

修复金属板裂纹的复合材料补片正交优化

穆志韬¹ 牛勇¹ 赵霞²

(1 海军航空工程学院青岛校区, 青岛 266041)

(2 青岛大学, 青岛 266061)

文 摘 基于 Abaqus 软件建立了金属板裂纹复合材料补片修复结构的有限元模型。以应力强度因子 (SIF) 为判据, 利用 $L_9(3^4)$ 型正交实验考察了各补片参数对修复效果的影响。结果表明: 在 99% 置信度水平下, 补片厚度的贡献率为 68.77%, 铺层顺序的贡献率为 29.59%, 而补片长度对修复效果的影响不明显。结合工程应用实际与正交分析结果, 利用设计好的补片对含中心贯穿裂纹的铝合金板进行了修复, 并对修复结构进行了静强度测试。结果表明: 修补后静强度为未修复裂纹板的 1.32 倍, 恢复至完好板的 97.2%, 延伸率为未修复裂纹板的 2.24 倍, 恢复至完好板的 50.7%。结论: 选用长度为 40 mm, 厚度为 1.2 mm, 铺层顺序为 $[0^\circ/90^\circ]$ 的正方形补片时修补效果最好。

关键词 复合材料胶接修复, 有限元分析, 正交分析, 贡献率, 静拉伸试验

中图分类号: TB330.1; TG497

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2017.03.004

Orthogonal Optimization of Composite Patch for Repair of Cracked Metallic Plate

MU Zhitao¹ NIU Yong¹ ZHAO Xia²

(1 Qingdao Campus, Naval Aeronautical and Astronautical University, Qingdao 266041)

(2 Qingdao University, Qingdao 266061)

Abstract The finite element model is developed by Abaqus for analyzing the fracture problem of cracked metallic plate repaired with the double-side adhesively bonded composite patches, in which the thermal residual stresses is also contained, and the stress intensify factor (SIF) is used to evaluate the repair effect. Meanwhile, with the help of orthogonal table $L_9(3^4)$, the parameter of the patches, which influence the repair effect, has also been evaluated. The orthogonal analysis result shows that, in confidence level of 99%, the contribution ratio of lay-up direction and patch thickness are 68.77% and 29.59% respectively. Meanwhile, the influence of patch length is rarely. Moreover, connect the orthogonal analysis result with the applied condition, the patch parameter is elected to repair the cracked metallic plate for the uniaxial tension test. And the test result indicates that the tension intensity of the repaired plate is 1.32 times than cracked plate, and 97.2% of the uncracked one. Meanwhile, the elongation of the repaired plate is 2.24 times than the unrepaired one, and 50.7% of the uncracked one. The repair effect is best when the square patch length is 40 mm, thickness is 1.2 mm and lay-up direction is $[0^\circ/90^\circ]$.

Key words Adhesively bonded composite repair, Finite element analysis, Orthogonal analysis, Contribution ratio, Tension test

0 引言

我国军用飞机经过几十年的发展, 飞机的老龄化

问题也随之凸显。因此, 老龄化飞机的延寿问题至关重要^[1-2]。对于缺陷或损伤较大的结构, 要及时进行

收稿日期: 2016-09-09; 修回日期: 2016-12-30

第一作者简介: 穆志韬, 1963 年出生, 教授, 博士生导师, 主要研究飞机结构寿命可靠性、腐蚀疲劳及腐蚀控制。E-mail: mzt63@163.com

通信作者: 牛勇, 1987 年出生, 博士研究生, 主要研究方向为金属损伤复合材料胶接修复。E-mail: niuyongshi@163.com

更换;而对于缺陷或损伤较小时,则需对其进行修复。复合材料胶接修复与铆接、焊接相比,具有传力均匀、气动性能好、结构增重少等优点^[3-4]。其中,补片参数的设计非常重要。SANDOW F A, CANNON R K^[5]发现,在随机载荷作用下,均匀对称铺层补片的修复效果优于单向铺层补片。刘艳红等^[6]利用有限元方法研究了硼/环氧复合材料补片参数对修复效果的影响。代永朝^[7]利用有限元方法,研究了单级与多级补片对修复效果的影响。吕胜利^[8]利用建立的力学模型研究了补片参数对修复效果的影响,并实现了对补片参数的优化。陈礼威、章向明^[9-10]研究了补片参数对含中心孔洞损伤钢板修复效果的影响。候成莉^[11]基于剩余疲劳寿命和损伤容限理论,研究了补片参数对修复后裂纹板剩余疲劳寿命的影响规律。从已有文献可以发现,在考察多种补片参数对修复效果的影响时,通常未考虑各参数之间的交互作用。本文利用有限元方法建立了修复结构三维模型,结合正交理论分析了补片参数的影响,从中选出最优修补方案,并验证了其有效性。

1 修复结构几何尺寸及材料选择

修复对象为 3 mm 厚的 LY12-CZ 裂纹板,中心贯穿裂纹长度为 10 mm。选取 E51 型环氧树脂为胶黏剂。补片材料为 T300/E51,树脂含量 33%,碳纤维含量为 150 g/m²,单层厚度为 0.1 mm。储存环境为-15℃,保质期 6 个月。为保证粘接质量,使用之前要提前取出,并要在室温下存放 8 h 以上方可使用。修复结构尺寸如图 1 所示。

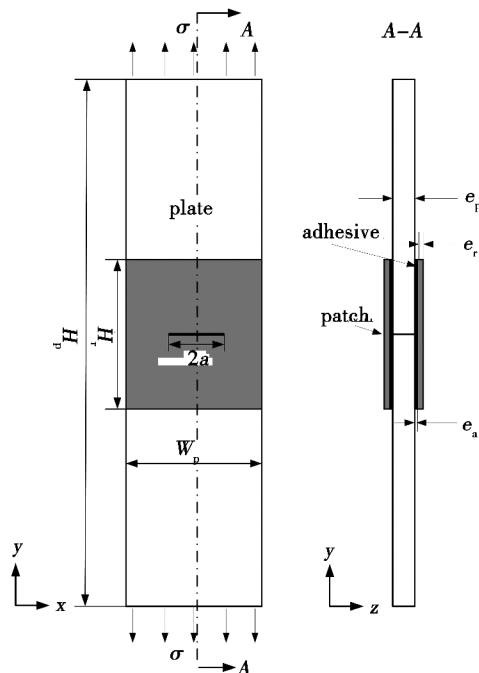


图 1 试件尺寸

Fig.1 Configuration of the specimen

铝合金裂纹板长度 $H_p = 200$ mm, 铝板宽度 $W_p =$

40 mm, 铝板厚度 $e_p = 3$ mm, 胶层厚度为 0.1 mm。采用双面、等宽度修补。补片长度 H_r , 补片厚度 e_r , 补片铺层方式待定。金属板、复合材料补片及胶黏剂的材料常数见表 1。

表 1 材料属性^[12]

Tab.1 Materials properties

材料	E_L 轴向 /GPa	E_T 径向 /GPa	G /GPa	ν_L	ν_T	α_L 轴向 / $10^{-6}K^{-1}$	α_T 径向 / $10^{-6}K^{-1}$
LY12-CZ	73.8	-	27.7	0.33	-	23.4	-
T300/E51	138	9.7	6.9	0.3	0.02	-0.7	27
E51	2.8	-	1.10	0.294	-	79.3	-

2 补片参数优化

2.1 正交设计

选取三个可变因子,即补片长度 $H_r(A)$, 补片厚度 $e_r(B)$, 及补片铺层方式(C), 各因子及对应水平见表 2。其中,最底层纤维的 0°方向要与金属板最大主应力方向一致,设计纤维铺层方向时只能从第二层开始设计铺层方向,并遵循对称原则。选用 $L_9(3^4)$ 型正交表,试验安排见表 3。

表 2 因子及水平

Tab.2 Factor and level

水平	A/mm	B/mm	C
1	20	0.4	$[0^\circ]_s$
2	40	0.8	$[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$
3	60	1.2	$[0^\circ/90^\circ]_s$

表 3 正交试验计划

Tab.3 Orthogonal experiment plan

试验号	A/mm	B/mm	C
1	1(20)	1(0.4)	1 $\{[0^\circ]_s\}$
2	1(20)	2(0.8)	2 $\{[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s\}$
3	1(20)	3(1.2)	3 $\{[0^\circ/90^\circ]_s\}$
4	2(40)	1(0.4)	2 $\{[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s\}$
5	2(40)	2(0.8)	3 $\{[0^\circ/90^\circ]_s\}$
6	2(40)	3(1.2)	1 $\{[0^\circ]_s\}$
7	3(60)	1(0.4)	3 $\{[0^\circ/90^\circ]_s\}$
8	3(60)	2(0.8)	1 $\{[0^\circ]_s\}$
9	3(60)	3(1.2)	2 $\{[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s\}$

由此可见,用正交表 $L_9(3^4)$ 安排试验共有 9 个不同的水平组合。该试验为 3 因子 3 水平试验,全部水平组合共有 27 个。现在仅需对其中 9 个进行试验,也称为 1/3 实施,很大程度上减少了试验次数,降低了试验成本。

2.2 修复结构有限元模型

利用 Abaqus 软件对修复结构进行建模,模型由金属裂纹板、胶层以及复合材料补片三部分组成。为

减小模型的网格规模,提高计算效率,取修复模型的1/4进行建模,通过设置对称边界条件实现对整个修复结构的模拟。在网格划分过程中将全局种子尺寸设置为2 mm。为提高SIF的计算精度,需在裂纹尖端附近进行网格细化,以裂纹尖端为圆心做半径为3 mm的圆,在圆周及裂纹线上布置0.2 mm的局部种子。根据模型各组成部分特点进行单元选择,铝板采用实体单元C3D8R,胶层采用黏性单元COH3D8。由于复合材料补片为层合结构,因此选用SC8R单元进行模拟。网格类型均选用Sweep扫掠网格。接触部分采用Tie约束协调各部分关系。总体单元数量为129 82个,图2所示为模型整体及局部网格划分情况。为模拟实际修补中的高温固化及冷却过程,在有限元分析时设置两个分析步(step),设置初始温度场变量为120℃,自由边界条件,模拟修复结构的高温固化过程。第一个分析步将温度缓慢降至25℃,自由边界条件,模拟固化后的冷却过程,此时结构中已产生残余热应力。第二个分析步时保持温度不变,为模拟加载过程,先将模型一端固定,而后在另一端施加如图1所示方向的均布载荷 σ 。

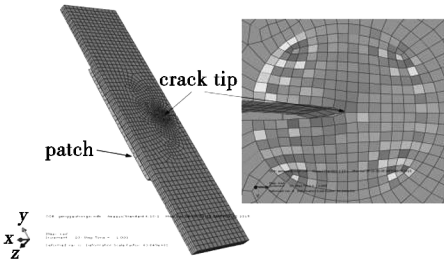


图2 修复结构的有限元模型

Fig.2 Finite element model of repaired structure

3 结果与讨论

引入无量纲系数 y 表征修复效果:

$$y = 1 - \frac{K_p}{K_u} \quad (1)$$

式中, K_p 、 K_u 分别为复合材料修补前后金属板裂纹尖端的SIF。从上式可知, y 值越大说明修复后的SIF越小,裂纹尖端的应力状况改善越明显,修复效果越好。

3.1 总平方和分解

为考察引起指标 y_1, y_2, \dots, y_n 波动的原因,首先对其进行总平方和分解。将其分别以平方和形式进行表示。具体形式如下:

$$S_T = \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2 \quad f_T = n - 1 \quad (2)$$

式中, $MS_{\text{因}} = S_{\text{因}}/F_{\text{因}}$ 、 $MS_e = S_e/F$ 分别为因子和误差

若记 $S_T = \sum_{i=1}^n y_i$,则试验结果总平均 $\bar{y} = T/n$, n 表示试验次数, f_T 是 S_T 的自由度。

第 j 列的平方和为:

$$S_j = \frac{n}{q} \sum_{k=1}^q (\bar{T}_{jk} - \bar{y})^2 f_j = q - 1 (j = 1, 2, 3, 4) \quad (3)$$

式中, $S_4 = \sum_{i=1}^3 3(\bar{\varepsilon}_{4i} - \bar{\varepsilon})^2$ 仅反映误差引起的波动,且有 $E(S_4) = 2\sigma^2$ 。获得总平方和分解公式

$$S_T = S_1 + S_2 + S_3 + S_4 \quad (4)$$

综上,根据上述各公式可以用列表的方法计算各列的平方和,如表4所示。通过代数运算,可以用下式计算各列平方和与总平方和:

$$\begin{cases} S_j = \sum_{i=1}^4 \frac{T_i^2}{3} - \frac{T^2}{n} & (j = 1, 2, 3, 4) \\ S_T = \sum_{i=1}^{16} y_i^2 - \frac{T^2}{n} \end{cases} \quad (5)$$

式中, $n=9$ 是试验次数, T 是所有试验数据的总和。计算结果列于表4。

表4 试验结果及计算

Tab.4 Test result and calculation

试验号	A	B	C	4	y
1	1	1	1	1	0.34
2	1	2	2	2	0.29
3	1	3	3	3	0.37
4	2	1	2	3	0.24
5	2	2	3	1	0.35
6	2	3	1	2	0.41
7	3	1	3	2	0.29
8	3	2	1	3	0.39
9	3	3	2	1	0.29
T_1	1	0.87	1.14	0.98	$T=2.97$
T_2	1	1.03	0.82	0.99	$\sum y_i^2 =$
T_3	0.97	1.07	1.01	1	1.0051
S	0.00020	0.00747	0.01727	0.00007	$S_T=0.025$

3.2 F 检验

通过F检验,可分析出各因子对修补效果的影响是否显著。由于 $S_{\text{因}}$ 与 S_e 独立,且 $S_e/\sigma^2 \sim \chi^2_{f_e}$ 。当因子的效应均为0时,有 $S_{\text{因}}/f_{\text{因}} \sim \chi^2_{f_{\text{因}}}$ 。所以,如果其中一个因子的效应为0则:

$$F_{\text{因}} = \frac{S_{\text{因}}/(\sigma^2 f_{\text{因}})}{S_e/(\sigma^2 f_e)} (MS_{\text{因}}/MS_e) \sim F_{\text{因}}(f_{\text{因}}, f_e) \quad (6)$$

的均方和。 $f_{\text{因}}$ 、 f_e 分别为对应因子和误差的自由度。

具体计算如表 5 所示。

表 5 方差分析表

Tab.5 Analysis of variance(ANOVA)

来源	S	f	MS	F
因子 A	0.00020	2	0.000100	2.857143
因子 B	0.00747	2	0.003735	106.7143
因子 C	0.01727	2	0.008635	246.7143
误差 e	0.00007	2	0.000035	
T	0.02501	8	$F_{0.99}(2,2) = 99$	

如果 $(F_{\text{因}} = MS_{\text{因}}/MS_e) > [F_{1-\alpha}(f_{\text{因}}, f_e)]$, 则说明在显著性水平为 α 的前提下, 该因子水平是显著的。其中 $F_{1-\alpha}$ 是相应自由度的 F 分布的 $1-\alpha$ 分位数。

由两组试验数据的方差分析表可知, 因子 B、C 的 F 比均大于 $F_{0.99}(2,2) = 99$, 因此, 因子 B 与 C 均在置信度为 99% 时显著, 因子 A 的 F 值远小于 $F_{0.99}(2,2) = 99$, 因此因子 A 不显著。即: 补片厚度及铺层顺序对修复效果的影响显著, 而在所选范围内的补片长度对修复效果影响不显著。

3.3 贡献率分析

为进一步研究对结果有显著影响的各因子的贡献率, 要对显著因子进行贡献率分析。由于 $S_{\text{因}}$ 中既有因子效应又有误差效应, 可将贡献率 $\rho_{\text{因}}$ 表示为:

$$\rho_{\text{因}} = \frac{S_{\text{因}} - f_{\text{因}} \cdot MS_e}{S_T} \quad (7)$$

式中, $S_{\text{因}} - f_{\text{因}} \cdot MS_e$ 为因子的纯平方和。将表 5 中因子 B、C 的数据代入上式可得二者的贡献率分别为 $\rho_B = 29.59\%$ 、 $\rho_C = 68.77\%$ 。即: 补片铺层顺序对修复效果的影响最为显著, 补片厚度的影响小于补片铺层顺序的影响。

对于误差而言, 纯误差平方和为:

$$S_e + f_A \cdot MS_e + f_B \cdot MS_e + f_C \cdot MS_e = f_T \cdot MS_e \quad (8)$$

因此, 误差贡献率可表示为:

$$\rho_e = f_T \cdot MS_e / S_T \quad (9)$$

由表 4 数据可得误差贡献率 $\rho_e = 1.12\%$, 由此可见有限元计算引起的误差很小, 在工程应用允许误差范围内。

3.4 最佳水平组合

如图 3 所示各因子的最佳水平分别为 A_1 与 A_2 、 B_3 、 C_1 。所以最佳水平组合为 $A_1B_3C_1$ 与 $A_2B_3C_1$ 从中可以发现最后经过分析得出的最佳水平组合与正交表 9 个试验中最好的组合 $A_2B_3C_1$ 相同。同时, 从图 3 中也可看出, 补片长度在所选范围内对修复效果影响不显著, 且由于采用等宽度修补, 为方便实际操作, 拟选用正方形补片, 既选用宽度为 $A_2 = 40$ mm 的补片。补片厚度从 0.4 mm 增加至 0.8 mm 时修复效果提升明显, 而 0.8 mm 与 1.2 mm 两种厚度补片修复效果接

近, 因此在后续验证试验时分别选用 $B_2 = 0.8$ mm 与 $B_3 = 1.2$ mm 两种厚度, 验证正交分析结论。[0°]_s 和 [$0^\circ/90^\circ$]_s 两种铺层方式的修复效果接近, 同时考虑到实际修补结构并非单向受载的实际情况, 因此选用 C_3 即 [$0^\circ/90^\circ$]_s 的铺层方式更有助于提升其在实际工程应用中修复效果。

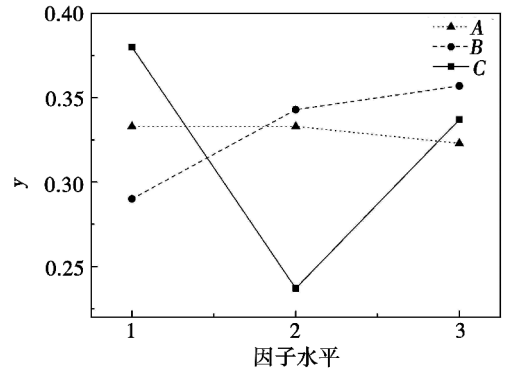


图 3 各因子水平均值图

Fig.3 Mean value graph of each factor level

4 验证试验

综合正交分析结果与工程应用实际情况, 选用 $A_2B_2C_3$ 和 $A_2B_3C_3$ 两种补片对铝合金裂纹板进行修复, 再对其进行静拉伸试验。并与同尺寸完好板及裂纹板静拉伸结果进行对比, 考察其修复效果。如图 4 所示为各类试验件的载荷—位移曲线。

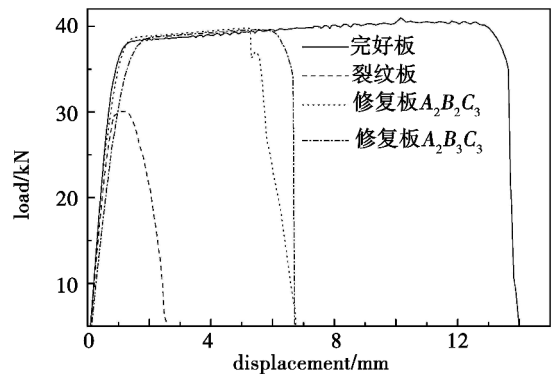


图 4 静拉伸试验结果

Fig.4 Tension test results

采用 $A_2B_2C_3$ 补片修复后的静强度为未修复裂纹板的 1.31 倍, 恢复至完好板的 96.6%。采用 $A_2B_3C_3$ 补片修复后静强度为未修复裂纹板的 1.32 倍, 恢复至完好板的 97.2%。二者的延伸率相同, 均为未修复裂纹板的 2.24 倍, 均恢复至完好板的 50.7%。从试验结果可知二者的修复效果均较好, 且补片厚度从 0.8 增至 1.2 mm 后修补效果提升不明显, 与正交分析所得结论相同。

5 结论

利用考虑残余热应力的三维有限元模型, 并结合正交设计分别考察了补片长度、厚度、铺层顺序对金属裂纹板复合材料胶接修复效果的影响。并利用试

验对正交分析结果进行了验证。得出以下几点结论。

(1) F 检验结果表明,在 99%置信度水平下,补片厚度及铺层顺序对修复效果的影响显著,而在所选范围内的补片长度对修复效果影响不明显,因此在修复设计时要着重考虑补片厚度及铺层顺序;

(2) 通过贡献率分析表明,补片铺层顺序对修复效果的影响要大于补片厚度的影响,补片铺层顺序及补片厚度的贡献率分别为 $\rho_C = 68.77\%$ 、 $\rho_B = 29.59\%$ 。且在整个分析过程中,误差贡献率仅为 1.12%,误差得到了有效控制,结论较为可靠;

(3) 综合分析选用 $A_2B_2C_3$ 和 $A_2B_3C_3$ 两种补片对铝合金裂纹板进行修复。静拉伸试验结果表明,采用 $A_2B_2C_3$ 补片修复后静强度为未修复裂纹板的 1.31 倍,恢复至完好板的 96.6%。采用 $A_2B_3C_3$ 补片修复后静强度为未修复裂纹板的 1.32 倍,恢复至完好板的 97.2%。二者的延伸率相同,均为未修复裂纹板的 2.24 倍,均恢复至完好板的 50.7%。因此,二者的修复效果均较好,且补片厚度从 0.8 增至 1.2 mm 后修补效果提升不明显,正交分析得出的结论可靠。

参考文献

[1] 穆志韬.海军飞机结构腐蚀损伤规律及使用寿命研究[D].北京航空航天大学,北京:2001.

[2] 穆志韬,曾本银,等.直升机结构疲劳[M].北京:国防

工业出版社,2009:14-15.

[3] 苏维国,穆志韬,朱做涛,等.金属裂纹板复合材料单面胶接修补结构应力分析[J].复合材料学报,2014,31(3):

[4] 苏维国,穆志韬,王朔.金属裂纹板复合材料胶接修补结构裂纹扩展行为研究[J].沈阳航空航天大学学报,2014,31(1):37-40.

[5] SANDOW F A, CANNON R K. Composite repair of cracked aluminum alloy aircraft structure [R]. AD-A 190 514.

[6] 刘艳红,徐建新,孙智强,等.复合材料补片胶接修补结构的有限元分析[J].中国民航学院学报,2000,18(6):13-16.

[7] 代永朝.基于有限元法的飞机蒙皮裂纹加强补片优化设计[J].新技术新工艺,2014(11):34-36.

[8] 吕胜利,程起有,等.损伤复合材料层合板胶接修理的优化设计[J].机械强度,2007,29(4):598-600.

[9] 陈礼威,章向明,苏意驹.复合材料修复含孔洞钢板有限元分析[J].船舶工程,2008,37(3):14-17.

[10] 陈礼威,章向明.含孔洞钢板复合材料修复疲劳寿命数值分析[J].海军工程大学学报,2008,20(3):36-39.

[11] 侯成莉.基于剩余寿命的金属板/复合材料胶接修补优化设计[D].南京航空航天大学,南京:2011.

[12] ALBEDAH A, BACHIR B, BOUIADJRA AMINALLAH L, et al. Numerical analysis of the effect of thermal residual stresses on the performances of bonded composite repairs in aircraft structures [J]. Composites: Part B. 2011, 42: 511-516.

—————
(上接第 13 页)

[24] DRAPER S L, LERCH B A, LOCCI I E, et al. Effect of exposure on the mechanical properties of Gamma MET PX [J]. Intermetallics, 2005, 13: 1014-1019.

[25] SCHMITZ-NIEDERAU M, SCHUTZE M. Cracking and healing of oxide scales on Ti-Al alloys at 900°C [J]. Oxidation of Metals, 1999, 52: 241-276.

[26] ZHANG YANQING, YANG HUI MIN, LIANGSHUN. As-cast structure refinement of Ti-46Al alloy by hafnium and boron additions [J]. China Foundry, 2009(6): 115-118.

[27] HU D, YANG C, HUANG A, et al. Grain refinement in beta-solidifying Ti44Al8Nb1B [J]. Intermetallics, 2012, 23: 49-56.

[28] 方璐,丁贤飞,张来启,等.长期热循环条件下全片层高 Nb-TiAl 合金显微组织稳定性 [J]. 金属学报, 2013, 49: 1416-1422.

[29] XU X, LIN J, HAN D. Effect of Al on Microstructures and Properties of Ti-45Al-8.5Nb-0.2B-0.2W Alloy [C]. 中国材料大会 2012 第 15 分会场: TiAl 合金及先进结构金属间化合物材料论文集, 2012: 44-49.

[30] MAURICE V, NOUMET A G, ZANNA S, et al. Dual surface and bulk control by Nb of the penetration of environmental elements in TiAl intermetallic alloys [J]. Acta Materialia, 2008, 56: 3963-3968.

[31] TIAN S, WANG Q, YU H, et al. Microstructure and creep behaviors of a high Nb-TiAl intermetallic compound based alloy [J]. Materials Science and Engineering: A, 2014, 614: 338-346.

[32] CHEN G, SUN Z, ZHOU X. Oxidation and mechanical behavior of intermetallic alloys in the Ti-Nb-Al ternary system [J]. Materials Science & Engineering A, 1992, 153: 597-601.

[33] 陈国良.有序金属间化合物结构材料物理金属学基础[M].北京:冶金工业出版社,1999.

[34] ZHANG W J, CHEN G L, APPEL F, et al. A preliminary study on the creep behavior of Ti - 45Al - 10Nb alloy [J]. Materials Science & Engineering A, 2001, 315: 250-253.

[35] CHEN G L, XU X J, TENG Z K, et al. Microsegregation in high Nb containing TiAl alloy ingots beyond laboratory scale [J]. Intermetallics, 2007, 15: 625-631.

[36] 李光燕,赵丽利,张来启,等.Y 含量对高 Nb-TiAl 合金循环氧化行为的影响 [J]. 稀有金属材料与工程, 2011, 40: 1000-1004.

[37] 梁伟,石巨岩,马晓霞,等.钛铝基合金渗硅层结构及抗高温氧化性能初探 [J]. 材料热处理学报, 2003, 24: 16-19.

[38] XIONG H P, MAO W, XIE Y H, et al. Liquid-phase siliconizing by Al - Si alloys at the surface of a TiAl-based alloy and improvement in oxidation resistance [J]. Acta Materialia, 2004, 52: 2605-2620.

[39] YANG M R, WU S K. The improvement of high-temperature oxidation of Ti - 50Al by anodic coating in the phosphoric acid [J]. Acta Materialia, 2002, 50: 691-701.

[40] CHU M S, WU S K. The improvement of high temperature oxidation of Ti - 50Al by sputtering Al film and subsequent interdiffusion treatment [J]. Acta Materialia, 2003, 51: 3109-3120.