

叶根倒角对微小型离心压气机气动性能的影响

黄志浩, 刘景源

(南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063)

摘要: 为了研究叶根倒角对微小型离心压气机流场及气动性能的影响, 对 1 个带有分流叶片的微小型离心压气机进行数值模拟及理论分析。结果表明: 叶根倒角最小角度对主叶片及分流叶片表面的静压分布影响不大, 压气机总压比几乎不变, 但效率提高明显, 最大可提高 0.99%。压气机效率的提高, 一方面是由于通道涡的削弱减小了损失; 另一方面是主叶片吸力面根部附近低速区减小和流线弯曲程度降低, 提高了根部附近的流通能力, 减少了横向流动, 从而减小了二次流的损失。另外, 叶根倒角最小角度变大, 降低了叶片出口处气流的不均匀性, 从而减小了损失。

关键词: 离心压气机; 叶根倒角; 最小角度; 气动性能; 数值模拟; 航空发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.02.003

Influence of Blade Root Fillet on Aerodynamic Performance of Miniature Centrifugal Compressor

HUANG Zhi-hao, LIU Jing-yuan

(College of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: In order to study the influence of the blade root fillet on the flow field and the aerodynamic performance of the miniature centrifugal compressor, numerical simulation and theoretical analysis of a miniature centrifugal compressor with splitter blades were carried out. The results show that the minimum angle of blade root fillet has little effect on the static pressure distribution on the surface of the main blade and the splitter blade. The total pressure ratio of the compressor is almost unchanged, and the efficiency obviously increases by 0.99% at the maximum. On the one hand, the improvement of compressor efficiency is due to the weakening of the channel vortex to reduce the loss. On the other hand, the decrease of the low speed region near the suction surface root of the main blade and the decrease of the streamline bending degree improve the circulation ability near the root and reduce the transverse flow, thus reducing the loss of the secondary flow. In addition, the increase of the minimum angle of blade root fillet reduces the flow inhomogeneity at the outlet of blade, thus reducing the loss.

Key words: centrifugal compressor; blade root fillet; minimum angle; aerodynamic performance; numerical simulation; aeroengine

0 引言

随着数值模拟方法的发展及计算能力的提高, 对压气机流场细节开展深入研究越来越得到研究人员的重视^[1-3]。结构强度及工艺要求离心压气机在叶片与轮毂相贯处均留有一定的倒角。倒角的存在影响压气机叶片的角区效应, 从而引起压气机气动性能的变化。因此, 权衡结构工艺要求和压气机的角区效应对其气动性能的影响是数值模拟研究的重点。

Deburge LL 等^[4]对叶根倒角影响的理论研究表明, 端区倒角的存在可能会抑制流动分离; Curlett B P^[5]随

后的试验中发现可控扩散叶型叶栅加入倒角后二次流和损失增大, 但在双圆弧叶型叶栅的试验中结果相反^[5]; Hoeger M 等^[6-7]的数值结果表明, 倒角使扩压叶栅吸力面分离区减小甚至消失, 可从原本的失速状态转成附着流动状态; 毛明明等^[8]通过分析数值模拟结果发现倒角引起跨声速轴流压气机性能有所降低; 康顺等^[9]基于数值模拟结果发现叶根倒角会使离心压气机转子流量和压比减小、效率降低, 并明显影响倒角处的流动结构及参数分布; 王文涛等^[10]结合试验和数值模拟研究了倒角对压气机叶栅损失的影响, 表明倒

收稿日期: 2019-04-24 基金项目: 国家自然科学基金(11102079、11562012)资助

作者简介: 黄志浩(1991), 男, 硕士, 研究方向为叶轮机械气体动力学; E-mail: 287808@qq.com。

引用格式: 黄志浩, 刘景源. 叶根倒角对微小型离心压气机气动性能的影响[J]. 航空发动机, 2019, 45(6): 16-22. HUANG Zhihao, LIU Jingyuan. Influence of blade root fillet on aerodynamic performance of miniature centrifugal compressor[J]. Aeroengine, 2019, 45(6): 16-22.

角的存在能在一定程度上抑制压气机角区分离,但发生角区分离时,倒角却导致尾迹损失有所增加;高丽敏等^[11]运用数值模拟方法研究了倒角半径及叶根倒角最小角度对跨声速轴流压气机气动性能的影响,表明倒角半径是影响转子性能的主要因素;李兰攀等^[12]通过数值方法研究了半径沿弦向变化的端壁倒圆对低速压气机叶栅的性能影响,表明位于叶片前缘的倒圆能更好地对来流进行分流,进而改善近端区域的流动分离并减小逆流区;另外,季路成等^[13-14]提出了二面角原理,并将其应用于叶身/端壁融合技术中,几乎在全工况下抑制了R37的吸力面角区分离,表明叶片根部的局部修型可改善角区流动。

以上研究大多分析轴流压气机及叶栅的叶根倒角对其气动性能的影响。对离心压气机而言,由于其轴向尺寸小,边界层发展不如轴流压气机的充分。虽然在离心压气机的中后部,边界层有一定的发展,但是在对气体的压缩作用下,边界层厚度变小。另外,虽然文献[9]等对离心压气机叶片倒角进行了研究,但其关注点主要为中小型离心压气机(进气流量为几十千克每秒以上)。近年随着微小型发动机(进气流量为10 kg/s以下)应用于各型无人机、反舰导弹以及巡航导弹等动力装置中,微小型离心压气机得到快速发展^[15]。而且叶根倒角的存在降低了应力和应变大小的结论^[16]已基本形成共识(因为倒角的存在降低了应力集中)。

本文以1个带有分流叶片的高压比微小型离心叶轮为研究对象,运用数值模拟及理论分析方法,通过分析叶根倒角对压气机流场、通道涡结构、壁面极限流线、叶片负荷等的影响,揭示了倒角对微小型离心压气机叶轮气动性能的影响。

1 计算模型及数值方法

1.1 叶轮几何模型及参数

叶轮3维模型如图1所示。主要几何参数见表1,其中主叶片及分流叶片数均为7,叶顶间隙为均匀间隙。

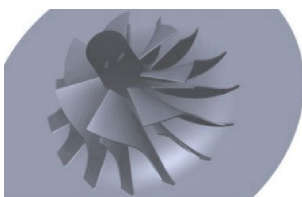


图1 叶轮3维模型

表1 叶轮主要几何参数 mm

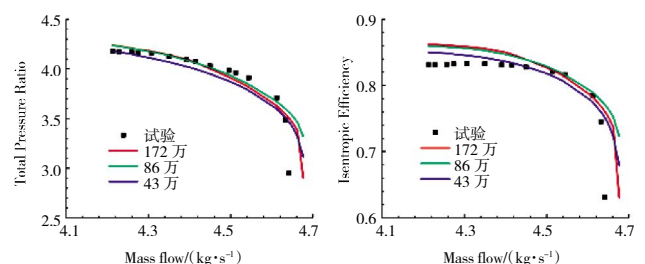
进口轮毂直径	19.2
进口直径	63.4
出口直径	87.5
顶部间隙	0.178

1.2 数值方法及边界条件

采用Jameson提出的有限体积方法求解3维可压缩流动的密度加权平均N-S方程及Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型方程组。N-S方程组及湍流模型方程的对流项均采用2阶精度Jameson中心差分格式,N-S方程组的黏性项及湍流模型方程的扩散项均采用2阶精度的中心差分方法,采用4阶Runge-Kutta时间推进法,计算的CFL(Courant-Friedrich-Levy)数=2.0,同时采用多重网格技术及隐式残差光滑等方法以加速计算的收敛速度。压气机进口给定总温293 K、总压101325 Pa和气流方向与轴线夹角为0°;出口边界为压强出口边界条件。叶片和轮毂壁面为绝热壁面边界条件并指定旋转边界条件。叶轮转速为85000 r/min,叶片排为周期对称性,因此仅取1片主流及分流叶片进行数值计算。

1.3 算例验证及网格无关性分析

为验证上述计算模型及数值方法的可靠性及合理性,选择文献[17]中压比为4的带分流叶片的离心压气机试验进行验证。数值模拟中选择43万、86万、172万3套网格进行网格无关性验证。叶轮性能曲线的数值模拟结果与试验对比如图2所示。图2(a)的总压比-质量流量的模拟结果与试验相比精度很高,图2(b)的等熵效率-质量流量的模拟结果与试验相比趋势符合很好,相对误差在5%以内。从图中可见,网格数量为86万已能满足网格无关性,数值结果与试验结果吻合较好。表明本文选择的数值模拟方案满足要求。



(a) 总压比-质量流量

(b) 等熵效率-质量流量

图2 叶轮性能曲线的数值模拟结果与试验对比

2 加倒圆的实施方法

在传统机械加工中,倒角形状由倒角半径单独控制,倒角与相邻曲面保证严格相切^[11]。但在离心压气机叶片加工中,满足相切条件的同时易引起刀具干涉造成端壁过切。为保持端壁的完整性,叶根倒角圆弧

与轮毂壁面并不一定相切,如图3所示。因此,叶根倒角的几何结构主要由2个参数决定:倒角半径和最小角度(倒圆外切线与轮毂切线的最小夹角)^[8]。

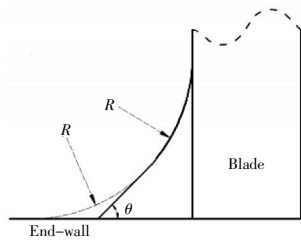


图3 倒角参数

模型倒角半径均为0.5 mm,叶根倒角最小角度分别取为30°、45°、60°、75°和90°(相当于无倒角)。不同叶根倒角最小角度下的倒角附近网格细节如图4所示。为了分辨叶轮叶根处的流场细节,在叶根附近进行网格加密,倒角沿径向网格点数为21个。其中叶片表面的第1层网格间距设为0.002 mm,壁面 $y^+_{max} < 10$,平均 $y^+ < 1$,满足湍流模型对近壁网格尺度的要求。经过网格独立性检验,最终网格总数约为164万,网格无关性的曲线此处从略。

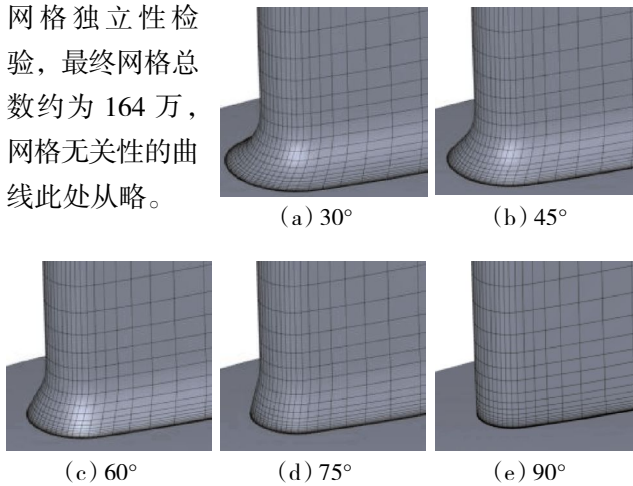


图4 主叶片前缘根部网格分布

3 计算结果及性能分析

3.1 叶根倒角最小角度对性能曲线的影响

在不同叶根倒角最小角度下离心压气机的总压比-质量流量及等熵效率-质量流量等性能曲线如图5所示。性能曲线由背压与压气机进口压强比从1.6~2.4间隔0.1共9个及1个近失速背压等10个背压工况计算得到。

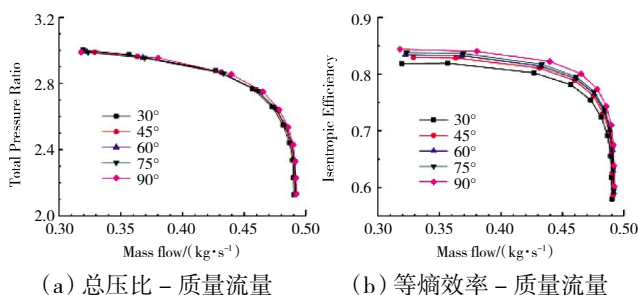


图5 不同叶根倒角最小角度的压气机性能曲线

从图中可见,叶轮与轮毂相贯处叶根的处理对压气机的性能影响不可忽略。随着叶根倒角最小角度的增大,从图5(a)中可见,压气机的增压能力变弱,总压比随之减小,但减小的趋势不大。另外,在阻塞流量附近(背压减小但流量基本不变),叶根倒角最小角度几乎对压气机总压比-质量流量曲线没有影响;远离堵塞流量(背压增大),总压比随叶根倒角最小角度的减小而增大,但在失速点附近增幅减弱,而质量流量的变化趋势则相反。从图5(b)中可见,随着叶根倒角最小角度的减小等熵效率降低明显。在堵塞流量附近虽然叶根倒角最小角度几乎对压气机总压比-质量流量曲线没有影响,但随着叶根倒角最小角度减小等熵效率降低;远离堵塞流量,叶根倒角最小角度对等熵效率的影响逐渐变大,随叶根倒角最小角度的减小等熵效率明显降低。

不同叶根倒角最小角度下的总压比和等熵效率见表2。表中5个算例(仅改变叶根倒角最小角度)均为进口给定总温293 K、总压101325 Pa和气流方向与轴线夹角为0°;出口边限定流量为0.37 kg/s边界条件(以此保证压气机流量不变,以便在同一条件下比较分析);叶轮转速为85000 r/min。从表中可见,叶根倒角最小角度由小变大时,总压比几乎不变,但等熵效率提高明显。通过参数的对比分析可见,叶轮与轮毂的叶根倒角最小角度对压气机性能有一定影响,在结构允许的条件下,应尽可能地增大叶轮与轮毂的叶根倒角最小角度,以提高压气机的效率。

表2 不同叶根倒角最小角度下的总压比和等熵效率

叶根倒角最小角度 / (°)	总压比	等熵效率 / %
30	2.966	81.17
45	2.961	82.16
60	2.958	82.66
75	2.954	83.04
90	2.964	83.62

3.2 叶根倒角最小角度对通道内部流场的影响

3.2.1 叶根倒角最小角度对子午面流场的影响

不同叶根倒角最小角度下子午面相对马赫数等值线及云图如图6所示。其中流动方向从左到右上,图中与流动方向近垂直的横线从左到右依次分别为主叶片前缘线、分流叶片前缘线和主、分流叶片的后缘线。从图中可见,不同叶根倒角最小角度除对近叶根区域流场影响比较明显外,对通道其他区域的影响

较小。随着叶根倒角最小角度的减小,近叶根区域主、分流叶片前缘之间的部分流场低速区逐渐变大。一方面,随着叶根倒角最小角度的减小,主、分流叶片叶根倒角在前缘向与流动相反的方向延伸变大,对流场的影响位置提前,从而导致低速区变大;另一方面,随着叶根倒角最小角度的减小,叶根附近的叶片厚度增加,致使在叶根附近的分流增强,边界层变厚,从而导致低速区变大。另外,在分流叶片的前后缘之间靠近叶根处,随着叶根倒角最小角度的减小,相对马赫数等值线远离叶根,使边界层变厚。上述结果均使等熵效率随着叶根倒角最小角度减小而降低。虽然不同叶根倒角最小角度对等熵效率的影响显著,但是由于叶根倒角最小角度的影响范围仅限制在叶根很小的区域,因此对总压比影响不大。

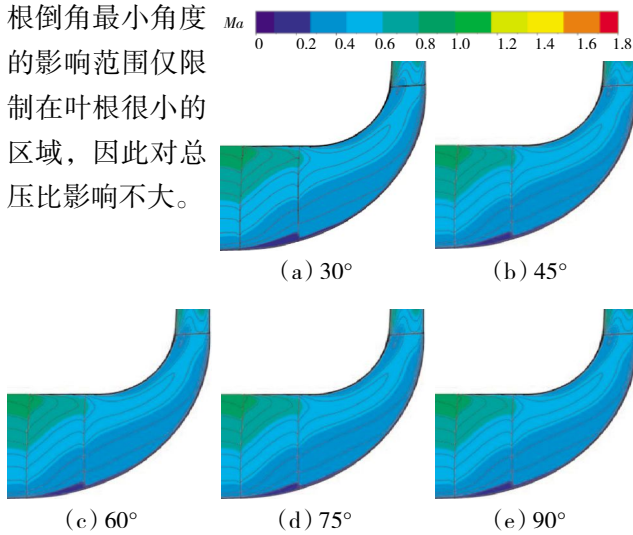


图 6 子午面相对马赫数分布

3.2.2 叶根倒角最小角度对 1%叶高流场的影响

不同叶根倒角最小角度下的 1%叶高截面相对马赫数与相对流线分布如图 7 所示。从图中可见,随着叶根倒角最小角度的增大,主、分流叶片的前后缘附近低速区逐渐减小、通道出口高速区逐渐变大,表明通道的流通能力逐渐增强。前缘向与流动相反方向的延伸变大,对流动的阻滞提前,导致主叶片前缘附近的流场随着叶根倒角最小角度减小低速区增大、高速区减小。类似的现象也发生在分流叶片的前缘附近区域,只不过分流叶片根部的厚度较小,并且气体在分流叶片附近已由主叶片做功压缩,因此导致分流叶片的低速及高速区的变化没主叶片的显著。随着叶根倒角最小角度的减小,在主叶片的吸力面肩部附近的流场减速作用,以及分流叶片前缘区域对流场的阻滞作用下,主叶片肩部区域随叶根倒角最小角度

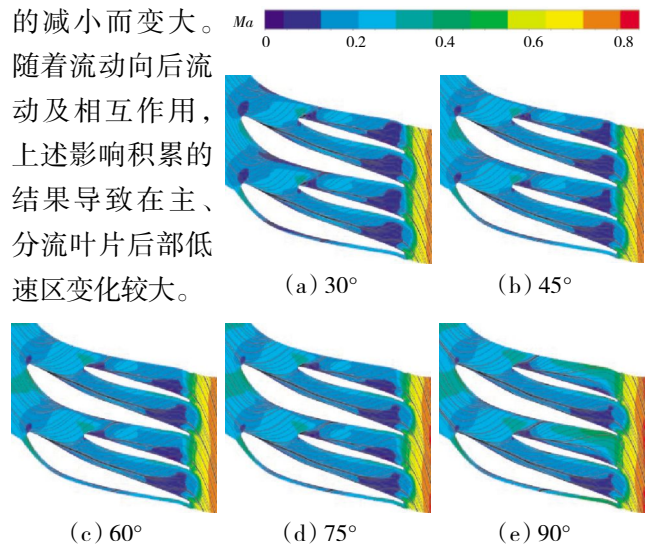


图 7 1%叶高截面相对马赫数及相对流线分布

的减小而变大。随着流动向后流动及相互作用,上述影响积累的结果导致在主、分流叶片后部低速区变化较大。

叶根倒角最小角度除了对主叶片后部的吸力面及压力面流线的影 响外,在其余区域影响很小。这也说明主、分流叶片前缘对流场的影响随着流体向后流动及其相互作用,不但对叶片尾部的流动速度大小有影响,而且影响了流线分布。

不同叶根倒角最小角度下的 1%叶高截面熵分布如图 8 所示。从图中可见,在各叶根倒角最小角度下,在流动通道的后部及出口附近有明显的熵增。与图 7 进行对比分析可得,虽然叶根倒角最小角度对主、分流叶片前缘附近流场有影响,但是与流场后部相比影响较小,因此在图 8 中通道的前、中部,熵变化很小;而在通道后部却因通道前及中部倒角的影响及积累效果导致流动低速区的变化很大。随着叶根倒角最小角度减小,从图 7 中可见低速区快速增大,对应图 8 的熵变较大。由于通道前及中部倒角的影响和积累效果导致的后部流动通道熵增是离心压气机效率降低的主要原因。

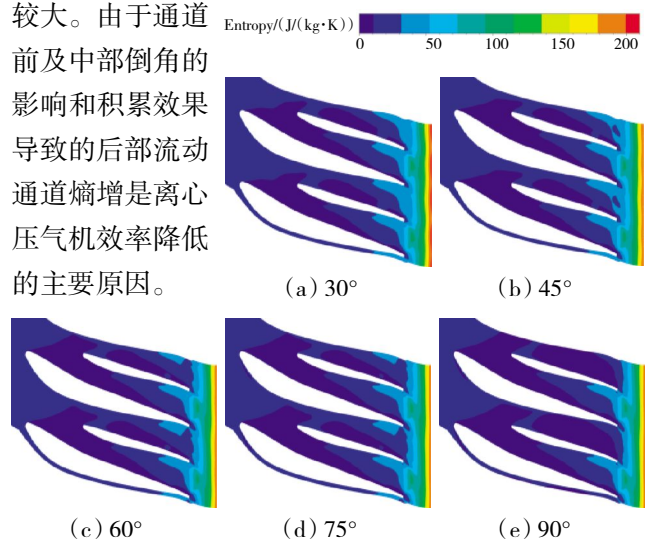


图 8 1%叶高截面熵分布

3.2.3 叶根倒角最小角度对逆流的影响

不同叶根倒角最小角度下的 S3 面(主叶片吸力面与分流叶片压力面之间的区域) 马赫数分布与近轮毂处的相对流线如图 9 所示。从图中可见,随着叶根倒角最小角度的减小,近轮毂处的相对流线向主叶片吸力面倾斜程度变大,并且近分流叶片压力面的低速流动区变大。相对流线向主叶片吸力面倾斜使 2 次流加剧,也使主叶片附近的低速流动区增加。上述现象均导致压气机效率降低。

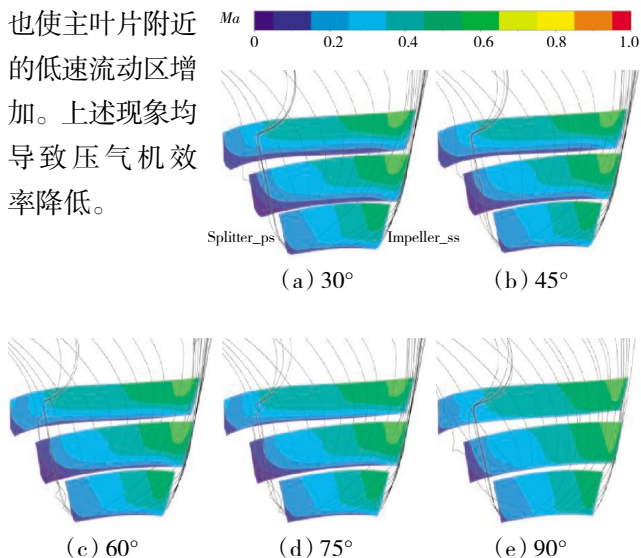


图 9 S3 面相对马赫数及近轮毂处的相对流线分布

主叶片吸力面的 3 维逆流区(黄色半透明区)分布如图 10 所示。从图中可见,叶根倒角最小角度越小,主叶片近尾部的逆流区越大,而主叶片前缘附近的逆流区则基本不变。逆流区的形成与来自轮毂处的低速流动有很大关系,而低速流动则是因为近尾部逆压梯度变大,流动减速较多,致使一部分流动逆向。叶根与轮毂接触角越光滑,叶根附近横向流动越严重(这一点可以从图 9 中的相对流线得到),同时会使主叶片吸力面的流动状态恶化。

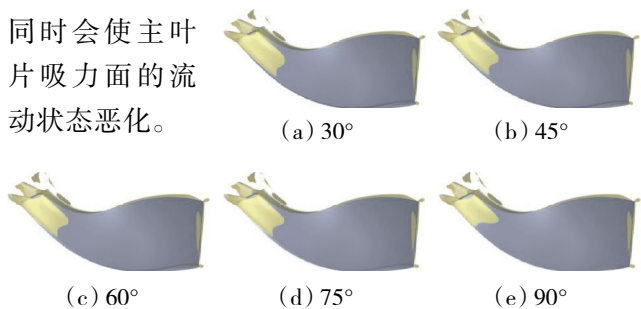


图 10 主叶片吸力面附近 3 维逆流区分布

3.2.4 叶根倒角最小角度对马蹄涡及通道涡的影响

各叶根倒角最小角度下的轮毂壁面极限流线如图 11 所示。从图中可见,叶根倒角最小角度越小,叶

根处叶型厚度越大。流动通道的变化引起了壁面极限流线的变化。由于叶根和轮毂之间的过渡更为光滑,使得流体更容易平滑通过,导致鞍点更加靠近叶片(图中黑线等长且位置相同)。另外,由于分流叶片与主流叶片在近叶根区域的流场相互作用(不同叶根倒角最小角度下作用程度不同),导致分流叶片压力面与主叶片吸力面附近的分离及再附线随着叶根倒角最小角度的变化而改变。

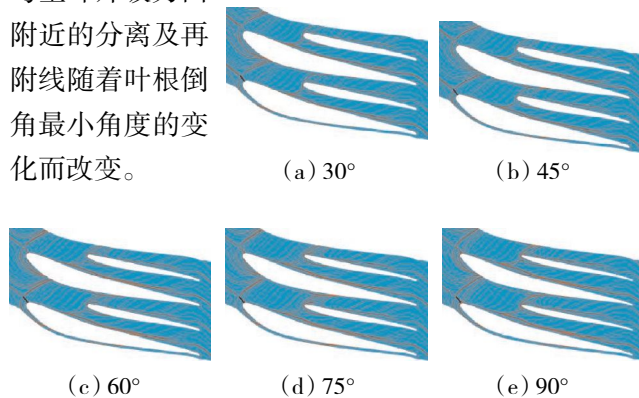


图 11 轮毂端壁极限流线

各叶根倒角最小角度下的主叶片压力面端区 3 个截面的通道涡如图 12 所示。从图中可见,随着叶根倒角最小角度的减小,叶根与轮毂过渡变光滑,并且叶根附近的通道截面面积减小。均导致叶根附近对流动的分流作用增强,并且随着通道截面面积减小,横向压力梯度增大(也可从图 9 中的流线随着叶根倒角最小角度的减小向横向弯曲变大得到),对通道涡的横向挤压作用增加,通道涡增强。对通道涡的挤压也使涡向上抬起,导致随着叶根倒角最小角度的减小,叶根附近的边界层变厚(也可从图 6 中看出)。上述变化均导致流动的损失,致使压气机效率降低(图 5)。

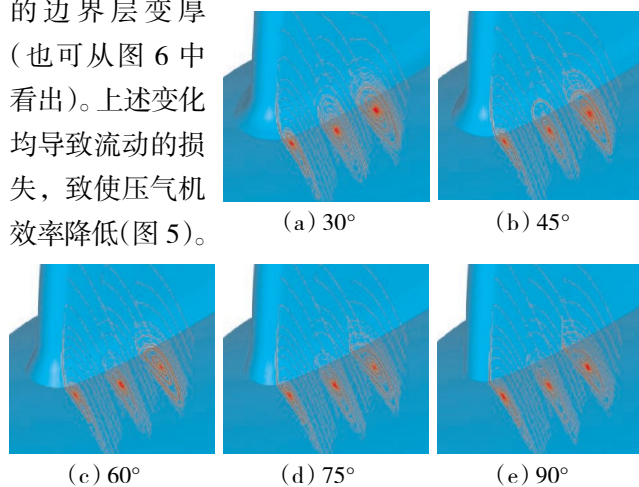


图 12 主叶片压力面根部端区通道涡

3.2.5 叶根倒角最小角度对出口流场的影响

不同叶根倒角最小角度下尾缘处沿叶高的出气

角分布如图 13 所示。从图中可见,随着叶根倒角最小角度减小,50%叶高以下的出气角减小,表明叶片负荷减小;但 50%~70%叶高范围内出气角增大,则叶片负荷也增大。综合分析表明,虽然叶根倒角最小角度减小导致出气角沿叶高方向的不均匀性变大,但变化并不明显,因此对叶片总体负荷影响不大(也可从图 14 中得到),但随着叶根倒角最小角度的减小出气角的不均匀性增强,导致压气机效率降低。

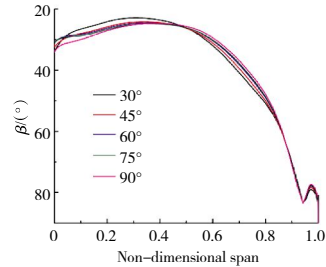


图 13 沿叶高方向的出气角

3.2.6 叶根倒角最小角度对叶片负荷的影响

主叶片和分流叶片 5%叶高的叶片负荷如图 14 所示。虽然叶根倒角最小角度的变化对近轮毂处的速度场有显著影响,但对 5%叶高负荷的影响并不大,即叶根负荷并没有显著变化,只在分流叶片的后缘有细微差别。对分流叶片后缘附近的负荷有一定影响的原因是叶根倒角最小角度对分流叶片叶根附近的速度大小有一定影响(这一点见图 7 中的分流叶片附近的速度云图)。

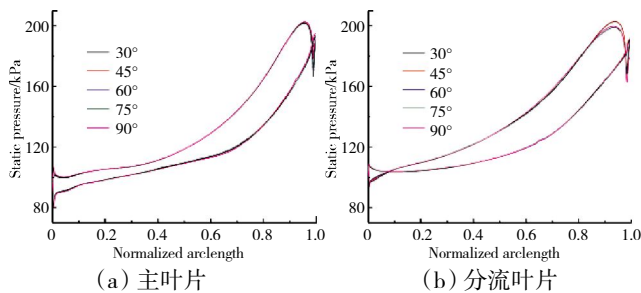


图 14 5%叶高叶片静压分布

本文虽然只给出了主叶片和分流叶片的 5%叶高的压强分布,但在其他叶高下叶片表面压强分布的分析也可得到同样结论,此处从略。

主叶片吸力面的静压等值线及云图如图 15 所示。从图中可见,随着叶根倒角最小角度的变化,主叶片吸力面的压强分布几乎不变。表明叶根倒角最小角度对叶片负荷影响较小。因此,叶根倒角最小角度的变化时总压比几乎不变。这也印证了图 5(a)的叶根倒角最小角度变化对总压比的影响较小的结论。

虽然只给出了主叶片吸力面的静压等值线及云

图,但对主、分流叶片压力面及分流叶片吸力面的分析也可得到同样结论,此处从略。

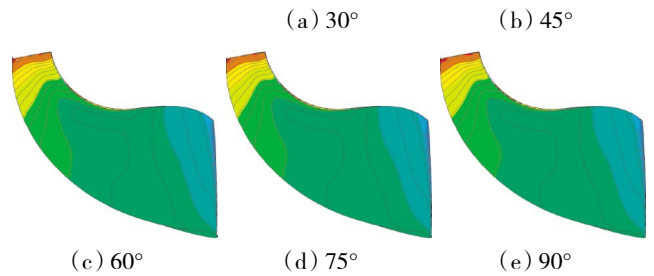


图 15 主叶片吸力面静压分布

4 结论

本文采用数值模拟及理论分析方法研究了不同叶根倒角最小角度(叶根倒圆外切线与轮毂切线的最小夹角)对叶轮气动性能的影响。通过对气动性能参数对比、流场结构和叶片负荷等的分析,得出以下结论:

(1)叶根倒角最小角度变大,压气机总压比几乎不变,但效率提高明显。在压气机质量流量为 0.37 kg/s 的典型工况下,叶根倒角最小角度每提高 15°,效率提高约 0.38%;而在 30°增大到 45°时,效率提高最明显为 0.99%。

(2)虽然叶根倒角最小角度对叶根附近的速度、通道内的流线、逆流区、通道涡、轮毂极限流线等的影响很大,但由于其对压气机叶片流场的影响范围有限,并且所影响的均为压气机通道流动的低速区,因此,叶根倒角最小角度对主叶片及分流叶片表面的静压分布影响不大,故压气机总压比几乎不变。

(3)叶根倒角最小角度的变大使压气机效率提高的原因,一方面由于通道涡的削弱减小了损失;另一方面分流叶片根部附近低速区的减小、流线弯曲程度降低,提高了根部附近的流通能力,减少了横向流动,从而减小了二次流的损失。另外,叶根倒角最小角度变大降低了叶片出口处气体的不均匀性,从而减小了损失。

(4)由于叶根倒角的存在降低了应力集中,权衡结构工艺要求和压气机的角区效应对压气机气动性能的影响,最小角度不应太小或太大。建议最小角度的取值为 45°左右。

参考文献:

- [1] HE X,ZHENG X. Mechanisms of lean on the performance of transonic centrifugal compressor impellers [J].Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(5):1220-1229.
- [2] 唐方明,伊卫林,陈志民,等. 压气机叶栅前缘边条技术的参数化数值研究[J]. 航空发动机, 2015,41(3):66-71.
TANG Fangming,YI Weilin,CHEN Zhimin,et al. Parametric numerical study on leading edge strake blade technique for compressor[J]. Aeroengine,2015,41(3):66-71. (in Chinese)
- [3] 王海朋,王聪,常国强,等. 分流叶片轮缘进口角对离心压气机性能影响数值仿真[J]. 航空发动机, 2018,44(3):21-25.
WANG Haipeng,WANG Cong,CHANG Guoqiang,et al. Numerical simulation of effect of splitter blade tip inlet angle on performance of centrifugal compressor[J]. Aeroengine, 2018,44(3):21-25. (in Chinese)
- [4] Deburge L L. The aerodynamic significance of fillet geometry in turbo compressor blade rows [J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1980, 102(4):1984-1993.
- [5] Currett B P. The aerodynamic effect of fillet radius in a low speed compressor cascade[R]. NASA-TM-1991-105347.
- [6] Hoeger M,Schmidt-Eisenlohr U,Gomez S,et al. Numerical simulation of the influence of a fillet and bulb on the secondary flow in a compressor cascade[J]. Task Quarterly, 2002,6(1):25-37.
- [7] Hoeger M,Baier R D,Muller R,et al. Impact of a fillet on diffusing vane end wall flow structure[C]//The 11th International Symposium On Transport Phenomena And Dynamics of Rotating Machinery,Hawaii: ISROMAC,2006:1-11.
- [8] 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):469-473,550.
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):469-473,550. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 王文涛,王子楠,耿少娟,等. 叶栅倒角对压气机角区流动影响的数值模拟和实验研究[J]. 工程热物理学报,2016,37(5):957-962.
WANG Wentao,WANG Zinan,GENG Shaojuan,et al. Numerical and experimental study of the influence of fillets on compressors corner flow[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2016,37(5):957-962. (in Chinese)
- [11] 高丽敏,蔡宇桐,李萍,等. 叶根倒角对跨音轴流压气机气动性能的影响[J]. 机械工程学报, 2016,52(20):137-143.
GAO Limin,CAI Yutong,LI Ping,et al. Influence of blade-root fillet on transonic rotor performance[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016,52(20):137-143. (in Chinese)
- [12] 李兰攀,楚武利,张皓光. 端壁倒圆对高负荷压气机叶栅性能及流场影响的机理探究[J]. 推进技术,2017,38(12):2743-2752.
LI Lanpan,CHU Wuli,ZHANG Haoguang. Mechanism study of end-wall fillet's influence on performance and flow field of high-load compressor cascade [J]. Journal of Propulsion Technology,2017,38(12):2743-2752. (in Chinese)
- [13] 季路成,程荣辉,邵卫卫,等. 最大负荷设计之:角区分离预测与控制[J]. 工程热物理学报, 2007,28(2):219-222.
JI Lucheng,CHENG Ronghui,SHAO Weiwei,et al. Prediction and control of corner separation for use in maximizing blade loading[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007,28(2): 219-222. (in Chinese)
- [14] 季路成,田勇,李伟伟,等. 叶身/端壁融合技术研究[J]. 航空发动机,2012,38(6): 5-10,15
JI Lucheng,TIAN Yong,LI Weiwei,et al. Investigation on blended blade and endwall technique [J]. Aeroengine,2012,38(6):5-10,15. (in Chinese)
- [15] 薛然然,李凤超,任立磊. 小型弹用涡轮发动机发展综述[J]. 航空工程进展,2018,9(1):18-27.
XUE Ranran,LI Fengchao,REN Lilei. An overview on development of small turbine engines for missiles[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,2018,9(1):18-27. (in Chinese)
- [16] 刘辉. 基于 ANSYS 的离心压缩机叶轮结构优化分析 [J]. 通用机械,2017(11):65-67.
LIU Hui. Structural optimization analysis of centrifugal compressor impeller based on ANSYS [J]. General Machine,2017(11):65-67. (in Chinese)
- [17] Skoch G J. Experimental investigation of centrifugal compressor stabilization techniques [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003,125(4):765-776.

(编辑:刘 亮)