

文章编号:1000-8055(2013)06-1342-08

小流量高速离心叶轮参数设计和 三维造型

高丽敏, 谢建, 祝启鹏, 苗芳
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 对小流量高速离心叶轮一维气动优化设计及快速三维造型方法进行了研究,并发展了相应的计算程序.采用所述的方法,以 Krain 叶轮为基准对象,在保证原设计点性能的情况下进行了叶轮的全新参数设计和快速三维造型.造型中对叶片中心线进行了曲率优化控制,使得叶片符合气动性能优良的“S”型叶片.最后采用经校验的 CFD 软件对新设计的叶轮进行了全三维数值验证.数值验证结果显示:在设计流量时等熵效率为 93.9%,增压比为 4.794,与 Krain 叶轮设计点 CFD 验证的结果偏差分别为 0.24%和 2.14%,验证了该设计方法及程序的可行性.

关 键 词: 离心叶轮; 一维设计; 叶轮造型; “S”型叶片; 曲率控制

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Parameters design and 3-D modeling of small flow rate high-speed centrifugal impeller

GAO Li-min, XIE Jian, ZHU Qi-peng, MIAO Fang

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Approaches about preliminary parameters design and 3-D modeling of high-speed small flow rate centrifugal compressor were presented, and corresponding FORTRAN code was developed. In order to verify the feasibility of the approaches, an impeller based on Krain's impeller was modeled with its camber line optimized by curvature control. The blade of the impeller was matched with S-shaped blade of good aerodynamic performance. After analysis of CFD results, the redesigned impeller achieved isentropic efficiency of 93.9% and total pressure ratio of 4.794 on design mass flow rate, and the error was 0.24% and 2.14% respectively compared with Krain's impeller. Results show that the approaches and the code are valid for rapid impeller design.

Key words: centrifugal impeller; 1-D design; geometry fit; S-shaped blade; curvature control

离心压缩机单级增压比高,结构紧凑,在流量较小情况下工作范围宽、效率较高,广泛运用于涡轮增压器、航空发动机辅助动力系统、微型燃气轮

机等,而离心叶轮是这些设备中的核心部件之一,其性能对整机有重大影响.一维设计过程是离心叶轮设计中一个重要环节^[1-3],叶轮主要几何尺寸

收稿日期:2012-06-15

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1342_017.html

基金项目:陕西省自然科学基金(2012JM7016);国家自然科学基金重点项目(51236006)

作者简介:高丽敏(1973—),女,陕西韩城人,教授,博士,主要从事叶轮机械气动热力学、内流可视化研究.

及进出口气流参数设计均在该过程中完成,而三维造型^[1-5]的好坏直接关系到叶轮是否能达到预定性能,因此同等重要。为建立有效的叶轮参数设计和通用的快速造型方法,为后续二维或三维设计提供较好的初始模型。本文以 Krain 叶轮^[6](以下也称为原型叶轮)为基准进行了气动设计与快速三维造型,最后采用三维流场的数值模拟用以检验设计方法和程序的可行性进行。

1 设计方法简介

1.1 一维气动优化设计

一维气动设计是离心叶轮三维叶片设计的基础,其主要任务是根据已知设计条件(如已知几何参数、叶轮参数、设计目标参数),在同时兼顾扩压器进气条件,通过热力参数的计算,确定叶轮的进出口速度三角形和主要几何尺寸,为子午面设计以及叶轮三维叶片造型提供基本参数。为简化问题,指定轴向进气、工质为理想气体。

在叶轮进口截面处,考虑叶片厚度影响的进口有效面积^[7]的计算如式(1)所示。

进口面积

$$A_1 = \frac{\pi(r_{1s}^2 - r_{1h}^2)}{\sin \gamma} - \frac{Zt_1(r_{1s} - r_{1h})}{\sin \gamma \cos \beta_{av}} \quad (1)$$

其中 β_{av} 为进口平均相对气流角, γ 为叶片前缘和轴向的夹角, r_{1h} 为叶轮进口轮毂半径, t_1 为进口叶片平均法向厚度,结合流量方程即可确定进口轮盖半径 r_{1s} ,叶片数 Z 的预估考虑了小尺寸的限制故选用 Woskia 经验关系式^[8]。

在叶轮出口截面,根据连续方程即可确定出口宽度,表达式如式(2)。

出口叶片宽度

$$b_2 = \frac{\dot{m}}{\rho_2 c_{2m} \left(2\pi r_2 - \frac{Zt_2}{\sin \beta_2} \right)} \quad (2)$$

其中 $\dot{m}$, ρ_2 , c_{2m} , t_2 分别为叶轮出口质量流量、气流密度、子午分速度和叶片平均法向厚度。同时考虑到叶片厚度及边界层厚度对出口流动的堵塞影响,本文在出口宽度的计算中采用出口相对气流角 β_2 来代替文献^[7]中的叶片出口安装角 β_{2a} 。滑移系数的计算对正确预估出口气流角起着决定性作用,本文对文献^[1-2,8]中列举的不同滑移系数经验式进行了校核分析,最终选择了计算方便且与实际情况符合较好的 Wiesner 经验关系式来估算滑移系数。

在上述叶轮出口参数的确定中,叶片出口安

装角 β_{2a} 是影响离心叶轮气动性能与强度要求的重要参数,通常在强调气动性能时,可选取较小的后弯角;考虑强度因素多些,则后弯角可能会选取得大些,因此, β_{2a} 的确定对设计者的设计经验有依赖性。本文为了得到气动性能最优的离心叶轮,综合考虑出口绝对马赫数、流量系数 (c_{2m}/u_2)、出口绝对气流角 α_2 、扩散因子 D 以及出口叶片相对宽度 ($b_2/2r_2$) 等约束条件,建立包括叶片载荷损失^[3,9]、叶片表面摩擦损失^[3,10] 等的损失预估模型,以离心叶轮效率为优化目标,对叶片出口安装角在一定范围内进行最优化选择,进而完成离心叶轮的气动优化设计。

1.2 叶轮三维造型

基于上述所得的叶轮气动设计,叶轮轴向长度、叶轮出口宽度、进口轮盖半径 r_{1s} 等决定叶轮主要几何外形的参数已经确定,即可以进行子午型线设计进而开展三维造型设计即中心线曲率优化设计与叶片厚度叠加。

子午型线设计:子午流道的形状决定了离心叶轮中主流的流动情况。本文中,子午型线采用过8个控制点的3次样条来设计(如图1所示)。进口延伸区(A点~C点);叶片区(C点~E点),其中C、E两点用于固定叶轮进出口坐标,D点用于控制子午型面的形状(单点控制,约束条件少,更容易调整);出口延伸区(E点~H点),据叶片出口最近的控制点用于调整出口型线的收缩或扩张。在叶片区进口,轮盖向径向转弯过程中曲率太大易造成分离,对下游流场造成不利影响,对轮盖型线进行适当调整减小曲率可有效改善该区域的

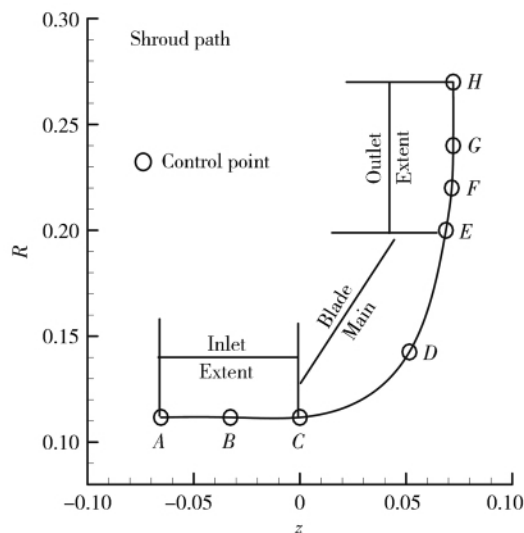


图1 轮盖型线控制

Fig. 1 Shroud path control

分离情况,因此可将该区域轮盖型线斜率增长率放平缓些.叶轮出口,轮盖型线和径向的夹角按经验^[10]一般取 $8^\circ \sim 12^\circ$,可减小出口扩压度,使出口流场更均匀.轮盘型线的设计,进口段和轴向可有一定夹角,出口完全沿着径向即可.

型线计算方法(以轮盖侧子午型线设计为例):轮盖侧控制点 $A \sim H$ 坐标可表示为式(3)~式(10)

$$z_A = k_A(L_z - b_2) \quad r_A = k_{A1}r_{1s} \quad (3)$$

$$z_B = k_B(L_z - b_2) \quad r_B = k_{B1}r_{1s} \quad (4)$$

$$z_C = 0 \quad r_C = k_{C1}r_{1s} \quad (5)$$

$$\begin{cases} z_D = k_D(L_z - b_2) \\ r_D = f \cdot r_{1s} + (1-f) \cdot r_2 \end{cases} \quad (6)$$

$$z_E = k_E(L_z - b_2) \quad r_E = r_2 \quad (7)$$

$$z_F = k_F(L_z - b_2) \quad r_F = k_{F1}r_2 \quad (8)$$

$$z_G = z_F \quad r_G = k_{G1}r_2 \quad (9)$$

$$z_H = z_F \quad r_H = k_{H1}r_2 \quad (10)$$

其中 L_z 为叶轮轴向长度,带 k 字母的均为无量纲轴向长度系数或无量纲径向半径系数, f 为比例系数.除 f 以外其余参数均为固定值,当然根据不同需求也可作相应调整.通过不断调整 f 的值,再由过控制点的样条函数计算获得子午型线的坐标.在保证型线光滑情况下,子午流道收缩尽量均匀.子午型线设计经验性强,这里的子午型线设计为三维造型及后续 CFD 分析提供一个初始几何外形,后续可在该基础上再修正.

叶片中心线曲率优化设计:为便于机械加工,采用了直纹面叶片.根据叶轮进出口的速度三角形对轮盘和轮盖两侧的叶片中心线进行设计,即可完成叶片扭向设计.中心线是叶片成型中很重要的参数,不仅影响到离心叶轮的三维造型,而且近似反映了气流在叶片表面及槽道区域无分离时的流向,决定着叶轮对气流的加功情况,因此叶片中心线的设计对叶轮性能影响较大.图 2 所示,中心线采用 7 点控制 Bezier 曲线^[2,4]在 $(\int \frac{dm}{r}, \theta)$ 平面(保角变换的 S_1 面)进行设计,中间 3 点是可以上下调整的,其余 4 点用于锁定进口相对气流角和出口叶片角(进出口控制点的斜率和相对应的进口相对气流角和出口叶片角成正切关系,相对气流角和叶片角均由速度三角形确定).可控制点在设计中调整的原则是:保证进口相对气流角和出口叶片角前提下,使叶片中心线弯曲程度(对应于曲率)变化尽量均匀,这样在叶片成型后不会在叶片(除前缘和后缘外)上有曲率变化特别剧烈的情况,这里引入曲率的均方差(见式(11))来反映曲线弯曲

均匀程度.曲率优化的目标是通过调整可控的 3 个点 (θ 方向上,在初始值基础上上下浮动 15%),采用简单的冒泡法来获得中心线上离散点样本曲率均方差最小时对应的中心线.这样调整得到的结果往往也不是唯一的,但对叶轮的快速造型设计是可以给出一个较为合理的初始叶轮模型(这样设计的叶轮叶片扭向一般会呈“S”型),更为精细的调整可在后续叶轮 CFD 优化中进行.

中心线离散点曲率均方差

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - x_{avr})^2} \quad (11)$$

其中 x_i 当前离散点的曲率; x_{avr} 中心线曲率均值

$$x_{avr} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i.$$

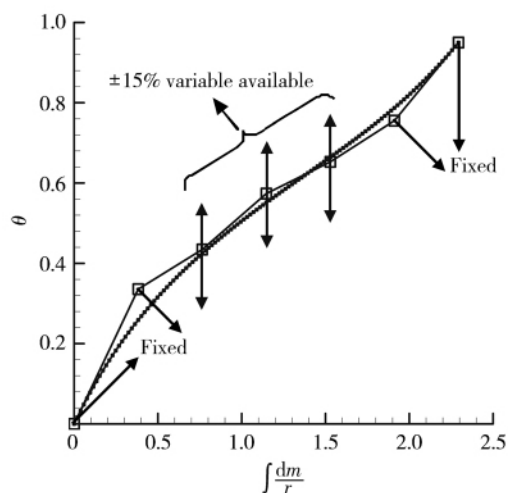


图 2 中心线控制

Fig. 2 Camber line control

叶片厚度叠加:经曲率优化设计完成轮盖和轮盘两侧中心线后,再在这两侧中心线组成的中性面的法向上叠加厚度,进而完成叶轮三维模型的造型.

2 离心叶轮算例

2.1 算例及参数设计

Krain 叶轮^[6]是 1981 年德国宇航院 Krain 博士设计的一个后弯角(叶片和切向的夹角)为 60° ,质量流量为 4.0 kg/s ,转速为 22363 r/min ,叶片数为 24,叶尖线速度为 470 m/s ,叶轮压比为 4.7 的半开式叶轮,叶轮设计点效率为 93.8%.该叶轮有详细的叶型数据以及实验测量结果,国内外很多学者^[11-16]都采用该叶轮作为研究对象或作为 CFD 数值模拟校验模型.

本文以 Krain 叶轮的基本设计要求为已知条

件(如进气条件、转速以及轮毂直径与出口半径),在保证叶轮设计点性能的前提下进行全新的参数设计和快速叶轮造型,力图使新设计的叶轮在设计点附近压比和效率与原始叶轮 CFD 结果的偏差 $\leq 5\%$ 。表 1 为基于原型叶轮的已知参数。气动设计的约束条件为:叶轮出口绝对马赫数 $Ma_{c2} \leq 0.98$ 、流量系数 $c_{2m}/u_2 \geq 0.19$ 、出口叶片相对宽度 $0.03 \leq b_2/2r_2 \leq 0.06$ 、扩散因子 $0.4 \leq D \leq 0.6$ 。最终选择叶轮效率最高的气动设计方案,如表 2 所示。其中后弯角为 64° 兼顾了气动性能和强度要求,且出口绝对气流角为 17.1° 可为扩压器提供较好的进气条件。

表 1 叶轮设计初始参数

Table 1 Impeller's initial design parameters

$r_{1h}/$	$r_2/$	$c_{1m}/$	$n/$	$\dot{m}/$	η_{rotor}	π_{rotor}
mm	mm	(m/s)	(r/min)	(kg/s)		
45	200	120	22 363	4.0	0.92	4.7

表 2 一维设计部分结果

Table 2 Part of 1-D design results

$r_{1s}/$	$\beta_{1s}/$	$\beta_{1h}/$	$b_2/$	Z	$\alpha_2/$	$\beta_{2a}/$
mm	($^\circ$)	($^\circ$)	mm		($^\circ$)	($^\circ$)
111.7	24.65	48.7	12.55	22	17.1	64

叶轮的三维造型按上述方法发展的造型程序完成,设计好的结果见图 3。图 3(a)给出了原型叶轮和新叶轮的子午轮廓。由于在估算轴向长度采用了文献[2]的方法,该方法估算的轴向长度较短,新叶轮长度为原型叶轮的 68.17%,因此新叶轮叶片区进口的曲率要比原型叶轮大。一维优化设计叶片数为 22,较原型叶轮减小了 2 片,故新叶轮出口宽度比 Krain 稍小。子午型线设计时,考虑到叶轮进口尖部相对马赫数较高,且轴向长度较短,因此轮盖型线和轴向夹角在进口处设计得较小约 5° ;在叶轮出口夹角 $^{[10]}$ 约为 9° ,这样可以减小叶片出口扩压度,使流场更为均匀。图 3(b)为新叶轮叶片中心线 β 角分布,该分布和气动性能优良的“S”型叶片的扭向规律是相符的。图 3(c)为拟合好的新叶轮模型,由图所示该叶轮的扭向呈“S”型。

2.2 数值方法校验

为检验本文设计方法和发展的程序的可行性,对上述新设计的叶轮采用全三维数值方法进行性能的预测。首先对数值方法的可行度进行了验证,即采用商用软件 Numeca,选用 Spalart-Allmaras(S-

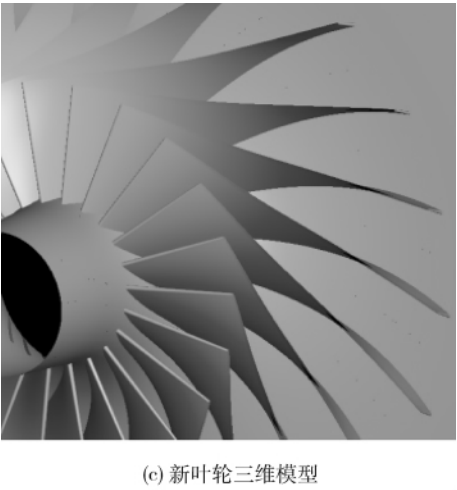
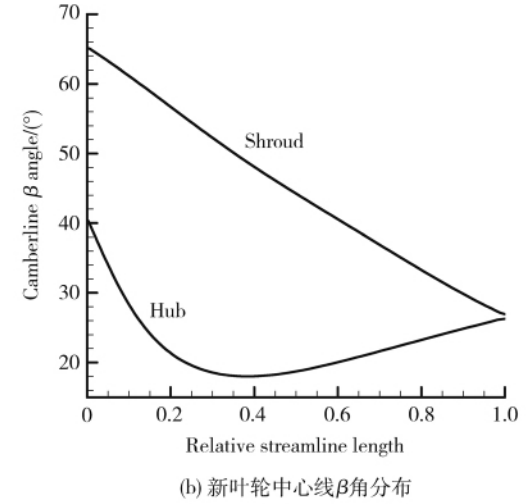
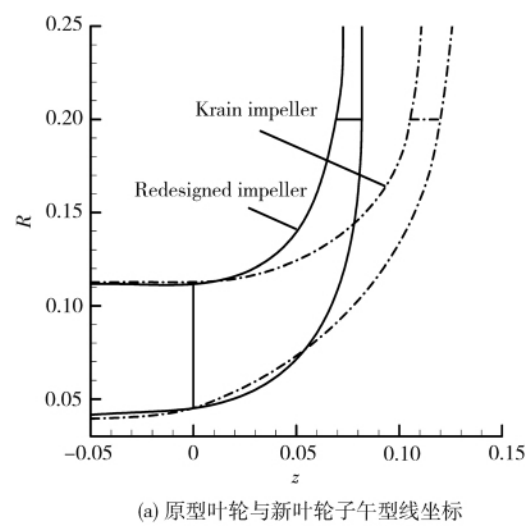


图 3 叶轮模型
Fig. 3 Impeller model

A)湍流模型(进气条件按照实验给定:总压取 101 325 Pa、总温为 293.15 K、轴向进气)对原型叶轮进行了 CFD 验证,计算网格见图 4,校验曲线见图 5。CFD 验证设计点总压比为 4.899,等熵效率为 94.14%;叶轮实验数据为文献[6]中的测量结果,

设计点总压比为 4.7, 等熵效率为 93.8%。CFD 计算中叶顶间隙为 0, 计算值均比实验值稍大, 分析可知采用该工具进行 CFD 验证是可行的。然后在保持数值模型和网格配置以及边界条件和原型叶轮 CFD 校验一致的情况下对新叶轮进行 CFD 验证。计算中第一层网格大小为 3×10^{-6} m, 近壁面 y^+ 绝大部分小于 10, 仅出口轮盘侧最大约为 35。叶顶间隙为 0, 采用 H-O-H 型拓扑结构, 规模约 67 万。

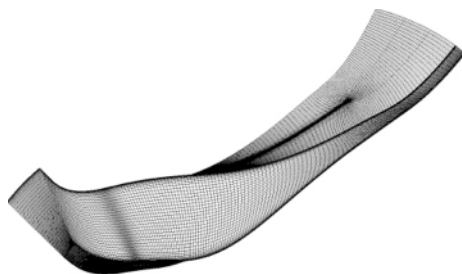


图4 计算网格

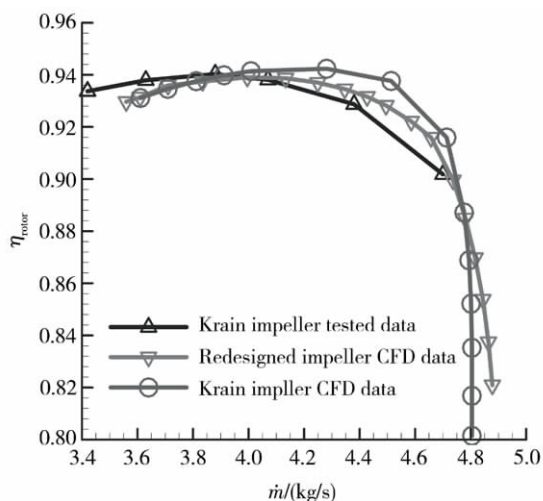
Fig. 4 Computational grids

2.3 性能分析

原型叶轮实验结果、原型叶轮 CFD 校验结果、新设计叶轮 CFD 结果对比如图 5。在数值计算中未考虑叶顶间隙的影响, 因此 CFD 预测的原型叶轮与新叶轮的在设计质量流量下(4.0 kg/s)的压比与效率均高于实验值。虽然新设计叶轮的效率与 Krain 效率相差无几(低于 0.24%), 但新叶轮的压比($\pi_{\text{rotor}} = 4.794$)比原型叶轮低 2.14%。另外, 两叶轮在质量流量为 3.6~4.6 kg/s 时效率以及压力特性曲线变化均比较平缓; 两叶轮在小质量流量工况(< 4.0 kg/s)时数值模拟结果基本重合, 均比实验值要小, 大质量流量工况下新叶轮堵塞质量流量稍大; 在 4.0~4.8 kg/s 时两叶轮 CFD 结果均比实验值大。由以上的分析可以得出结论: 新叶轮在设计点附近实现了效率和增压比分别不低于 89.14% (94.14% - 5%), 4.65 (4.899 × 95%) 的设计目标。

2.4 流场特性分析 (设计质量流量为 4.0 kg/s)

图 6 为不同叶高位置叶片表面无量纲静压分布。沿着叶展方向: 叶片前半部分的静压差逐渐增大, 后半部分压差变化不大。沿着流向: 各叶展位置静压分布趋势是一致的, 前半部分压差小, 后半部分压差大。由于叶片前缘为圆角, 曲率变化剧烈, 在 50% 叶高和 95% 叶高进口区域有局部跨声区, 因此静压大小在该位置变化大。将叶片的载荷定义为: 压力面(PS)和吸力面(SS)静压差大小, 差值越大载荷越大。对比分析各展向位置静压分布, 在叶片后半部分静压差大且较为均匀, 这表明叶片上的



(a) 叶轮等熵效率质量流量曲线

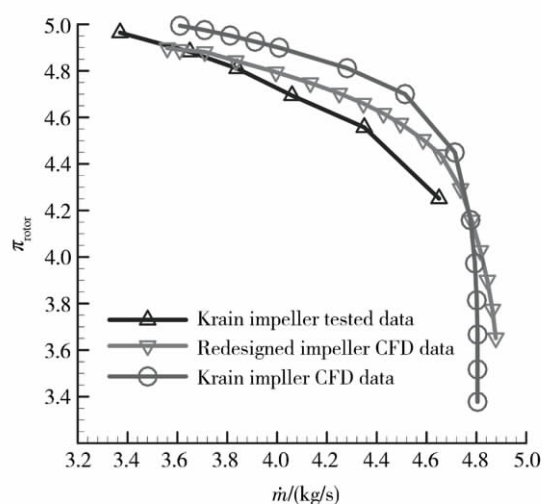
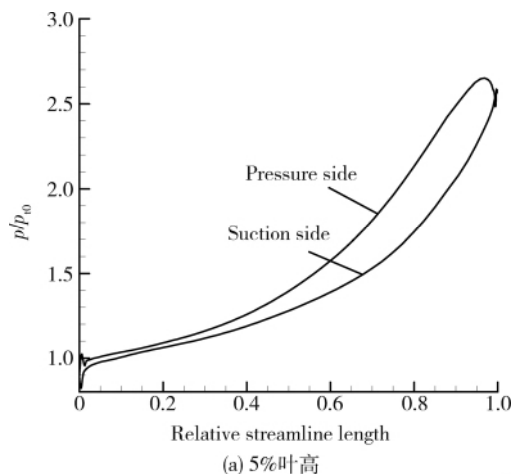


图5 叶轮特性曲线

Fig. 5 Performance characteristics of impeller

载荷加载是比较均匀的, 该叶轮载荷分布属于后加载式。

图 7 为近叶轮出口截面相对马赫数和子午速



(a) 5%叶高

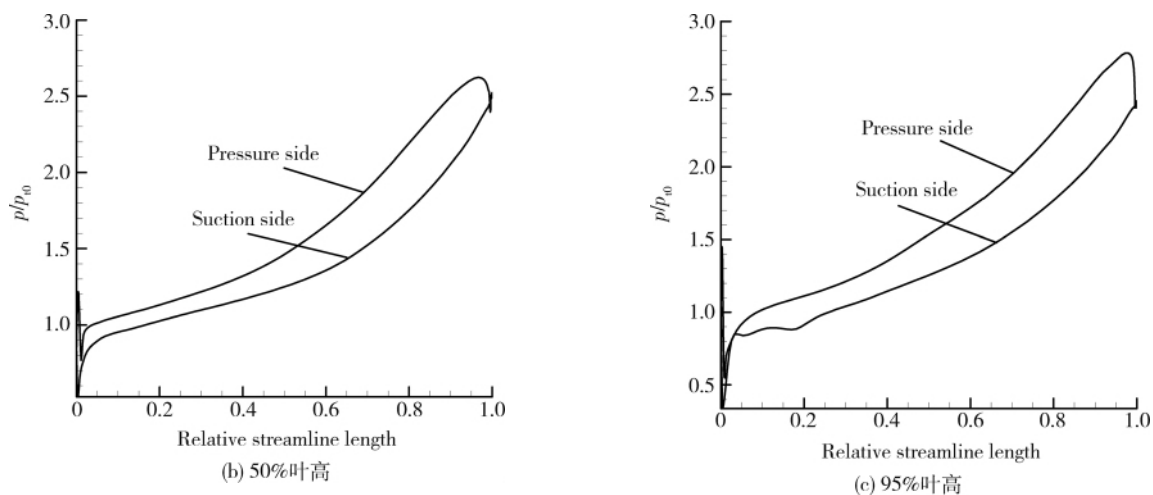


图6 5%,50%,95%叶高叶片表面无量纲静压分布 ($p_{10}=101325\text{ Pa}$)

Fig. 6 Non-dimensional static pressure distribution at 5%,50%,95% span ($p_{10}=101325\text{ Pa}$)

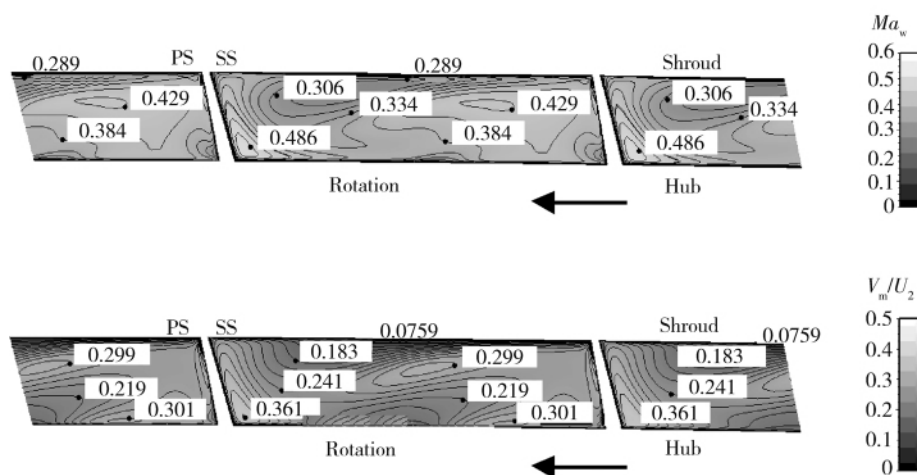


图7 叶轮出口相对马赫数、无量纲子午速度分布

Fig. 7 Relative Mach number and non-dimensional meridional velocity distribution of impeller exit

度分布.靠近吸力面的相对马赫数较低的区域.由于该区域处于叶轮出口的尾迹区,气流出现了滑移,会使该区域的相对马赫数比主流的相对马赫数低.子午速度的分布和相对马赫数分布类似.对比分析图7,叶轮出口(零间隙情况下)未产生较大的低速区,流场较为均匀.

图8为周向平均后叶轮出口绝对气流角沿展向分布.由绝对气流角分布可以看出:在轮盘侧,附面层较薄;轮盖侧,处于叶轮射流尾迹区,附面层要比轮盘一侧厚,这和实际情况是相符的.

图9为叶片压力面近壁面、通道中间栅距空间曲面、叶片吸力面近壁面流线和静压分布.由叶片近壁面的极限流线可以看出,气流有从根部向尖部迁移的趋势.新叶轮在其压力面近壁面处有一条由进口叶尖缓慢向叶片尾缘根部延伸的分离

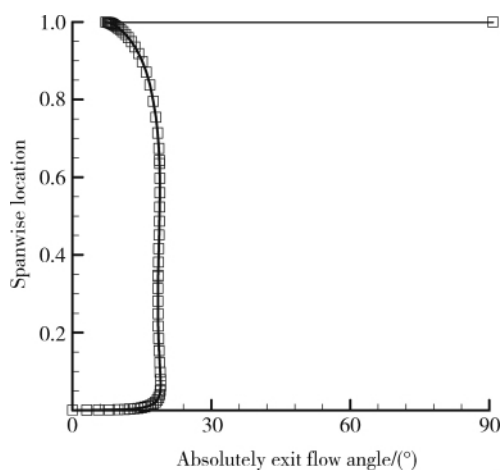


图8 周向平均后叶轮出口绝对气流角分布

Fig. 8 Distribution of pith averaged absolute flow angle at impeller outlet

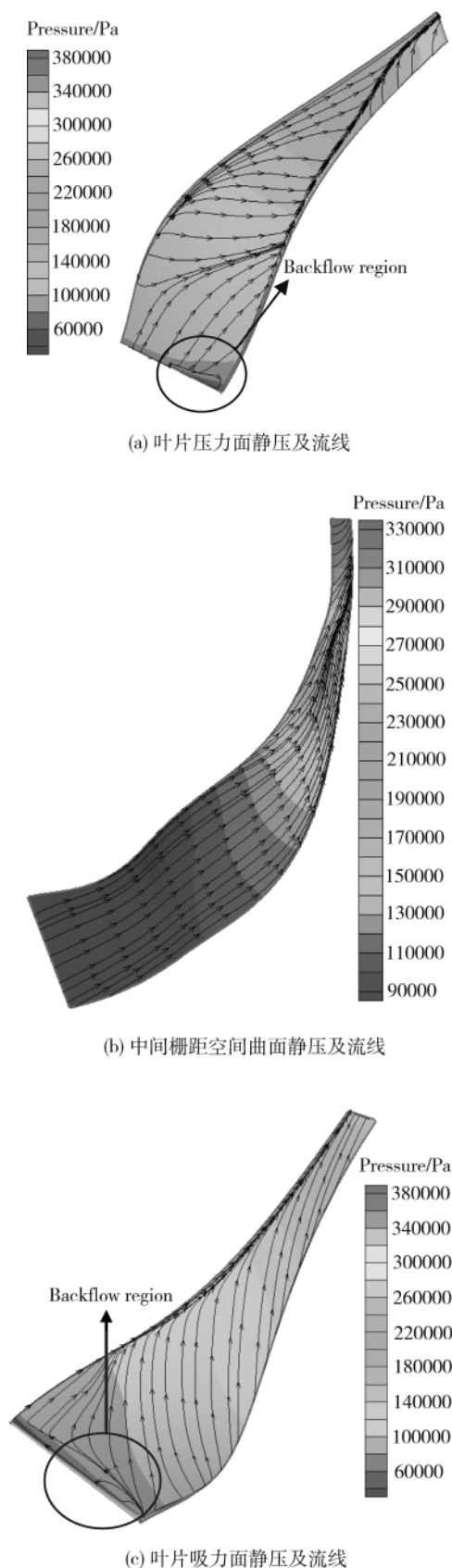


图 9 压力面、中间栅距、吸力面静压及流线

Fig. 9 Static pressure and streamline at pressure side and middle pithwise and suction side

线. 由于叶片表面的静压差的作用, 槽道内气流由压力面向吸力面迁移; 而叶片尖部由于气流受到叶轮切向的反作用力的影响, 在槽道区域会由吸力面向压力面迁移, 在静压差、刮擦以及离心力的共同作用部分气流重新贴附在压力面上, 其轨迹投影到压力面上即产生了如图 9(a) 所示的分离线. 对于叶片进口的回流区, 这是叶片前缘为圆角的缘故. 叶片通道中间栅距曲面上, 由流线走向可以看出气流从进口到出口的没有产生分离涡. 结合叶轮性能曲线分析可知, 叶轮进口虽然有局部回流区, 对叶轮性能的影响并不大, 综合叶片表面极限流线和中间栅距空间曲面流线的走向看来, 气流在叶片表面贴合得比较好, 通道内气流顺畅, 这也进一步表明重新设计的叶轮叶片扭向规律与工质在通道内的流动是比较适应的, 对叶片扭向进行曲率优化控制是有效的.

3 结 论

对离心叶轮一维气动优化设计及叶轮三维造型方法进行了研究, 基于上述设计方法发展了相应的程序. 以 Krain 叶轮数据为基准, 对叶轮基本参数进行了优化设计和叶轮快速拟合, 重新设计的叶轮轴向长度为原型叶轮的 68.17%; 叶片数较原型叶轮的 24 片减少到 22 片, 增加了单个叶片的载荷; 后弯角增加了 4° . 叶轮经 CFD 计算分析, 设计点效率为 93.9%, 增压比为 4.794, 对比分析原型叶轮 CFD 校验结果, 新设计的叶轮实现了在设计点附近压比和效率与原型叶轮偏差不大于 5% 的目标, 验证了本文的设计方法和程序的可行性. 同时也得到以下结论:

- 1) 采用样条来设计叶轮子午型线, 以及控制进出口相对气流角的叶轮拟合对于初始设计来说是一种快速可行的建模方法.
- 2) 在初始设计造型对叶片中心线进行曲率优化控制使得叶片符合气动性能优良的“S”型叶片可获得性能较好的叶轮模型.

参考文献:

- [1] Japikse D. Centrifugal compressor design and performance [M]. Vermont, USA: Concepts ETI, 1996.
- [2] Aungier R H. Centrifugal compressors: a strategy for aerodynamic design and analysis [M]. New York, USA: ASME Press, 2000.
- [3] 杨策, 施新. 径流式叶轮机械理论及设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.

- [4] Casey M V. A computational geometry for the blades and internal flow channels of centrifugal compressors [J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1983, 105(2): 288-295.
- [5] 冀国锋, 桂幸民. 轴流/离心压气机叶片通用任意中弧线造型设计方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 150-156.
JI Guofeng, GUI Xinming. A blading design method for axial/centrifugal compressor airfoils using arbitrary camber lines[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 4(1): 150-156. (in Chinese)
- [6] Krain H, Hoffman W. Verification of an impeller design by laser measurements and 3D-viscous flow calculation[R]. ASME Paper 89-GT-159, 1989.
- [7] 杨策, 马朝臣, 老大中. 几何参数变化对离心压气机性能影响的仿真研究[J]. 动力工程, 2002, 22(4): 1897-1901.
YANG Ce, MA Chaocheng, LAO Dazhong. Centrifugal compressor performance investigation with changing some geometry parameters using simulating method[J]. Power Engineering, 2002, 22(4): 1897-1901. (in Chinese)
- [8] 陈宗华, 张亚丁. 半开式叶轮离心式压缩机的设计与分析[J]. 化工设备与防腐蚀, 2000(3): 3-8, 24.
- [9] Galvas M R. Analytical correlation of centrifugal compressor design geometry for maximum efficiency with specific speed[R]. NASA TN-D-6729, 1972.
- [10] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第8册 压气机分册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [11] Krain H. Experimental and theoretical analysis of centrifugal compressor impeller flow[C]//Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, International Conference, Turbomachinery-Efficiency Prediction and Improvement, London: Mechanical Engineering Publication Limited, 1987: 199-210.
- [12] Kang S, Hirsh C. Influence of tip leakage flow in centrifugal compressor[C]//Proceeding of the 3rd International Symposium on Experimental and Computational Aerodynamics of Internal Flows, Beijing: Word Publish Corporation, 1996: 186-199.
- [13] Hah C, Krain H. Second flows and vortex motion in a high-efficiency backswept impeller at design and off-design conditions[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112(1): 7-13.
- [14] 杨策, 索沂生, 朱伟, 等. 反弯角达 30° 离心压气机叶轮内部流场的数值研究级改型设计[J]. 动力工程, 2000, 20(1): 580-584.
YANG Ce, SUO Yisheng, ZHU Wei, et al. Numerical investigation of the internal flow field and redesign of a 30° backswept impeller[J]. Power Engineering, 2000, 20(1): 580-584. (in Chinese)
- [15] 周正贵, 汪文光. 基于数值优化方法的离心压气机工作轮气动设计[J]. 航空学报, 2006, 27(1): 10-15.
ZHOU Zhenggui, WANG Wenguang. Aerodynamic design of impeller using numerical optimization method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(1): 10-15. (in Chinese)
- [16] 席光. 关于 Krain 实验叶轮几何型线及其流道二次流漩涡结构的讨论[J]. 工程热物理学报, 2000, 21(4): 440-442.
XI Guang. Discussion on the geometry and the secondary flow vortex structure of Krain's experimental compressor impeller[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21(4): 440-442. (in Chinese)