

压气机叶栅端壁流控制的试验研究

北京航空航天大学 李喜宏* 吴国华 彭泽琰

【摘要】 本文通过“原始”叶栅(即常规的直叶片叶栅)、“前掠”叶栅、“端弯”叶栅和“掠弯”叶栅等四套大弯角叶栅的对比试验,研究端“前掠”、端“增弯”和端“掠弯”对流场的影响。其中,端“掠弯”是本文新创的一种端壁流控制技术。试验结果表明,作为前掠和增弯的结合体—“掠弯”叶栅,具有端“前掠”和端“增弯”对流场影响的双重特征。

关键词: 压气机 叶栅 端壁流 试验

1 前言

为了提高压气机效率和失速裕度,人们在不断地揭示和认识端壁流动特征和致损机理的同时,也不断地采取各种措施来减小端壁流动损失,端弯技术是其中措施之一。叶片端弯的形式多种多样,有静子前缘增弯、尾缘减弯和转子尾缘增弯和前缘增弯等。以往端弯的试验研究都是在叶片尾缘减弯的情况下进行的。然而,压气机需要叶片尾缘增弯的情况也是存在的。叶片尾缘增弯后对叶栅后流场的影响怎样?本文对此进行了实验研究。叶片端部“前掠”技术在压气机中应用已获成功^[1]。文献[2]的实验研究表明,采用叶片端部“前掠”技术的压气机叶栅具有较强的抗分离或延迟分离的能力,其缺点是叶栅的出口气流角减小。本文尝试地将叶片端部“前掠”与“增弯”相结合,以求获得一种即具有“前掠”抗分离能力强,又克服“前掠”出口气流角偏小缺点的新型端壁流控制技术—“掠弯”叶栅^[3]。

2 试验设备、试验件和测点分布

试验是在北航低速平面叶栅风洞上进行的。试验攻角 3° ;风洞栅前来流马赫数0.115、雷诺数 2.15×10^5 。试验使用4套不同的叶栅进行对比:“原始”叶栅、“前掠”叶栅、“端弯”叶栅和“掠弯”叶栅。所谓“原始”叶栅是叶型为BC-6的直叶栅。“前掠”叶栅就是叶栅叶片端部的一部分(例如16.0%的叶片高度)沿弦线方向向前平移,平移后,各截面叶型的前缘连线是一直线,该连线与叶中区叶片前缘的夹角即为叶栅前掠角(见图1)。

本试验使用的“端弯”叶栅是一种叶片端区尾增弯的叶栅。“端弯”叶栅的叶片尾部端叶型按图2所示的方法形成。变形后的叶片尾缘仍与原始叶栅尾缘额线相切。叶片变型部分从顶端截面到距端截面某一展向位置沿展向按线性变化恢复到原来的叶型。“掠弯”叶栅的叶片是将“端弯”叶栅叶片的增弯部分进行“前掠”后获得的前掠与增弯结合的叶片。4套叶栅的叶片安装角和其它几何参数都是一样的,而且所有叶片两端端部的几何形状及数值是关于叶片中间高度对称的,即在叶片两端同时前掠、增弯或掠弯。叶栅的主要参数如下:叶片弦长

b 为 80mm, 几何进口角 β_{1K} 为 46.2° ; 叶片高度 h 为 124mm, 几何出口角 β_{2K} 为 96.1° ; 栅距 t 为 52mm, 安装角 γ 为 76° (与额线夹角)。对于增弯叶片, 顶端截面的几何出口角为 103.1° ; 较原始叶片增大 7° 。

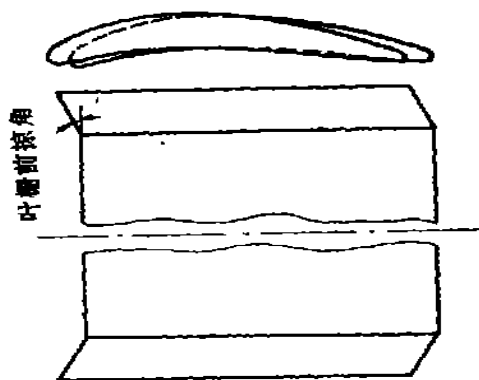


图 1 端“前掠”

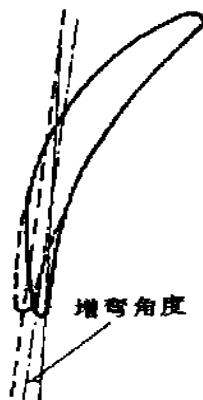


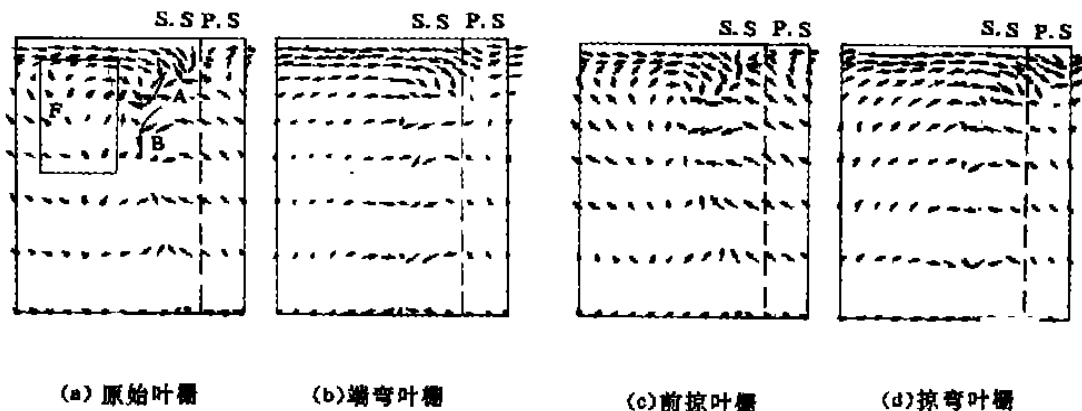
图 2 端增弯

栅前测点的轴向位置距叶栅前缘 56.0mm, 用三孔探针测量来流总、静压, 测量的展向位置为通道中间高度。栅后用五孔探针测量气流总、静压和气流方向, 出口测量截面在轴向距叶栅尾缘额线 $0.5b$ 的位置。展向测点距壁面的距离分别为 2、4、6、9、13、19、27、37、49、62mm。周向测点起始位置距被测栅道左侧叶片尾缘 10mm, 横跨一个栅距 52mm 匀布 14 个测点。

3 试验结果

3.1 二次速度矢量分布对比

图 3 是 4 套叶栅 $i=3$ 时“原始”叶栅、“前掠”叶栅、“端弯”叶栅和“掠弯”叶栅的二

图 3 二次速度矢量分布 ($i=3$)

次速度矢量分布图。框图中的虚线表示叶片尾缘的位置, 虚线左、右侧分别为叶片吸力面和压力面。从图看出, 叶栅端部增弯 (指“端弯”叶栅和“掠弯”叶栅) 使得近端壁区气流速

度的横向分速增大，叶片压力面附近的指向端壁的展向分速减小，栅道中部原向左指向端壁的二次速度矢量变成向右指向端壁；在叶盆侧原向上指向叶盆的气流其二次速度的展向分量减小。以上现象表明，叶片端部增弯，气流在增弯叶片力的作用下，使叶盆中部高能气体流向叶片端部的能力减弱，这将会使压力面角区低能气体堆积，损失增加（这在总压损失系数等值线图 5 中可明显看出）。在吸力面角区，由于叶片力对气流的“抽吸”作用，使得端壁低能气体向吸力面角区的堆积程度更加严重。大量低能气体的堆积，在吸力面角区承受不了的情况下，就排向叶展中区，这将诱使叶展中区分离（图 5 中，可明显看到这一结果）。从图 3 中可看出，叶栅端部前掠（指“前掠”叶栅和“掠弯”叶栅）引起的影响不明显，仅可看出压力面角区的横向分速度有所减小，也看出，流场涡系结构明显。以“原始”叶栅的流场结构为例，在由进口端壁附面层和叶栅通道内横向压力差所引起的通道涡 F 很强（它使叶栅通道左上部存在一个顺时针旋转的大尺度涡动，并将端壁的附面层移向吸力面角区），由它引起的角涡 A 这时相当稳定，由角涡 A 诱导的二次涡 B 也十分明显。

3. 2 出口气流角的对比

图 4 是 4 套叶栅的出口气流角等值线图。可见，叶栅端部增弯，使近端壁区出口气流角增大，“端弯”叶栅与“原始”叶栅相比，出口气流角最大值从 103 增大到 107；“掠弯”叶栅与“前掠”叶栅相比，出口气流角最大值从 99 增大到 107。这从 95 等值线在左右两个图中的展向位置和范围对比也可看出。叶栅端部增弯，使端区出口气流角

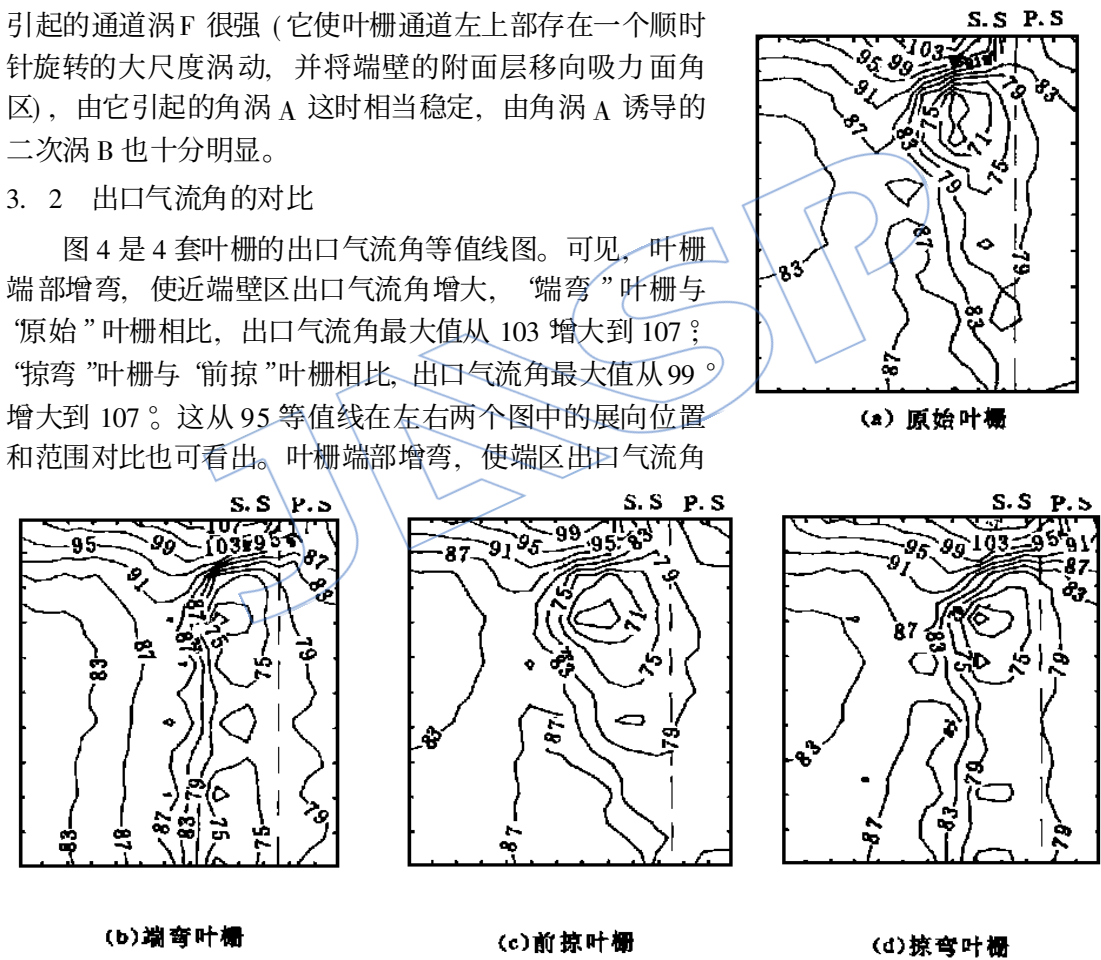


图 4 出口气流角等值线 ($i = 3^\circ$)

最大等值线更靠近叶片吸力面。由于增弯的叶栅全叶高分离，79 等值线变成与叶栅中部连通的等值线。“前掠”叶栅与“原始”叶栅相比表现为端壁区出口气流角减小（前者最大等值线为 99；后者最大等值线为 103）。“掠弯”叶栅与“端弯”叶栅相比，除图左下部有差异外，其余相差不大。

3. 3 总压损失系数的对比

图 5 是 4 套叶栅的总压损失系数等值线图。图 5 表明, 端部增弯的叶栅与不增弯的叶栅相比, 损失系数等值线形状已发生改观。端部增弯的叶栅, 除在吸力面角区存在一个高损区外, 在叶栅展向中部又出现了一个高损区。这个高损区使得叶栅展向中部损失范围较半叶高中部宽大。不增弯的“原始”叶栅和“前掠”叶栅的高损区仍维持在吸力面角区。值为 0.30 的总压损失系数等值线仍为一向上张口的凹曲线, 而增弯的“端弯”叶栅和“掠弯”叶栅的相应等值线已连通到叶栅中部。这表明增弯的叶栅已全叶高分离。对比叶片压力面角区, 可以看到增弯的叶栅较不增弯的叶栅叶片压力面角区聚集了更多的高值总压损失系数等值线, 且范围也较大, 这表明损失增加。这里损失增大的原因, 在二次速度矢量分布对比中已作分析。端部前掠

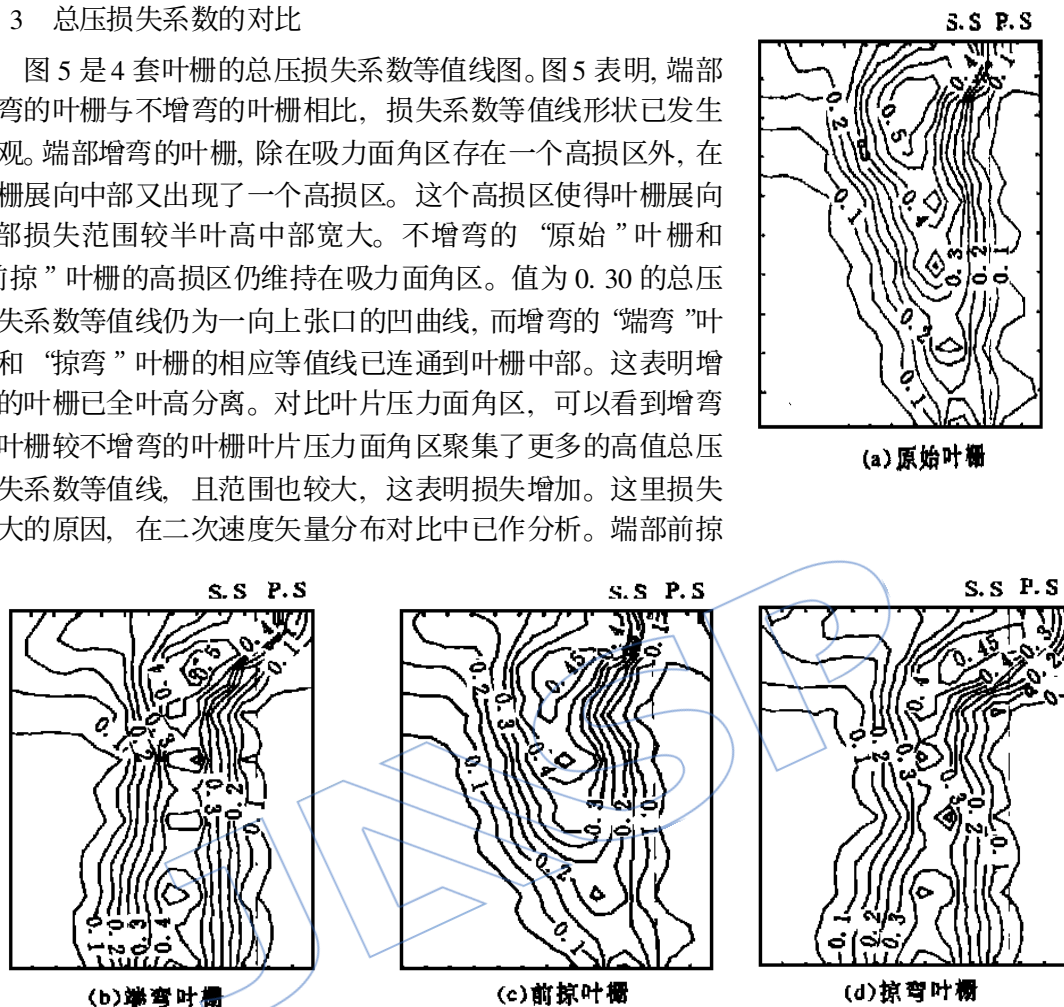


图 5 总压损失系数等值线 ($i = 3$)

的叶栅与端部不前掠的叶栅相比, 端部前掠的叶栅的高损区的最大损失系数值较端部不前掠的叶栅的有所减小。“前掠”叶栅最大损失系数等值线值为 0.45, “原始”叶栅最大损失系数值为 0.5, 减小了 10%。“掠弯”叶栅最大损失系数值为 0.45, “端弯”叶栅的为 0.50, 也减小了 10%。从损失核心区向外, 相应范围的等值的值都有所减小。这说明, 叶栅前掠使得分离区的分离程度减弱, 流场总压损失分布的均匀性改善。

3. 4 流通能力的对比

在不可压缩流动中, 反映叶栅流通能力的密流比, 可以用无量纲的栅后轴向速度代替。各轴向速度等值线图的形态与相应总压损失等值线图的形态大致相似, 并且有反对应关系, 即高损区对应着低速区 (本图从略)。

3. 5 扩压能力的对比

图 6 为 4 套叶栅静压升等值线图。看出, 叶栅前掠引起的效果明显。端部前掠叶栅较不

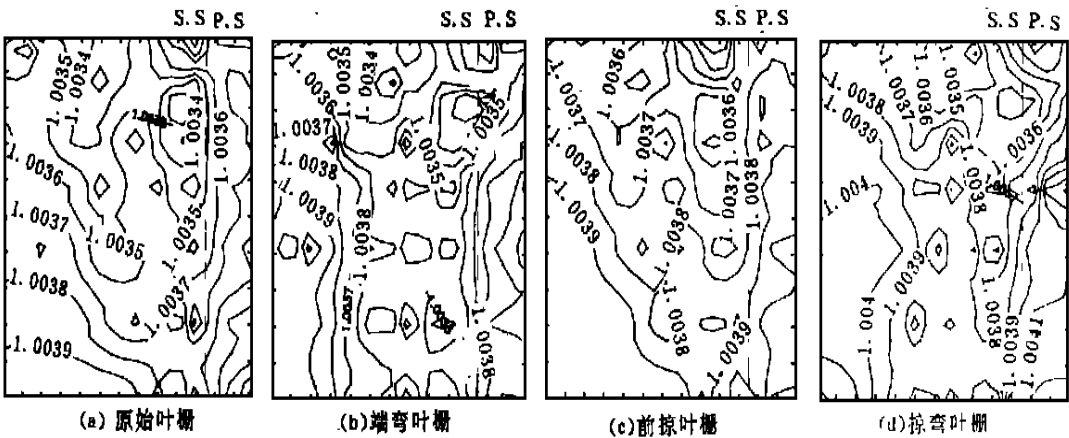


图 6 静压升值线 ($i = 3$)

前掠的在角区和端壁区的扩压能力有所改善，叶栅通道其它区域扩压能力也有提高。“前掠”与“原始”叶栅相比，低值区静压升等值线值从 1.0034 提高到 1.0036，“掠弯”叶栅与“端弯”叶栅相比，低值区静压升等值线值从 1.0033 提高到 1.0036，流场扩压能力分布的均匀性改善。

4 结 论

- (1) 叶栅端部前掠，可增强叶栅抵抗分离的能力，并改善流场各咱参数分布的均匀性。
- (2) 叶片和端壁无间隙的情况下，叶栅端部增弯使端区损失增加，叶中区更早分离。
- (3) 在叶片和端壁有间隙的情况下，间隙流会导致端区气流亏转。采用叶栅端部尾缘增弯，可增大端壁区出口气流角，达到减轻或消除端区气流亏转的效果。
- (4) 在压气机需要增弯时，对叶栅端部采取前掠与增弯结合比单纯地采用增弯要有利。叶片端部“掠弯”既能使叶栅端壁区出口气流角增大，又能使叶栅具有较好的抗分离能力。

参 考 文 献

1 Tweedt D L, Okiishi T H, Hathaway M D. Stator Endwall Leading Edge Sweep and Hub Shroud Influence on Compressor Performance. ASME 86-GT-197

2 吴国华. 压气机端区流动实验研究、二维跨音松弛法及修正 $k-\epsilon$ 紊流模型数值研究: [学位论文]. 北京: 北京航空航天大学博士论文, 1990. 2

3 李喜宏. 压气机叶栅端壁流控制的试验研究: [学位论文]. 北京: 北京航空航天大学硕士论文, 1992. 3

(责任编辑 魏星祿)

by the method of digital simulation; (c) to discuss theoretical range of the calculated interval of the dynamic cycle and the model influenced by the fuel-control regulation law. Two models are non-linear, non-iteration and full range. Simulation results show that the accuracy of models is quite good, and most relative errors are less than 3 percent, the biggest is about 5 percent. The calculated interval was reduced to 16ms (on the PC/AT with an Intel 80287 floating point coprocessor and C language programming).

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF ENDWALL FLOW CONTROL IN A COMPRESSOR PLANE CASCADE WIND TUNNEL

Li Xihong, Wu Guohua, Peng Zeyan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

A comparative experimental investigation on three kinds of end-treatment cascade in relation to an original cascade is presented. Three end-treatment techniques are end-bend, end-forward-sweep, and end-sweep-bend. The last one is a new kind of endwall flow control technique. Experimental results show that: (1) The end-forward-sweep cascade can be used to delay flow separation and improve the distribution of flow parameters at the cascade exit; (2) For a shrouded stator, the end-bend cascade with increasing turning angle at the end of the blade would increase the loss around the endwall region and induce flow separation in the mid-span region; (3) For the case when it is required to increase the turning angle in the endwall region, the end-sweep-bend cascade has better performance than the end-bend blade.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON EFFECT OF SOLID PARTICLES ON BLADE PRESSURE DISTRIBUTION IN COMPRESSOR CASCADE FLOW

Yi Jinghai, Ma Caifen, Gao Jingshi, Xu Zhong

(Xi'an Jiaotong University)

ABSTRACT

The blade pressure distribution of gas-particle two-phase flow in a compressor cascade has been investigated experimentally. Detailed measurements were made for three mass concentrations 1.1%, 2.0% and 4.5%, and for two inlet velocities 10 and 22m/s, and for two inlet angles of attack 7° and 27.5° . The results for two inlet angles of attack 7° and 27.5° indicate that the solid phase has certain effect on the blade pressure distribution of the gas phase. With increasing inlet velocity and mass concentration, the effects of solid particles on the blade pressure distribution are enhanced and wake deviation is obvious. Also, the variation of the effects depends on the inlet angle of attack.