

# 2E12 铝合金中心孔板材疲劳寿命分析

## Fatigue Life Analysis of Aluminum Alloy 2E12 Plates with Center Holes

杜凤山<sup>1,2</sup>, 王丹超<sup>2</sup>, 闫 亮<sup>2</sup>, 戴圣龙<sup>1</sup>, 杨守杰<sup>1</sup>

(1 北京航空材料研究院, 北京 100095;

2 燕山大学 机械与工程学院, 河北 秦皇岛 066004)

DU Feng-shan<sup>1,2</sup>, WANG Dan-chao<sup>2</sup>, YAN Liang<sup>2</sup>, DAI Sheng-long<sup>1</sup>, YANG Shou-jie<sup>1</sup>

(1 Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;

2 School of Mechanical Engineering, Yanshan University, Qinhuangdao 066004, Hebei, China)

**摘要:** 以 2E12 铝合金光滑疲劳实验为基础, 结合有限元软件 ABAQUS 和疲劳分析软件 MSC. Fatigue, 详细地介绍了疲劳寿命预测的流程和实现过程。进行疲劳寿命分析, 分析结果表明孔径与板长之比  $D/L$  对板材疲劳寿命有显著的影响,  $D/L$  与对数寿命呈幂函数关系。数值模拟结果与理论计算结果基本相吻合, 进行疲劳寿命分析, 分析结果表明孔径与板长之比  $D/L$  对板材疲劳寿命有显著的影响,  $D/L$  与对数寿命呈幂函数关系。

**关键词:** 疲劳实验; 数值模拟; 疲劳寿命分析; MSC. Fatigue

**中图分类号:** TG 146 2+1      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4381(2009)07-0058-04

**Abstract:** On the basic of the fatigue tension test of aluminum alloy 2E12, the process and realization process of fatigue life prediction is deeply introduced by using FEM software ABAQUS and fatigue analysis software MSC. Fatigue. Numerical simulation results are consistent with the theoretical calculation results and the reliability of numerical simulation to analyze the fatigue life of products is verified. Then aluminum alloy 2E12 plates models with different aperture to analyze fatigue life are created. The results show that the ratio of aperture and the length has a marked impact on fatigue life and  $D/L$  has power function relation with logarithmic life.

**Key words:** fatigue test; numerical simulation; fatigue life analysis; MSC. Fatigue

疲劳破坏是工程结构和机械失效的主要原因之一, 引起疲劳失效的循环载荷峰值往往远远小于根据静态断裂分析估算出来的“安全”载荷。因此开展疲劳研究有着重要的意义。

在疲劳设计中有限元技术已经成为一种不可缺少的分析工具。根据有限元获得的应力应变结果进行进一步的疲劳寿命设计已经在一些重要的工业领域(如汽车、航空、航天和机器制造)得到应用。与基于试验的传统方法相比, 有限元疲劳计算能够提供零部件表面的疲劳寿命分布图, 可以在设计阶段判断零件的疲劳寿命薄弱位置, 通过修改设计可以预先避免不合理的寿命分布。本文采用的数值模拟方法关联有限元软件 ABAQUS 和疲劳分析软件 MSC. Fatigue, 依据材料的疲劳性能, 对照结构所受到的载荷历程, 按分析模型来确定结构的疲劳寿命。这能减少试验的数量, 缩短产品的开发周期, 进而降低开发成本, 大大提高市场的竞争力<sup>[1,2]</sup>。

2E12 铝合金在航空航天工业中应用十分广泛, 具

有优良的室温强度、硬度、断裂韧性及抗疲劳特性。研究 2E12 铝合金的抗疲劳能力, 能够适应国内航空航天事业的发展, 对于国内现代飞机抗疲劳设计的安全性也具有重要的参考价值<sup>[3,4]</sup>。

本工作以 2E12 铝合金光滑疲劳实验为基础, 对计算模型施加与疲劳试验等效的边界条件、载荷, 采用数值模拟方法进行疲劳寿命计算, 同根据实验点计算出的理论值进行比较, 结果基本吻合。并对不同孔径的 2E12 铝合金中心孔板进行疲劳寿命预测, 讨论了孔径变化对板材疲劳寿命的影响规律。

### 1 实验方法

实验用料来自东北轻合金加工厂 2E12-T3 态的 2mm 厚板材。高周疲劳实验在 JXG-100 疲劳实验机上进行, 采用板材试样, 并参照 Q/6S 977-2004 标准制成标准试样, 疲劳试样如图 1 所示。在室温、实验室空气介质的环境下进行实验, 实验频率为 110~

120Hz, 应力比分别取  $R=0.1$ , 应力集中系数分别取  $K_t=1$ 。

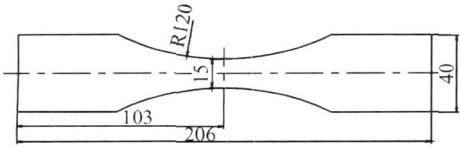


图 1 光滑疲劳试样  
Fig. 1 Smooth fatigue specimen

2 实验结果

疲劳实验结果如图 2 所示, 随着应力水平的降低其疲劳寿命增加。

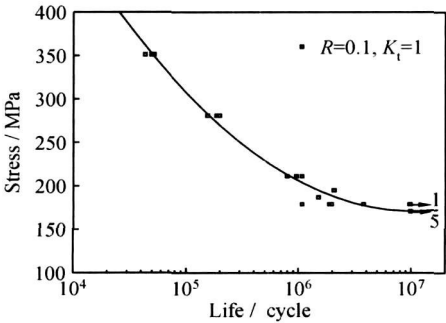


图 2 光滑试样的 S-N 曲线  
Fig. 2 The S-N curve for smooth specimens

3 标准试样模型的应力分析

3.1 材料参数

2E12 铝合金的材料参数为: 弹性模量  $E=71\text{GPa}$ , 泊松比  $\mu=0.35$ 。

3.2 有限元模型

利用有限元软件 ABAQUS 对试样进行应力分析。根据几何形状和载荷的对称性, 选取四分之一模型进行分析。采用 20 节点 C3D20 单元划分网格, 对中部拉断区进行网格细分, 计算模型和网格如图 3 所示。

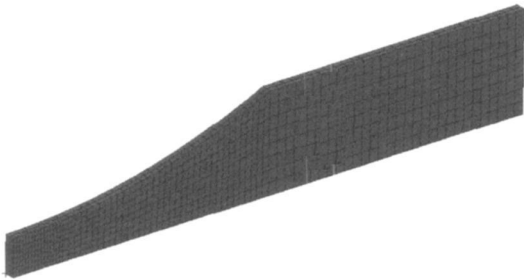


图 3 有限元模型  
Fig. 3 Finite element model

3.3 定义等效边界条件和载荷

对有限元模型构造与疲劳试验过程中所受载荷、约束的等效条件。试样模型左边施加对称边界条件  $U_1=U_{R1}=U_{R3}=0$ , 底边施加对称边界条  $U_2=U_{R1}=U_{R3}=0$ , 右端分别施加拉伸载荷  $F_1=85\text{MPa}$ ,  $F_2=100\text{MPa}$ ,  $F_3=110\text{MPa}$  进行分析, 模型代号依次为 C1, C2, C3。

3.4 有限元计算结果及分析

有限元模型的局部应力云纹图如图 4 所示(三个模型的应力云纹图分布基本相同, 图 4 仅给出 C1 模型的云纹图代表), 最大应力产生在模型面积最小的位置, 最大应力节点均为节点 363, 应力值分别为  $S_{\max 1}=236.5\text{MPa}$ ,  $S_{\max 2}=278.2\text{MPa}$ ,  $S_{\max 3}=306.0\text{MPa}$ 。

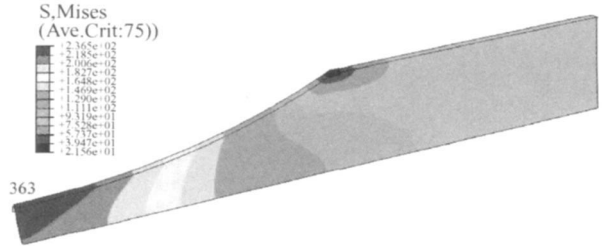


图 4 Mises 应力云纹图  
Fig. 4 Mises stress counter

4 标准试样的疲劳寿命分析

本工作采用 MSC. Fatigue 软件的主要分析功能对铝合金进行疲劳寿命分析, 即根据 S-N 曲线进行全寿命分析。这是最传统的疲劳寿命分析, 它以材料或零件的应力为基础, 用雨流循环计数法和 Miner 线性累计损伤理论, 进行全寿命分析。

将 3.4 中 ABAQUS 所计算的应力结果导入 Patran, 再利用嵌入在 Patran 中的 MSC. Fatigue 程序模块进行寿命预测。

4.1 材料的 S-N 曲线

将 2E12 铝合金的相关材料参数输入 MSC. Fatigue 程序的 PEMAT 中生成材料的 S-N 曲线, 如图 5 所示。

4.2 载荷历程

根据试样在疲劳拉伸试验中的实际工况, 其载荷波为正弦波、应力比为  $R=0.1$ , 调用 MSC. Fatigue 软件的 PTME 模块, 生成一个正弦变化的载荷时间历程, 并且设置载荷类型、单位, MSC. Fatigue 计算时, 按此规律变化一次对应疲劳分析的一个循环。生成的循环应力载荷时间历程如图 6 所示。

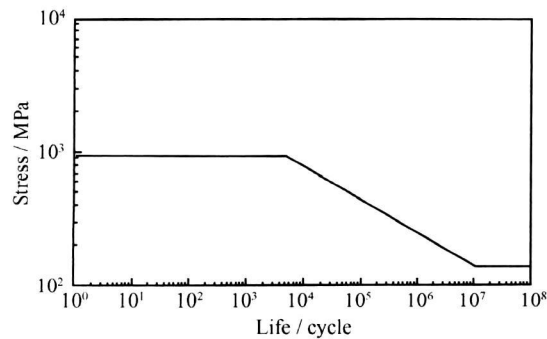


图 5 S-N 曲线  
Fig. 5 S-N curve

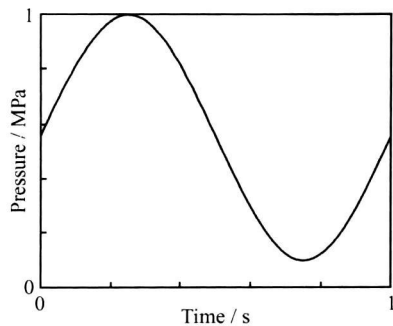


图 6 应力的载荷时间历程  
Fig. 6 Load-time history of stress

4.3 疲劳寿命分析结果

对铝合金疲劳试样模型的寿命分析中, 选择 Goodman 平均应力修正方法, 应用了材料的  $S-N$  曲线, 关联有限元载荷工况和载荷时间历程, 并提交计算。疲劳计算的结果如图 7 及表 1 所示。由图 7 可知对数疲劳寿命的最小值也在各模型面积的最小位置, 寿命最小值的节点为节点 363, 这和图 4 所示的最大应力值所在位置一致。由此可看出所加的载荷越大, 其对数寿命值就越小。

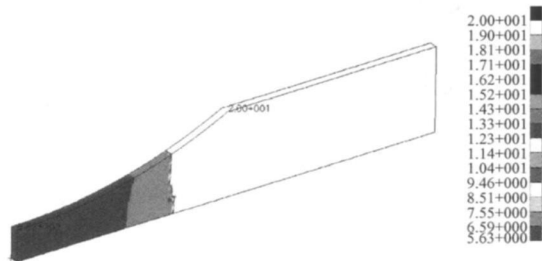


图 7 对数疲劳寿命云图  
Fig. 7 Fatigue life counter

4.4 疲劳寿命分析值和理论值比较

根据表 2 疲劳实验的实验点的疲劳寿命插值, 求得各应力幅值下的疲劳寿命, 并与模拟数值进行比较,

表 1 模型的对数疲劳寿命结果

Table 1 Fatigue life results of model

Model code	C <sub>1</sub>	C <sub>2</sub>	C <sub>3</sub>
Log life	5.6338	5.2337	5.0059
N / cycle	4.304E5	1.713E5	1.014E5

对比结果见表 3。由表 3 看出, 数值模拟计算值和理论计算值基本相吻合, 这说明疲劳寿命的数值模拟具有一定可靠性。下面利用此方法对 2E12 铝合金中心孔板进行疲劳寿命预测, 以探求孔径大小和疲劳寿命之间的关系。

表 2 疲劳试验点数据

Table 2 Fatigue test data points

Fatigue life	9.493E5	1.821E5	4.89E4
S <sub>max</sub> / MPa	210	280	350

表 3 结果比较

Table 3 Comparison of results

S / MPa	S <sub>max</sub> / MPa	Log life		Error / %
		Simulation result	Theory result	
85	236.5	4.304E5	4.799E5	10.31%
100	278.2	1.713E5	1.883E5	9.02%
110	306.0	1.014E5	1.079E5	6.02%

5 中心孔板的疲劳寿命分析

5.1 模型

选取开有中心孔的 2E12 铝合金板, 如图 8 所示。其中长度  $L = 3000\text{mm}$ , 宽度  $W = 1500\text{mm}$ , 厚度  $\delta = 2\text{mm}$ , 两端同时对其施加拉伸载荷  $S = 60\text{MPa}$ , 改变孔径  $D$ , 在循环载荷应力比为  $R = 0.1$  的情况下对不同孔径的 14 个模型进行寿命预测。由于模型具有对称性, 选取模型的四分之一进行有限元分析。

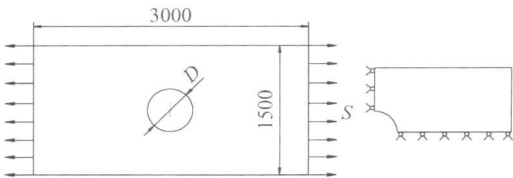


图 8 中心孔板模型

Fig.8 Model of plate with center hole

5.2 疲劳寿命分析结果

前边已经在 2E12 铝合金疲劳试样的模型的基础上详细介绍了疲劳寿命预测的数值模拟过程, 由于篇幅关系, 不再介绍 2E12 铝合金板材的数值模拟过程,

将其有限元应力分析结果及疲劳寿命预测结果列于表 4。从表 4 可以看出,随着孔径和板长  $D/L$  之比的增

大,对数寿命值不断减小,且在孔径与板长之比小到某一数值之后,此中心孔板的疲劳寿命值几乎保持不变。

表 4 各模型的计算结果  
Table 4 Results of models

$D/\text{mm}$	$D/L$	$S_{\text{max}}/\text{MPa}$	$\lg N$	$N/\text{cycle}$	$D/\text{mm}$	$D/L$	$S_{\text{max}}/\text{MPa}$	$\lg N$	$N/\text{cycle}$
900	0.3	321.708	4.8595	7.236E4	200	0.0667	183.985	6.197	1.574E6
800	0.2667	278.994	5.2377	1.713E5	100	0.0333	180.963	6.2722	1.872E6
700	0.2333	248.175	5.6338	4.304E5	50	0.0167	180.207	6.3377	2.176E6
600	0.2	225.676	5.7958	6.249E5	20	0.0067	180.023	6.3377	2.176E6
500	0.1667	209.301	5.9022	7.984E5	10	0.0033	179.99	6.3377	2.176E6
400	0.1333	197.539	6.0754	1.19E6	5	0.0017	179.868	6.3377	2.176E6
300	0.1	189.349	6.197	1.574E6	1	0.0003	176.184	6.3377	2.176E6

5.3 曲线拟合

根据表 4 的计算结果得到对数寿命  $\lg N$  和  $D/L$  之比的关系曲线(见图 9),并对其进行一阶衰减指数拟合,其拟合关系式为幂函数:  $\lg N = 6.4465 - 0.11382e^{(\frac{D}{L})^{0.11397}}$ 。将  $D/L$  之比带入拟合公式,得到 2E12 中心孔板在不同  $D/L$  下的疲劳寿命  $N_0$ ,将拟合结果和分析结果列于表 5,相对误差个别稍大之外,其余都很小,因此可认为 2E12 中心孔板孔径与板长之比  $D/L$  与对数寿命呈幂函数关系。

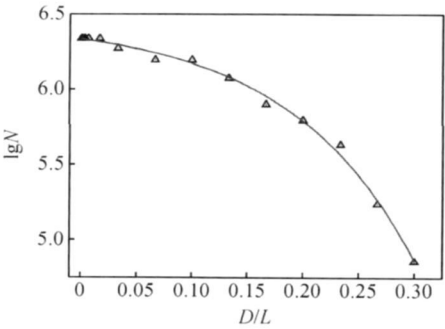


图 9  $D/L$  与疲劳寿命的关系  
Fig. 9  $D/L$  vs fatigue life

表 5 各模型的结果比较  
Table 5 Comparison of models

$D/L$	$N_0/\text{cycle}$	$N/\text{cycle}$	Error/ %	$D/L$	$N_0/\text{cycle}$	$N/\text{cycle}$	Error/ %
0.3	7.308E4	7.236E4	1.00	0.0667	1.746 E6	1.574E6	10.94
0.2667	1.840E5	1.713E5	7.41	0.0333	1.968 E6	1.872E6	5.14
0.2333	3.673 E5	4.304E5	14.66	0.0167	2.064 E6	2.176E6	5.15
0.2	6.142 E5	6.249E5	1.71	0.0067	2.117 E6	2.176E6	2.69
0.1667	9.018 E5	7.984E5	12.9	0.0033	2.135 E6	2.176E6	1.91
0.1333	1.202 E6	1.190E6	1.01	0.0017	2.143 E6	2.176E6	1.52
0.1	1.507 E6	1.574E6	4.24	0.0003	2.148 E6	2.176E6	1.29

6 结论

- (1)通过对疲劳标准试样模型的全寿命分析,能够得到试样表面的疲劳寿命分布图,并且验证了利用数值模拟方法对其进行疲劳寿命分析的可靠性。
- (2)在相同载荷条件下,孔径越大,疲劳寿命值就越小,且在孔径与板长之比小到某一数值之后,此中心孔板的疲劳寿命值几乎保持不变。
- (3)2E12 铝合金中心孔板孔径与板长之比  $D/L$  与对数寿命呈幂函数关系:

$$\lg N = 6.4465 - 0.11382e^{(\frac{D}{L})^{0.11397}}。$$

这一结论对实际产品设计中开孔件的抗疲劳设计具有重要的参考价值。

参考文献

[1] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.  
[2] 周传月. MSC. Fatigue 疲劳分析应用与实例[M]. 北京: 科学出版社, 2005.  
[3] 刘静安, 谢水生. 铝合金材料的应用与技术开发[M]. 北京: 冶金出版社, 2004.  
[4] 杨胜, 易丹青, 杨守杰, 等. 腐蚀环境下 2E12 航空铝合金疲劳裂纹扩展行为研究[J]. 材料工程, 2007, (12): 26- 29.  
[5] 丁文江, 王渠东, 刘满平. 轻合金技术新进展[R]. 中国科学院高技术发展报告, 2002.

### 3 结论

(1) 采用前驱体热分解技术制备的复合粉末通过等离子喷涂可以制备出抗磨性能良好的纳米碳化钛增强的铁基金属陶瓷涂层, 碳化钛颗粒在涂层中分布均匀, 且颗粒细小, 大约为 200~500nm。

(2) TiC/Fe 陶瓷涂层中 TiC 含量较高, 涂层的耐磨性能更好。53% TiC/Fe 金属陶瓷涂层的耐磨粒磨损性能相比基体(45 钢)提高了约 25 倍。均匀弥散分布于金属集体中的细小 TiC 颗粒可以有效地阻止位错的运动和微裂纹的扩张, 明显提高了 TiC/Fe 陶瓷涂层的硬度和强度。

(3) 涂层磨损机制主要为粘着磨损和轻微的剥落。

#### 参考文献

- [1] LIU H Y, HUANG J H. Reactive thermal spraying of TiC/Fe composite coating by using asphalt as carbonaceous precursor [J]. Journal of Materials Science, 2005, 40(15): 4149–4151.
- [2] LIU H Y, HUANG J H. Reactive flame spraying of TiC/Fe cermet coating using asphalt as a carbonaceous precursor [J]. Surface and Coatings Technology, 2006, 200(18–19): 5328–5333.
- [3] STEWART D A, SHIPWAY P H, MCCARTNEY D G. Abrasive wear behavior of conventional and nanocomposite HVOF-sprayed W-Co coatings [J]. Wear, 1999, 225–229: 789–798.
- [4] HE J H, SCHOENUNG J M. A review on nano structured W-Co coatings [J]. Surface and Coatings Technology, 2002, 157: 72–79.
- [5] ZHU J L, HUANG J H, WANG H T, et al. *In-situ* synthesis and microstructure of Ti-Fe36Ni composite coatings by reactive detonation gun spraying [J]. Materials Letters, 2008, 62(12–13): 2009–2012.
- [6] FAN Q C, CHAI H F. Role of iron addition in the combustion synthesis of Ti-Fe cermet [J]. Materials Science, 1997, 32: 4319–4323.
- [7] CLICHE G, DALLAIRE S. Synthesis of TiC and (Ti, W)C in solvent metals [J]. Mater Science Engineering, 1991, 148 A: 319–328.
- [8] QI X, EIGEN N, AUST E, et al. Two-body abrasive wear of nano-

and microcrystalline Ti-Fe based thermal spray coatings [J]. Surface and Coatings Technology, 2006, 200(16): 5037–5047.

- [9] ROBERT A L, ROBERTO O, GIACOMO C, et al. Self-propagating combustion synthesis and plasma spraying deposition of TiC-Fe powders [J]. Ceramics International, 2003, 29(5): 519–526.
- [10] MOREAU C, DALLAIRE S. Plasma spraying of carbon-coated TiC powders in air and inert atmosphere [J]. Surface and Coatings Technology, 1991, 46(2): 189–198.
- [11] CLICHE G, DALLAIRE S. Synthesis and deposition of Ti-Fe coatings by plasma spraying [J]. Surface and Coatings Technology, 1991, 46(2): 199–206.
- [12] GAARD, KRAKHMALEV P, BERGSTROM J. Microstructural characterization and wear behavior of (Fe, Ni)-TiC MMC prepared by DMLS [J]. Journal of Alloys and Compounds, 2006, 421(1): 166–171.
- [13] BJORDAL M, BARDAL E, ROGNE T, et al. Erosion and corrosion properties of WC coatings and duplex stainless steel in sand-containing synthetic sea water [J]. Surface and Coatings Technology, 1995, 86/87: 508–514.
- [14] JONES M, HORLOCK A J. A comparison of the abrasive wear behaviour of HVOF sprayed titanium carbide and titanium boride based cermet coatings [J]. Wear, 2001, 251: 1009–1016.
- [15] PAGOUNIS E, TALVITIE M, LINDROOS V K. Influence of matrix structure on the abrasion wear resistance and toughness of a hot isostatic pressed white iron matrix composite [J]. Metallurgical and Materials Transactions A: Physical Metallurgy and Materials Science, 1996, 27A(12): 4183–4191.

基金项目: 焊接国家重点实验室开放资助项目; 河南杰出人才创新基金资助项目(0421001000)

收稿日期: 2008-04-01; 修订日期: 2008-12-15

作者简介: 张守全(1970—), 男, 工程师, 在职博士生, 主要从事热喷涂、钨基高密度合金和硬质合金的产品研发和生产, E-mail: zhangxm868@sohu.com.

通讯作者: 黄继华, 教授, 博士生导师, 联系地址: 北京科技大学材料学院(100083), E-mail: jihua Huang47@sina.com

(上接第 61 页)

- [6] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2002.
- [7] 石亦平, 周玉蓉. ABAQUS 有限元分析实例详解[M]. 北京: 机械工业出版社, 2006.
- [8] 吴富民. 结构疲劳强度[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1985.
- [9] 杨守杰, 戴圣龙. 航空铝合金的发展回顾与展望[J]. 材料导报. 2005, (2): 76–80.
- [10] LIU J, YUE Z F, LIU Y S. Surface finish of open holes on fatigue life[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics. 2007(47): 35–45.
- [11] DAMIR A N, ELKHATIB A, NASSEF G. Prediction of fatigue life using modal analysis for grey and ductile cast iron[J]. Inter-

national Journal of Fatigue, 2007, 29: 499–507.

- [12] BUCAR T, NAGODE M, FAJDIGA M. An improved neural computing method for describing the scatter of S-N curves[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29: 2125–2137.

基金项目: 国家重点基础研究发展计划 973 计划(2005CB623705)

收稿日期: 2008-07-08; 修订日期: 2008-11-20

作者简介: 杜凤山(1960—), 男, 博士生导师, 从事塑性加工数值模拟技术及高强铝合金的研究, 联系地址: 北京市 81 信箱 2 分箱(100095), E-mail: yanliangyd2003@126.com