

文章编号: 1000-8055(2009)05-1129-07

基于 Gurney 襟翼的低压涡轮叶栅流动控制实验

张军胜, 乔渭阳, 孙大伟
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 研究了在 PAK-B 低压涡轮叶片压力面尾缘加装不同 Gurney 襟翼在不同流动状态下对流动的控制影响. 结果表明, Gurney 襟翼能够有效减小 PAK-B 叶型失速流动状态下的损失. 在进口 $Re = 23\,000$, $Ma = 0.021$, $F_{ST1} = 1\%$ 状态下, 加装高度为 1% 弦长的圆形襟翼后总压损失系数减小 29% 左右, 气流转折角增大 3.12% 左右, 同时影响使主流流量减少 5% 左右; 该襟翼使吸力面边界层分离及重附的位置延后, 使尾迹区减小, 从而减少流动损失.

关 键 词: Gurney 襟翼; 边界层分离; 总压损失系数; 低压涡轮

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experiment on flow control using Gurney flaps for a low pressure turbine cascade

ZHANG Jun sheng, QIAO Wei yang, SUN Da wei

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An experiment was conducted to study the flow control effects of the Gurney flaps which were fixed on the trailing edge of the pressure surface of PAK-B low-pressure turbine blade. The experiment adopted different shapes of Gurney flaps with different heights under various flow conditions. The experimental results show that Gurney flaps can effectively reduce flow loss when PAK-B profile is stall. At $Re = 23\,000$, $Ma = 0.021$, $F_{ST1} = 1\%$, the loss coefficient of total pressure is reduced by about 29% and the flow turning angle is increased by about 3.12% when fixed round Gurney flaps with $H = 1\%$ chord length; meanwhile the inlet primary flow mass is reduced by about 5%; the Gurney flaps can also delay boundary layer separation, reattach on blade profile suction side and diminish the wake zone, thus reducing the flow loss.

Key words: Gurney flap; boundary layer separation; loss coefficient of total pressure; low-pressure turbine

燃气涡轮通过使燃气加速并发生偏转而获取输出功率. 任何动力装置都存在降低损失, 提高功率和效率的问题. 大负荷低压涡轮叶型尾部会形成尾迹, 产生尾迹损失, 而叶栅吸力面表面通常还可能存在边界层流动分离, 尤其在低雷诺数下, 由于叶片边界层流动分离, 使得涡轮损失急剧增大,

气流转折角减小, 严重降低低压涡轮的效率和功率.

低雷诺数下燃气涡轮流动损失控制研究一直吸引着航空动力届众多研究者, 有许多研究者已经提出和发展了许多有效的涡轮流动损失控制的方法. 在主动流动控制方面, Bons, Lir I. C. 和

收稿日期: 2008-05-08; 修订日期: 2008-07-11

基金项目: 国家自然科学基金(1037011)

作者简介: 张军胜(1972-), 男, 陕西华阴人, 硕士生, 研究方向为叶轮机械气动热力学.

McAuliffe 等人进行了研究^[4],他们研究了定常或非定常射流控制大负荷低压涡轮吸力面的分离的方法.在被动流动控制研究方面,Volino 使用不同高度的正方形绊线,实现了在较宽广的雷诺数范围内对低压涡轮叶片吸力面分离和转捩的控制^[5];Lake 和 Sieverding 等研究了各种表面处理(比如绊线和球涡)^[6,7],来控制流动分离、降低流动损失.

在飞机外流设计中,有许多学者发现,在机翼压力面尾缘加装襟翼可以使机翼获得更大升力,并在适当高度襟翼下,亦可减少流动损失^[8,11].在风力机叶型研究中也发现襟翼有抑制流动分离和增升的效果^[12].Byerley 等人则提出了应用 Gurney 襟翼控制低雷诺数下涡轮流动分离的方法^[13].而罗华玲等人研究了射流襟翼对低压涡轮叶栅的流动控制,发现射流襟翼能够控制流动分离,减少流动损失,增大气流转折角^[14].上述研究结果激发了本文对在涡轮压力面尾缘加装 Gurney 襟翼进行研究的兴趣,是否该襟翼也可能存在类似的效果?

本文以大负荷低压涡轮 PAK-B 为研究对象,在叶栅压力面尾缘加装不同的 Gurney 襟翼,研究加装不同的 Gurney 襟翼对气流流动的影响控制.

1 实验装置

实验研究工作是在西北工业大学涡轮平面叶栅实验风洞中进行.该涡轮平面叶栅实验风洞由气源压缩机、扩压段、整流段、收敛段和工作段以及电子压力测压仪等基本部件组成,如图 1 所示.

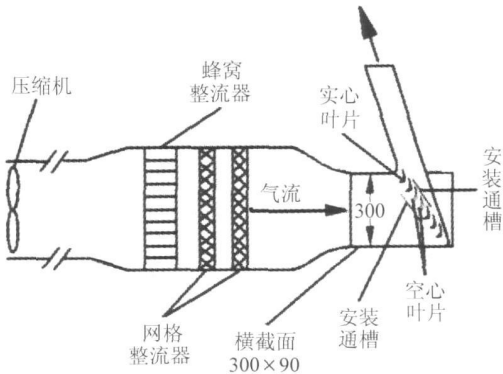


图 1 低速叶栅风洞试验台

Fig. 1 Low-speed linear cascade wind tunnel

该风洞气源是由一台交流变频电机驱动的离

心式压缩机构成,通过变频实现对气源工作状态的控制.其最大流量为 1.5 kg/s,最大压力可达 9149 Pa.压缩机的气流经过扩压管道进入稳压箱,稳压箱内有一道蜂窝整流器和两道网格整流器,对气流进行整流,经过稳压箱整流后的气体经过收缩管道进入涡轮叶栅试验段,收敛段的另一个作用是将气流的压力能转化为速度,收敛段的型面按照维托辛斯基的轴对称计算公式设计加工,从而使得试验段进口得到均匀的速度场.试验段的几何尺寸是 300 mm×90 mm 的矩形结构,即叶片展向高度为 90 mm.

2 实验测量方法

2.1 叶栅来流总压、总温及大气参数测量

涡轮叶栅进口流场参数采用楔形三孔探针^[15]进行测量,三孔探针使用特性参见文献[15],三孔探针从上壁面距叶栅前缘颌线 35 mm 的通槽伸入到气流进口流场中,探针孔与上下壁面等距.气流总温则是采用热电偶温度计在稳压箱进行测量.大气压力采用高精度的大气压力计进行测量.

2.2 叶片表面静压测量

叶片表面静压测量是通过叶片表面的静压孔测得,静压孔直径 0.3 mm,沿叶片吸力面表面均匀分布,如图 2 所示.

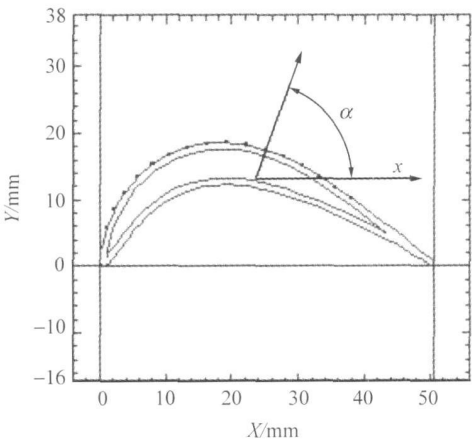


图 2 叶片表面静压孔位置示意图

Fig. 2 Position of the blade static pressure tap

沿叶高方向 18 个静压测量孔,均在半叶高处(叶片高度 100 mm,测量孔离两端 50 mm),在半叶高剖面处,18 个测量孔的位置如表 1 所示.

所有测量孔均为 $\phi 0.6$ mm 通孔,与当地叶片表面垂直.

表 1 静压孔测量位置

Table 1 Position parameter of the blade static pressure tap

No.	x/mm	No.	x/mm
1	0.412 732	10	16 339 700
2	0.255 920	11	19 327 980
3	1.087 362	12	22 301 140
4	2.280 180	13	25 202 790
5	3.831 743	14	27 995 960
6	5.769 724	15	30 669 620
7	8.041 052	16	33 239 270
8	10.610 880	17	35 736 900
9	13.405 630	18	38 183 290

所有压力探针和叶片表面静压孔的气流压力,都是应用高精度的多路压力扫描系统进行采集,每路压力均配置高精度压力传感器进行压力测量,压力扫描系统由计算机进行自动控制,可以对系统进行实时校准.

2.3 涡轮出口流场测量

涡轮出口三维流场的参数采用微型球状五孔压力探针^[15]测量.五孔探针使用特性参见文献[15].为了减小探针对涡轮叶栅流场的堵塞影响,专门设计了用于实验研究的微型五孔压力探针,探针球头直径 2.8mm,探针支杆直径仅 3 mm,在校准风洞对五孔压力探针进行校准,五孔压力探针造成的压力测量误差小于 0.01%.五孔探针安装在三路位移机构上,从上壁面距叶栅尾缘额线 35mm 的通槽伸入到气流出口流场中,探针与上下壁面等距,沿叶栅的栅距方向移动.

2.4 叶栅及加装襟翼

叶栅参数见图 3 及表 2.

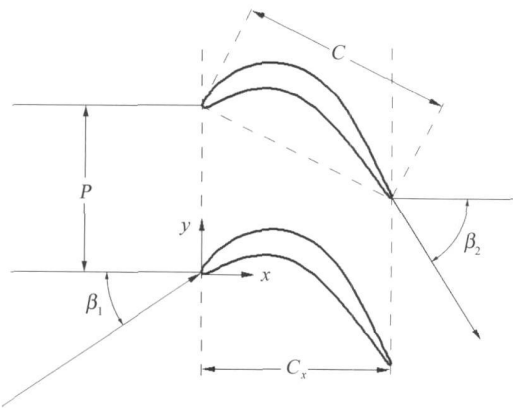


图 3 叶栅参数
Fig. 3 Cascade parameter

表 2 叶栅几何参数

Table 2 Parameter of the cascade

参 数	数 值
叶片数	8
叶片高度/mm	90
叶片弦长 C/mm	50
轴向弦长 C_s/mm	45.3
栅距 P/mm	40
进气角 $\beta_1/^\circ$	35
出气角 $\beta_2/^\circ$	60

Gurney 襟翼粘接于叶片压力面尾缘处,襟翼后缘与叶片尾缘平齐,图 4 以横截面为圆形的襟翼为例,说明襟翼在叶片上加装情况, H 为襟翼横截面高度.

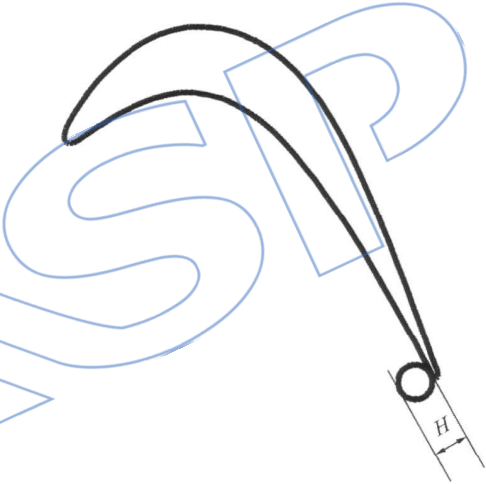


图 4 叶片及襟翼示意图
Fig. 4 Blade and Gurney flap

3 实验结果及讨论

3.1 不同襟翼设计下的叶栅实验结果对比

实验首先对不同截面形状、不同高度的襟翼下涡轮叶栅出口截面流场进行了测量,分析了它们对叶栅流动的影响.在某一叶片压力面尾缘分别加装高度分别为 1% C 和 2% C 的圆形和方形襟翼进行测试(实验中叶栅进口来流湍流度均为 $F_{ST1}=1\%$).图 5 给出了采用不同的襟翼设计,在不同工作雷诺数下,涡轮叶栅出口平均总压损失系数测量结果.图中横坐标为工作雷诺数 Re ,纵坐标为总压损失系数 C_{pt} .

总压损失系数 C_{pt} 定义为

$$C_{pt} = \frac{p_{\text{inlet}} - p_{\text{outlet}}}{(0.5\rho u^2)_{\text{outlet}}}$$

其中 p_t 为总压, $0.5\rho u^2$ 为动压头.

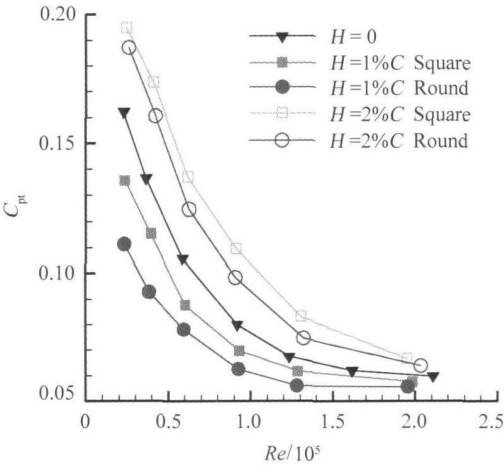


图 5 各种襟翼总压损失系数

Fig. 5 Loss coefficient of total pressure of each Gurney flap

由图 5 中可以看出, 四种襟翼设计都对叶栅流动产生了影响, 其中加装高度为 $2\% C$ 的圆形和方形襟翼使得涡轮叶栅总压损失增大. 而加装高度为 $1\% C$ 的圆形和 $1\% C$ 的方形襟翼则明显减少了总压损失, $1\% C$ 方形襟翼大于 $1\% C$ 圆形襟翼的总压损失.

3.2 加装高度为 $1\% C$ 的圆形和 $0.8\% C$ 方形襟翼与无襟翼的实验结果及分析

根据上述结果, 高度为 $1\% C$ 的圆形和方形襟翼可以有效降低损失, 但 $1\% C$ 方形襟翼大于 $1\% C$ 圆形的总压损失. 为此, 进一步减小方形襟翼高度为 $0.8\% C$, 考虑相邻叶片出口流场改变彼此之间亦有一定影响, 遂对叶栅所有叶片压力面尾缘分别加装高度为 $1\% C$ 的圆形和 $0.8\% C$ 方形襟翼进行进一步实验(实验中叶栅进口来流湍流度均为 $F_{ST1}=1\%$).

3.2.1 吸力面压力系数分布

图 6 和图 7 分别为 $Re=23\,000$, $Ma=0.021$ 和 $Re=58\,000$, $Ma=0.052$ 时吸力面压力系数分布. 图中横坐标是静压孔沿弦长的位置百分比, 纵坐标表示静压孔的压力系数 C_p .

压力系数定义为
$$C_p = \frac{p_{\text{inlet}} - p}{(0.5\rho u^2)_{\text{outlet}}}$$

其中 p 为测量孔静压.

从图 6 中可以看出, 加装两种襟翼后吸力面表面加速区(由叶片前缘沿吸力面至压力系数为最大值处)均从 36% 轴向弦长处延长至 42% 轴向弦长处; 高度为 $1\% C$ 的圆形襟翼使分离点(在吸

力面压力系数从最大值向后开始减小, 到某点后压力系数值不再减小, 该点即为分离点)从无襟翼时的 61% 轴向弦长处延后至 67% 轴向弦长处, 而高度为 $0.8\% C$ 的方形襟翼的分离点与无襟翼时相同; 在最后一个静压孔即 85% 轴向弦长处没有出现重附(由于 85% 轴向弦长位置后无静压孔, 因此其后是否出现重附未能测知). 但有襟翼叶栅分离点后的压力系数与分离点的压力系数相比近似不变, 而无襟翼叶栅分离点后压力系数则有明显增大, 这说明分离泡有所变“小”.

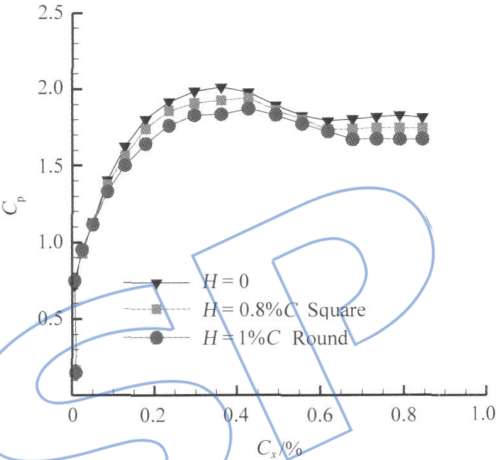


图 6 吸力面压力系数分布 ($Re=23\,000$, $Ma=0.021$)
Fig. 6 Pressure coefficient distribution of suction ($Re=23\,000$, $Ma=0.021$)

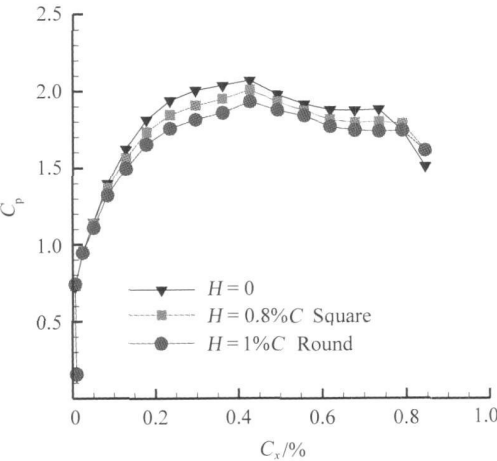


图 7 吸力面压力系数分布 ($Re=58\,000$, $Ma=0.052$)
Fig. 7 Pressure coefficient distribution of suction ($Re=58\,000$, $Ma=0.052$)

图 7 状态时吸力面表面加速区已无明显延长; 两种襟翼都使分离点从无襟翼时的 67% 轴向弦长处延后至 72% 轴向弦长处; 流动重附点从 73% 轴向弦长处延后至 79% 轴向弦长处; 如前所述, 该状态时分离泡亦有所变“小”.

在各状态下, 加装襟翼后吸力面压力系数分布基本在 17% 轴向弦长处开始出现变化, 加襟翼后压力系数减小, 原因可能是由于襟翼的阻滞作用, 襟翼上游压力面压力升高, 影响至叶栅通道上游, 使得吸力面压力亦有所升高. 在襟翼后叶片尾缘压力降低, 使得在吸力面产生比无襟翼时高的顺压力梯度, 而使得加速区能够延长, 流体分离和重附位置延后, 并使分离泡有所变“小”. $H = 1\% C$ 的圆形襟翼压力系数低于 $H = 0.8\% C$ 的方形襟翼, 其原因可能是襟翼高度起主要作用.

3.2.2 尾迹变化

图 8 和图 9 分别为 $Re = 58\,000$, $Ma = 0.052$ 和 $Re = 126\,000$, $Ma = 0.113$ 状态下叶栅出口某截面的总压损失系数沿栅距方向的分布(测量过程五孔探针从吸力面移向压力面). 图中横坐标表示探针移动的距离(栅距的倍数), 纵坐标表示叶栅出口总压损失系数.

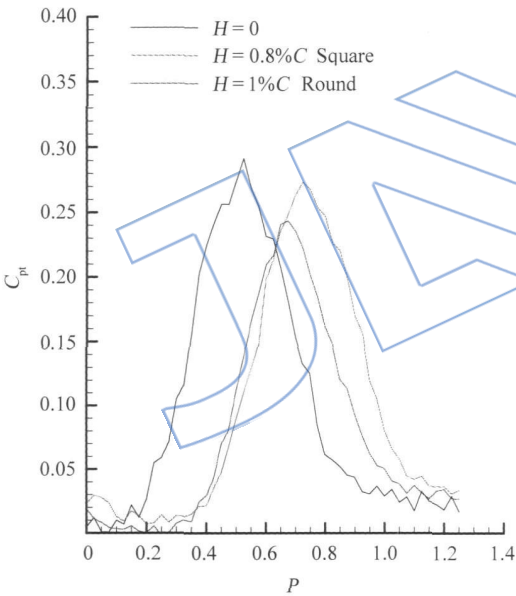


图 8 栅距方向总压损失系数分布
($Re = 58\,000$, $Ma = 0.052$)

Fig. 8 Pitchwise total pressure loss coefficient distribution on cascade outlet plane
($Re = 58\,000$, $Ma = 0.052$)

由图 8 和图 9 可以看出:

1) 由测量点叶栅出口截面的总压损失系数沿栅距方向的分布可推知, 在 Re 较低时, 如图 8 所示, 加装 $H = 1\% C$ 的圆形襟翼其尾迹区域有较大幅度减小, 其峰值和宽度减小明显; 而加装 $H = 0.8\% C$ 的方形襟翼尾迹的减小幅度没有

$1\% C$ 的圆形襟翼的大, 其宽度减小不够明显, 但其峰值有所减小. 在图 9 中即 Re 较高时, 加两种襟翼叶栅尾迹区域减小幅度变小, 两者的尾迹区域亦比较接近.

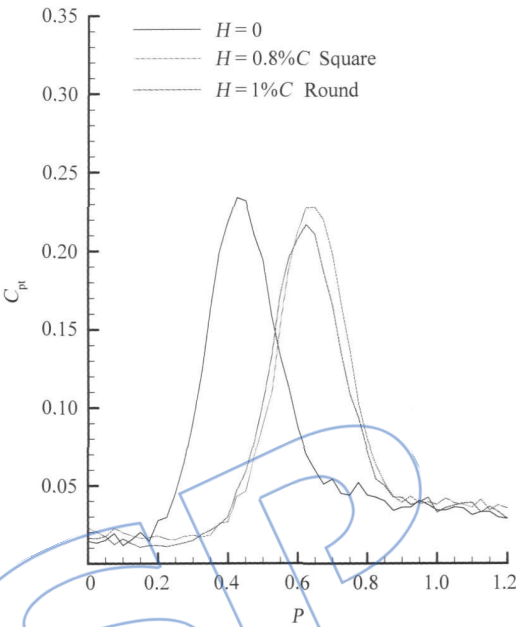


图 9 栅距方向总压损失系数分布
($Re = 126\,000$, $Ma = 0.113$)

Fig. 9 Pitchwise total pressure loss coefficient distribution on cascade outlet plane
($Re = 126\,000$, $Ma = 0.113$)

2) 尾迹中心在尾缘后向压力面方向偏转, 说明主流相应的是向吸力面偏转. 加两种襟翼叶栅吸力面尾迹轮廓线较为接近; 压力面尾迹轮廓线偏转在 Re 较低时相差较大, $H = 0.8\% C$ 方形襟翼偏转量大于 $H = 1\% C$ 的圆形襟翼, 这可能是由于两种襟翼外形状的影响, 方形襟翼有较为尖锐的直角, 对流体的扰动和偏转作用都较大; 在 Re 较高时压力面尾缘轮廓线差距减小, 这可能是因为襟翼外形的作用相对减小.

3) 由出气角 β_2 、测量点距叶栅尾缘额线的距离和尾迹中心偏移的距离 ΔS 可算得尾迹中心偏转角度 $\Delta\beta$. 出气角增量 $\Delta\beta_2 \approx \Delta\beta$, 从而得到气流转折角增量 $\frac{\Delta\beta_2}{\beta_1 + \beta_2}$, 如图 10 所示.

各状态下气流转折角增量如表 3 所示.

由表 2 知加装襟翼后气流转折角增大, 但气流状态变化时转折角增量变化不大; $0.8\% C$ 方形襟翼气流转折角增量大于 $1\% C$ 圆形襟翼.

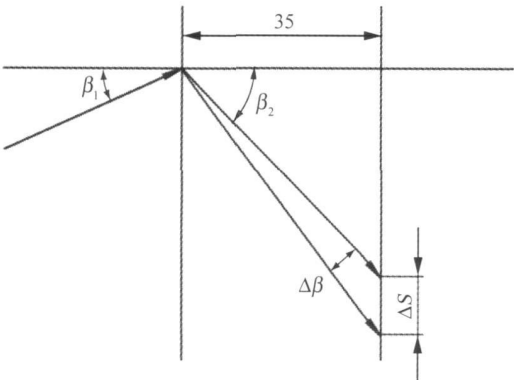


图 10 气流偏转示意图

Fig. 10 Increment of flow turning angle

表 3 气流转折角增量

Table 3 Increment of flow turning angle

	无襟翼	$H = 1\% C$ 圆形	$H = 0.8\% C$ 方形
$Re = 23000$	0	3.12%	3.48%
$Ma = 0.021$			
$Re = 37000$	0	3.12%	3.48%
$Ma = 0.032$			
$Re = 58000$	0	3.12%	3.48%
$Ma = 0.052$			
$Re = 80000$	0	2.76%	3.12%
$Ma = 0.072$			
$Re = 126000$	0	2.76%	3.12%
$Ma = 0.113$			
$Re = 171000$	0	2.76%	3.12%
$Ma = 0.155$			
$Re = 210000$	0	2.76%	3.12%
$Ma = 0.195$			
$Re = 255000$	0	2.76%	3.12%
$Ma = 0.235$			
$Re = 295000$	0	2.76%	3.12%
$Ma = 0.266$			
$Re = 333000$	0	2.76%	3.12%
$Ma = 0.307$			

3.2.3 出口平均总压损失系数

图 11 为不同工作雷诺数下测量的涡轮叶栅出口平均总压损失系数.

从图 11 可以看出, 加装两种襟翼相比无襟翼时出口平均总压损失系数在 $Re < 210000$ 有所减小, 而在 $Re > 210000$ 后则略微有所增大. $H = 1\% C$ 的圆形襟翼在 $Re = 23000, Ma = 0.021$ 时, 使出口平均总压损失系数减小 29%; 在 $Re = 333000, Ma = 0.307$ 时, 使出口平均总压损失系数增大 4.2%. 襟翼使出口平均总压损失系数的原因包括吸力面分离泡变“小”和尾迹区的减小.

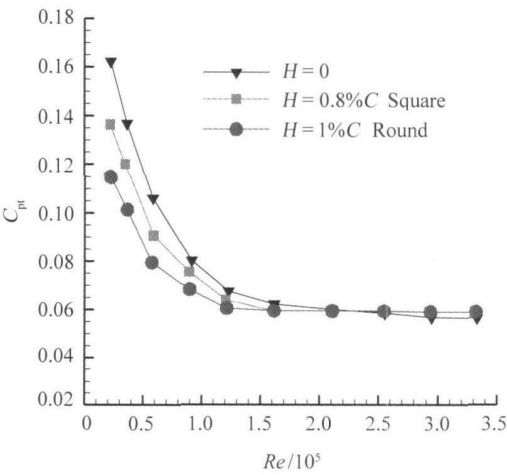


图 11 出口平均总压损失系数

Fig. 11 Loss coefficient of average total pressure of outlet

3.2.4 叶栅流量的变化

由前面的结果可以看出, 尾缘襟翼是一种控制低雷诺数涡轮分离和损失的有效方法, 但是, 由于襟翼的引入, 必然对叶栅流动造成影响, 为此实验测量了在不同襟翼下的涡轮叶栅流量.

加装 $H = 1\% C$ 的圆形和 $H = 0.8\% C$ 方形襟翼后, 相比无襟翼时在各种状态下无量纲主流流量的变化如表 3 所示. 主流流量的测得: 由三孔探针使用特性可得到气流速度, 测量截面面积为已知定值, 又已知气流密度, 从而得到主流流量.

表 4 主流流量的变化

Table 4 Variety of primary flow mass

	无襟翼	$H = 1\% C$ 圆形	$H = 0.8\% C$ 方形
$Re = 23000$	0	- 5%	- 7.4%
$Ma = 0.021$			
$Re = 37000$	0	- 4.5%	- 7.1%
$Ma = 0.032$			
$Re = 58000$	0	- 4.2%	- 6.5%
$Ma = 0.052$			
$Re = 80000$	0	- 3.9%	- 6.0%
$Ma = 0.072$			
$Re = 126000$	0	- 3.7%	- 5.8%
$Ma = 0.113$			
$Re = 171000$	0	- 3.6%	- 5.6%
$Ma = 0.155$			
$Re = 210000$	0	- 3.6%	- 5.5%
$Ma = 0.195$			
$Re = 255000$	0	- 3.6%	- 5.4%
$Ma = 0.235$			
$Re = 295000$	0	- 3.5%	- 5.3%
$Ma = 0.266$			
$Re = 333000$	0	- 3.5%	- 5.3%
$Ma = 0.307$			

由于襟翼使气流出口角度发生变化, 使得其出口最小截面积相对减小, 影响使得主流流量减少, 方形襟翼偏转角度更大一些, 其流量减少量更大一些; 随着 Re 增大主流流量的变化量有所减小。

4 结 论

基于对典型大负荷低压涡轮 PAK-B 叶片压力面尾缘加装 Gurney 襟翼的叶栅流场实验测量分析, 可以得出以下结论:

1) 加装不同高度、不同截面形状的襟翼对气流流动产生了不同的影响。在 Re 小于 200000 情况下, 高度为 1% 弦长的圆形和方形襟翼降低了流动损失, 而高度为 2% 弦长的圆形和方形襟翼则增大了流动损失。相同高度下, 圆形襟翼的流动损失小于方形襟翼。加装高度为 1% 弦长的圆形和 0.8% 弦长的方形襟翼, 在 Re 小于 210000 情况下, 能够降低涡轮出口总压损失, Re 愈低, 降低幅度愈大, 在 Re 大于 210000 后, 出口总压损失略有增大。

2) 襟翼改变了叶栅流场压力分布, 襟翼前叶栅通道压力升高, 襟翼后尾缘处压力降低, 产生有利于吸力面后部流动加速的顺压力梯度, 使得吸力面流动分离和重附位置延后, 分离泡变“小”, 从而对流动的分离起到一定的控制作用, 减小了分离损失。

3) 与无襟翼相比, 在 Re 小于 210000 情况下, 加装高度为 1% 弦长的圆形和 0.8% 弦长方形襟翼后叶栅流动尾迹减小, 尾迹损失减少, Re 较低时圆形襟翼尾迹减小幅度更为显著; 随着 Re 增大, 尾迹减小量变小。相比较而言, 襟翼高度对上叶叶栅通道压力系数变化作用较大, 而襟翼截面形状对尾迹影响较大。

4) 加装襟翼后, 气流转折角有所增大, 随着进口 Re 和 Ma 增大, 气流转折角增量略有减小。气流转折角增大有利于涡轮产生更大的轴向扭矩, 提高涡轮输出功率和工作效率。

5) 由于襟翼使气流流向发生偏转, 使得最小出口截面积相对减小, 无量纲主流流量有所减少, 随着 Re 增大, 无量纲主流流量减少量有所减小, 圆形襟翼减小量小于方形襟翼。

参考文献:

- [1] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Turbine separation control using pulsed vortex generator jets[J]. ASME J. Turbomach, 2001, 123(2): 198-206.
- [2] Lin I C, Howard E G, Bushnell D M, et al. Investigation of several passive and active methods of turbulent flow separation control [R]. AIAA 90-1598, 1990.
- [3] McAuliffe B R, Sjolander S A. Active flow control using steady blowing for a low-pressure turbine cascade [J]. ASME J. Turbomach, 2004, 126(4): 560-569.
- [4] Gad-el-hak M, Dame N. Control of low speed airfoil aerodynamics [J]. AIAA Journal, 1990, 28(9): 1537-1552.
- [5] Volino R J. Separation control on low pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator jets [R]. ASME Paper No. GT-2003-38729. 2003.
- [6] Lake J P, Rivir R B. Low Reynolds number loss reduction on turbine blades with dimples and vgrooves [J]. Paper No. AIAA-00-0738. 2000.
- [7] Sieverding C H, Carld B, Boege A C. Investigation of the effectiveness of various types of boundary layer transition elements of low Reynolds number turbine bladings [R]. ASME Paper No. GT-2004-54103. 2004.
- [8] Nikolic V R. Investigation of possible merit of Gurney flap as wake vortex attenuation device [R]. AIAA-2005-4979.
- [9] Tongchitpakdee C, Benjanirat S, Sankar L. Numerical studies of the effects of active and passive circulation enhancement concepts on wind turbine performance [R]. AIAA-2006-198.
- [10] Timmer W A. Summary of the delft university wind turbine dedicated airfoils [R]. AIAA-2003-0352.
- [11] Fuglsang P, Bak C. Design and verification of the new RISØ A1 airfoil family for wind turbines [R]. AIAA-2001-0028.
- [12] 张维智, 李方洲, 李智, 等. 风力机叶片后缘下表面带锯齿襟翼时的风洞试验研究 [J]. 风力发电, 2004, (4): 13-17.
ZHANG Weizhi, LI Fangzhou, LI Zhi, et al. Wind tunnel experiment of using sawtooth flap on the tail of pressure side of wind power blade [J]. Journal of Wind Power Generation, 2004, (4): 13-17. (in Chinese)
- [13] Byerley A R, Störmer O, James W B. Using guernsey flaps to control laminar separation on linear cascade blades [R]. ASME Paper No. GT2002-30662.
- [14] 罗华玲, 乔渭阳, 许开富. 射流襟翼-低压涡轮叶栅主动流动控制数值研究 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 347-354.
LUO Hualing, QIAO Weiyang, XU Kaifu. A numerical study of active flow control using jet flap for a low pressure turbine cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 347-354. (in Chinese)
- [15] 乔渭阳, 敬睿. 叶轮机动态参数测试技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2004: 112-121.
QIAO Weiyang, JING Rui. Dynamic parameter measuring and testing technique of gas turbine [M]. Beijing: Defense Industry Press, 2004: 112-121. (in Chinese)