

文章编号:1000-8055(2009)10-2314-05

超高负荷涡轮弯曲叶栅的实验研究

张华良, 谭春青, 董学智, 赵洪雷

(中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190)

摘 要: 对具有 160°折转角的超高负荷涡轮叶栅开展了实验研究,通过实验测量和流动显示,并借助流谱拓扑分析手段,考察了叶片弯曲对超高负荷涡轮叶栅气动性能的影响。结果表明:弯叶片对超高负荷涡轮叶栅的作用效果与传统低负荷涡轮具有明显差别,叶片正弯时,流场进一步恶化,损失明显增加;而叶片反弯时,流场得到改善,损失降低。

关 键 词: 超高负荷; 流动分离; 弯叶片; 拓扑

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental investigation on the influence of bowed blade in ultra-highly loaded turbine cascade

ZHANG Hua-liang, TAN Chun-qing, DONG Xue-zhi, ZHAO Hong-lei

(Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Science,
Beijing 100190, China)

Abstract: An experimental investigation was performed to analyze the influence of bowed blade on the aerodynamic performance of the turbine cascades with high-turning angle of 160° through flow visualization and topological analysis of the flow patterns. The result shows that the influence of bowed blade on ultra-highly loaded turbine cascades with high-turning angle is different from the common turbines. A positive bowed blade deteriorates the flow structure, and the flow loss increases distinctly. A negative bowed blade improves the aerodynamic performance of the turbine cascades, and the flow loss is reduced.

Key words: ultra-highly load; flow separation; bowed blade; topology

现代航空工业的发展对航空发动机的性能提出了更高的要求,高温高负荷化的涡轮技术已成为高性能航空发动机的发展方向。众所周知,增加气流折转角可以提高叶片的负荷水平,然而随着折转角的增加,叶栅内强烈的二次流使得涡轮效率明显下降,从而限制片负荷的进一步提高。大量研究表明,对于高/超高负荷涡轮,由于其叶栅内部存在强烈的旋涡分离流动及气动掺混,具有很高的叶栅损失^[1-2],还无法满足航空发动机应用发展的迫切需要。因此,解决高/超负荷涡轮叶栅中的流动分离问题十分必要。目前,叶片弯曲作为控

制叶栅内二次流动损失的一种有效手段,得到了广泛应用^[3]。但需要指出的是,早期的弯叶片是为了控制端壁流动而提出的,并在一定程度上牺牲了叶片中部的气动性能。作者及其所在团队先后开展了不同负荷(折转角)的涡轮叶栅内部流动及损失控制的实验研究,结果表明:在低负荷涡轮中,叶栅内部流动分离并不严重,采用正弯或者直叶片效果较好^[3-5];而在高负荷涡轮中,叶栅内部流动分离严重,尤其对于展弦比大转角叶栅,通道涡很强,范围很大,对流动组织起支配作用,由于其在叶片中部汇合,大大增加了叶片中部的损失,

收稿日期:2008-10-17; 修订日期:2008-12-02

基金项目:国家自然科学基金(10577019)

作者简介:张华良(1978—),男,湖北荆门人,博士,主要从事叶轮机械内部流动分离的研究。

对于此类叶栅,反弯可以削弱通道影响,改善出口流场的均匀性,降低叶栅总损失^[6-8].国内外学者的研究也表明,对于不同的叶型,由于其二次流具有不同的特征,可以获得正效果的叶片弯曲形式也不尽相同^[5-9].对于超高负荷叶栅,由于叶片表面的附面层明显增厚,叶栅中部的流动分离更需要得到很好的控制,这与早期弯叶片的应用环境有较大区别.因此有必要进一步探讨弯叶片影响超高负荷涡轮叶栅气动性能的机理.

本文针对某折转角为 160° 的超高负荷涡轮叶栅展开实验研究,分别进行了直叶片和正/反弯叶片共 7 套平面叶栅的吹风实验.同时为了更好的利用拓扑理论对流场的分离结构进行分析,除了一般的流场测量外,作者还在叶栅端壁和叶片表面进行了油流显示研究.

1 实验装置与实验方法

实验在日本宇宙航空研究开发机构的吹气式低速超高负荷涡轮叶栅风洞中进行,图 1 为叶栅风洞示意图.在实验测量中,通过实验段一侧的圆形测量窗将 5 孔探针伸入叶栅内部,利用 3 个步进电动机驱动位移旋转机构确定探针测量位置和角度;位移旋转机构的位移误差为 $\pm 0.02\text{ mm}$,角度误差为 $\pm 0.05^\circ$.实验叶栅由 9 枚叶片组成(叶型如图 2 所示),叶栅主要几何和气动参数如下:叶高 $H = 100\text{ mm}$,节距 $T = 100.1\text{ mm}$,叶片弦长 $C = 100.0\text{ mm}$,轴向弦长 $C_{ax} = 84.0\text{ mm}$,叶栅进口设定流速 $V = 70\text{ m/s}$,叶片折转角 $\alpha = 160^\circ$,进口气流角 $\beta = 80^\circ$ (与轴向方向夹角),出口气流角 $\beta = -80^\circ$ (与轴向方向夹角),雷诺数 $Re = 4.9 \times 10^5$.叶栅进口湍流度 $Tu = 0.5\%$.在栅前距叶栅前缘 4.7 mm 处、在栅后距叶栅尾缘 3.12 mm 处各设置 1 个测量截面,3 个测量截面测点分布相同,其中,沿节距方向设置 27 个测点,沿叶高方向设置 29 个测点,距端壁较近处测点较密,测点距

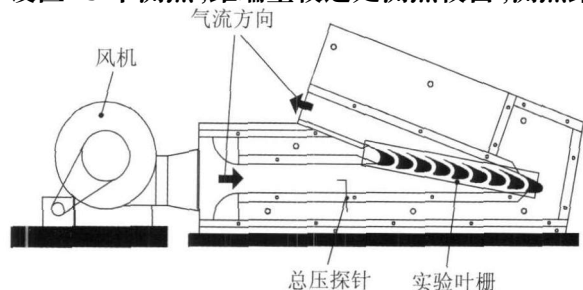


图 1 实验风洞

Fig. 1 Cascade wind tunnel

叶栅端壁的最小距离为 2.0 mm .除测量外,在叶栅端壁和叶片表面进行了油流显示实验研究,在叶栅内部利用烟丝和平面光纤成像技术进行了流场结构的可视化研究.

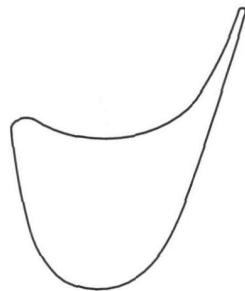


图 2 原型叶栅叶型

Fig. 2 Original aerofoil

2 结果分析

任一特定条件下的流动,在物面流谱中总存在若干个临界点即奇点,通常将流谱中的奇点数目、类型及其分布称为物面流谱的拓扑结构.通过研究奇点的局部性态及它们在物面上的整体特性,有助于揭示各种流动现象^[10].一般而言,壁面流谱的拓扑结构越复杂,分离线和奇点越多,则流动越复杂,流动损失也大.通常情况下,壁面流谱不仅可以反映物体表面附近的流动特征,还可以获得整个三维流场的部分信息.因此,对流谱的拓扑分析是定性认识流场结构的基础.图 3 分别给出了原型直叶栅 (STR)、正弯叶栅 (DHP) 和反弯叶栅 (DHN) 表面的点状油流显示结果.由图可知,叶片弯曲对吸力面的流谱影响显著:对于原型叶栅,最明显的特征是通道涡的分离线 L_1 和 L_2 ,由图可知,两条分离线非常靠近,这是由于通道涡发展很充分,范围和强度都很大,而实验叶栅的展弦比较低,因此上下通道涡在叶片中部相接;同时在叶栅中部 $45\% \sim 60\%$ 轴向弦长位置出现了一系列点状流谱和分离线(图中虚线范围内),说明叶栅中部低能流体堆积严重,非常容易发生分离并与上下通道涡发生掺混.当叶片正弯时,流谱更加复杂,整体上有向叶片中部收敛的趋势,可知受叶片正弯影响,吸力面附面层向叶片中部迁移,这将使得中部附面层进一步增厚,因此更易于出现中部分离;同时上下两条通道涡的分离线完全汇合,造成此处大量的低能流体堆积,形成片状滞止油斑,最终形成明显的分离结点 N ,由此结点发展出集中脱落涡,与聚集在叶片中部的通道涡以

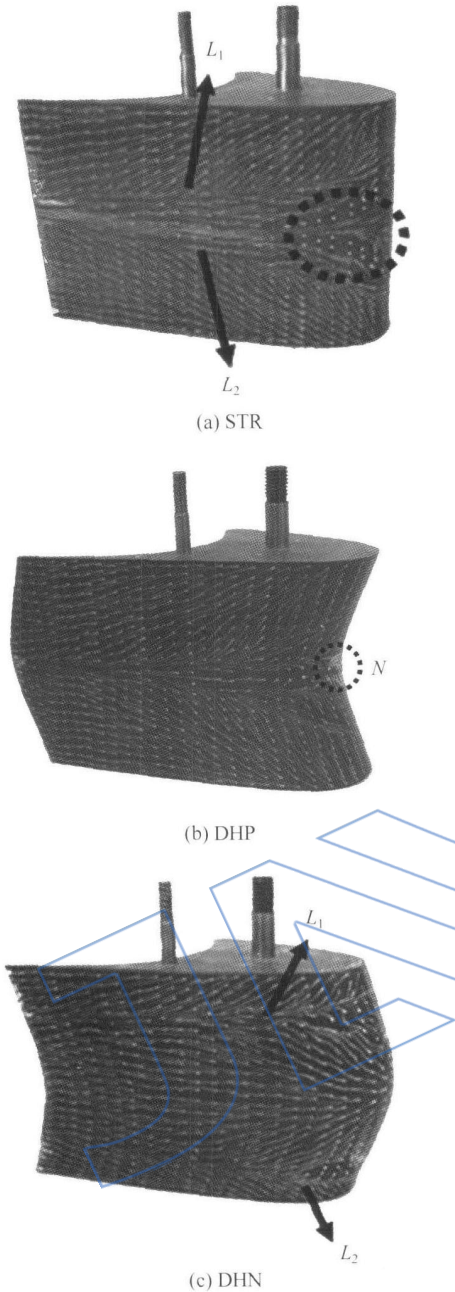


图 3 叶片吸力面流谱

Fig.3 Oil flow patterns on the suction surfaces

及吸力面附面层相互掺混,导致流场进一步恶化.而当叶片反弯时,流谱更加简单,整体上有向叶片两端扩张的趋势,可知受叶片反弯影响,吸力面附面层有向叶片两端迁移的趋势,这将使得中部附面层减薄,遏制中部分离;同时叶片中部的点状低速区已经消失,说明中部通流能力增强;通道涡的分离线 L_1 和 L_2 各自在上下两个角区发展,说明通道涡被限制在角区范围内,整个分离的范围减小,而分离形态也更加简单,流动掺混显著减少,流场得到改善.由于三种情况下,压力面流谱的拓扑结构基本不变,流动分离的范围和强度不大,对

整个流场影响也不大,因此本文没有给出其实验流谱.

由以上分析可知,在超高负荷涡轮叶栅中存在复杂的流动分离和涡系结构,它们的产生、发展及特征对叶栅流场特性和叶栅损失具有重要影响.出口截面的涡量分布可以直观地显示各集中涡系的强度、范围以及相互关系.由图 4 可知,对于超高负荷叶栅,在流道出口处存在复杂的涡系结构,通道涡(PV)、尾缘涡(TV)和壁角涡(CV)旋转方向相反,交替排列而充满了整个流场.特别是通道涡,由于叶栅展弦比不高,上下通道涡在叶片中部已经相接,其尺度和强度最大,对流动损失的影响也最大.对于正弯叶片,通道涡进一步汇合,由于上下通道涡旋转方向相反,相互有所抵消,因此其强度和范围都明显减小;与此同时,尾缘涡和角涡的影响明显增强;整个流场更加复杂.需要说明的是,由于出口截面无法显示叶片中部的集中脱落涡,同时涡量图也无法反映流动掺混造成的损失,因此仅从该截面的涡量分布无法解释叶片中部损失迅速增加的原因.对于反弯叶片,可以看到流场中涡系结构明显简化,通道涡的强度和尺度进一步减小,而且其位置位于尾缘涡和角涡之间,与端壁附面层和壁角涡相互掺混,整个流场获得明显改善.

出口气流角的展向分布可以进一步反映叶栅出口附面层和流动分离的分布情况.由图 5 可知,对于本文的超高负荷涡轮原型叶栅,出口气流角在 35 %~65 %叶高范围内偏离叶型出口角最大,说明叶片中部的流动分离和各涡系的相互掺混严重.值得注意的是,在中部很小范围内出现了两个峰值,表明上下通道涡非常靠近,但其涡核部分尚未完全汇合.当叶片正弯时,由于附面层进一步向叶片中部迁移,使得此处的分离更加严重;通道涡也进一步汇合掺混,节距平均的最大落后角达到 8 °左右,而且气流角的分布更加不均匀.当叶片反弯时,叶片中部的附面层不断向端壁迁移,使得叶片中部的附面层变薄,抗分离能力增强;同时通道涡的影响范围大大缩小;而根部的附面层增厚,端壁分离有所增强,但正是这种变化使得出气角在整个叶展方向分布更加均匀.

图 6 显示了叶片弯曲对叶栅出口的节距平均能量损失系数展向分布的影响.可以看到,对于原型叶栅,叶片中部的能量损失系数明显高于端部,最大能量损失系数达到 0.31,这是与普通涡轮损失分布的最大差别.当叶片正弯时,由于通道涡及

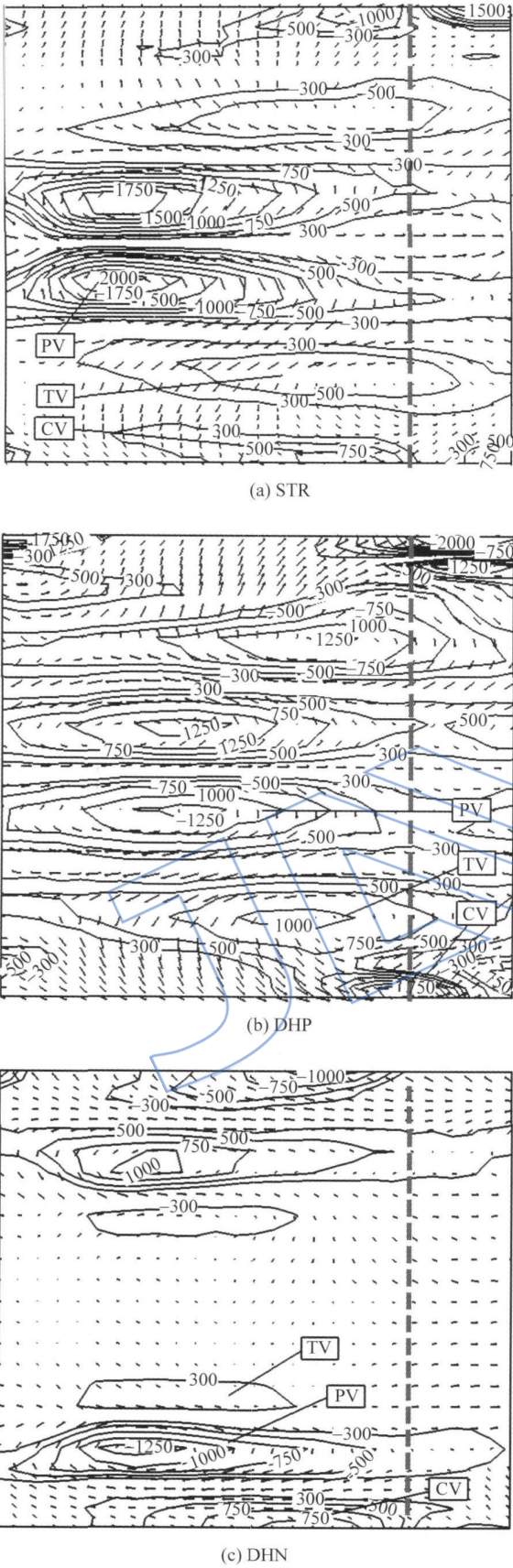


图 4 出口截面涡量分布

Fig. 4 Vorticity contours at the outlet plane

吸力面附面层向叶片中部发展,进一步增强了叶栅中部的流动分离与流动掺混,使得叶栅损失明显增加,最大能量损失系数可达 0.56. 当叶片反弯时,叶片中部附面层减薄,通道涡的强度和尺度减小,分离结构也更加简化,流动大大改善;尽管由于吸力面附面层向端壁迁移导致端壁损失增加,但从整体上看,能量损失分布更加均匀,流动更加合理.

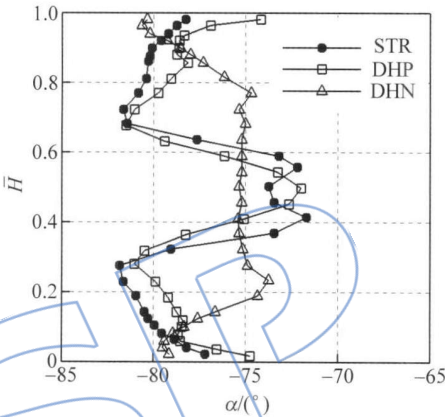


图 5 节距平均出口气流角的展向分布

Fig. 5 Spanwise distributions of pitch-averaged outlet angle

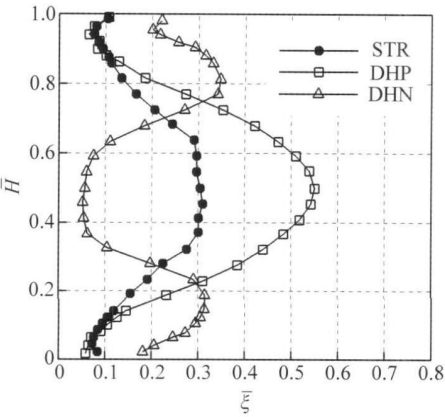


图 6 节距平均能量损失系数的展向分布

Fig. 6 Spanwise distributions of pitch-averaged loss coefficient

图 7 为出口截面处叶栅总的能量损失系数与叶片弯角的关系. 结合上述关于附面层发展与分离形态的分析可知,对于低展弦比大折转角的超高负荷涡轮叶栅,叶片反弯使得叶栅损失减小,当反弯角为 20 时,损失最大可降低 17.4 % 左右;而叶片正弯则使得损失明显增加,当正弯角为 30° 时,损失增加了 52.2 %.

由以上实验结果可知,低展弦比超高负荷涡

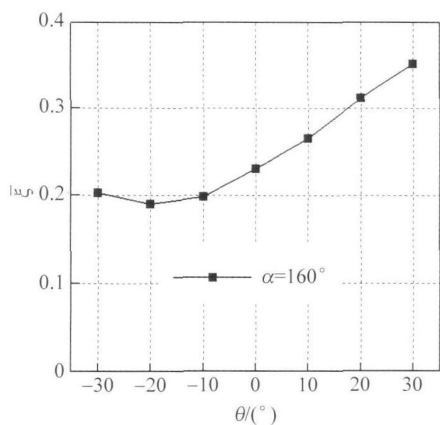


图7 不同弯角下的叶栅能量损失系数

Fig.7 Energy loss coefficient at outlet measurement plane for different bow angles

轮的一个重要特点是在流道内存在复杂的流动分离和涡系结构,其中通道涡在叶片中部汇合,并与聚集于此的吸力面附面层和尾缘涡相互掺混,造成叶栅中部的流动损失大大高于端部,这是造成其弯叶片作用效果与普通低负荷涡轮不同的根本原因.作者认为:对于气流折转角不大的普通涡轮叶栅,流场的分离结构相对简单,通道涡靠近端壁发展,并与端壁附面层和壁角涡相互掺混,使得端部损失高于叶片中部.而在大折转角的超高负荷叶栅中,流动分离明显增强,上下两支通道涡逐渐汇合,并与尾缘片状分离相互掺混,造成中部损失急剧增加,此时叶片反弯不仅可以减薄叶片中部吸力面的附面层厚度,而且可以削弱通道涡,并抑制上下通道涡的汇合与流动掺混,因此叶栅总的气动性能提高.

3 结 论

1) 对于低展弦比超高负荷涡轮叶栅,通道涡在叶片中部汇合,并与吸力面附面层和尾缘脱落涡相互掺混,使得叶片中部的损失明显大于端部.反弯(DHN)可以改善叶片中部的流动,提高叶栅气动性能,叶栅损失可降低17.4%;正弯(DHP)则使得叶栅中部的流场进一步恶化,当正弯角达到30°时,叶栅损失增加52.2%.

2) 借助流谱的拓扑分析,可以从流动分离的

角度解释弯叶片影响超高负荷涡轮叶栅气动性能的机理.当叶片折转角很大时,通道涡的强度和范围都很大,并在叶片中部汇合,流场结构复杂.叶片正弯(DHP)增强了通道涡及其与其他涡系的掺混,并且形成了集中脱落涡,流场结构更加复杂;叶片反弯(DHN)则削弱了通道涡和叶片中部的分离,将流动分离控制在端壁附近的一定范围内,从而减少了流动掺混,流场结构趋于简单,叶栅性能获得提高.

参考文献:

- [1] Lisa W G, Frank W H. Advancement of turbine aerodynamic design techniques [R]. ASME Paper 93-GT-370, 1993.
- [2] Yamamoto A, Usui H, Tan C, et al. Research on ultra-highly loaded turbine[C]//2nd Japan ESPR Meeting. Tokyo, Japan: ESPR, 2004.
- [3] Wang Z, Lai S, Xu W. Aerodynamic calculation of turbine stator cascades with curvilinear leaned blades and some experimental results[C]//Symposium Paper of 5th ISABE. India: ISABE, 1981.
- [4] 叶大均,王仲奇.叶轮机械真实流动损失机理及控制方法的研究[R].工程热物理中关键性问题的研究,第一部分:学术研究总结.国家自然科学基金委,1992.
- [5] Tan C, Yamamoto A, Chen H. Flowfield and aerodynamic performance of a turbine stator cascade with bowed blades[J]. AIAA Journal, 2004, 42(10): 2170-2171.
- [6] 王仲奇,韩万金,徐文远,等.在低展弦比透平静叶栅中叶片的弯曲作用[J].工程热物理学报,1990,11(3): 255-262.
WANG Zhongqi, HAN Wanjin, XU Wenyuan, et al. The blade curving effects in a turbine stator cascades with low aspect ratio[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1990, 11(3): 255-262. (in Chinese)
- [7] Han W, Wang Z, Tan C, et al. Effects of leaning and curving of blades with high turning angles on the aerodynamic characteristics of turbine rectangular cascades[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116(3): 417-424.
- [8] Breugelmans F A E. Influence of incidence angle on the secondary flow in compressor cascade with different dihedral distribution[R]. ISABE Paper 85-7078, 1985.
- [9] 夏雪瀚,邓学蓓.工程分离流动力学[M].北京:北京航空航天大学出版社,1991: 67-71.