

大扩张角子午流道型线对损失的影响^{*}

安柏涛, 韩万金, 王松涛, 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: 采用数值计算方法对具有大扩张角中间机匣的某型涡轮低压级子午流道型线进行了改型设计, 提出了 7 种型线设计方案, 并应用 N-S 方程全三维粘性求解程序对 7 种方案进行了验算。结果表明: 子午扩张型流道外壁型线的改变, 对低压导向器出口能量损失的影响是显著的, 设计气动性能优良的子午扩张型线能明显削弱由于大扩张角引起的气流分离, 降低涡轮低压级的损失。

关键词: 航空发动机; 涡轮叶栅; 叶栅流; 数值计算; 壁面线; 改型设计

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2001) 03-0211-04

Effects of diffused meridional passage contour on loss

AN Bai-tao, HAN Wan-jin, WANG Song-tao, WANG Zhong-qi

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

Abstract: The numerical calculation was carried out to contour design of low pressure turbine which has great diffused angle casing. Seven schemes were brought forward and testified by 3D N-S solver. The results show that the change of shroud of diffused meridional passage have great effect on energy loss at exit of low pressure guide vane. The excellent aerodynamic performance design of shroud of diffused meridional passage can weaken flow separation which caused by great diffused angle and reduce the loss.

Key words: Aircraft engine; Turbine cascade; Cascade flow; Numerical calculation; Wall line; Contour design

1 引 言

提高涡轮内部的流动效率对于提高巡航导弹的经济性、可靠性、突防性与生存能力有重要意义。目前, 许多涡轮机械的效率已超过了 90%。这使得进一步提高效率更加困难, 但是仍然存在提高的可能性^[1]。

本文研究的涡轮由高压级以及前置中间机匣的低压级组成, 在高压级向低压级过渡时, 由于结构要求, 流道的扩散度较大, 子午流道外壁扩张角为 22.5° , 内壁收敛角为 11.6° , 因此沿流向横截面是增加的, 以至于低压导向器叶栅 S_1 流面的流道收敛度不足以弥补子午流道的扩散, 所以不仅在叶栅上游来流是扩压的, 叶栅前部流道也是扩压的。这必然导致低压导向器来流端壁附面层迅速增厚并分离, 在低压导向器进口前部产生大的回流区和分离涡, 同时与叶

片圆柱形前缘相互作用形成大尺度、强旋的进口马蹄涡系, 并进而影响低压涡轮级的效率。本文从低压导向器前置中间机匣外壁面型线的成型方法入手, 采用经试验数据校核后的全三维粘性 N-S 方程求解程序, 对几种型线设计方案进行了计算, 试图找到控制由于子午扩散所引起的气流分离的方法, 减小损失, 从而为此类涡轮的设计提供优化的设计方法。

2 计算方案的选择

为了比较型线的优劣, 在数值计算中去掉了高压级的动静叶和低压级的动叶, 只计算低压导向器, 但计算起始点设在高压级进口, 并给出平行进口附面层。涡轮原型通流部分纵剖图如图 1 所示。计算网格点的布置为沿流向 91 点, 节距方向 48 点, 叶高方向 38 点(见图 2)。具体的计算方法见文献[2]。文献[3]采用文献[2]的计算方法对某型涡轮导向器的实

* 收稿日期: 2000-09-04; 修订日期: 2000-10-23。基金项目: 国家自然科学基金 (59636180) 和教育部博士点基金 EDAF24403003。

作者简介: 安柏涛 (1969—), 男, 博士生, 研究领域为叶栅气体动力学、小型涡喷涡扇发动机。

验与计算结果进行了对比分析,结果表明该程序可以较好地模拟复杂流场的粘性流动现象。

型线设计方案包括原型在内共 8 种,各符号意义见图 3,各方案型线(除原型外)表示见图 4。

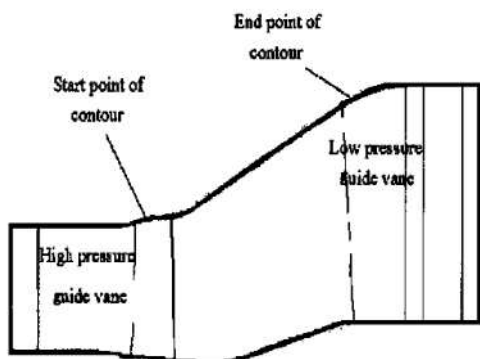


Fig. 1 Plane of turbine prototype

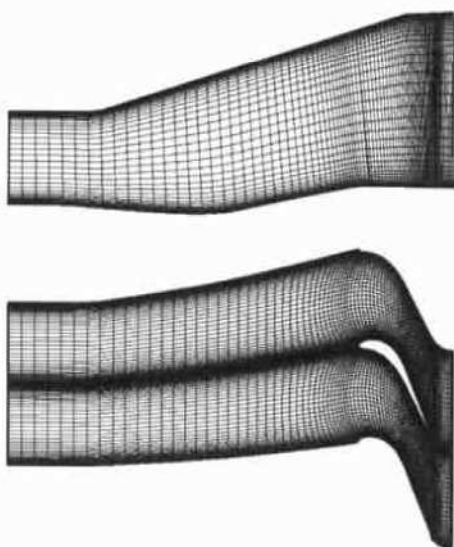


Fig. 2 Computational grid

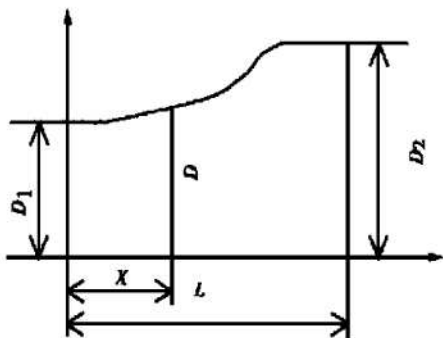


Fig. 3 Means of contour symbol

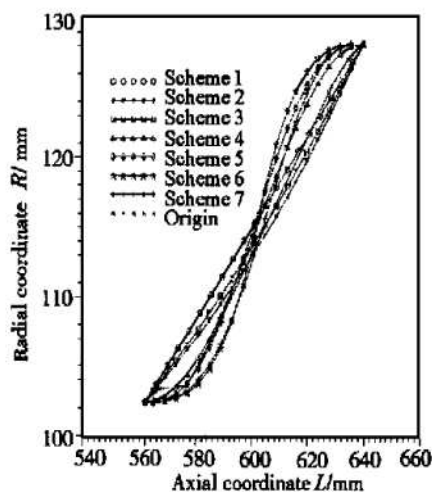


Fig. 4 Contour design schemes

各种型线的计算公式如下:

方案 1(直线型):

$$D = [(D_2 - D_1)/L]X + D_1$$

方案 2(等压梯度型):

$$D = D_1 / \{1 - [1 - (D_1/D_2)^2](X/L)\}^{1/2}$$

方案 3(等速度梯度型):

$$D = D_1 / [1 - (1 - D_1/D_2)(X/L)]$$

方案 4(维氏曲线型):

$$D = D_2 / \{1 - (1 - 1/m^2)[1 - (X/L)^2]^2 / [1 + (X/L)^2/3]\}$$

式中 m 为单边收敛比, $m = D_1/D_2$ 。

方案 5(五次曲线型):

$$D = D_2 + (D_1 - D_2)[1 - 10(X/L)^3 + 15(X/L)^4 - 6(X/L)^5]$$

方案 6(双三次曲线型):

$$\frac{D - D_2}{D_1 - D_2} = \begin{cases} 1 - (X/L)^3/X_m^2, & X/L \leq X_m \\ (1 - X/L)^3/(1 - X_m)^2, & X/L > X_m \end{cases}$$

X_m 为前后两段的连接点轴向相对位置,经设计选择,取 $X_m = 0.52$ 。

方案 7(B-S 型, Batchelor-Shaw 提出的基于理想一维不可压流动的曲线型):

$$D = D_1 \{1 / [(D_1/D_2)^2 - 1] [(X/L) - (1/2\pi) \sin(2\pi X/L)] + 1\}^{1/2}$$

3 计算结果与分析

计算结果表示见图 5。比较图 5 中 8 个设计方案的计算结果可见,各方案在相对叶高 60% 以下能量损失系数差别不大,下通道涡以及尾迹区的形状和大小基本没有变化,区别主要在流道的上半部分,上通

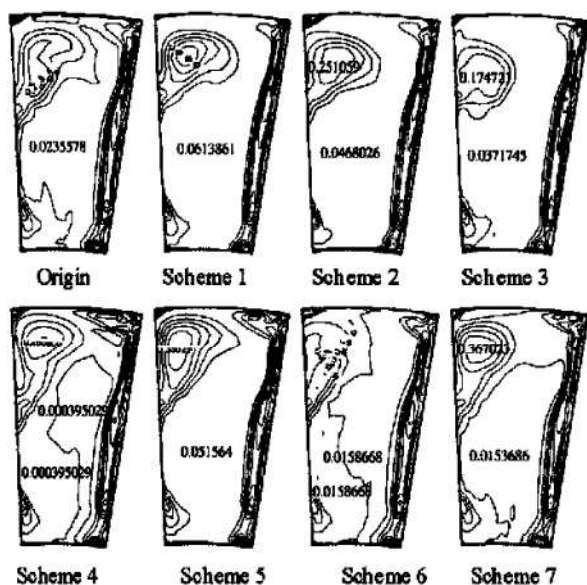


Fig. 5 Contour of total pressure loss at exit of low pressure guide vane

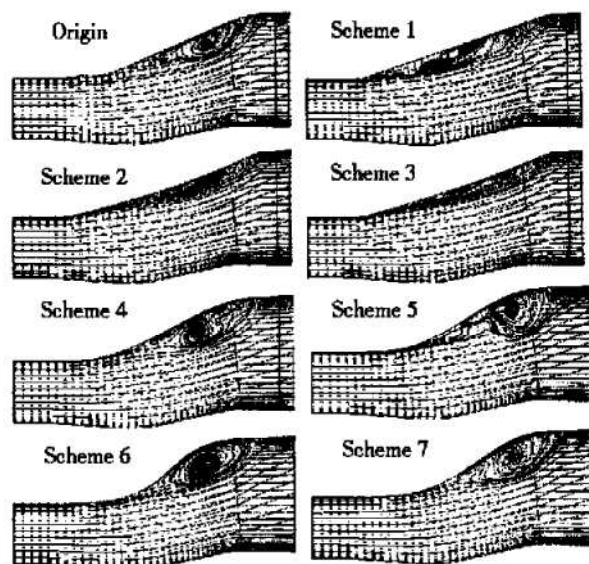


Fig. 6 Distribution of pitch averaged total pressure recover coefficient along span at exit of low pressure guide vane

道涡的尺度、位置和对应的损失有明显不同,方案3的上通道涡无论尺度和对应的损失值均小于其它方案,并且损失核心距离上端壁较远,在上端壁附近几乎没有损失区存在。原型、方案1,4,5,7的上通道涡损失核心距离上端壁较近,而且在上端壁压力面壁角都存在一个三角形高损失区,其中方案4和7上通道涡对应的高损失区影响范围甚至达到了整个叶高的25%左右。方案2上通道涡对应的损失区面积和损失值接近方案3,但在上端壁附近也有小面积损失区。至于方案6上通道涡损失核心虽然远离上端壁,但上、下通道涡形成的损失区联成一片,几乎占据了整个流道的二分之一。气流通过叶栅的流动损失主要包括端壁附面层损失、通道涡损失及尾迹损失。本文计算的低压导向器具有较长较大扩张度上端壁的中间机匣,上端壁进口附面层在叶栅前缘增厚并分离,形成大尺度、高强度的上端壁马蹄涡。如大量的理论分析与实验研究证明的那样^[4,5],马蹄涡的压力面分支进入流道后演变成通道涡的核心,而相邻叶片马蹄涡吸力面分支围着通道涡的核心卷绕,马蹄涡的尺度和强度必然影响到通道涡,因此气流通过叶栅上半部分产生的流动损失在总流动损失中占主要比例。由此可见,通过上端壁的良好成型削弱进口端壁附面层的增厚与分离是提高低压导向器效率的关键。在8种计算方案中,方案3的流动损失最小,按照方案3成型的大扩散度上端壁抑制了进口端壁附面层的增厚与分离。

图6表示了 S_2 面流道中部的流速分量及流线分

布,由图中可以清楚地看到上端壁扩压段分离区的位置与大小以及分离涡的尺度与旋向。与原型相比较,不难看出扩压段子午型线的改变对分离区和分离涡的影响是明显的。方案4,5,6,7分离涡的尺度均较大,且向下游延伸较远,叶栅顶部进口前缘相对叶高的1/3左右区域内的流动受到不利影响,而方案2和方案3的分离区面积与分离涡尺度非常小,几乎紧贴在上端壁上。这充分说明,按照方案2和方案3成型的上端壁扩压段与原型比较,显著地改善了气体的绕流性能,因此在上端壁附近的总压恢复系数较高(图7)。

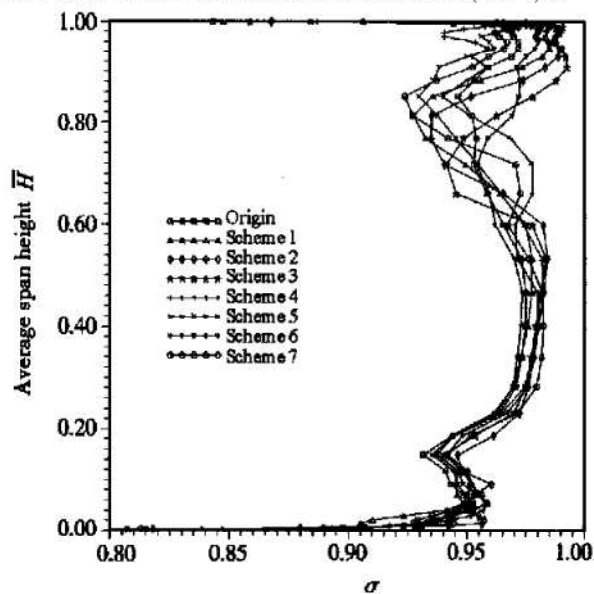


Fig. 7 Distribution of velocity vector and streamline on middle S_2 surface

决定附面层在长度相同的机匣上壁面分离程度

的最主要因素是扩张型流道中的逆压梯度, 如果沿流向逆压梯度越大, 附面层分离就越严重。图 8 给出了周向平均静压沿流向的分布, 图中曲线的起始点和终止点选取在型线变化的始终点, 略去了由入口到图中起始点的顺压梯度段。由图可见, 各方案皆由最低压力点开始扩压到最高压力点。最低压力点和最高压力点的压力值相差不大, 但扩压过程却大不相同。其中, 方案 3 和方案 2 在扩压方式上有相似之处, 即由最低压力点快速扩压至接近最高压

力点附近, 然后在机匣中段比较平缓地扩压, 最后在叶栅前缘附近扩压至最高压力点。虽然此种扩压方式在开始阶段压力变化较剧烈, 容易造成分离, 但在此后由于压力梯度较小, 即使气流分离, 分离区也不会很大 (见图 8)。其它几种方案的扩压方式呈现出低-高-低-高-低-高的不规则形态, 这种扩压方式的缺点是局部压力梯度较大, 顺压梯度和逆压梯度交替出现, 气体的流动很不稳定, 气流易于从壁面分离并出现较大的旋涡区。

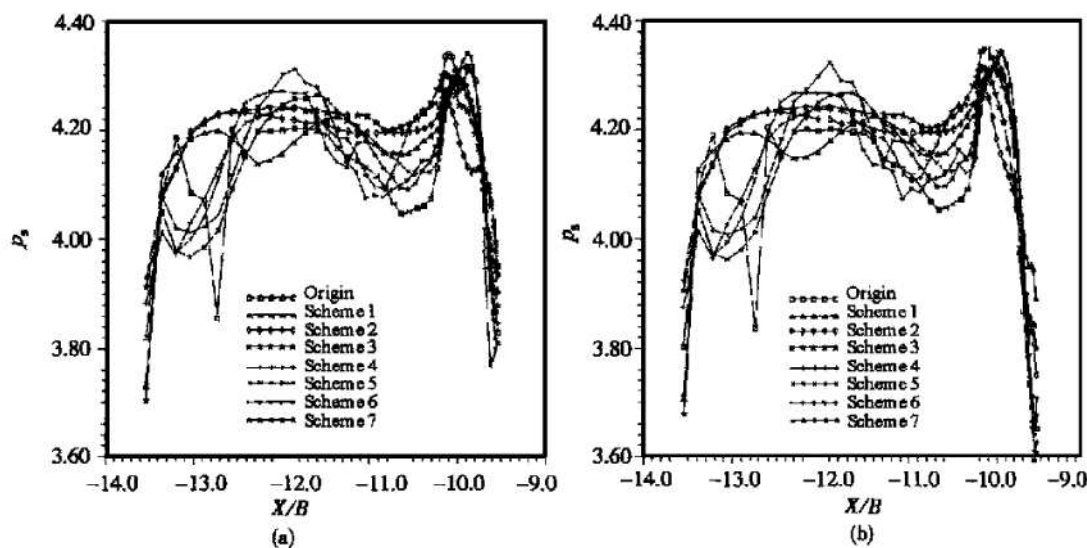


Fig. 8 Distribution of pitch averaged static pressure along streamwise

(a) Station 34 along span

(b) Station 38 along span

p_s — nondimensional static pressure

X/B — relative axial chord

4 结 论

(1) 中间机匣的子午扩张型流道外壁型线对低压导向器出口能量损失的影响是明显的, 优化设计曲线形式是改善低压导向器气动性能的关键。

(2) 不同的子午扩张型线在扩压段的扩压过程是不相同的, 选择先快速后平缓扩压的扩压段型线, 例如等速度梯度型或等压力梯度型曲线, 能显著减小分离区面积与分离涡尺度, 从而可以提高低压导向器的效率。

参考文献:

- [1] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines [R], ASME Paper 93-GT-435.

- [2] 王松涛, 袁宁, 王仲奇, 等. 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.
- [3] 王松涛, 吴猛, 王仲奇, 等. 通道涡结构稳定性对损失的影响 [J]. 工程热物理学报, 2000, 21(4): 425~429.
- [4] Sieverding, C H. P. van den Bosch. The use of colored smoke to visualize secondary flows in a turbine blade Cascade [J]. Journal of fluid Mech. 1983, 134: 85~89.
- [5] Wang H P. Flow visualization in a linear turbine cascade in high performance turbine blades [J]. Journal of Trubomachinery. 1997, 119: 1~8.

(编辑: 盛汉泉)