

离心叶片进出口几何形状对气动性能影响研究

郭红涛, 樊宏周, 席光

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为研究叶片进出口几何形状对离心叶轮内部流场及气动性能影响,以某离心叶轮为研究对象,对叶片进出口前、尾缘分别进行不同尺寸修圆处理,采用 SST $k-\omega$ 湍流模型与 High Resolution 数值方法进行周期性单流道数值模拟,研究了叶片不同尺寸进出口前、尾缘修圆产生的几何形状对离心叶轮内部流场分布和气动性能的影响。研究表明:叶片进口前缘平凸形修圆能够增加离心叶轮总压比和多变效率,减少气流在进口前缘局部流动分离损失;平凸形修圆尺寸越小,多变效率和总压比增加越明显,在设计工况点二者最大增加约 1%;叶片尾缘压力面修圆能够增加离心叶轮的多变效率,但降低了离心叶轮的总压比,而尾缘吸力面修圆能达到同时增加离心叶轮多变效率和总压比的目的,使得设计工况下多变效率最大增加约 1%,总压比最大增加约 5%,且减少了气体流出叶轮时的尾迹损失。对叶片前缘小尺寸平凸形修圆和尾缘吸力面的大尺寸修圆,不仅能减少叶片进出口局部流动损失,而且能使设计工况点多变效率增加约 1.5%,总压比增加约 7%,从而提高离心叶轮的做功能力,为离心叶片设计优化和高效加工制造提供了参考。

关键词: 离心叶片;几何形状;修圆;气动性能;数值模拟

中图分类号: TK05 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202306020 **文章编号:** 0253-987X(2023)06-0181-10

Impact of Inlet and Outlet Geometry of Centrifugal Blade on Aerodynamic Performance

GUO Hongtao, FAN Hongzhou, XI Guang

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To study the impact of the blade inlet and outlet geometry on the internal flow field and aerodynamic performance of the centrifugal impeller, the leading and trailing edges of the blade-inlet and outlet were respectively rounded with different dimensions on a centrifugal impeller taken as the research object. The SST turbulence model and the High Resolution numerical method were used for periodic single channel numerical simulation of the centrifugal impeller, and the impact of the geometric shape produced by the rounding with different dimensions of the leading and trailing of the blade on the internal flow field distribution and aerodynamic performance of the centrifugal impeller was studied in this paper. The results showed that the flat-convex rounding of the leading edge of the blade inlet can increase the total pressure ratio and polytropic efficiency of the centrifugal impeller, and reduce the local flow separation loss at the leading edge of the inlet. The smaller the size of flat-convex rounding, the more obvious the increase of polytropic effi-

收稿日期: 2022-10-28。 作者简介: 郭红涛(1997—),男,硕士生;樊宏周(通信作者),男,高级工程师。 基金项目: 国家重点研发计划资助项目(2019YFB1504601)。

网络出版时间: 2023-03-03

网络出版地址: <https://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20230303.1244.003.html>

ciency and total pressure ratio, and the maximum increase of both was about 1% at the design operating point. Rounding the pressure surface at the trailing edge of the blade can increase the polytropic efficiency of the centrifugal impeller, but reduce the total pressure ratio of the centrifugal impeller. Rounding the suction surface at the trailing edge can simultaneously increase both the polytropic efficiency and the total pressure ratio of the centrifugal impeller, making the maximum polytropic efficiency increase by about 1% and the maximum total pressure ratio increase by about 5% under the design condition, and reducing the wake loss when the air flows out of the impeller. The flat-convex rounding of the blade leading edge in small size and of the trailing edge suction surface in large size can not only reduce the local flow loss at the inlet and outlet of the blade, but also increase the polytropic efficiency by about 1.5% and the total pressure ratio by about 7% at the design operating point. Furthermore, it can improve the performance of the centrifugal impeller, providing a reference for the design optimization and efficient machining and manufacturing of the centrifugal blade.

Keywords: centrifugal blade; geometry; rounding; aerodynamic performance; numerical simulation

离心叶轮广泛应用于航空、航天、化工等重大工业领域,离心叶片作为离心叶轮的核心部件,其设计和加工制造对离心叶轮气动性能有显著的影响^[1-2]。但在实际的加工过程中,由于加工设备和加工工艺的局限,实际加工制造的叶轮叶片与设计叶轮叶片依然存在不可避免的几何偏差^[3]。这种叶片几何偏差对离心叶轮内部流场分布和气动性能必然会产生一定影响^[4]。因此,离心叶轮叶片几何形状对性能的影响研究一直是流体机械领域科研工作者聚焦的研究重点^[5-7]。

离心叶片前缘引导气体以预定的方向进入叶轮并完成能量转换^[8]。虽然现阶段传统的圆形前缘由于其易于加工一直被广泛应用,但随着离心叶轮气动性能及精密制造等方面研究的日益深入,越来越多的实验和数值模拟也逐渐聚焦于非圆弧形前缘叶片的离心叶轮气动性能研究^[9-10]。董雷等^[11]通过数值方法及实验手段研究了小尺寸离心叶轮叶片采用不同比例长短轴的椭圆形前缘对叶轮性能的影响,研究发现椭圆长短轴比例的增大,可有效减少叶轮前缘的气体流动分离,提升叶轮性能。李成等^[12]通过对某船用离心叶轮数值模拟研究发现,叶片存在最优的前缘倾角能最大限度改善气流在流道内的流动情况并提升叶轮的级性能。王跃等^[13]提出一种与两相交直线切于特定点的椭圆构造方法,利用该方法能构造更加精确的椭圆形前缘,更好地满足离心叶轮的气动性能。Zhao等^[14]采用复合掠倾方法对跨声速离心叶轮前缘进行了优化,研究发现,对于

开式叶轮,叶尖前掠负倾能够提高最大等熵效率和压比,扩大失速裕度,而叶尖后掠正倾降低了压比和失速裕度,对效率几乎没有影响。宁方飞等^[15]提出了一种可控尾缘环量造型方法,通过改变叶型尾缘流动后驻点位置来提高叶型环量,增加气流转角,降低总压损失,从而提高整机的性能。Yu等^[16]研究了跨声速微型离心叶轮尾缘扫略角对气动性能的影响,研究发现改变叶轮尾缘扫略角能够提高叶轮的等熵效率和压比,随着叶片弯曲角增大的情况下,叶轮的压比呈现先增大后减小的趋势。Bai等^[17]研究了离心叶轮径向、后掠、前掠、局部尾缘前倾、后倾5种类型叶片尾缘对整机性能的影响,与后掠和径向布局相比,前掠尾缘具有最高的压升,最高出口马赫数以及最低的效率,相比其他类型的尾缘,局部尾缘后倾具有最高的效率,径向尾缘性能适中。叶片进出口前、尾缘等几何形状对离心叶轮的性能影响较大,备受叶轮机械领域科研工作者的关注^[18-20]。综上所述,气体流入叶轮时,叶片前缘面会产生阻滞影响流动;在流出叶轮时,由于叶片尾缘总有一定的厚度,通道面积突然扩大,在叶片尾缘后端容易形成流动尾迹,产生流动损失,影响离心叶轮做功效率^[21-22]。通过对叶片进口前缘修圆处理来近似平凸型机翼形状是否能够改善进口前缘气动性能,对叶片出口尾缘修圆处理是否能够减弱气体流出叶轮时产生的尾迹损失从而改善流场分布,进一步影响离心叶轮的做功能力。目前发表的文献中对于此类问题的研究相对较少,因此开展离心叶轮叶片进出

口修圆产生的几何形状对离心叶轮内部流场及气动性能影响的研究十分必要。

本文以某离心叶轮为研究对象,对初始三维叶片前、尾缘进行修圆改变进出口的几何形状,通过数值模拟方法分别对比研究了不同叶片进出口前、尾缘修圆几何形状对离心叶轮内部流场分布及气动性能的影响。

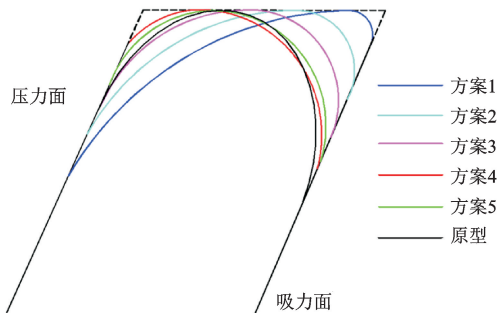
1 研究对象及方案

本文研究的离心叶轮基本参数如下:叶轮直径为 460 mm,主叶片数为 12,分流叶片为 12,前缘为椭圆形,尾缘为钝形;叶轮出口宽度为 18 mm,叶片厚度为变厚度规律分布,叶根厚度为 6 mm,叶顶厚度为 3 mm,进口安装角为 28° ,出口安装角为 58° ,叶顶间隙为 0.5 mm,设计压比为 4.2,质量流量为 5.7 kg/s,叶轮转速为 19 200 r/min。首先,分别研究传统圆形、椭圆形前缘及不同平凸形修圆前缘叶片叶轮内部流场分布和气动性能特点;然后,研究不同尾缘修圆叶片叶轮内部流场分布和气动性能特点;最后,根据上述分别对叶片前、尾缘修圆几何形状的影响研究结果,选取性能最优的前、尾缘修圆方法施加同一叶片,数值模拟研究该离心叶片对离心叶轮内部流场及气动性能的改善效果。

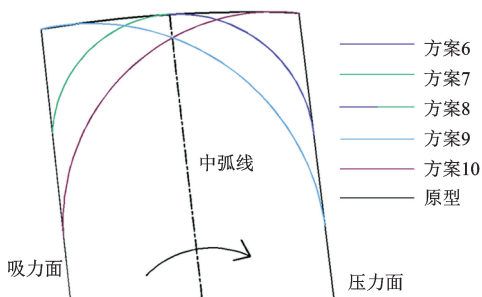
根据上述的研究思路利用三维建模软件建立方案 1~10 的不同修圆方案的前、尾缘叶片三维模型展开不同形状叶片离心叶轮内部流动和气动性能影响研究,具体建模方法如下。

离心叶轮叶片前缘不同修圆方法:①将叶片设计型线坐标导入三维软件连接叶片压力面和吸力面型线端点构成封闭曲线;②以步骤①建立的封闭型线形成三维曲面组并实体化;③如图 1(a)所示,以三维实体化的钝形前缘叶片为基础进行前缘压力面和吸力面修圆角处理,分别建立圆弧切点位于前缘边 0.2(方案 1)、0.4(方案 2)、0.6(方案 3)、0.8(方案 4)位置的平凸形前缘。

离心叶轮叶片尾缘不同修圆方法:如图 1(b)所示,以原始切割尾缘为基准,分别进行叶片尾缘压力面小尺寸修圆(方案 6)、吸力面小尺寸修圆(方案 7)、吸力面压力面均进行小尺寸修圆(方案 8)、压力面大尺寸修圆(方案 9)、吸力面侧大尺寸修圆(方案 10)5 种修圆方案,使修圆切点分别位于叶片尾缘出口边中点、压力面顶点及吸力面顶点位置。



(a) 叶片前缘修圆示意图



(b) 叶片尾缘修圆示意图

图 1 叶片前尾缘修圆示意图

Fig. 1 Rounding schematic diagram of blade leading trailing edge

2 单流道数值模拟

2.1 数值模拟方法介绍

本文使用 ANSYS CFX 进行单流道数值模拟。为了能够更好预测前、尾缘附近的流体流动情况,数值模拟计算采用 SST (shear stress transport) 湍流模型和 High Resolution 数值方法,能量方程计算采用 Total Energy 模型^[23]。计算流体域采用多参考系方法进行求解,其中叶轮所在的转子域采用运动参考系,扩压器和进口段所在的流体域为静止参考系。在近壁面附近选用 Automatic wall treatment 壁面函数方法,采用高精度湍流数值格式来求解计算域流体流动^[24]。叶轮及扩压器设置周期性边界条件以保证单流道周期数值模拟和全流道数值模拟计算结果相同。计算介质为空气,边界条件设置如下:进口给定总温为 308 K、总压为 101 325 Pa,出口给定质量流量,叶轮转速为 19 200 r/min;固体壁面边界设置为绝热、无滑移的边界条件;叶轮、无叶扩压器及进口段流体域设置周期性交界面;转静子交

界面采用冻结转子法。在数值计算过程中,残差收敛为 10^{-5} 。

为了验证所选数值计算方法的可靠性,选择西安交通大学流体机械及压缩机国家工程研究中心已公开实验数据几何尺寸相似的离心叶轮^[25],用上述的数值计算方法及同类型的边界条件进行数值模拟计算。离心压缩机数值计算得到的静压比和实验所得静压比变化曲线的对比图如图 2 所示,可知 CFD 数值模拟静压比曲线和实验所得静压比具有良好的吻合性,说明了所选数值计算方法的可靠性。

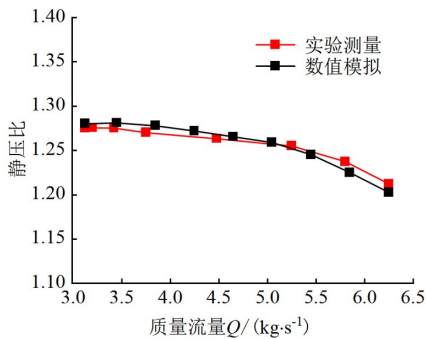


图 2 数值模拟与实验测量对比曲线

Fig. 2 Comparison curve of numerical simulation and experimental measurement

2.2 网格划分及无关性验证

本文采用 ANSYS Workbech 平台的 CFX BladeGen 软件提取单流道三维模型,即提取一个周期的流体域实体模型。根据研究方案建立不同形状前、尾缘叶片三维模型,与提取的单流道三维实体做布尔减法运算建立计算流体域,包括离心叶轮进口段、叶轮所在的转子域及无叶扩压器,如图 3 所示。在研究过程中保证进口段以及无叶扩压段流体域模型不变,改变离心叶轮转子域模型。采用商用软件

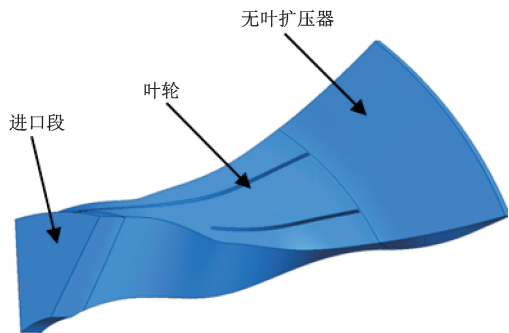


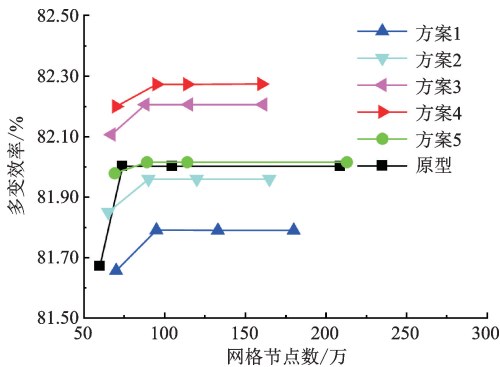
图 3 计算流体域

Fig. 3 Computed fluid domain

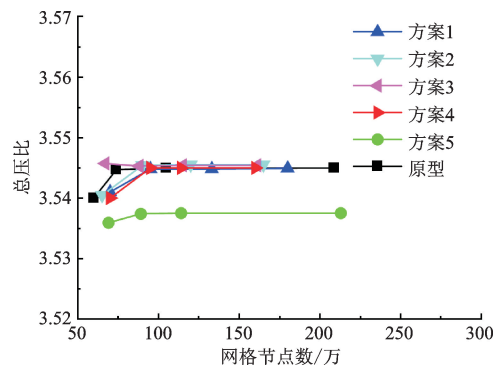
ANSYS Meshing 软件划分混合结构网格,其中进口段和无叶扩压段采用六面体结构化网格,叶轮转子域采用非结构化网格。在叶片前、尾缘及壁面均进行局部加密,边界层第一层厚度给定 0.001 25 mm。网格划分结果保证正交性、长宽比及偏斜度标准满足计算要求,同时保证壁面 $y^+ < 1$ 。

为减小网格数量对数值模拟计算结果产生的影响,以某工况下离心叶轮的总压比和多变效率为评价标准,对本研究所有计算流体域模型网格进行无关性验证。离心叶轮叶片前缘和尾缘分别修圆时所有方案计算流体域模型网格无关性验证结果如图 4、图 5 所示。每个研究方案划分 4 种不同数量的网格,随着网格节点数的增加,离心叶轮总压比和多变效率变化逐渐趋于平稳,后 3 套方案的计算结果相对误差很小,约为 0.05%。最终,选取第二套网格尺寸方案计算,离心叶轮叶片前缘和尾缘不同修圆方案总网格节点数在 100~150 万内。

叶片前缘和尾缘按照最优性能方案均修圆处理时网格无关性验证结果如图 6 所示,可知当网格数约为 130 万时多变效率和压比曲线达到平稳。



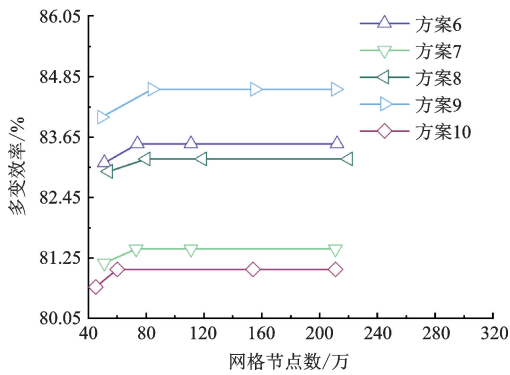
(a) 多变效率随网格节点数变化曲线



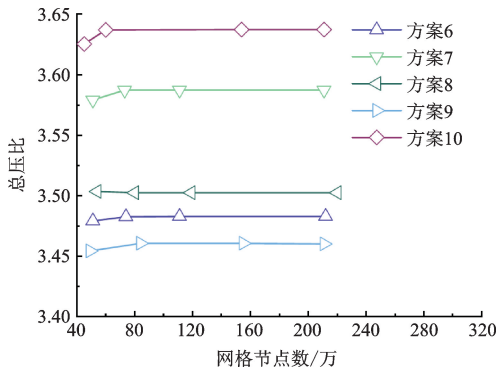
(b) 总压比随网格节点数变化曲线

图 4 不同叶片前缘修圆网格无关性验证

Fig. 4 Verification of grid independence of different blade leading edge rounding



(a) 多变效率随网格节点数变化曲线



(b) 总压比随网格节点数变化曲线

图 5 不同叶片尾缘修圆网格无关性验证

Fig. 5 Verification of grid independence of different blade trailing edge rounding

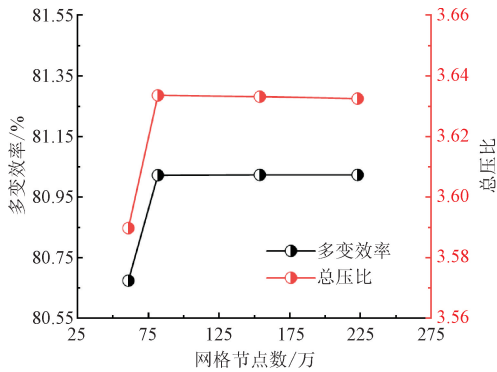


图 6 叶片前尾缘均修圆网格无关性验证

Fig. 6 Verification of grid independence for rounding the front and rear edges

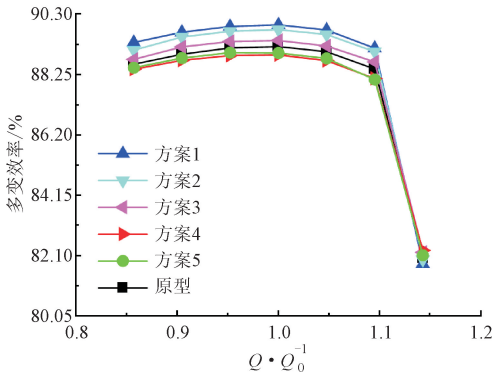
3 单流道数值模拟结果分析

3.1 叶片进口前缘不同修圆形状影响分析

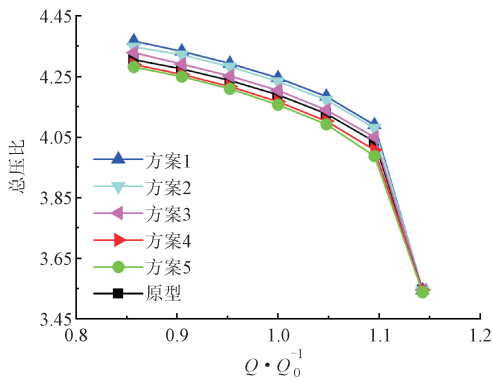
数值模拟计算得到全工况范围内不同前缘修圆方案产生的不同几何形状叶片的离心叶轮性能曲线

如图 7 所示。由图 7(a)可以看出,在叶片前缘平凸形修圆时,修圆尺寸越小,多变效率的提升越明显。在全工况范围内,相较于原型椭圆前缘叶片,圆形前缘(方案 5)和修圆切点位于进口边 0.8 位置(方案 4)的平凸形修圆前缘降低了离心叶轮的多变效率;而修圆切点位于进口边 0.2(方案 1),0.4(方案 2),0.6(方案 3)位置的平凸形前缘叶片离心叶轮多变效率略有提高,最高多变效率提升约 1%。由图 7(b)可以看出,相较于原型叶片,圆形前缘(方案 5)和修圆切点位于进口边 0.8(方案 4)位置的平凸形修圆前缘降低了离心叶轮的总压比;而修圆切点位于进口边 0.2(方案 1),0.4(方案 2),0.6(方案 3)位置的平凸形前缘叶片总压比均有所提升,在设计工况点,总压比相比原型叶片提升约 1.4%。

综上所述,在离心叶轮叶片前缘进行局部修圆处理时能够影响离心压缩机叶轮的多变效率和总压比,特别是在小尺寸修圆处理时,离心压缩机叶轮效率和压比提升最明显,从而提升了离心叶轮的做功能力。



(a) 无因次流量-多变效率



(b) 无因次流量-总压比

图 7 不同前缘修圆叶片性能曲线

Fig. 7 Performance curve of blades with different leading edge rounding

50%叶高处流面叶片前缘局部压力分布云图如图 8 所示,可知主叶片前缘会产生局部高压区。对比不同方案主叶片前缘局部压力分布情况可以发现,随着主叶片前缘压力面修圆尺寸逐渐增大,主叶片前缘冲击面局部高压区面积逐渐增大,而分流叶片前缘修圆对分流叶片前缘接触局部区域压力影响不明显。由图 8 可以看出,分流叶片前缘吸力面侧存在局部低压区,随着分流叶片吸力面侧修圆尺寸变大,分流叶片吸力面侧局部低压区面积逐渐增大。气体流入离心叶轮时,由于叶片压力面侧压力高于吸力面侧压力,导致叶片前缘附近气体有从高压流向低压区的趋势,特别是在分流叶片前缘这种趋势更加明显。50%叶高流面主叶片和分流叶片前缘局部速度矢量分布图如图 9 所示。由图 9 可以看出,气体流入离心叶轮时,在叶片前缘流动方向发生偏转,并且随着叶片前缘几何尺寸增大,气体流动方向偏转越明显。

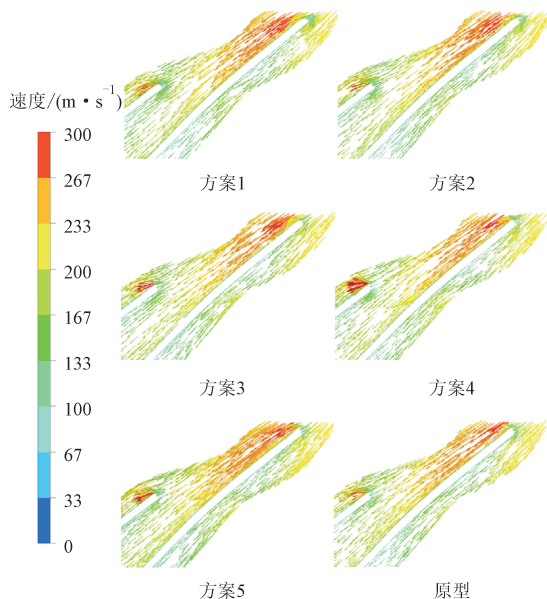


图 9 50%叶高流面不同叶片前缘速度矢量分布
Fig. 9 Velocity vector distribution at leading edge of different blades on 50% blade height flow surface

3.2 叶片出口尾缘不同修圆形状影响分析

数值模拟计算得到全工况范围内不同尾缘修圆方案产生的不同形状叶片的离心叶轮性能曲线如图 10 所示。由图 10(a)可以看出,相比原型钝形尾缘叶片,在远离阻塞工况点,叶片尾缘压力面和吸力面修圆均能够提高离心叶轮的多变效率。叶片尾缘压力面侧修圆提升离心叶轮多变效率的效果更加明显,特别是叶片尾缘压力面在大尺寸修圆处理时,最高多变效率提升约 1%。而叶片尾缘吸力面侧修圆对离心叶轮多变效率的提升效果不明显。由图 10(b)可以看出,和原型钝形尾缘叶片相比,在全工况范围内叶片尾缘压力面修圆降低了离心叶轮的总压比,从而减弱了离心叶轮的做功能力。但是,叶片尾缘吸力面修圆却大幅提高了离心叶轮总压比,特别是在叶片尾缘吸力面大尺寸修圆时,在设计工况点,相对于原型钝形尾缘叶片离心叶轮总压比提高约 5%。

综上所述,叶片尾缘压力面、吸力面修圆均能够提高离心叶轮多变效率。从离心叶轮做功能力看,叶片尾缘吸力面修圆能大幅度提升离心叶轮的总压比,有效增强离心叶轮做功能力,但叶片尾缘压力面修圆降低了离心叶轮总压比,减弱离心叶轮的做功能力。叶片尾缘压力面修圆尺寸越大,离心叶轮总压比下降越明显,叶片尾缘吸力面修圆尺寸越大,离心叶轮总压比提升越明显。

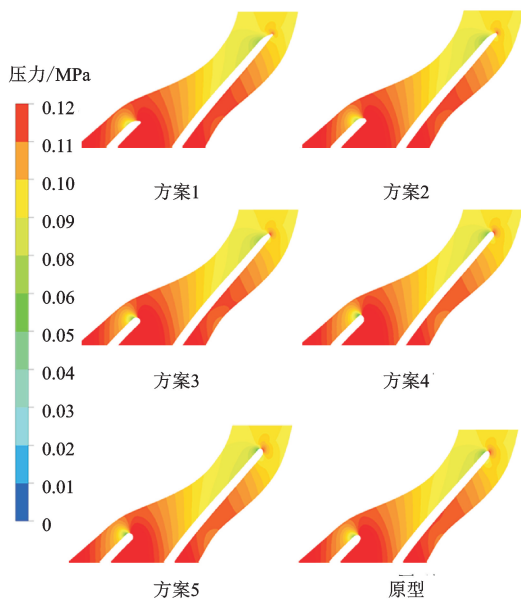


图 8 50%叶高流面不同叶片前缘压力分布
Fig. 8 Pressure distribution at leading edge of different blades on 50% blade high flow surface

综合分析图 8、图 9 可知,叶片前缘位置气流发生偏转是由于叶片前缘进行不同尺寸修圆时,改变了叶片前缘几何形状,影响了气体流入叶轮时和叶片前缘的接触面积。在气体流入叶轮时,气流冲击叶片前缘产生压力突变。叶片前缘突变产生的局部高压和低压区压差存在是气流在前缘位置发生偏转的主要原因。

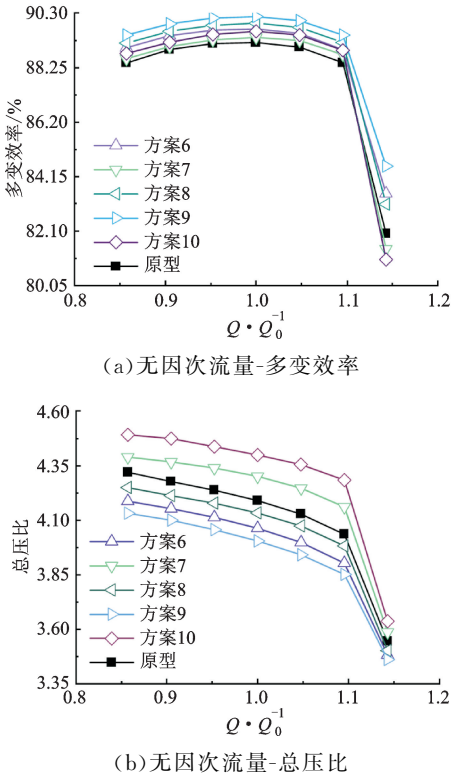


图 10 不同尾缘修圆叶片性能曲线

Fig. 10 Performance curve of blades with different trailing edge rounding

50%叶高流面不同叶片尾缘局部压力分布如图 11 所示,可知叶片尾缘修圆减小了叶片尾缘后端的低压区分布面积。气体在流出叶轮时,不同的叶片尾缘修圆几何形状对叶轮出口的流场扰动程度不同。叶片尾缘吸力面修圆处理时,在叶轮出口能产生更加明显的扰动,压力变化更加剧烈。叶片尾缘压力面修圆处理时,在叶轮出口压力变化平稳。

50%叶高流面不同叶片尾缘速度矢量分布情况如图 12 所示,气体流出叶轮时,原型叶片钝形尾缘后端流动方向发生剧烈偏转,气体流动由压力面流向吸力面的趋势明显。这是因为原型叶片钝形尾缘在气体流出叶轮时,通道面积突然扩大,导致气体在尾缘后端在压差作用下剧烈偏转,流动损失严重。对比叶片尾缘不同修圆方案可以发现,在叶片尾缘压力面修圆时,改变了叶片尾缘压力面的几何形状,使得气体在流出叶轮时流动方向由于圆弧的过渡提早发生偏转,减弱了由于通道面积突然扩张带来的速度剧烈变化。叶片尾缘吸力面修圆时,能够减弱气体流出叶轮时由压力面向吸力面偏转的趋势,使气体沿径向流出叶轮,减弱气体在流出叶轮时因流动方向变化产生扰动,进一步减少流动损失。

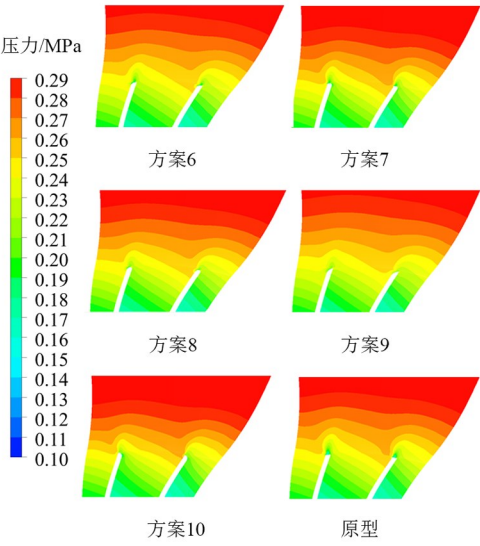


图 11 50%叶高流面不同叶片尾缘压力分布
Fig. 11 Pressure distribution of different blade trailing edge on 50% blade high flow surface

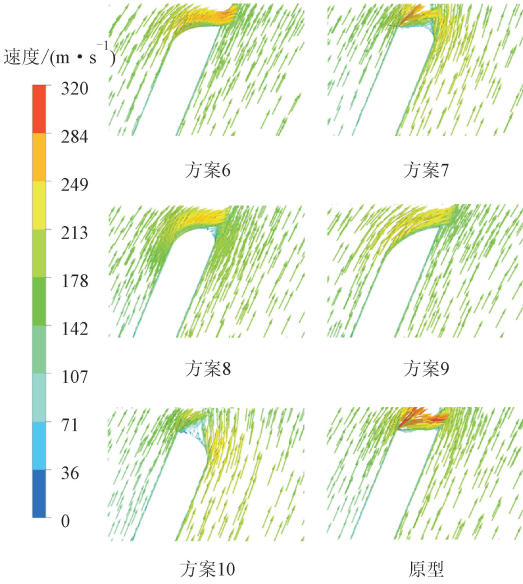


图 12 50%叶高流面不同叶片尾缘速度矢量分布
Fig. 12 Velocity vector distribution of different blade trailing edge on 50% blade high flow surface

3.3 叶片进出口前尾缘均修圆形状影响分析

叶片前缘按方案 1 进行小尺寸平凸形修圆处理,尾缘按方案 10 进行吸力面大尺寸修圆处理建立三维计算流体域并进行数值计算。叶片前尾缘均进行修圆处理时数值模拟得到的性能曲线如图 13 所示。对比图 13(a)、13(b)可以发现,相较于原型叶片,在叶片前缘小尺寸平凸形修圆且在尾缘吸力面

大尺寸修圆处理时,能够大幅提高离心叶轮总压比和多变效率。在设计工况点,多变效率提升约 1.5%,压比提升约 7%。由于叶轮尺寸较大,进出口相距较远故流场互不干扰。根据上述分别对叶片前、尾缘修圆的流场分析可知,对叶片前缘小尺寸平凸形修圆和尾缘吸力面大尺寸修圆不仅能减小叶片前缘吸力面低压区和前缘冲击的局部高压区面积,减弱叶片前缘气体流动分离,而且能改变气体流出叶轮时的流场分布,减弱尾缘局部产生的尾迹损失。

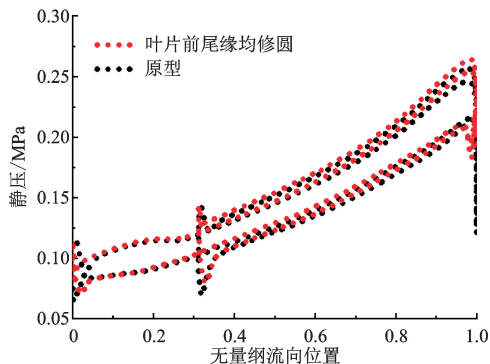


图 14 叶片静压变化对比曲线

Fig. 14 Comparison curve of blade static pressure change

4 结 论

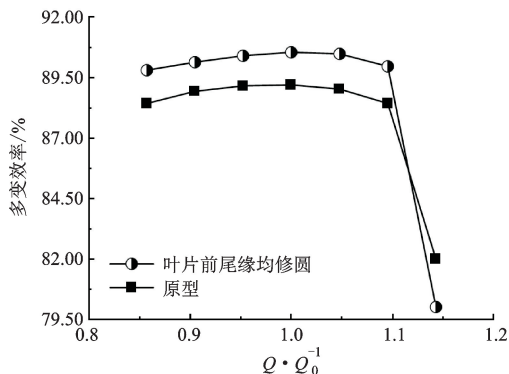
本文以某一离心叶轮为研究对象,对不同进出口前、尾缘修圆叶片的离心叶轮进行了数值模拟,探究了离心叶轮叶片前、尾缘修圆几何形状对离心压缩机叶轮内部流场和气动性能的影响,可得如下结论。

(1)叶片前缘平凸形修圆能够提高离心叶轮的多变效率和总压比,平凸形修圆尺寸越小,多变效率和总压比提高越明显。叶片前缘平凸形修圆能够改善叶轮叶片前缘附近的流场分布,减弱气流在前缘局部的流动分离,减少流动损失。

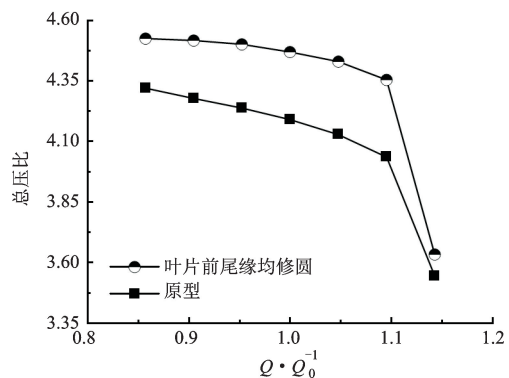
(2)叶片尾缘压力面修圆能够提高离心叶轮的多变效率,但叶片尾缘压力面修圆降低了离心叶轮的总压比,减弱了离心叶轮的做功能力。在叶片尾缘压力面大尺寸修圆比小尺寸修圆时离心叶轮多变效率增加更加显著,相比钝形尾缘,叶片尾缘压力面大尺寸修圆最高多变效率提高约 1%。

(3)叶片尾缘吸力面修圆对离心叶轮的多变效率提高不明显,但能显著提高总压比、增强离心叶轮做功能力。在吸力面大尺寸修圆比小尺寸修圆时总压比提高效果更明显,在设计工况点,叶片尾缘吸力面大尺寸修圆相比钝形尾缘总压比提升约 5%。

(4)在叶片前缘小尺寸平凸形修圆且在叶片尾缘吸力面大尺寸修圆时,能够大幅提高离心叶轮的多变效率和总压比,增强离心叶轮的做功能力,减少叶片进出口流动分离损失。在设计工况点,相比原型叶片,叶片进出口前、尾缘均进行小尺寸修圆的离心叶轮多变效率增加约 1.5%,总压比增加约 7%。



(a) 无因次流量-多变效率



(b) 无因次流量-压比

图 13 叶片前尾缘均修圆时性能曲线

Fig. 13 Performance curve of leading and trailing edge rounding blade

50%叶高位置叶片前尾缘均修圆时主叶片和分流叶片沿流向位置静压变化曲线图如图 14 所示,当叶片前缘和尾缘均修圆时,主叶片和分流叶片前缘和尾缘的静压变化明显。相比原型叶片,前尾缘均修圆时,叶片压力面和吸力面静压均提高;叶片前缘压力面静压突变位置提前,前缘吸力面静压突变位置后移。由于叶片尾缘吸力面进行大尺寸修圆处理,改变了叶片尾缘吸力面的几何形状。气体在流出叶轮时,吸力面静压变化剧烈,静压突变位置提前。

参考文献:

- [1] 徐忠. 离心式叶轮原理 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1990: 10-80.
- [2] PANIZZA A, VALENTE R, RUBINO D, et al. Impact of manufacturing variability on the aerodynamic performance of a centrifugal compressor stage with curvilinear blades [C]//ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2016: V02CT45A027.
- [3] 孙晔晨, 田玉宝, 席光, 等. 三元叶片型面造型对离心压缩机叶轮气动性能影响的数值研究 [J]. 西安交通大学学报, 2015, 49(11): 135-141.
SUN Yechen, TIAN Yubao, XI Guang, et al. Numerical research on effect of 3-D blade surface profiles on aerodynamic performance of centrifugal compressor impellers [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2015, 49(11): 135-141.
- [4] HEHN A, MOSDZIEN M, GRATES D, et al. Aerodynamic optimization of a transonic centrifugal compressor by using arbitrary blade surfaces [J]. Journal of Turbomachinery, 2018, 140(5): 051011.
- [5] 刘小民, 赵嘉, 李典. 单圆弧等厚叶片前后缘多元耦合仿生设计及降噪机理研究 [J]. 西安交通大学学报, 2015, 49(3): 1-10.
LIU Xiaomin, ZHAO Jia, LI Dian. Noise reduction mechanism of single-arc bionic blade with wave shape leading edge coupled with serrated trailing edge [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2015, 49(3): 1-10.
- [6] 赵会晶, 王志恒, 唐永洪, 等. 叶片前缘倾掠对离心叶轮气动性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2015, 49(11): 1-7.
ZHAO Huijing, WANG Zhiheng, TANG Yonghong, et al. Effects of blade leading edge lean and sweep on the aerodynamic performance of centrifugal impellers [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2015, 49(11): 1-7.
- [7] 王宏亮, 席光. 离心叶轮几何形变对气动性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2009, 43(5): 46-50.
WANG Hongliang, XI Guang. Influence of centrifugal blade deformation on impeller aerodynamic performance [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2009, 43(5): 46-50.
- [8] WU Tao, CAO Yanlong, YANG Jiangxin. Analysis of the influence of blade's machining error on aerodynamic performance of impeller based on NUMECA [J]. Procedia CIRP, 2015, 27: 155-162.
- [9] PANIZZA A, RUBINO D T, TAPINASSI L. Efficient uncertainty quantification of centrifugal compressor performance using polynomial chaos [C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2014: V02BT45A001.
- [10] 张英杰, 韩戈, 董旭, 等. 高负荷离心压气机扩压器叶片前缘开槽参数化研究 [J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(9): 34-41.
ZHANG Yingjie, HAN Ge, DONG Xu, et al. Parametric investigation on the effects of slotted diffuser on a highly loaded centrifugal compressor [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(9): 34-41.
- [11] 董雷, 曹利新. 离心叶轮叶片前缘椭圆长短轴比对性能的影响 [J]. 推进技术, 2016, 37(8): 1477-1484.
DONG Lei, CAO Lixin. Effects of axial ratio of ellipse of blade leading edge on performance of a centrifugal impeller [J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(8): 1477-1484.
- [12] 李成, 杜礼明, 李文娇, 等. 级环境下叶轮前缘倾角对离心压气机性能的影响 [J]. 大连交通大学学报, 2015, 36(1): 24-28.
LI Cheng, DU Liming, LI Wenjiao, et al. Impact of leading edge angle of impeller on centrifugal compressor performance in multistage environment [J]. Journal of Dalian Jiaotong University, 2015, 36(1): 24-28.
- [13] 王跃, 曹利新, 谢耕樵. 基于椭圆的极点-极线性质构造非扭转叶片前缘的方法研究 [J]. 风机技术, 2018, 60(3): 70-74.
WANG Yue, CAO Lixin, XIE Gengqiao. Research on the method of constructing the non-twisted blade leading edge based on the pole and polar properties of ellipse [J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2018, 60(3): 70-74.
- [14] ZHAO Huijing, LU Xiang, ZHAO Guanhui, et al. Effects of compound sweep and lean on the aerodynamic performances of transonic centrifugal impellers [J]. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, 2019, 295(3): 032061.
- [15] 宁方飞, 李一鸣. 一种压气机叶型的可控环量尾缘造型方法 [J]. 航空动力学报, 2019, 34(1): 142-155.
NING Fangfei, LI Yiming. A method for controlled circulation trailing edge design of compressor blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 142-155.
- [16] XU Yudong, LI Cong, LÜ Qiongying, et al. The influence of the trailing edge angle of the micro centrifugal impeller on the performance of the centrifugal compressor [J]. International Journal of Applied Electro-

- magnetics and Mechanics, 2021, 66(4): 619-633.
- [17] BAI Huan, LI Qingkuo, WANG Yi. Numerical study of the influence of high-transonic outlet blade angle of the wedge diffuser with airfoil characteristics on the performance centrifugal compressor [C]//Journal of Physics: Conference Series. Bristol, UK: IOP Publishing, 2020: 012140.
- [18] FADILAH P A, HARTONO F, ERAWAN D F. Effect of impeller trailing edge shape to the radial compressor performance [J]. AIP Conference Proceedings, 2020, 2248(1): 030005.
- [19] XU Yudong, LI Cong, LÜ Qiongying, et al. The influence of the trailing edge angle of the micro centrifugal impeller on the performance of the centrifugal compressor [J]. International Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics, 2021, 66(4): 619-633.
- [20] 贺晓希, 宫武旗, 邓俊杰, 等. 叶轮叶顶间隙对离心制冷压缩机性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(7): 30-37.
HE Xiaoxi, GONG Wuqi, DENG Junjie, et al. Influence of impeller tip clearance on the performance of centrifugal refrigeration compressor [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(7): 30-37.
- [21] 李学臣, 席光. 离心叶轮出口流动分离区影响因素的数值研究 [J]. 西安交通大学学报, 2013, 47(9): 16-22.
LI Xuechen, XI Guang. Numerical research on influence factors of flow separation near centrifugal impeller outlet [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2013, 47(9): 16-22.
- [22] 赵会晶, 席光, 王志恒, 等. 叶片尾缘切削对离心压缩机气动性能的影响 [J]. 工程热物理学报, 2015, 36(6): 1228-1232.
ZHAO Huijing, XI Guang, WANG Zhiheng, et al. Effect of blade trailing edge filing on aerodynamic performance of centrifugal compressors [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(6): 1228-1232.
- [23] 郑旭, 卜学兵, 孙中国, 等. 考虑热力学效应的涡轮氧泵口环间隙泄漏特性研究 [J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(7): 145-155.
ZHENG Xu, BU Xuebing, SUN Zhongguo, et al. Leakage characteristics of wear ring clearance in liquid oxygen turbo pump under thermodynamic effect [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(7): 145-155.
- [24] ZHAO Yang, ZHAO Jiayi, WANG Zhiheng, et al. Numerical investigation of diffuser flow field and rotating stall in a centrifugal compressor with vaned diffuser [C]//ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2017: V02DT46A016.
- [25] 赵家毅, 王志恒, 李学臣, 等. 叶片扩压器小流量工况内部流动特性研究 [J]. 工程热物理学报, 2017, 38(6): 1184-1190.
ZHAO Jiayi, WANG Zhiheng, LI Xuechen, et al. The investigation of the flow characteristics inside the vaned diffuser at small flow rate [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(6): 1184-1190.

(编辑 赵炜)