

## 基于 UG/GRIP 的涡轮叶片辅助造型方法

严俊峰<sup>1</sup>, 焦 烨<sup>2</sup>

(1 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2 西安邮电学院, 陕西 西安 710061)

**摘 要:** 运用多项式原理和 UG/GRIP 技术对冲击式涡轮静子叶片进行造型设计, 获得了一种先进的涡轮参数化设计方法, 从而能够及时、直观地考察叶片的气动特性。同时可采用交互方式对涡轮设计参数进行修改, 增强了涡轮计算机辅助设计系统的交互设计能力, 有利于提高涡轮设计质量。

**关键词:** 涡轮; 五次多项式; UG/GRIP

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2008) 05-0010-06

## Method of aided modeling for turbine blade based on UG/GRIP

Yan Junfeng<sup>1</sup>, Jiao Ye<sup>2</sup>

(1 Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2 Xi'an University of Post and Telecommunications, Xi'an 710061, China)

**Abstract:** Based on the principle of polynomial and UG/GRIP technology, in this paper, an advanced method of parametric design for impulse turbine stator is established. This method will assist designers to check the aerodynamic characteristics of the turbine immediately and directly. At the same time, the parameters can be modified in the manner of interactive operation. It will strengthen the interactive design function of the CAD system, which is useful for improving the design quality of turbines.

**Key words:** turbine; polynomial of degree 5; UG/GRIP

---

收稿日期: 2008-07-10; 修回日期: 2008-08-13。

作者简介: 严俊峰 (1980—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为涡轮泵技术。

## 0 引言

涡轮叶片造型是涡轮设计过程中的重要步骤,为了获得性能优良的叶型,传统的方法是根据相似叶型进行换算,然后根据图纸制成模型,并在试验台上反复试验,最终得出符合要求的叶型。显然,这一过程费时费力,而且性能提高有限。随着计算技术及计算机技术的发展,对涡轮叶型进行计算机辅助设计(CAD)、计算机辅助工程(CAE)及计算机辅助制造(CAM)已成为解决这一问题最有效的途径<sup>[1]</sup>,而涡轮叶片的造型技术将是其中的关键。随着过程集成和设计优化(PIDO)技术的发展,对涡轮性能进行优化设计已成为可能<sup>[2]</sup>。

为了实现涡轮的优化设计,需要对叶型进行参数化,即用若干个设计参数描述叶型。要求达到用较少的设计参数确定出定性合理、可变性较大的叶型。设计参数越多,叶型可变性越大,但优化计算工作量也越大<sup>[2,3]</sup>。这里采用参数较少的五次多项式进行叶栅造型设计。

目前一些高端三维造型软件如Solidworks、UG、Pro/E等的造型功能非常优秀,使用这些高端软件来实现涡轮叶片造型是一条捷径。Open GRIP是UG提供的二次开发工具,以子程序方式实现系统交互操作。提供用户化和增强标准的UNIGRAPHICS系统功能。这里采用UG的二次开发工具UG/Open GRIP对冲击式涡轮静子叶栅的造型进行研究。

## 1 涡轮叶栅造型

### 1.1 造型原理

在叶栅造型技术方面,一是利用专门的气动叶型,根据叶栅中弧线将专门的气动叶型进行弯曲的造型法;二是根据规定的参数直接绘制出叶背和叶盆轮廓以形成叶型的造型方法<sup>[4]</sup>。本文采用第二种叶栅造型方法,即根据已知的涡轮静子叶栅几何参数在保证各参数间约束关系的基础上直接绘制叶型。

形式为  $y = \sum_{k=0}^n a_k x^k$  的各种幂次多项式是便于

计算和分析研究的函数,而且适于描述各种各样形状的叶型。在设计具有小反力度以及大气流转折角的叶栅的叶型时,采用  $n=5\sim 7$  的多项式,可以得到对于冲击式涡轮叶型来说是合理的曲率变化规律<sup>[4]</sup>。为了减少优化计算的工作量,采用如式(1)所示的五次多项式进行叶栅造型设计。

$$y = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + a_3 x^3 + a_4 x^4 + a_5 x^5 \quad (1)$$

### 1.2 边界条件

取  $x$  轴平行于涡轮轴,  $y$  轴与叶栅额线相重合的坐标系,可以方便地进行解析造型。显然,根据叶栅参数,如叶片宽度、前后缘半径、几何进出口角、前后缘扩张角和安装角等,可以惟一确定叶背和叶盆与前后缘相切点的坐标和切线方向(即一阶导数  $y'$ )。此外,改变叶型轮廓的曲率,可以显著地影响沿叶背和叶盆的速度分布,从而得到最佳的方案<sup>[4]</sup>。因此,为了体现叶型的合理变化,对于五次多项式,还应合理给出边界处的二阶导数  $y''$ ,以确定沿叶型曲率的变化特性。根据上述要求,即可确定五次多项式的6个边界条件,如式(2)所示

$$\left. \begin{aligned} y &= y_0; y' = y'_0; y'' = y''_0 \Big|_{x=0} \\ y &= y_1; y' = y'_1; y'' = y''_1 \Big|_{x=1} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式(2)中,  $x=0$  表示叶背(或叶盆)与前缘相切点的无量纲  $X$  坐标;  $x=1$  表示叶背(或叶盆)与后缘相切点的无量纲  $X$  坐标;下标 0、1 分别表示  $x=0$  和  $x=1$  的状态。

### 1.3 多项式系数

根据式(1)和式(2),即可求出五次多项式的系数。较为通用的公式,如式(3)所示。

$$\left. \begin{aligned} a_0 &= y_0; a_1 = y'_0; a_2 = \frac{y''_0}{2}; a_3 = \frac{1}{6} A \\ a_4 &= 35(y_1 - y_0) - 20y'_0 - 15y'_1 - 5y''_0 + \frac{5}{2}y''_1 - \frac{2}{3}A - \frac{1}{6}B \\ a_5 &= -84(y_1 - y_0) + 45y'_0 + 39y'_1 + 10y''_0 - 7y''_1 + A + \frac{1}{2}B \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式(3)中,

$$A = 60(y_1 - y_0) - 36y'_0 - 24y'_1 - 9y''_0 + 3y''_1;$$

$$B = 120(y_1 - y_0) - 60y'_0 - 60y'_1 - 12y''_0 + 12y''_1 - A$$

### 1.4 叶栅特性

在涡轮实际工作中,叶型的曲率(半径 $r$ )对涡轮的性能影响很大,因此有必要获得曲率半径沿线的分布特性。而根据公式(1),即可方便地求出一阶导数、二阶导数和曲率半径沿线的分布特性,其中,曲率半径的计算如公式(4)所示

$$r = -\frac{(1+y'^2)^{3/2}}{y''} \quad (4)$$

在涡轮设计中,对于由接近冲击式叶型组成的叶栅,需要检验其叶间流道宽度的变化特性。利用叶盆和相邻叶背之间法线(等势线)长度 $L$ 的变化特性,可以判断叶间流道的形状。对于收敛的通道,希望法线长度从前缘处的 $L_1$ 值平滑地减小到出口处喉部的尺寸。

在实际情况中,感兴趣的是确定气体势流绕叶栅的绕流。对于横截面面积变化很小的流道,可以假设速度分布具有双曲线的特性<sup>[4]</sup>,如式(5)所示

$$\lambda = \frac{a}{1+b\eta+c\eta^2} \quad (5)$$

式中, $\lambda = \frac{V}{c_{cr}}$ 为速度系数,即气流速度 $V$ 与临界声速 $c_{cr}$ 之比; $\eta$ 为沿由圆弧近似的等势线而计算的弧坐标; $a, b, c$ 为待定系数。

则叶背上的气流速度系数 $\lambda$ 可由流量方程(6)确定

$$c_{cr} \int_0^b \rho \lambda d\eta = G \quad (6)$$

对公式(6)进行积分即可以快速地计算出气体在平面流道内的速度系数分布,从而快速获得涡轮的性能,这对于设计者来说是很有必要的。

显然,叶盆上的气流速度系数 $\lambda$ 可由公式(7)确定

$$\lambda = \frac{a}{1+bL+cL^2} \quad (7)$$

## 2 UG/GRIP 实现

UG是近年发展起来的功能强大的三维造型软件,在工程领域有着广泛的应用。在UG交互环境下绘制冲击式涡轮静子是比较困难的,而利

用UG/Open GRIP,可以实现对各类冲击式静子的造型。Open GRIP是UG提供的二次开发工具,以子程序方式实现系统交互操作,并提供用户化和增强标准的UNIGRAPHICS系统功能<sup>[5]</sup>。提供变量、数组、声明;字符串操作输入输出;文件操作;算术运算符程序调用;循环语言等。此外,利用UG/Open GRIP语言还可方便地给出各种数据文件,自动、快捷地实现与流场计算软件和结构计算软件等的连接,为涡轮的优化设计提供数据支持<sup>[2]</sup>。将UG/Open GRIP应用于冲击式涡轮静子的叶片造型属于开创性的工作,对帮助设计人员认识叶片的特征,完善涡轮性能有重要意义<sup>[1]</sup>。

### 2.1 叶栅造型

在叶片的造型过程中,首先应确定涡轮静子叶栅的造型方法,如五次多项式造型方法等。然后根据叶片宽度、前后缘半径、几何进出口角、前后缘扩张角和安装角等12个叶栅造型参数,利用GRIP语言的数值计算功能,求出叶背和叶盆与前后缘相切点的坐标和切线方向,即式(2)中的 $y_0, y'_0, y_1$ 和 $y'_1$ 。结合叶背和叶盆与前后缘相切点二阶导数,便可根据式(3)求得各项多项式系数,从而求解出五次多项式(1)。最后根据五次多项式确定的点集,利用GRIP语言的“SPLINE”样条曲线语句,生成涡轮静子的叶背和叶盆型线,进而获得一阶导数、二阶导数和曲率半径沿线的变化规律。

### 2.2 设计实例

UG环境下冲击式涡轮静子叶片造型的交互式界面如图1所示,其三维叶栅造型如图2所示。



图1 涡轮静子的造型参数

Fig.1 Modeling parameters of turbine stator

图3、图4、图5和图6所示分别为在不变的

$y_0$ 、 $y'_0$ 、 $y_1$ 和 $y'_1$ 下, 随着涡轮静子叶背 $y''_0$ 和 $y''_1$ 值的改变, 其无量纲化叶型、叶背的一阶导数、二阶导数和曲率半径等沿线的变化。其中, 叶型“0”、“1”、“2”、“3”和“4”中的二阶导数值及对应的五次多项式系数如表 1 所示。当然, 叶盆对应的参数变化也可按照相似方法得出。



图 2 静子叶栅 (局部)

Fig.2 Turbine stator cascades (local)

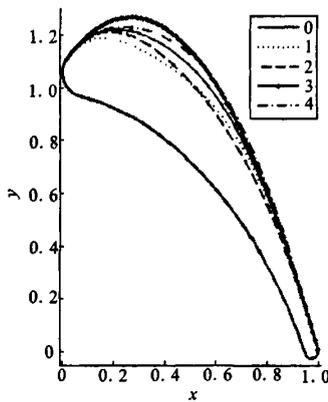


图 3 静子叶型

Fig.3 Turbine stator blades

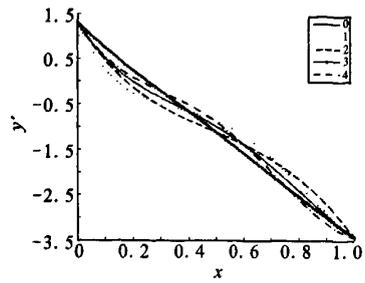


图 4 一阶导数的分布

Fig.4 Derivatives of first order distribution

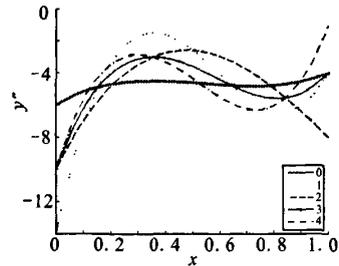


图 5 二阶导数的分布

Fig.5 Derivatives of second order distribution

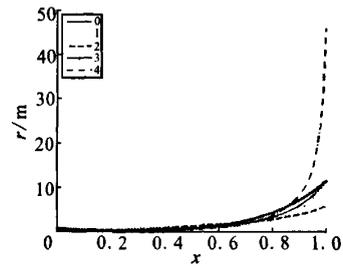


图 6 曲率半径的分布

Fig.6 Radius of curvature distribution

表 1 二阶导数及多项式系数

Tab.1 Derivatives of second order and polynomial coefficients

叶型	二阶导数		多项式系数					
	$y''_0$	$y''_1$	$a_0$	$a_1$	$a_2$	$a_3$	$a_4$	$a_5$
0	-10	-4	1.3495	1	-5	8.5222	-9.0154	3.1526
1	-14	-4	1.3495	1	-7	14.5222	-15.0154	5.1526
2	-10	-8	1.3495	1	-5	6.5222	-5.0154	1.1526
3	-6	-4	1.3495	1	-3	2.5222	-3.0154	1.1526
4	-10	-1	1.3495	1	-5	10.0222	-12.0154	4.6526

利用UG/Open GRIP工具，采用交互方式对涡轮静子进行三维造型，生成的叶片实体在屏幕上可以旋转、放大等，从而可以帮助设计人员及时直观地在三维空间中多方位地观察叶片的实体，并能够及时、直观地考察叶片的气动特性，如叶片表面型线是否光滑连接，叶片弯曲程度与安放角变化是否均匀，曲率大小和流通面积是否符合设计要求等，进而帮助设计师及时地评价已经设计好的涡轮叶片，提高涡轮的设计质量，这正是UG软件在叶片机械造型设计中强大生命力的体现。

### 2.3 流道宽度检查

为了确定冲击式涡轮静子叶间流道宽度的变化特性，需要作出叶间流道的内切圆及相应的等势线，这可以在UG/Open GRIP程序中方便地实现。

如图7所示，首先过叶盆上某点A作叶盆的垂线AE，然后在相邻叶背上某点C和点C的相邻点D作叶背的垂线CE和DF，并比较线段AE、CE、AF和DF的长度，若满足条件 $\overline{AE} > \overline{CE}$ 且 $\overline{AF} < \overline{DF}$ ，则表明与点A对应的等势线应落入CD区间。最后在该区间内，依同样的方法迭代，直到满足收敛条件 $|\overline{AO} - \overline{BO}| < \epsilon$ 为止（ $\epsilon$ 为精度值）。图8即为按照上述方法做出的涡轮静子叶间流道的内切圆分布图。

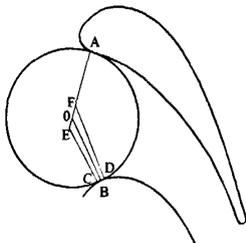


图7 内切圆  
Fig.7 Inscribed circle

根据图7中的点A、点B和点O，即可简单地做出叶间流道的等势线，如图9所示。等势线长度L，即叶间流道的宽度变化如图10所示。从图10可以看出，涡轮静子叶间流道的宽度变化较为均匀，可以判断其为收敛的通道。

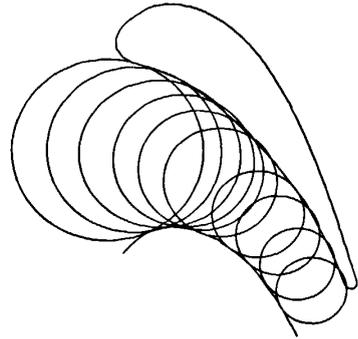


图8 内切圆分布  
Fig.8 Inscribed circles distribution

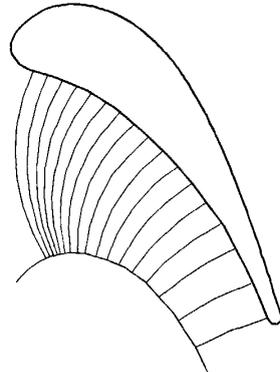


图9 等势线分布  
Fig.9 Equipotential lines distribution

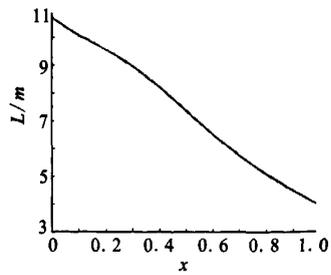


图10 等势线长度分布  
Fig.10 Length of equipotential lines distribution

### 2.4 势流计算

获得等势线长度、叶片和叶背上曲率半径等沿叶片的分布规律后，根据式(6)和式(7)并结合数值计算工具，求解出叶栅势流并获得绕这些叶型叶栅的气流马赫数分布，如图11所示。

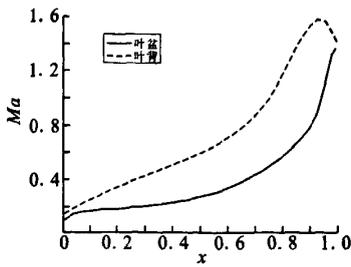


图 11 马赫数分布

Fig.11 Mach number distribution

利用速度变化的双曲线规律<sup>[4]</sup>计算气体在叶型流道内的流动,方法较为简单,可方便地将其应用于近似计算,从而快速获得涡轮的性能,因而将对提高涡轮设计质量产生积极的影响。

### 3 结论

采用五次多项式设计具有小反力度以及具有大气流转折角的叶栅的叶型,得到冲击式涡轮叶型合理的曲率变化规律,从而获得了一种先进的涡轮叶片参数化设计方法。利用该方法还可以方便地得到叶型一阶导数、二阶导数和曲率半径等的变化规律。

利用上述原理,取叶片宽度、前后缘半径、几何进出口角、前后缘扩张角、安装角、前后缘

与叶背和叶盆相切点二阶导数等 12 个造型参数,运用 UG/Open GRIP 技术对冲击式涡轮静子的叶背和叶盆进行造型设计,并采用交互方式对涡轮叶片造型进行修改,从而能够及时、直观地考察叶片的气动特性,如叶片表面型线是否光滑连接,叶片弯曲程度与安装角变化是否均匀,曲率大小、流通面积和马赫数分布是否符合设计要求等。通过 UG/Open GRIP 二次开发工具的使用,实现了冲击式涡轮静子叶型的参数化造型,增强了涡轮叶片计算机辅助设计系统的交互设计能力,对提高涡轮设计质量具有重要意义。

### 参考文献:

- [1] 严俊峰,陈炜.基于 UG/GRIP 的低比转速离心泵叶轮数字化造型原理[J].火箭推进,2006,32(4):6~9.
- [2] 严俊峰,吴宝元,逯婉若.基于 Optimus 的涡轮气动优化设计[J].火箭推进,2008,34(2):13~17.
- [3] 周凡贞,王世勇,丁晓娟,等.涡轮高载荷动叶片设计及级三维流场数值分析[J].推进技术,2004,25(1):62~65.
- [4] 阿洛诺夫 B M,茹可夫斯基 M И,茹拉符列夫 B A,等[俄].吉桂明译.航空燃气涡轮叶片的造型[M].北京:国防工业出版社,1980.
- [5] 王庆林.UG/OpenGRIP 实用编程基础[M].北京:清华大学出版社,2002.

(编辑:陈红霞)