

文章编号: 1000-8055(2004)06-0828-06

不同高度端壁翼刀 对压气机叶栅二次流影响的数值模拟

刘艳明, 钟兢军, 黄洪雁, 王松涛
(哈尔滨工业大学 能源学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 对 CDA 常规直叶栅和三种具有不同高度端壁翼刀压气机叶栅内三维粘性流场进行了数值模拟。计算结果表明, 翼刀偏向吸力面一侧上方有反向翼刀涡产生; 随着翼刀高度增加, 对横向流动的阻断作用增强的同时, 翼刀周围损失有所增加; $1/3$ 附面层厚度为加装翼刀的最佳翼刀高度, 可使叶栅损失降低 9%。实验与计算结果吻合较好。

关键词: 航空、航天推进系统; 端壁翼刀; 压气机叶栅; 二次流; 叶栅损失
中图分类号: V 231.3 **文献标识码:** A

Numerical Simulation of the Influence of Endwall Fence Height on the Secondary Flow in Compressor Cascade

L U Yan-ming, ZHONG Jing-jun,
HUANG Hong-yan, WANG Song-tao

(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 the end-wall fence height on the secondary flow in compressor cascade. The results show that there is a counter-rotating streamwise vortex formed over the fence. With the increase of fence height, losses around the fence increase and the strength of crossflow decreases. The optimal fence height is $1/3$ of the inlet boundary layer thickness, which can reduce the total energy loss by 9%. The computation and test results agree well.

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

在三维叶轮机械叶栅中, 二次流的发展不仅影响了叶轮机的气动性能, 也增加了热流体与叶片和端壁的热交换率。为控制二次流, 许多研究者

曾在汽轮机叶栅中应用端壁翼刀来阻止马蹄涡压力面分支与通道涡的汇合, 以求削弱通道涡的强度, 降低损失^[1~9]; 大量的实验研究表明, 当翼刀

收稿日期: 2003- 11- 15; 修订日期: 2004- 03- 26

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: 刘艳明(1976-), 女, 河南南阳人, 哈尔滨工业大学能源学院热力发动机教研室博士生

高度为附面层厚度的 $1/3$ 时, 较为有效地控制了二次流, 可使二次流损失降低 20% [2]。近几年 Young J Moon 和 Sung-Ryong Koh 也用数值方法研究了端壁翼刀不同高度对叶栅中二次流结构的影响, 得到了相似的结论[8]。然而, 在透平叶栅中可降低总损失的端壁翼刀技术是否可以应用在压气机叶栅中, 以及不同翼刀参数是否对压气机叶栅二次流有类似的影响, 还有大量的工作需要开展。

本文对在端壁加装不同高度翼刀的 CDA (可控扩散叶型) 压气机叶栅中二次流动进行了数值研究, 并与有关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 Realizable $k-\epsilon$ Model, 采用标准壁面函数 (standard wall function)。采用半结构化网格, 叶型参数与文献[10]中所述相同。加了翼刀后, 重给壁面边界条件。为保证不同方案下的可比性, 与同条件下的实验结果进行了相应的对比。文中将进口附面层厚度 δ (15 mm) 作为特征长度, 翼刀高度 h 分别 $1/3\delta$, $2/3\delta$, $3/3\delta$, 取 $h_f = h/\delta$, 则 4 种翼刀方案可用 的不同取值来表示: 方案 I: $h_f = 0$, 即常规叶栅时的情形; 方案 II: $h_f = 1/3$; 方案 III: $h_f = 2/3$; 方案 IV: $h_f = 3/3$ 。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; 端壁翼刀距压力面为 30% 节距长。

1 计算结果及分析

1.1 能量损失系数等值线分布

图 1 为常规叶栅和三种不同翼刀方案下出口截面能量损失系数等值线分布图。这里可通过将计算结果与实验数据进行对比来说明所用数值方法的合理性。如图(a)和(e)及(b)和(f)表明, 实验和计算结果吻合较好, 另外, 在图 2 总的质量平均能量损失系数分布情况的对比中, 也可以说明这一点。

从这些能量损失系数等值线图中可以看到, 高损失主要集中在近吸力面和两端壁所夹角区内和翼刀附近区域。近吸力面和端壁所夹角区内的高损失区, 分别对应着常规叶栅的通道涡 P (方案 I) 和翼刀方案下的通道涡 P_2 (方案 II、III 和 IV), 这里损失系数值偏高的原因是由于逆时针旋涡输送的低能流体在那里集聚的结果。另外, 在翼刀周围, 也有较大的损失区存在, 这是由于翼刀的存在, 一方面不可避免地产生了气流磨擦损失等附加损失, 并且随着翼刀高度的增加, 附加损失也增

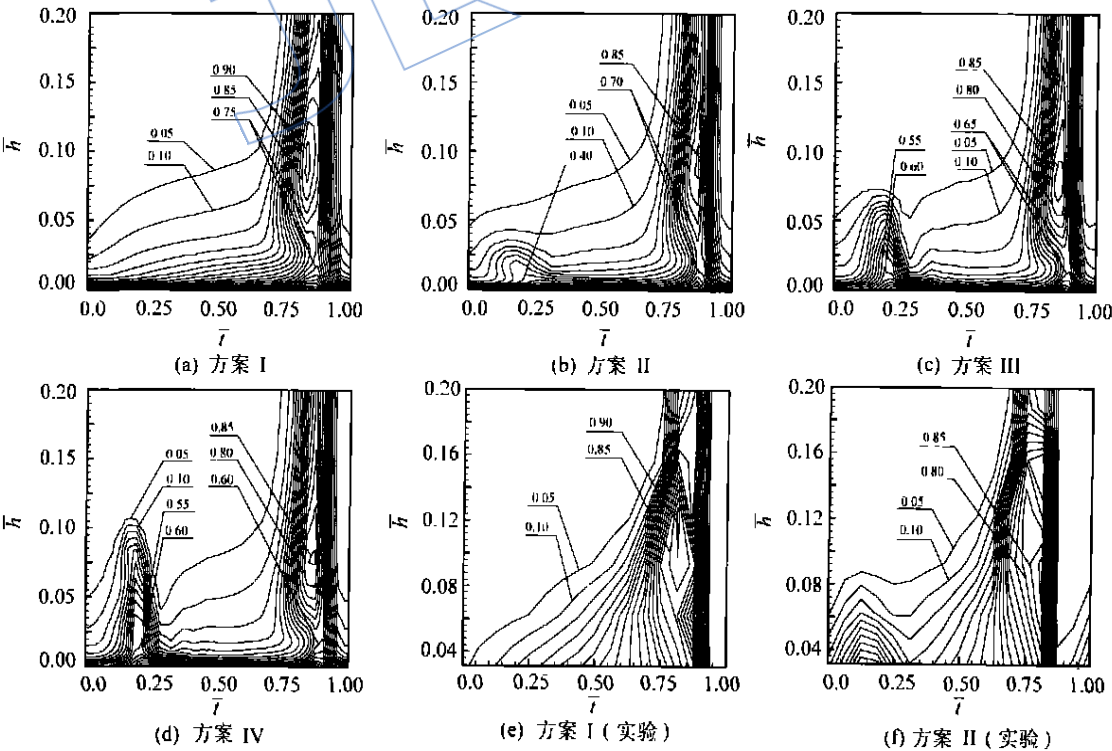


图 1 不同方案下叶栅出口能量损失系数等值线分布图 (未注明的为计算结果)

Fig 1 Contour plots of total energy loss coefficient at cascade exit sections in different cases

加,翼刀周围损失峰值也增加,并且波及范围越来越广,如图 1(c)和(d)所示;另一方面因为翼刀对马蹄涡压力面分支的阻断作用,使其不能直接向吸力面角区方向发展,而是在沿翼刀侧壁面发展并抬升的过程中,卷吸低能流体形成通道涡 1 ,是翼刀周围出现高损失区的主要原因,并且这个损失较翼刀附加损失为大,从而使损失区看起来偏向翼刀压力侧。可以这么说,加了翼刀之后,由于翼刀阻断作用的影响,通常所说的通道涡损失被分成了通道涡 P_1 损失和通道涡 P_2 损失两部分,因此,翼刀方案下产生的翼刀周围损失和吸力面角区损失也都分别小于常规叶栅的吸力面角区损失(图 1(b), (c), (d))。另外,尾涡和角涡中心也对应着较高的损失,并且在翼刀高度增加后,由于对流动内横向流动的阻断作用相对增强,通道涡和尾涡损失稍有减弱,角涡损失则有所增加,但这些损失都低于常规叶栅中的损失。由此可见,加了翼刀之后,对叶栅吸力面角区附近的气流流动状况的确有所改善。翼刀高度增加,虽对流动内横向流动的阻断作用增强,但由于翼刀周围附加损失的产生(图 1(c)和(d)),较高翼刀反而会带来一些不利影响,因此,只有合理选择翼刀高度才能有效控制二次流。

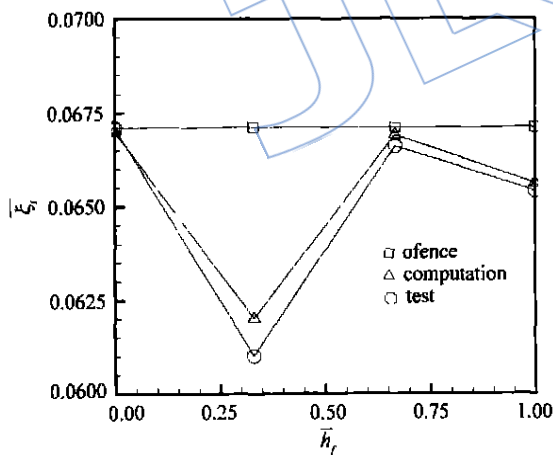


图 2 总的质量平均能量损失系数分布情况

Fig 2 Total mass-averaged energy loss coefficient distribution at exit sections

另外,从不同方案出口截面总的能量损失系数来看(图 2),翼刀方案下的出口截面总的能量损失系数都低于常规叶栅中的损失,其中方案 II 的能量损失系数最低,比常规叶栅低 9%,这其中一个原因是由于较低翼刀对应着较低的翼刀周围损失,另外也与反向翼刀涡对流场结构的影响有

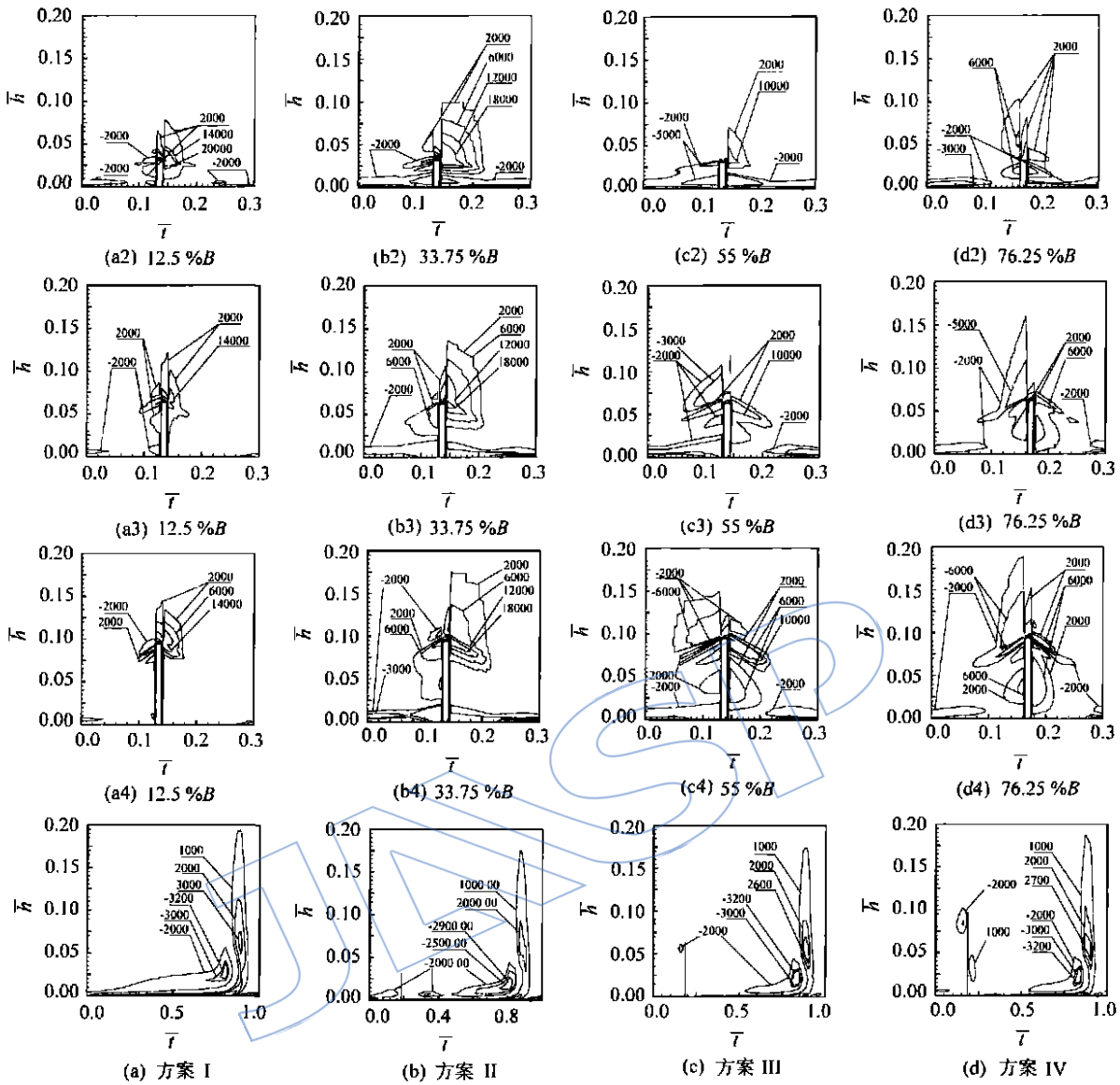
关,从而使叶栅总损失得以降低。

1.2 不同截面二次涡量等值线和二次流速度矢量分布

端壁加了翼刀之后,对流动内气流流动状况产生较大的影响,了解这种影响将有助于理解翼刀控制二次流的机理。图 3 给出了栅内不同截面翼刀周围及出口截面的涡量等值线分布情况, B 表示轴向弦长。由于加了翼刀后,阻断了端壁附近低能流体向吸力面角区的横向迁移,使翼刀方案中的通道涡量不象常规叶栅中那样呈斜长形分布,而是被翼刀分成两部分——通道涡 P_1 和通道涡 P_2 ,翼刀周围有较强的正向涡量产生,即翼刀涡。翼刀涡的产生与发展叶片压力面-翼刀间横向流动的强弱及马蹄涡压力面分支的发展程度密切相关。常规叶栅中,马蹄涡压力面分支沿流向不断发展,波及面不断扩大,最后汇入通道涡,使端壁/吸力面角区附近涡量强度明显增强(图 3(a))。

在三种翼刀方案中,最引人注意的是翼刀涡的形成和发展,从图 3 中不同翼刀方案下栅内不同截面二次涡量等值线分布图中可以看到,不同方案中所产生的翼刀涡都有一个由弱到强,再由强到弱的过程,在 $12.5\%B$ 截面处,翼刀涡形成不久,强度和波及范围都较小(图 3(a2), (a3), (a4)),而在随后两个截面处迅速增强(图 3(b2), (c2), (b3), (c3)及(b4)和(c4)),接近尾缘处又逐渐消散(图 3(d2), (d3), (d4))。翼刀涡主要分布在翼刀凹侧(翼刀偏向吸力面一侧),翼刀凸侧(翼刀偏向压力面一侧)也有较弱的反向涡量产生,这是由于马蹄涡压力面分支在向下游发展过程中,不断接近并沿翼刀向上抬升这一复杂运动所引起的,另外也与较强横向流动所起的推动作用有关,因此诱使的翼刀涡必定偏向翼刀凹侧。另外,在翼刀凸侧,有负向涡量存在,这是主要由压力面分支形成的通道涡 P_1 ,在栅内前两个截面处,尚未充分发展和接触翼刀,因此涡量值较小;而在随后的几个截面处,得到了充分发展并越来越接近翼刀,使翼刀凸侧较大范围内存在负向涡量,并且随着高度增加,有逐渐增强的趋势,而翼刀涡则有所减弱。在同一侧存在的小范围正向涡量是由于近端壁横向流动被翼刀阻断后,沿翼刀卷起而形成的。

具体来看,在方案 II 中最为有效地产生了反向翼刀涡,强度较大,同常规叶栅(图 3(a))相比,吸力面角区通道涡的强度明显有所降低(图 3(b))



(a), (b), (c), (d) 表示不同方案下栅内不同截面二次涡量等值线分布图
(a2), (b2), (c2), (d2); (a3), (b3), (c3), (d3); (a4), (b4), (c4), (d4)
表示方案 II、III 和 IV 下栅内不同截面二次涡量等值线分布图
图 3 不同截面二次涡量等值线分布图

Fig 3 Contour plots of secondary vorticity at different cascade sections

)。同其它两种方案相比,在距前缘 33.75% B (B 为轴向弦长) 处,翼刀涡最强,并在随后几个截面处较快地消散,这是在随着马蹄涡压力面分支向下游发展同时沿翼刀逐渐向上抬升的过程中,由于翼刀较低,最终越过翼刀至翼刀之上,从而很大程度上影响了反向翼刀涡的发展变化,削弱了翼刀涡的强度。而对较高翼刀来说,因为马蹄涡压力面分支不能较快抬升至翼刀之上,或者说不能发展至翼刀之上,这种作用相对较弱,所以翼刀涡强度在后几个截面处减弱得较慢,这一结论可用作

适当调整翼刀形状的理论依据。另外从图 3(d) 中也可以看到,当翼刀高度等于进口附面层厚度时,马蹄涡压力面分支被完全阻断,吸力面角区附近存在独立的通道涡 P_0 。方案 III 与方案 IV 的涡量变化情况有相似之处,介于方案 II 与方案 IV 之间。总的来看,方案 III 和方案 IV 控制二次流的效果并不明显。

在出口截面二次流速度矢量图 4 中明显可以看到,随着翼刀高度的增加,对流道内横向流动的影响越来越强,叶展方向影响范围也逐渐扩大,端

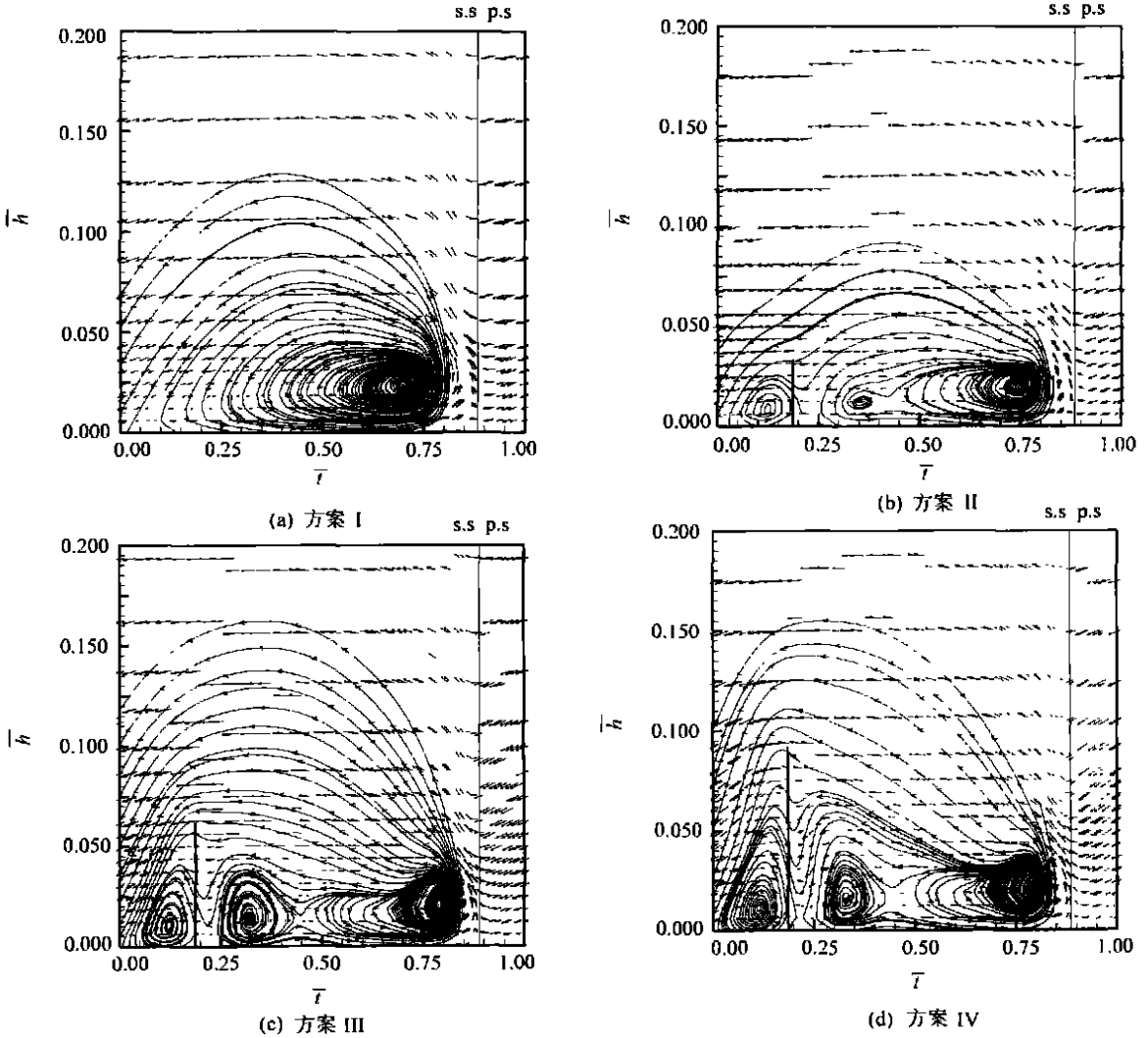


图 4 不同方案下叶栅出口二次流速度矢量分布图

Fig. 4 Secondary vector distributions at exit sections in different cases

壁附近, 整个节距范围内有 3 个涡量分布区, 翼刀侧对应着主要由马蹄涡压力面形成的通道涡 P_1 , 吸力面角区的涡量对应着通道涡 P_2 , 中间的旋涡是由于翼刀的存在, 翼刀- 吸力面间气流向下游发展过程中, 大部分气流卷起并在吸力面角区汇聚从而形成通道涡 P_2 , 距翼刀较近的少部分气流在沿翼刀向下游发展的过程中, 由于翼刀壁面的摩擦作用, 速度较低, 没有直接汇入通道涡 P_2 中, 而是在翼刀附近形成了较弱的旋涡。同方案 III (图 (c)) 和方案 IV (图 (d)) 相比, 在方案 II (图 (b)) 中, 除旋涡较为分散外, 波及范围较小, 强度也较弱。

综上所述, 翼刀方案 II 中具有三个显著特点: 抑制马蹄涡压力面分支与通道涡的汇合, 有效产生反向翼刀涡, 尽可能小的附加损失。因此, 较大程度地削弱了通道涡的强度, 降低了总损失, 是本次计算的最佳翼刀方案, $1/3$ 附面层厚度为最佳

翼刀高度。由于计算过程中所用叶栅为一般常规叶栅, 在进行方案设计及高度分析时采用了与附面层厚度对比的形式, 结果具有普遍意义。

2 结 论

(1) 由于不同高度端壁翼刀阻断作用的影响, 通常所说的通道涡损失被分成通道涡 P_1 损失和通道涡 P_2 损失两部分, 并且都小于常规叶栅下的通道涡损失。

(2) 虽然随着翼刀高度增加, 对流动内横向流动的阻断作用增强, 但翼刀周围的附加损失增加, 翼刀周围损失峰值也增加, 并且波及范围越来越广。因此, 存在有效控制二次流的最佳翼刀高度。

(3) 由于翼刀的存在, 在翼刀凹侧上方有反向翼刀涡产生, 其发展变化是一个由弱到强, 再由

强到弱的过程。并且翼刀越高, 翼刀涡消散得越慢。

(4) 方案Ⅱ最为有效地产生了反向翼刀涡, 强度较大, 明显降低了吸力面角区通道涡的强度, 可使损失降低 9%, 为本次计算的最佳翼刀方案, 1/3 附面层厚度即为最佳翼刀高度。实验与计算结果吻合较好。

参考文献

[1] Prumper H. Application of Boundary Layer Fences in Turbomachinery[J]. *AGARDograph*, 1972, 164: 311.

[2] Tatsuo KAWA I, Shuji SH NOK I, Tsutomu ADACH I 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 NOK I, Tsutomu ADACH I 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 NOK I, Tsutomu ADACH I 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] Lee Y J. Experimental Study on Effects of the Boundary Layer Fence on the Three-Dimensional Flow in Gas Turbine[D]. *MS Thesis, Department of Mechanical Engineering, Korea University*, 1997.

[10] 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 Yan-ming, ZHONG Jin-jun, LI Hai-bin, 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