

燃气涡轮发动机风扇盘拓扑优化

刘小刚, 戴思成, 吴振豪, 许磊, 申顺
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 在连续体结构拓扑优化数学模型的基础上, 根据某燃气涡轮发动机设计图建立了 1/18 循环对称简化的风扇结构模型, 基于固体各向同性材料惩罚 (SIMP) 模型插值的变密度法对结构进行了拓扑优化设计。为了获得更好的风扇盘结构拓扑优化结果, 提出了一种将增加质量和整体叶盘结构相结合的方案, 并应用该方案, 在原始风扇盘模型的基础上设计了三种扩大求解域后的对照模型。对所有的优化结果进行模型重建, 并对危险工作条件进行了校核验证。结果表明: 采用该方法对某型发动机风扇盘进行结构拓扑优化, 能在满足强度和刚度要求的前提下使压气机质量减少 34.9%。

关 键 词: 风扇盘; 整体叶盘; 轻量化设计; 结构拓扑优化; 固体各向同性材料惩罚 (SIMP) 模型

中图分类号: V231.9 **文献标志码:** A

Topology optimization of gas turbine engine fan disk

LIU Xiaogang, DAI Sicheng, WU Zhenhao, XU Lei, SHEN Shun
(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the mathematical model of continuum structure topology optimization, a 1/18 cyclic symmetric simplified fan structure model was established based on a gas turbine engine design. The topological optimization design of the structure based on solid isotropic material with penalization (SIMP) interpolation variable density method was proposed. In order to obtain a better topology optimization result of the fan disk structure, a method of combining the expanded optimization solution domain and the blisk structure was proposed, and with this method, three control groups were set correspondingly based on the design of the original fan disk. All simulation results were appropriately modified according to the actual structure and manufacturing process, and the dangerous working conditions were verified. Under the premise of meeting the performance requirements, the compressor quality was reduced by 34.9%.

Key words: fan disk; blisk; lightweight design; structural topology optimization; solid isotropic material with penalization (SIMP) model

结构优化设计, 是设计者根据设计需求和其他需要考虑的因素, 在全部可能的结构方案中, 利用数学手段从中选择一个最好的方案^[1]。由于在我国的航空发动机优化设计研究中尚未建立起成

收稿日期: 2019-12-16
基金项目: 国家科技重大专项(2017-IV-0012-0049); 中央高校基本科研业务(NS2016022)
作者简介: 刘小刚(1977—), 男, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机结构强度与设计方面研究。E-mail: liuxg03@nuaa.edu.cn
引用格式: 刘小刚, 戴思成, 吴振豪, 等. 燃气涡轮发动机风扇盘拓扑优化[J]. 航空动力学报, 2020, 35(6): 1121-1130. LIU Xiaogang, DAI Sicheng, WU Zhenhao, et al. Topology optimization of gas turbine engine fan disk[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6): 1121-1130.

熟可靠的结构优化体系,目前结构设计依然是我国航发设计领域的一个突出短板^[2]。燃气涡轮发动机(GTE)压气机的传统设计思路是将研究重点放在叶片气动力学性能的提高上,而往往忽略了与盘类构件结构设计相关的问题。有关燃气涡轮发动机风扇盘结构优化的研究多以简化的二维问题为主,故对真实的带有叶片及其连接结构的三维轮盘构件开展结构优化设计研究具有一定的现实意义。

轮盘类构件的优化方法多种多样,其中具有其代表性的有数学规划法和拓扑优化等^[3-5]。Bhavikatti 和 Ramakrishnan 用五次多项式定义了轮盘子午面,并用序列线性规划法优化了旋转轮盘^[6]。Rindi 等运用 LSM(level set method)法对某型涡轮盘进行了优化^[7];Farshi 等和 Jahed 等受 ADM(alternative density method)法的启发,提出可变厚度的非均质涡轮盘模型并应用数学规划方法进行优化^[8-9]。刘超运用基于随机抽样敏度分析的双向渐进结构优化方法对涡轮盘进行了拓扑优化^[10];林旭斌等基于渐进结构法建立了一套适用于燃气发动机压气机转子轮盘的拓扑优化设计方法,该方法有效提高了轮盘处内流道的保形效果,具有流程可行性与结果有效性^[2]。

结构拓扑优化是一种应用数学手段建立优化目标函数,通过不断的迭代计算以获得理论上最优的材料分布形式的研究方法。由于其能在改善结构性能的同时减轻结构的质量,获得更高的材料利用率,已被广泛应用于实际工程问题的轻量化研究中。目前成熟的连续体拓扑优化方法包括变密度方法^[11-13],渐进结构优化方法^[14],水平集方法^[15],独立连续映射方法^[16]和导重法^[17]。本文采用基于固体各向同性材料惩罚模 SIMP(solid isotropic material with penalization)的变密度法对某型燃气涡轮发动机风扇盘开展拓扑优化研究,提出了一种将扩大优化求解域和整体叶盘结构相结合的方案,为风扇盘轻量化设计提供参考。

1 连续体结构拓扑优化理论

1.1 中间密度惩罚模型 SIMP

变密度法假设材料的弹性模量与其相对密度存在某种映射关系,通过优化迭代计算来获得当目标函数有最优解时单元的相对密度值,根据各个单元相对密度的数值大小来进行单元的增删进而更新结构的拓扑构型。为了尽可能的减少中间

密度单元的存在,需人为引入材料惩罚模型。作为在变密度法连续体拓扑优化中被广泛使用的一种中间密度单元惩罚模型,SIMP 模型能够惩罚中间密度单元的相对密度值从而使其很好地向 0 和 1 分别靠近。该模型假设材料的弹性模量与其相对密度具有如下函数关系:

$$E(\rho) = E_{\min} + \rho^p(E_0 - E_{\min}), \quad \rho \in [0,1]$$
(1)

式中 ρ 为单元相对密度, p 为惩罚因子, E_0 为被惩罚前材料的弹性模量, $E_{\min}$ 为结构中出于孔洞处的材料的弹性模量,其值为一个约等于 0 的极小值。将式(1)化简后可以得到

$$E(\rho) = E_0 \rho^p, \quad \rho \in [0,1]$$
(2)

可以通过改变惩罚因子 p 的取值进而获得更好的中间密度惩罚效果,这种惩罚效果可以由图 1 所示。但需要特别注意的是若 p 值过大则会使过多的单元相对密度趋近于 0,进而会出现收敛性差、迭代步数过多的问题。本文中 p 取 3。

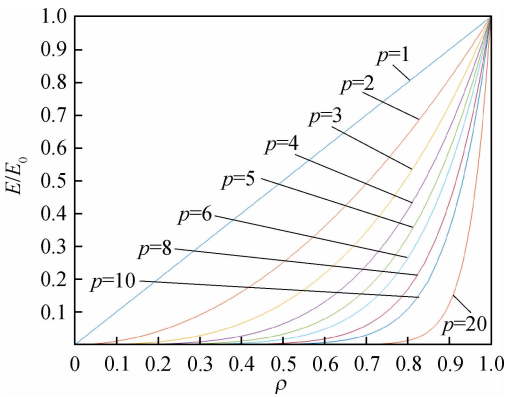


图 1 SIMP 模型弹性模量 E/E_0 与相对密度 ρ 关系
Fig. 1 Diagram of relative elastic modulus E/E_0 according to the relative density of SIMP

1.2 基于变密度法的拓扑优化数学模型

一般优化问题的数学优化模型为

$$\begin{aligned} &\min V(x) \\ \text{s. t. } &\begin{cases} x_{\min} \leq x_i \leq x_{\max} & i = 1, 2, \dots, n_i \\ G_j \leq 0 & j = 1, 2, \dots, n_j \\ H_k = 0 & h = 1, 2, \dots, n_k \end{cases} \end{aligned}$$
(3)

其中 $V(x)$ 为目标函数, x_i 为优化变量, G_j 和 H_k 为约束函数, i 为要考虑的优化变量的数量, j 和 k 分别为不等式约束和等式约束的数量, $x_{\min}$ 和 $x_{\max}$ 分别为优化变量取值的上下限。

对于离散后的连续体结构,引入结构柔顺度函数 C 。当 C 的取值越小时,代表着结构刚度越大(同时结构应变能也越小),结构越稳定。函数 C 的表达式为

$$C = \mathbf{F}^T \mathbf{U} = \mathbf{U}^T \mathbf{K} \mathbf{U} = \sum_{i=1}^n \mathbf{u}_i^T \mathbf{k}_i \mathbf{u}_i \quad (4)$$

其中 $\mathbf{F}$ 为结构所受载荷, $\mathbf{U}$ 为位移向量, $\mathbf{K}$ 为结构总体刚度矩阵, $\mathbf{k}_i$ 为单元刚度矩阵, $\mathbf{u}_i$ 为单元位移矩阵。

对于 SIMP 模型,由式(2)可得

$$\begin{aligned} \min C(x_i) &= \mathbf{F}^T \mathbf{U} = \mathbf{U}^T \mathbf{K}(x_i) \mathbf{U} = \sum_{i=1}^n \mathbf{u}_i^T \mathbf{k}(x_i) \mathbf{u}_i = \sum_{i=1}^n x_i^p \mathbf{u}_i^T \mathbf{k}_0 \mathbf{u}_i \\ \text{s. t. } &\begin{cases} M(x_i) = fM_0 = \sum_{i=1}^n x_i m_i \leq M^* \\ \mathbf{F} = \mathbf{K} \mathbf{U} & i = 1, 2, \dots, n_i \\ g_j(x_i) \leq 0 & j = 1, 2, \dots, n_j \\ h_k(x_i) = 0 & h = 1, 2, \dots, n_k \\ 0 < x_{\min} \leq x_i \leq x_{\max} \leq 1 \end{cases} \end{aligned} \quad (7)$$

其中 f 表示参量之间的隐函数关系, $M(x_i)$ 为优化后质量, M_0 为初始质量, M^* 为事先设定的优化结果中所能允许的质量最大值, m_i 为第 i 个单元的质量, g_j 和 h_k 为除质量约束和载荷约束外其他可能存在的不等式约束和等式约束(如位移约束、应力约束等), $x_{\min}$ 和 $x_{\max}$ 分别为相对密度的上、下限值(下限值计算中多取 0.001)^[18]。

$$E(x_i) = E_0 x_i^p, \quad x_i \in [0, 1] \quad (5)$$

其中 x_i 为单元相对密度。由式(5)可知对于“惩罚”后的插值单元,其刚度矩阵 $\mathbf{k}(x_i)$ 为

$$\mathbf{k}(x_i) = f \mathbf{k}_i = \mathbf{k}_0 x_i^p \quad (6)$$

其中 $\mathbf{k}_0$ 为相对密度为 1 的单元刚度矩阵, f 表示参量之间的隐函数关系,此处为 E_0 与 $\mathbf{k}_0$ 之间的隐式映射关系。

将式(3)、式(4)、式(6)联立,得到以结构柔顺度 C 为目标函数、以质量约束等为约束条件的连续体拓扑优化问题的数学模型如式(7)所示

1.3 连续体结构拓扑优化流程图

在上述理论的基础上,文中在 ANSYS Workbench 中开展了结构的拓扑优化分析,分析流程图如图 2 所示。其中优化空间的选取一般选择应力分布较低的区域,且往往可以忽略细节特征如倒角等的影响。本文中的优化目标为结构刚度最大(变形能最小),优化计算中的迭代方法选择优化准则法(OC)。

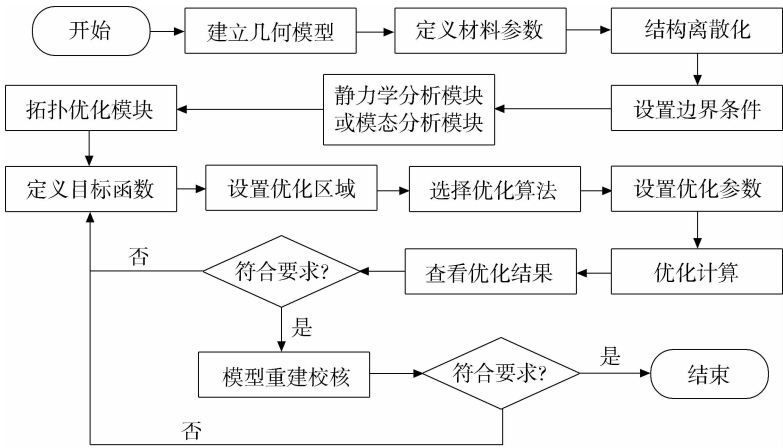


图 2 ANSYS. Workbench 结构拓扑优化流程框图
Fig. 2 Structure topology optimization process block diagram in ANSYS. Workbench

2 某型发动机风扇盘结构优化

2.1 模型建立与简化

根据某型航空发动机设计图,利用三维设计

软件 UGNX 建立风扇结构模型。风扇结构中轮盘上均匀排布 18 个风扇叶片,其中盘与叶片采用榫槽结构连接。考虑到结构的周期循环对称性,创造两个几何曲面对其进行 1/18 分割简化,分割

简化方法和结果如图 3 所示。风扇材料为钛合金 BT6(俄),密度为 $4\,620\text{ kg/m}^3$,弹性模量为 96 GPa ,泊松比为 0.36 ,拉伸屈服应力为 930 MPa ,拉伸极限应力为 $1\,070\text{ MPa}$ 。

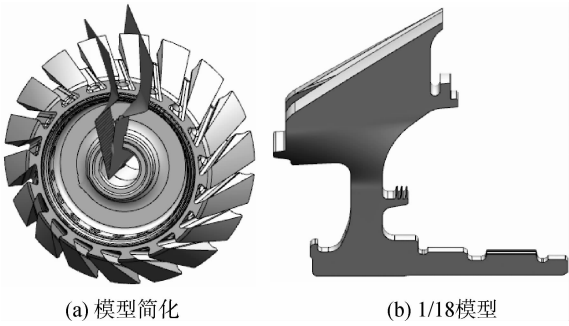


图 3 风扇结构建模与 1/18 循环对称简化
Fig. 3 Fan structure modeling and 1/18 cyclic symmetric simplification

将上述模型导入拓扑优化模块中,采用十节点四面体单元 Tet10 进行网格划分,得到的有限元模型如图 4 所示。

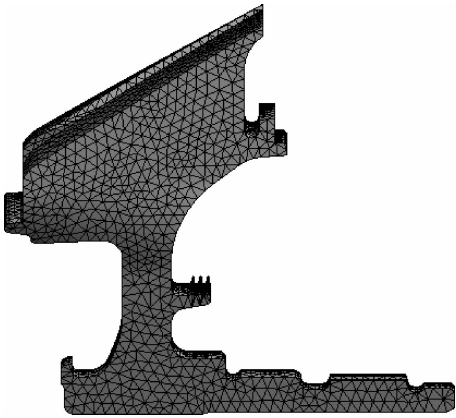


图 4 有限元网格
Fig. 4 Meshing of finite element

2.2 载荷与约束条件

在航空发动机工作状态下,风扇叶片受旋转离心力和气动压力的共同作用。从图 5(b)可以看出,叶片上任意一点处所受的气动力 F_q 可以正交分解为轴向力 F_{q1} 和切向力 F_{q2} 。由于无法确切知道流场中任何一点的状态,本文忽略了对风扇盘上应力分布影响不大的切向力 F_2 ,只考虑在叶盆和叶背之间由气动压力差引起的作用在叶盆上的轴向力 F_1 。因此将压力边界条件 p 设置为

$$p = \pi p_0 - p_0 = (\pi - 1) p_0 \approx 0.33\text{ MPa} \tag{8}$$

其中 $\pi = 1.325$ 是第一级压气机设计增压比, p_0 是标准大气压,其值取 1.01 MPa 。

从图 5(a)可以看出风扇盘的前部靠着整流罩放置,风扇盘的后部通过齿轮连接到其他部件,故接触面设置无摩擦约束(frictionless)。工况为地面起飞工况,转速 $N = 10\,000\text{ r/min}$ 。

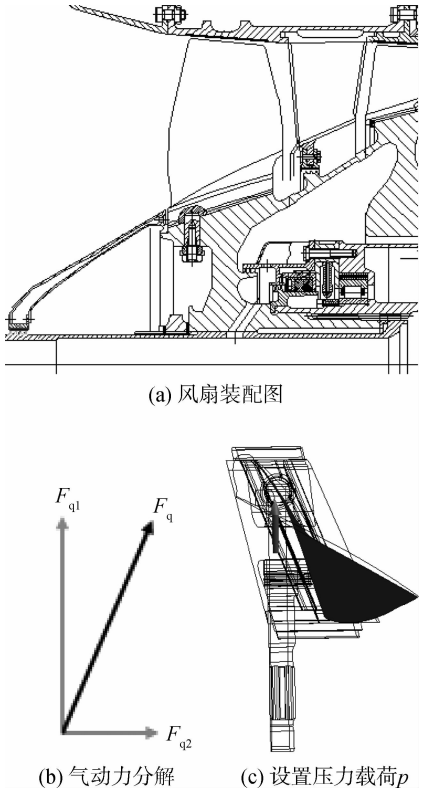


图 5 GTE 风扇工况分析
Fig. 5 Operating condition analysis of GTE fan

2.3 结构拓扑优化分析

2.3.1 优化参数和优化域设置

ANSYS. Workbench 具有多个不同的求解参数可供使用者设置,本文主要考虑 SIMP 法计算过程中易产生的结构不连续问题以及质量剩余率 k 对拓扑优化结果的影响。为了获得更优的材料拓扑构型,设置质量剩余率 k 为原始结构的 $20\%、30\%、40\%$,而优化目标则为结构整体刚度最大。

由于不同的插值密度显示阈值会导致所提取的拓扑优化结果的巨大差异,故分析拓扑优化结果时需优先确定阈值以剔除密度值较低的单元。理论上,过高的阈值会过滤掉部分低密度单元而减少结构的细节特征,而过低的阈值则会显示大量低密度单元,影响拓扑结果的表达^[19]。本文显示阈值取为 0.5 。考虑到拓扑优化不应改变发动

机的气动力学特性及优化结果的质量连续性,设置拓扑优化域如图 7(a)、图 7(b)所示,蓝色为拓扑优化区域,红色为保持区域(exclusion region)。

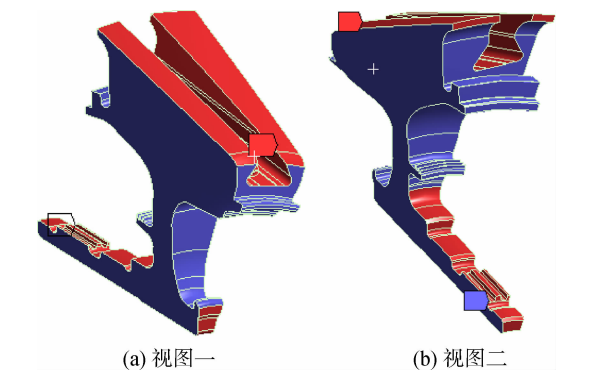


图 6 定义拓扑优化域

Fig. 6 Defining the topology optimization domain

2.3.2 优化计算

分别选择质量剩余率 $k=20\%$, 30% , 40% 来进行风扇盘的结构拓扑优化。迭代精度即收敛公差 δ 为 0.1% 。拓扑优化结果如图 7(a)、图 7(b)、图 7(c)所示。图 7 中深色区域的单元相对密度 ρ 为 $0.6\sim 1$, 红色区域(在阈值外未显示)的单元相对密度约为 $0\sim 0.4$, 其他区域的单元相对密度在 0.4 和 0.6 之间。

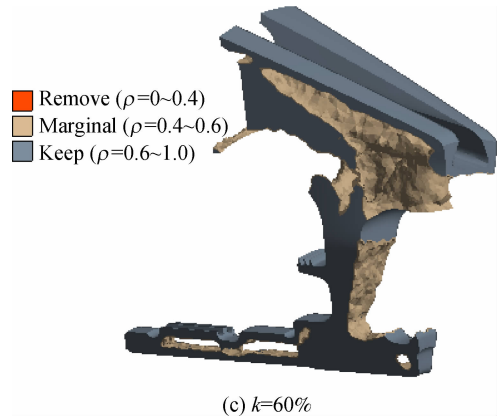
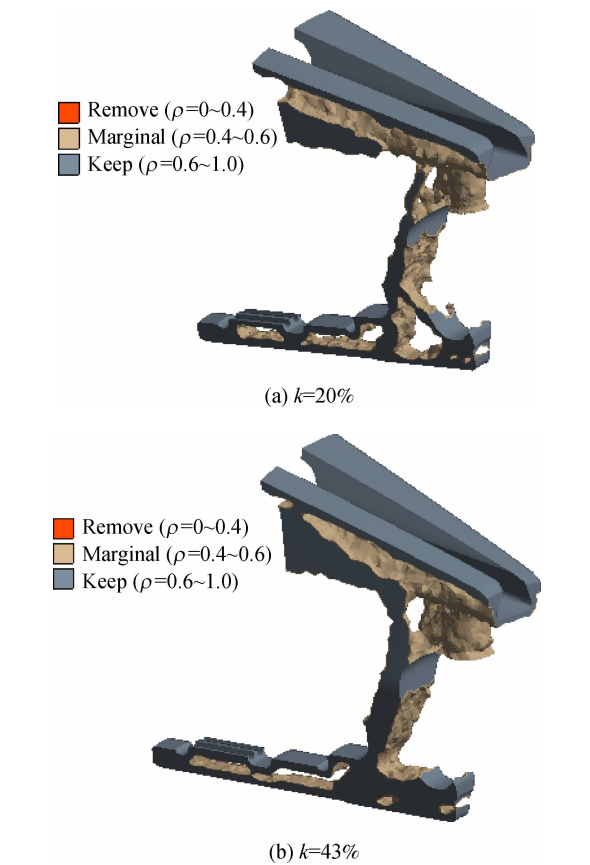


图 7 GTE 风扇盘拓扑优化结果

Fig. 7 Topology optimization results of GTE fan

如图 7 所示,三种质量剩余率下的优化结果均形成了清晰的支撑结构,且 $k=20\%$ 的结果同时形成了有助于提升结果整体刚度的辅助支撑。而 $k=40\%$ 的结果中出现了部分质量不连续的现象。进一步提取结果文件得到迭代步骤和结构整体柔度之间的关系如图 8 所示。

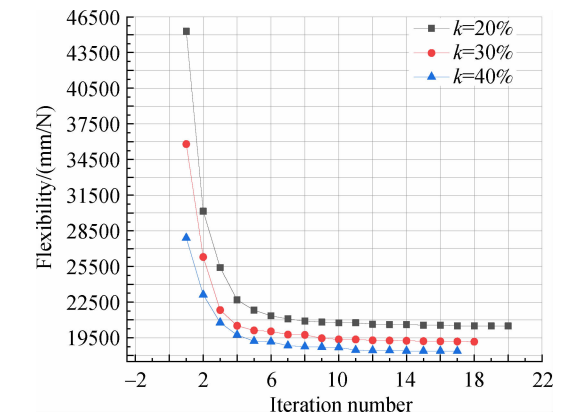


图 8 拓扑优化迭代过程中柔度变化($N=10000\text{ r/min}$)

Fig. 8 Flexibility changes during topology optimization iteration ($N=10000\text{ r/min}$)

在优化计算开始后首先要对单元赋予密度初值,而后随着迭代计算的展开由于单元的相对密度不同而生成主支撑与辅助支撑结构,最后调节局部尺寸达到收敛条件后停止迭代输出结果。在图 8 中与之相对应的是三条迭代曲线首先快速下降,在第 6 次迭代完成后均趋向平缓。提取优化过程中结构刚度的变化如表 1 所示。

如表 1 所示,在三种质量剩余率下的最终柔度值和迭代步数相差并不大。为了在满足需求的前提下获得质量更轻的设计,综合考虑选择质量剩余率 $k=20\%$ 作为下文中的计算参数。

表 1 不同质量剩余率下的柔度变化和迭代步数

Table 1 Flexibility change and iteration steps under different mass retain rates

质量剩余率 $k/\%$	初始柔度/ (mm · N)	最终柔度/ (mm · N)	迭代 步数
20	45 292. 90	20 492. 84	20
30	35 797. 88	19 168. 11	18
40	27 900. 09	18 370. 09	17

3 扩大求解域的结构拓扑优化

3.1 综合考虑整体叶盘结构和扩大优化求解域的风扇盘结构拓扑优化

由于基于变密度方法的拓扑优化只能选择性的删除已有的单元而不能添加新的单元,故拓扑优化结果将在很大程度上受到原始设计材料分布方式的影响。在求解的过程中,可以通过适当扩大优化求解域的方式以期获得更优的材料分布和更佳的结构力学性能,如图 9 所示。

考虑优化域对拓扑优化结果的影响,并参考整体叶盘^[20-22]结构可以有效降低风扇盘质量的特征,图 9 中重建了 3 个新对照组(add-mass disk, original blisk, add-mass blisk)。分别创建这 4 个比较算例的 1/18 循环对称简化模型用于简化计算,如图 9 中(a2)~(d2)所示。

通过设置质量剩余率 $k=20\%$ 对包括原始设计在内的四个对照组进行基于变密度的循环对称拓扑优化,提取优化结果并进行模型重建,如图 10(a1)~(d3)所示。由图可见,优化结果(a1)、

(b1)、(c1)、(d1)均形成了清晰的主支撑和辅支撑结构,且(c1)、(d1)生成了两条辅支撑结构,相比(a1)、(b1)具有更优的整体刚度性能,也为风扇盘的设计提供了一种思路。

3.2 危险工况校核与结果分析

为了校核风扇盘结构拓扑优化结果的刚度与强度,首先进行原始风扇结构(设计一、三)的静力学分析。同时在危险工况(地面起飞)条件下对 6 个风扇盘/叶盘结构(图 11 中除去(b1)和(d1))进行了静力学分析,统计计算结果如表 2 所示。

根据优化结果重建的 4 种风扇结构(a2)、(b2)、(c2)、(d2),在危险工况下的应力分布情况与(a1)在相同条件下的应力分布情况大致相同,最大应力区域均出现在盘身中径位置附近,且最大应力和最大位移均满足设计需求。将表 2 中数据绘成散点图如图 12、图 13、图 14 和图 15 所示。图 12~图 15 中横坐标表示风扇结构质量,纵坐标分别表示风扇盘内最大等效 Mises 应力、最大位移、最大径向应力和最大周向应力,散点为不同优化结果下质量与强度和刚度的配合(虚线所圈散点为相对最优配合)。

由图 12~图 15 可以看出,无论是刚度设计需求还是强度设计需求,(b2)和(d2)均分别更优于(a2)和(c2),即扩大优化求解域后的优化结果均比未扩大求解域的优化结果具有更优的力学性能。(b2)和(d2)相比,(b2)具有更低的最大径向应力值,但(d2)的最大等效 Mises 应力值和最大周向应力值更低。故本文中相对最优结构为(d2)。故本文中的相对最优设计为(d2),优化前后性能参数改进如表 3 所示。

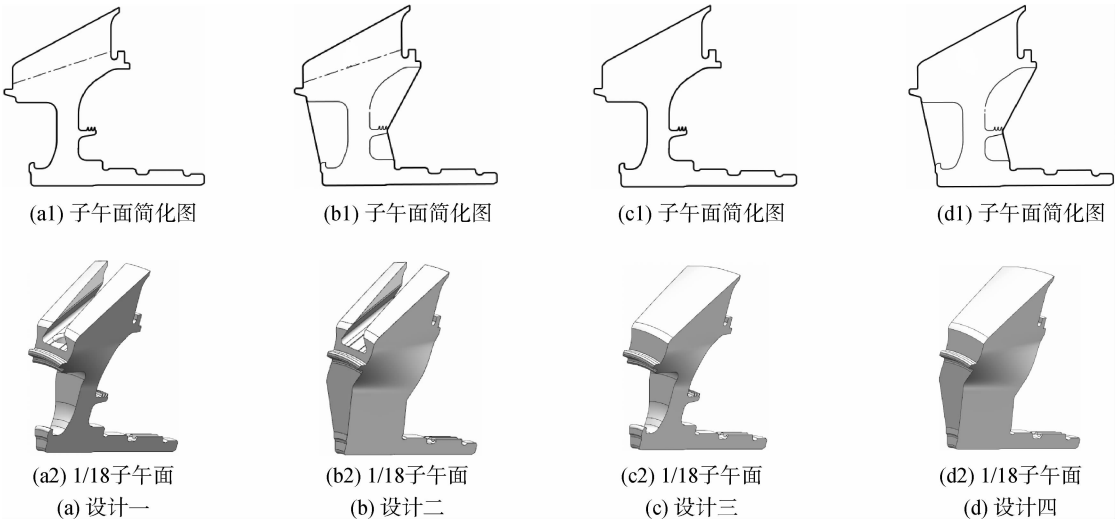


图 9 基于某燃气涡轮发动机风扇盘模型的 4 个对照组

Fig. 9 Four control groups based on a GTE fan model

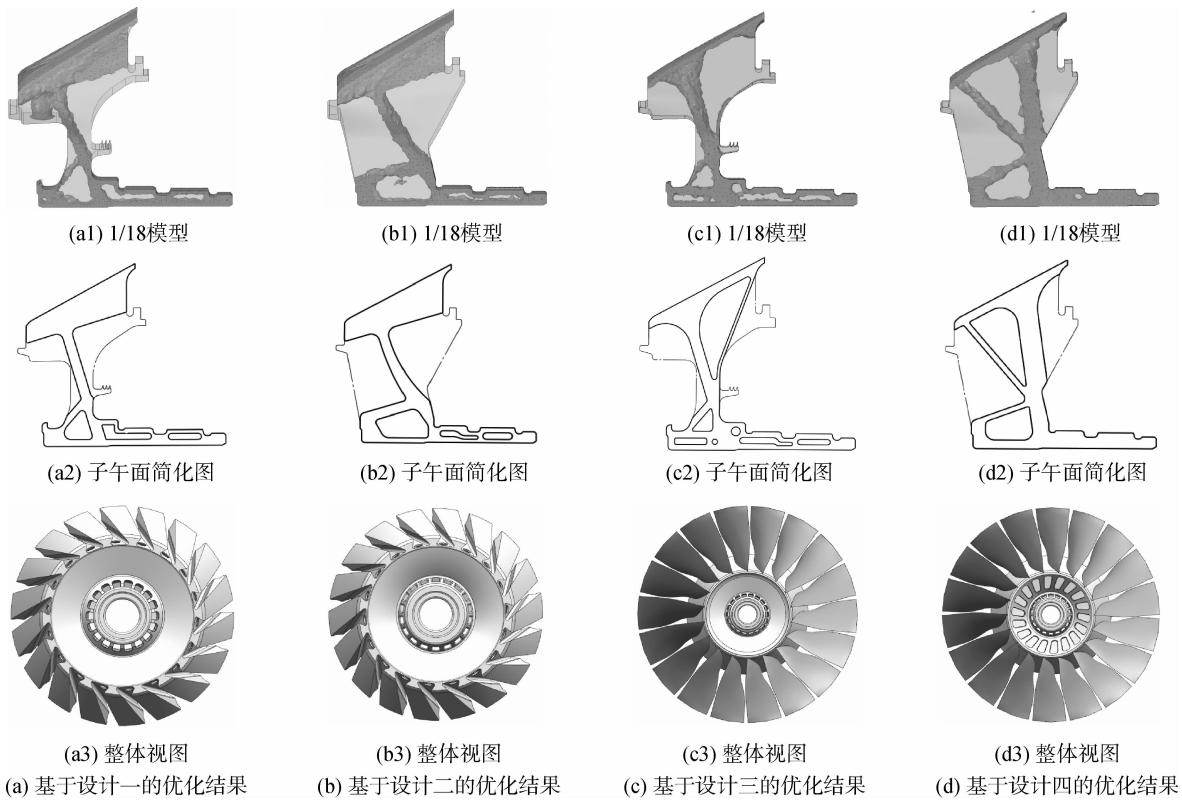


图 10 某燃气涡轮发动机风扇盘 4 个对照组的优化重建模型

Fig. 10 Remodel of optimization results of 4 gas turbine engine fan structures control groups

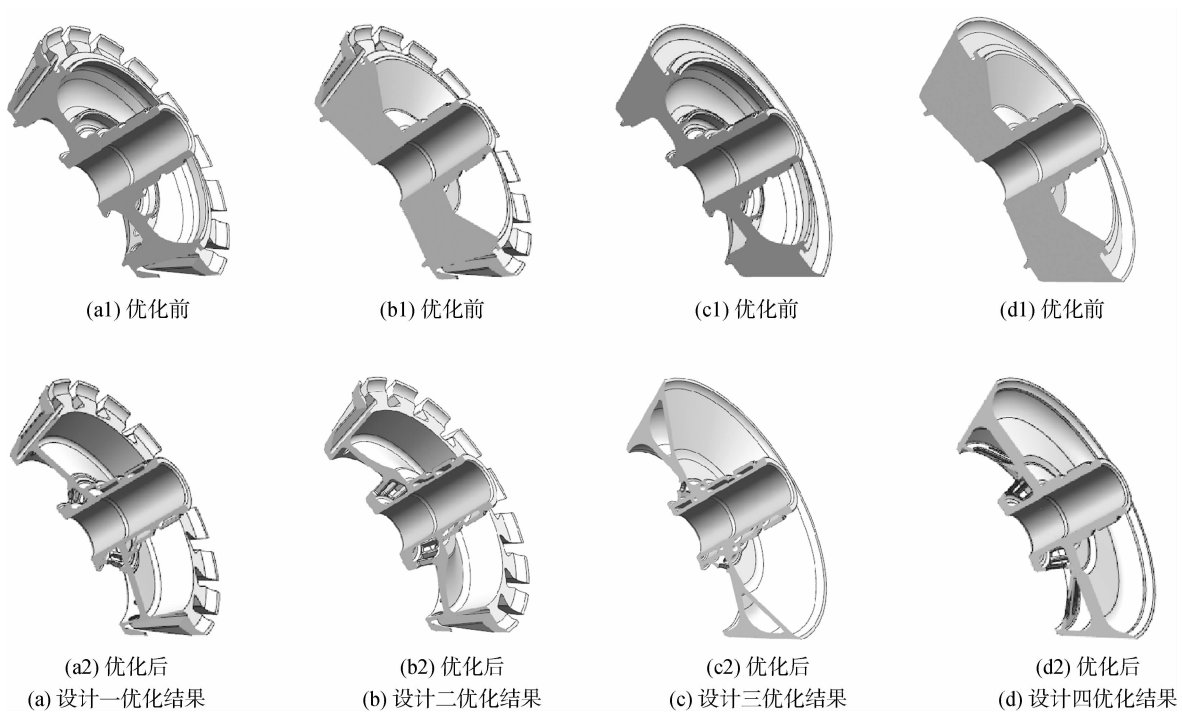


图 11 拓扑优化前后的 4 种风扇盘结构

Fig. 11 Four fan structures before and after topology optimization

表 2 6 种风扇结构静力学分析结果

Table 2 Static analysis results of 6 fan structures

算例	$\sigma_{\text{Mises, max}}/\text{MPa}$	$\sigma_{r, \text{max}}/\text{MPa}$	$\sigma_{\tau, \text{max}}/\text{MPa}$	$\delta_{\text{max}}/10^{-2} \text{ mm}$	$M_{\text{disk}}/\text{kg}$	M_{fan}/kg
(a1)	255.21	238.14	193.52	25.36	6.11	9.03
(a2)	385.66	326.23	224.40	44.26	3.33	6.25
(b2)	281.35	124.55	200.41	29.05	3.59	6.51
(c1)	251.83	232.29	167.85	23.39	7.47	9.03
(c2)	429.18	468.40	270.59	52.28	3.65	5.44
(d2)	260.22	248.48	197.25	22.91	4.09	5.88

注:1) 模型(a1)~(d2)为图 11 中所示;

2) $\sigma_{\text{Mises, max}}$ 为为轮盘最大等效 Mises 应力, $\sigma_{r, \text{max}}$ 为为轮盘最大径向应力, $\sigma_{\tau, \text{max}}$ 为为轮盘最大周向应力;

3) M_{disk} 为榫槽盘或整体叶盘的质量, M_{fan} 为整个风扇结构的质量, δ_{max} 为轮盘最大位移。

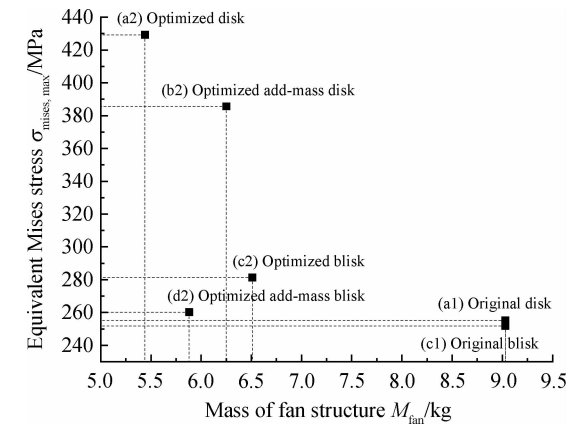


图 12 6 种风扇结构最大等效 Mises 应力-质量散点图

Fig. 12 Maximum equivalent Mises stress-mass scatter plot for 6 fan structures

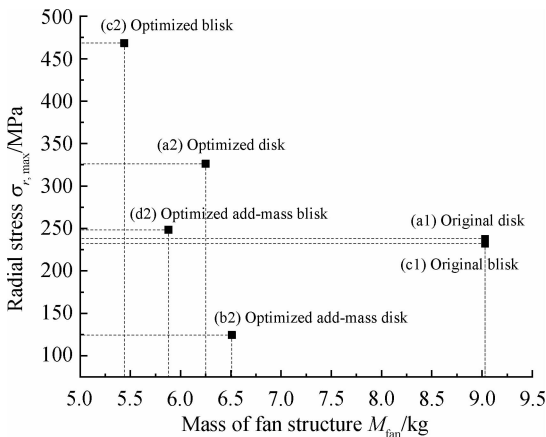


图 14 6 种风扇结构最大径向应力-质量散点图

Fig. 14 Maximum radial stress-mass scatter plot for 6 fan structures

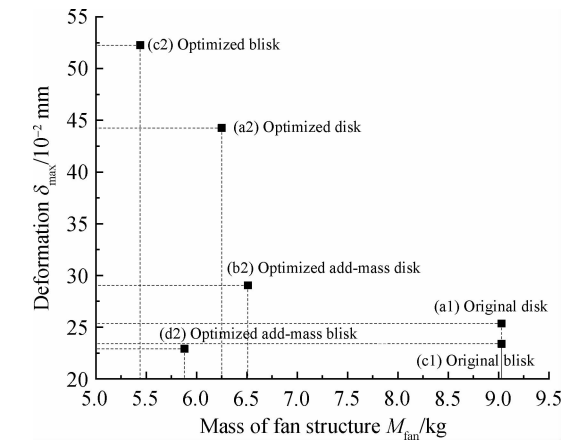


图 13 6 种风扇结构最大位移-质量散点图

Fig. 13 Maximum displacement-mass scatter plot for 6 fan structures

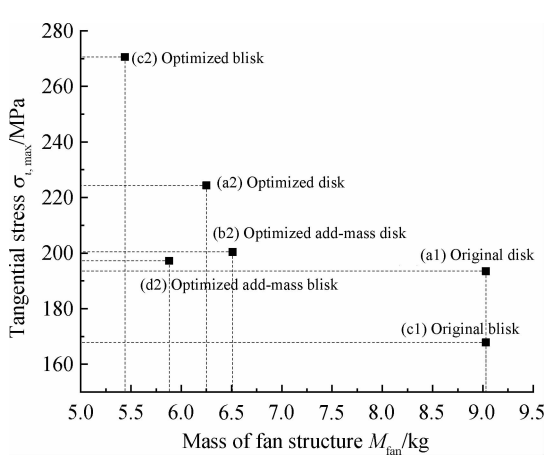


图 15 6 种风扇结构最大周向应力-质量散点图

Fig. 15 Maximum tangential stress-mass scatter plot for 6 fan structures

表 3 相对最优设计与原始设计比较

Table 3 Comparison between relatively optimal design and original design

参数	算例		变化量/%
	(a1)	(d2)	
$\sigma_{\text{Mises max}}/\text{MPa}$	255.21	260.22	+1.96
$\sigma_{\text{rmax}}/\text{MPa}$	238.14	248.48	+4.34
$\sigma_{\text{tmax}}/\text{MPa}$	193.52	197.25	+1.93
$\delta_{\text{max}}/10^{-2}\text{ mm}$	25.36	22.91	-9.66
M_{fan}/kg	9.03	5.88	-34.88

4 结 论

本文运用基于 SIMP 惩罚函数的变密度法对某型燃气涡轮发动机风扇结构开展了结构拓扑优化,主要结论如下:

- 1) 采用 Workbench 软件可以较好地实现燃气涡轮发动机风扇盘结构拓扑优化分析。利用变密度法建立优化目标函数,利用优化准则法进行优化迭代计算,具有迭代步数少、收敛性佳的特点;
- 2) 在某型风扇结构的基础上建立三组优化设计对照算例,分别开展了拓扑优化、模型重建和危险工况校核。结果显示四种优化设计结构均相比该型发动机风扇结构减轻了质量,但不扩大求解域的风扇盘优化结果会损失部分刚度和强度;
- 3) 针对风扇盘结构拓扑优化,本文提出了一种增加质量和应用整体叶盘结构相结合的优化方案,在满足危险工况要求的前提下,应用该方案得到的优化结构与原始设计结构相比风扇整体结构质量减轻约 34.9%。

参考文献:

[1] 柴山,尚晓江,刚宪约,等. 工程结构优化设计方法与应用[M]. 北京:中国铁道出版社,2015.
CHAI Shan, SHANG Xiaojiang, GANG Xianyue, et al. Engineering structure optimization design method and application[M]. Beijing: China Railway Publishing House, 2015. (in Chinese)

[2] 林旭斌,黄生勤,洪杰. 燃气涡轮发动机压气机轮盘拓扑优化设计方法[J]. 推进技术,2014,35(6):830-837.
LIN Xubin, HUANG Shengqin, HONG Jie. Topology optimization design method on compressor disks in gas turbine engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(6):830-837. (in Chinese)

[3] 谢涛,刘静,刘军考. 结构拓扑优化综述[J]. 机械工程师,

2006(8):22-25.

XIE Tao, LIU Jing, LIU Junkao. Overview of structural topology optimization[J]. Mechanical Engineer, 2006(8): 22-25. (in Chinese)

[4] 尹益辉,刘远东,豆麟龙. 考虑材料非线性的结构拓扑优化研究综述[J]. 重庆大学学报,2016,39(5):34-38.
YIN Yihui, LIU Yuandong, DOU Linlong. Review of researches on structure topology optimization with material nonlinearity[J]. Journal of Chongqing University, 2016, 39(5):34-38. (in Chinese)

[5] 夏天翔,姚卫星. 连续体结构拓扑优化方法评述[J]. 航空工程进展,2011,2(1):1-11,55.
XIA Tianxiang, YAO Weixing. A survey of topology optimization of continuum structure[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(1): 1-11, 55. (in Chinese)

[6] BHAVIKATTI S S, RAMAKRISHNAN C V. Optimum shape design of rotating disks[J]. Computers and Structures, 1980, 11(5):397-401.

[7] RINDI A, MELI E, BOCCINI E, et al. Static and modal topology optimization of turbomachinery components[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(11):1-9.

[8] FARSHI B, JAHED H, MEHRABIAN A. Optimum design of inhomogeneous non-uniform rotating discs[J]. Computers and Structures, 2004, 82(9/10):773-779.

[9] JAHED H, FARSHI B, BIDABADI J. Minimum weight design of inhomogeneous rotating discs[J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2005, 82(1):35-41.

[10] 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.
LIU Chao. Topology and shape optimization method for turbine disk[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

[11] BENDSOE M P, SIGMUND O. Topology optimization: theory, methods and applications[M]. Heidelberg: Springer, 2003.

[12] BENDSOE M P, MARTIN P, SIGMUND O. Material interpolation schemes in topology optimization[J]. Archive of Applied Mechanics, 1999, 69(9/10):635-654.

[13] SUZUKI K, KIKUCHI N. A homogenization method for shape and topology optimization[J]. Computer Mechanics and Engineering, 1991, 93(3):291-318.

[14] XIE Y M, STEVEN G P. A simple evolutionary procedure for structural optimization[J]. Computers and Structures, 1993, 49(5):885-896.

[15] SETHIAN J A, WIEGMANN A. Structural boundary design via level set and immersed interface methods[J]. Journal of Computational Physics, 2000, 163(2):489-528.

[16] 隋允康,彭细荣. 结构拓扑优化 ICM 方法的改善[J]. 力学学报,2005,37(2):190-198.
SUI Yunkang, PENG Xirong. Improvement of structural topology optimization ICM method[J]. Chinese Journal of

Theoretical and Applied Mechanics,2005,37(2):190-198.
(in Chinese)

[17] 陈树勋,韦齐峰,黄锦成. 利用导重法进行结构拓扑优化[J]. 计算力学学报,2015,32(2):160-166.
CHEN Shuxun, WEI Qifeng, HUANG Jincheng. Guide-weight method for structural topology optimization[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics,2015,32(2): 160-166. (in Chinese)

[18] STOLPE M,SVANBERG K. An alternative interpolation scheme for minimum compliance topology optimization [J]. Structural Multidiscipline Optimization,2001,22(2): 116-124.

[19] 赵阳,陈敏超,王震. 面向增材制造的索杆结构节点拓扑优化设计[J]. 建筑结构学报,2019,40(3):58-68.
ZHAO Yang, CHEN Minchao, WANG Zhen. Additive manufacturing oriented topology optimization of nodes in cable-strut structures[J]. Journal of Building Structures, 2019,40(3):58-68. (in Chinese)

[20] 陈光. 整体叶盘在国外航空发动机中的应用[J]. 航空发动机,1999,25(1):1-6,44.
CHEN Guang. Application of integral blisk in foreign aeroengine[J]. Aeroengine,1999,25(1):1-6,44. (in Chinese)

[21] 黄春峰. 现代航空发动机整体叶盘及其制造技术[J]. 航空制造技术,2006(4):94-100.
HUANG Chunfeng. Modern aeroengine integral blisk and its manufacturing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2006(4):94-100. (in Chinese)

[22] 黄云,肖贵坚,邹莱. 整体叶盘抛光技术的研究现状及发展趋势[J]. 航空学报,2016,37(7):2045-2064.
HUANG Yun, XIAO Guijian, ZOU Lai. Current situation and development trend of polishing technology for blisk [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(7): 2045-2064. (in Chinese)

(编辑:叶 青、张 雪)