

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.01.009

贮箱筒体多节筒段与长筒段搅拌摩擦焊接 残余应力差异性研究

赵耀邦^{1,3}, 陈波¹, 王建峰², 历吴恺¹, 李峻臣¹, 林才渊¹, 占小红²

(1. 上海航天精密机械研究所, 上海 201600; 2. 南京航空航天大学材料科学与技术学院, 南京 211106;

3. 上海神剑精密机械科技有限公司, 上海 201109)

摘要: 通过有限元模拟的方法, 对火箭贮箱多节筒段、长筒段两种制造模式下的 2219 铝合金贮箱筒体进行建模, 并通过试片级搅拌摩擦焊实验验证了模型的准确性, 对比研究了二者的残余应力差异性。结果表明, 多节筒段、长筒段筒体均在焊缝处发生应力集中, 而多节筒段在最后一道焊缝的尾部应力集中现象尤为严重; 多节筒段和长筒段筒体的纵焊缝和环焊缝交接处应力集中现象并不明显, 多节筒段在完成第二道环焊缝后, 应力得到轻微缓解, 减小 5.51%, 长筒段减小 3.83%, 在无焊缝的筒体部位应力分布都较为均匀; 多节筒段与长筒段筒体的纵、环焊缝残余应力分布是类似的, 但是长筒段的应力集中区域较小, 最大残余拉应力降低 25.73%, 最大残余压应力减小 27.38%。

关键词: 2219 铝合金; 火箭贮箱筒段; 有限元仿真; 搅拌摩擦焊; 残余应力

中图分类号: TG453.9

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)01-0092-08

Research on Difference of Residual Stress in Friction Stir Welding Between Multi-segment and Long-Segment Cylindrical Shell

ZHAO Yaobang^{1,3}, CHEN Bo¹, WANG Jianfeng², LI Wukai¹, LI Junchen¹,

LIN Caiyuan¹, ZHAN Xiaohong²

(1. Shanghai Spaceflight Precision Machinery Institute, Shanghai 201600, China;

2. College of Materials Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 211106, China;

3. Shanghai Shenjian Precision Machinery Technology Co., Ltd., Shanghai 201109, China)

Abstract: The model of 2219 aluminum alloy storage tank under two manufacturing modes of rocket storage tank, multi-segment and long segment, is established by finite element simulation. The accuracy of the model is verified by the test plate friction stir welding experiment, and the difference of residual stress between the two is compared. The results show that the stress concentration occurs at the weld in both the multi-segment and the long segment, and the stress concentration at the end of the last weld in the multi-segment is particularly serious. The stress concentration is not obvious at the junction of the longitudinal and girth welds in the multi-segment and the long segment. After the completion of the second girth weld, the stress in the multi-segment is slightly relieved, decreasing by 5.51%, and that in the long segment decreasing by 3.83%. The stress distribution in the parts of the cylinder without weld is more uniform. The longitudinal and circumferential weld residual stress distributions are similar between the multi-segment and the long segment,

基金项目: 基础科研计划项目(JCKY2023605C010); 上海市优秀学术/技术带头人计划项目(22XD1344000)。

收稿日期: 2024-11-24; **修订日期:** 2025-01-26

通信作者: 赵耀邦, 男, 博士, 研究员, E-mail: zyb0916@163.com。

引用格式: 赵耀邦, 陈波, 王建峰, 等. 贮箱筒体多节筒段与长筒段搅拌摩擦焊接残余应力差异性研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(1): 92-99. ZHAO Yaobang, CHEN Bo, WANG Jianfeng, et al. Research on difference of residual stress in friction stir welding between multi-segment and long-segment cylindrical shell[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(1): 92-99.

but the stress concentration area of the long segment is small, the maximum residual tensile stress and the maximum residual compressive stress are reduced by 25.73% and 27.38%.

Key words: 2219 aluminum alloy; rocket tank barrel section; finite element simulation; friction stir welding; residual stress

可重复使用火箭在发射成本、履约周期和产能需求等方面具有巨大优势,发展可重复使用运载火箭已是全球航天领域的共识^[1]。可重复使用火箭经过多次发射后的循环卸载,结构经受疲劳载荷循环周次呈数量级增加,静强度安全系数无法覆盖疲劳强度设计需求^[2]。推进剂贮箱作为运载火箭主要承载结构,采用大型薄壁高强铝合金板材,经塑性成形、机械加工、热处理以及焊接等制造工艺,存在复杂的多工艺耦合的残余应力状态^[3],与此同时,可重复使用火箭贮箱经历多次服役条件下的热力耦合环境,尤其是焊缝作为贮箱的组织薄弱环节和应力集中区域往往决定整个贮箱的可靠性^[4-5]。现役运载火箭贮箱主要采用 2219 铝合金搅拌摩擦焊而成^[6-7]。因此,针对火箭贮箱焊接残余应力进行研究,将为火箭贮箱制造提供重要理论支撑,有效保证可重复使用火箭的可靠性。

目前,国内外学者针对 2219 铝合金搅拌摩擦焊残余应力进行了许多研究。针对 AA2219-T62 厚板搅拌摩擦焊,Xu 等^[8]发现从厚板上表面附着体测得的残余应力呈常规的“M”形,拉伸应力峰值位于焊缝外热影响区;从下表面附着体测得的纵向残余应力大致呈倒“V”形。Huang 等^[9]采用压痕应变法对 2219 铝合金推进剂罐 3 个关键焊缝的残余应力进行了系统的实验分析,圆形搅拌摩擦焊闭合接头的中心和内部区域存在较大的残余拉伸应力。围绕法兰的环形闭式搅拌摩擦焊接头是推进剂罐体的薄弱环节。万胜强等^[10]针对航空用 2219 铝合金,基于搅拌摩擦焊产热理论开发了自适应移动热源,结合商用有限元分析软件 MSC.marc,建立了搅拌摩擦焊过程的有限元模型。同时,对焊接过程中的动态温度场及焊后残余应力场的分布特征进行了详细研究。结果表明,焊接过程中稳定焊接温度达 532.4 °C,峰值温度达到 570 °C,焊后焊缝区域应力以纵向应力为主,垂直于焊缝截面的应力呈“M”形分布,最大值约为 146 MPa。陈星雨等^[11]利用中子衍射法对 2219 铝合金搅拌摩擦焊接件开展了三维残余应力测量,并对残余应力分布规律进行了分析,结果表明焊接件的纵向残余应力数值较大,搅拌摩擦焊焊接件残余拉应力最大值处于轴肩边缘,且前进侧峰值大于后退侧峰值。

综上所述,国内外学者针对 2219 铝合金搅拌

摩擦焊残余应力机理开展了大量的研究工作,但是针对工程应用的贮箱结构搅拌摩擦焊残余应力的相关研究报道却较少。本文针对传统贮箱筒段采用多节筒段拼焊的制造方法,提出采用长筒段的制造模式,相同贮箱长度下,所需筒段数目减少,筒段拼接的纵焊缝、环焊缝也随之减少。长筒段的制造模式不仅可大幅减少焊缝数量,提高贮箱的可靠性,同时可提高研制效率。但是目前针对长筒段制造模式下应力分布特征尚不明确。本文通过有限元模拟的方法,对多节筒段、长筒段两种制造模式下的 2219 铝合金贮箱筒体残余应力进行建模仿真,对比分析工艺优化前后的火箭贮箱筒段结构的残余应力差异性。

1 仿真模型建立

1.1 网格模型与材料特性

多节筒段的火箭贮箱筒体如图 1 所示,由 6 节短筒段拼接,短筒段有 4 道纵焊缝,筒体整体长度为 9 210 mm,外径 \varnothing 3 350 mm、内径 \varnothing 3 200 mm,连接处总共 5 道环焊缝。

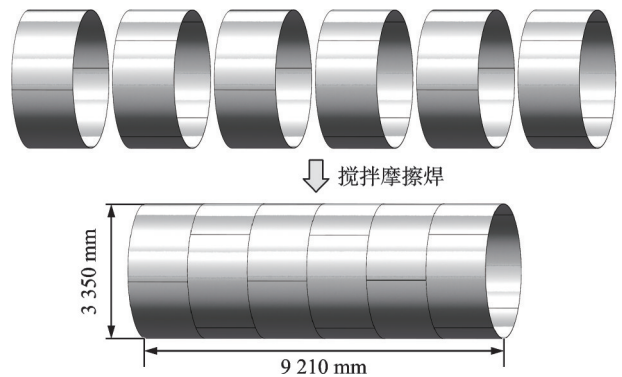


图 1 多节筒段火箭贮箱筒体

Fig.1 Multi-segment cylindrical shell

长筒段的火箭贮箱筒体如图 2 所示,由两节长筒段拼接,长筒段有 4 道纵焊缝,焊缝筒体整体长度为 9 210 mm,外径 \varnothing 3 350 mm、内径 \varnothing 3 200 mm,连接处只存在 1 道环焊缝。

对多节筒段筒体、长筒段筒体进行建模,并使用网格划分软件 Hypermesh 分别对其进行网格划分。为了加快计算速度的同时兼具计算精度,对搅拌摩擦焊环焊缝区域进行网格细化,网格模型如图 3、4 所示。

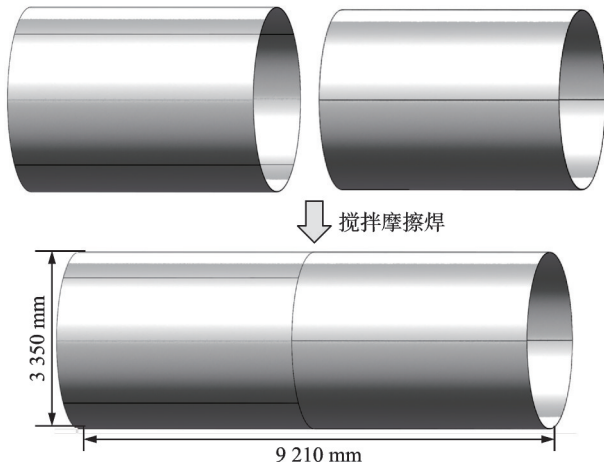


图 2 长筒段火箭贮箱筒体

Fig.2 Long-segment cylindrical shell

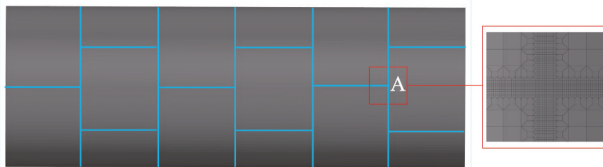


图 3 多节筒段火箭贮箱筒体网格模型

Fig.3 Grid model of multi-segment cylindrical shell

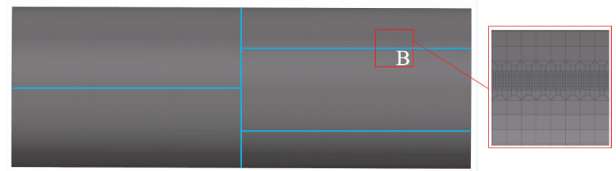


图 4 长筒段火箭贮箱筒体网格模型

Fig.4 Grid model of long-segment cylindrical shell

完成网格划分后需要定义材料特性,由于 2219 铝合金优良的力学性能、低温韧性、易加工性,广泛应用于低温推进剂贮箱的制造,其化学成分如表 1 所示^[12]。

表 1 2219 铝合金化学成分^[12]

Table 1 Chemical composition of 2219 aluminum alloy^[12]

元素	Cu	Mn	Si	Fe	其他	Al
质量百分数/%	5.8~6.8	0.2~0.4	≤0.2	≤0.3	≤0.72	余量

热物理参数包括密度、热导率、热膨胀系数、热容、泊松比、弹性模量。由于搅拌摩擦焊接过程产热,材料热物理参数随温度发生变化,如图 5 所示^[13]。

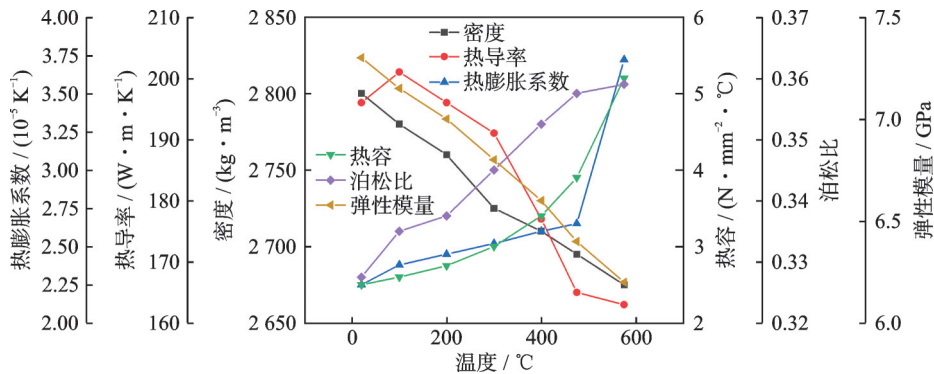


图 5 2219 铝合金材料热物理参数

Fig.5 Thermal physical parameters of 2219 aluminum alloy material

1.2 搅拌摩擦焊焊接热源模型

搅拌摩擦焊通过与工件端面相互运动、相互摩擦所产生的热量使端部达到热塑性状态,焊接过程中的热量来源主要集中于搅拌轴肩及搅拌针与工件相接触的摩擦表面附近,其总热量由轴肩与母材的摩擦热量 Q_1 、搅拌针侧面与母材的摩擦热量 Q_2 、搅拌针端面与母材的摩擦热量 Q_3 组成,产热方程如下^[14]

$$Q = Q_1 + Q_2 + Q_3 \quad (1)$$

$$Q_1 = \frac{2\pi\mu P n_1}{3} (R_1^3 - R_2^3) \quad (2)$$

$$Q_2 = \frac{2\pi\mu P n_1}{3\sin\alpha} (R_2^3 - R_3^3) \quad (3)$$

$$Q_3 = \frac{2\pi\mu P n_1}{3} R_3^3 \quad (4)$$

式中: μ 为摩擦因数,通过相关实验与模拟研究^[15-16],设定摩擦因数为 0.3。根据实际焊接数据,确定以下参数: P 为正压力,取值 600 kN; n_1 为搅拌头转速,其值为 600 r/min;轴肩半径 R_1 为 10 mm;搅拌针大径 R_2 为 4 mm;搅拌针小径 R_3 取值 3 mm;锥角 α 设置 90°;焊接速度 5 mm/s。

1.3 筒体搅拌摩擦焊焊接顺序

多节筒段和长筒段焊接顺序如图 6、7 所示。对于多节筒段筒体,首先焊接 6 个短筒段纵焊缝,焊接顺序为 1、2、3、4,完成短筒段后进行筒体对接环焊缝,焊接顺序为 1、3、5、2、4。图 7 为长筒段筒体焊接顺序,同样先完成两个筒段的纵焊缝,焊接顺序为 1、2、3、4,最后继续环焊缝焊接。

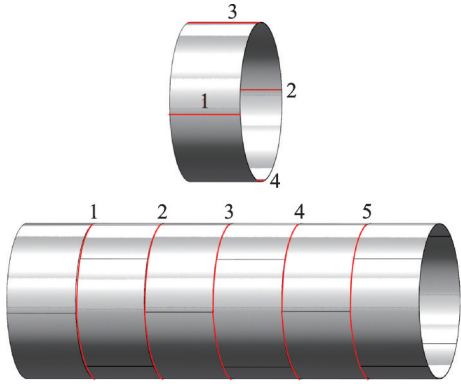


图 6 多节筒段火箭贮箱筒体焊接顺序

Fig.6 Welding sequence of multi-segment cylindrical shell

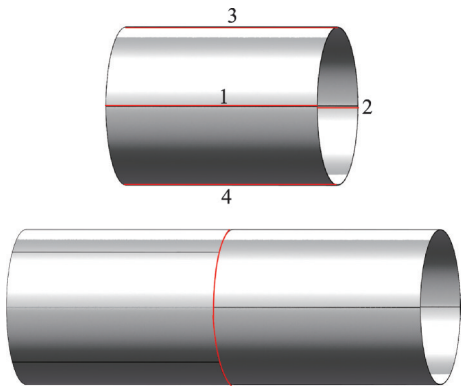


图 7 长筒段火箭贮箱筒体焊接顺序

Fig.7 Welding sequence of long-segment cylindrical shell

1.4 搅拌摩擦焊有限元模型校核

采取试片级的搅拌摩擦焊实验对有限元模型进行校核,选取两块尺寸大小为长 30 mm、宽 15 mm、厚度 8 mm 的 2219 铝合金板材进行对焊,如图 8 所示,分别对其温度、变形、应力进行校核,保证热源模型、有限元模型仿真结果的准确性。

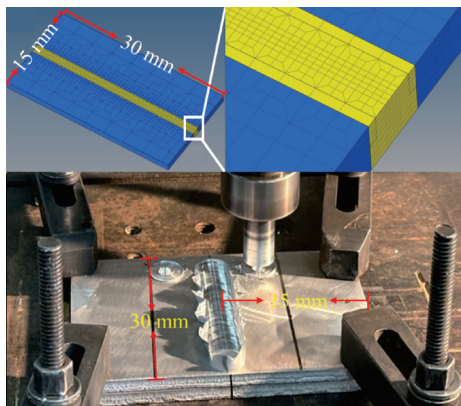
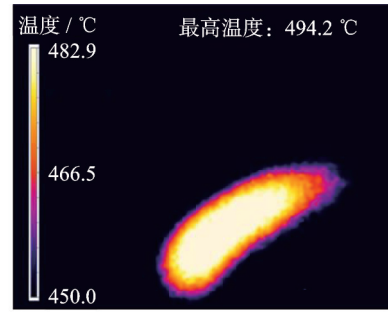


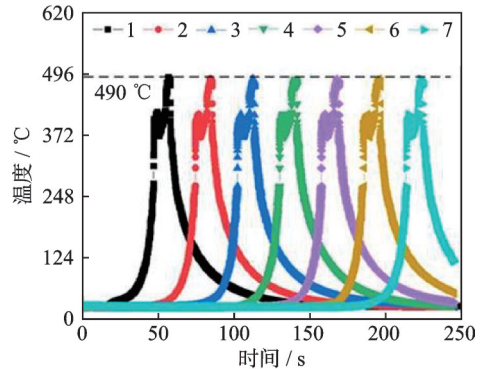
图 8 仿真模型与实物图

Fig.8 Simulation model and physical diagram

采用 NS50 高精度测温仪,其测量精度为 $\pm 1^\circ\text{C}$ 。测温仪对焊接过程热源温度进行检测,如图 9(a)所示。在仿真模型焊缝上等距离提取 7 个点的温度曲线(图 9(b)),并对比实验热源温度,试



(a) Experimental temperature of the test piece



(b) Simulated temperature curves

图 9 试片件与模拟温度结果对比

Fig.9 Comparison between the test piece and simulated temperature results

片件温度峰值稳定在约 490°C ,误差范围为 $2.3\% \sim 2.7\%$,满足要求。

仿真结果如图 10 所示,试片件残余应力分布关于焊缝对称,焊缝处出现明显应力集中,离焊缝中心距离越大,残余应力显著减小。对试片试验件中部垂直焊缝路径使用 X 射线残余应力检测仪检测残余应力,在仿真模型同样路径提取应力结果,与实验值进行对比。试片件残余应力仿真结果与实验结果误差不超过 10% ,满足精度要求。

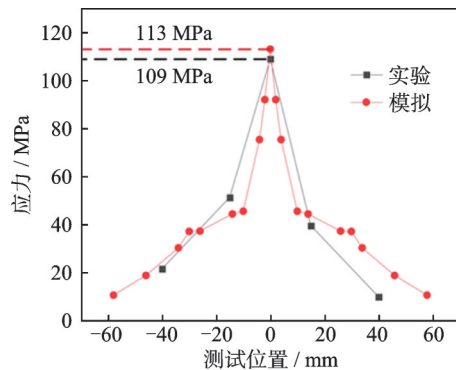


图 10 试片件与模拟残余应力结果对比

Fig.10 Comparison between the test piece and simulated residual stress results

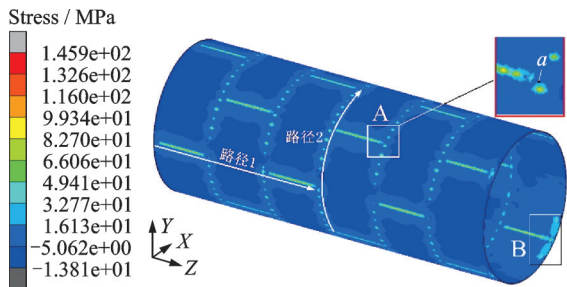
2 仿真结果

2.1 多节筒段火箭贮箱筒体残余应力分析

多节筒段贮箱筒体残余应力分布如图 11 所

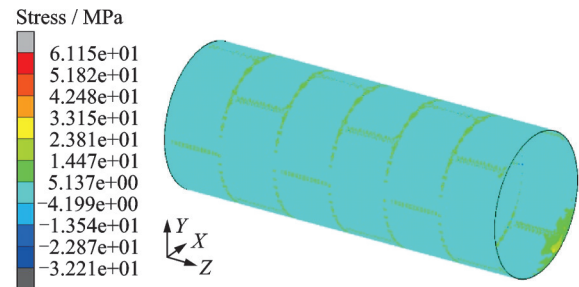
示,残余应力呈现网格分布。由于火箭筒体尺寸大,采用搅拌摩擦焊工艺,应力集中现象主要发生在焊缝位置,如图 11(a)的区域 A 所示,焊缝中部区域为拉应力,最大拉压力为 145.96 MPa,最大压应力为 13.81 MPa,在最后一道纵焊缝位置,如图 11(a)的区域 B 所示,此位置区别于其他焊缝位置,产生了应力集中现象,这是由于前面 29 道焊缝的累计效果。其余筒体部分残余应力分布均匀,为较低的压应力。

多节筒段火箭贮箱筒体 X 方向的残余应力如

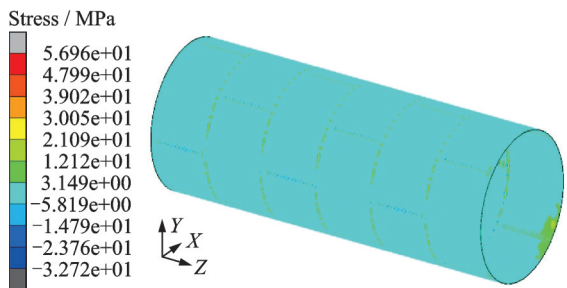


(a) Residual stress distribution of multi-segment cylindrical shell

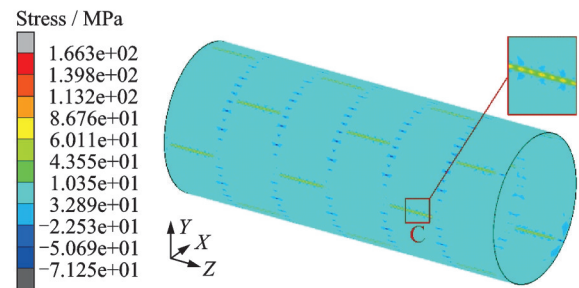
图 11(b)所示,纵焊缝及环焊缝应力较低,环焊缝中部表面主要以拉应力为主,边缘为压应力,最大拉应力为 61.15 MPa,压应力为 32.21 MPa。而 Y 方向的应力分布如图 11(c)所示,环焊缝应力主要表现为拉应力,纵焊缝为压应力,焊缝表面最大拉应力为 56.96 MPa,最大压应力为 32.72 MPa。如图 11(d)所示,环焊缝在 Z 方向为拉应力,而纵焊缝如图 11(a)的区域 B 所示,焊缝中间区域为拉应力,两侧为压应力,最大拉应力为 166.31 MPa,最大压应力为 71.25 MPa。



(b) Residual stress distribution of multi-segment cylindrical shell in X direction



(c) Residual stress distribution of multi-segment cylindrical shell in Y direction



(d) Residual stress distribution of multi-segment cylindrical shell in Z direction

图 11 多节筒段贮箱筒体残余应力分布图

Fig.11 Residual stress distribution of multi-segment cylindrical shell

在环焊缝与纵焊缝交接处的应力集中现象并不突出,对图 11(a)A 区域的 a 点提取整个焊接过程的应力曲线,如图 12 所示,在步长为 210 时, a 点开始第一次纵焊缝焊接过程,随后应力保持平稳,在 415 步经历环焊缝焊接过程,随后应力重新保持

平稳。这是由于在纵焊缝完成后,随后的环焊缝焊接对纵向焊缝尾端重新进行搅拌,达到塑性状态,并对之前道次焊缝重新加热,相当于热处理过程,应力得到释放^[17]。所以,交接处的应力集中程度和单道环焊缝产生的相差较小,只进行纵焊缝焊接后的应力值为 77.48 MPa,随后进行环焊缝焊接过程,应力减小了 5.51%。

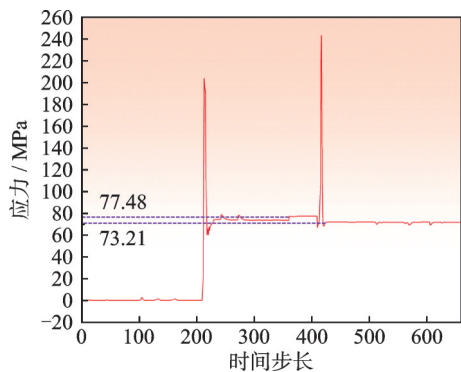


图 12 多节筒段火箭贮箱筒体 a 点残余应力变化

Fig.12 Change of residual stress at Point a of multi-segment cylindrical shell

提取如图 11(a)所示的路径 1 的应力值,结果如图 13 所示,图中框选的两峰值区域对应路径 1 中两段纵焊缝,提取路径中纵焊缝的应力值,得到平均值为 81.54 MPa,图中的低应力区域对应没有焊缝的筒段部位,说明残余应力对没有焊缝的筒段区域影响较小。图 14 为环焊缝路径 2(图 11(a))上的残余应力值曲线,呈现一个上下波动的状态,平均应力值大小为 87.27 MPa。

2.2 长筒段火箭贮箱筒体残余应力分析

长筒段火箭贮箱筒体残余应力分布如图 15 所

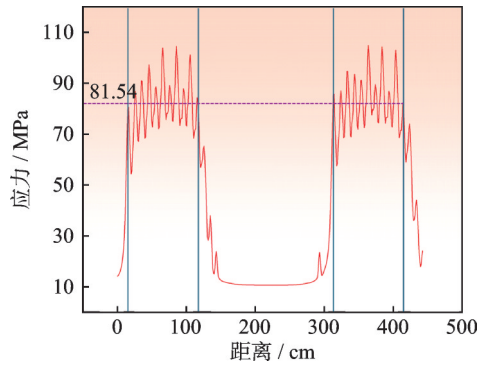


图 13 多节筒段火箭贮箱筒体路径 1 残余应力

Fig.13 One-path residual stress of multi-segment cylindrical shell

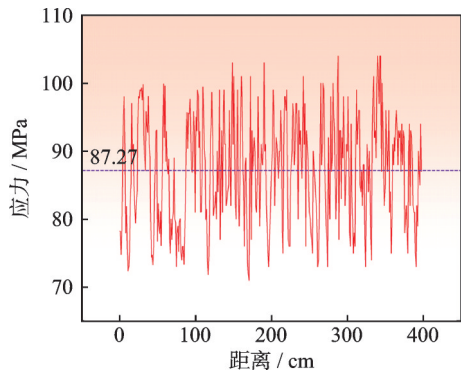


图 14 多节筒段火箭贮箱筒体路径 2 残余应力

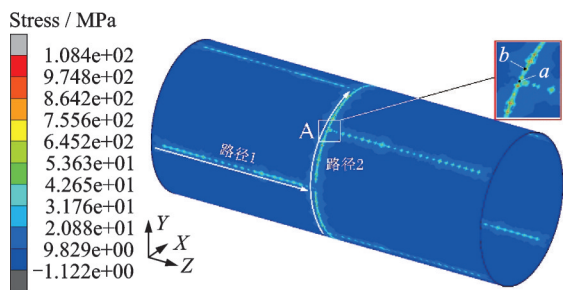
Fig.14 Two-path residual stress of multi-segment cylindrical shell

示,无焊缝筒体区域应力分布均匀,没有存在应力集中现象,而焊缝位置,由于焊缝数量减少,应力集中相对于多节筒段贮箱筒体得到缓解,最大拉应力为 108.41 MPa,压应力为 1.12 MPa,在最后一道焊

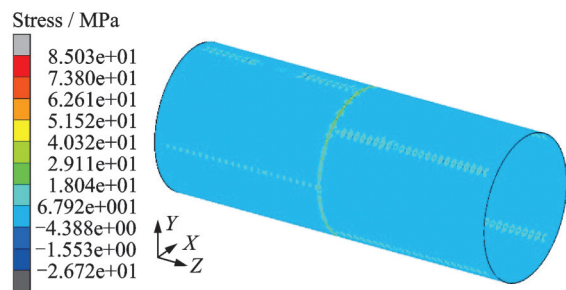
缝位置,没有出现大面积应力集中区域。这是由于多节筒段贮箱筒体焊缝数量更多,每次焊接都会局部加热工件并膨胀,然后随着焊接结束后造成冷却收缩。每增加一条焊缝,工件就会经历一次加热和冷却循环。由于焊接区域温度变化的增大,热膨胀与冷却收缩过程中的差异会引发应力的产生。随着焊缝数量的增加,局部加热冷却循环的次数增加,残余应力也随之增加,应力分布会更加复杂。

如图 15(b)所示,纵焊缝中部为压应力,边缘为拉应力,而环焊缝中部为拉应力,边缘表现为压应力,提取 X 方向筒体最大拉应力为 85.03 MPa,最大压应力为 26.72 MPa,在 Y 方向的应力分布和 X 方向类似,最大拉应力为 84.83 MPa,最大压应力为 25.72 MPa,环焊缝在 Z 方向为压应力。而纵焊缝中部为拉应力,边缘为压应力,长筒段贮箱筒体与多节筒段贮箱筒体的纵、环焊缝残余应力分布是类似的,但是长筒段贮箱筒体的应力集中区域较小,最大残余拉应力降低 25.73%,最大残余压应力减小 12.67 MPa,最大残余压应力减小 27.38%。

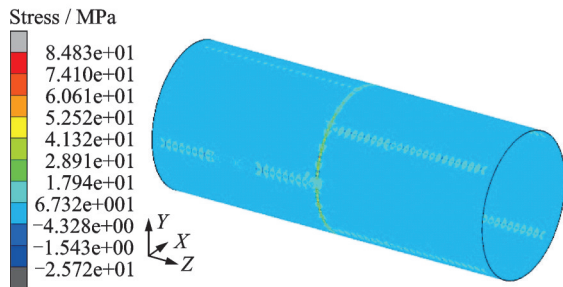
在纵焊缝和环焊缝交汇处,如图 15(a)所示,同样没有出现突出的应力集中现象,图 15(a)A 区域的 b 点残余应力值为 94.32 MPa,比经历两次焊接过程的 a 点应力大 34.66%,a 点整个焊接过程的应力变化如图 16 所示,和多节筒段火箭贮箱筒体环焊缝与纵焊缝交接处的应力变化相似,在时间步长为 175 时 a 点经历纵焊缝焊接过程,时间步长为 210 时经历环焊缝焊接过程,两次焊接过程并没有显著增加应力集中现象,环焊缝产生的塑性应变降



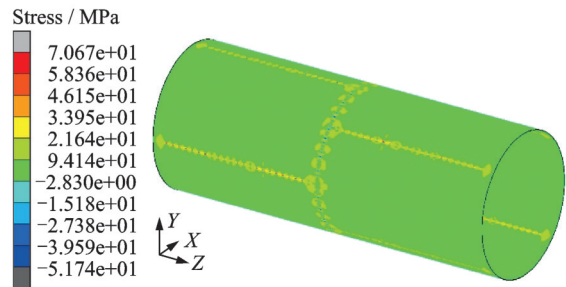
(a) Residual stress distribution of long-segment cylindrical shell



(b) Residual stress distribution of long-segment cylindrical shell in X direction



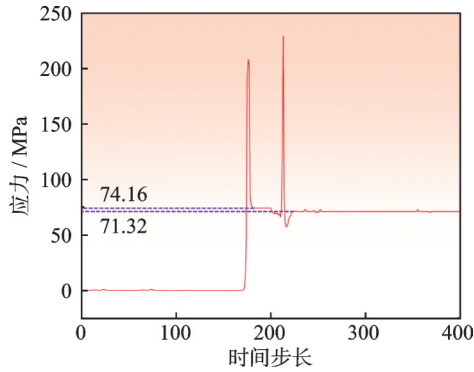
(c) Residual stress distribution of long-segment cylindrical shell in Y direction



(d) Residual stress distribution of long-segment cylindrical shell in Z direction

图 15 长筒段贮箱筒体残余应力分布图

Fig.15 Residual stress distribution of long-segment cylindrical shell

图 16 长筒段火箭贮箱筒体 a 点残余应力变化Fig.16 Variation of residual stress at Point a of long-segment cylindrical shell

低了第一道次纵焊缝的残余应力,并且环焊缝的热场对纵焊缝的 a 点进行热处理,所以经历两次焊接过程的 a 点相对于其他单纵焊缝焊接过程的区域应力没有显著升高,甚至应力值降低,经历环焊缝焊接后,应力相对于单纵焊缝焊接减小 3.83%。

提取图 15(a) 所示的路径 1 的应力值如图 17 所示,路径 1 为长纵焊缝,平均应力值为 79.43 MPa,路径 2 的应力值如图 18 所示,对应环焊缝应力,其平均值为 84.65 MPa,路径 1 和 2 对比多节筒段同一路径的纵焊缝应力分别降低 2.49%、3.01%。

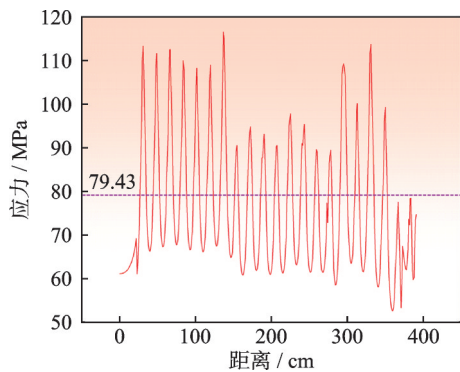


图 17 长筒段火箭贮箱筒体路径 1 残余应力

Fig.17 One-path residual stress of long-segment cylindrical shell

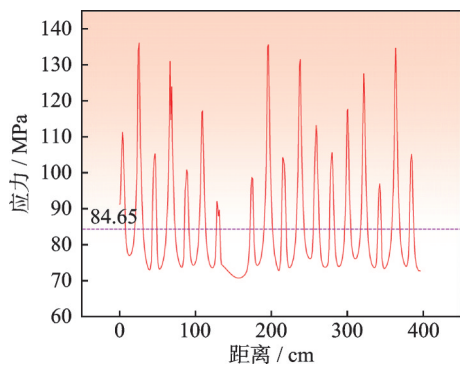


图 18 长筒段火箭贮箱筒体路径 2 残余应力

Fig.18 Two-path residual stress of long-segment cylindrical shell

3 结 论

(1) 多节筒段和长筒段的应力集中现象主要存在于焊缝位置,多节筒段由于焊缝数量多,应力分布呈现网状分布,在最后一道纵焊缝尾部位置产生了应力集中现象。而长筒段无焊缝筒体区域应力分布均匀,应力集中现象减轻,应力集中相对于多节筒段贮箱筒体得到缓解,由于筒体尺寸大,无焊缝的筒体区域应力分布均匀。所以,针对可重复使用火箭多次服役的需求,建议采用最大应力较小、应力分布更为均匀的长筒段制造模式。

(2) 多节筒段和长筒段筒体的纵焊缝和环焊缝交接处应力集中现象并不明显,多节筒段在完成第二道环焊缝后,应力得到轻微缓解,减小 5.51%,长筒段减小 3.83%。

(3) 多节筒段与长筒段筒体的纵、环焊缝残余应力分布是类似的,但是长筒段的应力集中区域较小,最大残余拉应力降低 25.73%,最大残余压应力减小 27.38%。

参考文献:

- [1] 包为民. 可重复使用运载火箭技术发展综述[J]. 航空学报, 2023, 44(23): 1-26.
BAO Weimin. A review of reusable launch vehicle technology development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(23): 1-26.
- [2] 顾孟奇, 朱家才, 郭万林, 等. 可重复使用运载火箭结构疲劳耐久性与可靠性展望[J]. 航空学报, 2023, 44(23): 27-50.
GU Mengqi, ZHU Jiakai, GUO Wanlin, et al. Prospects for fatigue durability and reliability of reusable launch vehicle structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(23): 27-50.
- [3] 杨浩亮, 王英诚, 张延瑞. 可重复使用火箭结构与数字化仿真[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2023.
YANG Haoliang, WANG Yingcheng, ZHANG Yanrui. Structural design and digital simulation of reusable rocket[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2023.
- [4] 王晓博, 焦好军, 晋会锦, 等. 重复使用火箭贮箱焊接接头失效准则及高风险失效危险区确定研究[J]. 宇航材料工艺, 2024, 54(2): 69-74.
WANG Xiaobo, JIAO Haojun, JIN Huijin, et al. Study on failure criteria of welded joint and determination of high risk failure hazard area of reusable launch vehicle tank[J]. Aerospace Materials & Technology, 2024, 54(2): 69-74.
- [5] 王颖. 焊接制造缺陷对运载火箭贮箱承载力影响的研究[D]. 天津: 天津大学, 2014.
WANG Ying. Study on the influence of welding manu-

- facturing defects on the bearing capacity of launch vehicle tank[D]. Tianjin: Tianjin University, 2014.
- [6] 李雨, 王建刚, 杨菊鹏, 等. 火箭贮箱结构材料应用及发展现状[J]. 宇航材料工艺, 2024, 54(2): 29-42.
LI Yu, WANG Jiangan, YANG Jupeng, et al. Application and development status of rocket tank structural materials[J]. Aerospace Materials & Technology, 2024, 54(2): 29-42.
- [7] 朱平萍, 刘宪力. 大型贮箱结构及工艺性研究[J]. 航天制造技术, 2011(3): 42-45, 58.
ZHU Pingping, LIU Xianli. Structural and technological research on large tank[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2011(3): 42-45, 58.
- [8] XU W F, LIU J H, ZHU H Q. Analysis of residual stresses in thick aluminum friction stir welded butt joints[J]. Materials & Design, 2011, 32(4): 2000-2005.
- [9] HUANG C Q, LI H, LI J X, et al. Residual stress measurement on propellant tank of 2219 aluminum alloy and study on its weak spot[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2017, 31(5): 2213-2220.
- [10] 万胜强, 吴运新, 龚海, 等. 2219 铝合金搅拌摩擦焊温度与残余应力热力耦合模拟[J]. 热加工工艺, 2019, 48(13): 159-163.
WAN Shengqiang, WU Yunxin, GONG Hai, et al. Thermal mechanical coupling simulation of temperature and residual stress in friction stir welding of 2219 aluminum alloy[J]. Hot Working Technology, 2019, 48(13): 159-163.
- [11] 陈星雨, 刘晓龙, 吴运新, 等. 2219 铝合金搅拌摩擦焊和钨极保护焊焊接件残余应力的中子衍射研究[J]. 原子能科学技术, 2019, 53(11): 2289-2294.
CHEN Xingyu, LIU Xiaolong, WU Yunxin, et al. Study on residual stress in friction stir and tungsten inert gas welded 2219 aluminum alloy sheets using neutron diffraction[J]. Atomic Energy Science and Technology, 2019, 53(11): 2289-2294.
- [12] LI Z X, ZHAN M, FAN X G, et al. Effect of blank quenching on shear spinning forming precision of 2219 aluminum alloy complex thin-walled components[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(4): 538-555.
- [13] SALIH O S, OU H G, SUN W. Heat generation, plastic deformation and residual stresses in friction stir welding of aluminium alloy[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2023, 238: 107827.
- [14] 卢晓红, 孙旭东, 滕乐, 等. 2219 铝合金厚板搅拌摩擦焊搅拌头结构参数优化[J]. 焊接, 2022(10): 1-7.
LU Xiaohong, SUN Xudong, TENG Le, et al. Optimization of tool structure parameters in friction stir welding thick 2219 aluminum alloy plate[J]. Welding & Joining, 2022(10): 1-7.
- [15] YANG X W, MENG T X, SU Y, et al. Study on relieving residual stress of friction stir welded joint of 2219 aluminum alloy using cold spraying[J]. Materials Characterization, 2023, 206: 113417.
- [16] YANG C L, DAI Q L, SHI Q Y, et al. Flow-coupled thermo-mechanical analysis of frictional behaviors at the tool-workpiece interface during friction stir welding[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2022, 79: 394-404.
- [17] SUN T, ROY M J, STRONG D, et al. Weld zone and residual stress development in AA7050 stationary shoulder friction stir T-joint weld[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2019, 263: 256-265.

(编辑: 胥橙庭)