

文章编号: 1000-8055(2006)04-0747-5

径流及斜流压气机任意曲面叶型 长短叶片的造型设计方法

王 琦, 单 鹏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 发展了一套径流及斜流式叶轮机的任意曲面叶型长短叶片的造型方法, 并在离心式压气机和斜流式压气机的设计中做了具体的应用。新发展了令叶片的厚度按三次样条函数沿流向分布的一种设计思想, 得到了比较理想的叶片。同时在径流及斜流式压气机中使用分流叶片, 引入了长短叶片的造型设计方法。通过 CFD 流场检验验证了这种叶片造型方法的可操作性和适用性。这为径流式以及斜流式叶轮机转子、静子的进一步气动优化设计奠定了基础。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 径流式叶轮机; 斜流式叶轮机; 任意曲面叶型; 分流叶片; 长短叶片
中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Design of radial flow and mixed flow compressor rotor splitter blades

WANG Qi, SHAN Peng

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A method was developed for the design of non axial turbomachine airfoils with arbitrary surfaces. The method can be applied to the design of centrifugal compressor and mixed flow compressor blades and vaned diffusers. Especially, the employed blade surface setting method is that letting the blade thickness be distributed as a triple spline function. Also the application of splitter blade to centrifugal compressor and mixed flow compressor and rotor splitter blades design were introduced in this paper. Fairly ideal airfoils were obtained. This method of airfoil design has been validated to be operational and applicable by CFD simulation. It built a sound foundation for further aerodynamic optimization of those non axial flow type turbomachines.

Key words: aerospace propulsion system; radial flow compressor; mixed flow compressor; arbitrary surfaces airfoil; splitter blade; rotor splitter blades

任意叶型叶片造型方法是 1960 年以来随着计算机在叶轮机设计中的应用而发展起来的现代叶片生成方法, 最早在轴流压气机中应用^[1,2]。Krain 等人曾提出过利用 CAD 辅助设计手段进行离心压气机叶轮的设计^[3]。对涡轮发动机用离心压气机的研究, 国内起步较晚, 80~90 年代开

展了很多流动机理研究和气动设计、试验研究。中科院的陈乃兴、赵晓路, 608 所的温殿中, 西安交通大学的王尚锦等, 曾对于离心压气机通流设计方法和粘性 CFD 流场检验方法展开研究^[4]。国内关于离心压气机叶片造型的研究文献则较少。王尚锦的著作中较为系统地介绍了离心压气

收稿日期: 2005-06-23; 修订日期: 2005-10-09

作者简介: 王琦(1981-), 男, 陕西宝鸡人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院硕士生, 主要从事叶轮机气动力学研究。

机叶片造型方法。此类方法摆脱了在压气机和涡轮设计中借用飞机机翼常用的定制叶型,例如 NACA 65 系列等的早期近似做法,而根据叶轮机械中最本质的控制总压、静压升降的设计目的,按照理想的绝对、相对速度分布,来专门生成叶轮机械中的叶型。在径流、斜流式的叶轮机中,任意曲面叶型叶片造型方法比起轴流式的,更有其三维特征强,需要多轴坐标系转换等的特殊的复杂性。

1 叶片造型设计原理

叶轮机的任意叶型叶片造型方法有很多种,比如轴流压气机中采用任意中弧线叶型叶片造型,离心式压气机则有任意空间曲面叶片,任意空间直线叶片,轴面直线元素叶片,轴向线元素叶片和径向线元素叶片等多种叶片构型。对于轴流压气机叶片,一般的设计方法是从二维出发,如给定翼型的中弧线及厚度分布或者用 B 样条曲线、Bezier 曲线直接构造翼型,然后选择积叠位置并给出积叠规律,构造三维叶片。与轴流叶片不同,离心压气机叶片在展向变化比较大,三元叶片变化更大,而展向上不同截面的变化则较小。因此难以用轴流压气机叶片的造型方法处理离心压气机叶片^[5]。

任意空间曲面叶型叶片的造型是在通流设计的基础上进行的。使用径流及斜流式叶轮机的 S2 流面通流反问题方法,以流线曲率法为核心,经过速度迭代、流量迭代和流线迭代后得到最终收敛的流场。这种造型方法以通流得到的收敛流线为基础,按照叶片中心流面的几何角度和给定的叶片厚度分布规律进行叶片的生成,因此较大程度的保持了原通流结果的信息,达到了气动设计和几何造型的统一。在进行叶片设计时使用全可控涡法,即通过调整沿某一特定流线的涡(rC_θ)分布构造叶片形状,以使所获得的叶片能产生一个较好的表面速度分布。这种方法对径流及斜流式叶轮机械是一个很有效的设计方法。因为径流及斜流式叶轮机械的叶栅稠度一般较轴流式的大得多,叶型厚度分布对性能的影响不是很显著,故而控制了叶片中心流面的形状后,就可以很好地控制其性能。

2 径流及斜流压气机通流设计方法

与轴流叶轮机械的 S2 流面的通流方法不同,径流及斜流式轮机使用的是 $m-q$ 方向的流线曲率法,而不是轴流的 $z-\eta$ 方向。图 1 为 m

- q 方向流线曲率法的子午面几何关系图。

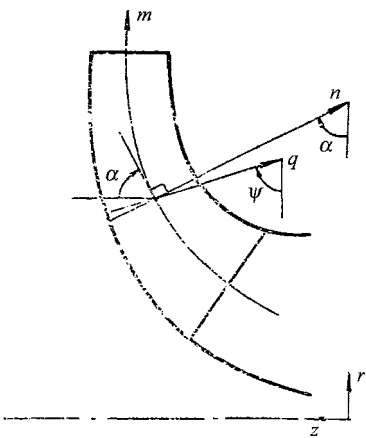


图 1 子午面几何关系图

Fig. 1 Meridional geometry relation

设计任意空间曲面叶型叶片时,可自由给定叶轮内全部流场的气体涡(rC_θ)分布。它在气动上具有最大灵活性,可获得最理想的叶轮内部气流速度分布。图 2 是本文在设计离心压气机时给定的加工量分布规律。

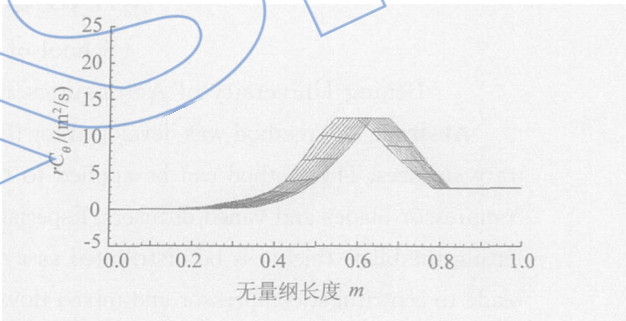


图 2 全级内(rC_θ)沿各流线的分布

Fig. 2 (rC_θ) Distribution in stage along streamlines

以一个离心压气机为例来说明通流设计方法。所设计的离心压气机采用斜流式的叶片扩压器。第 4 个计算站为转子叶片进口站,第 14 站为转子叶片出口站;第 15 站为扩压器叶片进口站,第 20 站为扩压器叶片出口站。图 3、图 4 分别为通流设计所得的最终收敛流线和全级增压比分布。

通流设计的结果提供了压气机流道内相对气流角的分布,而相对气流角是进行叶片造型设计所必需的流场参数,它反应了叶片表面的速度分布特征。根据压气机子午流线和相对气流角就可以确定叶片的形状。

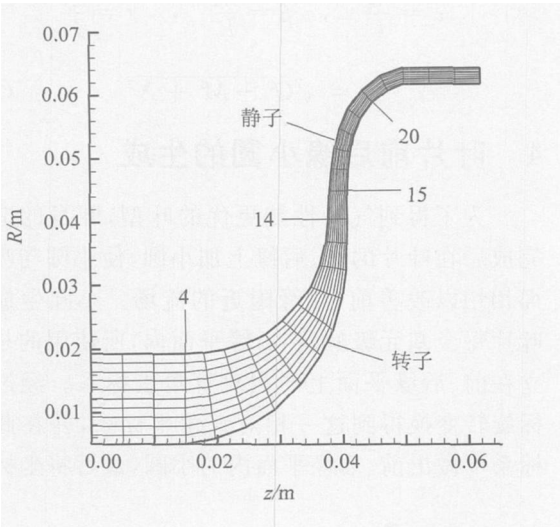


图 3 通流设计的初始流线

式以叶片出口为起点, 从出口向进口积分, 初始值 θ_{out} 可任意给定。

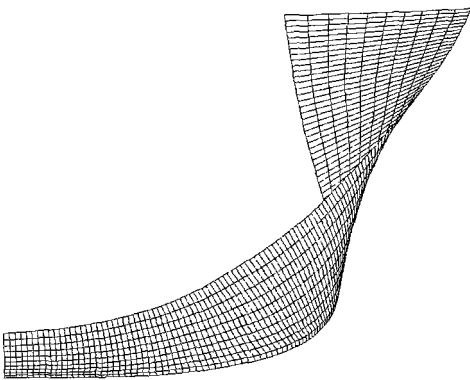


图 5 转子长叶片中心流面

Fig. 3 Initial streamlines of through flow design

Fig. 5 Mean stream surface of rotor blade

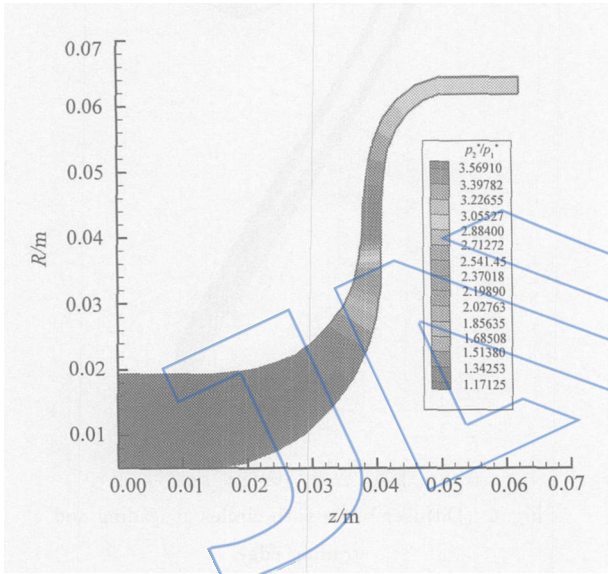


图 4 通流设计的总压比分布

Fig. 4 Total pressure ratio distribution of through flow design

叶片角坐标的积分起始值实际上反映了离心压气机叶片基元级的积叠规律。在本文所使用的方法中, 选取 θ_{out} 作为积分起始值, 即意味着把叶片后缘作为积叠轴, 而 θ_{out} 沿展向的分布则体现了积叠轴规律。在此离心压气机的造型设计中, 统一采用了沿展向 $\theta_{out} = 0$ 的分布, 以获得与轮毂垂直的叶片出口, 这种形状的叶片便于机械加工。

对叶片中心流面进行法向加厚就能得到叶片实体。根据沿流向插值点选取的不同, 可以进行直纹面叶片造型, 也可以进行样条曲线叶片造型。随着加工制造工艺的进步, 有能力用多坐标机床加工型面复杂的叶片; 而且采用样条造型得到的叶片较直纹面叶片表面更为光滑。本文使用 3 次样条函数确定叶片法向厚度的分布规律。3 次样条函数 $S(x)$ 是通过给定点列的具有最小曲率的光滑曲线^[6]。

3 叶片造型设计方法

以上述设计的离心压气机为例来具体介绍叶片的生成方法。

首先由 S2 流面的收敛流线坐标 Z, R 和周向角坐标 θ 确定出叶片中心流面的空间直角坐标, 如图 5 所示。利用通流计算给出的相对气流角 β 可以求得角坐标 θ :

$$\theta = \int_{m_{out}}^m \left[\frac{r C_u - \omega r^2}{r^2 W_m} \right] dm + \theta_{out} \quad (1)$$

其中: m 为子午面上流线长度, m_{out} 为转子或静子叶片出口流线长度, θ_{out} 为叶片出口角坐标值。公

$$S(x) = M_{i-1} \frac{(x_i - x)^3}{6h_i} + M_i \frac{(x_i - x_{i-1})^3}{6h_i} \left[y_{i-1} - \frac{M_{i-1}h_i^2}{6} \right] \cdot \frac{x_i - x}{h_i} + \left[y_i - \frac{M_i h_i^2}{6} \right] \frac{x - x_{i-1}}{h_{i-1}} \quad (2)$$
$$S''(x) = M_{i-1} \frac{x_i - x}{h_i} + M_i \frac{x - x_{i-1}}{h_i} \quad (3)$$

其中:

$$M_i = S''(x), \quad h_i = x_i - x_{i-1}$$

使用样条定义叶片厚度分布的具体做法为:

(1) 用 3 点定义叶片厚度分布的样条曲线。

这 3 个点分别是前缘、叶型最大厚度处、后缘。在 JN 条中心流面的流线上都给出前缘、后缘厚度、叶型最大厚度、以及最大厚度位置(以占叶片弦长的百分比表示)。用这种方法定义出 JN 个叶型的法向厚度分布曲线。

(2) 沿流向对叶片中心流面进行点加密。叶片加工制造要求尽量多点的坐标,所以要增加控制叶型的点的个数。沿流向在每两个计算站之间用线性插值取出多个点,得到它们在 $Z-R$ 坐标系下的坐标,然后代入对应流线的叶型法向厚度分布曲线,用 3 次样条插值出这些加密点上相应的法向厚度。

(3) 生成叶片。给定叶型的厚度分布规律后,在中心流面上沿流线对流面法向进行加厚,就可得到叶片的吸力面和压力面。相关公式推导如下。

法向量 $\vec{n}$ 的表达式为:

$$\vec{n} = \vec{a} \times \vec{b} \tag{4}$$

其中, $\vec{a}$ 和 $\vec{b}$ 为两相交直线的向量。设空间两直线 l_1 和 l_2 相交于点 $A(x_0, y_0, z_0)$, 直线方程分别为:

$$\begin{aligned} l_1: \frac{x-x_0}{m_1} &= \frac{y-y_0}{n_1} = \frac{z-z_0}{p_1} \\ l_2: \frac{x-x_0}{m_2} &= \frac{y-y_0}{n_2} = \frac{z-z_0}{p_2} \end{aligned} \tag{5}$$

则:

$$\begin{aligned} \vec{a} &= m_1\vec{i} + n_1\vec{j} + p_1\vec{k} \\ \vec{b} &= m_2\vec{i} + n_2\vec{j} + p_2\vec{k} \end{aligned} \tag{6}$$

令:

$$Q = \begin{vmatrix} p_1 & p_2 \\ n_1 & n_2 \end{vmatrix}, \quad M = \begin{vmatrix} m_1 & m_2 \\ p_1 & p_2 \end{vmatrix}$$
$$N = \begin{vmatrix} n_1 & n_2 \\ m_1 & m_2 \end{vmatrix} \tag{7}$$

可得:

$$\vec{n} = Q\vec{i} + M\vec{j} + N\vec{k} \tag{8}$$

法向厚度矢量投影到坐标轴上即可得到吸力面和压力面的直角坐标:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \pm \frac{T_n}{2} \begin{bmatrix} \cos \alpha \\ \cos \beta \\ \cos \gamma \end{bmatrix} \tag{9}$$

其中: $(x_0, y_0, z_0)^T$ 为中心流面上点的坐标; $(x_1, y_1, z_1)^T$ 为吸力面或压力面上相应点的坐标; T_n 为法向厚度; α β 和 γ 分别为法向量与 3 个坐标轴的夹角。

$$\alpha = \frac{Q}{L}, \quad \beta = \frac{M}{L}, \quad \gamma = \frac{N}{L}$$
$$L = \sqrt{Q^2 + M^2 + N^2} \tag{10}$$

4 叶片前后缘小圆的生成

为了得到气动性能更优的叶型,叶身的造型完成后在叶片的前、后缘上加小圆,使小圆与吸力面相切以改善前、后缘附近的流场。小圆生成在叶片每个基元级的前、后缘平面内,所使用的是建立在前、后缘平面上的相对直角坐标系。经过坐标旋转变换得到这一相对直角坐标系,并在此坐标系下做出前、后缘平面内的小圆,最后将坐标系

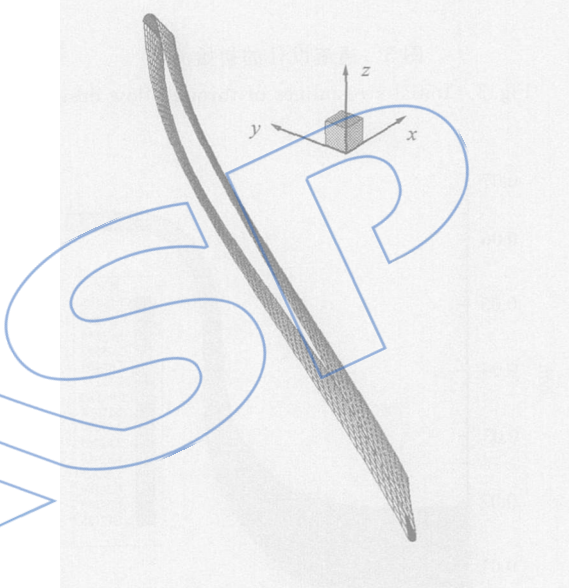


图 6 带前、后缘小圆的扩压器叶片
Fig. 6 Diffuser blade with circles at leading and trailing edge

转回原直角坐标系,得到前、后缘上圆弧点的坐标。从本质上看,这是一个关于空间坐标的线性变换问题,表达为:

$$\begin{bmatrix} x'' & y'' & z'' \end{bmatrix}^T = D \begin{bmatrix} x & y & z \end{bmatrix}^T$$
$$\begin{bmatrix} x & y & z \end{bmatrix}^T = D^{-1} \begin{bmatrix} x'' & y'' & z'' \end{bmatrix}^T \tag{11}$$

其中: D 矩阵表达了依次绕叶轮机 y 坐标轴和 x' 坐标轴的各一次坐标系旋转 D_1 和 D_2 。

$$D = D_1 D_2 = \begin{bmatrix} \cos \sigma_m & 0 & \sin \sigma_m \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \sigma_m & \cos \sigma_m & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \tag{12}$$

其中: α_m 为 $S2$ 流面上流线的倾角, 而 γ 为在第一次旋转所得坐标系 x', y', z' 中 $S2$ 流面的径向流面角, γ 在径流式叶片的尾缘处则表现为 $S2$ 流面的周向流面角^[7]。图 6 为带前、后缘小圆的离心压气机扩压器叶片。

5 分流叶片和长短叶片叶轮的生成

目前在国内外一些高压比、高效率的离心式压气机叶轮中, 广泛采用分流叶片的形式^[8]。研究表明, 带分流叶片的离心压气机既减少了进口气流的堵塞, 又提高了叶轮出口的滑移系数, 不仅使叶轮效率提高, 而且由于改善了叶轮出口的流场, 为扩压器进口创造了良好的条件, 从而使压缩机整级效率得到提高。因此需要将转子叶轮设计为长短叶片的布局。分流叶片为长叶片的截短, 其任意空间曲面叶型叶片的生成与长叶片相似, 仍以叶片中心流面为基准, 法向加厚叶片; 不同的是在利用样条曲线造型时, 需要重新给定分流叶片的前缘计算站, 前、后缘厚度和选取的样条中间插值点上的厚度, 以及最大厚度所在的位置。

叶轮的生成以单个叶片为基础, 将单个叶片以等周向角进行旋转, 即得到整个叶轮。在偶数倍角度上生成长叶片, 奇数倍角度上生成分流叶片, 则完成了长短叶片叶轮的造型。图 7 为完成后的离心压气机长短叶片叶轮。



图 7 离心压气机长短叶片叶轮

Fig. 7 Rotor splitter blades of centrifugal compressor

基于此方法开发出的造型程序还适用于斜流式压气机的叶片造型, 同样是在通流设计的基础上进行。如图 8 所示。

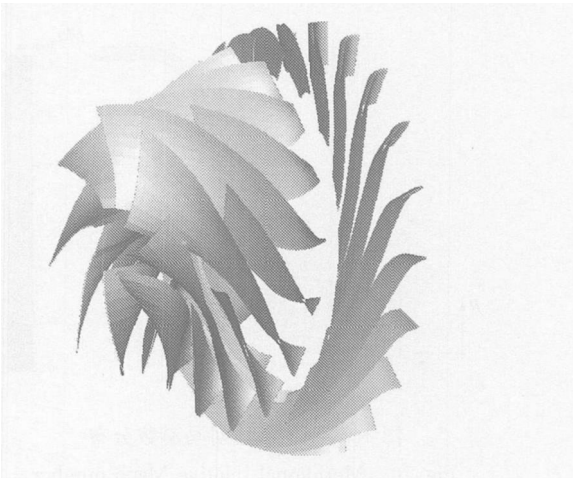


图 8 斜流压气机长短叶片叶轮

Fig. 8 Rotor splitter blades of mixed flow compressor

6 计算流体力学检验

在完成三维叶片造型的基础上, 对所设计的离心压气机做了 CFD 流场检验。使用的是商业软件 NUMECA。给定转速为 110 000 r/min, 统计级绝热效率为 0.76, 转子增压比为 3.71, 转子绝热效率为 0.928, 静子总压恢复系数为 0.815。全级的具体设计参数如表 1。

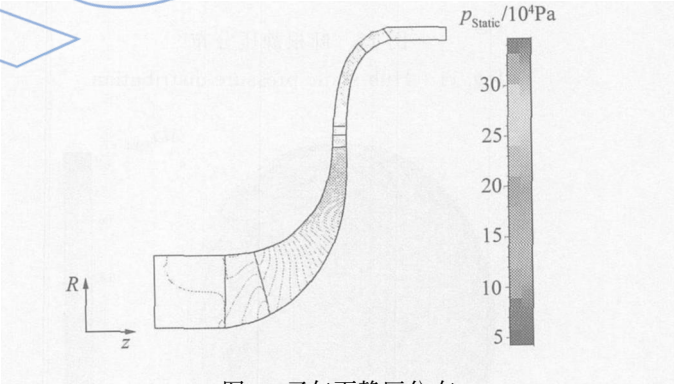


图 9 子午面静压分布

Fig. 9 Meridional static pressure distribution

表 1 设计参数

Table 1 Design parameters

	设计值	CFD 结果
流量/(kg/ s)	0 172 26	0 172 83
级增压比	3.0	3.025
级绝热效率	—	0.76

本例离心压气机的 CFD 计算所得的流场示于图 8~ 图 13。

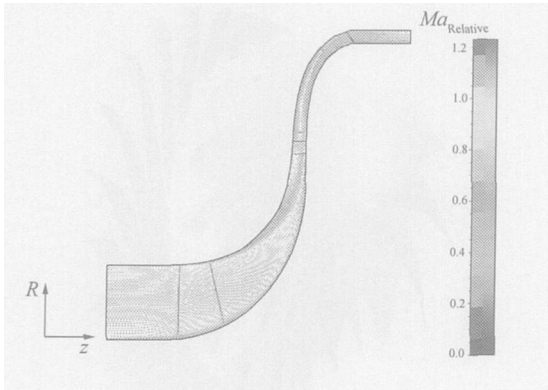


图 10 子午面相对马赫数分布
Fig. 10 Meridional relative Mach number distribution

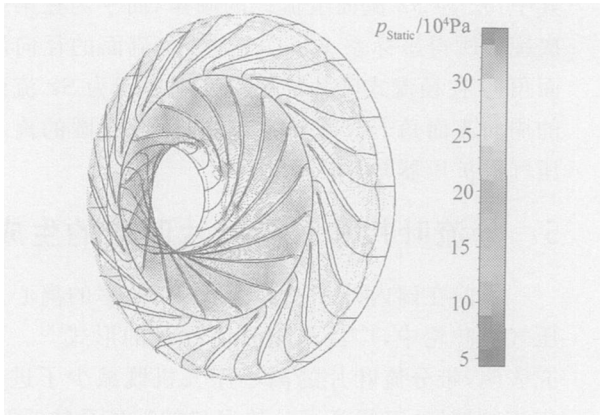


图 13 叶尖静压分布
Fig. 13 Tip static pressure distribution

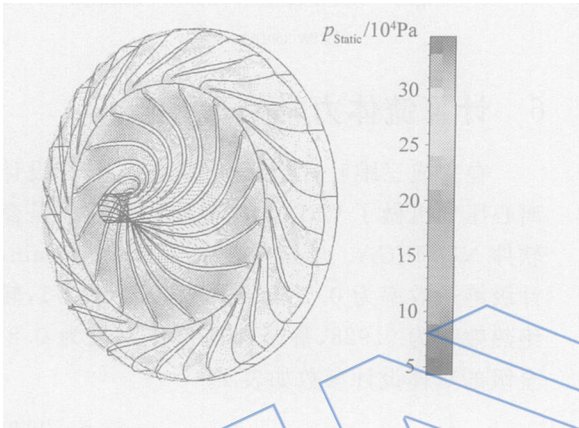


图 11 叶根静压分布
Fig. 11 Hub static pressure distribution

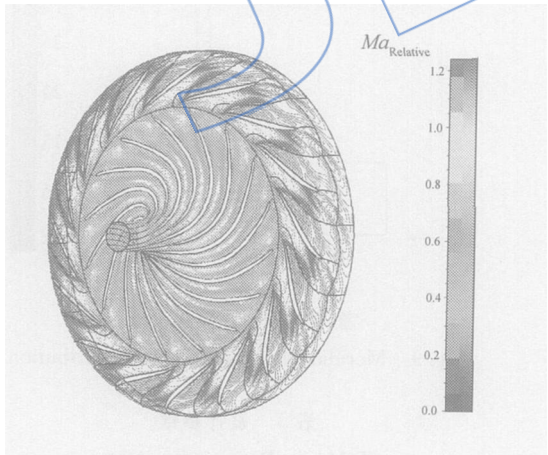


图 12 叶根相对马赫数分布
Fig. 12 Hub relative Mach number distribution

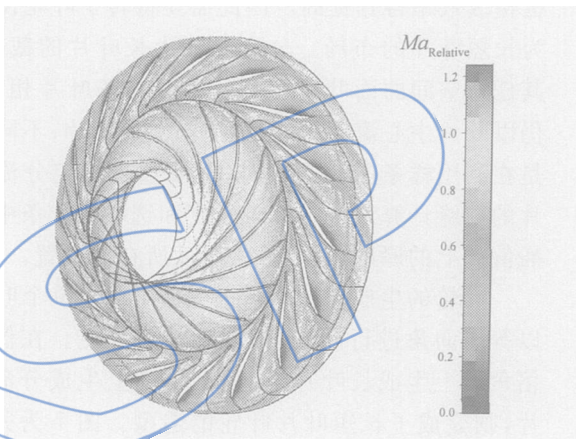


图 14 叶尖相对马赫数分布
Fig. 14 Tip relative Mach number distribution

率。

7 结 论

经检验, 本文研究的叶片造型方法对径流及斜流式压气机和涡轮有普遍的适用性。基于此方法开发出的造型程序能进行直纹面叶片造型和复杂型面叶片造型, CFD 数值计算验证了其可行性, 并为进一步的非轴流式叶轮机的优化设计奠定了基础。

目前有关叶轮已交付加工准备实验。由于此离心叶轮采用的是强后弯式叶片, 较传统的直纹面叶片在强度保证和机械加工上困难更大。经强度校核发现叶根中部为最大应力点, 减小叶片后弯程度能改善强度状况, 但是对气动性能的牺牲较大。本文采用加大叶根圆角的方法来降低最大应力, 叶片选用超硬铝 LC4, 屈服安全系数达到 1.175, 满足了强度和机械加工的要求。

从数值模拟的结果看, 设计比较接近要求。这说明所使用的叶片造型方法比较准确的捕捉和继承了通流设计的要素, 有确实的可操作性和适用性。在完成叶片三维造型的基础上, 可以继续

继续进行叶片的优化设计, 以进一步提高压气机的效

参考文献:

[1] Forst G R, Wennerstrom A J. The design of axial compressor airfoils using Arbitrary camber lines[R]. *Ohio: Aerospace Research Laboratories*, 1973.

[2] Forst G R, Hearsey R M, Wennerstrom A J. A computer program for the specification of axial compressor airfoils [R]. *Ohio: Aerospace Research Laboratories*, 1972.

[3] Krain H. A CAD method for centrifugal compressor impellers [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1984: 106(2): 150-157.

[4] 王尚锦. 离心压气机三元流动理论及应用[M]. 陕西西安: 西安交通大学出版社, 1991.

[5] 王晓锋, 席光, 王尚锦. 离心压缩机的响应面法优化设计 I ——优化设计方法[A]. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集[C]. 北京: 中国工程热物理学会, 2003: 227-232.

[6] 刘高联, 王甲升. 叶轮机气体动力学基础[M]. 北京: 机械工业出版社, 1980.

[7] Peng Shan. Kinematic analysis of 3-D swept shock surfaces in axial flow compressors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(3): 490-550.

[8] 刘瑞韬, 徐忠. 叶片数及分流叶片对压缩机性能的影响 [A]. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集[C]. 北京: 中国工程热物理学会, 2003: 158-164.

《航空动力学报》2007 年改为月刊

经主办单位中国航空学会、主管单位中航一集团及北京新闻出版局的批准,《航空动力学报》将从 2007 年 1 月起改为月刊。

近年来,随着我国航空航天科学领域的迅速发展,本刊的稿件也逐年增加,尽管编辑部每期尽量增加版面,但仍然难以解决稿件积压和作者的论文发表周期较长的问题。

今年 4 月 27 日,《航空动力学报》收到中国航空工业一集团科技发展部转来的北京市新闻出版局批准本刊改为月刊的批文,这对广大作者是一个喜讯,这能缩短论文发表的周期,能让自己的研究成果早日介绍给广大读者。同时,本刊改为月刊,对读者也是一个好消息,能够通过本刊尽快地获得更多的信息。

希望广大作者充分利用《航空动力学报》改月刊这一时机,通过《航空动力学报》这一学术交流的窗口,向国内外的同行介绍自己的研究成果。

《航空动力学报》编辑部