

面向全疆域设计需求的某涡轴发动机 核心机转子减重优化^{*}

包幼林, 张立章, 赵艳云, 李立新

(中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 为满足某涡轴发动机平原、高原、高寒以及海洋环境下的全疆域设计需求, 综合采用尺寸优化和拓扑优化对核心机转子盘体形状进行了减重优化。首先提出了一种基于本征正交分解的径向基神经网络代理模型构造方法, 通过在关键区域补充采样, 在样本总数相当的前提下, 提高了寻优效率, 缩短了优化所需的时间。利用该方法对核心机转子盘体尺寸进行优化, 优化后结构重量减轻, 应力分布和强度储备更趋合理。然后采用变密度法对涡轮盘螺栓孔附近区域进行拓扑优化, 得到一种带凸耳形状的螺栓孔创新构型, 解决了由于优化后盘体减薄而导致的螺栓孔应力上升过多的问题。结果表明: 在转子强度、寿命满足规范要求的前提下, 优化后的核心机转子减重 15%, 满足了全疆域设计需求对转子重量的要求。

关键词: 全疆域设计; 核心机转子; 尺寸优化; 拓扑优化; 本征正交分解; 径向基神经网络

中图分类号: V232.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 02-210328-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210328

Weight Reduction Optimization of Turboshaft Core-Engine Rotor for Whole Territory Design Requirements

BAO You-lin, ZHANG Li-zhang, ZHAO Yan-yun, LI Li-xin

(AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to meet the whole territory design requirements of a turboshaft engine in plain, plateau, high cold and marine environment, the size optimization and topology optimization were used to reduce the weight of the core-engine disc. Firstly, a Radial Basis Function (RBF) network surrogate model construction method based on Proper Orthogonal Decomposition (POD) is proposed. Through supplementary sampling in the key areas, the optimization efficiency is improved and the optimization time is shortened on the premise that the total number of samples is equal. This method is used to optimize the disc size of core-engine rotor, which reduces the weight and makes the stress distribution and strength reserve more reasonable. Then, the topology optimization method of Solid Isotropic Material with Penalization (SIMP) is used to optimize the topology of the region near the bolt hole of the turbine disc, and an innovative configuration with lug shape is obtained, which solves the problem of bolt hole stress rising too large caused by the disc thinning after optimization. The results show that the weight of optimized core-engine rotor is reduced by 15% which meets the requirement of rotor weight for the

^{*} 收稿日期: 2021-05-26; 修订日期: 2021-08-13。

作者简介: 包幼林, 本科, 研究员级高级工程师, 研究领域为航空发动机研制。

通讯作者: 张立章, 博士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机强度设计与结构优化。

引用格式: 包幼林, 张立章, 赵艳云, 等. 面向全疆域设计需求的某涡轴发动机核心机转子减重优化[J]. 推进技术, 2022, 43 (2): 210328. (BAO You-lin, ZHANG Li-zhang, ZHAO Yan-yun, et al. Weight Reduction Optimization of Turboshaft Core-Engine Rotor for Whole Territory Design Requirements[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43 (2):210328.)

whole territory design on the premise that the strength and life of core-engine rotor meet the standard requirements.

Key words: Whole territory design; Core-engine rotor; Size optimization; Topology optimization; Proper orthogonal decomposition; Radial basis function network

1 引言

提高涡轴发动机平原、高原、高寒以及海洋环境下的全疆域使用能力是我国新时代发动机研制能力提升的新方向、新要求、新目标。某直升机研制要求陆、海共用, 配装发动机需要兼顾平原、高原、高寒以及海洋环境下使用, 给发动机设计提出了新的挑战。在高原、高寒环境下, 空气密度和压力减小, 使得起动时进入发动机的空气流量减少, 导致点火起动困难^[1]。而快速、可靠的起动能力是航空燃气涡轮发动机的重要特性之一^[2]。此外, 不同的使用环境也增加了发动机寿命设计的难度。某涡轴发动机按传统方法设计的核心机转子面临转子超重的问题, 不能满足全疆域设计的需求。经过计算对比起动电机负载惯量和核心机转动惯量, 在达到该发动机起动加速度要求时, 核心机转子超重约 14.3% 左右。通过减轻核心机转子的重量, 降低其惯量, 从而降低全包线范围内的起动功率, 一方面能够提高高原、高寒环境下的起动可靠性, 另一方面能够提高发动机的加速性, 提高装备的灵活性和作战能力。轮盘作为核心机转子的关键件, 在核心机转子重量中占较大的比重, 是核心机转子减重的关键。轮盘设计需要考虑强度、振动、寿命、重量、尺寸限制、加工工艺性、装配可行性等要求。许多学者和工程技术人员对发动机转子轮盘减重进行了大量的研究。结构优化和新材料应用是轮盘减重的主要措施和研究方向。结构优化包括尺寸优化、形状优化和拓扑优化。尺寸优化通过改变结构的基本尺寸(如轮盘子午面的直线长度、角度、圆弧大小等)以提升结构性能。采用尺寸优化技术对盘体关键尺寸进行优化, 可以获得尺寸更合理的结构, 降低轮盘重量^[3-5]。尺寸优化较为成熟, 但是只能改变尺寸的大小, 因此不能得到最佳的盘体形状。形状优化由样条曲线表示轮盘的边界, 在保持结构边界连续性不变的前提下, 通过优化样条曲线控制点的坐标寻找理想的几何形状。理论上通过样条曲线可以形成任意形状的盘体轮廓。拓扑优化是在一个给定的结构设计区域内, 寻求满足设计约束(如应力、位移等), 并使目标函数(如重量等)达到最优的材料布局, 即最优结构拓扑。拓扑优化得到的

拓扑构型边界并不光滑, 通常需要结合尺寸优化或形状优化进行进一步的优化。董少静等^[6]采用拓扑优化与尺寸优化相结合的技术对涡轮盘进行了优化, 优化后轮盘重量降低 23.6%。刘超^[7]、宋健等^[8-9]采用拓扑优化与形状优化相结合的技术分别对风扇盘和涡轮盘进行了优化。除了对轮盘盘体的优化, 一些学者对轮盘螺栓孔的孔形进行了优化。陈秋旺等^[10]采用双轴对称的 8 段圆弧连接的异形孔代替原来的圆形螺栓孔, 优化后的多圆弧异形孔主应力最大值降低 14.8%。韩佳欣等^[11]采用超椭圆异形孔代替圆形螺栓孔, 使得孔边应力降低 19%。但是将异形孔设置于涡轮盘的辐板处, 长螺栓穿过涡轮盘时容易导致周边间隙不均匀, 并且存在异形孔加工复杂、成本高等问题。虽然拓扑优化已被用于涡轮盘的优化, 但多用于多辐板涡轮盘的形状优化。利用拓扑优化对涡轮盘螺栓孔周围区域进行局部细节优化的研究尚未见报道。

优化设计过程中, 当设计变量较多时, 可以采用代理模型提高优化效率。黄章俊等^[12]利用 Kriging 代理模型和全局约束优化算法对涡轮盘进行了尺寸优化, 取得了良好的效果。除了对代理模型改进的研究, 对样本点采集的研究也受到关注。由于工程实际中精确模型往往较为复杂, 样本点的计算成本较大, 因此序贯加点方法得到重视^[13]。在优化设计领域, 由于没有必要提高全局的近似精度, 因此发展了专门针对全局最优点附近区域的加点方法, 主要有最大改进目标概率法、最大改进目标期望值法和最小统计下届法等^[14]。本征正交分解(POD)基于设计空间降维的思想被用于优化设计中^[15-16]。近年来, 在代理模型中结合 POD 空间映射方法的研究得到关注^[17], 但在叶轮机械领域, 利用 POD 技术进行样本序贯加点的研究尚不多见。

本文提出了基于 POD 补充采样的 RBF 代理模型构造方法, 利用本征正交分解对代理模型中的采样过程进行改进, 通过本征正交分解进行空间降维找到潜在的最优解区域, 然后对该区域进行重点采样, 从而在总样本点数相同的前提下, 提高代理模型的精度, 提升优化效果, 并将其用于某核心机转子轮盘尺寸优化。然后, 采用基于变密度法的拓扑优化方

法对燃气涡轮盘螺栓孔附近区域的形状进行拓扑优化。在核心机转子强度、寿命满足要求的前提下,减轻了核心机转子的重量,满足了某涡轴发动机平原、高原、高寒以及海洋环境下的全疆域设计需求,解决了不同使用环境需研制不同型号发动机造成的费时费钱和使用不方便问题。

2 基于 POD 补充采样的 RBF 代理模型构造方法

2.1 本征正交分解方法

Snapshot POD 方法^[17]通过一系列的样本数据得到基函数。如果样本矩阵有 n 个列向量,各代表一个样本,也称为快照(Snapshot),则快照矩阵为 $X = [x^{(1)} \cdots x^{(i)} \cdots x^{(n)}]$ 。 $x^{(i)} = [x_1^{(i)}, x_1^{(2)}, \cdots, x_m^{(i)}]^T$ 代表第 i 个样本, m 代表样本有 m 个设计变量。

通过式(1)对快照矩阵进行最佳正交分解求得基函数。

$$XX^T U = U \Lambda \tag{1}$$

式中 U 为协方差矩阵 XX^T 的特征向量矩阵, Λ 为相应的特征值 λ_i 的对角矩阵, $U = [\varphi^1 \cdots \varphi^{(i)} \cdots \varphi^{(n)}]$ 的列代表基函数。 λ_i 表征的物理意义是向量 $\varphi^{(i)}$ 对快照矩阵的贡献,值越大表明贡献越大,因此特征值 λ_i 按从大到小排列,即 $\lambda_1 > \lambda_2 > \cdots > \lambda_n$ 。

在数学上求解基函数更为稳健的方法是对 X 进行奇异值分解(SVD)。对于任意的矩阵 X 可以分解为两个正交矩阵(U, V)和一个对角矩阵(Σ),即

$$X = U \Sigma V^T \tag{2}$$

式中 U 的列向量为基函数,或称为主成分(主方向); Σ 为对角矩阵; V 的列为 XX^T 的特征向量。

2.2 基于 POD 的代理模型构造

对于一个高维优化问题,需要大量的样本才能保证代理模型的精度。但是,在航空发动机实际应用中精确模型往往很复杂,单个样本点的计算成本很大,因此大量样本点的计算仍会导致计算成本高昂。如何在定义域内进行高效采样,实现以较小的成本建立满足精度要求的代理模型,是进一步提高优化效率的有效措施。采用代理模型代替精确模型进行优化时,提高代理模型的全局近似精度是不必要的,而只需提高其在全局最优点附近区域的近似精度,因此需要对代理模型潜在的最优区域进行重点采样。为此,提出了一种基于 POD 的代理模型补充采样方法,其流程如图 1 所示。

该方法以初始较少的样本点为基础,此时这些初始样本点构建的代理模型是不能满足精度要求

的,然后进行本征正交分解,根据已有样本点的信息增加新的样本点。该方法通过本征正交分解,对设计空间进行降维后,在初始样本中潜在的最优区域增加更多的采样点,从而有针对性地添加精确模型信息,逐步达到提高代理模型局部近似精度的要求。

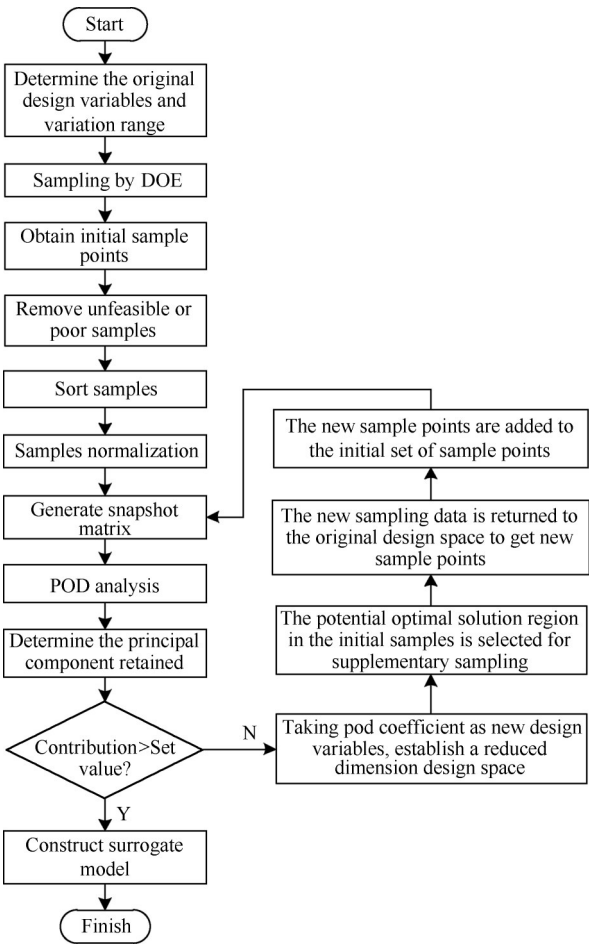


Fig. 1 Process of adaptive adding points based on POD

然而,在不知道精确模型实际分布的前提下,仅根据有限个样本点构造的代理模型的最优区域与实际最优区域可能存在较大的差异。特别是对于非线性多峰优化问题,在初始样本中经常包含多个较优的解,其中哪个较优的解接近全局最优解是不确定的。如果仅在已知的最优点区域进行补充采样,则有可能只在局部最优点附近不断提高近似精度,而不能获取真实全局最优解区域。本文中采用的解决方法是同时选择多个较优解的区域作为潜在的最优解区域,在其附近区域增加样本点,从而提高获得全局最优解区域的概率,减少陷入局部最优的可能性。如图 2 所示,在已知的 4 个较优的点附件增加样本点。目前尚无办法确定选择多少个较优解的区域作为潜在的最优解区域能够避免陷入局部最优。通常

最优解包括在前面几个初始样本较优的点附近,可根据优化问题的规模进行加点。

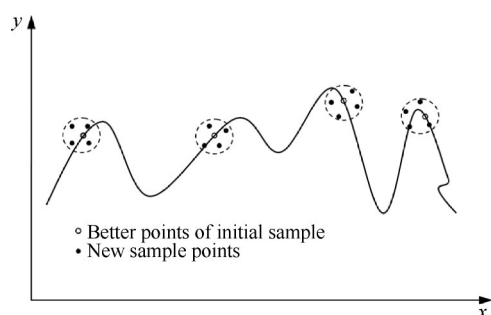


Fig. 2 Schematic diagram of adding points area

3 数值测试

3.1 测试函数

本节通过3个测试函数对该方法的有效性和可行性进行验证。

(1) 六驼峰函数

$$f(x) = 4x_1^2 - 2.1x_1^4 + \frac{x_1^6}{3} + x_1x_2 - 4x_2^2 + 4x_2^4 \quad (3)$$

式中 $-5 \leq x_1, x_2 \leq 5$ 。

该函数有6个局部最优解,2个全局最优解。最优解分别为 $x^* = f(-0.0898, 0.7126)$ 和 $x^* = f(-0.0898, -0.7126)$, 全局最优值 $f(x^*) = -1.0316$ 。

(2) Styblinski-Tang 函数

$$f(x) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^D (x_i^4 - 16x_i^2 + 5x_i) \quad (4)$$

式中 $D=5, -5 \leq x_i \leq 5$ 。

最优解为

$x^* = f(-2.903534, -2.903534, -2.903534, -2.903534, -2.903534)$, 全局最优值 $f(x^*) = -195.831$ 。

(3) Rosenbrock Function 函数

$$f(x) = \sum_{i=1}^{D-1} [100(x_{i+1} - x_i^2)^2 + (x_i - 1)^2] \quad (5)$$

式中 $D=10, -5 \leq x_i \leq 5$ 。

最优解为 $x^* = f(1, \dots, 1)$, 全局最优值 $f(x^*) = 0$ 。

3.2 测试结果

以测试函数1为例,其优化流程如下:

(1) 采用拉丁超立方试验设计进行200次采样;

(2) 去除150个不可行或较差的样本点,剩余的样本点生成快照矩阵;

(3) POD分析后,保留了一个基函数,然后在初始样本中选取了5个较优的点,在其附近区域增加了50个新样本点;

(4) 将新的样本点加入样本点集,然后建立代理模型。

图3给出了上述样本点的分布情况。由图可知,由于保留了一个基函数,新加的样本点都位于一个主方向上并呈线性分布。而如果不采用本征正交分解进行降维,在初始潜在最优点附近加点时,新增样本点将围绕潜在的最优点呈方形分布,显然采用POD降维的加点策略更为高效,因为其仅在对目标函数影响最大的方向上加点。

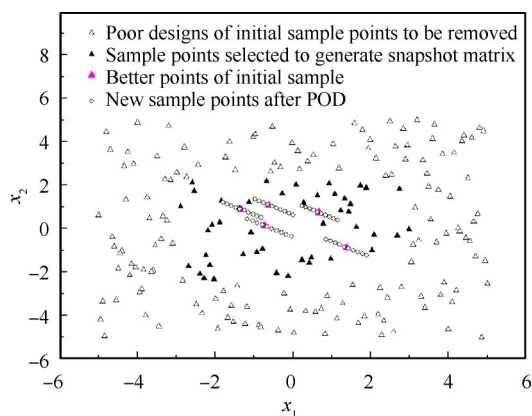


Fig. 3 Distribution of sample points

函数2和函数3的优化流程与函数1相似,因此在此不再赘述,仅列出参数设置和优化结果。参数设置如表1所示,优化结果见表2。由表2可知,在同样的样本数量的情况下,采用基于POD加点的采样方法可以获得更优的优化结果。此外,由于拉丁超立方采样具有一定的随机性,为了减小随机差异对结果的影响,表中数据为运行10次的平均值。利用代理模型可以显著缩短优化所需的时间,上述3个测试算例表明该方法在同样样本点数量的前提下,能够保证代理模型更高的精度。

Table 1 Parameters setting

Test function	Number of initial samples	Number of samples to format the snapshot matrix	Number of principal component retained	Number of new samples
1	200	50	1	50
2	1000	300	2	200
3	5000	1000	5	500

4 工程应用:某发动机核心机转子减重优化

4.1 优化对象

某发动机燃气发生器由组合压气机、短环回流燃烧室、双级轴流燃气涡轮等组成。核心机转子如

Table 2 Optimization results

Test function	Optimum f -value	Number of total samples	Surrogate model	
			RBF+POD	RBF
1	-1.0316	250	-1.0315	-0.9682
2	-195.831	1200	-182.6	-174.1
3	0	5500	250.3	608.9

图 4 所示。压气机由 3 级轴流整体叶轮和 1 级带分流叶片的前倾、后弯式离心叶轮组成。涡轮由转子叶片、涡轮盘、挡板、涡轮轴等零件组成。涡轮盘与挡板连接的一种典型方式是通过周向均布的数个长螺栓连接(见图 5)。为了便于挡板和涡轮盘贴合,并保证螺栓孔的强度、寿命,现有技术设计的涡轮盘通常盘体较厚,导致涡轮盘超重。如果将盘体减薄,螺栓孔应力会大幅上升。计算表明当通过减薄盘体减重约 20% 时,螺栓孔应力上升大约 46.2%。本文首先对核心机转子 6 个轮盘的盘体形状进行了优化,然后针对涡轮盘减重优化后螺栓孔部位应力偏大的问题,采用拓扑优化对涡轮盘螺栓孔周围的构型进行优化。

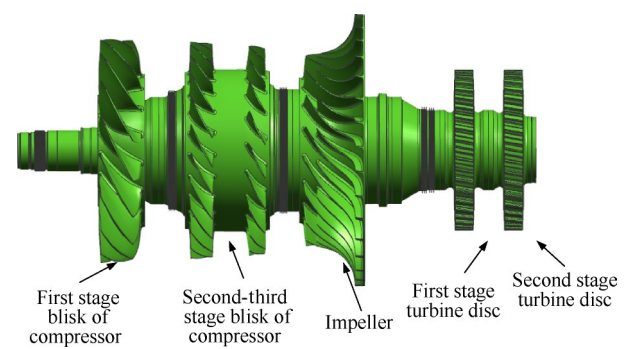


Fig. 4 Schematic diagram of core-engine

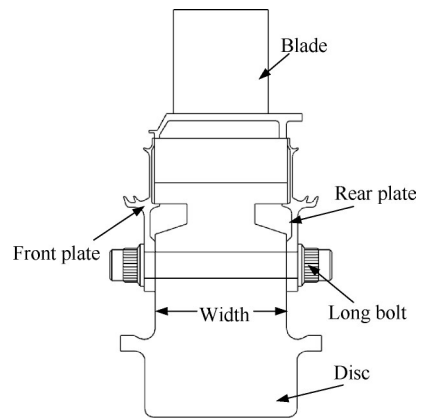


Fig. 5 Schematic diagram of turbine rotor

4.2 轮盘减重优化

该发动机核心机转子包括 6 个轮盘,每个轮盘包括十几个设计变量,优化规模较大,得到优化方案所

需的时间较长,不能满足型号研制周期需求。为了节省优化所需的时间,采用了基于 POD 补充采样的 RBF 代理模型构造方法。轮盘优化流程可分为轮盘参数化建模、建立优化数学模型、代理模型构造、选择优化算法进行寻优 4 个环节。以压气机一级叶片盘为例,给出上述环节的具体过程如下:

(1)以 UG 软件为基础,开发了 Ugupdate.exe 接口程序实现了轮盘参数化建模。接口程序的思路是通过调用 UG 函数,实现可以在不打开 UG 的情况下,使得模型自动变更。具体步骤第一步:初始化 UG api。第二步:调用 UF_PART_open 打开 prt 文件。第三步调用 UF_MODL_import_exp 更新模型表达式文件,然后调用 UF_MODL_update 更新模型。第四步:调用 UF_MODL_Save 保存模型,调用 UF_PART_close 关闭 Prt 文件。第五步:调用 UF_terminate 进行调用清理。在 UG 中通过尺寸约束实现对几何形状的控制,尺寸驱动是在二维草图 Sketcher 里面实现的,如图 6 所示。优化过程中,优化软件通过 Ugupdate.exe 接口程序驱动二维草图中的尺寸改变,生成新的三维几何模型,并输出 x.t 格式模型给有限元软件进行强度分析。

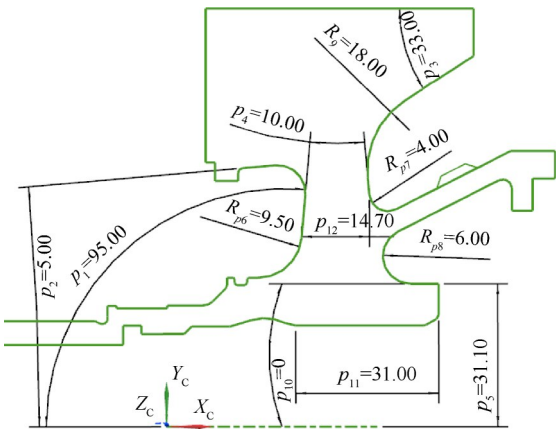


Fig. 6 Schematic diagram of design variables of disc (mm)

(2)优化模型主要包括设计变量、约束条件和目标函数 3 个部分。选择图 6 中的 12 个参数为设计变量,选择轮盘危险截面平均径向应力、子午截面平均周向应力、叶根最大当量应力、轮心最大当量应力以及工艺装配要求为约束条件,以轮盘体积为目标函数。其中危险截面平均径向应力、子午截面平均周向应力限制值按不超过 0.1% 屈服强度 $\sigma_{0.1}$ 和强度极限 σ_b 规定的百分比,并根据经验额外保留了一定的安全系数。叶根及轮心的应力限制值根据叶根、内径处平均应力以及低循环疲劳寿命要求设定。数学模型如下

$$\begin{aligned} &\text{Find } X = (x_1, x_2, \dots, x_n) \\ &\min V \\ &\text{s.t. } \sigma_{e_max} \leq 520 \\ &\quad \sigma_{v_max} \leq 560 \\ &\quad \sigma_{r_average} \leq 350 \\ &\quad \sigma_{t_average} \leq 320 \\ &\quad \sigma_{e_average} \leq 1100 \\ &\quad \text{工艺、装配满足要求} \end{aligned} \quad (6)$$

式中 X 为设计变量, V 为轮盘体积, mm^3 ; σ_{e_max} 为轮心最大当量应力, MPa; σ_{v_max} 为叶片叶根最大当量应力, MPa; $\sigma_{r_average}$ 为危险截面平均径向应力, MPa; $\sigma_{t_average}$ 为盘体平均周向应力, MPa; $\sigma_{e_average}$ 为盘体内径处平均周向应力, MPa。

(3) 采用了基于 POD 补充采样的 RBF 代理模型构造方法。首先采用拉丁超立方试验设计进行 220 次采样; 在 220 组解中, 将不满足约束条件的解以及较差的可行解排除掉, 得到 80 组可行解。将得到的 80 组可行解作为快照样本, 生成快照矩阵; 进行 POD 分解, 求得基函数 (即主方向)。每个基函数对应的特征值大小反映了该基函数对快照矩阵的贡献。将特征值按数值大小进行排列, 计算出每个特征值的贡献率。按贡献率和精度需求保留 3 个基函数, 然后在初始样本中选取了 5 个较优的点, 在其附近区域增加了 60 个新样本点; 将新的样本点加入样本点集, 然后建立 RBF 代理模型。

采用商用软件 Patran/Nastran 进行强度分析。计算时取包含一个叶片在内的循环对称段作为计算模型。强度分析网格数约为 20 万, 如图 7 所示。上述网格在细化后, 当网格数为原来的 1.5 倍时, 叶根及轮心应力的误差小于 1%, 因此认为上述网格能够保证结果的有效性。计算时考虑了离心载荷、温度载荷和轴向预紧力, 忽略了叶片气动载荷的影响。样本点采集过程中, 通过在 Patran/Nastran 基础上的二次开发和部分自用程序的编制, 实现模型输入、自动分网、载荷和边界条件设置、求解、结果输出和后处理。采用 Matlab 软件编写程序实现了 POD 分析。

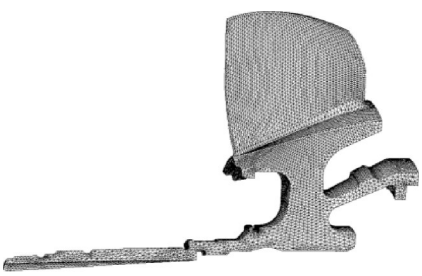


Fig. 7 Finite element model

(4) 选用优化平台 (Isight) 进行集成和优化, 如图 8 所示。选用 Isight 自带的 Pointer 组合优化算法进行寻优。

压气机一级叶片盘优化前、后设计变量对比见表 3, 约束条件及目标函数优化前、后对比见表 4。优化后轮盘最危险截面平均径向应力、轮盘子午面平均周向应力有所上升, 叶根最大当量应力与优化前基本相当, 轮盘轮心最大当量应力略有降低, 轮盘重量降低了 11.3%。限于篇幅, 只给出压气机一级叶片盘的详细优化流程, 其余盘与之类似, 只将结果列于表 5。优化前、后核心机转子结构对比见图 9, 当量应力对比见图 10。由表 5 可知, 优化后压气机二、三级盘叶根及轮心应力有所上升, 最危险截面

Table 3 Comparison of design variables of the first stage blisk before and after optimization

Design variables	Before optimization/mm	After optimization/mm
p_1	95.0	95.9
p_2	5.0	5.5
p_3	33.0	35.0
p_4	10.0	10.9
p_5	31.1	29.0
p_6	9.5	8.4
p_7	4.0	5.0
p_8	6.0	5.0
p_9	18.0	35.0
p_{10}	31.0	27.5
p_{11}	0.0	40.0
p_{12}	14.7	11.5

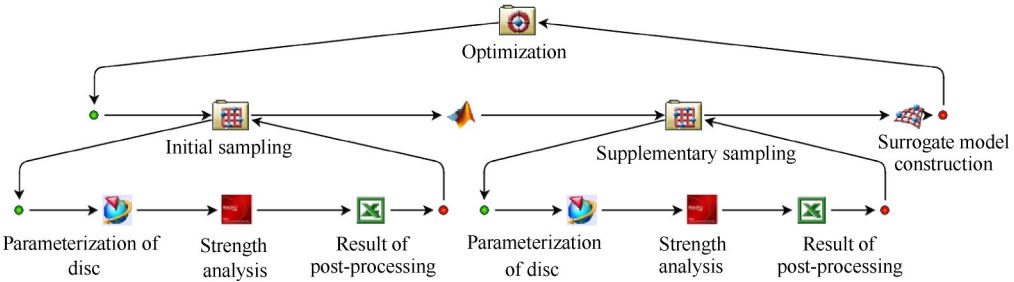


Fig. 8 Optimization process integration diagram

Table 4 Comparison of constraints and objective functions of the first stage blisk before and after optimization

Constrains/objective functions		Before optimization	After optimization	Rate of change/%
Constrains	Maximum von Mises stress of blade root/MPa	542	555	2.4
	Maximum von Mises stress of disc center/MPa	536	511	-4.7
	Average radial stress of the most dangerous section/MPa	260.4	338.5	30.0
	Average circumferential stress of meridian section/MPa	285.9	312.5	9.3
Objective functions	Mass of the first stage blisk/kg	3.595	3.188	-11.3

Table 5 Comparison of constraints and objective functions of the rest discs before and after optimization

Optimized object	Constrains/objective functions		Before optimization	After optimization	Rate of change/%
Second-third stage blisk of compressor	Constrains	Maximum von Mises stress of blade root of second stage blisk/MPa	533	616	15.6
		Maximum von Mises stress of disc center of second stage blisk/MPa	681	749	10.0
		Average radial stress of the most dangerous section of second stage blisk/MPa	279	446	59.9
		Average circumferential stress of meridian section of second stage blisk/MPa	432	599	38.7
		Maximum von Mises stress of blade root of third stage blisk/MPa	545	604	10.8
		Maximum von Mises stress of disc center of third stage blisk/MPa	688	703	2.2
		Average radial stress of the most dangerous section of third stage blisk/MPa	329	434	31.9
		Average circumferential stress of meridian section of third stage blisk/MPa	351	415	18.2
	Objective functions	Mass of second-third stage blisk/kg	4.37	3.89	-11.0
Impeller	Constrains	Maximum von Mises stress of blade root/MPa	686	759	10.6
		Maximum von Mises stress of disc center/MPa	667	734	10.0
		Average radial stress of the most dangerous section/MPa	366	370	1.1
		Average circumferential stress of meridian section/MPa	387	448	15.8
	Objective functions	Mass of the impeller/kg	7.14	6.54	-8.4
First stage turbine disc	Constrains	Maximum von Mises stress of disc center/MPa	1097	1141	4.0
		Average radial stress of the most dangerous section/MPa	587	731	24.5
		Average circumferential stress of meridian section/MPa	596	723	21.4
	Objective functions	Mass of the first stage turbine disc/kg	4.6	3.6	-21.7
Second stage turbine disc	Constrains	Maximum von Mises stress of disc center/MPa	1164	1200	3.1
		Average radial stress of the most dangerous section/MPa	571	736	28.9
		Average circumferential stress of meridian section/MPa	524	723	38.0
	Objective functions	Mass of the second stage turbine disc/kg	4.5	3.5	-22.2

平均径向应力、轮盘子午面平均周向应力上升较多，重量减轻 11.0%。优化后离心叶轮叶根及轮心应力有所上升，最危险截面平均径向应力与优化前基本相当、轮盘子午面平均周向应力上升较多，重量减轻 8.4%。优化后燃气涡轮一、二级盘轮心应力比优化前略有提高，最危险截面平均径向应力、轮盘子午面平均周向应力上升较多，重量分别减轻 21.7% 和 22.2%。结果表明，优化后应力分布及盘体强度储备更趋合理。

需要指出的是：该轮盘材料在轮心温度下的屈服强度为 1160MPa，极限强度 1530MPa，轮心处的应力限制有两个：一是轮盘内径处平均周向应力，标准值为不超过 0.9 倍的屈服极限；二是轮心的低循环疲劳寿命，该发动机要求低循环疲劳安全寿命不小于

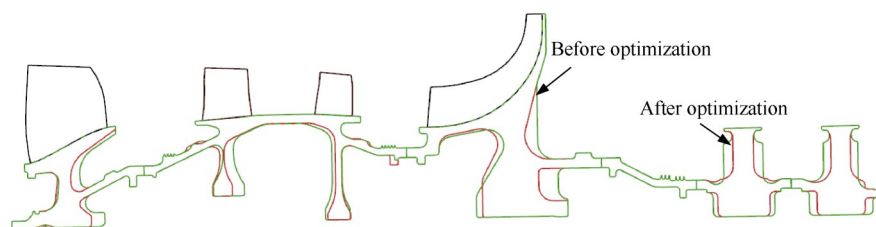


Fig. 9 Structure comparison before and after optimization

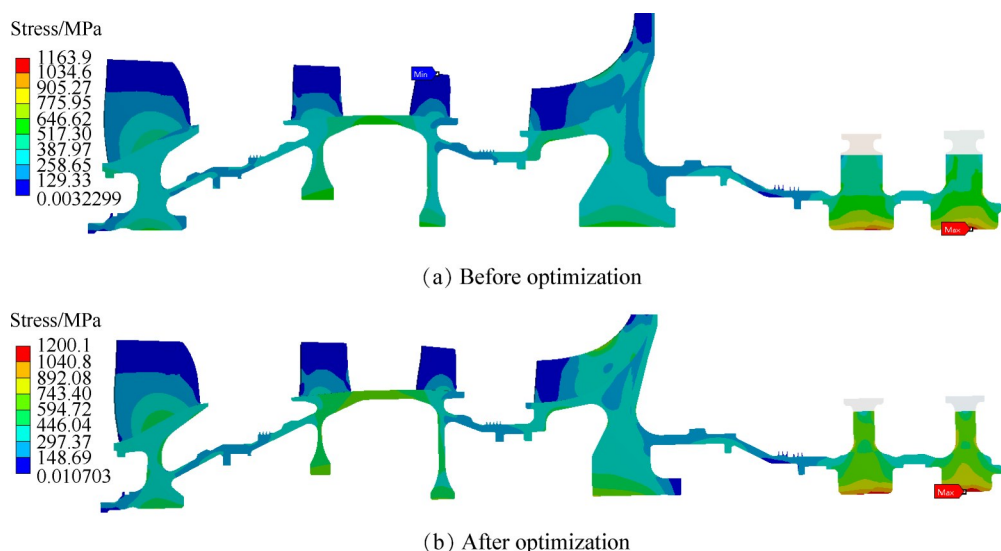


Fig. 10 Comparison of von-Mises stress distribution before and after optimization

6000次。轮盘轮心的最大当量应力为1200MPa,经计算轮心应力为1200MPa时,低循环疲劳安全寿命为6852次,满足设计指标要求。

优化完成后,除了进行详细的强度校核外,对转子的刚度、动力特性和振动也进行了评估。对发动机承力框架的整机刚度分析表明,优化后整机刚度满足要求。临界转速计算表明,优化后前2阶临界转速在地面慢车转速以下,第3阶临界在应急转速以上。与优化前相比,减重后转子的一阶临界提高7.4%,二阶临界提高13.5%,三阶临界提高1.8%,优化后转子各阶临界转速满足裕度要求。目前该发动机已实现转速达标,振动情况良好。

此外,由于优化后只在结构上对盘体改变较大,叶型保持不变,从振型上看,盘体改变的影响较少,因此改进前、后叶盘固有频率和频率裕度变化均较小。经计算,压气机二、三级叶片盘、离心叶轮、燃气涡轮二级转子前4阶频率裕度均满足评定标准要求,并且在80%N转速以上无共振点。压气机一级叶片盘、燃气涡轮二级转子虽有共振点,但是压气机一级叶片盘共振转速超过工作转速范围,发生共振破坏的可能性很小。燃气涡轮二级转子激振较弱,引起共振破坏的可能性较低。

4.3 涡轮盘螺栓孔优化设计

优化后盘体减薄导致涡轮盘螺栓孔应力上升较多,燃气涡轮一级盘螺栓孔应力由1043MPa上升至1533MPa,燃气涡轮二级盘螺栓孔应力由991MPa上升至1427MPa,不能满足寿命要求。本文采用变密度拓扑优化法对涡轮盘螺栓孔附近区域的形状进行了优化。采用的优化软件为商用软件TOSCA。以燃气涡轮一级盘为例,拓扑优化时选择图11中深蓝区域为设计域,以结构刚度(或应变能)为目标函数,以体积、轮心最大当量应力、螺栓孔最大当量应力为约束条件进行优化。

优化中设置最大迭代步数为50步,密度阈值为0.3,优化后的结果如图12所示。根据拓扑优化结

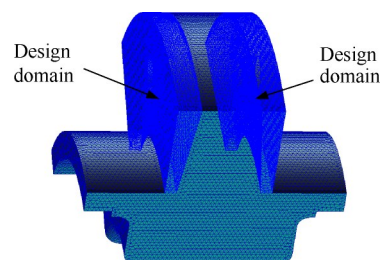


Fig. 11 Finite element model of turbine disc for topology optimization

果,并结合涡轮设计经验,对涡轮盘进行几何重构,重构后的模型见图 13,应力对比见图 14。通过拓扑优化得到新的构型设计,使得基本保持原来减重效果的前提下,燃气涡轮一级盘螺栓孔应力由 1533MPa 降至 1141MPa。燃气涡轮二级盘采用相似的设计,应力由 1427MPa 降至 1077MPa。通过强度、寿命评估得知优化后燃气涡轮盘一、二级盘能够强度、寿命满足要求。

Fig. 12 Topology optimization configuration

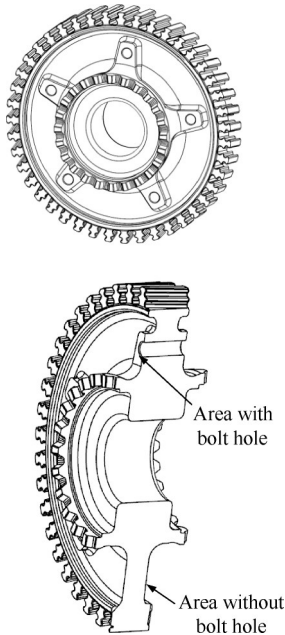


Fig. 13 Optimized model

需要指出的是:孔边增加的凸台结构的确增加了加工难度,为了改善加工性,优化时轮盘辐板处约束成垂直的。如果单独从强度上考虑的话,辐板处有适度倾斜(辐板上部窄,下部宽)对强度是有利的。但是辐板中部有个凸台,设置成垂直更利于加工。经过加工厂家确定,这个结构在五轴数控铣床上可加工,质量可以保证。优化后大应力点仍是轮心和螺栓孔内部,是疲劳寿命的最低处。凸台处的应力水平较轮心和螺栓孔处低,经过计算是满足要求的。此外,加工过程中通过加强控制凸台倒圆的加工质量,避免了尺寸超差导致过大的应力集中。

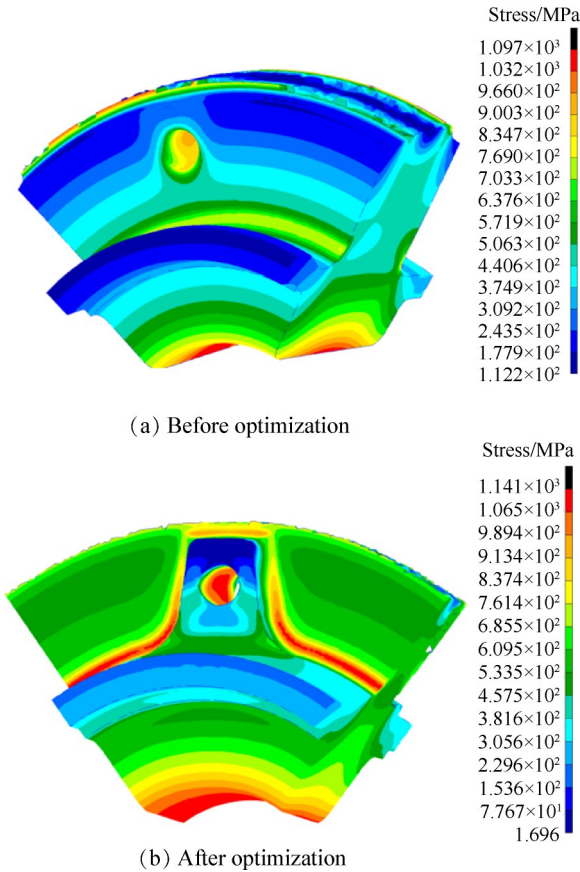


Fig. 14 Comparison of von-Mises stress distribution before and after optimization

5 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)在强度、寿命满足要求的前提下,优化后转子减重 15%,惯量降低 12%,满足了某型号发动机全疆域设计需求对转子重量的要求。

(2)基于 POD 的补充采样方法能够有针对性地对重点关注区域进行采样,在总样本数相同的前提下,能够提高代理模型在全局最优点附近的精度,更容易得到问题的优化解,从而缩短优化所需的时间,满足研制周期对优化时间的需求。

(3)拓扑优化方法能够得到创新的结构构型,利用该方法可以获得轮盘材料合理分配的拓扑构型,特别是对诸如螺栓孔分布区域的一些细节结构进行创新设计。

(4)结合拓扑优化和尺寸优化的综合设计方法是一种有效的轮盘减重手段。通过优化,可以降低轮盘重量,并使得应力分布和强度储备更加合理,为发动机全疆域设计需求提供支持。

致 谢:感谢湖南动力机械研究所某涡轮发动机研制团队在文章撰写和修改过程中给予的大力协助。

参考文献

- [1] 郭 昕, 杨志军. 航空发动机高、低温起动及高原起动试验技术探讨[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 327-330.
- [2] 仆 英. 航空燃气涡轮发动机起动性能分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 777-782.
- [3] 陆 山, 李伦未. 航空发动机高负荷涡轮盘双辐板结构优化设计[J]. 推进技术, 2011, 32(5): 631-636. (LU Shan, LI Lun-wei. Twin-Web Structure Optimization Design for Heavy Duty Turbine Disk Based for Aero-Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(5): 631-636.)
- [4] 李伦未, 陆 山. 基于ANSYS的多辐板风扇盘结构优化设计技术[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2245-2250.
- [5] 陈铁锋, 金赛英. 基于Isight的民用航空发动机轮盘优化设计[J]. 现代制造技术与装备, 2017(6): 67-70.
- [6] 董少静, 申秀丽, 康滨鹏, 等. 高推质比双辐板涡轮盘结构研究及光弹试验验证[J]. 航空动力学报, 2015, 30(1): 114-120.
- [7] 刘 超. 涡轮盘结构拓扑与形状优化方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [8] 宋 健, 温卫东, 崔海涛, 等. 航空发动机多辐板风扇盘拓扑优化与形状优化设计技术[J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1188-1196. (SONG Jian, WEN Wei-dong, CUI Hai-tao, et al. Topology and Shape Optimization Method for Multi-Web Fan Disk in Aero-Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(9): 1188-1196.)
- [9] 宋 健. 多辐板风扇盘拓扑优化设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [10] 陈秋旺, 郭海丁, 刘小刚. 涡轮盘双轴对称异型孔结构建模与优化[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1251-1256.
- [11] 韩佳欣, 郭海丁. 轮盘超椭圆异型螺栓孔均衡优化设计[J]. 航空发动机, 2018, 44(2): 57-63.
- [12] 黄章俊, 王成恩. 基于Kriging模型的涡轮盘优化设计方法[J]. 计算机集成制造系统, 2010, 16(5): 905-911.
- [13] Yao W, Chen X. A Sequential Radial Basis Function Neural Network Modeling Method Based on Partial Cross Validation Error Estimation[C]. *Tianjin: The 5th International Conference on Natural Computation*, 2009.
- [14] Jones D R. A Taxonomy of Global Optimization Methods Based on Response Surfaces[J]. *Journal of Global Optimization*, 2001, (21): 345-383.
- [15] Simpson T W, Mauery T M, Korte J J, et al. Kriging Metamodels for Global Approximation in Simulation-Based Multidisciplinary Design Optimization [J]. *AIAA Journal*, 2001, 39(12): 2233-2241.
- [16] 张立章, 尹泽勇, 米 栋, 等. 基于本征正交分解的离心压气机多学科设计优化[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 323-333. (ZHANG Li-zhang, YIN Ze-yong, MI Dong, et al. Multidisciplinary Design Optimization for Centrifugal Compressor Based on Proper Orthogonal Decomposition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(2): 323-333.)
- [17] 张立章, 尹泽勇, 米 栋, 等. 基于自适应本征正交分解的涡轮级多学科设计优化[J]. 推进技术, 2017, 38(6): 1249-1257. (ZHANG Li-zhang, YIN Ze-yong, MI Dong, et al. Multidisciplinary Design Optimization for Turbine Stage Based on Self-Adaptive Proper Orthogonal Decomposition [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(6): 1249-1257.)

(编辑:梅 瑛)