

文章编号: 1000-8055(2007)01-0023-07

# 涡轮叶片的多学科设计优化系统

王婧超<sup>1</sup>, 李立州<sup>2</sup>, 岳珠峰<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 力学与土木建筑学院, 陕西 西安 710072;

2. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

**摘 要:** 建立了一个全三维涡轮叶片的一体化多学科设计优化系统, 并对某叶片进行涉及五学科的设计优化分析. 在此优化系统中, 采用 5 次多项式方法进行三维涡轮叶片的参数化建模, 单元线性插值法完成学科间载荷信息的传递, 多岛遗传算法及二次序列规划法联合进行整个优化问题的寻优. 实例分析结果表明, 一体化优化使涡轮叶片性能得到明显提高, 所建系统稳定、高效, 具有应用于工程实践的可行性及可靠性.

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 涡轮叶片; 多学科设计优化; 一体化优化; 单元线性插值

**中图分类号:** V231.9

**文献标识码:** A

## Multidisciplinary optimization design system for turbine blade

WANG Jing-chao<sup>1</sup>, LI Li-zhou<sup>2</sup>, YUE Zhu-feng<sup>1</sup>

(1. School of Mechanics Civil Engineering and Architecture,  
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

2. School of Aviation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** An integrated, three-dimensional, multi-disciplinary optimization design system for turbine blades has been set up, which enables the design and analysis of certain blades optimized involving five disciplines. In this system, quintic polynomial is used for parameter modeling of three-dimensional turbine blades, and unit linear interpolation method used for transfer of interdisciplinary load information, while MIGA (Multi-island Genetic Algorithm) and SQP (Sequential Quadratic Programming) are used for overall optimization. The case study shows that, optimization efforts could improve greatly the performance of turbine blades, and the system exhibits higher stability, feasibility and efficiency for engineering applications.

**Key words:** aerospace propulsion system; turbine blade; multidisciplinary design optimization (MDO); all-at-once (AAO); elemental linear interpolation (ELI)

涡轮叶片作为航空发动机的关键部件, 其设计过程非常复杂, 需要考虑的学科及因素较多, 始终是国内外航空领域研究的重点; 而多学科设计优化 (Multidisciplinary Design Optimization,

MDO) 正是针对复杂工程问题提出的一种优化方法, 其研究的系统涉及相互之间存在影响的多个学科, 目的是协调各个学科设计目标之间的冲突, 获得产品(或结构)的整体优化, 最终达到提高产

收稿日期: 2005-12-15; 修订日期: 2006-00-00

基金项目: 国家自然科学基金(50375124, 10472094); 航空科学基金(02C53011, 03B53003)

作者简介: 王婧超(1981-), 女, 河南焦作人, 西北工业大学力学与土木建筑学院硕士研究生, 主要从事多学科设计优化方面的研究.

品质,缩短研制周期,降低全寿命成本的目的<sup>[1,2]</sup>.鉴于此,世界各航空发达国家都相继制定并实施各种计划,将多学科设计优化应用于航空发动机的设计过程.目前国内对多学科设计优化的研究,尚属于起步阶段,在工程实际中成功应用的较少,考虑的目标函数、设计参数也相对较少.文献[3]发展了一个叶轮机械叶片全三维粘性杂交问题的气动优化设计系统,但未涉及多个学科的综合寻优.

本文建立了一个涡轮叶片全三维一体化多学科设计优化系统,并对一真实叶片进行了涉及五学科的设计优化.完成的工作主要包括全三维叶片的参数化建模,叶片气动、结构、强度、振动及疲劳各学科的分析模拟,以及对气动、传热及结构三学科的解耦.采用多学科设计优化软件 iSIGHT<sup>[4]</sup>提供的多岛遗传算法及二次序列规划组合算法对优化空间进行寻优,并对一体化设计优化概念进行实践.

## 1 三维涡轮叶片的参数化建模

叶型参数化,即用若干个关键设计参数控制叶型.设计参数越多,叶型可变性越大,但优化计算工作量成倍增大.因此,为提高优化速度,通常要求达到用较少的设计参数能确定出定性合理、可变性较大的叶型<sup>[5]</sup>.另外,考虑到叶片型线上存在不连续的曲率是影响涡轮性能的主要因素,因此,本文采用具有连续3阶导数的5次多项式构造二维叶片压力面及吸力面型线.

首先,通过一组叶片参数与型线的关系完成叶片截面二维型线的构造,即用这组叶片参数表示出叶片的吸力面及压力面型线,如图1<sup>[6]</sup>.然后,沿叶高定出叶片根部、中部、顶部3个截面的叶型后,采用曲线叶身成型法,以样条曲线为母线通过对三个叶片截面的积叠生成三维涡轮叶片参数化模型,如图2.这样,通过各二维截面型线参数的改变,即可实现叶片三维外形的改变.叶片造型参数组的构成如下:叶片个数 $N$ 、叶片沿展向所在的半径位置 $R$ 、叶片长度 $s$ 、前缘半径 $r_1$ 、后缘半径 $r_2$ 、冲角 $i$ 、进口结构角 $\beta_k$ 、出口结构角 $\beta_k$ 、安装角 $\beta_m$ 、进口边前缘楔角 $\phi$ 、出口边后缘楔角 $\phi$ 以及落后角 $\delta$ 等.

## 2 优化过程中的学科分析

叶片的各学科分析是优化过程实现的前提,本文采用CFD软件NUMECA<sup>[7]</sup>进行涡轮叶片

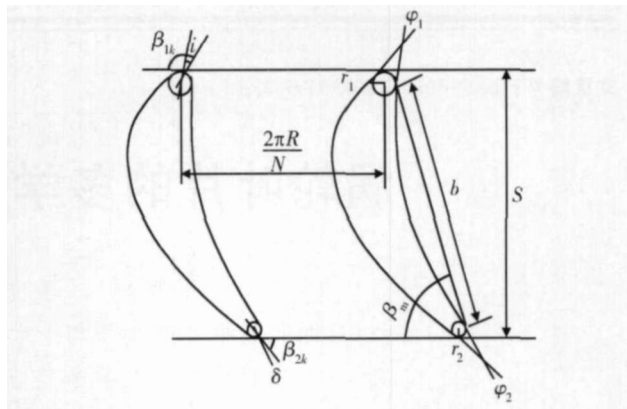


图1 涡轮叶片的流动参数和几何参数

Fig. 1 Flow and geometric parameters of blade

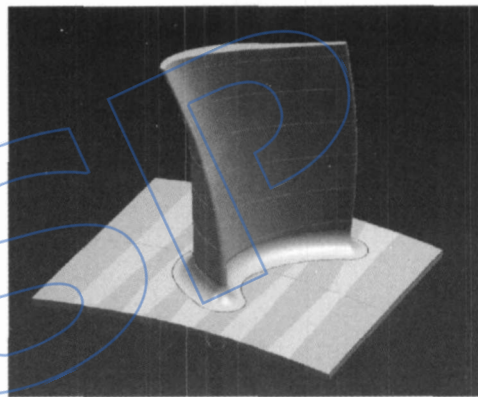


图2 参数化涡轮叶片全三维模型

Fig. 2 Parametric 3D model of blade

的气动分析.设定叶片转速为35 000 r/min;气流场进口处总压200 000 Pa,总温1 200 K,气流入口速度方向与叶片轴向夹角65°;出口处平均静压101 300 Pa;气流场与叶片交界面设为固壁.采用六面体网格离散气动模型,得到如图3所示的网格分析模型.解算时,基于多层网格求解技术,隐式求解平均雷诺数的Navier-Stokes方程和Baldwin Lomax双层代数湍流模型.气动分析的目标变量为气流场进出口总压比及动能效率<sup>[8]</sup>:

$$\omega = \frac{P_{02}}{P_{01}} \quad (1)$$

$$\eta_{KE} = \frac{V_2^2}{V_{2deal}^2} \quad (2)$$

式中,下标1及2为流场进、出口相应标示,0为物理参数总量的标示, $V_{2deal}$ 则定义为:

$$V_{2deal}^2 = 2 C_p T_{01} \left[ 1 - \left( \frac{P_2}{P_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right] \quad (3)$$

$C_p$ 及 $\gamma$ 为气体的热力学参数.

叶片传热、结构、疲劳及振动学科的分析分别采用ANSYS相应的学科分析模块进行模拟.所

建有限元模型为四学科共用, 采用正四面体单元划分网格(图 4), 叶片径向材料参数选取正交各向异性单晶的[001]方向相关参数. 传热分析是在气流场与叶片的换热边界条件下对叶片热传导问题的求解; 结构分析则是以气动及传热分析结果为边界条件.

结构分析之后, 基于单晶材料的 N-S 曲线, 不考虑材料进入塑性区的影响, 对叶片进行疲劳分析. 设定结构分析所得叶身最大应力为疲劳分析载荷谱的平均应力.

振动分析采用 Block Lanczos 方法得到叶片前 5 阶固有频率. 为了更好的衡量叶片的结构振动响应特性, 这里采用前 5 阶固有频率  $\omega$  的约束值:

$$\text{Constraint}_i = (1 + 0.04i) \frac{\omega}{\omega_{i+1}} \leq 1$$

$$i = 1, 2, 3, 4 \quad (4)$$

控制叶片前 5 阶固有频率为非密频. 即若第  $i$  个约束值大于 1, 则叶片第  $i$  阶及第  $i + 1$  阶固有频率为密频, 相应频域附近振动性能较差.

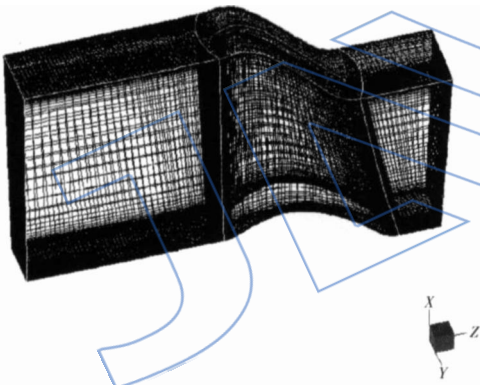


图 3 气动分析网格模型

Fig. 3 Grid model for aerodynamic analysis



图 4 叶片有限元网格模型

Fig. 4 FE grid model of turbine blade

### 3 学科间载荷信息传递

涡轮叶片的设计是一个典型的多场耦合问

题. 叶片周围气流场温度及压强直接影响叶片内部的温度分布、应力水平及结构变形的结果; 而叶片的变形反过来又使叶片的气动分布发生变化, 从而造成气动、传热及结构分析之间的相互耦合. 如果忽略这种耦合关系, 叶片性能的分析结果将严重偏离精确的真实值. 鉴于涡轮叶片的变形均在毫米级以下, 本文仅通过单元线性插值法考虑气动载荷对传热及结构分析的影响.

由于目前用于学科分析的各种数值计算方法均以单元及节点为基础构建模型, 所以学科之间的信息传递是通过耦合学科交界面网格节点之间的关系来实现的. 载荷传递时, 对于交界面上网格节点一一对应的学科模型, 通过节点之间的对应关系就可以直接进行载荷信息的传递; 但涡轮叶片的两分析模型交界面网格并不重合(图 5), 因此需要通过一定的转化方法来实现信息的传递. 单元线性插值法步骤如下:

在确定载荷传递目标模型节点(图 5 中  $to2$  点)的同时, 从源模型网格中选出三个源节点(图 5 中  $from1, from2, from3$  点). 以三个源节点的坐标及载荷值构造载荷传递插值函数:

$$\begin{bmatrix} a_{xyz}(1,1) & a_{xyz}(1,2) & a_{xyz}(1,3) \\ a_{xyz}(2,1) & a_{xyz}(2,2) & a_{xyz}(2,3) \\ a_{xyz}(3,1) & a_{xyz}(3,2) & a_{xyz}(3,3) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} t_1 \\ t_2 \\ t_3 \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中,  $a_{xyz}(i, j)$  为第  $i$  个源节点的  $j$  坐标值;  $j$  的取值分别代表插值坐标系的三个主轴方向;  $t_i$  为第  $i$  个源节点的载荷值. 求解方程组可得插值函数系数  $b_i$ . 将目标节点坐标 ( $x_{to2}, y_{to2}, z_{to2}$ ) 及所得系数代入插值函数, 即可得到目标节点载荷值:

$$t_{to2} = x_{to2} \times b_1 + y_{to2} \times b_2 + z_{to2} \times b_3 \quad (6)$$

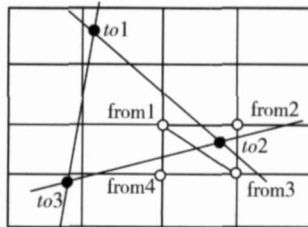


图 5 两学科模型交界面上的源节点与目标节点

Fig. 5 Source grids and aim grids on the common boundary of two disciplinary models

根据以上步骤, 进行叶片气动模型至有限元

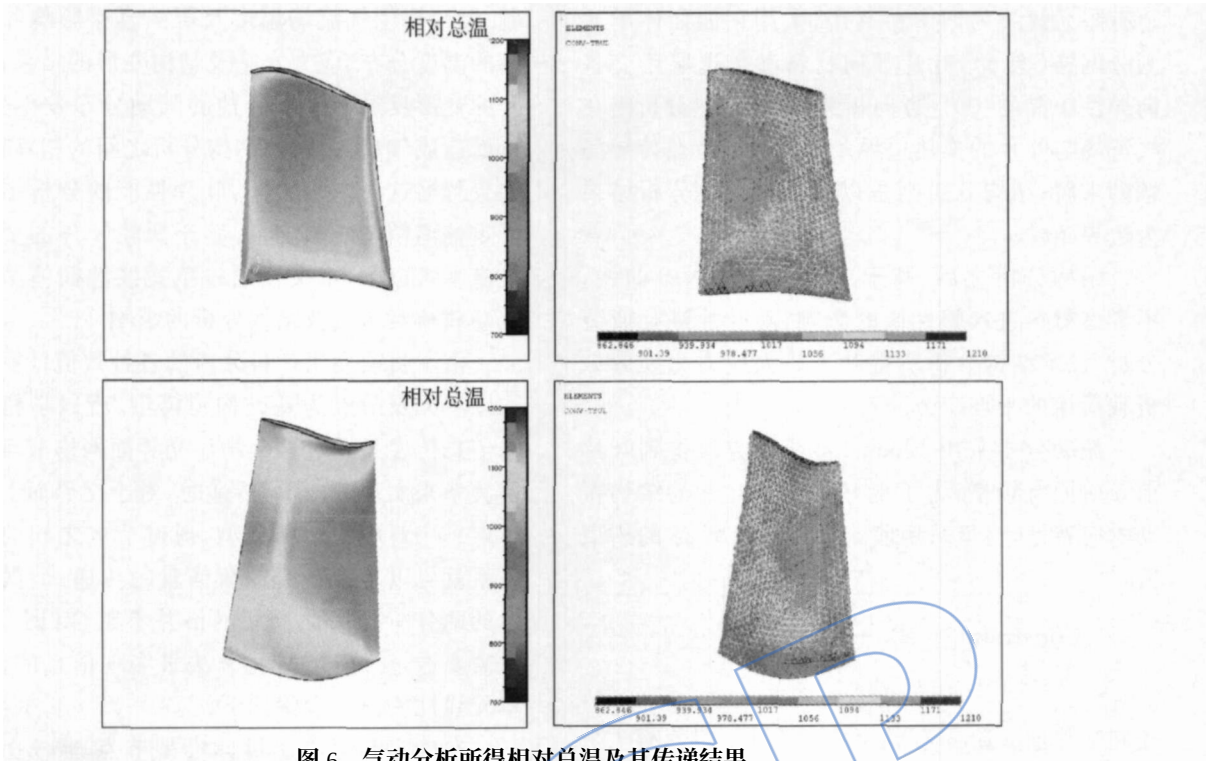


图 6 气动分析所得相对总温及其传递结果

Fig.6 Relative total temperature from aerodynamic analysis and relative transfer results

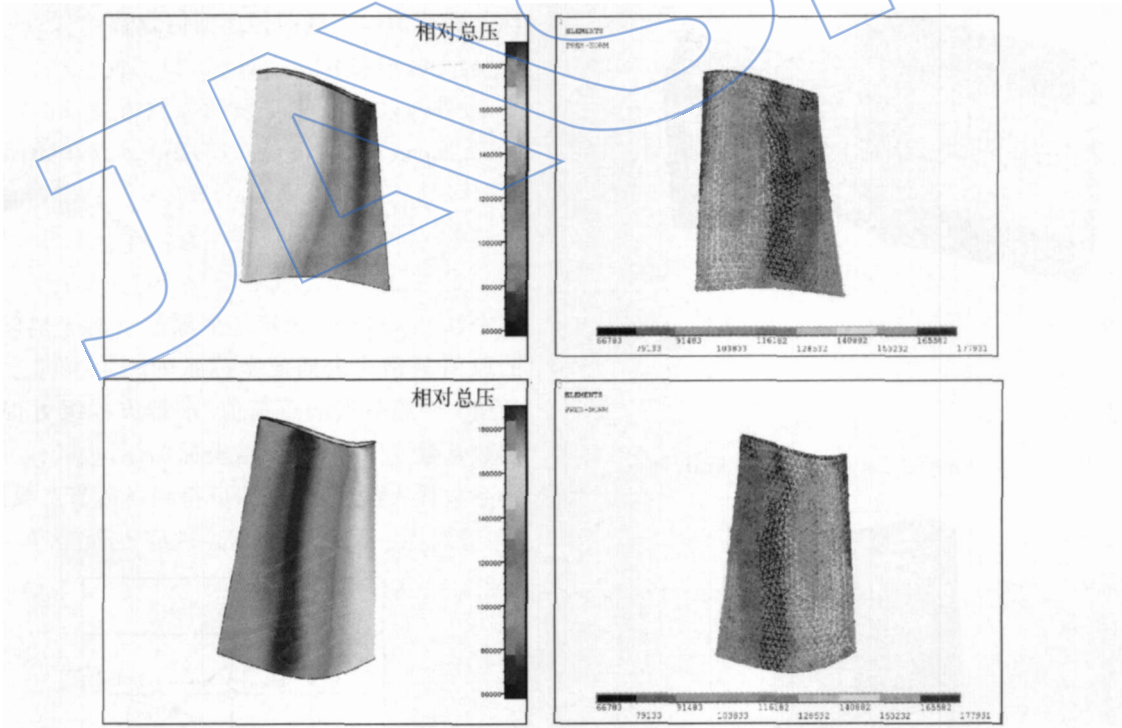


图 7 气动分析所得相对总压及其传递结果

Fig.7 Relative total pressure from aerodynamic analysis and relative transfer results

模型载荷信息的传递. 将叶片表面相对总温作为气流与叶片对流换热的边界温度传递至传热分析模型表面,在合理设定换热系数的前提下,传热分析可解得叶片内部温度分布. 在将此温度分布传递至结构分析模型的同时,气动分析所得叶片表

面相对总压也传递至结构分析模型表面,随后可进行叶片的结构分析. 气动分析所得叶片周围相对总温及相应载荷传递结果如图 6 所示,相对总压如图 7 所示. 以温度传递为例,所有节点温度最大插值误差为3. 4 %以内,属于工程模拟允许误差

范围.

4 一体化优化方法

相对于一些新型的多学科设计优化方法,如协作子空间优化法 (Concurrent SubSpace Optimization, CSSO)、双层集成系统综合法 (Bi-level Integrated System Synthesis, BLISS) 等等<sup>[9-11]</sup>, 一体化优化方法 (All-In-One, AIO 或 All-At-Once, AAO) 是解决多学科设计优化问题比较传统的方法. 它是在每个优化循环中综合考虑各学科间耦合信息的传递, 用解耦系统以外的优化器对整个学科分析系统寻找最优的全局变量  $z$  和局部变量  $x$ :

$$\min_{z,x} f(z,y_i(x,y_j,z),x)$$
$$i,j=i,\cdots,n \quad j \neq i$$

(7)

$$s. \ t. \quad g(z,y_i(x,y_j,z)) \leq 0$$

(8)

即在约束函数  $g \leq 0$  的前提下使目标函数  $f$  最小. 此过程获得的是整个多学科设计分析系统的可行解. 在学科分析过程中, 通常是根据一组给定的输入变量  $x$ 、 $z$  以及已知的耦合状态采用可变学科分析间的 Gauss-Seidel 迭代方法求出各学科状态变量  $y$ . 这样做概念清晰, 数学完备性好. 本文中采用这一方法建立涡轮叶片的多学科设计优化系统的具体流程如图 8 所示.

5 寻优算法

优化问题采用多岛遗传算法 (Multi-island Genetic Algorithm, MIGA) 及二次序列规划法 (Sequential Quadratic Programming, SQP) 将求解域的全局寻优及局部深层次寻优相结合, 适用于连续非线性设计空间和单步运算时间较长的数值计算.

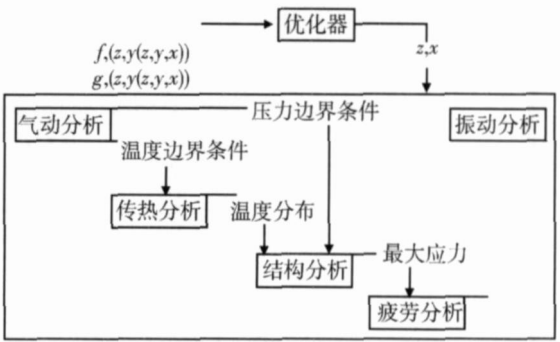


图 8 涡轮叶片一体化多学科设计优化流程图  
Fig. 8 Flow chart of the all-in-one multidisciplinary design optimization for turbine blade

6 算例分析及结果验证

对某真实涡轮叶片进行设计优化, 取叶片尖端及中部两个截面上  $i, \beta_m, \delta$  共 6 个参数为优化问题的设计变量. 目标变量为叶片动能效率、总压比、最高温度、叶尖最大变形以及叶片预估寿命; 以考虑安全系数后的叶片最大应力及叶片前五阶固有频率的约束值为优化问题的约束变量, 同时给出期望变化趋势.

优化前后设计变量、各学科目标变量、约束变量及叶片尖端及中部二维叶片型线比较如表 1、表 2 及图 9 所示, 同时给出了叶片动能效率及最大 Mises 应力在寻优过程中的变化趋势 (图 10、图 11). 通过优化前后叶片各项性能的比较可见, 叶片的动能效率提高了 1.29%; 叶片最高温度降低了近 2 °C; 叶尖变形量有所降低; 叶片预估寿命显著增加. 同时, 叶片最大 Mises 应力降幅达 10.25%, 叶片前 5 阶固有频率约束值均满足约束条件.

表 1 设计变量优化前后的比较

Table 1 Compare of design variables before and after optimization

| 设计变量 |              | 初始值/(°) | 设计下限/(°) | 设计上限/(°) | 优化后值/(°) |
|------|--------------|---------|----------|----------|----------|
| 叶尖   | $\beta_{m1}$ | 43.3    | 40.0     | 45.0     | 45.0     |
|      | $i_1$        | 10.9    | 10.0     | 15.0     | 15.0     |
|      | $\delta_1$   | 5.46    | 5.0      | 10.0     | 5.5      |
| 叶中   | $\beta_{m2}$ | 57.9    | 55.0     | 60.0     | 60.0     |
|      | $i_2$        | 2.9     | 0.0      | 5.0      | 0.0      |
|      | $\delta_2$   | 4.68    | 0.0      | 5.0      | 0.0      |

表 2 目标变量及约束变量优化前后的比较  
Table 2 Compare of objective and constraint variables before and after optimization

|    | 目标及约束变量            | 优化趋势 | 初始值     | 最优值     | 改善值/ %  |
|----|--------------------|------|---------|---------|---------|
| 气动 | 动能效率/ %            | ↑    | 86.559  | 87.674  | 1.29    |
|    | 总压比                | ↑    | 0.564 5 | 0.566 0 | 0.19    |
| 传热 | 叶片最高温度/ K          | ↓    | 1 124.3 | 1 122.8 | - 0.13  |
| 强度 | 最大 Mises 应力/ GPa   | ↓    | 4.690 7 | 4.209 7 | - 10.25 |
|    | 叶尖最大变形/ mm         | ↓    | 0.694 0 | 0.667 4 | - 3.83  |
| 疲劳 | 叶片预估寿命/ $10^6$ N   | ↑    | 2.867 0 | 7.528 3 | 162.58  |
| 振动 | 叶身质量/ $10^{-2}$ kg | ↓    | 0.918 3 | 0.862 1 | - 6.12  |
|    | 1 阶频率约束值           | →0   | 0.462 1 | 0.432 8 | - 6.35  |
|    | 2 阶频率约束值           | →0   | 0.754 2 | 0.779 8 | 3.38    |
|    | 3 阶频率约束值           | →0   | 0.801 5 | 0.781 1 | - 2.54  |
|    | 4 阶频率约束值           | →0   | 0.681 9 | 0.685 2 | 0.48    |

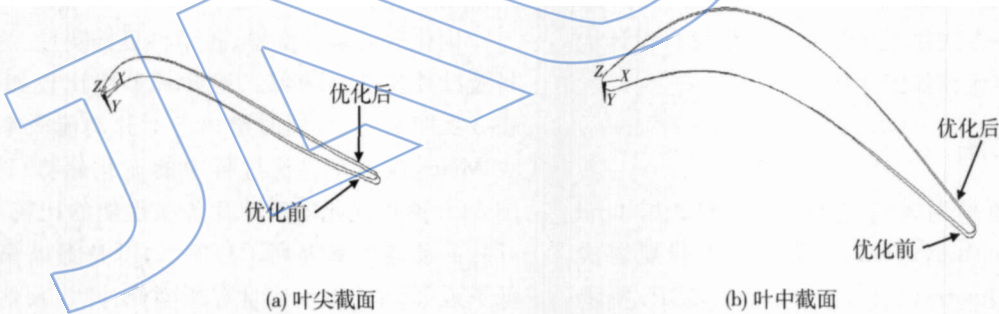


图 9 优化前后叶片截面型线的比较  
Fig. 9 Compare of the profile lines of 2D blades before and after optimization

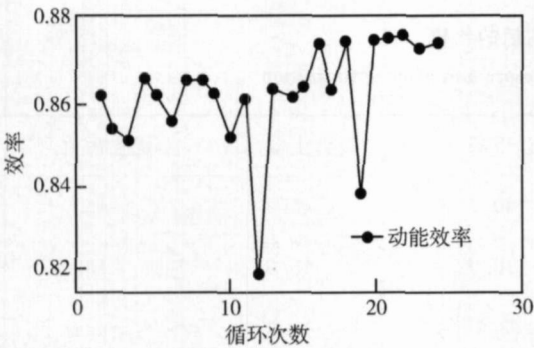


图 10 动能效率寻优过程中的变化趋势  
Fig. 10 Trend of the efficiency

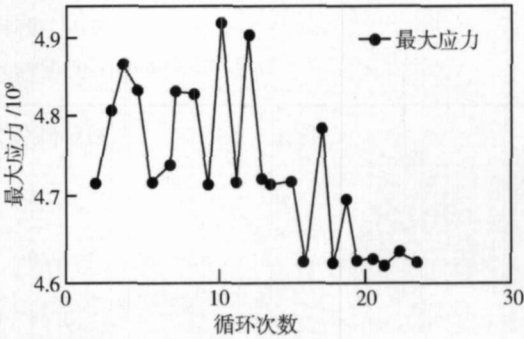


图 11 最大应力寻优过程中的变化趋势  
Fig. 11 Trend of the maximum stress

## 7 结 论

本文在实现某涡轮叶片气动、传热、结构、疲劳以及振动各学科分析模拟的基础上,对其进行多学科设计优化.优化过程考虑了气动、传热及结构三学科之间的耦合;采用 5 次多项式方法进行三维涡轮叶片的参数化建模;单元线性插值法完成学科间载荷信息的传递;多岛遗传及二次序列规划法联合对问题进行寻优.通过对设计变量冲角、安装角及落后角的调整,得到各项性能均得到明显改善的涡轮叶片.

这样,借助已有多学科设计优化软件建立起了完整的涡轮叶片多学科设计优化系统.在该系统中进行的设计优化结果对涡轮叶片整体性能的提高具有一定的参考价值;同时,此系统具有应用于工程实践的可行性及可靠性.

## 参考文献:

- [1] Sobieszczanski-Sobieski J. Multidisciplinary aerospace design optimization: Survey of recent developments [J]. Structural Optimization. 1977, 14(1): 1-23.
- [2] Zang T A. Multidisciplinary design optimization techniques: Implications and opportunities for fluid dynamics research. [R]. AIAA-99-3798.
- [3] 袁新,林智荣,赖宇阳,等.透平叶片的气动优化设计系统[J].热力透平.2004,33(1):8-13.  
YUAN Xin, LIN Zhirong, LAI Yuping, et al. Aerodynamic optimization system for turbine blade design[J]. Thermal Turbine, 2004, 33(1): 8-13.
- [4] iSIGHT8.0. [Z]. 北京:赛特达科技有限公司. 2003.
- [5] 周正贵.压气机叶片自动优化设计[J].航空动力学报, 2002, 17(3): 305-308.  
ZHOU Zhenggui. Automatic design optimization of compressor blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 305-308.
- [6] 冯进,符达良.涡轮钻具涡轮叶片造型设计新方法[J].石油机械,2000,28(11):9-12.  
FENG Jin, FU Daliang. New design method of turbine blades shape turbodrill[J]. Oil Mechanics, 2000, 28(11): 9-12.
- [7] NUMECA62\_6. [Z]. 北京:尤迈克(北京)流体工程技术有限公司. 2004.
- [8] Talya S S. Multidisciplinary design optimization procedure for turbo-machinery blades and sensitivity analysis technique for aerospace applications. [D]. Ph. D. Dissertation, Arizona State Univ., May 2000.
- [9] Kodiyalam S, Sobieszczanski-Sobieski J. Bi-level integrated system synthesis with response surfaces. [R]. AIAA-99-1306-wip.
- [10] Stelmack M A, B. S. M. E., M. S. M. E. A user-interactive, response surface approximation based framework for multidisciplinary design [D]. Ph. D. Dissertation, Notre Dame Univ., April 1999.
- [11] Morankar J, Bloebaum C L. Application of multidisciplinary design optimization for a diesel engine cooling system. [R]. AIAA 2004-4554.