

文章编号: 1000-8055(2000) 03-0233-04

动叶周向前弯对附面层的影响*

刘富斌 杜朝辉 钟芳源

(上海交通大学 动力与能源学院, 上海 200030)

摘要: 本文利用计及旋转和曲率、沿弦长压力梯度影响的三维附面层积分方法, 对前弯动叶片和直动叶片在变工况下的气动性能进行了模拟、比较和分析。得出了叶片周向前弯后, 叶顶部分的附面层减薄, 二次流损失减小的结论, 与实验结果吻合; 验证了前弯叶片相对直叶片提高效率、扩大稳定工作范围的实验结果。

关键词: 动叶片; 附面层; 影响

中图分类号: TH43 文献标识码: A

1 前言

由于旋转和沿弦长方向压升的影响, 动叶表面的附面层具有自己独特的性质, 且和动叶片性能紧密相关。许多学者利用附面层的三维动量积分方法对叶轮机械动叶流场进行了分析。比较典型的有: Mager^[1]推导了旋转坐标系中一般的动量积分方程。Lakshiminarayana^[2], Anand^[3]等应用该方法分别计算了旋转动叶、导叶通道的附面层。M. T. Karimipناه和 E. Olsson^[4]则利用该方法详细分析了具有压力梯度的旋转动叶边界层的特性等。除了分离点以后的流场, 利用动量积分方程可以准确地计算动叶的附面层特征参数, 和实验比较, 吻合得很好。相对于直叶片, 前弯叶片具有提高效率 4~5%, 扩大稳定工作范围的优良性能。同时其做功能力有所下降^[5]。实验发现, 前弯叶片出口附面层厚度沿叶高呈现叶顶和叶根较厚, 叶中较薄的分布规律。和直叶片相比, 在叶顶和叶中部分的比较薄, 在下半叶高则相差不大。这是因为前弯叶片具有一个向下的径向作用力的缘故, 在该力的作用下, 叶片压力面朝叶顶迁移的附面层中的部分低能流体被推入主流, 吸力面上的附面层也由于哥氏力(由于旋转而产生)和离心力的作用使附面层减薄^[6]。故相对于直叶片, 前弯叶片表面的径向二次流损失分布发生变化, 总的损

失减小, 改善了其气动性能。

本文利用计及旋转和叶型弯度影响的三维附面层积分方法分析前弯叶片, 揭示了前弯叶片的二次流损失, 动量损失厚度等关键参数的分布规律, 并和直叶片做了比较, 成功解释了前弯叶片扩大稳定工作范围, 提高效率的实验结论。

2 附面层分析方法

在正交坐标系 (r, s, n) 见图 1 中, 对不可压

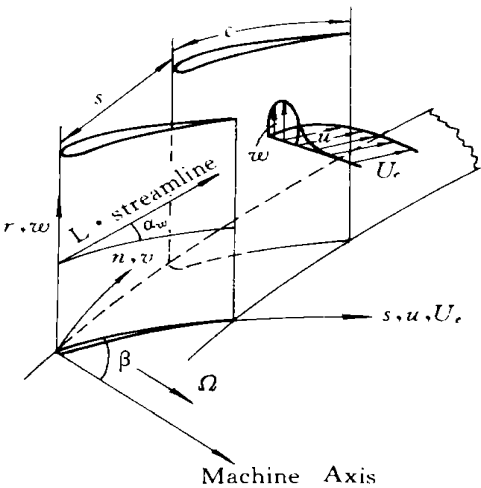


图 1 动叶表面的正交坐标系

缩流体, 计及旋转影响和动叶表面曲率的附面层

收稿日期: 1999- 06- 22; 修订日期: 1999- 09- 20

基金项目: 高等院校博士点基金资助项目

作者简介: 刘富斌(1972-), 男, 上海交通大学动力与能源学院

动量积分方程为^[3]:

$$\frac{1}{h_1} \frac{\partial \theta_{11}}{\partial s} + \frac{2}{u_e} \frac{1}{h_1} \frac{\partial u_e}{\partial s} \theta_{11} + \frac{1}{h_3} \frac{\partial \theta_{12}}{\partial r} + \frac{2}{u_e} \frac{1}{h_3} \frac{\partial u_e}{\partial r} \theta_{12} + \frac{1}{u_e} \frac{1}{h_1} \frac{\partial u_e}{\partial s} \delta_1 + \frac{1}{u_e} \frac{1}{h_3} \frac{\partial u_e}{\partial r} \delta_2 +$$

$$\frac{1}{h_1 h_3} \frac{\partial h_3}{\partial s} (\theta_{11} - \theta_{22}) + \frac{1}{h_1 h_3} \frac{\partial h_1}{\partial r} (\theta_{12} - \theta_{21}) - 2\delta_2 \frac{\Omega_a}{u_e} = \frac{C_{fs}}{2} \quad (1a)$$

$$\frac{1}{h_1} \frac{\partial \theta_{21}}{\partial s} + \frac{2}{u_e} \frac{1}{h_1} \frac{\partial u_e}{\partial s} \theta_{21} + \frac{1}{h_3} \frac{\partial \theta_{22}}{\partial r} + \frac{2}{u_e} \frac{1}{h_3} \frac{\partial u_e}{\partial r} \theta_{22} + \frac{1}{h_1 h_3} \frac{\partial h_3}{\partial s} (\theta_{21} + \theta_{12} + \delta_2) +$$

$$\frac{1}{h_1 h_3} \frac{\partial h_1}{\partial r} (\theta_{22} - \theta_{11} - \delta_1) + 2\delta_1 \frac{\Omega_a}{u_e} = \frac{C_{fr}}{2} \quad (1b)$$

式中: u_e 为无粘主流速度, h_1, h_2, h_3 为拉梅系数, 由于边界层厚度较薄, 和叶片表面的弯曲影响比较可以忽略, 故 $h_2 = 1$ 。在正交坐标系中弧长 dS 可以表示为 $(dS)^2 = (h_1 ds)^2 + (dn)^2 + (h_3 dr)^2$, 各种附面层厚度定义为:

$$\theta_{11} = \int \frac{u}{u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e} \right) dn, \quad \theta_{12} = \int \frac{w}{u_e} \left(1 - \frac{w}{u_e} \right) dn$$

$$\theta_{21} = - \int \frac{uw}{u_e^2} dn, \quad \theta_{22} = - \int \left(\frac{w}{u_e} \right)^2 dn$$

$$\delta_1 = \int \left(1 - \frac{u}{u_e} \right) dn, \quad \delta_2 = - \int \frac{w}{u_e} dn$$

附面层形状因子和壁面摩擦系数为: $H = \delta_1 \theta_{11}$, $C_f = 2\tau_w / \rho u_e$ 。显然, 在 r 和 s 方向的壁面摩擦系数满足: $C_{fr} = \sin \alpha_w C_{fs}$ 。其中 α_w 称为流线极限角。有关附面层内层流、紊流速度分布, 转捩、层流和紊流的各种附面层厚度之间的关系可见文献[6~9]。

3 主流场的计算和求解方法

假设, 流体质量力很小, 可以忽略; 叶片数无穷多, 可以将叶片对流体的作用力以连续分布的形式加入上述方程中, 以便考虑弯叶片的径向力的影响; 在动叶流道内相对坐标下流动为定常流; 流动为轴对称流动(周向平均)。于是准正交坐标系中计及叶片径向力影响的流线曲率法方程为:

$$\partial W_m / \partial y = \sin^2 \beta [A_1 W_m + A_2 + A_3 / W_m] \quad (2)$$

式中 $\cot \beta = W_u / W_m$, 系数 A_1, A_2, A_3 的表达式:

$$\left. \begin{aligned} A_1 &= - \frac{\cos(\gamma + \sigma)}{r_m} - \frac{\cot \beta}{r} \frac{\partial}{\partial y} (r \cot \beta) \\ A_2 &= \sin(\gamma + \sigma) \left(\frac{\partial W_m}{\partial n} \right) - 2 \omega \cot \beta \cos \gamma \\ A_3 &= (\partial^2 w / \partial y^2) - T (\partial^2 \gamma / \partial y^2) - \cos \gamma F_r \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

将式(2)可以变形为: $\partial W_m / \partial y = \psi - 2 \sin^2 \beta \cos \gamma F_r$, 所以加入叶片径向分力后, 子午面上相对速度的平方沿准正交线的变化率变小, 即叶片的做功能力沿准正交线的变化率减小。可见, 在其他几何参数不变的情况下, 前弯动叶片的做功能力要比常规直叶片要小。 F_r 的计算可参见文献[5]。叶片表面的速度可以这样计算, 假设在回转面上叶片与

叶片之间的速度分布为线性, 且绝对速度无旋, 于是利用绝对速度环量为零的条件推导出叶片表面的主流速度为:

$$w_s = [\cos \beta_p \cos \beta_s / (\cos \beta_p + \cos \beta_s)] \cdot$$

$$\{ (2\omega \cos \beta_p) + \omega (\tan \beta_p - \tan \beta_s) +$$

$$(d/dm) [(w \sin \beta + \omega) r \Delta \Phi] \} \quad (5)$$

式中, 下标 p, s 分别表示压力面和吸力面, $dm = \sqrt{dz^2 + dr^2}$ 为子午面流线微圆弧长, $\Delta \Phi$ 为叶片之间的角距离。

附面层的边界条件为: $n = 0, u = v = w = 0$, 在 $n = \delta$, 在边界层外缘, 其速度和主流速度是一样的。附面层动量积分方程的求解是在主流场已知的前提下进行的, 叶片表面的主流速度沿流线的分布由方程(2)、(4)、(5)解出。在叶片进口前缘处流线极限角为 0, 附面层为层流附面层, 转捩后为紊流附面层。对紊流边界层, 初始参数除形状因子取为 1.5 之外, 其余为层流附面层在转捩点的参数, 形状因子为 2.5 时, 认为紊流附面层出现分离, 此时附面层积分方程不再适用, 因而不求分离点后的附面层。求解时, 从叶片前缘对方程(1)采用四阶龙格—库塔法, 就可以求解了^[6]。

4 计算结果及分析

本文对周向前弯动叶轮和常规直叶轮分别进行了计算。其中前弯动叶轮的外径为 594 mm, 内径为 240 mm, 径向动叶轮的外径为 593 mm, 内径也为 240 mm。前弯动叶轮和径向动叶轮的叶片数目均为 6 片, 且设计成为易于加工的平板圆弧叶型。周向前弯叶片的前弯角为 8.3° ; 两叶片沿径向的安装角和弦长相同, 具体结构可参见文献[5]。本文主要是对最高效率点和旋转失速前最小流量点这两个典型工况进行比较。计算中这两个工况下前弯动叶片的相对流量分别为 10.967 和 9.665, 直叶片为 11.091 和 10.260。相对流量

定义为 $\Phi = Q / (S \sqrt{p_0 / \rho})$, 其中 S 为风机通流管道面积; ρ 为常温下空气的密度; p_0 为大气压力。

为说明问题, 本文选取流线极限角 α_w 和动量损失厚度 θ_{11} 这两个典型参数进行分析。 α_w 可以用于评价径向二次流的大小, 其物理意义是在叶片表面上, 附面层中的二次流使流线发生偏移, 流线极限角是偏移流线和理想主流流线之间的夹角。 θ_{11} 说明了沿弦长流体动能耗损的大小, 故可以评价沿弦长动叶叶型损失的大小。

图 2~5 为两种动叶片沿流线方向的计算结

果(图中符号: + — 直叶片, $\xi=0.9$; $-\triangle$ — 前弯叶片, $\xi=0.9$; $\bigcirc$ — 直叶片, $\xi=0.65$; $\diamond$ — 前弯叶片, $\xi=0.65$; $\times$ — 直叶片, $\xi=0.45$; $\square$ — 前弯叶片, $\xi=0.45$), 其中 x/c 为相对弦长, c 为动叶弦长; 相对叶高 $\xi=(R-RH)/(RT-RH)$, RT 和 RH 为动叶叶顶和叶根的半径。在最高效率点, 流线极限角沿叶高呈现增大的趋势。相对于直叶片, 前弯动

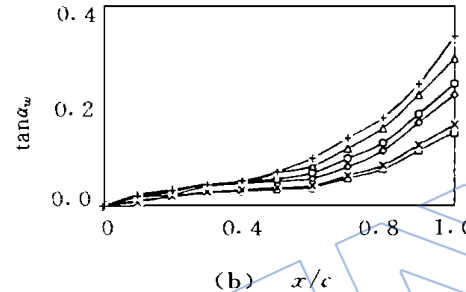
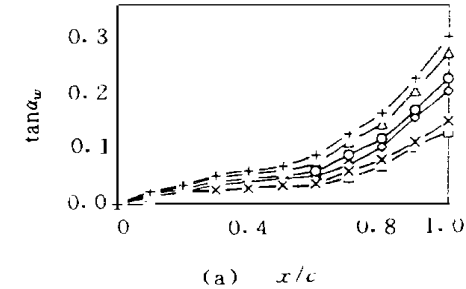


图 2 吸力面上流线极限角的分布(1441 r/min)
(a) 最高效率点; (b) 旋转失速前最小流量点

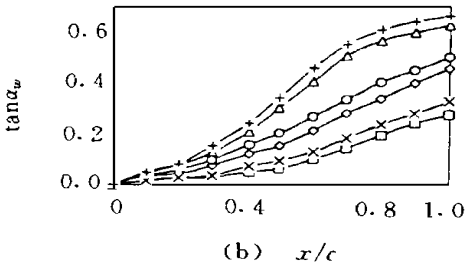
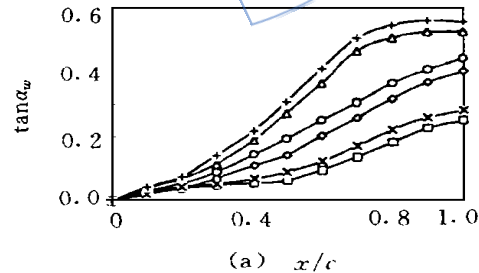


图 3 压力面上流线极限角的分布(1441 r/min)
(a) 最高效率点; (b) 旋转失速前最小流量点

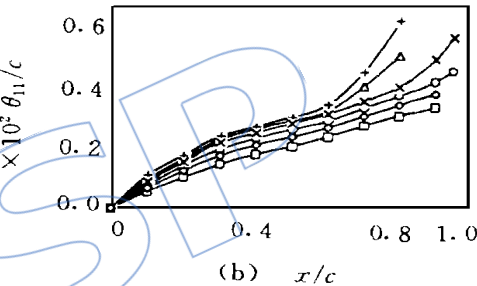
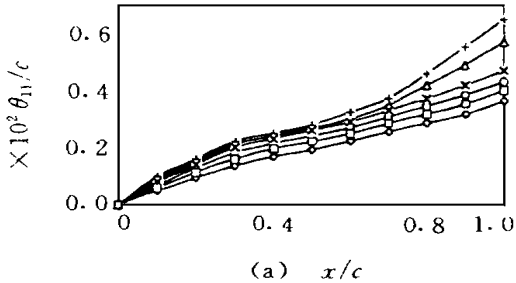


图 4 吸力面上动量损失厚度分布(1441 r/min)
(a) 最高效率点; (b) 旋转失速前最小流量点

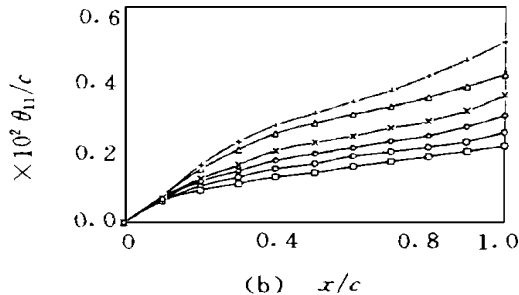
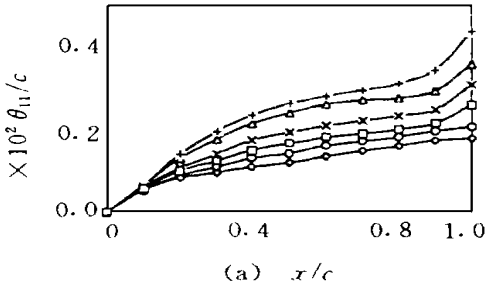


图 5 压力面上动量损失厚度分布(1441 r/min)
(a) 最高效率点; (b) 旋转失速前最小流量点

叶压头下降, 流线极限角减小, 二次流损失减小。动量损失厚度沿叶高呈现中间小, 叶顶和叶根大的趋势, 在相对叶高 0.6~0.7 处有最小值。相对于直叶片, 前弯叶片的动量损失厚度要小一些, 在叶根处则差别不大。其原因可以从两个方面进行考虑: 其一, 前弯叶片导致了动叶压头下降, 压差减小, 因而流线极限角减小, 二次流损失亦减小。其二, 前弯叶片的朝下径向分力将更多的附面层中的低能流体推入主流, 削弱了附面层厚度, 导致损失减小。随着流量的减小, 压头升高, 流线极限角增大, 导致径向二次流损失增大, 动量损失厚度亦增大。进一步减小流量, 二次流还会增加, 并会出现附面层的分离, 旋转失速现象的发生。叶片压力面和吸力面上的分布规律有较大的差异。在压力面上, 流线极限角比吸力面上的流线极限角要大一些, 且沿弦长呈现增加的趋势, 但在接近出口处增加的趋势明显比吸力面上的小得多。动量损失厚度在吸力面上的值几乎为压力面上的 2 倍, 所以流量减小, 进口攻角增大时, 在吸力面上比较容易出现旋转失速现象, 在压力面上则不大容易出现, 这主要是压力面上二次流朝叶顶的迁移比较大的缘故。无论增加转速, 还是降低动叶压头, 都会导致附面层厚度减薄^[2], 同时附面层朝叶顶的迁移量增加, 导致在叶顶处出现较多低能流体, 从而在叶中部分损失减小, 叶顶部分的损失增加。前弯叶片由于对流体具有朝下的径向力的作用, 在叶顶部分的损失要相对小一些。可见, 在叶顶部分出现旋转失速的概率要大, 前弯叶片则须流量进一步减小才会出现旋转失速, 因而延迟了失速, 扩大了变工况范围, 这和文献[4]的实验结论是一致的。

5 结 论

(1) 流线极限角 α 可以用于评价径向二次流的大小, 动量损失厚度 θ_1 可以用于说明动叶叶型损失沿弦长的分布。(2) 由于叶片前弯后, 压力面具有朝下的径向分力, 导致动叶压升下降, 使径向方向二次流有所减小, 同时减薄了叶顶部分附面层厚度, 提高了动叶的气动效率, 延迟了旋转失速的发生。(3) 附面层分析方法可以解释前弯叶片扩大稳定工作范围的实验结果。

参 考 文 献

- 1 Mager A. Generalization of Boundary Layer Momentum Integral Equations to Three-Dimensional Flow Including Those of Rotating Systems[R]. 1952 NACA Rept. 1067
- 2 Lakshminarayana B, Jabbari A, Yamaoka H. Turbulent Boundary Layer on a Rotating Helical Blade[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1972, 51: 54- 570
- 3 Karimipour M T, Olsson E. Calculation of Three-Dimensional Boundary Layers on Rotor Blades Using Integral Methods [R]. Transactions of the ASME April 1993, 115: 342
- 4 蔡娜. 轴流式弯掠动叶的气动—声学性能计算和设计方法的研究[D]. 上海: 上海交通大学动力与能源学院, 1994
- 5 韦俊, 钟芳源. 周向前弯动叶对轴流风机气动性能和声学性能的影响[R]. 1988 AIAA Paper No. 88- 3783
- 6 Du Z, Selig M S. A 3-D Stall Delay Model for HAWT Performance Prediction[R]. 1998 AIAA paper, AIAA- 98- 0021
- 7 Lakshminarayana B, Covinden T R. A Analysis of Turbulent Boundary Layer on Cascade and Rotor Blades of Turbomachinery[J]. AIAA J., 1981, 19(10): 1333- 1341
- 8 Ravindranath A, Lakshminarayana B. Mean Velocity and Decay Characteristics of the Near and Far-Wake of a Compressor Rotor[J]. Journal of Engineering for Power, 1980, 102(3): 535- 548
- 9 Reynolds B, Lakshminarayana B. Characteristics of Lightly Loaded Fan Rotor Blades[R]. Oct. 1979, NASA - CR- 3188

(责任编辑 杨再荣)

Effects of Forward-Skewed Rotor on Boundary Layers

Liu Fubin, Du Chaohui, Zhong Fangyuan

(2nd Dept. Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030, China)

Abstract: The momentum integral technique for predicting the boundary layer growth in three-dimensional flow along the rotor chordwise has been developed. The aerodynamic characteristics of the forward-skewed rotor and the straight rotor have been simulated, analyzed and compared at the off-design regimes. The boundary layer thickness of the forward skewed rotor decreases in the top of blade due to reduction of the secondary flow loss. This fact conforms with experimental investigation. The conclusion that the forward-skewed rotor has a higher efficiency and wider off-design performance is validated once more.

Key words: moving blade; boundary layer; influence