

文章编号:1000-8055(2012)10-2297-10

叶片扩压器倒角对压气机性能影响的数值研究

汤 惠, 宁方飞

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 研究了单级离心压气机中径向叶片扩压器倒角对其气动性能的影响. 在倒角较小时, 压气机单级性能改变不大, 随着倒角的增大, 堵点流量降低, 效率和压比下降. 在此基础上, 开展了优化径向叶片扩压器倒角从而提升离心压气机气动性能的研究. 结果表明: 在径向扩压器吸力面采用无倒角或小倒角结构, 防止流量堵塞, 而在压力面采用沿弦向变半径倒角结构, 抑制和消除压力面存在的分离, 这种结构可明显提升所研究的离心压气机的气动性能. 另外, 进一步研究了在轮毂和机匣处分别采用如上倒角结构对气动性能的影响, 发现轮毂处变倒角对性能优化起了主要作用.

关 键 词: 离心压气机; 径向叶片扩压器; 倒角; 数值模拟; 变倒角结构

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical investigation of effect of radial vane diffuser fillet on performance of centrifugal compressor

TANG Hui, NING Fang-fei

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-engine
Aero-thermodynamics, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The effect of the radial vane diffuser fillet on single-stage centrifugal compressor performance was studied. It was shown that when the radii of fillets were relatively small, the effect of the fillet can be negligible. Then further increasing the radius of the fillet, the mass flow at choke decreased and the performance of the compressor started to deteriorate. Upon these results, the investigation of optimizing the compressor aerodynamic performance by modifying the structure of the fillets was performed. Therefore, the fillet structure with no fillet or small fillets on suction side which can prevent blockage and radius-changing fillets on pressure side which can reduce or remove the separation zone on pressure surface was proposed. As a result, the performance of the compressor was improved obviously by using this structure. Besides, separated effects of fillets in casing and hub on single stage performance were discussed. It was revealed that the fillets near the hub played the major role in performance optimization.

Key words: centrifugal compressor; radial vane diffuser; fillet; numerical simulation; radius-changing fillet

收稿日期:2012-03-28

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2297_019.html

作者简介: 汤惠(1988—), 女, 湖南湘潭人, 硕士生, 主要从事叶轮机气体动力学研究.

考虑到加工工艺以及强度因素, 叶轮机叶片通常都是带有端部倒角的. 在早期的叶轮机模拟研究中, 端部倒角在建模和数值模拟中通常不予考虑. 近年来, 国内外的研究已表明端部倒角会对叶轮机的气动性能造成不同程度的影响, 目前这些研究主要集中在轴流叶轮机械上. Debruge^[1] 理论分析出端区倒角能降低压气机叶片排角区边界层的厚度, 从而可以抑制分离; Zess 等人^[2] 研究发现涡轮叶片前缘倒角可以抑制马蹄涡的发展; Pieringer 等人^[3] 采用数值方法分析了倒角半径对涡轮静叶气动性能的影响, 当倒角半径在一定范围内增大时, 叶片通道流动发生改善从而使效率升高, 但继续增大将导致流道阻塞使效率降低; Curlett^[4] 的实验研究结果表明: 压气机可控扩散叶型叶栅加入倒角后二次流和损失增加, 但是在双圆弧叶型叶栅的实验中结果相反. Hoeger 等人^[5] 分析了加入倒角和鼓包对压气机叶栅端部流动的影响, 数值计算结果显示加入倒角后能使吸力面分离区减小甚至消失; 文献^[6] 中研究显示压气机叶栅加入端部倒角后, 可从原本的失速状态转成贴体流动状态; Meyer 等人^[7] 通过实验测量得出, 随着倒角半径增大, 压气机叶栅损失上升; Goodhand 等人^[8] 指出去掉叶根倒角后, 压气机静叶流道中轮毂附近分离区明显增大, 损失上升; Kügeler^[9] 等对比分析了多级压气机加入转静子倒角结构前后的流场, 结果显示倒角抑制了内部流场角区分离, 从而使多级压气机工作范围扩大. 毛明明等人^[10] 通过数值模拟手段得出轴流压气机转子叶片根部倒角的存在使落后角增加, 气流转折角减小, 分离区变大, 使得流量效率压比均下降. 石龔等人^[11] 分析了级环境下动叶栅倒角对透平级性能和内部流场的影响, 结果表明: 加入倒角后端壁角涡强度增大, 二次流损失上升, 此外还指出过小的倒角会明显降低透平级效率; 王大磊等人^[12] 研究了涡轮转子根部倒角对涡轮叶栅流场二次流的影响并指出叶根倒角的存在使端壁损失增加从而导致转子效率下降. 在离心叶轮方面, 康顺等人^[13] 指出叶根倒角的存在会使离心压气机转子流量减小, 压比效率降低, 并且会影响倒角处的流动参数分布.

对于离心压气机, 径向扩压器叶片高度相对较小, 由加工工艺所形成的叶片端部倒角即使较小, 也有可能对扩压器的气动性能造成明显影响. 另一方面, 对于高负荷离心压气机, 径向扩压器中的流动通常难以组织得很好, 其较小的展向

高度使得在轴流压气机中常用的通过三维弯扭造型控制流动的方法不容易实施, 且效果有限. 如果能够利用叶片端部倒角达到改善扩压器流动的目的, 则可在不增加加工工艺的难度的同时, 为扩压器设计提供新的设计思路和自由度. 目前国内外未见针对离心压气机径向扩压器倒角的研究. 本文主要以径向扩压器的端部倒角为研究对象, 分析倒角对流动的影响, 并试图研究利用倒角改善扩压器气动性能的途径.

1 研究对象

所研究的某离心压气机级流道示意图如图 1 所示. 径向叶片扩压器结构如图 2 所示, 叶片数为 15, 叶片高度为 8.5 mm.

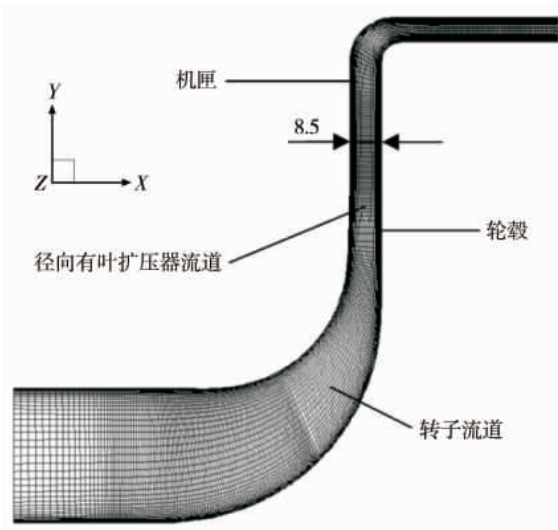


图 1 离心压气机流道简图(单位:mm)

Fig. 1 Flow diagram of the centrifugal compressor
(unit:mm)

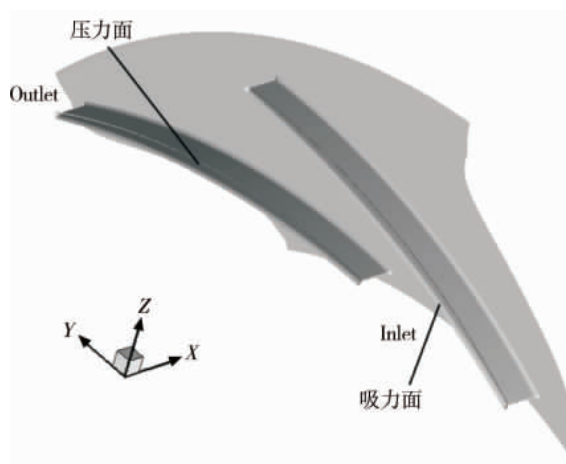


图 2 径向叶片扩压器结构示意图

Fig. 2 Structure diagram of the radial vane diffuser

2 数值模拟方法

2.1 倒角结构

为了保证在有倒角时叶片端部计算网格质量,倒角结构模化为如图 3 所示. 倒角半径给定,在沿倒角圆弧从叶片表面开始、接近端壁时,当倒圆的切线方向与端壁夹角为 45° 时倒角方向改为当地的切线方向. 这种结构也可以看成是对叶片在端壁附近的修形. 此外,由于扩压器叶片高度仅为 8.5 mm,因此当倒角半径足够大时,机匣轮毂倒角融合,图 4 给出了不同倒角半径下的叶片剖面图.

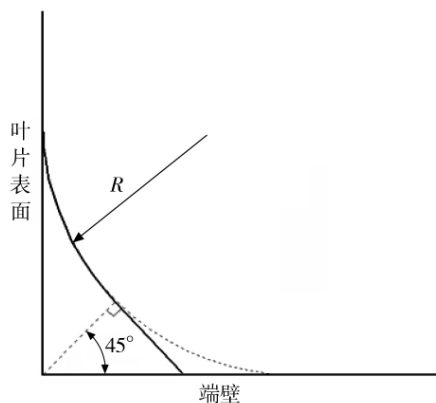


图 3 倒角结构模化图

Fig. 3 Modeling of the fillet structure

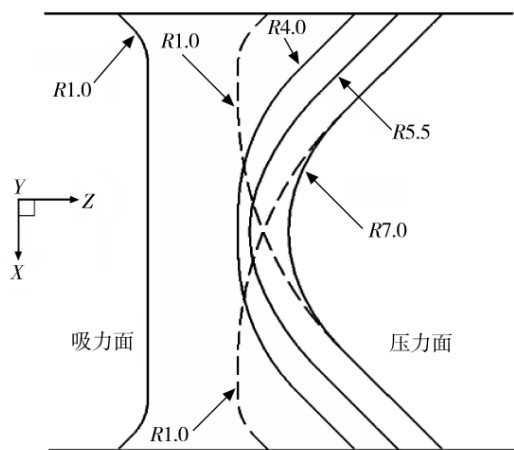


图 4 不同倒角半径下叶片剖面图

Fig. 4 Cross-sections of blades with different fillet radii

2.2 网格生成

计算域取整个单级离心压气机(包含转子、径向扩压器、以及轴向扩压器),进口条件取标准大气条件. 网格生成采用自主发展的网格生成程序

Turbomesh2.0. 该程序专用于叶轮机流道三维结构化网格生成,对每个叶片通道,网格拓扑结构取为 O-H-H-H 型,即在叶片周围采用 O 型网格,在叶片上游,中部,以及下游采用 H 型网格,通过求解 Poisson 方程获得最终的计算网格. 网格总数为 180 万. 图 5、图 6 给出了 1 种带端部倒角网格结构示意图. 图中叶片倒角半径为 1 mm.

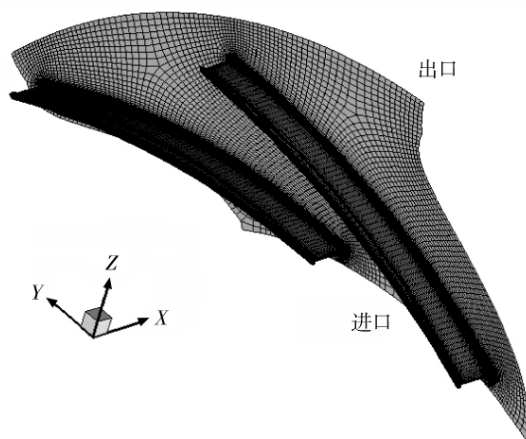


图 5 径向叶片扩压器网格整体结构

Fig. 5 Radial Vane diffuser mesh

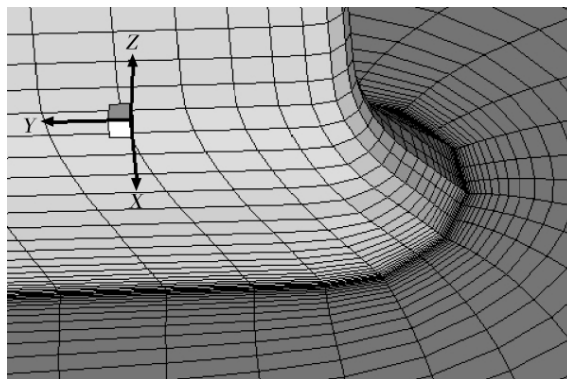


图 6 倒角处网格(倒角半径 1 mm)

Fig. 6 Grids near the fillet (with 1mm fillet radius)

2.3 计算流体动力学(CFD)程序

计算采用的软件为自主研发的三维 CFD 程序 MAP5.0 版本,在本文所涉及的模拟中采用了 Spalart-Allmaras 湍流模型,该程序具体的计算方法和计算格式以及程序的验证见文献[14-15].

3 计算结果与分析

3.1 第 1 类算例结果分析——不同倒角尺寸对扩压器性能影响

为了研究不同倒角尺寸的影响,设定第 1 类方案分别为无倒角,倒角半径为 1 mm,倒角半径

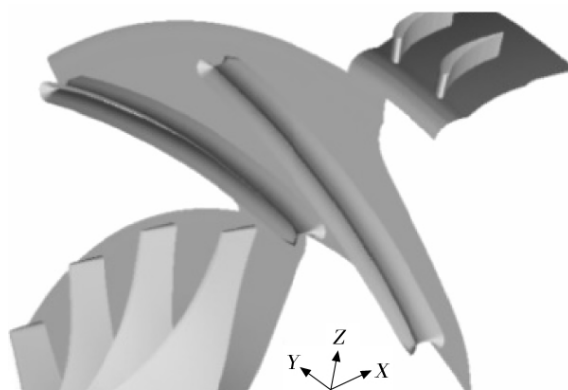
为 4 mm 三种方案,其中,倒角半径为 1 mm 的情况为一般径向扩压器加工名义倒角值,因此该方案也将作为接下来各算例的参考.表 1 列出了第 1 类倒角方案的具体参数,图 7 是各方案径向扩压器结构形式.

表 1 第 1 类算例倒角参数

Table 1 Fillets parameters of the cases in simulation class one

方案编号	倒角说明
1A	无倒角
1B	根尖压力面吸力面半径为 1 mm 均匀倒角
1C	根尖压力面吸力面半径为 4 mm 均匀倒角

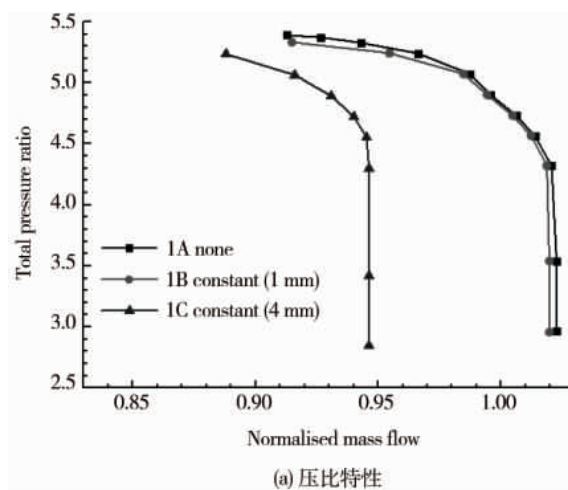
这 3 种情况下的压气机特性如图 8(特性图中流量为与设计流量(1.8 kg/s)的比值)所示,径向扩压器无倒角和带有 1 mm 倒角的压气机性能差别不大,只是带 1 mm 倒角时,压气机的堵塞流量、压比和效率都略有下降;当倒角半径增加至 4 mm 时,由于扩压器几何喉道面积降低,堵塞流量、压比和效率明显降低.如果径向扩压器叶片与端壁采用一体化加工,其倒角可以控制得很好,但是如果采用叶片单独加工,然后焊接到端壁的加工方法,所留的焊点可能会导致较大的倒角,这时



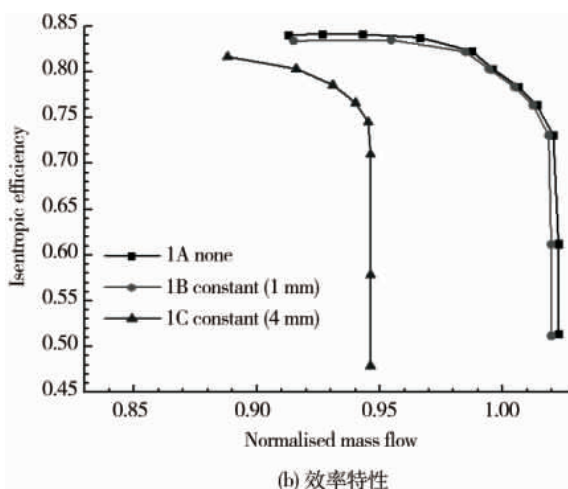
(c) 倒角半径 4 mm (方案 1C)

图 7 无倒角(1A)以及倒角半径为 1 mm (1B), 4 mm (1C) 的径向叶片扩压器结构图

Fig. 7 Radial vane diffuser structure with no fillet (case 1A), 1 mm radius fillets (case 1B) and 4 mm radius fillets (case 1C)



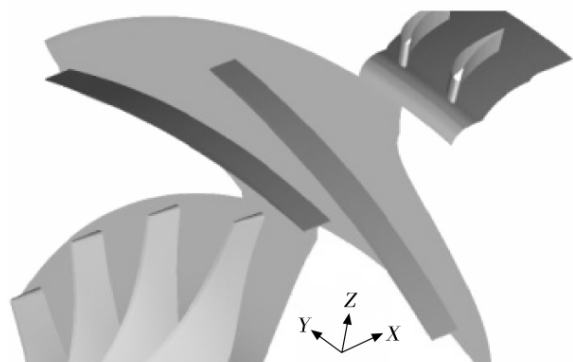
(a) 压比特性



(b) 效率特性

图 8 方案 1A, 1B, 1C 压气机压比、效率特性图

Fig. 8 Pressure ratio and adiabatic efficiency characteristics of compressor in cases 1A, 1B and 1C



(a) 无倒角 (方案 1A)



(b) 倒角半径 1 mm (方案 1B)

在工艺流程必须要考虑对倒角修形,以降低对原设计扩压器乃至离心压气机级性能的不利影响.

3.2 第 2 类算例结果分析——变倒角形式产生的效果

由第 3.1 节可见,扩压器倒角会对压气机的性能造成较大的影响,由此 1 个自然延伸是研究能否利用倒角来提升离心压气机性能. 在高负荷离心压气机中,扩压器主要有叶片式扩压器和管式扩压器 2 种结构形式. 管式扩压器其优点是总压损失相对叶片扩压器较小;缺点是其攻角特性通常较差. 如果叶片式扩压器采用大的端壁倒角,则其横截面形式可接近管式扩压器的管型结构,如此便有可能降低叶片角区边界层的堆积、防止分离或降低分离的尺度,从而达到提高扩压器性能的目的.

图 9 给出了原 1B 方案即 1 mm 均匀倒角时设计点的马赫数分布图,由图可见,扩压器进口是超音流动条件,因此堵塞流量由扩压器叶片前缘喉道面积决定,在前缘处大的倒角会减小喉道面积,从而使流通能力降低.

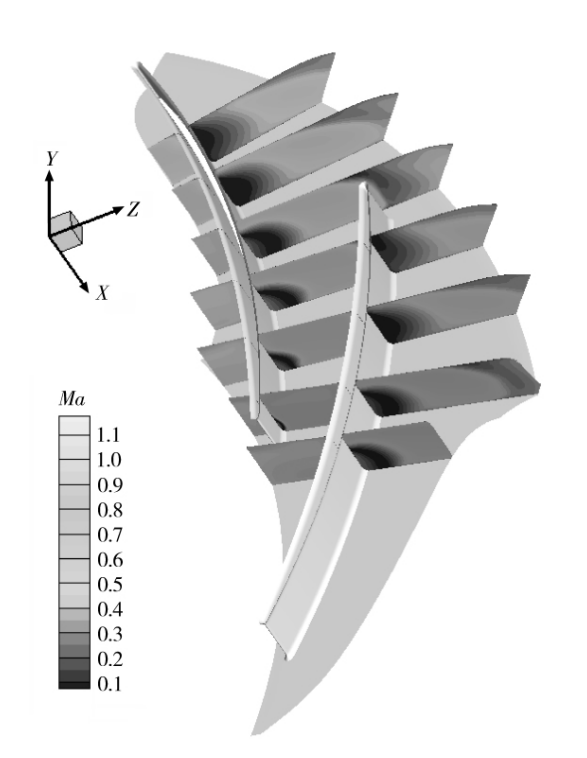


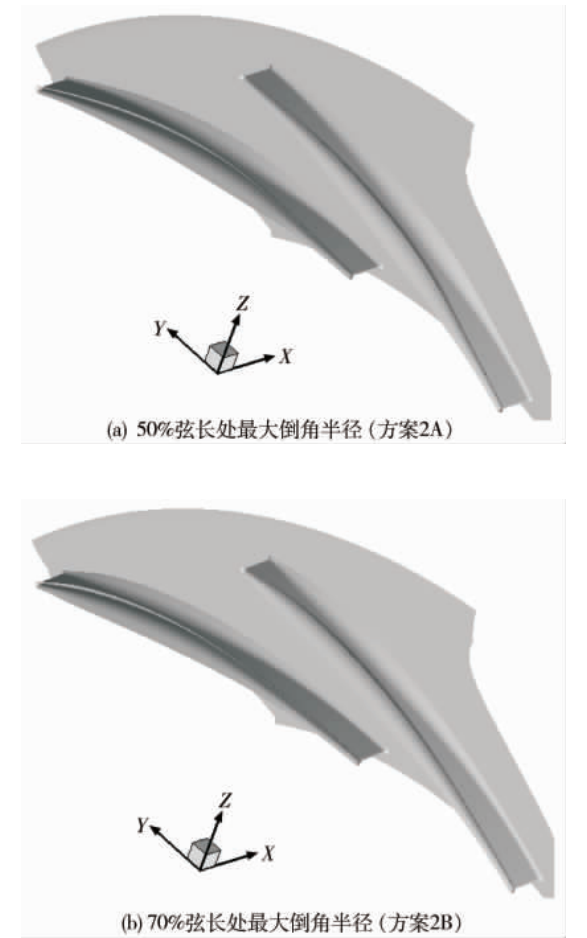
图 9 方案 1B 设计流量点(1.8 kg/s)马赫数分布图
Fig. 9 Contour of Mach number at design mass flow point (1.8 kg/s) in case 1B

要提高堵点流量,一个简单的方法是在径向扩压器叶片前缘采用小的倒角半径. 然后,沿弦向

倒角半径逐渐增大,使流道尽量接近管式扩压器的几何特征. 这种倒角结构类型被称为变倒角形式. 接下来模拟分析了 3 种变倒角形式,具体参数见表 2,倒角三维结构图 10.

表 2 第 2 类算例倒角参数	
Table 2 Fillet parameters of the case in simulation class two	
方案编号	倒角说明
2A	压力面吸力面两侧变倒角,前尾缘 1 mm,50%弦长最大倒角 4 mm
2B	压力面吸力面两侧变倒角,前尾缘 1 mm,70%弦长最大倒角 4 mm
2C	压力面吸力面两侧变倒角,前尾缘 1 mm,尾缘 4 mm

将这 3 种变倒角结构特性与方案 1B,1C 的结果进行比较,如图 11 所示:3 种结构堵塞流量较 1C 方案明显提高,且最大半径越往后移,堵塞流量越高,但是仍然比 1 mm 均匀倒角(1B 方案)



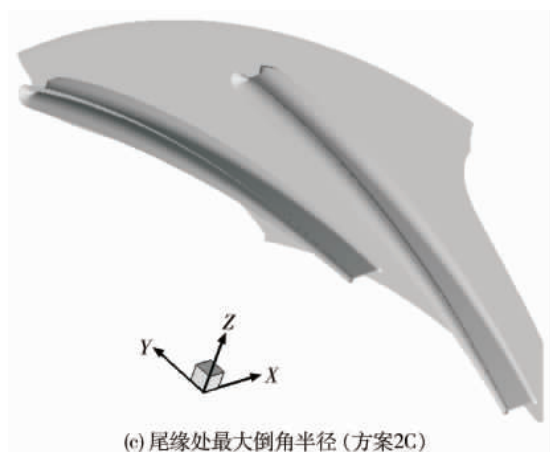
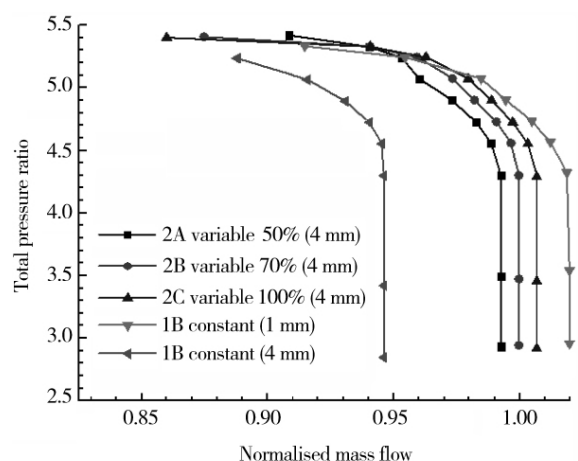
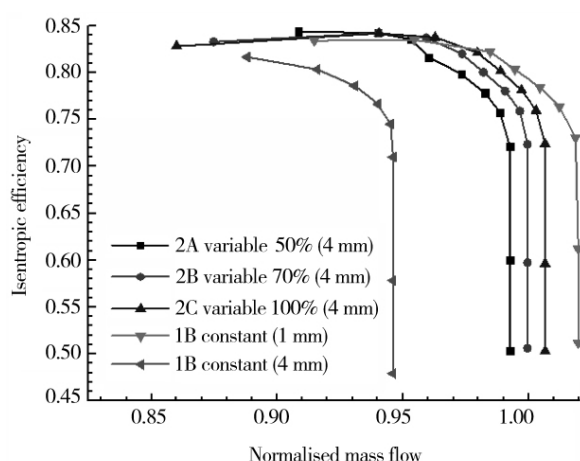


图 10 变倒角结构方案 2A, 2B, 2C 径向叶片扩压器结构
Fig. 10 Radial vane diffuser structure in radius-changing cases 2A, 2B and 2C



(a) 压比特性



(b) 效率特性

图 11 几种变倒角结构与 1 mm, 4 mm 均匀倒角结构下压气机压比、效率特性图

Fig. 11 Pressure ratio and adiabatic efficiency characteristics of compressor in cases 1B, 1C, 2A, 2B and 2C

的低;与 1 mm 均匀倒角的 1B 方案相比, 2A, 2B, 2C 3 个方案的峰值效率都略有提升. 由此可见变倒角结构是具有改善气动特性的可能性的.

3.3 第 3 类算例结果分析——仅压力面变倒角的数值模拟结果

在上一组设计中, 虽然变倒角形式提高了流通能力, 但仍低于 1B 结构. 观察方案 2A 到此为止 2C, 虽然前缘倒角半径为 1 mm, 但在喉道位置附近的吸力面一侧, 倒角半径已逐步增加到较大的值, 使几何喉道面积降低. 虽然从 2A 到 2C 方案, 通过将最大倒角位置逐步后移, 可以提高堵点流量, 但还是不够理想. 基于以上考虑, 进一步地, 可以考虑采取吸力面为 1 mm 半径等倒角结构, 而压力面使用变倒角结构. 由此, 设置了第 3 类方案, 表 3 列出了 3 种结构的具体参数, 结构形式见图 12.

表 3 第 3 类算例倒角参数

Table 3 Fillet parameters of the cases in simulation class 3

方案编号	倒角半径说明
3A	吸力面倒角半径为 1 mm 均匀倒角, 压力面变倒角, 前尾缘倒角半径为 1 mm, 50% 弦长处倒角半径为 4 mm
3B	吸力面倒角半径为 1 mm 均匀倒角, 压力面变倒角, 前尾缘倒角半径为 1 mm, 50% 弦长处倒角半径为 5.5 mm
3C	吸力面倒角半径为 1 mm 均匀倒角, 压力面变倒角, 前尾缘倒角半径为 1 mm, 50% 弦长处倒角半径为 7 mm

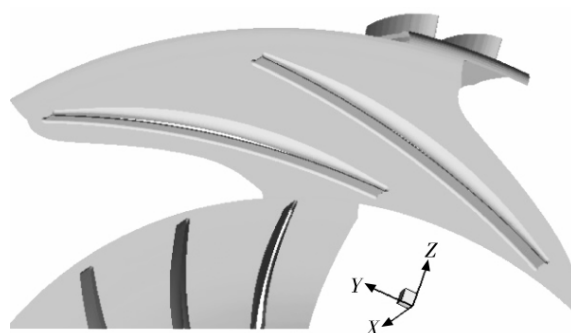


图 12 仅压力面变倒角结构示意图 (3A, 3B, 3C 方案对应的最大倒角半径不同)

Fig. 12 Radial vane diffuser structure with radius-changing fillets only in pressure side (cases 3A, 3B and 3C)

这 3 种倒角结构所得的单级特性如图 13 所示,与 1B,2A 比较可得:堵塞流量与 1B 方案一致,且压比和效率在设计点附近提升显著.在设计点处(无量纲流量为 1.0),级压比和效率均提升了约 4%.此外,在大流量工况下,效率和压比随着最大倒角半径的升高而升高,而在小流量工况下,最大倒角半径越小,效率和压比越高.另外,需要说明的是 3A,3B,3C 倒角结构对离心转子特性几乎没有影响,表明离心压气机级的性能提升是扩压器流动本身改善的结果.

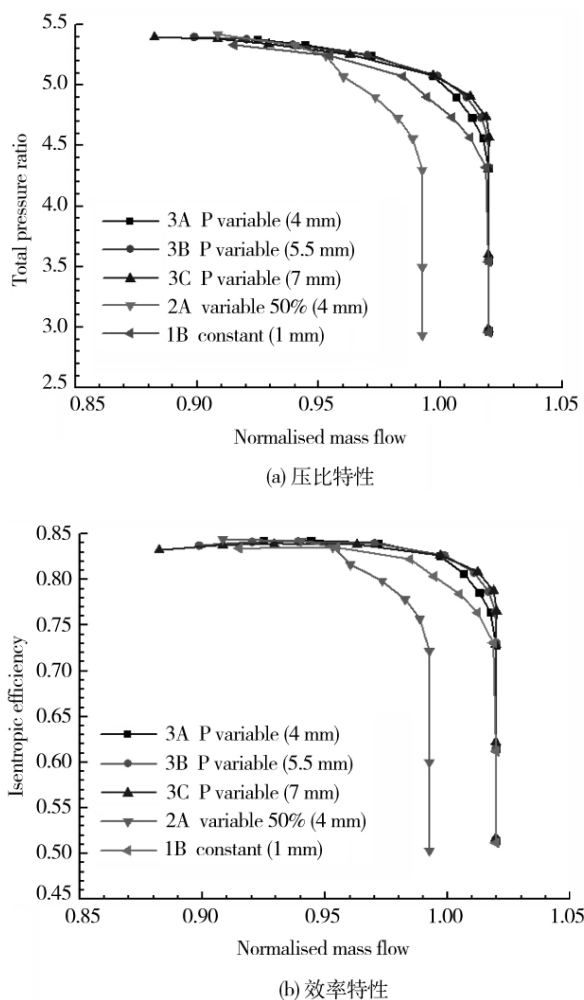


图 13 压力面变倒角结构(3A,3B,3C)与 1B,2A 方案压气机压比、效率特性图

Fig. 13 Pressure ratio and adiabatic efficiency characteristics of compressor in cases 3A,3B and 3C

设计点处扩压器出口的平均径向速度和总压损失系数沿展向的分布如图 14 所示.图中 3 种压力面变倒角结构下出口径向速度和总压损失系数区别很小,且与方案 1B 相比,压力面变倒角结构

的径向速度在大部分叶高处更低,表明这种结构下径向叶片扩压器的扩压效果更好.另外,从损失系数的分布来看,压力面变倒角结构的损失在整个叶高上都要低于方案 1B.这说明压力面变倒角结构能够在整个叶高范围内有效的降低扩压器的损失.

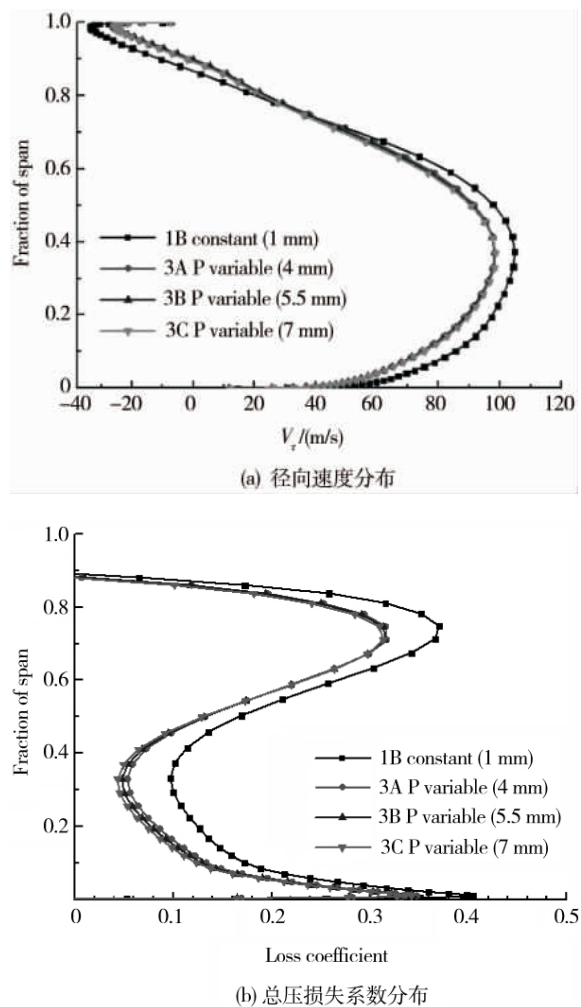


图 14 设计流量点 1 mm 均匀倒角和压力面变倒角径向扩压器叶片出口周向平均的径向速度和总压损失系数的展向分布图

Fig. 14 Spanwise variation of outlet circumferential average radial velocity and total pressure loss coefficient in cases 1B,3A,3B and 3C at design mass flow point

此外,通过设计点处方案 1B(1 mm 均匀倒角)与方案 3B(压力面变倒角,最大半径值 5.5 mm)扩压器内部的总压分布即图 15 可以说明:压力面变倒角方案使得压力面附近的低压区大幅减小,显著改善了扩压器内部的流动状况.图 16

给出了 1 mm 均匀倒角(1B 方案)和压力面变倒角结构(3A, 3B, 3C)在设计点处轮毂附近的极限流线图,由图可知,采用压力面变倒角之后,回流区随着最大半径的增大逐渐减小至没有回流区. 同时还能解释大流量工况下,最大倒角半径更大,效率和压比更高的原因. 不同的流量点对应径向叶片扩压器不同攻角,大流量时攻角小甚至为负攻角,叶片压力面易出现分离. 若在压力面一侧采用

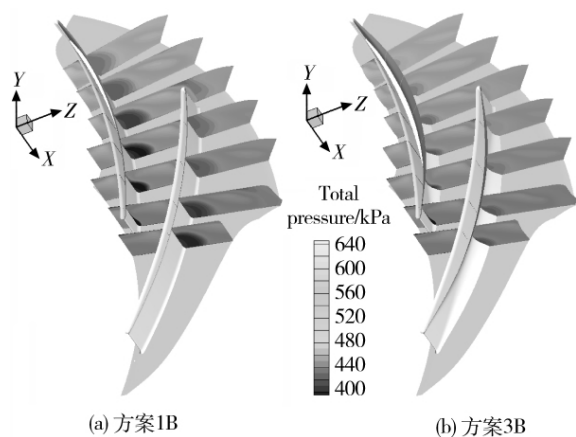
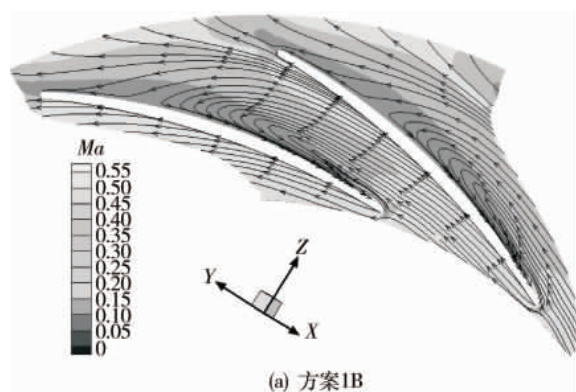
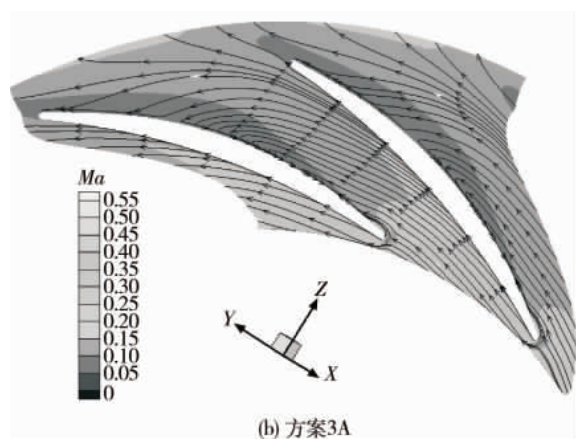


图 15 方案 1B 和方案 3B 设计点通道内总压分布

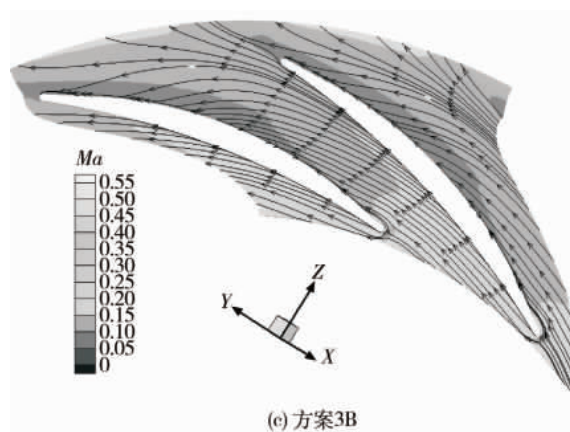
Fig. 15 Total pressure contour of cases 1B and 3B at design point



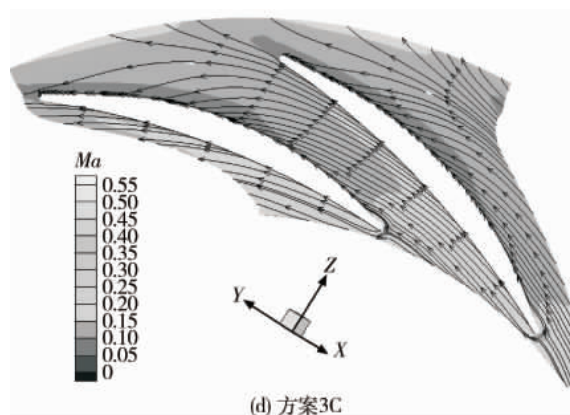
(a) 方案1B



(b) 方案3A



(c) 方案3B



(d) 方案3C

图 16 均匀 1 mm 倒角(1B),压力面变倒角(3A, 3B, 3C) 轮毂处极限流线图及马赫数分布云图

Fig. 16 Streamline and Mach number contour near the hub in cases 1B, 3A, 3B and 3C

变倒角结构,则相当于改变了叶片在端部区域的中弧线,使得前缘金属角增大,攻角增大,从而降低流动分离,改善流动状况.

3.4 第 4 类算例结果分析——机匣轮毂倒角分别对气动性能的影响

第 3.3 节已验证了合适的倒角结构可以有效提升扩压器的性能. 进一步,从方案 1B 等 1 mm 倒角结构的结果中看出:在设计点处,其扩压器叶片只在压力面轮毂角区存在较大的分离,由此猜测,是否仅在存在分离的角区使用如上节的变倒角结构就可以控制和消除分离. 为此,本节设计了第 4 组方案,即对扩压器叶片根尖分别设计压力面变倒角的结构,方案具体参数如表 4 所示,计算的压气机特性如图 17 所示.

从图 17 中可以看到,只在叶片轮毂采用变倒角结构计算的压气机特性几乎与两端都采用变倒角结构的结果相同,只是流量裕度有所降低;而只

表 4 第 4 类算例倒角参数
Table 4 Fillets parameters of the cases in simulation
class four

方案编号	倒角说明
4A	轮毂机匣吸力面 1 mm 均匀倒角, 轮毂压力面变倒角, 机匣压力面 1 mm 均匀倒角. 前尾缘 1 mm, 50%弦长处 7 mm
4B	轮毂机匣吸力面 1 mm 均匀倒角, 机匣压力面变倒角, 轮毂压力面 1 mm 均匀倒角. 前尾缘 1 mm, 50%弦长处 7 mm

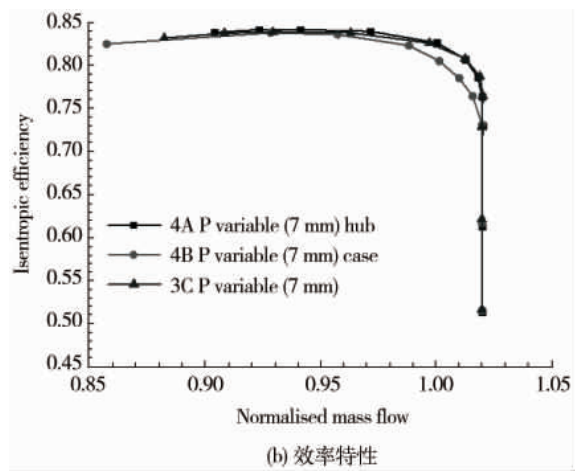
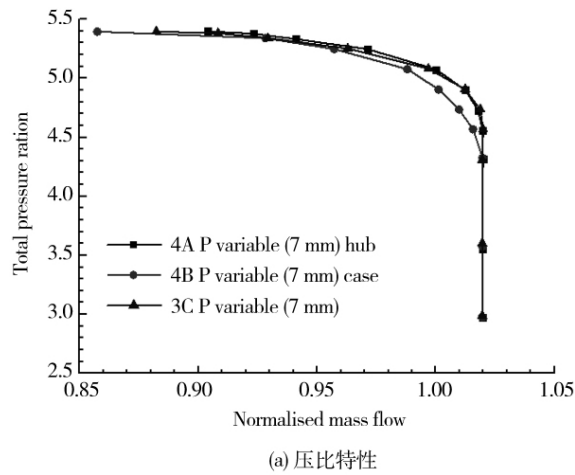


图 17 轮毂机匣处压力面变倒角结构(4A,4B)与
方案 3C 压气机压比、效率特性图

Fig. 17 Pressure ratio and adiabatic efficiency
characteristics of compressor
in cases 4A,4B and 3C

在叶片机匣端部采用变倒角结构,在大流量时压

气机的压比和效率都相对较低,只是流量裕度相对最高.由此可见:在大流量工作点,在轮毂端部的变倒角结构是提高扩压器性能的主要原因,而裕度的变化则可能与扩压器叶片前缘金属角的变化有关.

4 结 论

本文利用数值模拟研究了叶片式径向扩压器不同倒角结构下单级离心压气机的气动性能.当均匀倒角半径增大至一定程度时,压气机的堵塞流量和性能将会明显下降,这时候数值模拟必须考虑倒角的影响.为了避免堵塞流量减小,提出了叶片两侧沿弦向变半径的倒角形式,结果流量提升但仍不达到设计流量.因而进一步提出一种仅在压力面采用变倒角而在吸力面采用 1 mm 均匀倒角的结构,采用这种倒角结构之后,既保证了单级压气机原有流通能力,又使设计点处级压比和效率显著提升.通过流场分析发现压力面变倒角结构改变了叶片端部的中弧线,使得前缘金属角增大,攻角增大,径向叶片扩压器压力面的低速区减小,压力面侧的分离降低,从而扩压器性能得到提升.由于转子出口流场沿叶高方向的不均匀性,扩压器更容易在轮毂处发生分离,因此轮毂处变倒角结构在提升扩压器性能中起主要作用.

本文所研究的变倒角结构,可以视为额外增加的设计自由度.转子叶轮出口气流角沿展向往往变化较大,而径向扩压器叶片高度很小,难以在不同展向位置使前缘金属角在较大范围内变化,这使得转子与径向扩压器在不同展向位置的匹配较为困难.变倒角方法则可有效调整扩压器叶片在端壁附近的攻角,从而获得相对更优的气动性能.

参考文献:

[1] Deburge L L. The aerodynamic significance of fillet geometry in turbo compressor blade rows[J]. ASME Journal of Engineering for Power,1980,102(4):984-993.
[2] Zess G A, Thole K A. Computational design and experimental evaluation of using a leading edge fillet on a gas turbine vane[J]. ASME Journal of Turbomachinery,2002,124(2):167-175.
[3] Pieringer P,Sanz W. Influence of the fillet between blade and casing on the aerodynamic performance of a transonic turbine vane[R]. ASME Paper GT2004-3119,2004.
[4] Curllett B P. The aerodynamic effect of fillet radius in a low speed compressor cascade[R]. National Aeronautics and Space Administration, Lewis Research Center, USE, NASA-TM-105347,1991.

- [5] Hoeger M, Schmidt-Eisenlohr U, Gomez S, et al. Numerical simulation of the influence of a fillet and a bulb on the secondary flow in a compressor cascade[J]. Task Quarterly, 2002, 6(1): 25-37.
- [6] Hoeger M, Baier R D, Müller R, et al. Impact of a fillet on diffusing vane endwall flow structure[C]// The 11th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery. Honolulu, Hawaii: ISROMAC, 2006: 57.
- [7] Meyer R, Schulz S, Liesner K. A parameter study on the influence of fillets on the compressor cascade performance [J]. Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 50(1): 131-145.
- [8] Goodhand M N, Miller R J. The impact of real geometries on three-dimensional separation in compressors[R]. ASME paper GT2010-22246, 2010.
- [9] Kügeler E, Nümberger D, Weber A, et al. Influence of blade fillets on the performance of a 15 stage gas turbine compressor[R]. ASME paper GT2008-50748, 2008.
- [10] 毛明明, 宋彦萍, 王仲奇. 倒角和间隙对跨音轴流压气机气动性能的影响[J]. 热能动力工程, 2005, 20(5): 469-473. MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. The influence of blade root fillet and blade tip clearance on the aerodynamic performance of a transonic axial compressor [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2005, 20(5): 469-473. (in Chinese)
- [11] 石龔, 李少军, 李军, 等. 动叶栅倒角对透平级气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1842-1848. SHI Yan, LI Shaojun, LI Jun et al. Influence of rotor blade fillets on turbine stage performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1842-1848. (in Chinese)
- [12] 王大磊, 朴英, 陈美宁. 叶根倒角对轴流涡轮转子流场的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2075-2081. WANG Dalei, PU Ying, CHEN Meining. Influence of the root fillet on the flow pattern of an axial turbine rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2075-2081. (in Chinese)
- [13] 康顺, 孙丽萍. 叶根倒角对离心叶轮气动性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(1): 41-43. KANG Shun, SUN Liping. Influence of root fillet on the aerodynamic performance of centrifugal impeller[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(1): 41-43. (in Chinese)
- [14] 宁方飞. 考虑真实几何复杂性的跨音压气机内部流动的数值模拟[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002. NING Fangfei. Numerical simulation of the transonic compressor inner flow considering real geometrical complexity [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [15] NING Fangfei, XU Liping. Numerical investigation of transonic compressor rotor flow using an implicit 3D flow solver with one-equation Spalart-Allmaras turbulence model[R]. ASME paper GT2001-0359, 2001.