

文章编号: 1000-8055(2000)02-0129-04

压气机叶片前缘形状的改进设计

陆宏志 徐力平 方 韧

(北京航空航天大学 404 教研室, 北京 100083)

摘要: 本文使用数值模拟方法研究了压气机叶片前缘形状对叶片气动性能的影响。来流环绕圆弧形前缘表面发生过度膨胀形成吸力峰, 当来流湍流度和雷诺数较低时, 会导致前缘层流分离。虽然椭圆形前缘可以减弱吸力峰, 提高叶片气动性能, 但是椭圆形前缘加工困难, 费用较高, 有鉴于此, 本文设计了易于加工的新型前缘形状—带平台的圆弧形前缘, 它可以明显减弱吸力峰, 达到与椭圆形前缘($a/b=2$)相近的改善叶片气动性能的效果。

关键词: 压气机; 叶片造型; 设计; 气动特性

中图分类号: V 232.4

文献标识码: A

1 引言

传统的圆弧形前缘, 由于加工方便, 现今仍然被广泛应用, 但是近年来越来越多的实验和数值研究显示, 前缘形状对叶片的气动性能有不可忽视的影响。采用非圆弧形前缘, 例如椭圆形前缘等, 可以明显改善叶片的气动性能。

Suder 和 Chima (1994)^[1]通过实验方法, 研究了高速轴流压气机动叶的叶片表面粗糙度、厚度变化对叶片气动性能的影响。实验结果发现, 与叶片其他部位相比, 叶片前缘的局部表面形状变化直接影响附面层沿叶面的发展, 对叶片气动性能起主导影响作用。叶身前端约 10% 弦长部分粗糙度、厚度变化, 造成的叶片性能的下降, 接近全叶身粗糙度或厚度变化造成的叶片性能的下降。这个结果表明, 叶片前缘形状可能对整个叶片的性能有决定性的作用。

Walraevens 和 Cumpsty (1993)^[2]对比了圆弧形前缘和椭圆形前缘对叶片流动的影响, 发现椭圆形前缘可以抑制附面层发展, 因而明显地扩大了叶片的攻角范围、降低了流动损失。当来流湍流度较低时, 圆弧形前缘在零度攻角下就会产生分离泡, 而椭圆形前缘可以在一定攻角范围内避免

层流分离, 消除分离泡; 若增大来流攻角, 圆弧形前缘的叶片会发生全叶面流动分离, 而椭圆形前缘的叶片减弱了前缘的层流分离, 层流分离转捩后得以重新附着形成长分离泡, 避免全叶面流动分离。

本文使用数值模拟方法, 研究了前缘形状影响叶片二维气动性能的机理, 并基于此机理设计了新型前缘形状—带平台的圆弧形前缘。此类前缘达到了即易于加工又具有与椭圆形前缘相近的气动性能的要求, 有较高的实用价值。

本文进行数值模拟所使用的工具是由 Mark Drela 编制的 MISES 软件包^[3]。MISES 软件包用于 S_1 流场计算及 S_1 流面叶型设计。MISES 的无粘计算部分使用牛顿法解欧拉方程, 粘性影响由附面层积分方程计算得出的附面层分布计入。MISES 使用准正交网格, 可以方便地计入前缘形状的影响。

2 前缘形状对叶片性能的影响

相对于前缘曲率, 压气机叶片叶身的曲率几乎为零, 叶片前端局部的吸力面和压力面, 可以简化为与前缘圆弧相切的两条直线, 如图 1 所示。

来流从前缘滞止点 O 环绕前缘曲面是一个

收稿日期: 1999-04-02; 修订日期: 1999-06-30

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(5952567); BMW-RR 资助项目

作者简介: 陆宏志(1971-), 女, 北京航空航天大学 404 教研室, 博士生

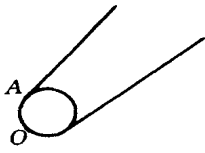


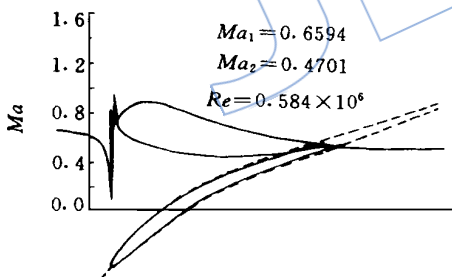
图 1 圆弧形前缘

迅速膨胀加速的过程。由公式(1)

$$dp/dr = \rho u_\tau^2/r \quad (1)$$

式中: dp/dr 为法向压力梯度, ρ 为密度, u_τ 为切向速度, r 为曲率半径。

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 u_τ 的平方成正比。压气机叶片的前缘曲率半径 r 一般很小, 使前缘表面流动的法向压力梯度很大。由于远方主流区的压力本身变化很小, 在主流区与前缘表面之间存在的很强的法向压力梯度, 导致前缘表面的压力远低于主流区的压力。前缘表面压力下降, 促使表面流动膨胀、加速, 致使前缘表面的法向压力梯度更强, 进一步降低前缘表面的压力, 加速前缘表面流动。对于本文采用的压气机叶片, 当来流马赫数 $Ma = 0.66$, 绕过前缘半圆后马赫数就可突跃到 0.85(图 2)。

图 2 圆弧形前缘叶片的表面 Ma 分布

环绕前缘后的流动往往严重过度膨胀, 压力远低于叶片主流区的压力。如图 1, A 点是吸力面与前缘圆弧相切的切点, A 点后叶面直线段上的压力与叶片主流区的压力相近。在 A 点, 过度膨胀的表面流动被压缩到接近主流区的压力, 形成前缘吸力峰(图 2)。对于传统的圆弧形前缘, A 点的逆压梯度往往很大; 如果来流的湍流度较小, 易在 A 点发生层流分离。分离区内的扰动常常诱发流动转捩, 由于湍流携带的能量比层流大, 分离的流动转捩后重新附着, 形成分离泡。当来流攻角较小时, 前缘表面的过度膨胀较弱, 分离泡较短, 对

叶片的气动性能影响不大。当来流攻角增大, 前缘表面的过度膨胀加重, 前缘与吸力面的切点处的逆压梯度增强; 如果来流湍流度、雷诺数较小, 层流分离无法重新附着, 会发生全叶面分离, 叶片增压能力大为减小, 造成流动堵塞, 诱发失速。

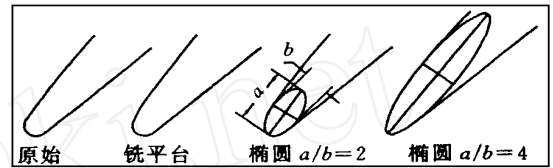
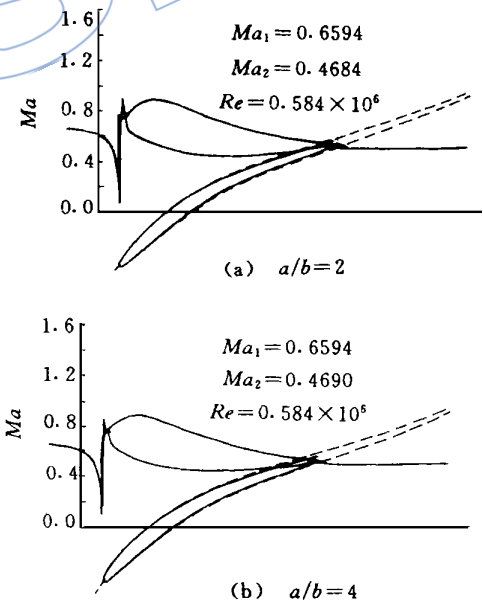


图 3 压气机叶片各种前缘形状

为了优化前缘形状改善叶片性能, 应当抑制前缘表面的过度膨胀, 从而降低吸力峰, 减小吸力峰内的逆压梯度, 避免前缘表面发生层流分离。图 3 是本文研究的压气机各种前缘形状。

3 椭圆形前缘

椭圆形前缘可以改善叶片性能的原因在于,

图 4 椭圆形前缘叶片的表面 Ma 分布

椭圆形前缘与圆弧形前缘不同, 椭圆形前缘表面的曲率半径从前缘前缘点到与叶身的切点, 是逐步增大的, 而不是恒定的。由公式(1)可见, 椭圆形前缘表面曲率半径逐步增大, 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, 减弱吸力峰(图 4)。与圆弧形前缘相比, 采用椭圆形前缘, 叶片的工作范围扩大了约 20%, 流动损

失也有所下降(图 5)。

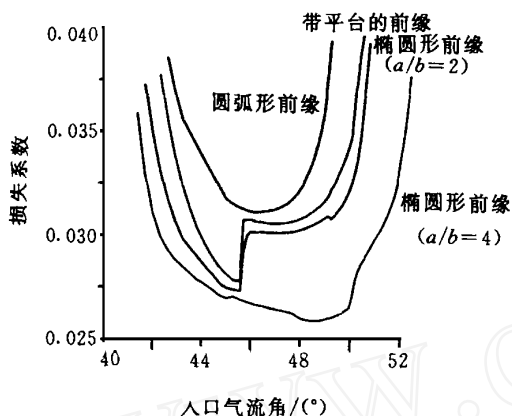


图5 不同前缘叶片的流动损失沿入口气流角变化的分布

对比椭圆($a/b=2$)、椭圆($a/b=4$)前缘的表面 Ma 分布如图4所示,相同厚度的椭圆形前缘,长短轴比(a/b)越大,前缘吸力峰越弱,相应叶片的气动性能越好(图5)。原因在于,长短轴比大的椭圆形前缘,曲率半径 r 增大的幅度大,抑制前缘表面过度膨胀的能力增强,因此改善叶片性能的能力更强。

4 带平台的圆弧形前缘

椭圆形前缘可改善叶片性能,扩大工作范围,降低流动损失,这已在实验中得到了验证。但是椭圆形前缘的加工较困难,应用到工程实践中还有一定难度。本文提出了在圆弧形前缘上加工平台,得到一种新型前缘形状,既可以有效地抑制前缘表面的过度膨胀以改善叶片性能,又易于加工。

带平台的圆弧形前缘的设计思想与椭圆形前缘不尽相同。

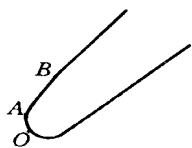


图6 带平台前缘

图6是在带平台的圆弧形前缘的前缘吸力面,直线段 AB 上的压力与叶片主流区的压力相近, OA 段表面流动的过度膨胀,在 AB 直线段受到抑制。前缘表面的流动,在 A 点速度下降,压力上升,形成一个弱吸力峰,同样在 B 点形成另一

个弱吸力峰。如图7所示,平台 AB 两端形成的两个弱吸力峰,取代了原始圆弧形前缘吸力面上的单个强吸力峰,形成带平台前缘吸力面多个弱吸力峰的典型表面速度分布。

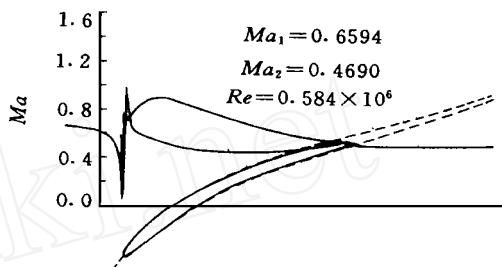


图7 带平台前缘叶片的表面 Ma 分布

带平台前缘的平台定位由两个参数决定: (1) 平台的前端在原始圆弧形前缘上的位置; (2) 倾斜角—平台相对于水平方向的夹角(平台的两端用倒角光滑过渡)如图8所示。

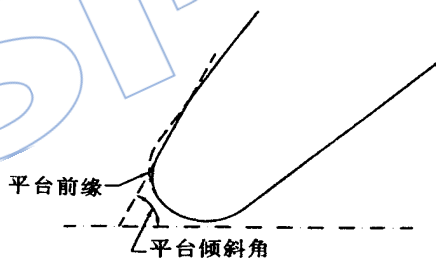


图8 带平台前缘的平台定位

平台的前端在原始圆弧形前缘上的位置,理论上越接近滞止点,平台可以更及时地抑制前缘表面的过度膨胀,达到更好的气动效果。考虑到当平台的倾斜角一定时,平台切入过深会破坏前缘的强度。平台前端的位置应在保证气动要求的前提下,尽量靠后以保证前缘的强度。平台的倾斜角,决定了平台两端的吸力峰的强弱分布。平台倾斜角增大,平台后端的吸力峰比平台前端的吸力峰强;反之,平台前端的吸力峰比后端的吸力峰强。一个合适的倾斜角应当使平台前后端的吸力峰强度相近,或前端的吸力峰比后端的吸力峰略弱。

在圆弧形前缘上加工一个平台就可以得到与长短轴比为2($a/b=2$)的椭圆形前缘相近的优化效果(图5)。由于带平台的圆弧形前缘优良的气动特性和易于加工的特点,在工程实践应用中会很有发展前途。

5 结 论

(1) 优化前缘形状的机理是, 抑制前缘表面的过度膨胀, 从而降低吸力峰, 减小吸力峰内的逆压梯度, 避免叶片表面的层流分离, 改善叶片气动性能; (2) 椭圆形前缘可以改善叶片性能的原因在于, 椭圆形前缘从前缘前驻点到与叶身的切点, 曲率半径是逐步增大的。曲率半径逐步增大, 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; (3) 带平台的圆弧形前缘在平台的两端形成两个弱吸力峰, 取代了原始圆弧形前缘上的单个强吸力峰; (4) 是带平台前缘的平台定位由两个参数决定: 一是平台的前端在原始圆弧形前缘上的位置; 二是倾斜角—平台相对于水平方向的夹角(平台的两端用倒角光滑过渡); (5) 在圆弧形前缘上加工一个平台就可以得

到与长短轴比为 2 ($a/b=2$) 的椭圆形前缘相近的优化效果。由于带平台的圆弧形前缘优良的气动特性和易于加工的特点, 在工程实践中会很有发展前途。

致谢 本课题的计算工作得到中科院计算数学所科学与工程计算国家重点实验室的大力支持, 特此感谢!

参 考 文 献

- 1 Suder K L, et al The Effect of Adding Roughness and Thickness to a Transonic Axial Compressor Rotor[R]. A S M E Paper 94-GT-339
- 2 Walraevens R E, Compsty N A. Leading Edge Separation Bubble on Turbomachine Blades[R]. A S M E 93-GT-91
- 3 Drela M, Youngren H. A User's Guide to MISES 2.4[M]. July, 1996

(责任编辑 杨再荣)

Improvement of Compressor Blade Leading Edge Design

Lu Hongzhi, Xu Liping, Fang Ren

(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract The effect of compressor blade leading edge shape on the blade performance was investigated numerically. It is found that the flow experiences rapid expansion around the traditional circular leading edge right downstream of the stagnation point, and causes overexpansion at the leading edge suction surface. An adverse pressure gradient emerges at the blending point of the leading edge with the main blade surface due to the curvature discontinuity. The adverse pressure gradient often causes a laminar separation, if the Reynolds number and turbulence levels of inlet flow are low. The elliptical leading edge has a smooth curvature distribution, which suppresses the overexpansion and causes a weak adverse pressure gradient, so that the blade with elliptical leading edge has a better performance. But the elliptical leading edge is difficult and expensive to manufacture. The circular leading edges with flats are suggested, which have typical C_p structure of multiple weak suction peaks at the edges of the flats instead of a single strong suction peak in the case of the conventional circular leading edge. For most cases, the leading edge with one flat can improve the blade performance no less than the more complicated elliptic ($a/b=2$) one, and can be manufactured easily.

Key words compressors; blade shape construction; aerodynamic characteristics