

文章编号: 1000-8055(2004) 05-0666-05

不同长度端壁翼刀对压气机叶栅 二次流影响的数值研究

刘艳明, 钟兢军, 李海滨, 王松涛
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 对可控扩散叶型(CDA)常规直叶栅和三种具有不同长度和流向位置的端壁翼刀叶栅内的三维粘性流场进行了数值模拟。结果表明, 不同长度端壁翼刀都不同程度上改善了栅内的气流流动状况; 较小长度的翼刀所产生的附加损失也较小; 反向翼刀涡的产生与流道内横向流动的强弱息息相关。计算结果表明, 占据前 3/4 流道长的翼刀为最佳翼刀。

关键词: 航空、航天推进系统; 叶栅; 翼刀; 二次流; 能量损失

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A

The Influence of Endwall Wing Fence Length on Secondary Flow in Compressor Cascade

LIU Yan-ming, ZHONG Jing-jun, LI Hai-bin, 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 influence of the endwall wing fence with different length on the secondary flow in compressor cascade. The results show that the boundary layer fences can reduce the strong cross-flow in cascade near the endwall. The additional energy loss of long-fence is larger than that of short-fence. A counter-rotating streamwise vortex was found over the fence and the strength is closely related to the strength of the crossflow. The numerical results show that the influence on secondary flow is most effective when the fences are located in the foreside of the passage with a length of 75 per-cent axial chord.

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

在三维压气机叶栅中, 叶片前缘马蹄涡与受流道弯曲影响发展起来的通道涡相互作用引起了二次流的产生, 从而直接影响着叶栅损失和效率。为提高效率, 应合理控制二次流的产生和发展, 控制附面层里存在的不平衡压力梯度场。翼刀技术

作为附面层控制技术的一种, 自 20 世纪 70 年代以来, 许多研究者已对其进行了大量的理论探讨和实验研究^[1~9]。Tatsuo KAWAI 和 Shuji SHI-NOKI^[2]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, 结果发现, 在最佳翼刀方案

中,二次流损失降低了 22%。但是需要注意的是,由于翼刀存在而引起的一些附加损失,无疑会带来一些负面影响,因此,如何在利用翼刀对二次流控制正面作用的同时,尽可能减少附加损失,又成了另一个重要的研究课题。有关学者曾在研究流向翼刀、横向翼刀等控制二次流的机理时,相应地改变了翼刀的长度,取得了显著效果^[7]。

本文对具有同一周向位置,不同长度和不同流向位置端壁翼刀的 CDA(可控扩散叶型)压气机叶栅中二次流动情况进行了数值研究,并结合相应的实验结果^[10~12],以求进一步了解端壁翼刀控制二次流的机理。湍流模型为 Realizable $k-\epsilon$ Model,采用标准壁面函数(standard wall function)。计算所用网格为半非结构化网格。

1 叶型参数和方案设计

本文计算所用边界条件均来自文献[14]中的实验数据,进口总压 101920 Pa,总温为 292 K;出

口压力为 100325 Pa。叶型参数与文献[13]中所述相同。

计算过程中,将进口附面层厚度 δ (15 mm)作为特征长度,翼刀高度为 $1/3\delta$;翼刀侧面型线平行于中弧线方向;厚度为 0.5 mm;翼刀加装在叶栅端壁距压力面 30% 节距处,若叶片轴向弦长、中弧线长、翼刀长度和安装位置距前缘额线轴向弦长分别用 B, L, l 和 b 表示,取 $l_f = l/L, b_f = b/B$,则不同翼刀方案可由 (l_f, b_f) 表示,因此,本文采用的 4 种计算方案可表示如下:方案 I (0, 0),即常规叶栅;方案 II (0.5, 0);方案 III (0.75, 0);方案 IV (0.5, 0.5)。翼刀安装位置如图 1 所示。

2 计算结果及分析

2.1 壁面极限流线分析

图 2 分别为不同方案下的端壁和吸力面极限流线分布图。从图中可以看到,由于前缘三维分离,形成马蹄涡,并围绕叶片前缘分裂形成压力面分支 H_p 和吸力面分支 H_s 。而进入流道。在常规叶栅中(图 2(a)),压力面分支在横向压力梯度作用下向吸力面方向运动,同时卷吸端壁附近低能流体而不断发展,最终汇入通道涡,增强了通道涡的强度。在端壁上加了翼刀后,翼刀将对这种横向流动起到一定的阻断作用(图 2(b)(c)(d))。如图 2(b)中,端壁翼刀仅存在前半部流道,由于阻断作用的影响, H_p 与常规叶栅中的相比,较偏向叶片压力面方向,但同具有较长翼刀的方案 III 相比,这种阻断作用相对较弱,图 2(c)中 H_p 明显更偏离吸力面。而图 2(d)中,马蹄涡压力面分支几乎没

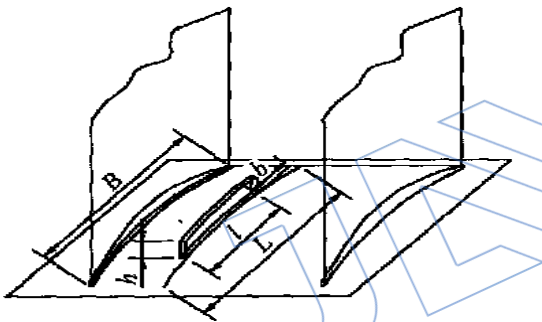
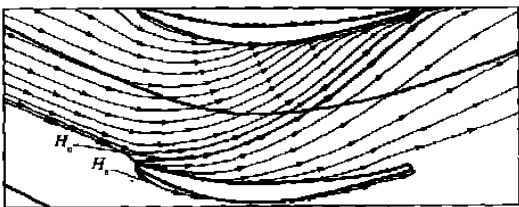
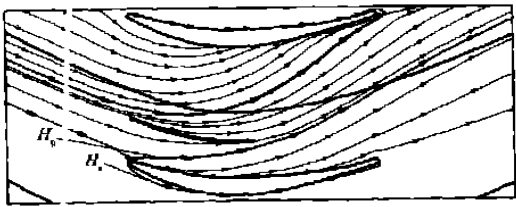


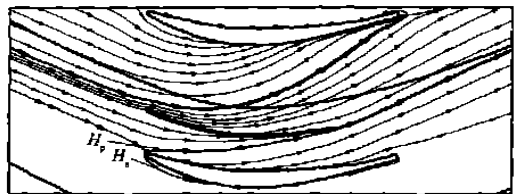
图 1 翼刀安装位置图
Fig. 1 Sketch of fence fixing



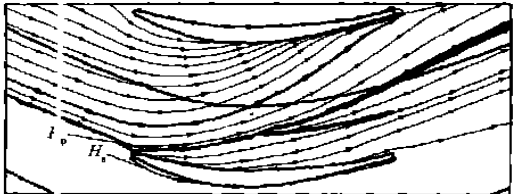
(a) 方案 I (常规叶栅)



(b) 方案 II



(c) 方案 III



(d) 方案 IV

图 2 不同方案下端壁和吸力面表面流线分布图

Fig. 2 Distribution of limiting streamline on the end wall in the different cases

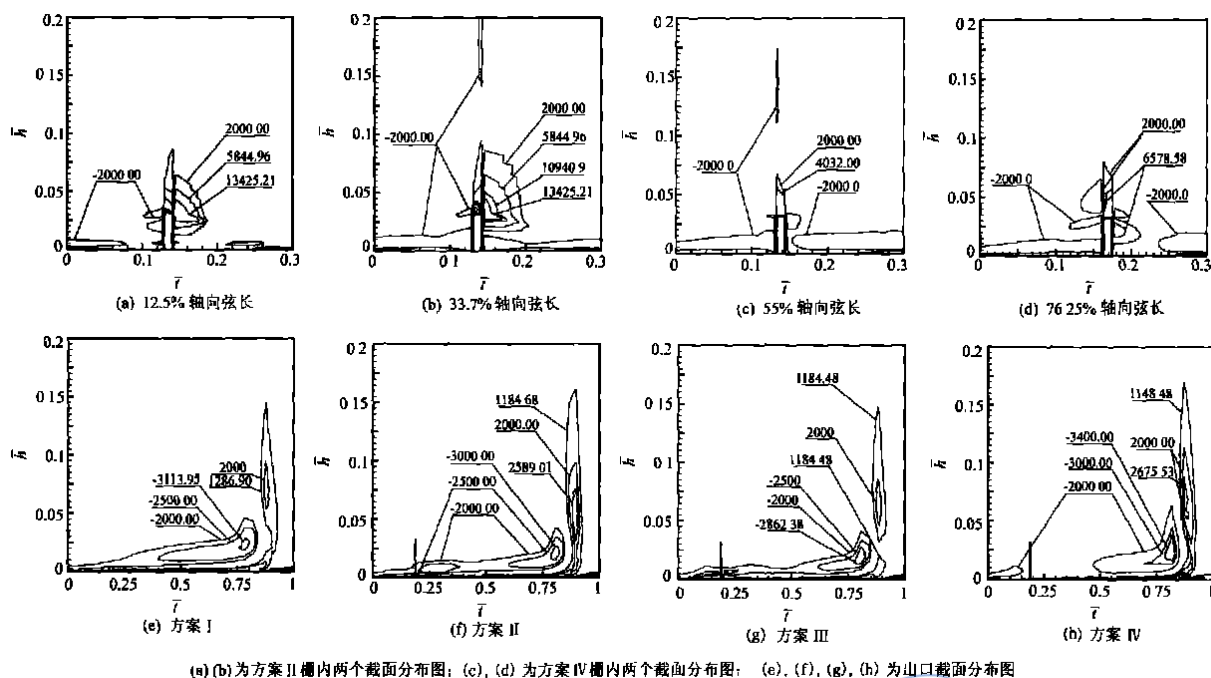


图 3 不同方案下不同截面二次涡量等值线分布图

Fig. 3 Contour plots of secondary vorticity and vector of secondary velocity at different cascade sections

有受到翼刀阻断作用的影响,而是在横向压力梯度作用下绕过翼刀前缘向吸力面角区方向运动,并汇入通道涡而形成较强的旋涡,但翼刀的存在,削弱了后半流道内的横向流动,因此,与常规叶栅图 2(a) 中的情形相比,由压力面分支形成的分离线向流道中间有所偏移。由此可见,翼刀对流道内横向流动所起的阻断作用是翼刀控制二次流的主要原因。虽然翼刀长度越大,对横向流动的阻断作用越明显,但较长的翼刀不可避免地带来了气流摩擦损失等翼刀附加损失,因此,只有合理选择翼刀长度和位置才能更为有效地控制二次流。

2.2 不同截面二次涡量等值线分布分析

在端壁上加了翼刀之后,所出现的另一个明显变化是翼刀涡的产生和发展。图 3 给出了不同方案下有关截面翼刀附近及出口截面的二次涡量等值线分布情况,图中粗短线表示翼刀。从中可以清晰看到,翼刀上方偏向吸力面侧存在较强的正向涡量——翼刀涡,这是在横向压力梯度作用下,马蹄涡压力面分支卷起抬升至翼刀上方的过程中,由气流的相对运动所引起的,因此,翼刀涡的形成和发展过程与压力面—翼刀间横向流动沿流向的发展变化息息相关。一般来说,较强的横向流动将产生较强的翼刀涡,其方向与通道涡方向相反,从而在削弱叶片吸力面/端壁角区二次流发展

过程中起着十分重要的作用。

对压气机叶栅来说,自叶片前缘至尾缘,气流先进行加速降压,随后压力逐渐增加,流道内大范围内存在着自压力面至吸力面的横向压力梯度;近尾缘处,横向压力梯度有减小的趋势,横向流动也随之减弱,因此在加装翼刀后,产生的翼刀涡沿流向也有随之先逐渐增强又减弱的趋势,因此,将翼刀加装在流道靠前部分有利于翼刀涡的产生,而加装在后半部分则是不理想的。如图 3(a) 和 (b) 是方案 II 下近前缘跨翼刀两个截面的二次涡量分布情况(图中横坐标为相对节距 $\bar{x} = t/t$,纵坐标为相对叶高 $\bar{y} = h/h$),可见,近前缘翼刀周围有较强的翼刀涡产生,并沿流向有所增强,而图 3(c) 和 (d) 中的翼刀涡都较弱,这是方案 IV 栅内两截面的涡量分布情况,主要由于近前缘流道内横向流动较强,而在后半流道内,由于压力面分支卷吸大量低能流体绕过翼刀前缘(图 2(d)),使压力面—翼刀间气流量减小,二次流动减弱,这些都不利于翼刀涡的产生,图 3(a) 和 (b) 中的正向涡量值明显高于图 3(c) 和 (d) 中涡量值,因此方案 IV 中较弱的翼刀涡未能有效削弱通道涡和强度,在图 3(h) 中可以看到近吸力面角区涡量值明显高于其它几种方案下的情况。但方案 II 中翼刀过短,翼刀涡还正在增强又随即消散,未能充分利用

反向翼刀涡对通道涡的削弱作用, 如图 2(f), 吸力面角区处通道涡与常规叶栅相比仍然较强; 而对方案Ⅲ来说, 翼刀在方案Ⅱ的基础上又加长了 25%, 在翼刀涡充分发展后, 减弱时截断翼刀, 不仅有效利用了翼刀涡, 又尽可能地降低了翼刀附加损失, 在控制二次流上无疑是更为优越的, 如图 3(g), 通道涡强度明显弱于其它两种方案。

2.3 出口能量损失系数等值线分布分析

图 4 中给出了不同方案下的出口能量损失系数等值线分布情况。从图中可以看到, 实验(文献[13]所得)和计算结果吻合较好。加了翼刀后, 高损失仍然存在于叶片吸力面角区通道涡存在的低能区域中, 在通道涡核和尾涡中心, 损失相对较高, 另外在角涡形成的地方也有较高的损失, 并在

也有高损失区存在, 损失主要分布在翼刀周围和叶片的壁面区域, 一方面是由于马蹄涡压力面分支到达翼刀后, 沿翼刀下行, 并卷吸这一侧气流形成大的旋涡而造成的损失, 这使得翼刀周围的高损失较偏向压力面方向; 另一方面是气流摩擦翼刀壁面所产生的附加损失。很明显, 翼刀越长, 附加损失就越大。方案Ⅲ(图 4(e))与其它两种方案(图 4(d)和(f))相比, 更为有效地阻断了马蹄涡压力面分支与通道涡的汇合, 从而降低了吸力面角区处通道涡损失、尾涡和角涡损失, 通道涡和尾涡损失降低了 11.1%, 角涡损失降低了 13.3%, 但由于马蹄涡沿翼刀向下游发展造成较高损失以及较长翼刀所引起的高附加损失, 使翼刀周围损失明显高于其它两种方案下的损失。图 4(d)和图 4(f)中, 都有较强的通道涡损失、尾涡和角涡损失, 而在图 4(d)中, 翼刀周围损失明显降低, 这是由于图 4(d)中翼刀仅位于流道前部, 其周围损失在后半流道内有所消散所造成的; 图 4(f)中翼刀阻断了后半流道内的横向流动, 这部分气流沿翼刀卷起并抬升形成旋涡产生了较大的损失, 因此可以说, 方案Ⅳ在控制二次流上是不理想的。方案Ⅲ同方案Ⅱ相比, 由于较大程度上降低了占主要地位的吸力面角区损失, 从而使总损失得以降低, 是本次计算的最佳翼刀方案。

3 结 论

(1) 与常规叶栅相比, 不同翼刀方案都不同程度上改善了叶栅内二次流动状况, 翼刀对流道内横向流动所起的阻断作用是翼刀控制二次流的主要原因。虽然由于翼刀长度越大, 对横向流动的阻断作用越明显, 但主要由气流摩擦所造成的翼刀附加损失也会带来一定的不利影响, 只有合理选择翼刀长度和位置才能更为有效控制二次流。

(2) 翼刀涡的形成和发展过程与压力面—翼刀间横向流动沿流向的发展变化息息相关。一般来说, 较强的横向流动将诱导产生较强的翼刀涡。一般来说, 较强的横向流动将诱导产生较强的翼刀涡。

(3) 翼刀周围的高损失一方面是由于马蹄涡压力面分支到达翼刀后, 沿翼刀下行, 并卷吸这一侧气流形成大的旋涡而造成的; 另一方面是气流摩擦的附加损失所引起的。翼刀越长, 附加损失就越大。

(4) 有效降低二次流的最佳翼刀方案不仅能阻断流道内的横向流动, 阻止马蹄涡压力面分支

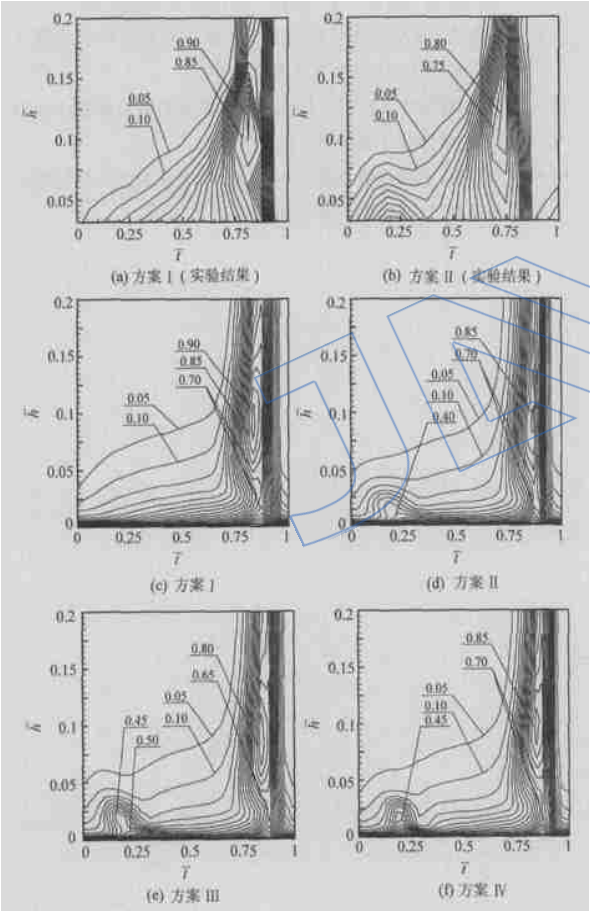


图 4 不同方案下叶栅出口能量损失系数等值线分布图
(未注明的为计算结果)

Fig.4 Contour plots of total energy loss coefficient at cascade exit sections
(not labeled computation results)

常规叶栅中这种损失远远大于翼刀方案下的损失。另外, 与常规叶栅有所不同的是, 在翼刀周围,

与通道涡的汇合, 而且能有效产生反向翼刀涡, 计算结果表明, 方案Ⅲ为最佳翼刀方案。

参考文献:

[1] Prumper H. Application of Boundary Layer-Fences in Turbo-machinery[R]. *A GARD Ograph*, 1972, (164): 311.

[2] Tatsuo KAWAI, Shuji SHINOKI, Tsutomu ADACHI. Secondary Flow Control and Loss Reduction in a Turbine Cascade Using Endwall Fences[J]. *JSME International Journal, Series II*, 1989, 32(3): 375- 387.

[3] Tatsuo KAWAI, Shuji SHINOKI, Tsutomu ADACHI. Visualization study of Three-Dimensional Flows in a Turbine Cascade Endwall Region[J]. *JSME International Journal, Series II*, 1990, 33(2): 256- 264.

[4] Tatsuo KAWAI, Shuji SHINOKI, Tsutomu ADACHI. Improvement in Turbine Blade Aerodynamic Force in the Tip Region[J]. *JSME International Journal, Series II*, 1990, 33(3): 517- 524.

[5] CHUNG J T, SIMON T W. Three-Dimensial Flow Near the Blade/Endwall Junction of a Gas Turbine: Application of a Boundary Layer Fence[R]. *A S M E Paper 91- GT- 45*.

[6] Tatsuo KAWAI. Effect of Combined Boundary Layer Fences on Turbine Secondary Flow and Losses[J]. *JSME International Journal, Ser ies B*, 1994, 37(2): 377- 384.

[7] Piotr P Doerffer, Jochen Amecke. Secondary Flow Control and Streamwise Vortices Formation[R]. *A S M E Paper 94- GT- 376*.

[8] Young J Moon, Sung Ryong Koh. Counter-Rotating Stream-wise 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, 等. 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.

ZHONG Jing-jun, WANG Hui-she, LIU Hui-juan, et al. The Experimental Investigation of Using Suction Surface Fences to Control Secondary Flow in Compressor Cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(2): 188- 191.

[10] 钟兢军, 王会社, 贾剑波, 等. 压气机叶栅内二次流的数值研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 398- 401.

ZHONG Jing-jun, WANG Hui-she, JIA Jian-bo. Numerical Simulation of Secondary Flow in Compressor Cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(4): 398- 401.

[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.

[12] 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.

[13] 朱东保. 不同参数的翼刀对 CDA 叶栅端壁流动控制的实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2003.