

文章编号:1000-8055(2013)10-2174-07

涡扇发动机涡轮后框架结构/材料一体化 优化设计方法

高希光¹, 刘兴国², 张华军², 宋迎东¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国人民解放军 驻四二〇厂军事代表室, 成都 610503;
3. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 基于传统结构优化设计方法,综合考虑结构参数和材料性能对涡扇发动机涡轮后框架性能的影响,提出涡轮后框架结构/材料一体化优化设计方法.将原设计问题分解为结构级优化和材料级优化,分别应用可行方向法和并行遗传算法进行求解.应用 C 语言开发了分布式并行优化设计平台.应用该平台对某型涡扇发动机涡轮后框架进行结构/材料一体化优化设计,得到最佳材料组合和结构参数.优化结果表明:与单一材料的结构优化方法相比,提出的结构/材料一体化优化方法进一步减少了结构的质量,算例中最优选材比最差选材质量减少 29.0%.

关 键 词: 涡扇发动机; 涡轮后框架; 结构/材料一体化优化; 分布式计算; 并行遗传算法

中图分类号: V214.19 **文献标志码:** A

Concurrent structural and material optimization of turbine frame in turbo-fan engine

GAO Xi-guang¹, LIU Xing-guo², ZHANG Hua-jun², SONG Ying-dong¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Representative Office Stationed 420 Factory,
Chinese People's Liberation Army, Chengdu 610503, China;
3. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the traditional structural optimization method, a structural/material optimization method for turbine frame was developed in consideration of the effects of structural parameters and properties of materials on the performance of turbine frame. The original optimization problem was decomposed into structure level and the material level. The first one was solved by feasible direction method while the second problem was solved by parallel genetic algorithms. A distributed computer system was designed by C language and employed to obtain the optimal material combination and structural parameters of one typical turbine frame. The result shows that the structure/material optimization may obtain better design than structure optimization. In the examples, compared with the worst material

combination, the mass of the optimal material combination is reduced by 29.0%.

Key words: turbo-fan engine; turbine frame; concurrent structural and material optimization; distributed computation; parallel genetic algorithm

涡轮后框架是大型涡扇发动机重要的承力部件, 涡轮轴和涡轮通道里的气体力都通过涡轮后框架经过安装节传递到飞机上. 后框架(包括机匣、支板和弹性支承等)的刚度设计不合理, 会对发动机的振动性能产生不利影响, 从而影响飞机的安全性, 因此研究后框架的设计方法, 在满足变形协调的前提下得到最优设计参数是十分重要的.

随着计算机仿真技术的发展, 结构优化设计方法逐渐在航空发动机设计领域得到应用^[1-8]. 然而, 这些研究工作通常假设零件由单一材料制造, 只考虑拓扑和尺寸对构件性能的影响, 而没有考虑材料组合和分布对构件性能的影响.

结构/材料一体化优化方法则充分考虑了材料性能对构件性能的影响^[9]. 这种方法将备选材料类型和结构形状参数同时作为设计变量, 为设计对象确定最为合适的材料和结构尺寸, 以满足复杂的结构性能要求. 由于同时存在连续变量的优化和离散变量的组合优化问题, 结构/材料一

体化优化比单一材料的结构优化更为复杂. 文献[10-11]分别采用极大极小对偶法和分枝定界法对此类问题进行求解, 文献[12]则采用了遗传算法进行求解. 由于遗传算法具有适应性强、隐含并行性等特点, 非常适合于组合优化问题的求解.

本文建立了涡轮后框架结构/材料一体化优化设计模型, 并且采用可行方向法、遗传算法和并行技术对结构级和材料级优化问题进行求解. 首先建立问题的优化模型, 然后对遗传算法进行改进, 实现了优化设计的分布式计算平台. 最后对某型涡扇发动机的后框架进行优化设计, 得到最佳形状参数和材料组合.

1 涡轮后框架优化设计的数学模型

许多大型涡扇发动机低压转子采用如图 1 所示的支承结构. 轴承 1 为止推轴承, 转子的轴向力和一部分径向力通过外涵道支板传递到飞机. 轴承 2 为滚子轴承, 转子的另一部分径向力通过涡轮后框架传递到飞机.

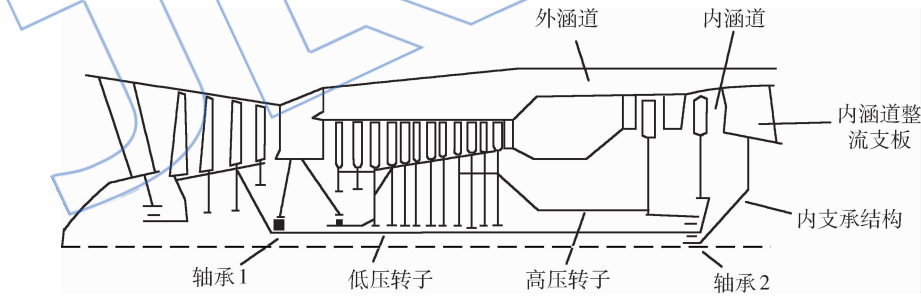


图 1 涡扇发动机转子支承示意图
Fig. 1 Sketch of the structure of turbo-fan engine rotor

涡轮后框架主要由机匣、支板和内圈等部分组成(如图 2 所示). 在支板个数和气流通道基本尺寸确定的情况下, 支板倾斜角 α 、支板厚度 h 、机匣厚度 h_1 、内圈厚度 h_2 等变量是涡轮后框架的主要设计参数. 另外, 所选的材料及材料组合形式也影响着后框架的性能.

涡轮后框架的结构/材料一体化优化设计可以表述为, 在给定的载荷形式下, 对几何参数和材料组合进行优化, 在满足给定约束的条件下使得后框架质量达到最少. 载荷一般为转子的径向力、由温度引起的变形、气体载荷等. 约束条件为变形

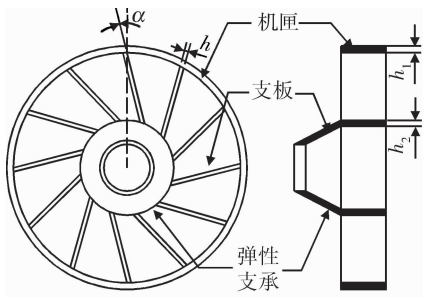


图 2 涡轮后框架示意图
Fig. 2 Sketch of the turbine frame

约束、强度约束、寿命约束和振动条件约束等. 其

数学模型如下：

min

$$f(x_1, x_2, \dots, x_m, i_1, i_2, i_3, \dots, i_n)$$

subject to

$$g_1(x_1, x_2, \dots, x_m, i_1, i_2, i_3, \dots, i_n) < 0$$

$$g_2(x_1, x_2, \dots, x_m, i_1, i_2, i_3, \dots, i_n) < 0$$

$$\vdots$$

$$g_k(x_1, x_2, \dots, x_m, i_1, i_2, i_3, \dots, i_n) < 0 \quad (1)$$

其中 f 是目标函数; $g_1, g_2, \dots, g_k$ 是约束方程; $x_1, x_2, \dots, x_m$ 是结构级设计变量, 表示后框架的几何参数; $i_1, i_2, i_3, \dots, i_n$ 是各部分的材料标识号, 当 $i_1, i_2, i_3, \dots, i_n$ 为一组确定的整数时, 式(1)表示的优化问题转化为结构优化问题.

2 模型的求解

由式(1)可以看出, 优化模型的设计变量既包含连续型设计变量(例如: $x_1, x_2, \dots, x_m$), 也包含离散型设计变量(例如: $i_1, i_2, i_3, \dots, i_n$), 属于混合设计变量型优化问题. 本文采用分层优化策略进行求解, 即将原优化问题式(1)分解为结构级优化和材料级优化. 结构级优化将材料标识编号看作已知参数, 以结构参数为设计变量. 其作用是输入一组材料编号, 输出该材料组合下满足所有约束条件的最小质量和相应的结构参数. 这样就能建立材料组合编码和该编码下最小质量之间的函数关系:

$$f_c(i_1, i_2, i_3, \dots, i_n)$$

(2)

其中 f_c 表示采用材料组合 $(i_1, i_2, i_3, \dots, i_n)$ 下所能达到的满足所有约束的最小质量.

材料级优化以 f_c 为目标函数, 以 $i_1, i_2, i_3, \dots, i_n$ 作为设计变量. 其作用是找到最佳的材料组合.

结构级优化和材料级优化构成层次型关系, 整个优化过程如图 3 所示.

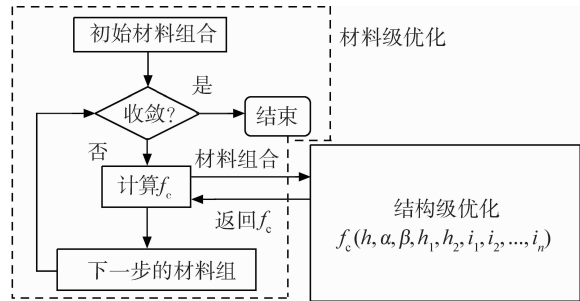


图 3 结构/材料优化设计流程图

Fig. 3 Process of concurrent material and structural optimization

这样就将原优化问题分解成两个相对独立的优化问题. 每个优化问题或者只包含连续型设计变量或者只包含离散型设计变量. 可根据设计变量的特点采用相应的优化算法进行求解.

2.1 结构级优化

结构级优化的设计变量均为连续型变量, 本文采用可行方向法进行求解^[13]. 求解过程如下: ①给定一个初始可行设计点 X_0 和搜索方向 K ; ②根据步长和搜索方向计算新点坐标 X_1 , 判断 X_1 是否可行, 如果可行转到步骤③, 如果不可行, 则不断缩短步长直到 X_1 可行; ③判断 X_1 是否接近边界, 如果接近边界则以梯度反方向在边界上的投影为搜索方向, 否则以梯度反方向为搜索方向; ④判断是否收敛, 如果收敛则退出循环, 输出计算结果, 否则令 $X_0 = X_1$, 重复步骤②. 整个计算流程如图 4 所示.

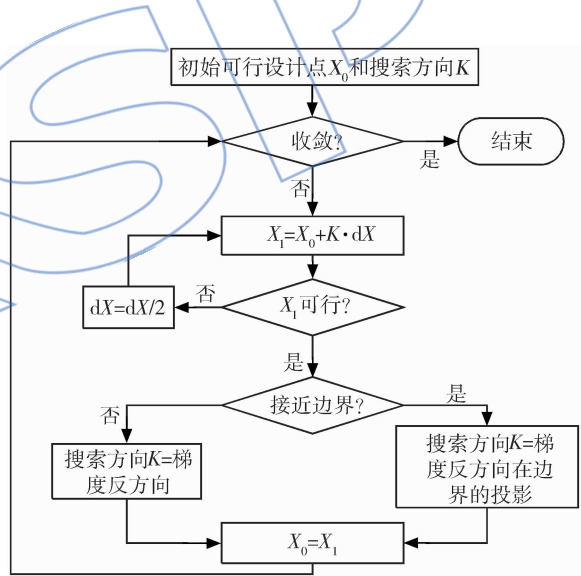


图 4 可行方向法计算流程

Fig. 4 Process of feasible direction method

2.2 材料级优化

材料级优化的设计变量均为离散型变量, 采用遗传算法进行求解. 遗传算法是一种模拟生物进化过程与机制求解问题的自组织、自适应人工智能技术. 遗传算法的实现主要包括编码、适应度计算、交叉、遗传和变异几个过程^[14]. 传统的遗传算法每一代个体的数量是相同的, 并且产生新生代的个体后必须逐一计算每一个体的适应度. 对本文的材料级优化问题而言, 每一次个体适应度的计算对应一次结构级的优化, 而一次结构级优化包含若干次的有限元分析. 因此, 当种群数量和

个体数量较大时,大量时间耗费在个体适应度计算上.为解决上述问题,本文采用如图 5 所示的算法进行求解.

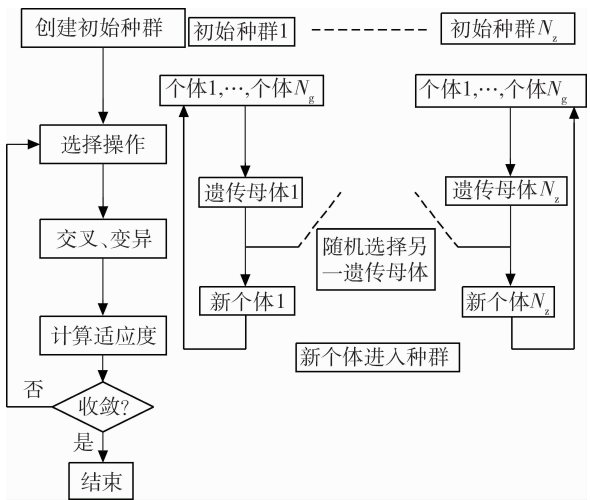


图 5 并行遗传算法计算流程

Fig. 5 Process of parallel genetic algorithms

整个计算过程分为如下 5 个步骤:

1) 编码

个体编码采用 N_m 进制形式, N_m 表示备选材料的种类. 编码长度 N_c 与需要变换材料的区域总数相对应. 例如: 需要从 6 种备选材料中选择 3 种材料分别用于外机匣、支板和弹性支承, 那么个体的编码形式为 (i_1, i_2, i_3) , 其中 i_1, i_2, i_3 分别表示外机匣、支板和弹性支承的材料编号, 取值范围为 $(0 \sim 5)$.

2) 创建初始种群

根据计算机群的节点数 N_z 创建初始种群. 每一种群的个体数为 N_g . 采用随机编码方式, 即在 $0 \sim N_m - 1$ 中随机选取一个整数作为个体编码中的每一位的值, 然后根据个体编码计算 f_c .

3) 选择算子

从每个种群中选出适应度最大的个体的编码作为遗传编码.

4) 交叉和变异算子

将本种群的遗传编码和随机选取的其他种群的遗传编码进行交叉运算. 交叉后得到的编码按照概率 p_m 进行变异运算.

5) 计算新个体的适应度

计算出交叉变异后的个体适应度, 然后进入相应的种群, 种群规模 $N_g = N_g + 1$. 判断收敛条件, 如满足收敛条件则退出, 否则重复步骤 3).

2.3 分布式计算的实现

本文应用程序 VC++6.0 和 WinSocket 实现了分布式计算. 根据程序分工不同分为主程序和客户端程序. 主程序负责的工作有: 初始种群的建立, 每个种群个体的选择、交叉和变异, 将每个种群最佳个体的编码传递给客户端, 完成种群 1 的适应度计算. 主程序运行后开启服务线程 MSever 和计算线程 Cal. 计算线程确定种群个数 N_z 和种群大小 N_g . 然后通过 SendComm 函数向客户端发送初始种群中每个个体的编码, 发送完毕后开始计算种群 1 中个体的适应度计算. 完成计算后等待客户端的计算结果. 服务线程 MSever 接收客户端的计算结果. 接收完所有客户端的计算结果后向计算线程发送消息, 并将结果传递给计算线程. 计算线程开始迭代计算, 首先形成每个种群新一代的个体, 然后向客户端发送个体编码, 计算个体适应度, 收集计算结果, 最后根据个体适应度给出下一代个体的编码, 如此循环直到满足收敛条件. 整个计算流程见图 6.

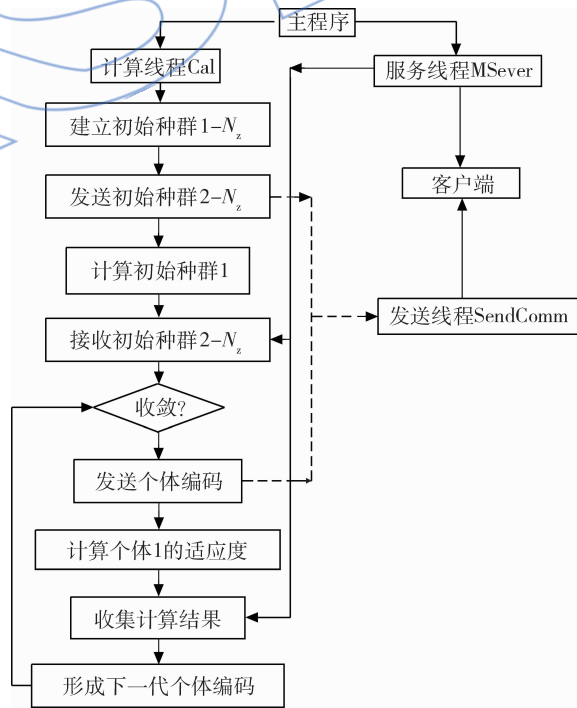


图 6 主程序的计算流程

Fig. 6 Process of host program

客户端只负责种群 2- N_z 中的某个种群的适应度计算. 客户端启动时首先开启服务线程 MSever 等待主程序的命令消息. 当 MSever 接受到主程序的命令消息, 开始接收个体编码. 接收完

毕将个体编码和主程序所在计算机的 IP 地址发送给客户端。客户端开启计算线程 Cal 根据 MSever 发送的个体编码计算适应度。最后根据客户端的 IP 地址通过 SendComm 函数将计算结果发送给主程序。客户端程序的计算流程见图 7。

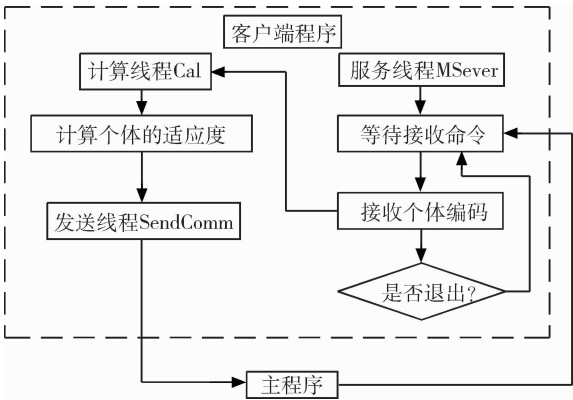


图 7 客户端程序计算流程
Fig. 7 Process of client program

3 算例分析

为了验证本文方法的可行性和效果,本节对某型发动机的涡轮后框架进行材料/结构优化设计。采用二维模型模拟涡轮后框架结构,如图 8 所示。该后框架包含 12 个支板,机匣半径 $R_0=370$ mm,厚度 $W_0=4$ mm,内圈半径 $R_1=92$ mm,厚度 $W_1=6$ mm。整个结构的轴向宽度为 80 mm。后框架承受涡轮轴重力 F 和温度载荷作用。转子总质量为 1 100 kg,假设后框架承受一半的重力,则 $F=550\times9.8=5\,390$ N。温度场采用下面的等式近似

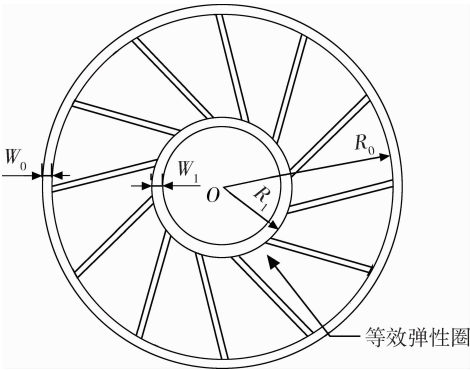


图 8 涡轮后框架二维模型

Fig. 8 Two-dimensional model for mimicking the turbine frame

$$\begin{cases} t = t_1 & r \leqslant R_1 \\ t = \frac{t_{01} - t_1}{\Delta R}(r - R_1) + t_1 & R_1 < r \leqslant R_{01} \\ t = t_{01} & R_{01} < r \leqslant R_{10} \\ t = \frac{t_{01} - t_0}{\Delta R}(R_0 - r) + t_0 & R_{10} < r \leqslant R_0 \\ t = t_0 & R_0 < r \end{cases} \quad (3)$$

其中

$$\begin{cases} \Delta R = 0.3(R_0 - R_1) \\ R_{01} = R_1 + \Delta R \\ R_{10} = R_0 - \Delta R \end{cases} \quad (4)$$

本文取 $t_0=t_1=100\text{ }^{\circ}\text{C}$, $t_{01}=400\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

结构级优化以支板厚度 h 和倾斜角 α 为设计变量,以质量成为目标函数,而以后框架的变形作为约束条件,即要求变形后与变形前内圈中心到机匣的最小距离之差 $\Delta D=R_{\min}^1-R_{\min}^0$ 必须要小于或等于给定值 D^* 。

材料级优化设计变量为 i_1,i_2,i_3 分别表示等效弹性圈、支板和机匣的材料编号,取值范围为 0~4。共有 5 种备选材料,对应的牌号和材料性能参数如表 1 所示。其中材料 GH3039, GH3044, GH4033, GH4037 和 GH761 对应的材料编号分别为 0, 1, 2, 3 和 4。

表 1 备选材料的牌号和性能^[15]
Table 1 Trademark and the properties of the materials adopted for design

牌号	弹性模量/ 10 ¹¹ Pa	泊松 比	密度/ 10 ³ (kg/m ³)	热膨胀系数/ 10 ⁻⁵ °C ⁻¹
GH3039	1.46	0.29	8.3	1.43
GH3044	1.64	0.29	8.89	1.35
GH4033	1.70	0.28	8.2	1.507
GH4037	1.59	0.28	8.37	1.448
GH761	1.64	0.31	8.1	1.300

本例涡轮后框架结构材料一体化优化设计模型可表述为

材料级优化:

$$\begin{aligned} &\min \\ &W_c(i_1,i_2,i_3) \end{aligned} \quad (5)$$

结构级优化:

$$\begin{aligned} &\min \\ &W(\alpha,h,i_1,i_2,i_3) \end{aligned} \quad (6)$$

subject to

$\Delta D \leq D^*$

其中结构级优化过程中 i_1, i_2, i_3 作为固定参数由材料级优化过程给定, 而 W_c 等于给定 i_1, i_2, i_3 下结构级优化输出的最小质量。

应用自主开发的分布式并行优化软件 PARA 在两节点的计算机群上进行计算。两台计算机均配置了 Intel Core 2 CPU 和 1 G 内存, CPU 主频为 2.3 GHz。计算机之间通过 100 Mb/s 的局域网连接。

设置初始种群规模为 3, 编码长度为 3, 编码范围为 0~4, 交叉概率为 0.95, 变异概率为 0.5。图 9 给出了种群 1 和种群 2 的后框架质量随迭代次数的变化情况。从图中可以看出在本例优化过程中, 经过 25 次迭代收敛。收敛时最佳材料编码为 (4, 4, 2), 最差材料编码为 (1, 1, 0)。

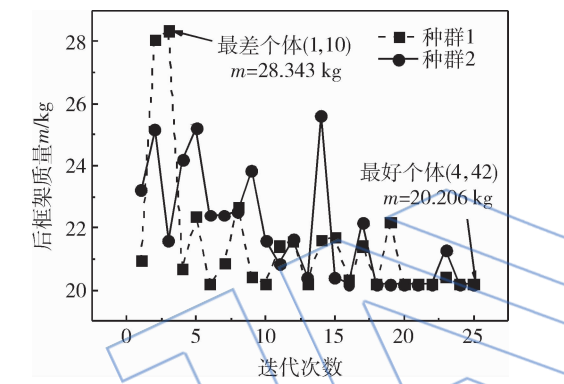


图 9 后框架质量随迭代次数的变化

Fig. 9 Relationship between the mass of turbine frame and the iteration steps

单一材料的结构优化的结果列于表 2, 结构/材料一体化设计结果见表 3。结果表明: 进行单一材料设计时采用 GH3039 质量最大, 为 27.683 kg, 而选用 GH761 质量最小为 20.726 kg, 质量比 GH4033 降低了 25.1%。结构/材料一体化优化设计时的最优材料组合为 (4, 4, 2), (即内圈和支板采用 GH761, 机匣采用 GH4033), 质量为

表 2 单一材料优化设计结果

Table 2 Results of the single material optimization

材料牌号	m/kg	$\alpha/(^{\circ})$	h/mm
GH3039	27.683	0	4.198
GH3044	22.943	12.0	2.537
GH4033	22.401	12.0	2.807
GH4037	25.477	12.0	3.359
GH761	20.726	12.0	2.473

表 3 结构/材料一体化设计

Table 3 Concurrent material and structure optimization

材料组合	m/kg	$\alpha/(^{\circ})$	h/mm
(4, 4, 2)	20.137	12.0	2.336

20.137 kg, 比采用 GH761 的设计又降低了 2.84%。最差材料组合为 (1, 1, 0), 此时后框架质量为 28.343 kg, 比单一材料设计的最差结果还多 2.38%。这表明材料配置方案对设计结果有较大影响。事实上材料的选取与搭配和研究区域的载荷特点和备选材料的性能特点密切相关。本例中机匣的温度较低但是涡轮轴的重力通过机匣传递到安装节, 因此宜采用弹性模量较高的材料。在高温区域(例如支板), 为了降低热变形, 应采用热膨胀系数较小的材料。

4 结 论

本文发展了涡扇发动机涡轮后框架的结构/材料一体化优化方法, 并且通过算例分析对新方法进行评价, 结果表明:

- 1) 涡轮后框架的结构/材料一体化优化设计问题是一个既包含连续设计变量和离散设计变量的混合优化设计问题, 采用分级优化的策略可以有效求解这类问题。
- 2) 除了结构设计变量以外, 材料的选择对后框架力学性能影响较大, 算例中最优选材比最差选材质量减轻达到 29.0%。
- 3) 不同的材料组合对后框架性能也有影响, 设计者应根据载荷的特点和传力特征来选择合适的材料。

参考文献:

[1] 李立君, 尹泽勇, 乔渭阳. 基于多目标遗传算法的航空发动机总体性能优化设计[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 13-18.
LI Lijun, YIN Zeyong, QIAO Weiyang. Performance optimal design of aircraft engine based on multi-objective genetic algorithms[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 13-18. (in Chinese)

[2] 李秋红, 孙健国. 基于遗传算法的航空发动机状态变量模型建立方法[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 427-431.
LI Qiuhong, SUN Jianguo. Aero-engine state variable modeling based on the genetic algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 427-431. (in Chinese)

[3] 郭海丁, 路志峰. 基于 BP 神经网络和遗传算法的结构优化设计[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 216-220.
GUO Haiding, LU Zhifeng. Structure design optimization

based on BP-neural networks and genetic algorithms[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 216-220. (in Chinese)

[4] 杨剑秋,王延荣. 空心风扇叶片结构优化设计方法及程序实现[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 97-103.

YANG Jianqiu, WANG Yanrong. Structural design optimization method and program implementation for a hollow fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 97-103. (in Chinese)

[5] 王营,余朝蓬. 航空发动机涡轮盘结构优化设计[J]. 机械设计与制造, 2010(5): 4-6.

WANG Ying, YU Zhaopeng. Optimization design for the turbine disk of a gas engine[J] Machinery Design & Manufacture, 2010(5): 4-6. (in Chinese)

[6] 雷先华,江和甫,王旅生. 整体压气机转子结构优化设计[J]. 航空动力学报, 1997, 12(1): 40-42.

LEI Xianhua, JIAN Hefu, WANG Lüsheng. Structural optimization of an integrated compressor rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(1): 40-42. (in Chinese)

[7] 韩永志,高行山,李立州,等. 基于 Kriging 模型的涡轮叶片多学科设计优化[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1055-1059.

HAN Yongzhi, GAO Hangshan, LI Lizhou, et al. Kriging model-based multidisciplinary design optimization for turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1055-1059. (in Chinese)

[8] 陈枫松,张洪武,亢战,等. 载人航天器结构优化设计的数值方法[J]. 载人航天, 2009, 15(4): 26-32.

CHEN Biaosong, ZHANG Hongwu, KANG Zhan, et al. Numerical methods of design optimization for manned spacecraft structures[J]. Manned Spaceflight, 2009, 15(4): 26-32. (in Chinese)

[9] Liu B, Haftka R T, Akgün M A. Two-level composite wing structural optimization using response surfaces[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2000, 20(2): 87-96.

[10] Imai K. Structural optimization to include material selection[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1983, 19(2): 217-235.

[11] Sepulveda A E. Optimal material selection using branch and bound techniques[J]. AIAA Journal, 1995, 33(2): 340-347.

[12] 崔新涛,毕凤荣,王树新,等. 桁架材料和结构组合多目标优化设计[J]. 天津大学学报, 2007, 40(4): 499-502.

CUI Xintao, BI Fengrong, WANG Shuxin, et al. Multi-objective optimal design of truss with integrated structure and material optimization[J]. Journal of Tianjin University, 2007, 40(4): 499-50. (in Chinese)

[13] 孙靖民. 机械优化设计[M]. 北京:机械工业出版社, 2003.

[14] 周明,孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京:国防工业出版社, 1999.

[15] 《航空发动机设计用材料数据手册》编委会. 航空发动机设计用材料数据手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2010.