

铝合金疲劳性能研究进展

庞嘉尧¹ 张萃² 程伟¹

(1.陕西理工大学机械训练中心; 2.航空工业陕西飞机工业有限责任公司)

摘要 作为一种常见的轻量化合金,铝合金被广泛应用于航空航天、汽车制造等领域,但疲劳性能始终制约着其应用。为了保证铝合金构件的耐久性和安全性,系统且深入地认识铝合金疲劳性能具有重要的意义。从铝合金疲劳性能机理入手,介绍了常见铝合金的疲劳性能及微观组织、外加载荷、环境等因素对铝合金疲劳性能的影响,并总结了合金化、热处理、表面强化技术等提升铝合金疲劳性能的方法,最后对铝合金疲劳性能的未来方向进行了展望。

关键词 铝合金;疲劳性能;裂纹萌生;裂纹扩展;强化方法

中图分类号 TG146.21;TG111.8

文献标志码 A

DOI:10.15980/j.tzzz.2022.06.010

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research Progress in Fatigue Behavior of Aluminum Alloy

Pang Jiayao¹, Zhang Cui², Cheng Wei¹

(1.Mechanical Engineering Training Center, Shaanxi University of Technology;

2.AVIC Shaanxi Aircraft Industry Co., Ltd.)

Abstract: Aluminum alloys are widely used in aerospace, automobile manufacturing and other fields as a common lightweight alloy. The fatigue performance, however, always restricts the application of aluminum alloy. In order to ensure the durability and safety of structural parts of aluminum alloy, it is of great significance to understand the fatigue behavior of aluminum alloy in depth and systematically. The fatigue performance of common aluminum alloys was described from the fatigue performance mechanism of aluminum alloys. The effects of the micro-structure, applied load, working environment on fatigue properties of aluminum alloys were expounded, and the methods to enhance the fatigue properties of aluminum alloys were summarized, including alloying, heat treatment and surface strengthening. Finally, the future tendency on aluminum alloy fatigue was prospected.

Key Words: Aluminum Alloy, Fatigue Properties, Crack Initiation, Crack Propagation, Strengthening Methods

铝合金因具有密度低、比强度高,良好的耐蚀性、导热导电性、加工性能,被广泛应用于航空航天、交通运输等领域^[1,2]。疲劳破坏是铝合金构件失效的重要原因之一,同时由于铝合金构件在使用过程中出现疲劳裂纹很难被发现,故预防措施较难实施,容易造成灾难性的后果,因此认识铝合金的疲劳特性十分必要。本课题重点从铝合金的常见缺陷、疲劳性能、影响因素及强化方法几个方面进行阐述,为铝合金的工程应用和后续疲劳性能的研究提供参考。

1 铝合金疲劳裂纹研究

疲劳失效过程主要分为裂纹萌生、裂纹扩展和裂纹失稳 3 个阶段,其中裂纹萌生和早期扩展占疲劳寿命的

90%^[3],因此深入了解裂纹萌生和早期扩展非常重要。

1.1 裂纹萌生

疲劳裂纹常在应力集中、强度较低的区域萌生^[4]。其萌生机制主要有 3 种:滑移带开裂、第二相粒子引起的开裂和晶界开裂。

1.1.1 滑移带开裂

材料的反复循环应变是疲劳裂纹萌生的前提,而各滑移面上因净滑移量的不同,使得材料表面粗糙,产生驻留滑移带(PSB)和侵入挤出。驻留滑移带和基体间的界面附近因大量的塑性变形造成位错密度和分布存在突变,产生空隙,这为裂纹萌生创造了条件^[5]。此外,加工过程中产生的加工痕迹会改变材料表面的应力状态,加剧塑性滑移和表面损伤,最终导致疲劳裂纹的萌

收稿日期:2021-09-13;修改稿收到日期:2021-10-20

基金项目:陕西省教育厅科技计划资助项目(20JK0568)

第一作者简介:庞嘉尧,男,1988 年出生,助理工程师,陕西汉中(723003),E-mail:pjiayao@126.com

引用格式:庞嘉尧,张萃,程伟. 铝合金疲劳性能研究进展[J]. 特种铸造及有色合金,2022,42(6):717-726.

PANG J Y, ZHANG C, CHENG W. Research progress in fatigue behavior of aluminum alloy[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2022, 42(6):717-726.

生^[6]。随着研究的深入,发现沿滑移带的不可逆循环滑移是多晶金属疲劳裂纹萌生的根本原因^[7]。

1.1.2 第二相粒子引起的开裂

铝合金中的第二相粒子在微观组织、力学性能上与基体存在巨大差异,凝固过程中二者之间的原子匹配度差,在铝合金内部极易形成非共格界面。界面附近因非共格排列产生的界面能高,同时也因第二相粒子的存在产生弹性应变能,进一步造成能量升高,导致该区域成为材料的薄弱环节。在外力作用下,第二相粒子附近应力集中加剧,局部区域内应力迅速增大,超出材料的屈服强度,造成局部区域内晶粒的相对滑移,产生第二相粒子与基体的脱粘,造成裂纹萌生。CHEN Y Q 等^[8]在研究夹杂物、晶界和晶粒取向对 2524-T3 铝合金疲劳性能影响的过程中观察到,在循环载荷作用下含 Fe 或 Mn 的第二相粒子极易与基体组织分离形成微裂纹,加速裂纹扩展。WANG Q G 等^[9]研究微观组织对 A356/A357 合金的疲劳性能时发现,当 Mg 含量从 0.4% 增加到 0.7% 时,合金的疲劳性能急剧下降;另一方面,随着 Fe 含量增加,合金的疲劳寿命骤减。此外,铝合金中的氧化夹杂物、第二相粒子均属于硬脆相。在外加载荷作用下,这些硬脆相附近的应力达到一定程度时,将发生脆性碎裂,产生微裂纹。ZHENG Z Q 等^[10]在研究中发现,疲劳裂纹的萌生主要集中在缺陷、第二相粒子或第二相粒子与基体接触的界面处,其中铝合金中的富 Fe 相被认为是最易形成裂纹的第二相粒子。

1.1.3 晶界开裂

在循环载荷作用下,铝合金内会形成大量位错,其在晶粒内部滑移产生大量的滑移带,当位错运动到晶界处时会受到阻碍,在循环交变应力的持续作用下,滑移带在晶界上引起的应变不断增加,晶界处位错塞积加剧。同时,铝合金内部因塑性变形产生热效应,造成局部区域温度升高,降低位错产生、运动所需要的能量,进一步促进位错在晶界处的塞积,造成应力集中。当应力超过晶界强度时,便发生晶界开裂形成微裂纹^[11~13]。

1.2 裂纹扩展

裂纹萌生后随即进入裂纹的扩展阶段。扩展过程存在两个阶段:①沿主滑移系以剪切方式进行扩展,其延伸距离很小,在几个晶粒范围内;②在晶界的阻碍作用下,扩展方向逐渐转化为垂直于主应力方向,且形成疲劳辉纹。一条疲劳辉纹就是一次循环结果,不同材料其疲劳辉纹存在差异。该阶段裂纹的扩展形式是穿晶扩展,其扩展速率随着循环周期的增加而升高,裂纹随着应力的增加连续扩展^[14],特征也较明显。

1.2.1 短裂纹的扩展

扩展的第一阶段,即短裂纹的扩展。SURESH S 等^[15]较早对短裂纹进行了定义:①裂纹长度相当于材料微观组织(晶粒尺度);②裂纹长度相当于局部塑性区尺寸;③裂纹长度小于 0.5 mm。

随着研究的深入,秦建兵^[16]、SADANANDA K 等^[17]分别对短裂纹的研究进展进行综述,并对短裂纹的特点进行总结。短裂纹的主要特点有:首先,与长裂纹相比,在应力强度因子范围小于 ΔK_{th} 时,短裂纹仍可扩展;其次,在相同应力强度因子下,短裂纹具有更快的扩展速率;第三,材料的各向同性和均匀连续介质力学的假设不能用来描述和预测短裂纹,因为短裂纹扩展会受到微观组织、晶界取向等因素的影响。

1.2.2 长裂纹的扩展

扩展的第二阶段,即长裂纹的扩展。关于长裂纹的研究开始较早且认识较为全面。最大应力强度因子 (K_{max}) 和应力强度因子范围 (ΔK) 是影响长裂纹扩展所需驱动力的关键因素;且只有当 $\Delta K > \Delta K_{th}$ 时,裂纹才会发生扩展,否则裂纹不扩展。在扩展过程中,裂纹尖端存在塑性区,裂尖附近晶粒存在大扭曲变形,且随着距离裂尖越近变形程度越大,但裂尖两侧晶粒因受力不均会造成变形程度的不一致,而裂尖附近是微裂纹聚集区,为裂纹的扩展创造了条件。刘荣伟等^[18]研究发现,在裂纹扩展过程中,裂尖塑性区的状态是影响疲劳裂纹扩展速率 (FCPR) 和疲劳寿命的重要因素。

目前常采用裂纹扩展速率 (da/dN) 来描述裂纹的扩展驱动力。将线弹性断裂力学和应力强度因子 K 相联系,采用 Paris-Erdogon 公式来描述^[19]:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (1)$$

式中, a 为裂纹长度; N 为循环周次数; C 和 m 均为材料常数。式(1)可对裂纹扩展阶段进行较好的描述,并能对裂纹扩展进行良好的预测;尽管式(1)不能对裂纹萌生和失稳进行准确描述,但因其形式简便、利于操作等特点,被广泛应用于工程实践中。

在对铝合金等金属材料疲劳过程的探索中,研究者也从不同方面、不同影响因素进行探索,对其疲劳过程进行描述、预测并建立许多模型^[20]。

1.3 裂纹失稳

当裂纹达到临界长度时,构件剩余的承载面不能承受外加载荷,若再次施加载荷,构件上的裂纹会迅速扩展,构件失稳断裂。由于该过程中 FCPR 增加很快,故该阶段在构件疲劳寿命中占比很小。该过程中产生的断口区称为瞬断区,因各类铝合金的性能存在不同,故

断口形貌也存在较大的差异。

2 常见铝合金的疲劳性能

2.1 铸造铝合金

铸造铝合金因其应用广泛而被持续关注。在研究中发现,铸造缺陷严重影响铝合金的疲劳性能,无铸造缺陷试样的疲劳寿命要比含铸造缺陷的高1~2个数量级^[21]。其中,孔洞和氧化夹杂物是铝合金中最常见的缺陷^[22,23]。孔洞类缺陷包括缩孔和气孔。缩孔是浇注后由于补缩不足或补缩通道不畅,未能及时补缩而产生的不规则孔洞,侧壁粗糙不平。气孔是金属液中的气体在凝固过程中未能及时排出,留在铸件内部产生的孔洞,形状较为规则,侧壁比较光滑。氧化夹杂物主要是铝液在熔炼、浇注过程中,合金元素与空气接触进行反应,形成相应的氧化物,在后期除渣、浇注过程中未能全部清除,留存在铸件内部。这些氧化夹杂物多存在于晶界附近,对合金的性能产生影响。这些缺陷在试样内部充当缺口的作用,当试样在外力作用下,其周围产生应力集中,就为疲劳裂纹的萌生、扩展创造条件。COUPER M J等^[22]研究发现,减小收缩缺陷的尺寸可提升铝合金的疲劳寿命。刘斌等^[24]研究了AlSi9Cu3合金的低周疲劳性能,发现疲劳裂纹萌生于材料的表面或近表面,常在第二相与基体的界面、铸造缺陷处产生。赵杰等^[25]研究铸造缺陷对A356缸盖疲劳性能的影响,发现缸盖失效的主要原因为氧化夹杂物和缩松缺陷,其中缩松缺陷对疲劳性能的危害更大。但也有研究显示,试样的疲劳性能主要由孔洞类缺陷决定^[21]。NOURIAN-AVVAL A等^[26]采用压铸工艺制备A356-T6试样并研究其疲劳性能,发现所有试样的疲劳裂纹均萌生于缺陷附近且在最大主应力面上生长。同时,采用统计极值的办法确定的最大缺陷尺寸可以预测不同载荷条件下试样的疲劳寿命,此预测结果与试验结果高

度一致。

2.2 形变铝合金

形变铝合金,特别是高强铝合金因具有良好的性能被广泛应用于航空航天、汽车制造等行业且被广泛深入系统的研究。因为这些合金均具有较高的屈服强度,在受力过程中不易发生塑性变形,因此疲劳裂纹萌生困难,使得其疲劳性能得到改善,疲劳强度增加。其中以2系、7系铝合金受关注程度最高。这些形变合金的疲劳性能主要受到晶粒尺寸、第二相粒子、外部因素等的影响。汪波^[27]在研究晶粒尺寸对2E12合金疲劳性能影响时发现,在裂纹扩展门槛值附近,随着晶粒尺寸增加,FCPR逐渐降低。这主要是因为裂纹在粗晶合金中的偏折程度大,产生粗糙度引起裂纹闭合,进而降低FCPR。CHEN Y Q等^[8]、ZHENG Q G等^[10]在研究中发现,第二相粒子极易促进合金中疲劳裂纹的萌生,且铝合金中粗大的富Fe相会严重降低合金的疲劳寿命。王冠一等^[28]等研究Al-5.4Zn-2.6Mg-1.4Cu合金板材的低周疲劳性能时发现,在所有外加总应变幅下RD和TD方向合金均表现出稳定的循环应力响应,且TD方向的循环应力幅值均高于RD方向;而RD方向上合金的低周疲劳寿命高于TD方向;同时在加载过程中裂纹均在试样自由表面以穿晶方式萌生和扩展。李矿等^[29]研究了温度对几种高强铝合金疲劳性能的影响,发现无论在何种温度下,2024-T351合金的FCPR最慢,性能最好;7475-T761合金的FCPR最快,性能最差;2397-T8、6061-T651和7050-T7451合金的FCPR接近,性能相当。图1为不同航空铝合金的疲劳性能对比。YANG H H等^[30]研究了腐蚀介质对结构铝合金疲劳性能的影响,发现腐蚀介质对高强铝合金(如7475-T7351、7075-T651)疲劳寿命的影响大于对高塑性铝合金(如2024-CZ、2024-T4)的影响;当应力比为0.5时,在5.0%的NaCl水溶液作用下,7475-T7351和7075-

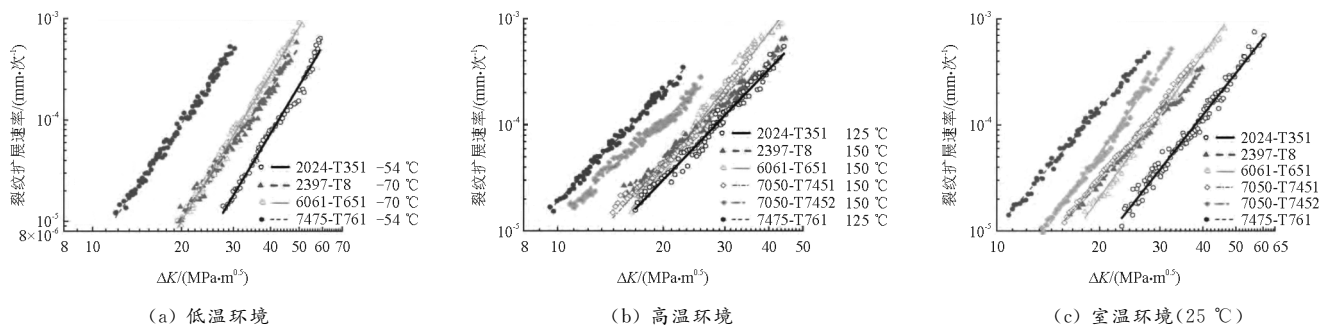


图1 不同航空铝合金的疲劳性能对比^[29]

Fig.1 Comparison of fatigue behavior among different aluminum alloys in aircraft

T651合金的疲劳寿命约为 2.5×10^4 ;而2024-CZ和2024-T4的疲劳寿命分别为 2×10^5 和 6×10^5 次。图2

为不同环境介质对典型铝合金高周疲劳性能相对强度的影响。

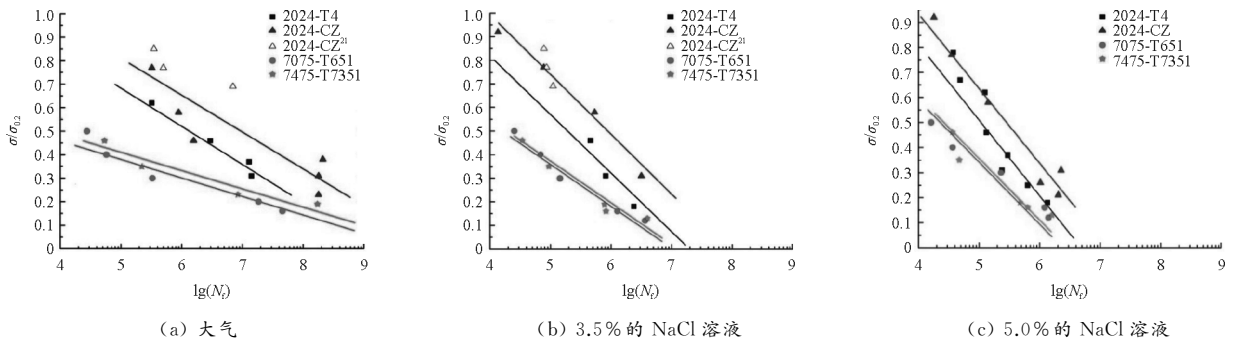


图2 不同环境介质对典型铝合金高周疲劳性能相对强度的影响^[30]

Fig.2 Effect of different environmental media on relative strength of high-cyclic fatigue performance of representative aluminum alloys

作为高强铝合金的代表之一, Al-Li 合金具有高比强度、比刚度和较好的疲劳性能, 因而被广泛应用在航空制造领域。其疲劳性能主要是因为 Al-Li 合金中添加较多的合金元素, 热处理过程中会产生大量的析出相, 在一定程度上提高疲劳裂纹的扩展抗力, 改善合金的疲劳性能。王俭堂^[12]在研究 2297 合金疲劳性能时认为, 室温下, 合金中与基体共格的 θ' 相会被位错反复切割, 形成 PSB, 裂纹会优先沿着 PSB 扩展, 使得晶内裂纹扩展路径曲折, 进而延缓 FCPR。另一方面, Al-Li 合金晶界强度较弱, 晶粒呈扁平状, 沿晶分层开裂倾向较大。当裂纹扩展到晶界附近时, 合金产生沿晶分层开裂, 由于该分层与主裂纹扩展方向垂直, 因此会加剧裂纹偏转, 改善合金的疲劳寿命。

3 铝合金疲劳性能的影响因素

影响铝合金疲劳裂纹扩展的因素包括内部因素和外部因素两个方面。

3.1 内部影响因素

3.1.1 晶粒尺寸

在裂纹扩展阶段, 晶界因阻碍位错滑移延缓 FCPR, 提升了铝合金的疲劳寿命。理论上, 细化晶粒可增加单位体积内的晶界比例, 提升疲劳寿命, 但这与试验结果相悖, 即随着晶粒尺寸增大, 疲劳裂纹生长阈值 (ΔK_{th}) 逐渐增大, FCPR 逐渐降低^[23]。PAO P S 等^[31]认为这主要是裂纹偏转和低应力比下的裂纹闭合效应造成的。汪波^[27]研究后认为, 这是合金中裂纹的偏转程度随着晶粒尺寸增加而明显增加, FCPR 降低, 且局部区域发生明显的裂纹提前闭合现象。而 WANG Q G 等^[9]发现, A356/A357 合金的疲劳寿命由其微观组织(二次枝晶臂间距, S_{DAS})、共晶组织及热处理状态共同决定; 且对采用 Sr 处理的铝合金, 当 $S_{DAS} < 60 \mu m$ 时, 随着 S_{DAS} 的增加合金的疲劳寿命降低; 而 $S_{DAS} > 60 \mu m$ 时, 合金的疲劳寿命随着 S_{DAS} 的增加而增加。

3.1.2 晶粒取向

裂纹在扩展过程中会发生偏转, 而晶粒取向则是影响微裂纹偏转的关键因素^[10]。ZHAI T 等^[32]首先提出晶界处裂纹面上的扭转角 α 和倾斜角 β 将影响裂纹扩展, 并建立疲劳裂纹扩展晶体模型, 见图 3。裂纹越过具有小扭转角的晶粒需要消耗的能量少, 故对 FCPR 影响不大; 而大扭转角和倾斜角会造成裂纹扩展困难, 延缓或阻碍 FCPR。LIU Z 等^[33]研究了以 Goss 晶粒、Cube 晶粒、Brass 晶粒为主的 3 种 AA2524 铝合金的疲劳性能, 发现含 Goss 晶粒的疲劳裂纹扩展抗力最大, 含 Cube 的次之, 含 Brass 的最小。原因为 Goss 晶粒和 Cube 晶粒的滑移面 $\{111\}$ 比 Brass 晶粒更靠近最大切应力方向, 且在相同应力条件下, Goss 晶粒和 Cube 晶粒更易产生塑性变形, 降低应力集中及损伤, 而 Brass 晶粒则更易产生应力集中和疲劳损伤。因此, Brass 晶粒疲劳裂纹扩展抗力最小, 而 Goss 晶粒因与周围晶粒存在较大的扭转角和倾斜角, 易产生裂纹偏转, 故其疲劳裂纹扩展抗力最大。在 Cube 晶粒中, 疲劳裂纹扩展抗力则由晶粒间的扭转角和倾斜角决定, 当晶粒间存在较大的扭转角或倾斜角时, Cube 晶粒具有较高的疲劳裂纹扩展抗力, 但若晶粒间存在较小的倾斜角, 则 Cube 晶粒几乎没有疲劳裂纹扩展抗力。

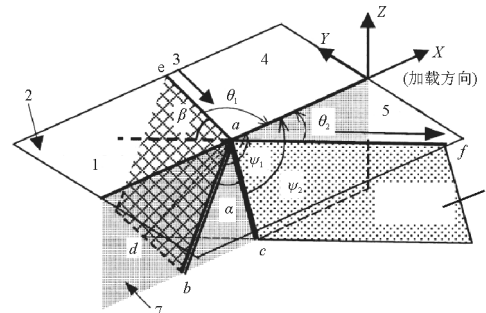


图3 疲劳裂纹扩展晶体模型^[32]

Fig.3 Schematic diagram of crystal model for crack propagation

- 1.滑移裂纹面1 2.试样表面 3.裂纹生长 4.晶粒1
- 5.晶粒2 6.滑移裂纹面2 7.晶界

WANG J Y 等^[34]在采用单轴拉伸疲劳试验研究晶

粒取向和微观组织拓扑控制铝合金裂纹扩展行为时发现,晶粒间大扭转角是引起裂纹偏转和提升裂纹扩展抗力的主要原因,倾斜角对裂纹偏转作用不明显。MA M Y等^[35]在研究不同应力比下 5083 铝合金疲劳裂纹扩展现象时,认为扭转角和施密特因子在应力比 R 影响疲劳裂纹扩展行为中起着关键作用,裂纹扩展所需的驱动力随着施密特因子的增加而增加。同时,在高应力比($R=0.5$)时,裂纹倾向于向具有小扭转角和高施密特因子的晶粒扩展,而在低应力比($R=0.05$)时,裂纹倾向于向具有大扭转角和低施密特因子的晶粒扩展。

3.1.3 各向异性

铝合金材料的各向异性也会影响其疲劳性能。王冠一等^[28]、肖骥等^[36]、孙志强^[37]在研究中均发现轧制铝合金在平行于轧制方向截取的试样的疲劳性能优于垂直于轧制方向截取的试样。还发现平行于轧制方向截取试样的疲劳性能存在各向同性,而垂直于轧制方向的试样则存在各向异性。肖骥等^[36]认为是晶粒有效滑移长度和夹杂物长度决定的;而孙志强^[37]则认为是晶粒内部未溶相的有序排列造成的。王彬文等^[38]在研究轧制后铝合金的疲劳性能时发现,在轧制方向、横向和短横向的裂纹扩展速率不同,在轧制方向的疲劳性能最好,横向次之,短横向最低。这主要是晶粒、晶界、夹杂物和析出相等因素共同作用的结果。同时材料的各向异性也会对裂纹萌生存在影响。JIN Y 等^[39]在研究 7075-T651 铝合金板疲劳裂纹形核的各向异性中发现, Mg_2Si 、 $Al(FeMn)Si$ 相可导致疲劳裂纹形核的各项异性,其中在 $L-T$ 和 $L-S$ 平面上含 Fe 粒子易产生裂纹,而 $T-S$ 平面上含 Si 粒子易于萌生裂纹。

3.1.4 试样缺陷

由于铝合金中的缺陷易引发裂纹萌生,严重影响其疲劳寿命,因此有关缺陷对铝合金疲劳性能的研究较多,发现铸造缺陷严重降低铝合金的疲劳性能。WANG Q G 等^[21]研究 A356-T6 合金的疲劳性能时发现,铸造缺陷可缩短疲劳裂纹萌生和扩展的时间,且随着缺陷尺寸增加,合金的疲劳寿命降低。LATTANZI L 等^[40]研究发现,疲劳裂纹萌生于氧化物和冷隔处,这些缺陷促进了 FCPR。这些缺陷的类型、大小、位置也都会对试样寿命和分散性产生很大的影响。LIU Y Q 等^[41]采用旋转弯曲疲劳试验法对 A356-T6 铝合金进行研究,发现相似的结论,并定量给出了铸造铝合金试样的疲劳寿命与初始缺陷的尺寸和施加应力的关系,即

$$N_f = \frac{2d_i}{C(m-2)(0.5\sigma_a\sqrt{\pi d_i})^m} \quad (2)$$

式中, σ_a 为施加应力; d_i 为试样上缺陷的初始尺寸; C 和 m 为材料的常数。通过将理论与试验数据进行对比发现,该模型的适用性较好,可在一定程度上指导铝合金的工程应用。

同时还有研究发现,在高应力水平下,缺陷对疲劳寿命分散性的影响较小;在低应力水平下,缺陷对疲劳寿命分散性的影响最大^[42],且不同的裂纹源对铝合金疲劳寿命的影响也存在差异。张岚等^[43]研究裂纹源位置对 6005A 铝合金高周疲劳性能影响时发现,裂纹源位于孔洞缺陷处的试样疲劳寿命最长,第二相粒子处的次之,氧化夹杂物处的最低,且孔洞缺陷处的试样疲劳寿命比氧化夹杂物处的高出一个数量级。

3.1.5 残余应力

残余应力是由材料内部不同区域变形的不一致造成的。实际情况下,几乎所有材料内部都存在残余应力。残余应力对 FCPR 产生增大或延缓的效应,主要体现在对平均应力强度因子(K_{mean})、应力强度因子范围(ΔK)或应力比的修正^[20]。通过轧制生产的形变铝合金,因发生剧烈的形变会在材料内部产生残余应力。材料内部的残余应力随着轧制方式的不同而存在差异。WANG J Y 等^[34]研究发现,常规轧制(RR)、横向轧制(TR)、交替轧制(AR)制作的试样,其残余压应力分别为 19.01、3.17、7.72 MPa,且随着残余压应力的增加,二次裂纹的萌生和主裂纹的扩展将受到迟滞,从而提高材料的疲劳寿命。崔振旗等^[44]在研究中也获得了类似的结论。当短裂纹脱离残余应力影响区后,其扩展速率会增大,而残余应力对短裂纹扩展的影响随着应力比的增加而减小。

3.2 外部影响因素

3.2.1 外加载荷

唐正强等^[45]在通过恒定拉载荷、恒定压载荷、拉压载荷、交变载荷研究疲劳裂纹的扩展情况时发现,受载时材料的最大周向力均呈现先增大后减小的趋势,且最终趋于恒定,反映出裂纹快速扩展、缓慢扩展和停止扩展的过程。同时在交变载荷或拉压载荷作用下,裂纹极易萌生和扩展。也有研究显示,旋转弯曲下试样的疲劳寿命比轴向加载下的高 5 倍左右,这主要是由应力梯度效应和旋转弯曲下较小的应力体决定的;且在相同应力幅下,拉-拉疲劳试验下试样的疲劳寿命低于拉-压疲劳试验下的寿命^[26]。

在室温、无腐蚀环境下,载荷频率对 FCPR 影响不大^[46],但在高温或腐蚀环境下,加载频率将起到重要作用。MENAN F 等^[47]发现 2024 铝合金在盐溶液中的 FCPR 随着频率的降低而降低,并在 Al-Zn-Mg 合金中

观察到类似现象。认为在高温或腐蚀环境下,当频率较低时,由于长时间的接触、氧化物或腐蚀产物均会导致裂纹闭合,延缓裂纹扩展;而当频率较高时,材料的应变速率增加,内部原子运动加剧,造成局部区域温度和应力升高,为FCPR增大创造条件。李旭东等^[48]建立了不同加载频率下LC9铝合金腐蚀FCPR模型,但在验证中发现该模型只能较好地预测稳定扩展区的裂纹扩展情况,对于瞬断区的FCPR预测偏差较大。

当最大应力确定后,随着应力比的增加,应力幅值减小,裂纹尖端将较长时间处于相同的应力状态,延缓FCPR,提升疲劳寿命。在高真空环境下也存在此类结论^[35,49]。在研究过程中,有关应力比 R 对铝合金FCPR影响的模型逐渐被建立,如Forman模型^[50]、Pearson模型^[51]、Walker模型^[52]、Raju模型^[53]及其他的修正模型,这些预测模型均可对铝合金的FCPR进行预测,且都与试验结果存在较高的一致性,可为工程实践提供一定的指导。在众多模型中,Forman模型与Walker模型因其形式简单、结果预测准确而被广为应用。

3.2.2 服役环境

湿度严重影响铝合金的疲劳寿命,其中氢元素是影响铝合金疲劳性能的关键因素。WEI R P^[54]研究发现,随着湿度升高,FCPR快速增大。AKIHIRO H等^[55]研究了25%和85%的湿度对2017-T4铝合金疲劳性能的影响,发现湿度为85%时合金的疲劳性能急剧降低。KAWAGOISHI N等^[56]在研究不同湿度对7075-T6合金疲劳性能影响时发现,只有当湿度大于60%~70%时,湿度才可以严重降低试样的疲劳性能,当湿度小时,湿度对试样疲劳性能的影响非常小。WANG X S等^[57]研究湿度对不同类型铝合金疲劳性能影响时,发现高湿度对高强铝合金疲劳性能的影响无法忽略,且只有当湿度达到60%以上时才会明显影响合金的疲劳性能,同时高强铝合金的断裂模式会从模式I(湿度小于60%)转变为模式I+模式II(湿度大于60%)。随着超声疲劳技术的发展,李文凯等^[58]通过超声疲劳技术研究环境湿度对A356-T6合金FCPR的影响,发现在干空气环境中FCPR最低,而在蒸馏水中的FCPR最高。随着研究深入,逐步发现氢脆效应是湿度对铝合金疲劳性能影响的关键因素,而氢脆效应和高温氧化共同作用则是导致FCPR随温度升高而加快的主要原因^[29]。

杨胜等^[59]通过控制不同温度研究2E12合金的疲劳性能及断裂机制,发现温度对合金疲劳寿命及断裂机制有显著影响,高温则对其疲劳寿命不利,且室温和高温条件下合金的断口主要是以穿晶断裂为主,同时伴有

局部的沿晶断裂,而在-55℃条件下断口存在较强的晶体学裂纹特征。OSKOU EI R H等^[60]研究了在-50、25和60℃下7075-T6合金的疲劳性能,发现在-50℃时合金的疲劳性能明显提高。刘牧东^[61]在研究低温对航空铝合金疲劳性能影响时发现,相同应力加载水平下,铝合金低温下疲劳寿命延长,FCPR减缓。目前对这种现象的解释为,低温下晶核的热运动减少,而位错启动阻力增大,点缺陷运动的阻力增大,因此在相同条件下,位错密度及运动降低,合金中微观应力集中减小,降低了疲劳裂纹的萌生和扩展。相反,温度较高时,合金的强度降低,位错运动所需的能量减少,在外载作用下,位错大量形成、运动,形成多重滑移并塞积在晶界,产生应力集中,降低合金的疲劳寿命。同时,SRI-VATSAN T等^[62]还提出疲劳形成的滑移带是可逆的,而当与温度和空气接触时会被氧化,阻碍滑移带的恢复,产生不可恢复的塑性变形,降低材料的疲劳寿命。

腐蚀环境对铝合金的使用存在很大的风险,而腐蚀重点影响裂纹的萌生及早期扩张阶段^[63]。JONES K等^[64]、VAN DER WALDE K等^[65]在金相中观察到裂纹萌生于点蚀和夹杂物处。同时,不同类型铝合金的耐腐蚀疲劳性能存在差异。YANG H H等^[30]通过研究腐蚀介质下不同类型铝合金的疲劳性能发现,腐蚀介质对高强铝合金影响要大于高塑性铝合金,且应力腐蚀模式下的裂纹萌生和扩展寿命远低于相同应力水平下预腐蚀后机械疲劳模式下的裂纹萌生和扩展寿命。认为这主要是因为裂纹萌生及扩展初期,裂纹扩展较慢,给腐蚀介质充分的时间与基体和裂尖反应造成晶间腐蚀或氢脆,影响试样的疲劳寿命;加之,腐蚀环境会导致铝合金表面的腐蚀损伤,加速疲劳裂纹的萌生及扩展,进而严重降低铝合金的疲劳寿命。

3.2.3 试样表面状态

疲劳裂纹萌生常位于试样的表面或亚表面,因此材料的表面状态将对其疲劳性能存在影响。SURA-RATCHAI M等^[66]采用四点弯曲疲劳试验法研究不同加工条件下的试样表面状态对7010铝合金疲劳性能的影响,发现粗糙度是影响不同表面状态下试样疲劳性能的主要原因,且试样的表面粗糙度越大,疲劳寿命越小。RAQUAL H等^[67]对比了A356合金在铸态下和机加工状态下试样的表面状态对其疲劳性能的影响,发现机加工试样的疲劳寿命优于铸态试样,且铸态试样的裂纹萌生于靠近铸造缺陷附近的粗糙度凹陷处,而机加工试样的裂纹萌生于靠近表面附近的孔洞处。关于这种现象,研究者认为这是由于试样表面光滑,在受载时其表面处于平面应力状态,应力集中现象不明显,降低裂纹萌生及扩展现象的发生,进而提升试样的疲劳寿

命;而试样表面越粗糙,应力集中现象就越严重,利于疲劳裂纹的萌生及扩展,严重损害试样的疲劳寿命。

4 提高铝合金疲劳性能的方法

4.1 合金化处理

合金化处理不仅可以优化基体组织,还可改善其性能,拓宽材料的使用范围。GONG B S 等^[68]研究 Si 含量对 A7N01 合金疲劳性能的影响时,发现随着 Si 含量增加,合金微观组织均匀性得到改善,晶界析出相间距和晶界无析出带宽度增加,抑制了裂纹的萌生及扩展。李自月^[69]研究发现,加 Sc 有利于改善 7050 合金的高周疲劳性能,当 Sc 含量为 0.252% 时,合金的疲劳性能最佳。在含 Sc 的合金中,应力比 R 不同时材料的疲劳性能会存在差异,当 $R=0.1$ 时,Sc 含量为 0.252% 的合金其疲劳裂纹扩展抗力最大,而当 $R=0.5$ 时,Sc 含量为 0.484% 的合金的疲劳裂纹扩展抗力最大。周娴^[70]研究发现,微量的 Ce 可改善合金的疲劳性能,其中 Ce 能明显改善 2524 合金的抗疲劳裂纹扩展性能,使合金的稳态扩展阶段延长,且 Ce 含量为 0.05% 的 2198 合金其疲劳寿命得到提高,而 Ce 含量为 0.1% 的疲劳寿命却降低。杨文玲^[71]研究发现,单独添加少量 Li 对合金的 FCPR 影响不大,但是共同添加 Li、Zn 时可细化合金中过剩相和弥散相,使其分布均匀,从而降低 FCPR,提升合金的疲劳寿命。

但 Fe、Mg 等元素会严重降低铝合金的疲劳寿命。这些元素在铝合金中极易形成粗大的第二相粒子,如富 Fe 相、 Mg_2Si 等,主要集中在晶界附近,极易产生应力集中,为裂纹的萌生、扩展创造条件。

4.2 热处理

通过热处理工艺可改善材料内部微观组织,如析出相的分布、数量、尺寸等,而这些析出相的状态是影响合金性能的根本因素,因此合理使用热处理工艺控制析出相,是促进材料使用的方法之一。WEN K 等^[72,73]通过对 Al-Zn-Mg-Cu 铝合金的研究,发现热处理后析出相尺寸和分布范围的增大,都将提升裂纹的扩展阻力,延缓 FCPR,提升铝合金的疲劳性能。也有研究发现,在欠时效时铝合金的疲劳性能得到提升,CHEN J 等^[74]和 CHEN X 等^[75]认为这是晶界附近存在无析出带造成的,而王勇等^[76]认为是时效过程中因 G.P.区增加造成滑移的可逆性增加并促使裂纹偏转造成的。SHARMA V M J 等^[77]对比了自然时效、欠时效、峰值时效、过时效后发现,自然时效后 2219 合金的疲劳扩展抗力最大。

4.3 表面强化技术

铝合金的疲劳性能对表面或近表面缺陷存在较大的敏感性,而表层残余应力场是改善试样疲劳性能的最主要因素。通过机械变形作用在铝合金表面引入残余压应力,在其近表面区域产生较高的位错密度,阻碍位错运动,提高其表面的硬度和强度。在外加载荷作用下,存在于表面的残余压应力会消耗一部分拉应力,降低疲劳裂纹扩展驱动力,进而改善疲劳性能。张乐等^[78]采用激光冲击强化技术研究 2A12 铝合金的疲劳寿命,发现激光冲击强化可提升 2A12 铝合金的疲劳寿命。王亮等^[79]采用喷丸处理研究 7A85-T7452 合金的疲劳性能,发现该技术亦可提升合金的疲劳性能。尽管这些技术均可提升铝合金材料的疲劳寿命,但是李彬^[80]、肖阳等^[81]研究了不同表面强化技术对铝合金疲劳性能的影响,发现喷丸强化是在材料近表面形成高的残余压应力且该应力有向材料表层内部移动的趋势,进而提升铝合金的疲劳性能;而激光冲击强化则是产生高的残余压应力的同时保持应力影响深度的能力,从而影响疲劳性能;但与机械强化、激光冲击相比,深滚压可引入更为合理、稳定的残余应力分布,使得材料的综合性能最佳。

诸多学者研究了单一形变因素对铝合金疲劳性能的影响。余光群等^[82]将滚压和时效强化结合,发现通过表面滚压和时效强化在表面形成加工硬化和沉淀强化改善材料的疲劳性能,且峰值时效引入位错增殖进一步提升材料的疲劳寿命。

5 结束语

介绍了裂纹萌生的机理和部分裂纹扩展情况,分析了铝合金疲劳性能的影响因素及相关强化方法。尽管有关铝合金疲劳性能的研究已取得较为丰富的成果,但还有许多问题亟待解决。

(1) 铝合金中的缺陷、损伤对其疲劳性能存在巨大的影响。因此可通过提升生产和加工技术,降低铝合金中的缺陷和损伤,延缓疲劳裂纹的萌生和扩展,提升铝合金产品的疲劳寿命。

(2) 目前对疲劳过程的研究多采用断口形貌进行反推,继而获得疲劳过程中的组织变化和机理。但现在也有采用数字图像技术和 X 射线成像技术研究材料的疲劳过程,并能获得良好的裂纹扩展过程,促进对疲劳裂纹萌生和扩展机理的进一步认识,在后期材料疲劳寿命的预测中起到积极作用。故采用此类新技术方法研究铝合金的疲劳过程,为铝合金的广泛、安全使用提供技术支撑,也是今后研究的重要手段。

(3)随着计算机技术的发展,人工智能、数据融合在先进设备设计、制造和维护中扮演重要作用。因此基于大数据、人工智能建立结构损伤演化模型实时精确预测设备损伤状态,为铝合金乃至所有材料的使用提供了新的方向。

参 考 文 献

- [1] BERANGER M, FIARD J M, AMMAR K, et al. A new fatigue model including thermal ageing for low copper aluminum-silicon alloys[J]. *Procedia Engineering*, 2018, 213: 720-729.
- [2] DIXON B, MOLENT L, BARTER S. A study of fatigue variability in aluminum alloy 7050-T7451 [J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 92: 130-146.
- [3] 轩福贞,朱明亮,王国彪.结构疲劳百年研究的回顾与展望[J]. *机械工程学报*, 2021, 57(6): 26-51.
- [4] KUNTIMADDI S, ILAKSH A, KIRAN N S, et al. Analysis of the crack initiation and growth in crystalline materials using discrete dislocations and the modified Kitagawa-Takahashi diagram [J]. *Crystals*, 2020, 10(5): 358-365.
- [5] SURESH S. 材料的疲劳[M].王中光译.北京:国防工业出版社, 1999.
- [6] 王兴路.金属结构表面裂纹疲劳扩展损伤程度研究[D].西安:西安建筑科技大学, 2017.
- [7] 邓彩艳,刘庚,龚宝明,等.基于 Tanaka-Mura 位错模型的疲劳裂纹萌生寿命预测[J]. *焊接学报*, 2021, 42(1): 30-37, 99.
- [8] CHEN Y Q, PAN S P, ZHOU M Z, et al. Effects of inclusions, grain boundaries and grain orientations on the fatigue crack initiation and propagation behavior of 2524-T3 Al alloy[J]. *Materials Science & Engineering*, 2013, A580: 150-158.
- [9] WANG Q G, APELIAN D, LADOS D A. Fatigue behavior of A356-357 aluminum cast alloys. Part II -Effect of microstructural constituents[J]. *Journal of Light Metals*, 2001(1): 85-97.
- [10] ZHENG Z Q, CAI B, ZHAI T, et al. The behavior of fatigue crack initiation and propagation in AA2524-T34 alloy[J]. *Materials Science & Engineering*, 2010, A528(4), 2017-2022.
- [11] 黄克智,肖纪美.材料的损伤断裂机理和宏观力学理论[M].北京:清华大学出版社, 1999.
- [12] 王俭堂. 2297-T87Al-Li 合金厚板各向异性及疲劳性能研究[D].长沙:湖南大学, 2018.
- [13] HORACIO D E, PABLO D Z. A grain level model for the study of failure initiation and evolution in polycrystalline brittle materials. Part I: Theory and numerical implementation[J]. *Mechanics of Materials*, 2003, 35(3): 333-364.
- [14] ZHANG J, HE X D, DU S Y. Analysis of the fatigue crack propagation process and stress ratio effects using the two parameter method[J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(10): 1 314-1 318.
- [15] SURESH S, RITCHIE R O. Propagation of short fatigue cracks [J]. *International Metals Reviews*, 1984, 29(1): 445-475.
- [16] 秦建兵.金属材料疲劳短裂纹扩展研究综述[J]. *航空工程进展*, 2019,10(2): 247-254, 269.
- [17] SADANANDA K, BABU N M, VASUDEVAN A K. A review of fatigue crack growth resistance in the short crack growth regime [J]. *Materials Science & Engineering*, 2019, A754: 674-701.
- [18] 刘荣伟,石凤武,孙杨锋,等.裂纹尖端塑性区内金相组织及硬度的分析与研究[J]. *材料保护*, 2020, 53(11): 166-170.
- [19] 莫德锋,何国求,胡正飞,等.孔洞对铸造铝合金疲劳性能的影响[J]. *材料工程*, 2010(7): 92-96.
- [20] 吴圣川,李存海,张文,等.金属材料疲劳裂纹扩展机制及模型的研究进展[J]. *固体力学学报*, 2019, 40(6): 489-538.
- [21] WANG Q G, APELIAN D, LADOS D A. Fatigue behavior of A356-T6 aluminum cast alloys. Part I. Effect of casting defects [J]. *Journal of Light Metals*, 2001, 1(1): 73-84.
- [22] COUPER M J, NEESON A E, GRIFFITHS J R. Casting defects and the fatigue behaviour of an aluminum casting alloy[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1990, 13(3): 213-227.
- [23] SKALLERUD B, IVELAND T, HARKEGARD G. Fatigue life assessment of aluminum alloys with casting defects[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1993, 44(6): 857-874.
- [24] 刘斌,何国求,樊康乐,等.铸造铝合金 AlSi9Cu3 低周疲劳行为[J]. *功能材料*, 2014, 45(4): 4 047-4 051.
- [25] 赵杰,曹喜彪,张敏红,等.铸造缺陷对 A356 铝合金缸盖疲劳性能的影响[J]. *上海金属*, 2015, 37(5): 6-10.
- [26] NOURIAN-AVVAL A, FATEMI A. Fatigue performance and life prediction of cast aluminum under axial, torsion, and multiaxial loadings[J]. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2021, 111: 102 842.
- [27] 汪波.晶粒尺寸和残余应力对 2E12 铝合金疲劳性能的影响[D].长沙:中南大学, 2014.
- [28] 王冠一,车欣,张浩宇,等. Al-5.4Zn-2.6Mg-1.4Cu 合金板材的低周疲劳行为[J]. *材料研究学报*, 2020, 34(9): 697-704.
- [29] 李矿,熊峻江,马少俊,等.航空铝合金系列材料裂纹扩展性能的温度效应[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(4): 761-768.
- [30] YANG H H, WANG Y L, WANG X S, et al. The effects of corrosive media on fatigue performance of structural aluminum alloys [J]. *Metals*, 2016, 60(6): 1-12.
- [31] PAO P S, HOLTZ R L, JONES H N, et al. Effect of environment on fatigue crack growth in ultrafine grain Al-Mg[J]. *International Journal of Fatigue*, 2009, 31: 1 678-1 683.
- [32] ZHAI T, WILKINSON A J, MARTIN J W. A crystallographic mechanism for fatigue crack propagation through grain boundaries [J]. *Acta Materialia*, 2000, 20(4): 4 917-4 927.
- [33] LIU Z, LI F D, XIA P, et al. Mechanisms for Goss-grains induced crack deflection and enhanced fatigue crack propagation resistance in fatigue stage II of an AA2524 alloy[J]. *Materials Science & Engineering*, 2015, A625: 271-277.
- [34] WANG J Y, JIANG H T, DUAN X G, et al. Orientation and microstructure topology-governed crack propagation behavior in AA7021 aluminum alloys during uniaxial tension[J]. *Materials Science and Engineering*, 2019, A739(2): 254-263.
- [35] MA M Y, WANG B, LIU H Q, et al. Investigation of fatigue crack propagation behavior of 5083 aluminum alloy under various stress ratios: Role of grain boundary and Schmid factor[J]. *Materials Science & Engineering*, 2020, A773: 1-10.
- [36] 肖骥, ETIENNE P,王敏,等.7475 铝合金板材的各向异性疲劳性能[J]. *上海交通大学学报*, 2011, 45(11): 1 678-1 683.
- [37] 孙志强.铝合金时效成形微观组织和性能及疲劳断裂特征[D].辽

- 宁大连:大连理工大学, 2009.
- [38] 王彬文, 陈先民, 苏运来, 等. 中国航空工业疲劳与结构完整性研究进展与展望[J]. 航空学报, 2021, 42(5): 6-44.
- [39] JIN Y, CAI P, WEN W, et al. The anisotropy of fatigue crack nucleation in an AA7075 T651 Al alloy plate[J]. *Materials Science & Engineering*, 2015, A622: 7-15.
- [40] LATTANZI L, FABRIZI A, FORTINI A, et al. Effects of microstructure and casting defects on the fatigue behavior of the high-pressure die-cast AlSi9Cu3(Fe) alloy[J]. *Procedia Structural Integrity*, 2017(7): 505-512.
- [41] LIU Y Q, JIE W Q, GAO Z M, et al. Rotary bending fatigue behavior of A356-T6 aluminum alloys by vacuum pressurizing casting[J]. *China Foundry*, 2015, 12(5): 326-332.
- [42] 戴浩杰, 赵礼辉, 翁硕. 铸造 AlSi9Cu3 合金疲劳性能[J]. 特种铸造及有色合金, 2019, 39(11): 1 245-1 248.
- [43] 张岚, 赵鸿金, 李声慈, 等. 裂纹源位置对 6005A 铝合金挤压型材高周疲劳寿命的影响[J]. 机械工程材料, 2020, 44(1): 16-20, 28.
- [44] 崔振旗, 徐可为, 胡奈赛. 残余应力场中疲劳短裂纹扩展模型及实验[J]. 金属学报, 1994(2): 65-69.
- [45] 唐正强, 李俨, 张慧杰, 等. 微动工况对疲劳裂纹扩展影响的数值模拟研究[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2020(4): 61-64.
- [46] 杨新华, 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2018.
- [47] MENAN F, HENAFF G. Influence of frequency and exposure to a saline solution on the corrosion fatigue crack growth behavior of the aluminum alloy 2024[J]. *International Journal of Fatigue*, 2009, 31(11): 1 684-1 695.
- [48] 李旭东, 穆志韬, 贾明明. 加载频率对航空铝合金腐蚀疲劳裂纹扩展速率的影响[J]. 机械工程材料, 2014, 38(7): 50-52.
- [49] BONAKDAR A, WANG F, WILLIAMS J J, et al. Environmental effects on fatigue crack growth in 7075 aluminum alloy[J]. *Metallurgical and Materials Transactions*, 2012, A43(8): 2 799-2 809.
- [50] FORMAN R G, KEARNEY V E, ENGLE R M. Numerical analysis of crack propagation in cyclic-loaded structures[J]. *Journal of Basic Engineering*, 1967, 89(3): 459-463.
- [51] PEARSON S. The effect of mean stress on fatigue crack propagation in half-inch(12.7 mm) thick specimens of aluminium alloys of high and low fracture toughness[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1972, 4(1): 9-24.
- [52] 祁爽. 基于低周疲劳性能的 I-II 型裂纹疲劳扩展理论及试验方法[D]. 成都: 西南交通大学, 2019.
- [53] RAJU K N. An energy balance criterion for crack growth under fatigue loading from considerations of energy of plastic deformation[J]. *International Journal of Fracture Mechanics*, 1972, 8(1): 1-14.
- [54] WEI R P. Environment considerations for fatigue cracking[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2002, 25(8-9): 845-854.
- [55] AKIHIRO H, KOHJI K, KAWAGOISHI N, et al. Effect of microstructure on fatigue properties of Al alloys[J]. *Journal of the Society of Materials Science Japan*, 2012, 61(6): 300-305.
- [56] KAWAGOISHI N, KARIYA K, NU Y, et al. Effect of humidity on fatigue strength of age-hardened Al alloy under rotating bending[J]. *Key Engineering Materials*, 2011, 452-453: 745-748.
- [57] WANG X S, LI X D, YANG H H, et al. Environment-induced fatigue cracking behavior of aluminum alloys and modification methods[J]. *Corrosion Reviews*, 2015, 33(3-4): 119-137.
- [58] 李文凯, 崔海涛, 温卫东, 等. 环境湿度对铸铝合金超声疲劳裂纹扩展速率的影响研究[J]. 中国机械工程, 2016, 27(17): 2 396-2 401.
- [59] 杨胜, 易丹青, 杨守杰, 等. 温度对 2E12 铝合金疲劳性能与断裂机制的影响[J]. 航空材料学报, 2007(6): 1-5.
- [60] OSKOUEI R H, IBRAHIM R N. The effect of typical flight temperatures on the fatigue behaviour of Al 7075-T6 clamped plates[J]. *Materials Science and Engineering*, 2011, A528(3): 1 527-1 533.
- [61] 刘牧东. 低温对航空铝合金疲劳与裂纹扩展行为的影响[J]. 航空材料学报, 2021, 41(1): 91-100.
- [62] SRIVATSAN T, KOLAR D, MAGNUSEN P. The cyclic fatigue and final fracture behavior of aluminum alloy 2524[J]. *Materials and Design*, 2002, 23(2): 129-139.
- [63] YE Z Y, LIU D X, ZHANG X H, et al. Corrosion fatigue behavior of 7A85 aluminum alloy thick plate in NaCl solution[J]. *Acta Metallurgica Sinica*, 2015, 28(8): 1 047-1 054.
- [64] JONES K, HOEPPNER D W. The interaction between pitting corrosion, grain boundaries, and constituent particles during corrosion fatigue of 7075-T6 aluminum alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2009, 31(4): 686-692.
- [65] VAN DER WALDE K, BROCKENBROUGH J R, CRAIG B A, et al. Multiple fatigue crack growth in pro-corroded 2024-T3 aluminum[J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27: 1 509-1 518.
- [66] SURARATCHAI M, LIMIDO J, MABRU C, et al. Modeling the influence of machined surface roughness on the fatigue life of aluminium alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2008, 30(12): 2 119-2 126.
- [67] RAQUAL H, JON A E, MIREN L, et al. Influence of surface finish and porosity on the fatigue behavior of A356 aluminium casting alloy[J]. *Matec. Web of Conferences*, 2018, 165(4): 1-6.
- [68] GONG B S, LIU Z J, WANG Y L, et al. Improving the fatigue strength of A7N01 aluminum alloy by adjusting Si content[J]. *Materials Science and Engineering*, 2019, A742: 15-22.
- [69] 李自月. 含 Sc7050 铝合金疲劳性能研究[D]. 郑州: 郑州大学, 2014.
- [70] 周娟. 微量 Ge,Ce 对 Al-Cu-Mg-(Li) 合金微观组织和性能的影响[D]. 长沙: 中南大学, 2011.
- [71] 杨文玲. 微量 Li,Zn 对 Al-4.2Cu-1.4Mg 合金疲劳性能与微观组织的影响[J]. 热加工工艺, 2020, 49(4): 62-65.
- [72] WEN K, XIONG B Q, ZHANG Y N, et al. Over-aging influenced matrix precipitate characteristics improve fatigue crack propagation in a high Zn-containing Al-Zn-Mg-Cu alloy[J]. *Materials Science & Engineering*, 2018, A716: 42-54.
- [73] WEN K, XIONG B Q, ZHANG Y N, et al. Measurement and theoretical calculation confirm the improvement of T7651 aging state influenced precipitation characteristics on fatigue crack propagation resistance in an Al-Zn-Mg-Cu alloy[J]. *Metals and Materials International*, 2020, 27: 779-795.

高温无铅软钎料的研究进展

樊江磊 王宁格 魏泽新 刘建秀
(郑州轻工业大学机电工程学院)

摘要 分析了高温无铅钎料的熔化行为、力学性能、铺展性能、导电导热性能以及钎料的稳定性和可靠性等,总结了这些高温无铅软钎料的特点以及在使用过程中存在的不足。归纳了改善方案和结果,旨在为高温无铅软钎料的设计与开发提供参考。

关键词 高温无铅软钎料;成分设计;力学性能;钎焊性能

中图分类号 TG425;TG146.1⁺2

文献标志码 A

DOI:10.15980/j.tzzz.2022.06.011

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research Progress in High Temperature Lead-free Solder

Fan Jianglei, Wang Ningge, Wei Zexin, Liu Jianxiu

(School of Mechanical and Electrical Engineering, Zhengzhou University of Light Industry)

Abstract: The melting behavior, mechanical properties, spreadability, electrical and thermal conductivity, stability and reliability were analyzed, and the characteristics as well as the defects were summarized. Moreover, the modified plans and results made by relevant scientific researchers in response to these drawbacks were introduced, aiming to provide reference for the design and development of high-temperature lead-free solder.

Key Words: High Temperature Lead-free Solder, Alloy Design, Mechanical Property, Brazing Performance

近年来,电子元器件的功能越来越多,功率显著提高,高温软钎料在电子封装的高温领域得到了广泛应用^[1,2]。电子元器件的服役环境越来越复杂,尤其是在较高的工作温度下(250~300 °C),要实现高性能接头,就需要高熔点的钎料^[3,4]。其中,Pb-Sn 钎料因为具有润湿性良好、成本低、熔点低等特点被广泛使用在很多电子产品中^[5]。以 Pb-5Sn、Pb-10Sn 及 Pb-2Sn-2.5Ag (质量分数,下同)等为代表的高温钎料合金中 Pb 含量

均高于 85%,这些高铅钎料以优异的力学性能和钎焊性能为高温环境下工作的元器件提供了稳固而可靠的连接,常被用于大功率电源、航空航天、交通运输等领域^[6]。但随着环保要求提高,高温无铅钎料的研究得到越来越多的重视^[7]。目前有关无铅钎料的研究主要集中在低温无铅钎料上,而关于高温无铅软钎料的研究报道较少^[8~10]。表 1 为常见钎料合金的熔化特性。综述了高温无铅软钎料(Au 基、Bi 基、Zn 基和 Sn 基)的研

收稿日期:2021-07-12;修改稿收到日期:2021-08-27

基金项目:国家自然科学基金资助项目(U1904175);河南省高等学校青年骨干教师培养计划资助项目(2018GGJS090);河南省研究生教育改革与质量提升工程资助项目(YJS2021AL026);郑州市重大科技创新专项基金资助项目(2019CXZX0065)

第一作者简介:樊江磊,男,1983 年出生,副教授,郑州(450002),E-mail:JLFan2011@163.com

引用格式:樊江磊,王宁格,魏泽新,等. 高温无铅软钎料的研究进展[J]. 特种铸造及有色合金,2022,42(6):726-731.

FAN J L, WANG N G, WEI Z X, et al. Research progress in high temperature lead-free solder[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2022, 42(6):726-731.

[74] CHEN J, PAN Q L, YU X H, et al. Effect of annealing treatment on microstructure and fatigue crack growth behavior of Al-Zn-Mg-Sc-Zr alloy[J]. Journal of Central South University, 2018, 25(5): 961-975.

[75] CHEN X, LIU Z, LIN M, et al. Enhanced fatigue crack propagation resistance in an Al-Zn-Mg-Cu alloy by retrogression and reaging treatment[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2012, 21(11): 2 345-2 353.

[76] 王勇,唐建国,邓运来,等. 时效状态对 7020 铝合金疲劳性能的影响[J]. 中南大学学报(自然科学版),2018,49(11): 2 684-2 691.

[77] SHARMA V M J, KUMAR K S, RAO B N, et al. Fatigue crack growth of AA2219 under different aging conditions[J]. Materials

Science and Engineering, 2011, A528: 4 040-4 049.

[78] 张乐,袁海洋,游张平. 激光冲击强化改善 2A12 高强铝合金疲劳寿命的试验研究[J]. 轻金属,2017(3): 39-41.

[79] 王亮,臧金鑫,王任,等. 喷丸处理对 7A85-T7452 铝合金锻件疲劳性能的影响[J]. 轻金属,2021(5): 43-46.

[80] 李彬. 7075 铝合金不同表面强化工艺的对比试验研究[J]. 轻合金加工技术,2016,44(11): 36-40.

[81] 肖阳,袁海洋. 7075 铝合金三种表面强化工艺对比试验[J]. 轻金属,2019(1): 54-57.

[82] 余光群,袁海洋. 滚压-时效强化改善 6061 铝合金疲劳性能的试验研究[J]. 轻金属,2018(10): 50-53.

(编辑:栗万仲)