

涡轮叶栅端壁区流动的实验研究*

西北工业大学 董志锐** 刘松龄 张玉金 许都纯

【摘要】 本文在大尺寸低速开式叶栅传热风洞中对一种高压涡轮导向叶栅中的流场进行了实验研究。采用五孔针对5个雷诺数下的叶栅端壁区三维流场进行了测量,并用线簇和小球浮点法对5个工况的流动进行了流场显示。实验结果表明:马蹄涡压力面分支在向吸力面运动的过程中,破坏了来流附面层的结构,在马蹄涡压力面分支之后,叶栅通道中产生了一个新的从压力面到吸力面的新附面层,新附面层的厚度小于来流附面层厚度;三维流动区约占叶栅通道的40%;雷诺数的增大将增强端壁区的三维流动。从流场显示图片可以观测叶片吸力面靠近端壁的角涡形成与发展,以及吸力面上的三角形区域;流场显示的通道涡大小与流场测量结果吻合。本文的实验结果有助于分析端壁表面和叶片表面换热特性的形成机理。

主题词: 叶栅 三维流动 测量 实验

分类号: V211 O357.1

1 引言

涡轮叶栅端壁区的流动十分复杂,存在着马蹄涡、通道涡和角涡组成的涡系,呈现出三维性。该区域的流动损失比较大,流动形态对叶片近壁区和叶栅端壁表面的换热有直接的影响。因此研究和掌握端壁区流动的规律对组织端壁区气流结构、降低流动损失,以及安排端壁的有效冷却有十分重要的意义。参考文献[1~4]对不同几何结构叶型组成的涡轮直叶栅中的流场进行了实验研究,参考文献[5~7]采用不同的方法对叶栅中的流动进行了流场显示。为了掌握涡轮叶栅端壁区流动的第一手数据和图形,为涡轮叶栅端壁区的换热研究奠定基础,本文在新建立的大尺寸低速开式传热实验风洞上,采用五孔针测量以及线簇和浮动小球显示方法对叶栅中的流场进行了研究。

2 实验装置与条件

图1为实验所用的大尺寸低速开式传热风洞示意图,其主要性能参数为:实验段进口气流速度3~23 m/s;雷诺数范围40000~300000;实验紊流度可调范围0.4~15%;实验叶片及端壁可加热温度范围0~50°C;实验段进口气流不均匀性小于5%。F1和F2截面可用于加装紊流发生器。图2为实验段平面示意图,为了便于观察和测量,整个实验段由有机玻璃制成。X和Z向如图所示,Y向为叶高方向。实验直叶栅由5个叶片构成,测量通道位于2,3叶片之间。在X向225,255.5,286,316.5,347和382 mm处开有排孔,用于插入五孔针测量速度分布。实验

1998年8月收稿,1999年4月收到修改稿。

* 本文系国家自然科学基金(编号:59476011)和航空基础科学基金(编号:98C53027)项目资助

** 男 42岁 博士 副教授 西北工业大学航空动力与热力工程系 706教研室 710072

叶片型面坐标取自某发动机高压涡轮导向叶片。实验叶栅的主要几何参数为:有效出气角 68° , 叶片弦长 205 mm, 叶片轴向弦长 122.1 mm, 叶栅栅距 160 mm, 叶片高度 300 mm。实验雷诺数定义为 $Re = V_\infty C / \nu$, 其中 V_∞ 为来流速度, C 为叶片弦长, ν 为空气动力粘性系数。本文流场测量和显示的工况雷诺数分别为: 100000, 150000, 200000, 250000 和 300000。

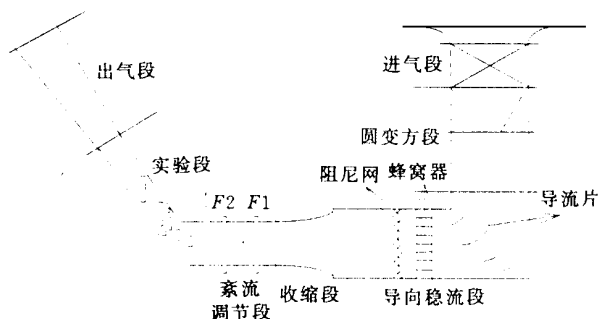


图 1 大尺寸低速开式传热风洞示意图

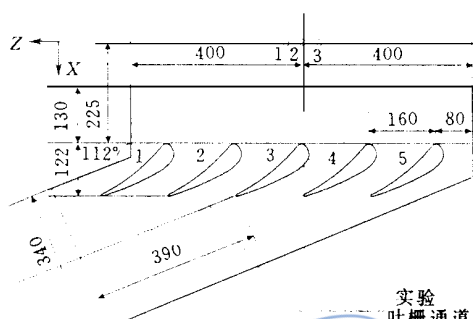


图 2 实验段示意图

三维流场采用经过校准的 2.8 mm 的五孔球形探针, 并用转动法进行测量。压力信号经电容式压差变送器转变为电信号, 并经信号放大器接入计算机, 进行数据记录和处理。经数据处理可获得如下参数: 来流 Re 数; 测点坐标 X , Y 和 Z ; 速度方向角 α 和 β ; 气流速度和分速度 V , V_x , V_y 及 V_z , 测点总静压 p^* 和 p 。每一工况的总测量点数为 528 个。

3 流场测量结果及分析

3.1 全速度 V 的变化规律

图 3 为 $Re = 300000$ 时叶栅通道中各测量截面的全速度 V 的变化曲线。由图可以看出: 在

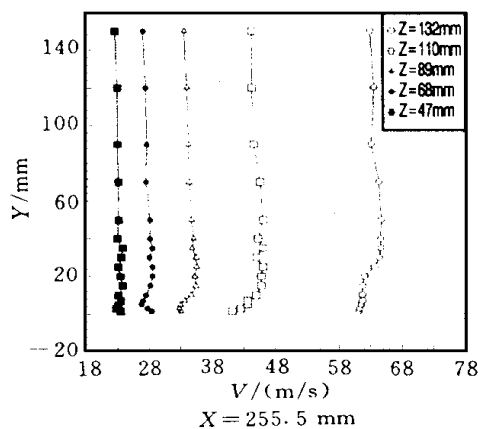
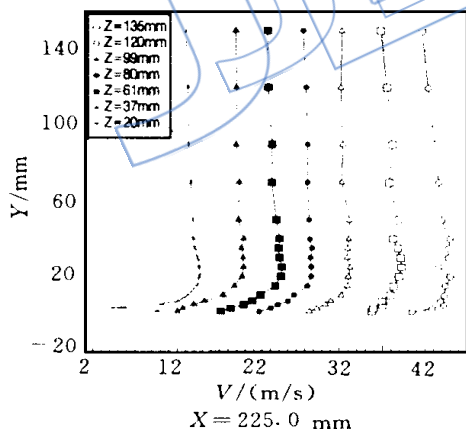


图 3 $Re = 300000$ 时叶栅通道中各测量截面的全速度 V 的变化

叶栅进口截面 ($X = 225$ mm) 之前, 气流已经开始加速。但进口截面上的速度分布仍类似于一般的二维紊流速度附面层分布, 其余各截面上的速度分布明显受到通道中复杂涡系的影响。此外, 由于马蹄涡压力面分支横扫过叶栅端壁, 彻底破坏了来流附面层。在马蹄涡压力面分支之后的叶栅通道内, 产生了一个从压力面到吸力面的新的三维附面层, 该附面层已呈现三维特

性, 向后发展, 其三维特性愈为显著。由于端壁涡系的作用, 附面层形状难以用常规的方法定义。但可以看出新附面层的厚度小于来流附面层厚度。

3.2 端壁区二次流图形

为了反映端壁附近流场的三维特征, 特别是端壁附近的流动与叶栅中高处二维流动的区别, 可以将每一测孔位置 $Y = 150 \text{ mm}$ 处的速度定义为 V_0 , 并将该测孔沿高度所有测点的速度投影到与 V_0 垂直的截面上, 并将同一 X 截面各测孔所获投影图相叠合得到图 4 的投影矢量图, 如果将叶栅中高处的二维流动定义为一次流动, 异于一次流动的流动定义为二次流动, 则图 4 反映出二次流动及其二次流动所形成的涡结构。采用投影方法实质上已消去了主流动, 即一次流动。图 4 可以反映出: 端壁三维流动区域的大小和涡结构; 异于主流动的二次流动的速度大小与方向; 二次流动的大小与试验工况之间的关系。

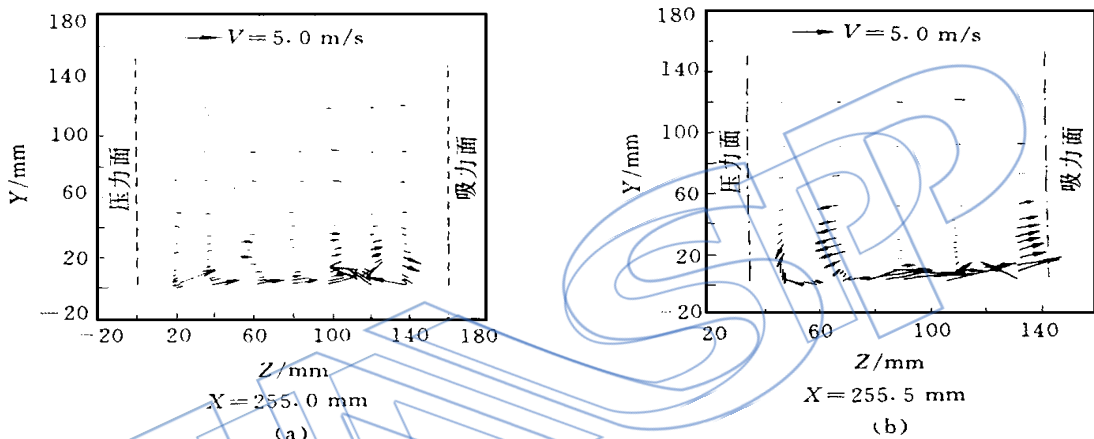


图 4 投影矢量图

端壁区的三维流动是来流附面层与叶片前缘相互作用产生的马蹄涡, 在端壁附面层内异于中高截面上的压力面与吸力面之间的压差产生的压力面到吸力面的横流(横流强化了马蹄涡压力面分支的强度), 以及马蹄涡与横流综合产生的通道涡诱发的吸力面角涡所共同形成的。由图 4 可以看出: 二次流表现出涡的结构, 并且在叶栅入口截面已经形成。较大的通道涡从入口一直保持到叶栅出口。通道涡的强度随 Re 的提高而增大; 端壁附近的三维流动区基本限定在 $Y \leq 60 \text{ mm}$ 以内, 即三维流动区整个叶栅通道的 40%; 在 I 截面($X = 225 \text{ mm}$)反映出了马蹄涡吸力面分支的涡流, 但在 II($X = 225.5 \text{ mm}$) 截面已不明显; 在靠近端壁, 侧向横流速度增大, 规律为愈靠近端壁横流速度愈大, 在同一位置, Re 数愈大, 横流速度愈大; 在压力面与端壁形成的角区并未发现压力面的角涡。靠近压力面二次流的速度, 除紧靠端壁外, 均较小且多为垂直向下, 可以推测, 除紧靠端壁前缘处外的大多数区域, 靠近压力面附近的流动非常接近于叶栅中截面的二维流动。因此端壁的三维流动对压力边的影响非常小, 对压力面传热的影响也较小, 这一点已被叶片表面的压力测量, 换热系数测量和流场量显示所证实。实验结果还表明在 $X = 316.5 \text{ mm}$ 截面, $Re = 150000, 200000$ 两个工况初步显示出了吸力面的角涡。

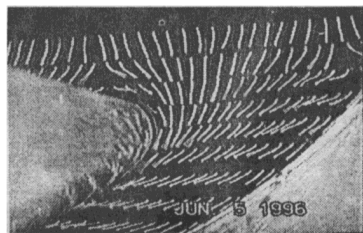
4 流场显示结果及分析

本文中分别采用线簇法和浮动小球法对叶栅通道流场作了显示, 并用 CCD 摄像机进行了

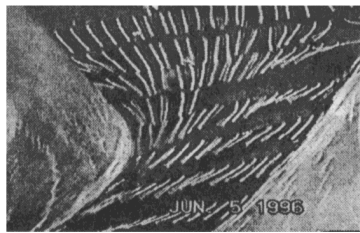
记录,可实现动态再现和分析。图 5、图 6 和图 8~图 10 是经计算机转换后的图片。

4.1 底面端壁流场显示

实验中在叶栅通道底面端壁上贴以黑底为背景的白色细棉线,线长约 15 mm。在不同实验工况下观察细棉线的运动情况并由此观察气流在端壁区中的情况(图 5)。显示结果发现:在低雷诺数下,叶片前缘前方 20 mm 范围内特别是叶片前缘附近气流有较大的偏转。在叶片驻点线前方以右(沿气流方向观察、下同)某处能明显看到气流发生了分离,该处气流



$Re = 2 \times 10^5$



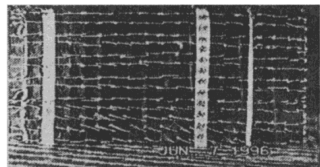
$Re = 3 \times 10^5$

图 5 端壁流动显示

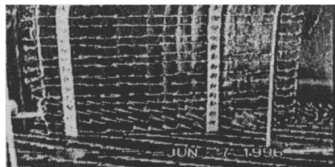
向后分离成两支:一支偏向压力面(设为 I),另一支偏向吸力面(设为 II)。I 逐渐远离压力面并向另一叶片的吸力面运动,细棉线的运动在通道中形成了一条由压力面向吸力面运动的线迹带,该带区中气流运动剧烈,表现在细棉线摆动剧烈;另一分支 II 向后发展更贴近吸力面,与来流方向夹角越来越小。随着雷诺数的提高,马蹄涡分离点前移。在通道内,几乎所有细棉线的排列都与通道方向有一较大偏角且均从压力面指向吸力面,从叶栅前缘开始到后缘,偏角逐渐增大,反映了通道端壁附面层二次流从压力面到吸力面及从前缘至尾缘逐渐增强。在压力面根部除前缘处能观察到马蹄涡的存在外,其余位置却很难发现有涡的运动;而在吸力面根部位于叶栅通道中段位置却发现角涡的形成与发展,分析其位置正好位于端壁上的局间低压区内。从显示结果中还看到:气流沿吸力面根部运动较剧烈,而压力面根部则较为平静,尤其是在 $S = 70 \text{ mm}$ (S 为吸力面从前缘驻点线起至某点的弧长)附近的一小范围内气流运动相当强烈。各个实验工况下情况均如此。随雷诺数的提高,上述现象表现更明显。

4.2 叶片表面流场显示

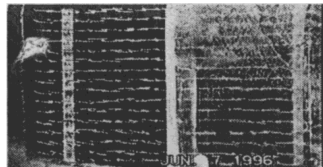
为观察通道中涡的影响高度,实验中在叶片表面上贴以黑底为背景的白色细棉线,考虑到风洞实验段上下对称,因此贴线高度仅为叶片半高 150 mm。图 6 显示结果表明:在较低工况下,压力面比较平静,只是在其前缘靠近端壁附近的极小范围内发生不太强烈的旋转,反映了



吸力面 $Re = 15 \times 10^4$



吸力面 $Re = 25 \times 10^4$



压力面 $Re = 25 \times 10^4$

图 6 流场显示

压力面上流场受端壁的影响较小,基本保持二维流动特性。在高工况下,压力面上流场的二维流动特性依然保持。但在压力面尾缘部,因受压力面与吸力面气流渗混的影响,气流波动性强,并涉及整个叶高,因此压力面尾缘的流动具有三维性,并将使尾缘的换热表现出二维。相比之

下,吸力面上流场受端壁影响较大,表现在吸力面上存在一个较明显的三角区,该区内气流运动剧烈,起始位置位于叶片前缘根部,往后发展高度逐渐升,至出口其高度在低速情况下达 40 mm 以上,在高速情况下,三角区域扩大,影响高度增大;仔细观察还发现:叶片后缘下部存在一个较小区域,该区气流运动微弱,几乎是“死区”状态,随着雷诺数的增大,“死区”范围缩小。

叶片表面流动显示结果可以比较好的解释叶片表面的换热特性。图 7 是采用同样的叶型进行叶片表面换热系数测量后获得的 St 数在叶片表面上的分布规律。由图可以看出:

(1) 压力面 St 数的大小主要受来流 Re 数的影响,沿叶高的曲线叠合性较好,几乎不受端壁三维流动的影响,仅在高工况下($Re = 236900$),由于尾缘

气流的剧烈掺混,使得叶片尾缘中心区的 St 数有所增大,这与叶片压力面流动显示结果是统一的;(2) 吸力面换热受通道内流动影响较大,吸力面表面边界层流动经历了层流区、过渡区到紊流区的全过程;随着 Re 数的增大,过渡区起点从 $Re = 100000$ 时的 $S/C = 0.35$ 前移到 $Re = 236900$ 时的 $S/C = 0.24$;(3) 在紊流区(即叶栅的后部),沿叶高方向,当 $Y \geq 20$ mm 后, St 数逐步增大,换热增强,曲线散开;(4) 值得注意的是当 $Y = 10$ mm 时, St 数沿 S 方向的变化曲线与其它曲线明显不同,由于靠近端壁,换热强度受端壁的影响增大,过渡区换热已不明显,在过渡区和紊流区内, $Y = 10$ mm 高度的换热强度高于 $Y = 20 \sim 100$ mm 范围内的换热强度,这说明在靠近端壁,由于角涡的影响,存在一个高换热区,随着 Y 的减小,换热强度会进一步增大。在紊流区,从叶根到叶片中高区, St 经历了由大到小然后再增大的过程。叶片吸力面的换热特性

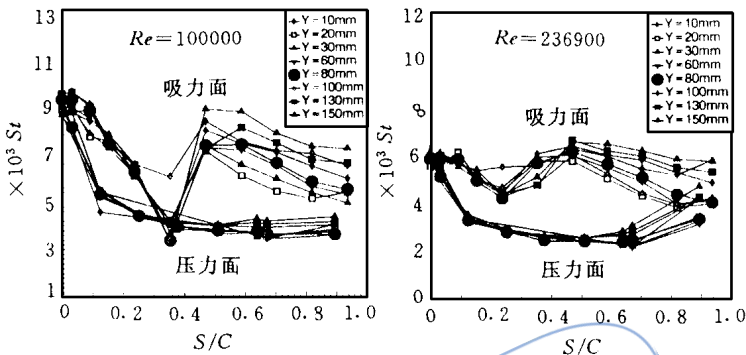
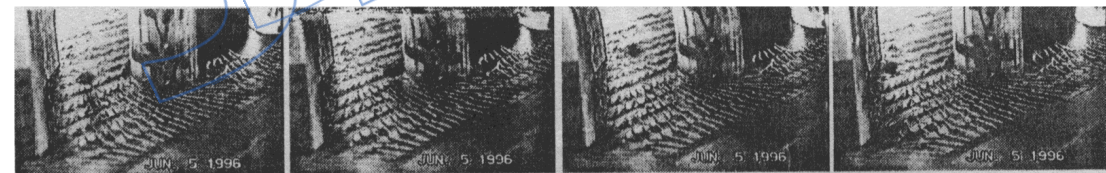


图 7 叶片表面 St 数的分布



$Re = 100000$

图 8 浮动小球显示通道(前视) $Re = 100000$

显然与图 5 显示的三角区和图 10 显示的角涡有关。

4.3 通道流场显示

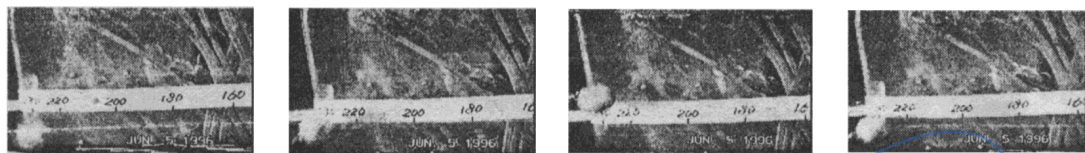
用线迹法显示仅能显示端壁和叶身上涡系的运动,而对于通道中的涡系尚不能加以显示。为观察涡系在通道中的运动,实验用一细绳系的泡沫塑料小圆球置于通道中,从它的运动来观察通道中涡系的运动(图 8)。将小球贴近端壁,由前缘向后缘逐渐移动,可看到小球在初进入通道进口处于平衡状态,当其移动到 $S = 50$ mm 时小球开始逆时针翻转,向后发展,小球翻转更为剧烈,表明涡向后运动时逐步加强。在不同工况下,通道涡的结构相似,但随工况雷诺数的

增大, 涡的强度增大; 在 $S = 210 \text{ mm}$ 的通道出口, 小球翻转最剧烈, 一旦将小球移出出口后, 其翻转剧烈程度大大衰减, 表明通道出口下游涡系运动不明显。

用小球显示法也可以显示出马蹄涡的吸力面分支(图 9)以及在吸力面根部诱发的角涡(图 10)。当小球靠近吸力面根部时, 小球随根部的涡在当地转动, 转动方向为顺时针, 与通道涡转动方向相反; 若将小球移向通道中部, 小球则显示出通道涡的运动与发展。



图 9 马蹄涡吸力面分支($Re = 100000$)



$Re = 100000$

图 10 浮动小球显示吸力面根部尾缘角涡($Re = 100000$)

5 结 论

(1) 目前所做的流场显示, 能显示马蹄涡的压力面与吸力面分支, 附面层二次流与马蹄涡压力面分支所形成的通道涡, 以及吸力面根部的角涡。在压力面的根部并未发现角涡。(2) 马蹄涡的两个分支以及通道涡与角涡的显示与三维流场测试结果一致, 涡轮直叶栅通道中的三维流动区约占整个叶栅通道的 40%。涡的强度随 Re 数的增大而增大。(3) 马蹄涡压力面分支在向吸力面运动的过程中, 破坏了来流附面层的结构, 在马蹄涡压力面分支之后, 叶栅通道中产生了一个新的从压力面到吸力面的新附面层, 新附面层的厚度小于来流附面层厚度。(4) 压力面与吸力面之间的压差强化了马蹄涡压力面分支并形成通道涡同时将通道涡推力吸向面。(5) 在吸力面的后部靠近根部由于受通道涡和马蹄涡吸力面分支上攀的影响, 形成一个三角区, 在该三角区域贴着吸力面的表面有向上的气流流动, 但在上部并未反映出有向下的收敛流动, 三角区以上仍保持二维流动特性。叶片表面的流动显示能够较好地解释叶片表面换热特性的形成规律。

参 考 文 献

- 1 Weiss A P, Fottner L. The influence of Load Distribution on Secondary Flow in Straight Turbine Cascades. Journal of Turbomachinery, 1995, 117: 133- 141
- 2 Gallus H E, et al. Endwall and Unsteady Flow Phenomena in an Axial Turbine Stage. Journal of Turbomachinery, 1995, 117: 562- 570
- 3 Grogory- Smith D G and Cleak J G E. Secondary Flow Measurements in a Turbine Cascade with High Inlet Turbulence. Journal of Turbomachinery, 1992, 114: 173- 163
- 4 Perdicchizzi A, Dossena V. Incidence Angle and Pitch- Chord Effects on Secondary Flows Downstream of a Turbine Cascade. ASME Paper 92- GT- 184
- 5 Wang H P, et al. Flow Visualization in a Linear Turbine Cascade of High Performance Turbine Blades. Journal of Turbomachinery, 1997, 119: 1- 8
- 6 Chuang J T, Simon T W. Three- Dimensional Flow Near the Blade/ Endwall Junction of a Gas Turbine: Visualization in a Large Scale Cascade Simulator. ASME Paper 90- WA/ HT- 4
- 7 Russell L M, Hippensteele S A. Visualization Techniques to Experimentally Model Flow and Heat Transfer in Turbine and Aircraft Flow Passages. NASA TM- 4272, 1991

(责任编辑 杨再荣)

Key Words Compressors Blades Non- steady flow Numerical simulation

EXPERIMENTAL RESEARCH AND ANALYSIS OF SLOPED SLOTTED CASING TREATMENT

Chu Wuli, Zhu Junqiang, Liu Zhiwei

(*7th Dept. Northwestern Polytechnical university, Xi'an 710072*)

ABSTRACT

Compressor endwall treatments, such as grooves and slots can effectively delay stall and increase the weight flow range of a compressor, but the efficiency decreases. A new kind of casing treatment, called as sloped slotted casing treatment, has been designed, which absorbs the advantages of traditional casing treatments. The overall performance of compressor rotor with sloped slotted casing treatment is measured at a single axial flow compressor. The effects of the axial overlapping amount and back cavity volume on stall margin and efficiency have been found. In each case, its characteristics with the casing treatment are compared to those without it. The results show that the new kind of casing treatment can effectively increase the stall margin and efficiency. Both flow suction and injection from the treatment region makes a stall margin improvement.

Key Words Casing treatment Experiment Analysis

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF ENDWALL FLOW IN A TURBINE CASCADE

Dong Zhirui, Liu Songling, Zhang Yujin, Xu Duchun

(*7th Dept. Northwestn Polytechnical University, Xi'an 710072*)

ABSTRACT

The flow field of straight HP turbine cascade was investigated experimentally in a large-scale low-speed open-loop cascade heat transfer wind tunnel. Three-dimensional flow fields near the endwall of the cascade were measured by using five-hole probe at five different Re . Cotton thread and floating small ball are applied to visualization of the flow fields. The experimental results show that the pressure side leg of the horseshoe vortex destroys the structure of the incoming flow boundary layer, when it moves from Pressure Side (PS) to Suction Side (SS). Behind the pressure side leg, a new boundary layer is generated near the endwall in the cascade. The new boundary layer goes from PS to SS. However, its thickness is thinner than that in the incoming flow. The 3D-flow region occupies 40% flow passage of turbine cascade. The increase of Re intensifies 3D-flow near endwall. From the photos of flow visualization it can be seen that corner vortex is generated and developed near the suction surface of blade/endwall junction, and forms a triangle region on the suction surface. The size of visualized passage vortex is consistent with measurement result.

Key Words Cascades Three dimensional flow Measurements Experiment