

文章编号: 1000-8055(2002)01-083-04

轴流压气机超音叶片新设计技术研究

肖 敏¹, 刘 波², 程荣辉³

(1. 中国燃气涡轮研究院 3 室, 四川 江油 621703;

2. 西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072;

3. 中国燃气涡轮研究院 压气机室, 四川 新都 610500)

摘要: 介绍了一种轴流压气机超音叶片新设计技术, 即叶型中弧线用任意多段圆弧生成, 前缘用椭圆弧连接。该方法可以灵活控制叶型中弧线的曲率分布, 有效控制扩散因子, 提高气流抗分离的能力。椭圆形的前缘可减弱超音气流在前缘进口区的加速程度, 降低进口弓形波的强度; 叶型入口段理想的曲率分布可以合理组织进口激波结构和位置, 大幅降低激波损失。用该方法改进设计的两套超音叶片叶型的计算结果表明本方法具有良好的工程应用价值。

关 键 词: 轴流压气机; 叶片; 中弧线曲率; 椭圆弧; 激波损失

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

An Investigation on a New Technique for Designing Supersonic Blade Airfoil of Axial Flow Compressor

XIAO Min¹, LIU Bo², CHENG Yong-hui³

(1. Gas Turbine Establishment, Jiangyou 621703, China;

2. Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China;

3. Gas Turbine Establishment, Xindu 610500, China)

Abstract: This paper presents a new technique for designing the supersonic blade airfoil of axial flow compressor, whose meanline consists of multi-circular and leading arc is elliptic. This new method makes the design flexible to control the curvature distribution of meanline, effective to control the diffusion factor of designed blade, and it enhances flow to resist separation. The ellipse-arc may depress the acceleration of supersonic flow in inlet area, decrease the strength of inlet shock wave. The ideal curvature in front part of designed blade may reasonably form shock position, so the shock loss is reduced greatly. Two kinds of airfoil are modified by means of this new method. Flow fields of cascade are calculated by the finite volume TDM method. The results show this new technique is an excellent application to engineering.

Key words: axial flow compressors; blade; meanline curvature; ellipse-arc; shock wave loss

1 前 言

当轴流压气机在超音速状态下工作时, 激波损失能达到总损失的 50%, 提高压气机效率的有效途径是降低激波损失, 叶片叶型的设计是关

键^[1]。目前, 进口区为负曲率的“S-叶片”广泛应用于超音速风扇及压气机中。本文研制的任意多段圆弧中弧线可以方便地控制叶型中线的曲率分布, 生成适应超音速流动的“S-叶片”, 这种叶型进口区负曲率段形成的预压缩波强度不大, 却有

效地降低了相邻叶片弓形激波前的马赫数。为了降低超音气流在前缘的加速程度和缩小强激波的范围,叶片前缘厚度应尽可能小,曲率变化应尽量缓慢。Breugelman 研究了前缘厚度对弓形波的影响;Le. Meur 用时间推进法和特征线法研究表明椭圆形的前缘可降低进口段的损失^[2]。

2 多段圆弧中弧线的设计

在常规几何设计方法中,叶型前后缘的构造角 B_{1K} , B_{2K} 是给定的,根据流动特点,可以将中弧线分成任意多段且单独规定各点的切角,以达到合理组织进口弓形激波和槽道波的位置及强度,使激波损失最小的目的。

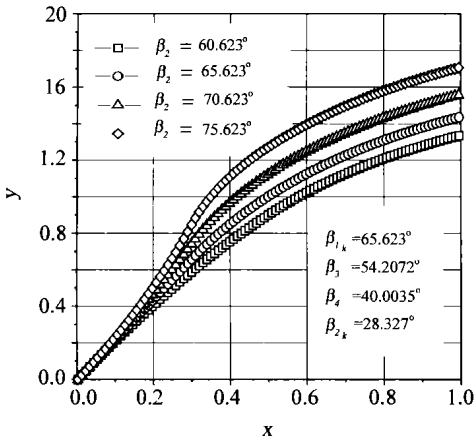


图 1 中弧线第二点角度对中弧线的影响

设定坐标系原点和中弧线起始点重合($x_1 = 0, y_1 = 0$), 已知第一段圆弧起点的切角 B_{1K} 和末端切角 B_2 及 x 轴相对坐标 x_2 , 则该段圆弧的中心(x_{01}, y_{01}) 和半径(R_{01}) 为:

$$y_{01} = \frac{-\tan B_{1K} \sec^2 B_2 + \tan B_2 \sec B_{1K} \sec B_2}{\tan^2 B_{1K} - \tan^2 B_2} \tilde{0} \quad (1)$$

$$x_{01} = -y_{01} \tan B_{1K} (x_2 - x_1) + x_1 \quad (2)$$

$$y_2 = \frac{y_{01} (\tan B_2 - \tan B_{1K}) - 1.0}{\tan B_2} \tilde{0} \quad (3)$$

$$R_{01}^2 = \frac{(y_2^2 + 1) \sec^2 B_2}{4(y_2 - \tan B_2)^2} (x_2 - x_1)^2 \quad (4)$$

其中: y_2 为第一段圆弧末点的 y 坐标。这样依此类推,可逐段确定所给圆弧段的几何参数,即可确定中弧线。通常在中弧线上加上标准厚度分布生成叶型。图 1 示出了 B_2 对中弧线的影响,控制其值在该段可以生成任意曲率分布的曲线。

3 椭圆弧的生成

圆锥曲线的一般解析式为^[3]:

$$Ax^2 + Bxy + Cy^2 + Dx + Ey + F = 0 \quad (5)$$

当 A, B, C 不同时为零,且 $\Delta = B^2 - 4AC < 0$ 时,式(5)为椭圆,且只有 5 个独立系数。

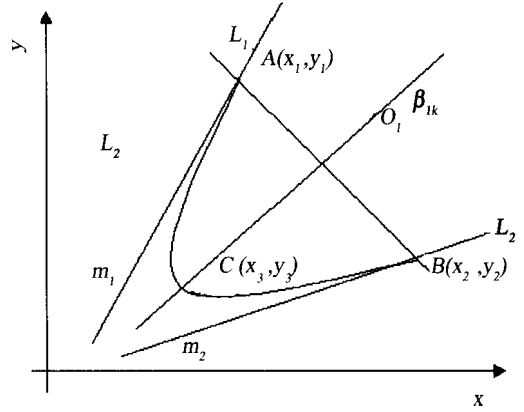


图 2 椭圆几何关系

由几何方法生成的压气机叶片叶型,能方便给出的 5 个条件有:叶背、叶盆前缘切点及其切线斜率,沿前缘构造角方向向外延伸位于椭圆上的一点(见图 2)。

L_1 直线方程:

$$y - y_1 - m_1(x - x_1) = 0 \quad (6)$$

L_2 直线方程:

$$y - y_2 - m_2(x - x_2) = 0 \quad (7)$$

直线 AB 方程:

$$y - y_1 - m_3(x - x_1) = 0 \quad (8)$$

其中: $m_3 = (y_2 - y_1)/(x_2 - x_1)$

对 3 条直线方程进行交叉组合得二元二次方程:

$$\begin{aligned} & [y - y_1 - m_1(x - x_1)] \\ & [y - y_2 - m_2(x - x_2)] + \\ & k[y - y_1 - m_3(x - x_1)]^2 = 0 \end{aligned} \quad (9)$$

对于确定的 k 值,上式为通过 A, B 两点并与之相切的圆锥曲线。如果 $y_3 - y_1 - m_3(x_3 - x_1) \neq 0$, 将 C 点坐标(x_3, y_3)代入式(9)得:

$$K = \frac{[y_3 - y_1 - m_1(x_3 - x_1)]}{[y_3 - y_1 - m_3(x_3 - x_1)]^2} \tilde{0} \quad (10)$$

$$[y_3 - y_2 - m_2(x_3 - x_2)]$$

相对式(5)各项系数为:

$$A = m_1 m_2 + k(m_3)^2$$

$$B = m_1 + m_2 + 2km_3$$

$$C = k + 1$$

$$D = m_1(y_2 - m_2x_2) + m_2(y_1 - m_1x_1) + 2km_3(y_1 - m_3x_1)$$
$$E = - [(y_1 - m_1x_1) + (y_2 - m_2x_2) + 2k(y_1 - m_3x_1)]$$
$$F = (y_1 - m_1x_1)(y_2 - m_2x_2) + k(y_1 - m_3x_1)$$

如果 $\Delta = B^2 - 4AC < 0$, 则式(5)为椭圆, 如果 $\Delta \geq 0$, 则需重新给定 C 点坐标。根据作者的经验, 当 C 点与前缘圆心的距离大于或等于 2 倍前缘半径时, 得到的圆锥曲线是椭圆。

图 3 给出相同几何条件下, 圆弧与椭圆弧的比较。很明显, 椭圆弧的曲率比圆弧的变化缓慢。

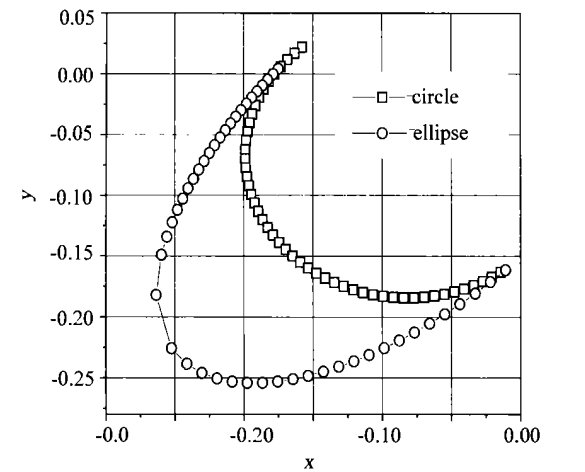


图 3 前缘圆弧和椭圆弧的对比

4 设计结果及分析

图 4 为用上面介绍的方法设计的超音速压气机转子叶片积叠图(中弧线为 4 段圆弧)。本方法能设计从叶根处的正曲率叶型到叶尖处的“S”叶型, 表明该方法的适应性强。

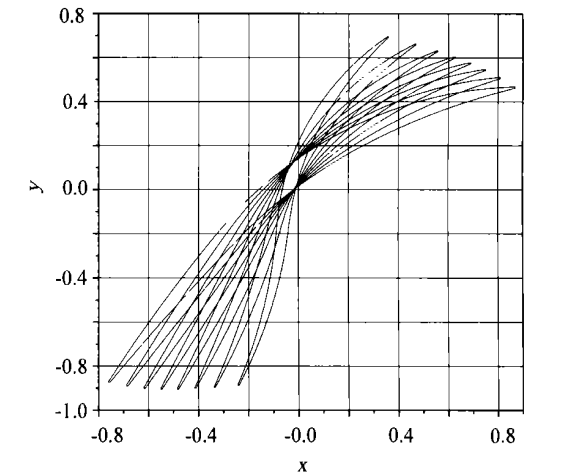


图 4 改进方法设计的压气机转子叶片积叠

用 4 段圆弧中弧线及前后椭圆弧连接方法, 改造设计了 2 套已用于某型压气机上的超、跨音速平面叶栅。为了具有参照性和利用原叶栅的进出口实验条件, 改进设计叶型除改变中弧线各点转角分配外, 其它几何参数完全相同。2 套叶栅几何参数分别见表 1, 表 2^[4]。

采用无粘时间相关有限体积分法^[5], 计算了两套叶型改造前后的叶栅流场, 图 5, 图 6 显示了叶

表 1 JGY2 叶型改进设计条件

前缘构造角 $B_{IK}/(^{\circ})$	47.0	安装角 $B_s/(^{\circ})$	21.389
前缘构造角 $B_{IK}/(^{\circ})$	- 4.0	弦长 B	35.015
最大相对厚度 $C/(\%)$	4.31	最大相对厚度位置	0.62
稠度 B/t	2.411	中线第二点切向角/ $(^{\circ})$	37.0
中线第三点切向角/ $(^{\circ})$	20.0	中线第四点切向角/ $(^{\circ})$	2.0

表 2 F23 叶型改进设计条件

进口马赫数 Ma_1	1.44	安装角 $B_s/(^{\circ})$	63.14
进口气流角 $B_i/(^{\circ})$	63.85	出口气流角 $B_e/(^{\circ})$	60.01
中线第二点切向角/ $(^{\circ})$	65.5	中线第三点切向角/ $(^{\circ})$	62.85
中线第四点切向角/ $(^{\circ})$	61.85	稠度 B/t	1.44
最大相对厚度 $C/(\%)$	2.9	最大相对厚度位置	0.60

片表面马赫数分布对比。JGY2 为高跨音速进口

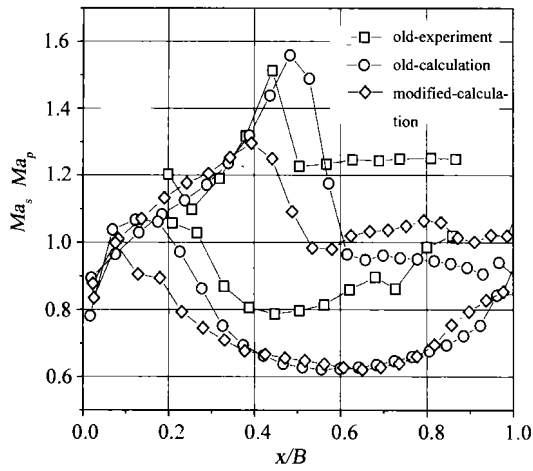


图 5 $B_1=49.0^\circ, Ma_1=0.924$ 时, JGY2 叶型表面马赫数分布对比

叶栅($Ma_1=0.924$), 由图 5 看出, 改造设计后, 叶背峰值马赫数从 1.58 降到了 1.30, 大大降低了激波强度, 激波后叶背速度略有上升, 表明气流在叶背上无分离, 而从原叶型表面马赫数分布显示叶背气流在激波后已分离。F23 为超音速叶型($Ma_1=1.44$), 改造设计后, 气流流过椭圆弧前缘时, 在叶背进口区的加速程度有所减弱。由于前缘负曲率区, 叶背表面马赫数峰值明显降低, 基本上消除了激波, 只是在叶盆后部有一微弱的后通道激波。原叶栅的叶背、叶盆速度相交, 而改造设计后消除了这种现象, 说明叶栅的作功能力有所提高。所以, 本设计方法对超音速 S- 叶片”来说的优越性尤为突出。对超音速叶栅来说, 激波损失的大幅降低, 将提高单级以至整台压气机的性能。本设计方法需要有一定的设计经验才能发挥最佳效果。

参考文献:

[1] 詹孟萱, 等. 跨音速多级轴流压气机的设计和发展[A]. 压气机文集(2) [C]. 北京: 航空航天部航空科技情报研究所, 1990.

[2] 蒋洪德. 跨音速和超音速压气机叶栅中的激波损失[A]. 压气机文集(2) [C]. 北京: 航空航天部航空科技情报研究所, 1990.

[3] 张永曙, 等. 计算机辅助几何设计的数学方法[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1984.

[4] 周新海, 等. 任意回转流面上跨音速压气机叶栅含激波流场的计算[J]. 工程热物理学报, 1983, 4(4): 385- 363.

[5] 肖敏. 中推验证机风扇任意几何叶型平面叶栅吹风试验报告(JGF2- 23) [R]. SY. Y1. 610/A, 燃气涡轮研究院科技文献, 1996.

(责任编辑 杨再荣)

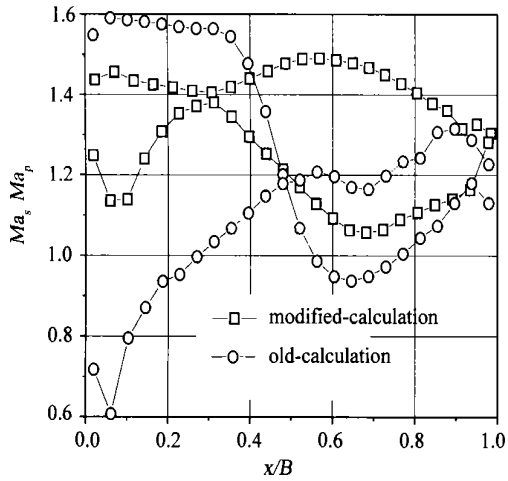


图 6 $B_1=63.85^\circ, Ma_1=1.4$ 时, F23 叶型计算表面马赫数分布对比