

文章编号: 1000-8055(2003)01-0076-06

超跨音对转涡轮大转折角叶片 的高次多项式解析造型研究

方祥军, 刘思永, 王 屏, 晏山平
(北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

摘要: 超跨音对转涡轮高气流转折角特点对叶片解析造型提出了苛刻要求, 本文探讨高次多项式解析造型方法设计超跨音对转涡轮大转折角叶型。在保证表征叶片气动特性的主要特征参数, 如栅距 t 、尾缘转折角 δ 和叶栅喉道宽度 b_{th} 等不变的情况下, 通过调整和优化选择叶型辅助参数, 采取控制叶背与叶盆型线曲率大小和叶栅槽道收敛性的方法, 达到控制燃气速度在超音速大转折角叶栅内流场合理分布及抑制激波的生成与强度的目的。数值模拟实例表明, 高次多项式解析造型方法能快速、高效、可靠地设计出高性能的超音速大转折初始叶型。

关键词: 航空、航天推进系统; 对转涡轮; 大转折角; 多项式; 叶片造型

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Geometric Design with Polynomial Method for Large Deflection Angle Blades of Transonic Contra-Rotating Turbine

FANG Xiang-jun, LIU Si-yong, WANG Ping, YAN Shan-ping
(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: It's very difficult to design transonic contra-rotating turbine blades because of its large flow deflection angle character. The paper mainly discusses how to design contra-rotating turbine large deflection angle blades with high order polynomial method. This method keeps the main dynamic performance design parameters unchanged, such as pitch, unguided turning and throat. But the aims of controlling the distribution of gas velocity in the supersonic large deflection angle cascade and restraining the shock produced and its intensity can be achieved by adjusting and optimizing the other subsidiary parameters, and controlling the curvature of both pressure side and suction side and the passage convergence of cascade. The numerical experiments show that the high order polynomial analytic method can quickly, efficiently and reliably design high performance supersonic large deflection angle preliminary profiles.

Key words: aerospace propulsion; contra-rotating turbine; large deflection angle; polynomial; profiles design

收稿日期: 2001-12-13; **修订日期:** 2002-03-08

作者简介: 方祥军(1973-), 男, 湖南岳阳人, 北京航空航天大学动力系博士生, 主要从事流体机械研究

1 前言

对转涡轮, 由于取消了对转转转子之间的导叶, 不仅消除了与导叶相关的泄露、冷却以及不可逆流动损失, 而且可以提高涡轮的级载荷系数和级效率, 减少发动机零部件, 减轻重量, 减小发动机轴向尺寸, 在高性能的航空发动机、空间动力系统以及低速工业燃气轮机等领域, 具有不可估量的发展潜力。美国“综合高性能涡轮发动机技术(H-PTET)计划”及我国拟发展的“先进涡轮发动机关键技术(A TEKT)计划”均将其列为重要研究方向。

但是, 对转涡轮为提高低压对转转转子载荷系数, 前排动叶常具有非常高的转折角^[1]。日本国家航空实验室NAL^[2]与美国NASA Lewis研究中心^[3]设计的亚音速叶型转折角均高达 160° 。

由于其非常苛刻的气动参数和复杂的三维可压缩粘性流动, 超跨音对转涡轮大转折角叶型设计, 关键不仅在于控制避免激波与附面层的干涉引起的气流分离损失, 避免强尾缘激波损失和尾缘激波导致的转子与转子干涉损失; 而且还要避免大转折角叶型在叶栅通道亚音区由于叶背型线曲率过大, 使得气流膨胀过快而形成比较大的超音速凸包, 使其具有高的气动效率以及在非设计工况下损失最低, 效率的变化值最小。

2 超跨音对转涡轮大转折角叶片解析造型要求

叶栅内燃气物理流动过程非常复杂, 涉及到附面层状况、气流的分离与重新附着、激波与附面层的干挠、尾缘区流动和冷气与主流燃气掺混等问题。这些物理现象与速度在叶型表面上分布紧密相关。为控制速度沿叶型表面合理分布, 气动特性的第一个标准是叶栅槽道必须连续光滑, 第二个标准是在叶栅局部要有最小的逆向速度梯度。对于超音速叶型, 叶型最大损失并不在于激波损失, 而来源于激波与附面层干扰损失。研究表明, 在槽道音速区域保证均匀的光滑流动是非常重要的。而大转折角特点要求叶型在非设计工况下, 能适应来流攻角的变化, 损失最小。

对转涡轮叶型的超跨音和大转折角特点使解析造型设计在满足气流进出口角和流量等基本设计条件下, 要求:

首先, 为使大转折角对转涡轮叶型有良好的

变工况特性, 叶型中弧线几何进口角和前缘应满足来流在一定的工作范围内变化, 前缘相对“钝”一些, 且前缘进口段无超音速区, 尾缘在满足强度和工艺的条件下应尽量“尖”。

其次, 大转折角特征要求型线曲率特别是叶背曲率分布应该合理, 以控制叶背上“入”激波形成或者减弱其强度。为控制超音速凸包, 型线曲率最大值应尽可能小, 在气流通过喉道后, 尾缘转折角取值应避免尾缘气流扩张过快引起的强尾缘激波。

再次, 叶栅通道应当是收敛的, 并且前部收敛度大, 后部收敛度小, 使气流在中前部快速加速到亚临界状态, 光滑平稳地通过喉道。大转折角叶型喉部一定应处于后部, 可防止气流扩散和保证气流出口角。

另外, 叶型型线光滑可导, 沿型线曲率平方的线积分应尽可能的小, 并且二阶导数连续不变号, 避免出现拐点使气流过度膨胀或压缩。

最后, 叶型最大厚度在中前部, 且前厚后薄, 前弯后直, 避免在局部应力恶化。

3 叶片高次多项式解析造型数学原理

一般来说, 叶型的特征参数基本上决定了其气动力品质。叶型最重要的独立设计参数有: 栅距 t (或叶片数 N), 叶片轴向弦长 B , 叶栅中弧线几何构造角 β_{1g}, β_{2g} , (或 α_{1g}, α_{2g}), 叶型截面面积 f (或叶型最大厚度 C_{max}), 叶栅槽道喉道尺寸 b_{th} , 叶栅安装角 γ 等。这些参数分别满足气流进出口角、流量和强度要求。满足这些参数的型线不是唯一的, 合理地控制型线, 获得高气动力品质是解析造型的目的。超跨音对转涡轮的大转折角特点和叶片优异的气动力品质对解析造型提出了苛刻的要求。

高次多项式光滑可导, 任意阶导数连续, 其多系数特点使型线设计的自由度增加。控制型线的形状和曲率及槽道收敛度的自由变量越多, 越有利于叶型获得高气动力品质。

叶栅压力面或吸力面型线用多项式方程表示为:

$$y = \sum_{i=0}^n a_i x^i \quad (n \geq 3) \quad (1)$$

其中, x 轴平行于涡轮轴, y 轴与尾缘叶栅的额线重合, 坐标原点位于压力面出口点(图1), n 为多项式最高幂次, a_i 为多项式系数。以叶背型线为研

究对象,以 B 为特征长度无量纲化,型线在两端点满足如下4个边界条件:

$x = 0$ 时:

$$y_{0s} = 2R_2; \quad y'_{0s} = \operatorname{tg}(90^\circ - \beta_{2s}) \quad (2)$$

$x = 1$ 时:

$$y_{1s} = \operatorname{tg}(\gamma) + 2R_2; \quad y'_{1s} = \operatorname{tg}(\beta_{1s} - 90^\circ) \quad (3)$$

β_{1s}, β_{2s} 为叶背型线前后缘几何构造角, R_2 尾缘半径。为减少尾缘损失,一般情况取尾缘的相对厚度(d_2/b_{th})小于10%。且:

$$\left. \begin{aligned} x = 0 \text{ 时: } & y_0 = a_0 \\ & y_0^{(j)} = 1 \cdots (j-1)ja_j \\ x = 1 \text{ 时: } & y_1 = \sum_{i=0}^n a_i \\ & y_1^{(j)} = \sum_{i=0}^n i(i-1) \cdots (i-j+1)a_i \\ & (j = 1, 2, \cdots, n) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

共 $2n+2$ 个方程,未知变量为 $a_0, a_1, \cdots, a_n; y_0'', y_0''', \cdots, y_0^{(n)}; y_1'', y_1''', \cdots, y_1^{(n)}$ 共 $3n-1$ 个,即需补充 $(3n-1)-(2n+2)=n-3$ 个附加条件。

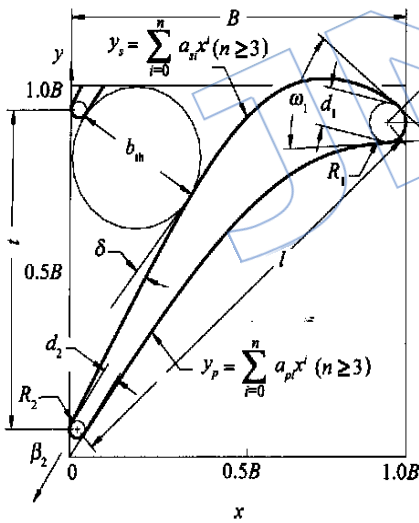


图1 叶型几何参数与坐标图

Fig 1 Profiles geometrical parameters and coordinate

可证明,关系式:

$$\frac{2y_0' + y_1'}{3} \leq y_1 - y_0 \leq (y_0' + 2y_1') \quad (5)$$

满足时,曲线二阶导数不变号,即 $y'' < 0$,型线是光滑的无拐点的向下凹曲线。

如果选择二阶导数 y_0'' 时,从下列条件出发:

$$\int k^2 ds \rightarrow \text{最小值} \quad (6)$$

$$d^2 \rho / d^2 x \leq 0 \quad (7)$$

则能得到较好的曲率沿叶型的变化。其中:

$$k = y'' / (1 + y'^2)^{3/2}; \quad \rho = 1/k \quad (8)$$

s 为曲线长度。

式(6)保证了低水平的叶型绕流速度,式(7)保证速度从前缘向尾缘平稳地变化。此条件给出曲线的最小曲率半径的最大值,并且保证了沿叶型曲率半径分布图上没有拐点。

设函数:

$$\Omega = \int k^2 ds = f(a_0, a_1, \cdots, a_n, y_0^{(2)}, y_0^{(3)}, \cdots, y_0^{(n)}, y_1^{(2)}, y_1^{(3)}, \cdots, y_1^{(n)}) \quad (9)$$

其中($n > 3$)

因此,可根据拉格朗日乘数法则,求 $3n-1$ 元函数 $\Omega = f(a_0, a_1, \cdots, a_n, y_0'', y_0''', \cdots, y_0^{(n)}; y_1'', y_1''', \cdots, y_1^{(n)})$ 在 $2n+2$ 个附加条件式(4)下的极值点。

将式(4)表示为 φ 函数:

$$\begin{aligned} \varphi_m &= \varphi_m(a_0, a_1, \cdots, a_n, y_0^{(2)}, y_0^{(3)}, \cdots, y_0^{(n)}, y_1^{(2)}, y_1^{(3)}, \cdots, y_1^{(n)}) \\ m &= 1, 2, \cdots, 2n+2 \end{aligned} \quad (10)$$

由拉格朗日乘数法则,用常数 $1, \lambda_1, \lambda_2, \cdots, \lambda_{2n+2}$ 顺次乘 $f, \varphi_1, \varphi_2, \cdots, \varphi_{2n+2}$,依次相加得函数:

$$F(a_0, a_1, \cdots, a_n, y_0^{(2)}, y_0^{(3)}, \cdots, y_0^{(n)}, y_1^{(2)}, y_1^{(3)}, \cdots, y_1^{(n)}) = f + \sum_{i=1}^{2n+2} \lambda_i \varphi_i \quad (11)$$

新增 $2n+2$ 个未知数 $\lambda_1, \lambda_2, \cdots, \lambda_{2n+2}$

函数 F 无附加条件时具有极值的必要条件:

$$\frac{\partial F}{\partial \xi} = \frac{\partial f}{\partial \xi} + \sum_{i=1}^{2n+2} \lambda_i \frac{\partial \varphi_i}{\partial \xi} = 0 \quad (12)$$

其中:

$$\xi = a_0, \cdots, a_n, y_0^{(2)}, \cdots, y_0^{(n)}, y_1^{(2)}, \cdots, y_1^{(n)}$$

式(4)和式(12)共有 $(2n+2) + (3n-1) = 5n+1$ 个方程,有 $a_0, a_1, \cdots, a_n; y_0'', y_0''', \cdots, y_0^{(n)}; y_1'', y_1''', \cdots, y_1^{(n)}; \lambda_1, \lambda_2, \cdots, \lambda_{2n+2}$ 共 $5n+1$ 个未知数,即方程组耦合,求解 $a_0, a_1, \cdots, a_n$,即可求得最佳型线方程。

如果在式(6)和式(7)条件下,叶盆和叶背型线不能满足喉道 b_{th} 和叶型最大厚度 C_{max} 要求,适当调整前后缘半径 R_1 和 R_2 ,叶型安装角 γ ,尾缘转折角 δ ,前后缘尖角等辅助参数取值,并且可适当放大叶盆 Ω 值,根据优化原则,可在给定约束条件下调整型线。

高次多项式参数 n 越大,控制型线曲率的自由空间越多。对于叶型吸力面,型线曲率变化大,

Ω 值较大, 为增加控制型线的自由度, n 可选取 6 或 7。对于叶型压力面, Ω 值相对较小, n 可选取 4、5 或 6。当 n 大于 7 后, 对型线的改善不明显, 又大大增加了计算量, 没有实际意义。

4 算例与分析

本文设计了两个算例(图 2), 为北航对转涡轮实验台高压涡轮导叶与动叶实验件。实验件载荷系数为 2.04, 叶尖出口无因次速度 1.1, 设计取叶根、叶中、叶尖三个截面。超跨音导叶进口气流角大, 出口气流角小, 收敛度大, 采取相对栅距较大的低稠度设计方案。动叶进口气流角小, 出口气流角小, 燃气气动参数决定了叶型转折角很大(一般小于 120°), 收敛度小, 特别是动叶根部气流转折角达到 142.5° , 收敛度仅为 1.16, 必然在叶栅前部转折角过大, 叶背型线曲率大, 叶栅通道前段

度, 同样采取了低稠度设计方案。详细参数见表 1。

高压导叶大的收敛度 $\sin\beta_1/\sin\beta_2$ 保证了它良好的通道收敛性(图 3), 但是由于动叶比较小(图 4), 特别是叶根截面, 收敛度只有 1.16, 通道保持

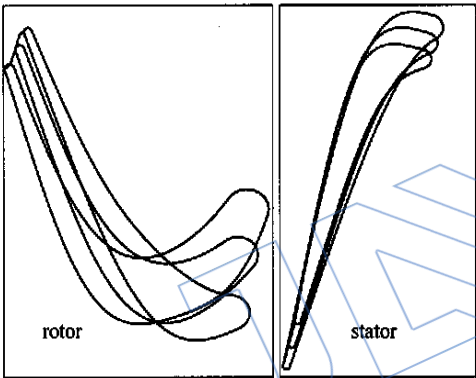


图 2 动叶与导叶叶型径向积叠图
Fig 2 The radial superposition figure of stator and rotor profiles

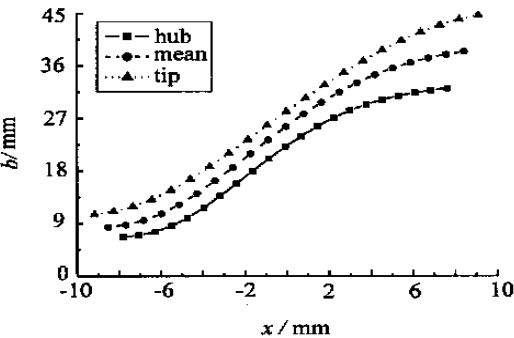


图 3 导叶叶栅槽道宽度变化图
Fig 3 The passage width convergence distribution of stator cascade

出现扩张现象。为减轻涡轮重量和降低尾缘堵塞

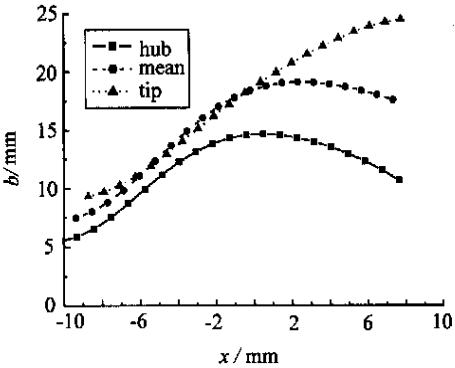


图 4 动叶叶栅槽道宽度变化图
Fig 4 The passage width convergence distribution of rotor cascade

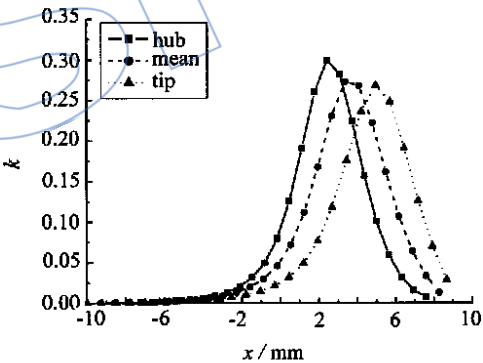


图 5 导叶吸力面曲率分布图
Fig 5 Stator suction side curvature distributions

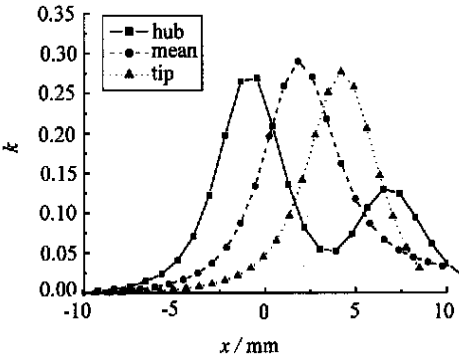


图 6 动叶吸力面曲率分布图
Fig 6 Rotor suction side curvature distributions

一致收敛比较困难, 气流在局部不可避免出现扩

表 1 叶型解析设计参数

Table 1 Profiles geometrical design parameters

	高压导叶			高压动叶		
	叶根 2%	叶中	叶尖 2%	叶根 2%	叶中	叶尖 2%
叶片数目 N	13			22		
弦长 l/mm	41.4	46.9	52.3	25.7	28.3	33.1
栅距 t/mm	35.3	41.8	48.3	20.8	24.7	28.5
气流转折角 $\theta/(\circ)$	79.0	78.0	76.9	142.5	128.9	99.1
气流收敛度 $K = \sin\beta_1/\sin\beta_2$	5.25	4.80	4.42	1.16	1.61	2.62
几何进口角 $\beta_{1g}/(\circ)$	91.1	92.8	97.4	25.1	44.7	78.4
几何出口角 $\beta_{2g}/(\circ)$	12.9	13.7	14.3	16.7	17.7	19.3
有效出口角 $\beta_{2t}/(\circ)$	10.8	11.8	12.8	15.1	17.5	18.8
后缘转折角 $\delta/(\circ)$	9.46	11.2	12.1	10.5	10.1	9.65
喉部宽度 b_{th}/mm	6.61	8.56	10.7	5.44	7.44	9.22
出口无因次速度 λ_c	1.04	0.89	0.78	0.94	0.97	1.014
前缘半径 R_1/mm	1.34	1.49	1.80	1.82	1.67	1.63
后缘半径 R_2/mm	0.36	0.39	0.42	0.40	0.36	0.34
后缘相对厚度 d_2/b_{th}	0.11	0.09	0.07	0.14	0.09	0.07
前缘尖角 $\omega_1/(\circ)$	32.5	41.7	33.4	3.83	3.18	5.06
后缘尖角 $\omega_2/(\circ)$	6.03	6.29	5.89	2.01	1.74	2.45
最大厚度 C_{max}	5.27	5.63	5.75	6.17	5.56	5.13

压现象,较强的逆压梯度可导致分离涡出现引起高的气动损失。但一般只要通道的扩张度小于5%,并且扩张段处于叶型前部20%~30%区域,是可以接受的。对叶型吸力面的曲率控制是为了使气流速度合理的分布,避免叶背出现强激波(图5,6)。在前缘段,来流速度低,可以有高的加速

度,曲率大;在叶型中段,气流加速到亚临界,如果曲率过大,气流在未通过喉道时就在叶背局部出现超音速状态,并发出一道激波延伸到压力面后,与附面层干涉后反射,引起损失。因此在气流加速到亚临界后,曲率应减小使气流平稳加速到音速通过喉道后,进入斜切口继续膨胀。

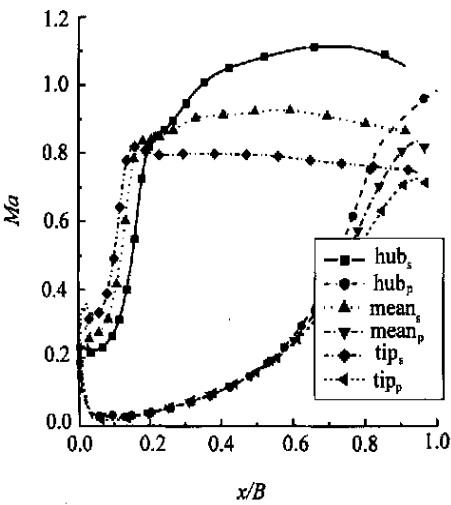


图 7 导叶表面马赫数分布图

Fig 7 Stator profiles surface Mach distributions

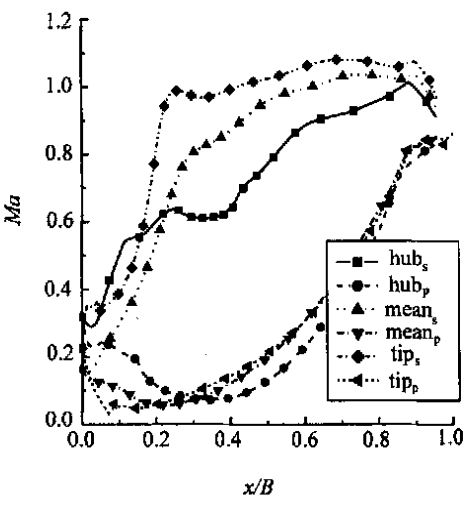


图 8 动叶表面马赫数分布图

Fig 8 Rotor profiles surface Mach distributions

从马赫数分布图图 7(采用 Baldwin-Lomax 模型数值模拟)可以看出,速度沿导叶型线分布相当“丰满”。在动叶叶根处(图 8),速度分布不如叶中和叶尖理想,这是叶根气流转折角太高,收敛度

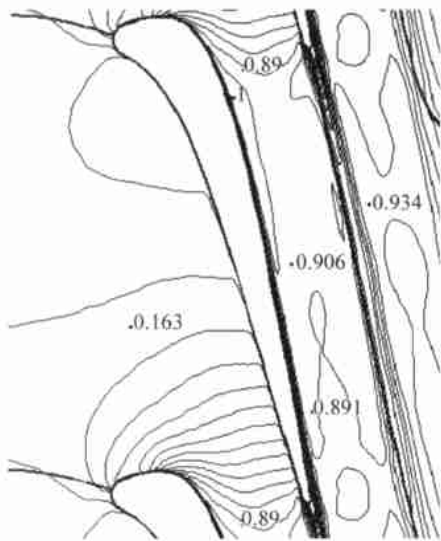


图 9 导叶中径截面马赫数等值线分布图

Fig 9 Stator midspan Mach contours distributions

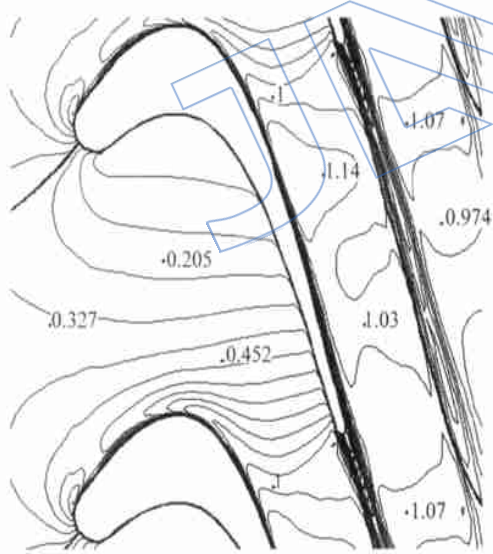


图 10 动叶中径截面马赫数等值线分布图

Fig 10 Rotor midspan Mach contours distributions

太低,气动设计参数太苛刻,在叶背前缘段出现了曲率较高,气流局部加速后减速所致。马赫数等值线分布图表明尽管动叶前缘速度出现局部减速扩压(图 9, 10),但考虑到非设计工况,特别是负攻角来流,速度的分布是相当令人满意的。计算结果动叶压力系数 $\sigma = P_2^*/P_1^*$ 为 0.978, 导叶压力系数 σ 为 0.984 也表明用高次多项式设计高载荷大转折角初始叶型是可行的。

5 结 论

(1) 高次多项式型线连续光滑无拐点且一阶二阶导数也连续光滑的特点,可以很好地满足高载荷大转折角叶型设计要求。

(2) 高次多项式解析造型法在保证主要叶片气动特性参数的不变的条件下,采取控制曲率沿型线的分布,及叶栅槽道收敛性,在曲线的最小曲率的最大值的极值条件限制下,通过调整和优化选择叶型辅助参数,使气流速度在叶栅流场内合理分布,具有最小的逆压梯度。并控制或避免在亚临界区域过度膨胀形成局部超音区生成激波与激波和叶盆附面层干扰,避免和减弱气流分离等二次流现象,从而减小叶型损失,提高叶片气动品质,是可行的。

(3) 超跨音对转涡轮高压转子动静叶设计实例的 CFD 数值模拟表明,利用高次多项式解析造型法多系数和多自由度特点,控制曲率和槽道变化,是一种获得高气动品质初始叶型行之有效的方法。

参考文献

[1] 方祥军. 轴流对转涡轮气动设计与叶片造型研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2000

[2] Yamamoto A, Ota E. Low-Speed Annular Cascade Tests of an Ultra- highly Loaded Turbine with Tip Clearance [A]. Part 1- Near Design Incidence[C]. ASME 99- GT- 212, 1999

[3] Boris A Ponomarev. New Generation of the Small Turbo-shaft and Turboprop Engines in U. S. S. R[R]. ASME 90 - GT- 195, 1990