

DOI: 10.7652/xjtuxb201511022

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

孙晔晨¹, 田玉宝^{1,2}, 席光¹, 王志恒¹, 赵会晶¹, 樊宏周¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 西安陕鼓动力股份有限公司, 710075, 西安)

摘要: 以某一离心压缩机中的任意曲面叶轮为研究对象, 将其“直纹面化”以降低制造成本, 同时研究发现, 直纹面化处理后任意空间曲面三元叶轮的气动性能下降。为了提升直纹面叶轮的气动性能, 通过设计 8+1 套改型设计方案、调整叶片型线控制点、改变叶片前缘及尾缘坐标, 并借助流体计算软件 Numeca 进行了数值模拟, 由此求得了性能曲线及内部流场。结果显示: 当直纹面叶轮叶片进口安装角扩大时, 气动性能明显下降, 反之亦然; 当直纹面叶轮叶片出口安装角扩大时, 压比的提升较为明显, 叶片出口安装角缩小时, 效率的改善更为显著; 综合改进叶片前缘与尾缘的型线, 可使直纹面叶轮的气动性能显著提高。研究表明, 直纹面叶轮气动性能对叶片型线变化非常敏感, 通过适当地改进型线可以有效提升直纹面叶轮的气动性能, 使之不低于原任意曲面叶轮的气动性能。

关键词: 三元叶片; 任意曲面叶片; 直纹面叶片

中图分类号: O354.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2015)11-0135-07

Numerical Research on Effect of 3-D Blade Surface Profiles on Aerodynamic Performance of Centrifugal Compressor Impellers

SUN Yechen¹, TIAN Yubao^{1,2}, XI Guang¹, WANG Zhiheng¹,
ZHAO Huijing¹, FAN Hongzhou¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Xi'an Shaangu Power Co., Ltd., Xi'an 710075, China)

Abstract: A centrifugal compressor impeller with arbitrary curved surface is analyzed. The surface is transformed into ruled surface for the purpose of reducing manufacture costs, however the transformation leads to a worse aerodynamic performance. To improve the performance of impeller with ruled surface, 8+1 sets of schemes are designed by changing control points of shape lines of leading edge and/or trailing edge, and the internal flow field and performance curves are evaluated by commercial CFD software Numeca. The aerodynamic performance worsens when the inlet blade angle increases and vice versa. The pressure ratio rises more considerably as the outlet blade angle increases, while the efficiency is improved more obviously as the outlet blade angle decreases. The integrated method combines the results from the changing of both leading and trailing edges to effectively enhance the aerodynamic performance. This approach indicates that the impeller with ruled surface is very sensitive to the modification of shape lines, and the aerodynamic performance of the appropriately modified impeller with ruled surface can be

收稿日期: 2015-01-06。 作者简介: 孙晔晨(1991—), 男, 硕士生; 席光(通信作者), 男, 教授, 博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51236006)。

网络出版时间: 2015-08-13

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20150813.1015.008.html>

comparable with that of impeller with arbitrary curved surface.

Keywords: 3-D blade; blade with arbitrary curved surface; blade with ruled surface

离心压缩机是空分系统中的核心设备,而叶轮是离心压缩机中功能转化的核心部件,叶轮叶片型面的构型对整个机组的气动性能及制造成本将产生至关重要的影响。20世纪50年代吴仲华提出了三元流动的普遍理论,之后运用该理论设计的三元离心叶轮以其优越的气动性能逐渐成为设计主流。在透平压缩机设计中采用“三元叶片”的先进技术可以使压缩机效率显著提升。在叶轮的整体铣削加工技术中,对于采用任意空间曲面造型的叶轮,需要采用点铣加工技术,然而点铣加工时间较长,制造成本高,由此限制了任意曲面叶片叶轮的工程应用^[1-3]。侧铣技术可以改善点铣技术的诸多不足,但是目前的CAM商用软件仅能针对直纹面进行侧铣,而针对任意曲面叶轮仍然采用点铣技术^[3-5]。因而,任意曲面叶片与直纹面叶片之间的转化问题逐步成为近年来工程界的热点问题,文献[3-7]均对这一类型面转化方法进行过研究。直纹面叶片叶轮的结构简单,数据量小,数控加工制造成本低,但是把任意曲面叶片改造成直纹面叶片之后,气动性能将如何改变,对于这一问题,目前公开发表的文献中尚未见研究报道。

本文以某一任意曲面三元离心叶轮为对象,研究了采用任意曲面及直纹面造型叶片的气动性能,并通过对比直纹面叶轮的叶片型线进行改进,使采用直纹面叶片型面造型的叶轮的气动性能不下降,从而获得兼顾气动性能及加工成本两种需求的高性能三元叶轮。

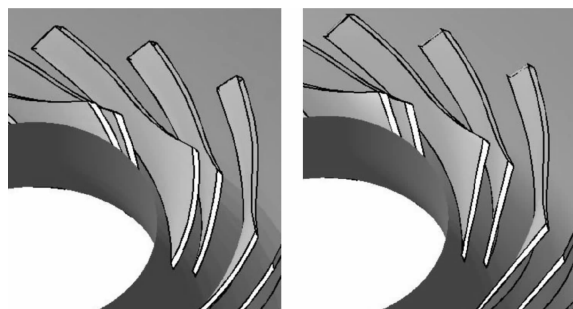
1 某三元离心叶轮的数值计算

本文的研究对象为某一带分流叶片的三元离心叶轮,叶片总数为24,其中主叶片数为12,分流叶片数为12,叶轮直径为1.652 m。计算区域包括进口延伸段、叶轮叶片及无叶扩压器。主叶片与分流叶片沿展向均有9条型线,用于叶片的几何描述。无叶扩压器为收敛型,这类无叶扩压器相比直壁型和扩张型有更高的效率,不易发生流动分离,可最大程度地减小无叶扩压器引起的离心叶轮流场的计算误差^[8]。

离心压缩机设计工况流量为226.81 kg/s,进口总压为325 300 Pa,进口总温为313.15 K,转速为3 969 r/min,工质为空气。

对任意曲面叶片的离心叶轮,可进行“直纹面

化”改造,具体方法为:沿叶高方向删去除叶根型线与叶顶型线以外的其他数据点,直接连接叶根与叶顶型线上对应的各点,生成直纹面。改造后的叶轮叶片与原任意曲面叶轮叶片对照图如图1所示。



(a)任意曲面叶片

(b)直纹面叶片

图1 任意曲面叶轮与直纹面叶轮对比

几何构型与网格划分采用Numeca/AutoGrid 5进行,模拟计算采用Numeca/Fine Turbo,空间离散采用中心差分格式,数学模型为湍流N-S方程,湍流模型选取Spalart-Allmaras模型,该模型具有求解量小、收敛速度快、计算准确度高^[9]等诸多优点,在工程实践中基本可以满足计算需求。

计算网格均为结构化网格,壁面附近边界层网格进行加密处理,以确保 y^+ 不大于10.0。根据单流道网格数量,本文设计了4套方案,网格数分别为128 450、240 992、369 400、487 608,经过网格无关性验证,选择网格数为369 400进行后续计算。

进口边界条件为给定总温、总压、流动方向;出口边界条件为给定质量流量,在近阻塞工况下给定出口静压;壁面边界条件为绝热、无滑移。经过计算流体动力学(CFD)计算绘制的性能曲线如图2所示。为便于比较,采用无因次流量系数表示流量变化,该参数定义为某一工况下质量流量与设计工况下质量流量之比。文中压比均为总压比,效率为等熵效率。

相比任意曲面叶轮,直纹面叶轮的压比和效率均明显下降,设计工况处压比下降3.78%,效率下降2.21%。虽然压比与效率有所下降,但直纹面叶轮的稳定工作范围却比任意曲面叶轮有所拓展,阻塞工况点右移,流量增大4.62%。如果能在保持直纹面叶片的基础之上,通过调整叶片型线来提升压比和效率,同时保持一定的扩稳裕度,便可充分利用直纹面叶片的诸多优势且规避其缺陷。

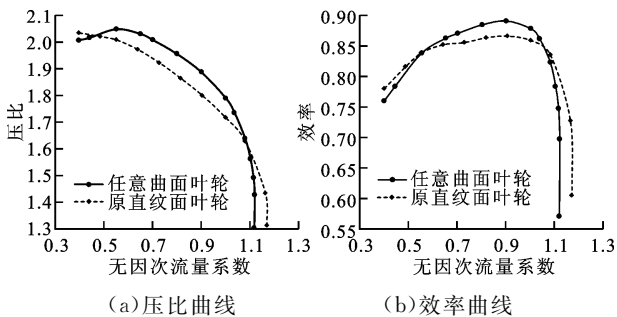


图 2 任意曲面叶轮与直纹面叶轮性能曲线

2 改型方案描述

实际离心压缩机的内部流动为黏性三维流动, 流道扭曲、复杂,任何几何参数的变化都可能对压缩机的气动性能产生影响^[10-13]。

本文通过调整叶片安装角及叶片型线,对某一离心压缩机进行改型设计。由于叶片安装角沿叶高方向存在差异,吸力面与压力面的角度也有所不同。为保证研究的准确性和有代表性,对改型方案中叶片安装角定义如下:选取 50%叶高位置作为叶片吸力面与压力面的中分线,该线与叶轮进口圆周的夹角为进口安装角,与叶轮出口圆周的夹角为出口安装角。按照上述定义,原直纹面叶轮的进口安装角为 23.37°,出口安装角为 43.08°。

Hildebrandt 等以叶片出口安装角及叶片出口宽度为变量,分析了改型设计的某离心叶轮的气动性能^[14],但其数据中未涉及叶片进口安装角的变化,且出口安装角只有两组对比数据。本文的改型分为两大类,每一类有 4 个方案,即对叶片进口/出口安装角进行调整的同时改变前缘/尾缘附近的叶片型线,改型原则为保证整个型线的光顺平滑。根据型线调整区域,根据安装角调整方向和大小。每一条叶片型线由叶片进口至出口共有 13 个控制点来确定。改型设计时,如果调整前缘,则需调整从叶片进口开始的前 6 个控制点;如果调整尾缘型线,则调整靠近叶片出口的后 6 个控制点。改型方案如表 1 所示。改型方案与原直纹面叶轮性能曲线如图 3 所示。

以方案 1 为例,叶片进口安装角为 +3°,依次调整控制点 2~6,使调整后的曲线在控制点 1 处(即叶片进口处)的切线与原曲线在控制点 1 处的切线的夹角为 +3°,以保证控制点 2 的唯一性,控制点 3~6 则依据确保整条曲线保持光顺平滑的原则进行顺序调整,控制点 7~13 不变。

方案 1~4 对进口安装角及叶片前缘型线进行

表 1 某一离心压缩机改型设计方案

方案 编号	叶片调整 区域	安装角调整 角度/(°)	进口和 出口
1	前缘	+3	进口
2		+4	
3		-3	
4		-4	
5	尾缘	+3	出口
6		+4	
7		-3	
8		-4	

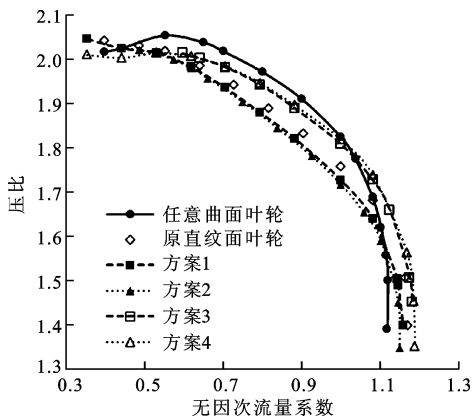
了调整。进口安装角的减小可以显著改善叶轮的气动性能,提升压比和效率。反之,叶片进口安装角的增大会恶化气动性能。在可调范围内,进口安装角越小,对改善直纹面叶轮的气动性能越有利。其中,方案 4 为调整叶片进口安装角的最佳方案,该方案使得原直纹面叶轮的压比提升了 2.12%,效率提升了 1.99%。

方案 5~8 对出口安装角及叶片后缘型线进行了调整。除方案 6 以外,其他方案的效率均有所提升,表明出口安装角存在某一最优值,超过该值效率下降。随着出口安装角的不断增大,叶轮做功能力逐步增强,压比不断提升。

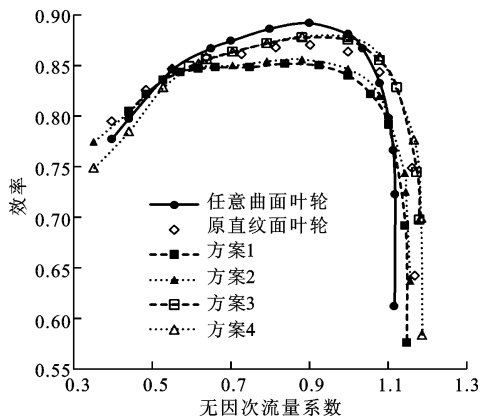
方案 6 虽然叶轮压比较高,但效率相比原直纹面叶轮有所降低。综合而言,方案 5 为调整叶片出口安装角的最佳方案,该方案使得原直纹面叶轮的压比提升了 0.14%,效率提升了 0.40%。为方便比较,表 2 中列出方案 1~8 在设计流量点的压比和效率,并将各改型方案与任意曲面叶轮、原直纹面叶轮的气动性能进行了对比。

调整之后较优的改型方案为方案 4 和方案 5,方案 4 的气动性能与任意曲面叶轮相比已经十分接近。在调整的绝对值上,叶轮的气动性能对进口安装角的变化更为敏感,但考虑到叶轮进口安装角比出口安装角小,为了进一步比较进、出口安装角对叶轮性能的影响,还需要考察角度变化的相对值。为此,选取较优的方案 4 和方案 5 并定义:压比每百分点提升值表示角度每变化 1°所引起的压比的相对提升值;效率每百分点提升值表示角度每变化 1°所引起的效率的相对提升值。角度变化与性能提升的相对值比较如表 3 所示。

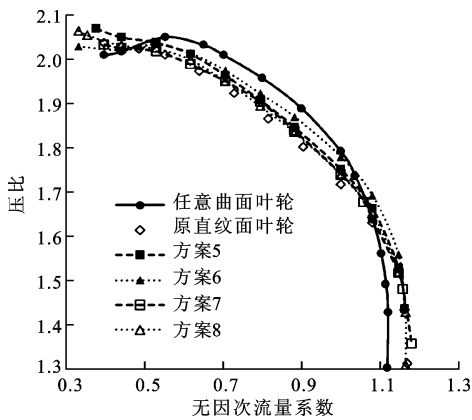
为进一步提升直纹面叶轮的气动性能,结合方案 4、5 进行了综合改型,如图 4 所示。综合改型方



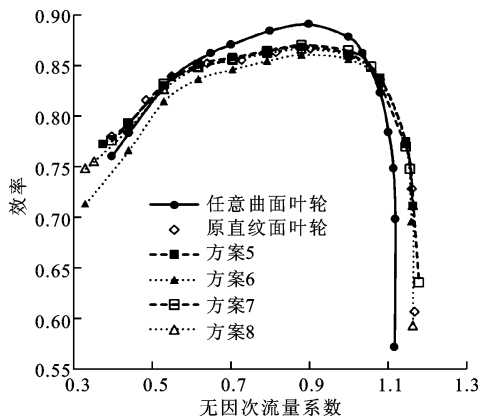
(a)方案 1~4 压比性能曲线



(b)方案 1~4 效率性能曲线



(c)方案 5~8 压比性能曲线



(d)方案 5~8 效率性能曲线

图 3 改型方案与原直纹面叶轮性能曲线

表 2 改型方案性能对比

方案编号	压比	效率/%
1	1.682 2	83.92
2	1.670 9	83.22
3	1.773 5	87.22
4	1.784 9	87.55
5	1.750 3	86.18
6	1.778 7	85.67
7	1.739 9	86.50
8	1.738 1	85.94
任意曲面叶轮	1.790 9	87.86
原直纹面叶轮	1.747 8	85.84

表 3 角度变化与性能提升的相对值比较

参数	方案 4	方案 5
调整角度绝对值/(°)	4	3
调整角度相对值/%	17.12	6.96
压比提升相对值/%	2.12	0.14
效率提升相对值/%	1.99	0.40
压比每百分点提升值/%	0.12	0.02
效率每百分点提升值/%	0.12	0.06

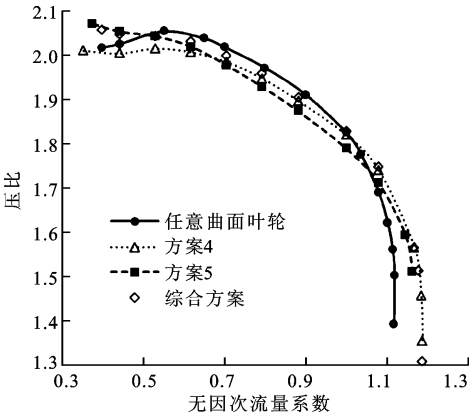
案的气动性能比方案 4、5 均有所提升,设计流量点处压比为 1.793 5,效率为 88.07%,相对任意曲面叶轮分别提高了 0.15%与 0.24%。可见,无论是压比还是效率,综合改型方案在失速流量附近、设计流量点右侧均不低于任意曲面叶轮,而且具有相同的失速流量,但阻塞流量从 253.33 kg/s 增加至 269.44 kg/s,提升了 6.36%。

3 改型方案的内部流动分析

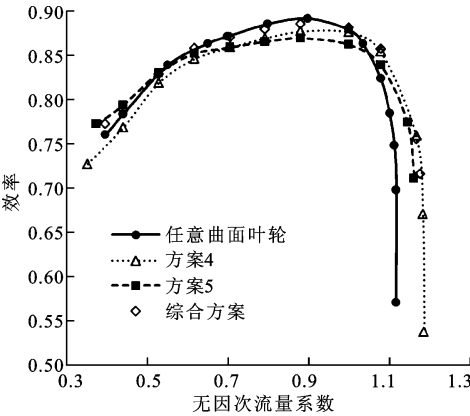
观察显示:在靠近叶根(10%叶高)、中间叶高(50%叶高)位置,各改型设计方案的流动组织均无较大差异;在靠近叶顶(90%叶高)处,各方案的流动出现显著差异,这一结论与对离心压缩机进行机匣处理后的流场变化十分类似,部分机匣处理的影响区域也主要集中于叶顶部分^[15]。

设计工况下,选取几个差异明显的改型方案与任意曲面叶轮、原直纹面叶轮进行了对比,相对速度分布如图 5、6 所示。可以发现,直纹面叶轮的内部流场与任意曲面叶轮有明显区别:任意曲面叶轮的主叶片前缘吸力面侧存在低能流体区域,该区域内相对速度较低,且方向混乱;直纹面叶轮中该区域范

围显著拓展,从主叶片前缘延伸至分流叶片进口处压力面侧。



(a)综合改型方案压比性能曲线



(b)综合改型方案效率性能曲线

图 4 综合改型方案的性能曲线

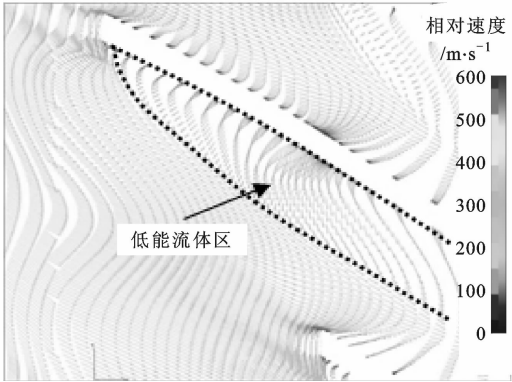


图 5 任意曲面叶轮相对速度矢量分布

相比任意曲面叶轮,低能流体区域的蔓延是导致直纹面叶轮压比降低、效率下滑的重要原因之一。在综合改型方案中,图 7 相比图 6,低能流体区域面积的减小则有助于效率提升。

为进一步观察改型方案,本文挑选了几个特征明显的改型方案进行了分析:调整前缘时,方案 1 主叶片前缘气流角的增加导致附近的回流现象进一步

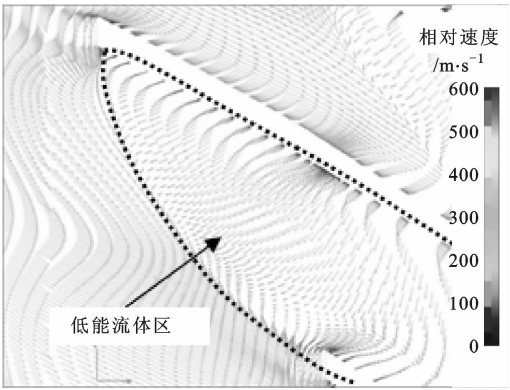


图 6 直纹面叶轮相对速度矢量分布

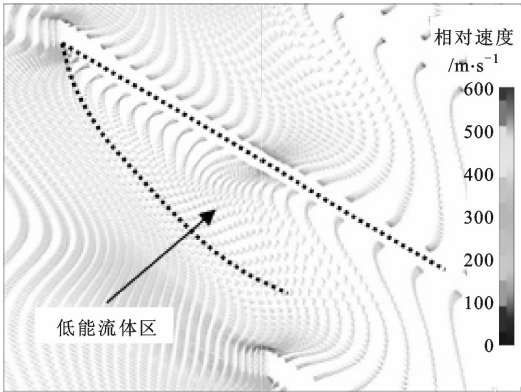


图 7 综合改型方案相对速度矢量分布

加剧,低能流体持续蔓延至分流叶片的吸力面侧,方案 1 所对应的叶轮气动性能欠佳,甚至不如原直纹面叶轮,见图 8;方案 3 中低能流体得到遏制,其气动性能相比原直纹面叶轮有所提升,见图 9;调整叶片后缘时,方案 7 的低能流体区面积进一步减小,见图 10;方案 5~8 效率最高。

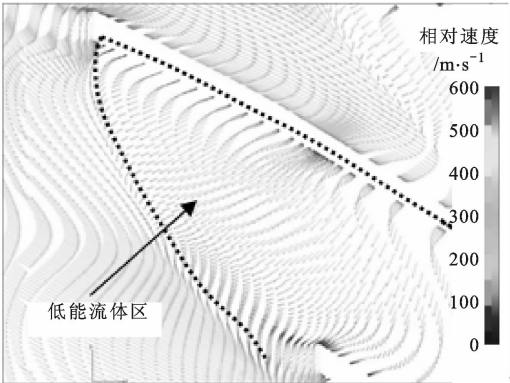


图 8 方案 1 相对速度矢量分布

进口处,叶片较高,直纹面叶片进口面积显著增大;出口处,任意曲面叶片沿叶高方向型线几乎为直线,改造为直纹面叶片后叶轮流道出口面积增大不明显。此外,任意曲面叶片改造成直纹面后,阻塞流量增大,这与流道喉部面积增大有关。流道喉部面

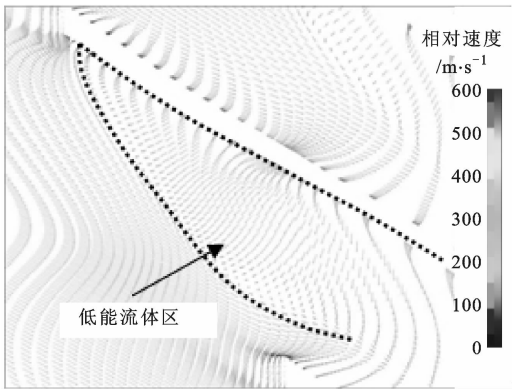


图 9 方案 3 相对速度矢量分布

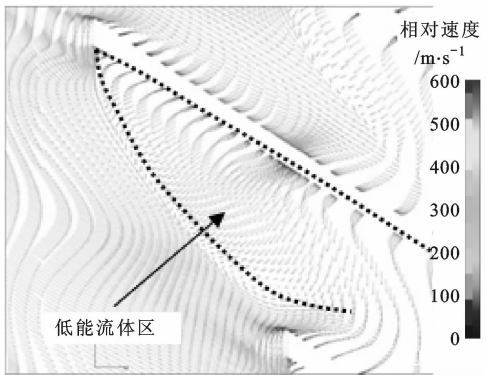


图 10 方案 7 相对速度矢量分布

积变化如表 4 所示。

表 4 流道进、出口面积的变化

喉部面积/mm ²		面积相对增 加量/%
任意曲面叶轮	直纹面叶轮	
18 597.6	19 341.4	4.00

4 结 论

将任意曲面叶轮改造为直纹面叶轮后,气动性能有所下降,但由于流道面积增大,阻塞流量提升,所以稳定工况的范围可以拓展,且损失的气动性能可以通过型线调整得以提升。

直纹面叶轮对叶片前缘和尾缘的型线变化均非常敏感,即小角度形变会引发压力与效率的大幅波动。本文离心叶轮,相对叶片前缘而言,增大进口安装角会恶化流动,减小进口安装角会改善流动,压比与效率均有所提升;相对叶片尾缘而言,增大出口安装角会提升叶轮做功的能力,压比随之升高,而减小出口安装角则可以提升效率,这一结论与文献[14]的研究结论一致,但这种对应关系可能存在最优值,即出口安装角减小到一定程度时反而导致效率降低,不同的叶轮及不同的工作状态,这一最优值存在差异。

型线调整法可以显著改变直纹面叶轮的气动性能,适当的调整可以使之不低于任意曲面叶轮的性能,同时达到拓展稳定工况范围的目的。

参考文献:

[1] HU Chuangguo, ZHENG Junjun, ZUO Pingying, et al. A study on integrated milling process of shrouded impeller [C] // Proceedings of ASME Turbo Expo. New York, USA: ASME, 2014: 22A008.

[2] WILLIAM T, LEI Yu, JACQUELYNN G, et al. Test and simulation of the effects of surface roughness on a shrouded centrifugal impeller [C] // Proceedings of ASME Turbo Expo. New York, USA: ASME, 2014: 42A012.

[3] BI Qingzhen, CHEN Hua, ZOU Xueqi, et al. Five-axis flank milling for design and manufacture of turbo-charger compressor impeller [C] // Proceedings of ASME Turbo Expo. New York, USA: ASME, 2014: 24A001.

[4] 陈力. 自由曲面直纹化方法以及在五轴侧铣加工中的应用 [D]. 上海: 上海交通大学, 2013.

[5] WU C Y. Arbitrary surface flank milling and flank sam and manufacturing of jet engine and compressor airfoils [C] // Proceedings of ASME Turbo Expo. New York, USA: ASME, 2012: 21-30.

[6] LIANG Quan, WANG Yongzhang, FU Hongya, et al. Cutting path planning for ruled surface impellers [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(5): 462-471.

[7] ZHOU Y, SCHULZE J, SCHAFFLER S. Blade geometry design with kinematic ruled surface approximation [C] // Proceedings of the 2010 ACM Symposium on Applied Computing. New York, USA: ACM, 2010: 1266-1267.

[8] 高丽敏, 刘波, 王欢. 无叶扩压器对离心压缩机流场及性能影响的数值研究 [J]. 中国机械工程, 2008, 19(17): 2098-2102.

GAO Limin, LIU Bo, WANG Huan. Numerical investigation of the influence of vaneless diffusers on the flow and performance of a centrifugal compressor [J]. China Mechanical Engineering, 2008, 19(17): 2098-2102.

[9] 王晓峰. 基于三维粘性流场分析的离心压缩机叶轮近似模型优化设计 [D]. 西安: 西安交通大学, 2005.

[10] PEKKA R, AKI G, AHTI J, et al. Effects of different blade angle distributions on centrifugal compressor performance [J/OL]. International Journal of Rotating Machinery, 2009: 1-9. [2014-12-10]. doi: 10.1155/

- 2009/537802
- [11] BONAIUTI D, ARNONE A, ERMINI M, et al. Analysis and optimization of transonic centrifugal compressor impellers using the design of experiments technique [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 6: 1089-1098.
- [12] 初雷哲, 杜建一, 黄典贵, 等. 离心压气机叶片前缘几何形状对性能的影响 [J]. 工程热物理学报, 2008, 29(5): 767-769.
- CHU Leizhe, DU Jianyi, HUANG Diangui, et al. Effect of the blade leading edge on the performance of a centrifugal compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(5): 767-769.
- [13] 姜华, 宫武旗, 张炜, 等. 带分流叶片离心叶轮非定常流场的实验研究 [J]. 西安交通大学学报, 2009, 43(9): 14-18.
- JIANG Hua, GONG Wuqi, ZHANG Wei, et al. Experimental investigation of the unsteady discharge flow in a centrifugal impeller with splitter blades [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2009, 43(9): 14-18.
- [14] HILDEBRANDT A, GENRUP M. Numerical investigation of the effect of different back sweep angle and exducer width on the impeller outlet flow pattern of a centrifugal compressor with vaneless diffuser [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 421-433.
- [15] 卢佳玲. 跨音风扇级轴向倾斜槽机匣扩稳效果的数值研究 [J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(6): 846-853.
- LU Jialing. Numerically simulating effect of location of slot of axial-and-skewed slot casing treatment on extending the stage stable operating range [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(6): 846-853.

(编辑 苗凌)

(上接第 70 页)

- [6] ZHOU Hailun, LUO Guihuo, CHEN Guo. Analysis of the nonlinear dynamic response of a rotor supported on ball bearings with floating-ring squeeze film dampers [J]. Mechanism and Machine Theory, 2013, 59(1): 65-77.
- [7] 祝长生, 陈拥军. 机动飞行时航空发动机转子系统的振动特性 [J]. 航空学报, 2006, 27(5): 835-841.
- ZHU Changsheng, CHEN Yongjun. Vibration characteristics of aeroengine's rotor system during maneuvering flight [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5): 835-841.
- [8] 祝长生, 陈拥军. 机动飞行时发动机转子系统动力学统一模型 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 371-377.
- ZHU Changsheng, CHEN Yongjun. General dynamic model of aeroengine's rotor system during maneuvering flight [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 371-377.
- [9] 徐敏, 廖明夫, 刘启洲. 机动飞行条件下双盘悬臂转子的振动特性 [J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 105-109.
- XU Min, LIAO Mingfu, LIU Qizhou. The vibration performance of the double disk cantilever rotor in flight mission [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 105-109.
- [10] 徐敏. 机动飞行条件下带挤压油膜阻尼器转子系统的振动特性研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2003.
- [11] 徐敏, 廖明夫. 机动飞行条件下带挤压油膜阻尼器的 Jeffcott 转子的振动特性 [J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 394-401.
- XU Min, LIAO Mingfu. The vibration performance of the Jeffcott rotor system with SFD in maneuver flight [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 394-401.
- [12] 袁惠群, 王正浩, 闻邦椿. 弹性机匣双盘碰摩转子系统的稳定性 [J]. 振动与冲击, 2010, 29(8): 52-54.
- YUAN Huiqun, WANG Zhenghao, WEN Bangchun. Analysis on stability of dual-discs rub-impact rotor with consideration of casing elasticity [J]. Journal of Vibration and Shock, 2010, 29(8): 52-54.
- [13] 李朝峰, 李鹤, 马辉, 等. 碰摩故障多自由度转子-轴承系统周期运动稳定性研究 [J]. 机械工程学报, 2010, 46(11): 107-113.
- LI Chaofeng, LI He, MA Hui, et al. Bifurcation and stability of the flexible rotor-bearing system with rub-impact by a continuum model [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(11): 107-113.
- [14] 闻邦椿, 顾家柳, 夏松波, 等. 高等转子动力学 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2000.
- [15] INAYAT-HUSSAIN J I, KANKI H, MUREITHI N W. On the bifurcations of a rigid rotor response in squeeze-film dampers [J]. Journal of Fluids and Structures, 2003, 17(3): 433-459.
- [16] INAYAT-HUSSAIN J I. Stability and bifurcation of a rigid rotor in cavitated squeeze-film dampers without centering springs [J]. Tribology International, 2001, 34(10): 689-702.

(编辑 赵炜)