

## 7050 铝合金非等厚带筋壁板压弯成形仿真分析与结构优化

陈乐乐<sup>1</sup>, 胡德友<sup>1</sup>, 王 振<sup>1</sup>, 张世谦<sup>1</sup>, 初冠南<sup>2</sup>, 王 越<sup>3</sup>, 娄淑梅<sup>3</sup>

(1. 天津航天长征火箭制造有限公司, 天津 300462; 2. 哈尔滨工业大学(威海)材料科学与工程学院, 山东 威海 264209;  
3. 山东科技大学 智能装备学院, 山东 泰安 271019)

**摘要:** 针对一大型铝合金非等厚壁板 3 点压弯成形过程中产生的裂纹, 通过 ABAQUS 软件模拟分析认为这是由于壁板厚区及过渡区域的厚度变化及航向横梁的应力集中导致的。基于此, 提出了两种结构优化方案, 并利用数值模拟和试验相结合的方法分析了各方案中非等厚壁板压弯成形过程中的应力、应变分布特点。结果表明: 环向筋条宽度渐变可以提高厚区附近环向筋条的抗压能力, 降低应力集中; 厚区适度外延可解决厚区刚度过大难以塑性成形的问题; 两者结合可使得三点压弯正应力和切应力分布最为均匀, 切应力降低, 与此同时还解决了原始模型和单纯环向筋条渐变方案中因厚度变化过大而产生的翘起问题。

**关键词:** 非等厚壁板; 压弯成形; 裂纹; 环向筋条; 应力集中

**DOI:** 10.13330/j.issn.1000-3940.2024.12.006

**中图分类号:** TG386 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3940 (2024) 12-0052-07

## Simulation analysis and structural optimization on bending forming of 7050 aluminum alloy non-equal thickness panel with ribs

Chen Lele<sup>1</sup>, Hu Deyou<sup>1</sup>, Wang Zhen<sup>1</sup>, Zhang Shiqian<sup>1</sup>, Chu Guannan<sup>2</sup>, Wang Yue<sup>3</sup>, Lou Shumei<sup>3</sup>

(1. Tianjin Aerospace Long March Vehicle Manufacturing Co., Ltd., Tianjin 300462, China;

2. School of Materials Science and Engineering, Harbin Institute of Technology (Weihai), Weihai 264209, China;

3. Department of Intelligent Equipment, Shandong University of Science and Technology, Taian 271019, China )

**Abstract:** For the cracks generated during the three-point bending process of a large aluminum alloy non-equal thickness panel, the reason for the cracks was analyzed by software ABAQUS simulation, which was the changes in thickness of panel thick zone and transition zone, as well as the stress concentration on the heading crossbeam. Then, two structural optimization schemes were proposed, and the stress and strain distribution characteristics in each scheme during the bending process of non-equal thickness panels were analyzed by combining the numerical simulation with experiment. The results show that the gradual change in width of circumferential ribs improves the compression resistance of circumferential ribs near the thick zones and reduces the stress concentration. The moderate extension of the thick zone can solve the problem of difficult plastic forming due to excessive stiffness in the thick zone. The combination of both results in the most uniform distribution of three-point bending normal stress and shear stress and reduce the shear stress. At the same time, the problem of warping caused by the excessive thickness changes in the original model and the simple gradual change scheme of circumferential rib is solved.

**Key words:** non-equal thickness panel; bending forming; crack; circumferential ribs; stress concentration

航空航天装备的快速发展以及轻量化、长寿命和低成本的需求, 促进了用于机翼和机身等重要部件, 即占飞行器总重量达 30% 的大型整体壁板的制造技术的革新<sup>[1]</sup>, 筋条网格壁板因其高强度、低重量等优点而备受关注<sup>[2]</sup>。整体壁板的成形存在筋条易扭曲、失稳和开裂等缺陷, 而筋条网格壁板的扭曲或开裂使构

件的可靠性大幅降低, 严重时会导致整块带筋壁板的报废<sup>[3-5]</sup>, 因此, 有必要对网格壁板进行结构优化, 从而抑制筋条网格壁板出现扭曲、开裂等缺陷。

近年来, 大型整体壁板成形技术的研究日渐增多, 主要成形技术包括时效成形、喷丸成形和压弯成形等<sup>[6]</sup>。其中, 时效成形时间长, 且时效后还需要进行热处理校形, 使得生产效率较低, 并且成形过程中存在组织转变, 难于控制; 喷丸成形的工艺参数众多, 给喷丸成形工艺的制定带来了相当大的难度<sup>[7-9]</sup>; 压弯成形技术因具有可成形大变形量的结构复杂的整体壁板、专用模具可控制曲率连续变化、工

收稿日期: 2024-03-22; 修订日期: 2024-06-18

作者简介: 陈乐乐 (1986-), 女, 硕士, 工程师

E-mail: chenlele86@126.com

通信作者: 初冠南 (1979-), 男, 博士, 教授

E-mail: chuguannan@163.com

艺简便、成本低等优点而逐渐成为大型整体壁板成形的首选技术，但由于压弯成形存在筋条容易失稳断裂、生产效率低、需分部位成形、压线处易产生应力集中等缺点，研究不同工艺对压弯成形大型网格壁板的影响及工艺优化对成形质量的改善具有重要的理论与实际意义<sup>[10-14]</sup>。

本文针对 7050 铝合金非等厚壁板在多次 3 点压弯成形过程中的开裂问题，采用 ABAQUS/Explicit 软件对网格壁板压弯成形过程进行模拟，并从蒙皮厚度和筋条宽度变化角度对网格壁板进行结构优化，确定最优优化方案。利用最优工艺

对非等厚壁板进行多次压弯，最终成形出合格的壁板。

## 1 压弯成形工艺

采用多次 3 点压弯成形技术来成形 7050 铝合金非等厚壁板。非等厚网格壁板厚区附近的尺寸如图 1 所示，其中，板内数据为其厚度，单位为 mm。模具由 1 个凸模和 2 个凹模组成。凹模间距设置为 300 mm，进给量设置为 50 mm，单次下压量设置为 4.51 mm。

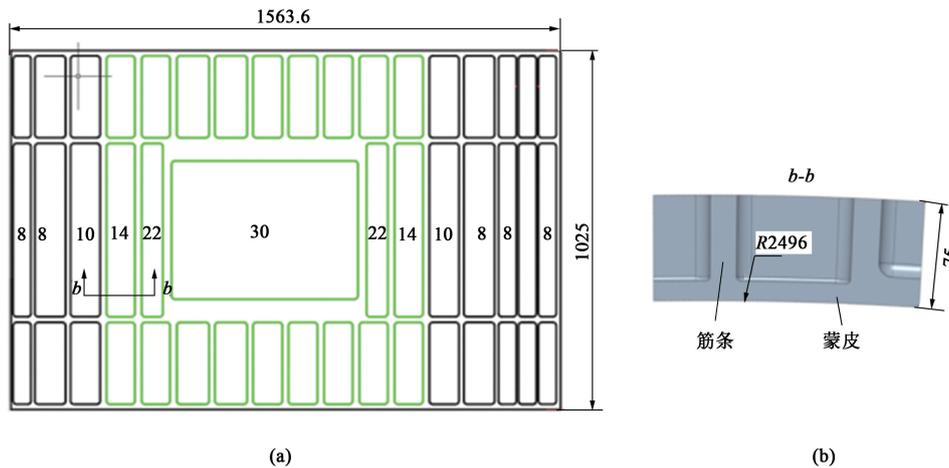


图 1 非等厚壁板模型图

(a) 厚度分布 (b) 截面尺寸

Fig. 1 Model diagram of non-equal thickness panel

(a) Thickness distribution (b) Sectional dimensions

由于壁板厚度梯度大，厚区尺寸较大，在压弯成形过程中过渡区横筋位置出现裂纹，如图 2 所示。航向直线度和环向圆弧度极不均匀，未达到产品设计要求。需进行结构优化来消除裂纹的同时使壁板

变形均匀，因此，采用数值模拟的方法进行壁板的结构优化。

## 2 有限元仿真模型

### 2.1 材料属性

采用 ABAQUS/Explicit 软件分析该非等厚壁板压弯成形过程。首先，对 7050 铝合金进行 3 个方向的常温单轴拉伸，得到材料的名义应力和名义应变。表 1 为 7050 铝合金板料的力学性能。

表 1 7050 铝合金板料的力学性能参数

Table 1 Mechanical performance parameters of 7050 aluminum alloy sheet

参数	弹性模量/ MPa	密度/ ( $g \cdot cm^3$ )	屈服强度/ MPa	泊松比
数值	77500	2.73	454	0.33



图 2 压弯过程中的裂纹

Fig. 2 Cracks during bending process

利用式 (1) 和式 (2) 将名义应力、应变转换为真实应力、应变。

$$\sigma = \sigma_{\text{com}}(1 + \varepsilon_{\text{com}}) \quad (1)$$

$$\varepsilon = \ln(1 + \varepsilon_{\text{com}}) \quad (2)$$

式中:  $\sigma$  为真实应力;  $\varepsilon$  为真实应变;  $\sigma_{\text{com}}$  为名义应力;  $\varepsilon_{\text{com}}$  为名义应变。

利用式 (3) 可得到材料的真实塑性应变。

$$\varepsilon^p = \varepsilon^l - \varepsilon^e = \varepsilon^l - \frac{\sigma}{E} \quad (3)$$

式中:  $\varepsilon^p$  为真实塑性应变;  $\varepsilon^l$  为总体真实应变;  $\varepsilon^e$  为真实弹性应变;  $E$  为弹性模量。

将计算得到的真实塑性应变导入 ABAQUS 中, 完成壁板材料参数输入。

## 2.2 仿真模型及方案

采用三维建模软件 Creo 进行建模, 然后将装配好的模型导入 ABAQUS 软件中, 完成模型设置, 三维仿真模型如图 3 所示。

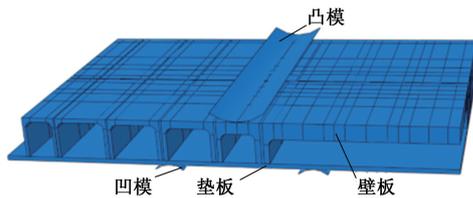


图 3 三维仿真模型

Fig. 3 3D simulation model

虽然壁板环向方向不是完全对称, 但其边部不是薄弱点, 所以, 取中间厚板区中心截面为对称面进行模拟计算, 以减少网格和计算量, 外轮廓尺寸为  $780 \text{ mm} \times 512 \text{ mm} \times 75 \text{ mm}$ , 圆角半径为  $10 \text{ mm}$ ; 网格壁板成形采用 3 点压弯成形, 凸模下压, 两凹模起支撑作用。为防止凹模与壁板筋条直接接触而更容易造成筋条失稳、压溃等情况, 在凹模与壁板之间加装一块垫板。采用 C3D8R 六面体结构网格, 壁板网格数为 65426; 凹模、凸模设置为离散刚体, 单元类型 R3D4。模型网格如图 4 所示。

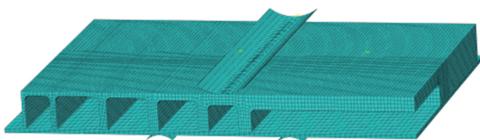


图 4 模型网格示意图

Fig. 4 Schematic diagram of model grid

模具与壁板之间、模具与垫板之间、壁板与垫板之间采用罚接触方法, 设置切向行为摩擦因数为 0.1。

## 3 有限元仿真结果

### 3.1 原始模型仿真结果

图 5、图 6 为原始模型的仿真结果图。通过仿真结果可以看出, 在厚区和薄区的过渡区域, 环向筋条处的 Mises 应力和累积塑性应变分布极不均匀, 均出现较大的集中现象: Mises 应力最大值达到  $508.3 \text{ MPa}$ , 而且其累积塑性应变最大值达到 13% 左右, 容易产生裂纹; 而且壁板厚区较厚, 刚度大, 航向和环向尺寸较长, 对塑性变形起到带动作用的横筋少, 对直线度起优化作用的纵筋少, 导致厚区及过渡区域成形又非常困难, 需要多次压弯, 因此, 更容易在反复压弯中出现裂纹。

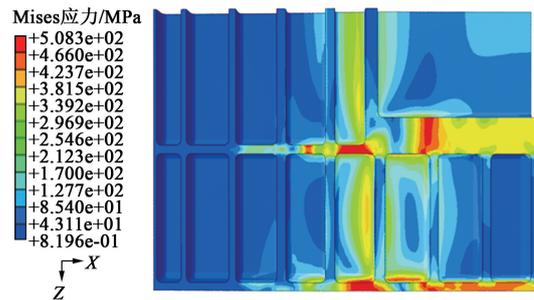


图 5 原始模型的 Mises 应力分布

Fig. 5 Mises stress distribution of original model

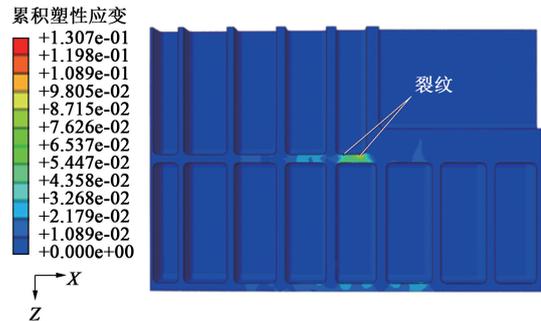


图 6 原始模型的累积塑性应变分布

Fig. 6 Accumulated plastic strain distribution of original model

因此, 提出两种仿真优化方案: 方案 1 为环向筋条宽度渐变, 增加横筋数目, 如图 7a 所示; 方案 2 是在方案 1 的基础上厚区航向和环向外扩, 增加航向筋条, 如图 7b 所示。

### 3.2 优化方案分析

根据优化方案 1 进行了压弯试验。横梁环向筋条宽度的渐变解决了厚区和过渡区横梁处的开裂问题, 但是在厚区进一步成形过程中出现了新的裂纹, 如图 8 所示。

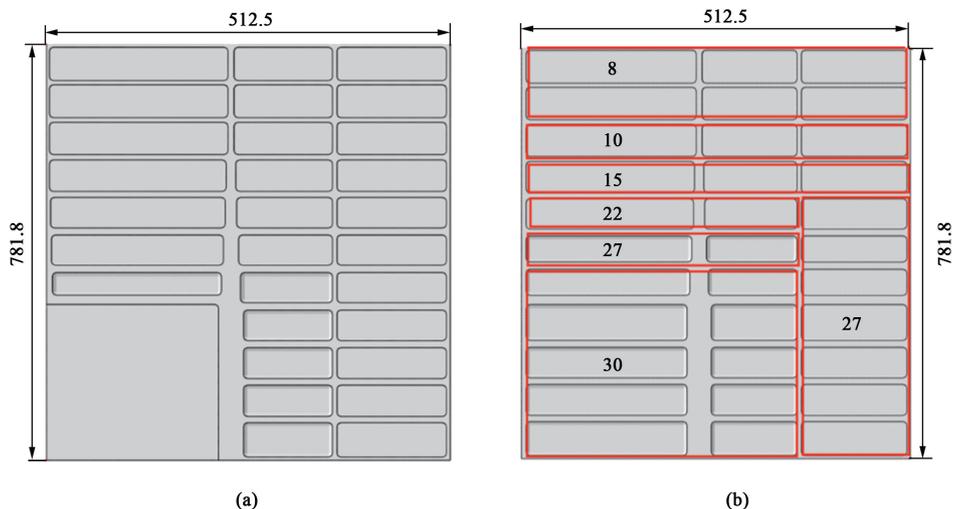


图 7 优化方案示意图  
 (a) 优化方案 1 (b) 优化方案 2

Fig. 7 Schematic diagrams of optimization schemes  
 (a) Optimization scheme 1 (b) Optimization scheme 2

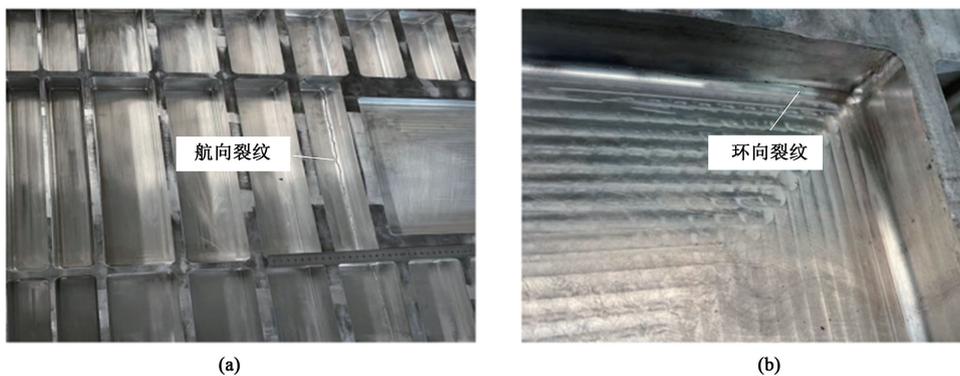


图 8 采用优化方案 1 压弯过程中产生的裂纹  
 (a) 航向裂纹 (b) 环向裂纹

Fig. 8 Cracks during bending process using optimization scheme 1  
 (a) Heading crack (b) circular crack

对方案 1 进行模拟分析，取产生裂纹的关键步结果进行分析。从图 9 可以看出，裂纹产生处裂纹

1~裂纹 4 确实存在环向应力集中的现象。

图 10a~10h 分别为图 9 中裂纹 1~裂纹 4 处的

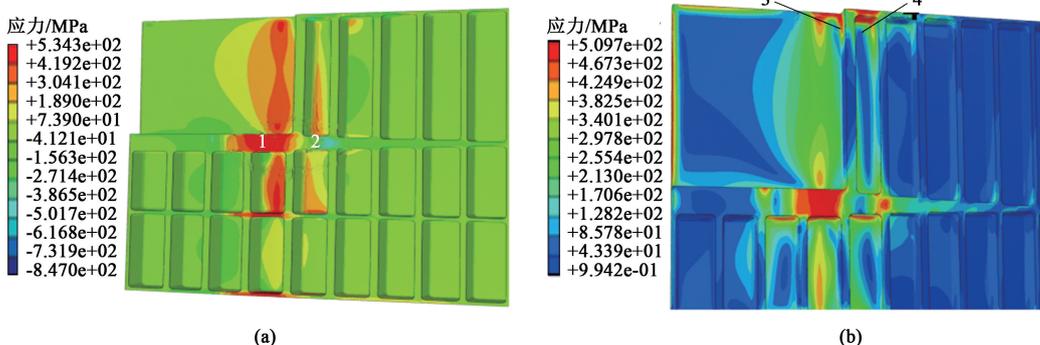


图 9 优化方案 1 的模拟结果中裂纹位置示意图  
 (a) 正应力  $\sigma_z$  (b) Mises 应力

Fig. 9 Schematic diagrams of crack locations in simulation results for optimization scheme 1  
 (a) Normal stress  $\sigma_z$  (b) Mises stress

正应力  $\sigma_z$  分布图，其中，标注的数据为最大正应力。图 11a~图 11h 分别为图 9 中裂纹 1~裂纹 4 处的剪切应力  $\tau_{yz}$  分布图，其中，标注的数据为最大剪

切应力。结合模拟结果进行应力状态分析，得出裂纹 1 和裂纹 2 受环向拉力（3 点弯曲主应力）的影响。

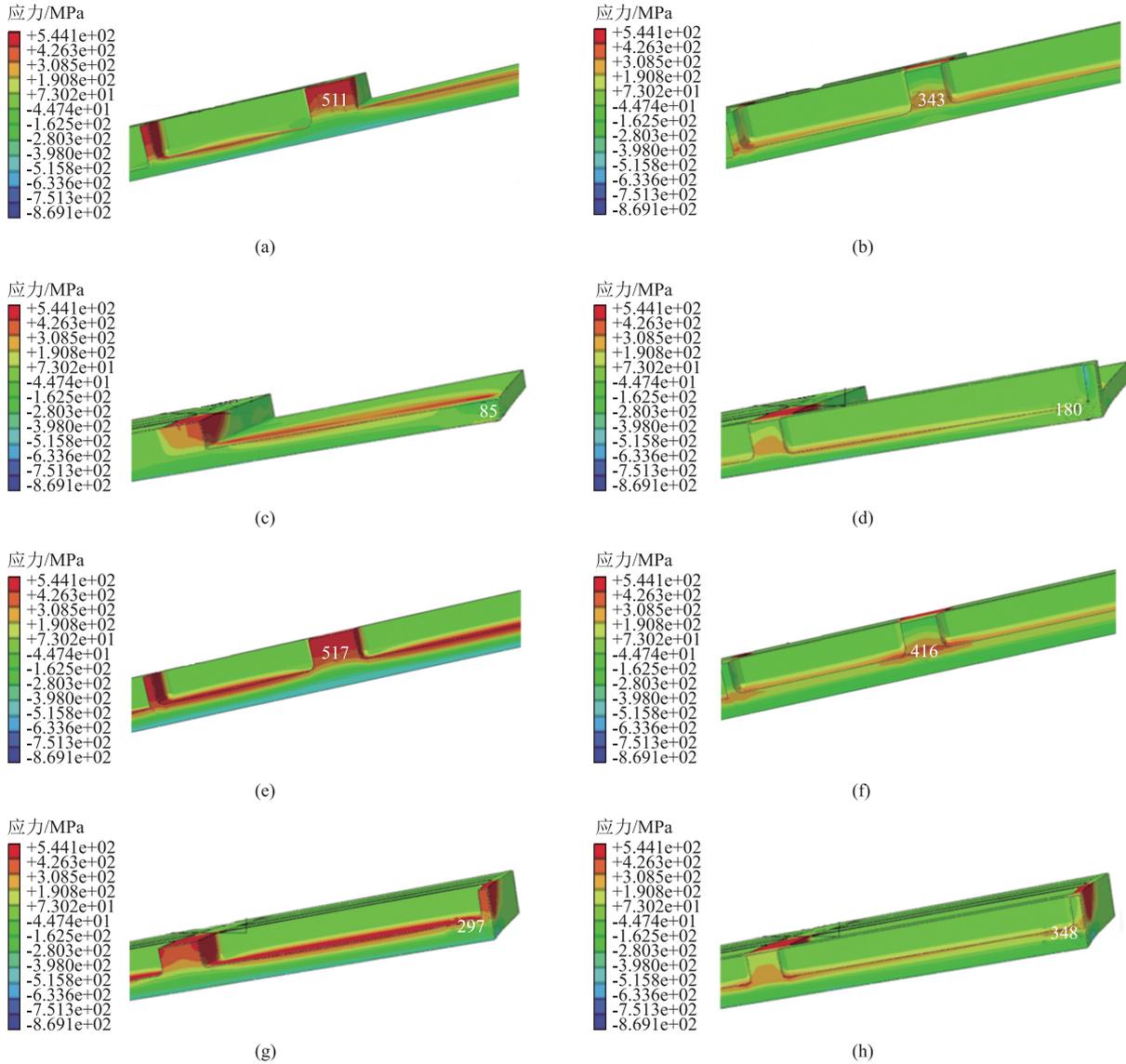


图 10 裂纹 1~裂纹 4 处的正应力  $\sigma_z$  的分布

- (a) 方案 1, 裂纹 1 (b) 方案 1, 裂纹 2 (c) 方案 1, 裂纹 3 (d) 方案 1, 裂纹 4 (e) 方案 2, 裂纹 1  
 (f) 方案 2, 裂纹 2 (g) 方案 2, 裂纹 3 (h) 方案 2, 裂纹 4

Fig. 10 Distributions of normal stress  $\sigma_z$  at crack 1~crack 4

- (a) Scheme 1, crack 1 (b) Scheme 1, crack 2 (c) Scheme 1, crack 3 (d) Scheme 1, crack 4 (e) Scheme 2, crack 1  
 (f) Scheme 2, crack 2 (g) Scheme 2, crack 3 (h) Scheme 2, crack 4

从裂纹 1 和 2 处的环向正应力剖面图上可以看出，以环向加强筋和蒙皮的交界处为界，加强筋上受到明显的拉应力，而下部蒙皮区域应力从 0 MPa 逐渐变为压应力，导致形成比较明显的分界线，裂纹就是在这条分界线上产生的。

对比两种方案，在裂纹 1 处，方案 2 的  $\sigma_z$  较大，达到 517 MPa，而方案 1 的  $\sigma_z$  较小，为 511 MPa；在

裂纹 2 处，方案 2 的  $\sigma_z$  较大，达到 416 MPa，而方案 1 的  $\sigma_z$  较小，为 343 MPa。由此可见，裂纹 1 和裂纹 2 处方案 2 的正应力因厚区增大稍有增大。

对比裂纹 1 和裂纹 2 处的剪切应力  $\tau_{yz}$ 。在蒙皮与筋条交界处位置，剪切应力  $\tau_{yz}$  的作用也从外侧逐渐向内贯穿，这也对裂纹的产生有一定的影响。裂纹 1 和裂纹 2 处方案 2 的剪切应力  $\tau_{yz}$  最小，分别为

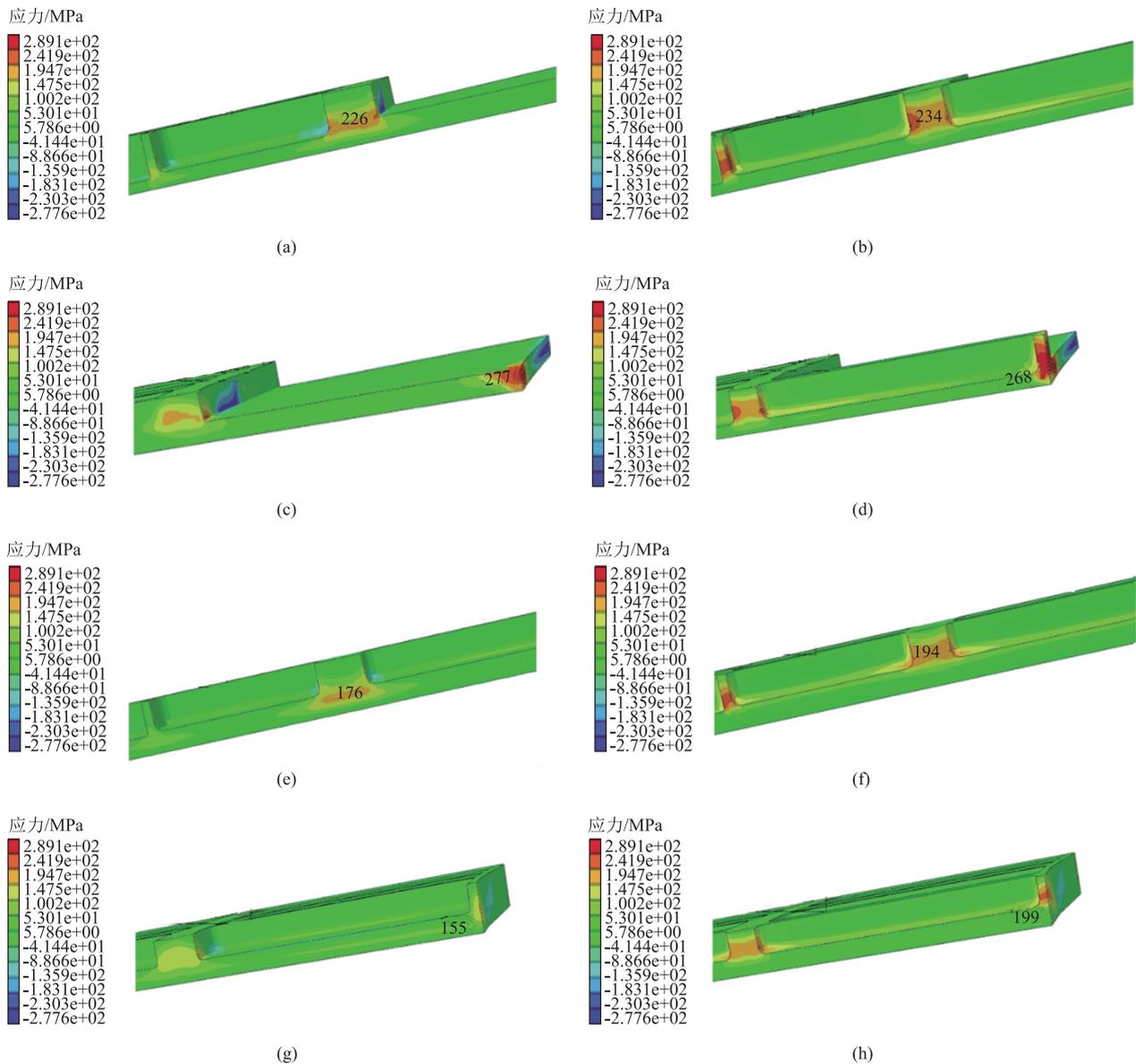


图 11 裂纹 1~裂纹 4 处的剪切应力  $\tau_{yz}$  分布

(a) 方案 1, 裂纹 1 (b) 方案 1, 裂纹 2 (c) 方案 1, 裂纹 3 (d) 方案 1, 裂纹 4 (e) 方案 2, 裂纹 1 (f) 方案 2, 裂纹 2  
(g) 方案 2, 裂纹 3 (h) 方案 2, 裂纹 4

Fig. 11 Distributions of shear stress  $\tau_{yz}$  at crack 1~crack 4

(a) Scheme 1, crack 1 (b) Scheme 1, crack 2 (c) Scheme 1, crack 3 (d) Scheme 1, crack 4 (e) Scheme 2, crack 1  
(f) Scheme 2, crack 2 (g) Scheme 2, crack 3 (h) Scheme 2, crack 4

176 和 194 MPa。由此可见，切应力最小的是方案 2，剪切应力比方案 1 的 226 和 234 MPa 分别减小了 21% 和 17%。

裂纹 3 和裂纹 4 处方案 1 的正应力出现非正常低值，经分析是因为厚度差别太大引起壁板翘曲导致此处未被模具压到。由图 11 可以看出，在裂纹 3 处，方案 2 的切应力最小，为 155 MPa，方案 1 的切应力较大，为 277 MPa，故裂纹 3 处为剪切断裂。综上，防开裂效果较好的是方案 2。

裂纹 4 处方案 1 的正应力与裂纹 3 处一样出现非正常低值，经方案 2 厚区外扩之后，表现为正常值，为 348 MPa。剪切应力对裂纹 4 的影响也较大，方案 2 处的剪切应力为 199 MPa，方案 1 处的剪切应力为 268 MPa。综上，防开裂效果较好的是方案 2。

优化方案 2 无论是 Mises 应力还是正应力和剪切应力均相对较小，应力分布也较为均匀，另外，方案 2 由于厚度的外延避免了原始模型和方案 1 中因厚度变化过大而产生的翘起严重的问题。根据优

化方案 2 进行 3 点压弯试验, 壁板在成形到产品尺寸的过程中未出现裂纹, 之后将加厚的厚区进行局部铣削加工, 最终获得合格的产品, 如图 12 所示。



图 12 优化试验的成品

Fig. 12 Finished products of optimized experiment

## 4 结论

(1) 针对原始设计结构的开裂问题进行模拟, 分析认为厚区和薄区的过渡区域环向筋条处的 Mises 应力和累积塑性应变分布极不均匀, 出现应力集中和应变集中现象, 容易产生裂纹。

(2) 提出了将壁板环向筋条宽度中心对称渐变, 提高靠近厚区环向筋条的抗压能力, 同时将厚区适度外延, 解决厚区难以成形问题的同时减小厚度差的方案。该方案解决了原始模型产生裂纹的两大问题, Mises 应力、环向正应力和剪切应力均相对较小, 应力也分布较为均匀, 避免了原始模型和方案 1 由于厚度过渡不均匀导致的翘起问题, 最终成形出合格产品。

### 参考文献:

- [1] 吴增辉, 李永华. 有色金属整体壁板成形技术研究进展 [J]. 有色金属加工, 2023, 52 (4): 6-10, 16.  
Wu Z H, Li Y H. Research progress of nonferrous integral panel forming technology [J]. Nonferrous Metals Processing, 2023, 52 (4): 6-10, 16.
- [2] 李勇, 李东升, 李小强. 大型复杂壁板构件塑性成形技术研究与应用进展 [J]. 航空制造技术, 2020, 63 (21): 36-45.  
Li Y, Li D S, Li X Q. A review of plastic technologies and applications for large and complex-shaped panels [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63 (21): 36-45.
- [3] 齐哈. 筋板件筋部充填机理及缺陷研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.  
Qi H. Research on Filling Mechanism and Defects of Reinforcement Part of Reinfocing Plase [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
- [4] 李锋, 王明涛, 白雪飘, 等. 喷丸成形 2024 铝合金整体带筋壁

板变形规律研究 [J]. 精密成形工程, 2022, 14 (9): 18-23.

- Li F, Wang M T, Bai X P, et al. Deformation law of 2024 aluminum alloy stiffened integral panel by shot peen forming [J]. Journal of Netshape Forming Engineering, 2022, 14 (9): 18-23.
- [5] 曾元松, 黄遐. 大型整体壁板成形 [J]. 航空学报, 2008, 29 (3): 721-727.  
Zeng Y S, Huang X. Forming technologies of large integral panel [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29 (3): 721-727.
- [6] 叶景申, 张宝红, 于建民, 等. 筋板类构件成形技术研究进展 [J]. 锻压装备与制造技术, 2015, 50 (2): 7-10.  
Ye J S, Zhang B H, Yu J M, et al. Research progress of component with rib forming technology [J]. China Metal Forming Equipment & Manufacturing Technology, 2015, 50 (2): 7-10.
- [7] 郝永刚, 张志超, 祝全超, 等. 铝合金带筋板柔性多点模渐进压弯成形工艺仿真与试验 [J]. 塑性工程学报, 2020, 27 (11): 12-17.  
Hao Y G, Zhang Z C, Zhu Q C, et al. Simulation and experiment on progressive bending of flexible multi-point mold of aluminum alloy stiffened panel [J]. Journal of Plasticity Engineering, 2020, 27 (11): 12-17.
- [8] 李永鹏, 徐豫新, 杨祥, 等. 冲击载荷作用下机身壁板破坏效应及结构优化 [J]. 振动与冲击, 2023, 42 (14): 40-47.  
Li Y P, Xu Y X, Yang X, et al. Failure effect and structure optimization of a fuselage panel under impact load [J]. Journal of Vibration and Shock, 2023, 42 (14): 40-47.
- [9] 吴增辉. AZ31 变形镁合金整体壁板的弯曲成形研究 [D]. 沈阳: 沈阳理工大学, 2023.  
Wu Z H. Research on Bend Forming of AZ31 Wrought Magnesium Alloy Integral Panel [D]. Shenyang: Shenyang Ligong University, 2023.
- [10] 王忠堂, 吴凯琦, 张宏亮, 等. AZ31 镁合金网格式壁板级进压弯成形试验研究 [J]. 热加工工艺, 2023, 52 (3): 88-91.  
Wang Z T, Wu K Q, Zhang H L, et al. Experimental study on progressive compression bending of AZ31 magnesium alloy grid panel [J]. Hot Working Technology, 2023, 52 (3): 88-91.
- [11] 刘相柱, 陈沛, 刘晓, 等. 航天器 X 型整体壁板加工变形控制技术 [J]. 机械科学与技术, 2023, 42 (2): 223-230.  
Liu X Z, Chen P, Liu X, et al. Study on deformation control technology of X-shape integral panel for spacecraft [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2023, 42 (2): 223-230.
- [12] 乐晨, 曹昱, 杨帆, 等. 基于 Abaqus 的等边三角形网格加筋壳建模分析及试验验证研究 [J]. 导弹与航天运载技术, 2019 (2): 12-16.  
Le C, Cao Y, Yang F, et al. The analysis method and experimental verification of isogrid stiffened shell based on Abaqus [J]. Missiles and Space Vehicles, 2019 (2): 12-16.
- [13] Leon C M, Kohlgrüber D, Langrand B. Analysis of fuselage skin reinforcements with beam element models in flexible aircraft panels for ditching simulations [J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2021, 1024 (1): 012054.
- [14] Boitsov V B, Gavva M L, Endogur I A, et al. Stress-strain state and buckling problems of structurally-anisotropic aircraft panels made of composite materials in view of production technology [J]. Russian Aeronautics, 2018, 61 (4): 524-532.