

文章编号: 1000-8055(2006)01-0156-05

利用Bezier样条曲线进行叶轮机 可视化设计

殷明霞, 刘群辉, 桂幸民

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 叶轮的叶型设计最终将决定叶轮机的性能, 进行可视化的叶型设计, 有利于有针对性地直接实施叶型局部优化, 提高优化效率。本文基于Bezier理论, 利用OpenGL作为图形图像的开发工具, 开发了一套对叶轮机二维叶型进行可视化设计的软件, 经优化设计前后的数值模拟比较, 修型后的叶栅总压损失系数明显下降。表明该软件可以直观有效地应用于叶轮机设计。

关键词: 航空、航天推进系统; 叶轮机; Bezier函数; 可视化设计

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Visualized design of turbomachinery Using Bezier Spline

Y N M ing-xia, L U Q un-hui, GU I X ing-m in

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The profile design is one of the key tasks in the design of turbomachinery. Visualized design of the profile was propitious to realize the local blade optimum directly and efficiently. Based on Bezier theory, here a visualized software using Open GL API as graphic development tool was developed for 2D blade profile optimization. The comparison between the numerical results of pre-design and post-design shows that the stagnation pressure loss coefficient of modified airfoil is significantly decreased. It is indicated that the software can be effectively applied to turbomachinery design.

Key words: aerospace propulsion system; turbomachinery; Bezier function; visualized design

近年来,随着科技的发展,计算机的应用领域已经渗透进各个领域,对于航空航天这样的高科技领域更是离不开计算机。具体到叶轮机叶片设计来讲,设计工作主要是改型设计,那么,对于改型设计,要求很高,修改后要保持其叶型的连续可导,过去我们修改叶片上的一点,需要调整其周围的很多点,修改困难,修改时间周期过长,而且难

以保证其型面的连续可导性,精度也达不到要求,所以,很需要一款可视化的设计软件,特别是对于有经验的设计人员来讲,能够直接将自己的设计经验应用于叶型的设计当中。目前的一些商用软件如Numeca等都是国外研究开发出来的,国内在这一领域还处在起步阶段,还没有真正的开发出自己的可视化设计系统。本文主要阐述的是

收稿日期: 2005- 03- 22; **修订日期:** 2005- 05- 25

作者简介: 殷明霞(1974-),女,山东五莲人,北京航空航天大学能源与动力工程学院博士生,主要从事航空宇航推进理论与工程的研究

DAOS (Direction Adjustment of Surface 面的直接调整) 软件开发的理论依据及开发流程图, 最后给出了一个算例。

1 Bezier 样条曲线理论介绍

在叶轮机设计中, 保持叶型几何的连续可导性很重要, 否则所设计的叶型无论是其外观还是其效率、损失等各种设计参数都不会达到要求。设计过程中需对叶型进行反复修改, 修改后的叶型

其几何性能不能被破坏。三次Bezier 样条曲线由4个控制点控制一条曲线, 其所需的控制点少, 同时便于编程实现(如图 1 所示), 运算速度及图形的处理速度都很快, 所以Bezier 曲线表示法非常适合进行叶轮机叶型的可视化设计。其相关理论介绍如下^[4]:

Bezier 公式表示为:

$$Q(t) = \sum_{i=0}^n p_i B_i^n(t)$$
 (1)

其中Q 是曲线上一点的三维坐标中的某一个, p_i 是相应4 个控制点坐标, t 的变化范围为[0, 1], 用来描述两点之间的样条曲线。B 为伯恩斯坦多项式, 写成二项式形式为:

$$B_i^n = \binom{n}{i} t^i (1 - t)^{n-i}$$
 (2)

从一个坐标变换到另外一个坐标, 曲线的几何由插值得到。

三次Bezier 样条曲线展开形式表示为:

$$Q(t) = (1 - t)^3 P_1 + 3t(1 - t)^2 P_2 + 3t^2(1 - t) P_3 + t^3 P_4$$
 (3)

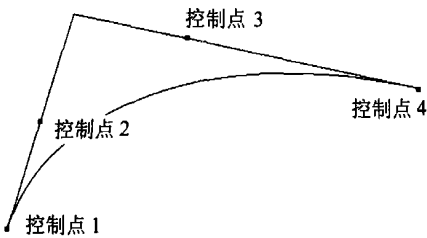


图1 带有4个控制点的Bezier 曲线
Fig 1 The Bezier curve with four control points

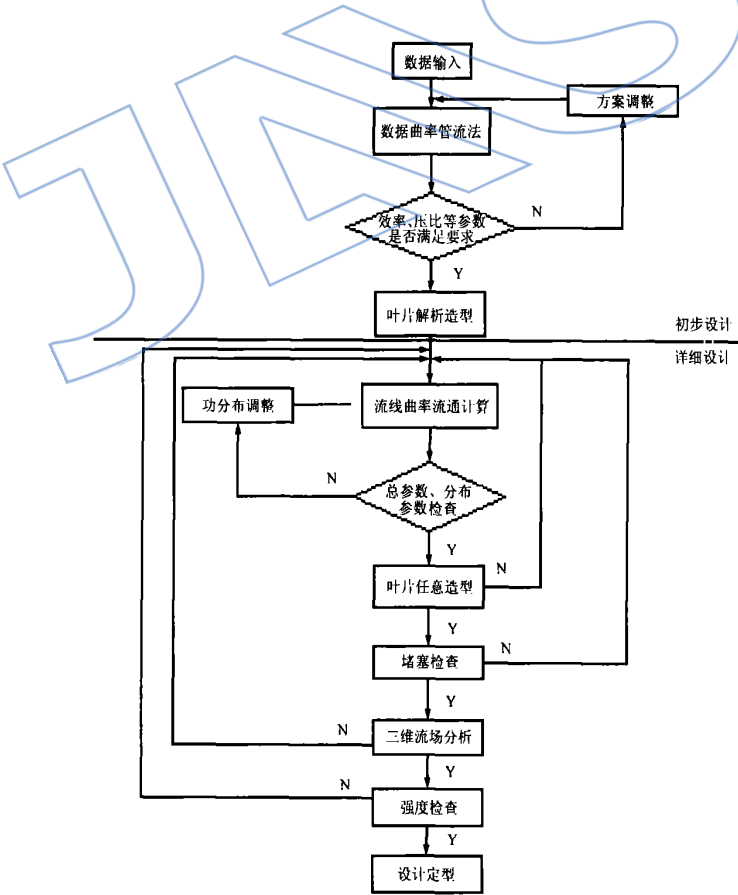


图2 叶轮机设计流程简图
Fig 2 The flow diagram of turbomachinery design

2 叶轮机可视化设计

2.1 编程工具的选择^[3]

本软件主要是基于叶轮机的二维叶型设计方面调整困难,调整效率低下,无法保证设计精度而研制开发的。算法上采用了Bezier 曲线的理论,来保证叶型叶面的连续可导性。开发工具,采用了微软最新的开发工具Visual C++ .NET 作为开发平台,图形图像的处理采用了OpenGL 作为开发平台。从计算机的操作系统,到应用程序软件,可以说百分之九十以上都是基于Windows 或者是使用微软的开发工具开发的,因为Windows 是微软的产品,所以本软件采用Visual C++ .NET 作为系统的开发平台。图形图像方面采用的是美国SGI公司的OpenGL,即开放的图形库,因为图形图像的处理,OpenGL 具有出色的表现,而且可移植性好。

2.2 叶轮机设计方法流程简介

叶轮机设计体系的气动设计计算基于 S_{2m} 流面流线曲率通流计算方法,配以在任意回转面上叶型的任意造型方法,并进行三维流场数值分析和强度、振动、喘振验算。设计流程图如图2所示。重复图2所示的过程,直至各种工程准则在全叶展上满足要求^[1,4]。

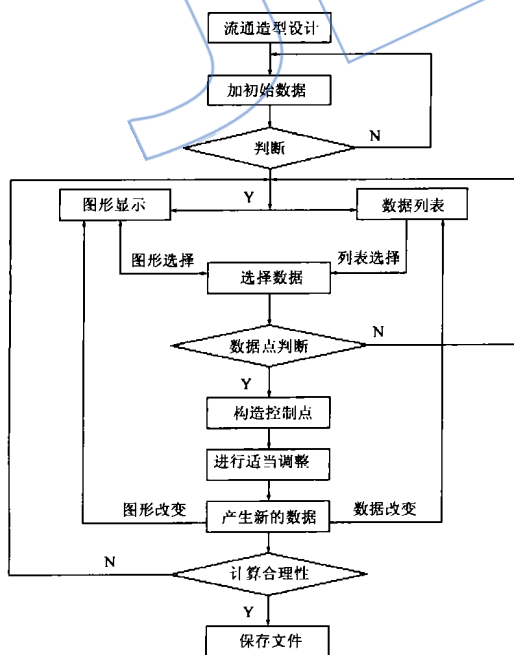


图3 软件的设计流程图

Fig 3 The flow diagram of software design

2.3 可视化设计流程简介

在叶轮机叶型设计当中,其设计方法主要有两种,一种是全新的设计即所有的数据都完全重新设计构造,经过一系列的设计计算过程,设计出一种比较合理的叶面造型。另一种设计方法就是改型设计,这种设计方法是基于以前的叶型叶面,只进行局部修改,其优点是设计手段和设计方法比较成熟,而且效率也是比较高的,所以我们比较钟爱于第二种设计方法。本软件也正是基于叶轮机叶型叶面的二维修改而开发的,对于我们设计人员特别是有经验的设计人员,利用本软件,能够很快的修改老的叶型叶面上一些不合理的叶型数据,从而设计出优美的、合理的、先进的叶型叶面。基于以上考虑,本软件的设计流程图构思如下:(图3)^[3]

3 算例分析

3.1 叶型介绍^[2]

原始叶型是指在叠加到弯曲的中弧线之前,叶型厚度沿弦长的分布方式,原始叶型只有叠加到中弧线上才能构成基本叶型。在进行亚音叶型设计时通常使用原始叶型,并根据中弧线的形状产生最终叶型如(图4、图5所示)。叶轮机中常用的原始叶型有3种:英国的C系列、美国的NACA系列和前苏联的BC-6系列。

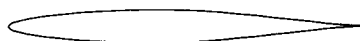


图4 NACA 原始叶型

Fig 4 The original blade shape

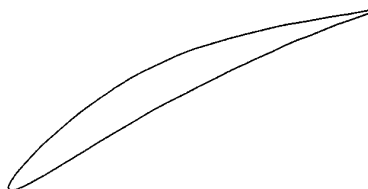


图5 叠加某中弧线后的NACA 叶型

Fig 5 The NACA blade shape after added

早期常用的中弧线有单圆弧、多圆弧和抛物线。近年则更多地采用三次多项式方程,使中弧线具有更多的拐点以适应跨声基元的要求,本算例为NACA 原始叶型叠加到某中弧线上,弦长为

0.07 m, 叶片弯角为 26.4° 。NACA 叶型为低速叶型, 其最大厚度相对位置为0.4。

3.2 计算介绍

使用NUMECA 三维数值模拟软件对该叶型叶栅吹风试验进行了二维定常流动数值模拟, 网格用NUMECA 的IGG 网格生成器生成, 网格数为113(周向)365(流向)(图6所示)

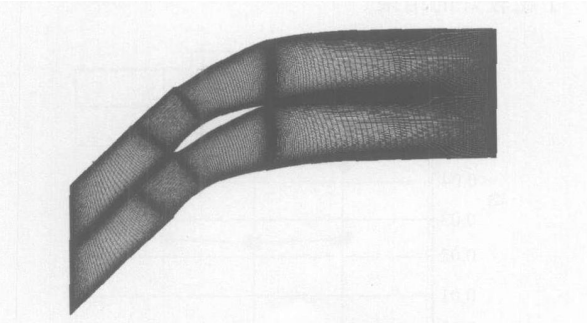


图6 计算网格示意图

Fig 6 The sketch map of calculated grid

采用三维雷诺平均Navier-Stokes 方程。湍流模型选取S-A 一方程模型。边界条件的处理方法为: 进口边界, 给定总温、总压、气流角的分布, 出口边界给定位置处的静压。

当进口马赫数为0.6 时计算得到的总压损失系数 $\bar{\omega} = (p_1 - p_2) / (p_1 - p)$ 为0.047 384, 考察其速度矢量图时可以看出, 在叶片吸力面中后部边界层加厚, 其后流动发生分离, 为了适应较高速的进口流动速度, 削弱吸力面分离, 降低总压损失系数, 采用本软件调整叶型, 将叶片前部适当削薄, 增加发生分离处的叶片厚度, 并将叶片的最大厚度相对位置后移。其调整界面如图(7), 对比如(图8)。

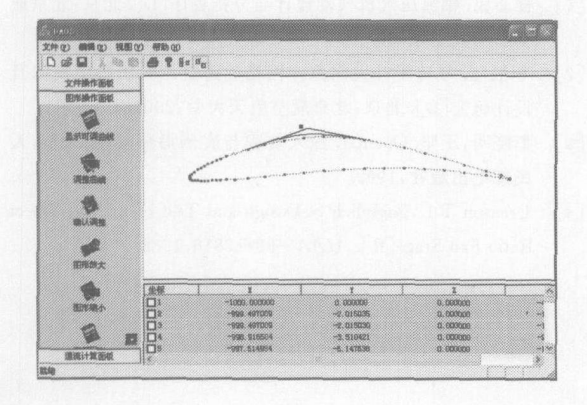


图7 使用本软件的调整界面

Fig 7 The adjusted interface using this software

叶型调整之后, 计算得到的总压损失系数为

0.026 316, 与改型之前相比, 总压损失系数降低了42.79%, 考察改型后流动的速度矢量图时可以看出, 气流在吸力面流动情况得到很大的改善, 流动不再发生分离。如(图9)和(图10)所示。

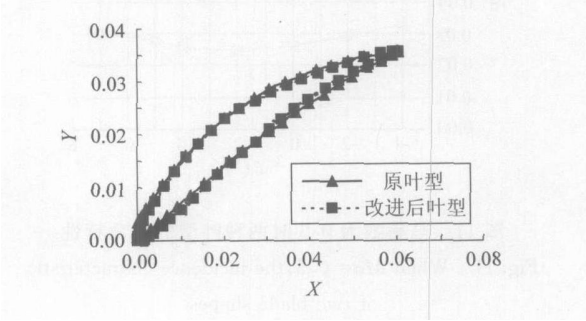


图8 叶型调整前后叶型比较示意图

Fig 8 The compared sketch map of blade shapes after and before adjustment

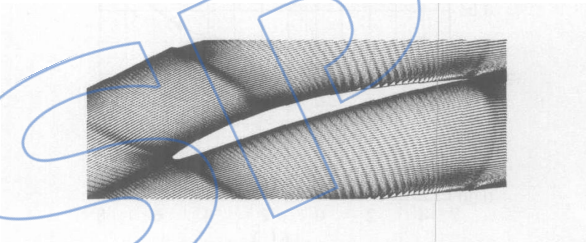


图9 叶型调整前流动速度矢量图

Fig 9 The flow velocity vector before blade shape adjustment

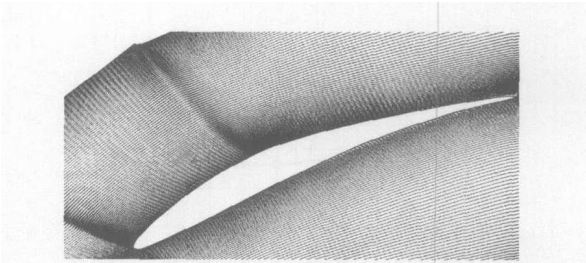


图10 叶型调整后流动速度矢量图

Fig 10 The flow velocity vector after blade shape adjustment

本文针对原始叶型和改型后叶型, 计算了进口马赫数分别为0.5、0.6和0.7 时不同攻角下的流动情况, 图11、图12和图13 分别为马赫数是0.5、0.6和0.7 时总压损失系数 $\bar{\omega}$ 随攻角 i 的变化。从图中可以看出, 在相同进口马赫数的情况下, 改型之后的叶型的总压损失系数与原始叶型的相比, 总体下降了很大的幅度, 同时攻角范围也有一定程度的扩大。例如, 马赫数为0.5, 在 $+7^{\circ}$ 攻角时, 原始叶型的总压损失系数已经开始快速

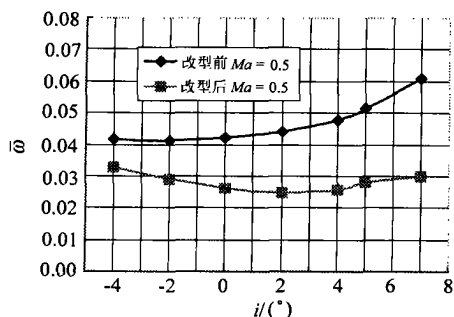


图 11 马赫数为 0.5 时两种叶型的攻角特性

Fig 11 When $Ma = 0.5$, the incidence characteristic of two blade shapes

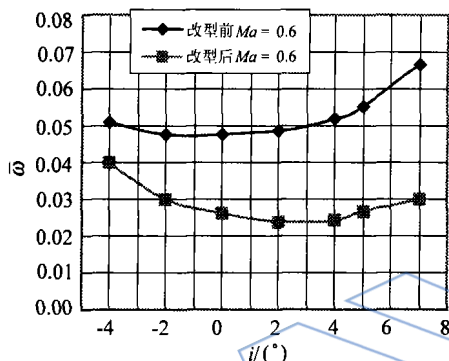


图 12 马赫数为 0.6 时两种叶型的攻角特性

Fig 12 When $Ma = 0.6$, the incidence characteristic of two blade shapes

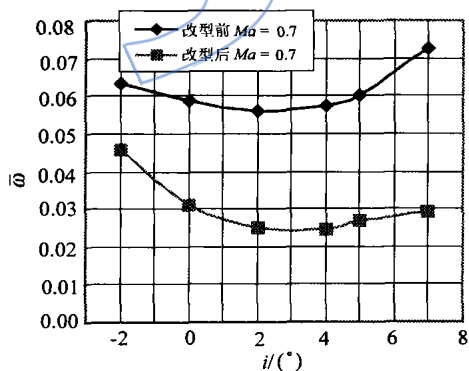


图 13 马赫数为 0.7 时两种叶型的攻角特性

Fig 13 When $Ma = 0.7$, the incidence characteristic of two blade shapes

增大,而改型后的叶型的总压损失系数仍旧是缓慢增高,正攻角范围较原始叶型扩大很多。这进一步说明通过叶型调整,流动特性得到很大的改善。

图 14 表示了在 +2 攻角的情况下总压损失系数随马赫数的变化。可以看出,改型后叶型的总压损失系数较原始叶型降低很多,说明改型后的叶型的流动状况得到很大的改善,叶型优化得到了比较好的结果。

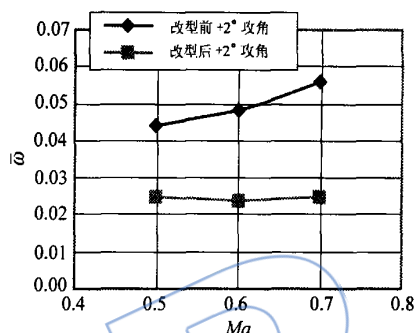


图 14 +2 攻角时总压损失系数随马赫数的变化

Fig 14 Under +2 incidence, the total pressure loss coefficient versus Mach numbers

4 结 论

利用 DAOS 可视化设计软件,对叶型叶面进行局部修改时,其修改时间只需要 1~2 min 的时间,而且能够保证型面连续可导。相反,人工进行调整,可能需要几个小时,甚至几天的时间。所以 DAOS 可视化设计软件大大提高了设计效率,同时保证了设计数据的精度。

参考文献

- [1] 桂幸民 轴流压气机气动设计与分析程序[D] 北京:北京航空航天大学,2000
- [2] 李浪江 带转子叶尖间隙多网格的跨音压气机数值模拟及设计研究[D] 北京:北京航空航天大学,2004
- [3] 彭晓明,王坚 OpenGL 深入编程与实例揭秘[M] 北京:人民邮电出版社,1999
- [4] Creason T L, Baghdadi S Design and Test of a Low Aspect Ratio Fan Stage[R] AIAA - 88- 2816, 1988