

文章编号: 1000-8055(2009)01-0150-07

轴流/离心压气机叶片通用任意中弧 造型设计方法

冀国锋, 桂幸民

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 开发了一种通用于轴流、斜流和离心式压气机叶片的任意中弧造型设计方法。该方法以通流计算的结果为基础,其优点在于可以通过调整通流设计的环量的分布,来获得所要求的气动性能,并最终生成与通流计算结果较为一致的三维叶型。修改造型控制参数可以同时实现对主叶片、分流叶片的造型控制,以及对叶型尾缘形状的控制。通过在微小型发动机压气机叶片设计中的应用,得到了比较理想的叶片。此外,该方法还可以用于压气机叶片的优化设计。

关 键 词: 任意中弧造型; 通流设计; 离心叶轮; 分流叶片; 优化设计

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

A blading design method for axial/centrifugal compressor airfoils using arbitrary camber lines

Ji Guo-feng, Gui Xing-min

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: A blading design method for both axial and centrifugal compressor blades was discussed by using arbitrary camber lines. This method was based on through flow calculation. Three dimensional blades consistent with the result of through flow calculation can be obtained by modifying the distribution of velocity circulation. Meanwhile, it can control main blade/splitter blading and the shape of trailing edge of the airfoil. It has been applied to the design of compressor blades of some micro-engines, and fairly ideal airfoils are obtained. Also, this method can be used for optimization of compressor blades.

Key words: arbitrary camber lines blading; through flow design; centrifugal impeller; splitter blade; optimization design

传统的轴流式压气机叶片的造型方法是从已有的经典叶型出发,以二维基元流动为基础,根据设计要求,修改各项参数值,以使其达到要求的气动性能,例如 NACA 65 一系列,双圆弧叶型,多圆弧叶型等^[1]。早期, Crouse J E 编制了基于锥切面基元的叶片造型程序^[2]。其后不久, Frost G R

等人开发出了基于任意中弧线基元的叶片造型程序^[3],使得叶片造型的方法更为灵活。

对于离心压气机叶片,由于其三维特征性强,叶片形状复杂,轴流的造型方法很难用于离心。1960 年以来随着计算机技术在叶轮机设计中的应用和发展,人们开始研究多样的叶片成型方法。

收稿日期: 2007-12-04; 修订日期: 2008-03-25

基金项目: 国家自然科学基金(50136010; 50676004; 50736007)

作者简介: 冀国锋(1980-),男,河北承德人,博士生,主要从事叶轮机气动设计方面的研究。

西安交通大学的高淑敏、王明德、王宜义^[4], 复旦大学的朱士灿等^[5]研究了三元离心叶轮叶片可展曲面的造型方法. 西安交通大学的宋立明等研究了基于椭圆形方程的扭叶片的造型^[6]. 中国航空工业第 608 研究所的朱玲研究了直纹面叶片造型^[7]. 此外, 还有 NURBS 曲面造型^[8]、Bezier 曲面造型^[9]、CAD 造型^[10]等多种造型方法.

本课题组对压气机叶片的造型设计进行了多年的研究工作, 开发出了轴流式任意中弧线造型程序, 并在实际应用中取得了很好的成功^[11-13]. 本文在本组开发的轴流叶片任意中弧线造型方法的基础上, 开发出了通用于轴流、斜流和离心式压气机叶片的任意中弧造型设计方法. 该方法主要依赖于 S_{2m} 流面通流计算的气动设计结果及已有的经验或实验数据. 与 Wennerstrom 发展的适用于轴流叶片的任意中弧线造型方法^[1]相比, 本文讲述的造型方法在求基元叶型中弧线、构造叶片厚度分布、基元流面叶型积叠等方面都做了改进, 增加了对分流叶片的造型功能、以及对尾缘形状的控制, 并且可以实现对轴流、斜流和离心压气机叶片的通用造型.

1 通流设计 - 造型原理

任意中弧造型设计建立在通流计算的基础上, 一般在叶片排内部另加 4 个计算站, 根据流线曲率法气动设计计算得到的气流角, 结合经验的攻角、内部脱轨角和落后角来确定叶型的中弧线. 再以厚度分布进行叶型配置, 最后根据规定的积叠轴形状和基元流面积叠参照点将各基元流面叶型沿展向积叠, 得到三维叶片坐标.

Wennerstrom^[1]在轴流叶片造型过程中忽略了沿流线方向上半径的变化, 因此其方法只适用于轴流叶片. 而本文采用随流坐标系, 推导出了任意空间曲面的控制方程, 将原方法扩展为适用于轴流、斜流和离心压气机叶片的通用造型方法.

任意中弧造型设计的优点在于通过气流折转反映气动载荷分布, 同时, 可以通过预压缩角控制激波的位置和强度. 因此, 该方法还适合于对叶型进行优化处理. 这种优化除 Wennerstrom 在文献 [3] 中所述的关于静压分布优化, 以使尾缘附近满足 Kutta 条件之外, 还包括对激波强度、位置的优化. 优化的过程包括通过流线曲率法气动设计计算得到一定的气流角进行任意中弧造型设计, 并通过 CFD 数值解检验设计效果.

2 任意中弧造型设计方法

以某小型发动机的压气机设计为例来具体介绍三维叶片的生成方法.

2.1 生成基元中弧

首先, 对于轴流转、静子叶片及离心扩压器叶片, 由通流计算得到的基元流面相对气流角, 叠加叶片进口攻角、内部脱轨角和出口落后角, 得到叶片的金属构造角分布; 对于离心转子叶轮, 还要在此基础上计入由于轴向漩涡引起的滑移系数的影响, 从而得到叶片的金属构造角 β 分布. 滑移系数 α 的计算公式^[14]为

$$\alpha = 1 - 1/\left\{1 + 5(1 - RR)Z/[2\pi(\cos\beta)^{0.5}]\right\} \quad (1)$$

其中 RR 为离心叶轮叶片进出口叶尖半径的比值, Z 为叶片数, β 为金属角的余弦.

然后, 根据 S_{2m} 流面的二维坐标 (r, x) , 拟合前缘与尾缘的流线得到子午弦长

$$C_m = \sum_{n=1}^{100} \sqrt{(x_n - x_{n-1})^2 + (r_n - r_{n-1})^2} \quad (2)$$

将叶片金属角的正切值 $\tan\beta$ 在子午中弧上进行积分

$$y'_m = \int \tan\beta dm \quad (3)$$

再求出叶片周向转过的角度

$$\varepsilon = \int \frac{1}{r} dy \quad (4)$$

最后利用下式得到与通流气动设计结果相匹配的基元中弧线

$$y_m = r\varepsilon \quad (5)$$

2.2 生成流面基元叶型

首先, 对基元的叶型中弧作无量纲化处理, 根据规定的叶型几何参数(前小圆半径、叶型最大厚度、尾小圆半径、叶型最大厚度弦向位置等), 在基元叶型中弧线上以三次多项式构造叶片厚度分布 (z 为最大厚度的弦向位置, y_0 和 y_1 为前尾缘小圆半径, T 为最大厚度).

当 $x < z$ 时

$$\begin{cases} y = ax^3 + bx^2 + cx + d \\ y' = 3ax^2 + 2bx + c \\ y'' = 6ax + 2b \end{cases} \quad (6)$$

当 $x > z$ 时

$$\begin{cases} y = e(x - z)^3 + f(x - z)^2 + g(x - z) + h \\ y' = 3e(x - z)^2 + 2f(x - z) + g \\ y'' = 6e(x - z) + 2f \end{cases} \quad (7)$$

给定求解条件(l -portion 表示前段多项式, t -portion 表示后段多项式),

当 $x = 0$ 时

$$\begin{cases} y = y_0 \\ y'' = 0 \end{cases} \quad (8)$$

当 $x = z$ 时

$$\begin{cases} y = T/2 \\ y' = 0 \\ y''_{(l\text{-portion})} = y''_{(t\text{-portion})} \end{cases} \quad (9)$$

当 $x = 1$ 时

$$y = y_1 \quad (10)$$

求解可以得到两段三次多项式的系数为

$$\begin{cases} a = -\frac{T/2 - y_0}{2z^3} \\ b = 0 \\ c = \frac{3(T/2 - y_0)}{2z} \\ d = y_0 \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} e = \frac{3(T/2 - y_0)}{2z^2(1 - z)} - \frac{(T/2 - y_1)}{(1 - z)^3} \\ f = -\frac{3(T/2 - y_0)}{2z^2} \\ g = 0 \\ h = T/2 \end{cases} \quad (12)$$

考察三次多项式拐点位置,可知前段多项式的拐点在 $z_{inf1} = 0$,对于后段多项式

$$z_{inf2} = \frac{1}{1 + \frac{1 - 2y_1/T}{1 - 2y_0/T}} \quad (13)$$

若 $z \leq z_{inf2}$,那么,当 $z \leq x \leq z_{inf2}$ 时,以等厚度分布

$$y = T/2 \quad (14)$$

当 $x \geq z_{inf2}$ 时,以 z_{inf2} 取代多项式(7)中的 z

$$\begin{cases} y = e(x - z_{inf2})^3 + f(x - z_{inf2})^2 + g(x - z_{inf2}) + h \\ y' = 3e(x - z_{inf2})^2 + 2f(x - z_{inf2}) + g \\ y'' = 6e(x - z_{inf2}) + 2f \end{cases} \quad (15)$$

并修改求解条件公式(9)为

$x = z_{inf2}$ 时

$$\begin{cases} y = T/2 \\ y' = 0 \\ y'' = 0 \end{cases} \quad (16)$$

可得后段三次多项式的系数为

$$\begin{cases} e = \frac{3(T/2 - y_0)}{2z_{inf2}^2(1 - z_{inf2})} - \frac{(T/2 - y_1)}{(1 - z_{inf2})^3} \\ f = -\frac{3(T/2 - y_0)}{2z_{inf2}^2} \\ g = 0 \\ h = T/2 \end{cases} \quad (17)$$

然后,对叶型加前小圆和尾小圆,或者对叶型作钝尾缘处理,得到基元流面的叶型坐标.

2.3 基元叶型展向积

基元叶型的积叠方式有三种:前缘积叠、重心积叠及尾缘积叠.根据积叠方式及积叠轴的偏移量,计算出积叠轴的基元流面坐标.然后,将各流面基元叶型沿展向积叠,得到积叠后的基元叶型坐标.

2.4 三维叶片成型

计算出积叠后的基元叶型的中弧线、吸力面和压力面上各点相对于积叠轴的周向转角 ε 、轴坐标 x 及径坐标 r ,进而得到叶片的三维坐标 (x, y, z) .

2.5 对三维叶片进行检查

计算三维叶片的通道堵塞、截面叶型形心补偿、轴向流面角和径向流面角,检验三维叶片的边缘与通流计算中给定的计算站的重合情况.如有必要,需对气动分析的输入作适当的修改,并重复上述过程,直到三维叶片设计结果与气动分析之间有足够符合.

经过多次反复后,初步设计得到的三维叶片见图 1~图 3.

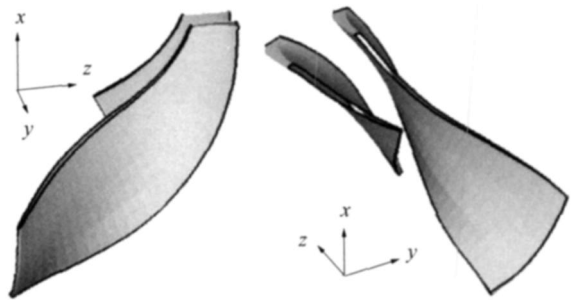


图 1 带分流叶片的离心叶轮叶片(钝尾缘)

Fig. 1 Centrifugal impeller with splitter blade

初步设计的结果经 CFD 检验(见后面第 3 节),其离心叶轮的性能较好,但扩压器分离较为严重,总压恢复系数较低,导致整级的各项性能参数值没有达到设计要求.在详细设计中,将离心叶轮定型,经过调整通流设计的径向扩压器和轴向扩压器的环量分布和造型设计的叶型厚度分布规

律等参数,提高了扩压器的通流能力和扩压能力,改善了扩压器内的流动情况,从而提高了扩压器的总压恢复系数,从而使整级的各项性能参数得到了改善,基本满足设计要求.详细设计后的径向扩压器和轴向扩压器叶片见图 4 和图 5.

从造型过程可以看出,该压气机有离心转子叶轮、径向扩压器和轴向扩压器三排叶片,以其为例来介绍三维叶片的生产方法,可以说明该造型设计方法对轴流、离心压气机叶片的通用性.

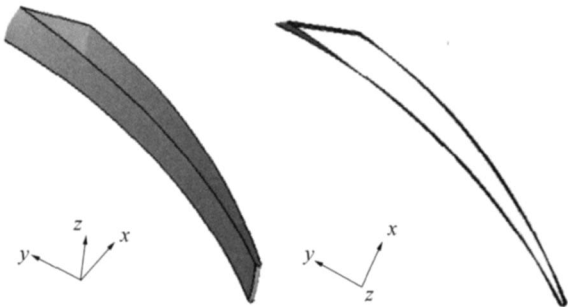


图 2 径向扩压器叶片(钝尾缘)
Fig. 2 Blade of radial diffuser

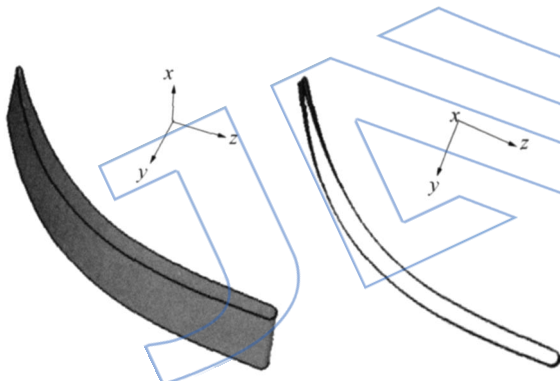


图 3 轴向扩压器叶片
Fig. 3 Blade of axial diffuser

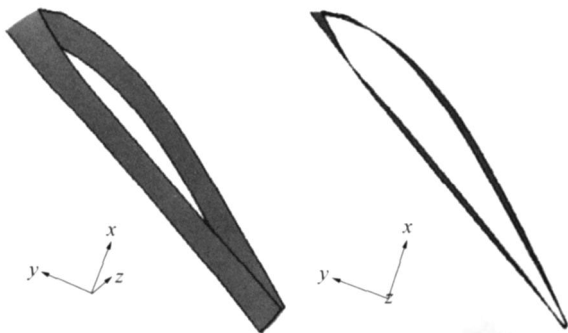


图 4 修改后的径向扩压器叶片
Fig. 4 Modified blade of radial diffuser

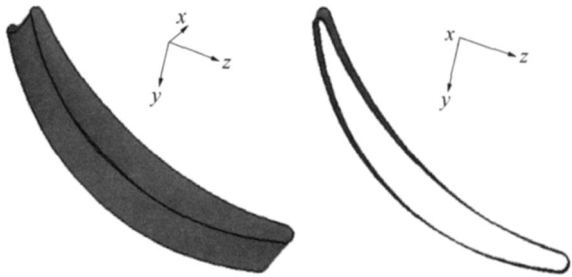


图 5 修改后的轴向扩压器叶片
Fig. 5 Modified blade of axial diffuser

3 三维数值检验

叶片三维造型后,使用商业软件 NUMECA 对所设计的离心压气机做了 CFD 流场检验.设计转速 59 000 r/min,流量 2.15 kg/s,级压比 4.2,级绝热效率 0.77.初步设计的离心叶轮经 CFD 计算的流量-压比、流量-效率特性见图 6 和图 7.

从图 6 和图 7 可以看出:初步设计的叶轮具有较好的性能.所以,在详细设计中将初步设计的叶轮定型,仅对后面的扩压器进行修改.初步设计与详细设计的整级特性对比见图 8 和图 9.

由图 8 和图 9 以看出,详细设计的叶轮已经基本满足设计要求.结合图 1~图 5,及图 8 和图 9,可以看出,利用任意中弧造型设计方法,通过调整加功量分布、叶型厚度分布等参数,可以实现对压气机叶片的三维造型控制,并且获得比较满意的气动性能.

详细设计的近设计点计算结果见表 1,流场见图 10~图 15.

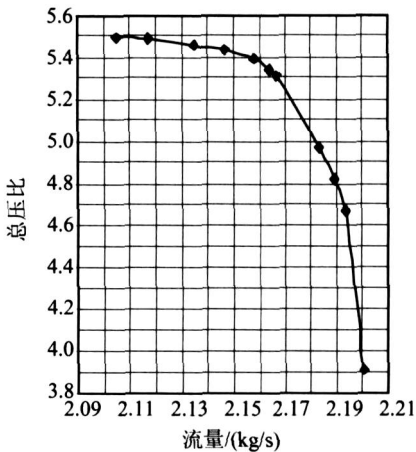


图 6 离心叶轮流量-压比特性线
Fig. 6 Impeller performance curve of mass flow-absolute total pressure ratio

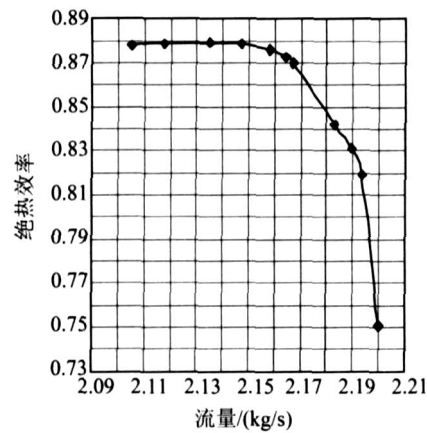


图 7 离心叶轮流量-效率特性线
Fig. 7 Impeller performance curve of mass flow-adiabatic efficiency

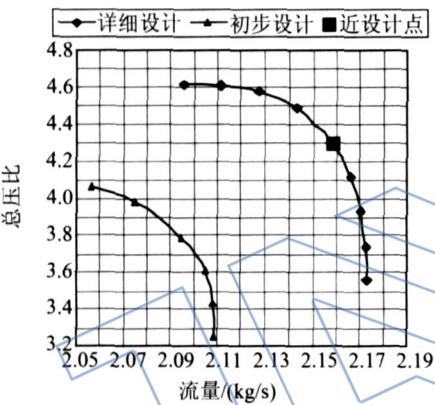


图 8 整级流量-压比特性线
Fig. 8 Stage performance curve of mass flow-absolute total pressure ratio

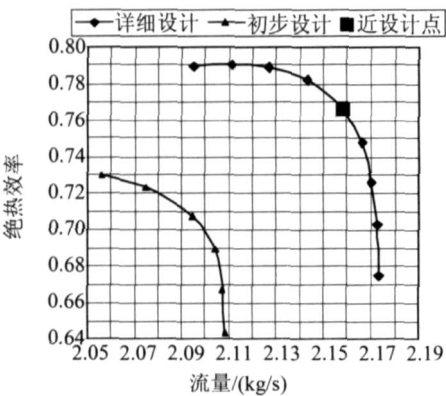


图 9 整级流量-效率特性线
Fig. 9 Stage performance curve of mass flow-adiabatic efficiency

表 1 CFD 计算的近设计点性能参数
Table 1 Performance parameters of design point

性能参数	数值
离心叶轮增压比	4.864 3
离心叶轮绝热效率	0.850 2
径向扩压器总压恢复系数	0.925 0
轴向扩压器总压恢复系数	0.955 9
扩压器总压恢复系数	0.884 3
流量/(kg/s)	2.157 8
级增压比	4.301 4
级绝热效率	0.767 1



图 10 子午面静压分布
Fig. 10 Static pressure distribution of meridional plane

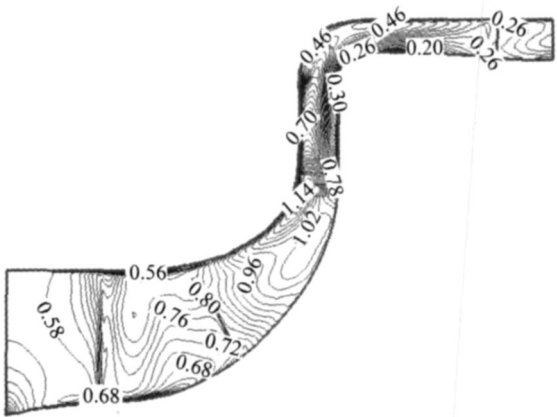


图 11 子午面绝对马赫数分布
Fig. 11 Absolute Mach number distribution of meridional plane

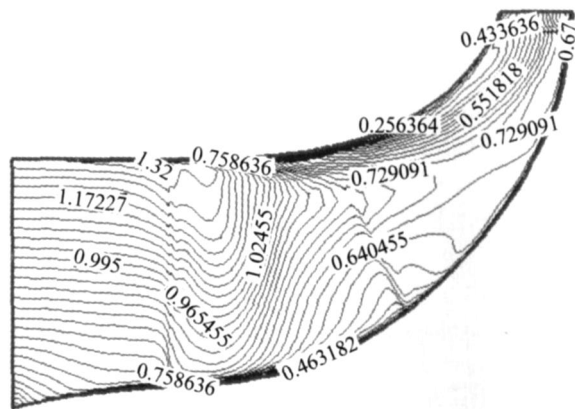


图 12 离心叶轮子午面相对马赫数分布

Fig. 12 Relative Mach number distribution of impeller on meridional plane

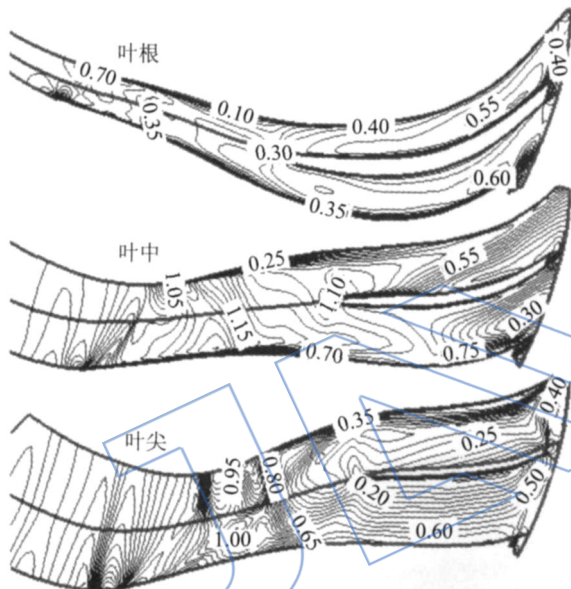


图 13 离心叶轮 S_1 流面相对马赫数分布

Fig. 13 Relative Mach number distribution of centrifugal impeller on blade to blade surfaces

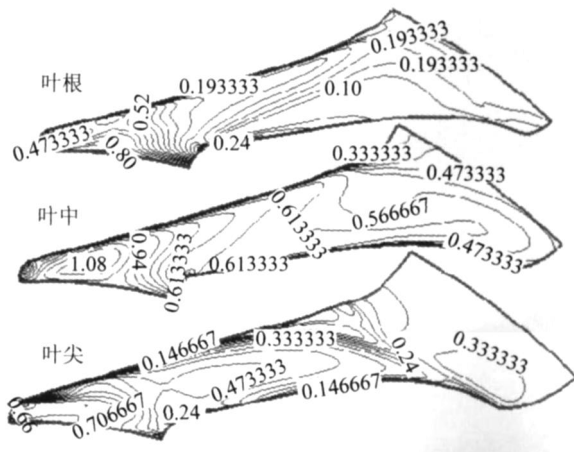


图 14 径向扩压器 S_1 流面绝对马赫数分布

Fig. 14 Absolute Mach number distribution of radial diffuser on blade to blade surfaces

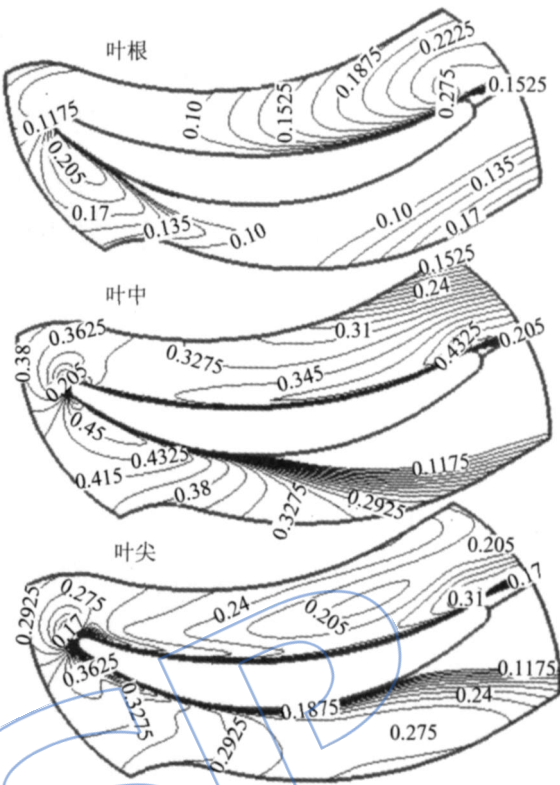


图 15 轴向扩压器 S_1 流面绝对马赫数分布

Fig. 15 Absolute Mach number distribution of axial diffuser on blade to blade surfaces

从近设计点的流场图可以看出:离心叶轮出口马赫数还有点高,且离心叶轮出口叶尖、径向扩压器叶根以及轴向扩压器的叶根、叶中、叶尖均发生了分离现象.在完成叶片三维造型的基础上,可以继续对叶片进行优化设计,以进一步提高压气机的气动性能.

4 结 论

本文开发的任意中弧造型设计方法,可以用于轴流、斜流和离心压气机叶片的造型和优化设计.基于此方法开发出的造型程序能进行轴流、斜流和离心叶片的通用造型,并可同时实现对分流叶片的造型控制,CFD 数值计算验证了其可行性,具有很好的工程应用价值.

参考文献:

[1] Forst G R, Hearsey R M, Wennerstrom A J. A computer program for the specification of axial compressor airfoils [R]. Ohio: Aerospace Research Laboratories, Wright-Patterson AFB, ARL 72-0171, AD 756879, December 1972.

[2] Crouse J E, Janetzke D C, Schwirian R E. A computer program for composing compressor blading from simulated circular-arc elements on conical surfaces[R]. Ohio: Lewis

- Research Center, Cleveland, NASA TN D-5437, 1969.
- [3] Frost G R, Wennerstrom A J. The design of axial compressor airfoils using arbitrary camber lines[R]. Ohio: Aerospace Research Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base, ARL 73-0107, AD 765165, July 1973.
- [4] 高淑敏,王明德,王宜义. 离心式三元叶轮叶片可展曲面造型规律的研究[J]. 西安交通大学学报, 1989, 23(3): 33-39.
- GAO Shumin, WANG Mingde, WANG Yiyi. Investigation of the blade profile rule with extensible surface for three-dimensional impellers in centrifugal fluid machinery[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 1989, 23(3): 33-39. (in Chinese)
- [5] 朱士灿,龚建屹,朱理文,等. 可展曲面后掠叶片离心式压气机叶轮造型方法图形绘制和三元流场计算分析[J]. 内燃机工程, 1994, 15(3): 43-49.
- ZHU Shican, GONG Jianyi, ZHU Liwen, et al. A geometry designing method and 3-D flow field computation analysis for developable backward swept centrifugal compressors impellers[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 1994, 15(3): 43-49. (in Chinese)
- [6] 宋立明,丰镇平,李军,等. 基于椭圆形方程的扭叶片造型方法的研究[C]//中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集. 上海:中国工程热物理学会, 2003: 204-209.
- [7] 朱玲. 某离心叶轮叶片造型设计[C]//中国航空学会(直升机)第三届动力与传动学术讨论会论文集. 浙江温州:中国航空学会, 2000: 87-91.
- [8] 黄靖,韩庆瑶,邓巍. 气轮机叶片曲面 NURBS 造型方法[J]. 电力情报, 2002(3): 42-43.
- HUANG Jing, HAN Qingyao, DENG Wei. Surface modeling for steam turbine blades[J]. Information on Electric Power, 2002(3): 42-43. (in Chinese)
- [9] 阮劲松,王春林,袁春元,等. 基于 Bezier 函数的混流泵叶片造型研究[J]. 农机化研究, 2005(6): 104-108.
- RUAN Jinsong, WANG Chunlin, YUAN Chunyuan, et al. Study on surface modeling of blade of mixed-flow pump based on Bezier function[J]. Journal of Agricultural Mechanization Research, 2005(6): 104-108. (in Chinese)
- [10] 田庆,莫蓉,夏禹,等. 航空发动机叶片 CAD 造型方法[J]. 航空制造技术, 2007(2): 78-81.
- TIAN Qing, MUO Rong, XIA Yu, et al. CAD modeling method for aeroengine blade[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(2): 78-81. (in Chinese)
- [11] 李浪江. 带转子叶尖间隙多块网格的跨音压气机数值模拟及设计研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2004.
- LI Minjiang. Numerical investigation and design of transonic compressors with tip clearance flow using multi-block mesh[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [12] 金东海. 轴流压气机叶片/叶型正问题数值优化设计研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2007.
- JIN Donghai. Numerical design optimization of axial compressor blades and airfoils[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [13] 桂幸民,李晓娟. 基于低雷诺数条件的风扇/增压级气动设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 18-22.
- GUI Xingmin, LI Xiaojuan. Aerodynamic design of fan/compressor operated at low Reynolds number[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(3): 18-22. (in Chinese)
- [14] Bachström T W. A unified correlation for slip factor in centrifugal impellers[R]. Private Bag 1, Matieland 7602, South Africa: Department of Mechanical Engineering, University of Stellenbosch, Journal of Turbomachinery, Transactions of the ASME, January 2006, 128: 1-10.