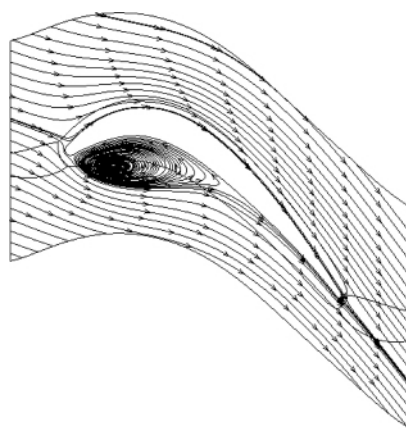


图18 圆形前缘第5级静叶中部截面流线分布

Fig. 18 Mid-section streamlines distribution of the fifth stage stator with circular leading edge

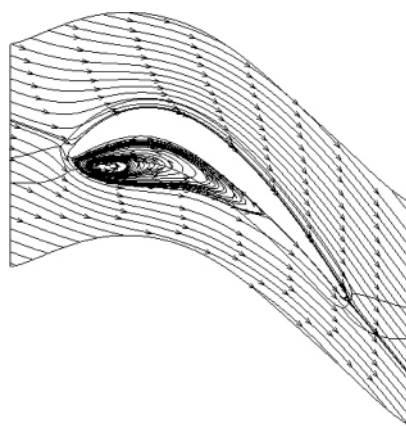


图19 δ=R 形前缘第5级静叶中部截面流线分布

Fig. 19 Mid-section streamlines distribution of the fifth stage stator with $\delta=R$ leading edge

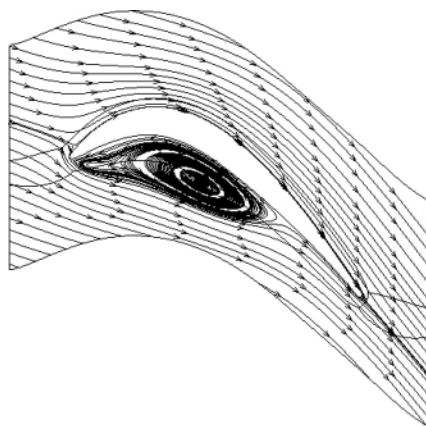


图20 δ=2R 形前缘第5级静叶中部截面流线分布

Fig. 20 Mid-section streamlines distribution of the fifth stage stator with $\delta=2R$ leading edge

小落压比(约0.35)时压力面流场的进一步恶化,分离面积变大,损失升高,气动效率降低。

3 前缘改形影响性能机理分析

对于基元叶型而言,利用 Bezier 曲线进行前缘非圆弧设计,相比于圆弧形前缘,小攻角下,可以减小壁面摩擦力,降低损失系数,提高流动效率;大攻角下,由于前缘的变化,导致流动分离更严重,损失系数更高,流动性能下降。通过5级低压涡轮全工况下性能比较分析,三维实例验证了前缘变化所带来的影响。以下从流动机理上进一步分析前缘形状变化对叶片性能的影响,同时说明前缘形状变化所带来的实际应用价值。

图21为圆弧形前缘,相对于前缘的曲率,叶片吸、压力面曲率相对较小,尤其是前缘局部(如TE)可看作为直线。

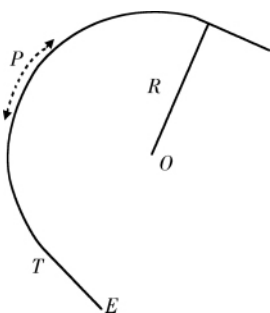


图21 圆弧形前缘

Fig. 21 Circular leading edge

气流从驻点P绕前缘流动是剧烈加速膨胀的过程,由公式(2)

$$\partial p / \partial r = \rho v_\theta^2 / r \quad (2)$$

式中 $\partial p / \partial r$ 为法向压力梯度, ρ 是气体密度, v_θ 是切向速度, r 是前缘曲率半径。

可见,前缘表面流动环绕前缘曲面所需的法向压力梯度与前缘曲率半径 r 成反比,与切向流动速度 v_θ 的平方成正比。叶片前缘半径一般较小,由上式可知,径向压力梯度较大,由于前缘切点处是曲率半径变大的起始点,即 $\partial p / \partial r$ 开始变小,意味着压力也同时增大,这与图15中的圆弧形前缘压力分布形式是完全一致的。主流区的压力变化较小,在主流区与前缘之间存在很强的法向压力梯度,使得前缘表面压力远低于主流区压力。由于气流在前缘的膨胀过程是剧烈降压增速的,切向速度及速度梯度迅速变大,导致前缘表面的法向压力梯度更大,摩擦力及涡量值更高,能量耗散更强。

为了有效降低叶片前缘剧烈降压增速问题,采用非圆弧形曲率前缘,其表面的曲率半径从前缘驻点到与吸力面、压力面的切点是逐渐增大的,区别于圆弧形的定值。由公式(2),非圆弧形前缘表面曲率半径逐渐增大,可以减小前缘表面流动的法向压力梯度,抑制前缘表面的过度膨胀,削弱吸力峰,降低切点附近切向速度及速度梯度,减小壁面摩擦力及涡量值,减弱由摩擦力和涡量引起的能量耗散,有益于气动性能的提高。

对于基元叶型大负攻角流动(对应于三维高背压流动条件),非圆弧形前缘叶型(叶片)压力面中前端分离严重,且随着前缘 δ 的增大,分离区域也变大,导致流动效率下降更快。考虑到实际涡轮运行工况范围,在大负攻角条件下运行时间是极少的,所以,涡轮叶片前缘的非圆弧形设计可带来涡轮效率的提升,是具有实际应用价值的。

4 结 论

采用 Bezier 曲线叶型控制方法,开展了涡轮基元叶型前缘形状对气动性能影响的基础研究,并以某5级低压涡轮作为验证实例,用数值计算方法研究了叶片前缘形状变化对涡轮气动性能的影响,得出结论如下:

1) 对于基元叶型,在涡轮正常运行的攻角范围内($-15^\circ \sim +10^\circ$),由于非圆弧形前缘曲率半径逐渐增大,减小了前缘表面流动的法向压力梯度,抑制前缘的过度膨胀,削弱吸力峰,降低切点附近切向速度及速度梯度,减小由摩擦力引起的能量耗散,损失变小,且非圆弧形曲率半径越大,流动损失相对越小;在涡轮非设计工况的大攻角条件下,由于前缘几何曲率变化,将导致叶型分离更加严重,流动性能恶化,损失增大。

2) 对于三维叶片,与基元叶型结论相吻合,在涡轮正常运行攻角范围内,即低背压较大工况内,非圆弧形前缘改善了前缘流动特性,损失减小,且随着曲率半径的增大,流动效率提高;在偏离设计工况较大的高背压非设计点(大攻角条件),前缘形状的变化导致流动分离恶化,相对于圆弧形前缘,效率下降。

对于实际涡轮气动设计,涡轮叶片运行工况范围不会偏离设计工况很大,所以在满足工程加工条件下,采用非圆弧形前缘,将有利于涡轮气动性能的提高或改善。

参考文献:

- [1] Zess G A, Thole K A. Computational design and experi-

- mental evaluation of using a leading edge fillet on a gas turbine vane[R]. ASME Paper 2001-GT-0404, 2001.
- [2] Mahmood G I, Gustafson R, Acharya S. Experimental investigation of flow structure and Nusselt number in a low speed linear blade passage with and without leading-edge fillets[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2005, 127(5): 499-512.
- [3] Sauer H, Muller R, Vogeler K. Reduction of secondary flow losses in turbine cascades by leading edge modifications at the endwall[R]. ASME Paper 2000-GT-0473, 2000.
- [4] Becz S, Majewski M S. Leading edge modification effects on turbine cascade endwall loss[R]. ASME Paper 2003-GT-38898, 2003.
- [5] 孙大伟, 乔渭阳. 叶片前缘改型对涡轮叶栅二次流的影响[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 187-192.
SUN Dawei, QIAO Weiyang. Effects of leading edge modification on secondary flow in turbine cascades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2): 187-192. (in Chinese)
- [6] Smith D G, Bagshaw D, Ingram G, et al. Using profiled endwalls, blade lean and leading edge extensions to minimize secondary flow[R]. ASME Paper 2008-GT-50811, 2008.
- [7] Walraevens R E, Cumpsty N A. Leading edge separation bubbles on turbomachine blades[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117(1): 115-125.
- [8] Casartelli E, Saxer A P, Gyarmathy G. Numerical flow analysis in a subsonic vaned radial diffuser with leading edge redesign[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 119-126.
- [9] Bak C, Fuglsang P. Modification of the NACA 63-415 leading edge for better aerodynamic performance[J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2002, 124(4): 327-334.
- [10] Muller R, Sauer H, Vogeler K, et al. Influencing the secondary losses in compressor cascades by a leading edge bulb modification at the endwall[R]. ASME Paper 2002-GT-30442, 2002.
- [11] 刘火星, 李凌, 蒋浩康, 等. 二维 NACA65 叶型前缘几何形状对气动性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(2): 231-233.
LIU Huoxing, LI Ling, JIANG Haokang, et al. Effect of leading edge geometry on separation bubble on a NACA65 compressor blade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003, 24(2): 231-233. (in Chinese)
- [12] 陆宏志, 徐立平. 压气机叶片的带平台圆弧形前缘[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 532-536.
LU Hongzhi, XU Liping. Circular leading edge with a flat for compressor blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6): 532-536. (in Chinese)
- [13] Mengistu T, Ghaly W. Single and multipoint shape optimization of gas turbine blade cascades[R]. AIAA 2004-4446, 2004.
- [14] 靳军, 刘波, 南向谊, 等. 超声速叶型前缘几何形状对叶栅气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 660-665.
JIN Jun, LIU Bo, NAN Xiangyi, et al. Influence effect of supersonic airfoil's leading edge geometric shape on aerodynamic performance of cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 660-665. (in Chinese)
- [15] 初雷哲, 杜建一, 黄典贵, 等. 离心压气机叶片前缘几何形状对性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(5): 767-769.
CHU Leizhe, DU Jianyi, HUANG Diangui, et al. Effect of the blade leading edge on the performance of a centrifugal compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(5): 767-769. (in Chinese)