

doi:10.6041/j.issn.1000-1298.2016.07.049

基于 DoE 分析的增压器涡轮叶形优化设计方法

倪计民 刘越 石秀勇 高旭南 李佳琪 魏亚男

(同济大学汽车学院, 上海 201804)

摘要: 以提高增压器涡轮等熵效率为目标, 提出使用基于试验设计(Design of experiment, DoE)的优化设计方法, 进行涡轮叶片优化设计研究。对现有增压器涡轮选取合理的特征型线方案, 建立了涡轮参数化模型; 在现有增压器的基础上建立了计算流体动力学(Computational fluid dynamics, CFD)仿真模型, 并通过涡轮热吹试验台架验证了模型的可靠性; 选取 14 个描述叶形的叶片截面控制参数作为设计变量, 运用正交矩阵法对设计空间进行析因分析和仿真计算, 根据计算结果选取了 5 个敏感度较高的控制参数, 使用最优拉丁超立方方法建立了响应面近似模型; 采用基于多岛遗传算法和序列二次规划算法的组合优化方法进行寻优计算。结果表明: 优化后的涡轮流道中的涡旋强度降低, 流场分布更加均匀, 流动损失有所降低, 等熵效率为 74.04%, 较原始涡轮提升 2.16 个百分点。

关键词: 发动机; 增压器; 涡轮叶形; 试验设计; 计算流体力学

中图分类号: TK413.5⁺2; TK421⁺.8 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1298(2016)07-0361-07

Optimization Design Method for Turbine Blades of Turbocharger Based on DoE Analysis

Ni Jimin Liu Yue Shi Xiuyong Gao Xu'nan Li Jiaqi Wei Ya'nan

(School of Automotive Studies, Tongji University, Shanghai 201804, China)

Abstract: In order to seek for the effect factors on turbocharger efficiency, and explore effective methods to improve turbocharger performance, the turbine of a turbocharger was taken as the study object. The improvement of isentropic efficiency, which is a key parameter to evaluate the performance of a turbine, is treated as the main optimization target based on the design of experiment (DoE) method. The characteristic blade curve of turbine, which is a mathematical method to describe the shape of blade and includes 50 parameters, was reasonably selected and adjusted to fit the turbine. According to the original turbocharger, a computational fluid dynamics (CFD) model was established, and it was verified through a turbine hot gas experiment. The calculation values were in good agreement with the experiment values, and the maximum errors were 5.12% in mass flow rate and 2.18% in isentropic efficiency. 14 parameters describing turbine blade shape were selected out as design variables from the 50 controlling parameters of characteristic blade curves, and then the orthogonal matrix method was carried out on the design space. According to the results of simulation calculation, five parameters of high sensitivity were selected. Combined with CFD simulation, the optimal Latin hypercube design method was employed to acquire the distribution scheme of characteristic sample points and the simulation data within the sample space, through which a response surface approximation model was established accordingly. Based on the response surface approximation model, a kind of combinatorial optimization method combined with multi-island genetic algorithm (MIGA) and sequential quadratic programming (SQP) was employed in the process of optimization simulation calculation. The results of optimization simulation showed that the

收稿日期: 2016-03-23 修回日期: 2016-04-18

基金项目: 国家自然科学基金项目(51106114)和内燃机燃烧学国家重点实验室开放项目(K2016-04)

作者简介: 倪计民(1963—),男,教授,博士生导师,主要从事发动机节能与排放控制研究,E-mail: njmwjyx@hotmail.com

通信作者: 石秀勇(1979—),男,副教授,博士,主要从事发动机排放控制与CAE技术研究,E-mail: shixy@tongji.edu.cn

decreasing of the optimized circumferential bending degree of the turbine blade and the inclination angle of turbine blade at the entrance led to the decreasing of vortex intensity in the flow tunnel, therefore flow field distribution was more uniform and the flow losses was reduced. The isentropic efficiency of the turbine was 74.04%, which enhanced by 2.16 percentage points compared with the original turbine. This study can improve the design efficiency of the turbocharger and could be a reference for the design and optimization method of turbocharger turbine blade shape to some extent.

Key words: engine; turbocharger; blade shape turbine; design of experiment; computational fluid dynamics

引言

涡轮增压技术是发动机发展历程中的一个重要里程碑。目前,绝大多数柴油机和部分汽油机装备了涡轮增压器,涡轮增压化已经成为当今发动机技术发展的一大趋势^[1-2]。涡轮增压器的效率改善得到了越来越多的关注;而涡轮作为增压器的重要零部件,是驱动压气机的原动力部件,提高其对废气能量的利用效率对提高增压系统乃至发动机整机的效率至关重要^[3]。

增压器涡轮在工作过程中存在多种形式的流动损失,主要包括涡旋损失、尾迹流损失、沿程阻力损失和叶顶间隙的二次流损失,提高涡轮的效率应从减小这些流动损失着手,这就需要在了解涡轮内部流动情况的基础上对涡轮结构进行优化设计^[4]。相比于传统涡轮设计方法,结合 CFD 分析的参数化优化设计方法具有降低开发时间和成本、提高设计精准度、减少开发过程中的人工依赖程度、增加开发流程通用性等优势,在国内外得到了越来越多的应用^[5]。随着计算机技术的快速发展,国外的研究机构率先开展了增压器 CFD 仿真计算研究^[6-7]。北京理工大学、吉林大学、山东大学等国内单位同样开展了大量的研究工作^[8-10]。在参数化优化设计和试验设计(DoE)分析方法的应用实践中,形成了一种适用于透平机械的通用优化设计流程,包括基于控制参数的模型建立过程、结合仿真计算的数据采集过程及应用近似模型的寻优计算过程^[11-17]。

本文以某款涡轮增压器为研究对象,提出基于 DoE 分析的涡轮叶形优化设计方法。首先,通过对涡轮叶形进行参数化建模,获得叶形控制参数,结合 CFD 仿真计算,分析其内部流动情况。随后,通过建立 DoE 分析方法进行析因分析,选择敏感度较大的参数,建立响应面近似模型(Response surface model, RSM)。最后,通过在建立的响应面上寻优计算进行优化设计,以期达到提升涡轮等熵效率的目的。

1 涡轮增压器选型与参数化建模

1.1 涡轮增压器选型

排气旁通阀涡轮增压器具有结构简单、成本较低、易于控制,以及在高温环境中工作良好等优点^[18-19],因此仍然是现在广泛应用的增压技术之一。选用较小的涡轮增压器保证发动机中低转速的性能,在发动机高速时,通过放气阀旁通一部分废气以防止过度增压、过高的最高气缸压力和排气歧管温度以及增压器超速等问题^[20]。非道路用柴油机大多在低速大负荷工况下运行,遇到高速高负荷工况的几率较小,并且受到成本的限制,因此选用一款排气旁通阀涡轮增压器的涡轮机为研究对象,该涡轮的主要设计参数如表 1 所示。

表 1 涡轮主要设计参数

Tab.1 Main design parameters of turbine

| 参数 | 数值 |
|------------------------------|---------|
| 设计质量流量/(kg·s ⁻¹) | 0.151 3 |
| 设计膨胀比 | 1.75 |
| 设计转速/(r·min ⁻¹) | 100 000 |
| 叶片数 | 11 |
| 面径比 | 17.0 |
| 入口宽度/mm | 8.60 |
| 入口外径/mm | 56.72 |
| 出口外径/mm | 46.55 |
| 叶顶间隙/mm | 0.20 |

1.2 涡轮叶形参数化建模

涡轮工作于高度复杂的流动状态下,涡轮叶片的几何造型较为复杂。离散点模型能够较为准确地描述叶轮的几何结构,但控制参数过多,用于叶片三维几何优化会使样本空间规模过大;且离散模型中各点的坐标相互独立,容易在优化过程中产生几何畸变。与离散点模型相比,使用若干条几何型线及变化规律来描述涡轮叶片的参数化建模方法可大大减小控制参数规模,有效预防几何畸变发生。

根据涡轮叶片各区域的几何结构,选择合理的特征型线方案,准确描述涡轮几何结构特征,可为参

数化建模提供依据。最终确定的涡轮叶形组合特征型线方案如表 2 所示。

表 2 涡轮叶形特征型线方案

Tab.2 Characteristic curves of turbine blade shape

| 涡轮几何区域 | 特征型线类型 | 控制参数数量 |
|-----------|-----------|--------|
| 轮毂端线 | 四阶贝塞尔曲线 | 10 |
| 机匣端线 | 四阶贝塞尔曲线 | 10 |
| 径向定位 | 双角度控制 | 8 |
| 周向定位 | 三阶贝塞尔曲线 | 8 |
| 叶片中弧线 | 二阶贝塞尔曲线 | 6 |
| 叶片压力面和吸力面 | 三阶等距贝塞尔曲线 | 8 |
| 总计 | | 50 |

运用涡轮叶片设计软件对原始涡轮叶轮进行参数化拟合。图 1 所示为子午面端线、叶根截面和叶顶截面的拟合结果。

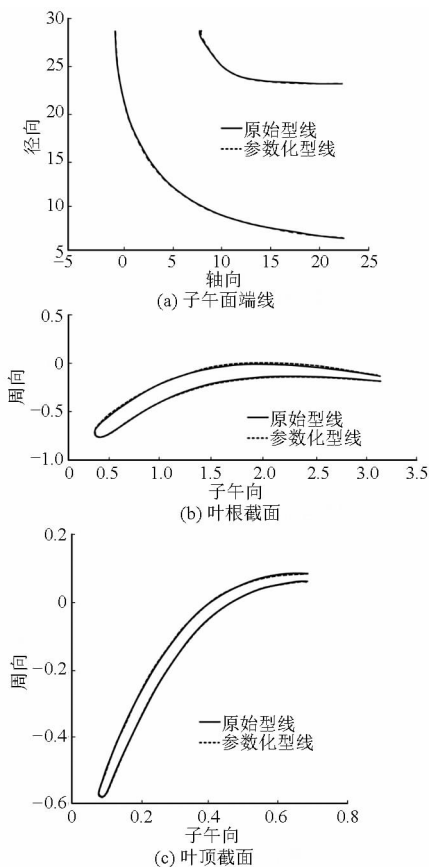


图 1 涡轮叶片参数化拟合结果

Fig.1 Parameterized fitting results of turbine blades

由图 1 可以看出,涡轮叶轮的拟合情况很好,各特征型线与目标涡轮叶轮基本吻合,说明本文选择的叶轮参数化方法能够准确描述原始叶轮的几何结构。

该叶轮参数化建模后使用了 50 个控制参数,与离散点模型相比,使用较少的控制参数即可描述叶轮的几何结构。然而,对于参数优化而言,控制参数规模仍然较大,计算的样本空间超过一般计算资源

所能承受的范围。因此选取 14 个描述叶形的叶片截面控制参数作为优化设计的初始设计变量,如表 3 所示。

表 3 涡轮叶形控制参数

Tab.3 Control parameters of turbine blade shape

| 序号 | 参数 | 数值 |
|----|-------------------------|---------|
| 1 | S1_CAMBER_GAMMA/(°) | 11.533 |
| 2 | S1_CAMBER_BETA1/(°) | 43.809 |
| 3 | S1_CAMBER_BETA2/(°) | -11.837 |
| 4 | S1_LE_RADIUS/mm | 0.786 |
| 5 | S1_HALF_THICKNESS_P1/mm | 0.559 |
| 6 | S1_HALF_THICKNESS_P2/mm | 0.918 |
| 7 | S1_HALF_THICKNESS_P3/mm | 0.800 |
| 8 | S2_CAMBER_GAMMA/(°) | 47.380 |
| 9 | S2_CAMBER_BETA1/(°) | 71.029 |
| 10 | S2_CAMBER_BETA2/(°) | -7.449 |
| 11 | S2_LE_RADIUS/mm | 0.389 |
| 12 | S2_HALF_THICKNESS_P1/mm | 0.343 |
| 13 | S2_HALF_THICKNESS_P2/mm | 0.489 |
| 14 | S2_HALF_THICKNESS_P3/mm | 0.295 |

2 初始涡轮 CFD 仿真计算及流场分析

2.1 涡轮流体域及计算网格的生成

运用三维造型软件对涡轮模型进行处理,提取流体域并在涡轮入口及出口分别设置延长段,流体域模型如图 2 所示。

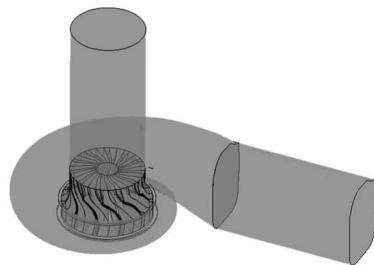


图 2 涡轮流体域结构图

Fig.2 Structure diagram of fluid region of turbine

将涡轮流体域分为叶轮流道、蜗壳流道、进口延长段和出口延长段 4 个区域进行网格划分。对涡轮叶轮流道,选用 TurboGrid 软件生成结构化计算网格。由于该增压器涡轮的叶片数为 11,可选用叶片流道的 1/11 作为周期性单流道划分网格,作为仿真计算对象。对蜗壳流道和进、出口延长段选用 ICEM CFD 软件生成非结构化计算网格。生成的网格质量较好,满足求解器的要求,如图 3 所示。

2.2 边界条件和求解器的设置

选用 ANSYS CFX 作为仿真计算软件。计算中叶轮流道为旋转计算域,蜗壳流道及进、出口延长段为固定计算域,因此将旋转计算域与固定计算域的交界面设置为冻结转子交界面,网格连接采用 GGI

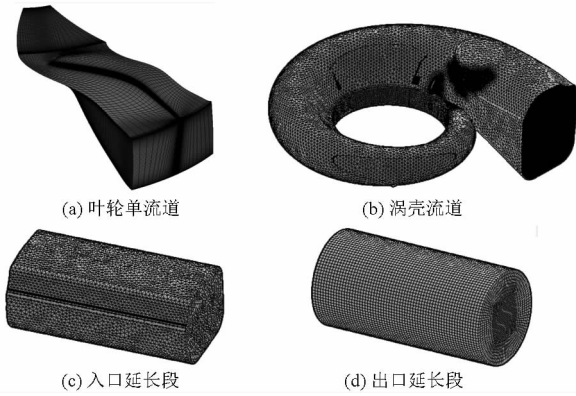


图3 涡轮流道网格模型

Fig. 3 Mesh models of turbine flow channel

(General grid interface)方法。进、出口边界条件选用进口总压-出口静压边界条件。所有壁面设置为光滑、绝热、无滑移边界条件。计算工质为理想气体,参考压力为1个标准大气压。湍流模型采用SST(Shear stress transmission)模型。热传导模型为总能量模型。

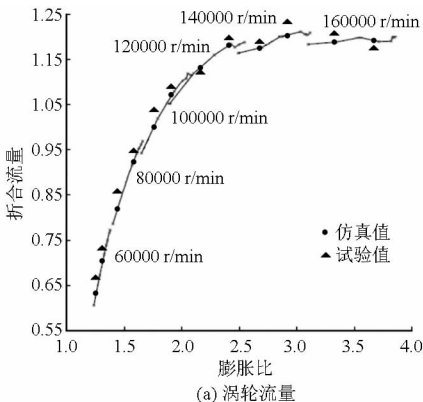
对于求解器参数的设置,计算步长采用物理时间步长,设置为 $1/\omega$, ω 为涡轮旋转角速度,单位为rad/s;选取平均残差为收敛判据,收敛目标为 1×10^{-5} 。

2.3 涡轮热吹试验台架试验验证

为了验证该仿真计算模型的可靠性,对原始涡轮增压器进行涡轮热吹台架试验,采用的试验装置结构如图4所示。

试验中控制涡轮前排气温度在 $(600 \pm 10)^\circ\text{C}$,涡轮转速范围为 $60\,000 \sim 160\,000 \text{ r/min}$,试验点间隔 $20\,000 \text{ r/min}$,每个转速选取2个工况点。试验测得涡轮流量MAP图与等熵效率MAP图,并与相同工况下的仿真结果进行对比,如图5所示。

由图5可见,涡轮仿真值与试验值偏差较小,涡轮流量在 $60\,000 \text{ r/min}$ 转速下误差最大,为5.12%;等熵效率在 $80\,000 \text{ r/min}$ 转速下误差最大,为2.18%。理论分析认为,仿真误差主要来源于工质



(a) 涡轮流量

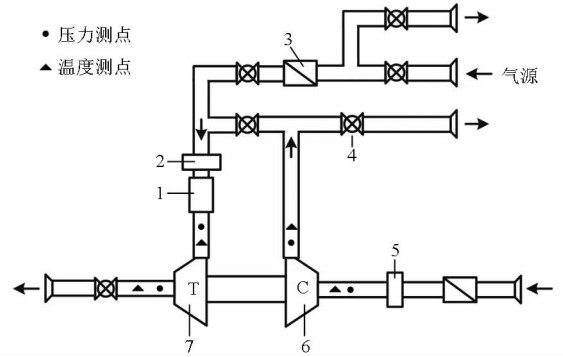


图4 涡轮热吹试验台架结构图

Fig. 4 Schematic diagram of turbine hot gas test bed

1. 燃烧器 2,5. 空气流量计 3. 空气滤清器 4. 调节阀 6. 压气机 7. 涡轮机

的假设误差、边界条件的假设误差、湍流模型的简化误差和试验的波动误差。涡轮的仿真值与试验值的误差较小,可以认为该涡轮仿真计算模型可靠。

3 涡轮叶形参数化优化计算

3.1 初始涡轮流场分析

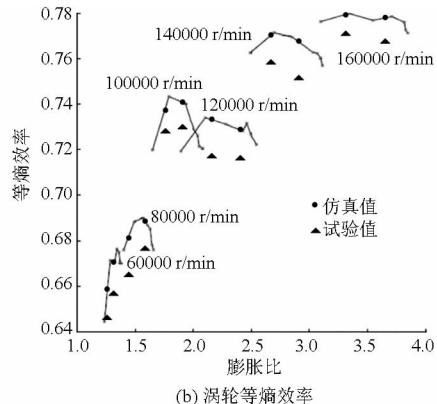
为了研究涡轮的流动性能,对设计工况下涡轮的内部流场进行分析。如表1所示,选用增压器涡轮的设计转速为 $100\,000 \text{ r/min}$,设计膨胀比为1.75。图6为50%叶高截面流道的迹线分布图。

如图6所示,在涡轮叶片的前缘和尾缘附近区域存在二次流现象,会导致流动损失增加,流场不均匀性增大,涡轮效率降低。因此,该涡轮流场存在较大的流动损失,涡轮效率尚有进一步提升的空间,涡轮叶形存在继续优化的可能。

3.2 叶形控制参数析因分析

涡轮叶片形状的控制参数如表3。然而,对于14个控制参数进行优化计算,样本空间的规模依然非常庞大,因此需要对控制参数进行再次筛选,降低优化计算的规模。

DoE分析是工程上常用的试验过程优化方法,其本质是运用数学方法,科学合理地安排试验方案,



(b) 涡轮等熵效率

图5 涡轮仿真值与计算值对比

Fig. 5 Comparison diagram of simulation values and experiment values of turbine

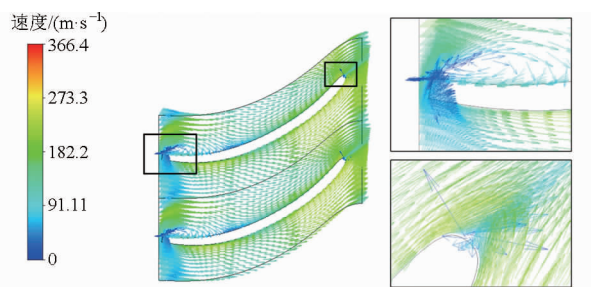


图 6 初始涡轮 50% 叶高截面流道迹线分布图

Fig. 6 Path line diagram of flow channel from cross-sectional view of 50% blade height for original turbine

可以在保证试验可靠性的基础上大大降低试验的规模和时间。在参数析因分析的过程中运用 DoE 分析中的正交矩阵法,对设计空间进行析因分析,探索各设计变量对涡轮等熵效率的影响,以筛选出关键设计变量。选用两水平的 $L_{16}(2^{15})$ 正交表安排析因分析的仿真计算方案,其中 16 表示需要进行的试验次数,2 代表每个设计参数的水平数,15 代表最多可计算 15 个设计参数。各设计变量的变化范围依据以下准则制定:

(1) 各参数值(包括角度和坐标值)以原值为基准,上下浮动 10%。

(2) 角度浮动量的绝对值不超过 2° , 坐标值浮动量的绝对值不超过 1 mm。

运用优化设计软件 Isight, 结合 CFD 仿真计算, 评价各设计变量对涡轮等熵效率的影响程度, 绘制帕累托图, 如图 7 所示。

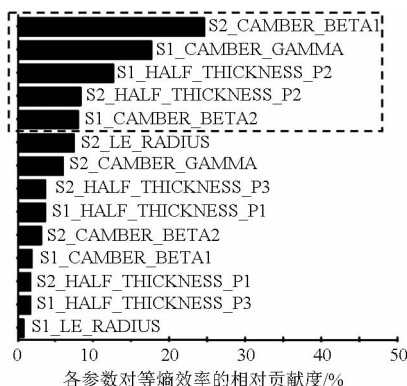


图 7 帕累托图

Fig. 7 Pareto diagram

如图 7 所示,综合考虑后续优化计算的有效性和样本空间的规模,选取对等熵效率影响最大的 5 个设计变量进行后续详细的优化计算(如图 7 中虚线框中所示),其对涡轮等熵效率的相对贡献度分别为 24.6%、17.6%、12.5%、8.2% 和 7.9%。

3.3 响应面近似模型的建立

针对筛选的 5 个设计变量,需要进行详细的优化设计计算,以获得使涡轮等熵效率最高的叶形参数方案。为了获得最佳的设计变量参数组合,应使

优化过程遍历样本空间的全部区域,这在多参数多水平的优化仿真计算中计算量过大,难以实现。因此,使用近似模型中的响应面模型的方法,通过数量较少的特征样本点仿真计算拟合出连续的响应曲面,并用简单的函数关系式表达,可以近似描述整个样本空间的信息,并减少后续寻优计算时对 CFD 仿真计算程序的调用,显著提升优化计算的有效性。

根据本文研究问题的特点及样本空间的规模,在保证计算精确度的基础上尽量减少样本点的数量,选择三次响应面模型建立近似模型,其响应面模型的函数关系式为

$$\tilde{F}(X) = a_0 + \sum_{i=1}^N b_i x_i + \sum_{i=1}^N c_i x_i^2 + \sum_{i,j(i < j)}^N d_{ij} x_i x_j \quad (1)$$

式中 $\tilde{F}(X)$ ——目标函数(等熵效率)

N ——设计变量数量,取 5

x_i, x_j ——设计变量

a, b, c, d ——多项式系数

对于三次响应面模型,所需要的最少样本点数量为

$$M = \frac{(N+1)(N+2)}{2} \quad (2)$$

式中 M ——所需的最少样本点数量

选取了 5 个设计变量进行优化,计算得到所需要的最少样本点数量为 21 个。

在提高响应面模型的精确度和改善优化计算的效率的综合考虑下,选用 DoE 中的最优拉丁超立方方法(Optimal Latin hypercube design, Opt LHD)制定特征样本点仿真计算方案。使用优化设计软件 Isight,制定试验次数为 30 的特征样本点的仿真计算方案。

根据特征样本点的仿真计算方案,分别调用 CFTurbo 软件对参数化模型进行修改;将修改后的几何模型导入 Turbogrid 软件中重新划分网格,为降低网格划分对仿真计算结果的影响,划分网格过程中使用统一的网格拓扑模板;调用 ANSYS CFX 软件进行 CFD 仿真计算,获得各样本点的目标函数值(等熵效率);将仿真计算结果反馈到 Isight 软件中进行响应面近似模型的拟合,求解式(1)各项系数,结果如表 4 所示。

对拟合出的响应面近似模型进行误差检验。采用 R^2 检验作为误差计算方法,随机抽取 5 个样本点进行误差检验,分别计算抽取样本点的响应面模型计算近似值与实际值。计算结果误差分析可得到 R^2 为 0.929 1,满足模型近似的接受标准($R^2 > 0.9$)。

表4 响应面近似模型中各项系数

Tab.4 Coefficients in response surface model

| 系数 | 数值 | 系数 | 数值 |
|-------|------------------|----------|----------------|
| a_0 | -40.664 226 | d_3 | -3.230 063 |
| b_1 | 0.851 690 | d_4 | -0.000 220 934 |
| b_2 | -1.478 725 | d_5 | 9.488 949 |
| b_3 | 11.264 408 | d_6 | 0.004 326 57 |
| b_4 | -0.742 672 | d_7 | 0.018 970 4 |
| b_5 | 34.256 543 | d_8 | 0.002 430 81 |
| c_1 | -0.033 724 | d_9 | 0.012 658 8 |
| c_2 | -0.054 061 | d_{10} | 0.053 412 8 |
| c_3 | -0.256 421 | d_{11} | 0.001 436 99 |
| c_4 | 0.028 943 | d_{12} | 0.075 721 0 |
| c_5 | -41.500 647 | d_{13} | -0.035 183 6 |
| d_1 | -0.000 542 606 | d_{14} | 0.617 406 0 |
| d_2 | -0.000 091 552 4 | d_{15} | -0.004 315 42 |

3.4 基于多岛遗传算法和序列二次规划算法的组合寻优

选取基于多岛遗传算法 (Multi-island genetic algorithm, MIGA) 和序列二次规划算法 (Sequential quadratic programming, SQP) 的组合寻优方案, 充分结合 MIGA 算法全局求解能力强、寻优计算效率高以及 SQP 算法在目标区域内具有超线性收敛速度、寻优精度高的优势。首先运用多岛遗传算法进行全局搜索, 随后以得到的全局近似最优解为初值, 运用序列二次规划算法进行局部寻优, 从而既准确快速定位最优解所处的局部区域, 又保证寻优结果的精确性。

对于 MIGA 算法, 子种群数取为 10, 岛数为 10, 遗传代数为 10, 交叉率为 1, 变异率和迁移率为 0.01; 对于 SQP 算法, 最大迭代步数取为 50, 终止精度取为 10^{-6} 。

运用该组合优化模型, 以响应面近似模型为对象进行寻优计算, 共进行 1 073 次迭代, 其中, 多岛遗传算法迭代 1 000 次, 序列二次规划算法迭代 73 次, 设计变量参数及优化结果如表 5 所示。

表5 设计变量参数及优化结果

Tab.5 Design variable parameters and optimization results

| 设计变量 | 初始值 | 多岛遗传 算法 | 序列二次 规划算法 |
|----------------------|---------|------------|--------------|
| S1_CAMBER_GAMMA | 11.533 | 10.798 | 10.501 |
| S1_CAMBER_BETA2 | -11.837 | -11.144 | -11.152 |
| S1_HALF_THICKNESS_P2 | 0.918 | 0.930 | 0.928 |
| S2_CAMBER_BETA1 | 71.029 | 71.575 | 71.339 |
| S2_HALF_THICKNESS_P2 | 0.489 | 0.492 | 0.491 |
| 等熵效率/% | 71.88 | 73.72 | 74.04 |

由表 5 可以看出, 涡轮等熵效率的初始值为 71.88%, 经过 MIGA 算法寻优后得到的最高等熵效

率为 73.72%, 以 MIGA 算法寻优结果为起始点, 运用 SQP 局部寻优得到的最高等熵效率为 74.04%, 提高 2.16 个百分点。

3.5 优化结果分析

为了解优化计算对涡轮等熵效率的改善情况, 对原始叶轮和优化后叶轮的流动性能进行对比分析。图 8 为 50% 叶高流道截面优化前后的流线分布图。

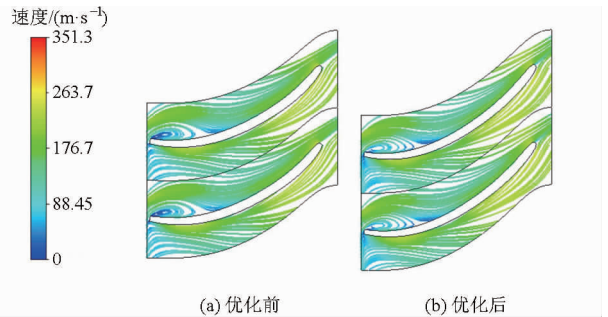


图8 50%叶高流道截面优化前后流线分布图

Fig.8 Streamline diagram of flow channel from cross-sectional view of 50% blade height

如图 8 所示, 优化前后在涡轮前缘均存在涡旋现象, 优化后的涡轮周向弯曲程度和入口处叶片倾角减小, 涡旋强度有所减小, 流场均匀性增加, 能量的耗散水平降低, 等熵效率有所提高。进一步计算可知, 优化计算对于流动损失的改善主要集中在叶间流道的尾部, 优化后该处的静熵水平明显降低。然而, 优化后叶片吸力面前缘涡流损失、压力面中部局部损失和叶片尾缘尾迹流损失的改善程度有限, 这主要是因为基于样本空间规模的考虑, 本研究最终选取的优化设计变量相对较少, 参数改变范围相对保守, 无法对所有的流动损失进行优化, 后续研究中可以进行更为细致的优化计算。

综上所述, 经过参数化优化设计后, 涡轮流道的流动性能有了较为明显的改善, 整体流动损失降低, 因此, 涡轮的等熵效率提高, 对发动机排气能量的利用程度得到加强。

4 结论

(1) 对增压器涡轮进行参数化建模, 针对涡轮不同区域的几何特征, 采用组合特征型线方案进行参数化拟合, 准确地描述了涡轮的几何结构, 并显著减少控制参数的数量。

(2) 运用 DoE 分析中的最优拉丁超立方方法, 结合 CFD 仿真计算, 获取样本空间的特征样本点的分布方案和仿真计算数据, 构建响应面近似模型, 能够有效描述设计变量的样本空间, 为寻优计算提供可能。

(3) 采用基于多岛遗传算法和序列二次规划算法的组合寻优策略在响应面上进行寻优计算, 优化后的等熵效率为 74.04%, 较原始涡轮提高 2.16 个百分点。

(4) 采用基于 DoE 分析的涡轮叶形优化设计, 能够使涡轮等熵效率得到一定程度的提升。同时, 根据优化后涡轮的流动性能可以得出, 涡轮仍存在进一步优化的空间。

参 考 文 献

- 张哲, 王希波, 邓康耀. 相继涡轮增压系统对 D6114 型柴油机性能的影响[J]. 农业机械学报, 2008, 39(5): 30-35.
ZHANG Zhe, WANG Xibo, DENG Kangyao. Effects of sequential turbocharging system on performances of D6114 diesel engine [J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2008, 39(5): 30-35. (in Chinese)
- 雷基林, 覃忠耿, 贾德文, 等. 柴油机螺旋气道数字化设计方法[J]. 农业机械学报, 2015, 46(9): 343-349.
LEI Jilin, QIN Zhonggeng, JIA Dewen, et al. Digital design method of helical intake port for diesel engine[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2015, 46(9): 343-349. (in Chinese)
- 周龙保. 内燃机学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2005: 38-54.
- 张新. 车用可变涡轮增压器涡轮流场 CFD 分析[D]. 昆明: 昆明理工大学, 2012: 3-5.
ZHANG Xin. Vehicle variable turbocharger turbine flow field CFD analysis[D]. Kunming: Kunming University of Science and Technology, 2012: 3-5. (in Chinese)
- ANDERSON J D. Computational fluid dynamics: the basics with applications[M]. New York: McGraw-Hill, 1995: 3-31.
- KREUZ-LHLI T, FILSINGER D, SCHULZ A, et al. Numerical and experimental study of unsteady flow field and vibration in radial inflow turbines[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122(4): 247-254.
- LUO J, LAKSHMINARAYANA B. Three-dimensional Navier-Stokes computation of turbine nozzle flow with advanced turbulence models[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119(3): 516-530.
- 张殿佐, 马朝臣. J60 型涡轮增压器涡轮级的 CFD 研究[J]. 北京汽车, 2005(3): 14-16.
ZHANG Dianzuo, MA Chaochen. CFD analysis on turbocharger turbine of J60[J]. Beijing Automotive Engineering, 2005(3): 14-16. (in Chinese)
- 谷爱国. 车用涡轮增压器蜗壳流场分析[D]. 长春: 吉林大学, 2007.
GU Aiguo. The analysis of flow field in a scroll for the turbocharger of truck engine[D]. Changchun: Jilin University, 2007. (in Chinese)
- 李博. 涡轮增压器涡轮蜗壳内非定常流 CFD 计算[D]. 济南: 山东大学, 2006.
LI Bo. CFD analysis for unsteady flow in turbine scroll of a turbocharger[D]. Ji'nan: Shandong University, 2006. (in Chinese)
- PIERRE S. Turbomachinery blade design using a Navier-Stokes solver and artificial neural network[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(2): 326-332.
- AKIRA Oyama, LIYOU Meng-Sing, SHIGERU Obayashi. Transonic axial-flow blade shape optimization using evolutionary algorithm and three dimensional Navier-Stokes solver[C]//9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 2002.
- ULF K, REINHARD M, BERNHARD K, et al. Development of advanced compressor airfoil for heavy-duty gas turbine, part I: design and optimization[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 122(3): 397-405.
- 倪计民, 杜倩颖, 周英杰, 等. DoE 在高压共轨柴油机优化设计中的应用[J]. 内燃机学报, 2009, 27(3): 231-236.
NI Jimin, DU Qianying, ZHOU Yingjie, et al. Application of DoE in common rail diesel engine optimization design[J]. Transactions of CSICE, 2009, 27(3): 231-236. (in Chinese)
- 樊会元, 席光, 王尚锦. 基于遗传算法的离心压缩机叶栅多点优化设计[J]. 工程热物理学报, 2000, 21(2): 174-177.
FAN Huiyuan, XI Guang, WANG Shangjin. Multi-point optimal design for cascades of centrifugal compressor by generic algorithms[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21(2): 174-177. (in Chinese)
- 高学林, 袁新. 叶轮机械全三维粘性气动优化设计系统[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(4): 88-92.
GAO Xuelin, YUAN Xin. Full 3D viscous aerodynamic optimization design system for turbomachinery[J]. Proceedings of the CSEE, 2006, 26(4): 88-92. (in Chinese)
- 刘润泽. 透平叶片气动优化设计方法研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2009.
LIU Runze. Investigation on aerodynamic optimization method for turbine blade[D]. Beijing: Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, 2009. (in Chinese)
- CAPOBIANCO M, MARELLI S. Waste-gate turbocharging control in automotive SI engines: effect on steady and unsteady turbine performance[C]. SAE Paper 2007-01-3543, 2007.
- CAPOBIANCO M, MARELLI S. Experimental analysis of unsteady flow performance in an automotive turbocharger turbine fitted with a waste-gate valve[J]. Proc. IMech. E., Part D: Journal of Automobile Engineering, 2011, 225(8): 1087-1097.
- NIEMI S A, LAUREN M J, MURTONEN T T. Effect of waste-gate turbocharging on the exhaust particulate matter of an off-road diesel engine[C]. SAE Paper 2002-01-2159, 2002.