

基于自由变形型面的轴流涡轮叶片离散伴随优化

康 伟¹, 王彦清¹, 徐全勇², 胡仕林¹

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072;

2. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘 要: 针对涡轮机械单级气动优化问题, 发展了基于自由变形型面技术的离散伴随 CFD 优化方法。对二维涡轮静叶与涡轮单级进行了优化分析, 给出了叶型在约束条件下的最优形状。静叶优化得到的叶片前缘半径显著减小, 厚度减小。在优化前后总压恢复系数减小了 12.44%, 而流动出口角约束在 -74.66° , 改变幅度为 0.047%。对涡轮单级优化问题, 考虑旋转效应后的动叶弯度提高, 总效率提高了 0.79%。而流动出口角约束在 -70° , 改变幅度为 0.068%。结果表明所提方法在涡轮级气动性能优化问题上的有效性。与传统的有限差分方法, 离散伴随方法对单级优化时间仅为有限差分的 3%。

关 键 词: 轴流涡轮; 计算流体力学方法; 离散伴随优化; 自由变形型面; 气动性能

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Discrete-adjoint optimization of axial turbine blade using free-form deformation

KANG Wei¹, WANG Yanqing¹, XU Quanyong², HU Shilin¹

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: A discrete-adjoint CFD method based on the free-form deformation was developed for aerodynamic performance optimization of the axial turbine stage. Optimization analysis of the two-dimensional turbine stator and single turbine stage was carried out, and the optimal shape of the blade shape under the constraints was given. In the stator blade optimization, the leading edge radius and thickness of the blade obtained were significantly reduced. The total pressure recovery coefficient decreased by 12.44% after optimization, while the flow outlet angle was constrained to -74.66° with the variance of 0.047% during the optimization. For the single-stage turbine optimization problem, the camber of the rotor blade was enhanced, and the total efficiency was improved by 0.79% considering the rotation effect. The constraint condition lied in the flow outlet angle with the variance of 0.068% during the optimization. The results showed the effectiveness of the proposed method on the aerodynamic performance optimization of turbine stage. Compared with the traditional finite difference method, the discrete adjoint method costed only 3% CPU time for single-stage optimization.

Keywords: axial turbine; CFD method; discrete-adjoint optimization; free-form deformation; aerodynamic performance

收稿日期: 2022-12-09

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(11972307); 基础研究基金(JCKY2021204B141);

国家科技重大专项(J2019-V-0001-0092, J2019-V-0013-0108)

作者简介: 康伟(1983—), 男, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事多物理场耦合的优化与控制研究。

通信作者: 徐全勇(1980—), 男, 副研究员, 博士, 研究领域为航空发动机气动热力学。E-mail: xuquanyong@tsinghua.edu.cn

引用格式: 康伟, 王彦清, 徐全勇, 等. 基于自由变形型面的轴流涡轮叶片离散伴随优化[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220943. KANG Wei, WANG Yanqing, XU Quanyong, et al. Discrete-adjoint optimization of axial turbine blade using free-form deformation[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220943.

轴流涡轮机械是现代航空发动机的关键部件之一。目前,涡轮机械向着高效率、大功率的方向发展,这就对涡轮机械的气动性能提出了更高的要求。如何对高性能、紧凑结构的轴流涡轮机械进行气动设计和优化,同时缩短设计周期,降低设计成本,成为现代轴流涡轮机械气动设计的重要目标之一。

近年来,多种优化算法应用于涡轮机械的优化设计上。优化算法主要分为全局优化算法与局部优化算法^[1]。全局优化算法主要包括有粒子群优化算法、遗传算法等启发式算法,这些算法在实际应用中需要在每一次更新迭代后计算物理模型,而考虑到 Navier-Stokes(N-S)方程的复杂性,故全局优化算法在涡轮机械上的应用表现出计算量较大的劣势^[2-3]。而为了略去物理模型的繁琐信息,研究人员逐渐发展出了代理模型^[4],其本质是利用数据样本从数学关系上直接建立设计变量与目标函数的关系,典型的代理模型有多项式响应面法、克里金模型、人工神经网络模型等,然而代理模型往往会略掉大量的物理场信息而导致模型的不精确。

基于梯度的局部优化算法能够通过求解物理场的梯度信息来寻找一条快捷的优化路线。传统的梯度优化算法包括有限差分法、线性化方法等,这些方法的计算量严重依赖于设计变量的个数,当设计变量过多就会导致“维度灾难”进而大大增加计算成本。为了解决计算量的倍增现象,伴随法引入到涡轮机械的优化设计中^[5],这种优化算法的计算量独立于设计变量的个数,对于一般的涡轮机械优化来说,设计变量的个数往往要大于目标函数个数,而伴随优化方法的应用在涡轮机械的优化中显著降低了计算代价^[6]。Arens 等^[7]利用伴随法与二维欧拉方程优化了涡轮叶片形状,极大地减弱了激波强度并提升了涡轮最后一排叶片的效率。Papadimitriou 等^[8]利用连续伴随法对外围串联压缩机进行了叶片外形优化,有效地改

善了压缩机的气动性能。李伟伟等^[9]采用伴随方法发展了多级叶轮机三维黏性气动形状优化方法,明显提升了压气机的气动性能。罗佳奇等^[10]利用连续伴随法对多级压气机最后级进行了气动优化研究,结果表明,基于伴随优化的多级气动设计优化可以明显提升多级全工况气动性能。目前,国内在叶轮机优化上主要采用连续伴随方法,且多采用商业软件实现叶轮优化。作者团队基于 CFD 技术开发了代码可控的多级旋转机械流动求解器,并基于离散伴随方法发展了旋转机械的叶轮级优化技术。

本文针对轴流涡轮机械单级气动优化问题,提出了基于自由形面变形(free form deformation, FFD)方法的离散伴随 CFD 优化方法。对二维涡轮静叶与涡轮单级进行了优化分析,通过离散伴随方法给出了叶型在约束条件下的最优形状。

1 理论方法

1.1 CFD 数值计算方法

1.1.1 控制方程求解

考虑带有网格运动的非定常可压缩流动控制方程的积分形式可以表示为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega(t)} Q d\Omega(t) + \iint_{\partial\Omega(t)} (\mathbf{F}^* - \mathbf{F}_v) d\mathbf{S} = \mathbf{0} \quad (1)$$

式中 $\Omega(t)$ 为控制体的体积, $\partial\Omega(t)$ 为控制体的边界面, $\mathbf{S}$ 为控制体边界面上的微元。这是由于网格是运动的,所以控制体的体积和表面积都是时间的函数。 $\mathbf{Q}$ 为守恒变量向量, $\mathbf{F}^*$ 为守恒变量的对流项, $\mathbf{F}_v$ 为黏性耗散项, 网格运动矢量为 $[u_g, v_g, w_g]^T$ 。各项的具体形式为

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}^* = \begin{bmatrix} \rho(u-u_g) & \rho(v-v_g) & \rho(w-w_g) \\ \rho u(u-u_g) + p & \rho u(v-v_g) & \rho u(w-w_g) \\ \rho v(u-u_g) & \rho v(v-v_g) + p & \rho v(w-w_g) \\ \rho w(u-u_g) & \rho w(v-v_g) & \rho w(w-w_g) + p \\ (E+p)(u-u_g) + pu_g & (E+p)(v-v_g) + pv_g & (E+p)(w-w_g) + pw_g \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \tau_{xx} & \tau_{yx} & \tau_{zx} \\ \tau_{xy} & \tau_{yy} & \tau_{zy} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \tau_{zz} \\ \tau_{xx}u + \tau_{xy}v + \tau_{xz}w - \kappa T_x & \tau_{yx}u + \tau_{yy}v + \tau_{yz}w - \kappa T_y & \tau_{zx}u + \tau_{zy}v + \tau_{zz}w - \kappa T_z \end{bmatrix}$$

其中 ρ 为流体密度; u 、 v 、 w 分别为速度在 x 、 y 、 z 轴上的分量; u_g 、 v_g 、 w_g 为网格运动速度在 x 、 y 、 z 轴上的; κ 为导热系数; p 为压力; T_x 、 T_y 、 T_z 分别为温度在 x 、 y 、 z 三个方向的梯度; E 为能量; τ 为应力项。

1.1.2 CFD 方法

本文针对轴流涡轮机械非定常非线性流动采用有限体积法求解 N-S 方程^[1], 空间离散格式采用具有高黏性分辨率的 ROE 格式, 并采用 monotone upstream-centered schemes for conservation laws 值方法获得三阶空间离散精度。空间精度的提高有助于对黏性流动中涡结构的生成与演化的精确捕捉。湍流模型采用 Spalart-Allmaras 型。

通过多参考系模型(MRF)方法处理叶轮旋转效应。旋转区域和静止区域的交界面采用混合面(mixing plane)方法传递流场信息。

1.1.3 方法验证

采用所提方法对 NASA Stage 35 跨声速叶轮单级进行仿真计算。叶轮参数见表 1。计算采用 H+O 的六面体结构化网格, 网格单元数为 48 万, 叶片表面 $y^+ < 5$ 。图 1 给出了叶片表面的压强分布。表 2 对比了所提方法和文献 [12] 的结果差异。结果表明所提方法与试验结果压比误差为 -0.989%, 在绝热效率上的误差为 3.4%, 说明所提方法能够较为准确地获得叶轮的性能参数, 具有良好的计算准确性。

选取代尔夫特大学 Aachen 涡轮试验模型^[13]为研究对象, 对涡轮单排静叶叶片进行流场仿真。总温为 305.8 K, 总压为 140 kPa。转速为 3 210 r/min, 入口湍流度为 5%, 湍流黏度比为 100。从图 2 中可以看出所提方法与文献 [13] 结果吻合良好, p_0 为入口总压; p 为静压, c_{stat} 为静子的弦长。图 3

表 1 NASA 35 跨声速叶轮单级计算参数

Table 1 Computational parameters of transonic compressor for NASA 35 stage		
条件与参数	具体内容	数值
几何参数	动叶叶片数	36
	静叶叶片数	46
边界条件	总压入口条件/Pa	101 325
	总温入口条件/K	288.15
	静压出口条件/kPa	130
计算参数	ROE 格式+MRF	理想气体模型
	转速	17 188.7 r/min(1 800 rad/s)
	准定常	库朗数为 5

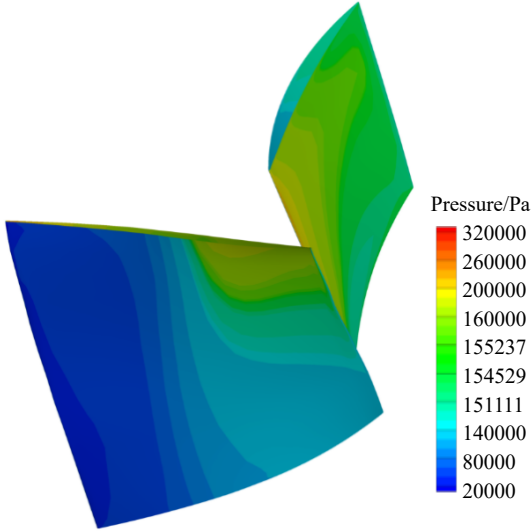


图 1 NASA 35 跨声速叶轮叶片的压力分布

Fig. 1 Pressure contour on the blade of transonic compressor for NASA 35 stage

表 2 跨声速叶轮性能参数比较

Table 2 Comparison of compressor performance the transonic blade stage

参数	文献 [12] 数据	计算结果	误差/%
压比	1.82	1.802	-0.989
绝热效率	0.842	0.813 4	-3.4
流量/(kg/s)	20.2	19.979	-1.09

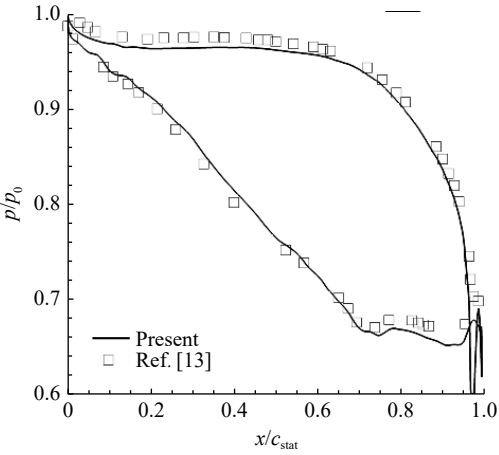


图 2 某涡轮静叶的压力分布

Fig. 2 Pressure distribution on the stator airfoil of axial turbine stage

给出了涡轮静叶叶栅的马赫数和压力云图分布, 图中 x 为流向坐标, y 为旋转的周向方向。

1.2 离散伴随优化方法

伴随优化方法^[14-15]通过引入伴随方程计算目标函数相对设计变量的导数。对于设计变量规模较大的情况能够有效降低计算开销, 提高优化效

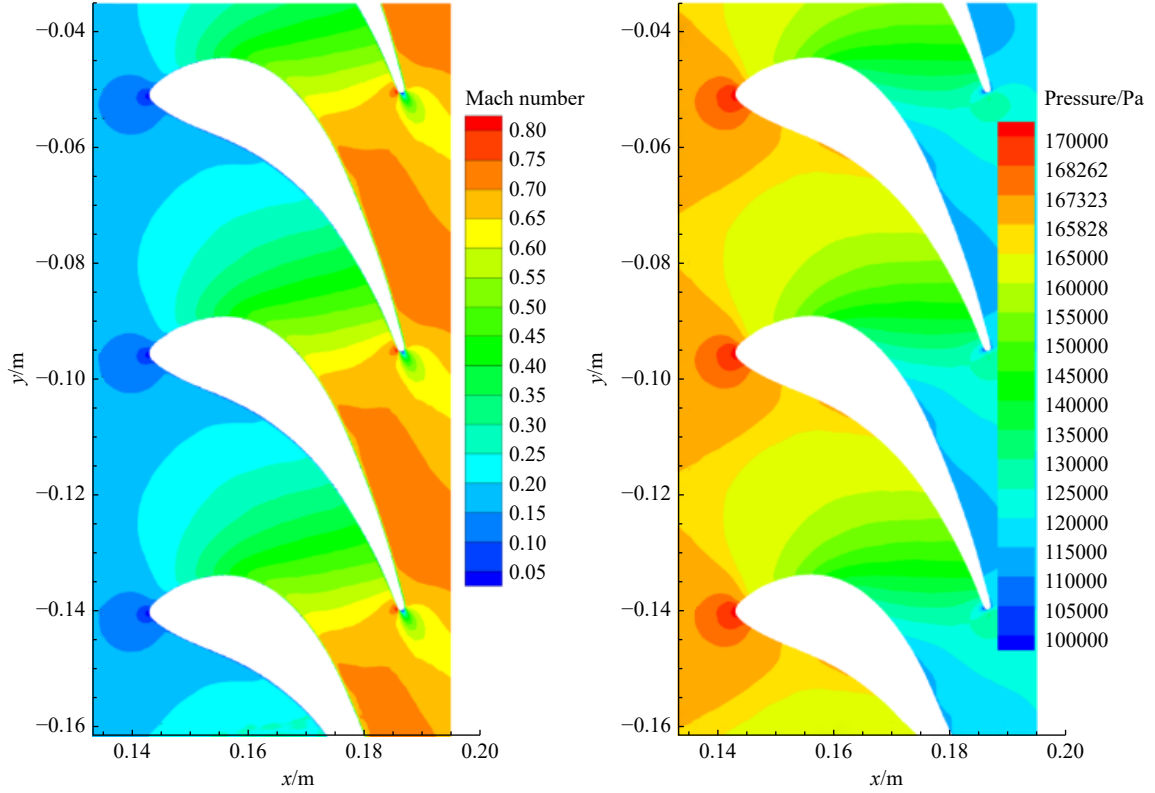


图 3 涡轮静叶叶片的马赫数与压力分布

Fig. 3 Mach number and pressure contour on the stator blade of axial turbine stage

率。离散伴随方法^[16-17]是基于离散后的流动控制方程推导得到离散形式的伴随方程。与连续伴随方法相比,不必处理由于连续伴随得到的微分代数方程组,实现直观方便,且计算资源消耗低。

引入拉格朗日乘子后旋转机械的优化目标函数(如效率或熵增)与约束条件可以表达为

$$L(\mathbf{D}, \mathbf{Q}, \mathbf{X}, \boldsymbol{\psi}_f, \boldsymbol{\psi}_g) = f(\mathbf{D}, \mathbf{Q}, \mathbf{X}) + \boldsymbol{\psi}_f^T \mathbf{R}(\mathbf{D}, \mathbf{Q}, \mathbf{X}) + \boldsymbol{\psi}_g^T (\mathbf{K}\mathbf{X} - \mathbf{X}_{\text{surf}}) \quad (2)$$

其中 f 为目标函数, $\mathbf{R}$ 表示离散流体控制方程的残差函数, $\mathbf{D}$ 为设计变量, $\mathbf{X}$ 为计算网格, $\mathbf{X}_{\text{surf}}$ 为叶片面网格, $\mathbf{K}$ 表示网格运动的刚度矩阵, $\boldsymbol{\psi}_f$ 、 $\boldsymbol{\psi}_g$ 分别为流场和网格的伴随变量。

目标函数相对设计变量的导数可以表示为

$$\frac{dL}{d\mathbf{D}} = \frac{\partial f}{\partial \mathbf{D}} + \left[\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{D}} \right]^T \boldsymbol{\psi}_f + \left[\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial \mathbf{D}} \right]^T \left\{ \frac{\partial f}{\partial \mathbf{Q}} + \left[\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}} \right]^T \boldsymbol{\psi}_f \right\} + \left[\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{D}} \right]^T \left\{ \frac{\partial f}{\partial \mathbf{Q}} + \left[\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}} \right]^T \boldsymbol{\psi}_f + \boldsymbol{\psi}_g^T \mathbf{K} \right\} - \boldsymbol{\psi}_g^T \left[\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{D}} \right]_{\text{surf}} \quad (3)$$

令

$$\left[\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}} \right]^T \boldsymbol{\psi}_f = -\frac{\partial f}{\partial \mathbf{Q}} \quad (4)$$

则,式(3)可以简化为

$$\frac{dL}{d\mathbf{D}} = \frac{\partial f}{\partial \mathbf{D}} + \left[\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{D}} \right]^T \boldsymbol{\psi}_f + \left[\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{D}} \right]^T \left\{ \boldsymbol{\psi}_g^T \mathbf{K} \right\} - \boldsymbol{\psi}_g^T \left[\frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{D}} \right]_{\text{surf}} \quad (5)$$

式(4)为流体伴随方程,求解后会得到流体对目标函数的敏感度。从式(5)可以看出目标函数相对设计变量的导数的计算不再依赖于流体变量的个数,大幅降低了导数的计算量。

1.3 FFD 方法

在进行涡轮优化时,通常选择涡轮叶片的几何外形参数为优化设计变量。在优化过程中,设计变量会发生改变,相对应的几何外形和流场网格也要进行相应的调整。

由于叶片几何形状复杂,采用常规的弯度/厚度参数化建模^[18-19]缺少通用性,在本研究中采用 FFD 方法^[20]实现叶片几何的参数化与变形控制。FFD 方法建立了优化对象几何与 FFD 控制点的数学映射关系,通过对 FFD 控制点的调整,实现叶片表面几何的光滑变形,进而通过弹簧近似法将变形从几何表面扩展到流体空间网格中。

FFD 方法的实施流程如下:

1) 将优化变形的几何部分嵌入一个 FFD 控制体中。

2) 建立局部坐标系,计算几何模型的顶点在

局部坐标系下的坐标。确立 FFD 控制体与优化几何的对应参数关系。

定义从控制体局部坐标系下参数到几何空间坐标点的映射为

$$\mathbf{X}(r, s, t) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n [B_l^i(r) B_m^j(s) B_n^k(t)] \cdot \mathbf{P}_{i,j,k} \quad (6)$$

其中 (r, s, t) 表示局部坐标对应的参数, $B_l^i(r) = \frac{l!}{i!(l-i)!} r^i (1-r)^{l-i}$ 为第 i 个 l 次 Bernstein 基函数, $\mathbf{P}_{i,j,k}$ 为 FFD 控制体中 (i, j, k) 个控制点对应的局部坐标, $\mathbf{X}(r, s, t)$ 为局部坐标系对应的几何空间点坐标。

3) 通过改变 FFD 控制点 $\mathbf{P}_{i,j,k}$ 的值, 实现优化几何的形变。

1.4 优化流程

图 4 给出了涡轮叶片的优化流程。在对涡轮叶片优化过程中, 采用 FFD 方法将设计变量 $\mathbf{D}$ 传递到叶片表面网格, 采用混合面法处理动静域交接面的数据传递。在新的空间网格上采用 CFD 方法对动叶与静叶所在流场进行数值计算得到涡轮叶片的目标函数 f , 通过离散伴随方法与链导法求解得到目标函数对于设计变量的导数 $df/d\mathbf{D}$ 。采用 sequential linear quadratic programming (SLSQP) 优化算法进行优化, 得到下一个优化迭代步的新设计变量, 直到优化迭代收敛。

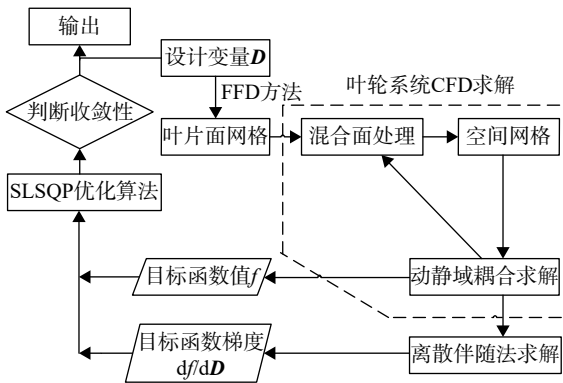


图 4 涡轮叶片的优化流程

Fig. 4 Optimization chart of turbine blade

2 轴流涡轮静叶叶型优化

2.1 静叶算例描述

实际流动以三维流动为主要表征。而在设计与优化时采用低维模型能够更好地反映涡轮的主要参数的影响, 对涡轮叶片的叶型几何特性进行

分析。对某涡轮叶片第二排静叶在设计工况进行叶型优化仿真。涡轮静叶的进出口条件见表 3。采用混合网格对静叶流动区域进行网格划分。图 5 给出了静叶流场网格, 其中 x 为流向方向, y 为旋转的周向方向。近物面采用结构化网格, 远场采用非结构化网格, 网格 $y^+ < 5$ 。

表 3 涡轮静叶的进出口条件与优化目标

Table 3 Inlet and outlet condition of the turbine stator and its optimization objective

参数	数值及说明
入口总压/ 10^6 Pa	1.39
入口总温/K	592.3
出口反压/ 10^5 Pa	9
叶片表面	无黏绝热
优化目标	熵增最小
约束条件	出口角小于 -74°

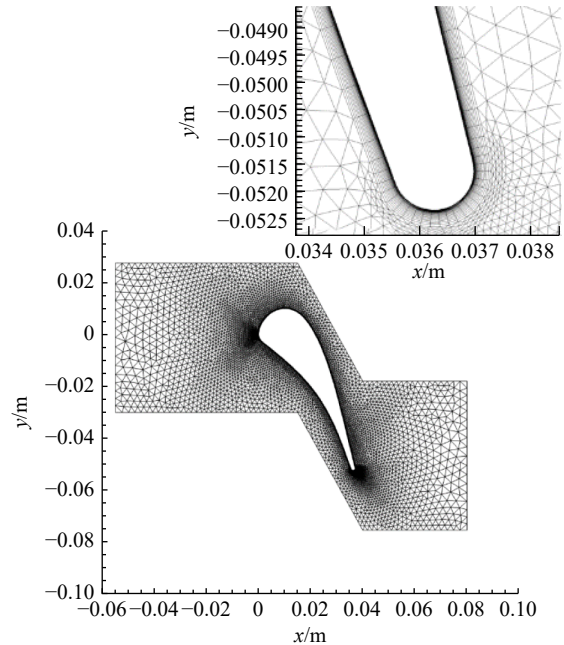


图 5 静叶流动混合网格

Fig. 5 Hybrid grid of flow past the stator blade

定义无量纲熵增函数为

$$s_{\text{gen}} = \frac{\bar{s}_{\text{out}} - \bar{s}_{\text{in}}}{v_0^2 / T_{0,\text{in}}} \quad (7)$$

其中 $\bar{s}_{\text{in}}$ 、 $\bar{s}_{\text{out}}$ 分别是静叶进出口的平均熵值, $T_{0,\text{in}}$ 为静叶入口总温, v_0 定义为 $v_0 = \sqrt{2(h_{0,\text{in}} - h_{\text{is,out}})}$, $h_{0,\text{in}}$ 为进口总焓, $h_{\text{is,out}}$ 为出口静焓值。

优化目标为流过静叶的熵增最小, 约束条件

为出气角小于 -74° , 保证出口流动方向在设计角范围内。其优化问题的数学表达式为

$$\begin{cases} \min_{\mathbf{X}_{\text{surf}}} s_{\text{gen}}(\mathbf{X}_{\text{surf}}) \\ \text{s.t. } \alpha_{\text{static,out}} \leq -74^\circ \end{cases} \quad (8)$$

其中 $\alpha_{\text{static,out}}$ 为静叶出气角。

2.2 静叶叶型优化分析

采用 FFD 方法建立叶片的设计参数点。FFD 控制点为 5×5 , 对所有控制点进行优化迭代, 在 19 步迭代后获得满足约束条件下熵增最小的最优叶型。图 6 给出了优化前后叶片几何的对比, 从图中可以看出优化后的叶片前缘半径显著减小, 厚度减小, 相应的入口角减小, 这样有利于延迟流动分离。

图 7 分别给出了优化过程中静叶主要参数(无量纲熵增、压比和流动出口角)的变化过程。从图中可以看出无量纲熵增在优化迭代过程中减小了 12.5%, 总压恢复系数减小了 12.44%, 而在优

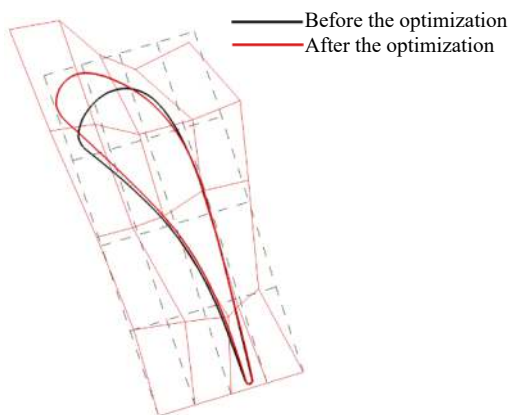


图 6 优化前后静叶叶片几何比较

Fig. 6 Comparison of stator blade shape before and after the optimization

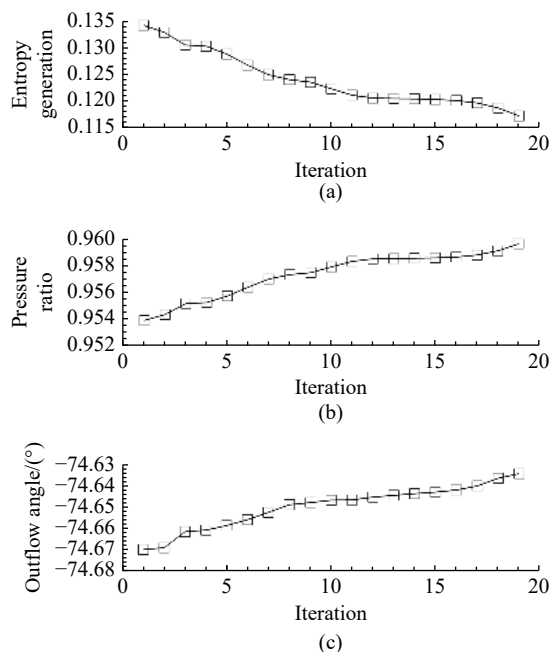


图 7 优化过程中静叶主要参数的变化过程

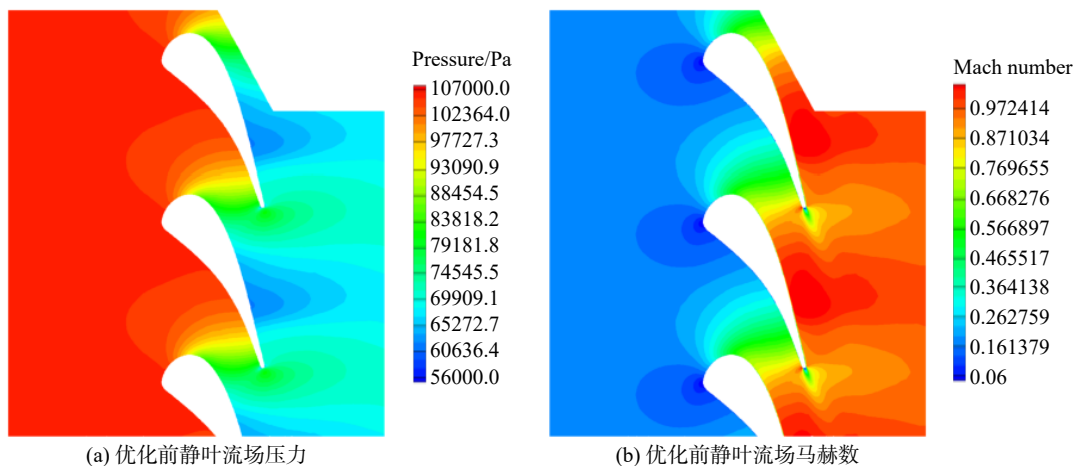
Fig. 7 Iterative history of performance parameters of the stator blade in the optimization

化过程中, 流动出口角维持在 -74.66° 附近, 改变幅度为 0.047%。

2.3 静叶气动特性优化比较

图 8 给出了优化前后静叶流场压力与马赫数云图比较。从图中可以看出, 流体流经静叶后压力减小, 压力能转化为动能, 速度从亚声速变为超声速。对比优化前后可以看出压力与马赫数分布变化不大, 但叶片后缘附近, 超声速流动位置延后, 出口马赫数提高了 0.72%, 有效减少总压损失了 12.4%。

图 9 给出了优化前后静叶表面压力比较。从叶片表面的压力分布可以看出叶片几何优化后, 叶片压力面后缘处压力较为平缓。由于叶片前缘



(a) 优化前静叶流场压力

(b) 优化前静叶流场马赫数

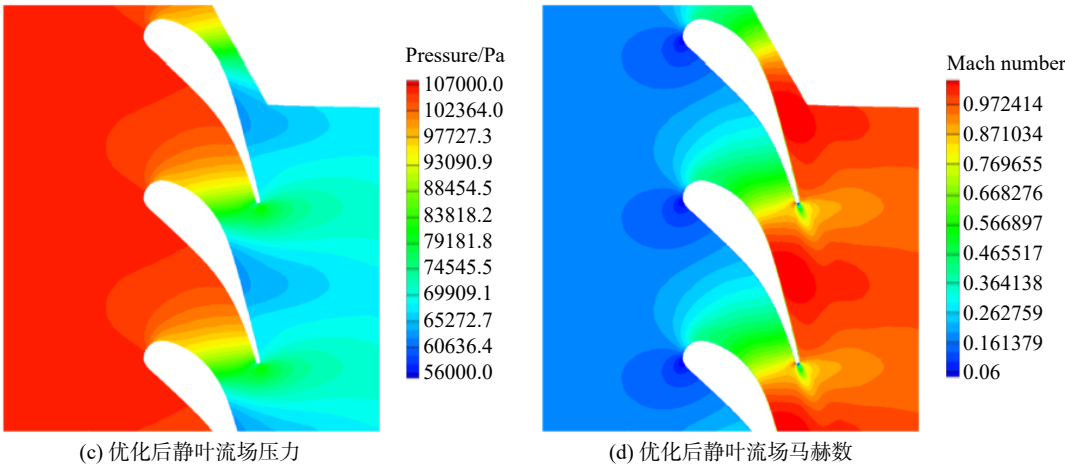


图 8 优化前后静叶流场压力与马赫数云图比较

Fig. 8 Comparison of pressure and Mach number contour before and after the optimization

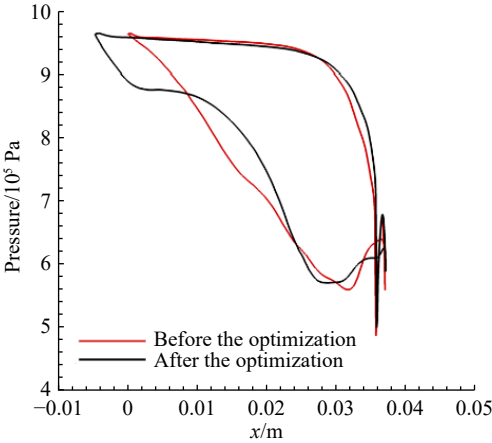


图 9 优化前后静叶表面压力比较

Fig. 9 Comparison of pressure distribution on the stator blade before and after the optimization

半径的减小以及弦长的增加,在叶片吸力面前缘处压力变化减缓,同时,吸力面前缘附近平均压力大于优化前的平均压力,因此,叶片受到的载荷有所下降。

3 轴流涡轮单级叶型优化

3.1 算例描述

对某涡轮单级进行叶型优化仿真。涡轮单级的进出口条件见表 4。采用混合网格对涡轮流动区域进行网格划分。图 10 给出了涡轮流场网格,其中近物面采用结构化网格,远场采用非结构化网格,网格 $y^+ < 5$ 。计算迭代 2 000 步达到稳定状态。

优化目标为流过单级涡轮的熵增最小,约束条件为出气角小于 -70° ,保证出口流动方向在设计角范围内。其优化问题的数学表达式为

表 4 涡轮单级的进出口条件与优化目标

Table 4 Inlet and outlet condition of the turbine stage and its optimization objective

参数	数值及说明
总压/Pa	169 623
总温/K	306
背压/Pa	99 741
转速/(r/min)	1 500
优化目标	熵增最小
约束条件	出气角小于 -70°

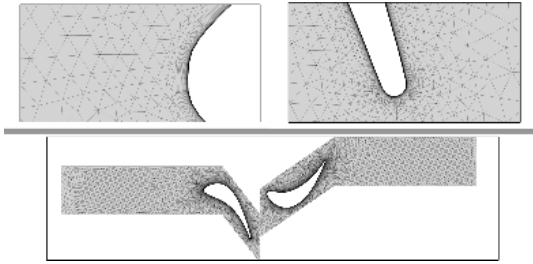


图 10 涡轮单级流动混合网格

Fig. 10 Hybrid grid of flow past the turbine stage

$$\begin{cases} \min_{X_{\text{surf}}} s_{\text{gen}}(X_{\text{surf}}) \\ \text{s.t. } \alpha_{\text{rotor,out}} \leq -70^\circ \end{cases} \quad (9)$$

其中 $\alpha_{\text{rotor,out}}$ 为动叶出气角。

3.2 叶型优化比较

采用 FFD 方法建立动叶叶片的设计参数点。FFD 控制点为 5×5 ,对所有控制点进行优化迭代,在 20 步迭代后获得满足约束条件下熵增最小的最优叶型。图 11 给出了优化前后动叶几何的对比。对比静叶优化的结果可以看出,考虑旋转效应后的动叶几何优化方向与静叶显著不同。从图中可以看出优化前后的叶片前缘附近几何变化不

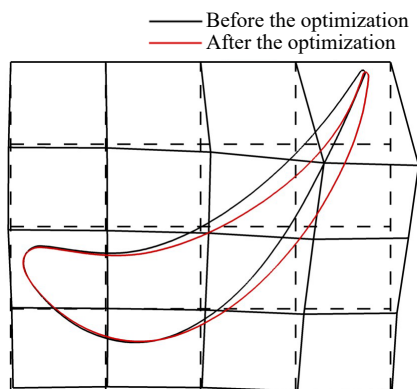


图 11 优化前后动叶几何比较

Fig. 11 Comparison of rotor blade shape before and after the optimization

大,但翼型的弯度有所提高,后缘附近叶片的厚度略有增大。

图 12 给出了优化过程中涡轮主要参数(无量纲熵增、单级压比、总效率、流动出口角)的变化过程。从图中可以看出无量纲熵增在优化迭代过程中减小了 14.10%,单级压比提高了 0.653%,总效率提高了 0.79%。而在优化过程中,流动出口角维持在 -70° 附近,改变幅度为 0.068%。

3.3 气动特性优化比较

图 13 给出了优化前后单级涡轮流场压力和马赫数云图比较。从图中可以看出,由于动叶弯

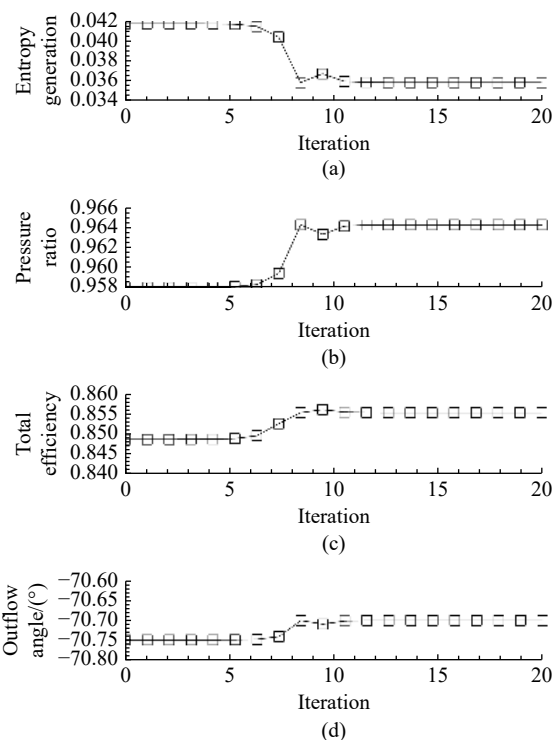


图 12 优化过程中单级涡轮主要参数的变化过程

Fig. 12 Iterative history of performance parameters of the turbine stage in the optimization

度的改变,优化后动叶压力面的负压区向后缘移动。从马赫数云图可以看出流体流经静叶后速度从亚声速变为超声速,在动叶作用下速度减小至

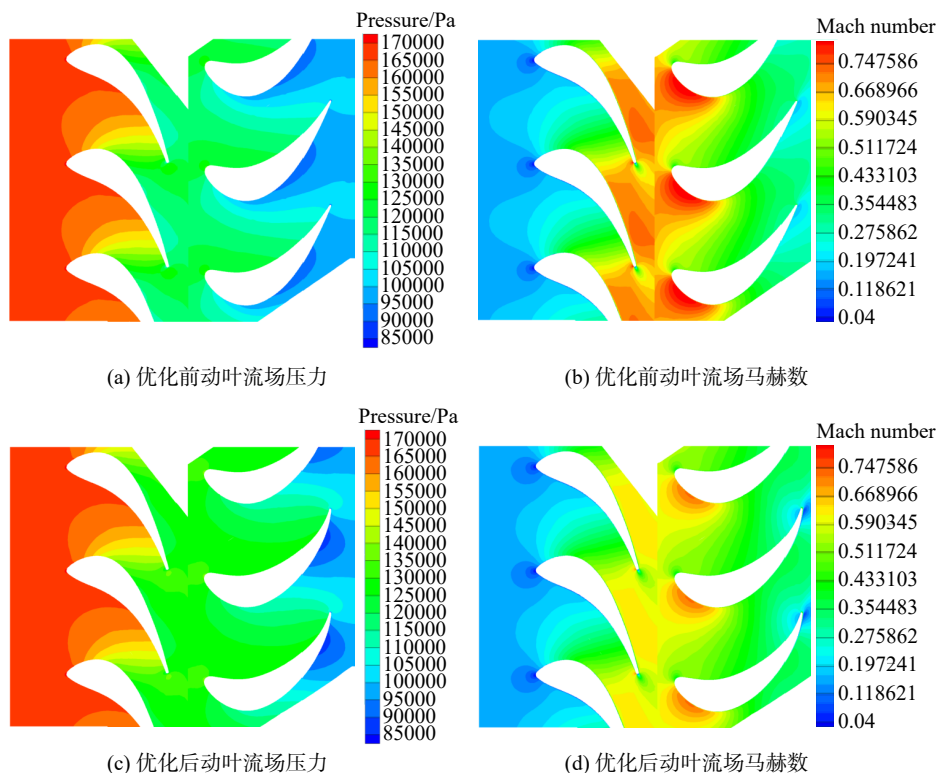


图 13 优化前后单级涡轮流场压力与马赫数云图比较

Fig. 13 Comparison of pressure and Mach number contour of the turbine stage before and after the optimization

亚声速。对比优化前后可以看出马赫数分布变化不大,但静动叶交界面处优化后的超声速区明显减小,说明对单级流道的优化减小了激波强度,使得级间损失降低。对比动叶后缘附近流场可以看到,出口马赫数降低,出口平均压力较优化前下降,因此压比有所提高。

图 14 给出了优化前后动叶表面压力分布比较。从叶片表面的压力分布可以看出由于翼型弯度的增大,叶片压力面和吸力面前缘处的平均压力均高于优化前的平均压力。优化后的升力为 1.06 kN,较优化前减小了 10.9%。但阻力从 801.4 N 增加到了 1.19 kN。

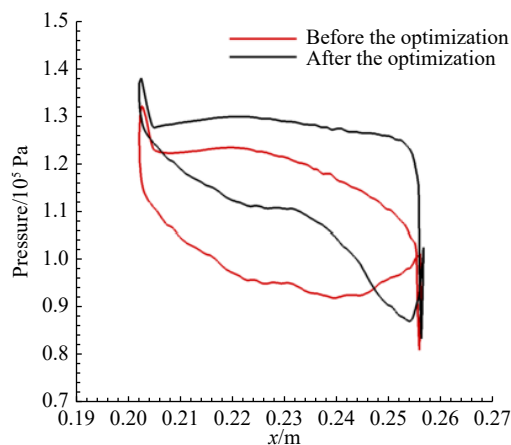


图 14 优化前后动叶表面压力比较

Fig. 14 Comparison of pressure distribution on the rotor blade before and after the optimization

4 离散伴随优化计算时间比较

表 5 对比了采用离散伴随和传统的有限差分计算单步优化梯度的 CPU 时间(10 核 2.5 GHz 128 GB)。从表中可以看出离散伴随方法在计算目标函数梯度时只需要求解方程 2 次,对单级优化时间仅为有限差分的 3%。有限差分方法的求解次数为 40 次,这是由于差分计算与设计变量数

表 5 离散伴随和有限差分计算单步优化梯度的 CPU 时间比较

Table 5 CPU time comparison of optimization gradient between discrete-adjoint method and finite difference method at one iterative step

参数	计算 迭代次数	CPU 时间/s	
		静叶优化	单级优化
离散伴随	2	89.49	276.11
有限差分	40	1 541.13	9 510.8

量直接相关,因此在计算存储与时间需求上离散伴随方法均显著优于传统方法。

图 15 和图 16 分别给出了离散伴随方法与有限差分方法在涡轮静叶和单级单步优化时 40 个设计变量的梯度比较。从图中可以看出两种方法在静叶优化中分布基本一致,在个别设计点处导数大小略有差异。而在单级优化中,两种方法在 9~40 号设计点上趋势基本一致,但在 0~8 号设计点有较大差异,这主要是在单级计算中需要考虑旋转效应,两者在离散方法上的差异造成了梯度计算的差异。

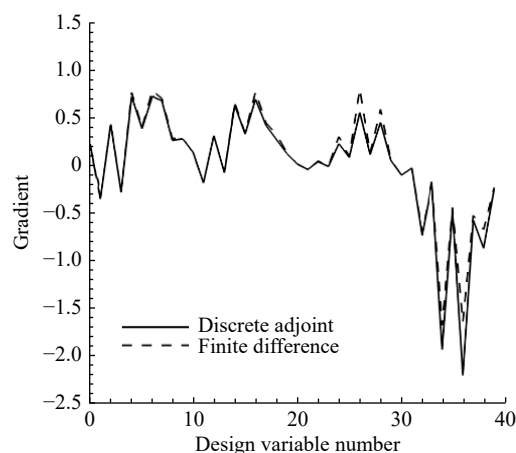


图 15 离散伴随方法与有限差分方法在涡轮静叶单步优化时 40 个设计变量的梯度比较

Fig. 15 Comparison of gradient for stator blade between discrete-adjoint method and finite difference method at one iterative step

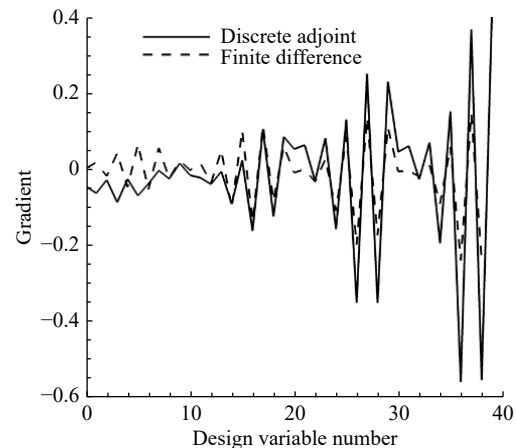


图 16 离散伴随方法与有限差分方法在涡轮单级单步优化时 40 个设计变量的梯度比较

Fig. 16 Comparison of gradient for stage blade between discrete-adjoint method and finite difference method at one iterative step

5 结 论

针对轴流涡轮级气动优化问题,提出了基于自由形面变形的离散伴随 CFD 优化方法,对某二维静叶、单级叶片进行了优化分析,得出以下结论:

1) 所提方法能够通过改变叶轮机械叶型对叶轮性能进行优化,通过二维静叶和单级算例验证了所提方法的有效性。

2) 对静叶优化问题,优化后的叶片前缘半径显著减小,厚度减小,相应的入口角减小。无量纲熵增在优化前后减小了 12.5%,总压恢复系数减小了 12.44%,而流动出口角维持在 -74.66° 附近,改变幅度为 0.047%。

3) 对涡轮单级优化问题,考虑旋转效应后的动叶几何优化与静叶优化显著不同。优化前后的叶片翼型的弯度提高,后缘附近叶片的厚度略有增大。无量纲熵增在优化迭代过程中减小了 14.10%,单级压比提高了 0.653%,总效率提高了 0.79%。而流动出口角维持在 -70° 附近,改变幅度为 0.068%。

4) 对比离散伴随方法与传统的有限差分方法,在计算目标函数梯度时离散伴随方法只需要求解方程 2 次,对单级优化时间仅为有限差分的 3%。在计算存储与时间需求上离散伴随方法存在显著优势。

后续工作将对三维叶轮机械进行仿真优化,并发展具有多对象多目标的优化方法。

参考文献:

- [1] LI Zhihui, ZHENG Xinqian. Review of design optimization methods for turbomachinery aerodynamics[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 93: 1-23.
- [2] RATNAWEERA A, HALGAMUGE S K, WATSON H C. Self-organizing hierarchical particle swarm optimizer with time-varying acceleration coefficients[J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2004, 8(3): 240-255.
- [3] 王晓鹏. 遗传算法及其在气动优化设计中的应用研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2000.
WANG Xiaopeng. Genetic algorithm and its application in aerodynamic optimization design[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2000. (in Chinese)
- [4] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展[J]. *航空学报*, 2016, 37(11): 3197-3225.
HAN Zhonghua. Kriging surrogate model and its application to design optimization: a review of recent progress[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(11): 3197-3225. (in Chinese)
- [5] GILES M B, PIERCE N A. An introduction to the adjoint approach to design[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2000, 65 (3/4): 393-415.
- [6] PAPOUTSIS-KIACHAGIAS E M, GIANNAKOGLU K C. Continuous adjoint methods for turbulent flows, applied to shape and topology optimization: industrial applications[J]. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 2016, 23(2): 255-299.
- [7] ARENS K, RENTROP P, STOLL S O, et al. An adjoint approach to optimal design of turbine blades[J]. *Applied Numerical Mathematics*, 2005, 53(2/3/4): 93-105.
- [8] PAPADIMITRIOU D I, GIANNAKOGLU K C. Compressor blade optimization using a continuous adjoint formulation[R]. ASME Paper GT2006-90466, 2006.
- [9] 李伟伟, 季路成, 伊卫林. 基于伴随方法的多级叶轮机三维叶片优化设计[J]. *工程热物理学报*, 2014, 35(11): 2164-2167.
LI Weiwei, JI Lucheng, YI Weilin. Blade shape optimization of multistage turbomachinery by adjoint method[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2014, 35(11): 2164-2167. (in Chinese)
- [10] 罗佳奇, 杨婧. 基于伴随方法的单级低速压气机气动设计优化[J]. *航空学报*, 2020, 41(5): 623368.
LUO Jiaqi, YANG Jing. Aerodynamic design optimization of a single low-speed compressor stage by an adjoint method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(5): 623368. (in Chinese)
- [11] ECONOMON T D, PALACIOS F, COPELAND S R, et al. SU2: an open-source suite for multiphysics simulation and design[J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(3): 828-846.
- [12] REID L, MOORE R. Design and overall performance of four highly loaded, high speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor[R]. NASA-TP-1337, 1978.
- [13] STEPHAN B, GALLUS H E, NIEHUIS R. Experimental investigations of tip clearance flow and its influence on secondary flows in a 1-1/2 stage axial turbine[R]. ASME Paper 2000-GT-0613, 2000.
- [14] 刘晓冬, 张沛良, 何光洪, 等. 基于伴随方法的飞翼布局多目标气动优化设计[J]. *西北工业大学学报*, 2021, 39(4): 753-760.
LIU Xiaodong, ZHANG Peiliang, HE Guanghong, et al. Multi-objective aerodynamic optimization of flying-wing configuration based on adjoint method[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2021, 39(4): 753-760. (in Chinese)
- [15] ZHANG Pengfei, LU Juan, SONG Liming, et al. Study on continuous adjoint optimization with turbulence models for aerodynamic performance and heat transfer in turbomachinery cascades[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 104: 1069-1082.
- [16] AGROMAYOR R, ANAND N, PINI M, et al. Multirow adjoint-based optimization of NICFD turbomachinery using a computer-aided design-based parametrization[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2022, 144(4): 041008.
- [17] HUANG Huang, EKICI K. A discrete adjoint harmonic balance method for turbomachinery shape optimization[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 39: 481-490.
- [18] PÉREZ-ARRIBAS F, PÉREZ-FERNÁNDEZ R. A B-spline design model for propeller blades[J]. *Advances in Engineering Software*, 2018, 118: 35-44.
- [19] 周荐辉, 樊未军, 田晓沛, 等. 某小型高速离心叶轮的优化设计[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(9): 2122-2127.
ZHOU Jianhui, FAN Weijun, TIAN Xiaopei, et al. Optimized design of a small type high speed centrifugal compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(9): 2122-2127. (in Chinese)
- [20] SAMAREH J. Aerodynamic shape optimization based on free-form deformation[R]. AIAA 2004-4630, 2004.

(编辑: 陈 越)