

基于网格参数化变形的单级涡轮 多学科可靠性设计优化

李磊¹, 李宏林¹, 杨子龙^{1,2}, 孙守义¹, 杨未柱¹, 康家磊¹

(1. 西北工业大学 力学与土木建筑学院, 西安 710072;

2. 中国舰船研究院 动力工程技术部, 北京 100101)

摘 要: 基于自由变形技术发展了一种可以协调实现流场、结构分析网格参数化变形的办法,并实现单级涡轮的多学科可靠性设计优化。针对流场分析网格展向积叠的特征,将三维网格变形转化为不同叶高二维截面的网格变形;根据二维流场分析网格的拓扑结构,设计二维控制面,基于叶型设计参数建立叶型控制点、其他控制点伴随叶型控制点移动,实现了网格的参数化变形,避免了网格畸变、提高了网格变形的质量;不同叶高的二维控制面组成控制体,实现三维流场分析网格的参数化变形。采用相同的控制体进行结构分析网格的变形,实现了耦合界面网格协调变形。基于 Kriging 代理模型进行单级涡轮的多学科可靠性优化,在满足可靠性约束的情况下效率提高 4.97%、寿命提高 40.86%,证明了方法的有效性。

关 键 词: 多学科设计优化; 网格参数化变形; 耦合界面网格协调变形; 可靠性; 涡轮

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Reliability based multidisciplinary design optimization of single turbine stage based on parameterized mesh deformation

LI Lei¹, LI Honglin¹, YANG Zilong^{1,2}, SUN Shouyi¹,
YANG Weizhu¹, KANG Jialei¹

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

2. Power Engineering Technology Department,

China Ship Research and Development Academy, Beijing 100101, China)

Abstract: On basis of free-form deformation method, a parameterized mesh deformation to morph coordinately fluid analysis mesh and structure analysis mesh was proposed, and reliability-based multidisciplinary design optimization of single turbine stage with parameterized mesh deformation was introduced. According to the extended feature of blade in span-wise direction, the mesh deformation of 3D analysis mesh was translated to the mesh deformation of 2D cross section analysis mesh at different blade height. Control plane for 2D cross section was designed on basis of topological structure of the 2D fluid analysis mesh. The coordinates of blade profile control points were calculated by aerodynamic design parameters. The movements of other control points in 2D control plane were obtained according to the movement of blade profile control points in order to improve the quality of the deformed

收稿日期: 2019-01-08

基金项目: 国家自然科学基金(51575444); 航空动力基金(6141B090319); 陕西省自然科学基金计划(2018JM5173)

作者简介: 李磊(1983—),男,副教授,博士,主要从事结构设计及多学科优化研究。E-mail: lileipu@nwpu.edu.cn

引用格式: 李磊,李宏林,杨子龙,等. 基于网格参数化变形的单级涡轮多学科可靠性设计优化[J]. 航空动力学报,2019,34(8): 1764-1772. LI Lei, LI Honglin, YANG Zilong, et al. Reliability based multidisciplinary design optimization of single turbine stage based on parameterized mesh deformation[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1764-1772.

mesh. The mesh deformation of 3D fluid analysis mesh could be carried out by the control volume composed of 2D control planes at different blade heights. Structure analysis mesh was morphed by using the same control volume for 3D fluid analysis mesh deformation in order to obtain the coordinate mesh deformation on interface mesh. Reliability-based multidisciplinary design optimization with proposed parameterized mesh deformation method was used to optimize single turbine stage. Results showed that the efficiency was improved by 4.97% and the blade life was improved by 40.86% under satisfying the reliability constraint, proving the effectiveness of the developed method.

Key words: multidisciplinary design optimization; parameterized mesh deformation; coordinate mesh deformation on interface grid; reliability; turbine

多学科设计优化是近几十年来发展用于解决多个学科耦合问题的优化设计方法^[1-2]。与传统单学科串行设计方法相比,考虑了学科间的耦合设计,更加贴切问题的实质,具有较高的设计精度;采用多目标机制平衡学科间的相互影响,可以获取整体最佳设计,避免了反复设计所导致的人力、物力、财力浪费;引入了协同/并行的设计思想,有效地提高了设计效率。由于多学科设计优化所展现出的优势,已被广泛应用于飞行器^[3-4]、发动机^[5-6]、船舶^[7]等研制中,成为复杂系统设计一项必不可少的手段。

在以往的多学科设计优化中,遵循着更新几何模型—重新划分网格—数值分析的优化循环过程,即在每个寻优迭代中需要重新生成几何模型和划分网格。这种优化循环存在如下问题:①具有复杂几何约束的结构容易发生模型更新失败。②难以保证自动划分的网格质量,影响到高度敏感于网格质量的流场、接触等优化结果的可信度;特别是针对飞行器、航空发动机、车船系统的整机分析,存在网格划分失败的风险。已经发展的基于网格变形的优化设计方法^[8-9],利用网格变形^[10]替代了优化过程中重新生成几何模型、网格划分的过程,避免了几何模型更新失败、自动划分网格质量较低等问题,已被广泛应用于飞机^[11-12]、发动机^[13]、高铁^[14]等气动优化设计中。

弹簧元^[15-16]、线弹性体^[17]、Laplace^[18]、径向基函数^[19-20]等网格变形方法的基本思想是,先进行边界网格的变形,再进行内部网格的移动。Truong 等^[20]利用 B 样条曲线实现机翼翼型参数化、Hicken 等^[21]利用 B 样条控制体参数化机翼三维气动表面,先获得气动表面的网格移动,再结合线弹性体变形方法实现了机翼的优化设计。相比上述两步实现网格变形的的方法,自由变形技

术^[22]将变形网格映射到一个参数空间(非均匀有理 B 样条、Bézier 曲面、体等)中,建立网格节点坐标与控制体节点间映射关系,通过移动控制点实现网格变形,具有效率高、便于形状控制、可同时实现整体/局部变形等优点,近年来被广泛应用于气动优化中。

基于自由变形技术,汪怡平等^[23]建立了汽车流场分析网格的控制体,利用 4 个控制点的坐标作为设计变量进行了气动优化。由于控制点之间没有施加约束,其任意的变化容易产生不光顺的气动外形。Li 等^[14]利用 5 组控制点作为设计变量,并建立控制点与尺寸参数的关联,避免了控制点任意变化而生成的不光顺气动外形,实现了高速列车的气动优化。进一步,Gagnon 等^[24]利用展向曲线来控制机翼控制体的变化,实现了翼展、翼型等尺寸和形状变化,提高了机翼的升阻比。但是,上述研究尚未实现气动设计参数与控制点移动之间的关联。此外,在多学科设计优化中,除了需要进行流场分析网格的变形外,还需要进行结构分析网格的变形;并且流场分析网格与结构分析网格的变形应该协调匹配,保证耦合界面网格变形的一致性。

本文基于自由变形技术,发展了一种适用于多学科设计优化的网格参数化变形方法,同时实现流场、结构分析网格的协调变形;合理设计变形控制体的拓扑结构,实现设计变量与流场分析、结构分析网格变形的关联。基于流场、结构分析网格参数化协调变形,建立了单级涡轮的多学科可靠性设计优化流程,通过优化设计提高了其综合性能。

1 涡轮叶片分析网格的参数化变形

基于自由变形技术建立涡轮叶片分析网格的控制体,如图 1 所示。根据叶轮机机械流场分析网格在叶展方向上呈现的积叠特征,将三维流场分

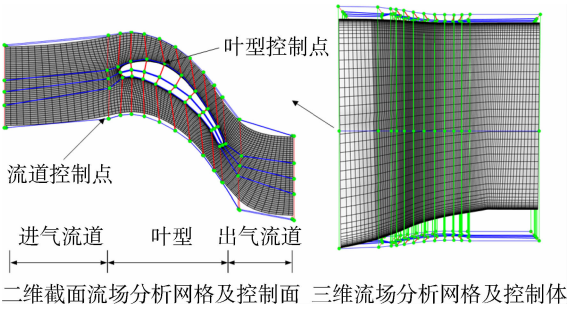


图 1 叶片流场分析网格控制体的设计

Fig. 1 Control volume design of analysis mesh of blade flow field

析网格的控制体分解成不同截面高度的二维控制面。根据流场分析网格包括的叶型、流道等特征,进行二维截面网格变形控制面的拓扑结构设计;利用气动设计变量生成叶型控制点,结合流道控制点的设计,生成二维截面流场分析网格控制面;并建立流道控制点与叶型控制点的关联移动,实现二维流场分析网格的参数化变形。通过不同叶展高度二维截面流场分析网格的参数化变形,实现叶片三维流场分析网格的参数化变形。

1.1 二维流场分析网格的参数化变形

一个典型的涡轮叶片二维截面流场分析网格如图 1 所示,流场分析网格呈现 HOH 拓扑结构。基于此拓扑结构进行控制面的设计:围绕叶型设置控制点(叶型控制点)控制叶型局部区域的网格变形;围绕流道设置控制点(流道控制点)控制整个流道的网格变形;根据网格拓扑结构,在叶型控制点和流道控制点之间设置过渡控制点,以实现网格的连续变形。控制面按照拓扑结构特征划分为 3 个区域,包括前缘进气流道、叶型及叶型部位流道、尾缘出气流道。通过控制点的移动分别实现上述 3 个区域的网格变形。

1.1.1 叶型控制点

以叶片轴向弦长 L_w 、安装角 γ 、进口气流角 β_1 、出口气流角 β_2 以及中弧线曲线控制点权重作为设计参数,采用非均匀有理 B 样条(NURBS)曲线^[25]构造中弧线(图 2),基于厚度分布进行叶型控制点的设计。

首先根据几何关系通过叶片轴向弦长 L_w 、安装角 γ 、进口气流角 β_1 、出口气流角 β_2 确定中弧线控制点 p_1 、 p_2 、 p_3 。其中 p_1 点坐标(x_1 , y_1)根据涡轮叶片位置给出, p_2 点坐标(x_2 , y_2)计算公式如下:

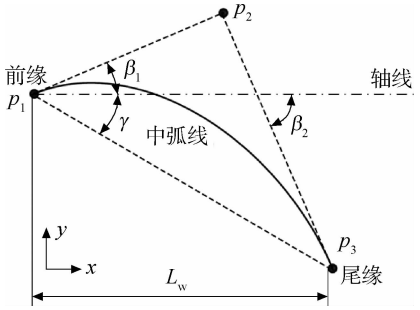


图 2 中弧线设计方法

Fig. 2 Design method of mean camber line

$$\begin{cases} x_2 = L_w / \cos \gamma / \sin(180 - \beta_1 - \beta_2) \cdot \sin(\beta_2 - \gamma) \cdot \sin(90 + \beta_1) + x_1 \\ y_2 = L_w / \cos \gamma / \sin(180 - \beta_1 - \beta_2) \cdot \sin(\beta_2 - \gamma) \cdot \cos(90 + \beta_1) + y_1 \end{cases} \quad (1)$$

p_3 点坐标(x_3 , y_3)计算公式如下:

$$\begin{cases} x_3 = L_w + x_1 \\ y_3 = L_w \cdot \tan \gamma + y_1 \end{cases} \quad (2)$$

由已知控制点及给定的控制点权重,使用准均匀法节点矢量构造方法^[25],结合 NURBS 理论即可确定中弧线,如图 2 所示。其中中弧线由图中 p_1 、 p_2 、 p_3 三个控制点确定。

将中弧线等分为 8 段,共 9 个叶型点。根据厚度分布(即叶型控制点距中弧线的法向距离)确定叶片型线控制点,包括中弧线控制点 p_1 、 p_3 点等共 20 个控制点,如图 3 所示。由控制点坐标及权重,使用准均匀法节点矢量构造方法,建立叶型的 NURBS 曲线,如图 4 所示。

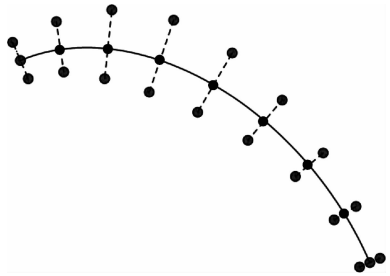


图 3 中弧线叶型控制点和叶片型线控制点

Fig. 3 Control points of mean camber line and blade profile control points

1.1.2 控制点的移动

整个控制面包含 5 行、13 列共 65 个控制点(图 1 所示),为了方便后续描述,以 p_i^j ($i=1, \dots, 5; j=1, \dots, 13$)表示控制点。按照前缘进气流道、叶型及叶型部位流道、尾缘出气流道 3 个区域,将 65 个控制点分成 4 组,第 1 组为叶型控制点,包

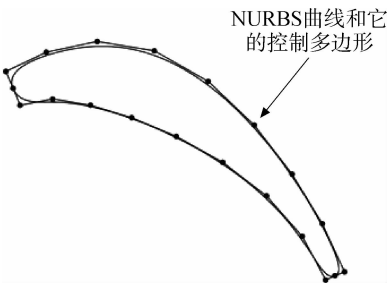


图 4 叶片截面型线

Fig. 4 Blade profile on cross section

括 $p_i^j (i=2,3,4;j=3,4,\cdots,11)$ 。该部分控制点坐标由设计变量生成(详见文中第 1.1.1 节)。为了保证叶片叶型变化后的网格质量,其他控制点伴随叶型控制点进行移动。

1) 第 2 组为前缘进气流道控制点,包括第 1 列、2 列共 10 个控制点。该部分控制点主要控制前缘进气流道,因流道变化是相对的,设定第 1 列控制节点固定,第 2 列控制点的移动与 p_3^3 控制点移动一致。

2) 第 3 组为叶型流道周期性边界控制点,包括 $p_i^j (i=1,5;j=3,4,\cdots,11)$ 。该部分控制点根据中弧线控制点进行移动,满足

$$\Delta p_i^j = \Delta p_3^j \quad i = 1,5; j = 3,4,\cdots,11 \quad (3)$$

3) 第 4 组为尾缘出气流道控制点,包括第 12 列、13 列共 10 个控制点。为了保证流场分析网格轴向不发生变化,设定 $p_i^{13} (i=1,\cdots,5)$ 控制点 x 向位移为 0;为了保证叶型变化后尾缘出气流道的网格质量,设定 $p_i^j (i=1,\cdots,5; j=12,13)$ 控制点 y 向位移和中弧线控制节点 p_3^{11} 的 y 向位移一致。

$$\begin{cases} \Delta x_{p_i^j} = 0 & i = 1,\cdots,5; j = 13 \\ \Delta y_{p_i^j} = \Delta y_{p_3^{11}} & i = 1,\cdots,5; j = 12,13 \end{cases} \quad (4)$$

1.1.3 二维流场分析网格的参数化变形

根据以上网格变形方法对二维流场分析网格进行变形。图 5 为叶片安装角增大 5° 时的变形效果。由图可知网格变形后叶片型线光滑,网格形状良好,实现了网格变形的目的。对变形前后的网格质量进行检查(表 1),结果表明变形前后网格质量基本相同,该变形方法可以保证变形后的网格质量。

根据叶型设计参数使用几何建模软件建立叶片二维截面实体,将其与变形后网格进行对比,如图 6 所示。由图可知网格参数化方法拥有与几何参数化方法相同的变形能力。

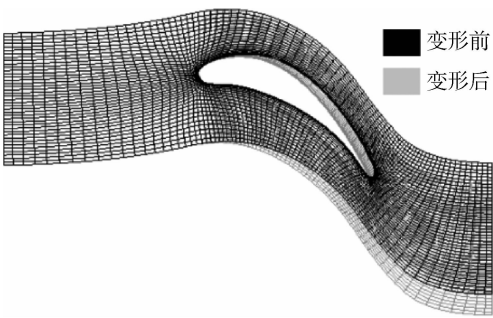


图 5 二维流场分析网格变形前后对比

Fig. 5 Comparison of 2D fluid analysis mesh between before and after deformation

表 1 二维流场分析网格变形前后的网格质量

Table 1 Qualities of 2D analysis mesh before and after deformation

网格质量	变形前		变形后	
	网格数	占比/%	网格数	占比/%
0.8~1.0	3892	89.43	3868	88.88
0.6~0.8	412	9.467	436	10.02
0.4~0.6	38	0.874	38	0.874
0.2~0.4	10	0.23	10	0.23
0~0.2	0	0	0	0

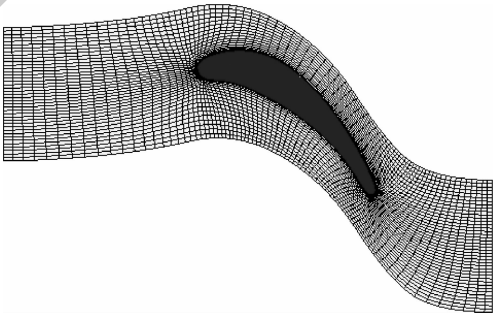


图 6 二维流场分析网格变形与几何模型变化

Fig. 6 Mesh deformation of 2D flow field analysis mesh and geometry model change

1.2 二维结构分析网格的协调变形

涡轮叶片多学科设计优化涉及到气动、传热、结构等学科,基于网格参数化的多学科设计优化,不仅需要进行流场分析网格的参数化变形,还需要进行结构分析网格的参数化变形。并且流场分析网格和结构分析网格的变形必须协调,以保证耦合界面的一致性。

为了保证结构分析网格变形与流场分析网格变形的协调性,采用与流场分析网格相同的控制

面,如图 7 所示。图 8 给出了叶片安装角增大 5° 时的网格变形效果。从图中可以看出,网格变形后叶片型线光滑,网格形状良好,实现了网格变形的目的。并且与流场分析网格变形对比发现,采用相同控制体可以保证变形后流场分析网格与结构分析网格的协调性。

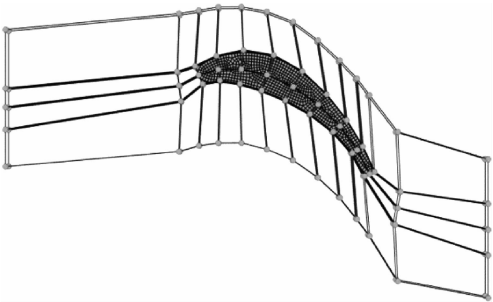


图 7 二维截面结构分析网格的控制面
Fig.7 Control plan of 2D cross section structure analysis mesh

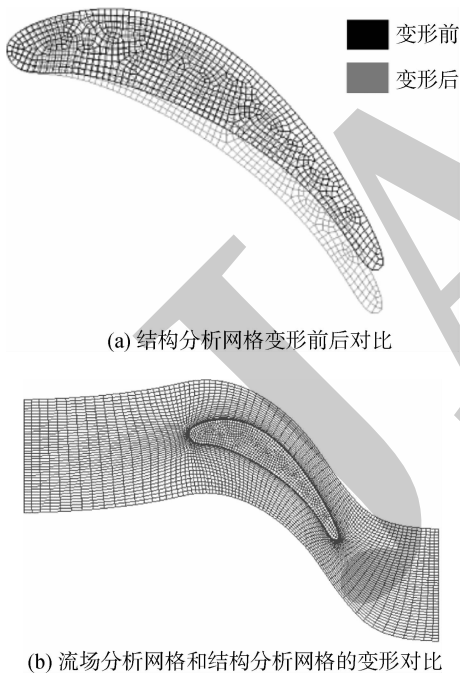


图 8 网格变形前后对比
Fig. 8 Comparison between before and after mesh deformation

表 2 给出了结构分析网格变形前后网格质量的对比。从表中可以看出变形前后网格质量基本相同,该变形方法可以保证变形后的网格质量。

1.3 三维分析网格的参数化变形

在二维截面分析网格参数化的基础上,建立不同叶高的控制面,生成三维控制体(如图 1 所示),进而实现涡轮叶片三维网格的参数化变形。

表 2 变形前后的网格质量

Table 2 Mesh qualities before and after deformation

网格质量	变形前		变形后	
	网格数	占比/%	网格数	占比/%
0.8~1.0	1383	62.13	1389	62.4
0.6~0.8	441	19.8	432	19.4
0.4~0.6	345	15.5	348	15.63
0.2~0.4	57	2.57	57	2.57
0~0.2	0	0	0	0

2 单级涡轮多学科可靠性设计优化

利用双循环方法^[26]建立了单级涡轮多学科可靠性设计优化流程,如图 9 所示。在进行单级涡轮多学科可靠性分析时,流-热-固耦合分析、可靠性分析、寻优迭代中需要多次调用流场、结构分析,计算时间较长。为了提高优化设计效率,在多学科可靠性设计优化中引入 Kriging 近似代理模型^[27],具体流程如下:

- 1) 建立流场分析、结构分析的网格模型,基于本文提出的方法进行网格变形的参数化设计;并建立单级涡轮的多学科分析模型。
- 2) 确定设计变量与随机变量,利用 DOE(design of experiment)调用参数化的网格模型获取初始样本点,构建 Kriging 近似模型。
- 3) 利用优化算法进行多学科可靠性设计优化,直至收敛。

2.1 单级涡轮分析网格及多学科分析

本文利用叶轮机械专用分析软件 Numeca 进行单级涡轮三维流场特性分析。轴流涡轮设计转速为 32 000 r/min,进口流量为 6.3 kg/s,温度为 800 K,出口压强为 101 325 Pa。涡轮叶片网格采用 H&O 型拓扑结构,网格总节点数为 2413 230,如图 10 所示。流场分析后涡轮叶片近壁面的 y^+ 值位于 1~10 内,满足 Spalart-Allmaras 湍流模型的要求^[28]。由于结构较为复杂,采用四面体单元和六面体单元混合的形式,利用有限元(FEM)计算软件 Abaqus 对涡轮动叶进行网格划分。其中叶身部分为六面体单元,榫头部分为四面体单元,共划分 47 284 个网格单元。

涡轮叶片材料为铸造高温合金 K444,其材料属性详见航空材料手册^[29]。因轴流涡轮流场分析采用六面体网格,而结构分析采用四面体-六面体

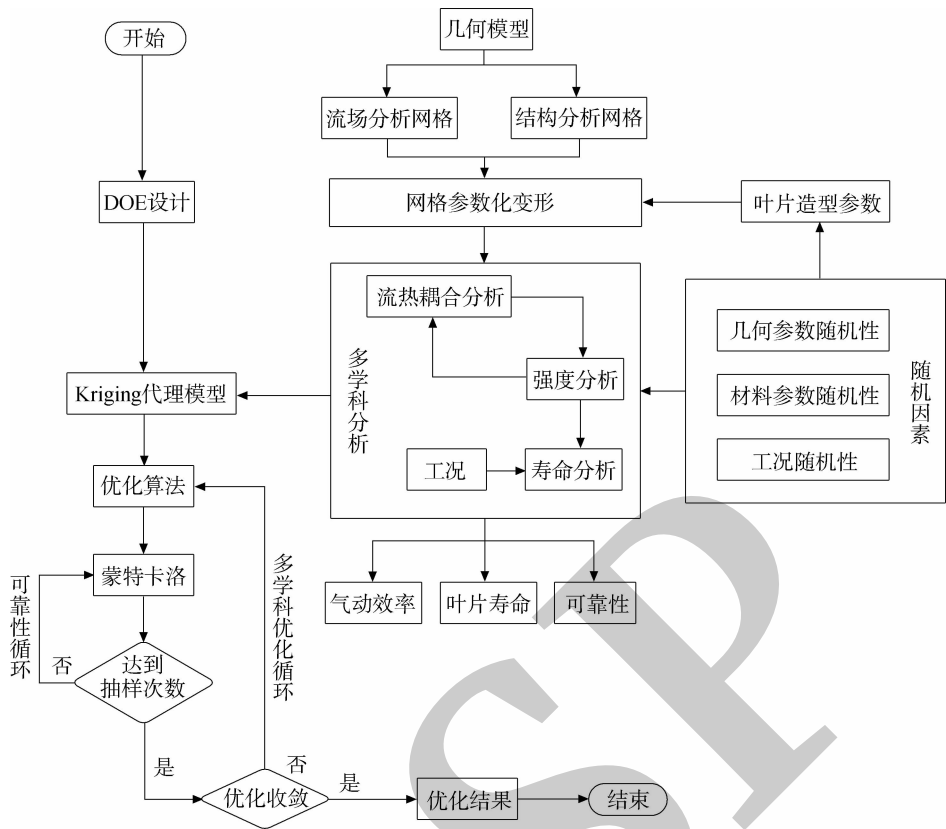


图 9 基于近似代理模型的单级涡轮多学科可靠性设计优化流程

Fig. 9 Flow chart of reliability based multidisciplinary design optimization of single turbine stage based on surrogate model

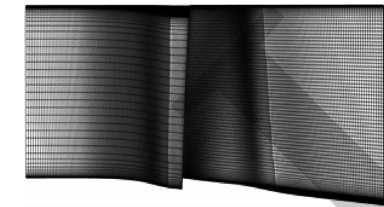


图 10 单级涡轮流场分析及有限元分析网格模型
Fig. 10 Fluid analysis mesh and FEM analysis mesh of single turbine stage

混合网格,因此在耦合界面上流场分析网格、结构分析网格并不匹配。采用反距离加权平均方法进行涡轮动叶耦合面温度、压力标量信息的传递^[30]。从插值效果来看,插值前后温度场基本一致。涡轮动叶插值温度、压力后,施加转速,榫头底部约束 3 个方向位移,榫头榫槽接触面施加 111.96 MPa 均布载荷,进行了结构强度分析。图 11 为 32 000 r/min 下涡轮动叶的 Mises 等效应力云图。由图可知涡轮动叶的最大应力在叶根前缘处,最大应力为 561.1 MPa。

本文研究的单级涡轮工作过程可以划分为 5 种工况,工况以轴流涡轮正常运行转速的百分比表示(表 3)。其中 100% 工况下的转速为 32 000

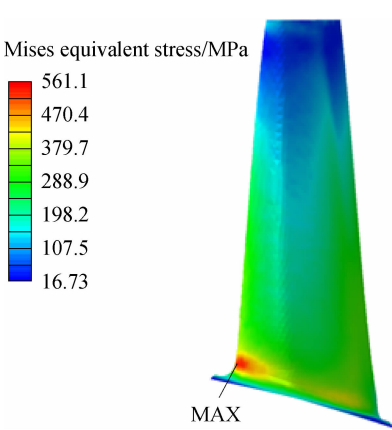


图 11 涡轮动叶 Mises 等效应力云图

Fig. 11 Mises equivalent stress contour of turbine blade
r/min。利用上述的多场耦合分析方法,对不同转速下的涡轮叶片进行流-热-固耦合分析,得到对应考核部位的应力值。根据高周疲劳寿命分析方法和 Miner 线性损伤累积^[31] 计算得到涡轮动叶在不同循环工况下的总寿命为 208 776 循环周次。

2.2 单级涡轮多学科可靠性设计优化数学模型

针对涡轮高效率、长寿命的设计要求,以气动效率最高、寿命最长为优化目标,以 200 000 循环

表 3 涡轮转速循环谱
Table 3 Cycle spectrum turbine speed

循环 工况	工作转速/％		循环数
	谷值	峰值	
循环 1	0	110	2 250
循环 2	90	110	2 250
循环 3	0	100	3 125
循环 4	0	80	3 125
循环 5	0	40	3 750

周次寿命可靠度大于 0.999 9 作为约束,进行多学科可靠性设计优化。其数学模型为

$$\begin{aligned} &\max(\eta,l_d) \\ &l_i \leq x_i \leq u_i \\ &\text{s. t. } p_r(l_d \geq 200\,000) \geq 0.999\,9 \end{aligned}\tag{5}$$

其中 l_d 为涡轮叶片寿命, η 为气动效率, x_i 为设计变量, l_i 为设计空间下限, u_i 为设计空间上限, p_r 为可靠度。

本文主要从涡轮叶片几何尺寸、材料性能、运行工况 3 个方面来考虑不确定性的影响。选取对叶片寿命影响较大的 K444 材料的弹性模量、泊松比和密度,以及转速作为随机变量。由于材料属性均为温度相关量,本文引入系数 α 来描述材料性能的随机性,具体过程见式(6)。

$$k'_i = \alpha k_i \quad (i = 1, 2, \cdots, n)\tag{6}$$

式中 k_i 为第 i 个温度点下对应的材料属性, n 为对应的温度点个数, α 为随机系数, k'_i 为转换后的材料属性。其中 α_e 为弹性模量对应的随机系数, α_p 为泊松比对应的随机系数, α_ρ 为密度对应的随机系数。

涡轮静叶和动叶分别在叶根、50%叶高(叶中)、叶尖 3 个位置建立控制面。表 4 给出了采用的随机变量,假定各变量均服从正态分布,其初始值和变异系数如表所示。

2.3 Kriging 近似代理模型

同时以表 4 中的几何随机变量作为设计变量,采用最优拉丁超立方方法进行实验设计,选取 100 个样本点构建初始的 Kriging 模型。误差分析显示,气动效率的方均根误差(RMSE)为 0.056 01,寿命的 RMSE 为 0.096 91,满足分析要求。图 12(a)给出了静叶叶中截面安装角 γ_{s2} 和静叶叶尖截面安装角 γ_{s3} 下气动效率的拟合曲面,图 12(b)为转速和动叶叶根截面轴向弦长 L_w 下

寿命的拟合曲面。

表 4 随机变量及分布规律
Table 4 Random variables and distribution patterns

变量名称	分布类型	初始均值	变异系数
静叶叶尖截面安装角/(°)	正态	−44.00	0.005
静叶叶尖截面轴向弦长/mm	正态	20.50	0.005
静叶叶中截面安装角/(°)	正态	−44.00	0.005
动叶叶尖截面安装角/(°)	正态	42.00	0.005
动叶叶根截面轴向弦长/mm	正态	18.50	0.005
动叶叶中截面轴向弦长/mm	正态	14.50	0.005
α_e	正态	1.0	0.01
α_p	正态	1.0	0.01
α_ρ	正态	1.0	0.01
转速/(rad/s)	正态	3 351.03	0.005

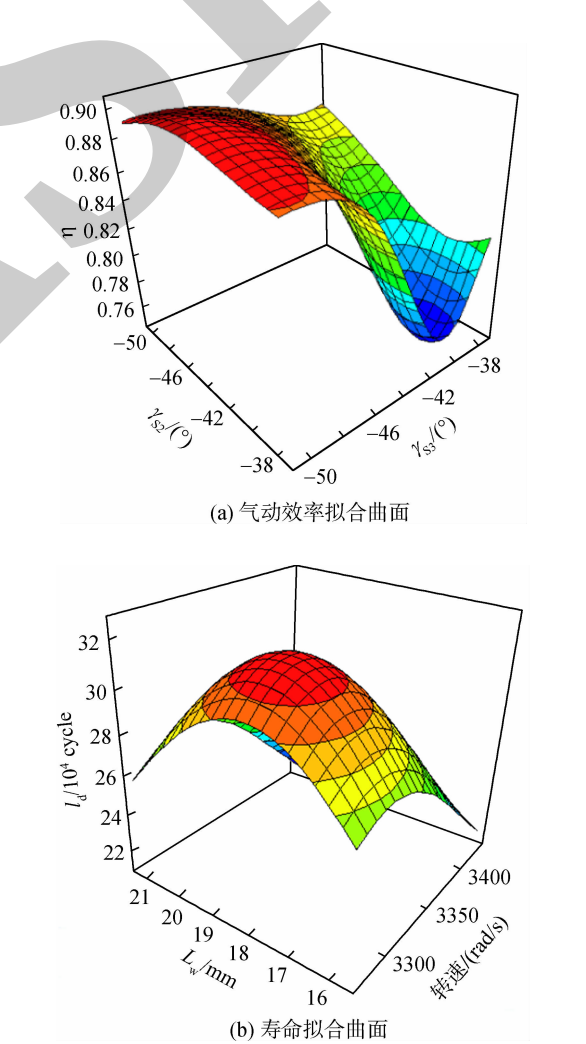


图 12 Kriging 近似代理模型
Fig. 12 Kriging surrogate model

2.4 优化设计结果

利用多岛遗传算法进行了单级涡轮多学科可靠性设计优化。表 5 给出了设计变量优化前后对比。表 6 给出了单级涡轮多学科可靠性设计优化结果,从优化结果上看,优化后的单级涡轮寿命可靠度满足设计要求,气动效率和寿命得到提高。

图 13 为优化前后 50%叶高截面马赫数云图。由图 13 可以看出,优化后涡轮动叶尾缘处马

表 5 设计变量优化前后对比

Table 5 Comparison of design variables between before and after optimization

变量名称	初值	优化值
静叶叶尖截面安装角/(°)	-44.00	-45.011
静叶叶尖截面轴向弦长/mm	20.50	19.858
静叶叶中截面安装角/(°)	-44.00	-41.860
动叶叶尖截面安装角/(°)	42.00	37.866
动叶叶根截面轴向弦长/mm	18.50	17.578
动叶叶中截面轴向弦长/mm	14.50	14.465

表 6 单级涡轮多学科可靠性设计优化结果

Table 6 Reliability based multidisciplinary design optimization results of the single turbine stage

参数	可靠性约束	初值	最优值	改善度/%
气动效率		0.873 1	0.916 5	4.97
寿命/n		208 776	294 083	40.86
寿命可靠度 $p_r \geq 0.9999$			1	满足

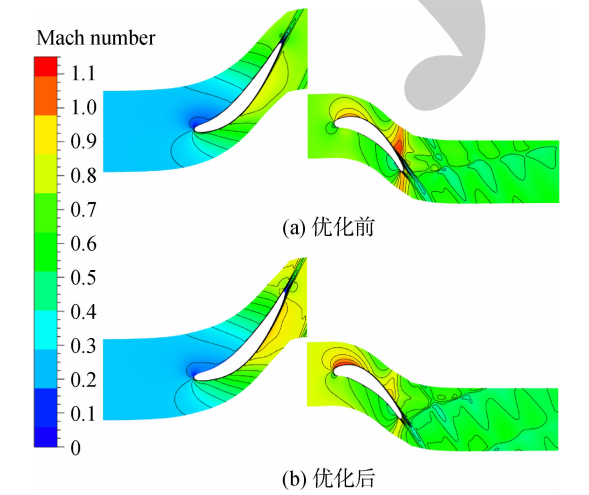


图 13 优化前后 50%叶片高度截面马赫数云图

Fig. 13 Mach number contour on cross section at 50% blade height before and after optimization

赫数降低,流动状态改善,叶型损失降低,提高了涡轮气动效率。

3 结 论

1) 基于自由变形技术,发展了一种可以同时实现流场、结构分析网格参数化变形的方 法,实现了设计变量与网格变形之间的关联。根据三维叶片展向积叠特征,将三维分析网格的变形转化为不同叶高二维截面网格的变形。根据二维流场分析网格的拓扑结构,合理设计控制体,利用控制点与设计变量相关联,实现了流场分析网格的参数化变形;利用不同叶高的二维控制面建立控制体,实现了三维流场分析网格的参数化变形。结构分析网格采用与流场分析网格相一致的控制体,实现了耦合界面网格的协调变形。

2) 发展了一种基于网格参数化变形的多学科可靠性设计优化方法。基于网格参数化变形开展多学科设计优化,避免了传统优化迭代过程中几何模型更新、网格重生成过程,对于几何参数化建模复杂、需要进行精细化网格划分的优化问题具有重要意义。

3) 基于发展的方法实现了单级涡轮的多学科可靠性设计优化,引入 Kriging 近似代理模型,有效提高了寻优效率,缩短了设计周期。优化结果表明,本文提出的方法可以有效开展涡轮多学科可靠性设计优化。

参考文献:

[1] DE WECK O, AGTE J, SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J, et al. State-of-the-art and future trends in multidisciplinary design optimization[R]. AIAA-2007-1905, 2007.

[2] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI J, HAFTKA R T. Multi-disciplinary aerospace design optimization: survey of recent developments[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 1997, 14(1): 1-23.

[3] FAZELEY H R, TAEI H, NASEH H, et al. A multi-objective, multidisciplinary design optimization methodology for the conceptual design of a spacecraft bi-propellant propulsion system[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2016, 53(1): 145-160.

[4] 刘楠溪, 白俊强, 华俊, 等. 考虑排放影响的飞机多学科优化设计[J]. 航空学报, 2017, 38(1): 163-176.

LIU Nanxi, BAI Junqiang, HUA Jun, et al. Multidisciplinary design optimization incorporating aircraft emission impacts[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(1): 163-176. (in Chinese)

[5] 李磊, 杨子龙, 王佩艳, 等. 燃气轮机涡轮冷却叶片设计及优化[M]. 北京: 科学出版社, 2018.

- [6] 闫成,尹泽勇,郭福水,等. 基于 MDO 策略的民用航空发动机概念设计研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8): 1911-1921.
YAN Cheng, YIN Zeyong, GUO Fushui, et al. Research on the conceptual design of a civil aero-engine based on MDO strategies[J]. Journal of aerospace power, 2017, 38(8): 1911-1921. (in Chinese)
- [7] LIU X, YUAN Q, ZHAN M, et al. Multiple objective multidisciplinary design optimization of heavier-than-water underwater vehicle using CFD and approximation model[J]. Journal of Marine Science and Technology, 2017, 22(1): 135-148.
- [8] POIRIER V, NADARAJAH S. Efficient reduced-radial basis function-based mesh deformation within an adjoint-based aerodynamic optimization framework[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6): 1-17.
- [9] MARTIN-BURGOS M J, GONZÁLEZ-JUÁREZ D, ANDRÉS-PÉREZ E. A novel surface mesh deformation method for handling wing-fuselage intersections[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(1): 264-273.
- [10] 周璇,李水乡,孙树立,等. 非结构网格变形方法研究进展[J]. 力学进展, 2011, 41(5): 547-561.
ZHOU Xuan, LI Shuixiang, SUN Shuli, et al. Advance in the research on unstructured mesh deformation[J]. Advances in Mechanics, 2011, 41(5): 547-561. (in Chinese)
- [11] GAGNON H, ZINGG D W. Two-level free-form and axial deformation for exploratory aerodynamic shape optimization[J]. AIAA Journal, 2015, 53(7): 1-12.
- [12] ZHANG Z J, KHOSRAVI S, ZINGG D W. High-fidelity aerostructural optimization with integrated geometry parameterization and mesh movement[R]. AIAA-2015-1132, 2015.
- [13] 李立州,王婧超,韩永志,等. 基于网格变形技术的涡轮叶片变形传递[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2101-2104.
LI Lizhou, WANG Jingchao, HAN Yongzhi, et al. Displacement transfer with the mesh deformation method in multidisciplinary optimization of turbine blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2101-2104. (in Chinese)
- [14] LI R, XU P, PENG Y, et al. Multi-objective optimization of a high-speed train head based on the FFD method[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2016, 152: 41-49.
- [15] BATINA J T. Unsteady Euler airfoil solutions using unstructured dynamic meshes[J]. AIAA Journal, 1990, 28(8): 1381-1388.
- [16] SUN X, ZHANG J Z. An r -adaptive technique for unstructured grids based on the segment spring analogy method[J]. International Journal of Computational Methods, 2015, 12(1): 1-17.
- [17] HUO S H, WANG F S, YAN W Z, et al. Layered elastic solid method for the generation of unstructured dynamic mesh[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2010, 46(10): 949-955.
- [18] PROIETTI D, PRANZITELLI A, ANDREWS G E, et al. Multi-objective CFD optimisation of shaped hole film cooling with mesh morphing[R]. ASME Paper GT2015-42249, 2015.
- [19] 姚拴宝,郭迪龙,杨国伟. 基于径向基函数网格变形的高速列车头型优化[J]. 力学学报, 2013, 45(6): 982-986.
YAO Shuanbao, GUO Dilong, YANG Guowei. Aerodynamic optimization of high-speed train based on RBF mesh deformation[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2013, 45(6): 982-986. (in Chinese)
- [20] TRUONG A H, OLDFIELD C A, ZINGG D W. Mesh movement for a discrete-adjoint Newton-Krylov algorithm for aerodynamic optimization[J]. AIAA Journal, 2008, 46(7): 1695-1704.
- [21] HICKEN J E, ZINGG D W. Aerodynamic optimization algorithm with integrated geometry parameterization and mesh movement[J]. AIAA Journal, 2010, 48(2): 400-413.
- [22] SEDERBERG T W, PARRY S R. Free-form deformation of solid geometric models[J]. Association for Computer Machinery (ACM) Transaction on Graphics, 1986, 20(4): 151-160.
- [23] 汪怡平,王涛,黎帅. 基于自由变形技术的汽车气动减阻优化[J]. 机械工程学报, 2017, 53(9): 135-143.
WANG Yiping, WANG Tao, LI Shuai. Aerodynamic drag reduction of vehicle based on free form deformation[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(9): 135-143. (in Chinese)
- [24] GAGNON H, ZINGG D W. Two-level free-form and axial deformation for exploratory aerodynamic shape optimization[J]. AIAA Journal, 2015, 53(7): 1-12.
- [25] 皮尔,特莱尔. 非均匀有理 B 样条[M]. 2 版. 赵罡,穆国旺,王拉柱,译. 北京:清华大学出版社, 2010.
- [26] 于明,刘永寿,李磊,等. 基于双循环的离心叶轮多学科可靠性优化设计[J]. 航空学报, 2012, 33(4): 650-657.
YU Ming, LIU Yongshou, LI Lei, et al. Reliability-based multidisciplinary design optimization of centrifugal impeller with double-loop strategy[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(4): 650-657. (in Chinese)
- [27] 李磊,李元生,敖良波,等. 船用大功率柴油机涡轮增压器多学科设计优化[M]. 北京:科学出版社, 2011.
- [28] 安德森. 计算流体力学入门[M]. 姚朝晖,周强,译. 北京:清华大学出版社, 2010.
- [29] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 北京:清华大学出版社, 2013.
- [30] 李磊,于明,李元生,等. 学科间信息传递的参数化空间散乱数据插值法[J]. 航空制造技术, 2011(9): 77-81.
LI Lei, YU Ming, LI Yuansheng, et al. Parameterized space scattered data interpolation method for interdisciplinary information transfer[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011(9): 77-81. (in Chinese)
- [31] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.