

文章编号: 1000-8055(2004) 06-0811-05

不同冲角下端壁翼刀最佳位置变化规律的数值研究

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

摘要: 在 0° ; 6° ; 12° 和 -6° 冲角下, 对 CDA 常规直叶栅和具有端壁翼刀的压气机叶栅内三维粘性流场进行了数值研究, 分析了冲角变化对端壁翼刀最佳位置的影响。结果表明, 正冲角下, 翼刀最佳位置向吸力面方向有所偏移, 并且在大正冲角下, 这种现象更加明显。距压力面 40% 节距处为最佳翼刀位置; 负冲角下, 最佳位置虽有向压力面移动的趋势, 但不明晰。

关键词: 航空、航天推进系统; 冲角 端壁翼刀; 压气机叶栅; 最佳位置

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical Investigation of the Optimal Endwall Fence Location with the Variation of Incidences

LIU Yan-ming, ZHONG Jing-jun, WANG Song-tao, FENG Guo-tai

(The School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Numerical simulation has been carried out to investigate the variation of the optimal end-wall fence location with different incidences of compressor cascade. The results show that the optimal location is at 40% pitch away from the pressure side of the blade at positive incidences. At negative incidences, it has the trend to move near to the pressure side.

Key words: aerospace propulsion system; incidence; endwall fence; compressor cascade; optimal location

端壁翼刀主要是通过有效阻断叶栅端壁附面层向吸力面/端壁角区的横向迁移,并在翼刀周围产生反向翼刀涡两个方面来控制二次流的,能使这些优点得到最为充分体现的端壁翼刀位置即是翼刀控制二次流的最佳位置^[1~3]。Tatsuo KAWAI 和 Shuji SHINOKI^[1,2]的研究结果表明,设计工况下,在汽轮机叶栅中,流道中间位置为翼刀最佳位置,可使损失降低 22%^[1];而对压气机叶栅来说,

在距压力面 30% 节距处加装翼刀最为有效地控制了二次流,损失降低 7%~9%^[4,5]。

由于压气机在实际运转时,不可能总工作在设计工况下,变工况情况下压气机叶栅和级的特性对级间匹配和总性能的影响是相当大的^[6,7]。压气机压比、流量、转速等主要参数的变化无不反映为叶栅气流冲角的变化^[7],因此研究不同冲角下端壁翼刀对叶栅内二次流的影响情况,尤其是对

收稿日期: 2003-12-15; 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,主要从事叶轮机机械气动热力学研究。

翼刀最佳位置的影响, 将会更好地了解其控制二次流的机理。

本文在不同冲角下(0° , 6° 和 -6°), 对具有端壁不同周向位置翼刀的 CDA (可控扩散叶型) 压气机叶栅中的二次流动情况进行了数值研究。数值求解的是三维定常 N-S 方程, 采用 Realizable $k-\epsilon$ Model 湍流模型和标准壁面函数(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 S1 面为三角形非结构化网格, 叶展方向为矩形结构化网格; 加了翼刀后, 重给壁面边界条件, 翼刀网格局部加密, 不同方案网格数在 4.9×10^5 与 5×10^5 之间, 参考相应的实验结果^[8], 以确保计算结果的可比性。文献[5]曾对实验结果和相同边界条件下相应的计算结果在主要参数上作了对比, 二者吻合较好, 说明计算结果对网格的依赖性在研究范围内可以排除。

文中将进口附面层厚度 δ (15 mm) 作为特征长度, 翼刀高度为 $1/3\delta$ (计算过程中, 此高度借鉴了有关文献实验和计算结果); 翼刀缘线平行于中弧线方向; 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 0.2, 0.3, 0.4, 0.5 和 0.8 表示不同端壁翼刀方案, 即方案 I: $\lambda = 0$, 表示常规叶栅时的情形; 方案 II: $\lambda = 0.2$; 方案 III: $\lambda = 0.3$; 方案 IV: $\lambda = 0.4$; 方案 V: $\lambda = 0.5$; 方案 VI: $\lambda = 0.8$ 。

1 计算结果及分析

1.1 端壁翼刀最佳位置分布的确定

文献[9]曾在 0° 冲角下针对端壁翼刀对 CDA 压气机叶栅内二次流的影响进行了数值研究。

结论表明, 距压力面 30% 节距处为安装翼刀的最佳位置, 而在变工况下, 这个位置将会发生变化。在 KAWAI 的通道涡 1 和通道涡 2 理论中, 翼刀的存在, 使流道内气流流动可分为压力面-翼刀和翼刀-吸力面两个部分来考虑, 分别向下游发展形成通道涡 1 和通道涡 2, 这两个旋涡都弱于常规叶栅的通道涡强度。由于翼刀主要是通过阻断马蹄涡的压力面分支与通道涡的汇合及有效产生反向翼刀涡两个方面来控制二次流的, 而同时需要注意的是, 翼刀涡的产生与马蹄涡压力面分支的发展程度及压力面-翼刀间横向流动的强弱有着密切的联系(如图 2(a) 和(b))。图 1 为翼刀安装位置及未加翼刀时马蹄涡压力面分支在不同冲角下沿流向的发展变化简图, 其中 i 表示冲角, t 表示节距, $0.2t$ 即表示翼刀位距压力面 20% 节距处, 依次类推。很明显, 翼刀位置距吸力面越近, 阻断作用越弱, 马蹄涡压力面分支接触翼刀并沿翼刀向下游发展的流向尺寸较小, 也不利于翼刀涡的形成, 因此应在近压力面的半个流道端壁上寻求翼刀的最佳安装位置。

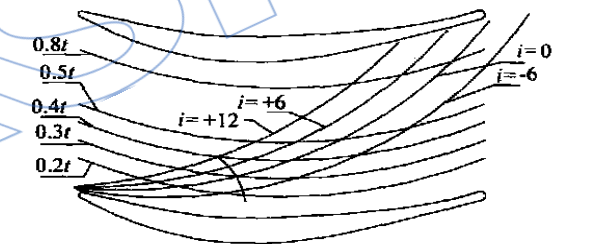


图 1 马蹄涡压力面分布及翼刀位置图

Fig. 1 Pressure side branch of the horse shoe vortex and fence configuration

图 2(c) 和(d) 给出了不同冲角下方案 III, V

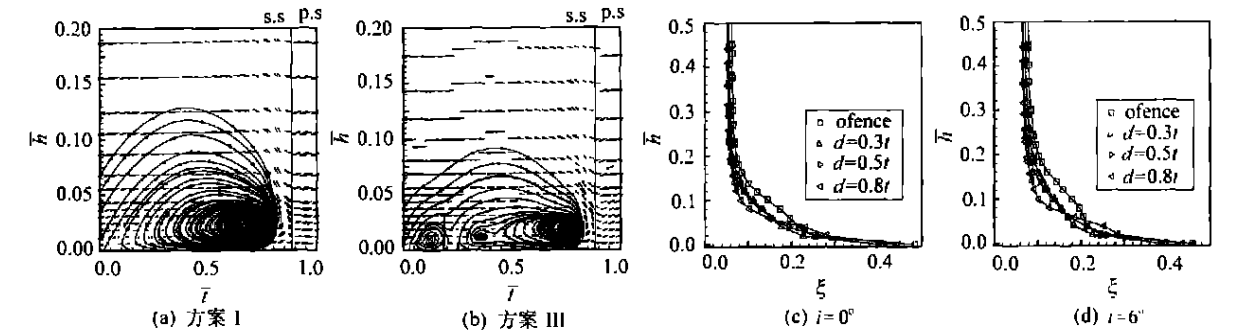


图 2 不同冲角下节距平均能量损失系数沿叶高的分布及有关出口截面的二次流速度矢量分量情况
Fig. 2 Pitch averaged energy loss coefficient along blade height and Secondary vector distributions at exit sections

和方案VI中节距平均能量损失系数沿叶高的分布情况。从图中可以看到,所有冲角下,不同翼刀方案中流道中部大部分范围内同一叶展处的损失都低于常规叶栅,同时,由于随着翼刀向吸力面靠近,翼刀周围损失也随着增加,因此在两端壁附近0.06*h*内,不同翼刀方案下在同一叶展处的节距平均损失系数也相应增大, $\lambda > 0.5$ 时(方案VI),同一叶展处端壁附近节距平均能量损失系数高于常规叶栅,这种趋势在大正冲角下表现得尤为显著;虽然在流道中部局部区域方案VI的损失较小,并且这种趋势在正冲角下较为明显,但从均衡负荷分布和从端壁二次流情况及其控制思想上来讲,其优越性受到质疑。端壁翼刀的最佳位置应在 $\lambda > 0.5$ 的方案中寻找。

由上所述,在下面对不同冲角下最佳翼刀安装位置选择的分析上,重点考虑 $\lambda \leq 0.5$ 时的情况。

1.2 不同冲角下端壁翼刀最佳安装位置的选择

常规叶栅中,冲角变化对马蹄涡强度及端区低能流体向吸力面角区的周向输运能力有很大的影响^[6,10]。加装翼刀的目的,就在于其能阻断马蹄涡压力面分支与通道涡的汇合,分散涡量分布,降低损失(图2(a)和(b))。针对常规叶栅的情形,为使翼刀最有效的阻断马蹄涡压力面分支与通道涡

的汇合及诱导产生反向翼刀涡,需要把握马蹄涡压力面分支发展变化的时机。

图3为不同冲角下有关方案下出口截面的能量损失系数等值线分布情况。从图中可以看到,不同翼刀方案下,高损失除了集中在通道涡、尾涡及角涡区域外,翼刀周围也有高损失区存在。随着翼刀向吸力面靠近,吸力面附近主要由通道涡、尾涡及角涡造成的损失有所减小,而翼刀周围损失及其波及范围都有所扩大。单从损失来看,+6冲角下,方案IV(图3(b))与方案III(图3(a))相比,吸力面附近损失明显有所降低,但这可由翼刀周围损失的增加来抵消,使其在降低总损失方面并未显出多少优越性。而方案V(图3(c))与方案IV相比,吸力面附近损失峰值及翼刀周围损失峰值都相差不大,但翼刀周围损失波及范围明显扩大,总损失增加。+12冲角下,方案IV(图3(f))和方案V(图3(g))同方案III(图3(e))相比,占据主要位置的吸力面附近通道涡损失及角区损失明显减小,但因为方案IV中较小的翼刀损失,使其在降低总损失上较方案V更为优越。可见,方案IV在控制二次流方面优于方案III,并且这种趋势在大正冲角下表现得更为突出,而在小正冲角下表现得较不明显,这主要是由于翼刀除了通过阻断马蹄涡压力面分支与通道涡汇合来控制二次流外,也归

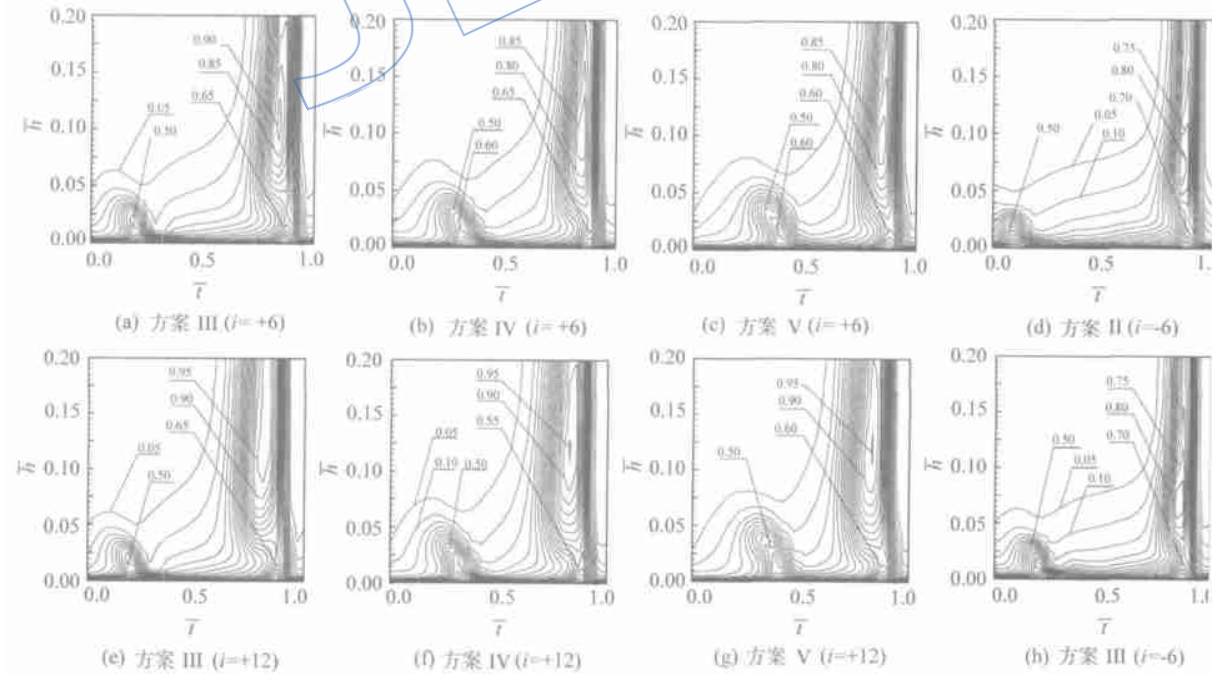


图3 不同冲角下有关方案出口截面的能量损失系数等值线分布图

Fig. 3 Contour plots of total energy loss coefficient at cascade exit sections

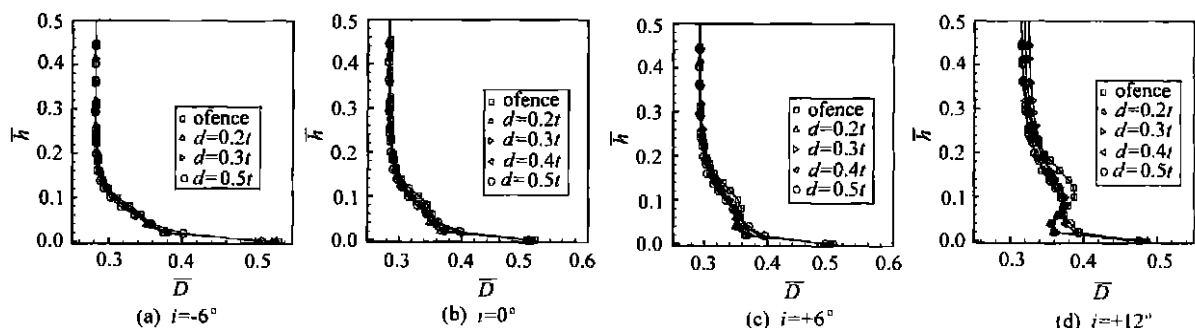


图 4 不同冲角下节距平均扩压因子沿叶高的分布

Fig. 4 Pitch-averaged diffusion factor distribution along blade height in different incidences

于反向翼刀涡对通道涡的削弱作用,而反向翼刀涡的产生与马蹄涡压力面分支的发展程度密切相关。我们可以简单想象,0°冲角下,位于距压力面30%节距的翼刀最为有效地产生了翼刀涡,如果将此时接触翼刀时的压力面分支的发展程度作为对比基准,由于存在控制二次流的最佳翼刀高度^[1,4],那么,图1中,正冲角下,在翼刀高度不变的情况下,马蹄涡压力面分支分离线较偏向流道中部,且随着冲角增加,这种趋势更为明显。所以,在翼刀高度不变的情况下,从阻断马蹄涡压力面分支的角度来看,最佳位置应有向吸力面方向移动的趋势(图1);但同时,由于马蹄涡强度增加,并且沿流向发展迅速,从有效产生反向翼刀涡的角度来看,最佳位置可能会向吸力面方向移动,但这种幅度会随着冲角增大而增加。

而在负冲角下的不同方案中,损失间的差别主要集中在翼刀周围损失上,尽管随着翼刀向吸力面靠近,翼刀损失逐渐增加,从图3(d)和图3(h)来看,虽然方案II中的吸力面角区附近损失和翼刀周围损失值及波及范围虽与方案III相比有所减小,但相差不大。而在方案V中,损失值及波及范围都明显增大。所以,负冲角下,最佳端壁翼刀位置虽有向压力面方向移动的趋势,但这种现象并不十分明显。究其原因,同样可以从图1中作一些简单的解释,负冲角下,马蹄涡压力面分支分离线偏离流道中部,也就是说较偏向叶片压力面侧,随着冲角增加,变化也没有正冲角下那么明显。因此对二次流的控制重点在于反向翼刀涡的削弱作用上,同时由于马蹄涡较弱,与0°冲角相比,需要沿流向有更充分的发展,所以最佳位置向压力面方向移动的趋势不明显。

图4给出了节距平均扩压因子沿叶高的分布情况。扩压因子 $\bar{D}$,就是用叶片吸力面上速度降

与叶栅进口速度之比来表示的一个叶片负荷参数,其分布规律与节距平均能量损失沿叶高的分布相似。可以看到,所有冲角下,在距两端壁0.06 $\bar{h}$ 间,当翼刀向吸力面方向移动时, $\bar{D}$ 有增加之势,而在流道中部大部分区域内的变化趋势与此相反,并且随着冲角增大,这种现象表现得更为显著,即不同方案下同一叶展处此值差距增大(如图4(d))。在这些变化中,方案II与方案III相似,方案IV与方案V相似。-6°冲角下(图4(a))与0°冲角下(图4(b))的分布情况相似,方案II与方案III中,几乎在整个叶展方向范围内,都低于常规叶栅,且沿叶展方向分布较为均匀。而方案IV与方案V中,两端区附近的扩压因子在同一叶展处高于常规叶栅,所以这两个冲角下的最佳翼刀安装位置应出现在方案II或方案III中。而在正冲角下,尤其在大正冲角下, $\bar{D}$ 值在同一叶展处变化幅度较大,虽然在0.02 $\bar{h}$ ~0.06 $\bar{h}$ 之间,方案II与方案III中同一叶展 $\bar{D}$ 仍低于常规叶栅,但总的来看,在距两端壁0.2 $\bar{h}$ 范围内,分布曲线呈弯曲陡峭状,负荷叶展方向分布较不均匀(如图4(c)和(d));在+12°冲角下,这种现象更加明显,并且在流道中部0.6 $\bar{h}$ 范围内,方案II或方案III中同一叶展处的 $\bar{D}$ 值大于常规叶栅(图4(d))。而方案IV与方案V虽在两端区附近小范围内 $\bar{D}$ 值较大,但整个叶展方向分布较为均匀,负荷分布也较为合理,同时方案IV与方案V相比, $\bar{D}$ 值稍小一些,因此,方案IV叶栅的气流流动状况优于其它方案,为最佳翼刀方案。

综上所述,正冲角下,翼刀最佳位置向吸力面方向有所偏移,并且在大正冲角下,这种现象表现得更为明显,分析表明,方案IV为最佳翼刀方案。而负冲角下,最佳位置虽有向压力面移动的趋势,但并不显著。

2 结 论

(1) 计算结果表明, 在所有冲角下, 随着翼刀向吸力面方向移动, 对马蹄涡压力面分支的阻断作用减小, 旋涡强度较强, 端区损失增加, 因此端壁翼刀最佳位置都应该在 $\lambda < 0.5$ 的方案中寻找。

(2) 正冲角下, 在翼刀高度不变、马蹄涡强度增加的情况下, 最佳位置有向吸力面方向移动的趋势。在距压力面距离为 40% 节距处, 吸力面角区附近气流流动状况得到了较好的改善, 为最佳翼刀安装位置。

(3) 负冲角下, 翼刀对二次流的控制主要在于反向的翼刀涡的削弱作用上, 同时马蹄涡强度较弱, 与 0 冲角下的情形相比, 最佳位置虽有向压力面方向移动的趋势, 但并不明显, 在计算范围内, 方案 II 为最佳翼刀方案。

(4) 负冲角及 0 冲角下, 不同方案扩压因子 D 展向分布变化曲线较为平滑, 负荷分布较为均匀; 正冲角下, 方案 II 与方案 III 中 D 值分布曲线在两端区 $0.2h$ 范围内, 呈弯曲陡峭之势, 负荷分布不均匀。

参考文献:

[1] 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.

[2] 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.

[3] 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.

[4] 田夫. 端壁翼刀控制压气机叶栅二次流的实验研究. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学硕士学位论文, 2002.

[5] 刘艳明, 钟兢军, 李海滨, 王松涛. 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 Jing-jun, LI Hai-bin, et al. The Influence of Endwall Wing Fence Length on Secondary Flow in Compressor Cascade. *Journal of Aerospace Power*, 2004, 19(5): 660– 670.

[6] Elazar Y, Shreeve R P. Viscous Flow in a Controlled Diffusion Compressor Cascade with Increasing Incidence[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(2): 256– 266.

[7] 李根深, 陈乃兴, 强国芳. 船用燃气轮机轴流式叶轮机械气动热力学(原理、设计与试验研究) 下册[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.

[8] 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: 哈尔滨工业大学硕士学位论文, 2001.

[9] 钟兢军, 刘艳明, 冯国泰. 端壁翼刀控制压气机叶栅二次流的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2004, 19(6): 816– 821.

ZHONG Jing-jun, LIU Yan-ming, FENG Guo-tai. Numerical Simulation of Using Endwall Fences to Control Secondary Flow in Compressor Cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2004, 19(6): 816– 821.

[10] 马宏伟, 蒋浩康. 扩压叶栅端壁区旋涡流动显示研究[J]. *航空动力学报*, 1997, 12(3): 258– 262.

MA Hong-wei, JIANG Hao-kang. Flow Visualizations of Flow Field in Endwall Region of a Compressor Cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(3):258– 262.