

# 高压涡轮机匣热固耦合下多目标优化方法

戴 雄<sup>1</sup>, 关玉璞<sup>1</sup>, 赵振华<sup>1</sup>, 陈 伟<sup>1,2</sup>, 刘璐璐<sup>1</sup>

(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. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

**摘 要:** 建立了包含高压涡轮(HPT)机匣基本结构在内的轴对称参数化模型,基于热固耦合变形和结构参数灵敏度分析结果,选择了灵敏度高的 12 个关键结构参数作为优化设计变量,采用第 2 代非劣排序遗传算法(NSGA-Ⅱ),开展了以机匣等效质量和挂钩处径向平均位移为目标函数的多目标优化。优化结果表明:机匣加强肋结构朝着有利换热的方向发展,其他结构朝着机匣质量减轻的方向发展;优化后模型质量及径向位移量均有所减小。

**关 键 词:** 高压涡轮机匣; 多目标优化; 参数化模型; 热固耦合; 遗传算法

**中图分类号:** V231.91      **文献标志码:** A

## Multi-objective optimization method for high pressure turbine casing based on thermal-structure coupling analysis

DAI Xiong<sup>1</sup>, GUAN Yupu<sup>1</sup>, ZHAO Zhenhua<sup>1</sup>,  
CHEN Wei<sup>1,2</sup>, LIU Lulu<sup>1</sup>

(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. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

**Abstract:** An axisymmetric parameterized high pressure turbine (HPT) casing model was established after HPT casing structure was analysed. Based on the thermal-structure coupling deformation and parameter sensitivity analysis result, 12 key structure parameters were selected as optimization variables. Taking the casing mass and the hook area average radial displacement as the multi-objective function, the second generation non-dominated sorting genetic algorithm (NSGA-Ⅱ) was adopted to solve this multi-objective optimization problem. The optimization result showed that the optimal strengthening ribs structure was more efficient at heat conduction, and other optimal structure was more efficient at losing weight. After the optimization, the model weight and radial displacement were lessened simultaneously.

**收稿日期:**2015-05-19  
**作者简介:**戴雄(1990—),男,硕士生,主要从事热固耦合、结构优化工作。

**引用格式:**戴雄,关玉璞,赵振华,等. 高压涡轮机匣热固耦合下多目标优化方法[J]. 航空动力学报,2017,32(8):1992-1999. DAI Xiong, GUAN Yupu, ZHAO Zhenhua, et al. Multi-objective optimization method for high pressure turbine casing based on thermal-structure coupling analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1992-1999.

**Key words:** high pressure turbine casing; multi-objective optimization; parameterized model; thermal-structure coupling; genetic algorithm

在先进航空发动机设计中,高效率、高可靠性和高推质比一直都是设计者们追求的目标。现今气动设计对发动机效率的提升已十分困难,需要从结构设计方面寻求提高发动机效率的突破口<sup>[1-3]</sup>。国内外相关文献<sup>[4-8]</sup>均表明恰当的机匣结构设计和高压涡轮叶尖间隙主动控制系统可有效控制静转子部件的质量和径向位移量,从而提高发动机效率、可靠性和推质比。机匣是发动机静子中影响发动机质量的主要部件之一,因此机匣优化减轻质量在发动机结构设计中具有重要意义。

目前,国内外研究机构在热固耦合仿真、叶尖间隙数值计算和转子优化等领域开展了大量的研究工作,但涉及到机匣结构多目标优化的研究较少。Kypuros 和 Melcher<sup>[9]</sup>在热固耦合基础上建立了涡轮叶尖间隙的简化计算模型,为机匣径向位移的有限元分析奠定了理论基础。郭淑芬等<sup>[10]</sup>考虑温度和转速的影响,采用有限元软件计算了涡轮在停车、慢车、巡航和最大转速 4 种状态时间历程的径向间隙变化情况,为涡轮部件的优化设计奠定了基础。SHEN Xiuli<sup>[11]</sup>采用 CFX, ANSYS 等软件对涡轮盘进行热固耦合分析,利用多学科联合优化仿真软件平台 ISIGHT 对涡轮盘结构进行了单目标优化,优化后涡轮盘质量可减小 5%,验证了热固耦合优化方法的高效性。Luck 等<sup>[12]</sup>建立了一体式涡轮叶盘二维模型,并进行瞬态非线性气热固耦合仿真,收敛结果与实际情况较接近,证明了二维模型在复杂模型仿真中的可行性。

本文对某型航空发动机高压涡轮机匣进行结构特征分析,利用软件 UG 建立机匣轴对称参数化模型,采用 ANSYS 对该模型进行热固耦合分析。基于热固耦合分析结果,以机匣质量和机匣径向位移最小为优化目标,采用 ISIGHT 对机匣结构进行优化。本文所发展的基于热固耦合分析的多目标优化设计方法适用性较好,可推广到涡轮盘、转子叶片、静子叶片等其他热端部件优化中。

某型航空发动机高压涡轮机匣结构见图 1。该机匣采用内外层机匣设计,外层机匣为主要承力结构,内层机匣仅承载热载荷和气动载荷,从而有效隔离开外部机械载荷、热载荷及气动载荷,降低了局部应力过大的风险。

1 高压涡轮机匣结构优化方法

1.1 高压涡轮机匣结构

某型航空发动机高压涡轮(HPT)机匣结构见图 1。该机匣采用内外层机匣设计,外层机匣为主要承力结构,内层机匣仅承载热载荷和气动载荷,从而有效隔离开外部机械载荷、热载荷及气动载荷,降低了局部应力过大的风险。流道高温燃气与内层机匣之间设有隔热罩,并不直接接触,在隔热罩隔热效果良好的情况下,两者热量传递只能通过内层机匣挂钩这一区域,那么整个内层机匣最高温度值会出现在此区域,文献<sup>[13]</sup>中高压涡轮机匣温度分布情况验证了该结论。为了降低内层机匣温度,采用 3 圈方形冷却管对高温区域进行冲击冷却。

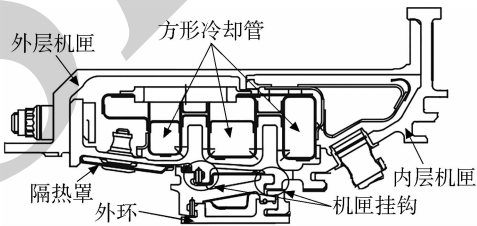


图 1 某型航空发动机高压涡轮机匣二维结构示意图  
Fig. 1 Two-dimensional structure sketch of an aero-engine HPT casing

如何有效地控制涡轮机匣径向位移量在合理范围内是高压涡轮机匣叶尖间隙控制的核心问题,减小径向位移量的有效措施之一,是选用线膨胀系数较小的材料制作机匣<sup>[14]</sup>。如图 2 所示,本文采用包括机匣前段、中段及后段在内的 3 段式模型,3 段机匣通过焊接形成整体。依据文献<sup>[14]</sup>给出的材料选用原则,前后段机匣材料选

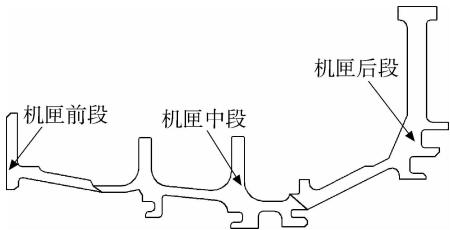


图 2 高压涡轮机匣模型示意图  
Fig. 2 Casing model sketch of HPT

用 GH4169,中段机匣材料选用 GH907。

图 3 所示为 UG 中建立的高压涡轮机匣轴对称参数化模型,原始模型特征在该参数化模型中

基本得到了保留,包括机匣特征厚度( $b_1 \sim b_6$ ),加强肋高度( $h_1 \sim h_2$ )、凸台宽度( $t_1 \sim t_3$ )、倒角半径( $R_1 \sim R_5$ )等。

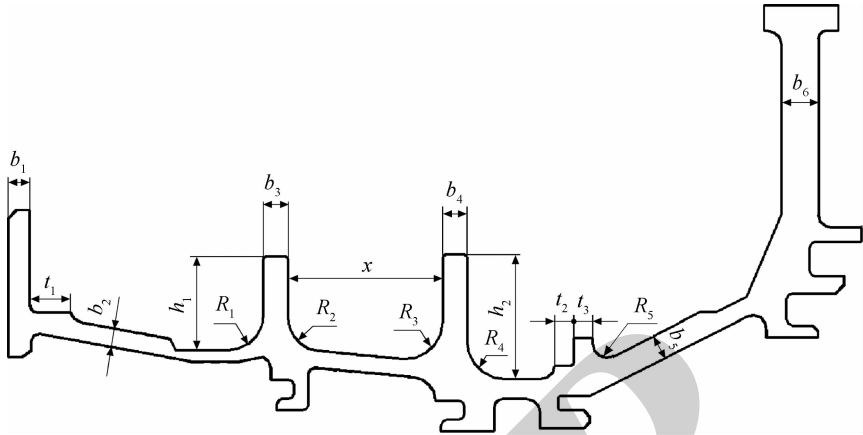


图 3 高压涡轮机匣轴对称参数化模型

Fig. 3 Axisymmetric parameterized HPT casing model

1.2 优化策略

优化问题是在优化参量满足约束条件的前提下目标函数最小化的问题<sup>[15]</sup>。本文联合 ISIGHT, UG 及 ANSYS 构建了一个多学科联合优化平台,对高压涡轮机匣轴对称参数化模型进行局部优化。优化流程见图 4。

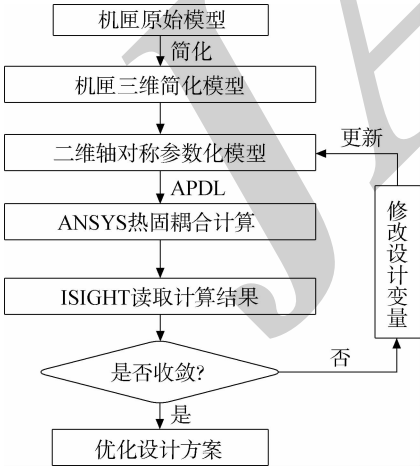


图 4 高压涡轮机匣优化流程

Fig. 4 Optimization process of HPT casing

参数化模型由 UG 表达式文件(.exp)驱动,优化迭代中修改文件参数值即可更改模型。每一步迭代过程中的有限元分析环节通过 APDL (ANSYS parametric design language)实现,包括模型导入、网格划分、求解、结果导出。结果导出后,ISIGHT optimization 组件会对导出的结果进

行解析,若不收敛,设计变量值会被修改成优化算法计算出的下一步迭代参数值,随后参数化模型会被自编 C++ 程序进行实时更新以供下一步迭代使用。每一步迭代过程数据传递见图 5。

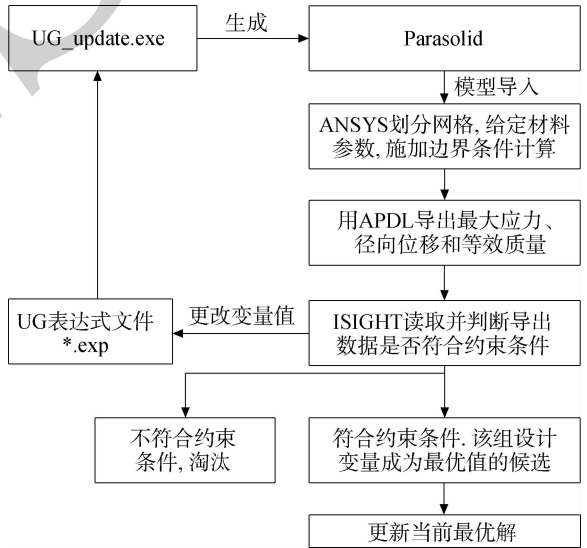


图 5 迭代过程数据传递示意图

Fig. 5 Sketch of data delivering of each iteration process

2 机匣热固耦合分析

整个热固耦合分析过程通过 APDL 语言完成。导入参数化模型,选取二维 8 节点耦合场单元 Plane 223 划分网格,单元关键字 K1 选取 Structural-Thermal, K3 选取 Axisymmetric,采用 Free 方式划分网格,网格密度为 1 mm,三角形

单元数为 2910 个,节点数为 6 443 个。网格模型见图 6,材料属性详见表 1。

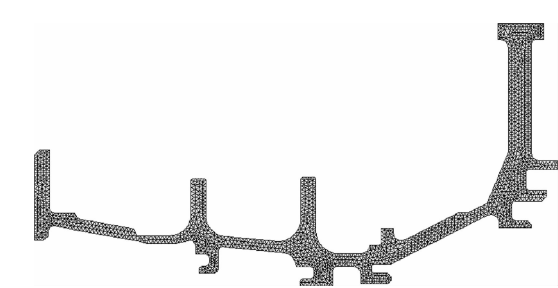


图 6  机匣有限元模型  
Fig. 6  Finite element model of casing

分析时仅考虑热载荷和机匣内外侧压差。通常情况下,一部分取自压气机某级的气体参与到外侧冷却,一部分压气机出口气体参与到内侧冷却,因此机匣内外侧压力分布可写为<sup>[16]</sup>

$$\begin{aligned} p_{\text{outer}} &= \lambda_1 \cdot p_{\text{hpc}} \\ p_{\text{inner}} &= \lambda_2 \cdot p_{\text{cdp}} \end{aligned} \tag{1}$$

式中  $p_{\text{outer}}$  为外侧压力值,  $p_{\text{inner}}$  为内侧压力值,  $\lambda_1$  为恒定比例系数,  $\lambda_2$  为线性比例系数,  $p_{\text{hpc}}$  为外侧冷却气体引气级静压值,  $p_{\text{cdp}}$  为压气机出口静压。

依据热量传递方式不同,将本文模型温度边界划分为 3 类:①挂钩区域;②冲击冷却区域;③流动换热区域。见图 7。

表 1  机匣材料属性<sup>[17]</sup>  
Table 1  Property of casing materials<sup>[17]</sup>

| 材料     | 温度 $t$ /<br>℃ | 密度 $\rho$ /<br>(kg/m <sup>3</sup> ) | 导热系数 $\lambda$ /<br>(W/(m·℃)) | 线膨胀系数 $\alpha$ /<br>(10 <sup>-6</sup> /℃) | 弹性模量 $E$ /<br>GPa | 泊松比<br>$\mu$ |
|--------|---------------|-------------------------------------|-------------------------------|-------------------------------------------|-------------------|--------------|
| GH4169 | 20            | 8 240                               |                               |                                           | 195.0             | 0.3          |
|        | 100           | 8 240                               | 14.7                          | 11.82                                     |                   | 0.3          |
|        | 200           | 8 240                               | 15.9                          | 12.94                                     |                   | 0.3          |
|        | 300           | 8 240                               | 17.8                          | 13.53                                     | 182.5             | 0.3          |
|        | 400           | 8 240                               | 18.3                          | 14.10                                     | 170.5             | 0.3          |
|        | 500           | 8 240                               | 19.6                          | 14.40                                     | 166.0             | 0.3          |
|        | 600           | 8 240                               | 21.2                          | 14.81                                     | 162.0             | 0.3          |
|        | 650           | 8 240                               |                               |                                           | 155.0             | 0.3          |
| GH907  | 20            | 8 280                               |                               |                                           | 160               | 0.36         |
|        | 100           | 8 280                               | 16.7                          | 8.5                                       |                   | 0.36         |
|        | 200           | 8 280                               | 17.6                          | 8.0                                       |                   | 0.36         |
|        | 300           | 8 280                               | 19.0                          | 7.9                                       | 145               | 0.36         |
|        | 400           | 8 280                               | 20.1                          | 8.3                                       | 142               | 0.36         |
|        | 500           | 8 280                               | 21.3                          | 8.7                                       | 138.5             | 0.36         |
|        | 600           | 8 280                               | 22.6                          | 9.6                                       | 136               | 0.36         |
|        | 650           | 8 280                               |                               |                                           | 123.5             | 0.36         |

3 类边界的传热方式有所不同,其中:①类边界以热传导为主,属于第 1 类边界条件,采用文献[13]给出的数据设定该边界;②类及③类边界以热对流为主,属于第 3 类边界条件,利用下式计算传热系数<sup>[18]</sup>:

流动换热

$$\begin{aligned} Nu &= 0.023 \cdot Re^{0.8} Pr^{0.4} \\ 1.0 \times 10^4 &\leq Re \leq 1.2 \times 10^5 \end{aligned} \tag{2}$$

冲击冷却

$$\begin{aligned} Nu &= 0.0365 \cdot Re^{0.8} Pr^{1/3} \\ 5.0 \times 10^5 &\leq Re \leq 1.0 \times 10^7 \end{aligned} \tag{3}$$

式中  $Nu$  为努塞尔数,  $Re$  为雷诺数,  $Pr$  为普朗特数。

仿真中设置模型左法兰边轴向位移为零,分析结果见图 8。

结合模型有限元分析结果可以看出,中段机匣焊接处等效应力最大,且最大值为 561 MPa,远低于对应温度下材料屈服极限,储备强度系数系

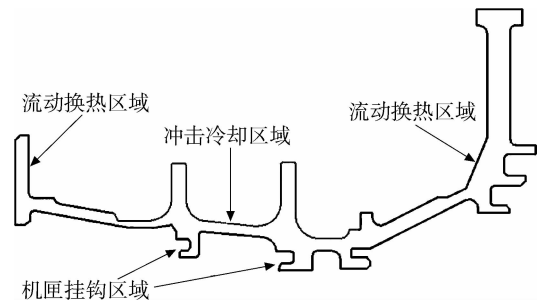


图 7 机匣轴对称模型温度边界

Fig. 7 Temperature boundary of axisymmetric casing model

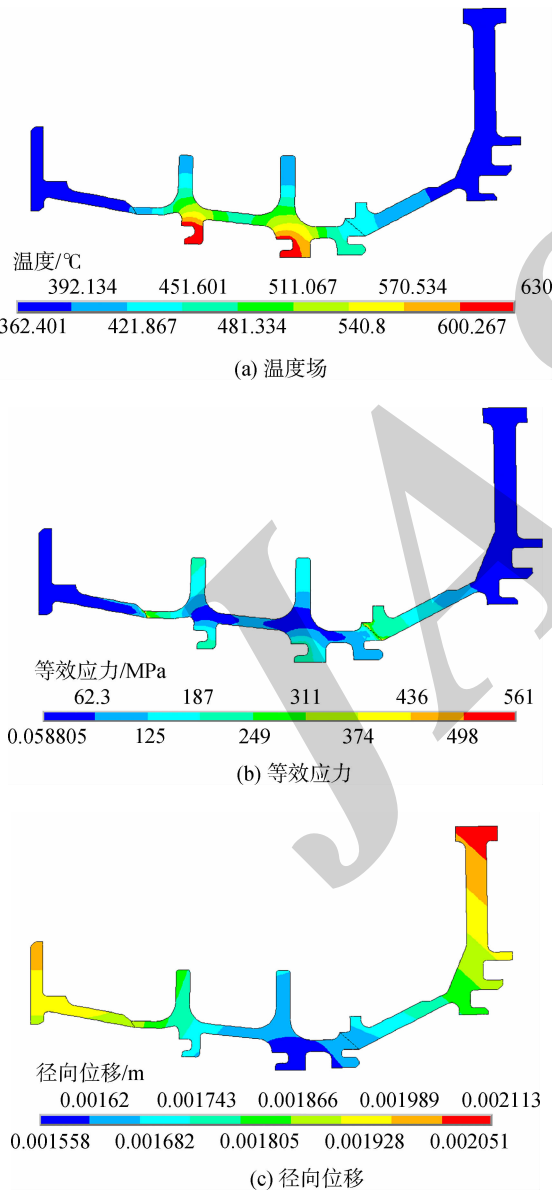


图 8 机匣模型有限元计算结果

Fig. 8 Finite element analysis result of casing model

3 机匣结构多目标优化

3.1 优化参量提取

根据机匣结构特点,选取了如图 3 所示的 17 个优化参量,依据结构特点将上述优化参量归纳为 3 类,即壁厚、倒角半径及其他,详见表 2。

表 2 优化设计变量列表

Table 2 Optimization design variables list

| 类型   | 变量    | 初始尺寸/mm | 尺寸范围/mm     |
|------|-------|---------|-------------|
| 壁厚   | $b_1$ | 3.50    | 1.50~5.00   |
|      | $b_2$ | 3.00    | 1.50~5.00   |
|      | $b_3$ | 4.00    | 1.80~5.00   |
|      | $b_4$ | 4.00    | 2.00~5.00   |
|      | $b_5$ | 4.00    | 3.00~4.50   |
|      | $b_6$ | 6.00    | 2.00~6.00   |
| 倒角半径 | $R_1$ | 5.60    | 3.00~6.00   |
|      | $R_2$ | 5.40    | 3.00~7.50   |
|      | $R_3$ | 6.00    | 3.00~6.50   |
|      | $R_4$ | 5.90    | 3.00~7.50   |
|      | $R_5$ | 2.30    | 1.80~2.50   |
| 其他   | $h_1$ | 15.00   | 8.00~25.00  |
|      | $h_2$ | 20.00   | 8.00~30.00  |
|      | $t_1$ | 6.58    | 1.00~7.00   |
|      | $t_2$ | 3.00    | 1.00~5.00   |
|      | $t_3$ | 3.10    | 1.00~4.50   |
|      | $x$   | 25.00   | 13.50~35.00 |

3.2 结构参量灵敏度分析

采用控制变量法对参数化模型中 17 个结构参数进行了灵敏度分析。本文建立的轴对称模型的质量难以直接计算,基于回转体截面积与体积之间的数量关系,利用下式将模型二维面积换算成三维等效质量:

$$M_{eq} = \rho_1 \sum_{i=1}^n 2\pi r_i A_i + (\rho_2 - \rho_1) \sum_{j=l}^{l+m} 2\pi r_j A_j \quad (4)$$

式中  $M_{eq}$  为模型三维等效质量;  $\rho_1, \rho_2$  分别为前后段机匣及中段机匣材料密度;  $i$  为单元编号;  $r$  为单元节点与转轴径向距离平均值;  $A$  为单元面积;  $l$  为中段机匣单元起始编号;  $m$  为中段机匣单元总数;  $n$  为模型单元总数。

17 个设计变量对高压涡轮机匣模型等效质量

数较高,材料性能没有得到较好的利用,为模型结构优化提供了空间。

(equivalent mass)以及高压涡轮机匣模型径向位移(radial displacement)灵敏度分析结果如图 9 所示。

从各结构变量对机匣等效质量灵敏度分析的结果可以看出, $b_1, b_2, b_3, b_4, b_5$  及  $b_6$  灵敏度最高,  $R_2$  及  $t_1$  灵敏度最低。对于机匣径向位移而言,  $R_5$  及  $t_3$  灵敏度最高,  $R_1, R_2, b_1, b_6, t_1$  及  $x$  灵敏度最低。综合分析灵敏度分析结果后,选取包括  $b_2, b_3, b_4, b_5, R_3, R_4, R_5, h_1, h_2, t_2, t_3$  及  $x$  在内的 12 个优化设计变量进行多目标优化。

3.3 优化数学模型

优化的总体思路是:在满足约束条件的前提下,减小模型径向位移量,同时减轻质量。模型多目标优化目标函数可以写成如下形式:

$$F(X) = \omega_1 \frac{M_{eq}(X)}{c_1} + \omega_2 \frac{D_r(X)}{c_2}$$

(5)

式中  $X$  为优化设计变量,  $M_{eq}(X)$  为机匣模型三维等效质量,  $D_r(X)$  为机匣挂钩处径向位移平均值,  $c_1$  和  $c_2$  为比例因子,  $\omega_1$  和  $\omega_2$  为权重系数。

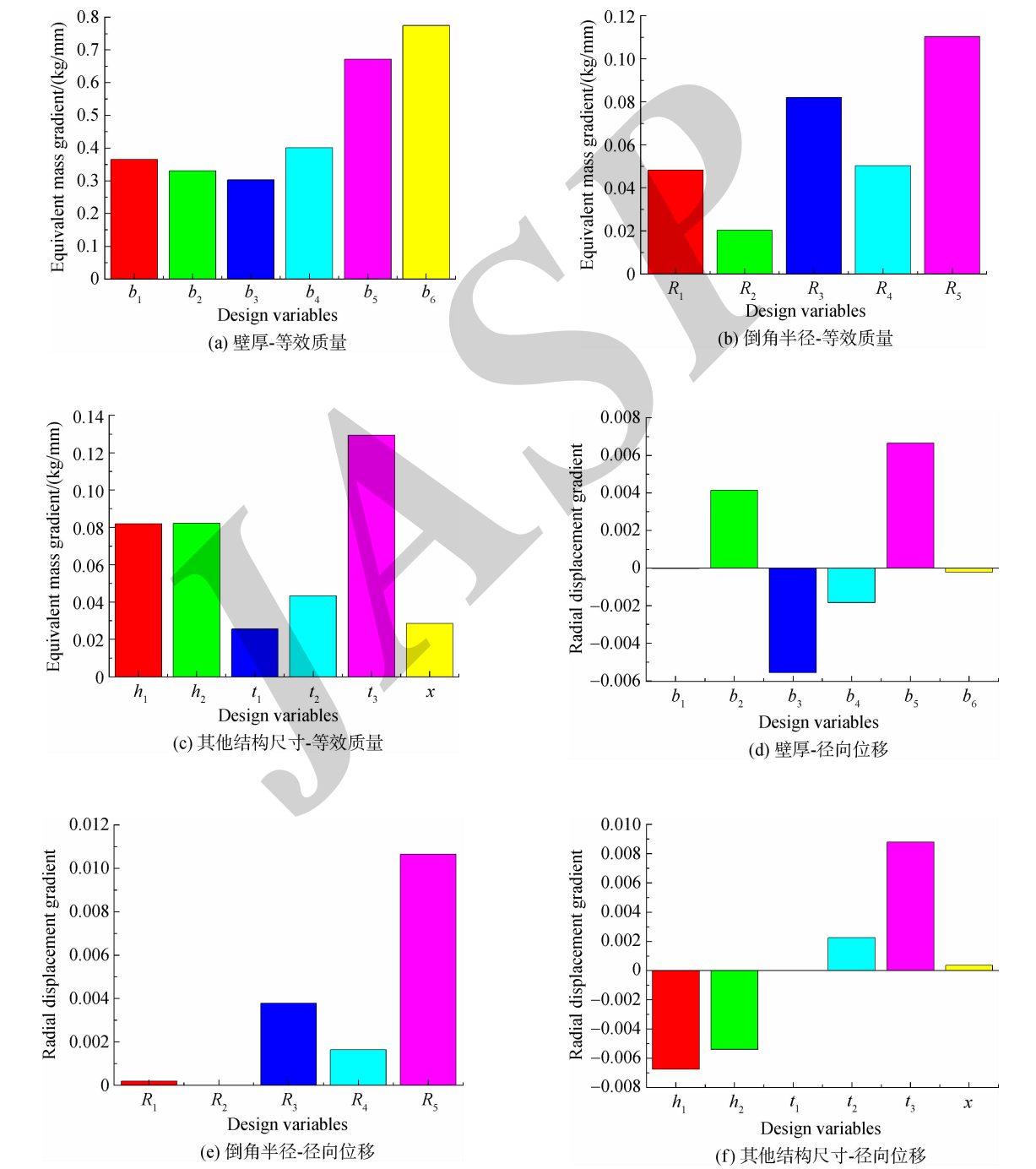


图 9 优化设计变量灵敏度分析

Fig. 9 Sensitivity analysis result of optimization design variables

优化的数学模型如下：

$$\min F(X)$$
$$X = (x_1, x_2, x_3, \cdots, x_n)$$
$$\text{s. t. } \begin{cases} x_{i, \min} \leq x_i \leq x_{i, \max}, i = 1, 2, 3, \cdots, n \\ \sigma_{\max} \leq \sigma_{p0.2} \end{cases}$$

(6)

式中  $x_i$  为第  $i$  个优化变量,  $x_{i, \max}$  及  $x_{i, \min}$  分别为第  $i$  个优化变量上下限值,  $\sigma_{p0.2}$  为材料屈服极限,  $\sigma_{\max}$  为模型等效应力最大值。

3.4 优化结果与分析

本文目标函数中各系数的取值情况为:  $c_1$  取 50.0,  $c_2$  取 1.0,  $\omega_1$  和  $\omega_2$  均取 0.5。优化算法采用第 2 代非劣排序遗传算法(NSGA-II)。优化前后模型结构对比见图 10, 其中优化前模型结构如实线所示, 优化后模型结构如虚线所示。优化前后各设计变量对比见表 3, 优化前后等效质量、挂钩径向位移及最大应力对比见表 4。

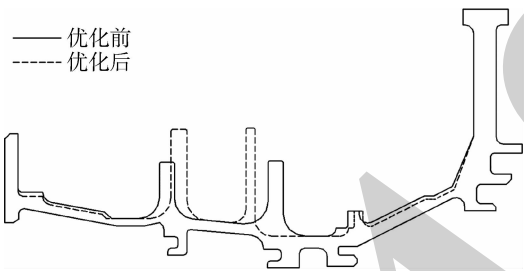


图 10 优化前后高压涡轮机匣结构对比图  
Fig. 10 Comparison of HPT casing structure before and after optimization

表 3 优化前后设计变量对比

Table 3 Comparison of design variables before and after optimization

| 变量    | 初始尺寸/mm | 优化尺寸/mm | 变化幅度/% |
|-------|---------|---------|--------|
| $b_2$ | 3.00    | 2.26    | -24.7  |
| $b_3$ | 4.00    | 4.26    | +6.5   |
| $b_4$ | 4.00    | 2.36    | -41.0  |
| $b_5$ | 4.00    | 3.02    | -24.5  |
| $R_3$ | 6.00    | 3.62    | -39.7  |
| $R_4$ | 5.90    | 4.41    | -25.3  |
| $R_5$ | 2.30    | 1.93    | -16.1  |
| $h_1$ | 15.00   | 23.71   | +58.1  |
| $h_2$ | 20.00   | 28.77   | +43.9  |
| $t_2$ | 3.00    | 1.59    | -47.0  |
| $t_3$ | 3.10    | 2.24    | -27.7  |
| $x$   | 25.00   | 15.81   | -36.8  |

表 4 优化前后等效质量、径向位移及最大应力对比

Table 4 Comparison of equivalent mass, radial displacement and maximum stress before and after optimization

| 参数       | 数值       |          | 变化幅度/% |
|----------|----------|----------|--------|
|          | 优化前      | 优化后      |        |
| 等效质量/kg  | 23.37    | 22.31    | -4.5   |
| 径向位移/mm  | 1.628545 | 1.483593 | -8.9   |
| 最大应力/MPa | 561      | 756      | +34.8  |

由图 10 和表 3 给出的优化结果可看出: 优化后, 机匣壁厚度变薄, 加强肋高度变高, 相对位置变短, 有效增大冲击换热区域面积可增强单位时间冷却气体与内层机匣之间的换热, 有利于控制机匣径向位移量。同时, 倒角半径和凸台宽度变小, 使机匣获得质量减轻。

由表 4 给出的优化结果可看出: 优化后, 模型质量减轻了 4.5%, 挂钩区域径向位移减小了 8.9%, 中段机匣焊接处仍为最大等效应力出现的位置, 最大值增大 34.76%, 但低于 GH907 在当前温度下的屈服极限, 无应力集中现象。总体而言, 本文采用的多目标优化方法得到了预期的优化效果, 优化后能够有效控制挂钩处径向位移值且减轻模型等效质量。

4 结 论

本文针对航空发动机高压涡轮机匣结构设计要求, 利用多学科优化平台 ISIGHT 对航空发动机高压涡轮机匣结构开展多目标优化方法的研究。以机匣等效质量和挂钩处径向平均位移作为优化目标, 实现了对机匣结构的多目标优化设计, 取得了较为明显的优化效果, 主要结论如下:

1) 优化后, 机匣壁厚度变薄, 加强肋高度变高, 相对位置变短, 可增强单位时间冷却气体与内层机匣之间的换热, 有利于控制机匣径向位移量; 同时, 倒角半径和凸台宽度变小, 使机匣获得减轻。可见机匣加强肋结构朝着有利换热的方向发展, 其他结构朝着机匣质量减轻的方向发展。

2) 优化后, 模型质量减轻了 4.5%, 挂钩区域径向位移减小了 8.9%, 采用本文多目标优化方法能够得到预期的优化效果。

3) 本文多目标优化函数权重系数均取 0.5, 修改相应的权重系数, 可实现优化效果向相应目标的倾斜。

参考文献:

[1] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 2 版. 北京:北京航空航天大学出版社,2014.

[2] 漆文凯,陈伟. 某型航空发动机高压涡轮叶尖间隙数值分析[J]. 南京航空航天大学学报,2003,35(1):63-67.  
QI Wenkai, CHEN Wei. Tip clearance numerical analysis of an aero-engine HPT[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(1): 63-67. (in Chinese)

[3] 王志豪. 高压涡轮叶尖间隙数值计算与分析研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2006.  
WANG Zhihao. Research on numerical calculation and analysis of HPT tip clearance[D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)

[4] 胡延青,申秀丽. 航空发动机叶尖径向间隙研究进展综述[J]. 航空发动机,2014,40(1):60-67.  
HU Yanqing, SHEN Xiuli. Overview on aeroengine radial tip clearance[J]. Aeroengine, 2014, 40(1): 60-67. (in Chinese)

[5] STEINETZ B M, LATTIME S B, TAYLOR S, et al. Evaluation of an active clearance control system concept[R]. NASA TM-2005-213856.

[6] PADOVA C, DUNN M G, BARTON J, et al. Casing treatment and blade-tip configuration effects on controlled gas turbine blade tip/shroud rubs at engine conditions[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(1): 011016. 1-011016. 12.

[7] 李钰洁,刘永葆. 叶顶间隙对高压涡轮动叶应力影响的数值研究[J]. 航空动力学报,2014,29(7):1695-1700.  
LI Yujie, LIU Yongbao. Numerical investigation of effect of tip clearance on stress of high pressure turbine rotor [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(7): 1695-1700. (in Chinese)

[8] 岂兴明,朴英,矫津毅. 高压涡轮叶顶间隙变化的数值分析[J]. 吉林大学学报(工学版),2009,39(1):33-37.  
QI Xingming, PIAO Ying, JIAO Jinyi. Numerical analysis of high pressure turbine tip clearance variation[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2009, 39(1): 33-37. (in Chinese)

[9] KYPUROS J A, MELCHER K J. A reduced model for prediction of thermal and rotational effects on turbine[R]. NASA/TM-2003-212226.

[10] 郭淑芬,徐波. 温度与转速对涡轮叶尖径向间隙的影响[J]. 推进技术,2000,21(4):51-53.  
GUO Shufen, XU Bo. Effect of temperature and rotational speed on radial clearance of turbine blade tip[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 51-53. (in Chinese)

[11] SHEN Xiuli. The fluid-thermal-structure coupled analysis and optimization of turbine mortise/disc[R]. Maharashtra, India; ASME Gas Turbine Conference, 2012.

[12] LUCK H, SCHAFER M, SCHIFFER H P. Simulation of thermal fluid structure interaction in blade-disc configuration of an aircraft turbine model[R]. Dusseldorf, Germany; ASME Turbine Technical Conference and Exposition, 2014.

[13] 航空航天工业部《高效节能发动机文集》编委会. 高效节能发动机文集:第 5 分册 涡轮设计和试验[M]. 北京:航空工业出版社,1991.

[14] 刘长福,邓明. 航空发动机结构分析[M]. 西安:西北工业大学出版社,2006.

[15] 樊江,曾维维,王荣桥,等. 基于 iSIGHT 的涡轮叶片叶冠优化设计[J]. 航空动力学报,2011,26(4):745-751.  
FAN Jiang, ZENG Weiwei, WANG Rongqiao, et al. Optimization design of the turbine blade shroud based on iSIGHT software[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4): 745-751. (in Chinese)

[16] LATTIME S B, STEINETZ B M. Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions[R]. Indianapolis, Indiana, USA: The 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2002.

[17] 《中国航空材料手册》编委会. 中国航空材料手册:第 2 卷 变形高温合金、铸造高温合金[M]. 北京:中国标准出版社,2001.

[18] 王宝官. 传热学[M]. 北京:航空工业出版社,1993.

(编辑:王碧琚)