

亚声叶型前缘形状对压气机气动性能的影响

曹传军, 邱毅, 李斌

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 201108)

摘要: 数值研究了四种亚声叶型前缘(平钝前缘, 尖锐前缘, 偏压力面前缘和偏吸力面前缘)形状偏差对压气机气动性能的影响。结果表明: 四种偏差叶型的最小损失系数与原型相近, 平钝前缘在叶根处的低损失攻角范围最小(降低了21.02%); 偏压力面和偏吸力面前缘的角度范围与原型接近, 但偏压力面前缘的负攻角范围减小, 偏吸力面前缘的正攻角范围减小; 尖锐前缘低损失攻角范围与原型相近。前缘形状偏差影响堵塞流量, 偏压力面前缘堵塞流量降低最多(降低了0.80%); 尖锐前缘和偏压力面前缘喘点压比与原型相近, 平钝前缘和偏吸力面前缘喘点压比略低, 各方案最高效率值相近; 平钝前缘偏差对前缘马赫数分布影响最大, 前缘形状偏差对进、出口相对气流角和叶片D因子影响不大。试验中应避免使用平钝前缘偏差叶型, 或同一排叶片安装偏压力面与偏吸力面前缘偏差叶片。

关键词: 航空发动机; 压气机叶片; 亚声叶型; 前缘形状; 偏差; 气动性能; 最小损失

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620 (2018) 06-0001-07

Influence of leading edge shape of subsonic airfoil on compressor aerodynamic performance

CAO Chuan-jun, QIU Yi, LI Bin

(AECC Commercial Aircraft Engine Co., LTD, Shanghai 201108, China)

Abstract: Influence of four different leading edge shapes of subsonic airfoil (flat blunt, sharp, pressure surface orientation and suction surface orientation leading edge) on compressor aerodynamic performance was numerically studied. The results show that minimum loss coefficient of four shapes is close to baseline design. The incidence angle loss range of flat blunt leading edge airfoil is lowest (almost decreases by 21.02% compared with baseline design). The angle range of pressure surface orientation and suction surface orientation leading edge are close to baseline design, but the negative incidence angle range of pressure surface orientation leading edge decreases while the positive incidence angle range for suction surface orientation leading edge decreases. The incidence angle loss range of sharp leading edge is close to baseline design. Leading edge shape deviation has effect on the choke mass flow. The choke mass flow for pressure surface orientation leading edge decreases the most (comparing to baseline design decreases by 0.80%). At surge point, total pressure ratios of sharp leading edge and pressure surface orientation leading edge are close to baseline, while total pressure ratio of flat blunt leading edge and suction surface orientation leading edge are smaller. The maximum efficiency of each design is nearly the same. Flat blunt leading edge deviation has most significant impact on Mach number distribution. Deviation of leading edge shape have little influence on inlet (or outlet) relative flow angle and D factor. It is recommended not to use blades with flat blunt leading edge or not to use pressure surface orientation and suction surface orientation leading edge in the same row during test.

Key words: aero-engine; compressor blade; subsonic airfoil; leading edge shape; deviation; aerodynamic performance; minimum loss

1 引言

随着航空发动机技术的不断提升,对其压气机性能的要求也越来越高,高负荷和高效率是压气机技术进步的标志^[1]。高性能压气机的发展对叶型的设计越来越精细化,为保证能够实现设计性能,对压气机叶型加工过程中的控制(如前缘形状、叶型轮廓度、位置度、扭转角等)极为严苛。但在实际加工过程中,由于成本和工艺水平的限制,加工的叶型与设计的理论叶型有一定的偏差,而这种偏差对压气机性能产生了较大的影响^[2-4]。

这些偏差影响因素中,前缘形状对叶片性能的影响较大,会影响前缘附面层转捩和分离,从而影响叶型表面负荷分布和叶型损失。Walraevens等^[5]实验研究了圆形和椭圆形前缘对分离的影响,表明椭圆形前缘可在较低来流湍流度下抑制分离泡大小,推迟边界层转捩。Wheeler等^[6]对尾迹作用下圆形前缘和椭圆前缘流动损失的研究表明,有尾迹时圆形前缘叶型总损失比椭圆前缘增加了32%。Elmstrom等^[7]数值分析了非均匀涂层厚度分布的前缘形状对叶型损失的影响,得出非均匀涂层的厚度参数在0.25以下或偏差值在0.005 mm时对性能的影响较小,但实际加工很难实现。Goodhand^[8]定义了一种前缘速度尖峰因子,研究表明保持该因子小于0.1时,前缘形状对性能影响极小;针对不同前缘形状,研究了前缘表面的粗糙度、倒圆等对叶栅通道内尤其是根部流动分离的影响^[9],30%叶高以下任何前缘改变导致的转捩位置前移,都将使根部流动损失和损失区域增大;前缘形状对性能影响的敏感区域位于吸力面3%之前^[10]。刘火星等^[11-12]采用实验手段研究了圆形与椭圆形前缘形状对流动的影响,得出圆形前缘与叶身连接点的曲率不连续会造成叶片在正攻角流动时吸力面容易产生分离;椭圆形前缘形状能有效抑制分离产生,更能容许攻角的变化;同样形状的前缘,增大楔角能抑制前缘分离。张小龙等^[13]研究了不同的椭圆形前缘与圆形前缘对流动损失的影响,表明较高马赫数下椭圆前缘抑制分离、减小分离泡内损失的优势明显。宋寅等^[14-15]对比分析了圆形、椭圆形与曲率连续形前缘对性能的影响,表明曲率连续前缘降低了叶型损失,消除了小攻角前缘分离泡,大攻角时分离泡也得到有效抑制。刘宝杰等^[16]采用形状函数变换技术优化叶型前缘,研究了不同曲率连续前缘对前缘速度尖峰的影响,结果表明前缘速度尖峰非设计工况下的发展过

程不同导致不同的曲率连续前缘的可用攻角范围差异明显。陆宏志等^[17-18]的实验研究表明,应用带平台圆弧前缘可有效抑制前缘流动分离。靳军等^[19]研究了超声速椭圆前缘对激波及其附面层发展的影响,表明减小椭圆圆弧的形状控制因子有利于减弱激波强度和激波与附面层的干扰。

本文针对加工过程中容易出现的四种前缘(平钝前缘,尖锐前缘,偏压力面前缘和偏吸力面前缘)形状偏差类型,分别采用二维分析和三维数值模拟的方法对某多级轴流式压气机出口级亚声叶型进行研究,分析前缘偏差形状对气动性能的影响,以为该压气机叶片设计和加工提供依据。

2 前缘偏差形状的构建

为研究实际加工过程中出现的偏差叶型对性能的影响,需构建出不同类型的偏差叶型前缘形状。构建方法基于等高面叶型选取轴向和圆周方向建立二维叶型及其坐标系,然后通过控制参数,包括前缘附近点数、前缘点沿中弧线切线或法向的移动距离、吸力面/压力面厚薄控制参数等,来控制叶型前缘形状。

2.1 尖锐前缘形状

尖锐前缘形状构建步骤为:①将坐标系原点放置在叶型前缘点上;②沿中弧线在前缘切线方向将前缘点向叶片外延伸0.040 mm(0.040 mm与目前叶片的前缘加工偏差水平相当);③选取原型从前缘开始沿叶盆第30个点,在新的前缘点与叶盆第30个点之间建立三阶的Bezier曲线,新建立的Bezier曲线在第30点二阶导连续;④选取原型从前缘开始沿叶背第30个点,在新的前缘点与叶背第30个点之间建立三阶的Bezier曲线,同样第30个点二阶导连续,最终构建形状如图1中绿色曲线所示。

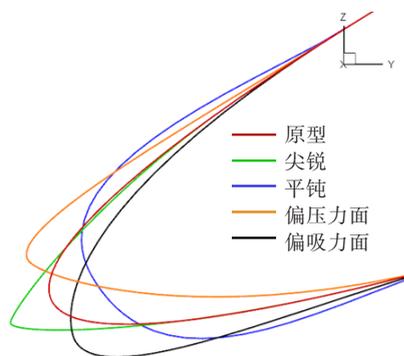


图1 构建的叶型偏差前缘

Fig.1 Different blade leading edge shapes

2.2 平钝前缘形状

平钝前缘形状构建步骤与尖锐前缘的基本相同,不同的是第②步是沿中弧线在前缘切线方向将前缘点向叶片内移动 0.040 mm,构建形状如图 1 中蓝色曲线所示。

2.3 偏压力面和偏吸力面前缘形状

各截面二维叶型前缘形状偏向变化有两种形式,分别是前缘向压力面侧偏移和前缘向吸力面侧偏移。其形状构建步骤与尖锐前缘的基本相同,不同的是第②步中偏压力面前缘是将前缘点沿中弧线切线垂直的方向向压力面侧平移 0.040 mm,偏吸力面前缘是将前缘点沿中弧线切线垂直的方向向吸力面侧平移 0.040 mm,两种偏向的前缘形状都保证前缘与叶身光滑连接。偏压力面和偏吸力面前缘构建形状分别如图 1 中橘黄色、黑色曲线所示。

3 计算方法

3.1 S1流面计算方法

S1流面计算分析了基元叶型的攻角特性,采用 MISES 程序计算。主流无粘区采用势方程求解,粘性边界层区域采用卡门动量积分方程和能量积分方程求解,转换模型为改进的 Abu-Ghannam-Shaw 模型^[20]。选取某多级压气机第 8 级转子叶片(R8)为研究对象,计算不同超差前缘形状 R8 的攻角特性。

边界条件设置直接影响计算结果,采用 MISES 计算叶型攻角特性时保持与三维计算状态时的一致(三维计算工具选取 NUMECA,下文详细介绍),初始边界条件从三维计算结果提取,得到初始的流场进/出口相对马赫数、进/出口相对气流角、进/出口气流密度、进/出口子午速度、进口静温等。对比 MISES 计算的叶型表面等熵马赫数与三维计算的马赫数分布,通过调整边界条件的进、出口密度和进、出口子午速度,来调整密流比修正 MISES 计算得到的叶型表面马赫数形状,使其与三维计算结果相一致,如图 2 所示。按调整后的边界条件计算攻角特性。

攻角特性计算采用 MISES 程序的 POLAR 模块。由于 POLAR 程序对初场有一定要求且对参数较为敏感,为保证得到较完整的攻角特性,从损失较小的设计点开始计算,然后以设计点结果为初场分别向端点和堵点计算。

3.2 三维计算方法

采用 NUMECA 进行三维数值计算,计算选取该多级压气机后面级叶片(S7、R8、S8 共三排叶片,以

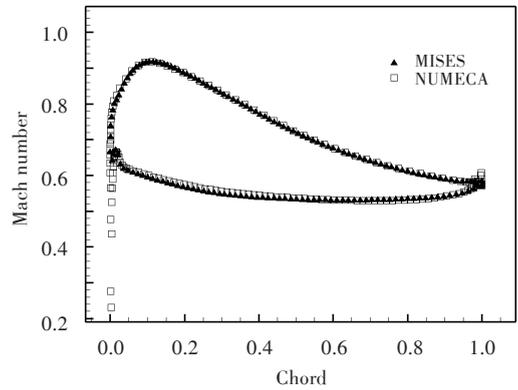


图 2 MISES 与三维计算的叶型表面马赫数对比
Fig.2 Comparison of MISES with 3D results for Mach number distribution

R8 为研究对象,构建不同的偏差前缘形状;该三排叶片皆为典型亚声速叶型)。

计算网格采用 Autogrid5 划分,为 H40 类型。计算为单通道定常计算,总网格数约 110 万,R8 转子叶片的叶顶间隙取 0.440 mm。计算时第一层网格高度取 0.003 mm, $y^+ < 10$ (图 3)。

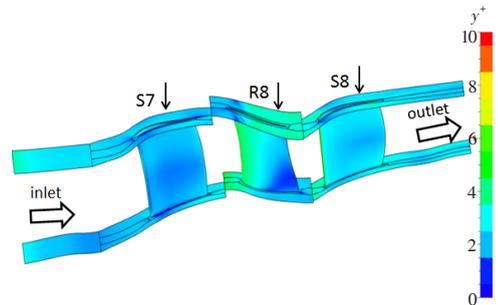


图 3 y^+ 值分布
Fig.3 Distribution of y^+

采用 NUMECA 软件的 FINE/TURBO 模块求解三维雷诺平均 N-S 方程,湍流模型为 S-A 一方程模型。计算工质设为真实气体。边界条件设置如下:进口给定总温、总压和进口气流角度,出口给定背压;固壁为绝热、无滑移边界条件;转/静交界面数据传递采用一维无反射方法。

4 计算结果分析

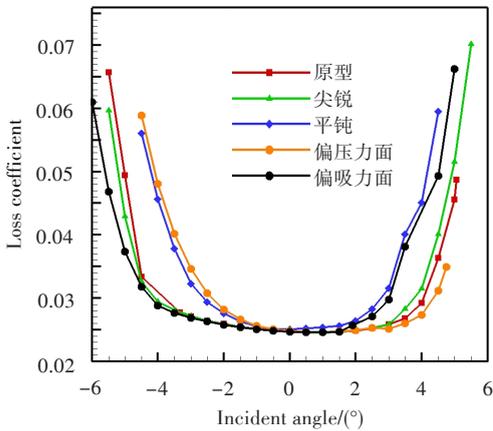
4.1 S1流面计算结果分析

选取 R8 叶片 10%、50%、90% 叶高位置处流面叶型,针对原型、尖锐、平钝、偏压力面、偏吸力面五个前缘形状方案及两个不同来流马赫数(0.60 和 0.75)条件进行 MISES 计算,对比分析攻角损失特性。

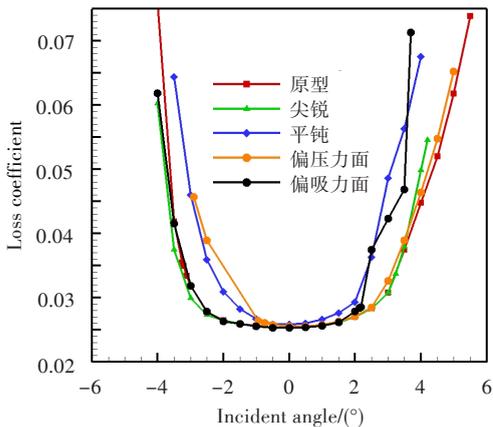
4.1.1 叶根处(10%叶高)攻角特性

图4(a)为来流马赫数0.60时的攻角特性曲线。定义最小损失系数2倍范围内为低损失攻角范围区域。可见,不同前缘形状最小损失系数相近,低损失攻角范围差异明显。原型叶片低损失攻角范围为 10.07° ,尖锐叶型与原型叶片低损失攻角范围相近,平钝叶型低损失攻角范围最小(相比原型减小了16.68%)。偏压力面前缘负攻角范围减小,而偏吸力面前缘正攻角范围减小。

图4(b)为来流马赫数0.75时的攻角特性曲线。与来流马赫数0.60时的相比,来流马赫数0.75时的最小损失系数与其相近,但低损失攻角范围变小。马赫数0.75下平钝叶型低损失攻角范围最小,相比原型下降21.02%。



(a) $Ma = 0.60$



(b) $Ma = 0.75$

图4 叶根处不同前缘形状叶型的攻角特性

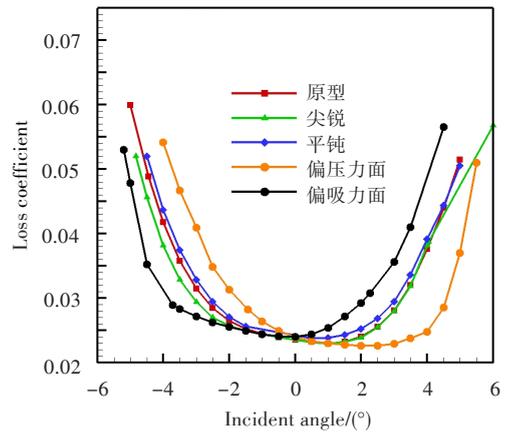
Fig.4 Incidence angle characteristics of different leading edge shapes at blade root

4.1.2 叶中处(50%叶高)攻角特性

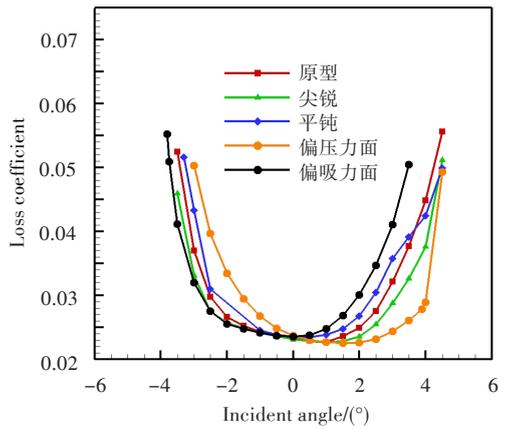
图5(a)为来流马赫数0.60时的攻角特性曲线。

原型叶片低损失攻角范围为 8.89° 。叶中处因叶片前缘厚度减薄,前缘形状差异逐渐缩小,因此叶片低损失范围逐步接近。与叶根处结果类似,偏吸力面与偏压力面前缘叶型的正负攻角范围与原型不同。

图5(b)为来流马赫数0.75时的攻角特性曲线。与来流马赫数0.60时的相比,来流马赫数0.75时的最小损失系数与其相近,但低损失攻角范围明显变小。原型叶片低损失攻角范围为 7.29° ,不同前缘形状与原型低损失攻角范围接近,甚至尖锐叶型的低损失攻角范围还略大于原型。



(a) $Ma = 0.60$



(b) $Ma = 0.75$

图5 叶中处不同前缘形状叶型的攻角特性

Fig.5 Incidence angle characteristics of different leading edge shapes at blade mid-span

4.1.3 叶尖处(90%叶高)攻角特性

图6(a)为来流马赫数0.60时的攻角特性曲线,不同前缘形状对叶尖叶型的影响规律与叶中叶型的类似。尖锐叶型角度范围与原型相近,平钝叶型角度范围与原型相比下降了4.72%。

图6(b)为来流马赫数0.75时的攻角特性曲线。

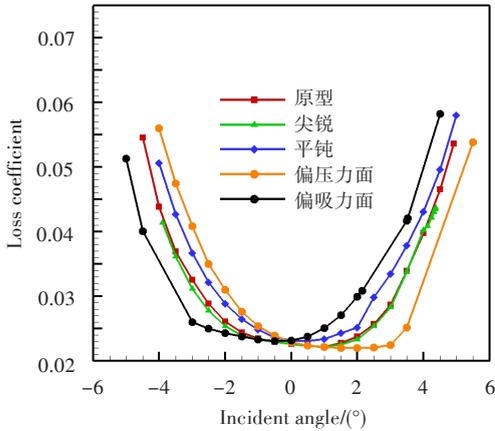
与来流马赫数 0.60 时的相比,来流马赫数 0.75 时的最小损失系数与其相近,但低损失攻角范围减小,前缘形状的影响规律相同。

偏吸力面和偏压力面前缘的叶片,会导致正负攻角范围一起减小,降低该叶片排的裕度范围。

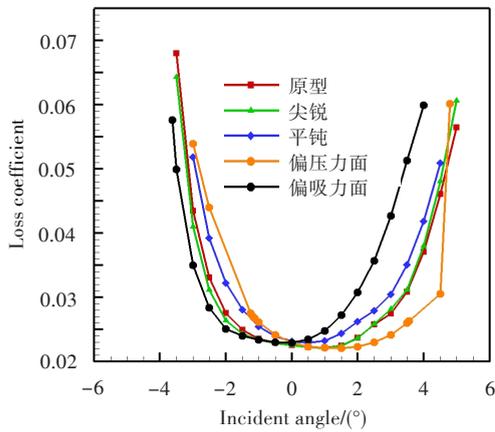
4.2 三维计算结果分析

4.2.1 级特性

以 S7-R8 为单个级,图 7、图 8 为各方案计算的单级特性图,图中横坐标为归一化后流量(与原型的堵点流量相比)。图 7 表明,叶片前缘形状变化影响堵塞流量。与原型前缘相比,偏压力面前缘堵塞流量下降最多,减小了 0.80%,偏吸力面前缘堵塞流量升高了 0.26%。这是由于偏压力面前缘相当于将前缘关闭,减小了喉道面积,导致能通过的最大流量减小;相反,偏吸力面前缘相当于将前缘打开,增加流通面积,导致最大流量增大。以数值发散点作为喘点判断依据,尖锐前缘和偏压力面前缘喘点压比与原型接近,而平钝前缘和偏吸力面前缘喘点压比略微减小。三维计算的喘点结果也验证了 S1 流面分析结果,即平钝前缘对裕度影响较大,尖锐前缘与原型裕度相当、影响较小。图 8 表明,各方案最高效率值相近,喘点效率略有变化。



(a) $Ma = 0.60$



(b) $Ma = 0.75$

图 6 叶尖处不同前缘形状叶型的攻角特性

Fig.6 Incidence angle characteristics of different leading edge shapes at blade tip

在相同叶高处,两种马赫数对应的最小损失系数接近,但高马赫数时叶型低损失攻角范围明显减小;从叶根至叶尖随着叶片逐渐变薄,叶型最小损失系数也逐渐减小;随着叶片前缘变薄,前缘形状的影响差异略微减小。

平钝前缘形状偏差对性能的影响总是最大,在叶片试制过程中要特别注意(尤其是对于前缘较厚的叶根叶型),应避免使用这种偏差叶型开展试验工作。另外值得注意的是,对于偏压力面或偏吸力面的前缘叶型,虽然各自的低损失攻角范围与原型差异不大,但对应的正攻角或负攻角范围并不相同。与原型相比,偏吸力面前缘正攻角范围减小,偏压力面前缘负攻角范围减小。如果在同一排叶片上安装

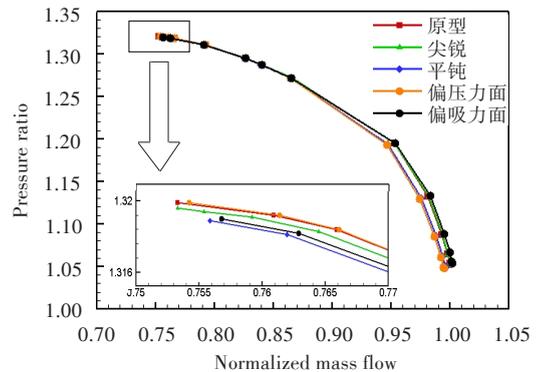


图 7 流量-压比级特性

Fig.7 Stage characteristic of mass flow versus pressure ratio

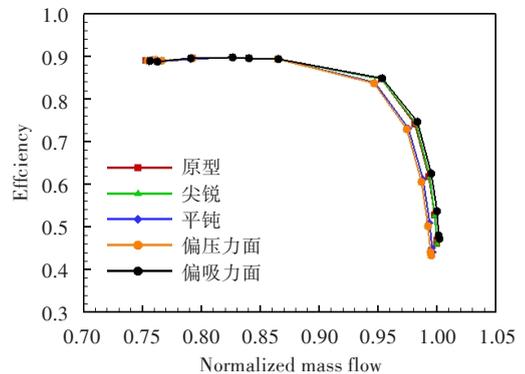


图 8 流量-效率级特性

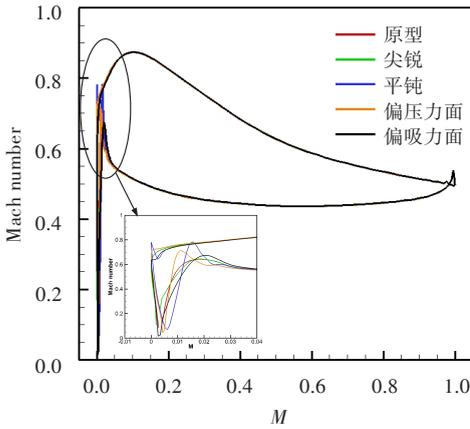
Fig.8 Stage characteristic of mass flow versus efficiency

4.2.2 详细流场参数

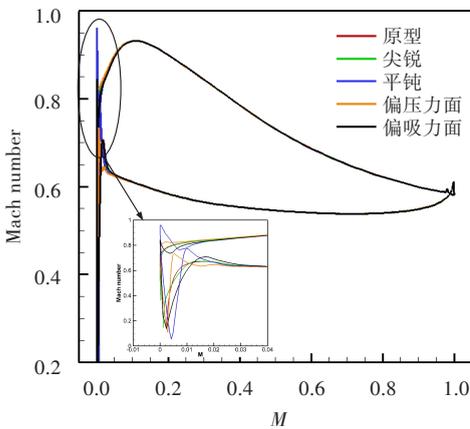
选取图7中圆形区域各方案的计算结果作为详细流场参数对比的计算点。图9为R8叶片等熵马赫数图,图中 M 代表归一化弦长方向位置。可见,前缘形状对叶片前缘附近的等熵马赫数影响较大,各方案吸力面和压力面的尖峰差异明显,但对叶片中

后部弦长处马赫数分布影响较小。平钝前缘对前缘附近马赫数分布影响最大,在根、中、尖三个截面其尖峰都是最大;偏压力面前缘的尖峰次之,尖锐前缘的尖峰最接近原型设计。

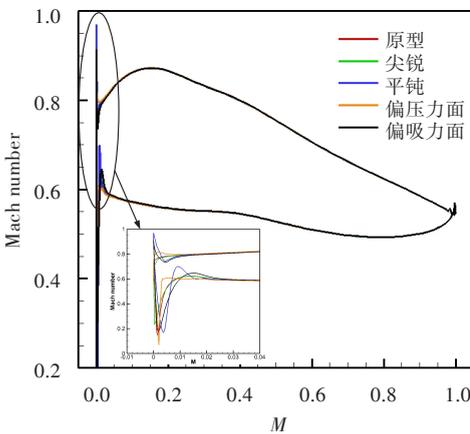
图10为不同前缘形状R8叶片进、出口相对气流角分布图,可见各方案进、出口相对气流角基本一致。图11为不同前缘形状D因子分布图,可见不同前缘形状叶片D因子差别不大。



(a) 10%叶高截面



(b) 50%叶高截面



(c) 90%叶高截面

图9 等熵马赫数对比图

Fig.9 Isentropic Mach number distribution

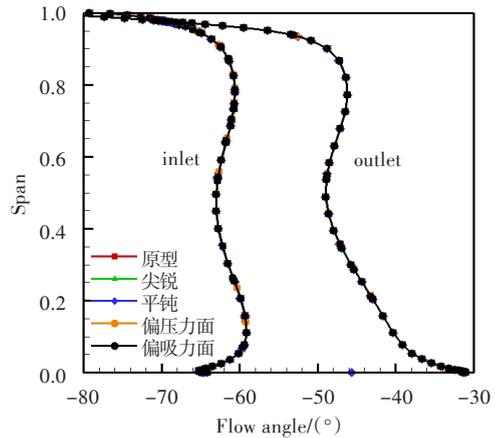


图10 进出口相对气流角分布

Fig.10 Relative airflow angles at inlet and outlet

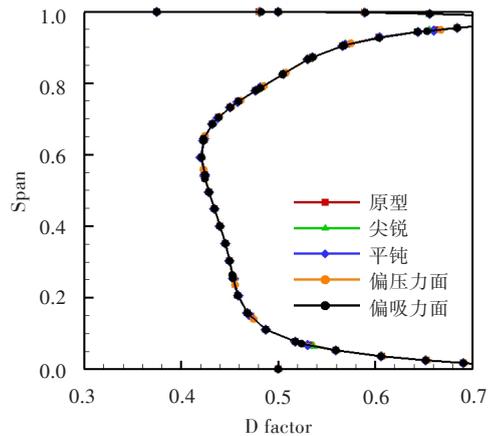


图11 叶片D因子分布

Fig.11 D factor distribution

5 结论

(1) 来流马赫数相同时,不同前缘形状叶型的最小损失系数相近,但低损失攻角范围差异明显。平钝前缘在叶根处的低损失攻角范围最小(来流马赫数0.75时降低了21.02%),在叶中和叶尖时差异减小;偏压力面和偏吸力面前缘的攻角范围与原型接近,但负攻角或正攻角的范围不同程度减小;尖锐前缘角度范围与原型较为接近。马赫数增加时,低损

失攻角范围减小。

(2) 前缘形状偏差影响堵塞流量,偏压力面前缘堵塞流量降低最多(降低了0.80%)。各方案最高效率值相近,尖锐前缘和偏压力面前缘与原型喘点压比相近,而平钝前缘与偏吸力面前缘喘点压比略小。平钝前缘偏差对前缘马赫数分布影响最大,各偏差对进、出口相对气流角和D因子影响不大。

(3) 平钝前缘偏差对性能影响最大,在叶片试制过程中要特别留意,应避免使用这种偏差叶型开展试验工作。对于偏压力面或偏吸力面前缘叶型,安装在同一排会导致正负攻角范围一起减小,降低该叶片排的裕度范围,应当避免。

参考文献:

- [1] 陈懋章,刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势——用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报,2008,23(6):961—975.
- [2] 高丽敏,蔡宇桐,曾瑞慧,等. 叶片加工误差对压气机叶栅气动性能的影响[J]. 推进技术,2017,38(3):525—531.
- [3] 郑似玉,滕金芳,羌晓青. 轮廓度加工超差对压气机气动性能影响的数值研究[J]. 科学技术与工程,2016,16(29):317—320.
- [4] 郑似玉,滕金芳,羌晓青. 位置度超差对轴流压气机流场性能影响的数值研究[J]. 流体机械,2016,44(11):20—24.
- [5] Walraevens R E, Cumpsty N A. Leading edge separation bubbles on turbomachine blades[R]. ASME 93-GT-91, 1993.
- [6] Wheeler A P S, Sofia A, Miller R J. The effect of leading-edge geometry on wake interactions in compressors[J]. Journal of Turbomachinery,2009,131:041013.
- [7] Elmstrom M E, Millsaps K T, Hobson G V, et al. Impact of nonuniform leading edge coatings on the aerodynamic performance of compressor airfoils[J]. Journal of Turbomachinery,2011,133:041004.
- [8] Goodhand M N, Miller R J. Compressor leading edge spikes: a new performance criterion[R]. ASME 2009-GT-59205,2009.
- [9] Goodhand M N, Miller R J. The impact of real geometries on three-dimensional separations in compressors[R]. ASME GT2010-22246,2012.
- [10] Goodhand M N, Miller R J, Lung W L. The impact of geometric variation on compressor two-dimensional incidence range[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(2): 021007.
- [11] 刘火星,李凌,蒋浩康,等. 二维NACA65叶型前缘几何形状对气动性能的影响[J]. 工程热物理学报,2003,24(2):231—233.
- [12] 刘火星,蒋浩康,陈懋章. 压气机叶片前缘分离流动[J]. 工程热物理学报,2004,25(6):936—939.
- [13] 张小龙,姜斌,郑群,等. 压气机叶片前缘形状与局部损失相关性[J]. 哈尔滨工程大学学报,2015,36(4):484—488.
- [14] 宋寅,顾春伟. 叶片前缘形状对压气机气动性能的影响[J]. 工程热物理学报,2013,34(6):1051—1054.
- [15] 宋寅,顾春伟. 曲率连续的压气机叶片前缘设计方法[J]. 推进技术,2013,34(11):1474—1481.
- [16] 刘宝杰,袁春香,于贤君. 前缘形状对可控扩散叶型性能影响[J]. 推进技术,2013,34(7):890—897.
- [17] 陆宏志,徐力平,方韧. 压气机叶片前缘形状的改进设计[J]. 航空动力学报,2000,15(2):129—132.
- [18] 陆宏志,徐力平. 压气机叶片的带平台圆弧形前缘[J]. 推进技术,2003,24(6):532—536.
- [19] 靳军,刘波,南向谊,等. 超音速叶型前缘几何形状对叶栅气动性能的影响[J]. 航空动力学报,2007,22(4):660—665.
- [20] 李俊,刘波,杨小东,等. 高空低雷诺数吸附式压气机叶型耦合优化设计[J]. 航空动力学报,2016,31(2):503—512.