

文章编号: 1000-8055(2002)01-016-07

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

王会社, 钟兢军, 王仲奇

(哈尔滨工业大学 能源学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 目前, 大量的可控扩散叶型(CDA)已设计应用于多级轴流压气机中。通过亚音、跨音叶栅实验, 证明了在可比的气动设计条件下, CDA 叶栅可以达到更高的临界马赫数、更大的冲角范围和更高的负荷。通过单级或多级测试, CDA 提供了更高的效率、更高的负荷、且易于进行级间匹配, 并最终减少研发费用, 提高喘振裕度; 由于 CDA 叶型具有增厚的前缘和尾缘, 这为压气机寿命的提高提供了保证。

关键词: 压气机; 可控扩散叶型; 叶栅实验

中图分类号: V 23

文献标识码: A

Development of Controlled Diffusion Airfoils for Multistage Compressor Application Part 2 Test and Numerical Simulation of Controlled Diffusion Airfoils

WANG Hui-she, ZHONG Jing-jun, WANG Zhong-qi

(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: A series of Controlled Diffusion Airfoils (CDA) has been developed for multistage compressor application. These airfoils are designed analytically to be shock-free at transonic Mach numbers and to avoid the separation of the suction surface boundary layer for a range of inlet conditions necessary for stable compressor operation. From the results in the cascade testing, it has been demonstrated that CDA has higher critical Mach number, higher incidence range, and higher loading capability than standard series airfoils designed for equivalent aerodynamic requirements. By using these airfoils in single and multistage rig testing, the high efficiency, the high loading capability and good stage matching can be obtained, the costs can be reduced and the surge margin can be improved. The CDA profile shapes tend to have thicker leading and trailing edges than the conventional standard series profiles, which lead to the improvement of compressor durability.

Key words: compressors; Controlled Diffusion Airfoils; cascade testing

1 引言

CDA 是专门针对亚音、跨音叶栅设计和优化

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。对跨音速应用, 从超音到亚音时, 叶片表面速度可以平滑过渡而

收稿日期: 2000- 12- 21; **修订日期:** 2001- 03- 16

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50076009); 973 项目(G1999022307);

国家教育部全国优秀博士学位论文作者专项基金资助项目(199932)

作者简介: 王会社(1974-), 男, 哈尔滨工业大学能源学院博士生

不产生激波。

通过对大量 CDA 叶栅的实验研究, 证明了 CDA 的以下优点: 在推荐马赫数下损失降低, 冲角范围增加, 负荷量增加, 增厚叶片的前缘和尾缘, 叶片性能不降低。这些优点可被用来实现高效率、更少的压气机级、更高的稳定性、耐用性和更少的研发费用。

2 CDA 亚音研究

Sanger^[1]通过对双圆弧叶型(NA SA DCA 4)进行优化设计 CDA。如图 1^[2]给出了 CDA, NACA 65 与 DCA 叶型的对照图。经过对该 CDA 的初步研究, 发现该叶型损失低于 DCA, 且在大冲角下不分离。随后 Sanger^[3], Elazar^[4], Ho^[5], Shreeve^[6], Hobson^[7~10], Sanz^[11] 和 Breugelmans^[12]等人分别对该 CDA 进行了实验和数值研究。

2.1 不同冲角下的测量

为了研究吸力面的粘性流, Elazar 等人^[4]用 LDV 在 3 组冲角(进气角为 40°, 43.4°, 46°)下测量了 Sanger^[3]的 CDA 叶型, 实验马赫数为 0.25, Re 为 7×10^5 。Hobson 等人^[7]在进口扰流的情况下, 用 LDV 测量了 8 冲角(48 进气角)下粘性流在 CDA 压气机平面叶栅中的发展。实验结果显示, 随着冲角增加, 吸力面上附面层在整个叶栅流道都为附着流, 其厚度可达到整个叶栅通道的 20% 以上(46 和 48 进气角), 叶栅损失达到最小损失的 3~4 倍。当冲角增加时, 吸力面上层流分离再附点向下游移动, 压力面发生自然转捩, 且这种转捩随着冲角的增加变化较小。与 DCA 实验结果^[13~16]对照, CDA 可使吸力面的分离消失。

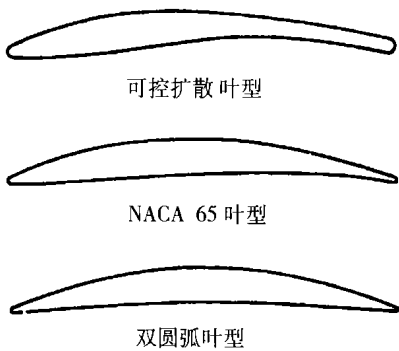


图 1 CDA, NACA 65 和 DCA 叶型

实验显示, CDA 吸力面前缘存在分离泡, 且该处垂直叶片表面的速度分量存在负值, 这是由于吸力面前缘的分离泡有再附趋势造成的。如果

认为垂直端壁的负速度分量为 0 时为完全再附, 那么当进气角从 40 到 43.4 到 46 再到 48 时, 则再附点的位置从位于 15% 到 30% 到 40% 再到 46% 弦长处。在再附点下游, 垂直壁面的速度分量可以忽略。

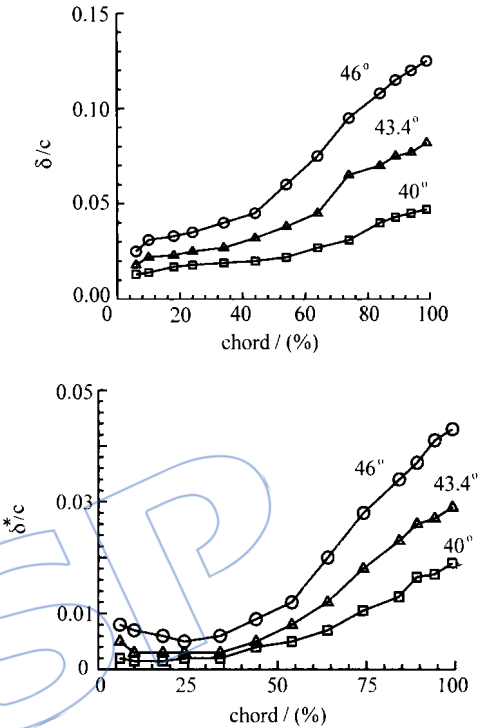


图 2 吸力面附面层生长过程

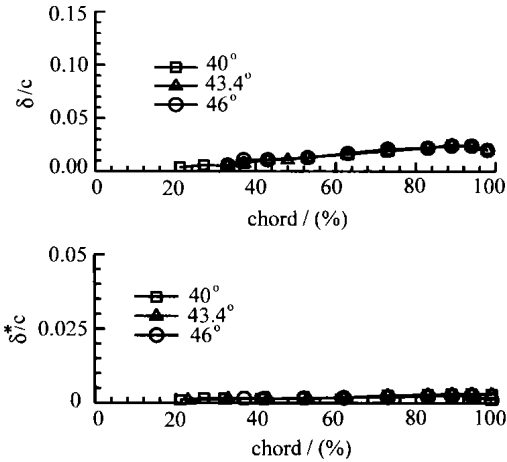


图 3 压力面附面层生长过程

图 2^[4]为吸力面附面层厚度 δ/c 和位移厚度 δ^*/c 的变化图。从分离泡再附点到尾缘, 附面层厚度和位移厚度增长加快, 且附面层厚度的增加与冲角的增加大致成正比。在 46 冲角下, 尾缘处附面层厚度占到整个叶栅流道的 20% 以上。压力面附面层以层流开始, 通过自然转捩成为湍流, 与吸力面附面层相比, 压力面附面层要薄的多, 且随冲角的变化不明显(图 3^[4])。

48 进气角静压系数沿叶型的分布,与小冲角下相比(进气角 40° ; 43.4° ; 46°),叶片负荷(压力面与吸力面压差)增高,并且前移。吸力面压力梯度在 $10\sim 30\%$ 弦长范围内与小冲角下相比变大,吸力面压力在大部分区域稳定增加,在尾缘处,压力梯度接近于 0,这是流动分离的前兆。压力面静压分布与小冲角区别不明显。

2.2 出口流场测量

Koyuncu^[17], Dreon^[18], Baydar^[19], Shreeve 等人^[6]用激光测速仪,热线风速仪和五孔探针测量了该 CDA 叶栅的出口流场。结果发现,非设计工况下尾缘的分离完全可以避免。在设计尾缘非分离型叶片时,其几何尺寸应该考虑适应最大的压力恢复(由于尾迹掺混)和最小的损失。

实验显示 3 个进气角 (40° ; 43.4° ; 46°) 下的尾迹呈现出非轴对称性,距离尾缘越近,非对称性越强。在 $2.15d_{te}$ (d_{te} 尾缘直径) 测量站测量了 40° 和 43.4° 进气角下的逆向流, 40° 时掺混较快。横向速度在大部分上游地区 ($2.15d_{te}$) 接近出口速度的 10% ,在最下游站时基本恒定,该值大约是进口速度的 1% 。

2.3 失速测量

Hobson 等人^[9]在基于弦长的 Re 为 7×10^5 时测量了 10° 冲角下 CDA 压气机叶栅中的失速。流场显示结果表明,失速的发生遍布整个叶栅流道,且是非定常的。LDV 测量显示,叶片整个吸力面都出现了连续的和间歇的逆向流动,最先测量到的连续的逆向流动位于叶片前缘分离泡处,间歇逆向流动的测量结果与流场显示结果一致。

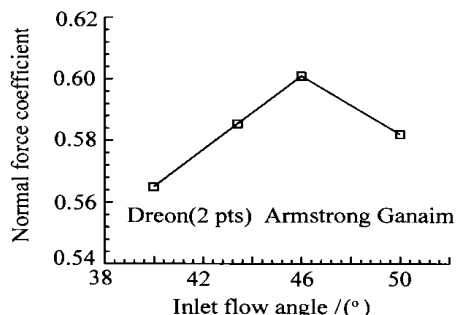


图 4 升力系数随进口气流角的变化

图 4^[9]给出了对应于叶片表面压力分布的升力系数,进口气流角为 40° 和 43° 时由 Dreon 测量^[18], 48° 时由 Armstrong 测量^[20], 50° 时由 Ganaim Rickel 和 Williams 测量^[21]。由图可见,在

50° 进气角时,升力下降,这说明流道中已经进入失速状态。

在站 3 (5% 弦长处) 靠近吸力面处,由于流动的分流,对同一点多次测量,测量的速度既有正值,也有负值,对正负值分别平均,如图 5^[9]。在前 20 个点,出现了正负速度并存的结果,这说明此区域存在逆向流动,该区域大约占整个节距的 10% 。这种考虑方法更能反映出该处流动的特征,非定常过程发生的不是速度场的代数平均,而是流场中是否存在反向流动以及这种反向流动范围有多大。对数据的总和考虑丢失了所有非定常旋转流动的信息。

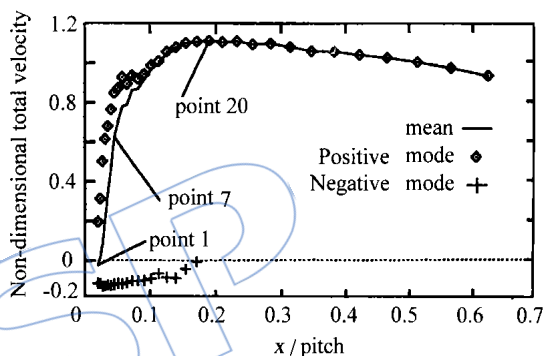


图 5 站 3 平均速度和分速度图

文中对站 7 (30% 弦长处) 和站 19 (120% 弦长处) 的测量结果显示,存在更大的逆向流动区域,几乎达到整个流道的 50% (站 7) 和 60% (站 19)。这表明,随着流动发展,分离区逐渐扩大。

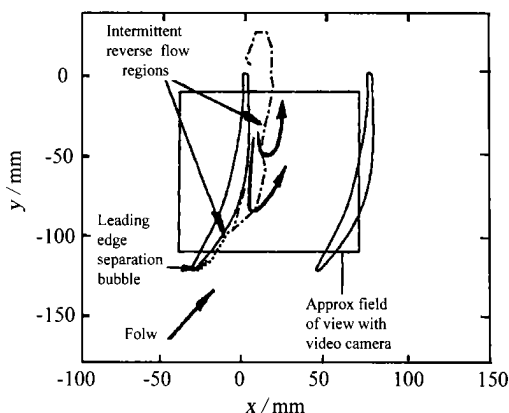


图 6 流道中吸力面的分离泡

图 6^[9]为逆向流动的点线图,表示出了间歇和连续逆向流动区域。图中给出了已经由流场可视化技术观察到的叶片前缘分离泡,这种状况在小冲角下是观测不到的,因为小冲角下流动的稳定性的相对要高的多。流动显示证实了两个间歇逆向流动区域,如图:一个是前缘分离泡,一个是中

弦处开始的湍流分离。图中还显示出了另外的连续的层流分离泡, 位于前缘和中弦后湍流附面层间歇失速处。虽然间歇分离具有随机性, 但是它也具有一定的重复性, 可以通过一些湍流分离的知识来加以预测。

2.4 数值模拟

Ho 等人^[5]通过附面层近似和时间匹配 N-S 两种方法来求解 Elazar 等人所测 CDA 叶栅。通过与实验数据进行对照表明, 在叶片表面压力分布的计算上, 两种方法都表现不错。附面层近似在设计点给出了较好的结果, 但非设计工况的损失预测显得不够。时间匹配法除了极限正冲角下以外, 在其它冲角下都能很好的预测损失。在正冲角下, 叶片表面马赫数分布计算结果与实验结果除了尾缘处部分点, 符合较好, 但在负冲角下所有计算值都比实验值小大约 4~5%, 尤其是在小冲角下, 该情况同样存在于 Sanger 等人^[3]的计算中。在 10% 弦长内的前缘区, 计算与实验的差异是由前缘分离泡的移位影响造成的, 这种情况存在于 NASA CDA 的所有实验与计算中, 目前还没有合适的修正模型。这种随冲角变化的移位影响说明在设计点处, 前缘存在小的分离泡。由此可以推断, 大的负冲角时, 压力面存在长分离泡, 大的正冲角时, 吸力面存在长分离泡。

Sanz 等人^[11]选择 5 种湍流模型来研究分离泡的位置和大小, 在不同冲角下, 解薄层 N-S 方程, 通过与 Elazar 等人所作实验数据的对照发现, 5 种湍流模型都不能准确预测再附点位置, 但其结果有一定的合理性。Tselepidakis 等人^[22]通过数值模拟研究了叶栅流动中的前缘层流分离和转捩。对 40 和 46 进气角下吸力面流向速度分布、流线等值线、叶片表面压力分布的数值模拟得出, 2 方程涡粘湍流模型能够模拟非常简单的附面层流动中的前缘扰流和分离流转捩; 经过修正的 $k-\epsilon$ 模型可以模拟吸力面前缘层流分离, 且分离泡随冲角的变化趋势与实验所得一致。但是在非设计工况下, 模拟结果的准确性还有待提高。

综上所述, CDA 叶栅在低亚音进气条件下, 可以降低损失, 增加可用冲角范围。当冲角为正时, CDA 吸力面附面层流动状况较差, 前缘存在的分离泡随冲角增大而变长、变大。压力面附面层变化相对较小。当冲角增加到 10 时, 流道中普遍发生失速, 通过对实验点多次测量, 可以得出流道中的分离细节。

3 CDA 跨音研究

3.1 CDA 与 DCA 的实验对照

Stephens 等人设计了一种 CDA 叶型, 在 DFVLR 的跨音速风洞中进行了实验^[23], 并与相

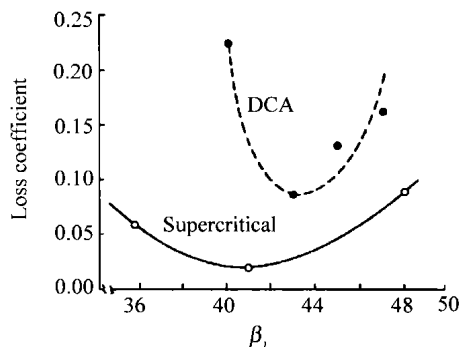


图 7 损失随进气角的变化关系

同实验条件下的 DCA 叶栅进行了对照。实验显示, 直到进口马赫数达到 0.7, 两种叶栅损失接近, 但 CDA 的低损失一致保持到 0.78 马赫。虽然 CDA 在马赫数方面获得的收益不是非常明显, 但是 CDA 在冲角上的突破, 甚至超过了在马赫数上所获得的益处(见图 7^[23])。

3.2 CDA 与 NACA 65 实验对照

Recther 等人通过对多级压气机静叶采用 CDA (SKG 3.6) 和 NACA 65 叶型进行了实验对照^[24]。图 8^[24]给出了 NACA 65 与 SKG 3.6 马赫

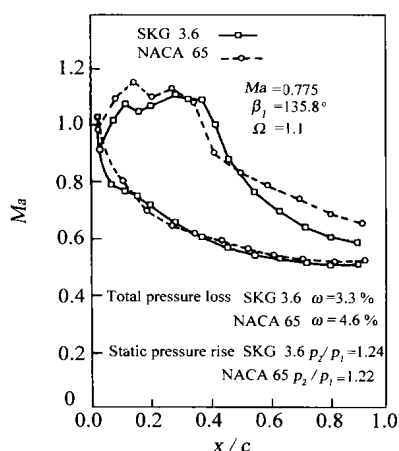


图 8 叶型马赫数分布对照图

数分布对照图, 在吸力面两种分布相似, 在压力面几乎重合。但是在 NACA 65 吸力面, 大约 40% 弦长处有一转折点, 从这点一直到尾缘, NACA 65 的马赫数高于 SKG 3.6。NACA 65 叶片上的马赫数从峰值急速的降到 40% 弦长处, 只能被解

释为有激波产生, 这导致 NACA 65 的损失比 SKG 3.6 高。在对气流角的预测上, 两种叶栅的完全不同, SKG3.6 非常接近设计值 39.9° , 而 NACA 65 大约在 45° 左右, 这是由于在设计中未考虑角度偏差系数造成的。

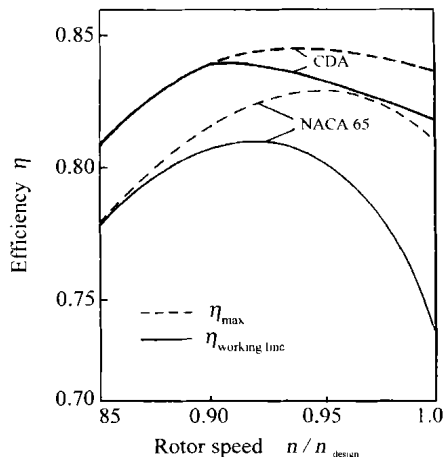


图 9 效率随转速的变化

图 9 所示为轴流压气机效率随转速的变化关系曲线, CDA 可较大幅度的提升效率, 尤其是在高速旋转时。在 95% 转速时, CDA 效率为 84.4%, NACA 65 为 82.9%。这种差别可能是由于 CDA 对转角预测准确, 便于匹配, 而 NACA 65 过偏转太大造成的。

3.3 CDA 在高亚音进口条件下的性能研究

Steinert 等人设计了一 CDA, 并于 1991^[25], 1992^[26] 和 1994 年^[27] 对之进行了实验研究, 赵晓路等人对该叶栅进行了数值模拟^[28]。通过对正负冲角下损失随马赫数的分布的测量^[25], 发现这些分布与以前所测得典型分布完全一致。在正冲角下, 损失随冲角增加而增加, 损失曲线上斜率急剧增加处的位置受进气角的影响不太明显。与正冲角相反, 在负冲角下, 由于叶栅中发生堵塞, 损失曲线上斜率急剧增加处的位置受进气角的影响明显。可用最大马赫数范围在 $+2^\circ$ 冲角, 也就是 139° 进气角时达到。

图 10^[25] 为损失随进气角的变化, 由图可见, 在进口马赫数为 0.62 时, 小损失运行范围仍然很宽, 如果允许 4% 的损失, 那么冲角范围为 $-6.5^\circ \sim +5.0^\circ$ 。随马赫数增加, 冲角范围减小, 这很大一部分是因为在叶栅中出现堵塞造成的, 但是在大部分马赫数下, 最低损失总与 139° 时的最小损失相当。

为获得叶片表面的转捩和分离, Steinert 等

人^[27] 在非设计工况下测量了该 CDA, 对 LC (液晶涂层) 测试结果与以前激光测试结果进行了对照。

图 11^[27], 图 12^[27] 给出了转捩和分离随冲角的发展过程。在吸力面(图 11^[27]) 当进气角为 $130^\circ \sim 141.5^\circ$ 时, 附面层基本保持相同的运行状态, 只是在负冲角下, 层流分离泡轻微的向下游移动。大约在 130° 进气角下, 当马赫数上升时, 叶栅流道中发生堵塞。由于吸力面分离泡后产生分离, 导致损失急剧上升(图 10^[25])。在正冲角下, 大约在进气角为 $141.5^\circ \sim 142^\circ$ 之间, 存在一个非固定区, 在该区, 转捩随机的向上游移动到大约 22% 弦长处, 层流分离泡消失, 非定常分离出现在大约 60% 弦长处。当进气角等于 142° 时, 转捩固定在 22% 弦长处, 分离发生在大约 60% 弦长处。当冲角再增加 1° 时, 转捩移动到大约 10% 弦长处, 分离位于 50%~55% 弦长处。

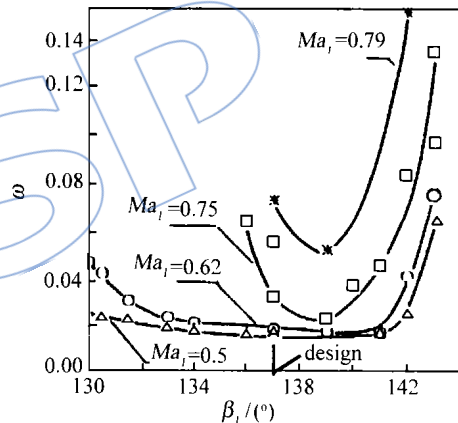


图 10 损失系数随进气角的变化

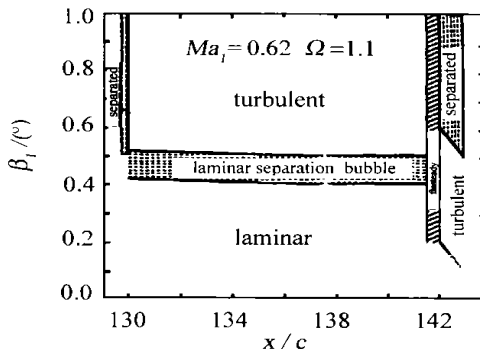


图 11 吸力面转捩和分离随进气角变化

在压力面(图 12^[27]), 只在进气角为 130° 时大约 3% 弦长处观察到一个非常小的分离泡, 这是由于前缘处高流动膨胀导致的激波产生的。当进气角在 $133^\circ \sim 143^\circ$ 时, 转捩点基本固定在 20%~30% 弦长处。吸力面分离和转捩行为随进口马赫数的变化关系如图 13^[27] 所示, 在低马赫数时, 层

流分离泡位于 40~ 50% 弦长处, 当马赫数上升时, 分离泡的位置向前缘移动。当马赫数为 0.75 时, 由于激波附面层交互作用, 分离泡进一步向上游扩展。

Dunker 等人^[29] 对一个跨音速轴流压气机级的静叶进行了重新设计, 并对该叶栅 5 个截面在 DFVLR 的跨音风洞中进行了实验, 实验与设计符合良好。

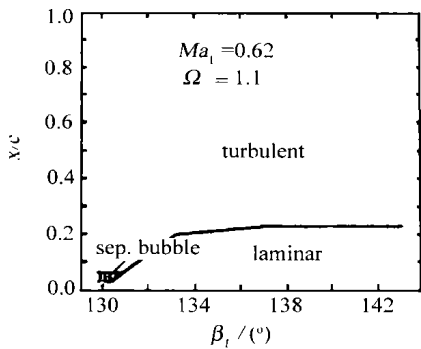


图 12 压力面转捩和分离随进气角变化

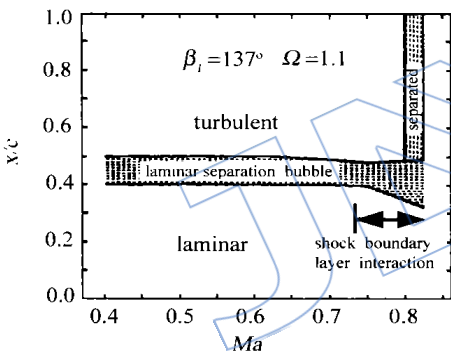


图 13 吸力面转捩和分离随马赫数变化

综上所述可以看出, 通过对 CDA 叶栅在高亚音进气条件下性能的研究以及与 DCA 和 NACA 65 叶型的实验对照, 可知, CDA 可消除或减弱激波, 降低损失, 增加可用冲角范围。

除了 NASA 和 DFVLR 对 CDA 所进行的大量实验之外, Schmidt 等人^[30] 通过修改早期的超临界翼型来提高性能, 修型后其损失降低 50%, 气流转折角增加 7%。Suder 等人^[31, 32] 为了明了高速压气机中各种非定常现象的交互作用对效率、能量转换和其他设计状况的影响, 测量了 DCA 和 CDA 两种叶型跨音速轴流风扇静叶中的非定常流, 通过测量峰值处和近失速处, 以评价叶片负荷、冲角、静叶稠度对静叶通道中的非定常流的影响。Pieper 等人^[33] 通过研究亚音速压气机的前级来研究 CDA 的设计方法和设计概念, 其目标是研究流体流动的细节, 尤其是流道中的 3D 粘性

流动和非定常流。Gostelow^[34] 等人通过促使波包 (Wave Packet) 发展成为湍流点 (Turbulent spot) 来研究附面层转捩, 在逆压梯度下, 研究 CDA 中人工或者自然初始附面层的转捩过程。Li 等人^[35] 用 3D N-S CFD 求解器设计了一个具有三级的跨音速压气机, 通过用 MCA (多圆弧叶型) 和 CDA 代替 DCA, 使压气机的性能有了明显提高。

另外, 许多学者对 CDA 中采用大小叶片^[36]、多级轴流压气机中采用 CDA 的顶部泄漏^[37], CDA 的环形叶栅^[38] 等也都进行了研究。

4 CDA 展望

设计和发展高速压气机在今天更需要技术的进步, 它是一个多维问题, 每一个叶片中都存在复杂的 3D 流动。大量互相影响的叶栅需要达到的峰值性能也被加入所需的维数之中, 需要更加精密和精细的方法去描述这个复杂的气动交互作用问题。今后的研究也将更多的集中到 CDA 全三维设计与数值模拟和整体性能的实验上。

叶片弯曲成型、修型和端弯技术是降低叶栅二次流损失重要的方法和途径^[39], 其主要目的与 CDA 一致, 并且这两种方法又具有互补性, CDA 叶型应用于弯曲、修型和端弯叶片中也将会成为今后的一个主要研究方向。

参考文献

[1] Sanger N L. The Use of Optimization Technique to Design Controlled Diffusion Compressor Blading [J]. Journal of Engineering for Power, Transactions of the ASME 1983, 105(2): 256- 264

[2] Hobbs D E, Weingold H D. Development of Controlled Diffusion Airfoils for Multistage Compressor Application [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Transactions of the ASME 1984, 106: 271- 278

[3] Sanger N L, Shreeve R P. Comparison of Calculated and Experimental Cascade Performance for Controlled Diffusion Compressor Stator Blading [J]. Journal of Turbomachinery, Transactions of the ASME July 1986, 108: 42- 50

[4] Elazar Y, Shreeve R P. Viscous Flow in a Controlled Diffusion Compressor Cascade with Increasing Incidence [J]. Journal of Turbomachinery 1990, 112(2): 256- 266

[5] Ho Y K, Walker G J, Stow P. Boundary Layer and N-S Analysis of a NASA Controlled-Diffusion Compressor Blade [R]. ASME Paper 90- GT- 236, 13p.

[6] Shreeve R P, Elazar Y, Dreon J W, et al Wake Measurements and Loss Evaluation in a Controlled Diffusion Compressor Cascade [R]. ASME Paper 90- GT - 129, 12p.

[7] Hobson G V, Shreeve R P. Inlet Turbulence Distortion and Viscous Flow Development in a Controlled-Diffusion Compressor Cascade at Very High Incidence [J]. Journal of

- Propulsion and Power 1993, 9(3): 397- 404
- [8] Hobson G V, Dober D M. Three-Dimensional Fibre-Optics LDV Measurements in the Endwall Region of a Linear Cascade of Controlled-Diffusion Stator Blades[R]. A S M E Paper 94- GT- 352, pp12
- [9] Hobson G V, Andrew Williams J H, Humberto J, Ganaim Rickel Laser-Doppler Velocimetry Measurements in a Cascade of Compressor Blades at Stall[R]. A S M E Paper 96 - GT- 484, 15pp.
- [10] Garth V Hobson, Bryce E Wakefield, William B Roberts Turbulence Amplification with Incidence at the Leading Edge of a Compressor Cascade[R]. A S M E Paper 96- GT - 409, 9pp.
- [11] Wolfgang Sanz, P Max F Latzer. On the Calculation of Laminar Separation Bubbles Using Different Transition Models[R]. A S M E Paper 97- GT- 453, 9pp.
- [12] Breugelmans F A E. Turbomachinery Blade Design System [R]. V K I Lectures Series, Feb 1999
- [13] Deutsch S, Zierke W C. Measurement of Boundary Layers on a Compressor Blade in Cascade: Part 1- A Unique Experimental Facility [J]. Journal of Turbomachinery 1987, 109(4): 520- 526
- [14] Deutsch S, Zierke W C. Measurement of Boundary Layers on a Compressor Blade in Cascade: Part 2 - Suction Surface Boundary Layers[J]. Journal of Turbomachinery 1988, 110(1): 138- 145
- [15] Deutsch S, Zierke W C. Measurement of Boundary Layers on a Compressor Blade in Cascade: Part 3- Pressure Surface Boundary Layers and the Near Wake[J]. Journal of Turbomachinery 1988, 110(1): 146- 152
- [16] Zierke W C, Deutsch S. Measurement of Boundary Layers on a Compressor Blade in Cascade: Part 4- Flow Fields for Incidence Angles of -1.5 and -8.5 Degrees[J]. Journal of Turbomachinery 1990, 112(1): 241- 255
- [17] Koyuncu Y. Report of Tests of Compressor Configuration of CD Blading [D]. M. S Thesis, Naval Postgraduate School, 1984
- [18] Jns J W Dreon. Controlled Diffusion Compressor Blade Wake Measurements [D]. M. S Thesis, Naval Postgraduate School, 1986
- [19] Baydar A. Hot-Wire Measurements of Compressor Blade Wakes in a Cascade Wind Tunnel[D]. M. S Thesis, Naval Postgraduate School, 1988
- [20] Armstrong J H. Near-Stall Loss Measurements in a C-D Compressor Cascade with Exploratory Leading Edge Flow Control [D]. M. S Thesis, Naval Postgraduate School, 1990
- [21] J Ganaim Rickel Laser-Doppler Velocimeter Measurements and Flow Visualization in a Cascade of Controlled Diffusion Compressor Blades at Stall[D]. M. S Thesis, Naval Postgraduate School, 1994
- [22] Dimitri P Tsepidakis, Sung-Eun Kim. Modeling and Prediction of the Laminar Leading-Edge Separation and Transition in a Blade-Cascade Flow [R]. A S M E Paper 96 - GT- 411, 8pp.
- [23] Stephens H E. Supercritical Airfoil Technology in Compressor Cascades: Comparison of Theoretical and Experimental Results[J]. A I A A Journal, 1979, 17(6): 594 - 600
- [24] Rechter H, Steinert W, Lehmann K. Comparison of Controlled Diffusion Airfoils with Conventional NACA 65 Airfoils Developed for Stator Blade Application in a Multistage Axial Compressor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Transactions of the A S M E 1985, 107(2): 494- 498
- [25] Steinert W, Eisenberg B, Starken H. Design and Testing of a Controlled Diffusion Airfoil Cascade for Industrial Axial Flow Compressor Application[R]. A S M E Paper 90- GT - 140, 9p.
- [26] Starken H, Steinert W. Boundary Layer Separation and Transition Visualized by Liquid Crystal Coating [A]. Proceedings of Transonic and Supersonic Flow in Cascade and Turbomachines[C]. Sept 1992, Geman.
- [27] Steinert W, Starken H. Off-Design Transition and Separation Behavior of a CDA Cascade A S M E Paper[R]. 94- GT- 214, p1- 9
- [28] 赵晓路, 秦立森. 可控扩压叶型变工况粘性数值分析[J]. 工程热物理学报, 1993, 14(4): 386- 389
- [29] Dunker R, Rechter H, Starken H, et al. Redesign and Performance Analysis of a Transonic Axial Compressor Stator and Equivalent Plane Cascades with Subsonic Controlled Diffusion Blades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Transactions of the A S M E 1984, 106(2): 279- 287.
- [30] Schmidt J F, Gelder T F, Donovan L F. Redesign and Cascade Tests of a Supercritical Controlled Diffusion Stator Blade-Section[R]. A I A A - 84- 1207.
- [31] Suder K L, Okiishi T H, Hathaway M D, et al. Measurements of the Unsteady Flow Field within the Stator Row of a Transonic Axial-Flow Fan I - Measurement and Analysis Technique[R]. A S M E Paper 87- GT- 226, 9p.
- [32] Hathaway M D, Suder K L, Okiishi T H, et al. Measurements of the Unsteady Flow Field within the Stator Row of a Transonic Axial-Flow Fan II - Results and Discussion[R]. A S M E Paper 87- GT- 227, 13p.
- [33] Pieper S, Schulte J, Hoynacki A, et al. Experimental Investigation of a Single Stage Axial Flow Compressor with Controlled Diffusion Airfoils[R]. A S M E Paper 96- GT- 81, 11pp.
- [34] Gostelow J P, Mekwani N, Walker G J. Effects of Streamwise Pressure Gradient on Turbulent Spot Development[R]. A S M E Paper 95- GT- 303, 8pp.
- [35] Li Y S, Wells R G. The 3-D Aerodynamic Design and Test of a Three Stage Transonic Compressor[R]. A S M E Paper 99- GT- 68
- [36] Bhaskar Roy, Ujjwal K Saha. Experimental Analysis of Controlled Diffusion Compressor Cascades with Single and Tandem Airfoils[R]. A S M E Paper 95- CTP- 41, 7pp.
- [37] Howard M A, Ivey P C, Barton J P, et al. Endwall Effects at two Tip Clearances in a Multistage Axial Flow Compressor with Controlled Diffusion Blading[J]. Journal of Turbomachinery, Transactions of the A S M E, 1994, 116 (4): 635- 647
- [38] Schulz K, Dalbert P, Bolcs A. Experimental Investigation in Annular Compressor Cascades at Transonic Flow Conditions[R]. A S M E Paper, 1995: 12pp.
- [39] 钟兢军. 弯曲叶片控制扩压叶栅二次流动的实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 1995