

文章编号: 1000-8055(2004)06-0786-06

不同掠弯扩压叶栅变工况气动性能比较

赵桂杰, 陈 浮, 宋彦萍, 卞兆喜, 王仲奇
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 实验研究了变工况条件下由不同掠弯叶片组成的平面扩压叶栅出口总压损失及二次流矢量分布, 并给出了叶片表面墨迹流动显示结果。研究表明弯掠叶栅能够最大程度地改善角区流动, 避免流动分离, 叶栅出口总压损失对冲角变化不敏感, 正冲角下总损失增加较小且吸力面角区也不存在明显的分离。通过增大中径处的设计冲角或进行弯掠匹配优化进一步提高变工况性能的潜力巨大, 对提高压气机性能具有实际价值。

关键词: 航空、航天推进系统; 叶栅实验; 弯掠叶栅; 冲角

中图分类号: V 232

文献标识码: A

An Aerodynamic Performance Study of Different Swept-Curved Compressor Cascades under Different Operating Conditions

ZHAO Guijie, CHEN Fu, SONG Yan-ping,
BIAN Zhao-xi, WANG Zhong-qi

(Energy Science and Engineering School,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Investigations in recent years showed that three-dimensional blade design using end bend, sweep and dihedral could reduce endwall loss, improve efficiency and stable operating range. STR (straight), SWF (forward swept), SCB (incorporating forward swept and positive curved) and SWB (backward swept) rectangular compressor cascades have been studied at design and off-design incidences to verify if SCB can achieve better aerodynamic performance. All types of swept or curved blades considered are symmetric to midspan, consisting of an circular arc section in the central part and swept or curved sections toward the endwalls. The effect of incidence change on the distribution of exit total pressure loss and secondary flow vectors of the compressor cascades has been experimentally investigated. Ink-trace flow visualization on blade surfaces was also conducted in a part of incidences. Compared with straight cascade, mechanisms of the total pressure loss increase and decrease with the change of incidence of various swept cascades at different spanwise positions were analyzed. The results show that compared to swept-forward cascades, the swept-curved cascade further prevents the low energy fluid accumulation, which may

收稿日期: 2003-12-01; **修订日期:** 2004-03-20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50236020); 国家科技部 973 资助项目(G1999022307);

哈尔滨工业大学校基金资助项目(HIT·2001·22)

作者简介: 赵桂杰(1971-), 男, 山东招远人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院博士生, 主要从事叶轮机械气体动力学研究

induce separation in the end wall/suction surface corner region; therefore, remarkably reduce total pressure loss in that region. Even at larger positive incidence the total loss of the swept-curved cascade increases smoothly and no flow separation was observed in the corner. In general, the total pressure loss of swept-curved cascade is not sensitive to incidence change. The study supports the conclusion that SWF and SCB conduce to the improvement of stall margin near the end wall even at higher incidence. Moreover, it is supposed that better aerodynamic performance of SCB can be achieved by increasing design incidence at midspan and by optimizing the matching of swept blade angle and height, and curved blade angle and height.

Key words: aerospace propulsion system; cascade experiment; swept-curved blade; incidence

设计高负荷、高效率、高压比、喘振裕度大的压气机一直是人们追求的目标。Breugelmans 等^[1]对采用弯曲叶片的压气机叶栅内部二次流动特性进行了初步研究, 结果表明弯曲叶片显著影响了栅内二次流动。随着弯曲叶片设计方法的不断完善, 其在压气机静叶栅中得到广泛应用^[2]。随后兴起的掠型叶片则在压气机动叶及风扇设计中获得发展^[3]。由于压气机在实际工作过程中不可能总在设计工况(冲角)下工作, 变工况情况下压气机叶栅和级的特性对级间匹配和总性能的影响也非常重要。因而研究叶栅变工况性能, 如压比、流量及损失等参数的变化规律具有重要的实际意义, 也是压气机设计过程中的重要一环。针对这一要求, 有关学者也对弯曲或掠型压气机叶栅的冲角性能进行了研究^[4~6]。在设计冲角下进行的研究结果表明, 采用掠、弯叶片能够达到控制叶栅径向及轴向压力梯度、降低叶栅端部流动损失的效果^[7]。本文在上述工作的基础上, 对弯掠联合成型压气机叶栅变工况性能进行了实验研究, 进一步探讨了弯掠叶栅控制端壁三维流动的机理。

1 实验装置

实验在哈尔滨工业大学大尺度低速平面叶栅风洞上进行, 入口马赫数为 0.22。在零冲角, $\pm 5^\circ$ 冲角和 $\pm 10^\circ$ 冲角下, 采用五孔 π 型束状探针对由 NACA 65 系列的直叶片、前掠叶片、后掠叶片及正弯+前掠叶片组成的压气机平面叶栅出口进行了测量, 探针测量的总压损失系数标准误差范围不超过 $3\sigma = 0.04$ 。部分冲角下做了叶片表面的墨迹流动显示。四种叶片的积迭型式、几何及气动参数见文献^[7]。文中总压损失系数定义为:

$$C_p = (P_0^* - P^*)/P_{v0}$$

式中 P_0^* 为栅前总压, P^* 为测点总压, P_{v0} 为栅前

动压。

2 实验结果和分析

图 1 表明, 在冲角由负值向正值变化的过程中, 四种叶栅节距质量平均总压损失的变化主要表现为叶栅端区损失系数的增加和损失范围沿叶高的扩大。在负冲角条件下, 弯掠叶栅有别于其他三种叶栅的是其中径附近存在总压损失集中的区域, 但该区域随冲角的增加而减小, 损失分布沿叶高趋于平缓。前掠叶栅在负冲角时也存在类似分布, 但其中径附近损失的增加不明显。在直叶栅和后掠叶栅中径附近, 沿叶高损失分布得更均匀而且损失值要小于弯掠和前掠叶栅。在正冲角条件下, 四种叶栅在端部附近的损失分布逐渐拉开距离: 后掠叶栅、直叶栅在 15% 叶高位置损失值持续增大, 高损失分布区域向主流区的扩展也达到了 30% 叶高位置。前掠和弯掠叶栅高损失区的位置在径向也升高至 30% 叶高, 但根部附近的损失值明显小于直叶栅和后掠叶栅。在 35%~65% 叶高范围内, 前掠、弯掠叶栅损失接近并稍大于直叶栅、后掠叶栅。

图 2 为四种叶栅在 $z/B = 1.414$ 轴向位置总的质量平均总压损失系数随冲角的变化。为清楚表现损失与冲角的关系, 对图中曲线进行了拟合处理。图中弯掠叶栅总损失系数变化最为平缓, 说明其对冲角变化不敏感。而后掠叶栅的总损失受冲角变化的影响最为剧烈, 尽管在小负冲角时其叶栅出口总损失小于弯掠和直叶栅, 但其正冲角情况下的总损失迅速增加而明显大于其他三种叶栅, 说明其端部区域的流动分离逐渐增强, 端部流动迅速恶化。在负冲角范围, 前掠叶栅的损失最小, 而在正冲角范围内其损失稍大于弯掠叶栅, 因而前掠叶栅变工况情况下的气动性能较好。四种叶栅损失系数最小值都出现在 -5° 冲角附近。就

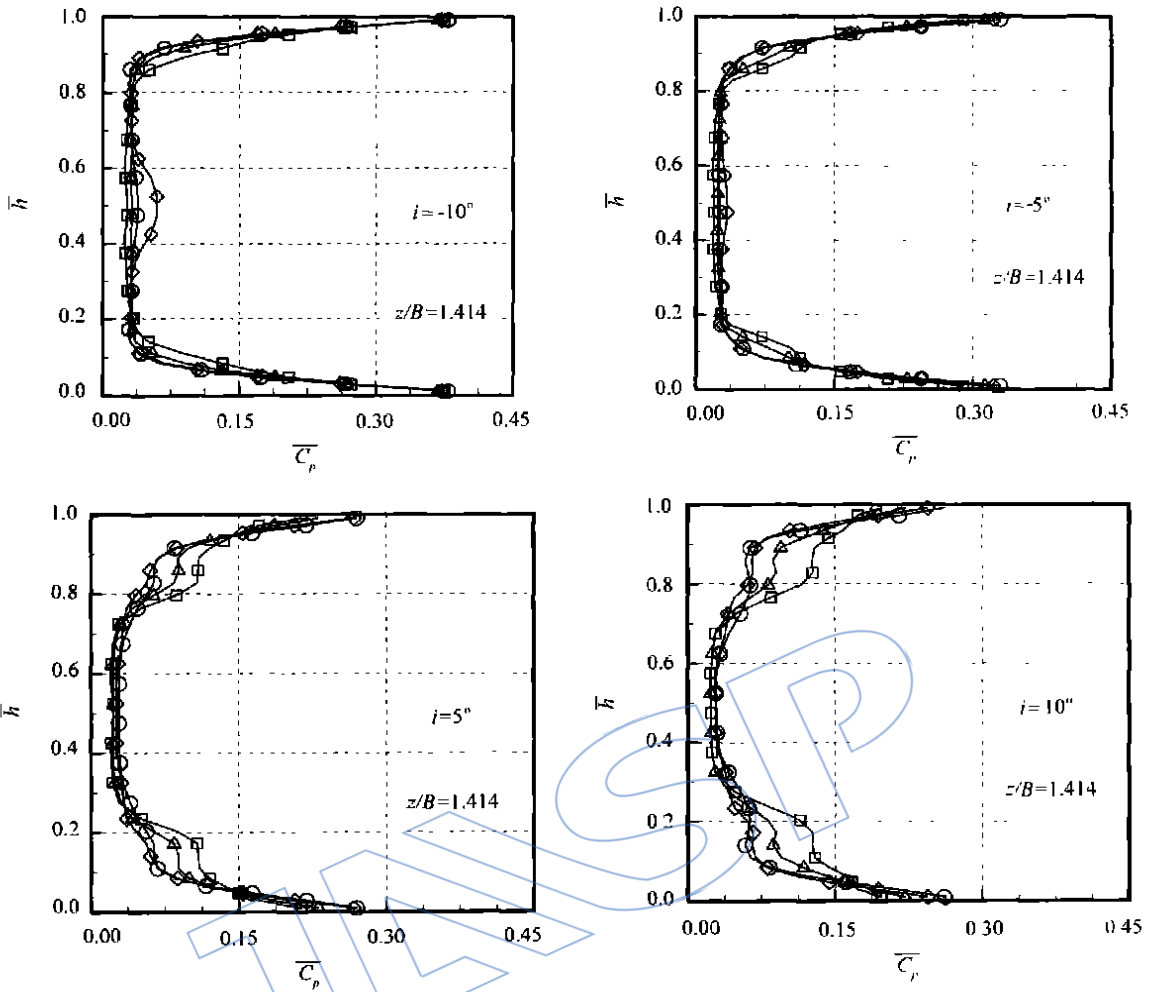


图 1 不同冲角下节距质量平均总压损失系数沿叶高分布 (图中: $\triangle$ 直, $\circ$ 前掠, $\diamond$ 弯掠, $\square$ 后掠)

Fig 1 Distribution of pitch-averaged total pressure loss coefficient along blade height at different incidences

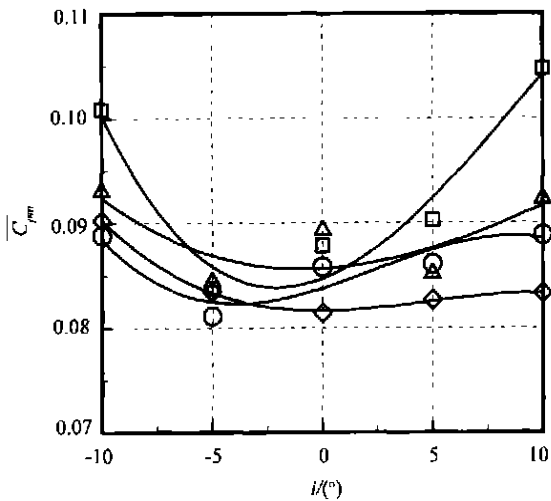


图 2 叶栅出口总的质量平均总压损失系数随冲角的变化 ($z/B = 1.414$, 图中: $\triangle$ 直, $\circ$ 前掠, $\diamond$ 弯掠, $\square$ 后掠)

Fig 2 Mass-averaged total pressure loss coefficient distribution at cascade exit

弯掠叶栅总压损失系数随冲角变化分布趋势来看, 弯掠叶栅冲角适应范围要大于其他型式的叶栅, 变工况性能较好, 这对提高高性能压气机的喘振裕度是有益的。

图 3 给出了弯掠叶栅在 -10° 冲角时叶片压力面以及四种叶栅在不同冲角下叶片吸力面半叶高的流动墨迹显示照片。 -10° 冲角时, 流线平滑地通过弯掠叶栅吸力面, 端壁/吸力面角区没有发生流动分离, 整个吸力面表现出较明显的二维流动特征。但在其压力面, 前缘中径附近存在大面积的流动分离, 这一分离造成了局部低能流体的集中并沿流向充分发展至尾缘, 大部分叶高范围内流线在通过叶片压力面时向尾缘中径偏转, 这种偏转也使得压力面的新生附面层向中径集中, 这两种作用造成了弯掠叶栅在负冲角时中径附近损失增加。从弯掠叶片的积迭型式来看, 叶片端部的前掠与正弯使得叶片中径的实际冲角更小, 这是

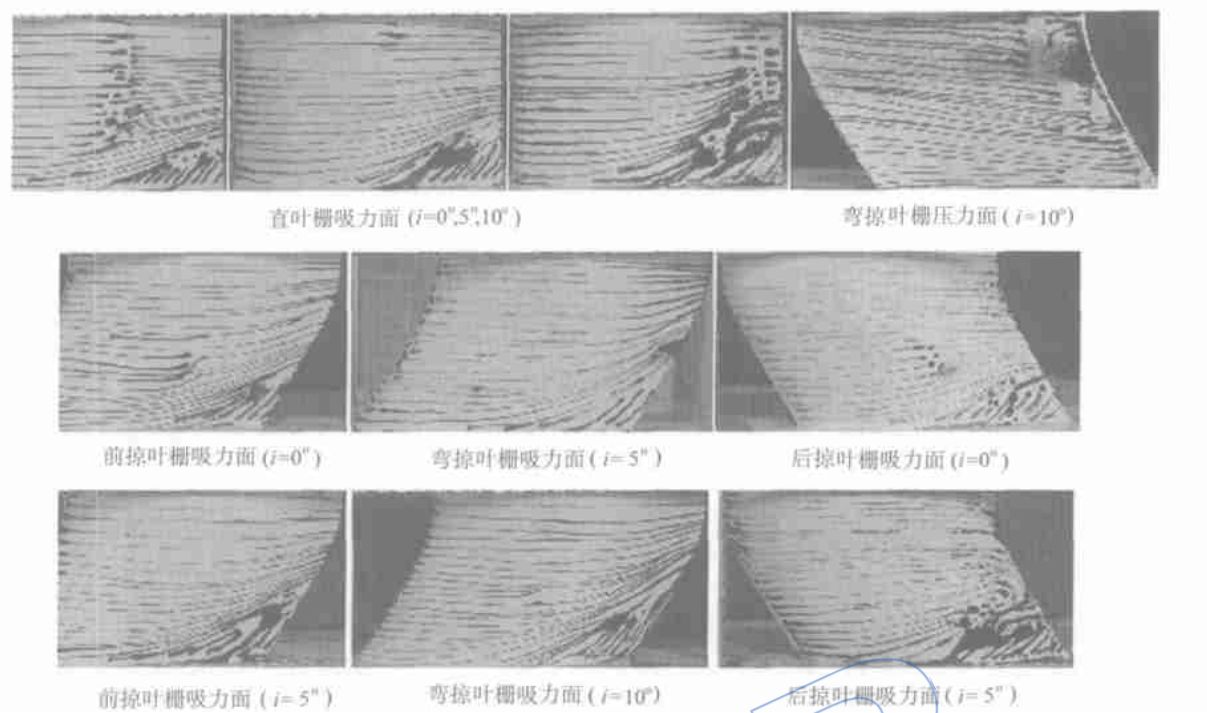


图 3 叶片表面墨迹流动显示

Fig 3 Ink-trace flow visualization on blade surface

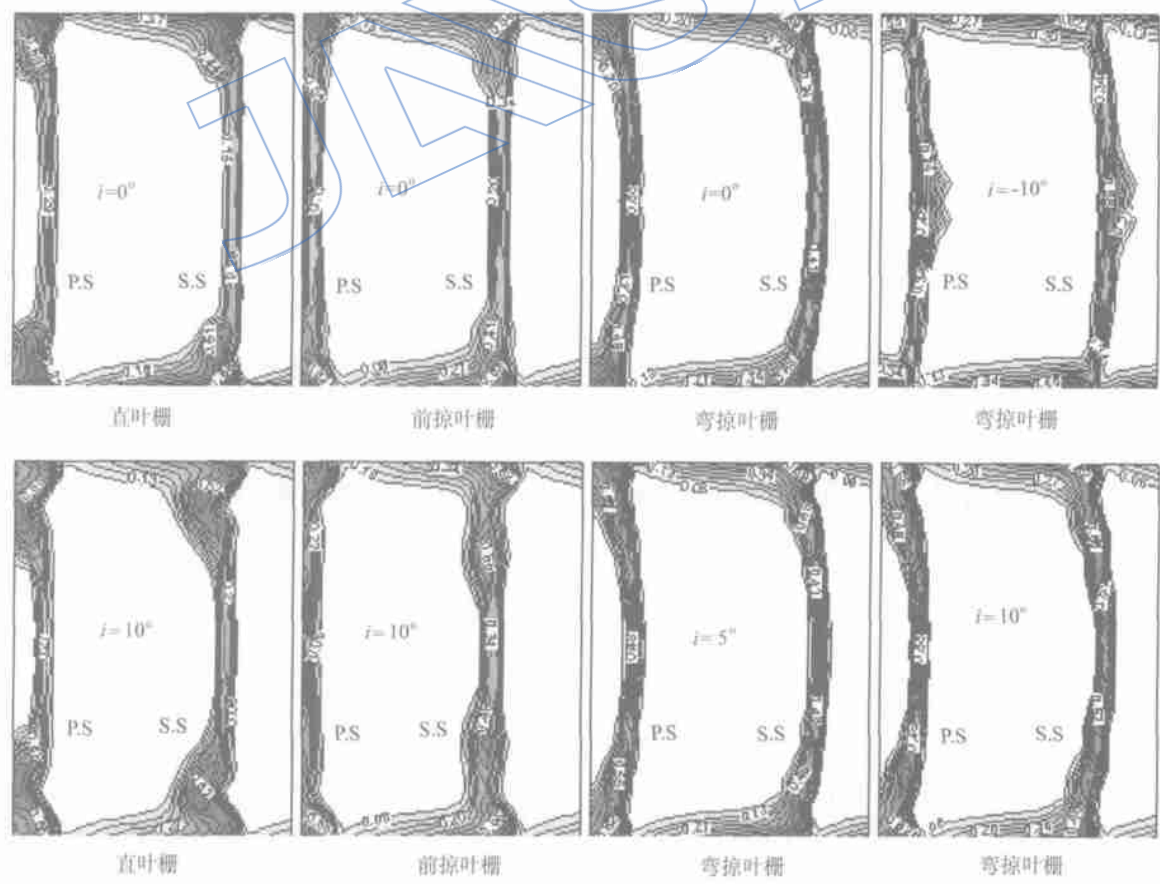


图 4 叶栅出口总压损失系数等值线 ($z/B = 1.414$, 图中 P. S 为压力面侧, S. S 为吸力面侧)

Fig 4 Contours of total pressure loss coefficient at cascade exit planes ($z/B = 1.414$)

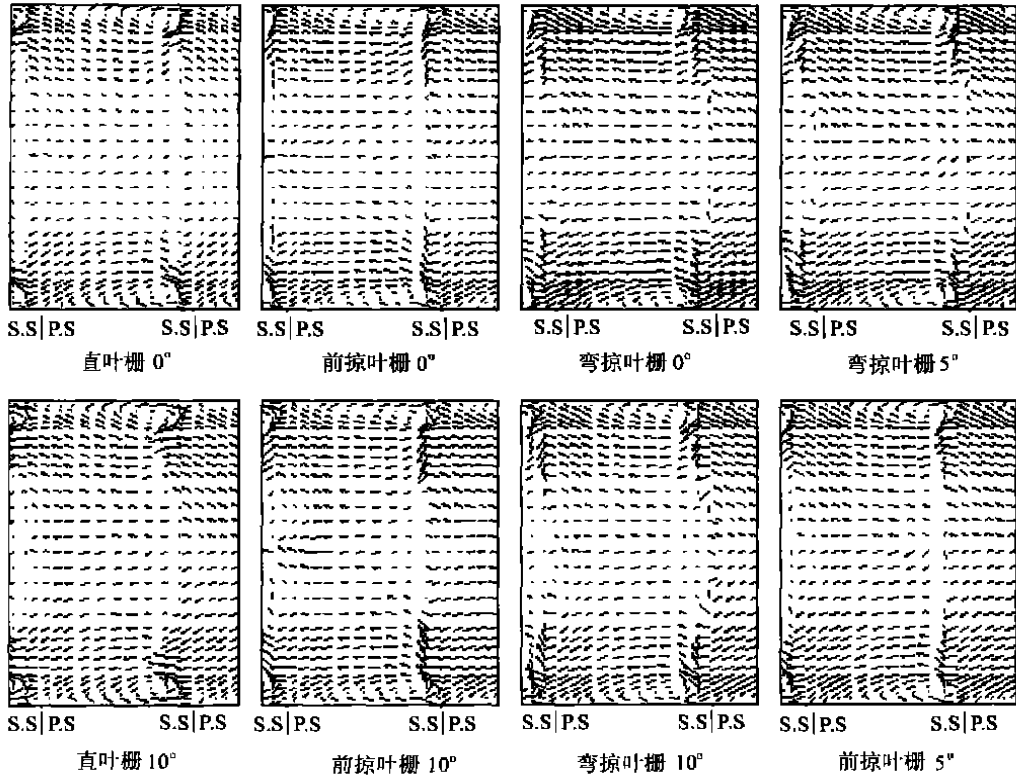


图 5 叶栅出口二次流矢量分布 ($z/B = 1.414$, 图中 P、S 为压力面侧, S、S 为吸力面侧)

Fig 5 Distribution of secondary flow vectors in cascade exit ($z/B = 1.414$)

弯掠叶栅负冲角时压力面前缘发生分离的根本原因。因此,弯掠叶片具有通过增加中径处的设计冲角或优化弯高、弯角及掠高、掠角的匹配消除或减小该位置的损失,进而大幅度提高气动性能的巨大潜力。 $+5^\circ$ 、 $+10^\circ$ 冲角的流动显示结果表明,直叶栅、后掠叶栅角区内的流动显然已经恶化,流动分离发生的范围较大,尤其是后掠叶栅角区内形成了复杂的涡系结构,流动分离严重,并有明显的回流。直叶栅、后掠叶栅流动分离的径向高度对应着图 1 中两种叶栅损失迅速增加的位置。前掠与弯掠叶栅明显改善了端壁/吸力面角区内的流动,而且弯掠叶栅改善的效果更好,甚至在 $+10^\circ$ 冲角角区流动也没有明显恶化。

图 4 为直、前掠及弯掠叶栅在部分冲角时叶栅出口总压损失等值线的分布,由此可以观察到叶栅出口总压损失在横向和径向的不同发展趋势。 0° 冲角时,直、前掠和弯掠叶栅出口端区高损失集中分布的范围依次减小。与直叶栅对比, $+10^\circ$ 冲角时在叶栅两端部前掠、弯掠叶栅损失系数分布平缓,叶片根部的损失峰值也小于直叶栅,说明端壁附面层的低能流体具有相对较弱的横向迁移趋势,有助于改善角区内的流动。在径向,前掠

弯掠叶栅没有出现向主流区扩展的高损失核心,前掠叶栅损失中心沿径向抬高,分布范围稍有扩大,低能流体向中径处迁移的趋势明显并造成中径处损失的增加。而弯掠叶栅在整个叶高范围内没有发现损失过分集中的区域,但比前掠叶栅更强的展向流动趋势造成其中径处损失值迅速增加,甚至超过了前掠叶栅。弯掠叶栅中径压力侧在 -10° 冲角出现了损失向中部主流区的扩展分布,这是其在负冲角时总损失增加的主要原因。综合来看,前掠、弯掠叶栅减小端部损失的同时也造成了中径处损失的增加,但两者平衡的结果却好于直叶栅,尤其是其改善了角区内的流动,最大程度地防止了流动分离的发生。

由图 5 给出的直、前掠和弯掠叶栅出口二次流矢量的分布可见,三种叶栅通道涡核心在径向高度没有明显差别,但前掠和弯掠叶栅通道涡形状较直叶栅扁平,作用范围较小。前掠、弯掠叶栅二次流矢量在端区吸力侧低能流体与压力侧主流掺混的区域明显指向中径,随冲角增大二次流径向流动趋势增强;正冲角时,两种叶栅中径尾迹区内二次流流动紊乱,表明这一区域的流动损失相对较高。

3 结 论

- (1) 四种叶栅在- 5 冲角附近总压损失最小, 弯掠叶栅中径处在- 10 冲角时损失较大。
- (2) 与直叶栅相比, 前掠和弯掠叶栅在所有冲角下端部损失下降, 中径附近增加, 而二者平衡的结果是正冲角时叶栅总损失的下降, 后掠叶栅的损失分布变化趋势与此相反。
- (3) 正冲角时, 直叶栅和后掠叶栅角区内流动分离, 后掠叶栅中存在明显回流, 前掠和弯掠叶栅中角区流动显著改善。
- (4) 弯掠叶栅的气动特性受冲角变化影响较小, 能够提升压气机的稳定工作范围, 具有进一步提高变工况性能的巨大潜力。

参考文献

[1] Breugelmans F A E, Carels Y, Demuth M. Influence of Dihedral on the Secondary Flow in a Two Dimensional Compressor Cascade [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 1984, 106: 578- 584

[2] Günter V, Wenger U, Kau H P. Using Sweep and Dihedral to Control Three-Dimensional Flow in Transonic Stators of Axial Compressor [R]. *ASME Paper* 2000- GT - 0491, 2000

[3] Hah C. Control of Shock Structure and Secondary Flow Field inside Transonic Compressor Rotors through Aerodynamic Sweep [R]. *ASME Paper* 98- GT - 561, 1998

[4] 钟兢军, 苏杰先, 王仲奇, 等. 不同冲角下弯曲扩压叶栅出口流场的实验研究[J]. *工程热物理学报*, 1995, 16(3): 284- 289

[5] Sasaki T, Breugelmans F. Comparison of Sweep and Dihedral Effects on Compressor Cascade Performance [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120: 454- 464

[6] Shang E, Wang Z Q, Su J X. The Experimental Investigation on the Compressor Cascades with Leaned and Curved Blade [R]. *ASME Paper* 93- GT - 50, 1993

[7] 赵桂杰, 陈浮, 宋彦萍, 等. 不同掠型扩压叶栅壁面静压分布特性研究[J]. *航空动力学报*, 2004, 19(2): 265- 269

ZHAO Gui-jie, CHEN Fu, SONG Yan-ping, et al. Experimental Investigation of Surface Static Pressure Distributions in Different Swept Compressor Cascades *Journal of Aerospace power*, 2004, 19(2): 265- 269