

透平机械叶片的遗传优化设计

樊会元 王尚锦 席光

(西安交通大学能源与动力工程学院赛尔机泵研究中心, 西安, 710049)

OPTIMIZATION OF THE BLADES FOR TURBOMACHINE BY GENETIC ALGORITHM

Fan Huiyuan, Wang Shangjin, Xi Guang

(SER Turbomachinery Research Center, School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an, 710049)

摘要 提出一个基于遗传优化理论的透平机械叶片设计方法。该方法以叶片形状作为优化对象,利用遗传算法通过使其表面边界层中流动损失的极小化来搜索最佳的叶片形状。叶片形状被参数化表示。已知叶片形状的流场分析由一个叶栅正命题CFD程序完成。方法应用于一个离心压缩机扩压器叶片设计。数值计算显示,该方法可成功地求得具有最小流动损失的扩压器叶片形状。

关键词 遗传算法 透平机械 叶片 设计 扩压器

中图分类号 TH452, V231.3

Abstract Based on the genetic optimization theory, a design method for turbomachine blades is presented. The method, taking the minimal flow loss in a cascade of the candidate blades as its objective, searches for the optimal blade profile by a genetic algorithm process. A population of candidate blades represented in terms of the so-called "chromosomes" is operated by genetic algorithm operators so as to evolve iteratively to the minimization of the cascade flow loss, and finally to generate an optimal blade profile. For the easy use of the genetic algorithm the blade profiles are parameterized using a blade thickness distribution superimposed on a camber line which is a cubic polynomial modified by four Hicks-Henne functions. A CFD solver, developed by the authors based on the boundary element method, is employed in the method to provide the flow field analysis for a given blade profile. The method is verified by a practical case of a centrifugal compressor diffuser blade design. The numerical simulations show that the new approach successfully searched out the diffuser blade that has minimal flow losses.

Key words genetic algorithm, turbomachine, blade, design, diffuser

常见的透平机械叶片设计方法有正命题方法和逆命题方法。正命题方法一般是对一给定叶片形状根据流场分析结果进行反复修正,以最终获得具有较好流动特性的叶片。这种方法通常既耗时,且不能提供可直接利用的设计准则。逆命题方法则是由给定叶片表面的压力或速度分布直接确定叶片形状。但该方法所需要的压力或速度分布的确定往往十分困难。还有一类设计方法,可称之为最优化方法,是通过最优化一个以叶片形状参数为变量的目标函数实现叶片设计。现有的此类方法大多采用梯度类优化技术,因而对搜索空间要求苛刻。近年来随着CFD技术的快速发展和深入,一些研究者将上述几类方法加以有机结合,发展了一类混合型透平机械叶片设计新方法^[1-3]。混合型方法一般都可克服已有各类方法的若干弊端,具有更大的通用性。本文提出应用遗传算法结合一个正命题流场分析程序来实现透平机械叶片

设计。该方法既避免了正命题的“反复试凑”过程,又使得逆命题先求出最佳速度分布再求叶片形状的二个步骤合而为一,且无需传统优化方法对搜索空间的苛刻要求,具有很强的鲁棒性,因而可视作混合型方法的一种。遗传算法(GA)是一个基于达尔文自然选择和进化规则的优化搜索方法。GA的显著特点之一是采用群体而不是单点搜索机制,这就使算法隐含有并行性。另外,GA求解问题时只需要目标函数值而无需其它附加信息(如可导性、连续性等),因此特别适合处理极为复杂的最优化问题。由于上述特点,GA已被广泛应用于许多工程研究领域,也开始在流体机械设计方面得到采用^[4,5]。GA求解具体问题时是通过对问题的一组可行解进行遗传进化操作,使解的性态逐步趋优,进化过程完成后的最好解作为问题的最终解。本文中遗传算法被用于对若干候选叶片型线进行进化。进化的目标取为极小化叶栅中的流动损失。叶片型线被参数化表示。进化过程所需的已知叶片形状流场分析由一个基于边界元方

法的CFD程序完成。

1 方法叙述

设存在适应函数(目标函数) $F(X)$, 希望找到一个 X , 使得 $F(X)$ 被极大化。在利用GA求解该问题时, 首先将每一个 X 编码为一个字符串(染色体), 原搜索空间被变换到一个染色体搜索空间, 每一个染色体由基因组成。算法寻优的过程如下: 随机地产生一些点(问题的可能解)做为初始种群, 对这些由染色体表示的种群进行选择、杂交、变异等操作, 使其进化, 从而使种群“素质”得以提高。种群中素质最好的点即作为问题的一个最优解。现结合本文的透平机械叶片设计问题建立遗传算法具体的实现方法。

(1) 个体的组成及编码 当GA被用于求解一个实际设计问题时, 首先须选择合适的设计变量组成个体, 然后对个体进行编码。本文选取叶片型线做为个体。描述叶片型线的变量自然就成了组成个体的设计变量。为尽可能降低设计空间维数, 一般采用某种参数化技术表示叶片型线。本文采用文献[1]中提出的方法参数化叶片型线。首先利用式(1)将物理平面上的环列叶栅保角地变换成映象平面上的直列叶栅

$$Z = \log(Z/R_1) / \log(R_2/R_1) \quad (1)$$

式中: Z 代表物理平面; R_1, R_2 代表物理平面上环列叶栅的入、出口处半径; Z 代表映象平面。在映象平面上如图1所示的叶片形状可以由中弧线和叶片厚度分布叠加而成。设中弧线为 $g(x)$, 它由

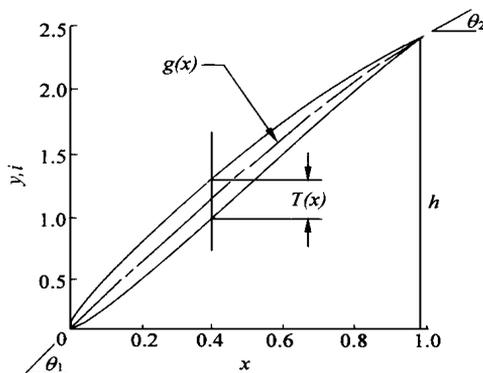


图1 叶片形状参数图示

一个三次多项式叠加4个Hicks-Henne函数确定

$$g(x) = g_0(x) + \sum_{k=1}^4 \delta_k g_k(x) \quad (2)$$

式中: g_0 是三次多项式, 且

$$g_0(x) = (\tan\theta_1)x + (3h - 2\tan\theta_1 - \tan\theta_2)x^2 +$$

$$(\tan\theta_2 + \tan\theta_1 - 2h)x^3 \quad (3)$$

其中: 对零冲角, θ 等于给定入口流动角; 对任何有限冲角, θ 等于入口流动角减去冲角; θ_2 是出口流动角; $g_k (k=1, 2, 3, 4)$ 是Hicks-Henne函数; δ_k 是加权系数; g_k 定义为

$$g_k(x) = \sin^3(\pi x^{e(k)}) \quad k=1, 2, 3, 4 \quad (4)$$

式中: $e(k) = \log(0.5)/\log(x_k)$; $x_k = 0.2, 0.4, 0.6, 0.8$ 。叶片厚度分布 $T(x)$ 则由下式决定

$$T(x) = Kx^{n_1}(1-x)^{n_2} \quad (5)$$

显然, 由如此方法描述的叶片形状由8个未知参数确定: $h, \delta_k (k=1, 2, 3, 4), K, n_1, n_2$ 。由此, 代表叶片形状的个体可由上述8个变量组成。设个体为 X , 则

$$X = [h \ \delta_1 \ \delta_2 \ \delta_3 \ \delta_4 \ K \ n_1 \ n_2] \quad (6)$$

映象平面上的叶片型线还需要由式(1)的逆变回到物理平面, 才可做为真正的候选叶片形状, 用于进行流场分析。

有了描述候选叶片形状的上述参数, 即可对其进行编码从而组成个体染色体。编码有多种方法, 本文采用最常见的二值编码方案, 即将每一个变量值用一个固定长度的二值字符串(即二进制数)表示。字符串长度由对变量要求的计算精度决定。设对一变量 $x \in [x_{\min}, x_{\max}]$ 采用长度为 l 的二进制数编码, 则 $[x_{\min}, x_{\max}]$ 被离散为 2^l 个等分点, 每个点被一一对应地映射为长度为 l 的二进制数区间 $[00\dots00, 00\dots01, \dots, 01\dots11, 11\dots11]$ 的一个数。显然, l 越大, 变量区间就离散得越细, 其相应计算精度就越高。一个个体的变量编码依次头尾相接, 即构成该个体染色体。

(2) 适应性准则 在GA中, 每一个个体的适应值关系到它的生存与否, 需要逐代估价。在透平叶片设计中可以将叶栅的效率作为该叶片形状的适应值函数, 但这需要考虑叶栅的各种损失。为简化相应流场分析过程又不失一般性, 本文假设叶栅中的总损失正比于叶片表面边界层中的流动损失。由文献[6], 个体 X 代表的叶片其表面边界层中流动损失系数可由下式确定

$$\xi_s(X) = 2 \frac{C_s}{t \cos \alpha} \frac{1}{C_d} \left(\frac{V}{V_1} \right)^3 d \left(\frac{x}{C_s} \right) \quad (7)$$

式中: t 为栅距; C_s 为叶片表面总长度; V 为叶面表面边界层外部势流速度分布; V_1 为叶栅入流速度。一般情况下, $C_d = 0.002$, 表示叶片吸、压力面之和。这样, 个体适应值函数可由下式定义

$$F(X) = 1/\xi_s(X) \quad (8)$$

(3) 流场分析 为了由式(7)和式(8)计算个

体适应值,及必要时获得候选叶片形状其它流动特性,需要对已知叶片形状的叶栅进行流场分析。这一工作由基于文献[7]中的边界元方法所开发的正命题CFD程序完成。该程序可以对二维变叶片高度环列叶栅的流场进行分析计算。其基本思想可简单概括为:对已知叶片型线进行适当分割(叶片型线被分割为 N 个微元段),设分划点为叶片型线上的计算点;在分划弧段的中点上布置强度不等的涡点,由这些涡点对流场的作用来逼近真实叶片对流场的作用。根据复势理论的速度叠加原理,可以推导出叶片型线上计算点处切向和法向速度值与涡点强度的关系(2个 N 阶线性代数方程组)。这时,由叶片表面必须满足法向速度为零的边界条件,通过求解反映计算点法向速度值与涡点强度关系的代数方程组,可确定各个涡点的强度。已知涡点强度,即可由另一代数方程组求解叶片型线上计算点处的切向速度值,进而可以求出叶栅中任一点处的流动速度。具体求解过程参见文献[7]。

(4) GA 实现 GA 是一个模仿自然遗传规律的循环搜索过程。一个循环即称之为一个进化代。一个进化代可以包括自然遗传学中的许多操作。本文用到其中3个最基本的操作:选择、杂交和变异。选择是根据其适应值选择父本个体以产生新一代个体的过程,本文中采用标准的轮盘赌方法进行选择。个体的适应值与种群中所有个体适应值之和的比值用于构造加权赌轮。赌轮以随机方式转动以此确定个体是否被选为父本。杂交过程分2步实现:第1步,选择上的父本以杂交概率配对;第2步,每一对个体由随机杂交点交换各自基因,这样便产生了2个后代。为了使某些好的个体特征得以保留,一般无须全体个体都参与杂交。随后,未参与杂交的个体与通过杂交产生的后代一同进入变异过程。变异是个体染色体基因位以变异概率的随机改变。二值编码情况下,变异意为着基因值由0变为1或者相反。

2 算例

(1) 扩压器基本结构参数 前节所提出的方法应用于一个实际离心压缩机扩压器的叶片设计。扩压器基本结构尺寸为:扩压器进口直径 $D_1 = 1.3\text{m}$;出口直径 $D_2 = 1.76\text{m}$;由基本气动设计确定的扩压器宽度 $B_1 = B_2 = 0.04\text{m}$;扩压器入口气流角 $\alpha_1 = 19.3^\circ$;出口气流角 $\alpha_2 = 29.8^\circ$;质量流量 $G = 10.185\text{kg/s}$;入流温度和压力分别为 t_1

$= 61.7$; $P_1 = 141\ 200\text{Pa}$;设扩压器具有20个叶片周向均布。

(2) 设计变量取值范围 为方便计算,设气流以零冲角进入叶片,这样,根据扩压器入口流动角和出口流动角可以确定叶片的进出口安装角 $\alpha_{1a} = \alpha_1$ 和 $\alpha_{2a} = \alpha_2$ 。在此基础上, h 的大小主要影响叶片的中弧线长度和弯曲程度。为了尽量避免叶片中弧线出现拐点,经试算,确定 h 的取值范围为 $2.5 \leq h \leq 3.5$ 较为合适。由文献[1],叶片中弧线中Hicks-Henne函数系数 δ 取为 $-0.05 \leq \delta \leq 0.05$ 。 K 是一个影响叶片厚度的参数。本例中建议 $0.15 \leq K \leq 0.2$ 。 n_1 和 n_2 则直接影响叶片沿中弧线的厚度分布。为了使所获得的机翼形状叶片具有光滑前缘和尾缘(较符合实际中的叶片情况),本例中取 $1/2 \leq n_1 \leq 3/4$, $6/8 \leq n_2 \leq 7/8$ 。如此确定的设计变量取值的上下限可在编码方案中自动被考虑,无须再做为优化约束另行处理。

(3) 遗传参数的选择 GA 参数严重影响算法的收敛性态,且合适的取值因问题而异。这些参数包括染色体长度、种群规模、杂交和变异概率等。染色体长度取决于设计变量的编码长度,而后者则决定于对该变量区间计算的精度要求。本例中每一个刻画叶片形状的设计变量均由长度为7的二值串进行编码,染色体长度即为 $l = 8 \times 7 = 56$ 。本文通过预先变化单个参数考察GA性态好坏的方式确定种群规模、杂交概率和变异概率的最佳取值。权衡考察结果,当种群规模 $n = 20$,杂交概率 $P_c = 0.8$,变异概率 $P_m = 0.02$ 时,就本例而言,可望得到较好的算法性态。

(4) 结果及分析 在给定流动条件和规定设计变量取值范围内,反复改变初始种群,由本文方法求解具有最小流动损失的叶片形状,进化不同代数后,方法几乎收敛到同一个叶片形状。本文选取其中两个不同初始种群的情况予以报道。两个不同初始种群经100代进化后所搜索到的最佳叶片形状已基本相同。进化中两个最好初始叶片形状及GA进化结果示于图2。其GA进化过程中由CFD正命题程序所求得的相应叶片表面速度分布也示于图3。图4给出两种进化过程中最佳叶片适应值(即该叶片形状下流动损失系数倒数)的演变过程,从中可以看出算法不断向更好解进化的特征。为了进一步验证所得方法求解叶片设计问题的收敛性态,还考察了叶片形状参数在由不同初始种群进化过程中的收敛性态,结果显示,所有8个叶片形状参数随着算法的进化,明显地

呈收敛趋势。此处选择前述二例其中的4个参数 h, δ_1, k, n_1 示于图5~图8。

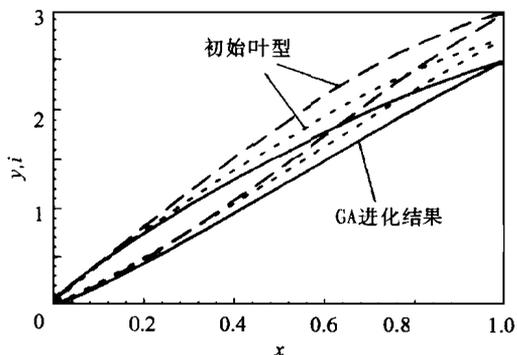


图2 进化过程中最好初始叶形及100代后GA进化结果: - - - 为过程1, — 为过程2 (下图同)

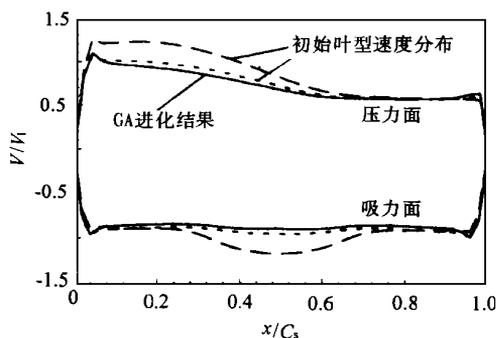


图3 GA进化中最好初始叶形及最终叶形表面速度分布情况

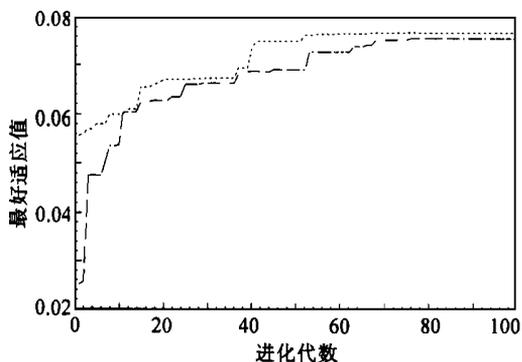


图4 GA进化中最好适应值演变历史

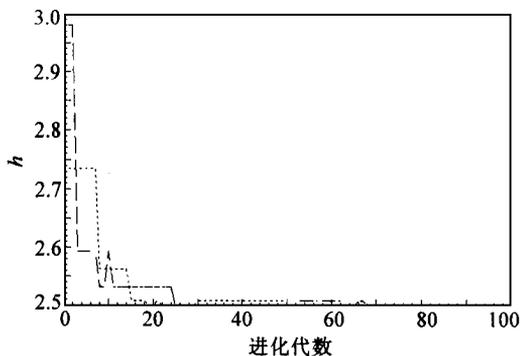


图5 GA进化中h变化趋势

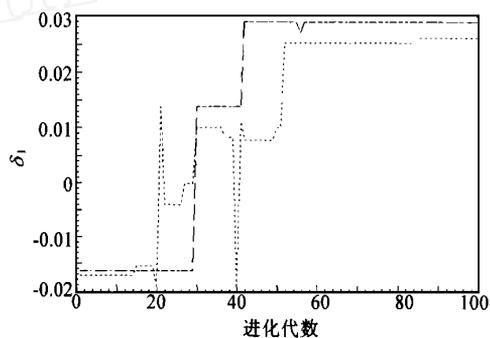


图6 GA进化中delta_1变化趋势

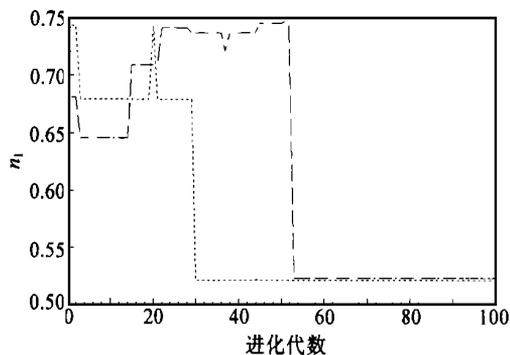


图7 GA进化中n_1变化趋势

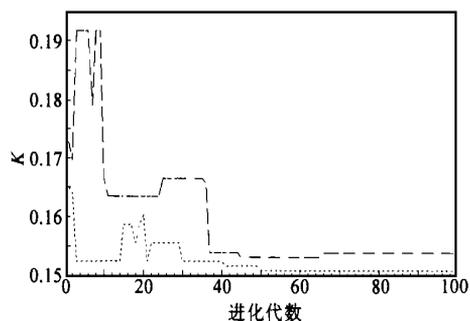


图8 GA进化中k变化趋势

3 结 论

一个采用遗传算法进行透平机械叶片设计的 CFD 类方法被提出。数值计算显示, 该方法是有有效和可行的。若对该方法稍加改动(如改变设计准则, 采用不同的正命题 CFD 程序等)即可用于求解类似问题。另外, 方法在以较大概率收敛于全局最优解的同时, 只要进化, 总能获得较好解, 因此, 很适合复杂的工程优化问题。显然, 所提出的方法也存在若干局限性, 如对正命题方法的依赖性, 需要对设计空间参数化等, 尚需要进一步研究, 以使之更加完善。

参 考 文 献

- 1 Nerurkar A C, *et al.* Design study of turbomachine blades by optimization and inverse techniques AIAA-96-2555, Lake Buena Vista, FL: AIAA, 1996
- 2 Venkataraman P. Inverse airfoil design using design optimization AIAA-96-2503-cp, New Orleans, LA: AIAA, 1996
- 3 Lewis J C, Agarwal R K. Airfoil design via control theory using full potential and Euler equations AIAA-96-2483-cp, New Orleans, LA: AIAA, 1996
- 4 Obayashi S, Takanashi S. Genetic optimizations of target pressure distributions for inverse design methods AIAA J, 1996, 34(5): 881~ 886
- 5 Quagliarella D, Cioppa A D. Genetic algorithms applied to

the aerodynamic design of transonic airfoils J of Aircraft, 1995, 32(4): 889~ 890

- 6 Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines ASME J of Turbomachinery, 1993, 115: 621~ 655
- 7 Toyokura T, *et al.* Studies on circular cascade for return channels of centrifugal turbomachinery. Bulletin of JSME, 1986, 29(255): 2885~ 2908

樊会元, 男, 1961 年 11 月生, 博士生, 从事流体机械优化设计的理论和实验研究。发表论文 15 篇。联系电话: 3268783。

E-mail: huiyfan@xjtu.edu.cn

王尚锦, 男, 1942 年 10 月生, 教授, 博士生导师, 从事流体机械设计、实验及工程应用研究。发表论著 60 余篇。联系电话: 3268783。E-mail: S. J. Wang@xjtu.edu.cn

席光, 男, 1963 年 10 月生, 教授, 博士生导师, 从事流体机械、非定常流及多相流的理论与实验研究。发表论文 40 余篇。联系电话: 3268783。E-mail: Xiguang@xjtu.edu.cn

由中国航空学会推荐潘泉、李森泉荣获第六届中国青年科技奖

第六届中国青年科技奖评选工作中组部、人事部、中国科协共同组成的领导工作委员会领导下, 于 9 月圆满结束。在 9 月 23 日中国科协成立 40 周年纪念大会上, 对 100 名获奖者进行了颁奖仪式。由中国航空学会推荐的西北工业大学青年教师潘泉、李森泉荣获本奖。

这次推荐工作从 1997 年 9 月开始, 全国共有 144 个地区、部门、团体推荐候选人 566 名。参加初评工作的专家共 146 位, 分 24 个学科采用会评形式进行初评。后又进行复评。并在《光明日报》等报上刊登复评结果, 征求异议。最后经领导工作委员会批准复评结果。100 名获奖者在各类推荐单位的分布情况为: 省、自治区、直辖市 35 名, 部委及直属机构 15 名, 部委联合相关学会 19 名, 全国性学会、协会、研究会 33 名, 解放军总政 4 名。

在向中国科协推荐第六届青年科技奖人选的同时, 还评出了 7 名中国航空学会青年科技奖获奖人选。他们是: 周来水(南航)、周德云(西工大)、陶云刚(南航)、杨春信(北航)、张桂平(女, 沈航)、杨万宏(航材院)、杨超(哈飞)。对于 7 名获奖者, 将在中国航空学会第六次全国会员代表大会上予以表彰。

(李铁柏)