

# 层流压气机叶片设计中的关键问题

赛庆毅, 黄典贵

(上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093)

**摘要:** 层流压气机叶片是一种为使通流部分尽可能保持更大范围层流状态而设计的叶片。它能显著提高压气机的气动效率与变工况性能。这种叶片具有最大厚度位置靠后、前缘半径较小、吸力面表面比较平坦等特点。本文通过对主要相关文献的回顾, 归纳出层流压气机叶片需要解决的关键基础问题, 提出叶型的气动性能与叶片型线一阶导数、二阶导数分布的不连续程度密切相关的观点。建议在不同雷诺数、不同马赫数区域(超音区、亚音区及激波处)及不同压力梯度(顺压区、逆压区)条件下, 研究叶片气动性能对叶片型线一阶导数、二阶导数分布的不连续程度的敏感性, 找出他们之间的客观规律, 为层流压气机叶片的设计、制造及性能预估过程中解决型线离散的偏差问题提供基本准则。

**关键词:** 轴流压气机; 层流; 反设计; 叶型; 转捩

中图分类号: V232.4; TK474.7+4 文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2016.08.001

## 引言

与湍流边界层相比, 层流边界层具有小得多的表面摩擦阻力。从20世纪30年代起, 一批空气动力学家在理论和试验研究的基础上, 提出了层流翼型设计的概念。美国航空咨询委员会(NACA)在20世纪40年代中期发布了NACA1~7系列翼型, 其中NACA6系列是层流翼型, 这类翼型在高速飞机机翼上得到广泛应用。

层流叶片是一种尽量保持叶片表面为层流状态的叶片。与普通叶片相比, 层流叶片的最大厚度位置更靠后, 前缘半径较小, 吸力面表面比较平坦。

将层流叶片的设计思想引入压气机, 利用能使叶片表面保持更大范围层流状态的层流压气机叶片, 以提高压气机的效率与变工况性能, 这对高性能

航空发动机与燃气轮机的研制具有重要意义。

直到2011年, 层流叶片的概念才被英国剑桥大学的学者引入到压气机上, 剑桥大学与罗罗公司的合作研究表明: 在空客330飞机的Trent 700EP发动机上, 采用层流压气机叶片可节约油耗1.3%。研究同时还发现: 这类叶片具有在更广泛的工作范围内保持高效率的特点。

层流叶片与传统叶片表面极限流线和损失的比较如图1所示。可以看出: 传统叶片吸力面与端壁之间的角区存在流动分离区, 该分离区堵塞流道, 导致损失增大, 而层流叶片的分离区则小很多, 流动总损失降低了30%左右<sup>[1]</sup>。

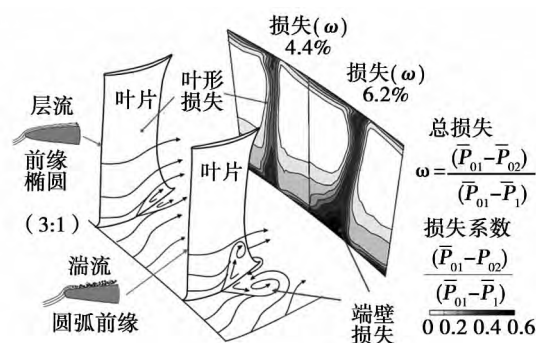


图1 层流前缘的优势<sup>[1]</sup>

Fig. 1 The benefit of laminar flow leading edges<sup>[1]</sup>

层流压气机叶片直到2011年才引起关注的原因: 一、由于压气机内存在高湍流度( $Tu \sim 4\%$ )环境, 导致人们误以为压气机流道内的流动状态一定是湍流状态<sup>[2]</sup>。事实上, 只要仔细设计好叶片的几何形状, 压气机流道内不少区域是可以维持在层流

收稿日期: 2016-01-15; 修订日期: 2015-03-10

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(No. 51536006, 51576133); 上海理工大学流动控制与仿真重点实验室基金资助项目(D15013); 上海市动力工程多相流动与传热重点实验室开放基金资助项目(编号: 13DZ2260900)

作者简介: 赛庆毅(1975-), 男, 山东文登人, 上海理工大学副教授。

通信作者: 黄典贵(1963-), 男, 江苏海安人, 上海理工大学教授。

状态的;二、由于气动性能对叶片前缘几何形状非常敏感,而传统压气机叶片的前缘设计不够精细。当气流经过前缘后,叶片前缘吸力面压力会发生“急剧下降”再“迅速升高”的“吸力峰”现象,如图2所示。这一现象立即诱发流动在前缘附近转捩到湍流状态,导致研究人员误以为压气机内只有湍流流动状态。而如果能对前缘进行精细设计,将该“吸力峰”压力分布拉平,压气机叶片上的流动有可能在较大的空间范围和较大比例的工作时间内保持层流状态(在上游尾迹扫过的瞬间,尾迹流诱导叶片边界层从前缘附近开始转捩,但其所占的工作时间比例较小)。

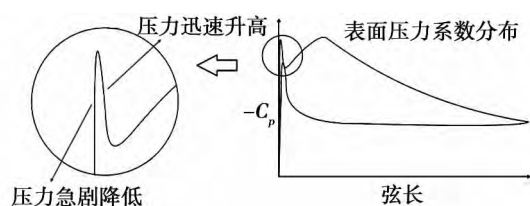


图2 压气机叶片前缘存在压力大幅波动的示意图

Fig. 2 Schematic of surface pressure distribution with enlargement of spike

在实际的压气机中,流动状态会依赖雷诺数大小和来流湍流强度。对于大型工业地面燃气轮机的压气机,雷诺数通常在  $2 \times 10^6 \sim 4 \times 10^6$  之间<sup>[3]</sup>,当来流湍流度  $Tu = 3\%$  时,Küsters 等的试验表明在 30% 弦长以前往往都能保持为层流状态<sup>[4]</sup>。对于航空发动机的压气机,雷诺数通常在  $0.4 \times 10^6 \sim 1.6 \times 10^6$  之间;Steinert 等的研究表明<sup>[5]</sup>:在相当大的攻角范围内,叶片吸力面低压峰值之前均可保持为层流状态,而流动从层流状态转捩到湍流状态主要是由低压峰值的逆压梯度引起的。

## 1 压气机内边界层分离与转捩

关于叶轮机机械内边界层流动从层流状态到完全发展的湍流状态的转捩过程,Mayle 认为主要有自然转捩、旁路转捩和分离流转捩等<sup>[6]</sup>。

自然转捩一般在低湍流度下发生。转捩过程从层流中的弱不稳定开始,再经过多个阶段逐渐演化为完全发展的湍流。

旁路转捩一般由外部气流的强干扰引起。在叶

轮机械内部,尾迹的湍流强度很大。当尾迹扫过时,就会引起下游叶片发生这种模式的转捩。Hughes 等认为在相邻两个尾迹间隔时间内<sup>[7]</sup>,叶片表面可能维持层流状态,也可能出现自然转捩。

分离流转捩一般在叶片上负荷过大或逆压梯度过高时发生。当层流边界层内形成分离泡,在流动跨过分离泡时,会快速转捩成湍流边界层,并再附到叶片表面上。如图2所示,当前缘存在“吸力峰”时,“压力急剧降低”导致气流很快加速,“压力迅速升高”段为逆压区,致使层流边界层分离。如果流动跨过分离泡再附到叶片表面上,则称为分离流转捩。此外,如果分离泡很大,越过整个叶片而不发生再附,这种分离泡会堵塞叶片通道,致使流量迅速降低和阻力大幅增大,是最应该避免和加以控制的现象。

## 2 流动控制与减阻

一般来讲,层流流动的阻力最小,其次是湍流流动,阻力最大的是存在大分离区的流动。

流动控制技术是利用流体间的相互作用,通过改变局部流动来控制流动状态的一种技术。对叶片表面分离流动控制的研究始于机翼,后逐步推广到扩压器、压气机叶片及涡轮叶片。为延缓或抑制流动分离,提高升阻比或减小流动损失,研究人员已提出了许多方法,如涡流发生器、失速带、粗糙带和沟槽等技术。这些技术大多利用微小结构对流场产生的扰动致使转捩点提前,从而强制流场尽早地从层流转捩为湍流,以抑制层流边界层的分离。

Schulte 等利用尾迹模拟发生器<sup>[8]</sup>,针对一个低压涡轮叶型的平面叶栅进行实验,发现当有上游尾迹作用的瞬间,叶片表面的压力分布更加饱满,做功能力更强,同时发现尾迹作用瞬间叶片上的分离区减小,流道内的流场结构得到改善,叶型损失降低。这与其它主要被动型流动控制方法的物理机制本质上是类似的,即当尾迹撞到叶片瞬间,上游的脉动气流强制叶片前缘处的层流边界层向湍流转捩,从而抑制了层流边界层的分离,叶型损失降低。

总之,现有的大多数流动控制方法以及上游尾迹作用的物理机制都是通过对流场的干涉,致使流态尽早由层流边界层向湍流状态转捩,从而抑制了层流边界层的分离,防止流道阻塞及气动性能的大幅下降。

与上述流动控制方法抑制层流边界层流动分离相比,层流叶片的设计目标显然要求更高。它希望流道内的流态在不发生大分离的前提下,仍能保持在较大空间范围与较大比例的工作时间内为层流状态。

### 3 压气机叶片气动性能对前缘几何形状参数的敏感性

气动外形决定了叶片的气动性能,压气机叶片的气动性能对其几何形状参数是十分敏感的,国内外学者已经在这方面开展了不少研究。

Walraevens 和 Cumsty 对带圆弧前缘和椭圆前缘的平板进行了实验研究<sup>[9]</sup>,结果表明椭圆前缘能够消除或是减小前缘分离泡,进而能够减小边界层厚度和推迟边界层转捩。

Wheeler 等用不同离心率的椭圆替代传统压气机叶片的圆弧前缘<sup>[10]</sup>,他们通过试验和数值研究发现:传统的圆弧前缘压气机叶片易在前缘产生层流分离,然后发生湍流再附,这是典型的分离流转捩。如果采用长轴与短轴比为 3:1 的椭圆前缘,则在整个叶片流道内可基本保持在层流状态,流动阻力可降低 30% 以上。

Elmstrom 等采用计算流体力学方法<sup>[11]</sup>,数值研究了压气机叶片前缘施加不同厚度的均匀与非均匀涂层后的气动性能,发现前缘形状的改变会导致前缘附近压力梯度的显著改变,在一定条件下会诱发层流分离和过早的湍流转捩。

刘火星等在低速叶栅风洞中<sup>[12]</sup>,考察了分别具有圆弧和椭圆形前缘的 NACA65 叶型和 CDA 叶型前缘附近的流动情况。结果表明:前缘分离泡是一个非常复杂的流动过程,具有很强的非定常性;前缘几何形状对前缘流动分离和转捩以及以后的附面层发展有很大的影响;相对于圆弧前缘,椭圆形前缘形状能有效地抑制分离的产生,并适应来流攻角的变化。

陆宏志等在水洞内使用氢气泡流动显示方法研究了环绕压气机叶片前缘的流动<sup>[13]</sup>。实验结果表明:在前缘圆弧的下游有明显的分离泡存在;与前缘圆弧半径相同而前缘楔形角不同的叶片的相比,在同一工况下,前缘楔形角越大分离泡越小,流动分离越弱。陆宏志等还用数值模拟方法研究了来流环绕圆弧形前缘表面发生过度膨胀形成吸力峰的现象<sup>[14]</sup>。当来流湍流度和雷诺数较低时,该吸力峰会

导致前缘层流分离,作者认为:虽然椭圆形前缘可以减弱吸力峰,提高叶片气动性能,但是椭圆形前缘加工困难,费用较高,于是他们设计了易于加工的新型前缘形状—一带平台的圆弧形前缘,它可以明显减弱吸力峰,达到与椭圆形前缘( $a/b = 2$ )相近的改善叶片气动性能的效果。

顾春伟等提出了一种前缘与叶身光滑曲率连续过渡的叶片前缘的设计方法<sup>[15]</sup>,结果表明新型前缘在来流马赫数为 0.2 和 0.6 两种工况下均能够有效抑制前缘分离泡的产生和发展;与圆弧形和椭圆形前缘相比,叶型攻角范围分别扩大约  $1.2^\circ$  和  $2.5^\circ$ ;对跨声速转子叶片的前缘进行重新设计后,提高了动叶效率,扩大了稳定工作范围。

徐林程等基于自动微分原理和雷诺平均  $N-S$  方程有限体积方法<sup>[16]</sup>,建立了一套叶型敏感性导数计算方法和程序,可以一次性获得叶型不同气动力系数、压力分布对模型几何外形误差(物面坐标)的敏感性导数。计算结果证明:叶型吸力面的超声速区域流场明显比亚声速区域流场对几何误差更敏感。在翼型前缘区域和后缘区域,物面坐标对流场的影响能力或流场对物面坐标的敏感性都很强。

从上述文献可以看出,影响叶型表面气动力系数及压力分布的因素本质上是叶片型线的连续性(包括一阶导数与二阶导数的连续性等)。一旦叶型局部一阶导数不连续程度较大,则叶型表面压力系数就可能出现较大波动。然而在有些情况下,尽管局部一阶导数基本连续,但如果二阶导数不连续程度大,则叶型表面压力分布也可能出现较大波动。例如传统的圆弧前缘,尽管圆弧前缘与叶身连接处的曲线是相切的,即一阶导数连续,但由于圆弧与叶身相切处的二阶导数不连续程度可能较大,故导致叶型表面压力分布发生“吸力峰”现象。但如果采用椭圆前缘,则椭圆与叶身曲线相切处的局部二阶导数的不连续程度可显著降低,故采用适当离心率的椭圆前缘可以显著削平“吸力峰”。

导致叶片气动性能达不到预期的原因有很多,如叶型几何外形设计过程中采用圆弧、椭圆或其它曲线甚至直线连接所致的局部(连接点处)一阶导数不连续、二阶导数不连续,还有叶片加工过程中的瑕疵或误差所致的局部一阶导数不连续、二阶导数不连续,以及在温度、载荷等因素作用下的叶片变形等。

在预测叶片气动性能时,几何外形的连续曲线

会被离散为折线段,这些外形的改变会给气动性能的预测带来很大的影响。通常认为:在流场参数变化(梯度)大的区域,要求计算网格更密,在叶型的前缘及尾缘,流场参数变化大,所以通常要求网格更密。事实上,由于前缘及尾缘型线曲率半径小,如果离散时的网格较粗,则同一节点两边的斜率(一阶导数)偏差可能较大,导致计算得到的表面压力分布波动大,这可能是前缘及尾缘处离散网格点要求密集的一个更本质的原因。

压气机叶片的叶型不能简单看成是由不同类型曲线连接而成或数百个离散点连接而成的封闭曲线。本质上,无论是叶型设计过程中不同类型曲线连接,还是叶片加工过程中瑕疵或误差,以及气动性能预估过程中因离散成折线段所致的偏差,都可归结为局部一阶导数及二阶导数连续程度的问题。

尽管前人已经开始意识到叶片型线一阶导数与二阶导数的不连续性对叶片气动性能是有显著影响的,但这方面既缺少定量研究<sup>[16]</sup>,也没有系统分析。

因此,系统研究叶片气动性能对叶片外形的敏感性问题,就是研究不同雷诺数、不同马赫数区域(超音区、亚音区及激波处)及不同压力梯度条件下,叶片气动性能对叶片型线一阶导数、二阶导数分布不连续程度的敏感性,并找出它们之间的客观规律。

#### 4 叶片表面附近逆压梯度与转捩的关系

影响压气机流道内边界层转捩过程的因素有很多,如来流湍流度及上游叶片的尾迹、叶片负荷、雷诺数及表面粗糙度等<sup>[17]</sup>。

对压气机叶片而言,前缘边界层的转捩会直接影响下游边界层的发展,进而对叶型损失产生显著影响<sup>[18]</sup>。数值方法和实验方法是转捩流动研究两类基本方法。

LES(大涡模拟)方法可以再现复杂的瞬时流动细节,如吸力面层流分离泡的形成、发展、湍流再附以及尾缘涡脱落的物理过程,对深入研究流动机理很有价值;转捩模型方法尽管无法获得丰富的流场细节,但在节约计算资源上有巨大优势,同时也能预测边界层的分离与转捩现象,且结果与LES时均结果相差不大<sup>[19]</sup>。

叶建等对低雷诺数、逆压梯度环境中的层流分离泡转捩现象进行了数值模拟<sup>[20]</sup>,分析了其统计特

性及大尺度相干结构的演化规律。结果表明:大涡模拟可以很好地处理层流分离泡转捩问题,既能给出满意的统计平均结果,又可以通过相干结构的演化,细致描述分离泡转捩的动力学过程。

对叶轮机械而言,叶片的负荷是由叶片压力面与吸力面的压力差决定的,在叶片负荷相同的条件下,可以设计出变化多端的叶片表面压力分布。

在诸多影响边界层转捩的因素中,叶片表面压力梯度是一个非常重要的因素,逆压梯度增加,会导致流动提前转捩;而顺压梯度增大,则有利于推迟转捩发生<sup>[21]</sup>。

在机型选定、加工条件一定以后,上游叶片的尾迹及来流湍流度、雷诺数和表面粗糙度等因素就基本确定了,甚至叶片的负荷也被确定了。不过,同样的叶片负荷条件下,叶片表面的压力分布可以千差万别,我们可以通过优化叶片压力面与吸力面的压力分布,使得逆压梯度区域尽量后移、逆压梯度值尽量减少,从而推迟转捩发生。

#### 5 结 论

得益于对压气机叶片前缘进行仔细的设计,剑桥大学和罗罗公司已经成功研制出层流压气机叶片,并在空客330飞机的Trent 700EP发动机上得到了应用。但其采用的方法是对靠前缘的精细设计与分析,未能提炼出通用统一的具有普适性的理论方法。

层流叶片的气动性能对叶片外形十分敏感,而叶片外形的实质是叶片型线的一阶导数和二阶导数分布的连续光滑程度。

因此,根据层流压气机叶片叶型表面压力分布的特点,进行叶片外形的反设计。再利用大涡模拟方法、雷诺时均框架下的转捩模型方法、基于变域变分有限元方法、基于高速CCD相机的压敏漆压力测量技术和粒子图像速度场测量技术,研究叶片气动性能对叶片外形的敏感性问题,特别研究不同雷诺数、不同马赫数区域(超音区、亚音区及激波处)和不同压力梯度条件下,叶片气动性能对叶片型线的一阶导数、二阶导数不连续分布的敏感性,并找出它们之间客观规律。可为层流压气机叶片的设计、制造及性能预估过程中对离散网格疏密度的要求提供方法与基本准则。

## 参考文献:

- [1] GOODHAND M N, Laminar flow compressor blades, 9<sup>th</sup> Osborne Reynolds Colloquium and Research Student Award, Department of Aeronautics-Imperial College London 2011.
- [2] GOODHAND M N, MILLER R J. The impact of real geometries on three-dimensional separations in compressors [J]. Journal of Turbomachinery 2012, 134(2): 021007.
- [3] SCHREIBER H A, STEINERT W, KUÛSTERS B. Effects of Reynolds number and free-stream turbulence on boundary layer transition in a compressor cascade [J]. Journal of Turbomachinery 2002, 124(1): 1-9.
- [4] KÛSTERS B, SCHREIBER H A, KÛLLER U et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines: Part II: experimental and theoretical analysis [J]. Journal of Turbomachinery 2000, 122(3): 406-415.
- [5] STEINERT W, STARKEN H. Off-design transition and separation behavior of a CDA cascade [J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(2): 204-210.
- [6] MAYLE R E. The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines [C]. ASME Paper 91-GT-261, 1991.
- [7] HUGHES J D, WALKER G J. Natural transition phenomena on an axial compressor blade [J]. Journal of Turbomachinery 2001, 123(2): 392-401.
- [8] SCHULTE V, HODSON H P. Unsteady wake-induced boundary layer transition in high lift LP turbines [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(1): 28-35.
- [9] WALRAEVENS R E, CUMPSTY N A. Leading edge separation bubbles on turbomachine blades [J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117(1): 115-125.
- [10] 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(4): 041013.
- [11] 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(4): 041004.
- [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 2005, 25(6): 936-939.  
LIU Huo-xing, JIANG Hao-kang, CHEN Mao-zhang. An experimental investigation of the flow on leading edge of compressor blade [J]. Journal of Engineering Thermophysics 2005, 25(6): 936-939.
- [13] 陆宏志, 吴洋洲. 压气机叶片前缘楔形角对前缘分离泡的影响 [J]. 工程热物理学报 2002, 23(5): 569-572.  
LU Hong-zhi, WU Yang-zhou. The influence of the compressor blade leading edge wedge angle on the leading edge separation bubble [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2002, 23(5): 569-572.
- [14] 陆宏志, 徐力平. 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.  
LU Hong-zhi, XU Li-ping. Improvement of compressor blade leading edge design [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 15(2): 129-132.
- [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(011): 1474-1481.  
SONG Ying, GU Chun-wei. Continuous curvature leading edge of compressor blading [J]. Journal of Propulsion Technology 2013, 34(011): 1474-1481.
- [16] 徐林程, 王刚, 武洁. 叶型模型几何误差对气动性能影响的自动微分分析方法 [J]. 空气动力学学报 2014, 32(04): 551-556.  
XU Lin-cheng, WANG Gang, WU Jie. An automatic differentiation method for uncertainty analysis due to airfoil configuration variation [J]. ACTA Aerodynamica Sinica 2014, 32(04): 551-556.
- [17] 刘建勇, 周盛, 袁巍. 叶轮机内附面层流动与分离的某些研究进展 [J]. 力学进展 2009, 39(5): 526-536.  
LIU Jian-yong, ZHOU Sheng, YUAN Wei. Advances in boundary layer flow and separation in turbomachinery [J]. Advances in Mechanics 2009, 39(5): 526-536.
- [18] TAIN L, CUMPSTY N A. Compressor blade leading edges in subsonic compressible flow [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science 2000, 214(1): 221-242.
- [19] 宋寅, 奉凡, 顾春伟. 间断 Galerkin 方法计算叶型转捩流动 [J]. 航空动力学报 2013(5): 1057-1065.  
SONG Yin, FENG Fan, GU Chun-wei. Transition flow of turbomachinery blade using discontinuous Galerkin method [J]. Journal of Aerospace Power 2013(5): 1057-1065.
- [20] 叶建, 邹正平. 逆压梯度下层流分离泡转捩的大涡模拟 [J]. 工程热物理学报 2007, 27(3): 402-404.  
YE Jian, ZOU Zheng-ping. Large-eddy simulation of laminar separation bubble transition under adverse pressure gradient [J]. Journal of Engineering Thermophysics 2007, 27(3): 402-404.

(姜雪梅 编辑)

层流压气机叶片设计中的关键问题 = **The Key Problems in the Inverse Design of Laminar Flow Compressor Blade Profile** [刊 汉] SAI Qing-yi ,HUANG Dian-gui ( University of Shanghai for Science and Technology ,Shanghai ,China ,Post code: 200093) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31( 8) . -1 ~5

Laminar flow compressor blades are type of blades that maintain laminar flow conditions in passages for a wide range of operating conditions. In this way ,the aerodynamic efficiency and off-design performance of compressor can then be considerably improved. This type of blade has several characteristic features ,including a slightly rearward maximum thickness location ,a relatively small leading edge radius and a flat suction side. Based on the review of mainly relevant literatures ,the key and basic problems for laminar compressor blade are summarized. A prospective stating that the aerodynamic performance is closely related to the continuous degree of first-order and second-order derivatives of blade profile is proposed. It is suggested to conduct study on the sensitivity of discontinuous degree for first-order and second-order derivative distributions under different values of Reynolds numbers ,Mach numbers ( supersonic area ,transonic area and shock wave position) and pressure gradients ( favorable pressure and adverse pressure areas) ,and then identify the objective laws. In this way ,the fundamental principle for the deviation of discrete line in the process of design ,manufacturing as well as performance prediction for laminar compressor blade is determined. **Key words:** axial compressor ,laminar flow ,inverse design ,blade profile ,transition

碳纤维换热器换热性能实验研究 = **Experimental Study on the Heat Transfer Performance of Carbon Fiber Heat Exchanger** [刊 汉] CAO Sheng-xian ,DUAN Jie ,WANG Gong ,ZHAO Buo( School of Automation Engineering ,Northeast Dianli University ,Jilin ,Jilin ,China ,Post Code: 132012) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31( 8) . -6 ~11

This paper proposes a kind of carbon fiber heat exchanger aiming to solve the low temperature dew point corrosion in the waste heat utilization. Comparative experiments on the coefficient of thermal conductivity between carbon fiber heat exchanger tube and carbon steel heat exchanger tube have been done. The experiment on heat transfer performance is done by means of the monitoring system for heat exchange in air and gas system ,which can simulates the working environment of heat exchangers in power plant. The experimental results show that the thermal conductivity of carbon fiber heat exchanger tube is higher than that of carbon steel heat exchanger tube ,while the overall heat transfer performance of carbon fiber heat exchanger is relatively poor due to the resin coating ,which is utilized to prevent water percolation. **Key words:** carbon fiber ,heat exchanger ,thermal conductivity ,heat transfer performance

梯度多孔材料部分填充圆管强化换热的研究 = **Study on Heat Transfer Enhancement in Pipes Partially Filled with Gradient-porous Materials** [刊 汉] WANG Bai-cun ,WANG Peng-fei ( College of Chemical and Biological Engineering ,Zhejiang University ,38 Zheda Street ,Hangzhou ,China ,Post Code: 310027) ,HONG Yi-feng ( School of Materials Science and Engineering ,Georgia Institute of Technology ,Atlanta ,GA 30332 ,USA) ,XU Zhong-bin ( College of Chemical and Biological Engineering ,Zhejiang University ,38 Zheda Street ,Hangzhou ,Chi-