

文章编号: 1000-8055(2002) 04-0385-07

外端壁收缩与单向倾斜组合涡轮导叶 的三维气动力研究

石 靖, 周 勇, 周四平, 李 维, 罗建桥, 卢聪明
(株洲航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘要: 低展弦比涡轮导叶的外端壁收缩与单向正倾斜组合设计是既可减小两端二次流损失又可以满足冲击冷却叶片叶身需平直要求的技术措施。本文简要阐述了组合设计可减小二次流损失的力学机制、流场特征及三维流场设计分析的评价准则。通过三维流场计算, 详细分析了诸如单向倾斜角度、子午面外端壁轮廓收缩起点、内外曲率半径等主要特征参数对流场品质的影响。给出了组合设计的方法与步骤及评价流场的定性准则。该组合设计方法对低展弦比高温涡轮导向叶片的成功设计具有指导意义。

关 键 词: 子午面端壁收缩; 倾斜叶片; 涡轮导向叶片; 三维气动力研究

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A

Three Dimensional Aerodynamic Investigation of a Turbine Nozzle Guide Vane with Combination Design of Tip Endwall Contouring and Positive Leaned Airfoil

SHI Jing, ZHOU Yong, ZHOU Si-ping,
LI Wei, LUO Jian-qiao, LU Cong-ming

(Zhuzhou Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: The combination design of tip endwall contouring and positive leaned vane in low aspect ratio turbine nozzle can not only reduce secondary losses on both endwalls, but also match the requirements for using plain blade body when impingement cooling is in use. The paper describes the mechanical mechanism and the flow field character that how the combination design reduces the secondary losses. A quality factor which allows qualitative evaluation of the effect of blade design on secondary losses is selected and verified. Based on a lot of 3D computations, the paper investigates in detail the effect of some main characteristic parameters on 3D flowfield, such as leaned angles, the start place of tip endwall contraction and the curvatures of the contours, etc. The design method, steps and the evaluation criteria of flowfield quality have been given. The combination design method has significance for the successful design of a low aspect ratio high temperature turbine nozzle.

Key words: tip endwall contouring; leaned blade; turbine nozzle guide vane;
3D aerodynamic investigation

收稿日期: 2001- 12- 10; 修订日期: 2002- 03- 28

基金项目: 航空科学基金资助项目(98C08001)

作者简介: 石靖(1941-), 男, 江苏句容人, 株洲航空动力机械研究所研究员, 主要从事涡轮设计计算和试验研究。

1 引言

低展弦比涡轮的二次损失占总损失的 60%~70%,因此设法抑制二次流,提高涡轮效率是气动设计的重要课题。端壁轮廓收缩和倾斜叶片是减小两端损失的有效技术措施,并分别得到了广泛应用。另一方面,高温涡轮需采用先进高效的冷却技术,当前一段时期内采用较多的还是冲击加气膜,内部设置对流强化肋、扰流柱的复合冷却设计。冲击冷却需设置冲击管,要求叶身较平直。低展弦比高温冷却导叶设计如何既能减小气动损失又便于冷却设计是需要综合考虑的问题。采用外端壁子午面曲线收缩以减小顶部区域损失,叶身单向正倾斜以减小根部区域损失的组合设计是一种可行的办法。运用正问题三维流场计算^[1]的办

法,通过对一系列不同设计参数叶片流场的大量计算,总结出了该组合设计的设计计算方法与步骤。

2 单向正倾斜减小根部二次损失的机制

倾斜叶片通过叶身周向位置的偏置,有目的地造成有利的横向和径向压力梯度从而控制二次流的生成、发展和径向迁移扩展,它是一种减小二次损失简便易行、付出代价较小的巧妙方法。

叶片迭加方式的改变(比如弯、掠叶片)将使叶片表面及槽道内部流面力的大小与方向发生变化。叶片单向正倾斜最直观的变化是产生了方向向下的径向流面分力 F_r 。对内、外端壁为等半径

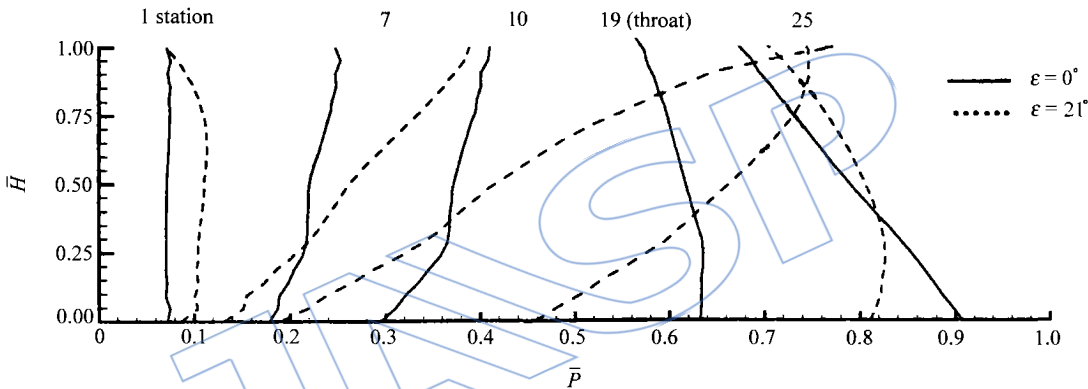


图 1 单向正倾斜 21°与直叶片周向压差
Fig. 1 The transverse pressure difference of positive leaned 21°and plain body vane

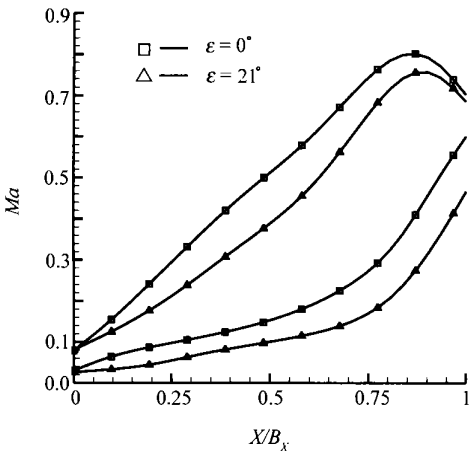


图 2 单向正倾斜 21°与直叶片根部截面叶型
表面马赫数分布
Fig. 2 The Mach number distribution of positive
leaned 21°and ordinary vane on hub section

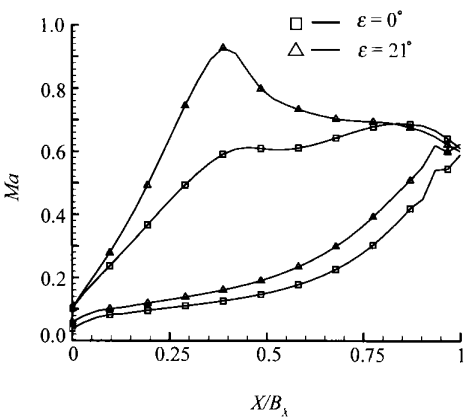


图 3 单向正倾斜 21°与直叶片顶部截面叶型
表面马赫数分布
Fig. 3 The Mach number distribution of positive
leaned 21°and ordinary vane on tip section

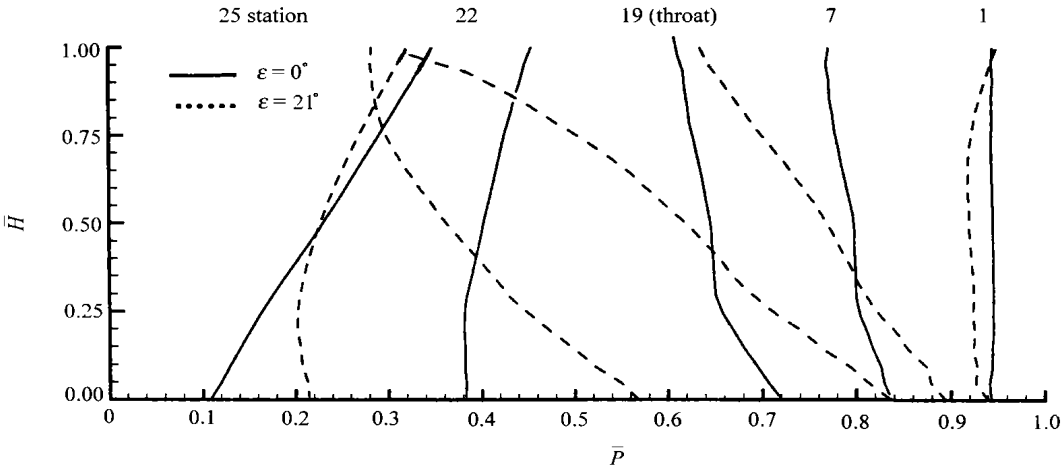


图 4 单向正倾斜 21° 与直叶片吸力面相对压力分布系数

Fig. 4 The relative pressure coefficient distribution of positive leaned 21° and ordinary vane on suction surface

的通道取直叶片与单向正倾斜 21° 两种径向迭加形式作三维流场计算。计算结果表明, 流面力的变化将引起整个三维压力场、速度场的变化:

(1) 与直叶片相比, 单向正倾斜叶高的下半部周向压差有所减小, 特别是内端壁上压差降低量最大(图 1)。图 1 中 $\bar{P} = (P_p - P_s) / (P_0^* - P_{\text{exit, hub}})$ 式中 P_p, P_s 分别为压力面、吸力面上的静压; P_0^* 为进口总压; $P_{\text{exit, hub}}$ 为出口根部静压。 $\bar{H}$ 为相对叶高。在二次流急剧发展的前段(喉部以前), 横向压力梯度的降低减小了在前缘形成的马蹄涡压力面分支向相邻叶片吸力面迁移的动力源。

(2) 根截面吸力面马赫数降低, 峰值位置后移(图 2)。

(3) 单向正倾斜沿叶高的负压力梯度(图 4) 有助于抑制二次流在根部的堆积增强。图 4 中 $\bar{P} = (P_i - P_{\text{exit, hub}}) / (P_0^* - P_{\text{exit, hub}})$ 式中 P_i 为吸力面上某点静压力。周向压差和径向压力梯度对二次流的作用在顶部区域与根部相反。特别是正倾斜使尖部流面上的速度峰值加大且峰值位置前移(图 3), 将使尖部二次损失加大。单纯的单向正倾斜有助于减小根部区域二次损失, 但增加了顶部区域的二次流强度, 因此必须另辟蹊径。

3 端壁子午轮廓收缩导叶减小顶部二次损失的机制

外端壁收缩的设计是可以改善顶部区域气动性能的有效措施。这种措施在国内外得到了广泛应用, 如 T700, PT 6, E³(P&W) 的第一级导叶均采用了这种设计。

从原理上说, 外端壁收缩之所以能降低顶部

区域损失的原因有: (1) 前段流通高度增加, 减小了作为二次流动力源的横向压力梯度。(2) 加大了顶部喉部区域的收敛性, 气流的加速性增强, 减薄了端壁新生附面层及叶型表面附面层的厚度, 减少了低动量物质的来源。(3) 通过端壁型线造成导叶前、后段有利的径向压力梯度, 从而抑制二次流的径向扩展。

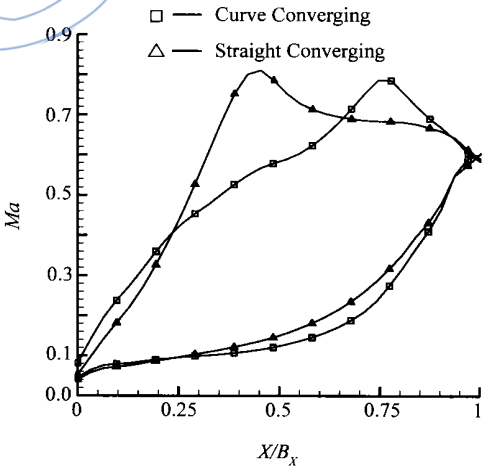


图 5 顶部流面马赫数分布图

Fig. 5 The Mach number distribution on tip stream surface

为了说明外端壁曲线收敛的必要性, 对单向正倾斜 21° 叶片外通道分别取直线收敛和曲线收敛两种情况作三维流场计算。计算表明, 外端壁收敛形式的不同对根部、中部速度分布影响不大, 但是顶部流面的速度分布则有较大的区别: 曲线收敛不仅横向压力梯度较小, 而且峰值位置移至 80% 轴向弦长处(图 5), 二次流的生成强度会较

弱。

曲线收敛端壁导叶吸力面上径向压力分布在前段为“C”形分布,抑制了低能量物质在顶部的堆积,但中部损失将加大。而后段为反“C”形分布,参见参考文献[2]。顶部的负压力梯度尽管妨碍了低动量物质脱离端壁,但同时也抑制了二次流向叶中区的发展,使其径向扩展区域有所减小,可望减缓中部损失的增加。

4 关于品质因子 Q

从上述减小二次流的两种技术措施的力学原理和流场分析中可以概括地说:横向压力梯度是二次流起始形成的主驱动力;径向压力梯度决定二次流径向扩展的程度;沿流向的速度分布决定了端壁附近叶片表面边界层的增厚,更重要的是直接影响二次流的生成和发展。很明显,如果两端壁附近叶型表面为后加载的速度分布,一方面在气流转折较激烈的叶栅通道前段驱使端壁来流附面层的驱动力较小;另一方面后加载速度分布吸力面上的最低压力点相当靠后,气流加速段较长,扩压段较短,气流不易分离,而此时端壁上为较薄的新生附面层,这些都有助于抑制二次流的发展。因此,两端壁附近叶型表面的速度分布对二次流的生成发展起着主导作用,是形成二次流的源头区域。在三维流场设计中,抓住了两端壁附近回转弯叶型表面上的速度分布就抓住了关键。文献[3]建议采用品质因子来定性地评价叶片设计对二次流的影响。

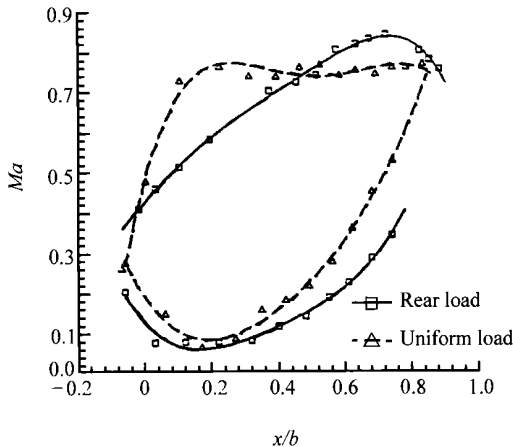


图 6 均匀加载和后加载叶型表面马赫数分布
Fig. 6 The Mach number distribution of rear load and uniform load profile

品质因子 Q 定义为:

$$Q = \left[\frac{\Delta P_{\max}}{q_{\infty}} \cdot \frac{L_{ax}}{S} \right]^{1.25} \cdot \left(1 - \frac{X_{\min}}{L_{ax}} \right)$$

式中: $\Delta P_{\max}$ 为叶栅槽道的最大横向压差; S 为与最大横向压差相对应的槽道宽度; q_{∞} 为主流的平均动能; L_{ax} 为叶片的轴向弦长; $X_{\min}$ 为从前缘起到吸力面最小压力点的轴向距离。

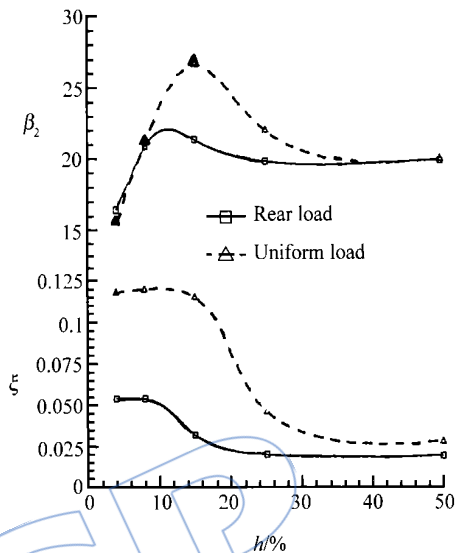


图 7 平面叶栅半叶高损失出气角分布
Fig. 7 Loss and exit angle distribution of plane cascades along half height

这个因子有两项,第一项考虑了叶栅通道内最大横向压力差,第二项计及了最小压力点距前缘的距离。其实质是后加载速度分布有利于二次损失的减小。横向压差越小,最低压力点越后, Q 值越小。我们设计了两个总载荷相同但载荷分布不同的高亚音速叶栅,其速度分布见图 6,均载和后加载叶栅品质因子分别为 4.66 和 2.25。对这两种叶型作平面叶栅试验,并对半叶高的损失和出气角的分布进行了测量,见参考文献[4]。实验结果表明,后加载叶栅不仅具有较低的叶型损失,而且端壁附近具有较低的损失,其二次流扩展深度也较小(图 7)。试验验证了品质因子 Q 可作为叶栅设计的评价参数。文献[5]的实验也证实了应用这个品质因子可定性的评价叶片设计对二次损失的影响。本设计应用这个由理论分析归纳整理并经实验验证的准则参数来作三元设计的判据。

5 组合设计的三元气动力分析研究

从 2 和 3 节的分析可以看出,单向正倾斜可以改善根部区域的气动性能,而外端壁轮廓收缩可降低尖部区域的二次损失,这种组合设计叶身

较平直,既能兼顾改善两端性能又便于安装冲击冷却管,是高温涡轮导叶设计的一种良好技术措施。现将其设计方法阐述如下:

5.1 叶栅进、出口高度的确定

环形叶栅的相对收敛度 $\frac{h_1-h_2}{h_2}$ (h_1 为进口高度, h_2 为出口高度)对叶栅效率有较大影响。文献[6]根据大量试验结果整理的曲线关系见图 8。由图可以看出,最佳相对收敛度 $\frac{h_1-h_2}{h_2}$ 虽与叶栅高度有关,但是反映损失下降的曲线随相对收敛度的变化比较平坦,因此根据结构参数可在较宽范围内选取 $\frac{h_1-h_2}{h_2}$ 及叶高的数值。

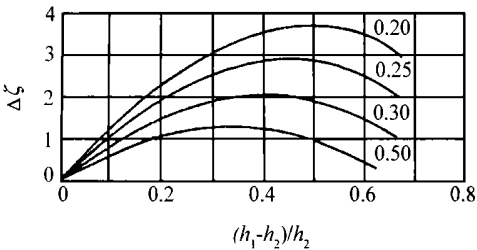


图 8 外端壁收敛叶栅损失减小值 $\Delta\zeta$ 随相对收敛度 $\frac{h_1-h_2}{h_2}$ 和相对叶高 $\frac{h_1}{b}$ 的变化曲线

Fig. 8 The Mach number distribution of rear load and uniform load profile

5.2 平面叶型的设计

流通通道确定后,根据 S_2 流面计算确定的气流参数对根中尖截面作叶片造型,根据 S_1 流面计算确定速度分布较满意的叶型,据此基本叶型再构造不同倾斜角度的叶片。

5.3 单向正倾斜角度的确定

对一固定的外端壁轮廓($L=7, R_i=20, R_o=13$, 见图 10)改变单向倾斜角度 ϵ , 分别取 $6^\circ; 10^\circ; 14^\circ; 21^\circ$ 进行三维流场计算, 可以看出如下变化趋势: (1) 中流面上马赫数分布基本不变。(2) 根部流面上随倾斜角的加大, 吸力面上的峰值马赫数稍有降低, 峰值位置变化不大。(3) 尖部流面上则相反, 随着倾角的加大, 吸力面上马赫数加大且峰值位置前移, 对尖部区域带来不利的影响, 并且倾角越大, 负面影响越大(图 9)。

5.4 外端壁轮廓的影响

外端壁轮廓有四个要素(见图 10): (1) 收敛的起始点距前缘的距离 L ; (2) 内曲率半径 R_i ; (3)

外曲率半径 R_o ; (4) 出口处端壁型线与水平线的夹角 α 为保证出口段型线的收敛该夹角应在 $+2^\circ$ 到 -5° 之间。以下分别对前三个要素 L, R_i, R_o 对三维气动力的影响作三维流场计算分析对比并给出确定这些要素的方法和原则。

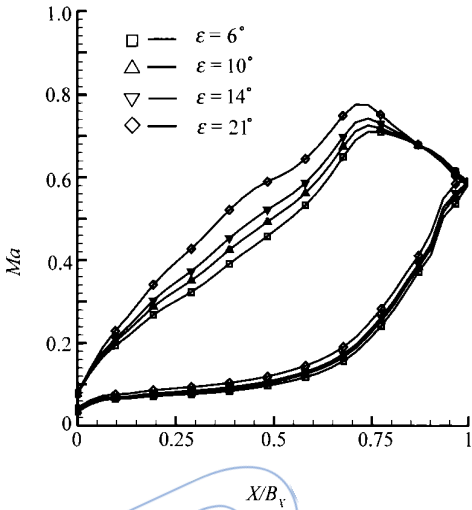


图 9 倾斜角度对顶部流面马赫数分布的影响

Fig. 9 Influence of leaned angle on tip stream surface Mach number distribution

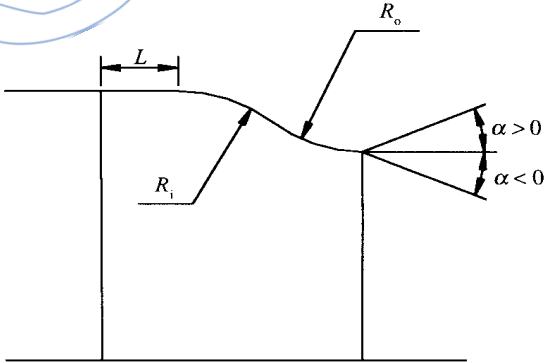


图 10 收敛半径示意图

Fig. 10 Scheme of meridional flow path outer wall contouring

5.4.1 起始位置 L 的影响

取单向倾斜角最大的一组($\epsilon=21^\circ$)分别对收敛起始点 $L=0, 4, 6, 8, 10, 12$ 进行计算。计算结果表明: 收敛起始点较前, 吸力面前段加速较快, 形不成“后加载”分布(图 11); 起始点较后, 在吸力面中段速度分布会出现平台, 也不太理想(图 12)。因此有一个最佳位置。对本文的具体情况, 起始收敛点在顶部截面叶型吸力面最大曲率点相应位置附近较为合适, 取 $L=8$ 。

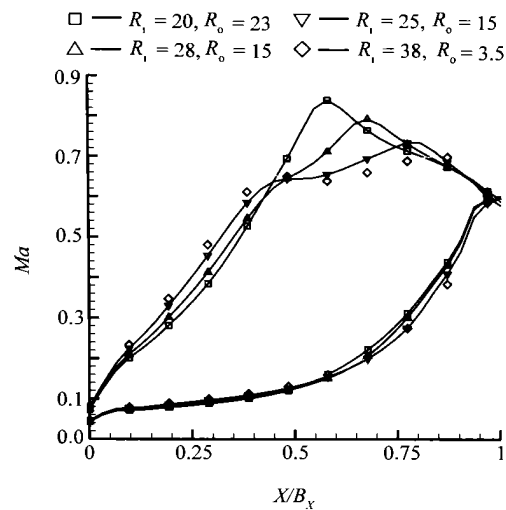


图 11 $L=4$ 时几种不同收敛端壁顶部流面
马赫数分布

Fig. 11 The Mach number distribution of tip stream
surface when $L=4$

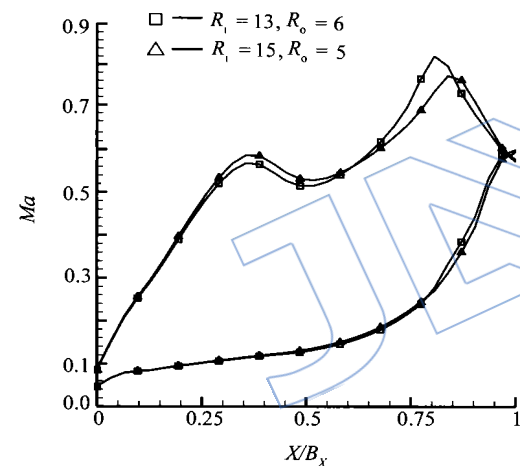


图 12 $L=12$ 时几种不同收敛端壁顶部流面
马赫数分布

Fig. 12 The Mach number distribution of tip stream
surface when $L=12$

5.4.2 内、外曲率半径的确定

根据上节所确定的起始收敛点 $L=8$, 并选取适中的单向正倾斜角 $\epsilon=14^\circ$; 对不同的内外曲率半径 R_i, R_o 及相应的出口处型线与轴向的夹角作三维流场对比分析得出叶尖流面速度分布及其所对应的品质因子参数。为明晰起见, 选出有代表性的四组型线及有关参数见表 1。

由图 13 和表 1 可见, 随着 R_i 的增大、 R_o 的减小, 峰值 $M_{\max}$ 下降, 峰值位置 $X_{\max}$ 后移, 扩压因子 D 下降, 表征二次流大小的品质因子 Q 减小, 二

次损失较小。

□ — $R_i=11, R_o=18$ ▽ — $R_i=15, R_o=14$
△ — $R_i=19, R_o=10$ ◇ — $R_i=25, R_o=4.5$

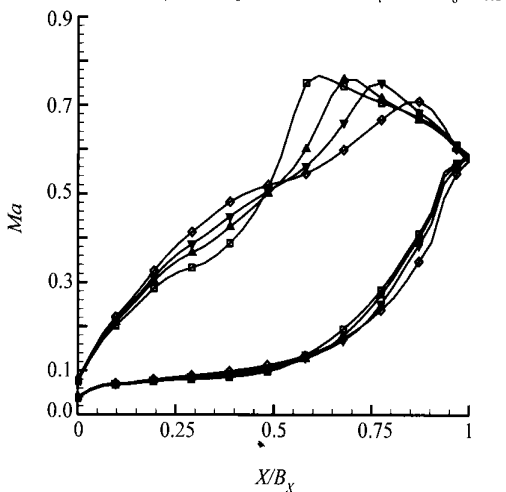


图 13 $L=8, \epsilon=14^\circ$ 时几种不同收敛端壁顶部
流面马赫数分布

Fig. 13 The Mach number distribution of tip stream
surface when $L=8, \epsilon=14^\circ$

表 1 外端壁内外曲率半径和品质因子参数表
Tab 1 The curvature radic of outer endwall and
quality factor parameters of tip stream surface

	A	B	C	D
R_i	11	15	19	25
R_o	18	14	10	4.5
$M_{\max}$	0.766	0.758	0.741	0.7
$X_{\max}/\%$	60.0	68.0	76.0	87.0
D	0.243	0.236	0.217	0.171
Q	0.31	0.226	0.157	0.06

对于本文的情况, 采用较大的内曲率半径($R_i=25$)、较小的外曲率半径($R_o=4.5$), 可获得典型的“后加载”载荷分布, 有助于减弱叶尖区域二次流强度。值得提出的是本文的具体结果并不具有普遍意义, 具体问题需具体分析, 但本文的思路与方法是可借鉴的。

5.5 三维粘性商用软件的校核

据上述三维无粘软件选定的倾斜角度及端壁型线参数用三维粘性商用软件 Fluent 作校核。叶中、叶尖截面叶型表面马赫数分布见图 14 和图 15。由图可见, 两者结果基本吻合, 特别是吸力面分布的良好吻合说明用三维无粘软件作筛选, 然

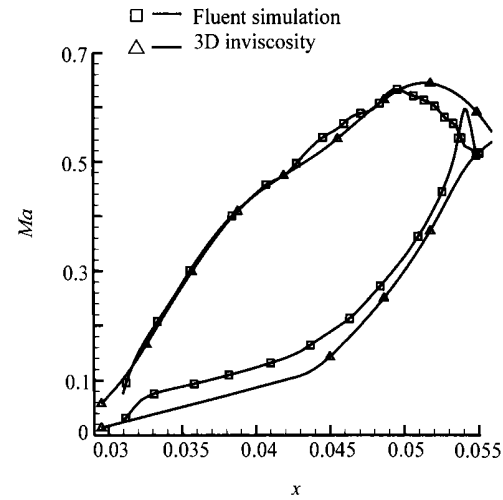


图 14 叶中截面叶型表面马赫数分布图
Fig. 14 The Mach number distributon
on midspan section

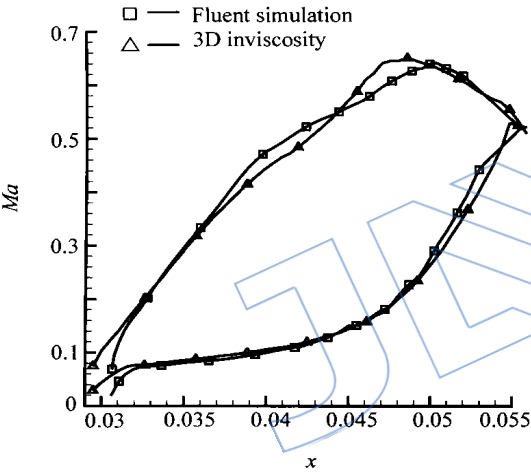


图 15 叶尖截面叶型表面马赫数分布图
Fig. 15 The Mach number distributon
on tip section

后用三元粘性软件校核是可行的。

6 组合设计的方法与步骤

在改变多种特征参数大量计算分析的基础

- 上, 总结出如下的组合设计方法与步骤:
- (1) 根据文献[6]的经验曲线, 结合通道设计的具体情况, 依据导叶出口叶高给出导叶进口叶高。
 - (2) 根据 S_2 反问题计算结果, 设计根、中、尖三截面速度分布合理的基本型面。
 - (3) 初步选定一组外端壁型线, 取单向正倾斜角 $8^{\circ} \sim 30^{\circ}$ 的几组径向迭加方式, 经三元流场分析, 视叶根流面流场的品质因子选取倾斜角度。
 - (4) 取选定的正倾斜角度通过两步确定外端壁轮廓曲线。
- 将叶尖叶型吸力面最大曲率点相应端壁位置附近作为收敛起始点。
- 选取不同的外端壁内、外曲率半径组合, 据三元流场计算确定外端壁型线。
- (5) 用全三维 N-S 方程软件校核所选定的组合设计方案。

参考文献:

- [1] 王平治, 张耀科, 敖超. 多级涡轮全三维流场的数值模拟 [R]. 北京: 中国科学院计算数学与科学工程计算研究所, 1995.
- [2] 石靖, 周勇, 李维. 低展弦比高温涡轮导叶外端壁收缩与倾斜叶片组合设计 [R]. 昆明: 中国航空学会第十届叶轮机专业学术讨论会, 1999.
- [3] Marchal P. Etude des écoulements secondaries en grille d'obus de détente [D]. U. Libre de Bruxelles, 1980.
- [4] 李维, 石靖, 袁绍先, 等. 载荷分布对亚声涡轮平面叶轮性能影响的对比研究 [R]. 昆明: 中国航空学会第十届叶轮机专业学术讨论会, 1999.
- [5] Weiss A P, Pottner L. The Influence of Load Distribution on Secondary Flow in Straight Turbine Cascade [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1995, 117(1): 113- 141.
- [6] Deich M E, Zaryakin A E. Method of Increasing the Efficiency of Turbine Stages with Short Blades [R]. Translation No. 2816, Associated Electrical Industries (Manchester Ltd. T. P. / T2816, April 29, 1960.

(责任编辑 吴一黄)