

文章编号: 1000-8055(2004)06-0816-06

端壁翼刀控制压气机叶栅二次流的数值研究

钟兢军, 刘艳明, 冯国泰

(哈尔滨工业大学能源学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 对 CDA 常规直叶栅和 4 种端壁翼刀方案下叶栅内三维粘性流场进行了数值研究。分析表明, 端壁不同位置上的翼刀不同程度上都阻断了近端壁区域压力面至吸力面的二次流动, 翼刀上方偏向吸力面侧有反向“翼刀涡”产生, 通道涡的强度被削弱; 距压力面 30% 节距位置为安装端壁翼刀的最佳位置, 可使损失降低 7%~9%。计算结果和实验结果吻合较好。

关键词: 航空、航天推进系统; 压气机叶栅; 翼刀; 二次流; 损失

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Numerical Investigation of the Secondary Flow Control in a Compressor Cascade Using Endwall Fences

ZHONG Jing-jun, LIU Yan-ming, FENG Guo-tai

(The school of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The numerical simulation has been carried out to investigate the effect of endwall fence on the secondary flow in a compressor cascade. The results show that the boundary layer fences can reduce the strong cross-flow from the pressure surface to the suction surface near the cascade endwall. A counter-rotating streamwise vortex is formed over the fence and the strength of the passage vortex is diminished. It is found that the fences are most effective when they are located 30 percent pitchwise from the pressure surface of the blade. For the optimum endwall fence location, the cascade loss can be reduced 7~9 percent compared with the conventional cascade.

Key words: aerospace propulsion system; compressor cascade; fence; secondary flow; loss

我们知道, 如何控制压气机叶栅内二次流动, 降低二次流损失是压气机性能改善的重要前提。翼刀技术作为附面层隔离技术的一种, 是控制二次流的重要手段, 由于可以有效阻断叶栅端壁附面层向吸力面/端壁角区的横向迁移及向叶栅中部的径向迁移, 延缓壁角失速, 得到了许多学者的

重视^[1~9]。早在 80 年代, Tatsuo KAWAI 和 Shuji SHINOKI^[2]就曾对汽轮机叶栅中使用端壁翼刀进行二次流控制进行了研究, 发现翼刀抑制了马蹄涡的压力面分支从而削弱了二次流, 最佳翼刀是具有最小临界高度的翼刀, 并且由于翼刀的存在, 二次流损失降低了 22%。随后有关学者又研

收稿日期: 2003-08-29; 修订日期: 2004-12-22

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50076009); 973 项目和全国优秀博士学位论文作者专项基金资助项目(199932)

作者简介: 钟兢军(1963-), 男, 黑龙江哈尔滨人, 哈尔滨工业大学能源学院发动机教研室教授, 博士生导师, 主要从事叶轮机械气动热力学研究

究了流向翼刀、横向翼刀以及吸力面/端壁组合翼刀等控制二次流的机理, 得到了一些有益的结论^[3~9]。由于翼刀自身参数以及侧面形状变换、顺序排列的灵活性, 从长远来看, 翼刀技术的研究前景相当可观。然而, 在透平叶栅中可降低叶栅总损失, 减小二次流损失的吸力面和端壁翼刀技术是否可以应用在压气机叶栅中, 还有大量的工作需要开展。文献[10]曾对具有端壁翼刀的压气机叶栅做了大量的实验研究, 得到距压力面相对位置为节距 30% 处为加装翼刀的最佳位置, 可使损失降低 9.3%。

本文对在端壁不同位置加附面层翼刀的 CDA (可控扩散叶型) 压气机叶栅中二次流动进行了数值研究, 并与相应的实验结果进行了对比。数值求解的是三维定常 N-S 方程, 湍流模型为 $k-\epsilon$ Model, 采用标准壁面函数 (standard wall function)。计算采用二阶迎风隐式时间推进格式。所用网格为半非结构化网格, 即 S_1 面为三角形非结构化网格, 叶展方向为矩形结构化网格; 在加了叶栅端壁翼刀并重给壁面边界条件后, 不同方案网格数在 4.9×10^5 与 5×10^5 之间。

1 叶型参数和方案设计

文献[11]曾对 CDA 压气机叶栅进行了实验

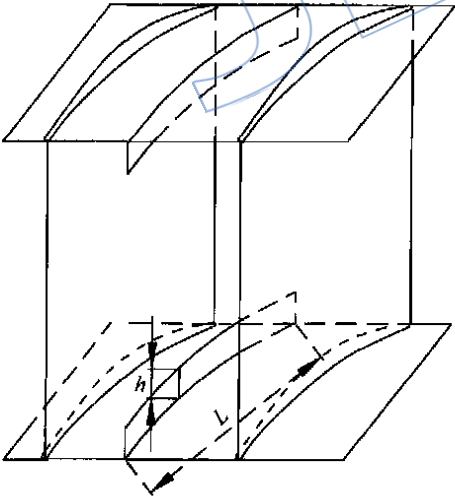


图 1 翼刀安装位置示意图
Fig 1 Sketch of fence fixing

研究。计算所用边界条件均来自此次实验数据, 进口边界条件给定总压和总温, 出口为背压。进口附面层特性曲线在文献[11]中有所描述。端壁翼刀安装示意图如图 1 所示(其中 h 为翼刀高度, L 为翼刀长度)。所用叶型与实验叶型相同, 叶型参数

如表 1 所示。

表 1 CDA 叶型几何参数和翼刀参数
Table 1 CDA parameters of the profiles and the endwall fences

弦长/节距(b/t)	1.67
展弦比(h/b)	1.997
叶片几何进气角 $\alpha_p/(\circ)$	38.91
叶片几何出气角 $\alpha_{ep}/(\circ)$	- 2.18
叶片弯曲角 $\theta/(\circ)$	41.09
叶片安装角 $\gamma/(\circ)$	14.27
翼刀厚度 mm/高度 mm	0.5/5

本文将进口附面层厚度 $\delta(15\text{ mm})$ 作为特征长度, 翼刀高度为 $1/3\delta$, 这是参考文献[2, 8]中的研究结论而给定的; 翼刀长度与叶片中弧线相同, 且平行于中弧线方向; 厚度为 0.5 mm ; 端壁翼刀距压力面距离用 d 表示, t 为节距, 取 $\lambda = d/t$, 用 λ 分别取值 $0.1, 0.3, 0.5$ 和 0.8 表示四种端壁翼刀方案, $\lambda = 0$ 表示常规叶栅时的情形。

2 计算结果及分析

2.1 壁面极限流线分析

图 2 分别为常规叶栅和三种翼刀方案下的端壁和吸力面极根流线分布图。从图中可以看到, 由于马蹄涡的形成, 近叶片前缘处鞍点清晰可见, 分离形成压力面分支 H_p 和吸力面分支 H_s , 端壁翼刀不同程度上阻断了自吸力面至压力面的横向流动, 抑制了马蹄涡压力面分支与通道涡的汇合。因此, 在分析叶栅近端壁处气流流动情况时, 可以分为压力面-翼刀和翼刀-吸力面两个部分讨论。随着翼刀位置向吸力面靠近, 翼刀对分离流线的阻断点 A 逐渐向下游移动, 同时对马蹄涡压力面的阻断作用相对减弱(图 2(e)), 在 $\lambda = 0.5$ 时已没有明显的阻断点。与之相应, 压力面-翼刀间二次流动逐渐增强, 而翼刀-吸力面间二次流动则有所减弱。可见, 翼刀的最佳位置也就是二者相比较从而可使二次流损失达到最小的位置。

另外, 在吸力面角区和尾缘处, 可以清晰看到角涡和尾缘涡的存在。在 $\lambda > 0.5$ 时, 由于翼刀的存在, 翼刀-吸力面间气流流量较少, 二次流动得到削弱, 通道涡 P_2 、吸力面侧角涡和尾缘涡以及壁面涡也有所减弱, (图 2(e)); 相反, $\lambda \leq 0.5$ 时, 压力面-翼刀间二次流动相对较弱, 而翼刀-吸

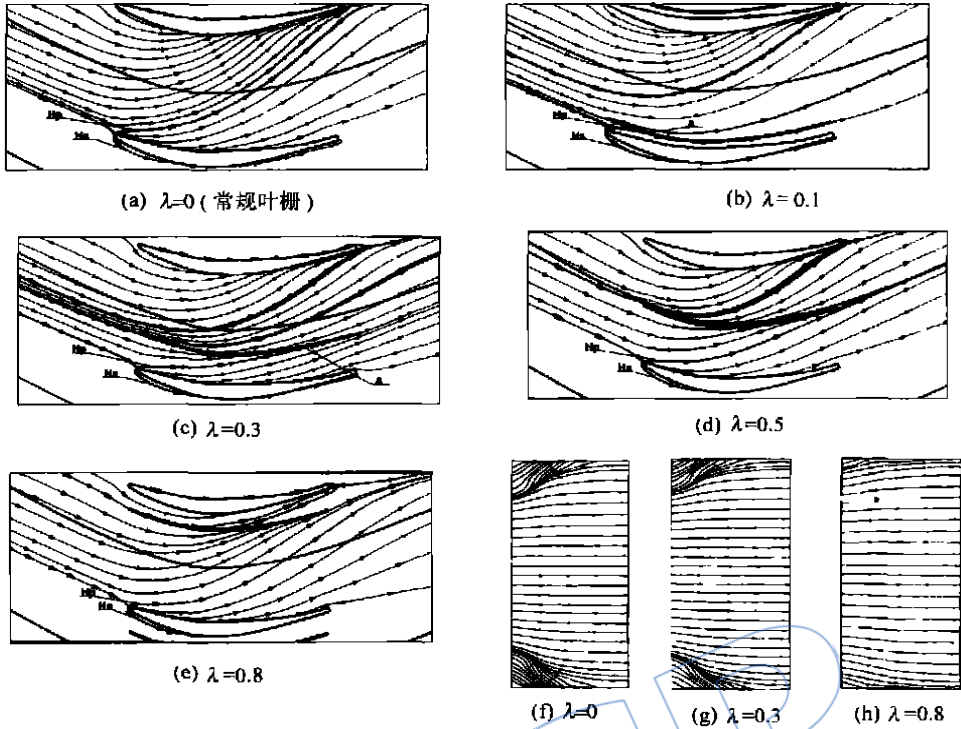


图 2 端壁和吸力面表面流线分布图

Fig. 2 Distribution of limiting streamline on the endwall and the suction surface

力面间流动较强。另外需要说明的是,加装翼刀后,可以将翼刀看成一小叶片,这样在气流遇到翼刀后,在翼刀前缘处也形成翼刀压力侧和翼刀吸力侧两个分支,由于翼刀较薄,这种变化并不明显,但在涡量等值线分布图 4 中则可以看到翼刀压力面侧逆时针涡量的存在。

在图 2 (f), (g) 和 (h) 中也可以看到,由于翼刀对气流的阻断作用,吸力面表面流线分布也有了很大变化。同常规叶栅相比,四种翼刀方案都不同程度上改善了吸力面角区处的气流流动状况,分离线位置较低。翼刀安装位置 $\lambda > 0.5$ 时,阻断了大部分气流向吸力面方向的横向迁移,使吸力面近尾缘处分离线较不明显。如图 2 (h), $\lambda = 0.8$ 时,由于翼刀距端壁较近,吸力面-翼刀间气流流动较为缓和,吸力面表面流线比较平缓,没有明显的分离线,只在近尾缘处上下两端壁附近流线稍稍向上抬起;但翼刀并没有大范围内(压力面-翼刀间区域)减弱流道内的横向流动,没有有效阻断马蹄涡压力面分支与通道涡的汇合,损失较大。而当 $\lambda \leq 0.5$ 时,分离线位置相对较高,吸力面角区的流动状况较为复杂,但仍然低于常规叶栅,如图 2 (g)。 $\lambda = 0.3$ 时,翼刀-吸力面间的二次流动被削弱,分离线位置在展向 $0.175h$ 和 $0.825h$ 处(图

(e)), 而常规叶栅分离线位置则在 $0.14h$ 和 $0.86h$ 处(图 2 (f))。

2.2 出口截面二次涡量等值线和二次流速度矢量分布分析

近下端壁出口截面的涡量等值线分布如图 3 所示,图中粗短线表示翼刀。从图中可以清晰看到,翼刀两侧都有较强的负向涡量出现,这是由于受翼刀阻断作用的影响,马蹄涡压力面分支不能汇入通道涡而形成大的旋涡。我们可通常所说的通道涡在此是由两部分来体现的:一方面马蹄涡压力面分支在受到翼刀阻断后,沿翼刀向下游发展,并卷吸压力面-翼刀间气流而形成较强的旋涡,可以称之为通道涡 P_1 ; 另一方面翼刀-吸力面间气流在向下游发展过程中,卷吸低能流体从而在吸力面/端壁角区处形成通道涡 P_2 , 这两个旋涡强度的都小于常规叶栅通道涡强度。随着翼刀位置向吸力面靠近,对马蹄涡压力面的阻断作用相对减弱,通道涡 P_1 有明显增强的趋势,通道涡 P_2 则相对减弱(图 3 (e))。

另外,加装翼刀后气流流动所发生的另一重要变化就是翼刀涡的形成和发展。图 4 给出了 $\lambda = 0.3$ 时栅内 4 个截面翼刀附近的二次涡量等值线分布情况。从中可以清晰看到,翼刀上方偏向吸

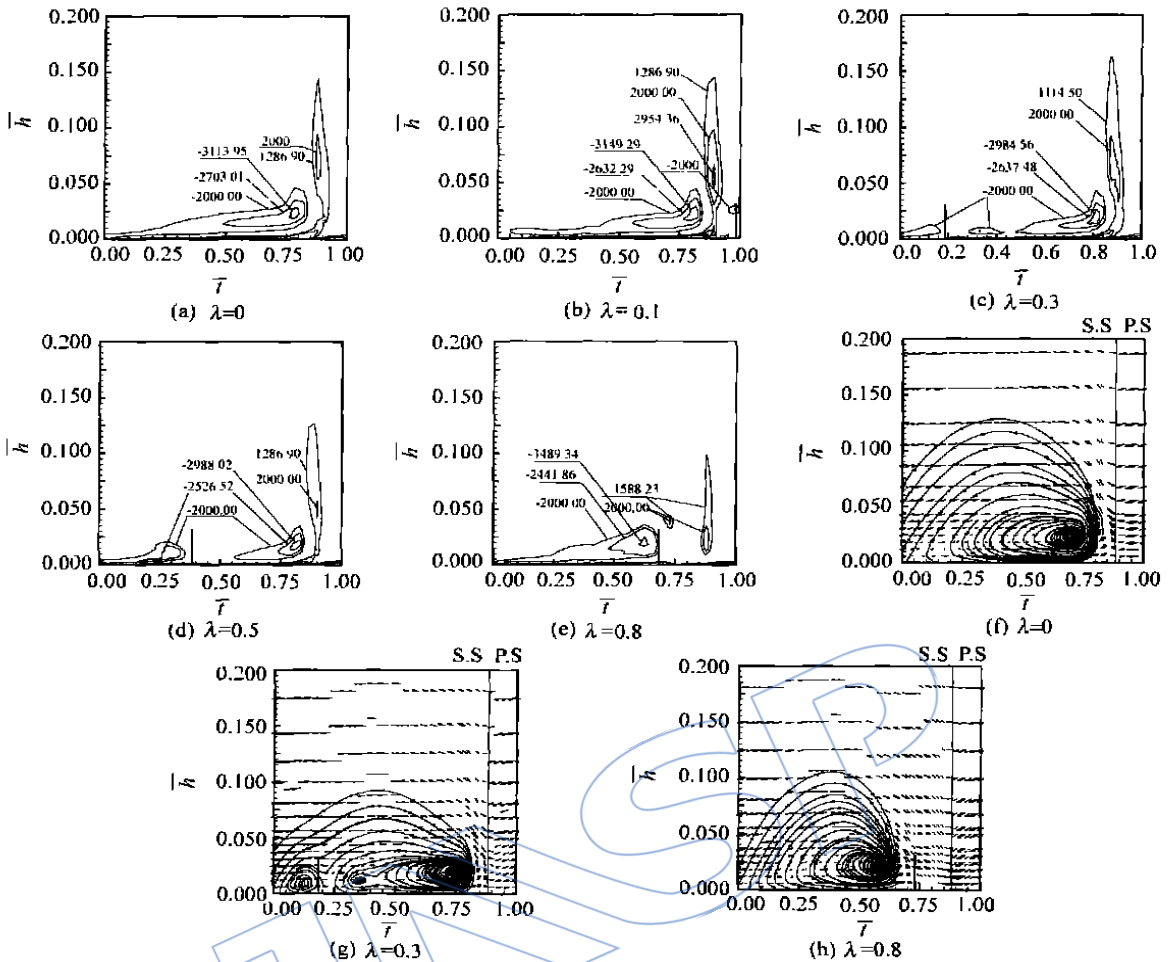


图 3 常规叶栅和不同翼刀方案下叶栅出口二次涡量等值线及二次流速度矢量分布图
Fig. 3 Contour plots of secondary vorticity and vector of secondary velocity at cascade exit sections

力面侧存在较强的正向涡量—翼刀涡, 这是在加了翼刀之后, 在马蹄涡压力面分支卷起并沿翼刀抬升的过程中, 由于气流的相对运动所引起的, 这个旋涡在降低近叶片吸力面二次流发展过程中起着十分重要的作用, 其方向与通道涡方向相反, 从而有效地减弱了通道涡 P_2 的强度; 翼刀涡的形成和发展过程与压力面-翼刀间气流沿流向的发展变化息息相关, 如果气流在接触翼刀时发展程度仍然较弱(相当于翼刀过高), 或者得到一定程度的发展, 即生成的旋涡可越过翼刀(相当于翼刀过低), 都不利于翼刀涡的形成。文献[2, 8]中曾提到翼刀最佳高度的存在。如图 4(a) 中, 气流刚进入流道不久, 马蹄涡压力面分支仅有较小发展, 旋涡波及范围较小, 不能充分绕行翼刀之上, 产生的翼刀涡也相对较弱; 而在 33.75% 和 55% 轴向弦长处(图 4(b) 和 (c) 中), 翼刀涡较强; 但在图 4(d) 中, 翼刀涡强度又有减弱趋势, 这是由于通道涡

P_1 的形成, 使翼刀周围有大范围的负向涡量存在, 这无疑抑制了翼刀涡的形成, 削弱了翼刀涡的强度。可见, 通过反向翼刀涡来减弱通道涡 P_2 强度主要集中在通道涡 P_1 开始形成且未得到充分发展的中间阶段, 这一结论可以用来考虑采用合适的翼刀长度, 从而能更有效地控制二次流。

现在, 我们再来分析一下出口涡量等值线和二次速度矢量分布情况(图 3), 随着翼刀向吸力面方向靠近, 翼刀涡强度逐渐增强, 在图 3(e) 中可以看到较强正向涡量的存在, 这是由于翼刀涡的强弱也与压力面-翼刀间气流流动的强弱有关。虽然可以认为, 马蹄涡的完全阻断将最有效地降低二次流损失, 可是却相反, 由于近吸力面的二次流动并没有得到削弱, 从而不能较大程度上降低损失, 这是由于翼刀距压力面较近时(图 3(b)), 马蹄涡压力面分支还未得到充分发展, 不能抬升至翼刀边缘上方而诱导产生翼刀涡, 这一点

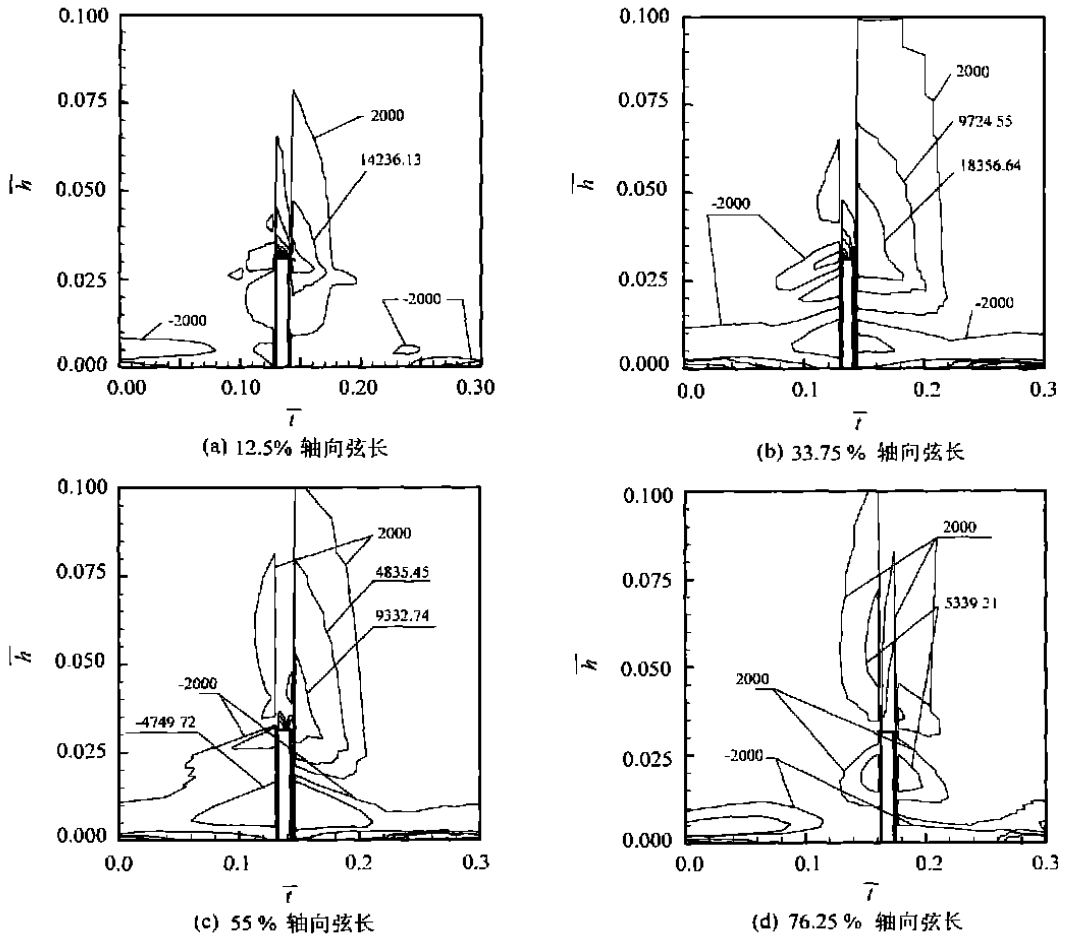


图 4 $\lambda = 0.3$ 方案下栅内不同截面二次涡量等值线分布图

Fig. 4 Contour plots of secondary vorticity w with $\lambda = 0.3$ at different cascade sections

如果从另一方面考虑,也可以认为是翼刀高度偏大所引起,曾有文献表明,较高的翼刀高度并不能有效改善流道内的二次流动^[2,8]。虽然通道涡 P_2 的波及范围较常规叶栅有所减小,但强度相差不大,形成的壁面涡也较强。另外由于翼刀的作用,在翼刀上方偏向压力面方向有通道涡 P_1 存在,涡核位置较高,使压力面附近流动较常规叶栅相比更为复杂,损失增加。而从图 3(c)~(d)来看,马蹄涡压力面分支都得到了有效的阻断,但二者的通道涡 P_2 强度相差不大,可见图 3(d)中翼刀涡对削弱作用不及(c)(图 3),并且(d)(图 3)中通道涡 P_1 也强于(c)(图 3);而在(e)中,虽然较强的翼刀涡有效地削弱了通道涡 P_2 的强度,却因翼刀未能较好阻断马蹄涡压力面分支与通道涡 P_1 的汇合而使损失增加。

翼刀这一控制二次流的机理也可以在出口二次流速度矢量图 3(f), (g) 和(h)中得到说明,图中粗短线表示翼刀。在图 3(g)中可以清晰看到通

道涡 P_1 和通道涡 P_2 的存在,并且旋涡比较分散,强度相对较弱,波及范围也较小,从而使损失得以减小。图 3(h)由于翼刀距叶片表面较近,未能明显改善流道大范围内气流的流动状况,与常规叶栅相比,二次流动仍然很强,旋涡比较集中,强度较大。

以上分析可以得知,有效降低二次流损失的最佳位置存在于马蹄涡压力面分支在向下游发展过程中, $1/3\delta$ 高的翼刀能进行有效抑制的最佳临界位置。可见, $\lambda = 0.3$ 即为本次计算的最佳位置。这与文献[10]中实验测得的结果是一致的,图 5 给出了不同方案下出口截面总的能量损失系数的计算和实验结果的对比情况。在 $\lambda = 0.8$ 时,实验损失值明显大于计算值,这是由于测量值是一个个离散值,实验时误差偏大导致的。二者分析结果都表明,距压力面相对位置 $\lambda = 0.3$ 为加装翼刀的最佳位置,可使损失降低 7%~9%。

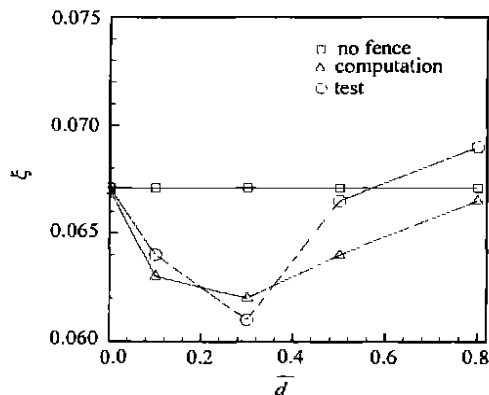


图 5 总的质量平均能量损失系数分布情况

Fig. 5 Distribution of mass-weighted average total energy loss coefficient

3 结 论

(1) 与常规叶栅相比, 不同位置翼刀都不同程度上改善了叶栅内二次流动情况。翼刀的存在有效阻断了马蹄涡压力面分支与通道涡的汇合, 同时分别在压力面-翼刀和翼刀-吸力面之间区域形成通道涡 P_1 和通道涡 P_2 。这两个旋涡强度都小于常规叶栅的通道涡强度。

(2) 从端壁流线分布中可以看到, 随着翼刀位置向吸力面靠近, 翼刀对分离流线的阻断点向下游移动, 对马蹄涡压力面的阻断作用相对减弱, 通道涡 P_1 增强。同时由于马蹄涡压力面分支与翼刀的相互作用, 在翼刀上方偏向吸力面一侧有与通道涡反向的翼刀涡产生, 明显削弱了通道涡 P_2 的强度。翼刀涡在降低近叶片吸力面二次流发展过程中起着十分重要的作用。

(3) 随着翼刀位置向吸力面靠近, 翼刀涡强度逐渐加强, 这是由于翼刀涡的产生与压力面分支能否充分发展达到一定高度而抬升至翼刀上方这一复杂流动密切相关。

(4) 有效降低二次流的端壁翼刀最佳位置是马蹄涡压力面分支向下游向吸力面方向发展过程

中, 能够对其进行有效抑制的位置。分析表明, $\lambda = 0.3$ 即为本次计算的最佳位置, 可使叶栅损失降低 7%~9%。计算结果与实验结果吻合较好。

参考文献

- [1] Prumper H. Application of Boundary Layer Fences in Turbomachinery[J]. *A GARD Ograph*, 1972, 164: 311.
- [2] Tatsuo KAWA I, Shuji SH NOKI, Tsutomu ADACHI Secondary Flow Control and Loss Reduction in a Turbine Cascade Using Endwall Fences[J]. *JSM E International Journal, Series II*, 1989, 32(3): 375- 387.
- [3] Tatsuo KAWA I, Shuji SH NOKI, Tsutomu ADACHI Visualization Study of Three-Dimensional Flows in a Turbine Cascade Endwall Region[J]. *JSM E International Journal, Series II*, 1990, 33(2): 256- 264.
- [4] Tatsuo KAWA I, Shuji SH NOKI, Tsutomu ADACHI Improvement in Turbine Blade Aerodynamic Force in the Tip Region[J]. *JSM E International Journal, Series II*, 1990, 33(3): 517- 524.
- [5] CHUNG J T, SMON T W. Three-Dimensional Flow Near the Blade/Endwall Junction of a Gas Turbine: Application of a Boundary Layer Fence[R]. *ASME Paper 91- GT- 45*.
- [6] Tatsuo KAWA I Effect of Combined Boundary Layer Fences on Turbine Secondary Flow and Losses[J]. *JSM E International Journal, Series B*, 1994, 37(2): 377- 384.
- [7] Piotr P Doerffer, Jochen Amecke Secondary Flow Control and Streamwise Vortices Formation[R]. *ASME Paper 94- GT- 376*.
- [8] Young J Moon, Sung-Ryong Koh Counter-Rotating Streamwise Vortex Formation in the Turbine Cascade with Endwall Fence[J]. *Computer Fluids*, 2001, 30: 473- 490.
- [9] 钟兢军, 王会社, 刘慧娟, 李卫军, 王仲奇. 吸力面翼刀控制压气机叶栅二次流的实验研究[J]. *航空动力学报*, 2002, 17(2): 188- 191.
- [10] 田夫. 端壁翼刀控制压气机叶栅二次流的实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2002.
- [11] 刘艳明. 可控扩散叶型压气机叶栅气动特性的实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2001.