

钛合金扩散焊接头复合型疲劳裂纹扩展

刘小刚, 朱笑林
(南京航空航天大学 能源与动力学院
航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 设计并加工了 TC4 扩散焊接头紧凑拉伸剪切(CTS)试样。开展了不同加载角度下的 I-II 复合型疲劳裂纹扩展试验。试验结果发现:在加载角度小于 45°时,裂纹均沿焊缝扩展至断裂,当加载角度达到 45°以上时,裂纹开始出现沿与初始裂纹面呈一定角度的方向扩展至母材的情况。使用电子显微镜结合电位法获得了裂纹扩展 $a-N$ 曲线。在此基础上,采用相互作用积分法计算复合型应力强度因子,以应变能释放率为参量对 I-II 复合型裂纹扩展过程进行了分析。考虑 II 型裂纹所占权重引入复合比,并在此基础上建立了 TC4 扩散焊接头不同加载角度及载荷下 I-II 复合型疲劳裂纹扩展速率统一模型。

关 键 词: 钛合金扩散焊接头; 拉剪复合载荷; I-II 复合型裂纹; 疲劳裂纹扩展; 扩展速率

中图分类号: V261.3 **文献标志码:** A

Mixed-mode fatigue crack propagation of titanium alloy diffusion bonded joints

LIU Xiaogang, ZHU Xiaolin

(Aero-engine Thermal Environment and Structure Key Laboratory of Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Compact tensile shear (CTS) specimens of TC4 diffusion bonded joints were designed and processed. The fatigue crack propagation tests of I-II mixed mode under different loading angles were carried out. The test results showed that when the loading angle was less than 45 degrees, the cracks propagated along the weld line. When the loading angle was more than 45 degrees, the cracks started to propagate along base metal at certain angle. The $a-N$ curves of crack propagation were obtained by electron microscopy in combination with potential method. Based on the test results, the interaction integral method was used to calculate the stress intensity factor, and the I-II mixed crack propagation process was analyzed based on the strain energy release rate. Finally, considering the weight of crack mode II, the composite ratio was introduced. On this basis, a unified model of I-II mixed crack propagate rate of TC4 diffusion bonded joints under different loading angles and loads was established.

Key words: titanium alloy diffusion bonded joints; tensile-shear composite load; I-II mixed-mode crack; fatigue crack propagation; propagation rate

收稿日期:2019-03-24

基金项目:国家科技重大专项(2017-IV-0012-0049); 航空科学基金(2015ZB52023)

作者简介:刘小刚(1977—),男,副教授,博士,主要从事结构疲劳与断裂力学方面研究。

引用格式:刘小刚,朱笑林. 钛合金扩散焊接头复合型疲劳裂纹扩展[J]. 航空动力学报,2019,34(11):2395-2402. LIU Xiaogang, ZHU Xiaolin. Mixed-mode fatigue crack propagation of titanium alloy diffusion bonded joints[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(11):2395-2402.

钛合金扩散焊接头性能优良并能够有效减轻结构质量、降低制造成本,因而在航空制造中得到了广泛的应用^[1-2]。钛合金扩散焊构件在实际工作中往往承受复杂载荷作用,一旦产生裂纹,其扩展将呈复合型模式。已有的研究多局限于Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ型裂纹单一模式扩展的情况,当预测复合型裂纹扩展行为和评估剩余寿命时,会产生较大误差。因此开展复合型疲劳裂纹扩展研究对于此类构件的寿命评估具有重要意义。

复合型疲劳裂纹扩展研究的重点在于疲劳裂纹扩展路径以及疲劳裂纹扩展速率^[3-5]。对于复合型加载模式下裂纹扩展方向研究,学者们基于不同的理论提出了不同的准则^[6-10],如最大周向应力准则、基于最大应变能释放率的 G 准则、基于最小应变能密度的 S 准则等。针对复合型加载下疲劳裂纹扩展速率和扩展寿命预测,学者们通过综合考虑Ⅰ型与Ⅱ型裂纹的影响,引入不同的力学参量提出了各种疲劳裂纹扩展速率模型。Tanaka^[11]、Richard^[12-13]、Socie 等^[14] 以等效应力强度因子范围 ΔK_{eff} 为损伤参量,建立了Ⅰ、Ⅱ复合型裂纹扩展的 Paris 公式,并给出了不同的 ΔK_{eff} 的计算表达式。此外,Hoshide 等^[15] 以及 Chen^[16] 等以 J 积分为参量描述Ⅰ-Ⅱ复合型疲劳裂纹的扩展速率。近年来,国内外学者在上述基础上开展了更加深入的研究。Rozumek 等^[17] 研究了影响裂纹扩展的诸多因素,提出了基于裂纹尖端位移以及应变能密度的复合型裂纹扩展模型。马世骧等^[18] 通过引入复合强度修正了 Tanaka 的疲劳裂纹扩展模型;武志宏等^[19] 基于材料构型力失效准则提出了复合型疲劳裂纹扩展模型。Abecassis 等^[20] 考虑裂纹与不同区域微观组织的相互作用,研究了异种激光焊接头多轴载荷下的疲劳裂纹扩展行为。朱卫东^[21] 研究了钛合金电子束焊接头Ⅰ-Ⅱ复合型疲劳裂纹扩展行为,比较了最大周向应力准则和能量密度因子准则对接头开裂角预测的适应性。周克印等^[22] 针对钛合金扩散焊接头拉拉载荷下的疲劳裂纹扩展性能开展了研究,并与母材的扩展性能进行了对比。

目前对于焊接接头的疲劳裂纹扩展研究尤其是Ⅰ-Ⅱ复合型裂纹的研究较少。本文针对 TC4 钛合金扩散焊结构拉剪复合载荷下的疲劳裂纹扩展行为开展研究,在试验基础上获得接头Ⅰ-Ⅱ复合型疲劳裂纹扩展曲线,基于应变能释放率对裂纹扩展路径及速率进行分析并建立接头复合型疲劳裂纹扩展速率模型,以期对钛合金扩散焊构件

的强度评估提供参考。

1 钛合金扩散焊接头Ⅰ-Ⅱ复合型疲劳裂纹扩展试验

1.1 试验方法

文中试验材料为厚度为 25 mm 的 TC4 钛合金板材,采用扩散焊工艺将两块板件对接而成。扩散连接在 ZC-ZK-YL150 型真空扩散炉中进行,焊接温度为 910℃,压力为 3.4 MPa,保温时间为 1 h。文中所得 TC4 扩散焊接头母材(base metal,简称 BM)及焊缝(welded metal,简称 WM)的基本力学性能参数如表 1 所示。

表 1 TC4 母材及焊缝基本力学性能参数
Table 1 Basic mechanical properties of TC4 base metal and welded metal

材料	弹性模量 E/GPa	屈服强度 $\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	拉伸强度 σ_b/MPa
BM	119	858	976
WM	122	887	948

根据加工的 TC4 扩散焊接头板件设计紧凑拉伸剪切(compact tensile-shear, CTS)试样,试样的整体设计尺寸为 110 mm×60 mm×5 mm。切口及初始裂纹位于试件正中间的焊缝区域,总长度为试样宽度的一半(30 mm),其中切口长度为 28.5 mm,剩余 1.5 mm 的预制裂纹通过线切割的方式加工而成。在试件的上下端各加工出 3 个直径为 8 mm 的螺栓孔用于与配套夹具的连接与固定。加工好的试样如图 1(a)所示。试验采用自行设计的专用夹具,由上下两部分共 4 片组成,通过外部的 7 对加载孔与夹持端相连接,每两个加载孔与圆心连线的夹角为 15°,可以实现每隔 15°不同方向的加载。加载角度 α 定义为远场拉应力方向与初始裂纹平面法线的夹角,如图 1(b)所示。当 $\alpha=0^\circ$ 时为纯Ⅰ型加载,当 $\alpha=90^\circ$ 时为纯Ⅱ型加载,当 $0^\circ<\alpha<90^\circ$ 时为Ⅰ-Ⅱ复合型加载模式。

试验在 MTS370 液压伺服材料试验机上进行,采用电子显微镜来跟踪裂纹扩展路径,同时采用直流电位法^[23] 来获取裂纹长度。在 CTS 试样的侧面加工了两对螺纹孔以通过导线输入电流和测量电位。处理数据时将电子显微镜观测的裂纹长度与电位值相对应,可以更准确地获得扩展中的裂纹长度。试验采用正弦波加载,应力比为 0.1,加载频率为 10 Hz。通过选取不同的加载角

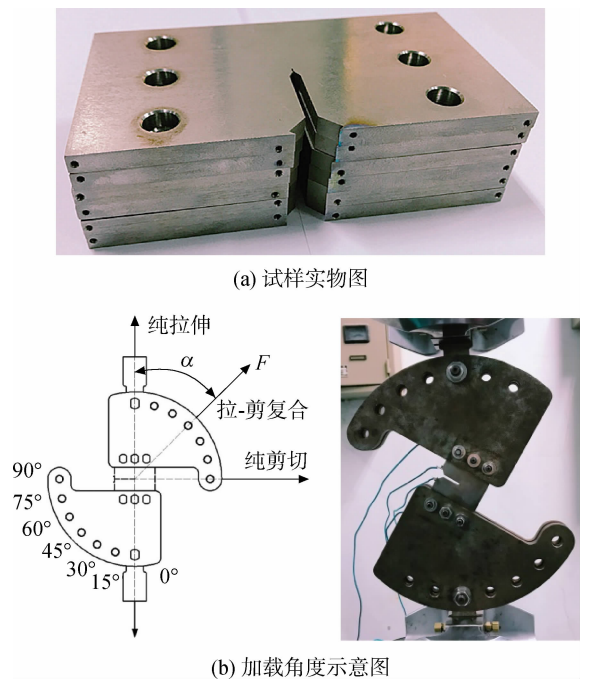


图 1 CTS 试样实物图及夹具加载角度示意图

Fig. 1 CTS specimen and loading device

开展复合型疲劳裂纹扩展试验,开展了 $\alpha=0^{\circ}, 15^{\circ}, 30^{\circ}, 45^{\circ}, 60^{\circ}$ 共 5 种不同加载角度下的试验。

1.2 试验结果及分析

本次试验共开展了 8 个试验件,扩展路径及扩展寿命试验结果归纳于表 2。

表 2 疲劳裂纹扩展试验结果(扩展路径及寿命)

Table 2 Fatigue crack propagation test results (propagation path and life)

试件 编号	加载角 $\alpha/(^{\circ})$	最大载荷 $P_{\max}/\text{N}$	扩展 路径	扩展寿命/ cycle
0-1	0	2500	沿焊缝	364 437
0-2	0	2700	沿焊缝	40 288
15-1	15	3200	沿焊缝	117 060
30-1	30	2500	沿焊缝	78 825
30-2	30	2500	沿焊缝	108 979
45-2	45	3000	沿焊缝	30 966
45-1	45	5000	沿母材	194 036
60-1	60	5500	沿母材	58 425

由表 2 可知,除 60-1 号、45-1 号以外的 6 件试件,尽管加载角度不同,但裂纹均沿着焊缝扩展直至断裂,断面均光滑平整,呈脆性断裂。而 45-1 号和 60-1 号试件裂纹则沿着与焊缝成一定角度向母材扩展。由此可以看出,随着加载角度的增大,焊缝承受的剪应力比例增大,扩散焊接头的破

坏模式也会发生变化,小角度加载倾向于沿焊缝开裂,大角度加载倾向于沿母材开裂。试验得到的 TC4 扩散焊接头 I-II 复合型加载模式下典型断口模式如图 2。

本文重点研究 TC4 扩散焊焊缝 I-II 复合型加载模式下疲劳裂纹扩展,因此后续数据处理时,将沿母材扩展的 45-1 号与 60-1 号件剔除。

采用电位法得到不同加载角下的裂纹长度-疲劳加载循环数($a-N$)曲线如图 3 所示。由图可

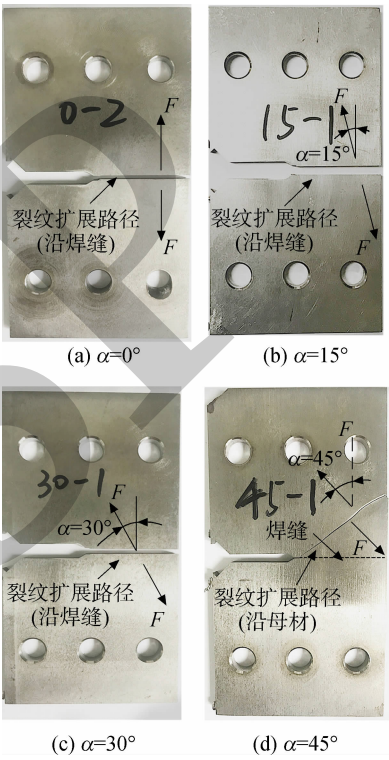


图 2 I-II 复合型加载模式下裂纹典型断口模式

Fig. 2 Typical propagation morphology of cracks under I-II mixed-mode loading

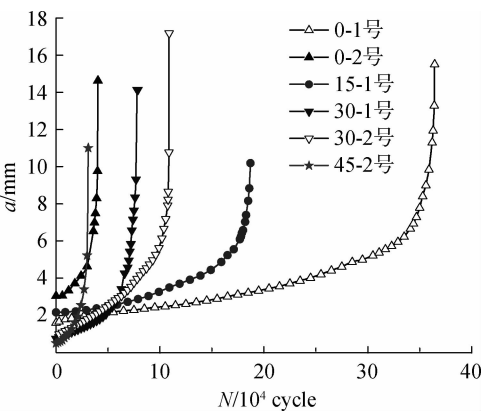


图 3 TC4 扩散焊接头疲劳裂纹扩展 $a-N$ 曲线

Fig. 3 Fatigue crack propagation $a-N$ curves of TC4 diffusion bonded joints

知,不同加载角度下裂纹扩展规律基本相同。在扩展初期,裂纹尺寸较小,裂纹扩展速度较慢;随着裂纹长度增加,裂纹扩展速度逐渐加快,并趋于稳定扩展;当裂纹长度到达临界尺寸后,裂纹快速扩展至断裂。

2 钛合金扩散焊接头 I-II 复合型疲劳裂纹扩展速率模型

因应变能释放率 G 可以综合考虑 I、II 型裂纹的影响,文中以应变能释放率为参量对 TC4 扩散焊接头 I-II 复合型裂纹扩展过程进行分析。应变能释放率可以通过应力强度因子计算得到。

2.1 复合型裂纹尖端应力强度因子计算

文中采用相互作用积分法进行复合型裂纹尖端应力强度因子计算。相互作用积分是从 J 积分的基础上发展出的新的计算方法,该方法不仅继承了 J 积分计算简便、精度高的优点,还解决了由 J 积分无法直接得到复合型裂纹裂尖应力强度因子的不足。其基本假设为含裂纹构件同时受到两种载荷的作用:真实载荷与辅助载荷,在真实载荷单独作用下其裂纹尖端力学场为真实场 $(\sigma_{ij}^r, \epsilon_{ij}^r, u_i^r)$,在辅助载荷单独作用下其裂纹尖端力学场为辅助场 $(\sigma_{ij}^a, \epsilon_{ij}^a, u_i^a)$,将两场叠加计算 J 积分,去除两场单独作用的 J 积分,剩下真实场与辅助场的相互作用积分,如下:

$$I = \int_{\Gamma} \left(W^{r,a} \delta_{1j} - \sigma_{ij}^r \frac{\partial u_i^a}{\partial x_1} - \sigma_{ij}^a \frac{\partial u_i^r}{\partial x_1} \right) n_j d\Gamma \tag{1}$$

式中 Γ 为围绕裂纹尖端的任一逆时针围线, ϵ_{ij} 为应变张量, σ_{ij} 为应力张量; u_i 为围线上任一点的位移向量; n_j 为围线上任一点的单位法向量。 $W^{r,a}$ 为真实场与辅助场相互作用的应变能密度为

$$W^{r,a} = \sigma_{ij}^r \epsilon_{ij}^a = \sigma_{ij}^a \epsilon_{ij}^r \tag{2}$$

经过整理可以得到式(3)

$$I = \frac{2}{E'} (K_I^r K_I^a + K_{II}^r K_{II}^a) \tag{3}$$

式中 K_I^r, K_{II}^r 为真实场作用下的 I 型、II 型应力强度因子; K_I^a, K_{II}^a 为辅助场作用下的 I 型、II 型应力强度因子。其中

$$E^* = \begin{cases} E & \text{平面应力} \\ E(1-\nu^2) & \text{平面应变} \end{cases} \tag{4}$$

令 $K_I^a = 1, K_{II}^a = 0$ 则 I 型应力强度因子为

$$K_I = \frac{E^*}{2} I_{(1)} \tag{5}$$

令 $K_{II}^a = 1, K_I^a = 0$ 则 II 型应力强度因子为

$$K_{II} = \frac{E^*}{2} I_{(2)} \tag{6}$$

式中 $I_{(1)}, I_{(2)}$ 分别为两种情况下的相互作用积分值。

2.2 接头复合型裂纹应变能释放率分析

应变能释放率是由 Griffith 最早提出的,表示裂纹扩展单位面积时系统所释放的能量,也被称为裂纹扩展力,其表达式为

$$G = - \frac{\partial U}{\partial S} \tag{7}$$

式中 S 为裂纹面的面积, U 为系统的应变能。在线弹性范围内,对于 I 型、II 型裂纹,应变能释放率与应力强度因子的关系如下:

$$\begin{cases} G_I = \frac{K_I^2}{E^*} \\ G_{II} = \frac{K_{II}^2}{E^*} \end{cases} \tag{8}$$

对于 I-II 复合型裂纹其裂纹尖端总应变能释放率为

$$G_{total} = G_I + G_{II} = \frac{K_I^2 + K_{II}^2}{E^*} \tag{9}$$

文中先通过有限元模拟计算得到试验过程中不同裂纹长度、不同加载角度下的应力强度因子分量 K_I, K_{II} ,再根据式(8)换算为应变能释放率分量 G_I, G_{II} 。试验时裂纹长度比的范围为 $0.5 \leq a/w \leq 0.75$,其中 w 为试样宽度,计算步长选取为 $0.05w$ 。裂纹未发生扩展时,即 $a/w = 0.5$ 时 G_I, G_{II}, G_{total} 随着加载角度的变化如图 4 所示。 G_{total} 为裂纹尖端总应变能释放率。

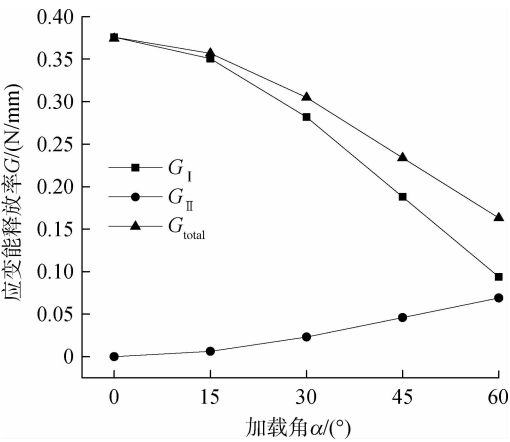


图 4 G_I, G_{II}, G_{total} 随加载角度变化关系
($P_{max} = 2500\text{ N}, a/w = 0.5$)

Fig. 4 Law of G_I, G_{II}, G_{total} change with loading angle
($P_{max} = 2500\text{ N}, a/w = 0.5$)

由图 4 可知,在最大载荷为 2 500 N 的作用下,随着加载角度的增加, G_{I} 从最大值 0.376 N/mm 逐渐减小至 0.094 N/mm, G_{II} 从 0 逐渐增加到 0.046 N/mm,裂纹扩展模式中 II 型裂纹的影响逐渐增大。同时, G_{I} 下降的幅度要大于 G_{II} 增长的幅度,导致总应变能释放率 G_{total} 随着加载角度的增加而减小。

图 5(a)和图 5(b)分别给出了在 $P_{\text{max}}=2\,500$ N 时 G_{I} 、 G_{II} 随着裂纹长度比及加载角度的变化规律。在纯 I 型加载条件下, G_{II} 始终为 0;在 I-II 复合型加载条件下($15^{\circ}\leq\alpha\leq60^{\circ}$),加载角度一定时,随着裂纹长度的增加, G_{I} 与 G_{II} 同时增加, G_{I} 随着加载角的增大增长速度减缓,而 G_{II} 随着加载角的增大增长速度加快。在裂纹长度比一定时, G_{I} 随着加载角的增大而减小,而 G_{II} 随着加

载角的增大而增大。考虑到 II 型裂纹占的权重,文中引入参数复合比(μ),对复合型裂纹扩展进行分析,如式(5)所示。则由图 5(a)、图 5(b)可知,在裂纹长度一定时, μ 随着加载角度的增大而增大。

$$\mu=\frac{G_{\text{II}}}{G_{\text{total}}}$$

(10)

图 6 给出了在 $P_{\text{max}}=2\,500$ N 时不同加载角度下 μ 随着裂纹长度比的变化规律。

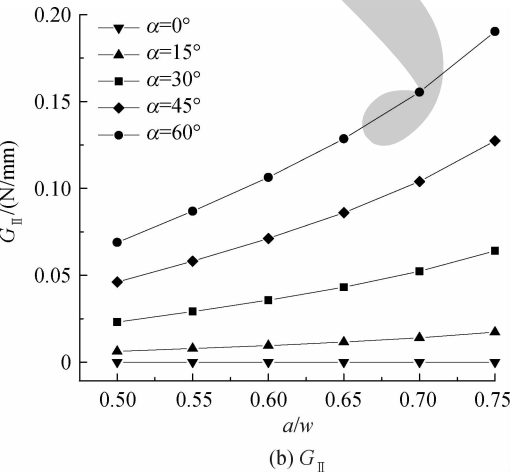
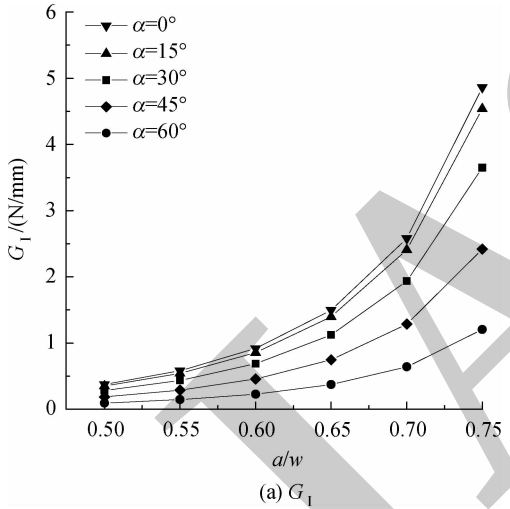


图 5 应变能释放率分量随裂纹长度、加载角度变化关系
($P_{\text{max}}=2\,500$ N)
Fig. 5 Law of G_{I} 、 G_{II} change with loading angle and crack length ($P_{\text{max}}=2\,500$ N)

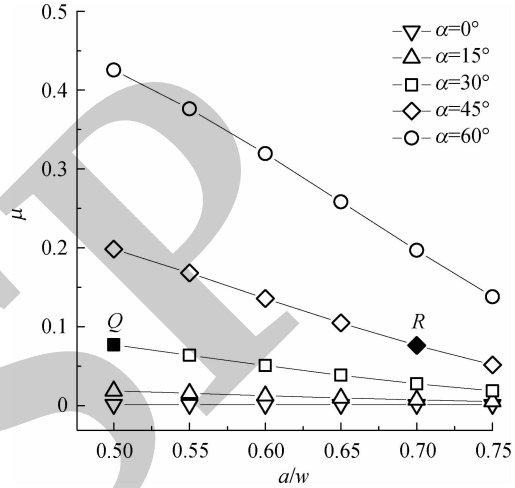


图 6 不同加载角度下 μ 与 (a/w) 的关系
($P_{\text{max}}=2\,500$ N)
Fig. 6 Relationship between μ and (a/w) under different loading angles ($P_{\text{max}}=2\,500$ N)

在 I-II 复合型加载模式下($15^{\circ}\leq\alpha\leq60^{\circ}$), μ 随着裂纹长度的增加而减小,也就是说,加载角度一定时,II 型裂纹的影响会随着裂纹的扩展而减小。因此不能认为某一角度下 I 型、II 型裂纹对于裂纹扩展的影响是一定的。如果单纯使用加载角来表征复合型裂纹扩展,即仅用在初始裂纹长度比下的 μ 对不同加载角度下的复合型裂纹扩展进行描述,将会出现误差,因为会出现在某一加载角度下的某一裂纹长度比下的 μ 会与另一加载角度不同裂纹长度比下的 μ 相等情况,如图 6 中的 Q、R 两点。

根据应变能释放率规律,可以对裂纹扩展路径进行分析。在初始裂纹长度条件下,当加载角度较小时($\alpha=15^{\circ}$, $\alpha=30^{\circ}$),II 型裂纹所占权重小,即复合比很小,此时 I 型裂纹扩展展主导,因此裂纹均沿着焊缝扩展。当加载角度较大($\alpha\geq45^{\circ}$)时,初始条件下复合比迅速提高,在 II 型裂纹的作用下引发裂纹向母材偏折,导致裂纹向母材扩展。

2.3 基于 Paris 公式的裂纹扩展速率统一模型

对于纯 I 型或 II 型下的裂纹扩展速率,可以直接以 ΔK_I 、 ΔK_{II} 为参量使用 Paris 公式对其稳态扩展区的疲劳裂纹扩展速率进行描述,对于 I-II 复合型加载模式下的裂纹扩展需要综合考虑 I、II 型裂纹的作用。而应变能释放率综合考虑了 I、II 型裂纹的影响,因此文中采用应变能释放率幅值 ΔG 作为表征疲劳裂纹扩展速率的的参数。 ΔG 的表达式如下:

$$\Delta G = G_{\max} - G_{\min}$$

(11)

式中 $G_{\max}$ 、 $G_{\min}$ 分别为一个循环周期内应变能释放率的最大值与最小值。则稳态扩展区的疲劳裂纹扩展速率可以由 Paris 公式表达如下:

$$\frac{da}{dN} = C (\Delta G)^m$$

(12)

由试验得到的 a - N 曲线,根据 GB9447-88,使用割线法计算裂纹扩展速率,使用 a - N 曲线中相邻两个点直线斜率来计算如下:

$$\frac{da}{dN} = \frac{a_{i+1} - a_i}{N_{i+1} - N_i}$$

(13)

应变能释放率 G_i 参考式(9)来计算如下:

$$G_i = \frac{K_{Ii}^2 + K_{IIi}^2}{E} (1 - \nu^2)$$

(14)

此外,计算 G_i 时采用平均裂纹长度

$$\overline{a_i} = \frac{a_{i+1} + a_i}{2}$$

(15)

计算得到的不同加载角度及载荷下的疲劳裂纹扩展速率如图 7 所示。

在稳定扩展区 da/dN 与 ΔG 在双对数坐标系下有近似线性关系。此外,除 15-1 试件外,随着加载角度增大,扩展速率会增大。

由图 7 可以看出,以 ΔG 作为参量来表征疲劳裂纹扩展速率,难以统一描述不同加载角度即不同复合比下的 I-II 复合型疲劳裂纹扩展行为。这是因为式(11)中的 C 、 m 均为定值,虽然应变能释放率幅值综合考虑了 I、II 型应力强度因子,但没有考虑在裂纹扩展过程中 I、II 型裂纹对于裂纹扩展影响的变化。文中考虑复合比 μ 的影响,引入了一个新的等效应变能释放率公式,并据此构造了一个广义疲劳裂纹扩展模型。将 Paris 公式中的系数 C 、 m 表达为复合比 μ 的函数,则 Paris 公式可以改写为

$$\frac{da}{dN} = C(\mu) (\Delta G_{\text{eff}})^{m(\mu)}$$

(16)

式中 $C(\mu)$ 和 $m(\mu)$ 分别为与 μ 相关的裂纹扩展系数和扩展指数,分别表示为

$$C(\mu) = (1 - \mu)C_1 + \mu C_2$$

(17)

$$m(\mu) = (1 - \mu)m_1 + \mu m_2$$

(18)

式中 C_1 、 m_1 及 C_2 、 m_2 分别为纯 I 和纯 II 型裂纹扩展相关的材料参数, ΔG_{eff} 为 I-II 复合型加载模式下的等效能量释放率幅值,其表达式如下:

$$\Delta G_{\text{eff}} = \sqrt{A \Delta G_I^2 + B \Delta G_{II}^2}$$

(19)

式中 A 、 B 为 ΔG_I 、 ΔG_{II} 所占权重,可由试验数据求得,反映的是 TC4 扩散焊接头对于 I、II 型裂纹的敏感程度。

根据试验数据处理得到式(17)和式(18)中的系数如表 3 所示。

表 3 TC4 扩散焊接头 I-II 复合型裂纹扩展速率模型系数

Table 3 I-II mixed-mode crack growth rate model coefficient of TC4 diffusion welded joint

$C_1/10^{-6}$	$C_2/10^{-4}$	m_1	m_2	A	B
3.13	3.86	3.118	3.222	6.8	0.075

对式(16)的公式进行分析可知,公式中的变量其实只有 ΔG_I 、 ΔG_{II} ,因为复合比可以由 ΔG_I 、 ΔG_{II} 来表达,文中的 TC4 扩散焊接头 I-II 复合型加载模式下疲劳裂纹扩展速率模型最终可以表达为

$$\frac{da}{dN} = [3.829 \times 10^{-4} (1 - \mu) + 3.13 \times 10^{-6} \mu] \cdot (\sqrt{6.8 \Delta G_I^2 + 0.075 \Delta G_{II}^2})^{0.104(1-\mu)+3.118\mu}$$

(20)

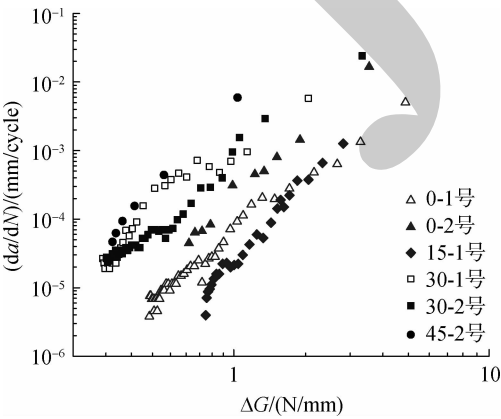


图 7 不同加载角度及载荷下 da/dN 与 ΔG 数据图
Fig. 7 da/dN - ΔG curve under different loading angles and load

由图 7 可见,文中试验条件下,试件稳定扩展区的速率集中在 10^{-5} cycle/mm 到 10^{-2} cycle/mm 范围内。对于不同角度下单个试件的结果,

此模型在三维空间中为一个连续的面,将本试验获得的裂纹扩展速率散点放入同一坐标系下,如图 8 所示。由图可见,试验扩展速率点基本落在拟合得到的扩展速率模型曲面上,说明拟合的效果较好。当 ΔG_{I} 较大时, ΔG_{II} 对扩展速率的影响随着其增大逐渐减小;当 ΔG_{II} 较大时, ΔG_{I} 对扩展速率的影响表现出同样的规律。

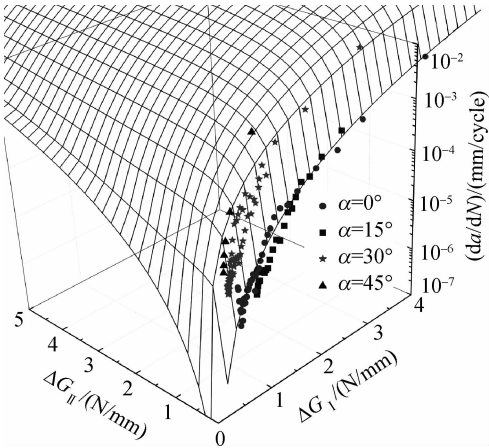


图 8 疲劳裂纹扩展速率模型曲面与试验扩展速率点
Fig. 8 Fatigue crack growth rate model surface and Experimental growth rate point

为进一步验证拟合模型的有效性,将试验实际扩展速率与拟合模型计算得到的扩展速率进行对比,如图 9。由图可知,模型拟合的扩展速率与试验结果吻合较好,数据的离散度较小。对于裂纹稳态扩展区域,本文得到的扩展模型能够较好地描述 TC4 扩散焊接头在加载角 $0^\circ \leq \alpha \leq 45^\circ$ 纯 I 型及 I-II 复合型加载模式下的疲劳裂纹扩展速率。

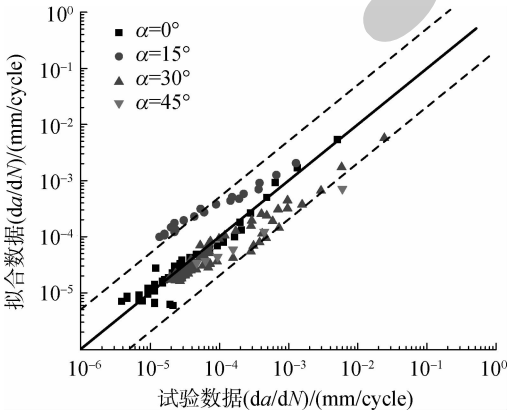


图 9 模型拟合速率与试验速率对比
Fig. 9 Model fitting rate vs. test rate

3 结 论

本文针对 TC4 扩散焊接头复合型疲劳裂纹扩展开展了试验与理论研究,得到以下结论:

1) 开展了 TC4 扩散焊接头 CTS 试样不同加载角度下的 I-II 复合型疲劳裂纹扩展试验,得到接头试样不同加载角度下的 $a-N$ 曲线及裂纹扩展路径。结果表明,小角度($\alpha < 45^\circ$)加载时裂纹均沿焊缝扩展至断裂, $\alpha = 45^\circ$ 时开始出现与预制裂纹呈一定角度沿母材扩展的现象。

2) 采用相互作用积分法进行复合型裂纹尖端应力强度因子计算,并由此计算得到应变能释放率,考虑 I、II 型应力强度因子所占比例、加载角度和裂纹长度的关系对复合型裂纹扩展过程进行了分析。对于复合型裂纹扩展,复合比受加载角度、裂纹长度等因素的综合影响,在裂纹扩展过程中复合比不断变化,对 I-II 复合型裂纹扩展的描述需要综合考虑 I、II 型裂纹的影响。

3) 基于 Pairs 公式,以能量释放率幅值为控制参量,考虑复合比 μ 的影响,建立了 TC4 扩散焊接头 I-II 复合型加载模式下的疲劳裂纹扩展速率统一模型,对于不同载荷及加载角度下稳态扩展区疲劳裂纹扩展速率描述分散性较小,模型拟合结果与试验结果统一性较好。

参考文献:

[1] 杨瑞,朱雨生,高福洋. 钛合金的扩散焊连接技术[J]. 材料开发与应用,2013,28(5):109-115.
YANG Rui,ZHU Yusheng,GAO Fuyang. Diffusion bonding for titanium alloy[J]. Development and Application of Materials,2013,28(5):109-115. (in Chinese)

[2] 刘小刚,谢佩玉,郭海丁. TC4 钛合金的扩散焊接头的力学性能[J]. 航空动力学报,2017,32(6):1342-1348.
LIU Xiaogang,XIE Peiyu,GUO Haiding. Mechanical properties of TC4 titanium alloy diffusion bonded joints[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(6):1342-1348. (in Chinese)

[3] BOLJANOVI S,MAKSIMOMI S. Analysis of the crack growth propagation process under mixed-mode loading[J]. Engineering Fracture Mechanics,2011,78(8):1565-1576.

[4] DEMIR O,AYHAN A O,IRIC S, et al. Evaluation of mixed mode-I / II criteria for fatigue crack propagation using experiments and modeling [J]. Chinese Journal of Aeronautics,2018,31(7):1525-1534.

[5] 李宇飞,陶海亮,高庆,等. 三维平面裂纹扩展参数化模拟方法[J]. 航空动力学报,2017,32(12):2888-2895.
LI Yufei,TAO Hailiang,GAO Qing, et al. Parametric simulation method for 3-D non-planar crack propagation[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(12):2888-2895. (in

Chinese)

[6] HYASHI K, NEMAT-NASSER S. Energy-release rate and crack kinking under combined loading[J]. Journal of Applied Mechanics,1981,17(1):107-114.

[7] UEDA Y, IKEDA K, YAO T, et al. Characteristics of brittle fracture under general combined modes including those under bi-axial tensile loads[J]. Engineering Fracture Mechanics,1983,18(6):1131-1158.

[8] SMITH D J, AYATOLLAHI M R, PAVIER M J. The role of T-stress in brittle fracture for linear elastic materials under mixed-mode loading[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structure, 2001, 24 (5): 137-150.

[9] SIH G C. Strain-energy-density factor applied to mixed mode crack problem[J]. International Journal of Fracture, 1974,10(3):305-321.

[10] THEOCARIS P S, ANDRIANOPOULOS N P. The T-criterion applied to ductile fracture[J]. International Journal of Fracture,1982,20(4):125-130.

[11] TANAKA K. Fatigue crack propagation from a crack inclined to the cyclic tensile axis[J]. Engineering Fracture Mechanics,1974,6(3):493-507.

[12] RICHARD H A. Safety estimation for construction units with cracks under complex loading[J]. International Journal of Materials and Product Technology,1988,3(3):326-338.

[13] RICHARD H A, SCHRAMM B, SCHIRMEISEN N H. Cracks on mixed mode loading-theories, experiments, simulations[J]. International Journal of Fatigue,2014,62(5):93-103.

[14] SOCIE D F, HUA C T, WORHTEM D W. Mixed mode small crack growth[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structure,2010,10(1):1-16.

[15] HOSHIDE T, SOCIE D F. Mechanics of mixed mode small fatigue crack growth[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1987,26(6):841-850.

[16] CHEN W R, KEER L M. Fatigue crack growth in mixed mode loading [J]. Journal of Engineering Materials and Technology,1991,113(2):223-227.

[17] ROZUMEK D, MACHA E. A survey of failure criteria and parameters in mixed-mode fatigue crack growth[J]. Materials Science,2009,45(2):190-210.

[18] 马世骧,胡泓. CTS 试件中复合型疲劳裂纹扩展[J]. 力学学报,2006,38(5):698-704.

MA Shixiang, HU Hong. The mixed-mode propagation of fatigue crack in CTS specimen[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics,2006,38(5):698-704. (in Chinese)

[19] 武志宏,王芳文,刘冉,等. 材料构型力驱动的复合型疲劳裂纹扩展行为研究[J]. 西安交通大学学报,2018,52(9):45-53.

WU Zhihong, WANG Fangwen, LIU Ran, et al. Investigation on mixed-mode fatigue crack growth driven by configurationally force[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018,52(9):45-53. (in Chinese)

[20] ABECASSIS M, KOSTER A, ESIN V A, et al. Crack growth behavior in dissimilar welded Ti based alloys under biaxial fatigue loading [J]. International Journal of Fatigue,2019,118(1):209-224.

[21] 朱卫东. TC4-DT 钛合金电子束焊接接头疲劳裂纹扩展研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.

ZHU Weidong. Study on fatigue crack propagation of TC4-DT titanium alloy electron beam welded joints[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

[22] 周克印,徐来,林兆荣,等. TC4 钛板扩散连接后的疲劳断裂特性[J]. 机械强度,1998,20(2):112-116.

ZHOU Keyin, XU Lai, LIN Zhaorong, et al. Fatigue and fracture characteristics of titanium alloy boards bonded by diffusion[J]. Journal of Mechanical Strength,1998,20(2):112-116. (in Chinese)

[23] GAJJJI A, SASIKALA G. Potential drop method for online crack length measurement during fracture testing; development of a correction procedure[J]. Engineering Fracture Mechanics,2017,180(7):148-160.

(编辑:叶 青)