

弯-掠叶片对压气机叶栅端壁流动的控制作用*

宋彦萍, 刘振德, 赵桂杰, 王仲奇

(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: 利用数值和实验方法对气动弯掠在压气机叶栅中的作用机理进行了研究。结果表明, 相对于网格数目和网格类型, 进、出口边界条件和湍流模型对计算和实验结果吻合的影响要大。叶片前掠改变了叶栅的三维压力场, 使得低能流体重新分配。正弯与前掠的结合进一步加强了这种控制作用, 为叶片设计提供了一个自由度。

关键词: 压气机叶片; 压气机叶栅; 湍流模型; 自由度

中图分类号: V232.4 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2004) 04-0338-05

Effect of blade sweeping-curving on the endwall flow field of compressor cascade

SONG Yan-ping, LIU Zhen-de, ZHAO Gui-jie, WANG Zhong-qi

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Inst. of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Both numerical and experimental investigations were carried out to study the effect of aerodynamic sweeping-curving on the endwall flow field of compressor cascade. The precision of the numerical simulation depends on the inlet and outlet boundary conditions as well as the turbulence model more than the grid refinement level and the grid type. The 3-D flow field is changed completely in a forward-swept compressor cascade, which makes the low energy fluid redistribute in the flow passage. The blade both with positively curving and forward sweeping further strengthens this kind of effect, providing a freedom to the blade design.

Key words: Compressor blade; Compressor cascade; Turbulence model; Degree of freedom

1 引 言

弯掠叶片技术是当今风扇/压气机研发的关键技术之一^[1~3]。我国成功设计了以弯掠为特征的高负荷风扇^[4], 这在很大程度上取决于三维定常/非定常粘性 CFD 技术^[4,5]。但正如陈懋章教授所指出^[6], 虽然 20 世纪 80 年代以来, 计算流体力学取得了重大的进展, 基于雷诺平均的 N-S 方程三维定常/非定常正问题程序对三维流场物理现象的定性描述已经相当准确, 但仍不能精确定量得到流量、压比、效率等流动参数, 目前以至将来一段时期内仍需加强计算流体力学的基础研究和应用研究, 而通过已有实验结果验证现有三维程序计算结果, 归纳总结需要修正的数据, 积累使用经验是其中的一项重要内

容。

本文正是在这一思想指导下, 以平面压气机弯掠叶栅实验数据为基础, 利用商用 CFD 软件 NUMECA 对弯-掠叶片控制压气机叶栅端壁附近流动的作用进行了对比补充分析。

2 计算方法和算例

实验在哈尔滨工业大学大尺度低速平面叶栅风洞上进行, 入口马赫数为 0.22。实验叶栅为直 (STR)、前掠 (SWF) 和正弯+前掠 (SCB) 三套, 叶型为 NACA65 系列, 展弦比为 1.25, 其它几何参数见图 1。叶型积迭形式及参数见图 2。进口弦长雷诺数 $Re = 4.7 \times 10^5$ 。

由 Hirsch 等人发展的三维 N-S 方程求解程序

* 收稿日期: 2003-09-19; 修订日期: 2004-01-04。

基金项目: 国家自然科学基金项目 (50236020); 国家“九七三”基金项目 (G1999022307)。

作者简介: 宋彦萍 (1970—), 女, 博士, 副教授, 研究领域为轮机气体动力学。E-mail: yp_song2001@yahoo.com

NUMECA 是一个集流场计算及前、后处理为一体的商业软件,它采用时间相关法求解雷诺平均 N-S 方程,结合 Baldwin-Lomax 代数湍流模型和多种 $k-\varepsilon$ 二方程模型,运用多计算域方法以解决复杂几何空间的求解问题。空间离散有中心和迎风两种。为了加快计算收敛,采用多重网格法和隐式残差平均法,并采用多级 Runge-Kutta 法结合二阶中心差分对称型 TVD 格式以提高计算精度。

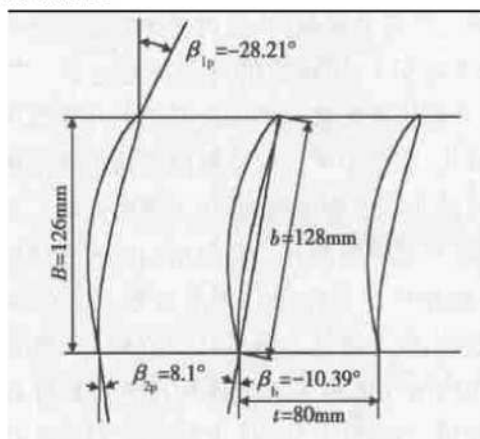


Fig. 1 Test cascade configuration

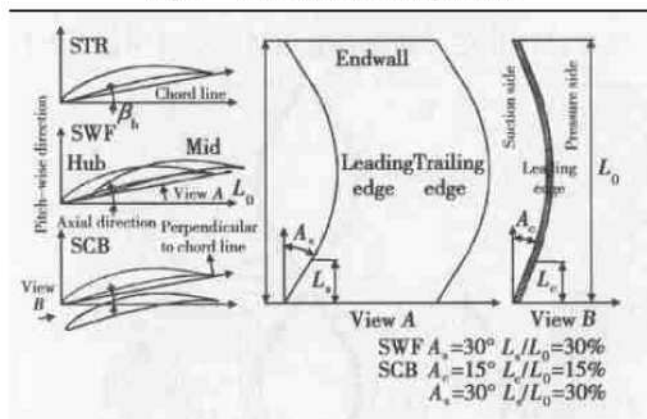


Fig. 2 Stacking line of test blade

数值研究表明,网格数对计算结果,尤其是总损失影响较大,粗网格的总损失水平较细网格的低,通道涡较弱,但当网格数达到一定量级后,再增加网格数对计算结果的影响就可以忽略了。在保证精度又不过分影响计算速度的前提下,对此单列压气机叶栅最终确定的网格数为 49 万。由于“C”网格会使叶片前缘网格过于粗糙,影响对前缘粘性流动现象的捕捉,针对 NACA65 叶型前缘半径较小这一实际情况,最终采用“H”型网格。湍流模型对损失沿叶高的分布影响较大,应用 NUMECA 软件提供的几种湍流模型所得数值模拟结果与实验值都有不同程度的偏差,特别是都没有捕捉到与通道涡相对应的两端高损失区,最终选用的是叶型损失计算值与实验值吻合最好的 B-L 模型。另外,通过研究还发现,进、出口边界条

件的精确与否对计算结果影响很大,减少实验误差是提高数值模拟精确度的关键。

3 计算和实验结果综合分析

如图 3 所示,前掠和弯掠叶片负荷实验值在距端壁 5mm 处小于计算值,这可能是实验误差和数值模拟中叶片弯、掠造型时的误差引起的。计算和实验结果都表明,与直叶片比,在两端,前掠和弯掠叶片通道前段负荷下降,最大气动负荷位置明显移向下游方向,逆压力梯度减小,逆压段减短,这都将有助于减小端部损失。实验和计算结果在中径处吻合很好,与直叶片比,前掠和弯掠叶片的型面压力有与端壁相反的分佈。另外,对比前掠叶片和弯掠叶片的型面压力分佈可见,弯掠叶片在端壁负荷下降和在中部负荷增加的程度都比前掠叶片大,这说明正弯和前掠的结合进一步加强了叶片前掠对压力场的控制作用。

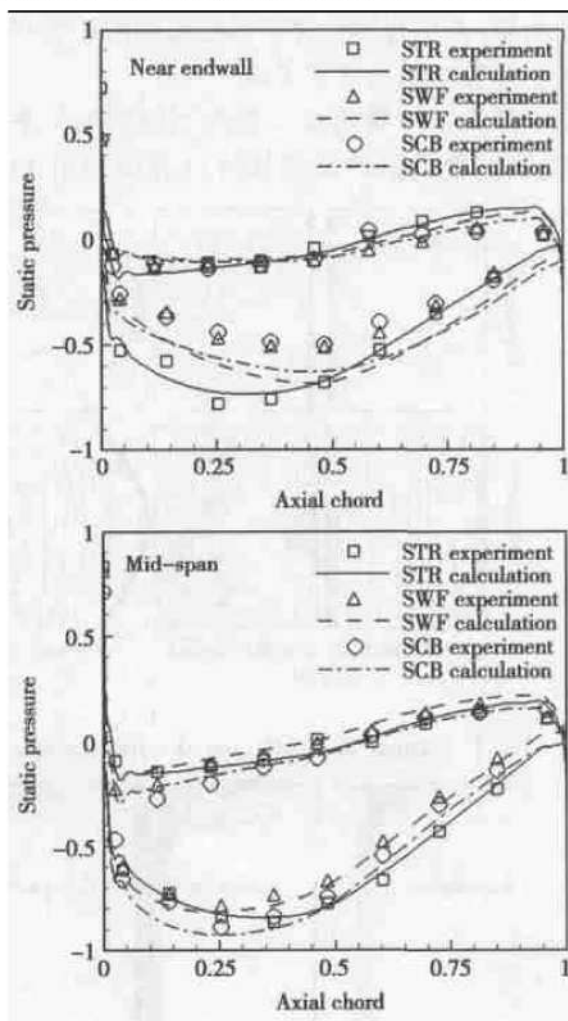


fig. 3 Static pressure distribution along blade profile

不仅如此,与直叶片比,前掠和弯掠叶片的径向压力分佈也发生了改变。如图 4 所示,前掠和弯掠叶片吸力面压力为两端压力高、中间压力低的反“C”型分佈,这有利于减缓角隅失速。另外计算和实验都表

明,弯掠叶片的压力面压力也有同样的分布形式,这再一次说明正弯和前掠的结合会进一步改变压力场,从而加强对低能流体的控制作用。

考虑到压气机叶栅中由于粘性影响导致的不可避免的落后角的存在,为达到叶栅轴向出气的目的,本压气机叶栅出口几何气流角与轴向有 8.1° 的过转(图 1)。由于湍流模型的影响,计算得到的三种叶片尾迹都比实验的厚(图 5),因此出口气流角计算值在叶展大部分范围内较实验值欠转,最大偏差近 3° (图 6)。同时,计算没有捕捉到直叶片两端向节距方向延展的高损失区,因此直叶片出口气流角计算值与实验值在两端偏差最大。三种叶片出口气流角实验值的分布不如计算值有规律,这说明在提高实验和计算精度方面有待加强。

实验结果表明(图 5),与直叶片比,前掠叶片和弯掠叶片两端吸力面角区内高损失流体的积聚减少,而尾迹增厚,其中弯掠叶片对低能流体的迁移作用尤为显著。计算结果也证实了这一点。

图 6 给出了叶栅出口气流角和能量损失系数对比分布,可以看出虽然数值计算没有模拟出 17% 和

82% 处的高损失核心,但计算和实验结果所反映出的三种叶片的损失对比分布规律是一致的,特别是中部大部分叶展范围内计算和实验结果吻合得很好。由于弯掠叶片通道前段压力面与吸力面压差最小,以及吸力面和压力面表面反“C”型压力分布的作用,弯掠叶片在两端有最小的能量损失,直叶片最大,前掠叶片居中;在中部正好相反,由于有最多低能流体的积聚,弯掠叶片有最大的能量损失。

受测试手段的限制,叶栅内详细的旋涡结构很难得到,本文应用 CFD 对此进行了补充分析。与直叶片比,叶片前掠造型使得不同叶高处的叶型轴向位置发生了变化,图 7 中所示的各轴向截面位置是相对于根部截面的几何参数得到的,压力面在左边。可以看出,前掠叶片和弯掠叶片的旋涡结构具有相同的分布规律,只是在尺度和作用范围上有差别。在 20.3% 轴向弦长处,吸力面处于最低压力点附近,中部 50% 叶展范围内的气体并未与前掠叶片和弯掠叶片压力面相互作用,与直叶片比,只在距两端 25% 叶高范围内形成了指向吸力面的二次流动。如前所述,前掠叶片和弯掠叶片在两端附近通道后段负荷增加,因此二

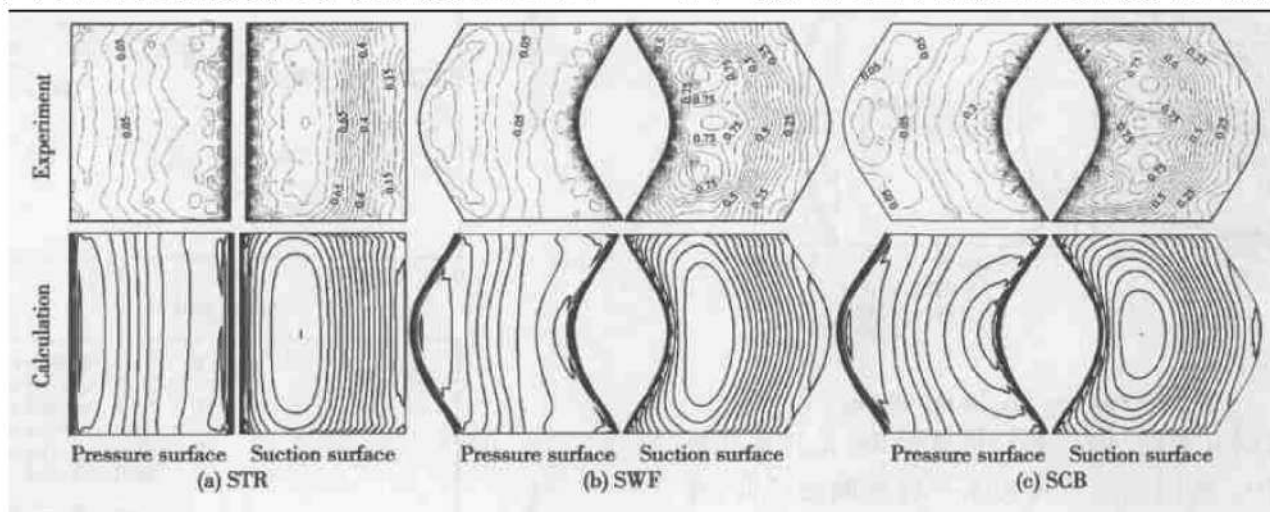


Fig. 4 Change in distribution of static pressure on blade surfaces between experimental and computational results

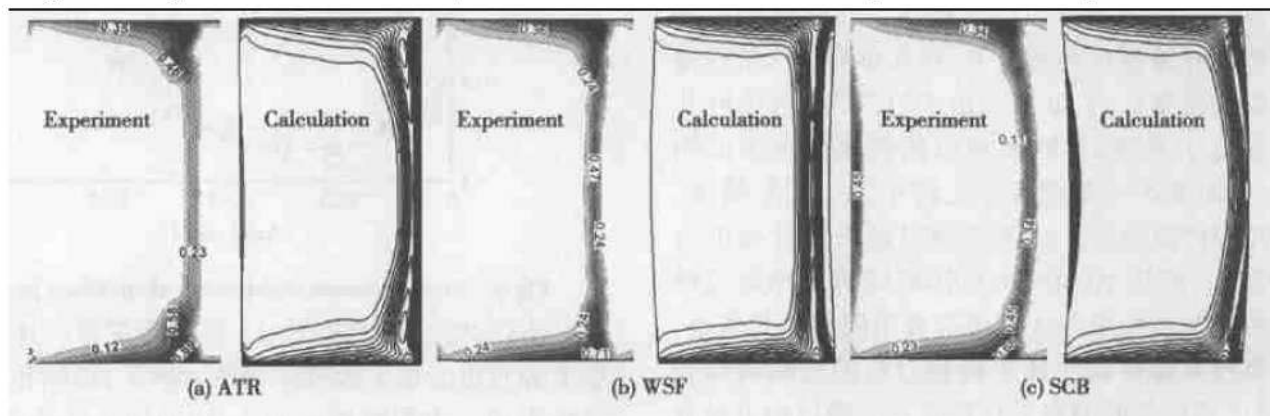


Fig. 5 Change in distribution of energy loss coefficient on S_3 at 141% cax between experimental and computational results

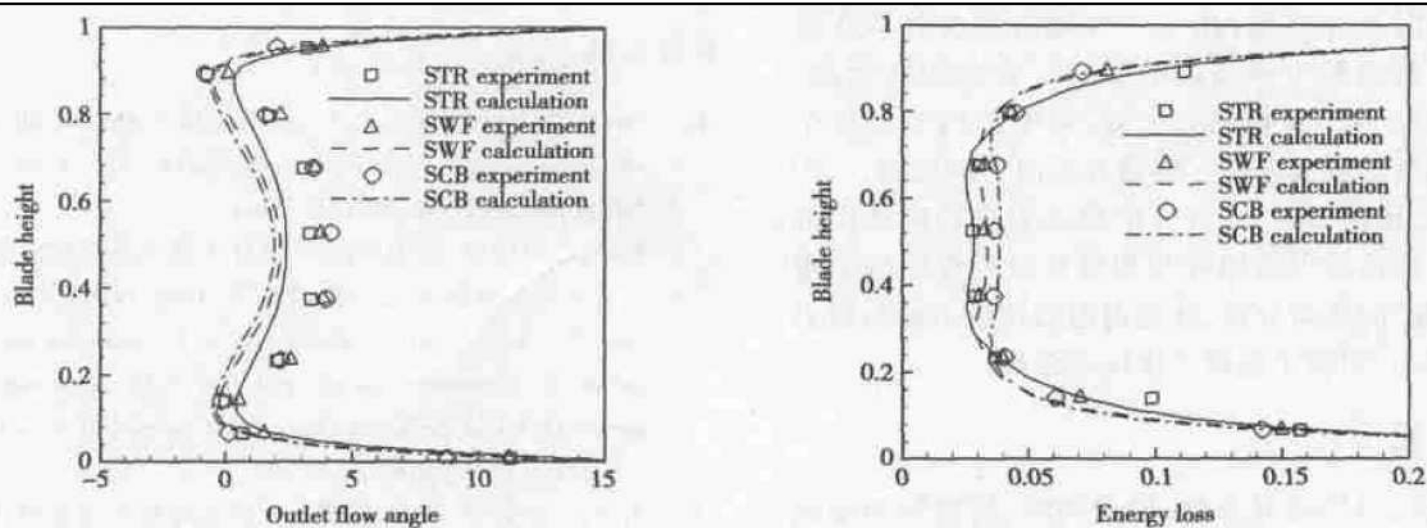
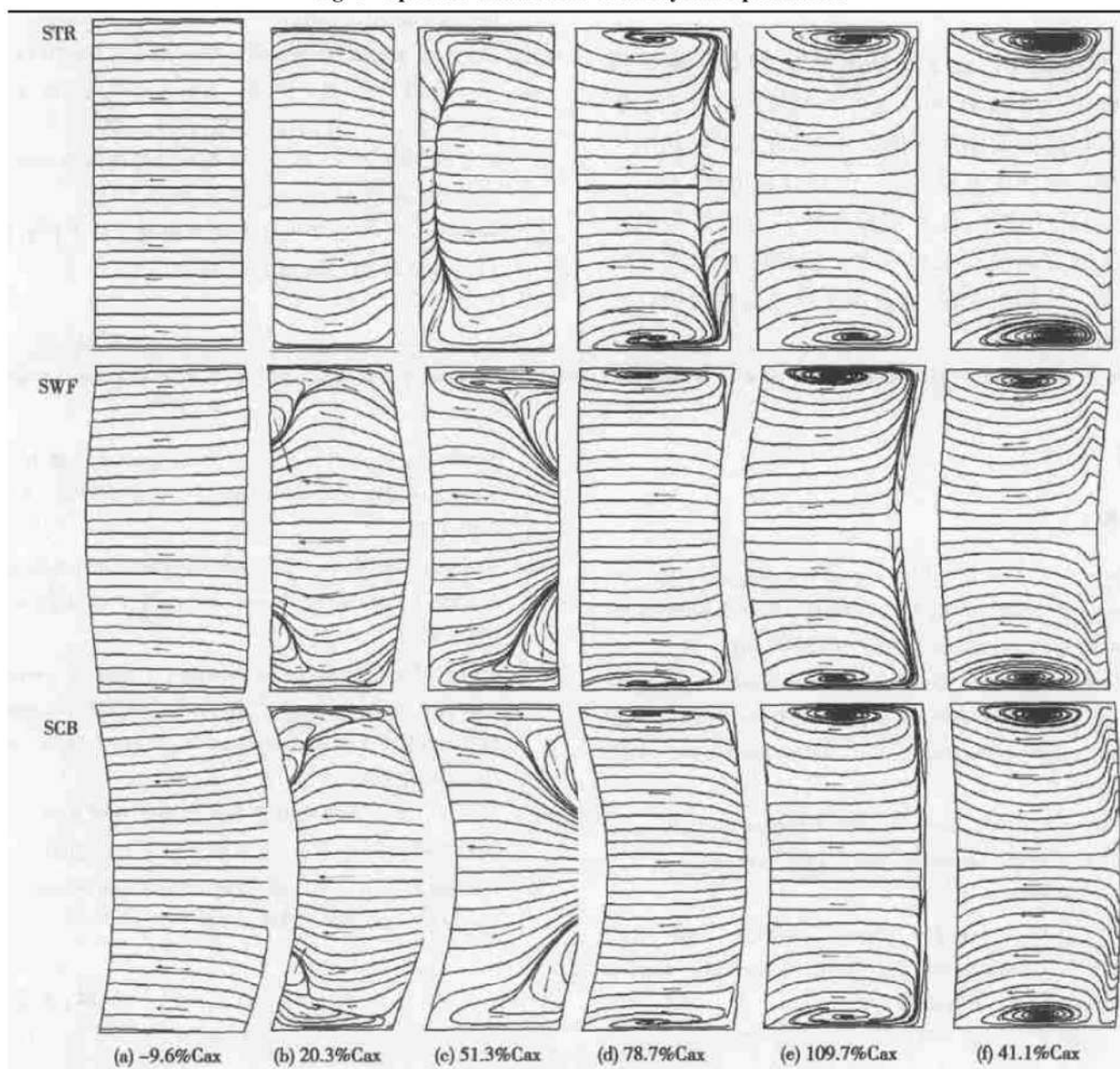


Fig. 6 Spanwise distributions of aerodynamic parameters

Fig. 7 Vortex structure of STR, SWF and SCB on S_3

次流的横向迁移加强,在 51.3% 轴向弦长处即在两端形成了指向吸力面角区的顺时针方向旋转运动。在距进气边 78.7% 轴向弦长处,影响范围波及整个节距的通道涡就已生成。随通道涡向下游发展,尺度逐渐加大,比较而言,直叶片的通道涡在径向作用范围最大。这是因为前掠叶片和弯掠叶片在两端呈现“后部加载”的负荷分布,叶栅通道前段压力面与吸力面压差减小,削弱了通道二次流的强度。

4 结 论

(1) 进、出口边界条件,网格类型,网格数和湍流模型对数值模拟的精度都有影响。要提高计算精度和可靠性,适用于叶轮机械的湍流模型研究还须加强。

(2) 叶片前掠改变了三维压力场,降低了端壁损失,但同时中部损失增加。正弯和前掠的结合进一步加强了对端区低能流体的抽吸作用,为主动控制压气机叶栅端区流动状况提供了一个设计自由度。

(3) 与直叶片比,叶片前掠和叶片弯掠都不同程度降低了通道涡的强度和尺度。前掠叶片和弯掠叶片有相类似的旋涡结构,这是本文所选定的弯掠设计方案所决定的。

参考文献:

- [1] Sasaki T, Breugelmans F. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120: 454~ 464.
- [2] 吴继权, 吴国钊, 苏杰先, 等. 设计工况下反弯曲叶栅出口流场的实验研究 [J]. 推进技术, 1998, 19(4). (WU Jiquan, WU Guochuan, SU Jie-xian, et al. Experimental investigation of compressor cascade exit flow fields with negative curved blades at design conditions [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998, 19(4).)
- [3] 王会社, 钟兢军, 王仲奇, 等. 叶片正弯对扩压叶栅气动性能的影响 [J]. 推进技术, 2002, 23(4). (WANG Huishu, ZHONG Jing-jun, WANG Zhong-qi, et al. Effects of blade positive curving on aerodynamic performance of compressor cascades [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(4).)
- [4] 单 鹏, 桂幸民, 周 盛, 等. 高负荷后掠风扇设计若干基本问题 [J]. 工程热物理学报, 1999, 20(5).
- [5] 刘宝杰, 邹正平, 严 明, 等. 叶轮机计算流体动力学技术现状与发展趋势 [J]. 航空学报, 2002, 23(5).
- [6] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议 [J]. 航空动力学报, 2002, 17(1).

(编辑: 梅 瑛)

(上接第 328 页)

参考文献:

- [1] Wisler D C. Loss reduction in axial-flow compressors through low-speed model testing [J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1985, 107: 354~ 363.
- [2] LeJambre C R, et al. Development and application of a multi-stage Navier-Stokes flow solver-part II: Application to a high pressure compressor design [C]. *ASME Paper 95-GT-343*, 1995.
- [3] Wellborn S, et al. Effects of shrouded stator cavity flows on multistage axial compressor aerodynamic performance [R]. *NASA CR-198536*, 1996.
- [4] Wisler D C, Denton J D. Rotor 37 blind test case [R]. *ASME/IGTI International Gas Turbine Conference, Hague, The Netherlands, June 1994*.
- [5] Shabbir A, et al. The effect of hub leakage flow on two high speed axial flow compressor rotors [C]. *ASME Paper 97-GT-346*, 1997.
- [6] Wada Y, Liou M S. A flux splitting scheme with high resolution and robustness for discontinuities [C]. *AIAA Paper 94-0083*, 1994.
- [7] Ning F, Xu L. Numerical investigation of transonic compressor rotor flow using an implicit 3D flow solver with one equation Spalart-Allmaras turbulence model [C]. *ASME Paper. 2001-GT-0359*, 2001.
- [8] 宁方飞. 考虑真实几何复杂性的跨音压气机内部流动的数值模拟 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.
- [9] Dunham J, et al. CFD validation for propulsion system components [R]. *AGARD-AR-355*, 1998.

(编辑: 朱立影)