

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.01.013

2195 铝锂合金火箭贮箱焊接接头强度分析

马佳琳¹, 张恒琿¹, 李磊¹, 童明波¹, 王芳丽^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 航空学院, 江苏 南京 210016;

2. 金陵科技学院 机电工程学院, 江苏 南京 211169)

摘要:为确定火箭贮箱搅拌摩擦焊(FSW)焊接接头疲劳寿命,完成对贮箱结构的疲劳分析,对2195铝锂合金母材标准试件与搅拌摩擦焊焊接接头标准试件进行静力试验与常幅疲劳试验,得出母材与FSW焊接接头的拉伸强度等力学性能参数,同时绘制其S-N曲线。在试验数据基础上,应用ABAQUS软件对贮箱进行静力分析,联合NCODE软件估算贮箱模型在给定工况载荷下的疲劳寿命。结果表明:应力最严重位置为筒段焊缝处,最先破坏位置发生在筒段横竖焊缝交接处。在疲劳寿命分析的基础上应用ABAQUS-FRANC3D软件联合仿真,在焊缝破坏位置处插入角裂纹,模拟三维裂纹扩展,当裂纹扩展为穿透裂纹时,计算终止。计算了三维表面裂纹的应力强度因子和裂纹扩展寿命,为贮箱损伤容限提供了评估思路。

关键词:搅拌摩擦焊;疲劳;裂纹扩展;疲劳试验

中图分类号:V215.5 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2024)01-0066-07

Strength Analysis of Elded Joints of 2195 Aluminum-Lithium Alloy Rocket Tank

MA Jialin¹, ZHANG Henghui¹, LI Lei¹, TONG Mingbo¹, WANG Fangli^{1,2}

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. School of Mechanical and Electrical Engineering, Jinling Institute of Technology, Nanjing 211169, China)

Abstract:In order to determine the fatigue life of the friction stir welding (FSW) welded joints of the rocket tank and complete the fatigue analysis of the tank structure, the static and the normal fatigue tests on the standard specimens of 2195 aluminum-lithium and FSW welded joints were carried out to obtain the mechanical properties of tensile strength of the base metal and the FSW welded joint etc., and the S-N curve was drawn concurrently. Based on the test data, the static analysis of the tank was conducted by ABAQUS software, and the fatigue life of the tank model under the given load was estimated with the NCODE software. The results show that the most severe stress position is at the weld seam of cylinder section, and the first failure position occurs at the junction of the horizontal and vertical welds of the cylinder section. On the basis of the fatigue life analysis, the ABAQUS-FRANC3D software co-simulation is applied to insert corner cracks at the failure position of the weld and simulate the three-dimensional crack propagation. When the crack expands into a penetrating crack, the calculation is terminated. The calculated stress intensity factor and crack propagation life of three-dimensional surface cracks provide thinking for evaluating the damage tolerance of the tank.

Keywords: friction stir welding; fatigue; crack growth; fatigue testing

0 引言

近年来,借助航天工程开展空间探测和科学实验已成为我国一项重要的科研活动。国家对运载火箭的发射需求量也持续增加,火箭回收技术也成为中国航天工程研究的一个必要着力点。国际上,SpaceX公司已有多次成功的火箭重复使用案例^[1],大大降低了商业载人航天发射成本,可重复使用火箭技术成为国内航天运载技术亟待攻克

的难关。

火箭贮箱作为火箭动力燃料贮存结构,对其进行损伤容限评估是重复使用的必要条件^[2]。以往航天压力容器结构都按照静强度设计理论评估,对于焊接区域按照国家标准验收,往往产生过多废弃件,合格件只使用一次。2195铝锂合金作为国内新应用的航天材料,产量相对较低,故引入航空领域的损伤容限评估技术,完成对其母材及搅拌摩擦焊(friction stir welding,

第一作者简介:马佳琳(1998—),男,辽宁锦州人,硕士研究生,研究方向为结构强度,1915259920@qq.com。

FSW)焊接区的强度评估,可以通过增加重复使用次数大大提高火箭使用的经济性,为航天工程的发展与完善打下良好基础,迈出未来太空飞行主流的关键一步。

ZHOU 等^[3]通过对 5083 铝合金惰性气体金属电弧焊接接头和铝合金摩擦搅拌焊的焊接接头疲劳性能的研究,发现搅拌摩擦焊焊接接头有更好的疲劳性能。BESEL 等^[4]研究了搅拌摩擦焊对 Al-Mg-Sc 合金疲劳性能的影响,该研究表明,金属在低焊速焊接条件下其热机械影响区材料流动速度更快,并且更容易在焊接接头处萌生裂纹。XING 等^[5]研究了 5083 铝合金搅拌摩擦焊焊缝和 MIG 脉冲焊缝的疲劳性能,研究表明在应力 $R=0.1$ 时,搅拌摩擦焊焊缝的疲劳寿命比大概是后者的 9~12 倍,MIG 脉冲焊缝的疲劳极限为 39.8 MPa,增加到 FSW 焊缝的疲劳极限为 67.3 MPa。HONG 等^[6]发现,在 5083-H32 铝合金搅拌摩擦焊接头的疲劳裂纹扩展过程中,当应力强度因子幅 K 较低时,焊核区的纵向残余压应力有利于焊核区的疲劳裂纹扩展速率降低。JATA 等^[7]的研究结果与 HONG 相反,他发现焊核区裂纹扩展高于母材,于是提出焊核区的晶间疲劳失效机制是使焊核区裂纹扩展速率加快的原因。VIVEROS 等^[8]采用有限元分析法研究了扩孔对 6061-T6 铝合金 MIEA 焊接接头疲劳裂纹扩展的影响,研究表明,有限元法能有效地表征由扩孔引起的残余应力场,扩孔过程在圆孔周围会产生残余压应力,导致裂纹闭合,从而降低裂纹扩展速率。

本文通过对 2195 铝锂合金疲劳试验的设计与进行,并对简化的火箭贮箱进行静力、疲劳以及裂纹扩展进行分析,研究了 2195 铝锂合金的疲劳及裂纹扩展性能,为可重复使用火箭贮箱的损伤容限设计与评估奠定了基础。

1 2195 铝锂合金材料性能试验

1.1 静力试验

疲劳试验前开展静力试验,测定其弹性模量及抗拉强度,为后续应力水平的确定打下基础。

按照《航空材料力学性能检测》^[9]中的试验标准要求设计和加工疲劳试验试样。铝锂合金标准件疲劳试验采用如下试验件进行分析,相关尺寸参数如图 1 所示,单位为 mm,板厚为 6 mm。

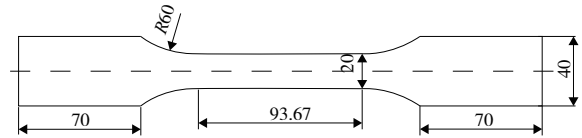


图 1 母材试验件示意图

焊缝试验件与母材试验件结构尺寸一致,焊缝位于试验段中心,宽 22 mm。

为确保试验数据的准确性,母材与焊缝试验件各取 3 件作静力拉伸试验,对每件试验结果取平均值作为最后的实验数据。经试验测得 2195 铝锂合金母材及搅拌摩擦焊的弹性模量和抗拉强度如表 1 所示。

表 1 2195 铝锂合金母材及搅拌摩擦焊的弹性模量和抗拉强度 单位:MPa

部件名称	弹性模量	抗拉强度
标准件	76 776.3	607.6
焊接件	77 589.6	441.7

焊缝试验件的断裂位置位于中间焊缝处,由此可得,搅拌摩擦焊焊缝的抗拉强度为母材的 72.69%,其弹性模量与标准件相差 1.06%,两者近似相等,说明搅拌摩擦焊对 2195 材料性能的影响主要体现在抗拉强度上,而对其弹性模量无较大影响。

1.2 疲劳试验

疲劳试验件与静力试验相同。命名规则为:F 代表母材试验件,所有母材试验件均为 F 开头;HJ 代表焊接件,所有焊接件均为 HJ 开头。本试验在室温状态下 MTS 液压伺服疲劳试验机进行,如图 2 所示。

本文所研究贮箱工况应力比为 0.1 的常幅疲劳,因此各组疲劳试验件均以应力比 R 为 0.1,轴向等幅加载完成疲劳试验,为避免试验件因频率过高发热,同时节约试验成本,将试验频率定为 10 Hz。最大应力按照疲劳调试结果确定,依据试验标准《HB 5287—1996》,每组试验子样个数均超过 3 个。试验初定载荷与试验结果如图 3 和图 4 所示。

随着试验载荷的增加,试验件的寿命逐渐减小,且 FSW 试样的寿命远低于其母材的寿命。

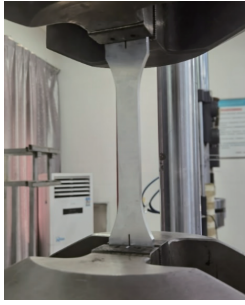


图 2 装夹好的 2195 铝锂合金试件

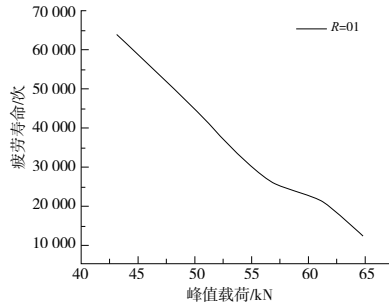


图 3 母材试验件疲劳寿命

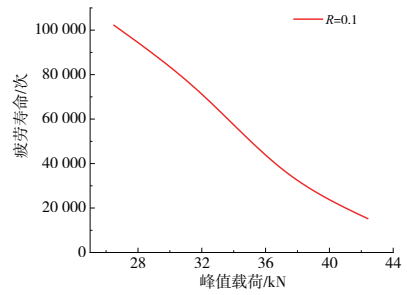


图 4 FSW 试验件疲劳寿命

对 2195 铝锂合金母材疲劳试验件(图 5)进行观察,发现下方试件的部分断裂位置都出现了分层现象,这是由 2195 铝锂合金的金相组织特性决定的。



图 5 母材疲劳试样断裂示例

FSW 疲劳试样断裂如图 6 所示。从图中可以观察到相比于母材试件,搅拌摩擦焊改变了 2195 铝锂合金的组织结构,改善了试样疲劳断裂的分层现象。

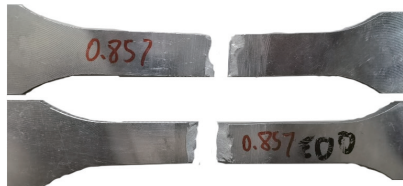


图 6 FSW 疲劳试样断裂示例

中高周疲劳寿命 $S-N$ 曲线推荐用下列方程拟合^[10]:

$$\log N = A_1 + A_2 \sigma_{\max} \quad (1)$$

$$\log N = A_1 + A_2 \log \sigma_{\max} \quad (2)$$

$$\log N = A_1 + A_2 \log(\sigma_{\max} - S_e) \quad (3)$$

式中: A_1 、 A_2 为材料在一定应力集中系数和一定应力条件(如规定的应力比或平均应力)下的常数; S_e 为材料的疲劳极限。

根据铝锂合金试验件的寿命对数均值,循环应力参量采用最大应力。采用双加权最小二乘法拟合式(2)中参数,在对数坐标系绘制 $S-N$ 曲线如图 7 和图 8 所示, $S-N$ 曲线拟合参数如表 2 所示。

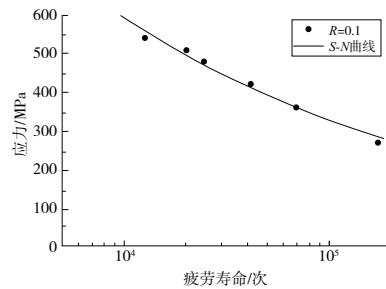


图 7 2195 铝锂合金母材 $S-N$ 曲线

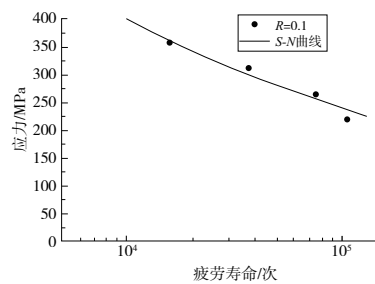


图 8 2195 铝锂合金搅拌摩擦焊 $S-N$ 曲线

表 2 对数 $S-N$ 曲线参数

常数	母材	焊缝
A_1	14.678 29	14.557 0
A_2	-3.850 80	-4.034 4

1.3 断裂韧性试验

大多数疲劳问题都发生在焊缝区^[11],且由疲劳试验结果可知,2195 铝锂合金焊缝的疲劳强度远低于母材。在焊缝处预制裂纹,进行 FSW 焊缝断裂韧性试验,测定其 K_{IC} 值。图 9 为试验件结构形式及尺寸。

根据《HB5142—96 金属材料平面应变断裂韧性 K_{IC} 试验》标准^[12],正式试验前分级预制疲劳裂纹,消除机械切口末端由于机械加工引起的残余应力,再进行断裂试验增加载荷直到试样破坏。

试验件断后通过断口可清楚地看到疲劳裂纹区与静力加载破坏区(图 10),通过游标卡尺沿厚

度方向测量裂纹长度 a , 并通过式(4)计算最终裂纹长度。

$$a = (a_2 + a_3 + a_4) / 3 \quad (4)$$

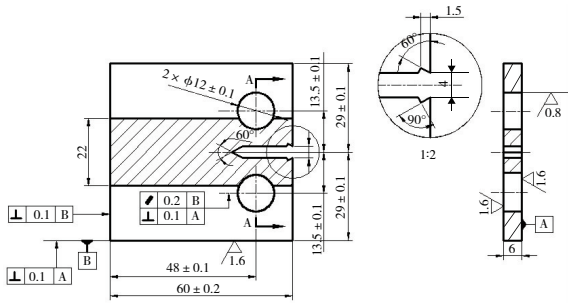


图9 穿透裂纹 K_{IC} 断裂韧性元件尺寸

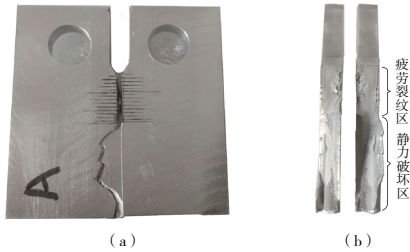


图10 焊缝断裂韧性试样断裂案例

通过作图法求出 P_Q 后对于紧凑拉伸试样的 K_Q 可通过式(5)计算:

$$K_Q = \frac{P_Q(2+\alpha)}{B\sqrt{W}(1-\alpha)^{3/2}} \times (0.866 + 4.64\alpha - 13.32\alpha^2 + 14.72\alpha^3 - 5.6\alpha^4) \quad (5)$$

式中: $\alpha = a/W$, a 为裂纹长度; B 和 W 分别为试验件的厚度和宽度。

各试验件试验结果处理如表3所示。对3个试验件所得 K_{IC} 取平均值得 FSW 焊缝的断裂韧性为 $41.740 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 。

表3 FSW 焊缝试验件试验结果

参数	编号		
	F-HJ-2	F-HJ-3	F-HJ-4
a/mm	22.040	22.186	21.940
P_Q/kN	6.302	6.559	6.635
$K_{IC}/(\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2})$	40.440	42.457	42.325

2 贮箱结构强度分析

依据试验数据, 对铝锂合金火箭贮箱基于有限元方法进行焊接接头疲劳强度分析与裂纹扩展寿命预测。

2.1 贮箱静力分析

火箭贮箱结构一般由筒段、箱底、短壳这三部

分组成, 本文研究的贮箱为搅拌摩擦焊焊接成型, 其结构如图11所示, 图中灰色部分为2195铝锂合金母材, 黑色部分代表搅拌摩擦焊焊缝。贮箱两端椭圆结构由顶部和6块瓜瓣经搅拌摩擦焊连接成型, 筒段由1/4圆柱面经纵向搅拌摩擦焊焊接成型, 两端由环向焊接连接, 上下短壳也是由环向焊缝与贮箱箱体连接。

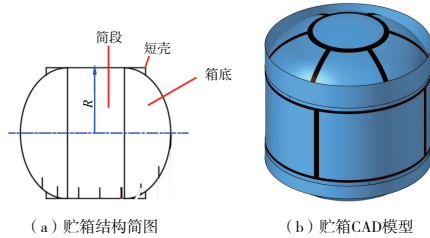


图11 贮箱结构示意图

为保证仿真结果的准确性, 有限元模型由真实贮箱1:1建模, 对贮箱非承力结构进行简化后, 依据试验结果对母材与焊缝分别赋予其材料属性。

贮箱主体结构材料为2195铝锂合金母材, 材料参数 $E = 76.8 \text{ GPa}$, $\nu = 0.3$; 强度极限 607.6 MPa , 搅拌摩擦焊焊缝材料参数 $E = 77.6 \text{ GPa}$, $\nu = 0.3$; 强度极限 441.7 MPa 。

在贮箱各工况下选出典型工况进行研究, 载荷类型包括舱段各部位压强 P 、轴内拉力 Q 、舱段截面、轴力 N 、弯矩 M , 具体施加载荷如表4所示。

表4 载荷分布

部段	P/kPa		Q/kN	$M/(\text{kNm})$	N/kN
	极限状态/正常状态				
前短壳	—		3	13	82
前底	310/298	—	—	—	—
筒段	330/315	—	26	20	91
后底	360/350	—	—	—	—
后短壳	—		25	24	570

为保证静力仿真计算的准确性, 本文采用贮箱整体模型进行计算。载荷加载方式如图12所示, 贮箱在各工况下所受的内压以分布压力形式加在箱体内部各处, 方向与贮箱表面的外法线方向相同, 轴向压力和弯矩加在短壳上, 剪力对贮箱的静力分析影响很小, 因此在本文分析中忽略剪力对于贮箱静力分析中的应力影响。

根据有限元分析的结果, 在整个贮箱结构中, 应力最大值位于筒段母材与焊缝相交处, 整体应力云图如图13所示, 焊缝处应力集中位置如图14所示。

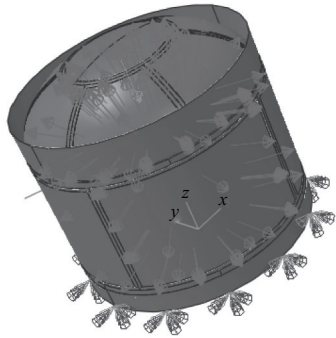


图 12 贮箱加载情况与边界条件

该处母材厚度为 2.2 mm, 焊缝厚度为 8 mm。

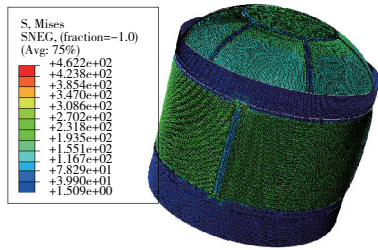


图 13 贮箱整体应力云图

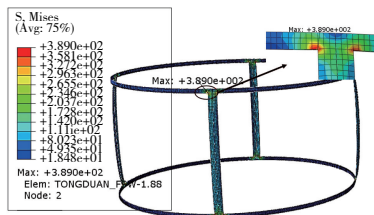


图 14 贮箱焊缝处危险点

2.2 贮箱疲劳寿命分析

1) 疲劳分析方法算例验证

对铝锂合金焊接件进行疲劳寿命预测并与试验结果进行对比, 验证分析方法的可靠性。

试验件建模简化掉夹持端, 仅对试验段进行分析, 焊缝与母材采用 Tie 连接, 焊缝处作为重点关注对象进行网格加密。采用两端加载的方式, 并采用 NCODE 软件与 ABAQUS 联合仿真, 将疲劳试验所得 $S-N$ 曲线映射到对应材料, 进行应力比 $R = 0.1$ 的疲劳寿命预测, 分析结果如图 15 所示。图 15 中试验件结构失效位置位于焊缝处, 与真实试验结果一致, 通过该方法分别预测两种应力水平的疲劳寿命并与试验数据对比, 结果如表 5 所示。

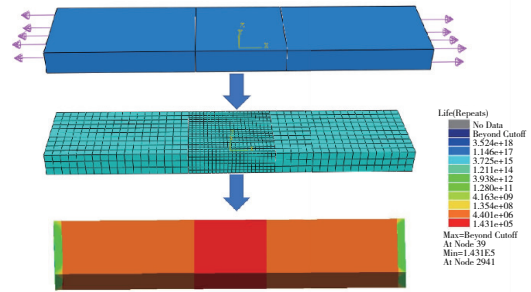


图 15 疲劳标准试件寿命预测

表 5 疲劳寿命对比

应力水平	峰值载荷/kN	疲劳寿命/次		误差/%
		仿真	试验	
0.5	26.5	143 100	136 351	4.7
0.8	43.2	16 970	18 793	-9.7

采用该方法进行高应力与低应力下的疲劳寿命预测, 由表 5 可知搅拌摩擦焊疲劳寿命预测仿真结果与试验数据误差均在 10% 之内, 仿真结果较为可靠。

2) 贮箱寿命预测

采用 NCODE 软件与 ABAQUS 联合仿真进行基于 $S-N$ 曲线的疲劳寿命预测, 在 NCODE 中搭建贮箱疲劳寿命分析流程如图 16 所示。

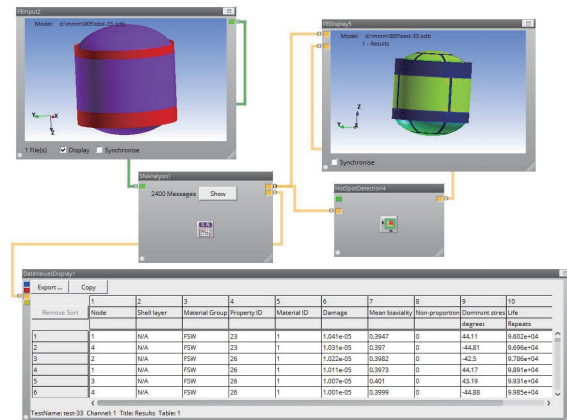


图 16 NCODE 疲劳分析整体流程

提取静力分析模型的最后分析步载荷作为载荷峰值, 将试验所得 $S-N$ 曲线映射到对应材料, 按应力比 $R = 0.1$ 加载进行常幅疲劳寿命分析。通过 Hot spot Detection 模块读取其危险点 (表 6)。

表 6 疲劳寿命危险点

节点	损伤量	疲劳寿命/次
1	1.041×10^{-5}	96 020
4	1.031×10^{-5}	96 960
2	1.022×10^{-5}	97 860
3	1.011×10^{-5}	98 910
6	1.007×10^{-5}	99 310

从寿命云图(图 17)可以看到寿命危险点均处于焊缝区域,与静力结果危险点一致,且筒段横竖焊缝的交接处寿命都很低,均接近于 10 万,最小寿命为 96 020 次循环。因此贮箱整体疲劳寿命取决于筒段焊缝四角处寿命。

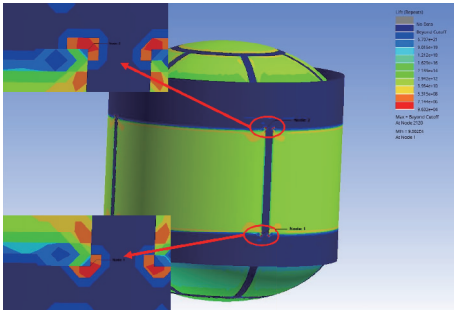


图 17 贮箱整体寿命云图

2.3 贮箱裂纹扩展寿命分析

三维裂纹扩展过程中,复杂的载荷可能会使裂纹尖端发生扭转或弯曲,从而导致网格质量不合格,且消耗大量时间与精力,因此本节采用二次开发工具 FRANC3D^[13]快速生成指定形状裂纹前缘,并完成裂纹前缘网格的自动划分,之后调用 ABAQUS 求解器,建立基于有限元交替法的三维多裂纹扩展模拟方法。

由于贮箱筒顶过渡柔顺,且焊缝厚度与母材厚度相差不大,应力分布较为均衡。而筒段载荷较大且母材与焊缝厚度相差 5.8 mm,危险点处受结构形状影响极易产生应力集中现象。因此应在筒段危险点处引入裂纹。

为节省计算资源与时间,选择导入部分模型进行计算,如图 18 所示,将贮箱筒段焊缝危险点处部分网格导入到 FRANC3D 中进行裂纹扩展分析。

为分析其应力强度因子和疲劳寿命,参考常见航空结构初始裂纹尺寸,在危险点处即筒段焊缝内侧插入初始半径为 3.2 mm 的角裂纹,此处焊

缝厚度为 8 mm(图 19)。

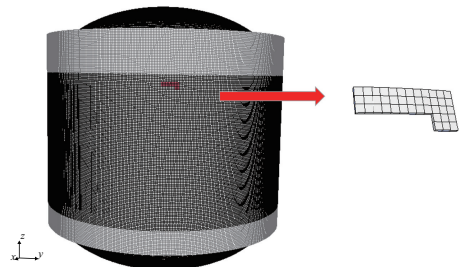


图 18 贮箱模型与导入子模型

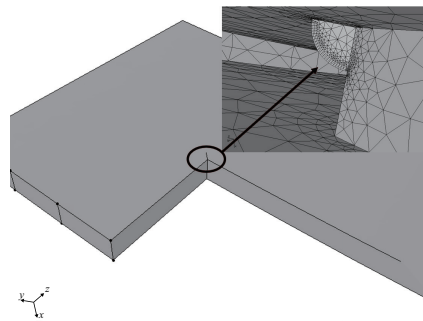


图 19 初始裂纹尺寸及位置

根据 Paris^[14]公式进行裂纹扩展分析,采用最大周向应力准则进行计算其扭转角,其中 Paris 公式的参数设置如表 7 所示,本节在利用 FRANC3D 软件与 ABAQUS 进行裂纹扩展联合仿真时,使用 MOREIRA 等^[15]通过试验获取的 2195 铝锂合金搅拌摩擦焊裂纹扩展参数。为得到精确的裂纹扩展寿命,将每次裂纹长度扩展量设为 0.1 mm。

表 7 裂纹扩展 Paris 参数

C	n	K_{th}	K_{IC}
1.063×10^{11}	2.608 6	0.1	1 296.53

图 20 为裂纹扩展为穿透裂纹的最终状态,为保证计算精度在每次裂纹扩展前对裂纹前缘处进行网格再划分。由图可见随着裂纹长度的增加,裂纹的扩展方向也不再垂直于焊缝表面,而是在复杂载荷的作用下向一侧发生了偏转。

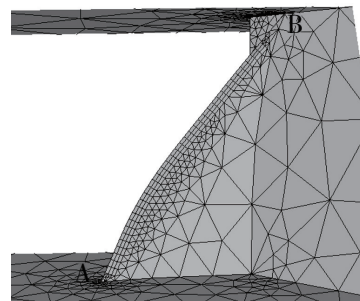


图 20 穿透裂纹前缘网格

对已经划分好网格的模型在 ABAQUS 里重新计算,求解其裂纹前缘处的应力强度因子, I 型裂纹应力强度因子计算结果如图 21 所示,应力强度因子对比如图 22 所示。

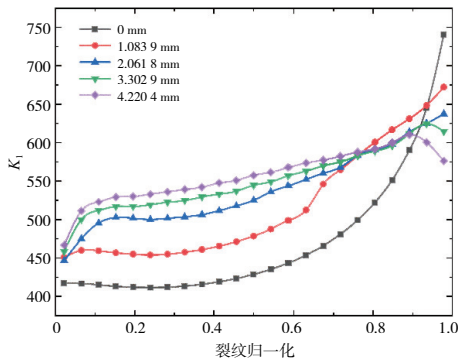


图 21 裂纹尖端 K_I 趋势

从图 21 中可见应力强度因子 K_I 曲线从 A 端到 B 端逐渐上升,在 B 端的 K_I 远大于 A 端,因此 B 端裂纹扩展的速度较 A 端也明显增加。随着裂纹扩展,裂纹长度越来越长,使裂纹前缘的应力强度因子 K_I 整体呈上升趋势,且 A、B 两端的 K_I 差距逐渐减小。由此可见,裂纹整体扩展速度会增加,而 B 端扩展速度会逐渐下降,但仍快于 A 端裂纹扩展速度。

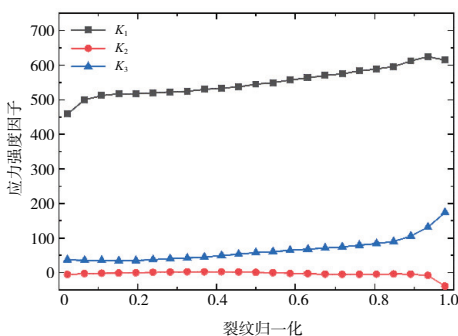


图 22 应力强度因子对比

当裂纹长度扩展至 3.302 9 mm 时,提取其裂纹前缘应力强度因子进行分析,对比 3 种应力强度因子可知,在该工况下主要由 I 型应力强度因子主导裂纹扩展。由筒段压强与轴内拉力载荷的作用与几何形状的影响而产生的切应力使裂纹扩展方向发生变化从而 K_2 不断变小趋近于 0。

由于贮箱内压强作用导致筒段纵向焊缝位移较大,从而使 B 端应力强度因子 K_3 远大于 A 端,在 I 型应力强度因子与 III 型应力强度因子的作用下,B 端裂纹快速扩展成为穿透裂纹,最终导致焊缝处断裂使结构失效。

裂纹扩展长度 a 与循环次数 N 的关系如图 23 所示,随着循环次数的增加,裂纹扩展速度呈缓慢增长的趋势。即在角裂纹深度为 3.2 mm 时,厚度为 8 mm 的环向焊缝处,当总的应力循环次数等于 11 413 时角裂纹扩展为穿透裂纹,视为结构失效。

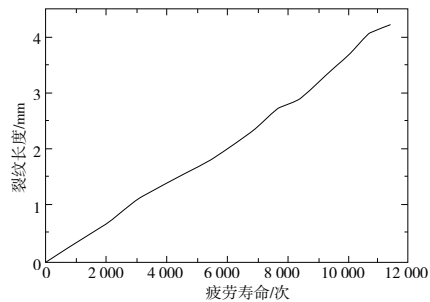


图 23 裂纹扩展曲线

3 结语

1)进行了 2195 铝锂合金的母材及 FSW 疲劳寿命试验与 FSW 断裂韧性试验,根据试验结果拟合了 2195 铝锂合金的母材及搅拌摩擦焊疲劳寿命 $S-N$ 曲线,得到应力比 $R=0.1$ 时的疲劳寿命曲线常数,其中母材的疲劳寿命与最大加载应力水平的关系为 $\log N = 14.6829 - 3.8508 \log \sigma_{\max}$, FSW 焊缝的疲劳寿命与最大加载应力水平的关系为 $\log N = 14.557 - 4.0344 \log \sigma_{\max}$,且通过断裂韧性试验得到焊缝的断裂韧性为 $41.740 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$,为疲劳仿真寿命预测提供数据支持。

2)完成了对 2195 铝锂合金搅拌摩擦焊贮箱的静力分析。根据仿真结果可知贮箱的危险点位于贮箱筒段横竖焊缝交接处,焊缝处应力值为 389.0 MPa。采用 NCODE 软件与 ABAQUS 联合仿真进行寿命预测。即将静力分析的应力作为常幅载荷谱最大应力,且应力比 $R=0.1$ 时,贮箱疲劳寿命为 96 020。利用 FRANC3D 软件与 ABAQUS 进行裂纹扩展联合仿真,计算裂纹尖端的应力强度因子,在子模型原有应力水平下进行了裂纹扩展寿命分析,得到焊缝处的裂纹扩展寿命为 11 413。基于上述仿真分析过程,初步给出了一套适用于火箭贮箱损伤容限的评估步骤。

3)对复杂载荷下裂纹扩展后的应力强度因子进行分析,在本文的工况下,随着裂纹长度的增加, K_1 与 K_3 逐渐增大, K_2 趋近于 0,受筒段压强与轴内拉力的影响,焊缝厚度方向的裂纹尖端扩展速度远大于另一侧,从而导致焊缝穿透。

(下转第 77 页)

- [2] 程邦勤,王加乐,冯路宁,等. 航空发动机进气旋流畸变研究综述[J]. 航空动力学报,2020,35(12):2465-2481.
- [3] ROBICHAUD M, BARTOLOMEO W D, HEIKURINEN K et al. Turboprop air intake design using 3-D viscous analysis [C] //35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S. I. :s. n.],1997: 171.
- [4] ATALAYER Ç, FRIEDRICHS J, WULFF D. Aerodynamic investigation of S-duct intake for high power turboprop installed on a channel wing[J]. The Aeronautical Journal, 2017, 121(特刊1242): 1131-1146.
- [5] 徐弘历. 涡桨飞机进气道设计方法及性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
- [6] 潘鑫智. 螺旋桨与发动机短舱/进气道的气动影响研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
- [7] 王利敏,张彦军,米百刚,等. 涡桨飞机发动机进气道排除异物特性数值研究[J]. 航空工程进展,2020,11(2):264-271,278.
- [8] 王云飞,沈天荣,宁啸天,等. 几何参数对S弯进气道气动特性的影响研究[J]. 机械制造与自动化,2020,49(4):128-132.
- [9] 张为民,郝小忠,何磊. 基于NURBS的涡轮叶片参数化设计[J]. 机械设计与制造工程,2013,42(8):23-26.

收稿日期:2022-08-08

(上接第72页)

参考文献:

- [1] 龙雪丹,曲晶. SpaceX公司首次载人试飞任务解析[J]. 飞航导弹,2020(10):1-7.
- [2] 陈永来,李劲风,张绪虎,等. 2195铝锂合金摩擦搅拌焊接头组织[J]. 中国有色金属学报,2016,26(5):964-972.
- [3] ZHOU C Z, YANG X Q, LUAN G H. Fatigue properties of friction stir welds in Al5083 alloy [J]. Scripta Materialia, 2005,53(10):1187-1191.
- [4] BESEL M, BESEL Y, ALFARO MERCADO U, et al. Fatigue behavior of friction stir welded Al-Mg-Sc alloy[J]. International Journal of Fatigue,2015,77:1-11.
- [5] XING Y M, LU J. An experimental study of residual stress induced by ultrasonic shot peening[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 152(1): 56-61.
- [6] HONG S, KIM S, LEE C G, et al. Fatigue crack propagation behavior of friction stir welded 5083-H32 Al alloy[J]. Journal of Materials Science, 2007,42(23):9888-9893.
- [7] JATA K V, SANKARAN K K, RUSCHAU J J. Friction-stir welding effects on microstructure and fatigue of aluminum alloy 7050-T7451 [J]. Metallurgical and Materials Transactions A,2000,31(9):2181-2192.
- [8] VIVEROS K C, AMBRIZ R R, AMROUCHE A, et al. Cold hole expansion effect on the fatigue crack growth in welds of a 6061-T6 aluminum alloy [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2014, 214(11):2606-2616.
- [9] 郭广平,丁传富. 航空材料力学性能检测[M]. 北京:北京机械工业出版社,2017.
- [10] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:科学出版社,2019.
- [11] SUN G Q, NIU J P, CHEN Y J, et al. Experimental research on fatigue failure for 2219-T6 aluminum alloy friction stir-welded joints [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2017, 26(8):3767-3774.
- [12] HB5142-96金属材料平面应变断裂韧度 K_{Ic} 试验方法[S].
- [13] 白树伟. 广布疲劳损伤评估方法与三维断裂研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.
- [14] PARIS P, ERDOGAN F. A critical analysis of crack propagation laws [J]. Journal of Basic Engineering, 1963,85(4):528-533.
- [15] MOREIRA P M G P, DE JESUS A M P, DE FIGUEIREDO M A V, et al. Fatigue and fracture behaviour of friction stir welded aluminium-lithium 2195[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2012,60(1):1-9.

收稿日期:2022-07-21