

文章编号: 1000-8055(2000)03-0237-04

轴流压气机超音叶片叶型几何设计方法的研究

肖 敏¹ 刘 波² 仲永兴¹

¹(中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

²(西北工业大学 704 教研室, 陕西 西安 710072)

摘要: 本文研究了 3 种超音压气机叶型中弧线几何设计方法, 讨论了控制叶型前缘进口区曲率的参数及其变化关系; 进行了叶栅设计和流场数值计算分析, 结果表明: 设计叶型表面马赫数分布理想, 激波结构合理, 但以指数中弧线法最佳。

关 键 词: 轴流压气机; 叶片; 叶型; 设计

中图分类号: V 232. 4 文献标识码: A

1 叶型截面中弧线生成方法

本文提出了 3 种超音压气机叶型中弧线生成方法, 即四次多项式、指数函数和双圆弧中弧线。确定中弧线几何关系方程 $y = f(x)$ 绝对必要的 3 个边界条件是: (1) 相对坐标系原点固定在中弧线上一点; (2) 规定前缘处的斜率(前缘构造角 β_{1k}); (3) 规定后缘处的斜率(后缘构造角 β_{2k})。

另外, 为了控制叶片前缘区域的弯度和避免后缘产生大的落后角, 通常采用规定前、后缘处的二阶导数的方法来实现。

用数学形式表示上述 5 个边界条件为:

在 $x = 0$ 处: $y = 0, y' = \tan\beta_{1k}$
 $y'' = P(y'')_{\max} = y''(x=0)/y''_{\max}$ (1)

在 $x = 1$ 处: $y' = \tan\beta_{2k}$
 $y'' = Q(y'')_{\max} = y''(x=1)/y''_{\max}$ (2)

1.1 四次多项式中弧线

首先用抛物线的形式来表示即:

$(x - h)^2 = 4a(y'' - k)$ (3)

其中, h 是二阶导数最大(或)最小时对应的 x 轴坐标, 而 k 则是二阶导数在该点的值。积分两次得:

$y' = (x - h)^3/(12a) + kx + b$ (4)

$y = \frac{(x - h)^4}{48a} + k\frac{x^2}{2} + bx + c$ (5)

应用上述 5 个边界条件, 求得各系数为:

$a = \frac{P \times h^2/(1 - P) + h - 1/3}{4(\tan\beta_{1k} - \tan\beta_{2k})}$ (6)

$h = \frac{1}{1 + [(1 - Q)/(1 - P)]^{1/2}}$ (7)

$b = h^3/(12a) + \tan\beta_{1k}$ (8)

$c = -h^4/(48a)$ (9)

$k = h^2/[4a \cdot (P - 1)]$ (10)

负的 P 值在前缘处产生微小的负弯度, 生成“S-叶片”。图 1 和图 2 分别为用该方法生成的典型叶高处叶型中弧线随参数 P 的变化和叶片积叠投影图, 由图说明四次多项式能适应不同叶高叶型截面对中弧线曲率的变化。

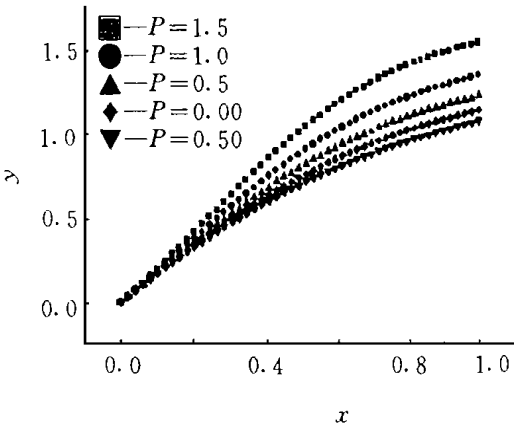


图 1 多项式中弧线随参数 P 的变化

收稿日期: 1999- 07- 07; 修订日期: 2000- 02- 09

作者简介: 肖敏(1966-), 男, 中国燃气涡轮研究院工程师, 硕士

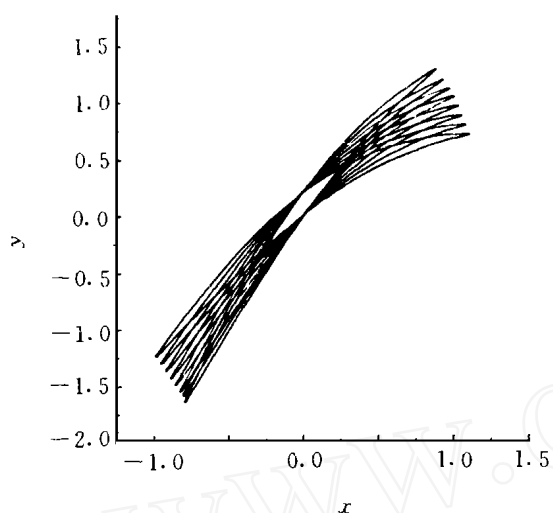


图2 用四次多项式设计的压气机转子叶片

1.2 指数中弧线生成方法

指数中弧线在设计“S-叶片”时有独特作用,用两段指数曲线生成中弧线,连接点为拐点,该点位置和角度能任意给定,且一阶导数相等,增加的边界条件为:

$$\text{在 } x = S, \quad y' = \tan \alpha \quad (11)$$

S 为拐点位置, α 为拐点处中弧线角。另一个边界条件为在拐点处前后两段曲线坐标相等。用二阶导数表示的指数函数为:

$$y'' = b(x - s)e^{a(x-s)} \quad (12)$$

对式(12)积分两次得:

$$y' = b/(a^2)e^{a(x-s)}[a(x-s) - 1] + c \quad (13)$$

$$y = b/(a^3)e^{a(x-s)}[a(x-s) - 2] + c(x-s) + d \quad (14)$$

应用适合中弧线前部分的 4 个条件,确定指数函数 4 个参数分别为:

$$P = a_1 \cdot s \cdot e^{(1-a_1s)} \quad (15)$$

$$b_1 = \frac{a_1^2(\tan \beta_{1k} - \tan \alpha)}{1 - (a_1s + 1)e^{-a_1s}} \quad (16)$$

$$c_1 = \tan \alpha + b_1/a_1^2 \quad (17)$$

$$d_1 = (a_1s + 2)b_1/(a_1^3) + c_1s \quad (18)$$

应用适合中弧线后部分的 4 个条件,确定指数函数的 4 个参数分别为:

$$Q = (s - 1) \cdot a_2 \cdot e^{1+a_2(1-s)} \quad (19)$$

$$b_2 = \frac{a_2^2(\tan \beta_{1k} - \tan \alpha)}{1 + [a_2(1-s) - 1]e^{a_2(1-s)}} \quad (20)$$

$$c_2 = \tan \alpha + b_2/a_2^2 \quad (21)$$

$$d_2 = -2(b_2/a_2^3 - b_1/a_1^3) + d_1 \quad (22)$$

图 3 和图 4 分别表示指数中弧线随参数“ P ”和拐点角 α 变化的一般特征,由图 3 显示,随“ P ”

的减小,中弧线在拐点前的弯度略有增加。当 $\alpha > \beta_{1k}$ ($\beta_{1k} = 60^\circ$) 时,设计的叶片为“S-叶片”;当 $\alpha = \beta_{1k}$ 时为“J-叶片”。图 5 为用指数中弧线设计

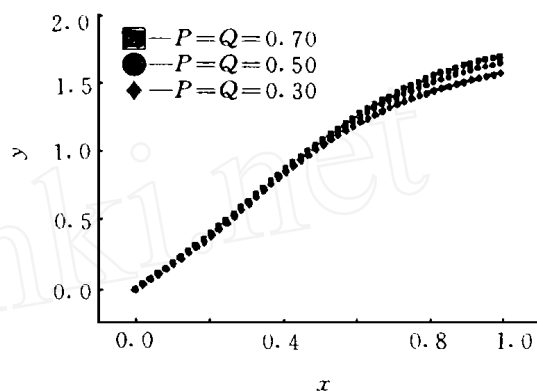
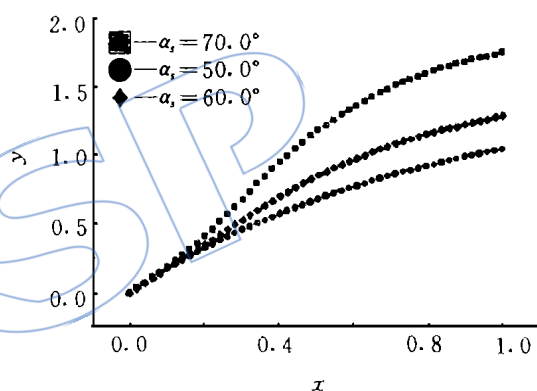
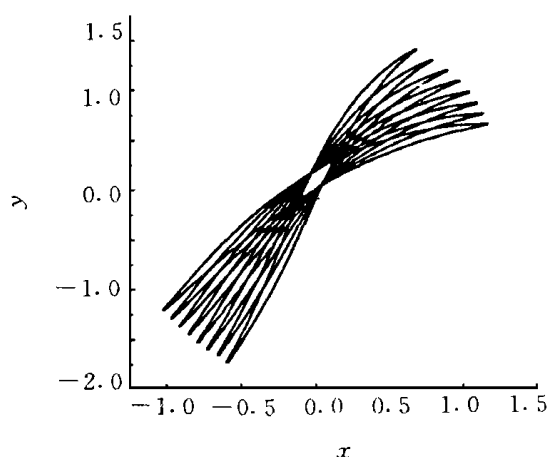
图3 指数中弧线随参数 P 和 Q 的变化图4 指数中弧线随参数 α 的变化

图 5 用指数中弧线设计的压气机转子叶片的一压气机转子叶片积叠投影图,显示了该方法具有较强的适应性。

1.3 双圆弧中弧线生成方法

双圆弧中弧线通过两段圆弧连接点处的切向

角来控制叶型前缘进口区的曲率。除前面讨论过的二阶导数的边界条件外, 指数曲线中的所有边界条件都适用双圆弧中弧线。

对于圆的标准方程: $(X - X_0)^2 + (Y - Y_0)^2 = R^2$, 应用前段(0~ X_s)的边界条件, 确定第一段圆弧的圆心和半径(X_0, Y_0, R)分别为:

$$Y_{01} = \frac{\tan\beta_{1k}\sec^2\alpha_k + \tan\alpha_k\sec\beta_{1k}\sec\alpha_k}{\tan\beta_{1k} - \tan\alpha_k} \cdot X_s$$

(23)

$$X_{01} = -Y_{01} \cdot \tan\beta_{1k} \cdot X_s$$

(24)

$$Y_s = \frac{[Y_{01}(\tan\alpha_k - \tan\beta_{1k}) - 1] \cdot X_s}{\tan\alpha_k}$$

(25)

$$R_1^2 = \frac{(Y_s + 1)^2 \sec^2\alpha_k}{4(Y_s - \tan\alpha_k)^2} \cdot X_s^2$$

(26)

应用后段圆弧的边界条件, 参照前段圆弧的表达形式可确定该圆弧参数。

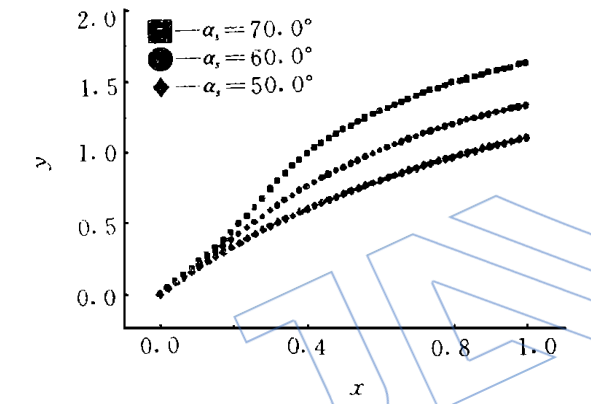


图 6 双圆弧中弧线随参数 α_k 的变化

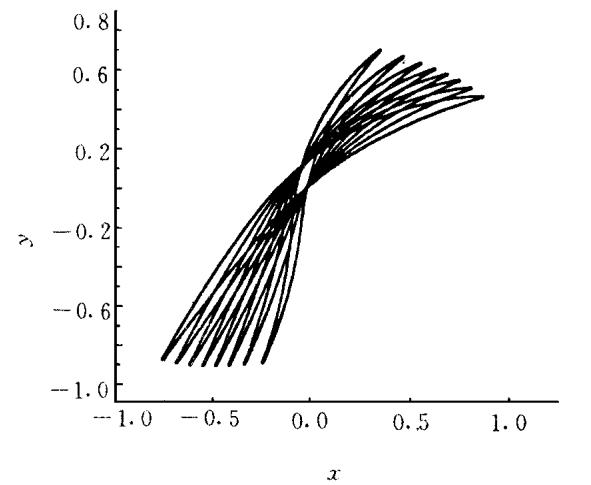


图 7 叶片积叠投影图

当 $\alpha_k = \beta_{1k}$ ($\beta_{1k} = 60^\circ$) 时, 生成“J-叶片”; 当 $\alpha_k > \beta_{1k}$ 时, 生成“S-叶片”。图 6 为双圆弧中弧线随拐点角 α_k 变化的规律, 当 α_k 由小到大变化时, 叶型进口区的弯度由正到零, 再过渡到负连续地

变化。图 7 显示用该方法设计的叶片积叠投影图。

2 叶型设计实例和流场数值计算结果

采用本文介绍的 3 种超音叶型设计方法, 分别设计了一套预压缩超音叶栅, 其几何设计条件如下: 进口 Ma 数 1.44; 前缘构造角 63.85° ; 后缘构造角 60.01° ; 最大相对厚度位置 0.60; 最大相对厚度 0.03; 稠度 1.44; 前缘半径 0.136; 后缘半径 0.137。

对于四次多项式中弧线 $P = -1.5, Q = 0.0$; 对于指数中弧线 $P = -0.5, Q = 0.0, X_s = 0.3, \alpha_k = 66.35^\circ$; 对于双圆弧中弧线 $X_s = 0.3, \alpha_k = 66.35^\circ$ 。设计的 3 种叶型见图 8。

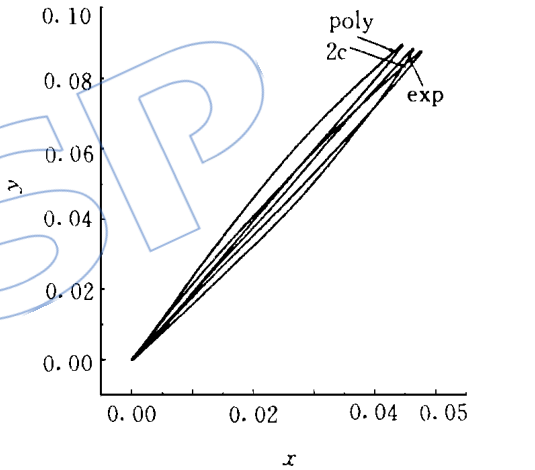


图 8 3 种设计叶型的比较

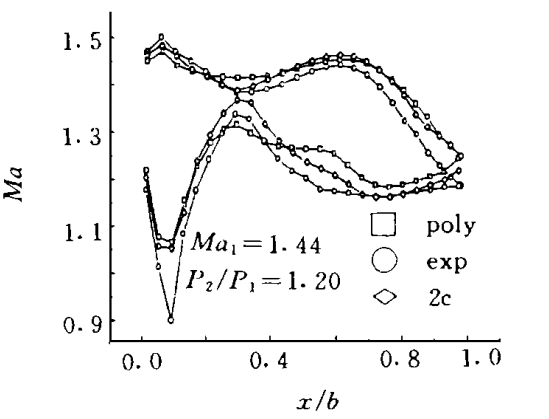


图 9 3 种设计叶型计算表面马赫数分布

这是一典型超音压气机叶型, 即设计进口马赫数高, 叶型转折角小, 叶型尖薄。叶栅流场计算采用无粘时间相关有限体积法, 计算方法和公式见参考文献[5]。由于是无粘流场计算, 本文着重

讨论叶型表面马赫数分布, 计算工况为设计马赫数和设计攻角($\alpha = 0^\circ$)。

由速度分布图看出, 由于凹的吸力面前缘进口区, 最大速度出现在叶片前缘, 即吸力面内凹部分所形成的预压缩激波有效地降低了相邻叶片进口马赫数。在 30% 相对弦长处, 压力面上有一较强的后通道激波, 这样用两道斜激波来实现压力升, 激波损失较小, 叶型抗气流分离能力提高。从设计方法上, 指数和双圆弧中弧线方法控制叶型前缘进口区曲率较容易和直观, 尤其指数中弧线最佳。从设计叶型表面马赫数分布看(见图 9), 3 种结果相差不大, 以指数中弧线叶型表面马赫数分布最好, 由于流场计算采用无粘方法, 故 3 种叶型激波损失比较无法进行, 有待于以后进一步研究。

3 结 论

设计超音压气机叶型的关键是合理控制前缘进口区的曲率。四次多项式中弧线用前缘点的二阶导数来控制; 指数中弧线用拐点角和前缘点的二阶导数来实现; 而双圆弧中弧线使用拐点角达到目的。用这几种方法设计的超音预压缩叶型, 在吸力面进口区内凹部分形成的预压缩激波有效地降低了相邻叶片进口速度, 在压力面上有一后通

道激波, 两道斜激波有效地降低了激波损失, 能抑制叶片表面气流分离。3 种方法以指数中弧线为最佳。

参 考 文 献

- 1 詹孟莹等 跨音速多级轴流压气机的设计和发展[R]. 压气机文集(2), 航空航天部航空科技情报研究所, 1990
- 2 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). SY. Y1. 610/A, 燃气涡轮研究院科技文献, 1996
- 3 仲永兴等 厚平板叶栅超音速进口流场研究[R]. 中国航空科技文献, 1984
- 4 刘波, 姜正礼, 仲永兴 轴流压气机转子新叶型设计与试验研究[J]. 西北工业大学学报, 1999, 17(2): 157- 161
- 5 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): 358- 363
- 6 Cheng Ronghui et al Application of Controlled Diffusion Airfoil in the Design of Three Stage Fan[R]. Forth NAL-CAE Workshop Proceeding, 1997
- 7 York R E, Woodard H S Supersonic Compressor Cascade Analysis of the Entrance Region Flow Field Containing Detached Shock Waves[J]. ASME Journal of Eng. for Power, 1976, PP: 247- 257
- 8 Beder E, Buler R. Theoretical and Experimental Investigation of a Two Dimensional All-Supersonic Diffusing Cascade at Mach Number 2.5 A FOSR in 56- 15

(责任编辑 杨再荣)

A Study on Geometric Methods for Designing Supersonic Aerofoil of Axial Flow Compressor

Xiao Min¹, Liu Bo², Zhong Yongxing¹

¹(Aero. Gas Turbine Establishment, Jiangyou 621703, China)

²(7th Dept Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Three geometric methods for designing supersonic airfoil meanline are studied. The parameters which control curvature in the leading region of airfoil and their variations are considered. The flow fields of the cascade designed with these methods are analyzed. It is shown that the Mach number distribution of designed blade surface is ideal, shock wave structure is reasonable. But the exponential method is superior.

Key words: axial-flow compressor; blade; blade profile; design