



激光焊金属夹芯复合结构纵向弯曲疲劳失效机理

杨军¹, 郭育豪², 许新宇², 刘刚^{2,3}

(1. 水上载运装备安全研究院(宁波)有限公司镇江分公司, 镇江, 212000; 2. 大连理工大学, 船舶工程学院, 大连, 116024;
3. 工业装备结构分析优化与 CAE 软件全国重点实验室, 大连, 116024)

摘要: 激光焊金属夹芯复合结构因其优良性能在船舶领域应用日益增多, 然而与传统焊接工艺相比, 激光焊会在面板与腹板之间引入更复杂的焊接缺陷, 严重影响结构的疲劳性能. 采用 I 型金属夹芯板为研究对象, 进行了四点弯曲疲劳试验, 对试验结果开展了宏观和扫描电镜分析, 获取裂纹的萌生及扩展过程; 基于内聚力模型理论开展数值模拟, 进一步揭示 I 型金属夹芯板在疲劳载荷作用下的裂纹扩展行为. 结果表明, 疲劳源区位于激光焊的热影响区, 裂纹在此处首先萌生, 之后沿着腹板和面板同时扩展; 在夹芯板多个腹板与下面板的激光焊区域都会产生疲劳源, 但由于不同腹板激光焊初始缺陷的差异性导致裂纹扩展的速度不同, 对于 I 型金属夹芯板试样, 不同裂纹的扩展区域呈现阶梯形式.

创新点: 通过开展四点弯曲疲劳试验, 揭示了激光焊金属夹芯复合结构的失效机理与具体的破坏过程.

关键词: 激光焊; 金属夹芯复合结构; 疲劳失效; 裂纹扩展; 焊接缺陷

中图分类号: TG 456.7 **文献标识码:** A **doi:** 10.12073/j.hjxb.20240515001

Mechanism of longitudinal bending fatigue failure of metal sandwich composite structures by laser welding

YANG Jun¹, GUO Yuhao², XU Xinyu², LIU Gang^{2,3}

(1. Zhenjiang Branch of Institute for Maritime Transport Equipment Safety (Ningbo) Co. Ltd., Zhenjiang, 212000, China;
2. School of Naval Architecture & Ocean Engineering, Dalian University of Technology, Dalian, 116024, China; 3. State Key Laboratory of Structural Analysis, Optimization and CAE Software for Industrial Equipment, Dalian, 116024, China)

Abstract: Laser-welded metal sandwich composite structures are increasingly used in the field of ships because of their excellent properties. However, compared with the traditional welding process, laser welding will introduce more complex welding defects between the panel and the web, which will seriously affect the fatigue properties of the structures. The four-point bending fatigue test was carried out with an I-type metal sandwich plate as the research object, and the test results were discussed by macroscopic analysis and scanning electron microscopy to obtain the crack initiation and propagation process. Based on the cohesive force model theory, numerical simulation was carried out to further reveal the crack propagation behavior of an I-type metal sandwich plate under fatigue load. The results show that the fatigue source region is located in the heat affected zone of laser welding, where the cracks first start and then spread along the web and the panel. Fatigue sources are generated in the laser welding area of multiple webs and lower panels of sandwich plates. However, due to the difference in initial defects in laser welding of different webs, the crack propagation speed is different. For the sample of I-type metal sandwich plate studied in this paper, the propagation area of different cracks presents a stepped form.

Highlights: Through four-point bending fatigue tests, the failure mechanism and specific destruction process of the laser-welded metal sandwich composite structure were revealed.

Key words: laser welding; metal sandwich composite structure; fatigue failure; crack propagation; welding defect

0 序言

近年来,金属夹芯复合结构作为一种新型结构越来越受到关注,它是由金属面板与芯板通过焊接制作而成的一类复合结构.应用在船舶上可以有效减少船体重量,有研究表明,I型金属夹层结构的应用可以使某船体结构的总质量至少降低34%,制造成本约降低50%^[1],并且在满足常规结构强度的同时拥有较好的防护性能,具有防火、减振、降噪等优点^[2-5],目前,金属夹芯复合结构在国外实船中已有诸多应用实例.

激光焊因具有连接强度高、热影响区小、变形小、焊接效率高、易于实现自动化等优点^[6-7],使得激光焊结构在船舶上的应用越来越广泛^[8-9],特别对于金属夹芯复合结构这类存在内部夹芯,普通焊接难以开展的结构而言,激光焊技术不仅提高了该类结构的焊接效率,同时又保证了焊接的高质量.但焊接结构在实际制造和加工过程中不可避免地会引入初始缺陷,在疲劳载荷下,缺陷位置会成为疲劳源,进一步发展成初始裂纹,并继续向前扩展.激光焊金属夹芯复合结构焊缝数量较多,在长时间受到外界波浪等疲劳载荷作用下的结构疲劳强度问题突出.因此,准确定位结构内部缺陷,即疲劳源的位置,进一步分析疲劳裂纹的扩展过程,对认识激光焊金属夹芯复合结构的失效机制意义重大,可以为金属夹芯复合结构在实际工程结构中的应用奠定基础.

目前,BELOUETTAR等人^[10]、LIU等人^[11]、BELINGARDI和ABBADI等人^[12-13]分别对蜂窝型金属夹芯复合结构的疲劳问题开展了相关研究,但是这些结构均采用的是粘接工艺或普通焊接工艺;PERER等人^[14]、KOZAK等人^[15]分别研究了激光焊金属夹芯复合结构的疲劳破坏行为,但是,这些

研究仅讨论了结构的总疲劳寿命,没有详细地讨论疲劳载荷作用下激光焊金属夹芯复合结构的裂纹萌生位置、扩展行为.

文中针对I型激光焊金属夹芯复合结构进行了四点弯曲疲劳试验,对试验结果开展宏观、扫描电镜分析,获得了裂纹具体的萌生位置及扩展过程,同时结合内聚力模型开展数值模拟分析,获取了结构发生疲劳断裂的失效机理.

1 四点弯曲试验

1.1 激光焊夹芯板试样

I型金属夹芯复合结构试件尺寸为夹芯板长度 $L = 500$ mm,夹芯板宽度 $B = 90$ mm,上下面板板厚 $t_t = t_b = 4$ mm,腹板高度 $h = 27$ mm,腹板板厚 $t_c = 4$ mm,腹板间距 $b = 30$ mm,材料为EH36钢,通过激光焊技术连接腹板与上下面板,焊接宽度约为腹板厚度的0.5倍,如图1所示.在进行激光自熔焊时,采用额定功率为16 000 W的固体光纤激光器,焊接时采用单激光光束,其波长为 $1.07 \mu\text{m}$,以 1.2 m/min的移动速度进行焊接,焊接过程采用流量为 20 L/min的氩气作为保护气体.对夹芯板试件的面板和腹板分别进行化学成分分析,结果见表1,面板和腹板化学成分符合国家标准GB712—2011《船舶及海洋工程用结构钢》对EH36的标准要求,证明结论的工程适用性.

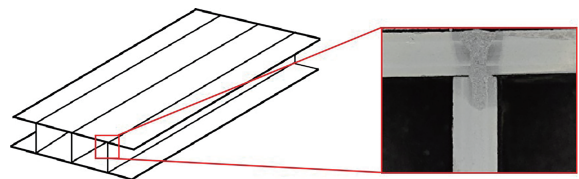


图1 I型金属夹芯复合结构试件形式
Fig. 1 I metal sandwich composite structure specimen form

表1 化学成分检测结果(质量分数,%)
Table 1 Chemical composition test results

位置	C	Si	Mn	S	P	Cr	Nb	V	Mo	Al
面板	0.075	0.303	1.37	<0.005	<0.005	0.014	0.017	<0.005	<0.005	0.031
腹板	0.077	0.308	1.39	<0.005	<0.005	0.014	0.020	<0.005	<0.005	0.032
GB712—2011 (EH36)	≤0.18	≤0.50	0.9~1.6	≤0.025	≤0.025	≤0.20	0.02~0.05	0.05~0.10	≤0.08	≥0.020

为了确保激光焊后夹芯板试件质量良好,在距断口面 20 mm 位置截取金相试样,采用金相显微镜观察试样的金相组织.以 1 号试样为例,分别将下面板上的 3 条焊缝命名为 1 号、2 号、3 号,3 个位置的焊缝组织微观形貌如图 2 所示,可以发现 3 个位置的激光焊缝之间存在差异,其中 1 号焊缝仅在界面的一侧有 1 mm 宽的连接区域,2 号焊缝连接宽度约为 2 mm,偏向其中一侧,3 号焊缝连接宽度

处于中心位置,宽度为 2 mm.夹芯板的金相组织形貌如图 3 和图 4 所示,焊缝组织为针状铁素体 + 粒状贝氏体 + 贝氏体,母材组织为铁素体 + 珠光体,金相组织正常,可以得到,激光焊并未对焊缝和母材部分造成影响,该处的焊接质量满足要求,因为试件制备时的激光焊是连续的,可以认为距离断口 20 mm 的焊缝质量与断口面相同,即断口面的焊缝质量也是满足要求的.

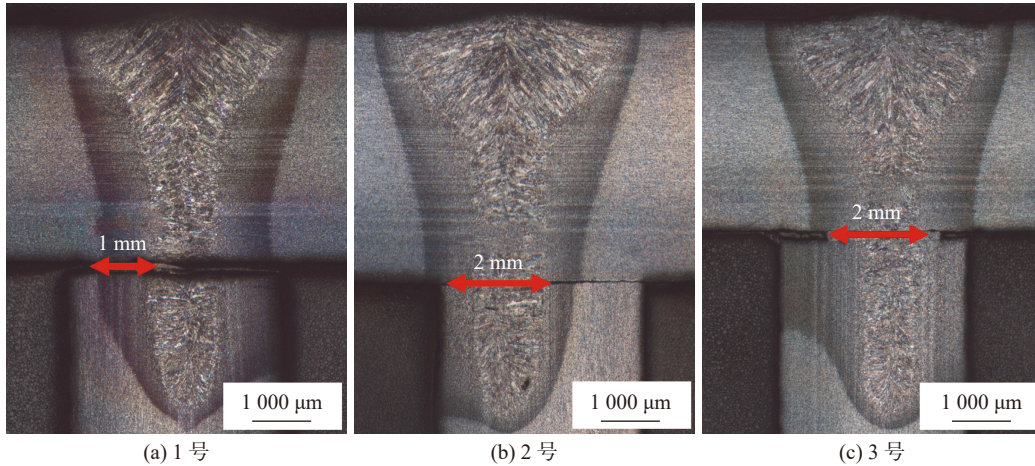


图 2 焊缝微观形貌

Fig. 2 Microstructure of weld. (a) No.1; (b) No.2; (c) No.3

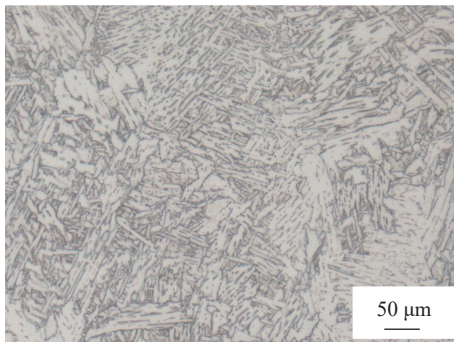


图 3 焊缝金相组织形貌

Fig. 3 Weld metallographic structure diagram

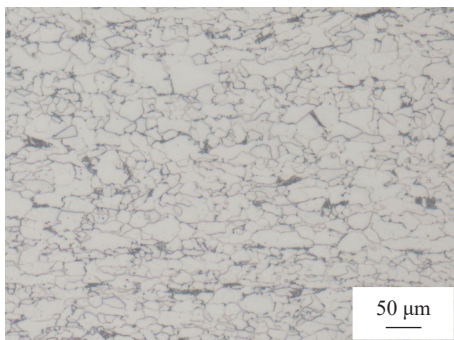


图 4 母材金相组织形貌

Fig. 4 Base metal metallographic structure diagram

1.2 试验过程

试验在配备了一套四点弯曲装置的 MTS112s-2500kN 疲劳试验机上进行,如图 5 所示.其中四点弯曲装置上压头直径为 20 mm,下压头直径为 60 mm,两个上压头间距为 100 mm,两个下压头间距为 300 mm.为确定疲劳载荷,首先进行三点弯曲载荷下的极限强度测试,取 3 个夹芯板进行准静态四点弯曲加载试验,测得极限状态时上压头的平均载荷为 150 kN,取 50% 四点弯曲极限承载力作为疲劳试验循环载荷最大值,即 75 kN,加载频率 5 Hz,应力比为 0.1.在试验过程中首先对试件进行预加

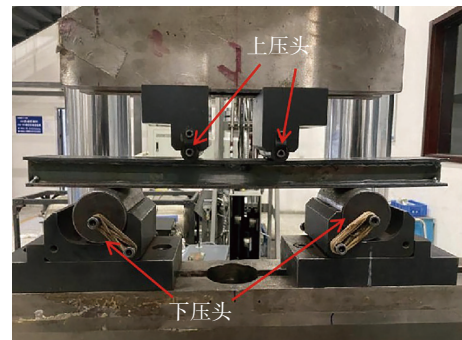


图 5 疲劳试验机及加载布置图

Fig. 5 Fatigue testing machine and loading layout

载,在试验件上预载 50 N 的力,保证夹头完全贴合试验件。

2 数值分析

2.1 内聚力模型

内聚力模型方法基于弹塑性断裂力学而建立,可以有效描述裂纹尖端的断裂行为,包括裂纹萌生、扩展与融合的全过程,能够揭示材料的微观断裂机制,更好地理解裂纹扩展的物理本质.金属夹芯复合结构在四点弯曲载荷下,将会在试件中部发生断裂,对于这种能够对裂纹的扩展路径进行初步预测的问题,采用内聚力模型方法开展相关计算具备较大优势,可以更好的对裂纹扩展的全过程进行研究.内聚力模型考虑了裂纹尖端的塑性区,认为在裂纹的尖端部位存在一个微小的区域,即内聚力区,如图 6 所示。

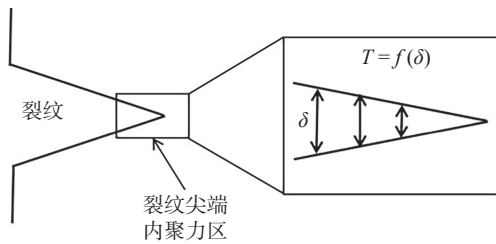


图 6 内聚力区示意图
Fig. 6 Diagram of cohesion zone

内聚力区的尺寸相对很小,并且与载荷的施加方式无关.通过对内聚力区域的研究发现,在该区域内,裂纹面上可以存在一定的小于某一阈值的张开位移 δ ,同时表明,裂纹面上的牵引力 T 与张开位移 δ 相关,因此在内聚力区,定义牵引力与张开位移的关系为

$$T = f(\delta) \quad (1)$$

传统的双线性内聚力模型无法考虑疲劳加载下的损伤累积,即无法计算结构的疲劳寿命,因此,需要构建能够计算疲劳加载问题的内聚力模型.文中所采用的循环内聚力模型如图 7 所示^[16],该模型忽略了材料塑性的影响.为了使循环内聚力模型能够进行疲劳载荷的计算,建立了文中所采用的损伤演化规律,即

$$D_{\text{fatigue}} = \frac{|\Delta\delta|}{n\delta_0} \left(\frac{\sigma}{\sigma_{\text{max}}} - C_f \right) H(\delta - \delta_0), \quad D_{\text{fatigue}} \geq 0 \quad (2)$$

式中: $\Delta\delta$ 为微小应力增量引起的单元位移增量; δ_0 为损伤起始位移; σ_{max} 为损伤起始临界应力; σ 为内聚力单元的牵引应力,为垂直于内聚力单元方向的正应力; C_f 为设定的损伤起始阈值,为了控制损伤产生的应力条件; δ 为当前单元的位移值; n 为损伤缩放因子; $H(x)$ 是 Heaviside 函数,当 $x < 0$ 时, $H(x) = 0$; 当 $x \geq 0$ 时, $H(x) = 1$,此函数的引入是为了控制损伤产生的位移条件。

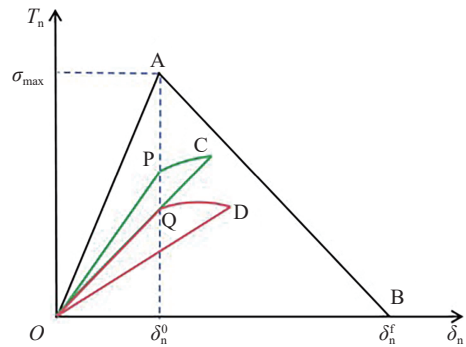


图 7 循环内聚力模型本构关系示意图
Fig. 7 Constitutive diagram of cyclic cohesive model

2.2 激光焊夹芯板有限元模型

为了进一步从数值分析角度对试验现象开展分析,使用有限元软件 ABAQUS,按照试验中试件的具体尺寸建立有限元分析模型,为了节省计算成本,同时保证计算结果的准确性,数值模型采用体—壳耦合技术建模,在裂纹发生部位附近采用实体单元建模.通过分别采用全实体单元有限元模型和实体模型长度为 20 mm 的体—壳耦合模型进行静力计算,得到结构中间剖面下边缘处的应力值对比曲线,如图 8 所示,两种模型的应力计算结果误差较小,可以认为采用长度为 20 mm 的实体单元模型进行计算不会对结果产生影响。

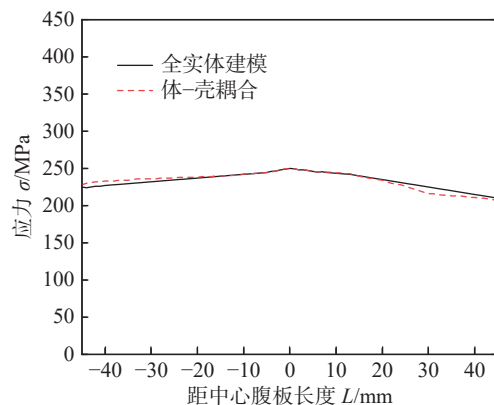


图 8 应力计算结果对比
Fig. 8 Comparison of stress calculation results

有限元模型的约束条件和载荷条件与试验保持一致,即在下压头处固定 3 个方向的位移和转角,上压头施加循环载荷,如图 9 所示.有限元模型实体单元部分采用的网格大小为 1 mm,壳体单元部分采用的网格大小为 3 mm,如图 10 所示.

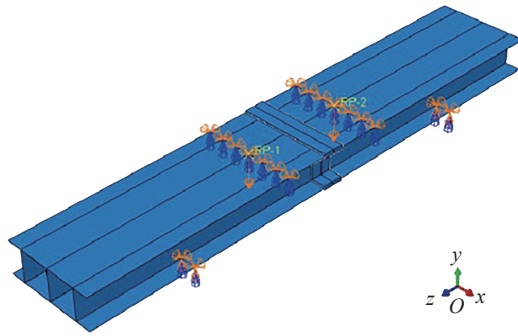
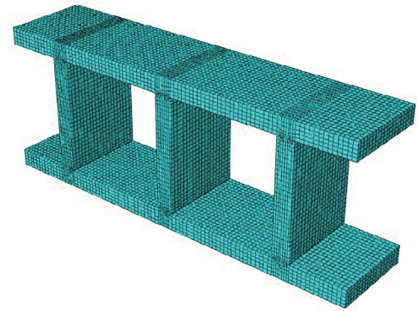


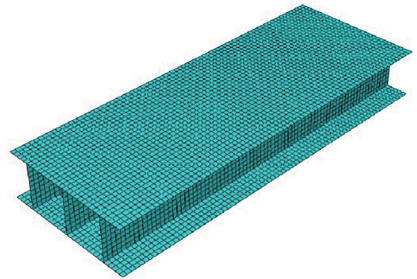
图 9 有限元模型

Fig. 9 Finite element model

如 1.1 节所述,考虑到不同连接位置处的激光焊缝之间存在一定的偏差,参考 1 号试样的各个焊缝的微观形貌,3 个焊缝的数值模型形状如图 11 所示.1 号位置焊缝的面板与腹板连接处宽度为 1 mm,并且偏向其中一侧;2 号位置焊缝的面板与



(a) 实体单元



(b) 壳体单元

图 10 网格划分

Fig. 10 Mesh division. (a) solid element; (b) shell element

腹板连接处宽度为 2 mm,并且偏向其中一侧;3 号位置焊缝的面板与腹板连接处宽度为 2 mm,处于连接位置中心.

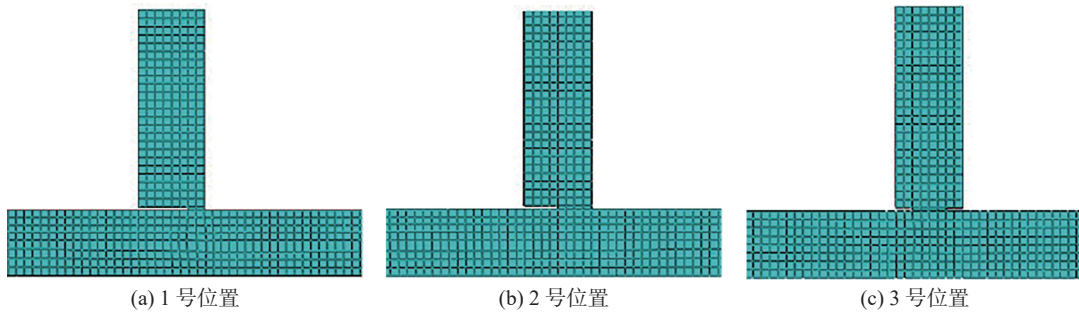


图 11 数值分析模型焊缝位置网格划分

Fig. 11 Numerical analysis model weld position mesh division. (a) No.1; (b) No.2; (c) No.3

试验已经获取了裂纹扩展路径,而内聚力模型在处理已知扩展路径的问题上具备很大优势,同时,该方法能够对裂纹从萌生到扩展的全过程开展分析.因此,采用内聚力模型理论,通过在夹芯板数值模型中间位置,即裂纹扩展路径上插入 0 厚度的内聚力单元,如图 12 所示,对试验开展模拟仿真,通过分析数值结果研究激光焊夹芯板疲劳裂纹扩展的全过程.应当指出,文中并未考虑激光焊所引入的焊接残余应力,为使模拟结果更加准确,未来研究中可以先进行热—弹塑性分析,计算得到初始应力场后导入疲劳计算的数值模型中.

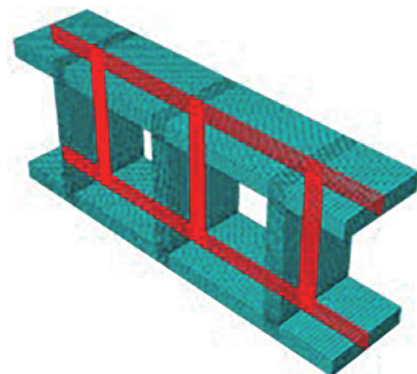


图 12 内聚力单元布置

Fig. 12 Cohesive elements arrangement

3 结果与讨论

3.1 宏观断口分析

四点弯曲疲劳试验结束后,夹芯板试件的整体破坏情况如图 13 所示.可以看到,试件在中部发生断裂,下面板及中间 3 块腹板完全断裂,上面板发生弯曲,上面板发生弯曲部分与 3 块腹板有部分撕裂断口.



(a) 试件底面

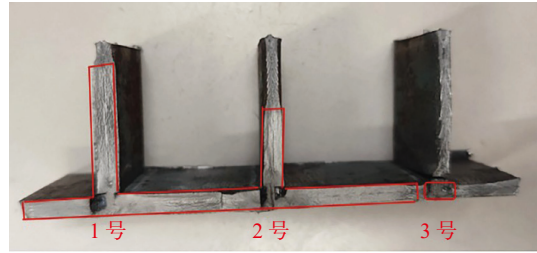


(b) 试件侧面

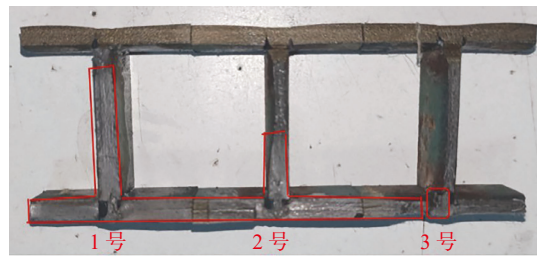
图 13 夹芯板断裂示意图

Fig. 13 Sandwich plate fracture diagram. (a) bottom of the specimen; (b) side of the specimen

在四点弯曲疲劳试验中,进行两个平行试件的测试,分别命名为 S1 和 S2,断口宏观形貌如图 14 所示.其中红色框内的暗黑色区域为疲劳源区位置,在每个腹板与面板的连接处均出现了疲劳源区;较为平坦部分为疲劳裂纹扩展区域,如图中红色框内所示;其余较为粗糙部分,表现塑性变形特征,即瞬间断裂区域.可以看到,两个试件在 3 处焊缝位置皆出现了疲劳源区,说明激光焊工艺本身之间是相似的,当应力水平相当时,这些焊接接头均



(a) 试件 S1 断口



(b) 试件 S2 断口

图 14 夹芯板断口

Fig. 14 Sandwich plate fracture. (a) specimen S1 fracture; (b) specimen S2 fracture

有可能萌生疲劳裂纹.因此,对于含有多个激光焊接头的结构,失效机理为多源疲劳问题.裂纹从焊缝处萌生以后,同时沿着面板和腹板进行扩展,不同激光焊缝的连接位置及宽度存在差别,导致了不同焊缝处的裂纹在萌生后的扩展区域之间差别较大,其中 1 号位置扩展范围最大,3 号范围扩展区域最小,整体表现为阶梯形式.

3.2 微观断口分析

为了更加准确获得裂纹在四点弯曲疲劳载荷下的萌生及扩展过程,利用扫描电镜对 S1 和 S2 两个试件的 1 号、2 号和 3 号区域分别开展分析,由于两个平行试件的试验结果相同,下文主要针对 S1 进行分析.

如图 15 所示,红色框内即为疲劳源区,可以看到,3 个区域的焊缝连接处均出现了疲劳源,疲劳源区位于面板上激光焊缝左侧附近位置,即焊接热影

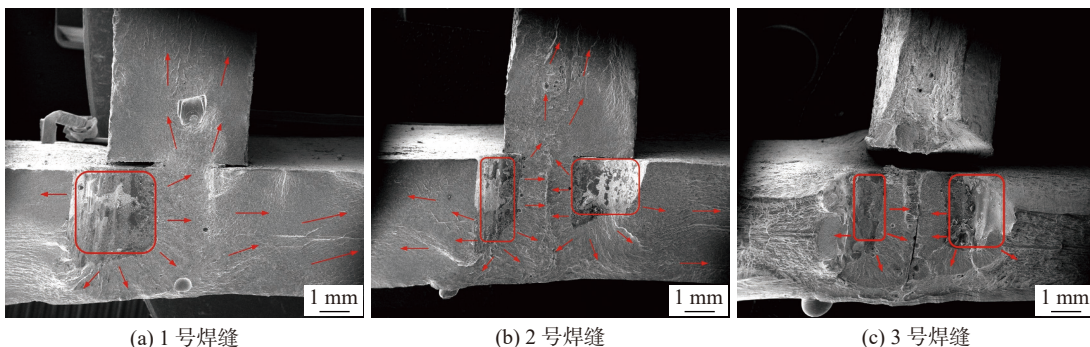


图 15 疲劳源形貌图

Fig. 15 Fatigue source topography. (a) No.1; (b) No.2; (c) No.3

响区位置,在面板内侧形成一个矩形的表面裂纹.结构的裂纹均从激光焊引入的制造缺陷处萌生,且萌生位置均靠近结构表面.虽然 3 条焊缝的焊接热影响区都出现了疲劳源,但不同位置之间存在一定的差异性,其中,1 号位置仅在激光焊缝左侧的焊接热影响区产生疲劳源,2 号位置在激光焊缝左、右两侧的焊接热影响区都存在疲劳源,3 号位置激光焊缝左、右两侧的焊接热影响区也都存在疲劳源.激光焊金属夹芯复合结构在承受四点弯曲载荷时,下面板承受最大拉应力,在结构整体强度相同的情况下,裂纹应由下面板开始萌生,之后沿着板的厚度方向逐渐向内部扩展,但此处的疲劳源位置表明,激光焊将导致热影响区附近的结构强度降低,使得承受载荷较小的面板内侧首先萌生裂

纹.同时,因为不同焊缝之间激光焊质量的差异,进一步导致了不同焊缝处疲劳源的位置与数量的差异.

各焊缝处的疲劳源形成了一个位于激光焊金属夹芯复合结构下面板内侧的表面裂纹,之后,随着疲劳载荷的继续作用,表面裂纹将会沿着裂纹的边缘向四周扩展,各疲劳源所产生的疲劳裂纹扩展形貌图如图 16 所示.可以看到,断口形貌为疲劳辉纹,是典型的疲劳扩展,当载荷循环一个周期,在断口上会形成一条疲劳条带,裂纹便会向前扩展一个条带的距离,如此裂纹尖端不断的形成新条带,裂纹不断向前扩展,并且疲劳条带与裂纹扩展方向垂直,根据疲劳条带的形状即可揭示疲劳裂纹扩展方向,据此判断出如图 15 所示的裂纹扩展方向.

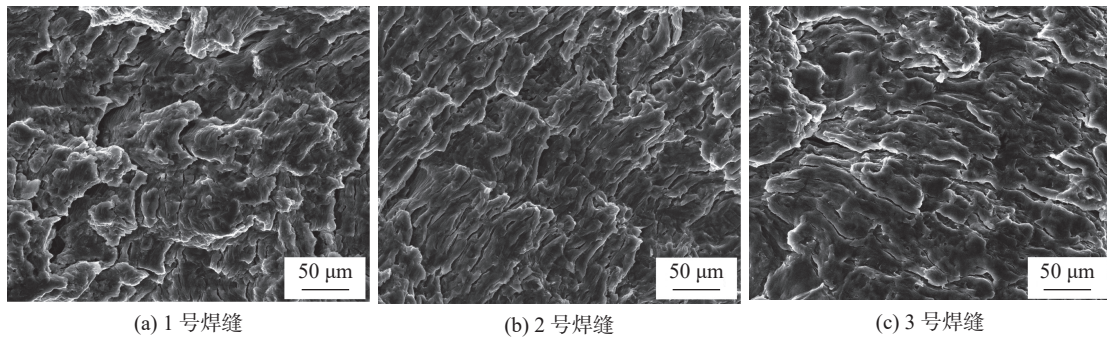


图 16 裂纹疲劳扩展区形貌

Fig. 16 Crack fatigue propagation region topography. (a) No.1; (b) No.2; (c) No.3

为了确定各区域的裂纹扩展范围,对图 14 中红框范围外部的断口形貌开展分析,如图 17 所示,可以看到,断口表现为韧窝断裂特征,断口表面有

一定数量且大小不等的圆形或椭圆形韧窝,在大韧窝周围密集着小韧窝,表明裂纹扩展至此处时,材料发生了明显塑性变形,即此时裂纹为失稳扩展状态.

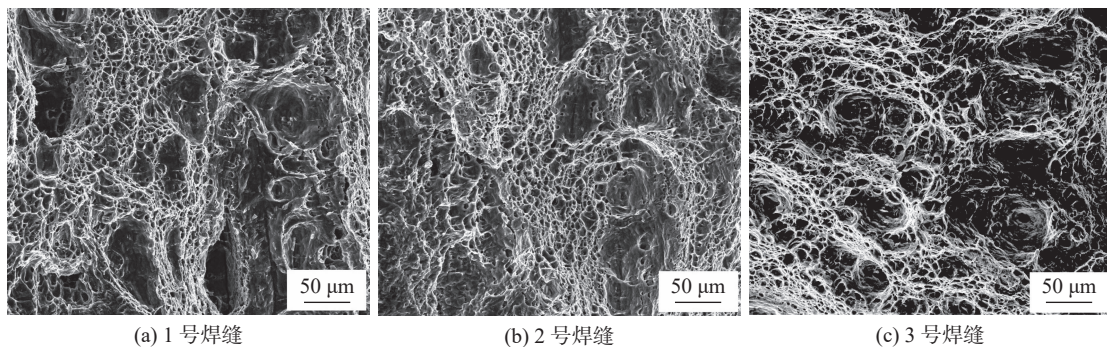


图 17 裂纹失稳扩展区形貌图

Fig. 17 Crack instability propagation region topography. (a) No.1; (b) No.2; (c) No.3

根据试件断口形貌,3 个区域内的裂纹之间产生了相互交汇,即试件的断裂破坏是由 3 条裂纹共同导致的.其中,1 号和 2 号区域内的裂纹在疲劳载荷的作用下同时扩展,两条裂纹在较靠近 2 号的位置交汇,此时两条裂纹仍都处于疲劳扩展;而对

于 2 号和 3 号两区域之间的裂纹而言,二者在产生交汇前就已经进入了失稳扩展.根据以上分析可以得到,在四点弯曲疲劳载荷作用下,3 个区域都会产生疲劳源,且裂纹萌生后都会进行一定的疲劳扩展,各个区域的裂纹扩展过程及范围如图 18 所

示. 由于不同的焊缝之间连接位置与宽度存在差别, 导致疲劳扩展区域的不同, 其中1号位置连接质量最差, 2号位置连接质量居中, 3号位置连接质量最佳, 这也使得1号区域疲劳裂纹稳定扩展区域最大, 仅腹板上端小部分区域为失稳扩展; 2号区域疲劳裂纹稳定扩展区域略微缩小, 腹板1/2部分为失稳扩展; 3号区域疲劳裂纹稳定扩展区域最小, 仅在裂纹源区附近微小区域发生疲劳裂纹扩展, 其余位置都表现为失稳扩展, 3个位置的疲劳扩展区域整体成阶梯形式.

3.3 裂纹扩展结果分析

通过在数值模型中部铺设内聚力单元, 计算得到了弯曲疲劳载荷下激光焊金属夹芯复合结构的破坏过程, 如图19所示. 由图可以看出, 当1号位置

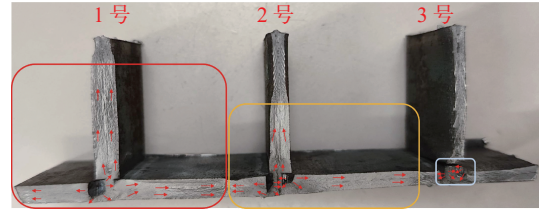


图18 裂纹扩展路径及范围示意图

Fig. 18 Crack propagation path and scope diagram

出现明显裂纹时, 2号位置裂纹刚开始产生, 而3号位置暂未出现裂纹; 之后, 随着疲劳载荷的不断作用, 3个位置的裂纹不断累积扩展, 裂纹沿着下面板的宽度方向和高度方向同时扩展, 直至完全贯穿夹芯板下面板, 同时裂纹在腹板上扩展一定距离, 其中1号位置的裂纹扩展距离最大, 3号位置扩展距离最小, 整体表现为阶梯形式, 与试验现象相吻合.

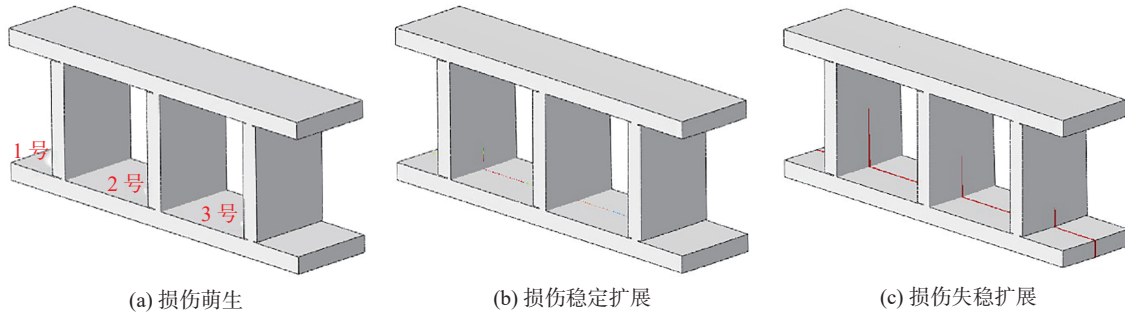


图19 裂纹扩展示意图

Fig. 19 Crack propagation diagram. (a) crack initiation; (b) crack stable propagation; (c) crack unstable propagation

为了进一步获取计算得到的试件破坏详细过程, 提取模型断面的损伤演化云图, 如图20所示. 由图可以看出, 损伤在1号和2号的激光焊热影响区附近开始产生, 这两处的激光焊缝都存在一定程度的偏离, 导致了此处的结构更易发生破坏, 即损伤在此处首先产生. 相对应的3号位置激光焊缝未

存在偏离, 使得该处的结构更加安全, 破坏发生概率也较低. 损伤随着载荷作用不断累积, 当累计至1时, 内聚力单元破坏, 即产生了初始裂纹. 裂纹产生之后向着四周开始同时扩展, 可以看到, 裂纹沿着试件宽度方向的扩展速度要明显大于高度方向, 在贯穿夹芯板下面板之后, 整体呈阶梯式沿着高度方向扩展.

4 结论

(1) 对于激光焊金属夹芯板结构而言, 在四点弯曲疲劳载荷作用下, 下面板承受最大拉应力, 但焊接使得热影响区附近强度低于母材及焊缝, 导致该处的损伤累积更快, 会在此处首先形成表面裂纹.

(2) 形成表面裂纹之后, 在四点弯曲疲劳载荷作用下, 裂纹将会向着四周开始产生疲劳扩展, 其中沿着试件宽度方向的扩展速率明显大于高度方向, 在多个裂纹共同作用下, 将会首先贯穿夹芯板

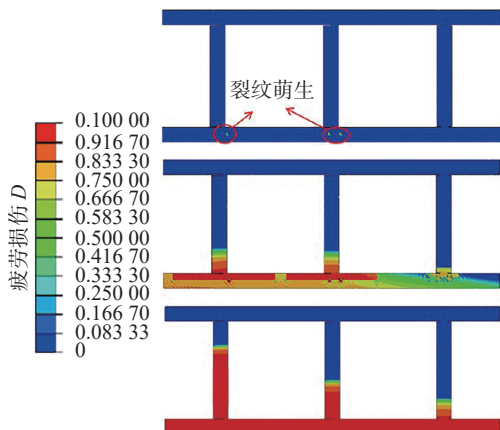


图20 损伤演化云图

Fig. 20 Contours of damage evolution

下面板,之后呈阶梯形式沿着高度方向扩展。

(3) 采用激光焊方法制备金属夹芯复合结构时,焊缝的定位尤为重要,焊缝偏离连接界面中心位置越远时,该处的结构也更易产生损伤,并且裂纹在萌生后的扩展程度也越大,加速结构的整体破坏,严重影响结构的安全使用。

参考文献

- [1] ROLAND F, REINERT T. Laser welded sandwich panels for the shipbuilding industry[C]//Lightweight Construction-Latest Developments, London, 2000: 1 – 12.
- [2] 陈杨科,何书韬,刘均,等.金属夹层结构的舰船应用研究综述[J].中国舰船研究,2013,8(6):6 – 13.
CHEN Yangke, HE Shutao, LIU Jun, *et al.* Application and prospect of steel sandwich panels in warships[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2013, 8(6): 6 – 13.
- [3] ROLAND F, METSCHKOW B. Laser welded sandwich panels for shipbuilding and structural steel engineering[J]. Transactions on the Built Environment, 1997, 24: 183 – 194.
- [4] NOURY P, HAYMAN B, MCGEORGE D, *et al.* Lightweight construction for advanced shipbuilding-recent development [EB/OL]. (2002-01) [2014-10-09].
- [5] 张军,程和法,黄笑梅,等.钎焊方法制备泡沫铝/铝夹芯板的组织及性能[J].焊接学报,2019,40(8):144 – 149.
ZHANG Jun, CHENG Hefa, HUANG Xiaomei, *et al.* Microstructure and properties of aluminum foam/aluminum sandwich panels prepared by brazing method[J]. Transactions of the China Welding Institution, 2019, 40(8): 144 – 149.
- [6] 李志红,黄博,罗志伟.激光焊接技术的研究现状及应用[J].中国设备工程,2020,23:178 – 181.
LI Zhihong, HUANG Bo, LUO Zhiwei. Research status and application of laser welding technology[J]. China Equipment Engineering, 2020, 23: 178 – 181.
- [7] 芦凤桂,邓德安,王亚琦,等.数值模拟技术在激光焊接过程中的应用及发展[J].焊接学报,2022,43(8):87 – 94.
LU Fenggui, DENG Dean, WANG Yaqi, *et al.* The application and development of numerical simulation technology in the laser welding process[J]. Transactions of the China Welding Institution, 2022, 43(8): 87 – 94.
- [8] REUTZEL E W, KOUDELA K L. Lightweight laser welded stiffened structures (LASCOR)[C]// Annual Forum of the American Helicopter Society, American, 2001: 1302 – 1306.
- [9] STANLEY L. Development and evaluation of stitched sandwich panels[R]. Salt Lake City: NASA Langley Technical Report Server, 2001.
- [10] BELOUETTAR S, ABBADI A, AZARI Z, *et al.* Experimental investigation of static and fatigue behaviour of composites honeycomb materials using four point bending tests[J]. Composite Structures, 2008, 87(3): 265 – 273.
- [11] LIU L, HOLMES J W. Experimental investigation of fatigue crack growth in thin-foil Ni-base sandwich structures[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(8): 1452 – 1464.
- [12] BELINGARDI G, MARTELLA P, PERONI L. Fatigue analysis of honeycomb-composite sandwich beams[J]. Composites Part A, 2006, 38(4): 1183 – 1191.
- [13] ABBADI A, TIXIER C, GILGERT J, *et al.* Experimental study on the fatigue behavior of honeycomb sandwich panels with artificial defects[J]. Composite Structures, 2015, 120: 394 – 405.
- [14] PETER Nilsson, MOHAMMAD A, SEYED R. Fatigue-strength assessment of laser welds in corrugated core steel sandwich panels[J]. Journal of Constructional Steel Research, 2020, 164: 105797.
- [15] KOZAK J. Fatigue life of steel laser-welded panels[J]. Polish Maritime Research, 2006(S1): 13 – 16.
- [16] 赵壮壮,杨军,刘刚,等.钢制金属 I 型夹芯板界面疲劳脱粘特性分析[J].中国舰船研究,2024,19(2):165 – 172.
ZHAO Zhuangzhuang, YANG Jun, LIU Gang, *et al.* Analysis of interface fatigue debonding characteristics of type-I steel sandwich plate[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2024, 19(2): 165 – 172.

作者简介:杨军,硕士研究生;主要研究方向为船舶与海洋工程结构疲劳强度评估;Email: jun123yang2020@163.com. 刘刚(通信作者),博士,教授;主要研究方向为船舶与海洋工程结构全寿命期强度理论,焊接结构疲劳蠕变断裂等损伤机理与评估方法,金属夹芯复合结构损伤机理及评估方法;Email: liugang@dlut.edu.cn.

(编辑: 郑红)