

文章编号: 1000-8055(2001)03-0205-07

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

钟兢军, 王会社, 王仲奇
(哈尔滨工业大学 241 教研室, 北京 100083)

摘要: 可控扩散叶型(CDA)的优化设计是目前国外对亚音、跨音速压气机叶型研究的主要内容之一。本文对 CDA 研究的必要性、CDA 产生的背景、第一代 CDA 和考虑端部流动的第二代 CDA 的特点及设计方法进行综述。CDA 起源于超临界机翼翼型,通过控制吸力面的扩压过程,消除或减弱激波、降低损失、增加可用冲角范围。围绕这一设计准则和目标,提出了很多设计方法,归纳起来主要有反问题设计方法和正问题设计方法。国内对 CDA 的研究起步较晚,且大都集中在理论和设计方法的研究上。

关键词: 压气机; 可控扩散叶型; 设计方法

中图分类号: V 23

文献标识码: A

1 前言

未来飞机推进系统要求压气机的压比和效率均大大高于目前的使用水平,以提高发动机推重比,减小燃油消耗。转换到对叶片的要求即为:高负荷、大冲角范围和不分离的叶型附面层^[1]。由于采用常规方法设计的压气机叶型往往不能满足上述要求,因此,寻求具有良好气动性能的压气机叶型具有特别重要的意义。

从研究趋势上看,可控扩散叶型(CDA)的优化设计是目前国外对亚音、跨音速压气机叶型研究的主要内容之一。作为新一代压气机叶型,CDA 具有常规叶型无法比拟的优点,愈来愈引起研究者的重视。CDA 不仅在设计状态下具有较小的气流总压损失,而且小损失工作范围也相应扩大。多级轴流压气机的试验结果表明,采用 CDA 后,压气机的喘振裕度增加,级间匹配也有明显的改善^[1]。

目前国外已在这方面作了大量理论探讨和实验研究。第一代 CDA 已在发动机上获得应用,并取得较好的效果^[2~5];考虑端部流动影响的第二

代 CDA 的研究工作也已初见成效^[6~10];国内这方面的工作开展较晚,仅进行了少量研究^[11~17]。

2 CDA 产生的背景及特点

2.1 CDA 产生的背景

由于轴流压气机叶片的原始叶型大多来源于飞机机翼的原始翼型,因此翼型的研究对压气机叶型的改进起了重要的推动作用。目前常用的 NACA-65 系列、C-4 系列和 BC-6 系列原始叶型都属于层流机翼翼型范畴。从几何形状来看,这类翼型厚度变化比较平坦,具有层流区较大,摩擦阻力较小的特点,适于在亚音条件下工作,但其跨音性能不理想。主要原因在于:当来流马赫数超过临界值后,在翼型上表面出现局部超音区,并可能产生较强的激波。由于激波与附面层的相互干扰,流动产生分离,导致气流损失增大。为了降低损失,翼型的前缘不得不变得越来越薄,这是以损失正常工作范围和耐用性为代价的。

在跨音速工作条件下,究竟有无可能实现翼型表面超音区向亚音区的无激波过渡呢?围绕这

收稿日期: 2000-09-25; 修订日期: 2000-12-30

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50076009); 973 项目专项基金(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: 钟兢军(1963-),男,哈尔滨工业大学 241 教研室教授,博士生导师

一问题, 学术届曾展开过广泛的争论。1956 年 Morawetz 从数学上提出了“不存在”定理^[18]。60 年代初, Pearcey 发现^[19]: 近似无激波的跨音速流动是可能存在的。随后 Nieuland 及 Spee 对 Morawetz 的不存在定理提出异议^[20], 并证实了试验用无激波翼型在设计点处的无激波性质。1965 年 Whitcomb 等人用实验进一步证实了孤立翼型表面无激波超临界流场的存在^[21], 并在此基础上发展了超临界翼型, 该翼型于 70 年代中期被移植到轴流压气机上, 就是所谓的可控扩散叶型 (Controlled Diffusion Airfoil)。

2.2 CDA 的特点

CDA 是一种专门设计和经过优化的应用于跨音速和亚音速叶栅的叶型。通过控制叶片吸力面的扩压过程, 可以消除整个工况范围中的明显的附面层分离。对于跨音速应用, 可以实现无激波的超音到亚音的平稳发展。其特点是: (1) 吸力面前缘区持续加速到峰值马赫数, 提供一个有利的压力梯度以维持一段层流附面层; (2) 控制叶型吸力面峰值马赫数在低超音水平, 避免产生弱激波; (3) 控制气流从峰值马赫数到叶型后缘的扩散程度, 使该部分维持不分离的附面层; (4) 控制叶型压力面上的峰值速度, 以保证一定堵塞裕度和不产生负的失速。

Stephens 等人运用这一准则设计了一种具有 CDA 叶型的叶栅, 在 DFVLR 的跨音速风洞中进行了实验^[22]。并且与相同实验条件下的 DCA 进行了对照。

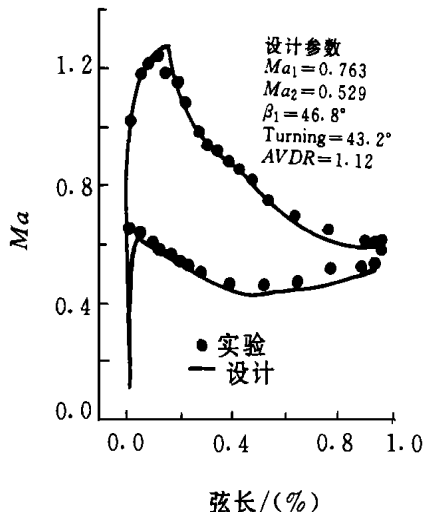


图 1 实验与设计马赫数分布图

从图 1^[22]可以看出实验所得马赫数和设计所用马赫数符合的很好。实验验证了叶栅流道中的

无激波性和叶片表面附面层的附着性。并且, 该叶型在非设计工况下也表现出了很好的气动性能, 流道中只出现了很弱的激波, 对叶片性能的影响很小。

3 CDA 的设计方法

60 年代以来, 应用于亚音速压气机的叶型已经得到长足发展, NACA-65 叶型被广泛应用于航空发动机和高负荷燃气轮机上。70 年代以来, CDA 开始应用于现代压气机。应当说, CDA 是实验与数值模拟相结合的产物。

对于叶型设计过程本身来说, 可以有两种不同的计算机辅助设计方法: 正问题设计方法和反问题设计方法。在正问题设计方法中, 流动区域完全由叶栅几何参数和上、下游流动条件描述, 对初始参数经过反复迭代优化生成叶型; 而反问题设计方法则基于叶型表面的速度分布, 当给定稠度和进出口流动条件时, 叶型的几何参数可以确定。但是, 反问题设计方法需要不断变换叶型的速度分布参数, 直到获得满意的叶型为止。

3.1 反问题设计方法

最早采用反问题设计方法设计超临界翼型的是 70 年代初的 Beauer^[23]等人, 他们采用 2D 势流方程的速度图解来模拟孤立翼型表面的超音速气流, 并在速度图上采用复特征线法求解。这种设计方法能够由特定的无激波表面速度分布来确定相应的孤立翼型形状。为了消除查速度图的复杂性和不方便性, 斯图加特大学的 Schmidt 建立了另外的设计方法, 即设计可控扩散叶型的势流函数法^[24]。这种方法允许设计具有高亚音速进口气流且在叶片表面存在局部超音区的叶型, 当给定合适的速度分布, 压缩激波的影响可被减弱甚至消除。随后, Dunker R 等人对 Schmidt 的方法加以改进, 使该方法可同时沿叶高设计多个截面^[25]。

为了修正翼型表面粘性影响, 美国 NASA 于 1974 年推出了包括粘性附面层修正的设计方法^[26]。与此同时, Korn 将 Beauer 的复特征线法推广到无激波超临界叶栅设计^[27], Stephens 在德国 DFVLR 的跨音速叶栅风洞中对 Korn 等人设计的 CDA 叶栅进行了吹风实验^[22]。随后, Sanz 将这一方法与流动速度椭圆转换法相结合, 用于高稠度叶栅设计^[28], 并在 1988 年把他的方法进行了自动化^[29]。时间相关法在跨音叶栅反问题计算上也占有一定位置^[31~33]。Eisenberg^[5]通过正、反问

题设计方法相结合求解流道中的势流方程, 输入的是叶片表面的速度分布, 运用反问题设计方法得出叶型, 然后运用正问题设计方法去验证设计和非设计性能。Bogers 运用反问题设计方法设计 CDA 叶型来验证其设计体系以及 CDA 叶型在设计和非设计工况下的性能^[34]。

由以上可见, 反问题设计方法大多只涉及到设计工况下的叶型优化问题, 对非设计工况考虑较少, 这恰恰是工程应用所面临的一个重要课题, 可以预见, 扩大优化设计范围或进行多目标综合优化设计将是一个重要发展方向。

3.2 正问题设计方法

当燃气轮机在非设计工况下工作时, 具有与设计状况完全不同的进口气流角、马赫数和轴向速比。只运用反问题设计方法是不可能考虑这种工况的, 这时就不得不用正问题设计方法来提供更多的可用信息。第二个采用正问题设计方法的原因是能够实现自动设计, 只要在流动求解器中加入优化算法和几何图形生成代码即可。

正问题设计方法的基础是通量有限元法, 最早由 Lucehi 和 Schmidt 等人^[35]于 1978 年提出。在超音区, 该方法把势流理论和人工密度概念结合起来预测叶栅中的流动。虚拟气体法^[36]最初用于设计超临界无激波翼型, 后来也被推广用于 CDA 设计上^[37], 这种方法的主要依据是 Sobieczky 提出的椭圆连续原理^[38]。数值最优化方法在翼型设计领域有广泛的应用。Hicks 和 Vanderplaats 将结构力学的数值最优化程序与求解气动

正问题的流场计算方法相结合, 用于机翼翼型设计问题, 从而发展了气动数值最优化方法^[39]。在这之后, 机翼翼型的气动数值优化设计有了很大的进展, 相继出现了最大升力翼型设计^[40]、最大升阻比翼型设计^[41]等等。为了将数值优化技术引入叶型设计系统, Sanger^[42]结合逆向速度图法和优化方法提出一种 CDA 设计的数值优化方法, 即由初始叶型出发, 通过反复进行的气动性能计算, 使最终得到的叶型满足规定的设计目标。由于叶型的反复修正过程是在优化概念下进行的, 设计时具有较大的灵活性。Geol 等人把这种方法扩展至涡轮叶片^[43]。Li Y S 等人^[44]用 3D N-S CFD 优化设计方法设计 CDA。Pierret 等人在求解 N-S 方程时引入了人工神经网络^[45]。

综上所述, 前面提到的 CDA 设计方法可分为两类:

一类是从给定的表面理想速度分布出发, 通过反问题计算直接得到叶型, 由于在整个设计过程中没有明确给出几何约束, 因此有可能出现几何形状不合理现象(如叶型过薄或过厚), 且设计所得到的叶型, 经过非设计工况正问题验算或实验验证, 其气动性能未必会令人满意, 此时则需重新给定速度分布进行再设计, 直到令人满意为止。

另一类是从选定的初始叶型出发, 给定某种正问题算法。通过叶型型面修改, 在保证叶型几何形状合理的前提下, 使修正后的叶型能够消除或减弱激波, 或具有理想的速度分布, 此类方法初始叶型的确定, 需根据设计者的经验或采用几何方法生成, 叶型修改工作量大。

4 CDA-II 设计与实验

从 70 年代以来, 第一代可控扩散叶型(CDA-I)的应用已经提高了压气机的性能。

80 年代早期, 应用 CDA 的商用发动机中压气机的多变效率(Polytropic Efficiency)已经提高了 2%, 每叶片的压增已经提高了 60%。NASA/Pratt & Whitney 的 E3(Energy Efficiency Engine)发动机的压气机在效率提高 1% 的条件下, 每叶片压增可达到 150%, 采用 CDA 的益处超过了以往对流道、转速以及其他配置改变的总和。在现代生产工艺下, 它可以使多变效率超过 90%, 在 PW 2037 和 PW 4000 中, CDA 的采用也明显的减少了叶片数^[4]。总的来说, CDA-I 的采用已经提高了效率, 增加了喘振裕度。

但是, 由于 CDA-I 的二维设计方法, 即它只考虑叶片中部最小的附面层增长和阻止附面层分离, 认为整个叶片沿叶高方向适用同样的叶型, 用一些经验系数代替端部施加于中部的影响, 叶片端部的成型其实就是中部的简单扩展。当把这种叶型应用至三维环境时, 端部流动的三维性很快超过了设计范围, 这主要表现在以下几个方面: 由旋涡导致的端部流动和压力梯度; 动叶的泄漏损失; 静叶通道损失; 通常的端壁摩擦^[46]。这 4 方面很剧烈的改变了流道中的流型, 要想达到 CDA 的峰值性能, 就必须考虑流道中流动的三维性, 尤其是在多级压气机中具有高轮毂比、低展弦比和充分发展的端部附面层的中、后部的级, 大约 50% 的损失是在那儿产生的。为了考虑端部的损失影响, Behlke^[6]提出了 CDA-II 的设计思想。

文献[1]中的实验结果已经证实了按照 CDA 设计准则设计的 CDA-I 叶型可以以较低的损失运行于更高的马赫数, 且在给定损失值下, 冲角范

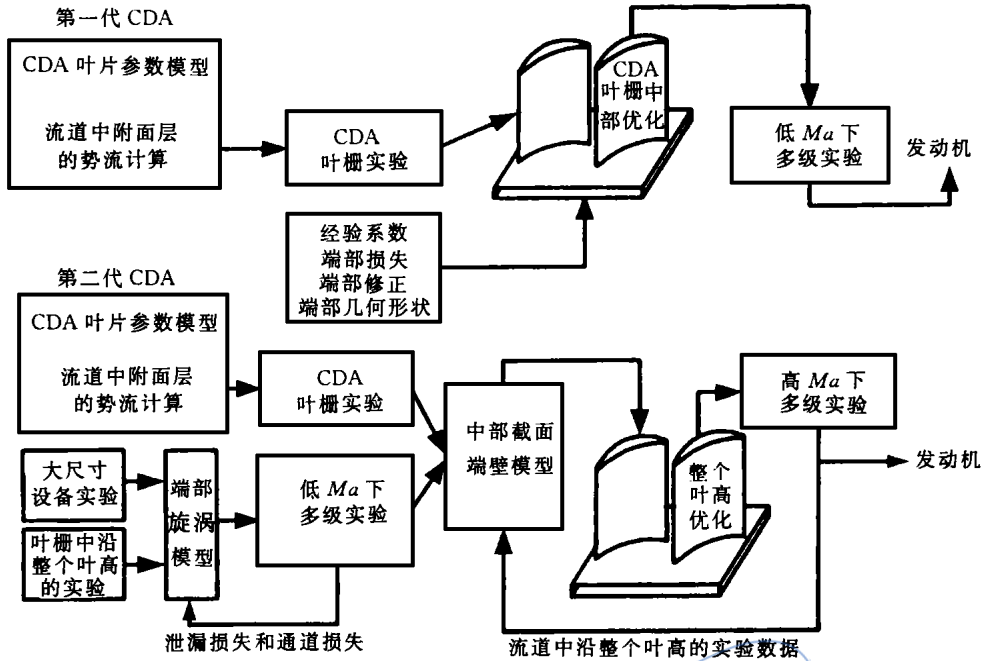


图2 CDA-I和CDA-II的设计过程

围比标准叶型大25%。这些优点无疑在多级压气机的设计和应用中已经产生了很大的贡献。对这些已有叶栅的实验又反作用于现有的方法和准则,使之更精确,应用范围更宽,不断完善其设计目标:“通过修改叶型厚度和角度来改变扩压因子的变化率,最终达到消除分离的目的”。CDA-II仍然要遵守这一基本准则,只是把它的应用范围扩展至端部。

CDA-II建立在CDA-I的准则和方法基础之上,CDA-II的成型采用叶型加角度的方法。这些数据是通过沿叶高的实验获得的。如图2^[6],大尺寸压气机设备在低、高马赫数下的实验提供了详细的流道和叶片截面数据,反过来应用于端壁摩擦、顶部泄漏和通道影响的修正,代替以前那些人

为的修正系数。方法的CDA-II叶栅^[6],该叶型可以提高1.5%的效率和8%的喘振裕度(图4^[6])。

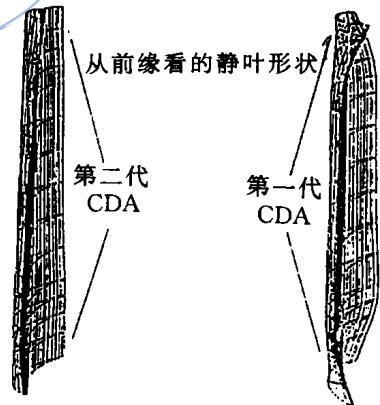


图3 CDA叶片

如图4,CDA-II的速度线明显的更垂直于基线。这说明端壁失速的可能性降低,因此能以更小的损失承受更大的负荷,在运行线上让中部和端部同时达到峰值效率,实现设计目标。在相同的绝热效率下,CDA-II压比更高。

CDA-II设计的基础是精确模型化多维通道流与叶片几何参数间的相互作用,包括一个2维,可压缩基元级附面层流道中的势流解。当附面层发生分离时(通常在近壁面处)调用计算损失的子程序,另外还需要附加一些计算壁面摩擦、顶部泄漏、尾迹、通道影响以及一些无法消除的上游影响的旋涡模型。这些沿着叶展方向的损失和角度分布输送给一个轴向流动计算程序,该程序运用径向平衡方程和连续方程对这些数据在流道中加以综合求解。这种综合考虑为优化叶片端部形状和进、出气角提供了可能。图3为Behlke运用这一

Gelder等人^[7]从双圆弧(DCA)叶型(S67)出发,在Sanger设计的67A(CDA)^[42]的基础之上用准三维,有粘—无粘交互系统设计出了一套CDA-II,称为67B。它的主要设计目标是在相同的弯角下,所用叶片数比S67减半。这导致了67B的弯度大大增加。67B还有一个特殊的地方在于,其前缘是椭圆的,这是为了消除前缘分离而特意

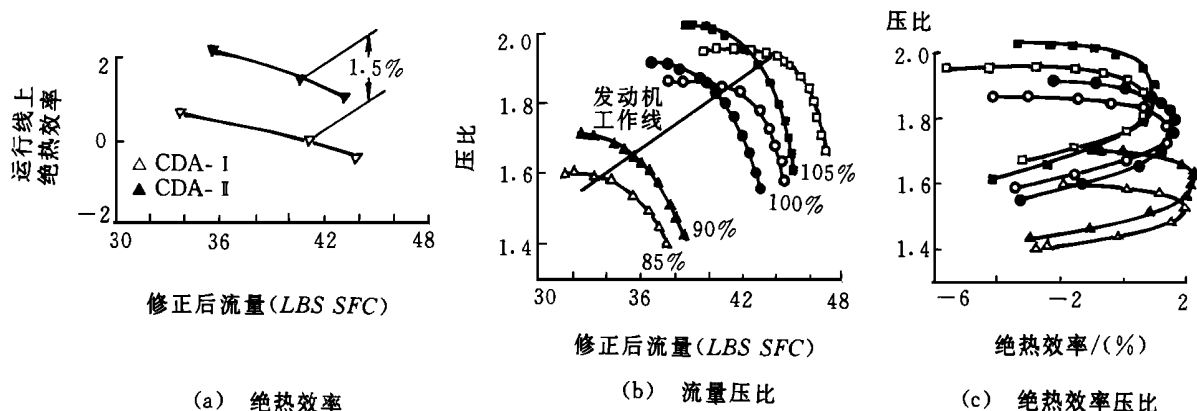


图4 CDA-II与CDA-I实验结果对照图

设计的。Gelder 等人对 67B 进行了级测试, 通过与一弦长相同、叶片数是其 2 倍的 DCA 静叶的实验比较。沿叶高方向, 作者共进行了 3 组高度和 3 组进口速度的测量, 并分别与设计数据、S67 等进行了对照。在设计速度时, 其效率提高 1%。Denis J Hansen^[8], David G Schnorenberg^[9], Hobson G V^[10]等人在不同雷诺数 (Re) 对这一叶栅进行了测量。

5 国内 CDA 叶型的研究现状

国内对 CDA 的研究始于 80 年代初期, 早期对 CDA 的研究大都集中在理论和设计方法上^[11~13, 30, 31]。1991 年, 刘波等给出了一种设计 CDA 的数值优化方法^[16], 选择叶栅总压损失作为目标函数, 对初始叶型在设计和非设计状态下的全部工况范围内的气动性能进行优化计算。通过对自己所设计的高进口马赫数大弯度压气机静子叶栅在超、跨音速平面叶栅风洞上进行试验结果表明, 在设计状态下, 所设计的 CDA 具有无激波, 低损失的优点; 在非设计状态下, 其性能也优于常规对比叶型, 小损失工作范围增大, 落后角明显减小, 基本上达到了设计目标。Cheng Ronghui 等人^[17]对该叶栅槽道和栅后流场进行了详细的测量, 并对端壁和叶片表面进行了流动显示, 结果发现, 叶片负荷从叶中到叶端逐渐减小。

王正明提出了一种无粘反问题的流函数解法^[47], 用来设计无激波超临界叶栅。为了加进有粘条件, 王正明又提出了对反映粘性影响的边界层进行修正的迭代方法^[48]。并给出一种新的有粘反问题 CDA 叶型设计方法, 通过该方法设计的 CDA 叶栅进行试验, 流道中未发现激波, 且损失降低^[49]。赵晓路等人^[50]对 Steinert 等人^[51]设计

的 CDA 叶栅进行了变工况粘性数值分析。在设计工况下, 数值模拟与实验符合较好, 但在非设计工况下的精度还有待提高。

6 CDA 应用

由美国能源部、石油能源办公室资助的高性能涡轮系统 (ATS) 计划 (1992~2001) 中专门提到采用 CDA 叶型来提高其 19 级、压比达 27 的压气机的性能^[2]。已经设计成功的 W 501A TS 由于采用 CDA, 其多变效率比 W 501F 提高 2%。在商用 PW 2037 和 PW 4000 以及 FT8 工业低压压气机中, 应用了 Hobs (1984) 和 Caspar (1980) 设计的 CDA 叶片^[4]。在 V 84 3 模型压气机中, 其入口处采用了 CDA 叶型, 用以消除吸力面高马赫数产生的激波。ABB 的商用发动机 GT 24 和 GT 26 中都采用了 CDA 叶片^[3]。与采用 NACA 叶片的早期发动机相比, 采用 CDA 的 GT 24 总效率上升了 1.0%。

参考文献

- [1] 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
- [2] Diakunchak Ihor S, Krush, Gerry M, Quiggan Mark P, et al. The Siemens Westinghouse Advanced Turbine Systems Program [R]. ASME Paper 99- GT- 245 6p.
- [3] Meindl T, Farkas F, Klusmann W. Development of a Multistage Compressor for Heavy-Duty Industrial Gas Turbines [R]. ASME Paper 95- GT- 371, 8pp.
- [4] Janssen M, Zimmernann H, Kopper F, et al. Application of Aero-Engine Technology to Heavy Duty Gas Turbines [R]. ASME Paper 95- GT- 133, 13pp.
- [5] Eisenberg B. Development of a New Front Stage for an

- Industrial Axial Flow Compressor [J]. Journal of Turbomachinery, Transactions of the ASME. 1994, 116 (4): 597- 604
- [6] Behlke R F. The Development of a Second Generation of Controlled Diffusion Airfoils for Multistage Compressor[J]. Journal of Turbomachinery, Transactions of the ASME. 1986, 108(4): 32- 41.
- [7] Gelder T F, Schmidt J F, Suder K L, et al Design and Performance of Controlled-Diffusion Stator Compared with Original Double-Circular-Arc Stator [C]. SAE Technical Paper Series 1987, 871783, 13p.
- [8] Hansen D J. Investigation of Second Generation Controlled Diffusion Compressor blades in cascade[R]. M. S Thesis, Naval Postgraduate School, AD- A 304897, 1995
- [9] Schnorenberg D G. Investigation of Effect of Reynolds Number on Laminar Separation Bubbles on Controlled Diffusion Compressor Blades Cascade [R]. M. S Thesis, Naval Postgraduate School, AD- A 313561, 1996
- [10] Garth V H, Denis J H, David G S, et al Effect of Reynolds Number on Separation Bubbles on Controlled-Diffusion Compressor Blades in Cascade[R]. ASME Paper 98- GT- 422, 12p.
- [11] 严厚华, 金夏云. 国外有关压气机超临界叶型研究[C]. 压气机超临界叶型专题资料汇编, 航空航天部 606 所, 1985: 121- 128
- [12] 阮志坤. 中心流线法在设计超临界压气机叶栅中的应用 [C]. 中国工程热物理年会第二届年会论文, 1981
- [13] 邹滋祥, 龚增锦. 超临界叶栅问题算法以及在任意回转面上的推广 [C]. 中国工程热物理年会第四届年会论文, 1983
- [14] 沈孟育, 周盛, 林保真. 叶轮机械中的跨音速流动[M]. 北京: 科学出版社, 1988
- [15] 刘波. 轴流压气机可控扩散叶型研究[D]. 西北工业大学, 1988
- [16] Liu B, Xinhai Zhou, Ruqun Yan. Numerical Optimization Program for Designing Controlled Diffusion Compressor Blading[J]. Journal of Aerospace Power/Hangkong Dongli Xuebao 1991, 6(1): 9- 12
- [17] Ronghui Cheng, Yongxing Zhong, Ruqun Yun. Investigation of Flows in a Controlled Diffusion Airfoil Cascade Passage [J]. Journal of Aerospace Power/Hangkong Dongli Xuebao 1993, 8(3): 221- 224
- [18] Morawetz C S. On the Non-Existence of Continuous Transonic Flows Past Profiles[J]. Comm. Pure & Appl Math. 1956, 9: 45- 68
- [19] Pearcey H H. The Aerodynamic Design of Section Shapes for Swept Wings[J]. Advance in Aeronautical Sciences, 1962, 3: 277- 322
- [20] Nieuwland G Y, Spee B M. Transonic Shock Flow, Fact or Function? [R]. 1968, AD- 685270
- [21] Whitcomb R T, Clark L R. An Airfoil Shape for Efficient at Supercritical Mach Number[R]. NASA TM X- 1109
- [22] Stephens H E. Supercritical Airfoil Technology in Compressor Cascades: Comparison of Theoretical and Experimental Results[J]. AIAA Journal 1979, 17 (6): 594 - 600
- [23] Bauer F, Garabedian P, Korn D. Supercritical Wing Section, Lecture Notes in Economics and Mathematical Systems [J]. Springer-Verlag, New York, Section 1. 1972, 66; Section 2. 1975, 108
- [24] Schmidt E. Computation of Supercritical Compressor and Turbine Cascade with a Design Method for Transonic Flow [J]. Journal of Engineering for Power, Transactions of the ASME. 1980, 102(1): 68- 74
- [25] 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 ASME. 1984, 106(2): 279- 287.
- [26] Garabedian P, Korn D. A Systematic Method for Computer Design of Supercritical Airfoils in Cascade[J]. Comm. Pure & Appl Math. 1976, 29(7): 369- 382
- [27] Korn D. Numerical Design of Transonic Cascade[R]. ERDA Research and Development Report Jan. 1975, COO- 3077- 72
- [28] Sanz J M. Design of Supercritical Cascades with High Solidity[J]. AIAA Journal, 1983, 21 (9): 1289- 1293
- [29] Sanz J M. Automated Design of Controlled-Diffusion Blades [J]. J. of Turbo, Trans of the ASME. 1988, 110 (4): 540 - 544
- [30] 蒋浩兴, 周盛, 林保真. 一种削弱跨音叶栅流场激波强度的数值方法[J]. 航空学报, 1985, 5(3): 395- 399
- [31] 周南海等. 求解叶栅跨音流动反问题的有限体积法[J]. 工程热物理学报, 1985, 6(4): 331- 335
- [32] Zannetti L. Time-Dependent Method to Solve the Inverse Problem for Internal flows[J]. AIAA Journal, 1980, 18(7): 754- 788
- [33] Thompkins W T, Tons S S. Inverse or Design Calculation for Nonpotential Flow in Turbomachinery Blade Passage [J]. Journal of Engineering for Power, Transactions of the ASME, 1982, 104: 281- 285
- [34] Bogers P F, Van den Braembussche R A, Breugelmans F A E. Design and Experimental Verification of an Optimized Compressor Blade[R]. ASME Paper 98- GT- 193, 8p.
- [35] Steinert W, Eisenberg B, Starken H. Design and Testing of a Controlled Diffusion Airfoil Cascade for Industrial Axial Flow Compressor Application[R]. ASME Paper 90- GT- 140, 9p.
- [36] Dulikravich D S, Sobieczky H. Shockless Design and Analysis of Transonic Cascade Shapes[J]. AIAA Journal, 1982, 20 (11): 1572- 1578
- [37] Dulikravich D S, Sobieczky H. Design of a Shockless Compressor Cascades Including Viscous Boundary Layer Effects[R]. ASME Paper 83- GT- 134
- [38] Sobieczky H, Yu N J, Fung K Y, et al New Method for

- Designing Shock-Free Transonic Configurations[J]. AIAA Journal, 1979, 17(7): 722- 729
- [39] Hicks R M, Vanderplaats G N. An Assessment of Airfoil Design by Numerical Optimization[R]. 1974, NASA - TM - X- 3092
- [40] Magdi H R. A new Approach to Optimization for Aerodynamic Application[J]. J. Aircraft, 1982, 20(1): 94- 96
- [41] Ramamoorthy P P. Airfoil design by optimization[J]. J. Aircraft, 1976, 14(2):.
- [42] 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
- [43] Goel S, Cofer J, Hardev S. Turbine Airfoil Design Optimization[R]. ASME Paper 96- GT- 158
- [44] Li Y S, Wells R G. The 3-D Aerodynamic Design and Test of a Three Stage Transonic Compressor[R]. ASME Paper 99- GT- 68
- [45] Pierret S, Van Den Braembussche R. Turbomachinery Blade Design Using a N-S Solver and Artificial Neural Network [C]. Reprint from 4th National Congress of Theoretical and Applied Mechanics, May 22- 23, 1997, Leuven, Belgium.
- [46] Gostelow J P, Melwani N, Walker G J. Effects of Streamwise Pressure Gradient on Turbulent Spot Development[R]. ASME Paper 95- GT- 303, 8pp.
- [47] Wang Zhengming. Inverse Design Calculation for Transonic Cascade[R]. ASME Paper 85- GT- 6
- [48] Wang Zhengming. Solution of Cascade Inverse Problem Considering Viscous Influence[J]. Chinese Journal of Engineering Thermophysics, 1990, 2(2): 160- 168
- [49] 王正明, 仲永兴, 吴国藩, 张武. 无激波超临界叶栅的设计与试验[J]. 工程热物理学报, 1992, 13(4): 375- 378
- [50] 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
- [51] Steinert W, Eisenberg B, Starken H. Design and Testing of a Controlled Diffusion Airfoil Cascade for Industrial Axial Flow Compressor Application[R]. ASME Paper 90- GT- 140, 9p.

(责任编辑 杨再荣)

Development and prospect of Controlled Diffusion Airfoils for Multistage Compressor

Part I: Design and Development of Controlled Diffusion Airfoils

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

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

Abstract The optimum design of Controlled Diffusion Airfoils (CDA) is one of the main research fields in subsonic and transonic profile design for multistage compressor. This paper reviews the necessity of CDA research, the background of CDA development, the features and design methods of first generation CDA and the second generation CDA with consideration of cascade endwall flow. The CDA is originated from the supercritical airfoil. Controlling the diffusion on the suction surface of an airfoil, can eliminate or decrease the shock wave, reduce the loss and enlarge the range of incidence. Around this criterion of airfoil design, many design methods have been proposed, which can be classified into inverse method and direct method. The CDA research in China started later than many other countries, and concentrated mainly on its principles and design methods.

Key words compressors; Controlled Diffusion Airfoils; design method