

文章编号: 100028055(2008) 122216208

涡轮冷却叶片热2固耦合分析与优化设计

孙 杰, 宋迎东, 孙志刚
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 根据涡轮冷却叶片热2固耦合分析和基于遗传算法2有限元的涡轮叶片优化设计方法, 发展了涡轮冷却叶片热2固一体化优化设计方法. 以某航空发动机涡轮转子叶片为原型, 分析了冷却孔的位置、形状(圆形和四边形)、大小和数量对热应力与冷却效果的影响. 结果表明, 该方法能有效地降低涡轮叶片的应力、改善其冷却效果; 四边形孔具有更好的冷却效果和更低的最大应力; 随着冷却孔大小和数量的增加, 最高温度下降, 而最大应力上升.

关 键 词: 遗传算法; 涡轮叶片; 热2固耦合分析; 冷却孔; 优化设计

中图分类号: V232

文献标识码: A

Thermeset coupling analysis and optimization design of turbine cooling blade

SUN Jie, SONG Ying2dong, SUN Zh2gang

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: According to the thermeset coupling analysis and approach of turbine blade optimization based on geneti2finite element method, an optimization design method about the integration of thermeset of turbine cooling blade was persented. By modeling the rotor blade of gas engine turbine, the influence of the position, shape (circle and rectanglar), size and number of cooling holes on thermal stress and cooling effect of turbine blade were inves2tigated. It is proved that the developed method can effectively reduce the stress of turbine blade, and rectangular cooling hole has more cooling effect and smaller stress, the higher temperature of blade is decreased with the increase of size and number, but the max stress is rised.

Key words: genetic algorithm; turbine blade; thermeset coupling analysis; cooling hole; optimization design

涡轮叶片设计是燃气涡轮发动机中涡轮部件设计的重要部分, 其设计的优劣直接关系到涡轮工作的效率, 进而影响发动机的性能. 由于涡轮叶片工作在高温、高压和高速的环境下, 承受的载荷主要有: 气动载荷、离心载荷和温度载荷, 其设计过程涉及到气动、强度、振动、结构、工艺、材料以

及传热等多个学科, 且学科之间存在耦合因素, 是个典型的多学科设计优化问题. 因此, 国内外航空发动机行业对涡轮叶片的多学科设计优化问题给予了极大的关注. 吴立强等, 在结构、气动、传热、强度和寿命以及优化算法等学科耦合的基础上, 对单级实心涡轮动叶进行多学科设计优化^[1]. 舒

收稿日期: 20071126; 修订日期: 200807205

基金项目: 航空科学基金(05C52013)

作者简介: 孙杰(1982-), 男, 江苏灌南人, 博士生, 主要从事航空宇航推进系统结构、强度与振动研究.

彪等主要在气动、强度和传热 3 个学科的基础上, 针对某型号涡轮级叶片的气动设计进行仿真优化分析的基础研究^[2]. Arizona 州立大学的 Talya 等人对涡轮叶片的多学科设计优化方法进行了专门的研究^[32].

但是要获得整体性能最优的涡轮叶片, 需要深入研究涡轮叶片设计过程中涉及的每一个因素, 尤其是热-固耦合因素的影响. 本文以带径向冷却孔的涡轮转子叶片叶身部分为研究对象, 发展涡轮叶片热-固一体化优化设计方法, 研究冷却孔位置、形状、大小和数量对热应力与冷却效果的影响.

1 涡轮冷却叶片热-固耦合分析方法

涡轮冷却叶片的热-固耦合分析中包括热分析和结构分析, 热分析包括叶片外部高温燃气的对流换热, 内部低温冷却气流的对流换热, 以及叶片内外温差引起的传导换热; 结构分析包括叶片所有节点的应力和位移分析. 文中同时考虑热分析和结构分析, 将对流换热、传导换热方程与结构方程相结合, 进行涡轮叶片的热-固耦合分析.

传导的热流由傅立叶定律决定

$$q = -K_m \frac{5T}{5n} \tag{1}$$

其中 q 为热流密度, K_m 为法线方向的导热系数, $5T/5n$ 为温度梯度的法线方向, 负号表示热量沿梯度的反向流动.

对流的热流由冷却的牛顿准则得出

$$q = h_f(T_s - T_B) \tag{2}$$

其中 q 为热流密度, h_f 为表面对流换热系数, T_s 为壁面温度, T_B 为流体温度.

根据对流换热和温度边界条件, 求解换热和结构分析方程, 进行热-固耦合分析, 从而获得涡轮叶片的温度和应力分布情况.

2 基于遗传算法-有限元的涡轮叶片优化设计方法

本文在保持叶片气动外形的基础上, 建立对流冷却孔与涡轮叶片内应力和温度的函数关系; 即在尽量不影响涡轮效率的基础上, 通过对涡轮叶片内部对流冷却孔位置的优化设计, 改善叶片的冷却效果及应力分布.

2.1 有限元分析

涡轮转子叶片承受着包括离心载荷、温度载荷、振动载荷及高温燃气腐蚀等的联合作用. 文中

仅考虑温度载荷下温度和应力之间的变化关系. 涡轮叶片的热应力分析采用间接解法, 进行热分析的换热边界条件为

$$q = \text{Grad } T(x, y) \tag{3}$$

其中 T 为温度, x, y 为节点的坐标.

圆形冷却孔叶片的热对流换热边界条件如图 1 所示. 四边形冷却孔叶片的外部边界条件不变, 内部冷却孔表面的对流换热条件与圆形孔表面相同. 结构分析的边界条件是固定涡轮叶片后缘的某一个点, 分析温度分布不均匀引起的热应力在涡轮叶片中的分布情况.

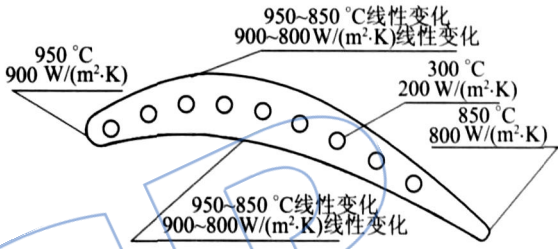


图 1 热分析的边界条件

Fig. 1 Boundary of thermal analysis

叶片材料选用 K417G, K417G 适用于制作 900 e 以下工作的, 长寿命燃气涡轮转子叶片和导向叶片及其它高温零件^[8]. 采用有限元法进行涡轮冷却叶片热-固耦合分析, 圆形和四边形冷却孔的涡轮叶片的网格划分情况如图 2 所示. 以圆形冷却孔为例, 对选取的设计点进行有限元分析的温度和等效应力云图如图 3 所示.

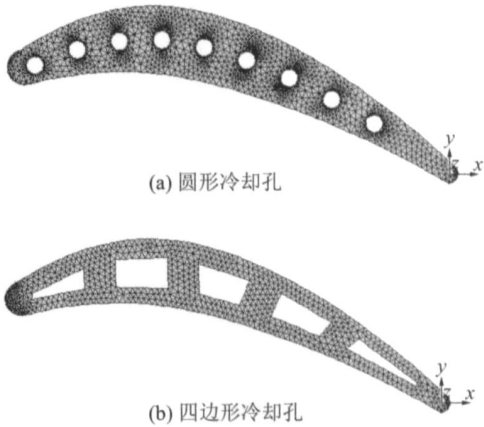
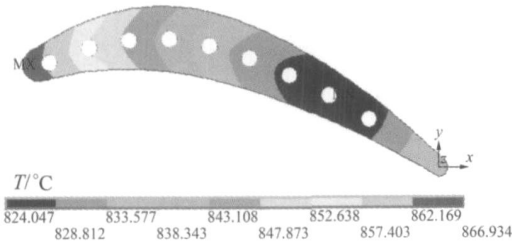


图 2 涡轮冷却叶片的模型及网格

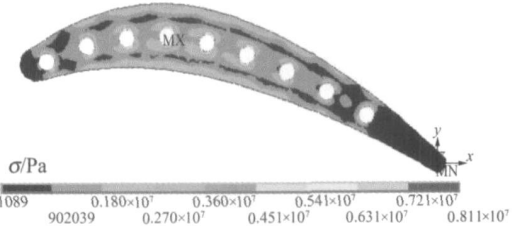
Fig. 2 Model and elements of turbine cooling blade

2.2 优化的标准化

圆形冷却孔以圆心位置为设计变量, 四边形冷却孔以四边形的 4 个顶点为设计变量, 并分别以叶



(a) 温度分布云图



(b) 等效应力云图

图 3 选取设计点的有限元分析结果

Fig. 3 FEM results of selected design point

片的最大应力和最高温度最小为目标函数。

假设圆形冷却孔的 9 个圆心坐标分别为 x_i , y_i ($i = 1, \dots, 9$), 以这 18 个坐标为设计变量, 则目标函数可表示为

$$\begin{aligned} \min R_{\max} &= R_{\max}(x_1, \dots, x_9, y_1, \dots, y_9) \\ \min T_{\max} &= T_{\max}(x_1, \dots, x_9, y_1, \dots, y_9) \end{aligned} \quad (4)$$

边界条件

$$\begin{cases} x_{i\min} \leq x_i \leq x_{i\max} \\ y_{i\min} \leq y_i \leq y_{i\max} \end{cases} \quad (i = 1, \dots, 9) \quad (5)$$

$(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 > (2R + D)^2, i \neq j$ (6)
其中 $x_{i\min}$, $x_{i\max}$ 和 $y_{i\min}$, $y_{i\max}$ 为第 i 个冷却孔圆心 x , y 坐标的变化范围, R 为冷却孔半径, D 为两个冷却孔相隔的最小距离。

将冷却孔沿气流方向进行编号, 式(6)转化为

$$x_{i+1} - x_i \leq 2R + D \quad (i = 1, \dots, 8) \quad (7)$$

将式(5)的变化范围缩小以满足式(7), 则有

$$\begin{cases} x_{G\min} \leq x_i \leq x_{G\max} \\ y_{G\min} \leq y_i \leq y_{G\max} \end{cases} \quad (i = 1, \dots, 9) \quad (8)$$

其中 $x_{G\min}$, $x_{G\max}$ 和 $y_{G\min}$, $y_{G\max}$ 为第 i 个冷却孔圆心 x , y 坐标缩小的变化范围。

由上面的分析可知, 优化的标准形式为

$$\begin{aligned} \min R_{\max} &= R_{\max}(x_1, \dots, x_9, y_1, \dots, y_9) \\ \min T_{\max} &= T_{\max}(x_1, \dots, x_9, y_1, \dots, y_9) \end{aligned} \quad (9)$$

S. T. $\begin{cases} x_{G\min} \leq x_i \leq x_{G\max} \\ y_{G\min} \leq y_i \leq y_{G\max} \end{cases} \quad (i = 1, \dots, 9)$

对于四边形冷却孔, 假设四边形孔的 20 个顶点坐标分别为 x_i , y_i ($i = 1, \dots, 20$), 以这 40 个坐标为设计变量, 则优化的标准形式为

$$\begin{aligned} \min R_{\max} &= R_{\max}(x_1, \dots, x_{20}, y_1, \dots, y_{20}) \\ \min T_{\max} &= T_{\max}(x_1, \dots, x_{20}, y_1, \dots, y_{20}) \\ \text{S. T. } \begin{cases} x_{G\min} \leq x_i \leq x_{G\max} \\ y_{G\min} \leq y_i \leq y_{G\max} \end{cases} \quad (i = 1, \dots, 20) \end{aligned} \quad (10)$$

其中 $x_{G\min}$, $x_{G\max}$ 和 $y_{G\min}$, $y_{G\max}$ 分别为冷却孔第 i 个顶点 x , y 坐标的变化范围。

2.3 遗传算法

优化算法采用多岛遗传算法。多岛遗传算法区别于传统遗传算法的最大区别在于每个种群都被分为若干个子种群, 也称为岛, 在各个岛上的子种群中分别进行传统遗传算法的选择、交叉、变异操作。一些个体被选出来周期的移民到其它的岛上, 有两个参数控制着移民过程: 移民间隔(每次移民之后繁殖后代的个数)和移民率(移民个体所占的百分比)。一个岛相当于一个小生境, 移民操作对保持群体多样性具有重要的作用。

多岛遗传算法的主要参数如表 1 所示(由于圆形冷却孔的设计变量相对较少, 迭代次数为 100, 而四边形孔的设计变量较多, 因此迭代次数为 200)。

表 1 多岛遗传算法的参数

Table 1 Parameter of multi-island genetic algorithm

子代个数	岛数	进化代数	交叉率	变异率
10	10	100/ 200	0.9	0.01
移民率	移民间隔	精英保留	联赛选择长度	
0.5	5	1	0.5	

3 涡轮冷却叶片热-固一体化优化设计

将涡轮冷却叶片热-固耦合分析方法和基于遗传算法-有限元的涡轮叶片优化设计方法相结合, 发展涡轮冷却叶片热-固一体化优化设计方法。

以具有 9 个圆形冷却孔的涡轮叶片为例, 利用热-固耦合分析方法对涡轮叶片进行有限元分析, 以最大应力最小为目标函数, 采用遗传算法进行涡轮叶片的热-固一体化优化设计。

涡轮冷却叶片的模型及单元划分情况如图 2 (a)所示, 设计变量的可行域如图 4 所示(圆形冷却孔的半径 $R = 0.4 \text{ mm}$), 图中所示的矩形表示圆心 x , y 坐标的范围。

以最大应力最小为优化目标, 并对最高温度

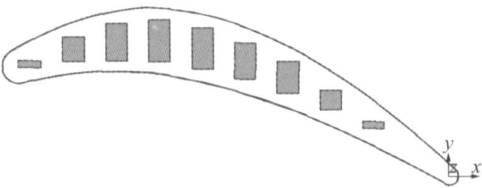


图 4 圆形冷却孔设计变量的可行域

Fig. 4 Feasible domain of circle cooling hole design variables

进行跟踪,采用多岛遗传算法进行优化. 优化后的最大等效应力值为 4. 718 74 MPa, 与优化过程中的初始最大应力 6. 547 51 MPa 相比, 应力值降低了 1. 828 77 MPa, 降幅为 27. 9%. 最大应力随迭代次数的变化曲线如图 5 所示, 最大应力随着迭代次数的增加呈下降趋势, 且下降趋势趋于平缓, 说明最大应力值逐渐收敛于应力值极小点.

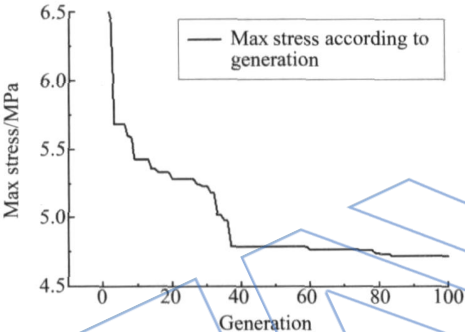


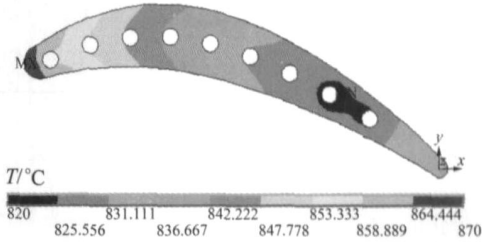
图 5 最大应力随迭代次数的变化情况

Fig. 5 Curve of max von stress according to generation

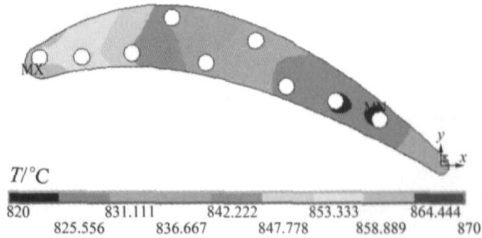
优化获得最大等效应力值与优化前的最大应力 8. 10964 MPa 相比, 降低了 3. 39090 MPa, 温度也由优化前的 866. 934 e 降低为 862. 348 e, 优化前、后的温度分布云图和等效应力云图分别如图 6、图 7 所示(图中的取值范围相同, $T \in [820, 870]$ e, $R \in [0. 001, 8. 2]$ MPa). 与优化前相比, 优化后的叶片温度分布更加均匀, 前缘的最高温度值有所降低, 且叶片后部的最低温度值有所增加, 整个叶片内的温度梯度总体上是变小的; 因此优化后叶片的应力整体上有了大幅度降低, 冷却孔周围的局部高应力区也明显减小. 说明文中发展的涡轮叶片热-固一体化优化设计方法对冷却孔圆心坐标的优化, 能大幅度降低涡轮叶片的应力, 并有效地改善叶片的冷却效果.

3.1 开孔形状对热应力与冷却效果的影响

分别对 9 个圆形孔和 5 个四边形孔的冷却叶片进行研究, 叶片的模型及单元划分情况如图 2 所示. 设计变量的可行域分别如图 4、图 8 所示. 以最大等效应力最小为优化目标, 并对最高温度



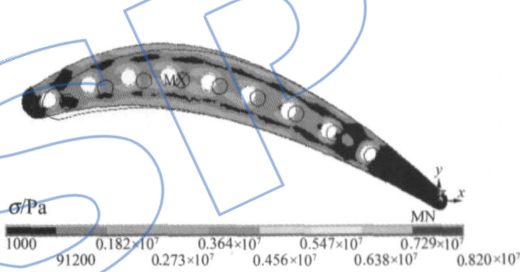
(a) 优化前



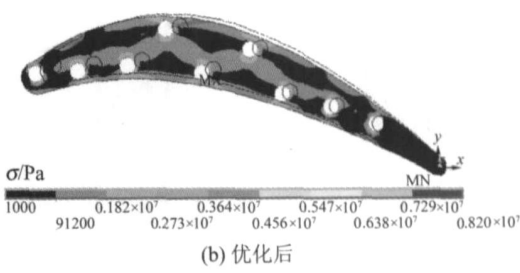
(b) 优化后

图 6 涡轮冷却叶片的温度分布云图

Fig. 6 Temperature of turbine cooling blade



(a) 优化前



(b) 优化后

图 7 涡轮冷却叶片的等效应力云图

Fig. 7 Von stress of turbine cooling blade

进行跟踪. 优化前和优化后的结果对比如表 2 所示, 相比而言, 四边形孔叶片的最大等效应力比圆形孔叶片小 0. 960 18 MPa, 最高温度比圆形孔叶片低 24. 776 e .

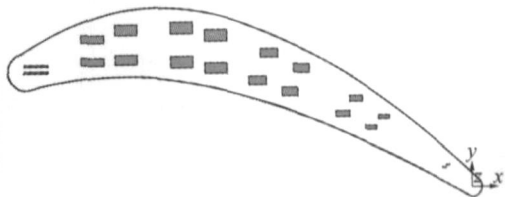


图 8 四边形冷却孔设计变量的可行域

Fig. 8 Feasible domain of rectangle cooling hole design variables

表 2 优化前和优化后的结果对比
Table 2 Result of before and after optimize

最大应力/MPa			
类型	优化前	优化后	降低
圆形	8.109 64	4.718 74	3.390 90
四边形	5.846 64	3.758 56	2.088 08

最大温度/℃			
类型	优化前	优化后	降低
圆形	866.934	862.348	4.856
四边形	854.986	837.572	17.414

优化后的涡轮冷却叶片的温度和等效应力云图分别如图 9、图 10 所示(图中, $T \in [780, 870]$ $^{\circ}\text{C}$, $R \in [0.2455, 4.72]$ MPa). 由图中可知, 四边形孔叶片的温度较低, 且分布相对均匀; 圆形孔叶片的低应力区和局部高应力区较大, 整个叶片内的应力梯度较大, 应力集中现象明显, 而四边形孔叶片的应力分布情况相对均匀, 基本上没有应力集中区. 因此, 与圆形冷却孔相比, 四边形孔能有效地改善涡轮叶片的冷却效果, 降低涡轮叶片内最高温度和最大等效应力.

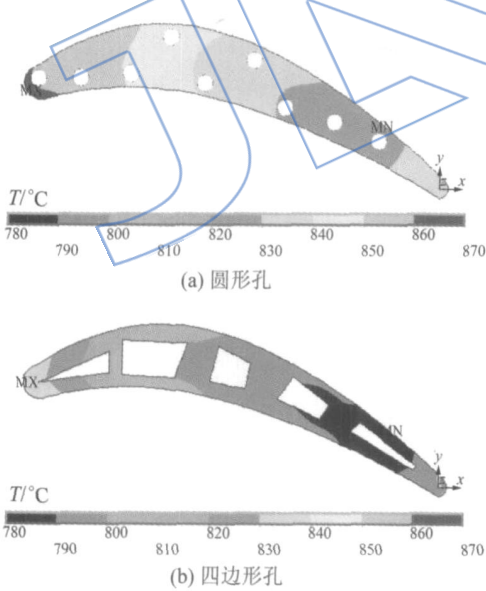


图 9 优化后涡轮叶片的温度云图

Fig. 9 Temperature of optimized turbine blade

3.2 开孔大小对热应力与冷却效果的影响

对于 9 个圆形冷却孔的涡轮叶片, 通过改变冷却孔半径的大小, 来研究对流冷却孔的大小对热应力与冷却效果的影响(设计变量的可行域以及遗传算法的参数都保持不变).

冷却孔半径 R 的变化范围为 $0.2 \sim 0.4$ mm, 以最大等效应力最小为目标函数, 将不同半径下的优化结果进行整理, 得到叶片的最高温度和最大应力随冷却孔半径大小的变化曲线如图 11 所示. 随着冷却孔半径的增加, 最高温度呈下降趋势, 而最大应力呈上升趋势.

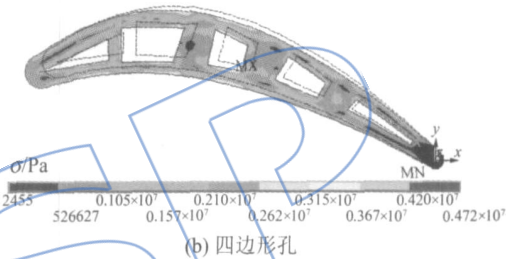
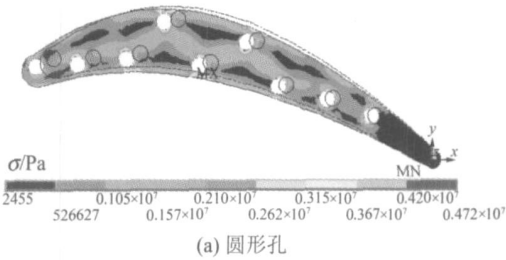


图 10 优化后涡轮冷却叶片的等效应力云图
Fig. 10 Von stress of optimized turbine blade

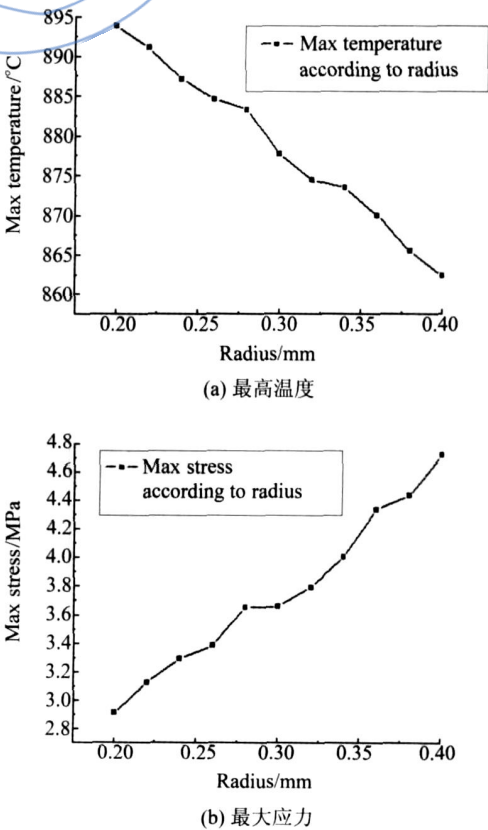


图 11 最高温度和最大应力随半径的变化曲线
Fig. 11 Curve of max temperature and max von stress according to radius of cooling holes

冷却孔半径最小和最大的温度和等效应力云图分别如图 11、图 12 所示(图中, T I [824, 894] e, RI [310, 4720000] Pa). 由图中可知, 冷却孔半径最大的叶片最高温度相对较低, 但是整体应力水平较高, 应力集中区较大且应力集中系数较高. 随着冷却孔半径的增加, 增大了内部低温气流与叶片的接触面积, 随着传热面积的增加, 改善了传热效果, 叶片的温度随之降低; 而半径的增加, 使叶片的面积变小, 导致温度梯度增加, 引起叶片内应力增加. 因此, 随着冷却孔半径的增加, 叶片的最高温度降低, 而最大应力增加.

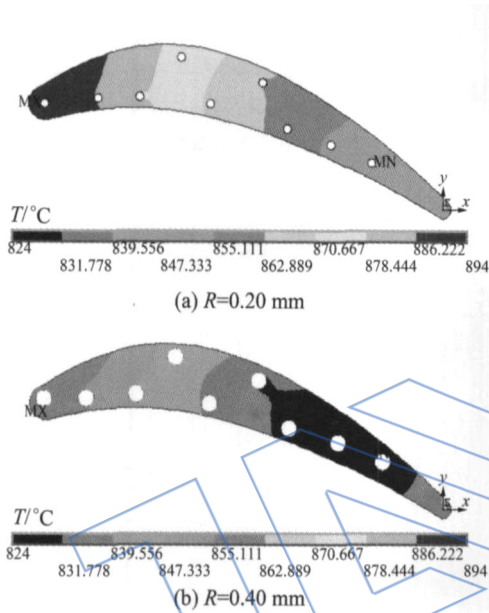


图 12 不同半径下优化的叶片温度云图
Fig. 12 Blade temperature of different radius

3.3 冷却孔数量对热应力与冷却效果的影响

对于圆形冷却孔叶片, 孔的半径不变, 数量为 5~9, 以最大等效应力最小为目标函数, 将几个优化过程的结果进行整理, 得到叶片的最高温度和最大等效应力随冷却孔数量的变化曲线如图 13 所示. 随着冷却孔数量的增加, 叶片最高温度呈下降趋势, 而最大等效应力呈上升趋势.

冷却孔数量为 5 和 9 的温度和等效应力云图分别如图 14、图 15 所示(图中, T I [824, 894] e, RI [310, 4720000] Pa). 由图中可知, 冷却孔个数为 9 的叶片温度相对较低, 而整体应力水平要高, 高应力区分布范围较大, 且应力集中现象更加严重. 随着冷却孔数量的增加, 改善了冷却效果, 因此叶片的温度下降, 而温度梯度的增加, 使叶片的最大应力升高, 且应力集中现象更加明显.

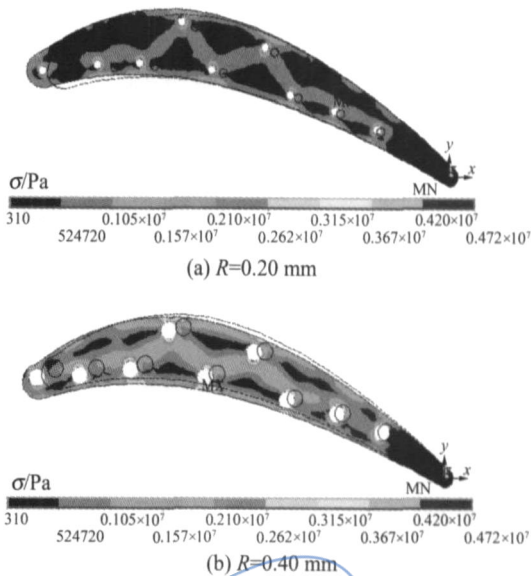


图 13 不同半径下优化的叶片等效应力云图
Fig. 13 Blade stress of different radius

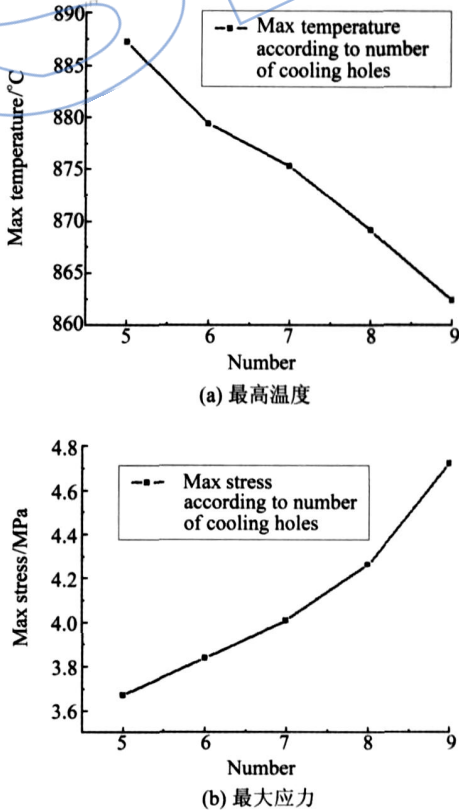


图 14 最高温度和最大应力随冷却孔数量的变化曲线
Fig. 14 Curve of max temperature and max von stress according to number of cooling holes

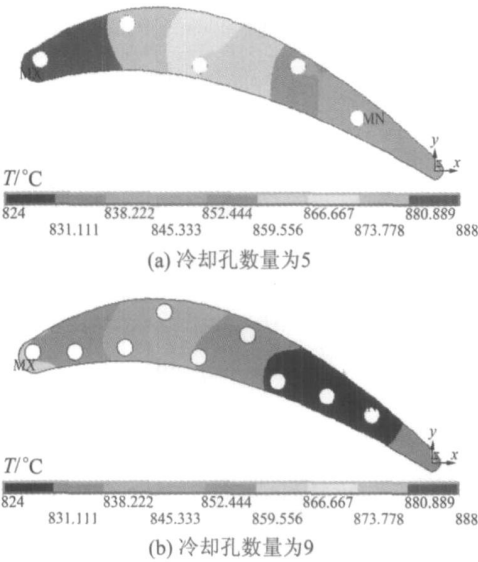


图 15 涡轮叶片温度云图

Fig. 15 Temperature of turbine blade

3.4 优化目标对热应力与冷却效果的影响

对于圆形孔冷却叶片, 冷却孔数量为 5~ 9, 以最高温度最小为优化目标, 使用多岛遗传算法进行优化. 并将优化后的结果与以最大等效应力最小为优化目标的结果进行比较, 如图 16 所示. 由图中可知, 以最高温度最小为优化目标时, 能够获得较低的最高温度, 但最大等效应力较大; 而以最大等效应力为优化目标时, 可以获得较低的最大应力, 但最高温度会较高. 因此, 在涡轮冷却叶片的热2固一体化优化设计中, 温度和应力是两个

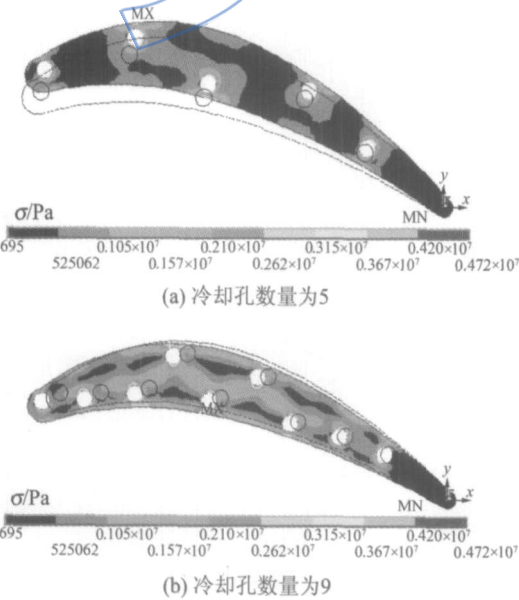


图 16 涡轮叶片等效应力云图

Fig. 16 Von stress of turbine blade

此消彼长的量, 如何协调这两个量之间的关系, 可以根据实际问题的需要, 在保证叶片最高温度的情况下, 最大程度地降低最大应力(或在保证叶片最大应力的情况下, 最大程度地降低最高温度), 并考虑离心力的影响因素.

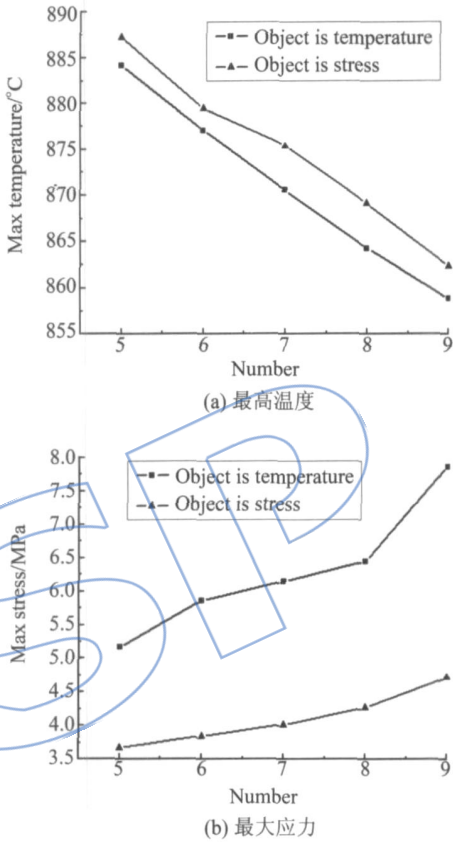


图 17 最高温度和最大应力随冷却孔数量的变化曲线

Fig. 17 Curve of max temperature and max von stress according to number of cooling holes

4 小 结

建立了涡轮冷却叶片热2固一体化优化设计方法, 研究了冷却孔位置对叶片热应力和冷却效果的影响, 并分析了开孔形状、大小、数量热应力和冷却效果的影响, 得到的结论如下:

- 1) 通过对冷却孔位置的优化, 可以有效地降低涡轮冷却叶片的最大应力, 并改善其冷却效果;
- 2) 与圆形孔相比, 四边形冷却孔可以更有效地改善叶片的冷却效果, 降低涡轮叶片的最高温度和最大应力;
- 3) 对于圆形孔冷却叶片, 随着冷却孔半径的增加, 增大了内部低温气流与叶片之间的传热面积, 改善了传热效果, 叶片的最高温度随之降低, 而由于叶片的温度梯度的增加, 导致叶片的最大应力增加;

4) 随着圆形冷却孔数量的增加, 叶片的最高温度降低, 而最大应力增加.

参考文献:

[1] 吴立强, 尹泽勇, 蔡显新. 航空发动机涡轮叶片的多学科设计优化[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 7952801.
WU Liqiang, YIN Zeyong, CAI Xianxin. MDO technology applied to the aeroengine turbine blade design[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 7952801. (in Chinese)

[2] 舒彪, 韩前鹏, 邓家祺. 基于多学科涡轮叶片气动设计优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 714719.
SHU Biao, HAN Qianpeng, DENG Jiati. Aerodynamic design optimization of turbine blade based on multidiscipline[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 714719. (in Chinese)

[3] Talya S S, Ratneshwar J, Chattopadhyay A. Development of multidisciplinary optimization procedure for gas turbine blades design [R]. AIAA29920364, 1999.

[4] Talya S S, Chattopadhyay A. An integrated multidisciplinary design optimization procedure for cooled gas turbine blades[R]. AIAA200021664, 2000.

[5] Talya S S, Rajadas J N. Multidisciplinary optimization of gas turbine blade design[R]. AIAA220024864, 2000.

[6] Talya S S, Chattopadhyay A. Multidisciplinary analysis and design optimization procedure for cooled gas turbine blades[R]. AIAA200024877, 2000.

[7] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 2 版. 北京: 中国标准出版社, 2002.
China Aeronautical Materials Handbook Editorial Committee. China aeronautical materials handbook[M]. 2nd ed. Beijing: Chinese Standard Press, 2002. (in Chinese)

