http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0244

航空铝合金系列材料裂纹扩展性能的温度效应

李矿[1], 熊峻江[1,*], 马少俊[2], 陈勃[2]

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘 要: 高低温裂纹扩展性能是航空金属结构损伤容限设计的前提,为此,试验测定了3种系列的6种航空铝合金材料(2024-T351、2397-T8、6061-T651、7050-T7451、7050-T7452和7475-T761)在5种温度环境(-70、-54、25、125和150 ℃)下的裂纹扩展性能,观测了试验现象,并进行了性能对比分析和疲劳断口扫描电子显微镜(SEM)分析,研究了温度对航空铝合金材料裂纹扩展性能的影响机制,获得了具有工程参考价值的结果与结论:与25 ℃相比,低温下裂纹扩展阻力系数的对数值降低7%~15%,而高温下却增大5%~23%;低温下裂纹扩展指数增大7%~21%,而高温下却减少5%~34%;氢脆效应和高温氧化作用是导致裂纹扩展速率随温度升高而加快的主要原因。

关 键 词: 铝合金; 裂纹扩展; 疲劳; 温度; 扫描电子显微镜(SEM)
中图分类号: V252.2; TG113.1; TG115.5
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2017)04-0761-08

民用航空器的运行环境非常复杂,其结构需要经受较大范围的温度变化,例如,万米高空飞行时航空结构常处于-50 ℃左右的低温环境,高速飞行以及发动机的发热会使结构局部处于高温状态,温度的变化对结构材料的裂纹扩展性能有显著的影响。为此,针对温度对航空金属材料裂纹扩展性能的影响开展了大量研究,James 等[1]对铝合金进行了疲劳试验测试,研究了低温对裂纹萌生和微裂纹扩展过程的影响,结果表明,低温环境有利于增加平均裂纹萌生时间并减缓微裂纹扩展过程;张福泽[2]、Fassina[3]和 Franck[4]等对铝合金和钢材进行了疲劳试验测试和断口扫描电子显微镜(SEM)分析,研究了低温对稳定裂纹扩展阶段内裂纹扩展过程的影响及其微观机制,结果表明,低温有利于减慢裂纹扩展速率,提高材料的裂纹扩展性能,增加疲劳寿命;Ding 等[5]对钛合金进行了疲劳测试,研究了高温对疲劳门槛值和近门槛区裂纹扩展过程的影响,结果表明,高温下裂纹扩展速率加快,然而,温度对裂纹扩展门槛值无明显影响;宋千光[6]、吴欢[7]和 Adair[8]等对铝合金、钛合金和单晶高温合金进行了疲劳试验测试和断口 SEM 分析,研究了高温对稳定裂纹扩展阶段内裂纹扩展过程的影响及其微观机制,结果表明,高温下裂纹扩展速率加快,不利于材料的裂纹扩展性能;然而,熊缨等[9]对钢材进行的裂纹扩展试验研究表明,裂纹扩展速率不一定随着温度的升高而增加,说明高温对金属材料裂纹扩展性能的影响相对复杂。此外,金属材料的裂纹扩展性能还受到应力比[10]、取样方向和微观组织[11]、热处理状态[12]、腐蚀环境[13]和试样厚度[14-15]等多种因素的影响。

铝合金材料因其具有良好的力学性能和抗腐蚀性能而广泛应用于航空和航天结构等领域,其高、低温裂纹扩展性能受到人们重视[16-17],目前,

收稿日期: 2016-03-29; **录用日期**: 2016-06-24; **网络出版时间**: 2016-06-30 15:40
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160630.1540.004.html
基金项目: 国家自然科学基金 (51375033)
* **通讯作者**: E-mail: jjxiong@buaa.edu.cn

引用格式: *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. LI K, XIONG J J, MA S J, et al. Temperature effect on crack propagation properties of aluminum alloys in aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 761-768 (in Chinese).*

尚缺乏裂纹扩展性能的温度效应的系统研究,温度-载荷交互作用对裂纹扩展过程的影响机制尚待进一步认识,为此,本文以 3 种系列的 6 种航空铝合金材料(2024-T351、2397-T8、6061-T651、7050-T7451、7050-T7452 和 7475-T761)作为研究对象,测定了 5 种温度环境(－70、－54、25、125 和 150 ℃)下的裂纹扩展性能,通过试验观测、试验数据对比以及疲劳断口 SEM 分析,研究了温度对航空铝合金材料裂纹扩展性能的影响机制,为工程应用提供参考。

1 裂纹扩展试验

为了测定航空铝合金材料的裂纹扩展性能,制备了 3 种系列的 6 种航空铝合金材料(2024-T351、2397-T8、6061-T651、7050-T7451、7050-T7452 和 7475-T761)的标准 M(T)试样,材料性能如表 1所示(E 为弹性模量,σ_b 为强度极限,σ_s 为屈服极限,δ 为延伸率)。试样的几何形状和尺寸如图1所示,采用线切割方法,在试样中心孔两侧

表 1 铝合金材料的力学性能

Table 1 Mechanical properties of aluminum alloy materials

材料	E/GPa	σ_b/MPa	σ_s/MPa	δ/%
2024-T351	72.4	473	364	18.0
2397-T8	70.0	472	421	9.5
6061-T651	71.0	311	246	14.7
7050-T7451	70.3	510	455	9.0
7050-T7452	70.5	475	399	11.1
7475-T761	70.5	526	482	13.3

加工长度为 8 mm 的初始人工预制裂纹,并做表面抛光处理。

按照 ASTM E647-11 试验方法[18],在 MTS-880-100kN 疲劳试验机上,进行应力比 R 为 －1(轴向拉伸-压缩对称循环)的恒幅加载裂纹扩展试验(如图 2 所示),加载波形为正弦波,加载频率 f 为 10 Hz。每种材料裂纹扩展性能测试的有效试样数至少 3 件。试验过程中,采用 WZHD0850 型长焦光学电子显微镜(测量精度为 0.01 mm)测量试样中心孔两侧的裂纹扩展长度;采用 SDGDYD-180/＋350 型高低温环境箱(温度波动不超过2℃)控制试验温度,低温环境由

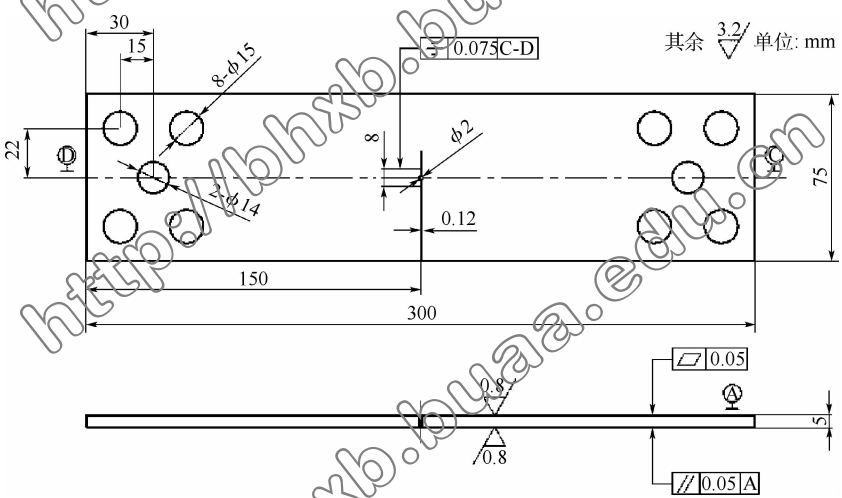
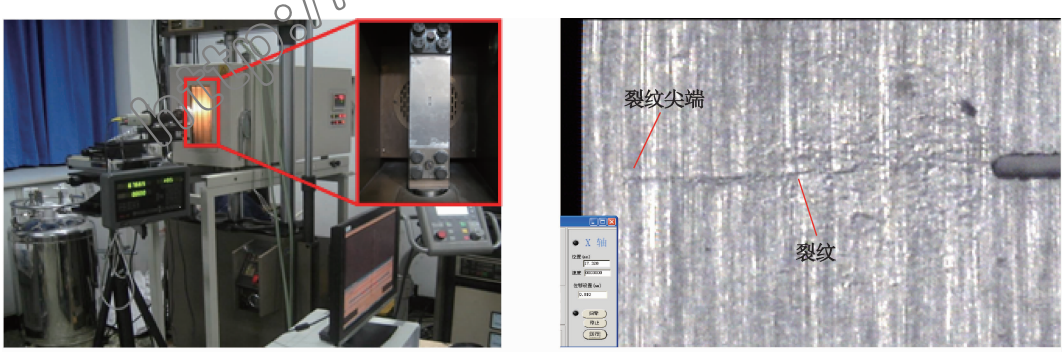


图 1 标准 M(T)试样

Fig. 1 Standard M(T) specimen



(a) 裂纹扩展试验系统 (b) 裂纹观测界面

图 2 裂纹扩展测试

Fig. 2 Crack propagation test

http://bhxb.buaa.edu.cn

YDZ-50 型液氮罐提供低温氮气以维持低温。根据航空铝合金材料的实际使用环境,2024-T351 和 7475-T761 铝合金的测试温度选定为 -54、25 和 125 ℃,2397-T8 和 6061-T651 铝合金的测试温度选定为 -70 、25 和 150 ℃,而 7050-T7451 和 7050-T7452 铝合金的测试温度选定为 25 和 150 ℃。

试样夹持后,调节环境箱至试验指定温度,保温 30 min 后,采用疲劳加载,在试样原先的初始人工预制裂纹基础上,再预制 1 ~ 2 mm 的疲劳裂纹,然后,按照指定应力比下的恒幅载荷加载,进行裂纹扩展试验,即裂纹每扩展 0.3 ~ 0.5 mm,则停机记录中心孔两侧裂纹长度 a_i 及其对应的疲劳载荷循环次数 N_i(i 用于计数,即第 i 次记录),直至试样最终断裂。试验观测结果如图 3 所示,T 为温度,a 为裂纹长度,N 为循环次数。从图 3 可以看出,试样裂纹扩展长度均随循环次数的增加而增大,裂纹扩展曲线的斜率越来越陡,说明裂纹扩展速率越来越快。

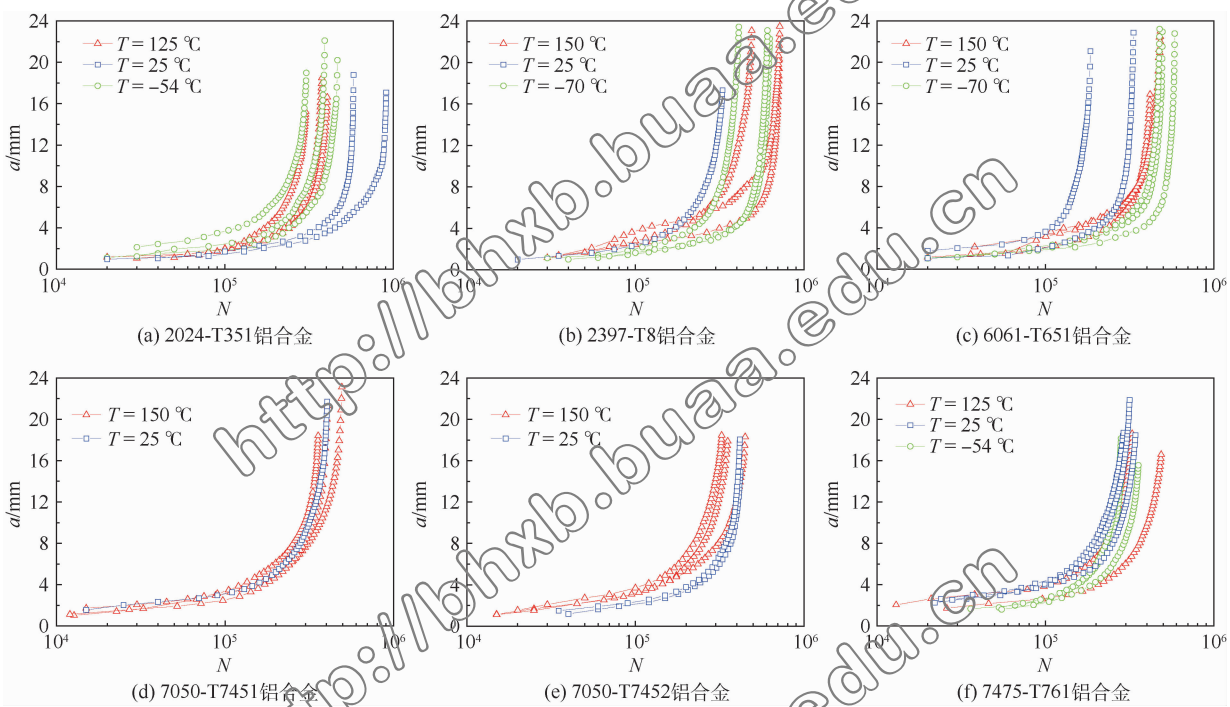


图 3　裂纹扩展测试结果

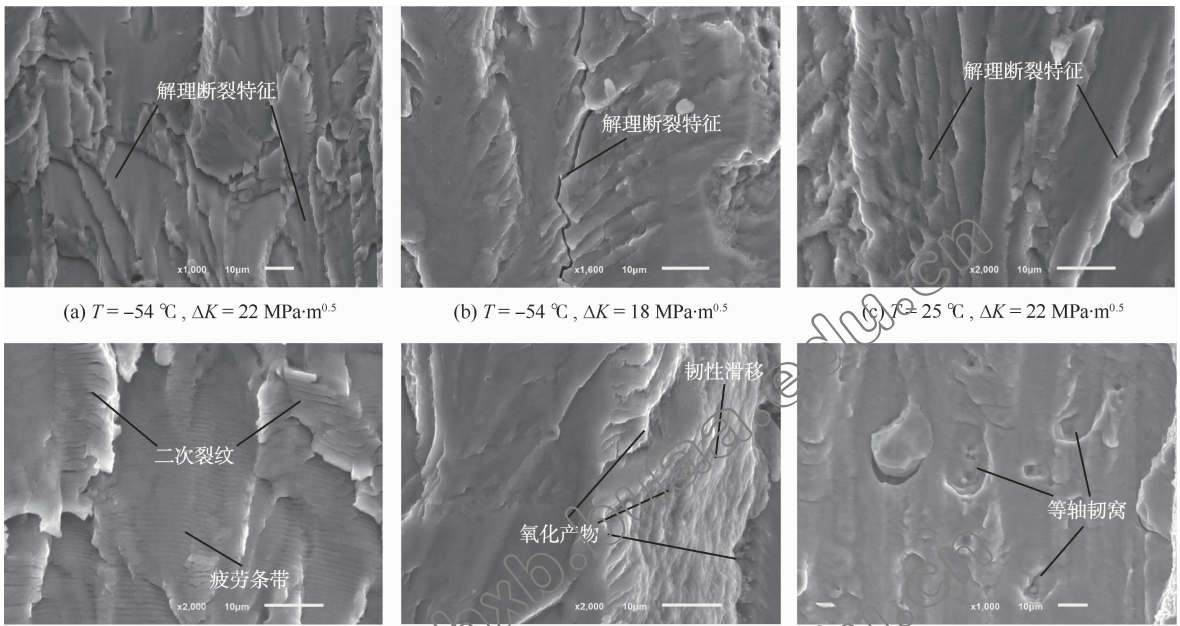
Fig. 3　Crack propagation test results

2　断口 SEM 分析

为了探究温度和载荷影响航空铝合金材料裂纹扩展过程的微观机制,采用 JSM-6010LA 型扫描电子显微镜观测 7475-T761 铝合金失效试样的疲劳断口(如图 4 所示),ΔK 为应力强度因子幅值。图 4(a)和图 4(b)为低温断口形貌,图 4(c)和图 4(d)为室温断口形貌,图 4(e)和图 4(f)为高温断口形貌。

对比低温和室温断口形貌(即图 4(a) ~ 图 4(d)),可以看出:①低温和室温环境下,材料晶界处位错阻力较大,裂纹扩展至晶界处时,为了将所消耗的能量最小化,将会沿着附近不同的晶面继续扩展,从而,呈现具有台阶或撕裂棱的解理断裂特征(见图 4(a)和图 4(c)),说明材料的脆性比较明显;②与低温环境相比,室温下的氢脆效应更为明显,环境中的水分更容易与裂纹表面发生反应,产生氢气并向裂纹尖端扩散,裂纹尖端压力增大,促进滑移的发生,从而,加速裂纹扩展过程,同时,较强的氢脆效应还可以抑制具有多个小刻面的晶体学形貌产生,断面更为平整,微观裂纹扩展路径曲折度降低(见图 4(a)和图 4(c)),因此,与低温环境相比,室温下的裂纹扩展速率更快,这与文献[4,19]的研究结果一致;③低温环境下,材料的脆性比较明显,由于裂纹尖端较强的应力集中作用,裂纹表面形成长且深的裂沟(见图 4(b)),裂沟的形成可以释放裂纹尖端的能量,有利于减缓裂纹扩展速率;④室温环境下,裂纹扩展速率较快时,裂纹尖端发生比较明显的塑性变形,形成均匀、细致的疲劳条带,同时,由于裂纹尖端较强的应力集中作用,裂纹表面被撕裂,形成大量沿条带分布的二次裂纹(见图 4(d)),二次裂纹的出现也可以释放裂纹尖端的应变能,有利于减缓裂纹扩展速率,这与文献[6,20]的研究结果一致。

http://bhxb.buaa.edu.cn



(a) $T=-54$ ℃, $\Delta K=22$ MPa·m$^{0.5}$ (b) $T=-54$ ℃, $\Delta K=18$ MPa·m$^{0.5}$ (c) $T=25$ ℃, $\Delta K=22$ MPa·m$^{0.5}$

(d) $T=25$ ℃, $\Delta K=35$ MPa·m$^{0.5}$ (e) $T=125$ ℃, $\Delta K=22$ MPa·m$^{0.5}$ (f) $T=125$ ℃, $\Delta K=35$ MPa·m$^{0.5}$

图 4 7475-T761 铝合金断口分析

Fig. 4 Fractographic analysis of 7475-T761 aluminum alloy

对比高温和室温断口形貌(即图 4(c)~图 4(f)),可以看出:①高温环境下,裂纹扩展过程中出现了明显的韧性滑移和等轴韧窝特征(见图 4(e)和图 4(f)),说明材料的韧性比较明显,由此可见,随着温度的升高,航空铝合金材料的韧性增强,裂纹扩展过程由脆性断裂机制转变为韧性断裂机制;②高温环境下,铝合金材料被明显氧化,形成大量氧化产物(见图 4(e)),促进裂纹形核和滑移的发生,同时,晶界处的氧化使得晶界脆化,晶界结合力减小,裂纹扩展阻力降低,从而,加速裂纹扩展过程,这与文献[6,9,21]的研究结果一致;③随着温度的升高,在氧化作用下,断面更为平整,微观裂纹扩展路径的曲折度进一步降低(见图 4(c)和图 4(e)),因此,与室温环境相比,高温环境下的裂纹扩展速率更快。

3 试验数据分析与讨论

根据 ASTM E647-11 试验方法[18],采用割线法,由试验观测数据(a_i,N_i),计算裂纹扩展速率$(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)_i$和应力强度因子幅值 ΔK_i,即

$$(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)_i=(a_{i+1}-a_i)/(N_{i+1}-N_i) \tag{1}$$

$$\Delta K_i=\frac{\Delta P_i}{B}\sqrt{\frac{\pi\alpha_i}{2W}\sec\frac{\pi\alpha_i}{2}} \tag{2}$$

式中:ΔP_i 为加载载荷幅值;B 为试验件的厚度;W 为试验件的宽度;α_i 为考虑有限板宽的修正系数,即 $\alpha_i=2a_i/W$。

采用 Paris 公式,拟合裂纹扩展速率数据$[(\Delta K)_i,(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)_i]$,得到裂纹扩展速率 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$-ΔK 性能曲线[22],即

$$\mathrm{d}a/\mathrm{d}N=C(\Delta K)^m \tag{3}$$

式中:C 和 m 分别为待定常数。

根据式(1)和式(2),由图 3 所示的试验数据,得到裂纹扩展速率数据$[(\Delta K)_i,(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)_i]$(如图 5 所示),然后,根据式(3),拟合得到裂纹扩展性能 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$-ΔK 曲线(如表 2 所示)。从图 5 可以看出:①裂纹扩展速率 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 随着应力强度因子幅值 ΔK 的增加而单调增加,裂纹扩展速率数据$[(\Delta K)_i,(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)_i]$在双对数坐标下呈现线性关系,说明 Paris 公式能较好地表征航空铝合金在裂纹稳定扩展阶段内的裂纹扩展性能;②相同应力强度因子幅值 ΔK 下,不同温度下裂纹扩展速率之间的差值较为明显,低温环境下裂纹扩展速率最慢,高温环境下裂纹扩展速率最快,说明航空铝合金材料的裂纹扩展性能具有明显的温度效应,并且,温度的降低有利于提高材料的裂纹扩展阻力,这与文献[2,4,6]的研究结果吻合;③随着应力强度因子幅值 ΔK 的增加,不同温度下裂纹扩展速率之间的差值逐渐减少,说明温度和疲劳载荷对航空铝合金材料的裂纹扩展过程存在交互作用,并且,随着疲劳载荷的增大,温度对裂纹扩展性能的影响逐渐减弱,这与文献[3,7]的研究结果相吻合。

根据拟合得到的 C 和 m 值,可以获得高、低

http://bhxb.buaa.edu.cn

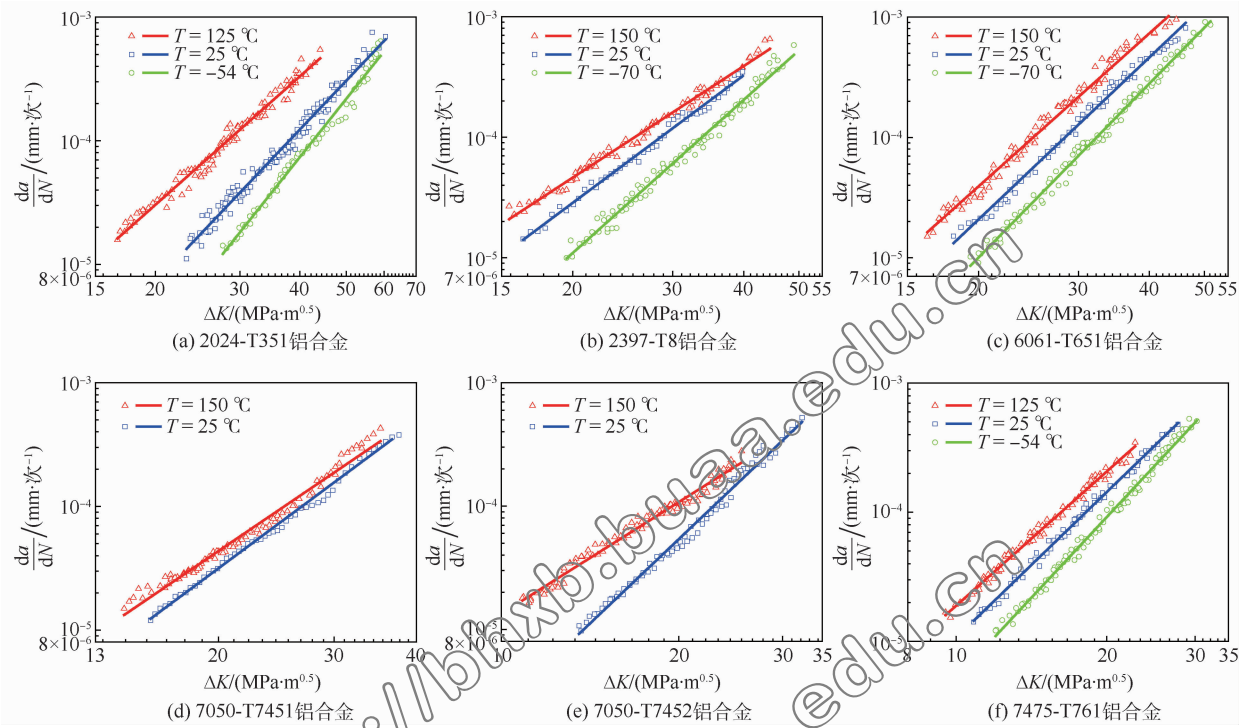


图 5　裂纹扩展 da/dN-ΔK 曲线

Fig. 5　Crack propagation da/dN-ΔK curves

表 2　裂纹扩展速率 da/dN-ΔK 参数值

Table 2　Parameter values of crack propagation rate da/dN-ΔK

材料	T/℃	C	m
2024-T351	125	9.93×10^{-10}	3.45
	25	3.56×10^{-11}	4.08
	−54	1.17×10^{-12}	4.87
2397-T8	150	4.60×10^{-9}	3.07
	25	7.61×10^{-10}	3.51
	−70	3.52×10^{-11}	4.22
6061-T651	150	1.24×10^{-10}	4.23
	25	3.10×10^{-11}	4.48
	−70	5.63×10^{-12}	4.80
7050-T7451	150	9.02×10^{-10}	3.60
	25	2.35×10^{-10}	3.94
7050-T7452	150	1.31×10^{-8}	3.01
	25	6.66×10^{-11}	4.54
7475-T761	125	6.67×10^{-9}	3.45
	25	1.90×10^{-9}	3.75
	−54	2.71×10^{-10}	4.15

温相对于室温的 C 和 m 变化率,即

$$\gamma_C=\frac{\lg C_T-\lg C_{RT}}{\lg C_{RT}} \tag{4}$$

$$\gamma_m=\frac{m_T-m_{RT}}{m_{RT}} \tag{5}$$

式中:C_T 和 m_T 分别为高温或低温下的 C 和 m 值;C_{RT}和 m_{RT}分别为室温下的 C 和 m 值。

根据式(4)和式(5),由表 2 所示的 C 和 m 值,获得高、低温相对于室温的 C 和 m 变化率(如图 6 所示)。从表 2 和图 6 可以看出:①裂纹扩展阻力系数 C 在 1.17×10^{-12} ~ 1.31×10^{-8} mm/次内变化,与室温相比,低温下的裂纹扩展阻力系数 C 的对数值降低 7% ~ 15%,而高温下的裂纹扩展阻力系数 C 的对数值却增大 5% ~ 23%,即裂纹扩展阻力系数 C 随温度的升高而增大,导致裂纹扩展速率随温度升高而加快,可见,裂纹扩展阻力系数 C 随温度的变化规律直接反映了温度对裂纹扩展性能的影响;②裂纹扩展指数 m 在 3.01 ~ 4.87 内变化,与室温相比,低温下的裂纹扩展指数增大 7% ~ 21%,而高温下的裂纹扩展指数却减少 5% ~ 34%,裂纹扩展指数 m 随温度的升高而减小,即当裂纹扩展阻力系数C较大

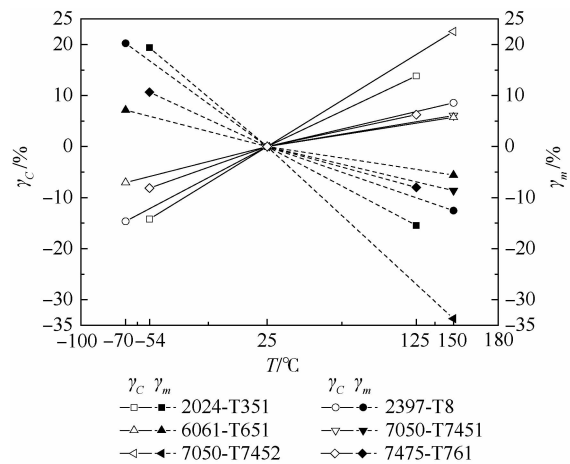


图 6　温度对 m 和 C 的影响

Fig. 6　Temperature effect on m and C

http://bxb.buaa.edu.cn

时,裂纹扩展指数 m 反而变小,反之亦然,这样,不同温度下裂纹扩展速率之间的差值随应力强度因子幅值 ΔK 的增大而减小,因此,裂纹扩展指数 m 随温度的变化规律反映了温度和载荷对裂纹扩展过程的交互作用。

由图5裂纹扩展速率数据[$(\Delta K)_i$,$(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)_i$]和 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$-ΔK 曲线,可以得到航空铝合金系列材料在高温、低温及室温下的裂纹扩展性能(如图7所示),从图7可以看出:无论在高温、低温下,还是在室温下,2024-T351 的裂纹扩展速率最慢,7475-T761 的裂纹扩展速率最快,而 2397-T8、6061-T651 和 7050-T7451 的裂纹扩展速率接近,说明 2024-T351 的裂纹扩展性能最好,7475-T761 的裂纹扩展性能最差,2397-T8、6061-T651 和 7050-T7451 的裂纹扩展性能相当。

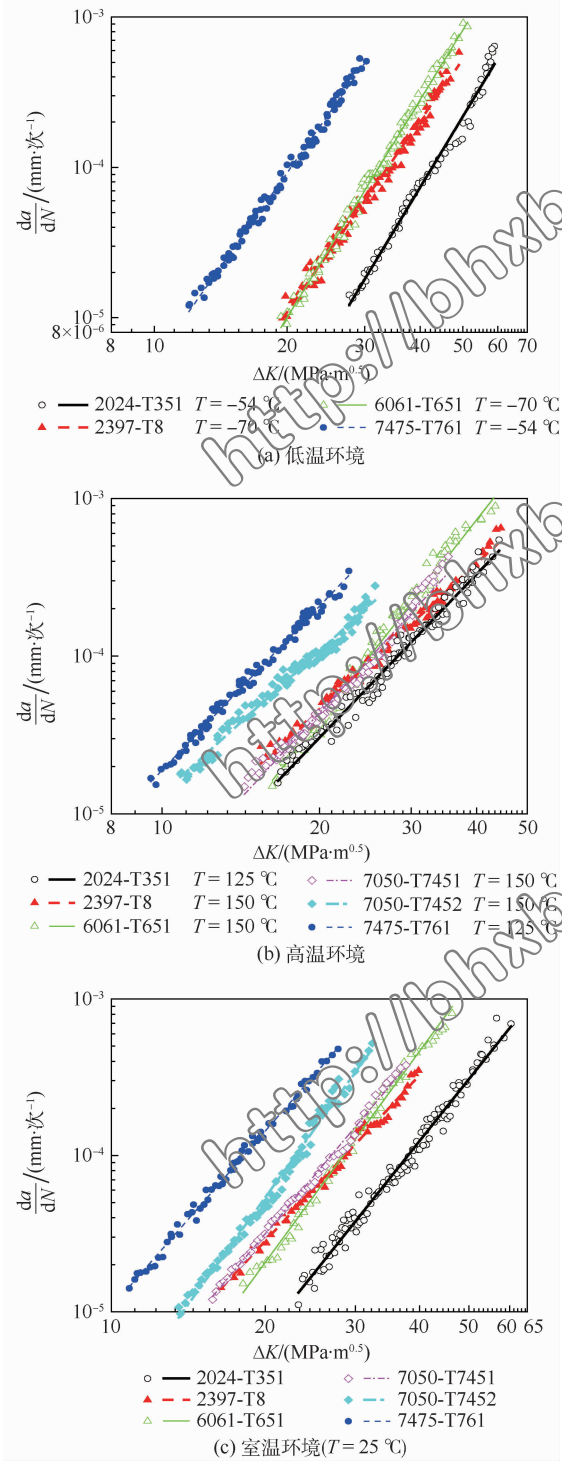


图7 不同航空铝合金的对比

Fig. 7 Comparison among different aluminum alloys in aircraft

4 结 论

1)无论在高温、低温下,还是在室温下,2024-T351 的裂纹扩展速率最慢,性能最好;7475-T761 的裂纹扩展速率最快,性能最差;2397-T8、6061-T651 和 7050-T7451 的裂纹扩展速率接近,性能相当。

2)裂纹扩展阻力系数 C 随温度的升高而增大,反映了温度对裂纹扩展性能的影响。6 种航空铝合金系列材料裂纹扩展阻力系数 C 在 1.17×10^{-12} ~ 1.31×10^{-8} mm/次范围内变化,与室温相比,低温下的裂纹扩展阻力系数 C 的对数值降低 7% ~15%,而高温下的裂纹扩展阻力系数 C 的对数值却增大 5% ~23%。

3)裂纹扩展指数 m 随温度的升高而减小,反映了温度和载荷对裂纹扩展过程的交互作用。6 种航空铝合金系列材料裂纹扩展指数 m 在 3.01 ~4.87 内变化,与室温相比,低温下的裂纹扩展指数 m 增大 7% ~21%,而高温下的裂纹扩展指数 m 却减少 5% ~34%。

4)SEM 分析表明,随着温度的升高,航空铝合金材料的韧性增强,裂纹扩展过程由脆性断裂机制转变为韧性断裂机制;与低温相比,室温下的氢脆效应加强,高温下发生明显的氧化作用,并且,微观裂纹扩展路径的曲折度随温度的升高而减小,从而,裂纹扩展阻力降低,裂纹扩展速率加快;随着疲劳载荷的增大,载荷逐渐成为影响裂纹扩展过程的主导因素,氢脆效应和氧化作用的影响程度减弱,导致不同温度下的裂纹扩展速率逐渐接近,即温度效应减弱。

参考文献(References)

[1] JAMES T B, VIPUL K G, SEAN R A, et al. Effect of low temperature on fatigue crack formation and microstructure-scale propagation in legacy and modern Al-Zn-Mg-Cu alloys[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 55: 268-275.

[2] 张福泽,叶序彬,宋钧,等. 在25℃和-40℃环境下的三种航空材料的裂纹扩展品质研究[J]. 航空学报,2007,28(3):593-595.
ZHANG F Z, YE X B, SONG J, et al. Study on crack growth behaviors of three kinds of aeronautical materials at 25 ℃ and

http://bhxb.buaa.edu.cn

-40 ℃[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2007,28(3):593-595(in Chinese).

[3] FASSINA P,BRUNELLA M,LAZZARI L,et al. Effect of hydrogen and low temperature on fatigue crack propagation of pipeline steels[J]. Engineering Fracture Mechanics,2013,103:10-25.

[4] FRANCK A T G,DANIEL L,ALEXANDRE B,et al. Effect of extrusion aspect ratio and test temperatures on fatigue crack propagation behavior of a 2099-T83 Al-Li alloy[J]. International Journal of Fatigue,2014,59:244-253.

[5] DING J,HALL R,BYRNE J. Effects of stress ratio and temperature on fatigue crack propagation in a Ti-6Al-4V alloy[J]. International Journal of Fatigue,2005,27(10-12):1551-1558.

[6] 宋千光,赵彬,耿小亮,等. 温度和应力比对航空铝合金疲劳裂纹扩展规律的影响及其机理[J]. 材料科学与工程学报,2015,32(2):157-162.
SONG Q G,ZHAO B,GENG X L,et al. Effect of stress ratio and temperature on the fatigue crack growth behavior of aerometal and study of the mechanism[J]. Journal of Materials Science and Engineering,2015,32(2):157-162(in Chinese).

[7] 吴欢,赵永庆,曾卫东,等. 不同温度下 Ti40 合金的疲劳裂纹扩展行为[J]. 稀有金属材料与工程,2008,37(8):1403-1406.
WU H,ZHAO Y Q,ZENG W D,et al. Fatigue crack propagation behavior of Ti40 alloy at different temperatures[J]. Rare Metal Materials and Engineering,2008,37(8):1403-1406(in Chinese).

[8] ADAIR B S,JOHNSON W S,ANTOLOVICH S D,et al. Crystall-ographic orientation and temperature effects on the fatigue crack propagation rate and resulting fracture surface morphology in PWA1484 single crystal superalloy[J]. Engineering Materials & Structures,2015,38(1):56-68.

[9] 熊缨,陈冰冰,郑三龙,等. 16MnR 钢在不同条件下的疲劳裂纹扩展规律[J]. 金属学报,2009,45(7):849-855.
XIONG Y,CHEN B B,ZHENG S L,et al. Study on fatigue crack growth behavior of 16MnR steel under different conditions[J]. Metallurgica Sinica,2009,45(7):849-855(in Chinese).

[10] SHAH M,MABRU C,REZAI-ARIA F. Characterisation of the surface damage of X38CrMoV5 (AISI H11) tool steel at room temperature and 600 ℃[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures,2015,38(6):742-754.

[11] 钟警,贾敏,范春平,等. 2050 铝合金的疲劳裂纹扩展行为研究[J]. 稀有金属材料与工程,2014,43(8):1944-1950.
ZHONG J,JIA M,FAN C P,et al. Fatigue crack propagation behavior of 2050 aluminum alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering,2014,43(8):1944-1950(in Chinese).

[12] 郑子樵,孙晓旭,陈圆圆,等. 一种 Al-Cu-Mg-Zr 合金的疲劳裂纹扩展行为研究[J]. 稀有金属材料与工程,2010,39(6):975-979.
ZHENG Z Q,SUN X X,CHEN Y Y,et al. Fatigue crack propagation behavior of Al-Cu-Mg-Zr alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering,2010,39(6):975-979(in Chinese).

[13] 宫玉辉,刘铭,张坤,等. 不同腐蚀环境对 7475-T7351 铝合金疲劳性能及裂纹扩展速率的影响[J]. 材料工程,2010(9):71-73.
GONG Y H,LIU M,ZHANG K,et al. Effects of different corrosion environments on fatigue property and crack growth rate in 7475-T7351 aluminum alloy[J]. Journal of Materials Engineering,2010(9):71-73(in Chinese).

[14] KUJAWSKI D. Environmental crack propagation behavior affected by thickness/geometry constraint[J]. Metallurgical and Materials Transactions A-Physical Metallurgy and Materials Science,2013,44A(3):1340-1352.

[15] WANG Y L,PAN Q L,WEI L L. Fracture toughness and fatigue crack propagation analysis of 7050-T7451 alloy thick plate with different thicknesses[J]. Journal of Central South University,2014,21(8):2977-2983.

[16] CARPINTERI A,BRIGHENTI R,VANTADORI S,et al. Static crack extension prediction in aluminium alloy at low temperature[J]. Engineering Fracture Mechanics,2008,75(3):510-525.

[17] HATAMLEH O,HILL M,FORTH S,et al. Fatigue crack propagation performance of peened friction stir welded 2195 aluminum alloy joints at elevated and cryogenic temperatures[J]. Materials Science & Engineering A,2009,519:61-69.

[18] American Society for Testing Materials International. Standard test method for measurement of fatigue crack propagation rates: ASTM E647-11[S]. West Conshohocken: ASTM International,2011.

[19] GASQUE C,CHRISTINE S B,PETIT J,et al. Fatigue crack propagation in an aluminium alloy at 223K[J]. Scripta Materialia,2005,53(12):1333-1337.

[20] SAHU V K,AMIL KUMAR J K S,MOHANTY J R,et al. Effect of low temperature overload on fatigue crack propagation retardation and prediction of post overload fatigue life[J]. Aerospace Science and Technology,2014,33(1):100-106.

[21] 钟群鹏,赵子华. 断口学[M]. 北京:高等教育出版社,2006:267.
ZHONG Q P,ZHAO Z H. Fractography[M]. Beijing: Higher Education Press,2006:267(in Chinese).

[22] 熊峻江. 飞行器结构疲劳与寿命设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004:128.
XIONG J J. Fatigue life design for aircraft structure[M]. Beijing: Beihang University Press,2004:128(in Chinese).

作者简介:

李矿　男,硕士研究生。主要研究方向:航空金属结构材料的疲劳性能。

熊峻江　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机结构适航性、航空复合材料新结构、飞行器系统与结构效能评估。

http://bbxb.buaa.edu.cn

Temperature effect on crack propagation properties of aluminum alloys in aircraft

LI Kuang[1], XIONG Junjiang[1,*], MA Shaojun[2], CHEN Bo[2]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: Fatigue properties on crack propagation rate at low and elevated temperatures are the precondition of damage tolerance design for aviation metallic structures. Therefore, in order to determine fatigue properties on crack propagation rate, fatigue tests were performed on six categories of aluminum alloys (i.e. 2024-T351, 2397-T8, 6061-T651, 7050-T7451, 7050-T7452, 7475-T761) at five kinds of temperatures (−70 ℃, −54 ℃, 25 ℃, 125 ℃, 150 ℃) under constant amplitude loading, and fatigue crack propagation properties were determined and the comparisons between fatigue properties on crack propagation rate at different temperatures were carried out. The mechanisms of temperature effect on crack propagation rate were deduced from fractographic studies by using scanning election microscope (SEM). The results show that, compared with the situation at 25 ℃, logarithmic crack propagation resistance coefficient decreases by 7% to 15% at low temperature, but increases by 5% to 23% at elevated temperature; crack propagation exponent increases by 7% to 21% at low temperature, but decreases by 5% to 34% at elevated temperature, compared with the situation at 25 ℃; hydrogen embrittlement and oxidation effects are likely to be the main reasons for more rapid crack propagation with the increasing temperature.

Keywords: aluminum alloy; crack propagation; fatigue; temperature; scanning election microscope (SEM)

http://bhxb.buaa.edu.cn

Received: 2016-03-29; **Accepted**: 2016-06-24; **Published online**: 2016-06-30 15:40

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160630.1540.004.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51375033)

* **Corresponding author**. E-mail: jjxiong@buaa.edu.cn