

文章编号: 1000-8055(2000) 04-0352-04

子午扩张对涡轮内旋涡结构影响的数值模拟

吴 猛, 王松涛, 王仲奇, 冯国泰
(哈尔滨工业大学 241 教研室, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 求解了某型航空发动机的低压涡轮导向器内流场。采用的数值方法为具有 TVD 性质的三阶精度 GODUNOV 格式, 湍流模型为 B-L 代数模型及 MML 模型的混合修正模型。该涡轮导向器的一个显著特点是由于结构上的要求, 静叶前子午流道在上端壁具有较大的扩张角。通过数值模拟及流场内涡系结构和损失的分析表明, 由于子午扩张造成端壁附面层增厚并在静叶前形成较大的分离区。该分离区的存在不但使静叶前损失急剧增加而且使上端壁马蹄涡和通道涡尺度加大, 强度增强, 引起流道内损失增加。

关 键 词: 子午扩张; 涡轮; 分离流动; 数值模拟

中图分类号: V211.18

文献标识码: A

1 引 言

目前, 国内外学者对于不同端壁形状的叶栅流场进行了实验研究和理论分析, 指出采用合适的叶栅端壁能有效地控制端壁损失和改善下游气流流动性能^[1~4]。本文通过对某型航空发动机低压涡轮导向器的数值模拟, 论述了由于在该涡轮导向器前存在较大的子午扩张角, 使得进口附面层迅速增厚, 并在前缘附近产生了一个大分离区。通过对该分离区的详细描述及分析表明: 该分离区的存在不但引起叶栅前损失急剧增加, 而且使马蹄涡和通道涡尺度加大, 强度增强, 从而引起流道内损失增加。因此, 在涡轮设计中除应考虑结构上的要求以外, 还应全面分析流场中的旋涡结构, 尽量消除分离流动以降低损失。

2 计算方法及边界条件

计算方法采用具有 TVD 性质的三阶精度 GODUNOV 格式, 湍流模型为 B-L 代数模型^[5]及 MML 模型^[6]的混合修正模型, 具体方程及离散格式参见文献[7]。文献[8]通过与实验的对比验证了该计算程序可以很好地模拟高速及低速叶栅流场中的粘性现象。本次计算进口条件给定总温、

总压沿叶高的分布, 如图 1 所示。出口给定中径处背压为 280000 Pa。图 2 给出了计算所采用网格, 整个计算域的网格点数为 $102 \times 41 \times 41$ 。

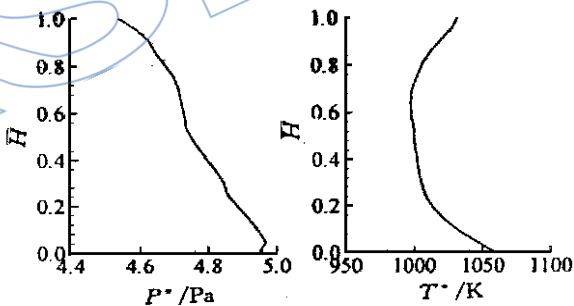


图 1 进口总压及总温沿径向分布

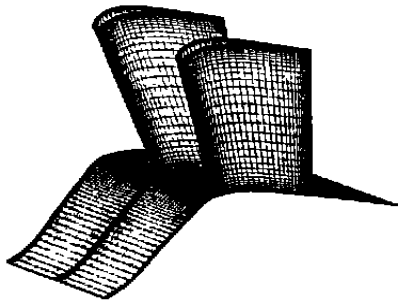


图 2 计算网格

收稿日期: 1999- 11- 23; 修订日期: 2000- 04- 47

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59636180)

作者简介: 吴猛(1973-), 女, 哈尔滨工业大学 241 教研室, 博士后

3 叶栅内旋涡结构分析

图 3 给出了不同轴向位置处的几个典型 S_3 截面涡结构(以下各图中左侧均为吸力面,右侧均为压力面)。其中轴向位置以前缘为基准,计算域的进口截面位于距前缘-322.2%轴向弦长处,出口截面位于距前缘151.3%轴向弦长处。由图 3(a)至(c)可以看出,在计算域进口至叶片前缘上

端壁附近,由于子午流道的扩张而造成沿流向方向的逆压梯度,在此逆压梯度的作用下进口端壁附面层发生分离,生成两个旋向相反的涡,该涡比进口无分离的叶栅中生成的马蹄涡尺度更大,强度更强。由图 3(d)至(f)知,在此涡轮导向器中由于上端壁进口附面层较厚,使得上端壁通道涡强度与尺度均很大,并且在叶栅出口以后该通道涡仍然存在。而在下端壁附近,由于子午流道呈收敛

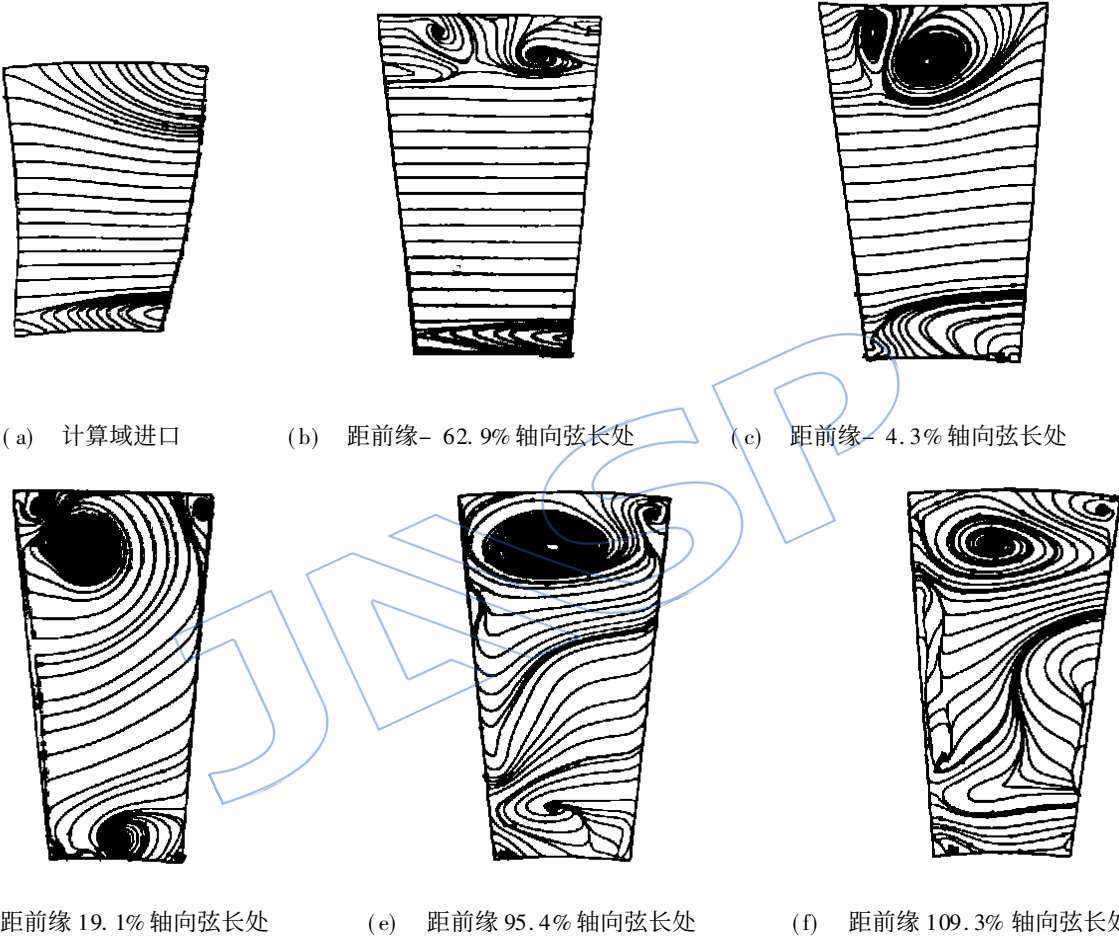


图 3 不同轴向位置处 S_3 截面涡结构

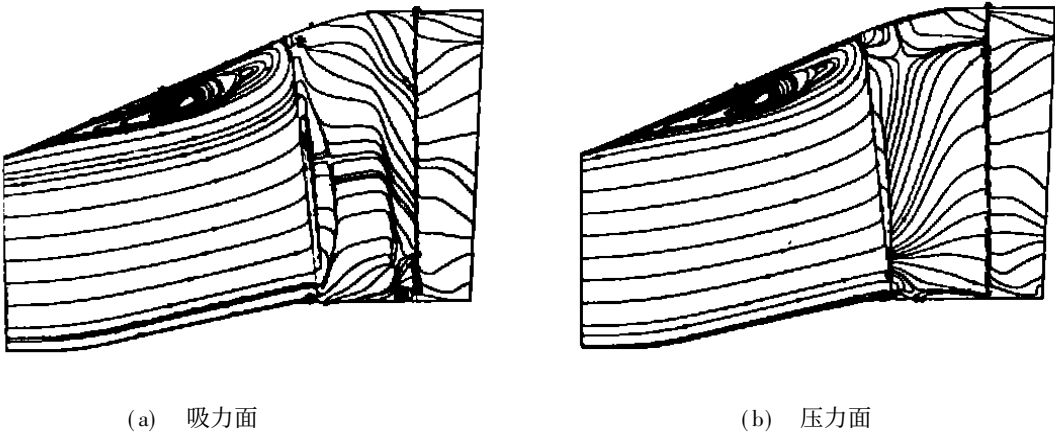


图 4 S_2 面极限流线

状, 因此进口附面层没有发生分离现象, 下端壁马蹄涡及通道涡的发展与进口无分离叶栅无显著差别, 并且在出口以后由于径向窜流下端壁通道涡很快就耗散掉了。

图 4 给出了吸力面及压力面极限流线。从图中可以明显地看到导向器前进口扩压段上存在分离流动。从吸力面极限流线上可以看出, 由于通道涡强度及尺度较大, 使得吸力面极限流线较大范围的向下端壁偏移, 在叶栅尾缘附近这种流动又与径向窜流联系起来, 二者相互加强。强烈的径向窜流使得下端壁尾缘附近形成了一个分离涡, 同时该窜流也使得下端壁通道涡在出口截面附近就消失了。此外由节距方向不同位置上的流线(由于篇幅所限本文没有给出) 均可看到由于扩压现象的存在及扩压流动较长, 在上端壁附近产生了较大范围的分离流动。

4 叶栅内损失分析

图 5 给出了与图 3 相对应的 S_3 截面能量损失系数等值线云图。从该图中可以清晰地看到损

失的发展过程。由图 5(a) 可见进口具有平行端壁附面层, 如前所述, 由于子午流道在上端壁扩张程度较大, 造成上端壁附近的流体一直在减速流动, 引起附面层的增厚使高损失区的影响范围扩大。随着流动进一步发展, 由于扩压流动的存在使得附面层开始分离, 从损失云图上表现为高损失区的影响范围显著加大, 如图 5(b) 及图 5(c) 所示。而下端壁则不存在着类似的流动, 因此附面层发展的较为缓慢, 表现为高损失的影响区较小。在进入流道以后, 由于通道涡的生成, 使流道内部靠近上端壁处的低能流体被卷入通道涡内部, 因此高损失区较为集中, 这一点可以从图 5(d) 明显地看出来。由图 5(e) 及图 5(f) 可以看出, 在出口截面上下端壁二次流损失的影响范围已达到了相对叶高的 80% 左右, 也就是说槽道内的大部分区域被叶栅的二次流动所占据。另外进口分离区的存在意味着进口附面层的加厚, 这会使马蹄涡的两个分支在形成初期就表现得很大, 这也可以从叶栅内的旋涡结构分布图 3 中看出。因此将造成上端壁通道涡尺度增大强度增强, 使通道涡所带来

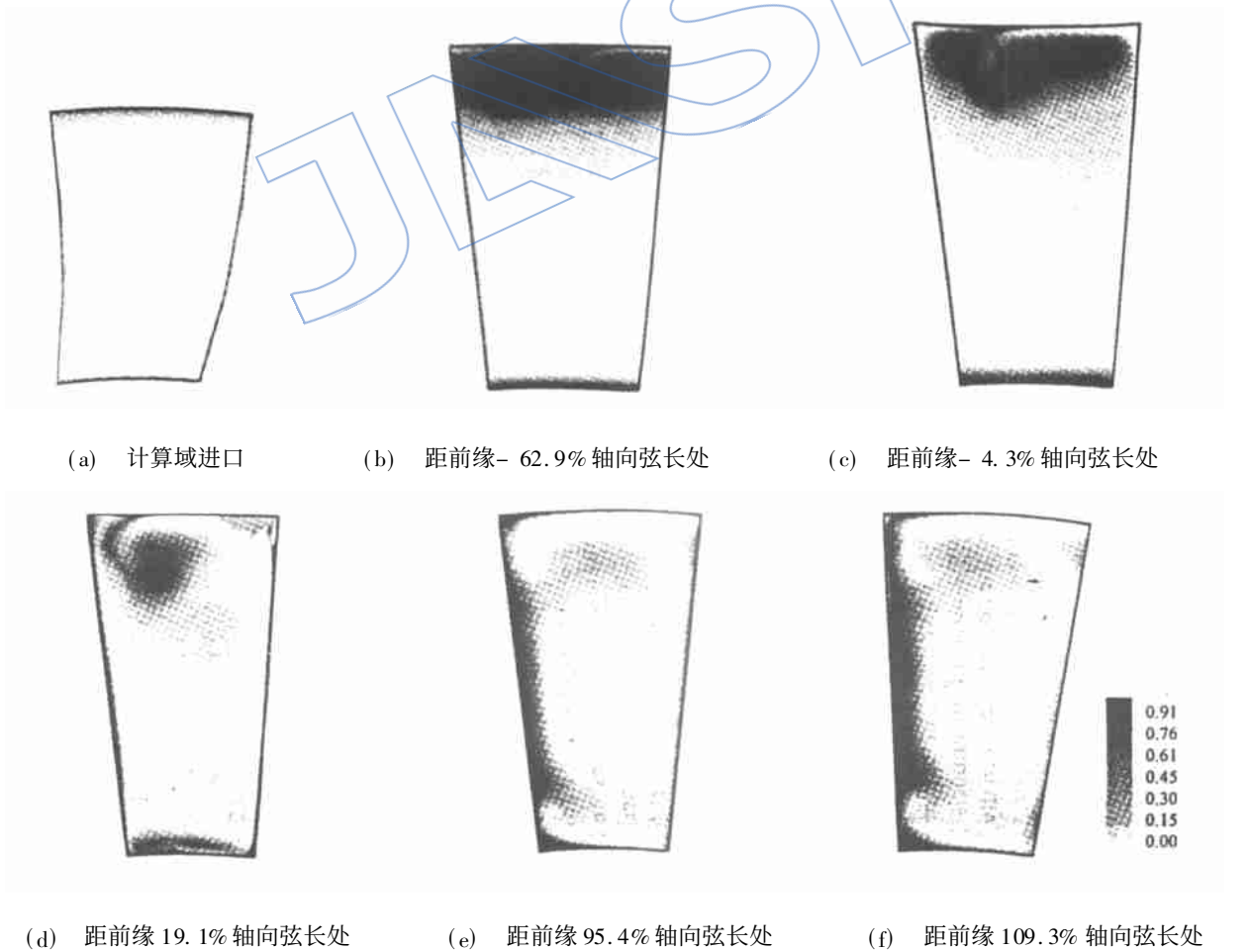


图 5 不同轴向位置处 S_3 截面能量损失系数等值线云图

的二次流损失增加。

5 结 论

本文通过对某型航空航天发动机低压涡轮导向器的数值模拟,表明在高压级向低压级过渡时,由于结构要求低压导向器前流道的扩张角度较大形成较长的扩压区,造成叶栅进口附面层的分离。该分离区的存在使得静叶前损失急剧增加,此外,附面层的加厚与分离,促使了上端壁马蹄涡及通道涡尺度的加大与强度的增强,引起流道内高损失区影响范围的增大。因此,在子午流道设计上,除应考虑结构上的要求以外,还应分析流场中的旋涡结构,避免形成较大分离区而造成损失的增加。

参考文献:

[1] Lakshminarayana B, Horlock J H. Review: Secondary Flows and Losses in Cascades and Axial Flow Turbomachines[J]. International Journal of Mechanical Science. 1996, 5(5): 287- 307

- [2] Wang H P. Flow Visualization in a Linear Turbine Cascade in High Performance Turbine Blades [J]. Journal of Turbomachinery. 1997, 119(1): 1- 8
- [3] Boletis E. Effect of Tip End-Wall Contouring on the Three Dimensional Field in an Annular Turbine Nozzle Guide vane, Part 1: Experimental Investigation[R]. ASME Paper 85-GT-71, 1985
- [4] Lakshminarayana B. End-Wall and Profile Losses in a Low-Speed Axial Flow Compressor Rotor [R]. ASME Paper 85-GT-71, 1985
- [5] Baldwin B S, Lomax H. Thin Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows[R]. AIAA Paper 78- 257, 1978
- [6] Conley J M. Modification of the MML Turbulence Model for Adverse Pressure Gradient Flow[R]. AIAA Paper 94-2715, 1994
- [7] 王松涛, 袁宁, 王仲奇, 冯国泰. 具有 TVD 性质的三阶精度 GODUNOV 格式在粘性流场计算中的应用[J]. 工程热物理学报, 1999, 20(3): 299- 303
- [8] 王松涛. 叶轮机三维粘性流场数值方法与弯叶栅内涡系结构的研究:[博士论文][D]. 哈尔滨工业大学, 1999

(责任编辑 杨再荣)

Numerical Simulation of Meridional Divergence on Vortex Structure in Turbomachinery

WU Meng, WANG Song-tao, WANG Zhong-qi, FENG Guo-tai

(2nd Dept. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The flow field in low pressure turbine guide vane was simulated by third order accuracy Godunov scheme with TVD property. The turbulence model was the combination of B-L algebraic model and MML model. A feature of this guide vane was existence of a long inlet duct with big meridional divergent angle in order to fulfill the requirements of the structure. The numerical simulation and analysis of the vortex structure in flow field indicated that a large separated zone resulted from the divergence of meridional profile. The separated zone not only increased loss before the stator but also increased the size and strength of horseshoe vortex and passage vortex.

Key words: numerical simulation; meridional divergence; separated flow; turbine