

文章编号: 1000-8055(2010)04-0861-07

压气机叶栅内不同高度端壁翼刀的实验

田 夫¹, 钟兢军²

- (1. 大连理工大学 能源与动力学院, 大连 116023;
2. 大连海事大学 轮机学院, 大连 116024)

摘 要: 通过采用五孔探针在低速平面风洞上测量压气机叶栅流场的方法, 研究了不同高度和周向位置的端壁翼刀对叶栅能量损失及二次流速度矢量的影响. 结果表明, 使叶栅总损失降低的最佳周向安装位置是距离吸力面 70 % 相对节距处, 最佳翼刀高度为 5 mm; 存在使叶栅总损失降低的极限翼刀高度. 当翼刀高度增加时, 翼刀涡更加清晰. 安装翼刀可以改变叶栅端壁损失的分布, 进而控制吸力面/端壁角区的流动, 改善叶栅的气动性能.

关 键 词: 压气机叶栅; 端壁翼刀; 风洞; 叶栅总损失; 最佳高度

中图分类号: TK474.8

文献标识码: A

Experimental investigation on endwall fences with different height in compressor cascade

TIAN Fu¹, ZHONG Jing-jun²

- (1. School of Energy and Power Engineering,
Dalian University of Technology, Dalian 116023, China;
2. Marine Engineering College,
Dalian Maritime University, Dalian 116024, China)

Abstract: Through measurement of the compressor cascade flow field by using the five-hole probe in a low speed wind tunnel, the effect of the different height and circular locations endwall fences on the total cascade loss and secondary velocity vectors was investigated. The results show that, the optimal circular location of fences which decreases the total cascade loss is 70 percent of pitch far from the suction surface of the blade, the optimal height of fences is 5 mm; the height of fences which decreases the total cascade loss is not unlimited. The endwall fences vortices became distinct with the increasing height of fences. The distribution of the cascade endwall loss can be changed by fences, so the flow in the corner of the suction surface/endwall is controlled and the aerodynamic performance of the cascade is improved.

Key words: compressor cascade; endwall fence; wind tunnel; total cascade loss; optimal height

收稿日期: 2009-03-25; **修订日期:** 2009-06-24

基金项目: 国家自然科学基金(50076009); 全国优秀博士学位论文作者专项基金(199932)

作者简介: 田夫(1972 -), 男, 黑龙江哈尔滨人, 讲师, 博士, 主要从事叶栅内流气体动力学方面的研究.

随着现代工业和航空业的发展,对压气机性能的要求越来越高,好的稳定性、高的压比、低噪音、高效率以及较大的不分离(失速)工作范围.对于航空用压气机来说最主要的性能是效率、压比和稳定性.为了提高压气机的效率,国内外学者进行了大量的关于控制叶栅内气体流动和减少能量损失的理论分析和实验研究^[1],结果表明,损失的主要来源在于端壁附面层的分离、壁角涡与主流的相互作用、通道涡和壁角涡等二次流损失.与涡轮不同的是在压气机叶栅中由于端部流动的恶化,还会对压气机的稳定性产生影响,研究表明压气机内的失速大多是由于吸力面/端壁角区的局部分离在整个级内的传播而诱发的.因此改善端部区域的流动对压气机的性能来说是至关重要的,如采用非对称端壁、翘曲端壁^[2]和在端壁区安装翼刀^[3]等都是改善端区流动的可能途径之一,目前国内外在端壁翼刀方面做了大量研究工作^[4-5].结果表明,当端壁翼刀安装位置远离吸力面时,能够阻断端壁区域低能流体向吸力面/壁角区域的堆积,削弱了通道涡的强度,减少了端部损失,延缓了角区分离.对在端壁上不同周向位置安装5 mm高度翼刀的控制分离叶型(CDA)平面叶栅的实验和数值研究结果表明^[6-7],当翼刀位置距离吸力面相对位置为70%相对节距处时,可以使叶栅总损失降低9%左右.本文通过对安装不同高度翼刀的叶栅的实验研究,分析改变翼刀高度对叶栅流场的影响,确定使叶栅总损失减小的最佳翼刀高度,进一步探讨翼刀控制二次流的机理.

1 实验装置和测试系统

实验是在低速平面叶栅风洞上进行的,进口附面层厚度为 $\delta = 20 \text{ mm}$,实验马赫数为0.2.实验所采用的压气机叶栅是由11片CDA系列叶型的叶片组成,叶栅高度 $H = 160 \text{ mm}$,节距 $T = 48 \text{ mm}$.翼刀的形状与叶片的中弧线相一致,厚度为1 mm(如图1所示).在叶栅端壁上距离吸力面相对位置 $\bar{r} = 20\%, 40\%, 60\%, 70\%, 80\%$ 节距 T 处,分别安装端壁翼刀.翼刀的高度 h 分别为5, 10, 15, 20 mm.对20种实验方案分别应用五孔束状探针测量了叶栅出口流场.出口测量截面距叶片尾缘5 mm,测点设置为沿节距方向33个等距点,沿叶高方向为11个非等距点,测量点在近叶栅端壁处加密.实验过程中,五孔探针的定位角度

误差小于 1° ,测点的定位误差为0.5 mm.叶栅的几何参数详见文献[6].

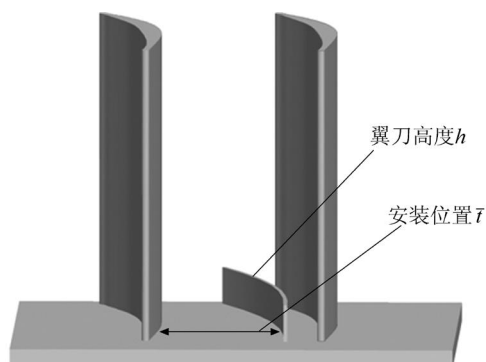


图1 安装翼刀的实验叶栅

Fig. 1 Testing cascade with the endwall fences

2 实验结果与分析

图2显示了安装不同高度翼刀后改变节距方向位置时的叶栅总损失变化情况,从图2和表1中可以看出比较明显的两点规律:①改变翼刀高度后与常规叶栅相比叶栅总损失分布趋势依然是靠近吸力面叶栅总损失增加,远离吸力面损失降低,使叶栅总损失降低的最佳翼刀位置依然是距离吸力面70%相对节距处.这表明在本文的实验情况下,翼刀的最佳周向位置不随翼刀高度参数的不同而改变,具有相对普遍的规律性.②在每一

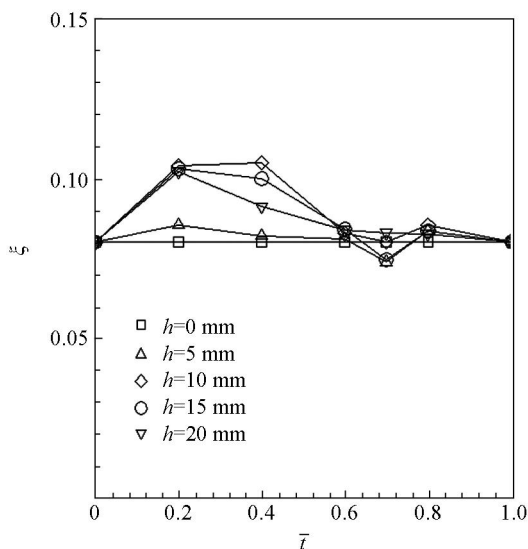


图2 总损失随翼刀高度和位置的变化

Fig. 2 Total loss change with the height and location of endwall fences

表 1 不同高度翼刀在不同节距方向安装位置的叶栅总损失变化(百分比)情况
Table 1 Total cascade loss change with different height fence and location (percent)

离吸力面位置 t	叶栅总损失/ %			
	$h = 5\text{ mm}$	$h = 10\text{ mm}$	$h = 15\text{ mm}$	$h = 20\text{ mm}$
20 % T	+ 2.4	+ 30.1	+ 28.8	+ 27.7
40 % T	+ 8.1	+ 31.1	+ 24.9	+ 13.9
60 % T	- 0.4	+ 3.2	+ 4.9	+ 4.6
70 % T	- 9.3	- 0.2	- 2	+ 3.0
80 % T	- 0.4	+ 11.35	+ 4.3	+ 3.5

个相对节距位置,随着翼刀高度的增加,叶栅总损失与 5 mm 高度翼刀时叶栅总损失相比均呈增加的趋势.当翼刀高度增加到一定高度(20 mm)后,无论翼刀安装在任何位置,叶栅总损失与常规叶栅相比均增加.这表明存在使叶栅总损失降低的极限翼刀高度 h' ,在本次实验中 h' 在 15~20 mm 之间,也就是 $\frac{3}{4}\delta < h' < 1\delta$ (δ 为附面层厚度,本次实验中 $\delta = 20\text{ mm}$).当翼刀的高度小于这个极限高度 h' 时,合理选择翼刀的周向安装位置 ($t = 70\%T$),就可以降低叶栅的总损失.单纯从减小叶栅总能量损失的角度来看,在本文的实验条件下,端壁翼刀的周向最佳位置是距离吸力面 70% 相对节距处,最佳高度为 5 mm (大约 $\frac{1}{4}\delta$).这是由于翼刀阻断端壁区域低能流体向吸力面/壁角区域的堆积,削弱通道涡的强度;这一点与文献[3]在涡轮中取得的实验结果相一致,也与文献[7]的数值计算结果符合.

图 3 为当翼刀位于距离吸力面相对位置 $t = 70\%T$ 时不同高度翼刀的叶栅出口能量损失等值线分布图,图中横坐标为相对节距 $\bar{t}$,纵坐标为相对叶高 $\bar{h}$.从图中看出,与常规叶栅相比,在叶栅近端壁的翼刀安装位置出现了一个“新”的高损失系数区,损失系数为 0.1~0.5.这个高损失区域的损失系数大小和范围随翼刀的高度增加而增大,同时叶栅吸力面/端壁角区的高损失系数和范围随翼刀高度的增加而减小;但从图 4 和表 1 的第四行来看,叶栅总损失变化非常小.这种情况表明:在叶栅端壁的适当位置 ($t = 70\%T$) 处安装不同高度的翼刀,可以使常规叶栅原来的吸力面/壁角区的一个高损失“分解”为两个损失区域,将原来吸力面/壁角区的一部分损失“转移”到翼刀的

安装位置,这样叶栅吸力面/端壁角区的流动得到了一定程度的改善,这对于控制压气机中的吸力面/端壁角区的分离现象是比较有利的,并且这种“转移”的趋势随着翼刀高度的增加而增大.这是因为加翼刀后随着翼刀高度的增加对阻断低能流体向吸力面/端壁角区迁移的作用是逐渐增大的,但同时由于翼刀高度增加后带来的附加损失也随之增大,因此叶栅总损失变化不大,带来的好处只是改善了角区流动.产生这种结果的原因一方面是由于翼刀阻断了低能流体的横向流动;另一方面是由于翼刀的安使叶栅内的流场结构发生了变化.

从叶栅出口的二次流速度矢量和涡量分布图(图 5)上可以看出,常规叶栅通涡的尺寸和范围在流道中占很大一部分比例,安装翼刀后,在翼刀的安装位置出现了新的涡量,这表明气流在此位置产生了旋涡,这个涡(图 5 二次流矢量图中的 f 处)方向与通道涡方向相反,并且这个涡的尺寸和强度都随着翼刀的高度而增加.从图 5(b)~(e)的对比中可以看出通道涡的尺度(图 5 二次流矢量图中的 p 处)有随着翼刀高度增加而减小的趋势,这表明翼刀处产生的旋涡在一定程度上影响了通道涡的强度和尺寸.此时叶栅流道中一方面由于气流在翼刀安装位置旋转产生旋涡,这个“翼刀涡”向下游发展过程中与其相邻的马蹄涡压力面分支相互作用造成能量耗散而使损失升高;另一方面由于端壁区低能流体向吸力面/壁角区的流动受阻,马蹄涡的压力面分支卷吸的低能流体决定了叶栅总损失的变化.变化的规律是随翼刀高度的增加,叶栅总损失与常规叶栅相比减小的幅度逐渐减小,当翼刀超过一定高度(20 mm)后,叶栅总损失会增加.在这一过程中随着翼刀高度

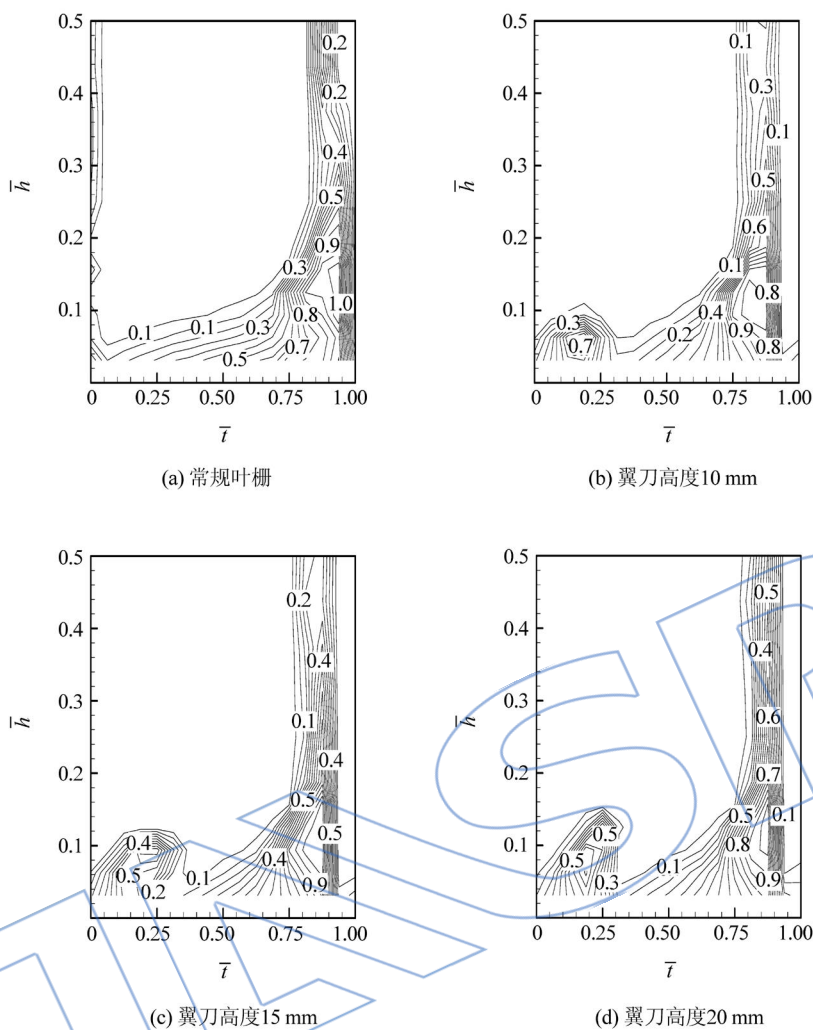


图 3 翼刀位于 $t = 70 \% T$ 处叶栅出口能量损失系数等值线图
Fig. 3 Contours of energy loss coefficients at the location of $t = 70 \% T$

的增加对叶栅中气流流动的影响是逐渐增大的,也就是说,虽然叶栅总损失变化不大,但原来常规叶栅吸力面/端壁角区的一部分高损失区域被“迁移”到翼刀安装位置的趋势是逐渐增大的,安装翼刀后的叶栅吸力面/端壁角区的流动得到了合理的改善.

从节距平均能量损失系数沿叶高的变化(图 6(a))来看,在距离吸力面 $t = 70 \%$ 处安装不同高度的翼刀后,叶栅近根部(相对叶高 $h < 0.2$)区域的损失系数值变化较大,叶栅中部的损失系数基本不发生变化,结合叶栅总损失和叶栅出口质量平均能量损失系数等值线分布(图 3)来看,在最佳位置安装翼刀后,虽然端部损失区域由一个“分

解”为两个——翼刀附近和吸力面/端壁角区,常规叶栅吸力面/端壁角区的一部分损失“迁移”到翼刀的安装位置,但这种“迁移”却没有使叶栅中部损失系数值升高.也就是说,在最佳位置安装翼刀可以在不影响叶栅中部损失的条件通过端部损失的重新分配改善了吸力面/壁角区的流动.从节距平均出口气流角沿叶高的分布规律(图 6(b))来看,在叶栅根部,除安装 10 mm 高度翼刀的情况外,其余高度翼刀时出口气流角的数值均比常规叶栅的要大,而且变化也较大;在叶栅中部,基本上的规律是安装翼刀后叶栅的出口气流角都比常规叶栅的情况大,其中安装 15 mm 高度翼刀的最大.出口气流角数值的增加意味着气流

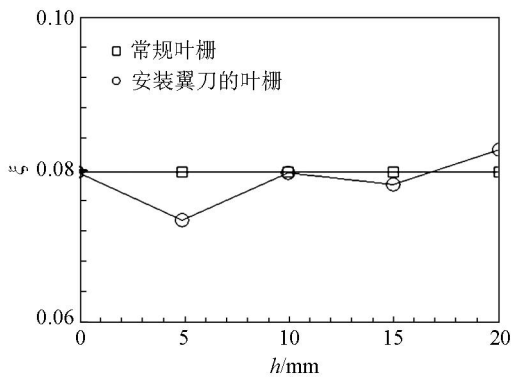


图 4 翼刀位于 $t = 70 \% T$ 处叶栅总损失
随翼刀高度的变化

Fig. 4 Total cascade loss change with the height of
fence at location of $t = 70 \% T$

的过偏转和吸力面附面层减薄,这由于端壁附层
向吸力面/端壁角区的流动受阻,通道涡减弱;同
时由于翼刀靠近压力面,阻断了一部分低能流体

向吸力面/端壁角区的迁移,被通道涡卷入吸力面
的低能流体相应减少,气流得到充分的回转.

从节距平均扩压因子沿叶高的变化规律(图
6(c))来看,安装翼刀后叶栅中部扩压因子增加,
叶栅根部的扩压因子减小,联系图 4 和表 1 的第
四行来看,安装 10 mm 和 15 mm 高度的翼刀,可
以在叶栅总损失降低的情况下,改善叶栅的沿叶
展方向的负荷分配.也就是说,在压气机叶栅端壁
上距离吸力面 70 % 相对位置安装不同高度的翼
刀,增加翼刀的高度,可以在叶栅总损失基本不发
生变化或者轻微降低的情况下改变叶栅沿叶展方
向的负荷分布,使叶栅中部出口气流角增加,气流
得到比较充分的扩压和偏转.从对叶片负荷分布
和气流的折转来说,翼刀的高度为 15 mm 效果比
较显著的.但同时也应注意到随着翼刀高度的增
加,叶栅根部出口气流角波动的程度有增大的
趋势.

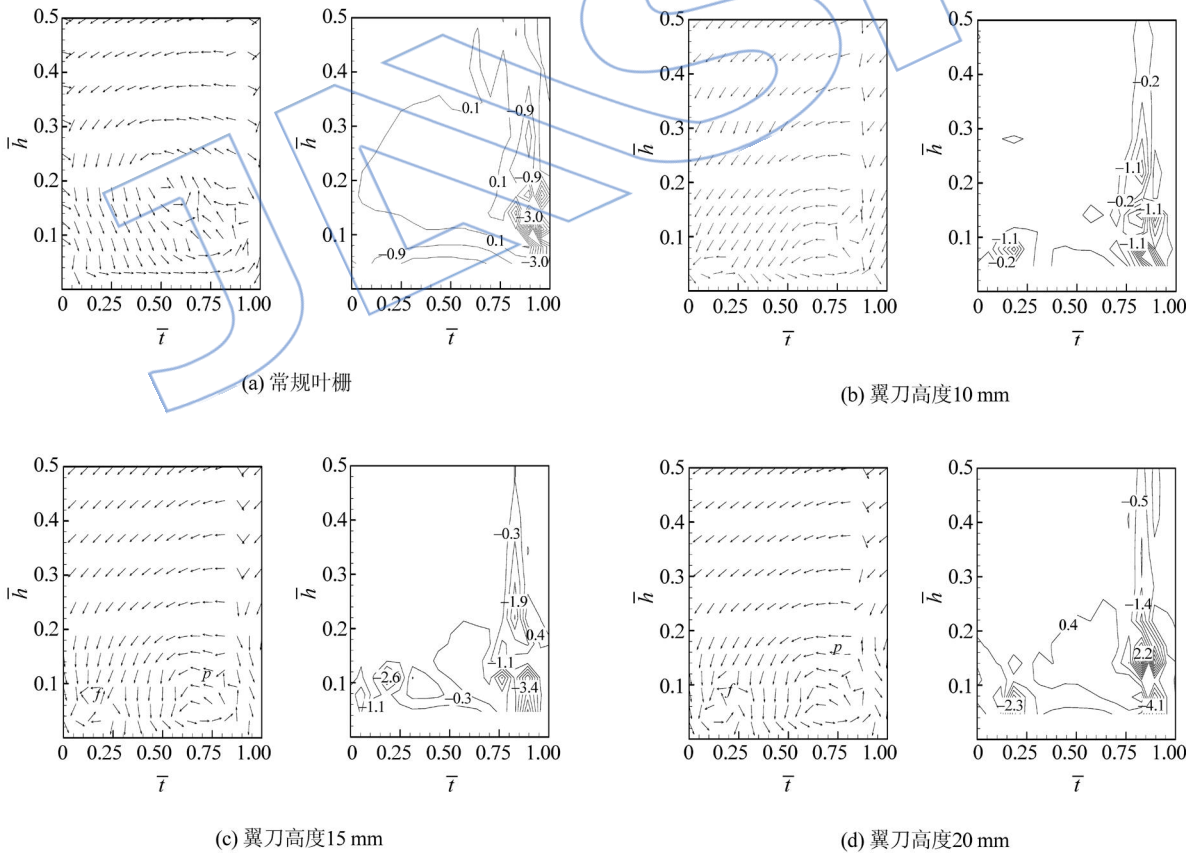
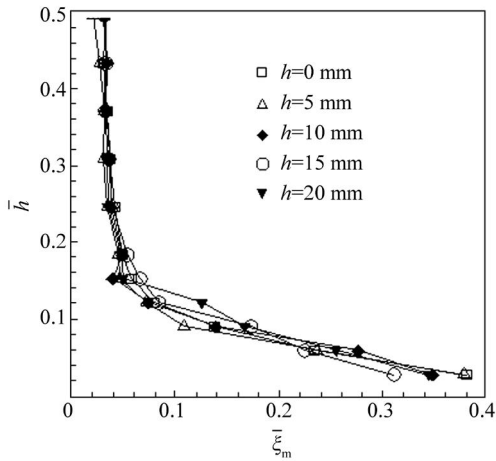
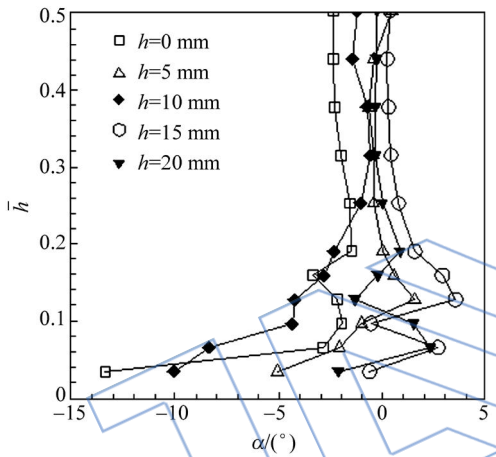


图 5 翼刀位于 $t = 70 \% T$ 处叶栅出口二次流速度矢量和涡量分布图

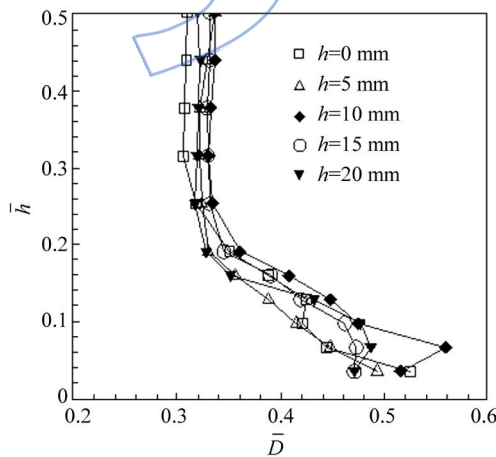
Fig. 5 Comparison of secondary velocity vectors and contours of vorticity ($t = 70 \% T$)



(a) 平均能量损失系数



(b) 节距平均出口气流角



(c) 节距平均扩压因子

图 6 翼刀位于 $t = 70 \% T$ 处各节距平均量沿叶高的变化关系

Fig. 6 Distributions of pitch averaged parameter along blade height changed with height of fence at $t = 70 \% T$

3 结 论

1) 在压气机叶栅端壁上安装翼刀,叶栅总损失与常规叶栅相比变化的趋势是当翼刀靠近吸力面时增加,翼刀靠近压力面时减小.在本文的实验条件下,使叶栅损失降低的最佳位置是距离吸力面相对位置($t = 70 \% T$)处,而且不随翼刀高度不同而改变,具有一定程度上的普遍性.

2) 在最佳周向位置安装翼刀,随着翼刀高度的增加,叶栅总损失降低的程度呈减小趋势.存在着使损失降低的极限高度 h' ,在本次实验中 $\frac{3}{4} \delta < h' < \delta$.在翼刀高度小于极限翼刀高度 h' 的范围内安装翼刀,均能使叶栅总损失降低,其中降低幅度最大的是安装 5 mm 高度的翼刀,也就是翼刀高度 $h = \frac{1}{4} \delta$.

3) 在叶栅端壁的最佳位置(距离吸力面 70 % 节距处)安装翼刀,可以使常规叶栅原来的吸力面/端壁角区的一个高损失“分解”为两个损失区域,将原来吸力面/端壁角区的一部分损失“转移”到翼刀的安装位置,这样叶栅吸力面/端壁角区的流动得到了一定程度的改善,这对于控制压气机中的分离现象是比较有利的,并且这种“转移”的趋势随着翼刀高度的增加而增大.

4) 在叶栅端壁的最佳位置(距离吸力面 70 % 节距处)安装翼刀,可以在总损失基本不发生变化或者轻微降低的情况下改变叶栅的沿叶展方向的负荷分布,使叶栅中部负荷增加,端部负荷降低,使叶栅中部出口气流角增加,气流得到比较充分的扩压和偏转.

5) 在叶栅端壁的最佳位置(距离吸力面 70 % 相对节距处)安装翼刀,流道内产生的翼刀涡更加清晰可见,并且其大小和强度随翼刀高度的增加而增加,方向与通道涡方向相反,流道内通道涡的强度和范围随着翼刀高度的增加而减小.

参考文献:

- [1] Denton J. D. Loss mechanisms in turbomachines[R]. ASME Paper 93- GT-435, 1993.
- [2] Hartland J, Smith D. G. A design method for the profiling of end walls in turbines [R]. ASME GT-2002-30433, 2002.
- [3] Kawai T, Adachi T. Affects of blade boundary layer fences on secondary flow and losses in a turbine cascade[R]. Tokyo International Gas Turbine Congress, 87- TOKYO-IGTC-16, 1987: 115-122.
- [4] Camci C, Rizzo D. H. Secondary flow and forced convection

- heat transfer near endwall boundary layer fences in a 90 turning duct [J]. International Journal of Heat and Mass transfer, 2002, 45: 861-843.
- [5] Moon Y J, Koh S R. Counter-rotating streamwise vortex formation in the turbine cascade with endwall fence [J]. Computer Fluids, 2001, 30: 473-490.
- [6] 田夫, 钟兢军, 孟丽艳. 压气机叶栅内端壁翼刀不同周向位置的实验研究[J]. 航空动力学报, 2005, 21(4): 197-203.
TIAN Fu, ZHONG Jingjun, MENG Liyan. An experimental investigation by using endwall fences at different location in compressor cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 21(4): 197-203. (in Chinese)
- [7] 刘艳明, 钟兢军, 李海滨, 等. 不同长度端壁翼刀对压气机叶栅二次流影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 666-670.
LIU Yanming, ZHONG Jingjun, LI Haibin, et al. The influence of endwall wing fence length on secondary flow in compressor cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 666-670. (in Chinese)