

# 铝硅合金缩松、室温屈服强度和拉压疲劳极限的数学关系研究

毛郭灵, 周海涛, 杨晨帆, 王根全, 李耀宗, 强 慧

(车用动力系统全国重点实验室, 中国北方发动机研究所(天津), 天津 300400)

**摘要:** 针对铝硅合金疲劳极限测定成本高、计算误差大的问题, 本研究利用室温拉伸试验、室温拉压疲劳试验和扫描电子显微镜(SEM)等, 构建了缩松、屈服强度和疲劳极限之间的数学定量关系。结果表明, Al-8.5Si-1.2Cu-0.38Mg合金的疲劳断口由裂纹源区、裂纹扩展区和瞬断区组成, 所有断口的裂纹源均有缩松, 缩松是引发疲劳断裂最主要的原因, 并利用数学关系式进行了验证, 表明误差较小。

**关键词:** 铝硅合金; 缩松; 屈服强度; 疲劳极限; 疲劳裂纹源

铝硅合金具有铸造性能好、比强度高和线收缩率小等优点, 被广泛应用于航空航天和汽车制造等领域, 如卫星接收器面罩和柴油机气缸盖等<sup>[1-5]</sup>。评价铝硅合金力学性能是其工业化必不可少的一步<sup>[6-8]</sup>, 缩松缺陷是导致铝硅合金力学性能下降十分关键的因素之一。Ammar等人的研究表明靠近表面的缩松对铝硅合金疲劳寿命的影响较大, 缩松尺寸越大, 疲劳寿命越短<sup>[9]</sup>。GAO等人的研究表明靠近表面的孔洞应力集中程度大, 易作为疲劳裂纹源, 同时还构建了基于孔洞的A356合金的疲劳寿命预测模型<sup>[10]</sup>。杨利用数学拟合的方法分别建立了缩松与室温抗拉强度、疲劳寿命的数学定量关系<sup>[11]</sup>。缩松是决定铝硅合金疲劳极限的关键因素之一<sup>[12-14]</sup>。由机械设计手册的疲劳强度与可靠性设计可知, 铝硅合金的疲劳极限与屈服强度呈一定的比例关系, 屈服强度与疲劳极限联系紧密。目前获取某一样品的疲劳极限通常采用的是升降法, 需要大量的样品和试验时间, 若能建立缩松、屈服强度和疲劳极限之间的数学关系, 便能大大节约试验成本和时间。本研究利用室温拉伸试验、室温拉压疲劳试验和扫描电子显微镜(SEM)等研究铝硅合金缩松对室温屈服强度和拉压疲劳极限的影响, 构建缩松、屈服强度和疲劳极限之间的数学定量关系, 促进铝硅合金的工业化应用。

## 1 试验材料与方法

将外购试验合金锭清洗干净, 放入热处理炉中烘烤3 h以上, 确保完全烤干, 随后装入电阻炉熔化, 温度为730 °C。待熔化完全搅拌10~15 min, 使熔体均匀, 之后在715~720 °C使用C<sub>2</sub>Cl<sub>6</sub>和TiO<sub>2</sub>的混合物进行精炼, 扒渣, 静置15 min, 浇注到模具中, 浇注温度为695 °C。待样品冷却凝固后, 开箱, 切除浇冒口, 然后将样品放在热处理炉中进行固溶热处理, 工艺为545 °C/12 h。随后在10 s内放入温度为60 °C的水中淬火, 待样品冷却到60 °C后, 将其放入热处理炉中进行人工时效热处理, 工艺为165 °C/12 h。最后将样品机械加工到合适尺寸, 并用砂纸打磨光滑。机械加工和砂纸打磨过程中需要用冷却液冷却, 防止温度过高而使样品性能发生改变。如图1(a)所示为室温拉伸试验试样尺寸, 如图1(b)所示为室温拉压疲劳极限试验试样尺寸。室温拉伸试验拉伸速率为2 mm/min, 采用升降法得到室温拉压疲劳极限, 试验

作者简介:

毛郭灵(1994-), 男, 博士, 主要研究方向为兵器装备轻量化技术。E-mail: maoguoling@163.com.

中图分类号: TG146.21

文献标识码: A

文章编号: 1001-4977(2025)12-1559-07

基金项目:

科工局基础产品创新科研项目。

收稿日期:

2025-06-03 收到初稿,

2025-08-29 收到修订稿。

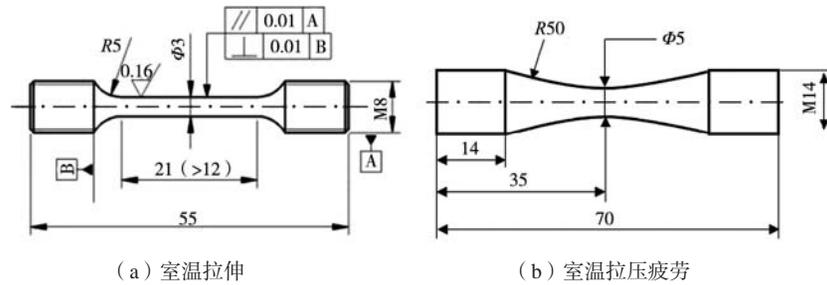


图1 试样尺寸 (单位: mm)

Fig. 1 Sample sizes (Unit: mm)

频率为125 Hz, 对于通过 $2.5 \times 10^7$ 次循环的样品, 加大疲劳试验最大应力, 直至断裂为止。利用电感耦合等离子体原子发射光谱法 (ICP) 测定合金的实际成分, 如表1所示为铝硅合金的实际成分。根据表1的成分可将本研究中铝硅合金称为Al-8.5Si-1.2Cu-0.38Mg合金。利用胶带保护疲劳断口, 防止切取时的金属碎屑污染断口, 切取疲劳断口, 切取断口时不能使用冷却液且需保证温度不能太高而破坏断口, 利用SEM观察分析疲劳断口, 利用IPP (image Pro plus) 软件分析缩松尺寸。

表1 ICP测试的合金成分

Tab. 1 The composition of the alloy analyzed by ICP

$w_B / \%$					
Si	Mg	Cu	Mn	Ti	Al
8.5	0.38	1.2	0.15	0.12	余量

## 2 试验结果

如表2所示为合金的拉伸性能。如表3所示为疲劳试验结果。当疲劳试验循环次数 $>2.5 \times 10^7$ 次时, 表明该试样为无限寿命, 试验加载最大应力小于该试样的疲劳极限, 于是加大最大应力值, 使该试样以疲劳断

表2 合金的拉伸性能

Tab. 2 The tensile properties of alloys

分类	编号	抗拉强度/MPa	屈服强度/MPa	伸长率/%
达到无限寿命的样品	1-1	298	187	9.6
	2-1	298	186	8.8
	3-1	298	187	8.9
未达到无限寿命的样品	1-2	220	165	6.5
	2-2	248	176	5.6
	3-2	235	171	7.9

表3 疲劳试验结果

Tab. 3 The fatigue test results

样品编号	最大应力/MPa	循环次数	断裂情况说明	
			疲劳试验时是否断裂	加速断裂处理
A	86	$3.361 \times 10^6$	是	无
B	82	$>2.5 \times 10^7$	否	最大应力120 MPa, 断裂, 循环次数326 400次
C	86	$>2.5 \times 10^7$	否	最大应力120 MPa, 断裂, 循环次数182 800次
D	90	$>2.5 \times 10^7$	否	最大应力120 MPa, 断裂, 循环次数188 600次
E	94	$6.681 \times 10^6$	是	无
F	86	$3.343 \times 10^6$	是	无
G	86	$>2.5 \times 10^7$	否	最大应力120 MPa, 断裂, 循环次数220 800次
H	90	$8.987 \times 10^6$	是	无
I	86	$3.908 \times 10^6$	是	无
J	84	$>2.5 \times 10^7$	否	最大应力120 MPa, 断裂, 循环次数470 100次

裂的方式断裂, 进而分析所有试样的疲劳裂纹源, 即导致试样疲劳断裂的缩松。

图2为未达到无限寿命样品的疲劳断口照片 (样品A、E、F、H和I), 图3为达到无限寿命样品的疲劳断

口照片 (样品B、C、D、G和J)。由图2和图3可知, 该铝硅合金疲劳断口由裂纹源区 (红色圆圈)、裂纹扩展区 (黄色箭头) 和瞬断区 (蓝色箭头) 组成; 所有样品的裂纹源均有缩松, 缩松是这批样品疲劳断裂

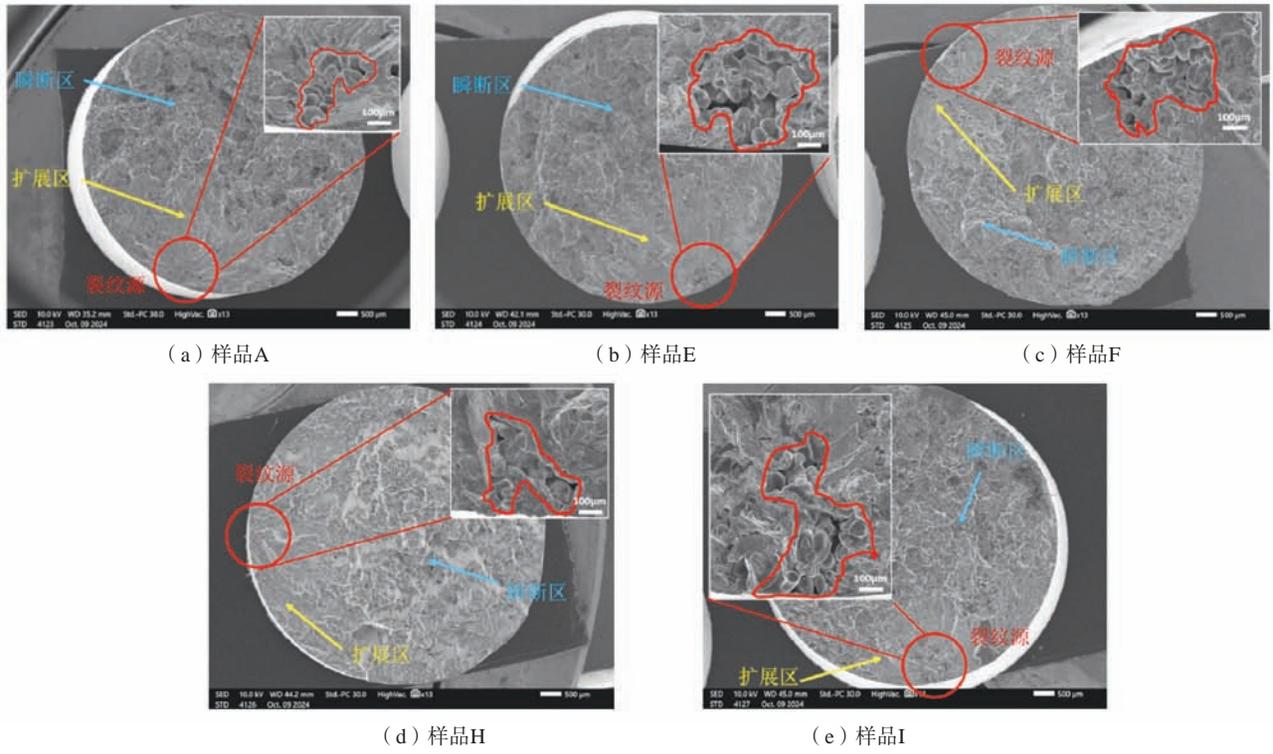


图2 未达到无限寿命样品的疲劳断口照片  
Fig. 2 Fatigue fracture surface of samples that did not reach an indefinite lifespan

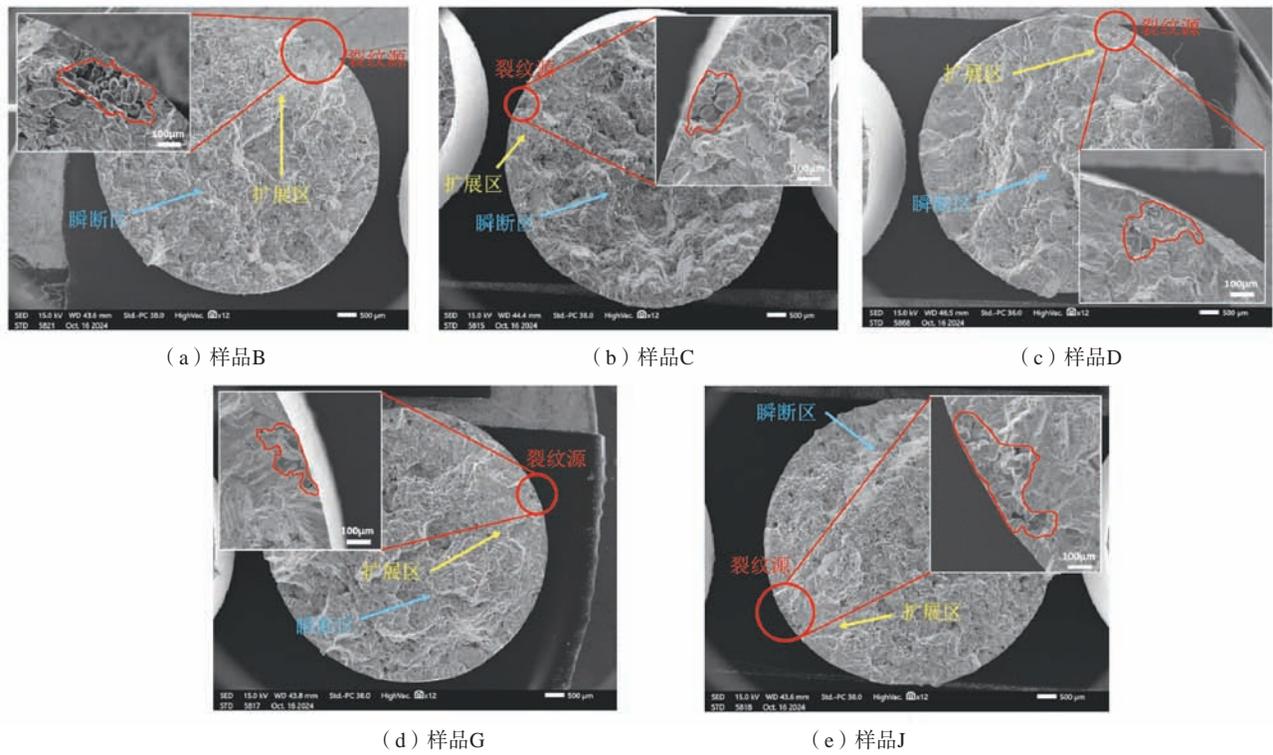


图3 达到无限寿命样品的疲劳断口照片  
Fig. 3 The fatigue fracture images of samples that reached an indefinite lifespan

最主要的原因。表4为利用IPP软件统计得到的裂纹源缩松的尺寸特征，面积是缩松的面积，等效直径是指

将缩松等效为圆后的直径，中心与边缘的距离是指缩松中心到试棒表面的距离。

表4 裂纹源缩松的尺寸特征  
Tab. 4 The size characteristics of shrinkage porosities of crack sources

样品编号	面积/ $\mu\text{m}^2$	等效直径/ $\mu\text{m}$	中心与边缘的距离/ $\mu\text{m}$
A	96 450	311	255
B	139 884	395	162
C	112 536	358	158
D	145 369	362	205
E	287 094	597	333
F	189 530	467	206
G	68 623	264	96
H	56 095	250	200
I	253 968	516	385
J	214 260	469	186

### 3 分析与讨论

目前铝合金室温拉压疲劳极限的获取方法为升降法试验,如第一根试样在达到疲劳寿命之前发生失效,第二根试样便降低一个应力水平进行试验,反之,则第二根试样便增加一个应力水平进行试验,以此类推,以一根失效试样和一根未失效试样为一组,求取平均值,计为该材料的疲劳极限。就铝合金而言,一次完整的升降法试验至少需要5组试样,即10根试样(出现好几根都通过或都失效,无法配对分组的概率很大,因此至少需要10根试样)。一根铝合金试样的循环次数超过两千五百万次视为通过,若以125 Hz的试验频率进行疲劳试验,即每秒加载125次,一根疲劳试验通过的铝合金试样约需56 h的试验时间,则一次完整的铝合金升降法试验至少需要560 h。测定铝合金疲劳极限的费用很高,若能通过一些容易获得的参数计算疲劳极限,将会大大节约成本。

目前已有研究中,利用某些容易获得的参数计算疲劳极限的方法有两种。

一种是对屈服强度小于1 400 MPa的铝合金材料,认为疲劳极限与屈服强度近似成一定的比例关系,比例系数在0.3~0.45之间,利用屈服强度计算疲劳极限。由图2和图3和已有研究<sup>[15-17]</sup>可知,疲劳裂纹源均有缩松存在,缩松是导致疲劳断裂的最主要因素。仅利用屈服强度计算疲劳极限的方法误差较大。

另一种是利用缺陷计算疲劳极限。Murakami等人<sup>[18-20]</sup>的研究表明,缺陷面积与疲劳极限之间存在如下关系:

$$K_I = Y\sigma \sqrt{\pi A_{\text{defect}}} \quad (1)$$

式中: $K_I$ 表示应力强度因子,是与材料的本质属性有关的常数; $Y$ 表示缺陷的形状因子,与缺陷所在位置有关,若缺陷位于样品表面,则 $Y$ 等于常数0.65,若缺

陷位于样品内部,则 $Y$ 等于常数0.5; $\sigma$ 表示疲劳极限; $A_{\text{defect}}$ 表示缺陷面积。缺陷所在位置由 $W = \frac{x}{t}$ 确定, $x$ 表示缺陷的直径, $t$ 表示缺陷中心与样品边缘的距离,若 $W \geq 1.6$ 时,表明缺陷位于样品内部,此时 $Y$ 取常数0.5,若 $W < 1.6$ 时,表明缺陷位于样品表面,此时 $Y$ 取常数0.65。

目前已有部分学者对式(1)进行了验证。Mayer等人的研究表明高压铸造Al-Si-Cu合金, $K_I$ 值为 $1.85 \pm 0.10$ <sup>[21]</sup>。Caton等人的研究表明W319-T7铸造铝合金, $K_I$ 值为2.7<sup>[22]</sup>。Couper等人的研究表明Sr变质的A356合金, $K_I$ 值为1.1~1.4<sup>[23]</sup>。这些研究中的样品均为材料级样品,铝硅合金的组织、屈服强度基本相同,因此可按照关系式(1)进行计算,并求得定值 $K_I$ 。

由上述两种方法可知,缺陷、屈服强度与疲劳极限联系紧密。针对铝硅合金零件,如柴油机气缸盖,结构复杂且壁厚不均,不同位置的缺陷和屈服强度均不相同,使用上述两种方法计算疲劳极限均有较大误差,上述方法工程应用价值不够。另外铝硅合金气缸盖各个位置疲劳极限差异很大,若利用上述计算方式,则无法研究这种差异性,若利用升降法试验的方式,则需很多件气缸盖才能切取出足够数量的样品,周期长且费用高。因此需建立一种缩松、屈服强度和疲劳极限三者之间的数学关系。拟建立数学关系如下:

$$K_{II} = Y \frac{\sigma}{\sigma_{0.2}} \sqrt{\pi A_{\text{defect}}} \quad (2)$$

式中: $K_{II}$ 表示铝硅合金的应力强度因子,是与材料的本质属性有关的常数; $\sigma_{0.2}$ 表示屈服强度; $A_{\text{defect}}$ 表示缺陷面积,由图2和图3可知,缺陷面积即为缩松面积;其他参数意义与式(1)相同。

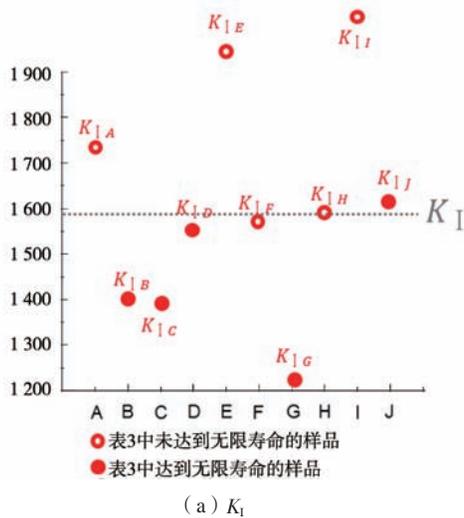
式(1)中 $Y$ 值由表4中的等效直径与中心到边缘的距离求得,式(1)和式(2)中 $A_{\text{defect}}$ 和 $\sigma$ 分别为表4中的面积和表3中的最大应力,式(3)中 $\sigma_{0.2}$ 为表2中的屈服强度,其中达到无限寿命的样品与表3中B、C、D、G和J样品对应,未达到无限寿命的样品与表3中A、E、F、H和I样品对应。只有当式(1)和式(2)中 $K_I$ 和 $K_{II}$ 求得具体数值时,即 $\sigma$ 为疲劳极限,现需依据疲劳试验等数据求解 $K_I$ 和 $K_{II}$ ,因此式(1)和式(2)中 $\sigma$ 为表3中的最大应力。将表2、表3和表4的数据代入式(1)和式(2)中,计算结果如表5所示。将表5的 $K_I$ 和 $K_{II}$ 放入同一坐标系中,如图4所示。如图4(a)所示,未达到无限寿命的样品与达到无限寿命的样品没有明显界线,无法确定值 $K_I$ ,这是因为式(1)没有考虑屈服强度。如图4(b)所示,未达到无限寿命的样品与达到无限寿命的样品有明显界线,确定 $K_{II}$ 值为8.95,代入式(2)中,得到铝硅合金缩松、室温屈服强度和拉压疲劳极限之间的数学关系式如下:

表5 疲劳断口裂纹源缩松尺寸、位置、 $K_I$ 及 $K_{II}$   
Tab. 5 The sizes, locations,  $K_I$  and  $K_{II}$  of fatigue fracture crack source shrinkage porosities

编号	缩松面积/ $\mu\text{m}^2$	W值/缩松位置	Y值	$K_I$	$K_{II}$
A	96 450	1.2 (表面)	0.65	1 745.63	10.23
B	139 884	2.4 (内部)	0.5	1 405.05	7.53
C	112 536	2.3 (内部)	0.5	1 395.59	7.48
D	145 369	1.8 (内部)	0.5	1 557.02	8.34
E	287 094	1.8 (内部)	0.5	1 927.83	11.29
F	189 530	2.3 (内部)	0.5	1 589.84	9.31
G	68 623	2.8 (内部)	0.5	1 233.25	6.61
H	56 095	1.3 (表面)	0.65	1 595.33	9.35
I	253 968	1.3 (表面)	0.65	2 223.58	13.03
J	214 260	2.5 (内部)	0.5	1 601.21	8.58

$$Y \frac{\sigma}{\sigma_{0.2}} \sqrt{\pi \sqrt{A_{\text{defect}}}} = 0.95 \quad (3)$$

依据式(3), 拉伸试验测得屈服强度, 大应力的疲劳试验使几根试样断裂, 利用SEM观察并利用IPP软



件统计疲劳裂纹源区的缩松尺寸, 根据屈服强度和缩松尺寸便能计算出该铝硅合金的疲劳极限。①针对该铝硅合金, 相比升降法, 大幅减少疲劳试验量, 相比之前计算疲劳极限的方法, 提高了准确度。②针对该铝硅合金零件, 相比升降法, 大幅减少了所需零件的数量和疲劳试验量, 相比之前计算疲劳极限的方法, 提高了准确度, 能对零件不同部位疲劳极限的差异进行深入研究。

制备铝硅合金样品对式(3)进行验证。如图5所示为验证试样的疲劳断口照片, 如表6所示为疲劳裂纹源区缩松尺寸, 利用室温拉伸试验和拉压疲劳试验测

表6 验证样品裂纹源缩松的尺寸特征  
Tab. 6 The size characteristics of shrinkage porosities of the verification sample crack sources

样品编号	面积/ $\mu\text{m}^2$	等效直径/ $\mu\text{m}$	中心与边缘的距离/ $\mu\text{m}$
1	218 771	501	262
2	475 761	745	360

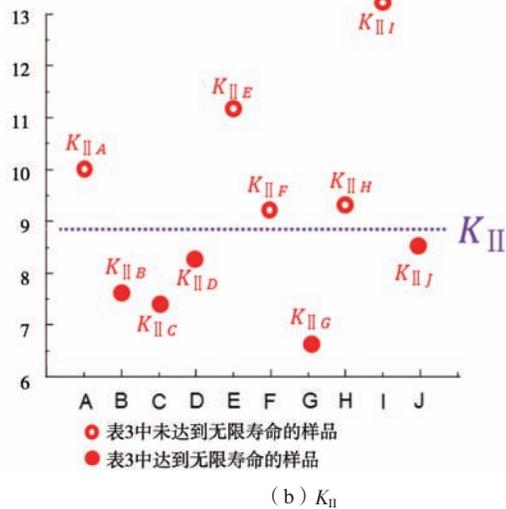
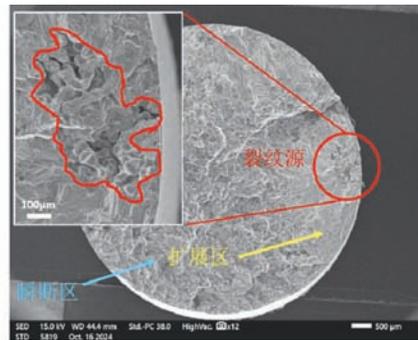
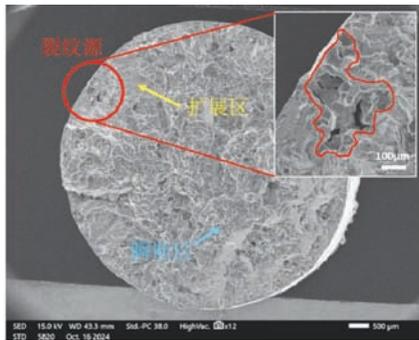


图4 表5中 $K_I$ 和 $K_{II}$ 值的分布图

Fig. 4 The value distribution diagrams of and within table 5



(a) 试样1

(b) 试样2

图5 验证试样的疲劳断口照片

Fig. 5 The fatigue fracture images of verification samples

得该合金的屈服强度和疲劳极限。图5 (a) 样品的屈服强度为200 MPa, 疲劳极限为96 MPa, 利用式 (3) 计算出该合金的疲劳极限为93.4 MPa。图5 (b) 样品的屈服强度为160 MPa, 疲劳极限为75 MPa, 利用式 (3) 计算出该合金的疲劳极限为76.9 MPa, 误差较小。

## 4 结论

利用室温拉伸试验、室温拉压疲劳试验和扫描电子显微镜 (SEM) 等研究了铝硅合金缩松、室温屈服强度和拉压疲劳极限的数学关系, 得到以下结论。

(1) 该铝硅合金疲劳断口由裂纹源区、裂纹扩展区和瞬断区组成。所有样品的裂纹源均有缩松, 缩松是这批样品疲劳断裂最主要的原因。

(2) 缩松、屈服强度和疲劳极限之间的数学定量关系为:

$$Y \frac{\sigma}{\sigma_{0.2}} \sqrt{\pi \sqrt{A_{\text{defect}}}} = 8.95 \quad (4)$$

式中:  $Y$  表示缩松的形状因子, 与缩松所在的位置有关, 若缩松位于样品表面, 则  $Y$  等于常数0.65, 若缩松位于样品内部, 则  $Y$  等于常数0.5;  $\sigma$  表示试样的疲劳极限;  $\sigma_{0.2}$  表示屈服强度,  $A_{\text{defect}}$  表示缩松的面积。缩松所在位置由  $W = \frac{x}{r}$  确定,  $x$  表示缩松的直径,  $r$  表示缩松中心与样品边缘的距离, 若  $W \geq 1.6$  时, 表明缩松位于样品内部, 此时  $Y$  取常数0.5; 若  $W < 1.6$  时, 表明缩松位于样品表面, 此时  $Y$  取常数0.65。

(3) 利用试验对缩松、屈服强度和疲劳极限之间的数学定量关系进行了验证, 误差较小。

### 参考文献:

- [1] 何若虚. 铝硅合金减速器壳体砂型铸造工艺设计 [J]. 铸造, 2020, 69 (7): 761-763.
- [2] 张梦军, 游志勇, 张云冠, 等. 铝硅合金微观组织数值模拟的研究现状及发展趋势 [J]. 铸造, 2023, 72 (11): 1391-1398.
- [3] 李文巧, 袁海波, 马溶, 等. 高强韧铝硅合金变速箱中间板压铸件热处理工艺研究 [J]. 铸造, 2019, 68 (12): 1382-1386.
- [4] 毛郭灵, 刁占英, 王根全, 等. 浇注工艺对重力铸造铝硅合金机体组织的影响 [J]. 车用发动机, 2025 (1): 47-52.
- [5] 赵承章, 黄渭清, 左正兴, 等. 铸造铝硅合金缸盖拉伸性能分析及威布尔建模 [J]. 内燃机学报, 2022, 40 (5): 463-470.
- [6] 刘芳, 于福晓, 张祎玲, 等. 过共晶铝硅合金的高温力学性能及显微组织演变 [J]. 中国有色金属学报, 2015, 25 (9): 2358-2365.
- [7] 赵明欣. 活塞用铝硅合金的优化方法及发展趋势研究 [J]. 汽车实用技术, 2015 (5): 76-79.
- [8] 黄伟. 汽车发动机用变质铝硅合金的压铸工艺 [J]. 铸造技术, 2014, 35 (8): 1869-1871.
- [9] AMMAR H R, SAMUEL A M, SAMUEL F H. Porosity and the fatigue behavior of hypoeutectic and hypereutectic aluminum-silicon casting alloys [J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30: 1024-1035.
- [10] GAO Y X, YI J Z, LEE P D, et al. The effect of porosity on the fatigue life of cast aluminium-silicon alloys [J]. Fatigue Fract Engng Mater Struct, 2004, 27: 559-570.
- [11] 杨祥鹤. 柴油发动机缸盖用 ZL702A 合金组织与性能研究 [D]. 西安: 西安工业大学, 2022.
- [12] BUFFIERE Y, SAVELLI S, JOUNEAU P H, et al. Experimental study of porosity and its relation to fatigue mechanisms of model Al-Si7-Mg0.3 cast Al alloys [J]. Materials Science and Engineering A, 2001, 316 (1-2): 115-126.
- [13] ROTELLA A, NADOT. Y, PIELLARD M, et al. Fatigue limit of a cast Al-Si-Mg alloy A357-T6) with natural casting shrinkages using ASTM standard X-ray inspection [J]. International Journal of Fatigue, 2018, 114: 177-188.
- [14] WANG Q, JONES P. Prediction of fatigue performance in aluminum shape castings containing defects [J]. Metallurgical and Materials Transactions B, 2007, 38 (4): 615-621.
- [15] WANG Q, APELIAN, LADOS D, et al. Fatigue behavior of A356-T6 aluminum cast alloys part I, effect of casting defects [J]. Journal of Light Metals, 2001, 1 (1): 73-84.
- [16] 严兆祥, 张耀华, 向渴望, 等. Cu元素和RE含量对耐热铝硅合金组织及力学性能的影响 [J]. 铸造技术, 2024, 45 (5): 425-431.
- [17] 蓝凯, 杨戈涛. 钇添加量对低硅铸造铝合金组织与拉伸性能的影响 [J]. 机械工程材料, 2025, 49 (1): 44-50.
- [18] YUKITAKA MURAKAMI. Effects of small defects and nonmetallic inclusions on the fatigue strength of metals [J]. JSME International Journal, 1989, 32 (2): 167-180.
- [19] ZHU X, YI J Z, JONES J W, et al. A probabilistic model of fatigue strength controlled by porosity population in a 319-type cast aluminum alloy part I: model development [J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2007, 38A: 2007-1111.
- [20] FERRIE E, BUFFIERE J Y, LUDWIG W. 3D characterisation of the nucleation of a short fatigue crack at a pore in a cast Al alloy using high resolution synchrotron microtomography [J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27: 1215-1220.

- [21] MAYER H, PAPAKYRIACOU M, ZETTL B, et al. Influence of porosity on the fatigue limit of die cast magnesium and aluminium alloys [J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25 ( 3 ) : 245-256.
- [22] CATON MJ, WAYNE JONES J, BOILEAU JM, et al. The effect of solidification rate on the growth of small fatigue cracks in a cast 319-type aluminum alloy [J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 1999, 30: 3055-3068.
- [23] COUPER MJ, GRIFFITHS JR. Effects of crack closure and mean stress on the threshold stress intensity factor for fatigue of an aluminium casting alloy [J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1990, 13 ( 6 ) : 615-624.

---

## Research on the Mathematical Relationship Between Shrinkage Porosity, Room-Temperature Yield Strength, and Tensile & Compression Fatigue Limit of Al-Si Alloy

MAO Guo-ling, ZHOU Hai-tao, YANG Chen-fan, WANG Gen-quan, LI Yao-zong, QIANG Hui  
(National Key Laboratory of Vehicle Power System, China North Engine Research Institute (Tianjin), Tianjin 300400, China)

### Abstract:

In response to the problems of the high cost of test and the large calculation error for the fatigue limit of aluminum-silicon alloy, a quantitative mathematical relationship between shrinkage porosity, yield strength, and fatigue limit has been established by room temperature tensile tests, room temperature tensile and compression fatigue tests, scanning electron microscopy (SEM), etc in this investigation. The results show that the fatigue fracture of Al-8.5Si-1.2Cu-0.38Mg alloy is composed of fracture source zone, crack propagation zone, and instantaneous fracture zone, and all fracture sources existing shrinkage porosities, which is the main cause of fatigue fracture. The proposed mathematical relationship is validated through experiments, and the results indicate that the prediction error is small.

### Key words:

aluminum-silicon alloy; shrinkage porosity; yield strength; fatigue limit; fatigue fracture source

---