

冲角对正弯曲叶片扩压叶栅气动性能的影响

王会社¹, 袁 新¹, 钟兢军², 王仲奇², 马 征³

(1. 清华大学 热能工程系, 北京 100084; 2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;
3. 中国华录工程公司, 陕西 西安 710065)

摘 要: 为了研究冲角对正弯曲叶片压气机叶栅气动性能的影响, 在平面叶栅低速风洞上, 对具有可控扩散叶型 (CDA) 的直叶片, 正弯曲 15° 和 20° 弯曲叶片压气机叶栅在 0°, ±6° 和 ±10° 冲角下进行了实验, 获得了不同冲角下不同弯曲角度叶栅出口流场的能量损失系数和叶片表面静压系数等的分布。与直叶栅相比, 叶片正弯曲后叶栅总损失在所有冲角下均得到了降低, 在正冲角下, 叶栅端部流动状况得到改善, 在负冲角下, 叶栅流道中的流动相对于直叶栅改善不明显。直叶栅在 10° 冲角下发生了遍布整个流道的分离流动, 而正弯曲叶片的采用则削弱了流动的分离。

关键词: 压气机叶片; 压气机叶栅; 叶型; 弯曲; 气动特性

中图分类号: V232.41

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 02-0130-05

Influence of incidence on aerodynamic performance of compressor cascade with positive curved blade

WANG Hui-she¹, YUAN Xin¹, ZHONG Jing-jun², WANG Zhong-qi², MA Zheng³

(1. Dept. of Thermal Engineering, Tsinghua Univ., Beijing 100084, China;

2. School of Energy Science and Engineering, Harbin Inst. of Technology, Harbin 150001, China;

3. China Hualu Engineering Corp., Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to investigate the influence of incidence on the aerodynamic performance of the compressor cascade with positive curved blades, experiments were conducted in a low speed wind tunnel with planar cascade. Rectangle compressor stator cascades constituted by three different positive curved blades with controlled diffusion airfoils were tested. These include: straight blades, positive curved angle 15° and 20° blades. The distribution of energy loss coefficient at all cascade exits and static pressure coefficient on blade surfaces were acquired. The results show that the total losses of the curved blade cascades are reduced in all test incidences. In positive incidence, the endwall flow of curved blade cascades is improved, and in negative incidence it's not so obvious. At the incidence degree of 10°, the separation of flow took place everywhere in linear cascade, and so weakened in curved blade cascades.

Key words: Compressor blade; Compressor cascade; Blade airfoil; Bending; Aerodynamic characteristic

1 引 言

可控扩散叶型 (CDA) 相对于常规叶型具有明显的优势, 目前较先进的发动机大都采用了 CDA^[1]。CDA 是专门针对亚声、跨声叶栅设计和优化的, 通过控制叶片吸力面扩压因子, 在叶片的整个运行范围内可以避免附面层分离。对跨声速应用, 从超声到亚声

时, 叶片表面速度可以平滑过渡而不产生激波^[2]。叶片弯曲成型是降低叶栅二次流损失重要的方法和途径^[3], 本文把 CDA 与叶片弯曲成型相结合, 研究 CDA 叶片弯曲后其气动性能随冲角的变化关系, 为 CDA 弯曲叶片在压气机中的应用打下基础。

文献[4]在近 0° 冲角下, 对 CDA 0°, 15°, 20° 和 25° 弯曲叶片扩压叶栅进行了详细的实验研究, 已经得出

• 收稿日期: 2002-04-12; 修订日期: 2002-06-07。基金项目: 国家自然科学基金 (50076009, 50076019)、973 (G1999022306, G1999022307) 和全国优秀博士学位论文作者专项基金 (199932) 资助项目。

作者简介: 王会社 (1974—), 男, 博士后, 研究领域为发动机气动热力学。

最佳弯曲角度介于 15°和 20°之间。因此,本文对 0°, 15°和 20°弯曲叶片叶栅在不同冲角下进行实验以验证其在变冲角下的气动性能是否也得到了改善。

2 实验设备、测试系统和数据处理

实验在大尺度低速平面叶栅风洞上进行,组成扩压叶栅的三种叶片为:常规直叶片(zx),压力面两端与端壁成 15°(zw15)的正弯曲叶片和压力面两端与端壁成 20°(zw20)的正弯曲叶片。三种叶栅均由 11 片 CDA 叶片组成,其主要参数和进口条件如表 1 所示,叶片的弯曲积叠线和实验模型如图 1,2 所示,图中 $\bar{h}$ ($\bar{h} = h/H$;式中 h 为测量点高度, H 为叶高)为相对叶高, x 为叶高 $\bar{h}$ 处弯曲叶片相对于直叶片的相对弯量。进口边界层对称性较好,试验马赫数为 0.2。CDA 叶型数据如表 2 所示。

Table 1 Cascade geometry and aerodynamic parameters			
Chord (b)/mm	80.2	Pitch (t)/mm	48.0
Chord/Pitch(b/t)	1.67	Aspect ratio(H/b)	1.997
Geometry inlet air angle $\alpha_{1P}/(^{\circ})$	38.91	Geometry outlet air angle $\alpha_{2P}/(^{\circ})$	- 2.18
Angularity $\theta/(^{\circ})$	41.09	Setting angle $\gamma/(^{\circ})$	14.27
Inlet chord Reynolds number Re	6.5×10^5	Blade height H /mm	160
Radius of leading edge/mm	0.72	Radius of trailing edge/mm	0.99

Table 2 CDA profile data			
Pressure surface/mm		Suction surface/mm	
0.00	0.72	0.00	0.72
0.91	0.03	0.35	1.34
3.55	0.71	3.55	3.14
7.12	1.62	7.11	4.91
10.66	2.48	10.66	6.45
14.21	3.31	14.21	7.81
17.76	4.08	17.76	8.98
21.31	4.78	21.31	9.93
24.86	5.28	24.86	10.61
28.42	5.60	28.42	11.06
31.97	5.74	31.97	11.28
35.52	5.74	35.52	11.33
39.07	5.63	39.07	11.22
42.63	5.47	42.63	10.90
46.17	5.30	46.17	10.40
49.73	5.07	49.73	9.76
53.28	4.82	53.28	9.01
56.83	4.50	56.83	8.16
60.38	4.11	60.38	7.25
63.94	3.63	63.94	6.29
67.49	3.06	67.49	5.31
71.04	2.34	71.04	4.32
74.59	1.42	74.59	3.33
78.14	0.30	78.14	2.32
78.80	0.06	79.43	1.95
80.16	0.99	80.16	0.99

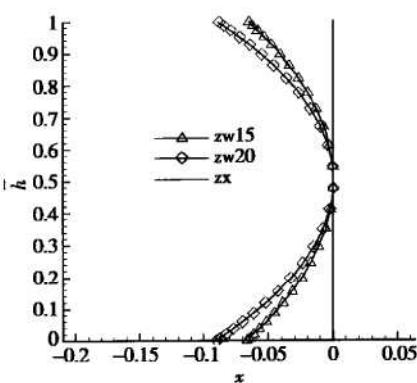


Fig.1 Stacking lines of curved blades



Fig.2 Test cascade model

对三种叶栅在 - 10°, - 6°, 0°, + 6°和 + 10°冲角下应用直径为 2.6mm 的 5 孔探针测量了叶栅的出口流场,出口测量面距叶片尾缘 5mm,测点设置为节距方

向 33 个非等距点和沿叶高方向 21 个非等距测量高度,测点设置在靠近吸力面及尾缘加密,在边界层内测量点加密。在对叶片表面进行静压测量时,沿叶高设置 11 个非等距测量高度,每个高度沿叶型排列 31 个非等距静压测孔,共设置 341 个测孔。由于叶片上下对称,因此只测量了下半叶高,在处理实验数据时,将下半叶高实验数据直接对称至上半叶高。

通过实验可获得的数据有 $p_1, p_2, p_3, p_4, p_5, p_6, p_7, T$, 分别代表:五孔探针 1~5 孔的压力、大气压、来流总压和静压以及风洞内温度。则静压系数 H_s 为

$$H_s = (p_s - p_{s0}) / (p_6 - p_7)$$

式中 p_s 为当地静压, p_{s0} 为栅前静压。能量损失系数 ξ 为

$$\xi = \frac{\left(\frac{p_s}{p^*}\right)^{0.2857} - \left(\frac{p_{s0}}{p_0^*}\right)^{0.2857}}{1 - \left(\frac{p_{s0}}{p_0^*}\right)^{0.2857}}$$

式中 p^* 为当地总压, p_0^* 为栅前总压。

实验误差处理的具体方法参见文献[3]。

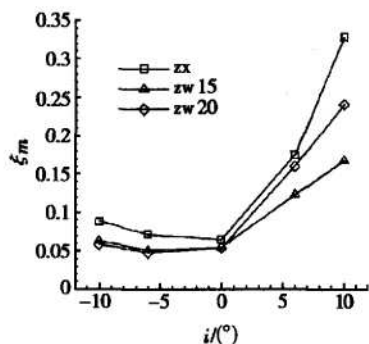


Fig.3 Mass-averaged energy loss coefficient distribution vs. incidence at cascade exit section

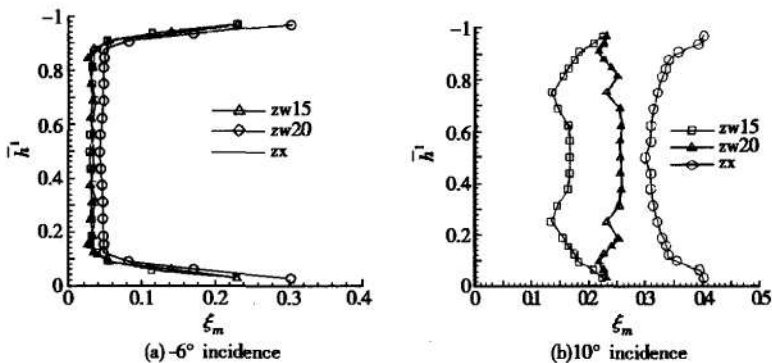


Fig.4 Mass-averaged energy loss coefficient distribution along blade height at exit section

图 4 是不同冲角下按质量平均能量损失系数沿叶高的分布情况。+10°冲角下(图 4(b)),两套正弯曲叶栅沿叶高按质量平均能量损失系数均低于直叶栅。由于直叶栅流道里发生普遍分离^[5],其损失沿叶高的分布相对于直叶栅 0°冲角下^[4]和负冲角下(图 4(a))得到了较大程度的增加和均化,端部损失所占比例减小。正弯曲 15°叶栅损失分布与相同冲角下的直叶栅相近,只在中部有所差别,正弯曲 15°叶栅中部损失相对较大一些,而直叶栅中部损失是最小的。正弯曲 20°叶栅中部损失增加过快,这是由于两端弯曲角

3 实验结果及分析

图 3 给出了叶栅出口总的按质量平均的能量损失系数随冲角的变化关系,横坐标表示的是叶栅实验时的冲角 i ,纵坐标为总的能量损失系数 ξ_m 。由图可见,直叶栅的损失随冲角绝对值的增加而增加,最小损失出现在零冲角附近。在负冲角下,损失增加缓慢, -10°冲角时只增加了 37.60%,而在正冲角下, +10°冲角时增加了 410.29%。两套正弯曲叶栅在五个冲角下的损失值均低于直叶栅,在负冲角下,正弯曲 20°叶栅最好,但总的来说,两种弯曲角度下的效果区别不明显;而在正冲角下,正弯曲 15°叶栅最好,其效果相对于正弯曲 20°叶栅提高明显,由图 4(b)可见,正弯曲 15°叶栅还基本保持了直叶栅损失沿叶高的分布,而正弯曲 20°叶栅的中部损失明显大于端部损失。总的来说,采用正弯曲叶片有效地降低了叶栅的总损失,最多可减少损失近 50% (+10°冲角正弯曲 15°叶栅),因此说叶片弯曲对降低叶栅二次流损失,提高叶栅气动特性,建立良好的流场结构是成功的。

度过大,低能流体大量被输送至叶栅中部造成的。由于正弯曲改善了叶栅的端部流动状况,在 +10°冲角时尚未发生遍布整个流道的分离流动(图 6(b))。在负冲角下,正弯曲叶栅与直叶栅损失分布相近,此时正弯曲已不能明显改善端部流动,与直叶栅相同,正弯曲叶栅此时的损失也是主要由端部构成,但是正弯曲叶栅沿叶高的所有损失都稍有降低。

对直叶栅而言,当冲角由零冲角^[4]向正冲角变化时,叶栅两端的高损失区逐渐扩大并形成一个沿叶高上下贯通的高损失区(图 6(a)), +10°时,由于失速的

发生,高损失区遍布整个尾迹区,总损失比 0° 冲角高410.29%。对图5(a)中给出的负冲角情况下,与直叶栅相比,损失系数值大于0.5的区域没有加大,最大损失系数值所占区域也有所减小。负冲角增加,则近压力面处的损失区域及损失系数就增加,总损失系数比零冲角下分别高出11.20%($i = -6^\circ$)和37.60%($i = -10^\circ$)。从以上分析可见,随着冲角绝对值的增大,直叶栅出口能量损失增加,最小损失冲角出现在接近零冲角的负冲角处,这与文献[6]的论述是一致的。

从图6(b)可见,在正冲角下,正弯曲叶栅根部区

的流动状况明显改善,尤其是压力面角区,直叶栅压力面角区的损失明显大于正弯曲叶栅,且正弯曲叶栅中分离流动也尚未遍及整个叶栅流道,正弯曲叶栅中部损失小于0.1的区域明显大于直叶栅,正弯曲 15° 叶栅的该区域大于正弯曲 20° 叶栅,所以正冲角下正弯曲叶栅的总损失明显降低(相对于相同冲角下的直叶栅)。负冲角下,正弯曲叶栅两端区改善的效果降低,损失沿叶高的分布与直叶栅非常接近(图4(a)),叶栅中部损失分布与相同冲角下直叶栅相比变化不明显。

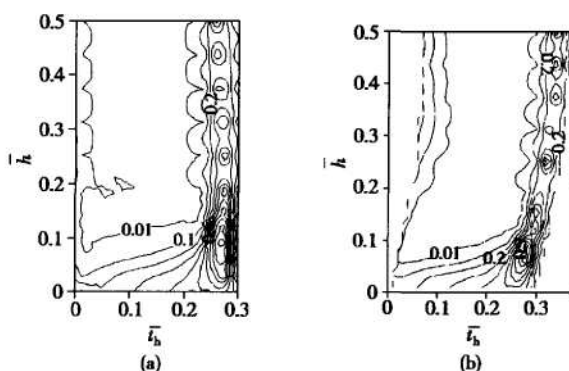


Fig.5 Cascade exit section energy loss coefficient contour in -6° incidence

(a) Straight blade cascade; (b) Positive curved 15° blade cascade

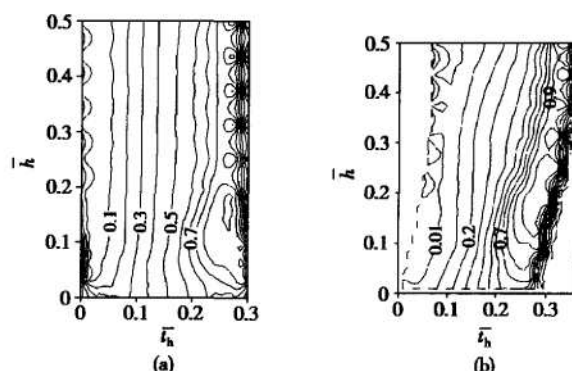


Fig.6 Cascade exit section energy loss coefficient contour in $+10^\circ$ incidence

(a) Straight blade cascade; (b) Positive curved 15° blade cascade

图7,8给出了直叶栅和正弯曲 15° 叶栅沿叶高方向三个相对高度($\bar{h} = 0.03, 0.12, 0.5$)处叶片压力面和吸力面间的静压差,也就是静压系数(C_p)沿叶型(相对弦长 $\bar{B}$)的分布情况,这些图形所包围的面积可以反映出叶片在各高度处的叶片负荷。由图7可见,在负冲角下,正弯曲叶片吸力面上0.3弦长以后(即加速降压段后的减速扩压段)沿流向的逆压梯度在 $\bar{h} = 0.03$, $\bar{h} = 0.5$ 处均大于直叶栅(图7(a)(c)),在相对叶高 $\bar{h} =$

0.12处叶片负荷已接近直叶栅,叶片正弯曲对叶栅两端区流动的改善效果已不明显(图7(b))。在 $\bar{h} = 0.03$, $\bar{h} = 0.5$ 处,正弯曲叶栅的负荷明显大于直叶栅,说明此时正弯曲叶片的采用,在叶栅中部流动变差的同时,却不能明显改善端部流动,即负冲角下,叶片正弯曲已经无法改善叶栅流道中的流动。与文献[4]相比,由图还可以看出,压力面逆压梯度增加明显;且在负冲角下,降压段增加,扩压段减少,叶片负荷降低。

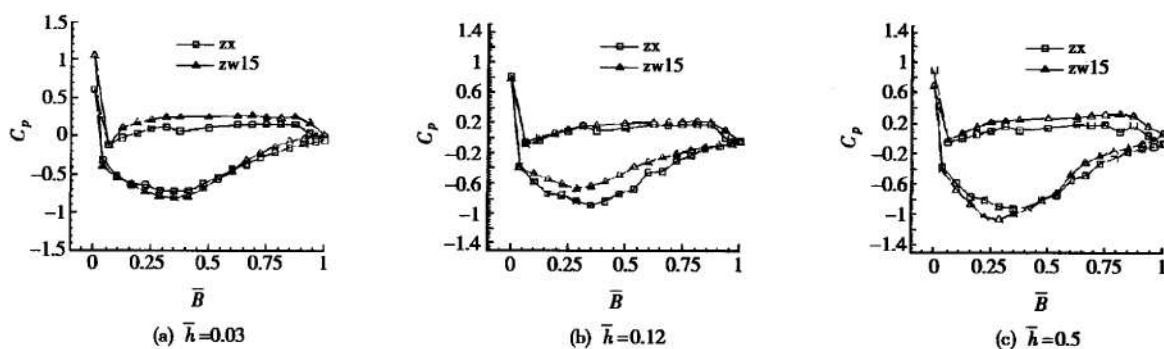


Fig.7 Static pressure coefficient distribution along blade profile in -6° incidence

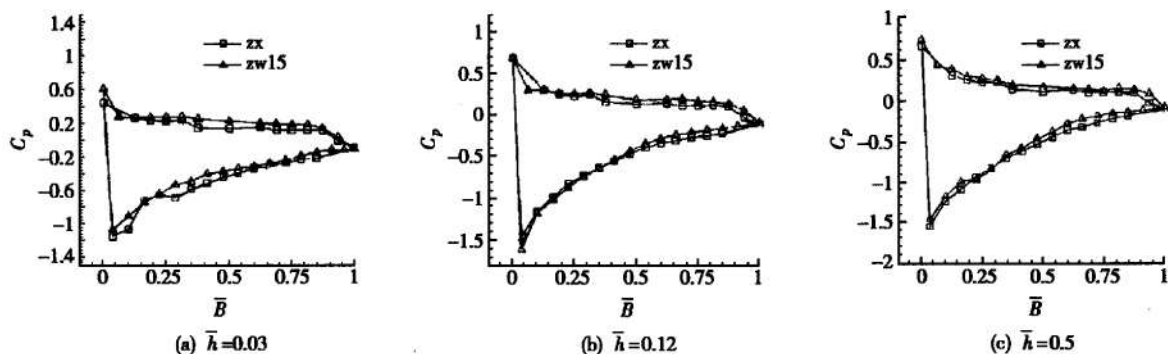


Fig.8 Static pressure coefficient distribution along blade profile in $+10^\circ$ incidence

在正冲角下(图8),压力面的顺压梯度与 0° 冲角^[4]相比增加明显,吸力面分布趋于平缓,尤其是吸力面近尾缘处,这是流场分离的标志。吸力面从前缘至0.6弦长这段范围内存在持续的压力增大段,对应的附面层逐渐增厚,内背弧压差降低,0.6~1.0弦长这段区域内,吸力面上静压系数沿流向基本不变,说明附面层已发生分离,这与图5(b)和图6(b)中给出的叶栅出口能量损失系数的分布是一致的。正冲角下叶片的正弯曲改变了叶片表面的压力分布,两端区气流流动状况改善,二次流损失降低,角区分离得到控制的同时,叶栅中部相对于直叶栅而言气流流动状况没有进一步恶化,正弯曲叶栅总的损失系数降低了,而叶片负荷却稍有提高,这是非常有益的。对经常工作在正冲角下的压气机叶栅而言,正弯曲叶栅不失为一种改善端区流动状况,降低总损失,提高叶栅气动特性的有益手段。

4 结论

叶片正弯曲后叶栅总损失在所有冲角下均得到了降低,在正冲角下,叶栅端部流动状况得到改善,在负冲角下,叶栅流道中的流动相对于直叶栅改善不明

显。直叶栅在 10° 冲角下发生了遍布整个流道的分离流动,而正弯曲叶片的采用则削弱了流道中的分离流动。

参考文献:

- [1] 钟兢军,王会社,王仲奇.多级压气机中可控扩散叶型研究的进展与展望,第一部分 可控扩散叶型的设计与发展[J].航空动力学报,2001,16(3):205~211.
- [2] 王会社,钟兢军,王仲奇.多级压气机中可控扩散叶型研究的进展与展望,第二部分 可控扩散叶型的实验与数值模拟[J].航空动力学报,2002,17(1):16~22.
- [3] 钟兢军.弯曲叶片控制扩压叶栅二次流的实验研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,1995.
- [4] 王会社,钟兢军,王仲奇,等.叶片正弯曲对压气机叶栅气动性能影响的实验研究[J].推进技术,2002,23(3).
- [5] Hobson G V, Andrew J H Williams, Humberto J Ganaim Rickel. Laser-Doppler velocimetry measurements in a cascade of compressor blades at stall[R]. ASME. 96-GT-484.
- [6] 李根深,陈乃兴,强国芳.船用燃气轮机轴流式叶轮机械气动热力学(原理、设计及试验研究)(下册)[M].北京:国防工业出版社,1985.

(编辑:梅 瑛)

简 讯

《推进技术》获第二届国家期刊奖提名奖

2003年1月,第二届国家期刊奖评选结果经公示后揭晓。在全国四千余种科技期刊中,这次评选出国家期刊奖30名,国家期刊奖提名奖50名,百种重点期刊100名。《推进技术》经中国航天科工集团推荐参加评选,荣获第二届国家期刊奖提名奖。这是《推进技术》继中国科技信息研究所按“外部”统计评估中荣获《百种中国杰出学术期刊》称号后,经国家级“内部”评选获得的荣誉称号,《推进技术》已成为名符其实的中国百强科技期刊。

(本刊通讯员)