

文章编号: 1000-8055(2009)02-0420-07

高负荷缝隙弯曲扩压叶栅展向负荷实验

陈焕龙, 陈 浮, 宋彦萍

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 实验研究了不同冲角下压气机采用带切向缝隙的大转角弯曲叶片对叶栅展向负荷的影响。研究表明, 切向缝隙射流能够有效地增加整个叶展的扩压因子, 提高气流的折转能力, 缝隙反弯叶片出口静压比沿展向呈现“C”形分布特点, 缝隙射流控制技术与弯曲叶片技术相结合是未来高负荷扩压叶栅发展的一个研究方向。

关 键 词: 缝隙叶片; 扩压因子; 叶片负荷

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental investigation on the span loading in compound lean compressor cascades with slots air injection

CHEN Huan-long, CHEN Fu, SONG Yan-ping

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: An experimental investigation was conducted for the influence on the loading of span by 60° turning angle plane compound lean compressor cascade, which was designed with tangent air injection slots in different inflow incidences. The experimental results show that not only the diffusion factor of cascades is increased and the turning of airflow is improved effectively, but also the static pressure of outlet in negative lean cascades presents a “C” distribution from hub to shroud by tangent air injection. The integration of slots injection and compound lean blade technologies will be an investigation direction in the future.

Key words: slot blade; diffusion factor; blade loading

现代航空发动机的主要气动部件风扇/压气机的设计要求具有较高的级压比和效率, 从而使实现加功增压的扩压叶栅设计显得尤为重要。我国学者徐大懋^[1]较早地提出了轴流式压气机反流缝隙叶片的概念并进行了实验验证。实验结果表明, 这种带缝隙叶片在某些工况条件下, 确实使得气流即使流过较大折转角的压气机叶栅时也能控制或延缓附面层的分离, 起到了提高压气机气动性能的作用。鲁嘉华等人^[2]的研究结果也表明, 弦向缝隙叶栅对轴流式压气机气动性能的改善。周敏等人^[3]以

NASA67 超声风扇转子叶片为原型进行开孔设计的数值研究表明, 开孔射流能有效改善叶片吸力面尾缘的流动特性, 从而提高压气机气动性能和稳定工作范围。文献[4-6]对设计有各种射流孔/槽的低速压气机导叶以及静叶的研究结果表明, 微量空气射流是提高压气机工作稳定性的一种有效手段。为了研究在基准最小损失冲角位置上压气机叶栅的损失以及损失的变化规律, 最好要有一个简洁的、不依赖于升力系数项的叶片负荷参数, 这种负荷参数应该和沿叶型表面的速度分布或与基元级速度

收稿日期: 2008-07-24; 修订日期: 2008-11-28

基金项目: 国家 973 计划(2007CB210100); 国家自然科学基金(50876023)

作者简介: 陈焕龙(1982-), 男, 贵州丹寨人, 博士生, 主要从事叶轮机械流场实验研究与数值仿真。

三角形直接联系起来.如果它能够直接反映型面上附面层的增长情况,就更为理想^[7].扩压因子就是这样的叶片负荷参数. Lieblein 等应用二维不可压缩湍流附面层的分离准则,提出了“扩压因子”的概念^[8].它是压气机设计中的一个重要概念,也是叶栅允许设计负荷的一个合适准则.然而扩压因子是在二维不可压缩条件对于常规叶栅设计提出的,将其应用在现代高负荷叶栅以及缝隙叶栅可能会带来误差,因此有必要采用其它表征叶片负荷的参数对其进行评价,并且验证扩压因子应用于现代高负荷叶栅以及缝隙叶栅设计的可靠性.

本文基于综合流动控制的理念,在采用弯曲叶片技术的基础上,针对带缝隙结构的高负荷弯曲扩压叶栅的扩压因子与静压比进行详细的测量和分析.在压气机弯曲叶片的某一展向位置挖掘穿透叶片的切向缝,利用缝隙附加流动来提高叶片吸力面附着涡层高熵流体的抗分离能力,减薄尾迹附面层动量厚度,从而降低总损失.与弦向开缝叶片作用类似,这种切向缝隙结构的优点在于不需要额外的附加能量和装置,这对于结构紧凑、高推重比及低耗油率现代高性能航空发动机设计及老机组的改良显得尤为重要.

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 0.30,每套叶栅由 7 个叶片组成,叶型为 NACA65 系列,叶型几何参数、缝隙叶片结构以及实验方案见图 1 ($B = 6\cos\beta_r$,称为轴向弦)和表 1.具体缝隙几何参数由前期数值研究结果确定^[9].

在实验进行时第一和第七个叶片紧靠风洞侧壁,为了避免漏气而不开缝.进口附面层厚度 $\delta = 11\% H$.实验采用 L 形五孔探针测量叶栅流场,束状探针头的直径为 2.6 mm.头部 5 个测压小孔的直径均为 0.5 mm.五孔探针的定位角度误差小于 1° ,测点定位误差小于 0.5 mm,除了在高损失区总压与气流角的测量误差稍大外,测量结果误差均小于 $\pm 2\%$.测点布置: 18×23 (展向 $\times$ 周向),并在尾迹区域进行适当的加密.为了便于表述,在此将原型不开孔称为 D0 方案, $H_{s1}/H = 5\%$ 称为 D1 方案, $H_{s2}/H = 15\%$ 称为 D2 方案, $H_{s3}/H = 25\%$ 称为 D3 方案, D1 和 D2 组合称为 D4 方案, D1 和 D3 组合称为 D5 方案, D2 和 D3 组合称为 D6 方案, D1 和 D2 和 D3 组合称为 D7 方案.数据处理采用沿节距方向的质量平均方法.

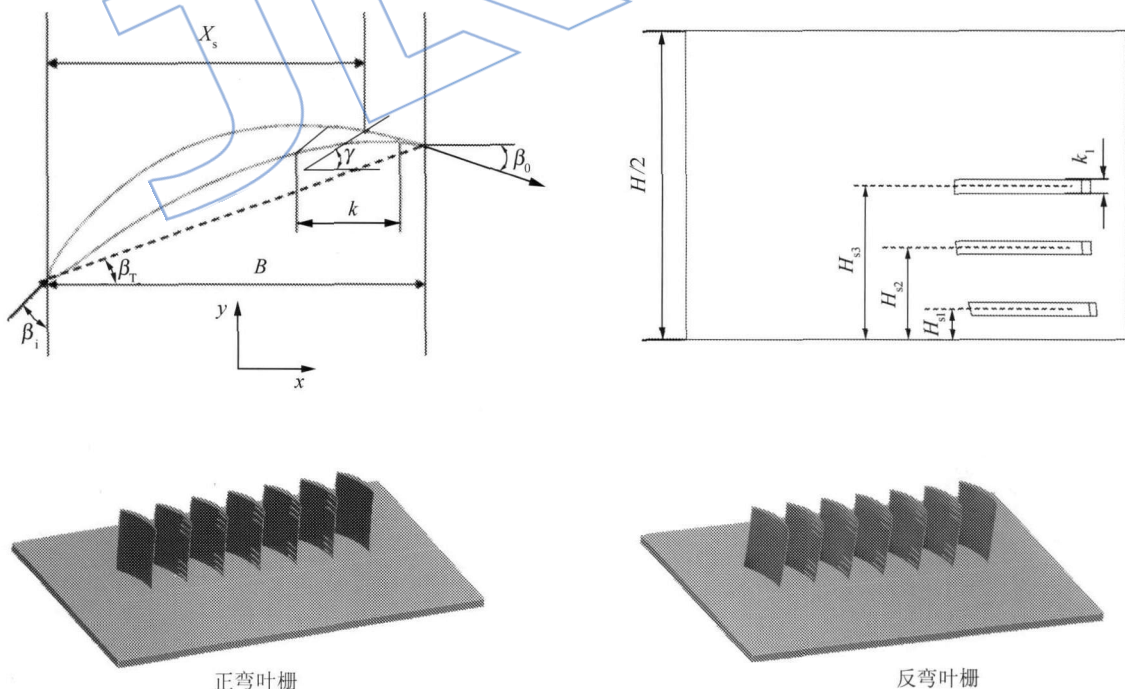


图1 缝隙叶片结构和实验叶栅示意图

Fig. 1 Configuration sketches of slot cascades in experiment

表 1 缝隙叶栅参数
Table 1 Parameters of slot cascades

方案	弯角/(°)	弯高 L_B	k_1 /mm	$(H_{s1}/H)/\%$	$(H_{s2}/H)/\%$	$(H_{s3}/H)/\%$	$\gamma/^\circ$	k /mm
反弯	- 5	10 % H	3.5	5	15	25	30	25.0
正弯	5	10 % H	3.5	5	15	25	30	25.0

叶型几何参数					
进口几何角 $\beta_i/^\circ$	出口几何角 $\beta_e/^\circ$	安装角 $\beta_r/^\circ$	弦长 b /mm	稠度 b/t	H/b
41.8	- 11.8	18.2	128.0	1.362	1.25

2 实验结果与分析

当气流通过扩压叶栅时,叶片表面上会产生不同的速度与压力分布(如图 2 所示).在叶片吸力面上有较大的轴向逆压梯度,相应地就存在较大的速度降,叶片吸力面上附面层增厚很快,且在一定条件下将会产生分离.叶片压力面上速度和压力变化均不大,附面层一般较薄,所以吸力面附面层构成了叶栅尾迹的主要部分.对压气机叶栅来说,可用气流减速来表示扩压现象.叶栅的总压损失的大小是跟叶片吸力面上的减速扩压程度成正比的,凡是引起较大减速扩压的叶片表面速度分布,都趋向于产生较厚的叶片附面层.一般采用扩压因子来作为叶片的负荷参数,它的采用能给出一个比考虑升力系数或其它参数对扩压叶栅来说更好的损失预估方法,也是对扩压叶栅损失分析中比采用附面层方法更可靠的方法^[10]. Reid 等也指出,扩压因子 DF (Diffusion factor) 应用在亚声速流场对叶片负荷的分析和跨声速叶栅中损失的关联和失速裕度的分析是成功的^[11]. 扩压因子是整理叶栅实验数据时极为重要的参数,是包括基元级速度三角形中各参数及叶栅几何参数的综

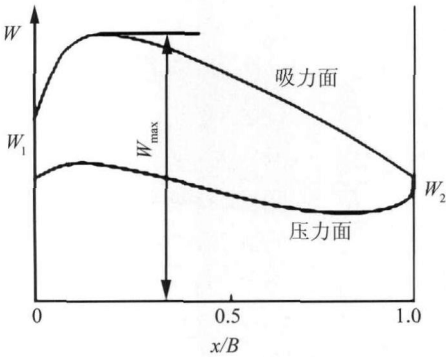


图 2 图 2 叶型表面速度分布
Fig. 2 Velocity distribution on the profile surface

合性参数.当 $DF > 0.6$ 时,尾迹动量厚度增加,表明在高负荷下叶片吸力面附面层分离,损失剧烈增加.因此,可将 $DF = 0.6$ 作为压气机平面叶栅中的允许负荷极限值^[10,12-14].根据实验结果和经验数据,动叶叶尖的扩压因子应不大于 0.4,否则会导致较大的损失.动叶沿叶高其它位置和静叶的扩压因子以不大于 0.6 为宜,否则也会导致叶栅效率下降.扩压因子可以用下式定义

$$DF = \frac{W_{\max} - W_2}{W_{\max}} \tag{1}$$

经过简单的推导可以用下式来表示

$$DF = 1 - \frac{W_2}{W_1} + \frac{\Delta W_u}{2\pi W_1} \tag{2}$$

图 3 给出了正弯缝隙叶栅各个方案不同冲角下叶栅出口(距离尾缘 1.25b)扩压因子的展向分布.实验结果表明,冲角变化时叶栅扩压因子的变化与叶片负荷、叶栅出口的能量损失分布及叶栅附面层流动状况的改变密切相关.当冲角由负到正变化时,扩压因子逐渐增加,这说明缝隙叶片使气流的折转能力增加.尤其是零冲角和正冲角条件下,缝隙射流能够使叶栅扩压因子增加,在局部损失增加较小的条件下,有效地增加气流的折转能力.这可以做如下的初步解释:对于不可压缩流动且叶栅进出口轴向速度相等的情况下,扩压因子可以用下面式子表示

$$DF = (1 + \frac{\sin\beta}{\cos\beta}) - \frac{\sin\beta}{2\tau}(\tan\beta + \cot\beta) \tag{3}$$

上式表明,扩压因子 DF 主要与叶栅稠度 τ ($\tau = b/t$) 和气流绕流叶栅后的折转程度有关,一旦实验叶栅设计方案确定,叶栅稠度 τ 就已经成为定值,所以扩压因子就只取决于气流的折转程度,气流的折转角越大,扩压因子 DF 也就越大,气流在叶栅通道内部的减速扩压也就越剧烈,叶片负荷也就越高.如果扩压因子增加较多($DF >$

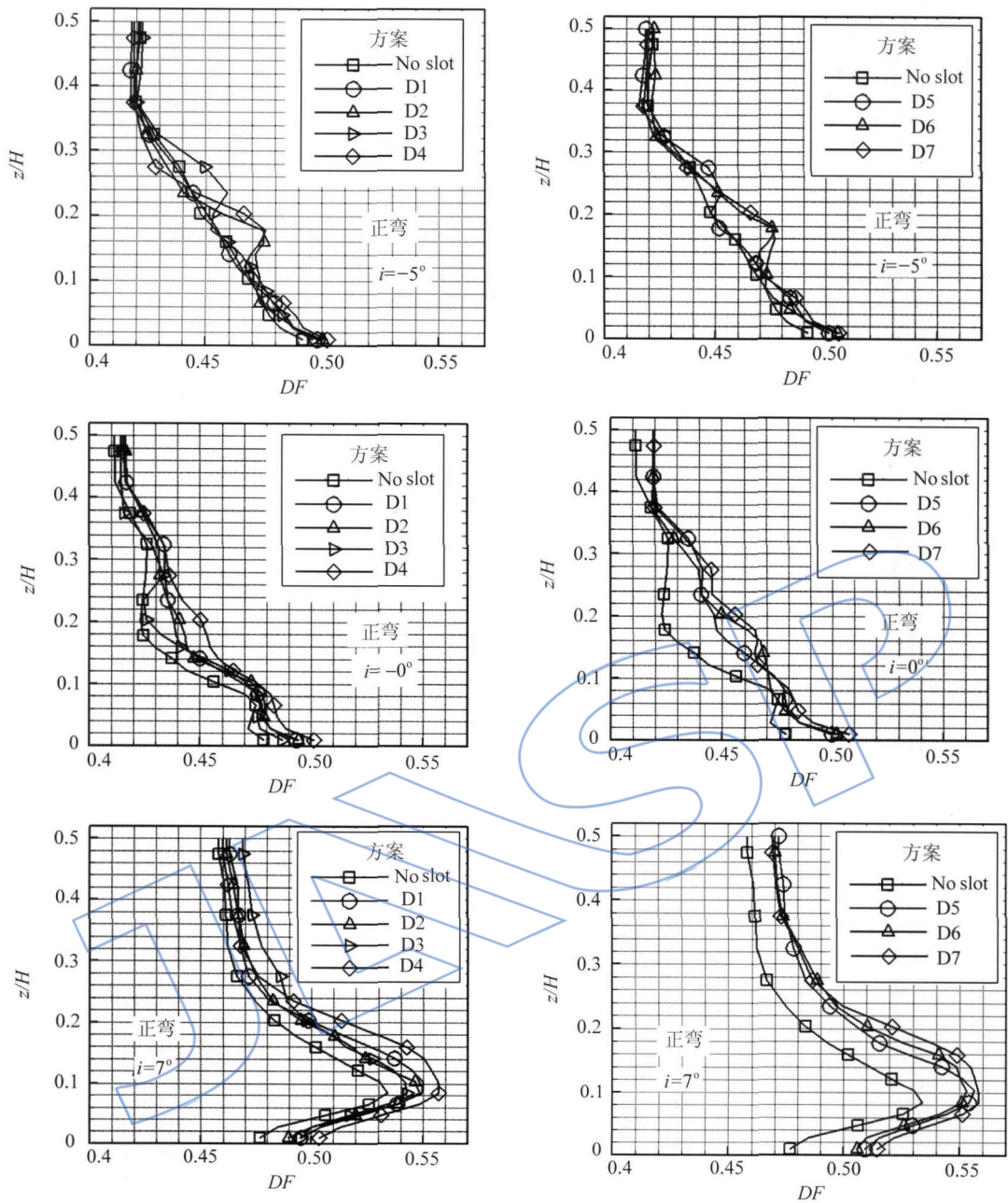


图 3 正弯叶栅出口扩压因子展向分布

Fig. 3 Span distribution of the diffusion factor in positively compound lean cascades with/ without slots

0.6), 则叶片表面的附面层流体容易发生分离, 叶片的扩压能力将急剧下降. 因此, 对于本实验的缝隙叶栅, 应该控制缝隙附近 ($5\% H \sim 25\% H$) 扩压因子 $DF < 0.6$. 在缝隙附近扩压因子都较原型增加较多, 这与缝隙射流产生的附加损失有关, 这种附加损失主要来源于射流与主流的掺混、剪切以及射流与缝隙的粘性摩擦. 在负冲角条件下部分缝隙叶片方案的扩压因子有所减小, 这是因为在负冲角条件下叶栅吸力面的分离较小, 缝隙射流不仅没有发挥其改善分离流动的作用, 而且还产

生了摩擦损失和掺混损失的缘故, 缝隙射流在此时主要表现为减小尾迹附面层动量厚度. 射流与主流的掺混损失主要与射流方向有关, 射流方向越向主流靠近就越能够取得正效果. 对于所有的研究方案, 组合缝隙的数目选择必须根据缝的径向位置以及缝隙产生的附加损失来加以权衡. 从调整整个叶展方向的负荷分配来看, 多缝组合射流优于单缝, 但是并非组合缝数目越多效果越好. 因为组合缝隙增加将导致缝隙的附加损失增加 ($DF > 0.6$) 超过射流带来的收益, 如 D6, D7 方案

所示,使得缝隙射流的控制效果得不偿失.在正冲角条件下,所有缝隙叶片方案在 25 % H 至叶片根部区域的扩压因子都较原型有所增加,而且在缝隙位置附近的扩压因子增加较多(如 D4 ,D5 ,D6 , D7 方案),组合缝隙数目越多这种影响也越明显.叶片根部 5 % H 以下的扩压因子较小,这可能是由于高负荷扩压叶栅根部存在强烈的横向与轴向逆压力梯度,根部角区高熵粘性附面层流体产生大尺度分离并进一步与主流发生掺混,五孔探针对于回流捕获效果较差.

图 4 给出了反弯叶栅所有方案随着冲角变化出口扩压因子的展向分布.研究表明,无论是正冲角还是负冲角条件下,缝隙射流对于反弯叶

栅出口扩压因子的影响都大于正弯叶栅.扩压因子的分布规律与正弯叶栅类似,在正冲角条件下,所有方案在缝隙位置至叶片根部区域的扩压因子都较原型增加较多(如 D4 ,D5 ,D6 ,D7 方案),组合缝隙数目越多这种影响也越明显.与正弯叶栅不同的是,在负冲角条件下缝隙叶栅叶展中部附近的扩压因子较原型减小得较多(如 D3 ,D4 ,D5 方案),而在设计冲角与正冲角下,该区域的扩压因子则较原型增加得较多.但是总的来看,反弯叶栅所有缝隙方案的扩压因子峰值均小于正弯叶栅.这表明,反弯缝隙叶栅的扩压因子对缝隙射流有强烈依赖作用,说明缝隙射流对于改变反弯叶片展向负荷的再分配有着非常重要的意义.

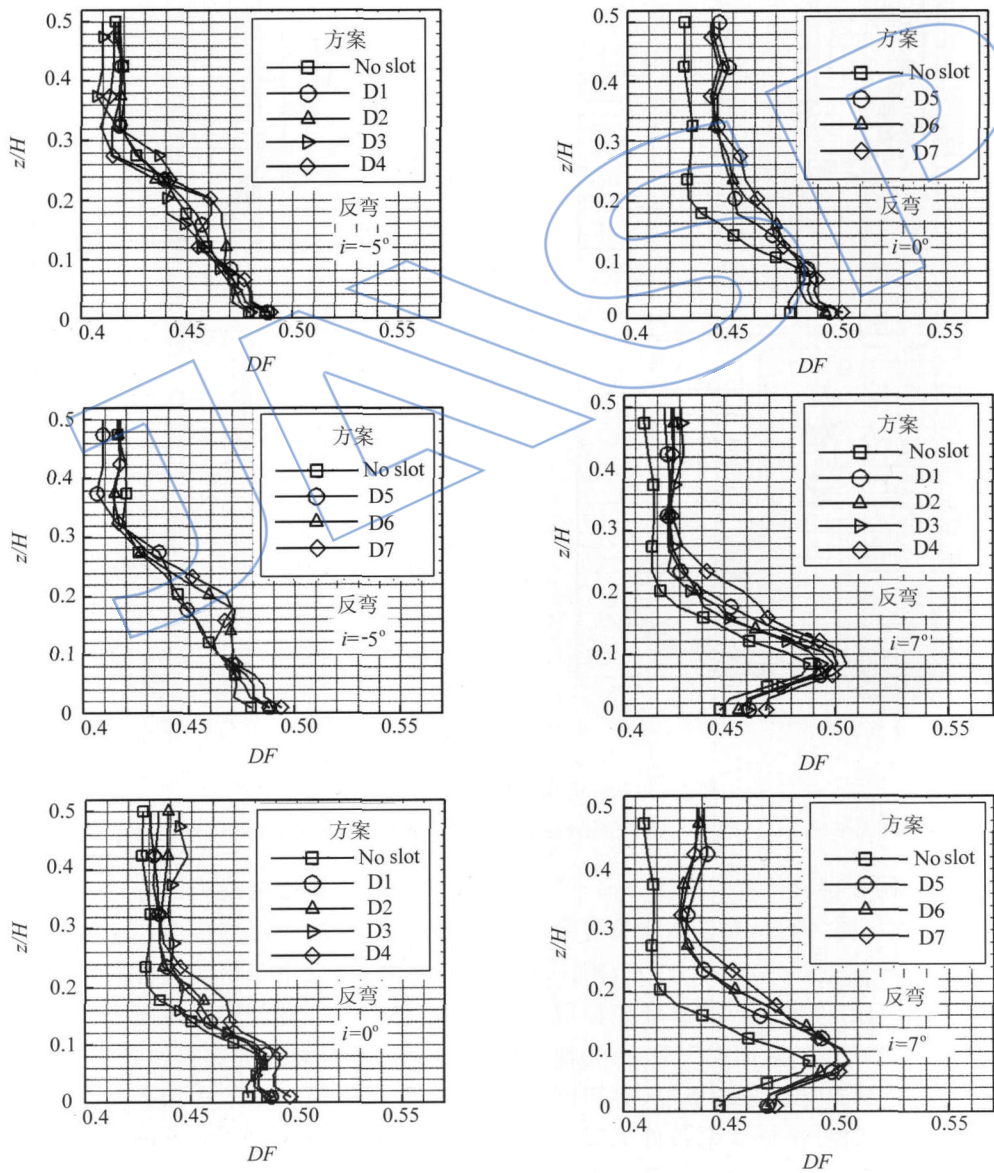


图 4 反弯叶栅出口扩压因子展向分布

Fig. 4 Span distribution of the diffusion factor in negatively compound lean cascades with/ without slots

鉴于扩压因子的定义是在二维不可压条件下应用湍流附面层理论提出来的,并且式(2)、式(3)假设叶片吸力面与压力面表面速度按线性关系变化,这样的简化对于现代高负荷扩压叶栅以及本文研究的缝隙叶栅可能会带来较大的误差,因此有必要采用另外一参数——静压比(π)来考察缝隙叶栅的负荷能力,并说明应用扩压因子来表征缝隙叶栅负荷能力的有效性.图 5 给出了所有方案缝隙叶栅静压比展向分布.研究结果表明,原型

正弯叶栅的展向静压具有以下几个特点:①在设计冲角和正冲角下所有方案均表现出明显的“C”形静压分布特点;②在设计冲角和正冲角下,缝隙叶栅在加强端区低能流体的输运能力,将端区高熵流体及时地引向主流,减少低能流体在端区的聚集、摩擦与撞击的同时,有效地提高了 20 % $H \sim 50 \% H$ 范围内的叶片负荷(如 D2,D3,D4,D6 方案);③缝隙位置附近的扩压能力较其它叶展位置小;④在负冲角条件下,缝隙叶栅对于叶片负荷

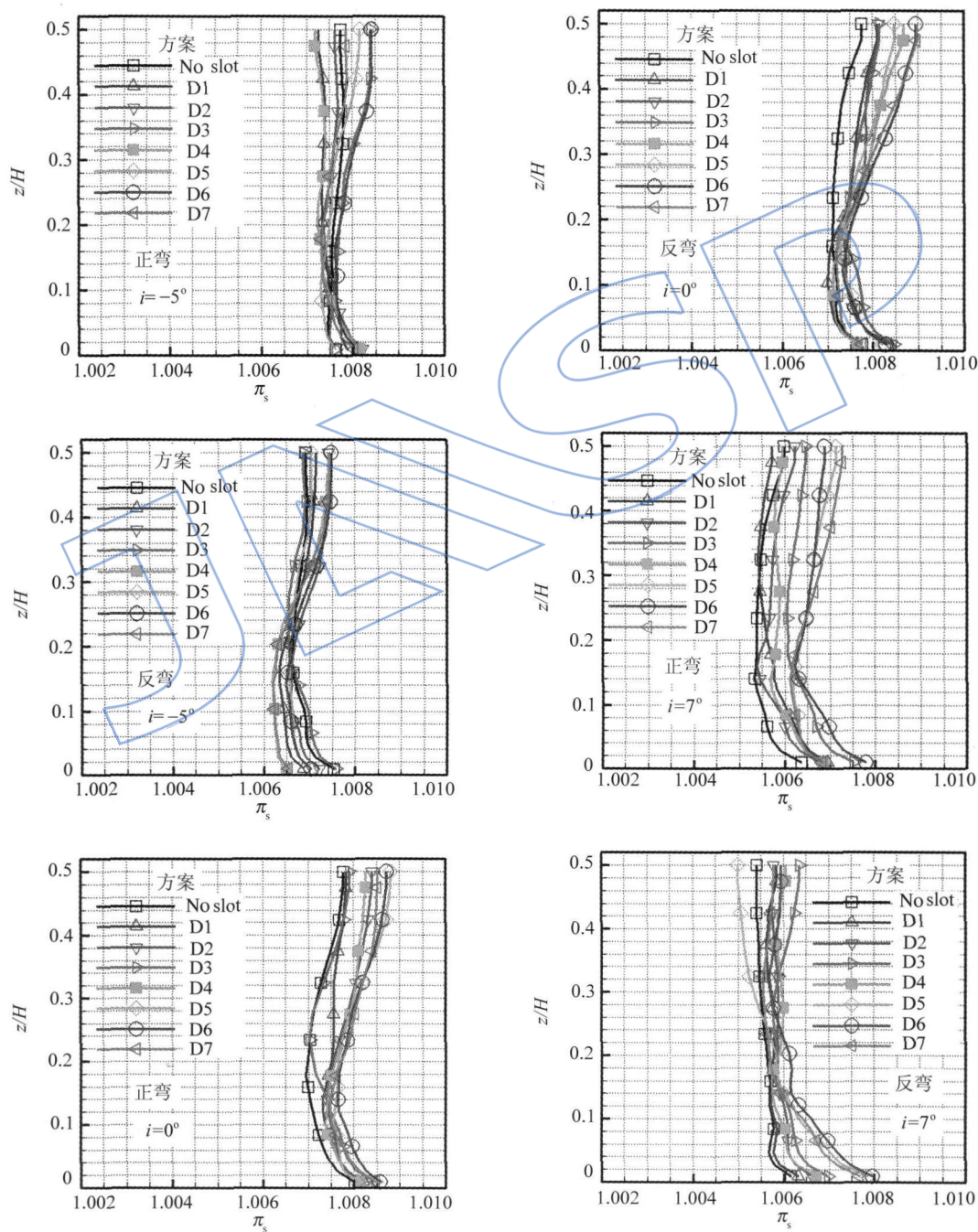


图 5 缝隙叶栅静压比展向分布

Fig.5 Span distribution of the static pressure ratio in compound lean cascades with/ without slots

的增加较少,甚至降低叶片的扩压能力(如 D1, D2, D4, D7 方案),而且最优单缝方案与组合缝方案的效果相当(如 D3, D6 方案).反弯缝隙叶栅的静压比展向分布表现出另一个特点:首先原型方案的“C”形静压分布特点基本消失;其次,在设计冲角下,20% $H \sim 50\% H$ 叶展范围的叶片负荷较正弯叶栅有所提高,但缝隙附近的扩压能力降低较多;再次,在正冲角下,缝隙叶栅有效地增加了叶片根部的扩压能力,表现为类似正弯叶栅的“C”形静压分布特点.这与缝隙反弯叶栅及时将中径迁移而来的附面层高熵流体引向主流,降低了叶展中部和角区的三维流动有关.

通过上述表征叶片负荷的参数——扩压因子与静压比的分析表明,扩压因子评价叶片气动性能有一定的误差,尤其是在缝隙位置附近,但是在其它叶展位置仍然是比较有效的.扩压因子与静压比的分析均表明,对于正弯和反弯叶栅, D6 方案均为本实验研究的最优方案.

3 结 论

1) 对于所有研究方案,当冲角由负到正变化时,扩压因子逐渐增加,在局部损失增加较小的条件下,气流的折转能力增加.从调整整个展向负荷的分配来看,多缝组合射流优于单缝,但是并非组合缝数目越多效果越好.

2) 反弯叶栅所有缝隙叶片方案的扩压因子峰值均小于正弯叶栅,其扩压因子对缝隙射流有着强烈依赖作用,缝隙射流对于改变反弯叶片展向扩压能力的再分配有着非常重要的意义.

3) 反弯缝隙叶栅使得叶片静压比沿展向成“C”形分布的特征.

4) 缝隙射流控制技术在设计冲角和正冲角条件下与弯曲叶片技术结合,较好地发挥了综合流动控制技术的作用,是现代高负荷压气机设计的一个发展方向.

参考文献:

[1] 徐大懋. 压气机弦向缝隙叶栅的研究[R]. 哈尔滨汽轮机

厂研究所科研报告, 1980.

- [2] 鲁嘉华, 张志刚, 朱鸿. 压气机弦向缝隙叶栅的气体动力学研究[J]. 上海工程技术大学学报, 2000, 14(1): 14-20.
LU Jiahua, ZHANG Zhigang, ZHU Hong. Aerodynamics research on axial compressor cascades with chordwise split [J]. Journal of Shanghai University of Engineering Science, 2000, 14(1): 14-20. (in Chinese)
- [3] 张相毅, 周敏, 王如根, 等. 叶片压力面到吸力面射流对其气动特性的影响[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(2): 152-156.
ZHANG Xiangyi, ZHOU Min, WANG Rugen, et al. Research on the effect of jet flow from pressure surface to suction surface on performance of blade[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(2): 152-156. (in Chinese)
- [4] Dennis E, Culley M, Bright M. Active flow separation control of a stator vane using surface injection in a multi-stage compressor experiment [R]. ASME Paper, 2003, 2003-GT-38863.
- [5] NIE Chaoqun, XU Gang, CHENG Xiaobin, et al. Micro air injection and its unsteady response in a low-speed axial compressor [R]. ASME Paper, 2002-GT-30361, 2002.
- [6] Kirtley K R, Graziosi P, Wood P, et al. Design and test of an ultra-low solidity flow controlled compressor stator [R]. ASME Paper, 2004-GT-53012, 2004.
- [7] 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、设计与试验研究(下册) [M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.
- [8] Lieblein S. Diffusion factor for estimating losses and limiting blade loadings in axial-flow compressor blade elements [R]. NACA, RM E53D01, 1953.
- [9] SONG Yanping, CHEN Huanlong, CHEN Fu, et al. Effects of air injection on performance of highly-loaded compressor cascades [R]. ASME Paper No. GT2007-27062.
- [10] Gostelow J P. Cascade aerodynamics [M]. New York: Pergamon Press, 1984: 153-315.
- [11] Reid L, Moore R D. Experimental study of low aspect ratio compressor blading [R]. ASME Paper, 80-GT-16, 1980.
- [12] Wennerstrom A J. Highly loaded axial flow compressor: History and current development [J]. Trans. of the ASME, J. of Turbomachinery, 1990, 112: 567-578.
- [13] 秦鹏译. 轴流压气机气动设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1975.
- [14] 王仲奇, 秦仁. 透平机械原理 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1985.