

中图分类号: TG146.2; TQ342

学科分类号: 080501

论文编号: 1028706 16-B020

博士学位论文

钛合金波纹夹芯结构制备 及力学性能研究

| | |
|-------|--------|
| 研究生姓名 | 王文涛 |
| 学科、专业 | 材料加工工程 |
| 研究方向 | 金属塑性成形 |
| 指导教师 | 陶杰 教授 |

南京航空航天大学

研究生院 材料科学与技术学院

二〇一六年六月

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics
The Graduate School
College of Materials Science and Technology

Preparation and Mechanical Properties of Titanium Corrugated Sandwich Structure

A Thesis in

Material Processing Engineering

by

Wang Wentao

Advised by

Prof. Tao Jie

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Doctor of Philosophy

June, 2016

承诺书

本人声明所呈交的博士学位论文是本人在导师指导下进行的研究工作及取得的研究成果。除了文中特别加以标注和致谢的地方外，论文中不包含其他人已经发表或撰写过的研究成果，也不包含为获得南京航空航天大学或其他教育机构的学位或证书而使用过的材料。

本人授权南京航空航天大学可以将学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存、汇编学位论文。

（保密的学位论文在解密后适用本承诺书）

作者签名： 王文涛
日 期： 2017.3.30

摘 要

钛合金波纹夹芯结构具有质量轻、高比强度、高比刚度、耐高温、耐腐蚀、吸能能力强以及潜在的多功能性等优点而广泛应用于航空航天、船舶、汽车、建筑等领域，并被视为可重复使用空天飞行器新型防隔热/承力一体化热防护系统的结构框架。其隔热功能主要通过填充在波纹夹芯空隙内的隔热材料实现，而钛合金波纹夹芯结构在兼顾隔热的同时主要负责承担载荷，因而对其承力性能的研究尤为重要。本文针对空天飞行器新型防隔热/承力一体化热防护系统结构框架用钛合金波纹夹芯结构，对其制备工艺及力学性能展开相关研究。

首先利用有限元模拟手段对夹芯层制备工艺进行研究，并对面板和夹芯层之间的钎焊连接工艺进行优化；其次，通过解析法和有限元法对正弦形波纹夹芯结构的等效弹性常数进行了计算；再次对钛合金波纹夹芯结构的静态力学性能进行评价，重点探究了波纹夹芯层数和排布方向对静态力学行为的影响；最后对钛合金波纹夹芯结构的高速和低速冲击性能开展研究，并探索了高应变速率和低速冲击速度对不同波纹夹芯结构动态力学行为的影响规律。得到的主要结论如下：

1) 通过有限元模拟手段研究并比较气压成形以及辊轧工艺制备波纹夹芯层的优缺点，在主要考虑波纹夹芯壁厚均匀性及减薄率的情况下，确定以辊轧方式制备波纹夹芯层；在确定钎焊温度为 870°C 之后，选取钎焊时间分别为 5、10、20 和 30min，结果表明钎焊时间对显微硬度影响不大，但钎焊时间过短，接头中存在脆性层，剪切时失效方式为脱焊，保温时间过长会引起夹芯材料组织粗化，剪切时失效方式为夹芯材料断裂，保温时间为 10 和 20min 时，既可以消除钎焊接头中间的脆性相，又可以避免母材组织过度粗化，波纹夹芯结构可以获得合适的强度和塑性匹配。

2) 通过解析法和有限元法获得了钛合金波纹夹芯结构等效剪切模量 G_{xz} 、 G_{yz} 、 G_{xy} ，等效弹性模量 E_x 、 E_y 以及密度 ρ_{eq} 的解析表达式；获得了波纹夹芯材料厚度、波纹夹芯高度和波纹夹芯波长对上述等效剪切模量、等效弹性模量以及密度的影响规律，并将解析法和有限元法的结果进行了比较，两者具有较高的吻合度。分别利用解析法和有限元法获得的结果建立钛合金波纹夹芯结构三点弯曲等效模型，同时建立钛合金波纹夹芯结构全尺寸有限元模型，三者获得的钛合金波纹夹芯结构弯曲刚度结果比较接近，验证了等效理论的合理性和准确性。

3) 对于平面压缩，通过试验手段获得了波纹夹芯层数和排布方向对波纹夹芯结构压缩性能和失效过程的影响规律；在有限元模型中引入初始缺陷因子，获得的具有不同波纹夹芯层数和排布方向的波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线和波纹夹芯结构失效过程均与试验结果相吻合。对于面内剪切，首先通过有限元模拟获得了钛合金波纹夹芯结构在 MD 方向和 CD 方向的剪切失效过程；其次 MD 方向剪切试验结果表明失效方式与有限元模拟结果相近，但是载荷-位移曲线

相差较大，CD 方向剪切试验结果无论在失效方式还是载荷-位移曲线均与有限元模拟结果相差较大，即使在有限元模型中引入初始缺陷因子仍无法获得与试验相接近的结果。对于三点弯曲性能，首先利用有限元手段发现跨距对 MD 方向三点弯曲的剪切效应影响明显，而 CD 方向三点弯曲剪切效应可以忽略不计；其次通过试验获得了面板厚度、波纹夹芯层数和排布方向对波纹夹芯结构三点弯曲性能影响规律；最后通过有限元模拟手段揭示了面板厚度、波纹夹芯材料厚度以及夹芯层波长波高比对钛合金波纹夹芯结构最大抗弯刚度的影响规律。

4)具有不同波纹夹芯层数和排布方向的六种波纹夹芯结构在四个高应变速率下霍普金森冲击试验结果表明其压缩应力-应变行为具有明显的应变率效应；建立六种结构应力-应变曲线的 Perzyna 经验本构模型，评估了模型的离散度及预测精度；发现了 MD/CD 和 MD/CD/MD 两种结构应力-应变曲线的应变率效应不满足 Johnson-Cook 本构模型；在相同冲击速度下，相邻两层波纹夹芯呈垂直方向排列要比呈相同方向排列的波纹夹芯结构单位体积吸能能力强。其次对 MD/CD 和 MD/CD/MD 两种结构进行 2、4、6m/s 三个速度下的落锤冲击试验，获得了峰值力和能量吸收情况。最后对 MD、MD/CD 和 MD/CD/MD 三种结构进行 2~6m/s 共五种冲击速度下的落锤冲击试验进行有限元模拟，获得了不同结构在不同速度下的能量吸收效率及波纹夹芯结构各部分的能量吸收状况；计算和有限元模拟结果在峰值力上有一些差距，这是由于计算模型未考虑应变强化效应引起的，而在最大位移上，两者结果比较接近；试验结果和有限元模拟结果在峰值冲击力上有明显差别，但在能量吸收方面结果差距不大。

关键词：钛合金，波纹夹芯结构，制备工艺，等效理论，静态性能，动态性能，有限元模拟

ABSTRACT

The titanium corrugated sandwich structure is being widely used in the field of aerospace, marine, automobile, building, etc, for its light-weight, high specific strength, high specific rigidity, high temperature resistance, excellent corrosion resistance, high capacity of energy absorption and potential multi-functionality, and is regarded as the frame structure of a new heat insulation/loading bearing integration thermal protection system for Reusable Launch Vehicle (RLV). The heat insulation is realized by heat insulating material filled in the space of the corrugated core, while the titanium corrugated structure is the primary load-bearing component. It is therefore of great importance to investigate the mechanical properties of the titanium corrugated sandwich structure. The investigation on the preparation and mechanical properties of the titanium corrugated structure, the frame structure of a new heat insulation/loading bearing integration thermal protection system for Reusable Launch Vehicle, was conducted in this paper.

Firstly, investigations were conducted on the preparation method of the titanium corrugated sandwich structure, including the FE simulation of the preparation of corrugated core and the optimization of the brazing process between the corrugated core and facesheets. Then, the equivalent elastic constants were computed by analytical and FE methods. Next, the static mechanical properties of titanium corrugated sandwich structure, including flat compression, in-plane shear and three-point bending, were studied experimentally and numerically, and the influence of the layer number and configuration of corrugated core on the static mechanical properties were mainly discussed. Finally, the dynamic response of the titanium corrugated sandwich structure was investigated when subjected to Split Hopkinson Pressure Bar impact and low-velocity falling impact. The main conclusions were as follows:

- 1) Finite element simulation method was adopted to study and compare the advantages and disadvantages of bulging formation and cold rolling. In view of the uniformity and reduction of wall thickness, cold rolling method was demonstrated the best one to fabricate the titanium corrugated core. Additionally, the brazing process, a technique to connect the corrugated core and the blank, was optimized by varying the brazing time under the permanent temperature of 870°C. The influence of brazing time on the microstructure, micro-hardness, shear strength and failure mode of the brazed joint was studied at the brazing time of 5, 10, 20 and 30 minutes respectively. The results showed that the brazing time had little influence on the micro-hardness of brazed joint. When the brazing time was

short, such as 5 min, a reaction layer appeared in the central area of the brazed joints, which would cause the debonding of the brazed joint under shear loading. Long brazing time would result in the fracture occurred within the base metal of CP Ti due to the excessive growth of grains of the base metal. As a consequence, the temperature of 870C and time of 10 and 20 min were considered to be the most appropriate for reducing the brittle intermetallic compounds in the brazed joint, as well as for controlling the excessive growth of grains of base metal.

2) An orthotropic representation for a Reissner-Mindlin formulation of the equivalent core is proposed, based on the geometric characteristics of the sinusoidal corrugation, including equivalent shear modulus G_{xz} , G_{yz} , G_{xy} , equivalent elastic modulus E_x , E_y and equivalent density ρ_{eq} . Meanwhile, a finite element method was also adopted to compute the equivalent shear modulus and equivalent elastic modulus of the titanium corrugated core. The effects of corrugated core thickness, amplitude of the corrugated core and the half-period length of the corrugated core on the equivalent shear modulus, equivalent elastic modulus and equivalent density were investigated using both methods. The results were compared and found to be in good agreement with each other. Two equivalent three-point bending finite element models were established based on the results obtained from analytical and numerical method respectively, and a 3D three-point bending finite element model was also set up with fully detailed 3D geometry represented. The bending rigidities derived from the two equivalent models are consistent with that derived from the 3D model, demonstrating the accuracy and rationality of the proposed equivalent theory.

3) For flat compression, the failure mode of a single-layered titanium corrugated structure was firstly numerically investigated, the results was compared with that of experiment. Compression experiments were carried out on different titanium corrugated structures to explore the influence of corrugated core layers and configuration direction on the compression properties and failure modes. An initial imperfection factor was introduced to the numerical model of titanium corrugated structures with different layers and configuration directions of corrugated core. The load-displacement curves as well as failure modes obtained from the numerical model were found to be agreed well with that of experiments. For in-plane shear, the failure mode of single-layered titanium corrugated structure in MD and CD direction was acquired numerically. The in-plane shear tests were then conducted on the titanium corrugated structure in MD and CD direction. The failure mode of the titanium corrugated structure in MD direction obtained from experiment in line with numerical results, but the load-displacement curves showed great discrepancy. While the numerical and experimental results in both failure mode and load-displacement curve exhibited distinct difference, even after introducing initial imperfection factor to the numerical model. For three-point bending, the failure mode of

single-layered titanium corrugated structure in MD and CD direction was investigated numerically, and the span was found to have great influence on the shear effect in MD direction. However, the shear effect of three-point bending in CD direction could be ignored. Experiments were conducted to study the influence of face sheet thickness, corrugated core layers and corrugated core direction on the three-point bending properties of titanium corrugated structures. In addition, the numerical method was employed to investigate the influence of face sheet thickness, corrugated core thickness and height-length ration of corrugated core on the maximum bending stiffness of the titanium corrugated structure.

4) The compressive stress-strain behaviors of six different titanium corrugated structures under four high strain rates revealed obvious strain rate effect. The Perzyna empirical constitutive models were established to describe the stress-strain behaviors under high strain rates of six structures. The discreteness and predictive accuracy of the developed models were evaluated and compared with each other, of which the model of MD/CD structure showed greatest accuracy, while that of MD/MD-A structure was worst. The stress-strain behaviors of MD/CD and MD/CD/MD structures were analyzed and found not to conform to the Johnson-Cook model. The absorption energy per unit volume of different structures were compared with each other, and the results indicated that those structures, of which the adjacent corrugated cores laid out in perpendicular directions, had high energy absorption capacity. Drop-weight tests were performed into the MD/CD and MD/CD/MD structures under the velocity of 2, 4, and 6m/s, the peak force and energy absorption of the two structures were evaluated. Furthermore, the dynamic response of MD, MD/CD, MD/CD/MD structures under 2, 3, 4, 5, 6m/s were numerically investigated. Energy absorption of different structures as well as each part under different impact velocities were evaluated and compared. The peak forces obtained from analytical and numerical method showed slight difference due to the ignorance of strain hardening effect in the analytical method. However, the maximum deflection predicted by analytical method agreed well with numerical results. Experimental results and numerical results exhibited obvious difference in peak forces while coincided well with each other in energy absorption.

Key Words: Titanium; corrugated structures; Preparation method; Equivalent theory; Static mechanical properties; Dynamic mechanical properties; FE simulation

目 录

| | |
|--------------------------------|----|
| 第一章 绪论 | 1 |
| 1.1 研究背景 | 1 |
| 1.1.1 夹芯结构的历史、现状及发展趋势 | 2 |
| 1.1.2 波纹夹芯结构的应用 | 4 |
| 1.1.3 波纹夹芯结构的加工制造方法 | 7 |
| 1.2 钛合金波纹夹芯结构制备技术研究现状 | 9 |
| 1.3 波纹夹芯结构的力学性能研究现状 | 10 |
| 1.3.1 波纹夹芯结构等效理论研究现状 | 10 |
| 1.3.2 波纹夹芯结构静力学性能研究现状 | 12 |
| 1.3.3 波纹夹芯结构动力学性能研究现状 | 16 |
| 1.4 本课题研究意义、研究内容及技术路线 | 19 |
| 1.4.1 研究意义 | 19 |
| 1.4.2 研究内容 | 20 |
| 1.4.3 技术路线 | 21 |
| 第二章 钛合金波纹夹芯结构制备工艺研究 | 23 |
| 2.1 夹芯层制备工艺研究 | 23 |
| 2.1.1 试验材料 | 23 |
| 2.1.2 气压成形工艺研究 | 24 |
| 2.1.3 辊轧工艺研究 | 26 |
| 2.2 面板与夹芯层连接工艺研究 | 28 |
| 2.2.1 超塑性成形/扩散焊工艺有限元模拟研究 | 28 |
| 2.2.2 钎焊工艺研究 | 31 |
| 2.3 钛合金波纹夹芯结构制备 | 38 |
| 2.3.1 单层钛合金波纹夹芯结构制备 | 38 |
| 2.3.2 多层钛合金波纹夹芯结构制备 | 38 |
| 2.4 本章小结 | 40 |
| 第三章 钛合金波纹夹芯结构等效理论研究 | 41 |
| 3.1 正弦形波纹夹芯结构等效理论解析法研究 | 41 |
| 3.1.1 剪切模量研究 | 42 |

| | |
|---------------------------------|-----|
| 3.1.2 弹性模量研究..... | 47 |
| 3.1.3 泊松比及密度研究..... | 49 |
| 3.2 正弦形波纹夹芯结构等效理论有限元法研究..... | 49 |
| 3.2.1 剪切模量研究..... | 49 |
| 3.2.2 弹性模量研究..... | 51 |
| 3.3 几何参数对等效常数的影响..... | 53 |
| 3.3.1 夹芯材料厚度对等效常数的影响..... | 53 |
| 3.3.2 夹芯层高度对等效常数的影响..... | 54 |
| 3.3.3 夹芯层波长对等效常数的影响..... | 55 |
| 3.4 等效理论结果验证..... | 56 |
| 3.4.1 三点弯曲等效有限元模型建立..... | 57 |
| 3.4.2 三点弯曲全尺寸有限元模型建立..... | 57 |
| 3.4.3 结果对比 | 58 |
| 3.5 其他形状波纹夹芯等效参数..... | 59 |
| 3.5.1 三角形波纹夹芯等效参数 | 59 |
| 3.5.2 梯形波纹夹芯等效参数..... | 62 |
| 3.6 本章小结..... | 64 |
| 第四章 钛合金波纹夹芯结构静力学性能研究 | 65 |
| 4.1 钛合金波纹夹芯结构平压性能研究..... | 65 |
| 4.1.1 单层波纹夹芯结构压缩失效过程..... | 65 |
| 4.1.2 不同层数波纹夹芯结构平压试验..... | 68 |
| 4.1.3 压缩试验有限元模拟研究..... | 74 |
| 4.1.4 多层梯形波纹夹芯结构压缩失效过程..... | 82 |
| 4.2 钛合金波纹夹芯结构剪切性能研究..... | 83 |
| 4.2.1 单层波纹夹芯结构剪切失效过程..... | 84 |
| 4.2.2 不同取向波纹夹芯结构剪切试验..... | 87 |
| 4.2.3 带缺陷波纹夹芯结构剪切试验有限元模拟..... | 89 |
| 4.3 钛合金波纹夹芯结构三点弯曲性能研究..... | 90 |
| 4.3.1 单层波纹夹芯结构三点弯曲失效过程..... | 91 |
| 4.3.2 不同取向及层数波纹夹芯结构三点弯曲试验..... | 93 |
| 4.3.3 正弦形波纹夹芯结构三点弯曲性能有限元模拟..... | 102 |
| 4.4 本章小结 | 104 |
| 第五章 正弦形钛合金波纹夹芯结构动态力学性能研究 | 106 |

| | |
|------------------------------------|-----|
| 5.1 霍普金森压杆试验..... | 106 |
| 5.1.1 试验装置与原理..... | 106 |
| 5.1.2 试验结果与分析..... | 108 |
| 5.1.3 高应变速率下压缩本构模型建立..... | 114 |
| 5.1.4 吸能性能分析..... | 127 |
| 5.2 低速冲击理论与试验研究..... | 129 |
| 5.2.1 冲击性能理论分析..... | 130 |
| 5.2.2 落锤冲击试验研究..... | 137 |
| 5.2.3 落锤冲击试验结果与分析..... | 138 |
| 5.3 落锤冲击试验有限元模拟..... | 141 |
| 5.3.1 有限元模型建立..... | 141 |
| 5.3.2 MD 单层波纹夹芯结构数值模拟结果..... | 142 |
| 5.3.3 MD/CD 双层波纹夹芯结构模拟结果分析..... | 146 |
| 5.3.4 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构模拟结果分析..... | 150 |
| 5.3.5 不同层数波纹夹芯结构落锤冲击试验结果比较..... | 154 |
| 5.3.6 试验、计算与有限元模拟结果比较..... | 157 |
| 5.4 本章小结..... | 159 |
| 第六章 结论与展望..... | 161 |
| 6.1 研究结论..... | 161 |
| 6.2 主要创新点..... | 162 |
| 6.3 研究展望..... | 163 |
| 参考文献..... | 164 |
| 致 谢..... | 179 |
| 在学期间的研究成果及发表的学术论文..... | 180 |

图清单

| | |
|---|----|
| 图 1.1 一体化热防护系统..... | 2 |
| 图 1.2 夹芯结构示意图..... | 3 |
| 图 1.3 典型波纹夹芯形式..... | 3 |
| 图 1.4 典型蜂窝夹芯形式..... | 4 |
| 图 1.5 典型桁架结构..... | 4 |
| 图 1.6 波纹夹芯结构在发动机叶片上的应用..... | 5 |
| 图 1.7 高铁上的波纹夹芯结构..... | 6 |
| 图 1.8 LASCOR 板在军舰上的应用..... | 6 |
| 图 1.9 包装用瓦楞纸板..... | 7 |
| 图 1.10 瓦楞纸板和复合材料波纹夹芯结构制备方法..... | 8 |
| 图 1.11 超塑性成形/扩散焊制备钛合金波纹夹芯结构[76]..... | 10 |
| 图 1.12 波纹夹芯结构的剪切变形..... | 16 |
| 图 1.13 三角形刚波纹板的三点弯曲失效机制..... | 16 |
| 图 1.14 本课题的技术路线..... | 22 |
| 图 2.1 波纹夹芯层几何形状及参数..... | 24 |
| 图 2.2 波纹夹芯冲压成形有限元模型..... | 24 |
| 图 2.3 波纹夹芯层气压成形过程..... | 25 |
| 图 2.4 有限元模拟气压成形制备波纹夹芯层壁厚分布..... | 26 |
| 图 2.5 冷辊轧成形示意图..... | 27 |
| 图 2.6 有限元模拟辊轧工艺制备波纹夹芯层壁厚分布..... | 27 |
| 图 2.7 冷辊轧设备设计图与实物图..... | 28 |
| 图 2.8 辊轧制备的 TA2 波纹夹芯层..... | 28 |
| 图 2.9 钛合金波纹夹芯结构超塑性成形/扩散焊有限元模型..... | 29 |
| 图 2.10 钛合金波纹夹芯结构超塑性成形/扩散焊有限元模拟过程..... | 30 |
| 图 2.11 有限元模拟超塑性成形/扩散焊工艺制备波纹夹芯层壁厚分布..... | 31 |
| 图 2.12 钛基钎料 Ti-37.5Zr-15Cu-10Ni DSC 曲线..... | 32 |
| 图 2.13 钎焊波纹夹芯结构组装示意图..... | 32 |
| 图 2.14 870℃ 下不同钎焊时间钎焊接头宏观形貌..... | 34 |
| 图 2.15 870℃ 下不同钎焊时间钎焊接头微观形貌..... | 35 |
| 图 2.16 870℃ +10 min 钎焊接头 XRD 图谱分析..... | 36 |

| | |
|--|----|
| 图 2.17 钎焊接头各区域显微硬度..... | 36 |
| 图 2.18 钎焊接头剪切强度与保温时间之间的关系..... | 37 |
| 图 2.19 不同钎焊时间钎焊接头剪切失效机制..... | 38 |
| 图 2.20 单层钛合金波纹夹芯结构..... | 38 |
| 图 2.21 多层钛合金波纹夹芯结构..... | 39 |
| 图 2.22 夹芯层具有不同排布方向的多层钛合金波纹夹芯结构..... | 40 |
| 图 3.1 钛合金波纹夹芯结构的参考坐标系..... | 41 |
| 图 3.2 波纹夹芯层受力和尺寸示意图..... | 42 |
| 图 3.3 波纹夹芯层在等效体积内的剪切变形..... | 43 |
| 图 3.4 对夹芯层近似等效(计算 G_{yz} 和 G_{xy})..... | 46 |
| 图 3.5 波纹夹芯层在等效体积内的拉伸变形..... | 48 |
| 图 3.6 求 G_{xz} 的有限元模型..... | 50 |
| 图 3.7 求 G_{yz} 的有限元模型..... | 51 |
| 图 3.8 求 G_{xy} 的有限元模型..... | 51 |
| 图 3.9 求 E_x 的有限元模型..... | 52 |
| 图 3.10 求 E_y 的有限元模型..... | 52 |
| 图 3.11 夹芯材料厚度 t_c 对等效参数的影响..... | 54 |
| 图 3.12 夹芯层半高度 h 对等效参数的影响..... | 55 |
| 图 3.13 夹芯层半波长 p 对等效参数的影响..... | 56 |
| 图 3.14 波纹夹芯结构有限元等效模型..... | 57 |
| 图 3.15 波纹夹芯结构全尺寸有限元模型..... | 58 |
| 图 3.16 相关参数对波纹夹芯结构弯曲刚度的影响..... | 59 |
| 图 3.17 三角形波纹夹芯结构几何参数..... | 60 |
| 图 3.18 夹芯材料厚度 t_c 对等效参数的影响..... | 61 |
| 图 3.19 夹芯层高度 h_c 对等效参数的影响..... | 61 |
| 图 3.20 夹芯层波长 p 对等效参数的影响..... | 62 |
| 图 3.21 梯形波纹夹芯结构几何参数..... | 64 |
| 图 4.1 波纹夹芯材料及面板材料应力-应变曲线..... | 66 |
| 图 4.2 波纹夹芯结构压缩有限元模型..... | 66 |
| 图 4.3 有限元模拟压缩载荷-位移曲线..... | 66 |
| 图 4.4 有限元模拟波纹夹芯结构压缩失效过程..... | 67 |
| 图 4.5 压缩试样类型..... | 68 |
| 图 4.6 MD 波纹夹芯结构压缩试验载荷-位移曲线..... | 70 |

| | |
|--|----|
| 图 4.7 MD 试样压缩试验过程 | 70 |
| 图 4.8 双层 MD/MD 波纹夹芯结构..... | 70 |
| 图 4.9 双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构压缩试验失效过程..... | 71 |
| 图 4.10 双层 MD/MD-B 波纹夹芯结构压缩试验失效过程..... | 72 |
| 图 4.11 双层 MD/CD 波纹夹芯结构压缩试验失效过程..... | 73 |
| 图 4.12 三层 MD/MD/MD 波纹夹芯结构压缩试验载荷-位移曲线 | 73 |
| 图 4.13 三层 MD/MD/MD 波纹夹芯结构压缩试验失效过程 | 74 |
| 图 4.14 三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构压缩试验失效过程..... | 74 |
| 图 4.15 引入初始缺陷后 MD 波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线 | 75 |
| 图 4.16 有限元模型中引入几何缺陷..... | 76 |
| 图 4.17 偏移节点数量对波纹夹芯结构压缩模量和压缩强度的影响 | 77 |
| 图 4.18 双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线 | 78 |
| 图 4.19 双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构压缩失效过程..... | 78 |
| 图 4.20 双层 MD/MD-B 波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线..... | 79 |
| 图 4.21 双层 MD/MD-B 波纹夹芯结构压缩失效过程..... | 79 |
| 图 4.22 双层 MD/CD 波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线 | 80 |
| 图 4.23 双层 MD/CD 波纹夹芯结构压缩失效过程..... | 80 |
| 图 4.24 三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线..... | 81 |
| 图 4.25 三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构压缩失效过程 | 81 |
| 图 4.26 三层梯形铝合金波纹夹芯结构压缩失效过程..... | 83 |
| 图 4.27 波纹夹芯结构剪切有限元模型..... | 84 |
| 图 4.28 有限元模拟单层波纹夹芯结构 MD 方向剪切载荷-位移曲线 | 85 |
| 图 4.29 有限元模拟单层波纹夹芯结构 MD 方向剪切失效过程..... | 86 |
| 图 4.30 有限元模拟单层波纹夹芯结构 CD 方向剪切载荷-位移曲线 | 87 |
| 图 4.31 有限元模拟单层波纹夹芯结构 CD 方向剪切失效过程 | 87 |
| 图 4.32 剪切试验夹具..... | 88 |
| 图 4.33 MD 方向剪切失效过程 | 88 |
| 图 4.34 钎料填充间隙示意图..... | 89 |
| 图 4.35 CD 方向剪切失效过程 | 89 |
| 图 4.36 单层波纹夹芯结构 MD 方向剪切载荷-位移曲线 | 90 |
| 图 4.37 单层波纹夹芯结构 CD 方向剪切载荷-位移曲线 | 90 |
| 图 4.38 跨距为 50mm 波纹夹芯结构 MD 方向三点弯曲失效模式 | 91 |
| 图 4.39 跨距为 25mm 波纹夹芯结构 MD 方向三点弯曲失效模式 | 92 |

| | |
|---|-----|
| 图 4.40 跨距为 50mm 波纹夹芯结构 CD 方向三点弯曲失效模式..... | 93 |
| 图 4.41 波纹夹芯结构截面图..... | 94 |
| 图 4.42 三点弯曲挠度示意图..... | 95 |
| 图 4.43 单层波纹夹芯结构三点弯曲载荷-位移曲线..... | 96 |
| 图 4.44 单层波纹夹芯结构..... | 97 |
| 图 4.45 单层波纹夹芯结构三点弯曲示意图..... | 97 |
| 图 4.46 双层波纹夹芯结构三点弯曲载荷-位移曲线..... | 98 |
| 图 4.47 双层波纹夹芯结构..... | 98 |
| 图 4.48 双层波纹夹芯结构三点弯曲示意图..... | 99 |
| 图 4.49 三层波纹夹芯结构三点弯曲载荷-位移曲线..... | 100 |
| 图 4.50 三层波纹夹芯结构..... | 100 |
| 图 4.51 单层波纹夹芯结构三点弯曲示意图..... | 100 |
| 图 4.52 不同层数波纹夹芯结构弯曲性能..... | 101 |
| 图 4.53 相同质量下不同层数波纹夹芯结构弯曲性能..... | 101 |
| 图 4.54 夹芯厚度和面板厚度对单层波纹夹芯结构 MD 方向三点弯曲性能影响..... | 103 |
| 图 4.55 夹芯厚度和面板厚度对单层波纹夹芯结构 CD 方向三点弯曲性能影响..... | 104 |
| 图 5.1 霍普金森压杆试验示意图..... | 107 |
| 图 5.2 霍普金森试验冲击试样两端速度..... | 107 |
| 图 5.3 MD 结构动态及静态压缩应力-应变曲线..... | 109 |
| 图 5.4 MD/MD-A 结构动态及静态压缩应力-应变曲线..... | 110 |
| 图 5.5 MD/MD-B 结构动态及静态压缩应力-应变曲线..... | 111 |
| 图 5.6 MD/CD 结构动态及静态压缩应力-应变曲线..... | 112 |
| 图 5.7 MD/MD/MD 结构动态及静态压缩应力-应变曲线..... | 113 |
| 图 5.8 MD/CD/MD 结构动态及静态压缩应力-应变曲线..... | 114 |
| 图 5.9 MD 结构高应变速率下 $\ln\dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线..... | 116 |
| 图 5.10 MD/MD-A 结构高应变速率下 $\ln\dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线..... | 117 |
| 图 5.11 MD/MD-B 结构高应变速率下 $\ln\dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线..... | 117 |
| 图 5.12 MD/CD 结构高应变速率下 $\ln\dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线..... | 118 |
| 图 5.13 MD/MD/MD 结构高应变速率下 $\ln\dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线..... | 119 |
| 图 5.14 MD/CD/MD 结构高应变速率下 $\ln\dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线..... | 120 |
| 图 5.15 Perzyna 经验模型预测值与试验值比较..... | 123 |
| 图 5.16 试验值与预测值之间的相关性..... | 124 |
| 图 5.17 MD/CD 结构静态压缩下 $\ln(\sigma-A) - \ln\epsilon$ 关系..... | 125 |

| | |
|--|-----|
| 图 5.18 MD/CD 结构高应变速率下 σ - $\ln(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)$ 关系曲线..... | 125 |
| 图 5.19 MD/CD/MD 结构静态压缩下 $\ln(\sigma-A)$ - $\ln\epsilon$ 关系..... | 126 |
| 图 5.20 MD/CD/MD 结构高应变速率下 σ - $\ln(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)$ 关系曲线..... | 127 |
| 图 5.21 各种结构高应变速率下单位体积吸能能力..... | 129 |
| 图 5.22 不同冲击气压下各种结构单位体积吸能能力..... | 129 |
| 图 5.23 落锤冲击装置及示意图..... | 138 |
| 图 5.24 MD/CD 双层波纹夹芯结构在不同冲击速度下..... | 139 |
| 图 5.25 MD/CD 双层波纹夹芯结构在不同冲击速度下的失效形态..... | 139 |
| 图 5.26 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构在不同冲击速度下..... | 140 |
| 图 5.27 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构在不同冲击速度下的失效形态..... | 141 |
| 图 5.28 单层 MD、双层 MD/CD 及三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构落锤冲击模型..... | 142 |
| 图 5.29 MD 单层波纹夹芯结构在不同冲击速度下..... | 143 |
| 图 5.30 MD 单层波纹夹芯结构在不同冲击速度下能量转化及各部分吸收的能量..... | 145 |
| 图 5.31 MD 单层波纹夹芯结构在不同冲击速度下最大变形与最终变形..... | 146 |
| 图 5.32 MD/CD 双层波纹夹芯结构在不同冲击速度下..... | 147 |
| 图 5.33 MD/CD 双层波纹夹芯结构在不同冲击速度下能量转化及各部分吸收的能量..... | 149 |
| 图 5.34 MD/CD 双层波纹夹芯结构在不同冲击速度下最大变形与最终变形..... | 150 |
| 图 5.35 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构在不同冲击速度下..... | 151 |
| 图 5.36 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构在不同冲击速度下能量转化及各部分吸收的能量..... | 152 |
| 图 5.37 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构在不同冲击速度下最大变形与最终变形..... | 154 |
| 图 5.38 不同结构低速冲击下最大接触力和接触时间..... | 155 |
| 图 5.39 不同结构低速冲击下上面板最大位移和最终位移..... | 155 |
| 图 5.40 波纹夹芯结构及其各部分能量吸收情况..... | 157 |
| 图 5.41 试验结果、计算结果与有限元模拟结果比较..... | 158 |
| 图 5.42 试验结果、计算结果与有限元模拟结果比较..... | 159 |
| 图 5.43 试验结果与有限元模拟结果比较..... | 159 |

表清单

| | |
|---|-----|
| 表 2.1 工业纯钛 TA2 主要成分 (wt. %) | 23 |
| 表 2.2 Ti-6Al-4V 主要成分 (wt. %) | 24 |
| 表 2.3 钛基钎料 Ti-37.5Zr-15Cu-10Ni 主要成分 (wt. %) | 31 |
| 表 2.4 A、B、C、D 区化学成分与相组成 | 35 |
| 表 2.5 1、2、3 区化学成分与相组成 | 35 |
| 表 3.1 TA2 相关性能 | 42 |
| 表 4.1 不同波纹夹芯结构压缩性能比较 | 82 |
| 表 4.2 三点弯曲试样尺寸 | 93 |
| 表 5.1 MD 结构动态力学性能 | 109 |
| 表 5.2 MD/MD-A 结构动态力学性能 | 110 |
| 表 5.3 MD/MD-B 结构动态力学性能 | 111 |
| 表 5.4 MD/CD 结构动态力学性能 | 112 |
| 表 5.5 MD/MD/MD 结构动态力学性能 | 113 |
| 表 5.6 MD/CD/MD 结构动态力学性能 | 114 |
| 表 5.7 MD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果 | 116 |
| 表 5.8 MD/MD-A 结构高应变速率下 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果 | 117 |
| 表 5.9 MD/MD-B 结构高应变速率下 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果 | 118 |
| 表 5.10 MD/CD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果 | 118 |
| 表 5.11 MD/MD/MD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果 | 119 |
| 表 5.12 MD/CD/MD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果 | 120 |
| 表 5.13 六种结构 Perzyna 经验模型中 m 值和 C 值离散度 | 121 |
| 表 5.14 试验值与预测值之间的相关系数和平均相对误差 | 123 |
| 表 5.15 MD/CD 结构高应变速率下 $\sigma - \ln(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)$ 曲线线性拟合结果 | 126 |
| 表 5.16 MD/CD/MD 结构高应变速率下 $\sigma - \ln(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)$ 曲线线性拟合结果 | 127 |

第一章 绪论

1.1 研究背景

随着空间军事化趋势的加剧,继制海权、制空权之后,制天权正成为未来战争争夺的新焦点。航天装备在现代战争中的地位与作用日益加强,航天装备的军事应用正在不断向作战的深度和广度发展,成为未来高技术战争中不可或缺的利器^[1]。研究跨大气层飞行、高超声速、高机动性、可重复使用的空天飞行器已成为各国安全战略的主要发展方向,将在未来的国家安全中发挥重要的作用^[2]。

目前,一次性使用的运载火箭,如美国的 Delta,欧洲的 Ariane,俄罗斯的 Proton 及中国的长征系列等,已经能够把许多有效载荷送入太空。虽然运载火箭是一种技术成熟的输送有效载荷到轨道的方式,但由于其一次性使用的特征,使得每次发射都要耗费一颗全新的火箭,所以相对来说成本较高。2000 年,美国 NASA 向美国国会递交了“太空发射计划”(Space Launch Initiative),提出了可重复使用运载器(Reusable Launch Vehicle, RLV)研制计划。希望通过航天器的重复使用,把发射成本降低 10 倍,每千克有效载荷的发射价格控制在 1000 美元左右,而可靠性要高出 100 倍。继美国实施空天飞机计划后,德国提出了“桑格尔”空天飞机方案,英国提出了“霍拖尔”方案,法国、日本、印度等国家也提出了各自的空天飞机计划。所以 RLV 是降低航天运输成本、提高运载能力和发射频率的必由之路,同时也是航天领域具有前瞻性、战略性的技术^[3]。

对于 RLV 而言,将在往返大气层时经受严重的气动加热,热防护系统(Thermal Protection System, TPS)是使其在气动加热环境中免遭烧毁和过热的结构,是保证 RLV 正常飞行的基础。因此,TPS 与电子设备、推进和承力结构具有同等重要的作用,是 RLV 必须首先突破的核心技术之一,对于全系统总体方案的确定和飞行器的研制具有举足轻重的地位^[4,5]。

TPS 目前多采用陶瓷瓦热防护系统 (Ceramic Thermal Protection System, CTPS),但其存在耐冲击性差、结构相对复杂、维护成本高和维护时间长等问题;应用于航天飞机^[6,7]、欧洲 Hermes^[8]、日本 Hope-x^[9]等飞行器的隔热瓦、隔热毡,为传递气动载荷、维持气动外形,需要具有较高的密度以保证足够的刚度,而这又会使得其热导率相对较高,进而需要增加热防护厚度。后来发展出的 ARMOR 等多种金属热防护系统^[10-13]采用高温合金面板包覆轻质高效隔热材料,能达到良好的防热效果,又可以较好的传递气动载荷。但这种热防护依赖于高密度的高温合金面板,且需要通过复杂的结构与机身连接,其本身并不承受结构载荷。

分析上述 TPS 可以看出,这些热防护本身只完成防隔热和承担气动压力载荷的功能,因而结构效率有限。随着飞行器对结构效率要求的不断提高,对结构完整性的要求也在不断提高,使得 TPS 在完成防隔热功能的前提下,也需要承担机身结构载荷。在此背景下,一

种新型的防隔热/承力一体化热防护系统应运而生^[14-17]。典型的一体化热防护系统由波纹夹芯结构作为结构框架^[18]，在夹层空隙空间填充隔热材料组成，如图 1.1 所示。这种热防护系统利用波纹夹芯结构良好的力学性能，在面板与面板之间，面板与机身之间分担载荷，有助于机身结构减重，从而提高结构效率。此外，一体化热防护系统可使飞行器结构的一体性更好，单块面板面积大，可简化连接与密封问题，且更坚固可靠。

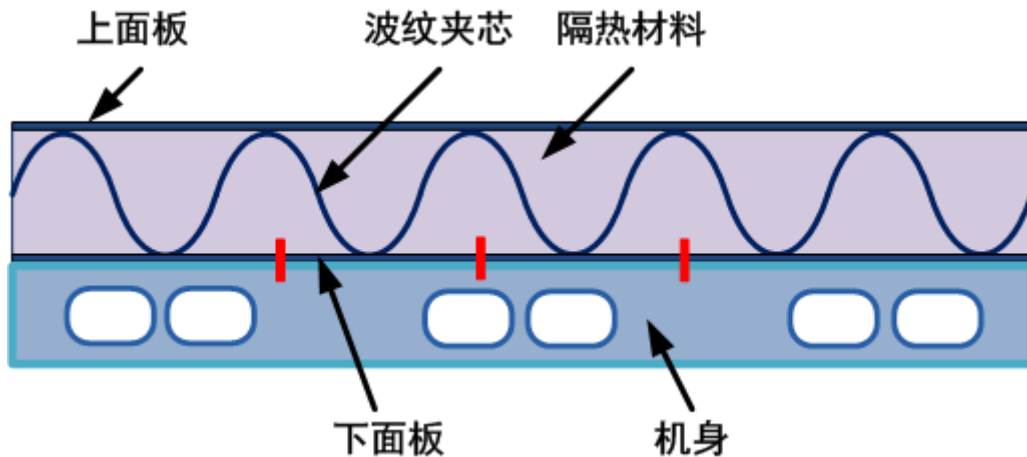


图 1.1 一体化热防护系统

除了航天系统，航空技术的迅速发展对飞行器及其发动机轻量化、高性能的要求越来越高，这也需要具有轻质、高强、多功能的结构与功能一体化结构材料。金属波纹夹芯结构作为一种近年来发展起来的一种新型轻质多功能结构，不仅具有良好的力学性能，同时波纹之间空隙为集成多功能提供了空间，很好地满足了对结构-功能一体化的需求，可用于制造飞行器蒙皮和发动机组件，代表了未来航空用结构材料发展的方向。同时随着国家大力发展新能源装备技术和大飞机、大型舰船及高速铁路等交通运输装备需求，对新材料和新结构也提出了更新更高的要求，质轻、比强度高、耐热、比刚度高和耐腐蚀性好的钛及其合金材料夹芯结构^[19]也将会得到更广泛的应用。

1.1.1 夹芯结构的历史、现状及发展趋势

人们在工程实际中发现，对于一个承受弯矩的均质梁，主要是距离中性轴较远的横截面部分承受面内拉压载荷，而距离中性轴较近的横截面部分承受载荷较小且增加了整个结构的重量^[20,21]。基于这种现象，工程师设计出了更轻质高强的承载结构-夹芯结构。夹芯结构一般是由两个强度和刚度较大的薄面板和中间轻质、较厚的芯材粘接组成^[22-24]，如图 1.2 所示。其合理之处在于：中间夹芯材料对上下面板的分隔增大了夹芯结构的惯性矩，有效地提高了结构的弯曲刚度和扭转刚度，但是结构总体质量却增加很少，因而提高了结构的比强度和比刚度。在工程应用中，夹芯结构的上下面板，由于强度高、模量大，主要承受面内拉压载荷，而中间较厚的轻质芯材主要承受剪切载荷^[25,26]。

早期夹芯结构材料的应用，可以追溯到 1937 年“信天翁”飞机中采用巴萨木作芯材、

雪松作为面板制造的夹层结构机翼^[27]。二战以后，夹芯结构材料得到了广泛的关注，人们相继研制出了金属蜂窝、金属泡沫、格栅以及玻璃纤维/碳纤维等热固性树脂芯子材料^[28-34]。总的来说，按照夹芯型式的不同，金属夹层结构大致可以分为3大类：波纹型、蜂窝型和桁架型^[35]。

波纹型夹芯只在某一方向上进行有规律的排列，常见的波纹型夹芯如图 1.3 所示^[36]。蜂窝型夹芯一般作二维排列，常见的蜂窝型夹芯如图 1.4 所示^[37]。蜂窝型夹芯已被广泛用于航空、航天领域，如美国的“全球鹰”飞机就采用了 Kagome 蜂窝夹层结构，而美国水面舰船使用的最先进的水密门上采用的则是方形蜂窝夹层结构^[38]。桁架型夹芯则采取三维布置，常见的桁架型夹芯如图 1.5 所示^[39]。与波纹型和蜂窝型夹芯相比，这种夹芯结构重量更轻，更加节约原材料。

在飞行器结构设计中，结构系统和功能系统在传统的设计方案中是分别独立设计的。一般来说，需要一部分材料来满足系统的力学设计要求，而系统的多功能(冷却、降噪、传感和储能)设计也需要占用一定的空间和材料^[40-42]。现代航空航天的飞速发展，对结构的轻量化以及多功能性提出了更高的要求，传统的设计方案难以保证在大幅度降低结构重量的同时实现多功能化的目标。因而，结构设计工作者有必要对传统的设计方案进行革新，以达到结构的设计既能满足航天构件超轻结构设计的要求又能实现多功能化的目标，夹芯结构的出现正是符合了这种发展趋势。

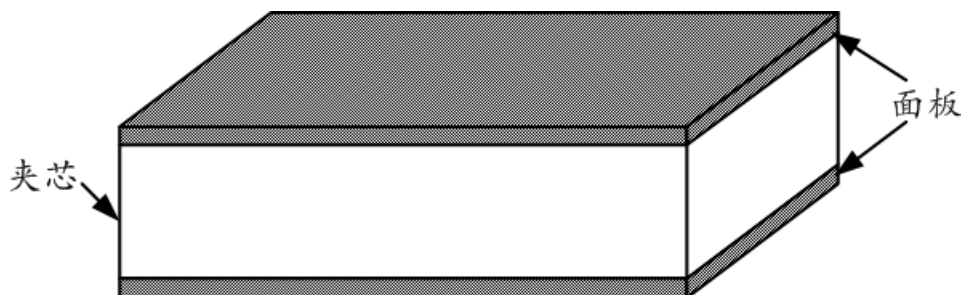


图 1.2 夹芯结构示意图

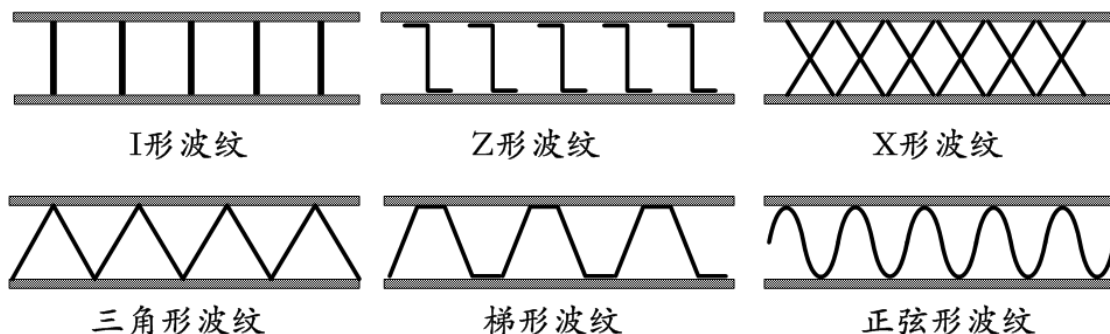


图 1.3 典型波纹夹芯形式

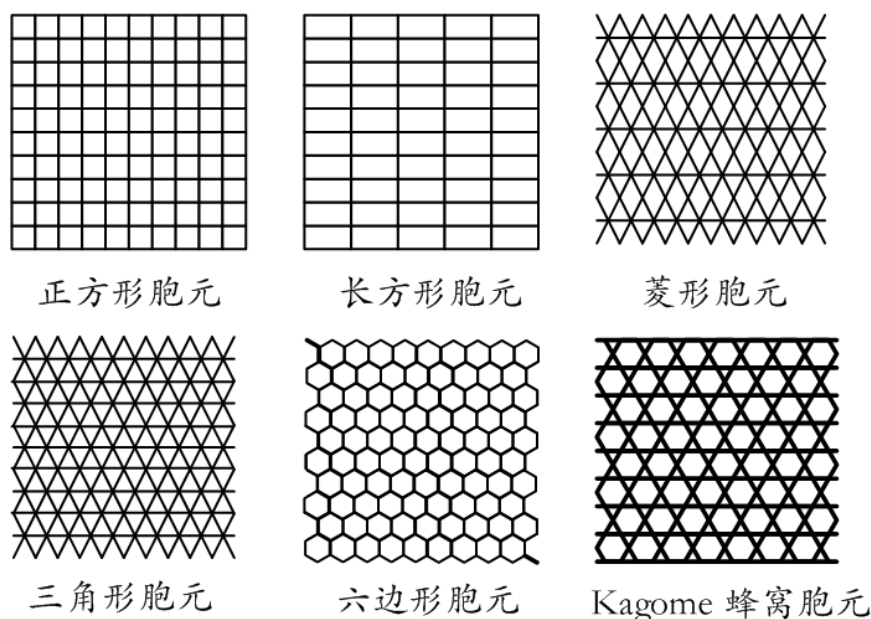


图 1.4 典型蜂窝夹芯形式

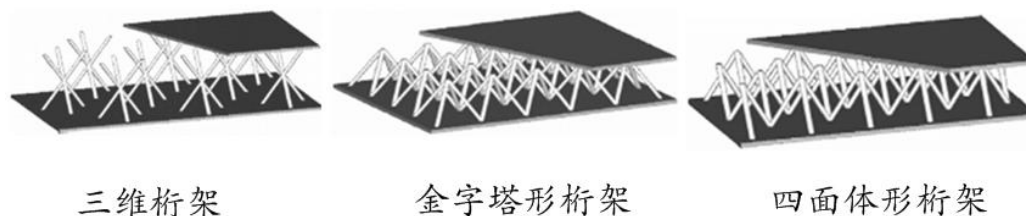


图 1.5 典型桁架结构

1.1.2 波纹夹芯结构的应用

Côté 等人^[43]的研究表明波纹夹芯结构纵向剪切性能可以与蜂窝夹芯结构相媲美，远远高于点阵夹芯结构或者传统的泡沫夹芯结构。波纹夹芯结构另外一个非常显著的优势在于提供优异的流通性能，包括液体的或气体的流通，从而避免了细胞式夹芯结构（比如聚合物泡沫或蜂窝结构）带来的湿气或水分残留的问题，而这个问题是许多航空结构都会遇到的^[44]。波纹夹芯结构、点阵结构和桁架结构的使用可以使该问题最小化。其中波纹夹芯结构优异的力学性能及其多功能性使其在航空航天领域有比较广泛的应用。目前，波纹夹芯结构主要用在以下几个方面。

(1) 空天飞行器热防护系统

自二十世纪中期起，波纹夹芯板在航天领域中的航天飞机、火箭、宇宙飞船、卫星中逐渐被应用。2006年，美国佛罗里达大学和美国国家航空航天局(NASA)兰利研究中心^[45]提出的波纹结构+高效隔热材料方案，在波纹夹芯结构中填充隔热材料的结构形式，作为下一代超声速空天飞行器的热防护系统，它的结构相对简单且具有可设计性，是一种极具发展潜力的热防护形式，如图 1.1 所示。其设计理念是机身外部不再需要单独的热防护系统，本身既是机身结构又是热防护系统，集结构、防/隔热和承载功能一体^[46]。

(2) 航空结构

20 世纪 70 年代的美国的 BLATS 计划中^[47], F-15 战斗机机身的整体壁板、框和 B-1B 轰炸机的壁板舱门等位置大量采用钛合金波纹夹芯结构。现代发动机的重要指标之一是具有大的推重比,而作为大涵道比涡扇发动机的关键部件的钛合金宽弦空心叶片则是典型波纹夹芯结构件。英国罗·罗公司于 1984 年率先研制钛合金波纹夹芯结构宽弦无凸肩空心叶片,减轻了叶片结构重量的同时大大改善其气动特性,随后为了适应波音 777 宽体客机的需求,罗·罗公司又研发出第二代宽弦空心风扇叶片。普惠公司为了满足先进战斗机 F-22 的性能需要,研制出 F119-PW-100 涡扇发动机,为了扩大 F119 的喘振边界和提高级载荷,普惠公司在 F119 的第一级钛合金风扇叶片上使用了宽弦无凸肩空心风扇叶片,增大了叶片的强度和损伤容限^[48]。法国的 SNECMA 公司在 M88-2 型涡扇发动机上同样也采用了宽弦空心风扇叶片。钛合金波纹夹芯结构在航空领域的使用不仅仅局限于宽弦空心风扇叶片,还应用于飞机风动泵舱门、隔板、电瓶箱罩板、前缘襟翼、鸭翼、进气道、导弹弹翼、整体壁板、腹鳍、发动机维护舱盖、整流叶片、口盖、干扰弹导筒等零件。

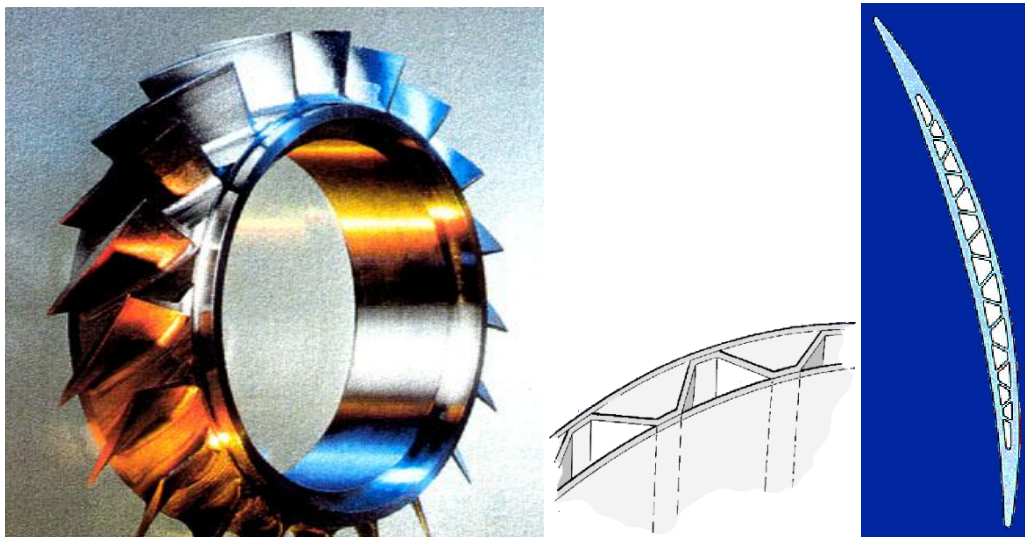


图 1.6 波纹夹芯结构在发动机叶片上的应用

(3) 高速列车车体

火车上应用的夹芯构件主要是高速列车车厢、有轨电车车厢、火车厢体、机车车头整流罩以及诸如行李箱板、地板、天花板、门板、卧铺板等内部构件,因其具有更好的抗撞击、降震减噪及吸音吸声性能,同时也便于安装检修。目前北车唐山引进德国西门子技术生产的车型高铁 CRH380B 和 CRH380BL,北车长春引进法国阿尔斯通的技术生产的车型动车组 CRH5,长春同时吸收唐车的技术合作生产的 CRH380BL,南车青岛四方引进加拿大庞巴迪的技术生产的高铁车型 CRH380A 和 CRH380AL,南车株机吸收青岛四方技术合作生产的 CRH380AL 等车型的车厢均采用的是铝合金波纹板结构,如图 1.7 所示。

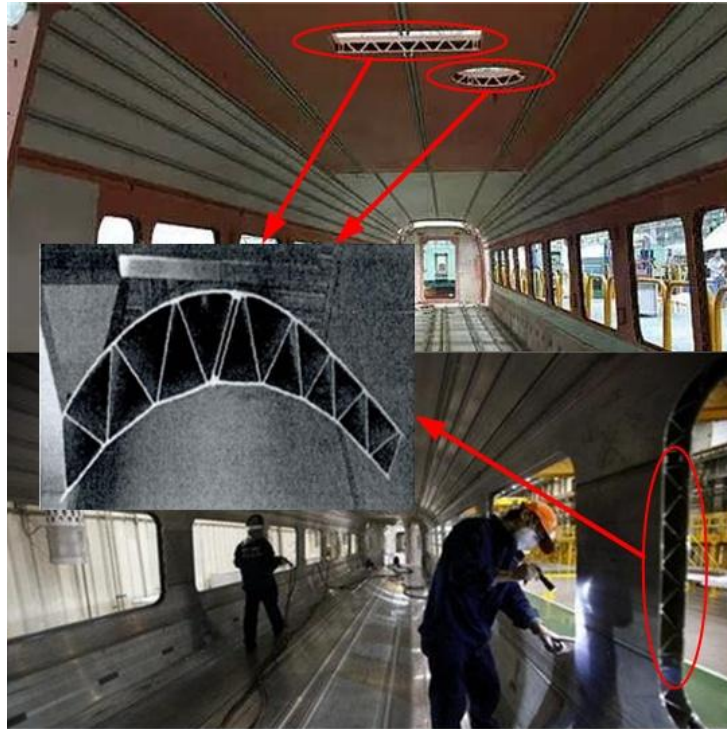


图 1.7 高铁上的波纹夹芯结构

(4) 船舶舰艇结构

从20世纪80年代开始,美国海军和工业部门就一直在研究和试验新型的轻型舰船结构,其目的是寻找一种新的结构以代替目前舰船上常规使用的加筋板结构,美国海军制造维修技术研究所(iMAST)和海军水面作战中心 Carderock 分部(NSWCCD)以及美国宾夕法尼亚大学等的研究人员,从1987年就在进行金属波纹夹芯结构应用于舰艇的研究,开发出了一种可替代传统加筋板的轻型结构,称为 LASCOR(laser beam welded lightweight corrugated core sandwich panel),即激光焊接轻质波纹夹芯板。1994年,美国海军首次在军舰 LCC-20 号的2个天线平台(图 1.8a)上应用了 LASCOR,面积达 195m^2 ,和传统加筋板结构相比减轻了 9t 的重量,大幅改善了舰船的机动性和稳定性^[49]。自此以后,美国海军又先后成功地将 LASCOR 应用到了 DD-981, CV-41, LCC-19 以及 DDG-51 等各型军舰的船体结构上,后续还将用于新型核动力航空母舰 (CVN-21)和 DDG-1000 驱逐舰的开发。然而这种夹芯板结构在我国研究甚少,至今国内船舶领域还未应用。

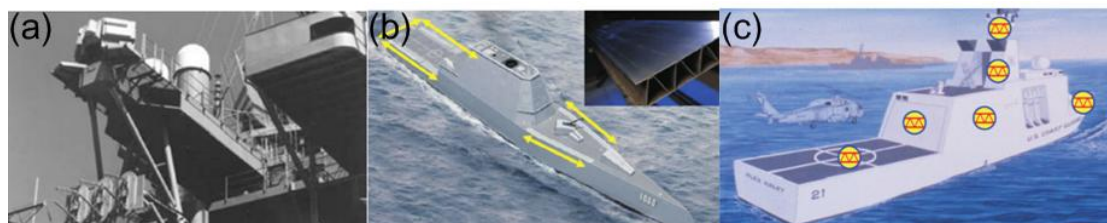


图 1.8 LASCOR 板在军舰上的应用

(a)在 LCC-20 天线平台上的应用; (b)在 DDG-1000 上的应用; (c)在新型濒海战斗舰上的应用^[35]

（5）建筑行业

随着我国建筑行业内板结构发展和相关墙体材料的改革，以及人们节能意识、环境保护意识的提高，各式各样夹芯板结构出现在市场上，被广泛应用于地面大型雷达天线罩以及建筑物的各种围护结构，如候车(机)室、工厂厂房、大型商场、体育馆、歌(影)剧院、办公室等的墙体板和屋面^{[50],[51]}。

（6）其他工程领域

除了上述应用之外，夹芯板结构还在包装业以及风电系统中具有广泛应用。在包装工程中，最先使用的是瓦楞纸板，它具有一定的柔韧性和缓冲减震功能，非常环保，无污染且不会腐蚀侵害包装物，常用于包装物品，至今已有近 150 年历史，如图 1.9 所示。风电系统中，夹芯结构主要用于大型风力机的叶片，一般情况下，叶片分为表面蒙皮、中间腹板和主梁，其中蒙皮表面多为复合材料夹层结构，腹板和主梁结构多采用复合材料层合板。

此外，波纹夹芯板还用于制造桥梁^[52]、汽车^[53,54]以及其他多功能应用领域等^[55]。



图 1.9 包装用瓦楞纸板

1.1.3 波纹夹芯结构的加工制造方法

波纹夹芯结构的制备可以分为两个部分：夹芯层的制备以及夹芯层与面板之间的连接。不同的夹芯材料和面板材料制备的方式也各不相同。瓦楞纸板^[56-58]的生产过程主要可以分为瓦楞的成型和与面纸粘合的过程，如图 1.10a 所示。复合材料波纹夹芯结构材料多采用预浸料^[59-61]，包括单向纤维预浸料和纤维织物预浸料。根据纤维的不同，可以分为玻璃纤维预浸料、碳纤维预浸料、芳纶纤维预浸料和玄武岩纤维预浸料等。根据树脂的不同，又可以分为热固性预浸料和热塑性预浸料。夹芯层的制备主要通过相应形状模具中铺层成型，其主要工艺过程包括预浸料的剪裁、铺贴、预压实、装袋(罐或釜)、固化以及修切和机械加工。其中常用的铺层加压固化方法包括真空袋法、压力袋法、热压罐法和液压釜法，面板和芯板之间通过环氧胶粘接。但是此成型方法预浸料铺层难度大，易产生纤维“架桥”现象，且壁厚不均匀，同时为达到满意的固化效果，采用了预压实等多种措施，因此生产周期长，效率低，质量难以控制，不能满足批量生产的需要。RTM（树脂传递模塑成型）技术是一种先进的复合材料制备技术，与其它复合材料制备方法相比，RTM 具有诸多优点，如制造周期

短，制件尺寸精度高，纤维/树脂比例易于精确控制，生产时重复性好，制造成本低等，因而已在复合材料波纹板制造领域被广泛采用^[62]。Zhou 等^[63]以不锈钢管作为模具制备半圆形波纹夹芯，材料为玻璃纤维增强环氧树脂以及碳纤维增强环氧树脂，并将面板和夹芯层同时加压加热固化，实现了面板和夹芯之间的高强度连接，如图 1.10b 所示。不锈钢^[64]的塑性较好，因此波纹夹芯主要通过冷压或冷辊轧制备，其与面板之间的连接则通过成熟的焊接^[65]方式实现。对于其它金属波纹夹芯结构，塑性较好的材料可以采用与不锈钢相同的方式制备；目前高铁及动车车厢采用的铝合金波纹夹芯结构不单独制备波纹夹芯层，而是通过激光拼焊而成。对于塑料材质波纹夹芯，其制备手段通常有模压、挤出、注射、浇铸、热成型等^[66]，具体工艺视塑料性质而定。塑料夹芯与面板之间可以通过机械紧固^[67]、粘接^[68]或焊接^[69]进行连接。机械紧固连接速度快，适用于所有塑料，但是成本高、会产生应力集中，不能形成密封接头或获得适当的性能。粘接能获得优良的性能和优质接头，但操作困难，需要精心地进行接头和表面制备，而且速度很慢，不适于大批量生产。焊接技术经济、简单、快捷、可靠，能形成静态强度接近于母材的接头，因而适用于大批量生产，但塑料的焊接局限于热塑性塑料的焊接，因为只有热塑性塑料在加热时可以熔化或软化，而热固性塑料加热时不能软化和重熔。

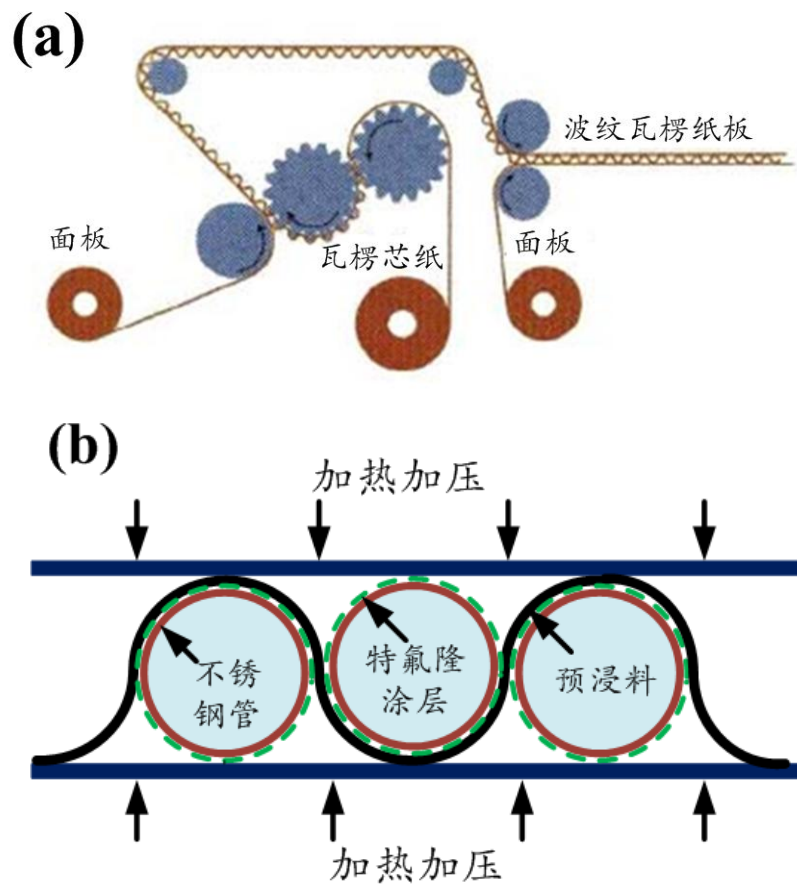


图 1.10 瓦楞纸板和复合材料波纹夹芯结构制备方法

(a)包装用瓦楞纸板制备过程^[70]；(b)以不锈钢管为模具制备复合材料波纹夹芯结构^[63]

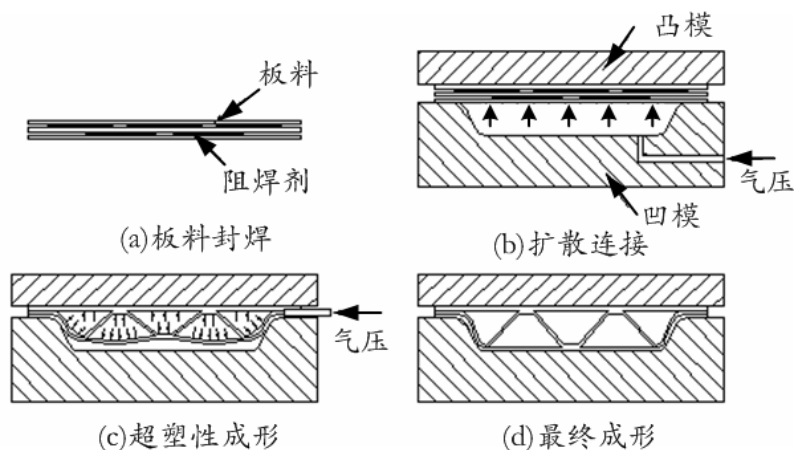
1.2 钛合金波纹夹芯结构制备技术研究现状

钛及其合金是 20 世纪 50 年代兴起的一种重要金属结构材料,同其它金属结构材料比较,它具有三个显著的优点:比强度高、中温性能好和耐腐蚀。因而,钛合金是当代先进飞行器和发动机的主要结构材料之一。国外某超声速飞行器钛合金的用量占机体结构质量的 20%~25%,而美国波音公司 X-51A 高超声速飞行器就采用了最新型的钛质发动机喷管。

对于塑性较好的 TA 系列工业纯钛,可以直接通过冷轧或冷压制备波纹夹芯层,而塑性较差的 TB 和 TC 系列钛合金,一般通过热成形^[71]或超塑性成形^[72,73]制备波纹夹芯层,面板与夹芯层之间的连接主要采用激光焊^[74]、扩散焊或者钎焊^[75,76]方式。对于超塑性成形和扩散焊温度比较接近的材料,比如 TC4,则是通过超塑性成形/扩散焊(SPF/DB)方法制备波纹夹芯结构,如图 1.11 所示。超塑性成形是利用材料在超塑性状态下塑性变形抗力小、塑性能力大、几乎无应变硬化的特点,通过外界较小的压力使材料发生较大而均匀的变形。扩散连接是一种对同种或异种的金属或非金属材料进行连接的工艺过程。当材料的超塑性成形与扩散连接所要求的环境和条件、真空度和氩气保护、温度和压力接近时,可以在一次加热、加压过程中完成超塑性成形和扩散连接两道工序。超塑性成形/扩散连接技术是在此基础上发展起来的一种组合工艺,利用超塑成形/扩散连接技术可以制造出局部加强或整体加强的多层板结构件。

20 世纪 70 年代,美国洛克威尔公司首次将超塑性成形与扩散连接技术相结合,发明了钛合金超塑性成形/扩散连接(SPF/DB)组合工艺。由于 SPF/DB 技术非常适合于加工形状复杂的零件,如飞机机翼、航空发动机上的风扇叶片等^[77,78],英、法、德、前苏联和日本相继开展了这一技术的研究。经过三十多年的发展,SPF/DB 技术已经进入实用与深入发展阶段,主要表现在以下特点:世界主要飞机制造公司已建立起自己的 SPF/DB 研究和生产基地,与此同时还涌现出一批专业化生产厂家;工艺基础研究更加深入,生产技术装配和能力得到更大提升;SPF/DB 技术应用已从飞机制造领域拓展到航空航天发动机和其他制造领域^[79,80]。国内超塑性成形/扩散连接技术的研究始于上个世纪 70 年代末,开展 SPF/DB 技术研究和应用的单位主要有北京航空制造工程研究所、哈尔滨工业大学、西北工业大学、南京航空航天大学^[81]等。经过四十多年的发展,SPF/DB 结构件已从次承力构件发展到主承力构件;从二层结构件发展到三层、四层结构件;从飞机、导弹的一般结构件研制发展到发动机精密结构件的研制。超塑性成形/扩散焊的主要缺点是制备的波纹夹芯形状有限、气路设计比较复杂、试验条件相对苛刻,对于制备小而精密的波纹夹芯结构更是无能为力。

目前,相关研究者正探索超塑性成形与其他焊接技术的工艺组合方式^[82,83]。通过超塑性成形/激光焊接、超塑性成形/搅拌摩擦焊、超塑性成形/热等静压等组合新工艺,进一步解决扩散连接难度大或超塑性成形与扩散连接温度参数条件差异大的材料(如高温钛合金、钛铝间金属化合物、铝合金等)的结构制造问题。

图 1.11 超塑性成形/扩散焊制备钛合金波纹夹芯结构^[81]

1.3 波纹夹芯结构的力学性能研究现状

波纹夹芯结构力学性能分为弹性变形范围内力学性能及塑性变形范围内的力学性能。研究弹性变形范围内的性能响应对于波纹夹芯结构的等效板理论发展具有极其重要的意义。此外波纹夹芯结构在静态载荷和动态载荷下会表现出不同的性能，众多学者也对此展开了研究。

1.3.1 波纹夹芯结构等效理论研究现状

波纹夹芯结构具有灵活的可设计性和多功能性，为了同时满足各种功能性的要求，对其结构的优化设计通常采用跨学科优化技术^[84]，主要是基于有限元方法获取目标和约束函数。然而为了准确描述波纹夹芯结构，尤其是波纹夹芯层，要对有限元模型划分大量的单元，因此即便是一个很简单的模型，也要花费大量的求解时间。基于这个原因，等效理论应运而生，其主要目标是将复杂的夹芯层结构等效为正交各向异性板，从而整个波纹夹芯结构就可以被看作是层状材料。

随着夹层结构在航空航天等领域上的广泛应用，有许多学者对它的力学模型进行了大量深入研究，提出了各种各样的计算模型，其中主要有：

(1) Reissner（莱斯纳尔）理论

该理论将夹层结构的上下面板视作薄膜，即认为面板只承受面内力并忽略自身的抗弯刚度，在夹芯中面内应力为零，只考虑其横向的剪切力。Reissner 理论模型方程相对比较简单，并可以解决很多工程实际问题，精度亦满足工程实践的要求。但是对于求解夹层板在集中载荷作用下的弯曲等问题时，运用该理论求解存在较大误差，甚至无法解决。其中，胡海昌^[85]通过引入两个位移函数解耦了各向同性夹层板反对称小挠度的弯曲问题；程华等^[86]在 Reissner 理论的基础上，提出了一种新的修正 Reissner 理论，弥补了 Reissner 理论在非线性上的不足；陈银水等^[87]根据 Reissner 理论和胡海昌的简化计算理论，提出了夹层矩形板的弯曲，稳定和振动问题的解析方法，并将这三类问题的解决方法归并为统一模式。

(2) Hoff (霍夫) 理论

Hoff 理论与 Reissner 理论的区别是将面板视作普通的薄板, 其分析的出发点是考虑了面板抗弯性能, 而芯层仍为软夹芯, 即忽略芯层的面内应力, 只承受横向的剪切力。相比于 Reissner 理论, Hoff 理论的应用范围更广也更合理, 克服了 Reissner 理论的不足, 可以很好的解决刚硬蒙皮夹层结构等问题。其中, 石勇等^[88]基于 Hoff 理论, 建立了考虑表层抗弯刚度夹层板静力学等效模型, 得到了等效板的弹性常数; 王建国^[89]在 Hoff 理论的基础上, 利用哈密尔顿微分算法建立了夹层板边界积分方程。

(3) 普鲁卡克夫-杜庆华理论

在研究夹层结构反对称弯曲变形和总体失稳时, 运用 Reissner 理论和 Hoff 理论可以得到很好的解决, 但是在实际的工程问题中, 夹层板还会发生对称的变形和局部失稳, 因此在 Hoff 理论的基础上, 普鲁卡克夫-杜庆华提出了更合理的理论模型。这一理论不仅认为夹芯承受了剪切力的作用, 而且还考虑了夹芯的横向可压缩性, 但是由于其复杂的数学物理方程, 难以应用到工程实践中。其中, 刘畅等^[90]采用普鲁卡克夫-杜庆华理论模型推导了正交各向异性夹层板的基本方程, 被证明具有较强的应用性。

就研究对象而言, 针对蜂窝结构的等效理论已获得了广泛的研究^[91-93], 包括具有正弦形胞元的蜂窝夹芯^[94-96], 其中越来越多的研究者将注意力放到了轻质蜂窝夹芯结构的等效理论研究上^[97,98]。对于波纹夹芯结构的研究, Libove 和 Hubka^[99]以及 Ko^[100]撰写的两份 NASA 报告在这个领域做出了开拓性贡献。基于这两份报告, 后续的研究者开始对各种形状波纹夹芯结构的等效理论进行研究, 其中研究最多的是三角形波纹夹芯和梯形波纹夹芯^[101-106]。对于三角形波纹夹芯, 最重要的研究者包括 Wang and Chung^[102], 他们获得了可以将夹芯层等效为 Reissner-Mindlin 板的主要参数, 并与有限元模拟结果进行了比较, 获得了较高的精度。至于梯形波纹夹芯结构, Mukhopadhyay^[106]研究并获得了夹芯层的外延刚度, 但是只考虑了夹芯层的面内行为。Xia 等^[105]对 Samanta^[106]的方法进行了改进, 获得了一种适用于各种波纹夹芯形状的方法, 但是仍然只考虑了夹芯层的面内行为, 而且获得的显示方程也只在两种形状的波纹夹芯层得到了验证。Chang 等^[107]同样对梯形波纹夹芯结构进行了研究, 并获得了弯曲载荷下等效刚度矩阵。Kress 和 Winkler^[108,109]提出了半圆形波纹夹芯结构等效理论的解析表达式, 并据此预测波纹夹芯结构在平压载荷下的位移、应力和应变, 最终结果和有限元模拟结果做了比较。2012 年, Winkler^[110]等通过有限元手段研究了不同形状的波纹夹芯对等效参数的影响, 包括三角形波纹、矩形波纹、半圆形波纹和梯形波纹, 结果表明波纹夹芯的形状对于等效刚度矩阵具有非常大的影响。作为对半圆形波纹夹芯的改进, Yokozeki 等^[111]对在两个半圆之间加入垂直段的半圆形波纹夹芯进行了研究, 获得了其在横向和纵向的模量和刚度。然而, 针对于正弦形波纹夹芯的等效理论研究还仅仅局限在纸质结构, 有些研究者^[57,112-116]通过有限元法和解析法相结合对其进行了研究。在这些对纸质波纹夹芯结构研究中, 使用的解析法的主要缺陷在于对面内剪切模量作了 Baum^[117]近似, 而这并不适合于金属波

纹夹芯结构，只是适用于纸质波纹板或者符合 Kirchhoff-Love 假设^[118,119]的夹芯。作为对 Briassoulis^[118]工作的拓展，Liew^[120]将正弦波纹夹芯等效为 Reissner-Mindlin 板，并获得了相关性能，但是面外性能却仍是对梯形波纹夹芯结构的近似。Nordstrand 等^[121]和 Isaksson 等^[114]给出了正弦波纹夹芯横向近似剪切模量的解析表达式，但是结果并不令人满意。

就材料而言，由于复合材料在航空领域的广泛应用，所以目前研究主要集中在复合材料波纹夹芯结构。复合材料本身属于层状结构，对由其制备而成的夹芯结构进行有限元模拟的话，单元数会更多，多界面的存在使模型更复杂，因而对其等效理论的研究意义特别重大。Briassoulis^[118]和 Yokozeki 等^[122]利用 Castigliano 第二定理计算了由各向同性的复合材料制备的波纹夹芯板的抗拉刚度和弯曲刚度。采用薄壳理论，Kress 等^[108,109]获得了由多向层板制备的半圆形波纹夹芯结构等效而来的正交各向异性板的准确解析表达式。Xia 等^[123]考虑了耦合刚度效应提出了基于均质化的解析模型，利用这个模型计算了单个波纹的平均等效内力和力矩并得到了有限元模型的验证。

除了复合材料，纸质波纹板的等效理论也被广泛地研究。Aboura 等^[115]建立了解析模型计算纸质波纹板的弹性性能，模型中考虑了纸质波纹板材质的几何和力学性能，并用试验的方法验证了模型的准确性。在确认了模型的准确性之后，利用这个模型研究几何参数对面内弹性性能的影响规律。此外，还建立了两种三点弯曲有限元模型，其中一种波纹夹芯采用其本身的形状，而另一种则用等效板代替波纹夹芯，两者最终的模拟结果相近但是后者的运算速度要比前者快十倍。Biancolini^[57]在这方面也做了大量的工作，首先通过有限元模拟获得了纸质波纹夹芯结构的刚度参数，然后利用能量等效建立离散模型与等效板之间的关系，最终可以将等效板刚度矩阵表示为有限元刚度矩阵的函数。Talbi 等^[116]利用层合板理论和夹层板理论建立了纸质波纹夹芯的均质化解析模型，研究了其在横向剪切和扭转力矩作用下的弹性行为，最终结果与 3D 有限元模型和试验结果进行了比较，发现所建立的模型兼具效率与精度。Abbès 和 Guo^[124]建立了一个计算扭转作用下纸质波纹板力学行为的均质化解析模型，考虑到波纹夹芯结构的 3D 有限元模型在模拟扭转作用时复杂的边界条件效应，他们建立的模型则可以方便地求解纸质波纹板的扭转行为。最终他们还认为这个模型不仅可以用于纸质包装结构，同样也适用于复合材料结构。针对纯金属波纹夹芯结构等效理论的研究并不多，Ko^[100]在 1980 年对超塑性成形/扩散焊制备的梯形波纹夹芯结构的弹性常数进行了研究，并在研究中指出其所使用的方法及结果适用于钛合金波纹夹芯结构。Bartolozzi 等^[84]研究了正弦波纹夹芯的弹性常数，并将结果应用于铝合金波纹夹芯结构，之后又提出了通用于各种波纹夹芯结构弹性常数计算的方法^[125]，利用钢和铝合金波纹夹芯结构进行验证。但是可以发现，这些工作仍主要基于 Nordstrand^[121]的理论，尤其是关于横向剪切模量的计算，因而也存在局限之处。

1.3.2 波纹夹芯结构静力学性能研究现状

由于夹芯结构相比于实心材料具有更优异的力学性能，以及其在航空、海洋及建筑工程

领域的诸多应用,学者对夹芯结构静态力学性能展开了广泛的研究。考虑到夹芯结构不同的服役环境和受载状况,目前的研究主要集中在压缩、剪切和三点弯曲等性能,夹芯结构则主要包括各种蜂窝结构^[126-128]、泡沫结构^[129,130]、点阵结构^[131-134]等。

近年来许多学者对波纹夹芯结构的侧压性能进行了研究。**Hahn**等^[135]最早对简支波纹板在侧压载荷下的后屈曲强度开展研究,并揭示了面板厚度对屈曲载荷和失效模式的影响规律。**Tian**等^[136]通过解析手段对侧压载荷下的波纹夹芯板进行结构优化,其优化过程中分别以整体屈曲、夹芯局部屈曲、面板局部屈曲和结构屈服作为约束条件,以总体重量作为目标函数,比较了不同夹芯结构的承载效率,最后发现矩形夹芯的承载效率最低。随着计算机模拟技术的发展,研究者不再单纯的通过试验研究波纹夹芯结构的性能。**Lu**等^[137]结合有限元模拟和试验对纸质正弦波纹板的平压性能进行了深入的研究,首先利用有限元模拟探究波纹板的失效模式,其次研究了边界条件、几何参数和材料参数对波纹板力学性能的影响。在试验结果和模拟结果出现偏差时,则在有限元模型中引入初始缺陷参数,最终有限元模拟结果无论在失效模式还是压缩性能上均与试验结果较为一致。**Biancolini**等^[58]则通过试验、理论计算和有限元模拟相结合的手段研究了波纹纸板压缩载荷下的屈曲行为和力学性能。**Rejab**等^[59]对三角形波纹夹芯结构的压缩行为进行了研究,并比较了三种不同材料制备的波纹夹芯结构的性能,这三种材料分别为铝合金、玻璃纤维增强塑料和碳纤维增强塑料,其研究通过试验、有限元模拟和解析法进行,三种方法的结果表现出了较好的一致性。此外,作者还对三种材料波纹夹芯结构在压缩载荷下的失效模式进行了分析,并与有限元模拟的结果进行了对比,同样获得了较高的吻合度。**Zhou**等^[63]开展了与之类似的工作,只是芯形状为半圆形,材料分别为玻璃纤维/环氧树脂和碳纤维/环氧树脂,通过试验和有限元模拟对该复合材料波纹夹芯结构的力学性能和失效机制进行研究并比较。相比于**Rejab**的工作,该学者探索了夹芯层厚度和波纹单元数量对力学性能的影响规律,此外,还研究了尺度效应对压缩强度和失效模式的影响。最新的研究来自**Hou**等^[138],他们对铝合金梯形波纹夹芯结构的压缩行为展开研究,主要探索了不同夹芯层数和排列方向对压缩强度、吸能机制和失效方式的影响,并辅以有限元模拟手段,而且与结果取得了一致。

对于剪切性能,大量的研究集中在波纹腹板梁^[139-143](图 1.12a)和蜂窝结构^[144-146]上。对于波纹夹芯结构的剪切性能研究相对比较少,**Câé**等^[43]对相对密度为 0.03~0.1 的钎焊不锈钢波纹夹芯结构的横向剪切和纵向剪切性能进行了试验研究,并与解析结果和有限元模拟结果进行了比较,发现有限元结果与试验结果较为接近,而解析结果由于未考虑加工缺陷,强度明显高于试验结果。除此以外,多数对波纹夹芯结构剪切性能的研究仅局限于弹性变形阶段^[115,147,148],即仅获得波纹夹芯结构的剪切刚度,而无法得到剪切强度。通过剪切试验可以发现,要实现一个完整的试验过程并不容易,面板与夹芯之间的连接、面板与夹具之间的连接都是试验过程中的不确定因素,它们总是会在试验过程中首先发生失效,而夹芯层则不会被破坏,如图 1.12b 所示,因而试验只能获取初始阶段的数据用以评价剪切刚度,夹芯的剪

切强度则无从谈起^[149]。面板与夹芯之间、面板与夹具之间实现更好的连接是解决这个问题的有效途径，然而这并不容易实现。相比于蜂窝夹芯结构，波纹夹芯结构的剪切强度，尤其是横向剪切强度相对较低，因而不少研究者通过在波纹夹芯空隙中添加填充物以期提高整个结构的剪切强度，Han 等^[150]将聚合物泡沫填入金属波纹夹芯结构中，并通过理论和数值模拟手段研究其对剪切性能的影响，他们考虑了四种剪切失效模式，分别为弹性屈曲、塑性屈曲、界面脱胶和泡沫剪切破坏。此外还建立了解析模型以计算剪切刚度和强度，同时采用数值模拟手段验证解析模型的准确度。最后，根据失效模式和解析模型建立了失效机制图，并据此对波纹夹芯结构进行轻量化设计。

夹芯结构相比于实心材料或者加强筋板最突出的优点之一就是具有较高的比弯曲刚度，因而对其三点弯曲性能的研究一直是热点。McKee 等^[151]最早通过三点弯曲和四点弯曲试验对纸质波纹板的弯曲刚度展开研究。Gilchrist 等^[113]则将有限元引入对波纹板的弯曲和扭转研究中。Chang 等^[106]基于 Mindlin-Reissner 板理论研究了波纹夹芯板在不同边界条件下的弯曲性能，并探究了几何参数对波纹板弯曲刚度和应力状态的影响。Valdevit 等^[103]通过试验和计算研究了三角形钢波纹板在横向和纵向的弯曲性能，如图 1.13(a)和(b)所示，提出了波纹夹芯结构三点弯曲载荷下的四种失效模式：面板屈服(FY)、夹芯屈服(CY)、面板屈曲(FB)和夹芯屈曲(CB)，并分别给出了在横向和纵向载荷下四种失效模式的临界载荷。

横向载荷下，四种失效方式临界载荷分别为：

$$\left(\frac{V^2}{EM}\right)_{FY} = \frac{\varepsilon_y d_f}{l} \left(\frac{H_c}{l} + \frac{d_f}{l}\right) \quad (1-1)$$

$$\left(\frac{V^2}{EM}\right)_{CY} = \frac{\varepsilon_y d_c \sin \theta}{l} \quad (1-2)$$

$$\left(\frac{V^2}{EM}\right)_{FB} = \frac{k_f \pi^2 \tan^2 \theta}{48} \left(\frac{H_c}{l} + \frac{d_f}{l}\right)^{-1} \left(\frac{d_f}{l}\right)^3 \quad (1-3)$$

$$\left(\frac{V^2}{EM}\right)_{CB} = \frac{k_c \pi^2 \sin^3 \theta}{12} \left(\frac{H_c}{l} + \frac{d_f}{l}\right)^{-2} \left(\frac{d_c}{l}\right)^3 \quad (1-4)$$

纵向载荷下，四种失效方式临界载荷分别为：

$$\left(\frac{V^2}{EM}\right)_{FY} = \frac{\varepsilon_y \left[\frac{d_f}{l} + \frac{1}{6 \cos \theta} \frac{d_c}{l} \right] \left(\frac{H_c}{l} + \frac{d_f}{l} \right)}{\sqrt{1 + \frac{3}{\tan^2 \theta} \left(\frac{H_c}{l} + \frac{d_f}{l} \right)^2}} \quad (1-5)$$

$$\left(\frac{V^2}{EM}\right)_{CY} = \min_{y \in \left[0, \frac{H_c}{2}\right]} \frac{\varepsilon_y \left[\frac{d_f}{l} + \frac{1}{6 \cos \theta} \frac{d_c}{l} \right] \left(\frac{H_c + d_f}{l} \right)}{\sqrt{4 \left(\frac{y}{H_c + d_f} \right)^2 + 3 \left[\frac{1}{\tan \theta} \left(\frac{H_c + d_f}{l} \right) \frac{d_f}{l} + \frac{1}{\sin \theta} \left(\frac{H_c + d_f}{l} \right) \left(\frac{1}{4} - \left(\frac{y}{H_c + d_f} \right)^2 \right) \right]^2}} \quad (1-6)$$

$$\left(\frac{V^2}{EM}\right)_{FB} = \frac{K_c \pi^2 \tan^2 \theta \left(\frac{d_f}{l} \right)^2 \left(\frac{H_c + d_f}{l} \right)^{-1} \left[\frac{1}{2} \frac{d_f}{l} + \frac{1}{12 \cos \theta} \frac{d_c}{l} \right]}{24(1-\nu^2)} \quad (1-7)$$

$$\left(\frac{V^2}{EM}\right)_{CB} = \frac{\frac{\pi^2 \sin^2 \theta \left(\frac{d_c}{l} \right)^2 \left[\frac{d_f}{l} + \frac{1}{6 \cos \theta} \frac{d_c}{l} \right]}{12(1-\nu^2)}}{\left(\frac{H_c + d_f}{l} \right) \sqrt{K_b^2 + K_s^2 \left(\frac{H_c + d_f}{l} \right)^2 \left[\frac{1}{\tan \theta} \frac{d_f}{l} + \frac{1}{4 \sin \theta} \right]^2}} \quad (1-8)$$

式中, ε_y 为屈服应变, k_f 和 k_c 分别为与三角形波纹夹芯几何参数有关的屈曲系数。根据临界载荷绘制如图 1.13(c)和(d)所示的失效机制图, 其可以为波纹夹芯板的优化设计提供非常重要的参考。该学者的研究方法也被众多后来的研究者所采用并改进, 以适用于诸如梯形波纹夹芯结构、矩形波纹夹芯结构以及棱柱波纹夹芯结构。Magnucki 等^[152]对正弦形铝合金波纹夹芯结构进行了横向和纵向四点弯研究, 得出了所施加的弯矩与挠度之间的关系, 并将试验结果、解析结果和有限元模拟结果做了比较。Boorle 等^[153]对碳纤维增强环氧树脂材料的波纹夹芯板三点弯曲性能开展研究, 主要探究了几何参数, 如面板厚度、芯板厚度、芯板倾斜角度、波纹长度等对弯曲刚度的影响。值得注意的是, 他在研究中考虑了横向剪切效应对弯曲性能的影响。作为对之前工作的拓展, 该学者^[154]又对同样的波纹夹芯结构三点弯曲性能继续进行研究, 但是面板和夹芯中纤维排布方向和夹芯的倾斜角度对弯曲刚度的影响是研究的重点, 最终得到了挠度与倾斜角度和纤维排布方向之间的规律。对于三点弯曲中的剪切效应, Magnucka-Blandzi 等^[155]对此进行了专门的研究, 建立了正弦波纹夹芯梁在横向和纵向三点弯受载时剪切效应的数学模型, 并研究了剪切效应对弯曲挠度和临界载荷的影响规律。他们的研究表明横向加载比纵向加载剪切效应更明显, 短梁剪切效应明显强于长梁, 最后还通过有限元模拟对数学模型进行了验证。Yan 等^[156]则用泡沫铝填充波纹夹芯结构的空隙, 并对其三点弯性能进行研究, 他们分别通过试验和理论计算获得了泡沫铝填充波纹夹芯结构的弯曲刚度、初始失效载荷和峰值载荷, 两者结果具有很好的一致性, 同时还根据理论计算绘制了失效机制图。尽管众多研究者都提到了波纹夹芯结构的三点弯曲性能在不同的方向会有明显的区别, 然而对于多层波纹夹芯结构, 以及多层夹芯排布方向不同的结构的三点弯曲性能, 还鲜有研究。事实上在综合考虑其他力学性能的情况下, 多层波纹夹芯结构力学性能的研究会为结构优化设计提供重要的参考价值。

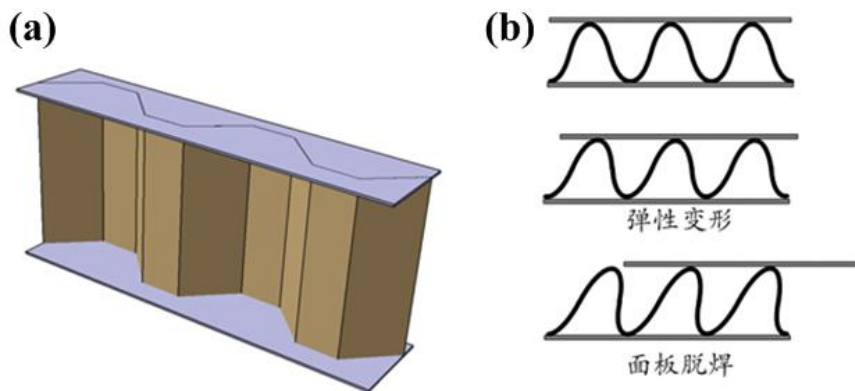


图 1.12 波纹夹芯结构的剪切变形

(a)波纹腹板梁；(b)波纹夹芯结构剪切失效模式

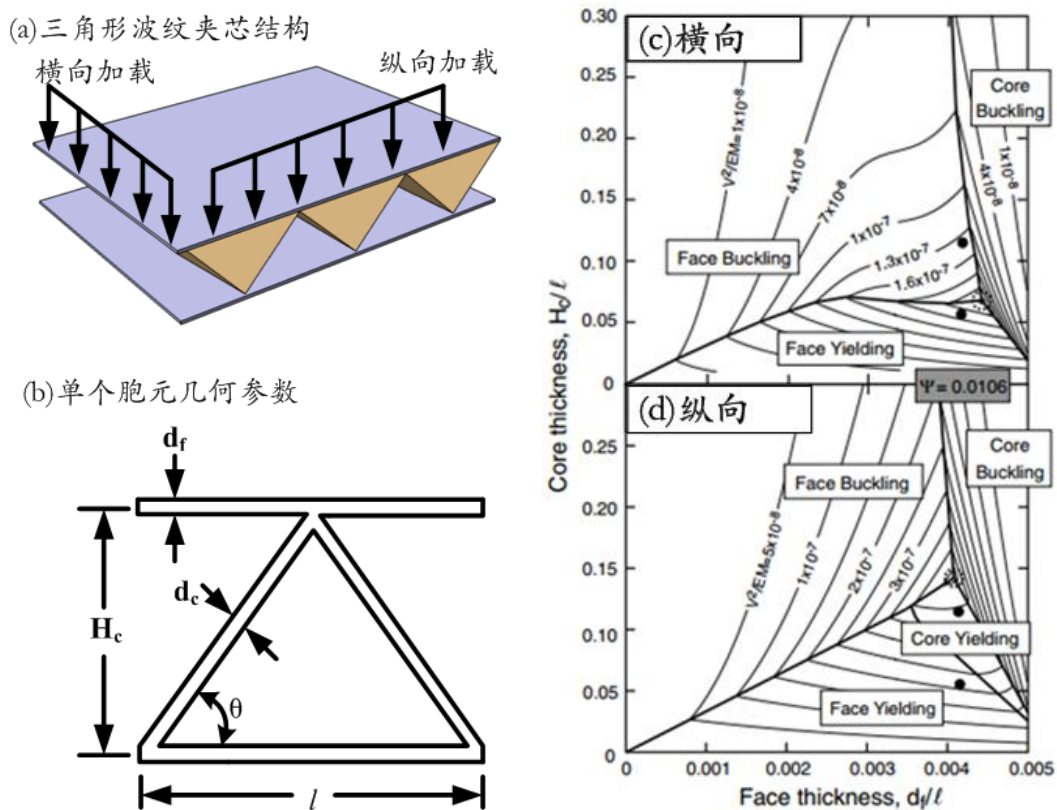


图 1.13 三角形钢波纹板的三点弯曲失效机制

1.3.3 波纹夹芯结构动力学性能研究现状

波纹夹芯结构无论服役于航空航天领域还是舰船火车领域，都不可避免要承受冲击载荷。相比于静态载荷下的力学性能，波纹夹芯结构在动态载荷下可能会有应力波、惯性和应变率效应，因而会表现出和静态载荷下不一样的性能。波纹夹芯结构承受的动态载荷可以分为高应变速率冲击和低速冲击，高应变速率冲击主要的试验手段是霍普金森压杆试验和爆炸冲击试验，爆炸冲击还分为空气中爆炸冲击和水中爆炸冲击；低速冲击最主要的手段是落锤冲击，通过调节冲头的质量、高度可以实现不同能量和不同速度的冲击。

针对于夹芯结构爆炸冲击研究已经开展的非常广泛, 无论从理论、试验还是有限元模拟方面。在理论方面, Taylor 早在 1963 年就分析了夹芯结构板受指数型爆炸冲击波作用下的一维动态响应。Biggs 基于单自由度系统的概念, 制成压力脉冲图表, 预测了结构的动态响应, 用完全塑性阶段设计法获得了跟测试结果合理的相关度^[157]。Terry Hause 和 Iviu Librescu^[158]基于扩展的伽辽金法、拉普拉斯变换和三明治板线性理论, 得到了各向异性薄面板和正交各向异性芯层三明治板爆炸冲击响应封闭形式的解。Feng Zhu 等人^[159]基于能量平衡理论和假设的位移场分析了正方形蜂窝芯层和铝泡沫芯层金属三明治板爆炸响应, 变形分为三个阶段: 前面板变形、芯层挤压、整体结构弯曲和拉伸。E.W.Andrews 和 N.A.Moussa^[160]提出了复合面板轻木芯层和 PVC 泡沫芯层三明治板受空气爆炸作用下的失效模式图。三明治板用单自由度质量弹簧系统建模, 利用 FORTRAN 程序确定了失效的模式和变形的程度。除了理论研究, 试验和有限元模拟手段基本上会同时使用以实现相互验证。G.S. Langdon 等^[161]对复合材料面板和聚合物泡沫夹芯组成的三明治结构在空气中爆炸冲击行为进行了研究, 分析了冲击过程中的多种失效形式, 并得到了有限元模拟结果的验证。Yazici 等^[162]对泡沫填充钢制波纹夹芯结构在冲击载荷下的行为开展研究, 探究了不同面板厚度、不同芯板厚度以及不同边界条件下三明治结构的性能, 发现填充泡沫的存在使得上下面板的变形量降低了 50%, 增加面板和芯板的厚度则会将填充泡沫的优势逐渐抵消。Liu 等^[163]对钢面板/泡沫铝三明治结构的冲击性能进行研究, 发现泡沫铝的密度显著影响冲击过程中的峰值力。Li 等^[164]研究了六边形结构的蜂窝夹芯结构在冲击载荷下的性能, 同时探索了蜂窝夹芯的高度和六边形边长对面板和夹芯层失效模式的影响。从上述介绍来看, 对夹芯结构冲击性能的研究大量集中于金属泡沫^[165-168]和蜂窝结构^[169-171], 而对于波纹夹芯结构的研究相对较少。Wiernicki 等^[172]在 1991 年提出了针对于波纹夹芯结构在空气中爆炸冲击载荷作用下的弹性和塑性设计理论, 研究获得的方程具有封闭解, 从而设计者可以很容易地通过方程得到影响波纹夹芯结构冲击性能的最重要参数。Liang 等^[173]针对海军用舰船甲板梯形波纹夹芯结构, 采用 Feasible Direction Method (FDM)与 Backtrack Program Method (BPM)相结合的方法, 以梯形波纹腰长、倾斜角、面板厚度、芯板厚度以及波长为变量, 以冲击载荷下的结构屈曲和失效为目标函数, 对其结构进行了优化, 优化结果对于设计者具有非常重要的参考价值。Li 等^[174]人对梯形波纹夹芯结构在空气爆炸冲击下的动态响应展开研究, 分析了不同冲击力度下背面板的残余挠度和整个波纹夹芯结构的变形/失效模式, 并利用有限元软件 AUTODYN 研究了面板和夹芯的变形及吸能情况。Zhang 等^[175]通过试验手段研究了不锈钢梯形波纹夹芯结构在空气爆炸冲击下的力学行为。分析了面板厚度、芯板厚度、夹芯高度、倾斜角度等几何参数对变形/失效机制及最终变形量的影响规律。之后作者又通过有限元模拟开展与上述相类似的工作, 试验与模拟结果具有较高的吻合度^[176]。

霍普金森压杆试验作为另一种比较常用的测试材料动态力学性能的方法, 目前应用在泡沫夹芯结构中最多, 尤其是泡沫铝。研究的重点集中在泡沫铝结构应变率效应是否明显以及

泡沫铝的相关参数对其吸能性能的影响。对于泡沫铝的应变率效应,目前基于分离式霍普金森压杆对泡沫金属材料做了大量的研究,但实验结果存在着矛盾,部分实验表明应变率对泡沫铝材料的动态应力-应变影响明显,流动应力随着应变率的增加而增加^[177-180],另一部分研究则表明泡沫铝对应变率不敏感^[181-184]。事实上动态性能受众多复杂因素的影响,如泡沫铝材料的胞孔类型、相对密度、孔径以及应变率范围等。霍普金森杆在蜂窝夹芯结构上同样有较多的应用。Hou 等^[185]研究了具有不同胞元尺寸的 3003 和 5052 铝合金蜂窝,结果表明两者具有不同的应变率效应,然后利用应变率不敏感的有限元模型对同样的试验展开模拟,最后证明应变率效应主要来自于结构效应,而非材料本身。Yang 等^[186]利用霍普金森压杆试验研究了 Ni 基单层和双层蜂窝结构在应变速率为 1000s^{-1} - 6700s^{-1} 范围内的动态力学性能,结果表明两种蜂窝结构的应力均对应变速率不敏感。Tang 等^[187]采用分离式霍普金森压杆 (SHPB) 技术,研究了边长为 1.0~1.83 mm,箔厚度为 0.04~0.06 mm,相对密度为 0.05~0.06 的三种 5052 H18 铝合金蜂窝的动态压缩行为,发现三种铝蜂窝的稳态屈服平台应力均具有明显的应变率敏感特性。Tao 等^[188]通过试验和理论相结合的手段,分别研究了金属蜂窝在准静态和 6-19m/s 动态冲击下的应力-应变曲线,结果发现金属蜂窝在很大的速度范围内表现出非常明显的应变率效应。从上面的研究结果来看,对于蜂窝结构的应变率效应同样存在争议。通过霍普金森压杆试验研究波纹夹芯结构的应变率效应和吸能性能目前鲜有报道。只有 Kılıçaslan 等^[189,190]利用霍普金森杆试验对单层和双层铝合金梯形波纹夹芯结构的动态力学性能进行了研究,结果表明结构的屈曲应力随着应变速率的提高而增加,作者将其归因于微惯性效应改变了结构的屈曲模式,还通过有限元模拟发现三角形波纹夹芯具有更高的微惯性效应。

低速冲击在夹芯结构领域已经有了非常广泛的应用,尤其是针对复合材料制备的夹芯结构。程小全等^[191]对蜂窝夹芯板试件进行了低速冲击试验,然后用 X 光技术、热揭层技术、断面显微技术和外观检测等对冲击后板的损伤进行了较为全面的研究,讨论了表面布的作用,分析了外观损伤、面板损伤、蜂窝损伤等与冲击能量的关系。之后还对冲击后的蜂窝夹芯板的压缩^[192]和弯曲^[193]性能展开了研究。谢宗蕪等^[194]进行了碳纤维增强复合材料蜂窝夹芯板低速冲击试验及冲击后面内单向压缩试验,并采用解析方法对含低速冲击损伤的复合材料蜂窝夹芯板在面内单向压载作用下的损伤扩展过程进行了预测与分析,分析结果与试验结果吻合较好。程小全等^[195]通过三维动力学有限元建立了复合材料蜂窝夹芯板在低速冲击作用下的渐进损伤分析模型,该模型中将蜂窝夹芯等效为均匀的正交各项异性材料,采用基于应变的 Hashin 三维失效准则和 Yeh 分层失效准则对面板损伤进行判断。使用部分刚度折减对损伤材料性能进行退化,模拟了复合材料蜂窝夹芯板低速冲击损伤渐进过程,并与试验结果进行验证,最后讨论了各种参数对冲击响应和冲击损伤的影响。除了复合材料蜂窝夹芯结构,低速冲击也大量用于泡沫夹芯结构^[196-199]。夏龙等^[200]对泡沫夹芯结构的低速冲击问题采用试验及数值分析的手段进行研究,比较了不同冲击能量下泡沫夹芯结构的冲击响应特

点,并利用数值分析手段揭示了冲击损伤的破坏机理,同时计算得到了该夹芯结构的临界冲击能量。王杰^[201]对以碳纤维平纹织物层压板为面板,以 PUR 泡沫为夹芯的复合材料夹层结构的低速冲击及冲击后压缩性能进行了实验和数值研究。祖国胤等^[202]对包套轧制及胶粘泡沫铝夹芯板进行了低速冲击试验,分析了两种夹芯板在低速冲击下的力学响应及破坏形式。结果发现两种结合界面的夹芯板都具有吸能特性,但冶金结合夹芯板抗冲击的缓冲时间明显长于胶粘结合夹芯板。随着加载冲量的增加,冶金结合夹芯板的屈服载荷和平台载荷增加,缓冲时间缩短,抗冲击过程表现出明显的应变率效应。目前对于金属波纹夹芯结构低速冲击研究的研究较少。Rubino 等^[203]研究了两端固定的 304 不锈钢实心梁、Y 形夹心梁和波纹夹心梁的动态力学响应,结果表明相同质量下纵向 Y 形夹心梁和波纹夹心梁的抗冲击性能强于实心梁,而横向 Y 形夹心梁和波纹夹心梁则与实心梁相当。三维有限元模拟结果与试验结果吻合,但是在面板与芯板的连接处有明显的应力集中。在 Rubino 的研究基础上,L. St-Pierre 等^[204]分别对简支和两端固定的 304 不锈钢 Y 形夹心梁和波纹夹心梁的落锤冲击性能进行研究,试验结果表明两种结构梁动态性能接近。此外还采用有限元模拟研究了不同冲击速度下的力学性能响应以及有无下面板的区别。该学者还专门通过有限元模拟对上述两种夹芯梁的动态压入响应开展了相关研究^[205]。Kılıçaslan 等^[206]对多层铝合金梯形波纹夹芯结构的低速冲击性能开展了研究,发现微惯性效应的存在提高了结构的临界屈曲载荷。Radford 等^[207]分别对三角形波纹夹芯结构、金字塔形夹芯结构和泡沫铝夹芯结构的低速冲击性能进行了研究,结果表明三角形波纹夹芯结构和泡沫铝夹芯结构具有较好的动态性能。Boonkong 等^[208]对铝合金波纹夹芯结构的低速冲击下的吸能特性及对应的失效机制开展了研究,此外,作者还建立了基于弹塑性理论的有限元模型,该模型综合考虑了材料的应变硬化效应、应变率效应和相关的破坏机制,模拟结果与试验结果表现出了高度一致。确认有限元模型的准确性之后,作者又通过该手段研究了冲击试验中一些关键参数对冲击性能的影响。然而对于钛合金波纹夹芯结构,尤其是多层多取向排列的波纹夹芯结构的低速及高速冲击性能,目前还研究甚少。

1.4 本课题研究意义、研究内容及技术路线

1.4.1 研究意义

一体化热防护将防隔热与承力性能集成在一起,而两者是相互矛盾、相互制约的。当采用防隔热性能好的材料,往往承力性能低;而采用高温下承力性能好的材料,往往热导率较高,防隔热性能差。在一体化热防护设计中,需要合理平衡这一矛盾。围绕一体化热防护热力耦合矛盾提出的新型一体化热防护系统方案,利用波纹夹芯板的抗屈曲、高刚度和强度特性,可使该种方案具有良好的承力性能;同时在夹芯板中填充隔热材料,又可以使夹芯板与面板的热导率低、热容高,进而使整个方案具有良好的防隔热性能。作为框架的波纹夹芯结构,其材料要求轻质、比强度高、比刚度高、耐热和耐腐蚀,因而钛合金成为比较理想的选

择。

波纹夹芯结构具有灵活的可设计性和多功能性,为了同时满足各种功能性的要求,通常采用有限元手段对其进行优化设计。然而为了准确描述波纹夹芯结构,尤其是波纹夹芯层,要对有限元模型划分大量的单元,因此即便是一个很简单的模型,也要花费大量的求解时间。基于这个原因,对其等效理论的研究很有必要。波纹夹芯结构无论服役于航空航天领域还是舰船火车领域,都不可避免要承受冲击载荷。相比于静态载荷下的力学性能,波纹夹芯结构在动态载荷下可能会有应力波、惯性和应变率效应,从而会表现出和静态载荷下不一样的性能,因而探究其在静态和动态载荷下的力学行为非常有必要,对推动一体化热防护的应用具有重要意义。

1.4.2 研究内容

钛合金波纹夹芯结构可用于高超声速空天飞行器用防隔热/承力一体化热防护系统的框架结构以及航空航天飞行器的蒙皮和发动机组件,本文将针对钛合金波纹夹芯结构开展以下研究:

(1) 对钛合金波纹夹芯结构的制备工艺展开研究。通过有限元模拟手段研究了气压成形以及冷辊轧工艺制备波纹夹芯层的优缺点,以壁厚分布均匀性和壁厚减薄率为衡量标准最终确定冷辊轧的方法制备夹芯层;对夹芯层与面板之间的钎焊工艺进行了优化,探究了不同钎焊时间对钎焊接头微观组织、剪切性能、剪切失效模式以及显微硬度的影响规律,获得了最佳钎焊工艺。

(2) 对钛合金波纹夹芯结构的等效板理论进行研究。利用解析法推导并获得了钛合金波纹夹芯层等效剪切模量 G_{xz} 、 G_{yz} 和 G_{xy} , 等效弹性模量 E_x 和 E_y , 泊松比 ν_{xy} 和密度 ρ_{eq} 的解析表达式;同时利用 Abaqus 软件通过有限元模拟的方法同样获得了钛合金波纹夹芯层等效剪切模量和等效弹性模量。分别采用解析法和有限元法研究了波纹夹芯材料厚度、波纹夹芯层高度以及波纹夹芯层波长对上述剪切模量及弹性模量的影响规律,并比较了两种方法计算结果的吻合度。此外,分别建立了钛合金波纹夹芯结构三点弯曲等效及全尺寸有限元模型验证等效理论的合理性。最后研究了波纹夹芯材料厚度及波纹夹芯高度对钛合金波纹夹芯结构弯曲刚度的影响规律。

(3) 对钛合金波纹夹芯结构的静态力学性能进行研究。首先对钛合金波纹夹芯结构的平面压缩性能进行研究,通过试验探索了波纹夹芯层数和夹芯排布方向对压缩强度、模量和失效模式的影响,同时结合有限元模拟手段开展研究,并比较了两者的结果;其次通过有限元模拟和试验对钛合金波纹夹芯结构的横向和纵向剪切失效模式进行研究;最后对不同波纹夹芯层数和不同夹芯排布方向的钛合金波纹夹芯结构三点弯曲性能展开研究,分析夹芯层数和排布方向对弯曲刚度的影响,此外还利用有限元模拟手段研究了夹芯厚度、面板厚度以及波高/波长比对单层波纹夹芯结构不同方向最大抗弯刚度的影响规律。

(4) 对钛合金波纹夹芯结构的动态力学性能进行研究。首先利用霍普金森压杆对不同

波纹夹芯层数和不同夹芯排布方向的钛合金波纹夹芯结构进行不同应变速率霍普金森压杆试验,分析不同结构的应变率效应,建立六种波纹夹芯结构的 Perzyna 经验本构模型和两种结构的 Johnson-Cook 本构模型,并对其离散度和适应性进行了分析与比较;其次通过霍普金森试验结果对钛合金波纹夹芯结构在不同应变速率下的吸能性能进行研究,对不同结构在相同冲击速度下的吸能性能进行比较。此外对两种波纹夹芯结构的低速落锤冲击性能进行试验研究,分析了不同冲击速度下的峰值力、能量吸收状况和失效模式;最后对三种波纹夹芯结构进行 2~6m/s 的低速冲击模拟,比较了各种结构不同速度下的峰值力、能量转化、吸能效率以及波纹夹芯结构各部分的吸能和最终变形情况。

1.4.3 技术路线

基于 1.4.2 节的研究思路及内容,根据图 1.14 的技术路线开展本课题的研究。

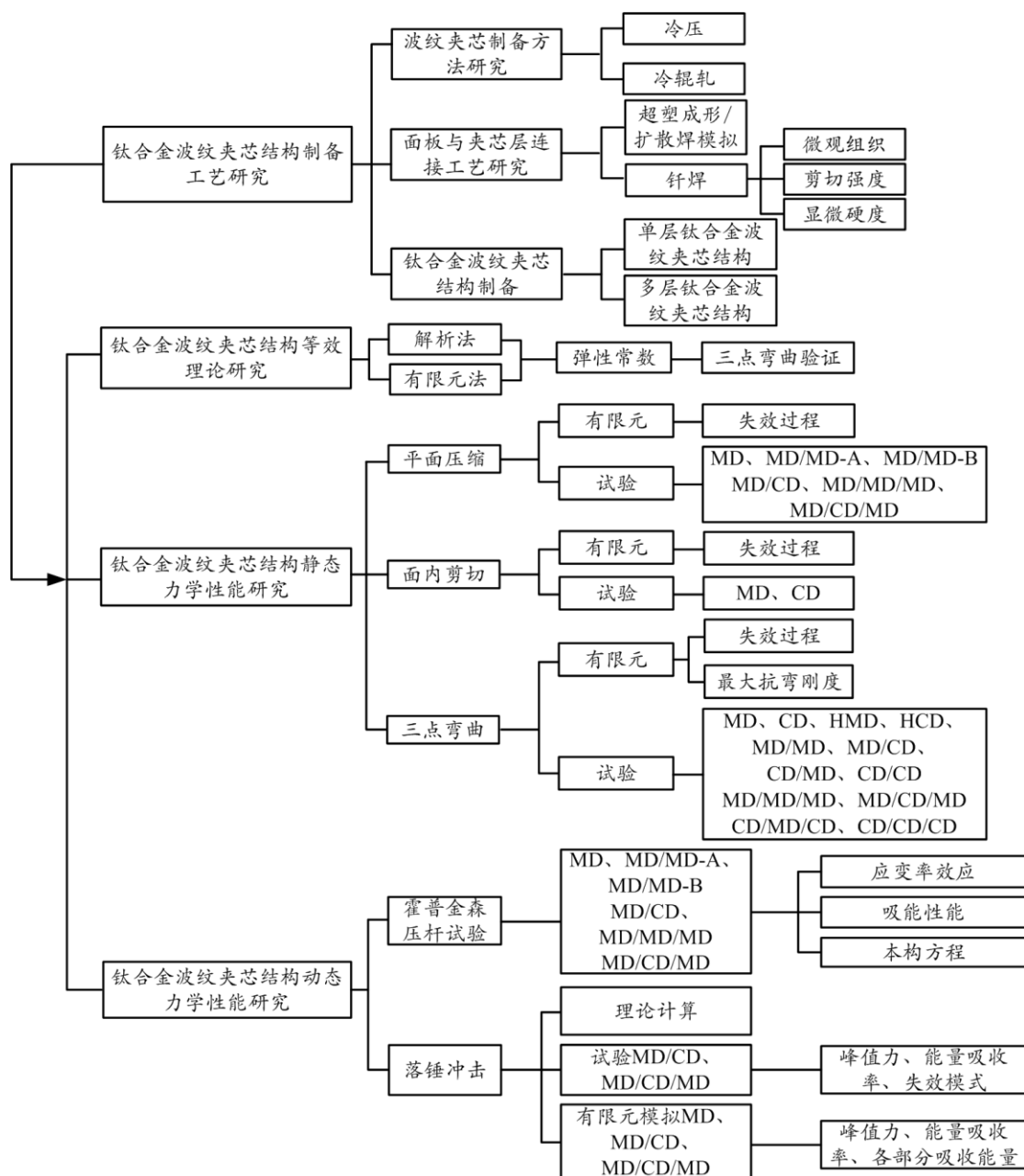


图 1.14 本课题的技术路线

第二章 钛合金波纹夹芯结构制备工艺研究

钛合金波纹夹芯结构的制备工艺分为两步法和一步法。两步法即是先制备出所需的夹芯层，再通过胶接或者焊接的方式将其与面板连接在一起，从而形成波纹夹芯结构。一步法则是将波纹夹芯层的成形及其与面板之间的连接在一个工艺过程中同时或先后完成。对于夹芯层的制备方法，如果夹芯材料在常温下具有良好的塑性，则可在常温下进行冷压成形或轧制成形；如果夹芯材料在常温下塑性不足而高温下塑性可以得到明显改善，则可对其进行高温成形；由于钛合金在特定条件下具有超塑性，因而可以在高温环境下通过气压进行超塑性成形。

夹芯层与面板之间的连接工艺主要有胶接和焊接。胶接适用于对连接强度要求不高同时服役温度不高的构件。相对于胶接来讲，焊接是一种更加可靠的连接方式。对于钛合金波纹夹芯结构的焊接，钎焊和激光焊是目前应用最为广泛的两种焊接方式。

一步法的代表工艺是超塑性成形/扩散焊技术。这种技术非常适合于加工复杂形状的零件，例如航空发动机上的风扇叶片、飞机机翼等。至今该技术已广泛应用于航空航天领域。但是该技术的工艺过程对于模具、温度、密封性的要求非常高，而且生产效率比较低。对于生产大批量，小而密的波纹夹芯结构，超塑性成形/扩散焊技术则显现出非常大的劣势。

本章将对夹芯层气压成形工艺以及轧制工艺过程进行有限元模拟，分析比较两种工艺制备的夹芯层壁厚减薄情况和壁厚分布情况。夹芯层与面板之间的连接工艺则选择比激光焊更加简单高效的钎焊，并对其工艺参数进行优化，研究不同钎焊时间对接头微观组织、硬度及强度的影响规律。

2.1 夹芯层制备工艺研究

2.1.1 试验材料

钛及钛合金是一种重要的结构材料，具有优异的综合性能，如密度小、比强度高、低温韧性良好、耐高温，尤其是具有良好的耐腐蚀性能，能在大多数酸、碱、盐及海水中不腐蚀。因此它在航空、航天、化工、造船等工业部门获得了日益广泛的应用^[71]，并已经成为航空航天工业的脊柱材料之一^[209]。

本课题中，夹芯材料选择兼顾强度与塑性的工业纯钛 TA2，厚度为 0.3mm。面板材料为屈服强度高达 1000MPa 的钛合金 Ti-6Al-4V，厚度分别为 0.3mm 和 1mm。上述材料均来自宝鸡钛业，其成分如表 2.1、表 2.2 所示。

表 2.1 工业纯钛 TA2 主要成分 (wt. %)

| 基材 | Ti | Fe | C | N | H | O | 其他 |
|-----|------|------|------|------|-------|------|------|
| TA2 | Bal. | 0.30 | 0.08 | 0.03 | 0.015 | 0.25 | <0.4 |

表 2.2 Ti-6Al-4V 主要成分 (wt. %)

| 基材 | Ti | Al | V | Fe | C | N | H | O | 其他 |
|-----------|------|---------|---------|------|------|------|-------|-----|------|
| Ti-6Al-4V | Bal. | 5.5~6.5 | 3.5~4.5 | 0.30 | 0.08 | 0.05 | 0.015 | 0.2 | <0.4 |

2.1.2 气压成形工艺研究

本节利用 MSC.MARC 软件对气压成形工艺过程进行有限元模拟, 以了解其变形过程及壁厚分布等信息, 并进一步判断此工艺是否适合本课题中波纹夹芯层的制备。模拟成形的波纹夹芯几何形状及参数如图 2.1 所示, 形状为正弦形, 材料为 TA2。

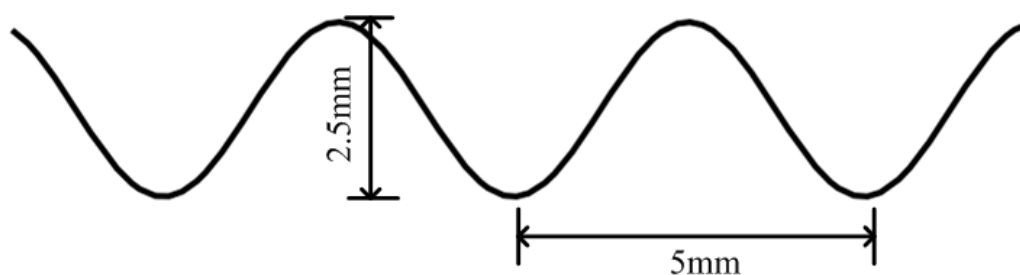


图 2.1 波纹夹芯层几何形状及参数

波纹夹芯的冲压成形有限元模型由面板和相应波纹形状的模具组成, 利用气压加载, 模型如图 2.2 所示。

材料模型定义如下: 假设板料为各向同性、弹塑性材料, 本构方程遵循 POWER-LAW 准则, 即 $\sigma = k\varepsilon^n$, 其中 k 为 480, n 为 0.154。几何特性的定义如下: 设定板料单元为 3D 壳单元, 单元厚度 0.3mm。边界条件的定义: 设定板料边缘上, 沿 X 轴方向的节点 $Z=0$; 沿 Z 轴方向的节点 X、Y、Z 三向位移为 0。选取面板单元, 施加气压控制的面载荷, 方向始终垂直于板料。载荷工况的定义如下: 目标应变速率为 $0.1s^{-1}$, 选用最大应变速率恒定法的压力优化控制策略。预设总工况时间为 100-500s, 载荷增量控制采用固定时间步长, 时间步长设为 1s, 总增量步数为 100-500。作业参数的定义如下: 选取定义的载荷工况; 在接触控制中定义摩擦为修正库仑模型, 定义相对滑移速度 $2 \times 10^{-5}mm/s$; 定义分析参数, 主要选择大应变非线性分析及跟随力分析 (保证变形中压力载荷始终垂直于板料); 选择要输出到 MARC 后处理文件的分析结果, 如单元厚度、等效应变、等效应力等, 保存并提交作业。

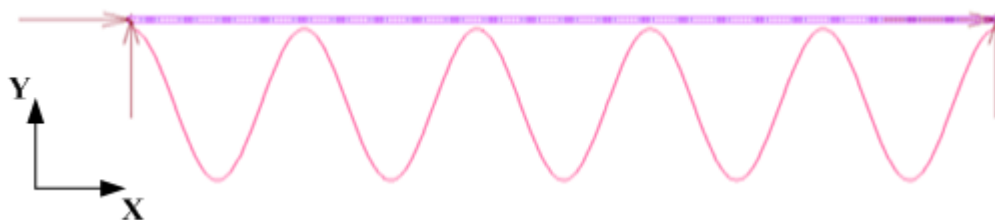


图 2.2 波纹夹芯冲压成形有限元模型

图 2.3 的模拟结果显示了成形过程中等效塑性应变分布情况，可以明显的看出，在整个变形过程中，先贴模的部分变形量比较大，最后贴模的部位变形量较小。最终结果表明，整个波纹夹芯上的应变分布很不均匀，这势必会导致波纹夹芯各处厚度及性能的差异。

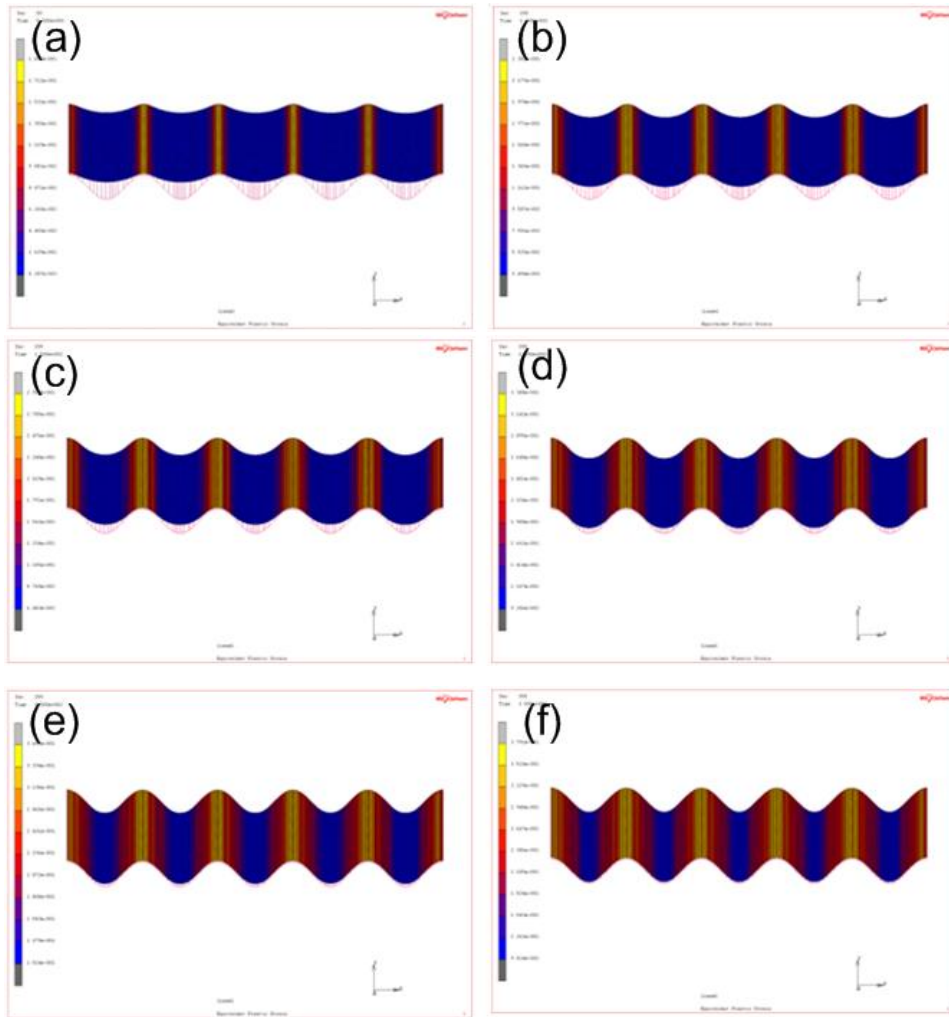


图 2.3 波纹夹芯层气压成形过程

图 2.4 对波纹夹芯上两个完整波形范围内壁厚分布情况进行了分析。显而易见，波峰处的壁厚小于波谷处的厚度，减薄率非常明显。最薄处的厚度为 0.232mm，减薄率为 22.67%，厚度最大处为 0.247mm，减薄率为 17.67%，最厚处与最薄处厚度差为 0.015mm，约为板料原始厚度的 5%。在波纹夹芯结构中，夹芯层的波峰及波谷处作为与面板连接的部位，对整个结构的稳定性具有至关重要的作用。因为连接部位本身就是一个薄弱点，在受到横向剪切及冲击载荷情况下，极易在这个部位提前发生失效。采用气压成形工艺制备的夹芯层的波峰处的厚度明显小于其他部位，与面板之间连接后，这个部位必将成为整个结构中最薄弱的地方，从而严重影响整个结构件的强度。

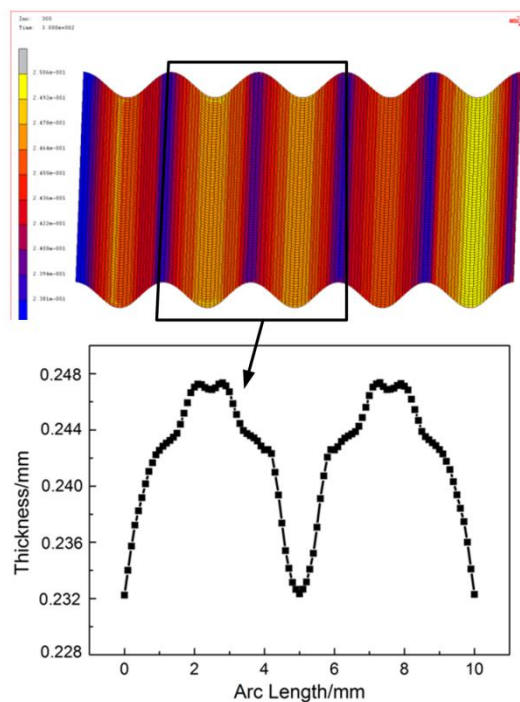


图 2.4 有限元模拟气压成形制备波纹夹芯层壁厚分布

2.1.3 辊轧工艺研究

冷辊轧成形是金属板料通过成对配置的特定形状的成形轧辊，随着辊轮的回转，在将金属板料向前送进的同时，对金属板料连续进行横向弯曲，以制成特定结构板材的加工方法，如图 2.5 所示。冷辊轧成形是一种节材、节能、高效的金属板材成形新工艺、新技术。冷辊轧成形的主要特征有：

- (1) 冷辊轧成形的生产效率很高，而所需设备数量却很少；
- (2) 冷辊轧成形能够制造出断面形状十分复杂的构件，能最大限度地满足结构设计的要求；
- (3) 可以得到表面加工质量很高的各种形状的制件；
- (4) 冷辊轧成形的主要变形工具-成形辊的使用寿命长，而且制造较简单、成本低；
- (5) 冷辊轧成形可以加工各种材料：软带钢、有色金属及其合金、不锈钢及其他许多材料。带料的厚度可以由 0.1 mm 到 20 mm，宽度可达 2000mm。制件的长度从理论上讲可以是任意的，不受设备条件的限制；
- (6) 材料利用率高；
- (7) 由于具有均匀的加工硬化性，因而制件的刚度和强度都有显著的提高。

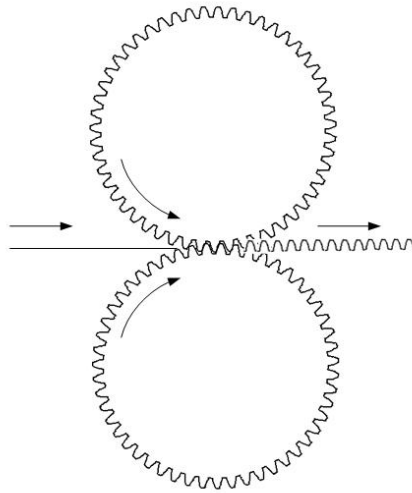


图 2.5 冷辊轧成形示意图

对于 TA2 材料，由于其在常温下具有较好的塑性，可以通过冷辊轧成形制备波纹夹芯层。在理想状态下，辊轧的过程中板料可以及时补充，因此成形件的壁厚相对于原料的厚度应该没有变化。采用 2.1.2 节所使用的材料参数对如图 2.1 所示的波纹夹芯做辊轧工艺的有限元模拟研究，获得的波纹夹芯壁厚分布如图 2.6 所示。波纹夹芯最薄处的厚度约为 0.2927mm，减薄率为 2.4%，最厚处约为 0.297mm，减薄率为 1%，最厚处与最薄处厚度差为 0.0043mm，相当于板料原始厚度的 1.4%。实际辊轧成形过程中，由于摩擦力的存在，导致补料略微滞后，从而壁厚还是会有所减薄，但基本上可以忽略不计。最重要的是该工艺制备的波纹夹芯层壁厚分布均匀，各处性能不会有明显差距。

气压成形和辊轧工艺环境均为室温，两者之间具有可比性，显然辊轧工艺的壁厚减薄率和壁厚均匀性均优于气压成形工艺。

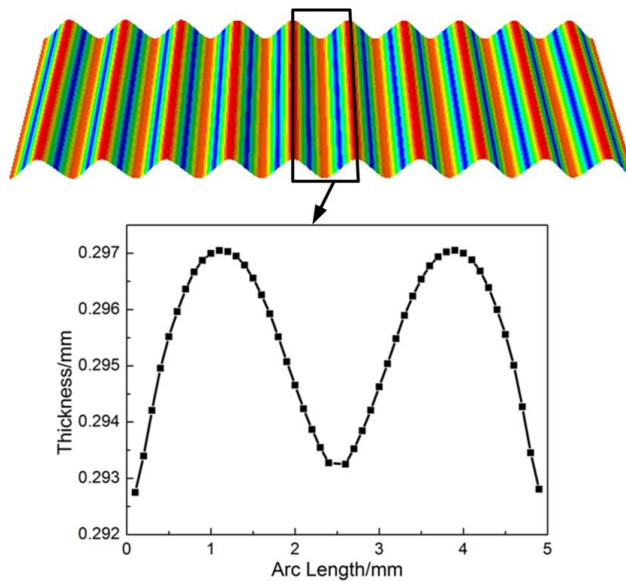


图 2.6 有限元模拟辊轧工艺制备波纹夹芯层壁厚分布

为此设计并制造了一套辊轧设备，如图 2.7 所示。该设备主要由电机，主动辊和被动辊组成。波纹板轧制生产工艺流程如下：按照下料尺寸用剪板机下料，为防止轧制过程中轧辊划伤钛板表面，在钛板上下表面均匀涂抹齿轮油。将钛板置入轧辊凹槽，控制主电机点动，上下工作辊咬入钛板，电机转动使轧辊连续转动，钛波纹夹芯层轧制完成，如图 2.8 所示。

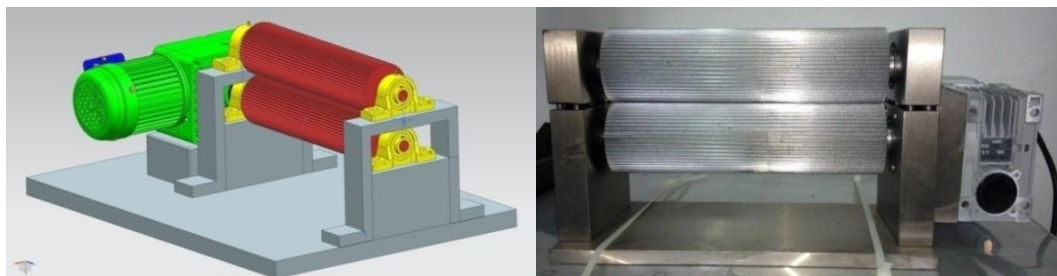


图 2.7 冷辊轧设备设计图与实物图

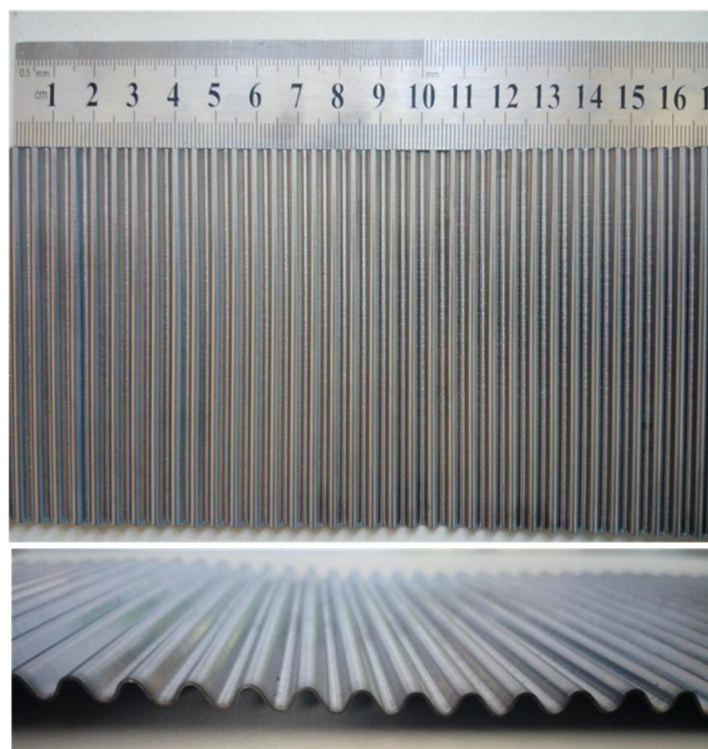


图 2.8 辊轧制备的 TA2 波纹夹芯层

2.2 面板与夹芯层连接工艺研究

2.2.1 超塑性成形/扩散焊工艺有限元模拟研究

本节同样利用 MSC.MARC 软件对超塑性成形/扩散焊的工艺过程进行有限元仿真，以评价其在波纹夹芯结构制备方面的优劣。模拟所用夹芯层材料为 0.3mm 厚的 TA2，面板材料为 1mm 厚的 TC4。

(1) 有限元模型的建立

波纹夹芯结构由上面板、芯板和下面板组成。芯板与上面板和下面板扩散焊接后，进行

超塑性成形，最终成形为空心加强结构，考虑到三层板结构的对称性，取模具和板料的 1/2 建立有限元分析模型，如图 2.9 所示。

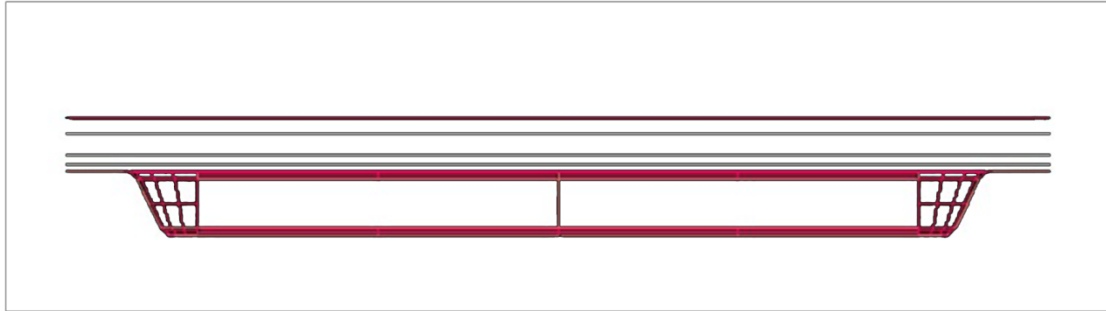


图 2.9 钛合金波纹夹芯结构超塑性成形/扩散焊有限元模型

(2) 有限元参数的设定

材料模型的定义：具体参数设置如下：假设板料为各向同性、弹塑性材料，本构方程遵循 POWER-LAW 准则，即 $\sigma = A(\epsilon_0 + \bar{\epsilon})^m + B\dot{\epsilon}^n$ 。输入参数：Coefficient A 为 0，m 为 0，Coefficient B 为 515，n 为 0.569。

几何特性的定义：设置板料 3D-shell 单元，单元的厚度根据板料的初始厚度值确定，不同的板料厚度几何特性中单元厚度设置亦不相同，其中上面板的厚度为 1mm，芯板和下面板的厚度均为 0.3mm。

边界条件设置：在超塑性成形过程中，板料周边在压边力的作用下不参与变形，约束板料周边的节点 6 个方向自由度为 0，对称面节点 Y 方向自由度为 0，选取面板和芯板未焊接部分的单元，施加超塑性控制的面载荷，方向始终垂直于板料。

接触设置：定义板料为变形体，模具为刚体。上面板、下面板分别定义为不同的两种变形体，将芯板与上面板扩散连接区域、芯板与下面板扩散连接区域和芯板不需要扩散连接区域分别定义为三种不同的变形体。通过 CONTACT TABLE 指定接触对，面板与模具之间设置为 TOUCHING 接触属性，扩散连接的变形体之间设置为 GLUE 接触属性，定义摩擦系数 μ 为 0.2。

载荷工况设置：在 Mechanical-Static-Superplasticity Control 中控制最小加载压力为 0.001MPa，最大加载压力为 2.5MPa，目标应变速率为 $0.002s^{-1}$ ，采用最大应变速率恒定的压力控制策略。设置总工况时间为 2000s，载荷增量控制采用固定时间步长，步长时间为 5s，共 400 个增量步数。

作业参数的定义：选取定义的载荷工况；在接触控制中定义摩擦为修正库仑模型，定义相对滑移速度为 $2 \times 10^{-5} mm/s$ ；定义分析参数，主要选择大应变非线性分析及跟随力分析（保证变形中压力载荷始终垂直于板料）；选择要输出到 MARC 后处理文件的分析结果，如单元厚度、等效应变、等效应力等，保存并提交作业。

(3) 有限元模拟结果分析

图 2.10 所示为超塑性成形/扩散焊的工艺流程。该工艺流程一般包含三个阶段，即自由

胀形阶段、贴模阶段、充填阶段。由图 2.10 可知，毛坯先从未贴模部位开始自由胀形，如图 2.10(a)和(b)所示；随着压力的继续加载，工件受模具约束最少的部位最先贴模，如图 2.10(b)；接着芯板与下面板扩散焊接部位也开始接触模具，此时工件完成贴模成形进入最后充填阶段，如图 2.10(c)。与模具接触的部位受摩擦的限制不再变形或变形很小，随着接触面积的增大，基本不在发生变形。未接触的部位继续变形，如图 2.10(c)所示，工件大部分已经贴模，只剩下底部圆角处，最终成形结果如图 2.10(d)所示。

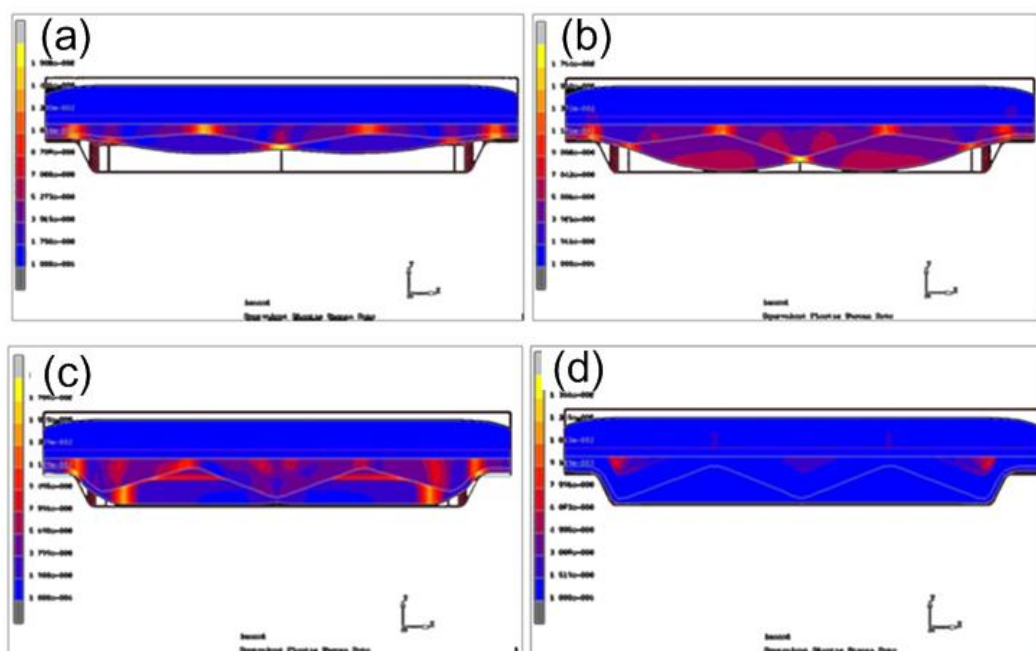


图 2.10 钛合金波纹夹芯结构超塑性成形/扩散焊有限元模拟过程

同样地，超塑性成形/扩散焊工艺获得的夹芯层的壁厚分布同样是值得关注的问题。选取成形后的波纹夹芯层中一个完整波形，对其壁厚进行分析。如图 2.11 所示，该工艺下获得的夹芯层壁厚减薄最严重的部位位于波谷处，但波峰处同样减薄率较大。波谷处的厚度约为 0.26mm，减薄率为 13.33%，壁厚最大处的厚度为 0.267mm，减薄率为 11%，最厚处与最薄处厚度差为 0.007mm，相当于板料原始厚度的 2.33%。相比于气压成形工艺，超塑性成形/扩散焊工艺获得的壁厚减薄率和均匀性显然要好得多，这与其变形速率较慢有直接关系。

超塑性成形/扩散焊工艺环境为高温，且变形速率较慢，这些条件均有利于壁厚的均匀分布，然而即便如此，其壁厚减薄率和壁厚均匀性仍略逊色于辊轧工艺，因而本课题选择辊轧工艺制备波纹夹芯层是合理的。此外，超塑性成形/扩散焊工艺条件比较严苛，制备效率低，波纹夹芯形状的可设计性受到严重限制。因此，本课题将采用钎焊工艺实现面板与夹芯层之间的连接。

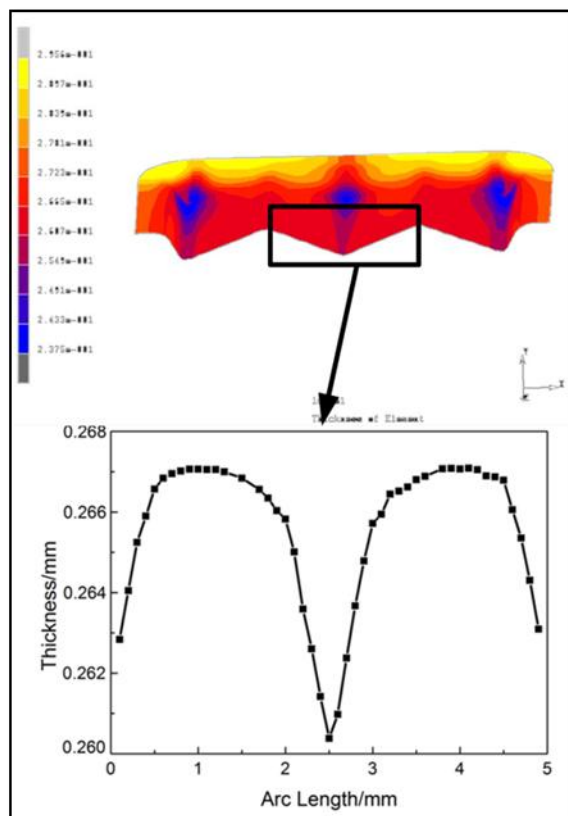


图 2.11 有限元模拟超塑性成形/扩散焊工艺制备波纹夹芯层壁厚分布

2.2.2 钎焊工艺研究

2.2.2.1 钎料选择

钛会与大多数的熔化钎料发生合金化反应,其结果一方面促进了钎料在基体上的润湿铺展,另一方面也会产生过合金化现象^[209],以致对基体溶蚀或在接头中形成脆性金属间化合物。为了解决这个问题,一是研究一种只与钛及钛合金起轻微合金化的钎料;二是选择合适的钎焊热循环,限制钎料与钛基体合金化反应程度。综合考虑上述因素,本课题选用了钛基钎料,牌号为 Ti-37.5Zr-15Cu-10Ni,具体化学成分如表 2.3 所示。为了选择合理的焊接温度,我们对上述钎料做了 DSC 测试以确定其熔点,测试结果如图 2.12 所示,该钎料的熔点约为 853 °C,钎焊的温度可比熔点高 20~40 °C。

表 2.3 钛基钎料 Ti-37.5Zr-15Cu-10Ni 主要成分 (wt. %)

| Ti | Zr | Ni | Cu | Mo | Fe | Al | Si | O | C | N |
|------|--------|--------|------|-----|------|------|-------|------|------|------|
| Bal. | 37.5±1 | 10±0.5 | 15±1 | < | < | < | <0.02 | <0.2 | < | < |
| | | | | 0.1 | 0.08 | 0.05 | | | 0.04 | 0.03 |

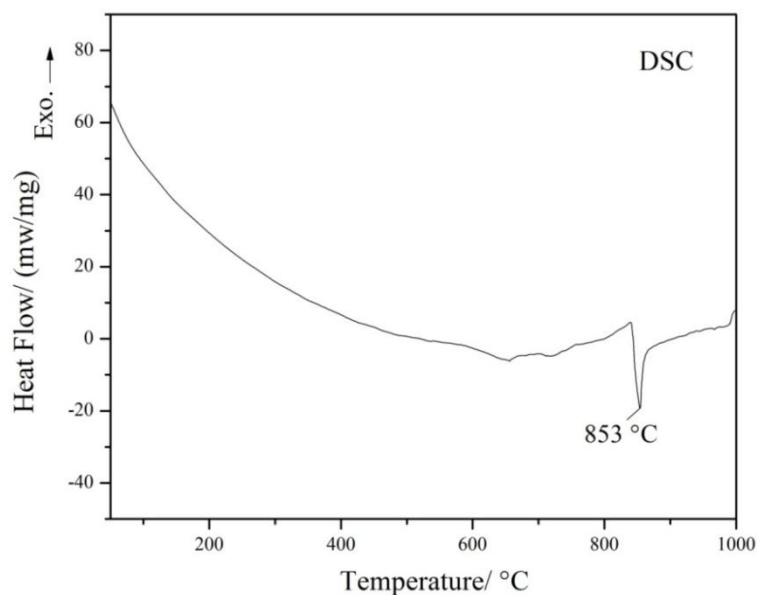


图 2.12 钛基钎料 Ti-37.5Zr-15Cu-10Ni DSC 曲线

2.2.2.2 焊前处理工艺

将轧制获得的 TA2 波纹夹芯层及 1mm 和 0.3mm 厚的 TC4 板材切成 200mm×200mm 大小，在丙酮中超声清洗以除去材料表面油污。除污之后，在重量比例为 5% HF，20% HNO₃ 的酸溶液中进行酸洗 1min 以除去表面氧化膜。清洗之后将用三氯乙烯(C₂HCl₃)稀释的膏状钎料涂抹在面板上需要焊接的部位。

将一层波纹夹芯放置于两层涂了钎料的面板之间，组成单层波纹夹芯结构。每次过程可以完成多个波纹夹芯结构的焊接，只需要将每个结构叠加起来即可。值得注意的是，在焊接多个波纹夹芯结构的时候，需要在相邻的两两结构之间加入一层不锈钢隔板，这层隔板既可以给下面的波纹夹芯结构施加压力以保证面板和夹芯层之间的接触，又可以防止焊接过程中相邻面板之间被焊接在一起。所有需要焊接的结构组装完毕之后，在最上面的面板之上再叠加一层不锈钢板并用螺母固定压紧，如图 2.13 所示，这样就可以完全确保焊接过程中面板与夹芯层之间的接触。组装好的结构即可放入真空炉中等待焊接。

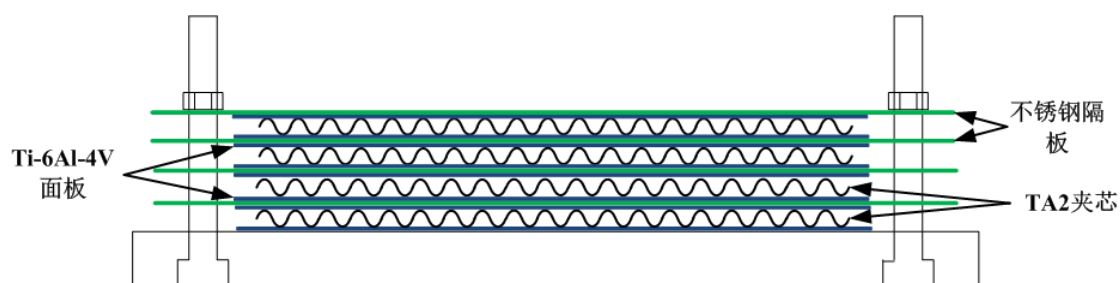


图 2.13 钎焊波纹夹芯结构组装示意图

2.2.2.3 钎焊时间对组织结构影响

钎焊过程在真空热处理炉中进行，真空度不低于 2×10^{-3} Pa，钎焊温度 870°C，升温速度

10°C/s, 保温时间分别为 5min、10min、20min 和 30min, 保温结束后随炉冷至室温取出焊接件。

图 2.14(a)-(d)是焊接温度 870°C, 保温时间分别为 5min、10min、20min 和 30min 情况下 TA2/TC4 钎焊接头微观组织的背散射扫描电镜图像。可以明显的看出, 保温时间对钎焊接头的宽度的有非常直接而显著的影响。尤其是当钎焊保温时间为 30min 时, 夹芯材料 TA2 的基体组织发生了剧烈的变化, 这将会对钎焊接头的性能产生十分不利的影 响。为了进一步探究保温时间对钎焊接头微观组织的影响规律, 对图 2.14 当中的矩形区域进行更高倍数的放大, 其扫描电镜图片如图 2.15 所示。为了研究的方便, 根据形貌的区别, 将钎焊接头分为七个区域, 分别为 A、B、C、D、1、2 和 3 区。其中 A、B、C 区是 TA2 母材及其与钎料的界面区域, 而 1、2、3 区则是 TC4 母材及其与钎料的界面区域, D 区为钎料的熔化区域。钎焊接头通常由位于中间反应层(图 2.15(a)的 D 区) 及与其相邻的两个针状区 (C 区和 3 区) 组成。增加保温时间, 反应层的厚度将逐渐减小, 当保温时间超过 10min 之后, 这层反应层将会完全消失。而针状区大小随保温时间的变化趋势则与之相反, 即随着保温时间的延长, 针状区及针状组织增大。

保温时间对钎焊接头显微组织演化的影响可以通过结合 EDS 能谱分析和背散射扫描电镜照片做进一步的研究。利用 EDS 对 870°C, 保温 10min 的钎焊接头各区域 (即图 2.15 (b)) 进行了元素分布分析, 结果如表 2.4 和表 2.5 所示。分析表 2.4 的结果可知, A 区主要是富 Ti 相组织及少量的 Cu、Ni、Zr 等合金元素, 这些合金元素主要来源于所使用的钎料。而在界面区域, 包括 B 区和 C 区, Ti 的含量略有降低, 但是仍然超过 80%; 对于 Ni、Cu、Zr 等合金元素, 尽管含量依然比较低, 可相比于 A 区的含量已经有了非常显著地提高。高含量的 Ti 及低含量的 Ni、Cu、Zr 有利于 $(\alpha\text{-Ti}) + (\text{Ti,Zr})_2\text{Ni} + (\text{Ti,Zr})_2\text{Cu}$ 等微细共析相的形成。因此这些界面相的形成正是由于 TA2 基材中溶解的元素与熔化钎料中的合金元素反应所致。

D 区是处于 C 区和 3 区之间的钎焊层, EDS 结果表明其成分与所使用的 Ti-Zr-Cu-Ni 钎料成分相似并含有少量的 Al 元素。就相组成来说, D 区主要是由大量的 $(\text{Ti,Zr})_2(\text{Cu,Ni})$ 金属间化合物组成。如图 2.14(c)和(d)所示, 当钎焊时间增加到 20min 之后, D 区消失了, 这是由于其中的 Zr、Cu、Ni 与基体材料中的元素互扩散所致。

1、2、3 区是 TC4 与钎料之间的界面区域。它们的形成是基于特殊的互扩散机制和溶解极限理论, 主要包括钎焊过程的等温凝固和固态扩散机制^[210]。这些区域的形成表明在钎焊过程中熔化的钎料和 TC4 母材之间发生了强烈的反应。类似于 TA2 和钎料反应层之间的界面元素, 1 区主要由富 Ti 相和少量的 Ni、Cu、V、Al 等合金元素组成。对于 2 区, 其原本属于 TC4 母材, 由等轴的 α 相和颗粒状 β 相组成, 但是在钎焊过程中, 熔化的液态钎料中 Cu 和 Ni 原子向 TC4 母材扩散, 由于 Cu 和 Ni 是 β -Ti 的稳定元素, 因此这些元素的扩散将会促进 TC4 母材中的 α -Ti 向 β -Ti 的转变。3 区紧邻着母材 TC4, 表现为共析组织, 包含 Ti 和少量的 Ni、Cu、Zr 元素, 主要由 $(\text{Ti,Zr})_2\text{Ni}$ 和 $(\text{Ti,Zr})_2\text{Cu}$ 相组成。

对 1、2、3 区和 A、B、C 区的相组成分析了之后，在此对这些相的形成机制做一个详尽的探讨。在钎焊过程的初始阶段，TC4 母材以一个较高的速率向熔化态的钎料中溶解，从而导致熔化态的钎料及其靠近 TC4 母材的区域富含 Ti。考虑到钎焊温度低于 α - β 的相转变温度，因此主要的等温凝固相是 α -Ti，而不是 β -Ti。当 α -Ti 形核并逐渐生长到钎焊接头里之后，过量的 Ni 原子和 Cu 原子从不断生长的 α -Ti 中被排挤出来并偏析在中间区域，因为 Ni 和 Cu 是 β -Ti 的稳定元素，所以其在 β -Ti 中比在 α -Ti 中有着更高的溶解度，从而在这个区域形成 β -Ti。然而在最终的钎焊接头中没有 β -Ti 的存在，这是因为在保温之后的冷却阶段 β -Ti 发生了共析转变，分解成了薄片状的 α -Ti 和 γ -Ti，分解公式如下， β -Ti \rightarrow α -Ti + (Ti,Zr)₂Ni + (Ti,Zr)₂Cu。上述讨论的这种有选择性的形核和长大机制导致生成一种典型的组织，称为“魏氏组织”^[211]。C 区和 3 区含有大量的针状魏氏组织，而且其含量随着焊接时间的延长而增加。

为了证实上述讨论的钎焊接头中出现的各种相组织，对 870°C，保温 10min 的钎焊接头进行了 XRD 分析，结果如图 2.16 所示。上述讨论中提及的几种金属间化合物，比如 [(Ti,Zr)₂Cu/Ni and (Ni,Cu)₂[Ti,(Zr)]，都被 XRD 结果所证实，这也验证了上述对组织分析的推论的正确性。

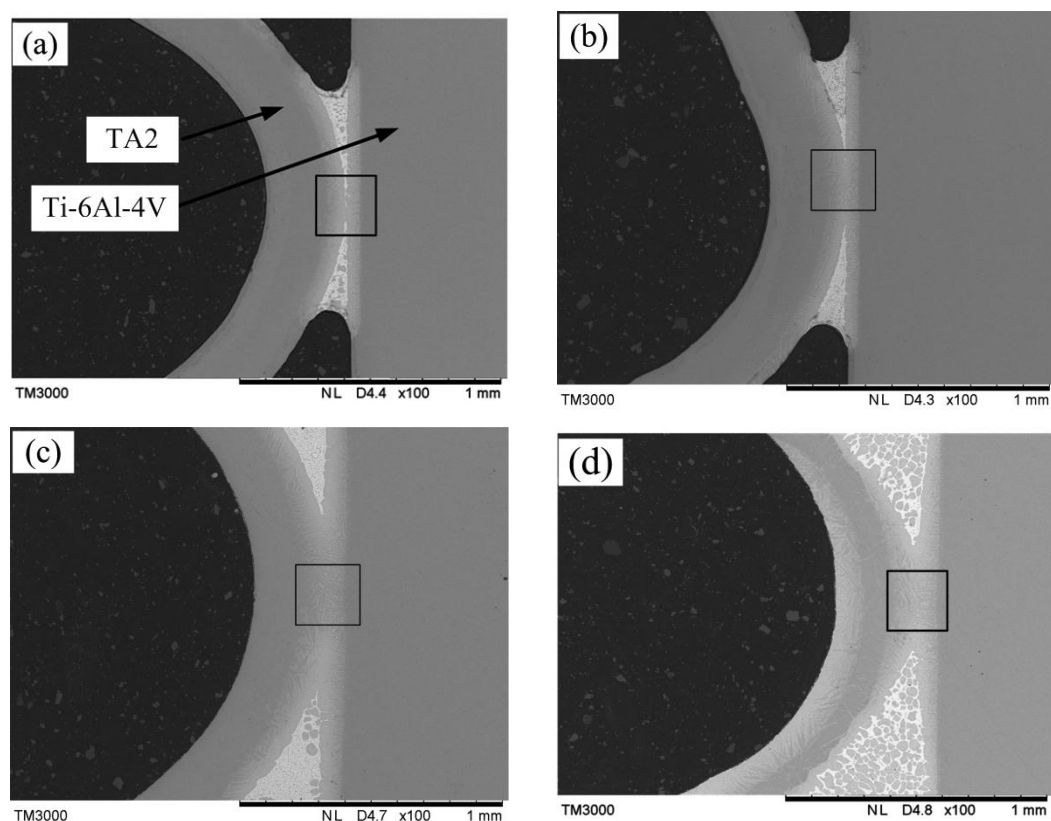


图 2.14 870°C 下不同钎焊时间钎焊接头宏观形貌

(a) 5 min; (b) 10 min; (c) 20 min; (d) 30 min

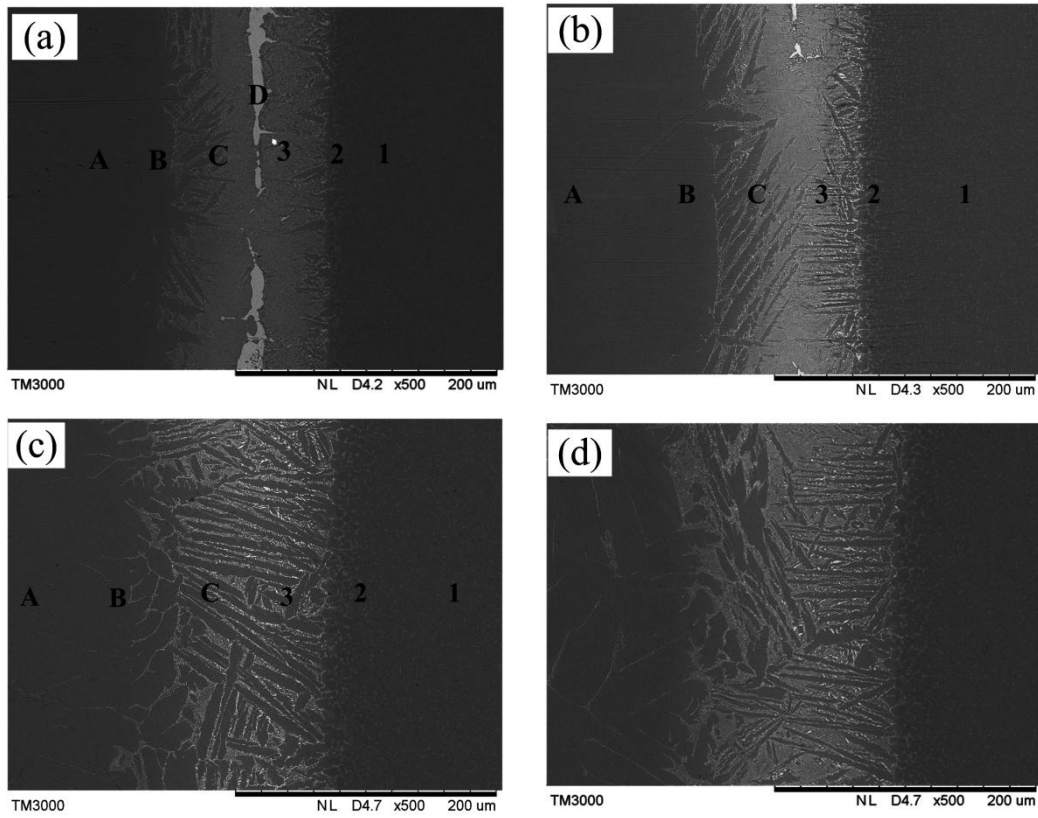


图 2.15 870°C 下不同钎焊时间钎焊接头微观形貌

(a) 5 min; (b) 10 min; (c) 20 min; (d) 30 min

表 2.4 A、B、C、D 区化学成分与相组成

| 区域 | 化学成分 (at%) | | | | | 相组成 |
|----|------------|-------|-------|-------|------|---|
| | Ti | Zr | Ni | Cu | Al | |
| A | 98.89 | 0.06 | 0.37 | 0.54 | / | α -Ti |
| B | 87.44 | 2.45 | 4.53 | 5.47 | / | α -Ti + (Ti,Zr) ₂ Ni + (Ti,Zr) ₂ Cu |
| C | 83.39 | 7.53 | 3.74 | 3.83 | / | α -Ti + (Ti,Zr) ₂ Ni + (Ti,Zr) ₂ Cu |
| D | 40.85 | 23.92 | 14.65 | 18.08 | 1.94 | (Ti,Zr)Cu ₂ , (Ti,Zr) ₂ Ni, (Ti,Zr) ₂ Cu |

表 2.5 1、2、3 区化学成分与相组成

| 区域 | 化学成分 (at%) | | | | | | 相组成 |
|----|------------|------|------|------|------|------|-----------------------------------|
| | Ti | Al | V | Zr | Ni | Cu | |
| 1 | 84.40 | 7.64 | 5.65 | 0.15 | 1.45 | 0.71 | Equiaxed α + β phase |
| 2 | 78.88 | 5.99 | 1.06 | 6.86 | 2.98 | 4.22 | Acicular α + β Ti |
| 3 | 84.82 | 2.75 | 1.10 | 7.03 | 1.37 | 2.93 | α -Ti + Cu in Ti-rich |

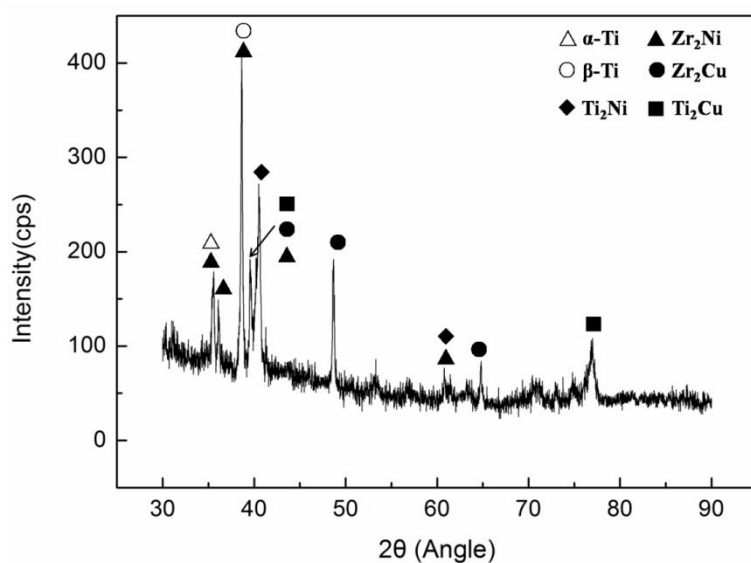


图 2.16 870°C +10 min 钎焊接头 XRD 图谱分析

2.2.2.4 钎焊时间对接头硬度影响

本节对不同钎焊工艺条件下的钎焊接头的显微硬度进行了测试，结果如图 2.17 所示。可以明显的看出来，钎焊接头不同区域的显微硬度基本上表现出相同的趋势，跟保温时间关系不大。A 区是 TA2 的母材，主要元素是大量的 Ti，只含有微量的合金元素，所以显微硬度比较低。B 区比 A 区的合金元素含量有了明显的提高，因此其显微硬度也显著地增加。C 区合金元素含量比 B 区更多，其显微硬度也得到了进一步的提升。1 区是 TC4 的母材，由于其本身就含有 V 和 Al 等合金元素，所以该区的显微硬度要高于 A 区和 B 区。而熔化的钎料中 Cu 原子和 Ni 原子不断地扩散到 2 区，致使该区的显微硬度比 1 区有所提高。3 区具有最高的显微硬度，这是因为该区中形成了大量的金属间化合物(Ti,Zr)₂Ni 和(Ti,Zr)₂Cu。整体来看，钎焊时间对于钎焊接头显微硬度的影响可以忽略不计。

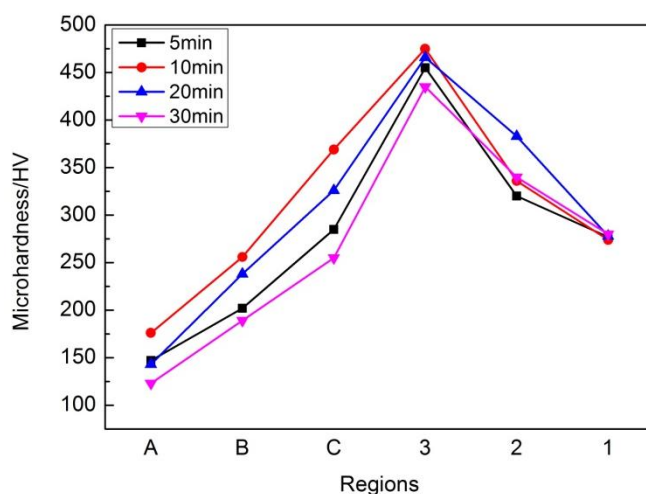


图 2.17 钎焊接头各区域显微硬度

2.2.2.5 钎焊时间对接头强度影响

本节对钎焊温度 870°C ，保温时间分别为 5、10、20 和 30min 工艺条件下获得的波纹夹芯结构进行了剪切性能测试，测试结果如图 2.18 所示。从强度来看，保温 20min 获得的波纹夹芯结构强度最大，而保温 5min 的波纹夹芯结构强度最小，只有 30.6MPa。从失效方式来看，保温 5min 的波纹夹芯结构最终的失效方式是钎焊接头脱焊，如图 2.19(a)所示，而保温 30min 的波纹夹芯结构而的失效方式则是在靠近钎焊接头处的波纹夹芯层发生断裂，如图 2.19(d)所示，但是断裂时的强度要略低于保温 20min 的波纹夹芯结构的失效强度。

不同的失效方式可以归因于钎焊接头显微组织的变化，而接头显微组织受钎焊时间的影响非常显著。当焊接时间为 5min 时，由金属间化合物 $(\text{Ti,Zr})_2\text{Ni}$ 和 $(\text{Ti,Zr})_2\text{Cu}$ 组成的中间钎焊反应层将会保留在钎焊接头当中，这对于接头的性能会产生十分不利的影响，这也解释了为什么保温 5min 的波纹夹芯结构的剪切失效方式是接头处的脱离。当保温时间是 30 min 时，剪切失效方式是靠近钎焊接头处的波纹夹芯层发生断裂，而不是发生在接头处，说明接头处的强度略高于波纹夹芯层的材料 TA2，这也表明 TA2 母材组织的粗化严重影响了其力学性能，如图 2.14(d)和图 2.15(d)所示。对于保温时间分别为 10min 和 20min 的波纹夹芯结构，其在剪切载荷的作用下显示了较好的强度和韧性的匹配，因为它们最终的失效是结构的失稳，如图 2.19(b)和(c)所示，而不是夹芯层母材的断裂或者钎焊接头的脱离。因此为了获得综合力学性能优异的波纹夹芯结构，必须要选择合适的钎焊工艺。就本课题研究的波纹夹芯结构的焊接，在确定钎焊温度和保温时间时，应尽可能降低甚至完全消除钎焊接头中的脆性相并避免母材组织的粗化。因此 TA2/TC4 波纹夹芯结构的合理钎焊工艺应该是 870°C ，保温时间为 10min 到 20min 之间。

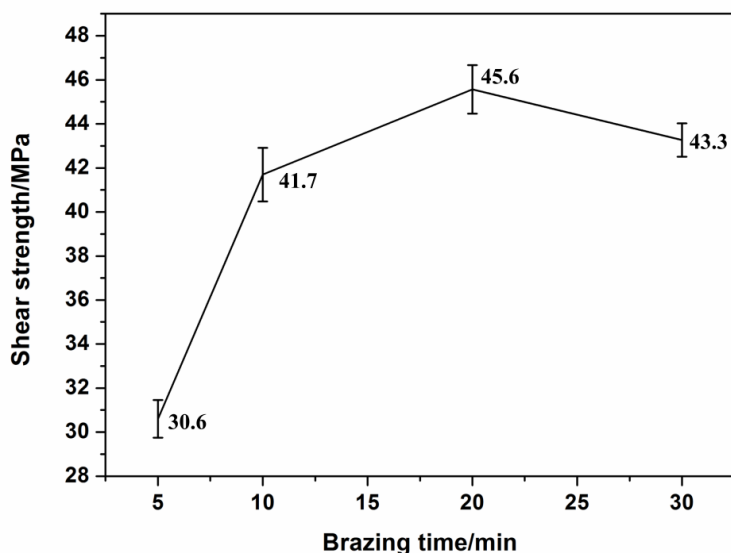


图 2.18 钎焊接头剪切强度与保温时间之间的关系

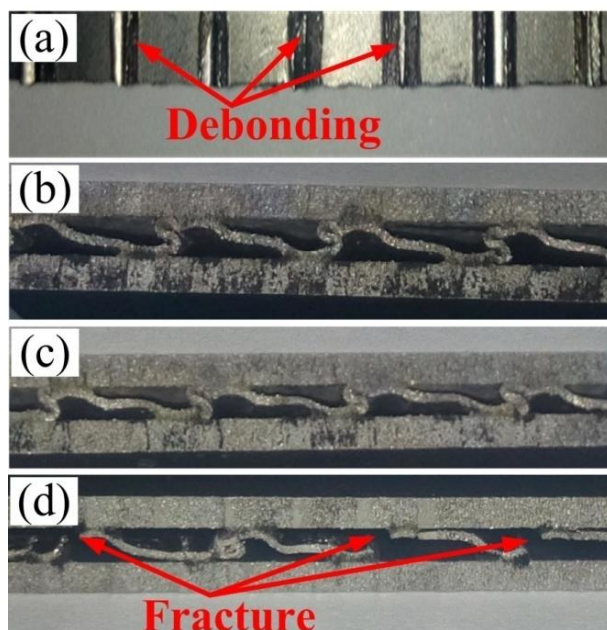


图 2.19 不同钎焊时间钎焊接头剪切失效机制

(a) 5 min; (b) 10 min; (c) 20 min; (d) 30 min

2.3 钛合金波纹夹芯结构制备

2.3.1 单层钛合金波纹夹芯结构制备

利用 2.2.2.2 节所述的处理工艺对钛合金面板和夹芯层进行表面处理，按照图 2.13 组装，钎焊之后可以获得单层钛合金波纹夹芯结构。为检查焊接质量，任意选取了若干焊接截面，通过观察发现焊接质量良好，没有发现漏焊焊穿等缺陷，如图 2.20 所示。由于制备方式的灵活性，可以根据需要，选择不同厚度的上下面板，且适用于各种形状的波纹夹芯。

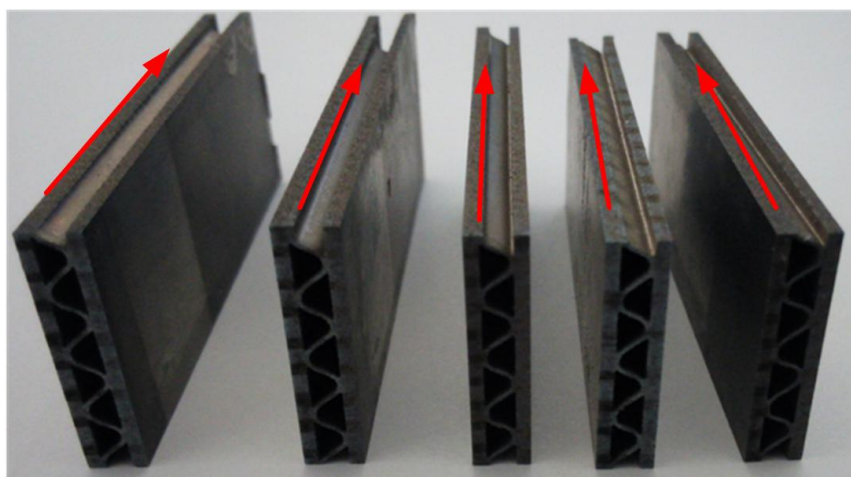


图 2.20 单层钛合金波纹夹芯结构

2.3.2 多层钛合金波纹夹芯结构制备

对于双层、三层甚至更多层数的钛合金波纹夹芯结构，均可通过与制备单层波纹夹芯结

构相同的方法制备获得，且可以一次性制备不同层数的波纹夹芯结构，如图 2.21(a)所示，制备的双层及三层钛合金波纹夹芯结构如图 2.21(b)、(c)所示。使用这种方法制备多层钛合金波纹夹芯结构具有很强的可设计性，不同波纹夹芯层的方向可以根据需要进行合理分布设计，以实现不同的功能，充分发挥夹芯层的作用。比如可以实现不同方向冷却介质的流动，发挥夹芯层各向异性、改变不同受载条件下的失效方式、改善吸能性能等。据此设计制备的双层和三层钛合金波纹夹芯结构如图 2.22(a)、(b)所示。

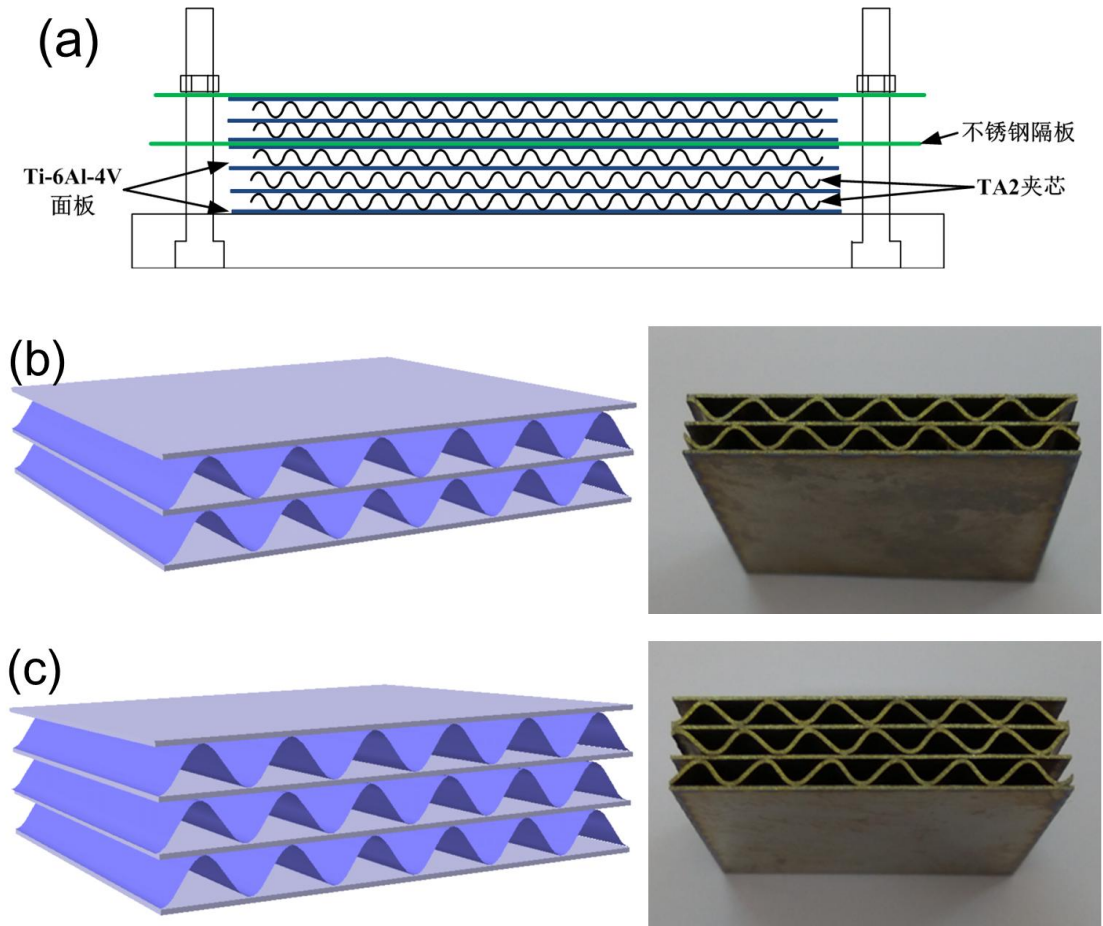
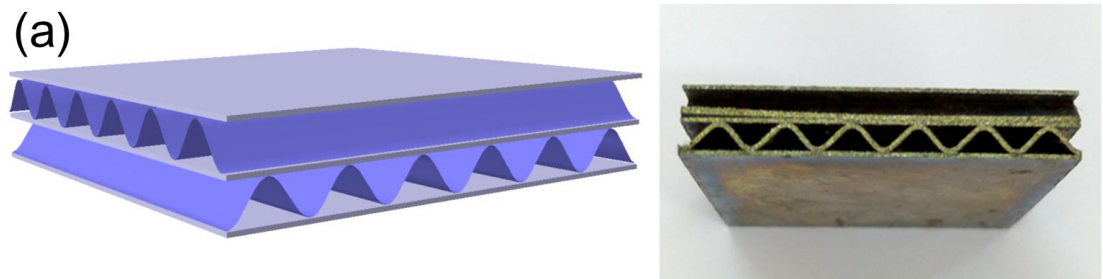


图 2.21 多层钛合金波纹夹芯结构



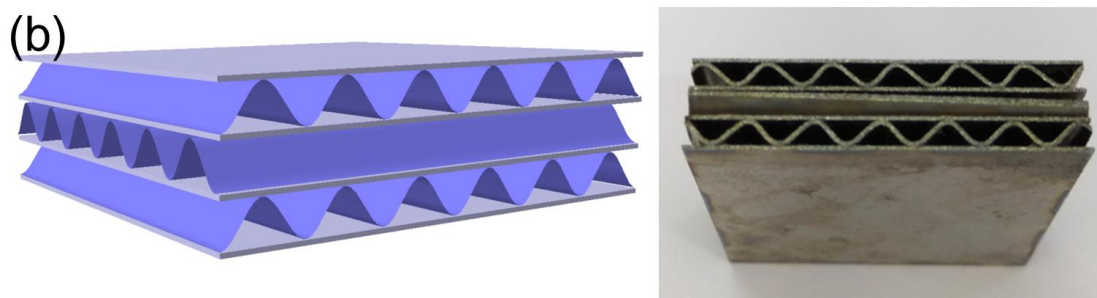


图 2.22 夹芯层具有不同排布方向的多层钛合金波纹夹芯结构

2.4 本章小结

(1) 通过对气压成形工艺和辊轧工艺进行有限元模拟，发现辊轧工艺获得的波纹夹芯层壁厚减薄率和壁厚均匀性均优于气压成形工艺，其最大壁厚减薄率只有 2.4%，最大厚度和最小厚度差距只有原始材料厚度的 1.4%，因此被本课题所采用。

(2) TA2/TC4 波纹夹芯结构钎焊接头的显微组织受钎焊时间影响非常显著。当保温时间为 5min 时，钎焊接头中间存在一层由脆性金属间化合物 $(\text{Ti,Zr})_2(\text{Cu,Ni})$ 组成的反应层，随着保温时间的延长，这层反应层由于合金元素向母材扩散而逐渐减少直至消失。魏氏组织随着保温时间的延长不断增加，这可以归因于钎焊过程中的等温凝固和固态扩散。接头各区域的相组成也被 XRD 结果所证实。

(3) 保温时间对钎焊接头的显微硬度影响不大，且各区域的显微硬度呈现相似的趋势。由于钎料当中的合金元素向母材中扩散，因而界面区域的显微硬度明显高于母材区域。

(4) 剪切试验结果表明，钎焊保温时间过短会导致剪切时接头处发生脱离破坏。保温时间过长则引起 TA2 母材组织粗化，易发生脆性断裂。保温时间为 10min 和 20min，既可以消除钎焊接头中间的脆性相，又可以避免母材组织过度粗化，从而波纹夹芯结构可以获得合适的强度和塑性匹配。

第三章 钛合金波纹夹芯结构等效理论研究

波纹夹芯结构日益广泛的应用前景对其结构优化设计技术提出了新的挑战。波纹夹芯结构弹性变形范围内的性能，比如弹性模量、剪切模量、弯曲刚度等弹性常数受到波纹形状、几何参数、材料厚度等诸多因素的影响。依靠试验手段探索这些因素对相关弹性常数的影响规律显然是不现实的，有限元模拟技术的发展为解决这个问题提供了一种相对便利的手段。然而为了准确模拟波纹夹芯层，即使是一个简单的形状，全尺寸的有限元模型都需要划分大量的单元，从而造成了模拟优化过程耗费很长时间。基于上述原因，均质化理论应运而生并越来越多的被采用以降低有限元模拟的复杂性。其主要思想是用一层等效均质的材料去代替复杂的波纹夹芯层，从而整个波纹夹芯结构就可以视为多层的介质，这将会极大地降低有限元模拟的复杂程度，显著提高计算速度。

本文基于正弦波纹夹芯的几何参数，将其视为 Reissner-Mindlin 板，采用能量法计算并获得了各等效参数的表达式，从而将波纹夹芯层等效为正交各向异性均质材料。为了验证上述方法的准确性，建立了波纹夹芯层的全尺寸有限元模型，采用有限元模拟手段获得了正交各向异性板的等效参数，并将两种方法获得结果进行比较。

为了进一步验证等效理论的合理性，建立了波纹夹芯结构两种三点弯曲有限元模型。其中一种为等效模型，波纹夹芯层用解析法获得的正交各向异性均质板代替，其与上下面板之间的连接采用经典层板理论，即层间无缺陷接合；另外一种模型的波纹夹芯层则采用全尺寸模型。通过比较两种模型获得的弯曲刚度来评价等效模型的合理性与准确性。

3.1 正弦形波纹夹芯结构等效理论解析法研究

本节将通过解析法计算等效剪切模量 G_{xz} 、 G_{yz} 、 G_{xy} ，等效弹性模量 E_x 、 E_y ，等效密度 ρ_{eq} 和泊松比 ν_{xy} 七个等效参数，而这七个参数可以详尽地描述用来等效波纹夹芯层的正交各向异性材料。本文使用的参考坐标系如图 3.1 所示，x 轴表示纵向(MD)，y 轴表示横向(CD)，波纹夹芯结构的厚度方向则为 z 向(ZD)。

波纹夹芯层的原材料 TA2 的相关性能如表 3.1 所示。

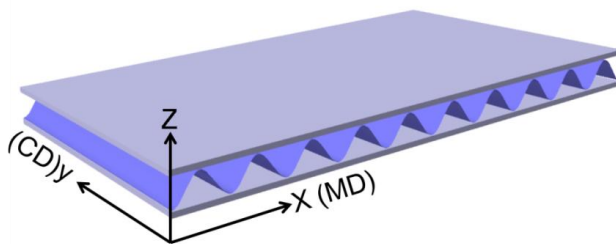


图 3.1 钛合金波纹夹芯结构的参考坐标系

表 3.1 TA2 相关性能

| 杨氏模量(GPa) | 剪切模量 (GPa) | 泊松比 | 密度(kg/m ³) |
|-----------|------------|------|------------------------|
| 110 | 41 | 0.34 | 4500 |

3.1.1 剪切模量研究

(1) 横向剪切模量 G_{xz}

在此选取半个周期的波纹夹芯层进行分析, 夹芯层材料厚度为 t_c , 取 y 方向的单位宽度 $b=1$ 。将坐标系的原点设定在夹芯层的最低点, 波纹夹芯在此点被固定住, 如图 3.2 所示。

为了获得剪切模量, 必须要确定夹芯层最顶点在水平方向力 H 作用下的水平位移 δ_H 。此外, 在顶点处施加一个虚拟力矩 M_0 和垂直载荷 V , 从而与纯剪切变形的边界条件相一致, 即不允许顶点处发生垂直位移和自由边的旋转, 如图 3.3 所示。

正弦波纹夹芯的中心线可以用如下方程式表示:

$$f(x) = (h - h \cos \frac{\pi x}{p}) \quad (3-1)$$

式中 h 为正弦波纹的振幅, p 是正弦波纹半个周期的长度。如图 3.2 所示, 波纹夹芯任意一点所受的力矩和内力可表示为:

$$M = H(h - h \cos \frac{\pi x}{p}) + Vx - M_0 \quad (3-2)$$

$$N = H \cos \varphi - V \sin \varphi \quad (3-3)$$

$$T = H \sin \varphi + V \cos \varphi \quad (3-4)$$

式中 φ 是 $f(x)$ 任意一点的切线与 x 轴之间的夹角。内力关于施加载荷的偏微分可以计算如下:

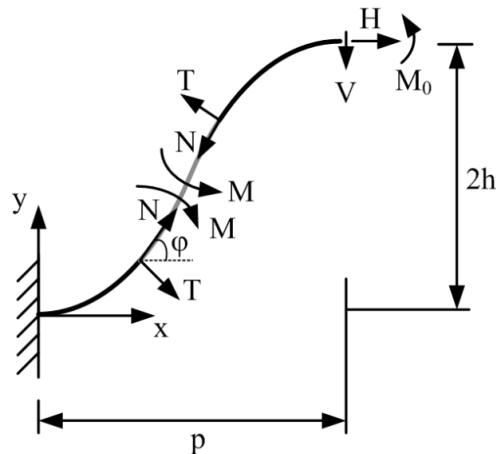


图 3.2 波纹夹芯层受力和尺寸示意图

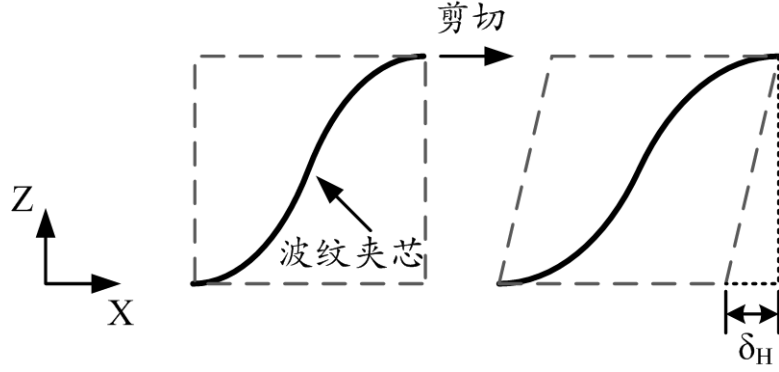


图 3.3 波纹夹芯层在等效体积内的剪切变形

$$\begin{aligned} \frac{\partial M}{\partial H} &= h - h \cos \frac{\pi x}{p} & \frac{\partial M}{\partial V} &= x & \frac{\partial M}{\partial M_0} &= -1 \\ \frac{\partial N}{\partial H} &= \cos \varphi & \frac{\partial N}{\partial V} &= -\sin \varphi & \frac{\partial N}{\partial M_0} &= 0 \\ \frac{\partial T}{\partial H} &= \sin \varphi & \frac{\partial T}{\partial V} &= \cos \varphi & \frac{\partial T}{\partial M_0} &= 0 \end{aligned} \quad (3-5)$$

根据卡式定理^[212]，自由端的垂直位移、水平位移以及旋转与内力及其微分的关系如下：

$$\delta_H = \int_0^p \left(\frac{M \partial M / \partial H}{EI} + \frac{N \partial N / \partial H}{EA} + \frac{T \partial T / \partial H}{EA'} \right) \frac{dx}{\cos \varphi} \quad (3-6)$$

$$\delta_V = \int_0^p \left(\frac{M \partial M / \partial V}{EI} + \frac{N \partial N / \partial V}{EA} + \frac{T \partial T / \partial V}{EA'} \right) \frac{dx}{\cos \varphi} \quad (3-7)$$

$$\delta_{M_0} = \int_0^p \left(\frac{M \partial M / \partial M_0}{EI} + \frac{N \partial N / \partial M_0}{EA} + \frac{T \partial T / \partial M_0}{EA'} \right) \frac{dx}{\cos \varphi} \quad (3-8)$$

此处引入 $dx / \cos \varphi$ 参量，因此积分将沿着 x 轴方向，而不是沿着正弦曲线。结合施加的虚拟力矩 M_0 和垂直载荷 V ，可以确定水平位移 δ_H ，考虑到边界条件：

$$\delta_V = 0 \quad (3-9)$$

$$\delta_{M_0} = 0 \quad (3-10)$$

$$H = 1 \quad (3-11)$$

三个方程式里有三个未知量，在此可以推导出 δ_H 的表达式，过程如下：

$$\cos \varphi = \frac{1}{\sqrt{1+m^2}} \quad (A.1)$$

$$\sin \varphi = \frac{m}{\sqrt{1+m^2}} \quad (\text{A.2})$$

其中

$$m = f'(x) = \frac{hx}{p} \sin \frac{\pi x}{p} \quad (\text{A.3})$$

将方程式(3-2)~(3-5)和 A.1~A.3 带入式(3.6)~(3.8), 可得到如下公式:

$$\begin{bmatrix} \delta_H \\ \delta_V \\ \delta_{M_0} \end{bmatrix} = \frac{1}{EA} \begin{bmatrix} C_{1,1} & C_{1,2} & C_{1,3} \\ C_{2,1} & C_{2,2} & C_{2,3} \\ C_{3,1} & C_{3,2} & C_{3,3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H \\ V \\ M_0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.4})$$

式中:

$$\begin{aligned} C_{1,1} &= \frac{12}{t^2} F_1 + F_4 + \frac{2(1+\nu)}{\kappa} F_6 \\ C_{1,2} &= \frac{12}{t^2} F_4 - F_5 + \frac{2(1+\nu)}{\kappa} F_5 \\ C_{1,3} &= -\frac{12}{t^2} F_3 \\ C_{2,2} &= \frac{12}{t^2} F_7 + F_6 + \frac{2(1+\nu)}{\kappa} F_4 \\ C_{2,3} &= -\frac{12}{t^2} F_8 \\ C_{3,3} &= \frac{12}{t^2} F_9 \end{aligned} \quad (\text{A.5})$$

其中 κ 为剪切因子 ($\kappa=5/6$), F_i 为涉及到的积分。这些积分如式 A.6 所示。

$$\begin{aligned} F_1 &= \int_0^p \left(h - h \cos \frac{\pi x}{p} \right)^2 \sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p} \right)^2} dx \\ F_2 &= \int_0^p x \left(h - h \cos \frac{\pi x}{p} \right) \sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p} \right)^2} dx \\ F_3 &= \int_0^p \left(h - h \cos \frac{\pi x}{p} \right) \sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p} \right)^2} dx \\ F_4 &= \int_0^p \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p} \right)^2}} dx \end{aligned} \quad (\text{A.6})$$

$$F_5 = \int_0^p \frac{\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p}}{\sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p}\right)^2}} dx$$

$$F_6 = \int_0^p \frac{\left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p}\right)^2}{\sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p}\right)^2}} dx$$

$$F_7 = \int_0^p x^2 \sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p}\right)^2} dx$$

$$F_8 = \int_0^p x \sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p}\right)^2} dx$$

$$F_9 = \int_0^p \sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p}\right)^2} dx$$

至此，可以得到下式

$$\delta_H = \frac{1}{EA} (C_{1,1}H + C_{1,2}V + C_{1,3}M_0) \quad (A.7)$$

$$\delta_V = \frac{1}{EA} (C_{2,1}H + C_{2,2}V + C_{2,3}M_0) \quad (A.8)$$

$$\delta_{M_0} = \frac{1}{EA} (C_{3,1}H + C_{3,2}V + C_{3,3}M_0) \quad (A.9)$$

再结合式(3-9)~(3-11)，水平位移 δ_H 可求解如下：

$$\delta_H = \frac{\det(C)}{\det(C_{red})} H \quad (A.10)$$

C_{red} 可定义为

$$[C_{red}] = \begin{bmatrix} C_{2,2} & C_{2,3} \\ C_{2,3} & C_{3,3} \end{bmatrix} \quad (A.11)$$

最终等效剪切模量 G_{xz} 可以表达如下：

$$G_{xz} = \frac{\tau_{xz}}{\gamma_{xz}} = \frac{F_x}{p} \bigg/ \frac{\delta_x}{2h} = \frac{2h}{p} \cdot \frac{1}{\delta_H} \quad (3-12)$$

(2) 横向剪切模量 G_{yz}

在计算剪切模量 G_{yz} 的时候, 考虑到其受力状态及边界条件, 正弦形曲线所表示的波纹夹芯可以被大大地简化, 直接可以把波纹夹芯当做一条长度等于半个周期正弦波弧长的线沿 y 方向扫略而成的一块平板, 如图 3.4 所示。研究表明, 这种假设不会对解析模型的精度产生影响, 也不会带来不可接受的误差。

因此可以将波纹夹芯层视作具有矩形截面的梁结构, 其在力 H 作用下产生的 y 向位移可以直接由 Timoshenko 梁理论计算获得如下:

$$\delta_{zyre} = \frac{Hl'}{\frac{5}{6}Gt_c b} \quad (3-13)$$

式中 H 为施加在 y 方向的力, b 为 y 方向的宽度。在同样的变形条件下, 半个正弦周期的等效材料的变形量为:

$$\delta_{zyeq} = \frac{H \cdot 2h}{\frac{5}{6}G_{yz} pb} \quad (3-14)$$

令这两个位移量 δ_{zyre} 和 δ_{zyeq} 相等, 则 G_{yz} 的解析表达式可获得如下:

$$G_{yz} = G \frac{2ht_c}{pl'} \quad (3-15)$$

l' 是半个周期正弦波纹的长度, 因而可以表示为:

$$l' = \int_0^p \sqrt{1 + |f'(x)|^2} dx = \int_0^p \sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p}\right)^2} dx \quad (3-16)$$

所以, G_{yz} 就可以表示为:

$$G_{yz} = \frac{\tau_{yz}}{\gamma_{yz}} = \frac{F_y/A_{xy}}{\delta_y/l_z} = \frac{H/pb}{\delta_y/2h} = G \frac{2ht}{pl'} = G \frac{2ht}{p \int_0^p \sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p}\right)^2} dx} \quad (3-17)$$

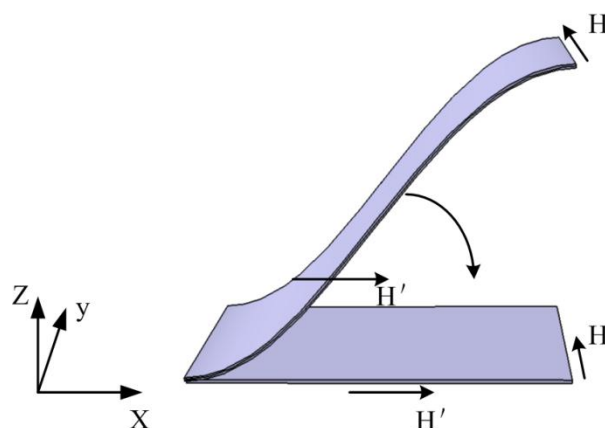


图 3.4 对夹芯层近似等效(计算 G_{yz} 和 G_{xy})

(3) 面内剪切模量 G_{xy}

面内剪切模量 G_{xy} 的计算方法与横向剪切模量 G_{yz} 的相似。如图 3.4 所示，唯一不同的地方在于施加的力为沿 x 方向的 H' 而不是 H 。与上一节的假设类似，当把波纹夹芯层认为是大小为 $l' \times b$ ，厚度为 t_c 的平板时，垂直于 y 轴的横截面可近似为矩形，在力 H' 的作用下沿 x 方向的位移为 $\delta_{xy_{re}}$ ，而把波纹夹芯层当作体积为 $p \times 2h \times b$ 的等效材料时，在力 H' 的作用下沿 x 方向的位移为 $\delta_{xy_{eq}}$ ，根据 Timoshenko 梁理论，这两个位移可分别表示为：

$$\delta_{xy_{re}} = \frac{H'b}{\frac{5}{6}Gt_c l'} \quad (3-18)$$

$$\delta_{xy_{eq}} = \frac{H'b}{\frac{5}{6}G_{xy} 2hp} \quad (3-19)$$

令这两个位移量 $\delta_{xy_{re}}$ 和 $\delta_{xy_{eq}}$ 相等，则 G_{xy} 的解析表达式可获得如下：

$$G_{xy} = G \frac{t_c l'}{2hp} \quad (3-20)$$

l' 是半个周期正弦线的长度，如式 3-16 所示，所以 G_{xy} 可以进一步表达为：

$$G_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{\gamma_{xy}} = \frac{F_x/A_{xz}}{\delta_x/l_y} = \frac{H/2hp}{\delta_x/b} = G \frac{tl'}{2hp} = G \frac{t \int_0^p \sqrt{1 + \left(\frac{h\pi}{p} \sin \frac{\pi x}{p}\right)^2} dx}{2hp} \quad (3-21)$$

3.1.2 弹性模量研究

 (1) x 方向弹性模量 E_x

如图 3.5 所示，为了求解 x 方向的弹性模量，先对波纹夹芯层的 x 方向施加单位力 H ，获得波纹夹芯层顶部自由端的水平位移 δ_H 。其求解方法与计算 G_{xz} 的方法相同，只是无需施加垂直方向的虚拟力 V ，这是因为拉伸过程中不需要对 y 方向的平移施加约束。参考图 3.2，令 $V=0$ ，则施加在 x 方向的力矩及力为：

$$M = H \left(h - h \cos \frac{\pi x}{p} \right) - M_0 \quad (3-22)$$

$$N = H \cos \varphi \quad (3-23)$$

$$T = H \sin \varphi \quad (3-24)$$

则式(3-5)可简化为

$$\frac{\partial M}{\partial H} = h - h \cos \frac{\pi x}{p} \quad \frac{\partial M}{\partial M_0} = -1$$

$$\frac{\partial N}{\partial H} = \cos \varphi \quad \frac{\partial N}{\partial M_0} = 0 \quad (3-25)$$

$$\frac{\partial T}{\partial H} = \sin \varphi \quad \frac{\partial T}{\partial M_0} = 0$$

同样根据卡式定理^[212]，波纹夹芯层顶部自由端水平方向的位移和旋转可由式(3-6)和式(3-8)表示。考虑到受力状态，则

$$\delta_{M_0} = 0 \quad (3-26)$$

$$H = 1 \quad (3-27)$$

两个方程式里存在两个未知量，在此可以推导出 δ_H 的表达式。首先，由于不存在垂直方向的力，因此式 A.4 可以简化为下式

$$\begin{bmatrix} \delta_H \\ \delta_{M_0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{1,1} & C_{1,3} \\ C_{3,1} & C_{3,3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H \\ M_0 \end{bmatrix} \quad (A.12)$$

式中各系数与式 A.5 和式 A.6 相同。由式 A.12 可得

$$\delta_H = \frac{1}{EA} (C_{1,1}H + C_{1,3}M_0) \quad (A.13)$$

$$\delta_{M_0} = \frac{1}{EA} (C_{3,1}H + C_{3,3}M_0) \quad (A.14)$$

结合式(3-26)和式(3-27)，即可得到

$$\delta_H = \frac{1}{EA} \left[C_{1,1}H + C_{1,3} \left(-\frac{C_{3,1}}{C_{3,3}}H \right) \right] = \frac{1}{EA} \left(C_{1,1} - \frac{C_{3,1}^2}{C_{3,3}} \right) H \quad (A.15)$$

$$E_x = \frac{\sigma_x}{\varepsilon_x} = \frac{F_x/A_{yz}}{\delta_x/l_x} = \frac{1/2h}{\delta_H/p} = \frac{p}{2h\delta_H} \quad (3-28)$$

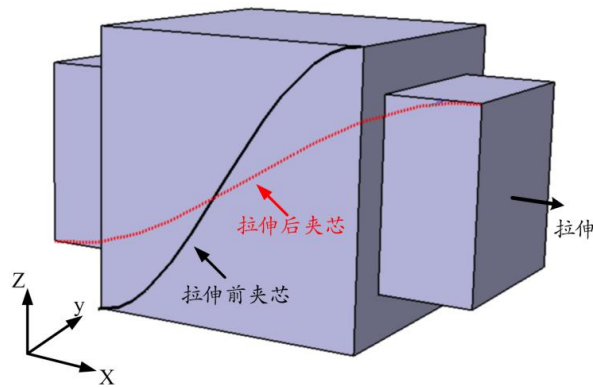


图 3.5 波纹夹芯层在等效体积内的拉伸变形

(2) y 方向弹性模量 E_y

y 方向弹性模量 E_y 的计算相对比较简单。半个周期正弦波纹夹芯层在 y 方向受拉时, 受力截面积 $A_y = t_c \times l'$, 弹性模量为 E , 而将其等效为体积为 $2h \times p \times b$ 的材料时, 其受力截面积为 $A_{eqy} = 2h \times p$, 等效弹性模量为 E_y , 从而可得下式

$$E_y = E \frac{A_y}{A_{eqy}} = E \frac{t_c l'}{2hp} \quad (3-29)$$

式中 t_c 是波纹夹芯层材料的厚度, l' 是半个周期正弦线的长度, 如式(3-16)所示。

3.1.3 泊松比及密度研究

(1) 泊松比 ν_{xy}

泊松比 ν_{xy} 定义为材料在受 x 方向单轴拉伸时 y 方向的应变与 x 方向应变的比值。对于典型的正交各向异性材料, 可以得到如下关系式

$$\nu_{xy} \times E_y = \nu_{yx} \times E_x \quad (3-30)$$

式中 ν_{yx} 是 xy 平面内另一个方向泊松比。由于波纹夹芯层相当于半个周期正弦波弧长的线沿 y 方向扫略而成, 当受到任何沿 y 方向施加的载荷, 其横向行为均只与材料本身性能有关, 而与几何形状无关。因而式(3-30)中的 ν_{yx} 就可以认为是原材料 TA2 的泊松比。

(2) 密度 ρ_{eq}

对于半个周期正弦波纹夹芯层, 原材料体积为 $l' \times b \times t_c$, 密度为 ρ ; 等效后的材料体积为 $2h \times p \times b$, 密度为 ρ_{eq} 。类似于 E_y 的计算, ρ_{eq} 可由下式计算

$$\rho_{eq} = \frac{t_c b l' \times \rho}{2hpb} = \rho \frac{t_c l'}{2hp} \quad (3-31)$$

l' 是半个周期正弦线的长度, 可由式(3-16)获得。

3.2 正弦形波纹夹芯结构等效理论有限元法研究

在有限元软件 Abaqus 中建立的波纹夹芯层模型与解析法中使用的模型几何形状一致, 即半个周期正弦波纹, y 方向取单位宽度, 单元类型为四节点壳单元 S4R, 材料性能取表 3.1 中数据。对有限元模型中的边界条件术语作如下规定, 1、2、3 分别表示沿 x、y、z 方向的平动, 4、5、6 分别表示绕 x、y、z 轴的转动。

3.2.1 剪切模量研究

(1) 横向剪切模量 G_{xz}

为了确定横向剪切模量 G_{xz} , 有限元模拟采用的方法与解析法类似。图 3.6(a)是波纹夹芯层的有限元模型, 包括了加载条件及边界条件的设置情况。

波纹夹芯层模型下边缘的所有节点均被限制了五个自由度, 只保留了 y 方向的自由度,

因为卸载过程中材料在 y 向的收缩是可能并被允许发生的。上边缘的节点有四个自由度被约束，而 x 方向是卸载方向， y 方向考虑材料的收缩，因此只有这两个方向的平移自由度是不受限制的。在模型的上边缘施加了沿 x 方向的载荷 H ，并因此在 x 方向发生了位移 δ_x ，变形后如图 3.6(b)所示。等效剪切模量 G_{xz} 可由下式计算

$$G_{xz} = \frac{\tau_{xz}}{\gamma_{xz}} = \frac{H_x}{A_{xy}} \bigg/ \frac{\delta_x}{l_z} \quad (3-32)$$

此处 l_z 是波纹的高度， A_{xy} 为等效截面积：

$$l_z = 2h \quad (3-33)$$

$$A_{xy} = p \cdot b \quad (3-34)$$

b 是 y 方向的宽度，此处为单位 1。

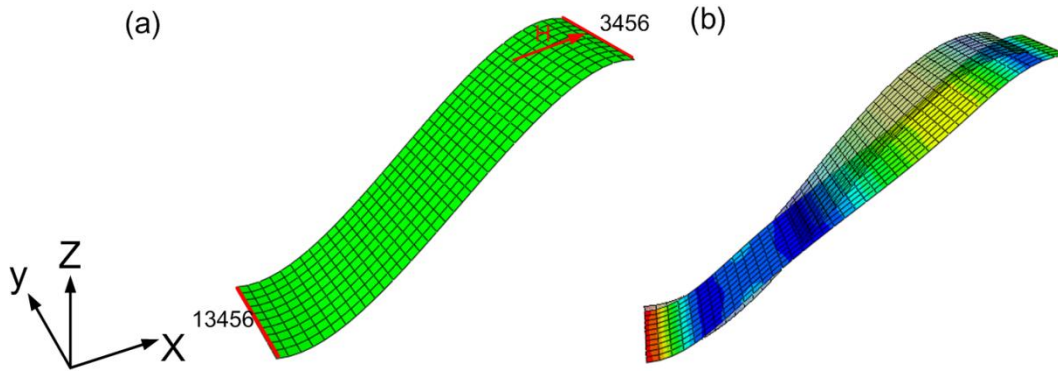


图 3.6 求 G_{xz} 的有限元模型

(2) 横向剪切模量 G_{yz}

计算横向剪切模量 G_{yz} 的有限元模型如图 3.7(a)所示。模型下边缘节点的所有自由度均被限制，上边缘节点只有沿 y 方向平移一个自由度，沿 y 方向的力 H 被施加于上边缘，并因此在 y 方向发生了位移 δ_y ，变形后的模型如图 3.7(b)所示。等效剪切模量 G_{yz} 可由下式计算

$$G_{yz} = \frac{\tau_{yz}}{\gamma_{yz}} = \frac{H_y}{A_{xy}} \bigg/ \frac{\delta_y}{l_z} \quad (3-35)$$

此处 l_z 和 A_{xy} 分别见式(3-33)和式(3-34)。

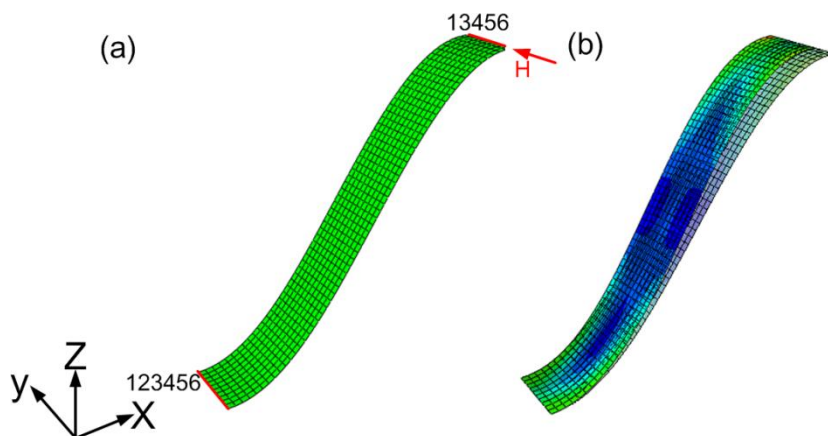


图 3.7 求 G_{yz} 的有限元模型

(3) 面内剪切模量 G_{xy}

计算面内剪切模量 G_{xy} 的有限元模型如图 3.8(a)所示。模型一侧节点的所有自由度均被约束，而另一侧节点只允许 x 方向的平移一个自由度，且沿 x 方向的力 H 被施加于自由侧，并因此产生 x 方向的位移 δ_x ，变形后的模型如图 3.8(b)所示。等效剪切模量 G_{xy} 可由下式计算

$$G_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{\gamma_{xy}} = \frac{H_x}{A_{xz}} \bigg/ \frac{\delta_x}{l_y} \quad (3-36)$$

此处 l_y 就是 y 方向的宽度 $b=1$ ， A_{xz} 为等效截面积：

$$A_{xz} = 2h \cdot p \quad (3-37)$$

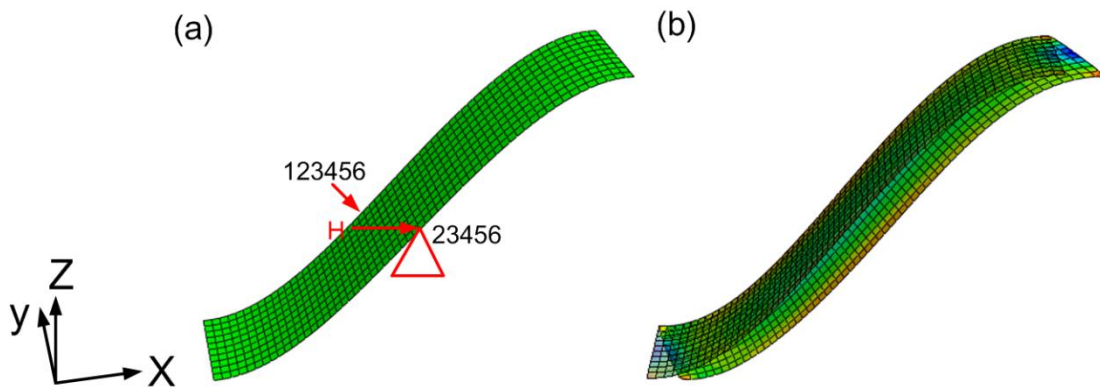


图 3.8 求 G_{xy} 的有限元模型

3.2.2 弹性模量研究

(1) x 方向弹性模量 E_x

计算 x 方向弹性模量 E_x 的有限元模型与计算 G_{xz} 的模型几乎相同，唯一不同的地方在于上边缘节点的边界条件。此模型中上边缘的节点在 z 方向的平移是被允许的，如图 3.9(a)所示。同样地在模型的上边缘施加了沿 x 方向的载荷 H ，并因此在 x 方向发生了位移 δ_x ，变形后如图 3.9(b)所示。等效弹性模量 E_x 可由下式计算

$$E_x = \frac{\sigma_x}{\varepsilon_x} = \frac{H_x}{A_{yz}} \bigg/ \frac{\delta_x}{l_x} \quad (3-38)$$

式中 l_x 为半个周期正弦波波长 p , A_{yz} 为等效截面积:

$$A_{yz} = 2h \cdot b \quad (3-39)$$

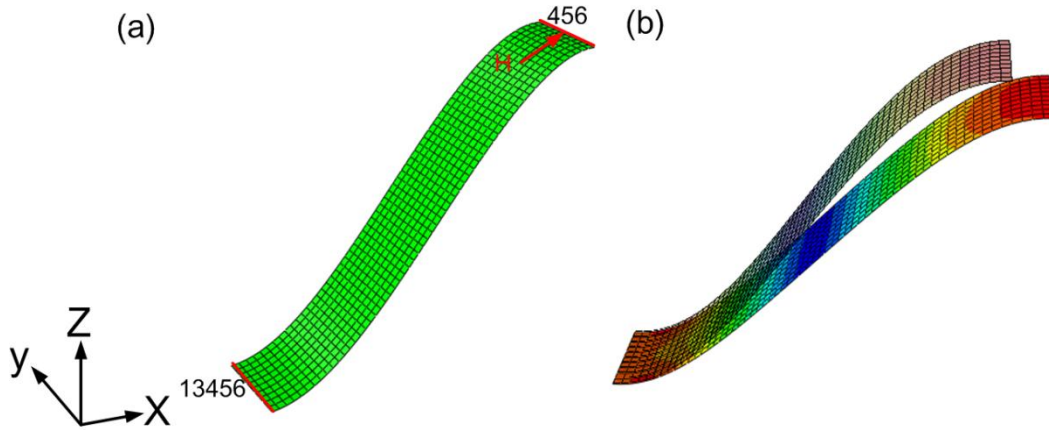


图 3.9 求 E_x 的有限元模型

(2) y 方向弹性模量 E_y

计算 y 方向弹性模量 E_y 的有限元模型如图 3.10(a)所示。模型一侧节点的所有自由度均被约束，而另一侧节点只允许 y 方向的平移一个自由度，且沿 y 方向的力 H 被施加于这一侧，并因此产生 y 方向的位移 δ_y ，变形后的模型如图 3.10(b)所示。弹性模量 E_y 可由下式计算

$$E_y = \frac{\sigma_y}{\varepsilon_y} = \frac{H_y}{A_{xz}} \bigg/ \frac{\delta_y}{l_y} \quad (3-40)$$

此处 l_y 就是 y 方向的宽度 $b=1$, A_{xz} 为等效面积，如式 3-37 所示。

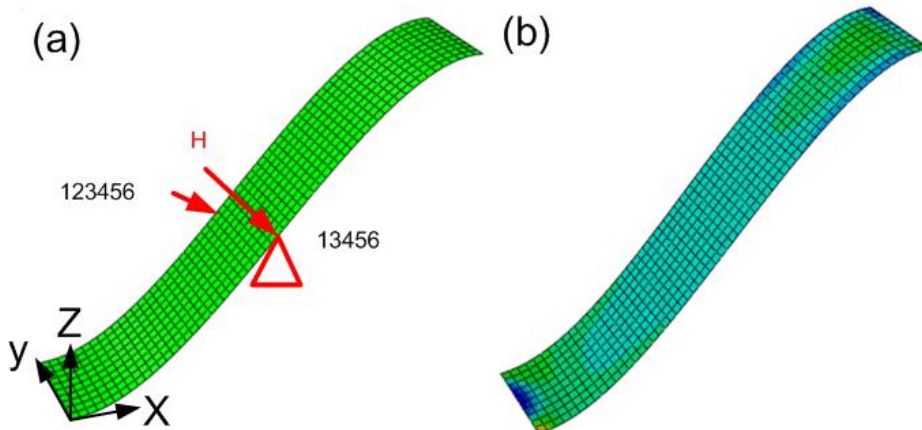


图 3.10 求 E_y 的有限元模型

3.3 几何参数对等效常数的影响

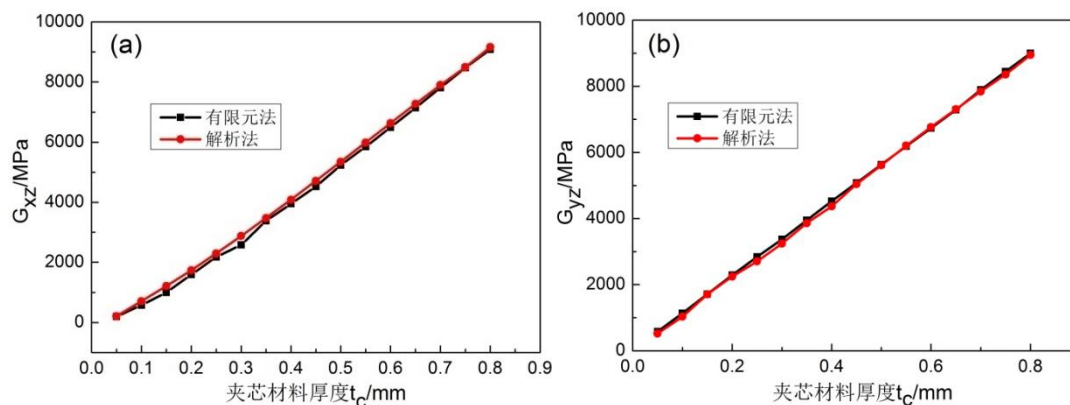
本节利用解析法和有限元法研究波纹夹芯材料厚度 t_c 、波纹夹芯半高度 h 及波纹夹芯的半波长 p 对 G_{xz} 、 G_{yz} 、 G_{xy} 、 E_x 、 E_y 和 ρ_{eq} 的影响规律。研究过程中，均采用控制变量法，即波纹夹芯材料厚度 t_c 、波纹夹芯半高度 h 及波纹夹芯半波长 p 三个参数中保持两个为常数，改变另外一个参数。

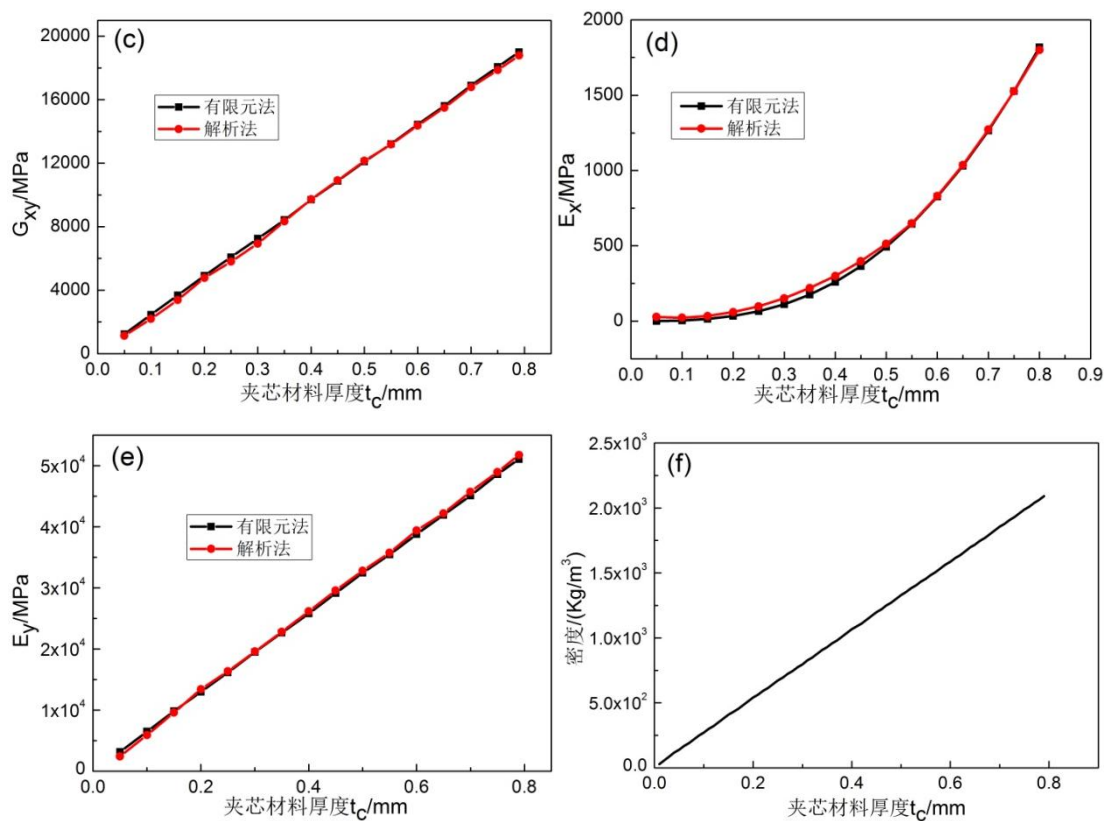
3.3.1 夹芯材料厚度对等效常数的影响

在研究波纹夹芯材料厚度 t_c 对 G_{xz} 、 G_{yz} 、 G_{xy} 、 E_x 、 E_y 和 ρ_{eq} 的影响时，保持波纹夹芯半高度 $h=1.25\text{mm}$ ，波纹夹芯半波长 $p=2.5\text{mm}$ 。波纹夹芯材料厚度 t_c 的范围为 $0.05\sim 0.8\text{mm}$ ，间隔为 0.05mm 。

图 3.11 揭示了 G_{xz} 、 G_{yz} 、 G_{xy} 、 E_x 、 E_y 和 ρ_{eq} 随夹芯材料厚度 t_c 的变化情况。 G_{xz} 随着波纹夹芯材料厚度的增加而升高，但是没有充分的证据表明两者之间呈线性关系。 G_{yz} 、 G_{xy} 、 E_y 和 ρ_{eq} 与夹芯材料厚度之间基本上呈线性关系，这层关系从它们的解析表达式就可以获得，如式 3-17，式 3-21、式 3-29 和式 3-31 所示。夹芯材料厚度对 E_x 的影响相对复杂一些，当夹芯材料厚度小于 0.2mm 时， E_x 的数值非常小，基本上可以忽略不计，继续增加夹芯材料的厚度， E_x 的值急剧增大，呈现指数级别的增长。

此外，比较图 3.11 的解析结果和有限元计算结果，可以发现两者具有非常高的吻合度。事实上，无论解析法还是有限元法都是基于理想的状况。尤其是有限元法，其建模分析过程并没有对波纹夹芯层作过多的简化，因此可以将其结果作为一个比较的基准。从这个角度来讲，尽管解析法在分析求解的过程中引入了一些假设，但是考虑到其结果与有限元结果的吻合度，这些假设应该认为是合理和可接受的。



图 3.11 夹芯材料厚度 t_c 对等效参数的影响(a) G_{xz} ; (b) G_{yz} ; (c) G_{xy} ; (d) E_x ; (e) E_y ; (f) ρ_{eq}

3.3.2 夹芯层高度对等效常数的影响

在研究波纹夹芯层半高度 h 对 G_{xz} 、 G_{yz} 、 G_{xy} 、 E_x 、 E_y 和 ρ_{eq} 的影响时，保持波纹夹芯材料厚度 $t_c=0.3\text{mm}$ ，波纹夹芯的半波长 $p=2.5\text{mm}$ 。波纹夹芯层半高度 h 的范围为 $0.5\sim 5\text{mm}$ ，间隔为 0.5mm 。

波纹夹芯半高度 h 对上述弹性常数的影响相比夹芯材料厚度要更复杂。 G_{xz} 随着波纹夹芯半高度的增加而降低，但是降低的趋势逐渐放缓，当波纹夹芯半波高达到 5mm 后， G_{xz} 只有大约 300MPa ，如图 3.12(a)所示。对于 G_{yz} ，其受波纹夹芯半高度 h 的影响趋势与 G_{xz} 相反，即随着 h 的增加而增加，但是增加的趋势逐渐趋于平缓，当 h 达到 5mm 时， G_{yz} 的数值超过 4500MPa ，如图 3.12(b)所示。波纹夹芯半高度对 G_{xy} 、 E_x 、 E_y 和 ρ_{eq} 的影响规律几乎一致，在波纹夹芯半高度 h 低于 1mm 范围内， G_{xy} 、 E_x 、 E_y 和 ρ_{eq} 随着波纹夹芯半高度的增加而骤降，在波纹夹芯高度超过 2mm 之后，其数值的增加对 G_{xy} 、 E_x 、 E_y 和 ρ_{eq} 的影响非常小，尤其是对于 E_x 和 ρ_{eq} 的影响基本上可以忽略不计，如图 3.12(c)、(d)、(e)、(f)所示。同样地，解析法和有限元法的计算结果呈现高度的一致。

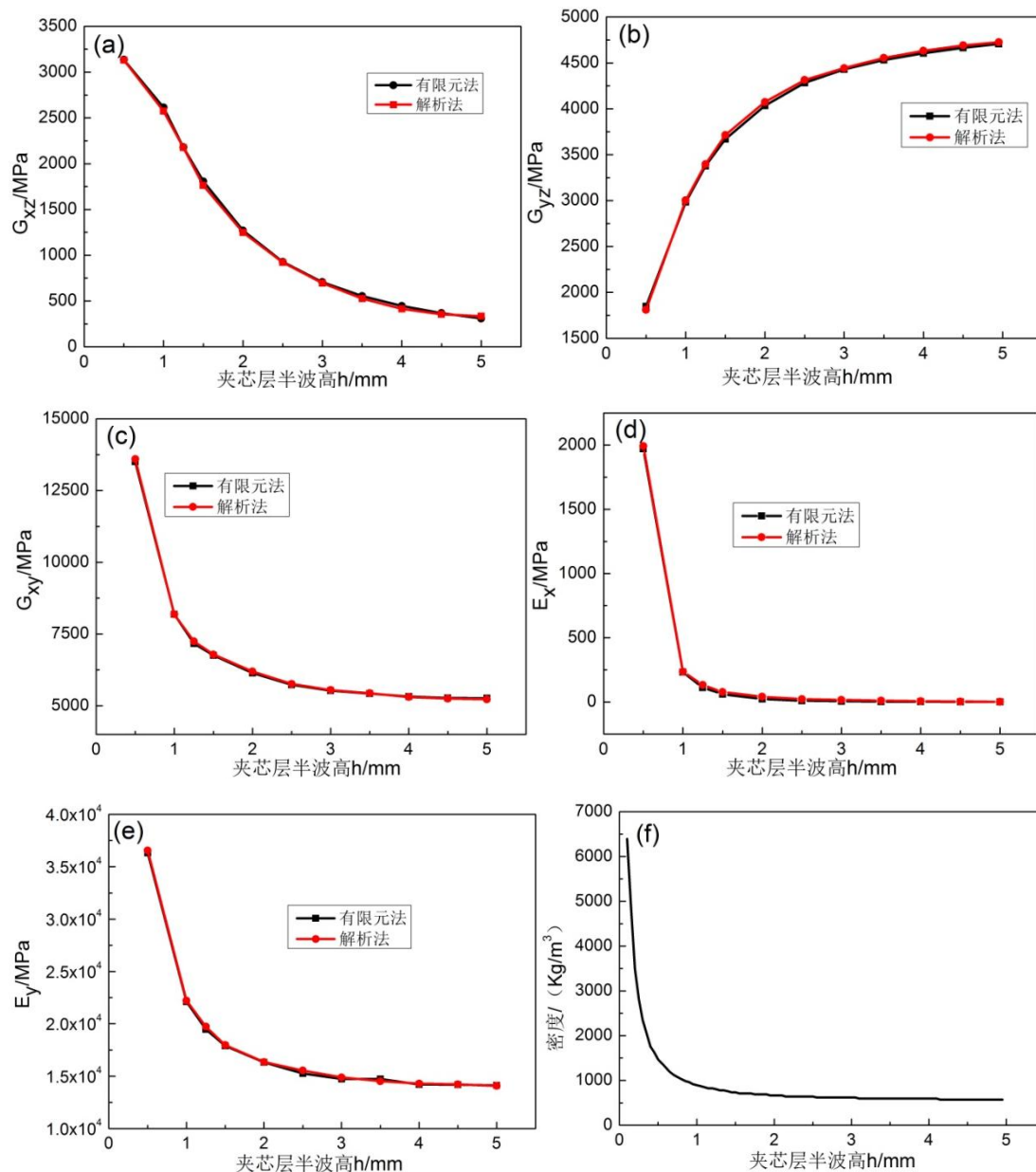


图 3.12 夹芯层半高度 h 对等效参数的影响

(a) G_{xz} : (b) G_{yz} : (c) G_{xy} : (d) E_x : (e) E_y : (f) ρ_{eq}

3.3.3 夹芯层波长对等效常数的影响

在研究波纹夹芯半波长 p 对 G_{xz} 、 G_{yz} 、 G_{xy} 、 E_x 、 E_y 和 ρ_{eq} 的影响时，保持波纹夹芯半高度 $h=1.25\text{mm}$ ，波纹夹芯材料厚度 $t_c=0.3\text{mm}$ 。波纹夹芯波长 p 的范围为 $0.5\sim 5\text{mm}$ ，间隔为 0.5mm 。

半波长小于 1mm 的范围内， G_{xz} 随着波长的增加而提高。在半波长 $1\sim 2\text{mm}$ 范围内 G_{xz} 会出现一个峰值，半波长超过 2mm 之后， G_{xz} 随着波长的增加而快速降低，如图 3.13(a)所示。 G_{yz} 、 G_{xy} 、 E_y 和 ρ_{eq} 受半波长的影响是基本一致的，具体表现为：当波长小于 1mm 时， G_{yz} 、 G_{xy} 、 E_y 和 ρ_{eq} 随着半波长的增加而显著降低，半波长超过 2mm 之后， G_{yz} 、 G_{xy} 、 E_y

和 ρ_{eq} 基本上不再随着半波长的增加而变化, 并保持在一个相对较低的水平, 如图 3.13(b)、(c)、(e)、(f)所示。 E_x 与半波长之间呈现正相关的关系, 不过半波长越大, 其对 E_x 的影响程度越小, 如图 3.13(d)所示。显而易见, 解析结果与有限元模拟结果再次被证明是高度吻合的。

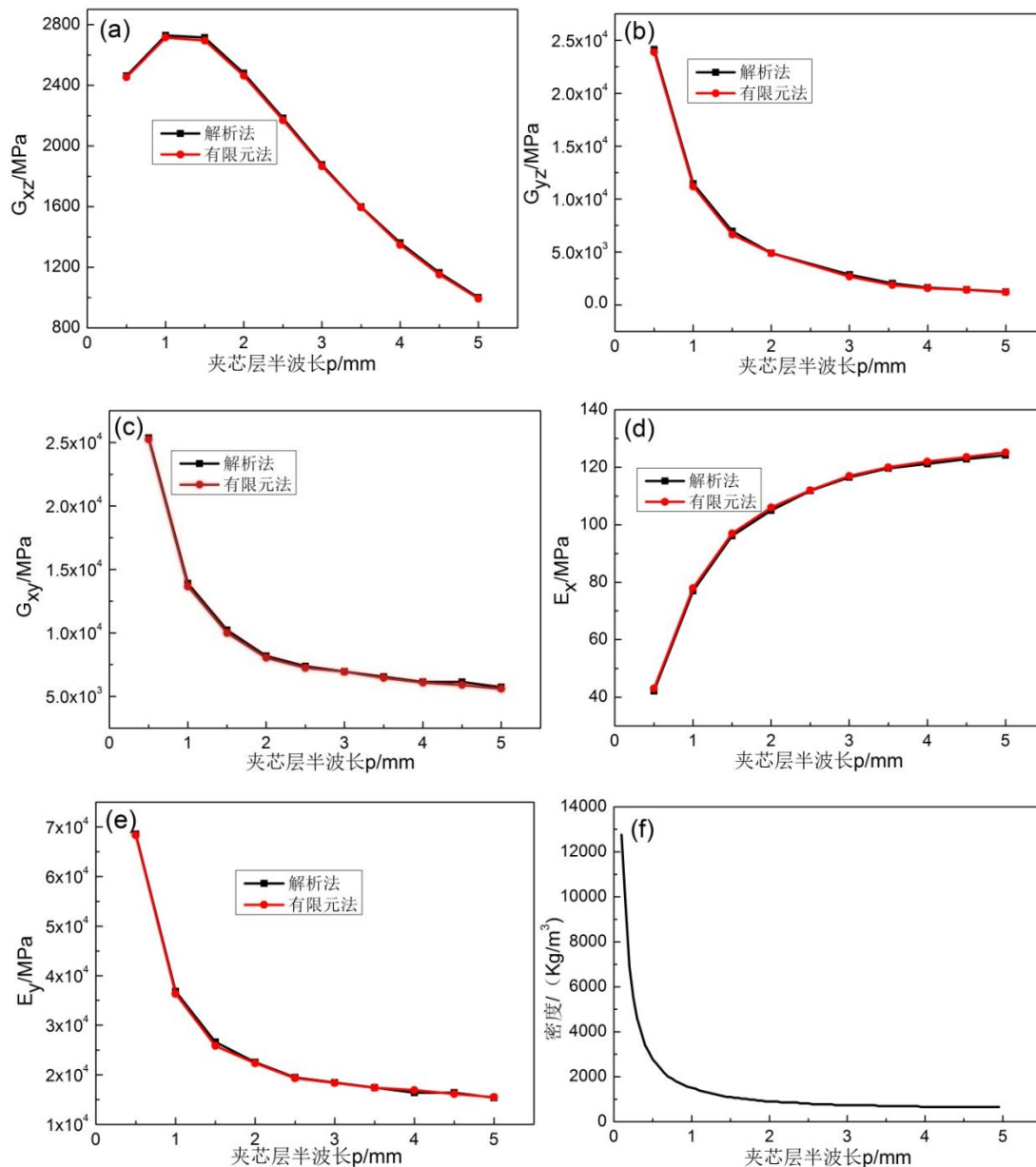


图 3.13 夹芯层半波长 p 对等效参数的影响

(a) G_{xz} ; (b) G_{yz} ; (c) G_{xy} ; (d) E_x ; (e) E_y ; (f) ρ_{eq}

3.4 等效理论结果验证

本节利用有限元法研究了波纹夹芯结构的三点弯曲性能以验证等效理论的合理性。为了达到这个目的, 共建立两种有限元模型, 一种为全尺寸模型, 即波纹夹芯结构的实际模型; 另一种则为等效模型, 即将波纹夹芯层等效为对应尺寸的正交各向异性板。

3.4.1 三点弯曲等效有限元模型建立

三点弯曲等效有限元模型如图 3.14 所示，结构共由三层材料组成，中间一层正交各向异性等效板及上下两层面板，此处面板材料为 TA2，厚度为 1mm。等效板的单元采用 C3D8R 单元，即 8 节点六面体线性减缩积分单元，采用此单元模拟承受弯曲载荷的结构时，对位移的求解结果比较精确，即使变形过程中网格发生扭曲，精度也不会受到影响，最重要的一点是在弯曲载荷下不会发生剪切自锁。面板采用 C3D8I 单元，即 8 节点六面体线性非协调模式单元，该单元除了具有 C3D8R 单元的优点之外，在弯曲问题中，厚度方向并无单元数量的限制，即只需要很少的单元即可获得准确的结果，这正是我们需要的，因为研究的是等效理论的准确度，所以不宜在面板上面划分太多的单元并因此影响计算速度。压头及支撑柱均为解析刚体。上面板与压头之间及下面板与支撑柱之间的接触设置为切向无摩擦，法向硬接触。

等效芯板和面板之间的耦合采用经典层板理论，即无缺陷接合，在模拟过程中不会发生失效，比如分层或者断裂。值得注意的是此处正交各向异性板的性能定义又分别使用解析法和有限元法的计算结果，以作进一步的比较。在弹性变形范围内给压头施加 z 方向的位移，获得挠度及产生的力，最终计算单位宽度的弯曲刚度。

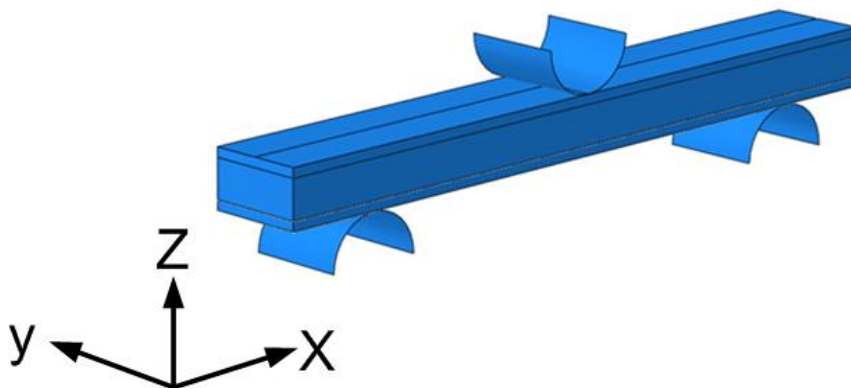


图 3.14 波纹夹芯结构有限元等效模型

3.4.2 三点弯曲全尺寸有限元模型建立

三点弯曲全尺寸有限元模型如图 3.15 所示，该模型同样分为三层，中间一层为 TA2 材质的波纹夹芯层，上下两层面板的材料也为 TA2，厚度为 1mm。面板单元采用与上节模型相同的 C3D8I 单元。考虑到波纹夹芯层材料厚度方向的力可以忽略不计，因此其单元采用 S4R 壳单元，这种单元性能稳定，使用范围比较广泛。压头及支撑柱均为解析刚体。上面板与压头之间及下面板与支撑柱之间的接触条件与上节模型相同。

波纹夹芯层的波峰及波谷处分别与上下面板之间采用 tie 约束，在模拟过程中不会发生失效，比如分层或者断裂。在弹性变形范围内给压头施加 z 方向的位移，获得挠度及产生的力，最终计算单位宽度的弯曲刚度。

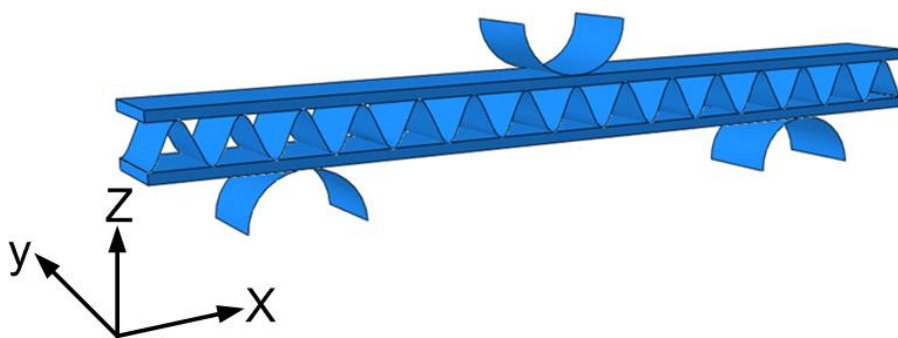


图 3.15 波纹夹芯结构全尺寸有限元模型

3.4.3 结果对比

在上述模拟过程中,同样的研究了波纹夹芯半高度 h 和波纹夹芯材料厚度 t_c 对弯曲刚度的影响规律。在这个过程中,波纹夹芯的波长保持为 2.5mm ,波纹夹芯半高度 h 和波纹夹芯材料厚度 t_c 的变化范围与 3.3 节中相同。

图 3.16(a)表明波纹夹芯材料厚度 t_c 对弯曲刚度的影响不是很明显,波纹夹芯材料厚度 t_c 的增加只能让弯曲刚度有微弱的提升。再对两种模型的计算结果进行比较。首先对于等效模型,其中的等效夹芯层的性能分别来自解析法和有限元法的计算结果,3.3 节的对比分析已经表明解析法和有限元法在计算等效参数方面具有高度的一致性,因而这里等效模型计算的结果非常一致是理所当然的。再比较全尺寸模型和等效模型的计算结果,可以发现当波纹夹芯层材料厚度比较小时,两种模型计算结果基本一致,而随着波纹夹芯材料厚度逐渐增大,全尺寸模型的计算结果要高于等效模型的结果,并且差距随着波纹夹芯厚度的增加而增加。其原因应该是全尺寸模型中波纹夹芯层所采用的 S4R 壳单元在材料厚度超过一定范围之后适用性逐渐变差,此时材料厚度方向的力已经不可以忽略不计了。此外,夹芯材料厚度的增加使得夹芯层在弯曲过程中更容易产生相互接触,提高了载荷水平。

图 3.16(b)揭示了波纹夹芯半高度对弯曲刚度的影响,可以明显看出弯曲刚度随着波纹夹芯高度的增加而有显著提升。在波纹夹芯高度变化过程中,波纹夹芯材料厚度始终保持为 0.3mm ,波纹夹芯层所采用的 S4R 壳单元是一直适用的,因而等效模型和全尺寸模型的计算结果具有很好的一致性。

从上面讨论可以知道,如果要提高波纹夹芯结构的抗弯强度,单纯增加波纹夹芯材料的厚度并不可取,而应该从优化波纹夹芯的几何结构或改变面板的厚度方面着手,有研究表明,波纹夹芯结构中波纹夹芯主要承受剪切作用,而面板则在弯曲变形中发挥重要的作用^{[25],[26]}。

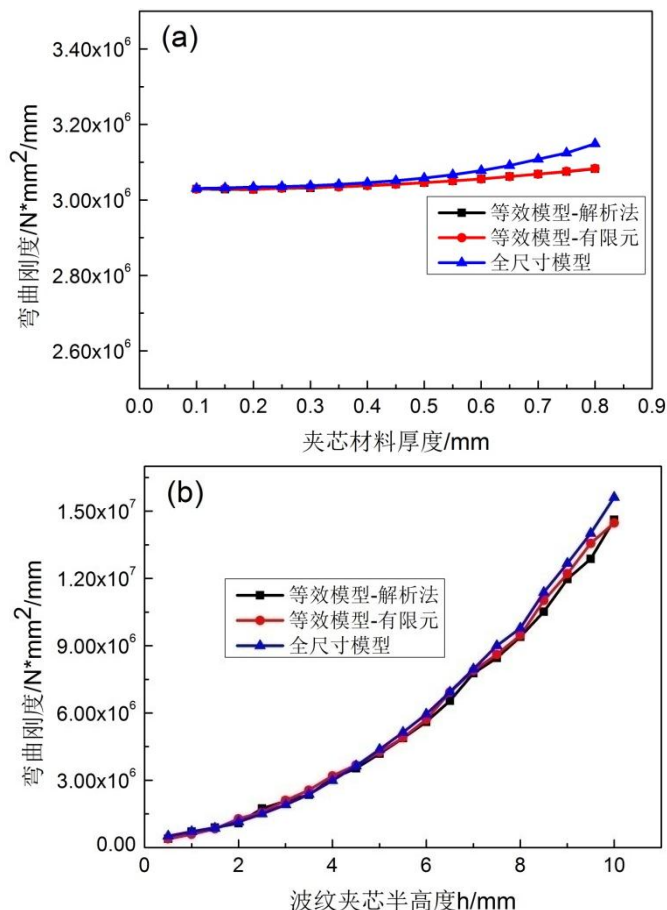


图 3.16 相关参数对波纹夹芯结构弯曲刚度的影响

(a)夹芯材料厚度；(b)波纹夹芯半高度

3.5 其他形状波纹夹芯等效参数

上文提到对于最为常见的三角形和梯形波纹夹芯结构,对其等效理论研究已经非常广泛和深入。利用现有的理论和方法,我们对与正弦形波纹夹芯结构具有相同材质、波长和波高的三角形和梯形波纹夹芯结构的等效弹性常数进行了简单地研究。

3.5.1 三角形波纹夹芯等效参数

Wang 等^[102]对三角形波纹夹芯的等效参数进行了研究,得到了相关弹性常数的数学表达式如下:

$$E_x = \frac{Et_c^3 \cos \varphi}{(h_c^2 - t_c^2 \cos^2 \varphi)h_c} \quad (3-41)$$

$$E_y = \frac{Et_c}{p \sin \varphi} \quad (3-42)$$

$$G_{xz} = \frac{Et_c \sin \varphi \cos^2 \varphi}{p} \quad (3-43)$$

$$G_{yz} = \frac{Gt_c \sin \varphi}{p} \quad (3-44)$$

$$G_{yx} = \frac{Gpt_c \sin \varphi}{h_c^2} \quad (3-45)$$

式中，相关几何参数如图 3.17 所示，E 和 G 分别为材料的弹性模量和剪切模量。图 3.18-图 3.20 分别是夹芯材料厚度 t_c ，夹芯高度 h_c 和夹芯半波长 p 对相关弹性常数的影响规律，可以明显地发现这些规律与正弦波纹夹芯类似，因此本文就不作详细论述。因为三角形波纹夹芯弹性常数的计算是非常成熟的，这也从一个方面证实了本文计算正弦波纹夹芯弹性常数所采用的解析法和有限元法的可靠性。

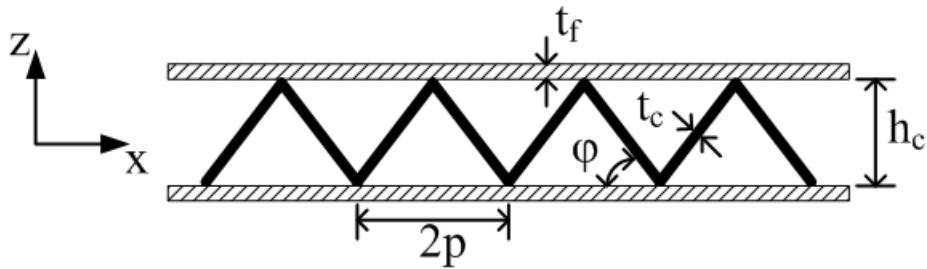
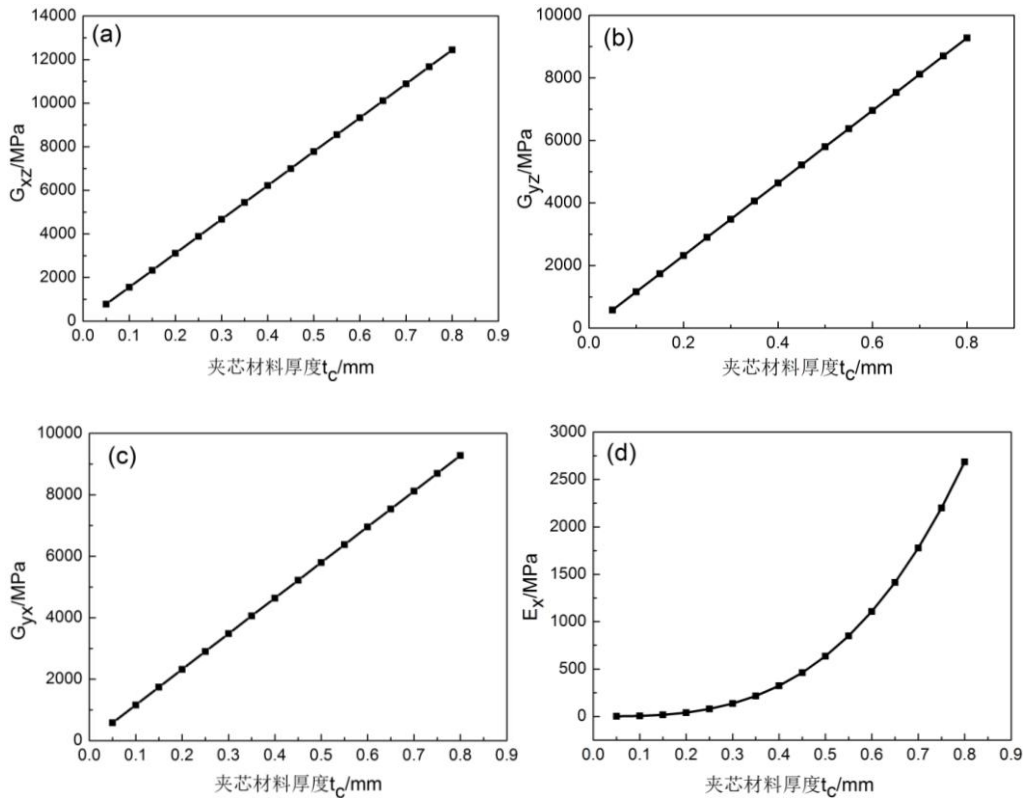


图 3.17 三角形波纹夹芯结构几何参数



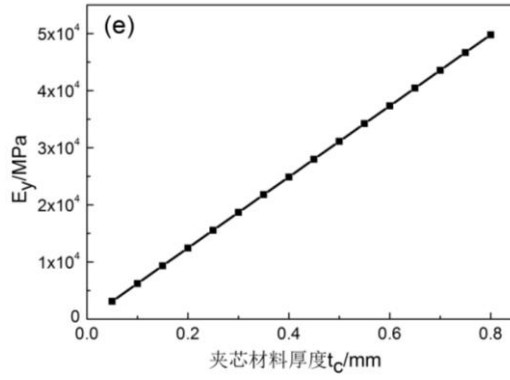


图 3.18 夹芯材料厚度 t_c 对等效参数的影响

(a) G_{xz} : (b) G_{yz} : (c) G_{yx} : (d) E_x : (e) E_y

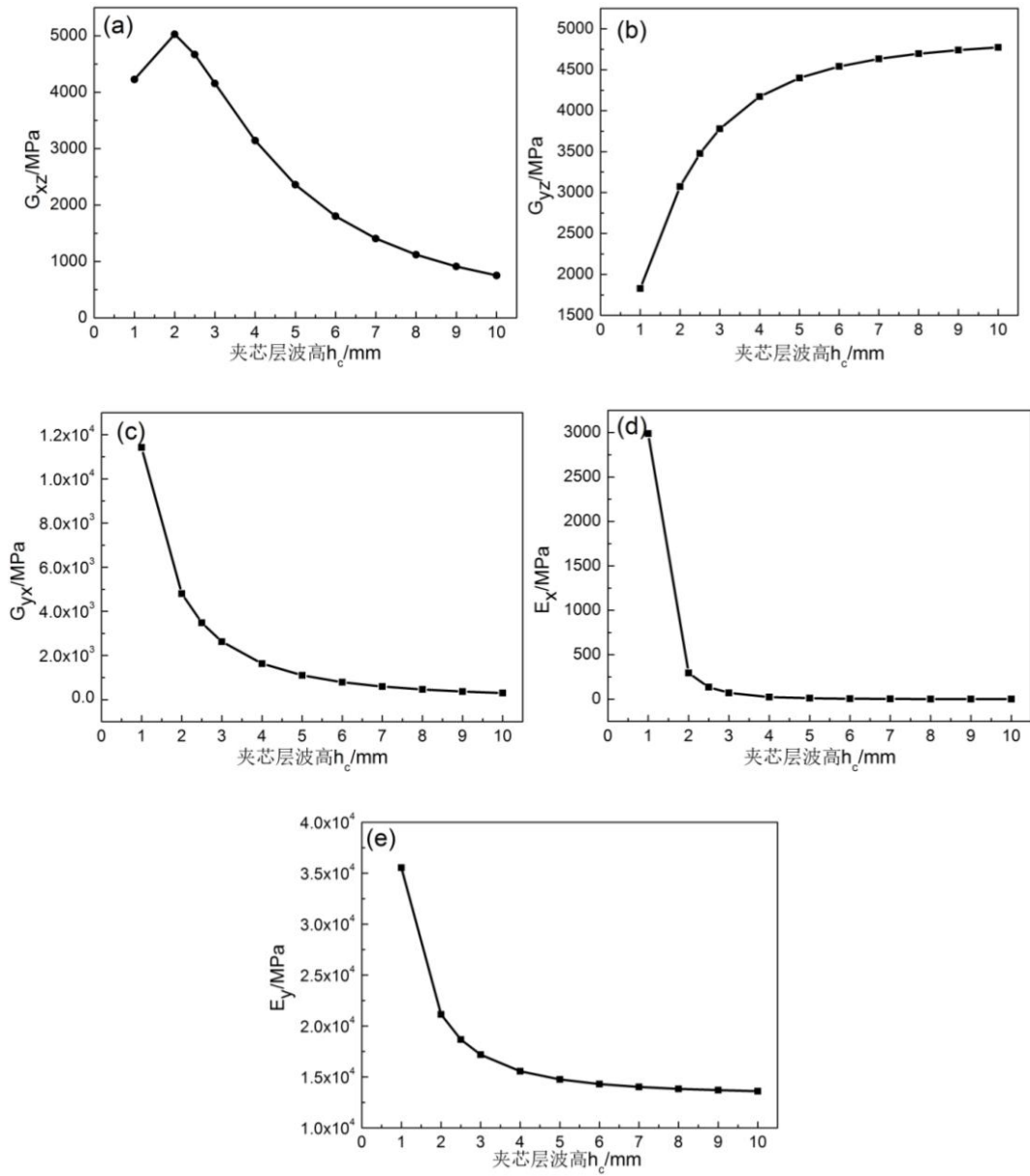


图 3.19 夹芯层高度 h_c 对等效参数的影响

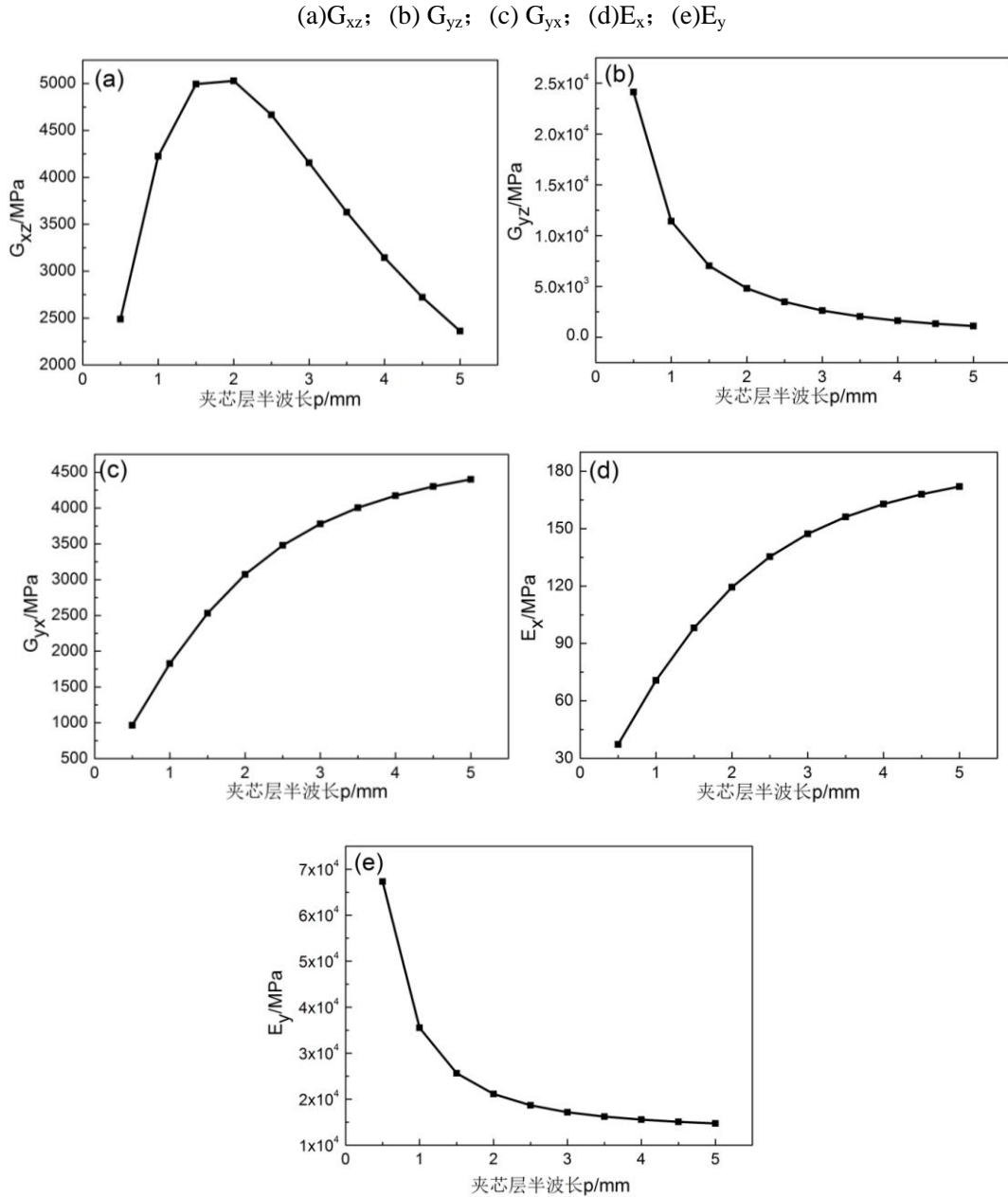


图 3.20 夹芯层波长 p 对等效参数的影响

(a) G_{xz} ; (b) G_{yz} ; (c) G_{yx} ; (d) E_x ; (e) E_y

3.5.2 梯形波纹夹芯等效参数

Lok 等^[101]和 Cheng 等^[104]对梯形波纹夹芯结构的等效理论进行了深入的研究, 获得等效弹性常数表达式如下:

$$D_x = \frac{EI_f}{1 - \frac{v^2 I_c}{I_c + I_f}} \quad (3-46)$$

$$D_y = E(I_c + I_f) \quad (3-47)$$

$$D_{yx} = 2GI_f \quad (3-48)$$

$$D_{Qx} = \frac{1}{\frac{1}{d}(\delta_y^c + \delta_y^f) + \frac{1}{p}\delta_z^c} \quad (3-49)$$

$$D_{Qy} = Gt_c \frac{\frac{d^2t}{pst_c} + \frac{1}{6}\left(\frac{d_c}{p}\right)^2}{\frac{t}{t_c} + \frac{sd_c}{3pd}} \quad (3-50)$$

$$I_c = \frac{st_c d_c^2}{12p} \quad I_f = \frac{td^2}{2} \quad (3-51)$$

$$E_x = \frac{12D_x}{d^3} \quad (3-52)$$

$$E_y = \frac{12D_y}{d^3} \quad (3-53)$$

$$G_{yx} = \frac{6D_{yx}}{d^3} \quad (3-54)$$

$$G_{xz} = \frac{D_{Qx}}{k_s d} \quad (3-55)$$

$$G_{yz} = \frac{D_{Qy}}{k_s d} \quad (3-56)$$

式中，各几何参数如图 3.21 所示。 D_x 、 D_y 分别表示梯形波纹夹芯结构在 x 和 y 方向的弯曲刚度， D_{yx} 表示梯形波纹夹芯结构的扭转刚度， D_{Qx} 、 D_{Qy} 分别表示梯形波纹夹芯结构沿 x 和 y 方向的剪切刚度。 I_c 和 I_f 分别表示夹芯和面板在 xz 平面内关于弯曲中性轴的惯性矩。

Lok 等^[101]研究了倾斜角 θ 对弯曲刚度 D_x 、 D_y ，扭转刚度 D_{yx} 以及剪切刚度 D_{Qx} 、 D_{Qy} 的影响规律，结果表明，在波长 $2p$ 和夹芯厚度 d_c 固定的条件下，只有剪切刚度 D_{Qx} 随着 θ 的减小而增大，其他参数皆随着 θ 的减小而减小。考虑极端情况，即 $\theta=90^\circ$ 时为矩形波纹， θ 最小时为三角形波纹，因而在固定波长 $2p$ 和夹芯厚度 d_c 情况下，三角形波纹只有剪切刚度 D_{Qx} 比梯形波纹更占优势，即沿 x 方向的剪切模量 G_{xz} 最大。

Lok 等^[101]的研究结果还表明在固定波长 $2p$ 或者波高 d_c 的情况下， G_{xz} 、 G_{yz} 、 G_{xy} 、 E_x 和 E_y 随着波高 d_c 或者波长 $2p$ 的变化趋势与三角形波纹夹芯相似，本文对此不再赘述。

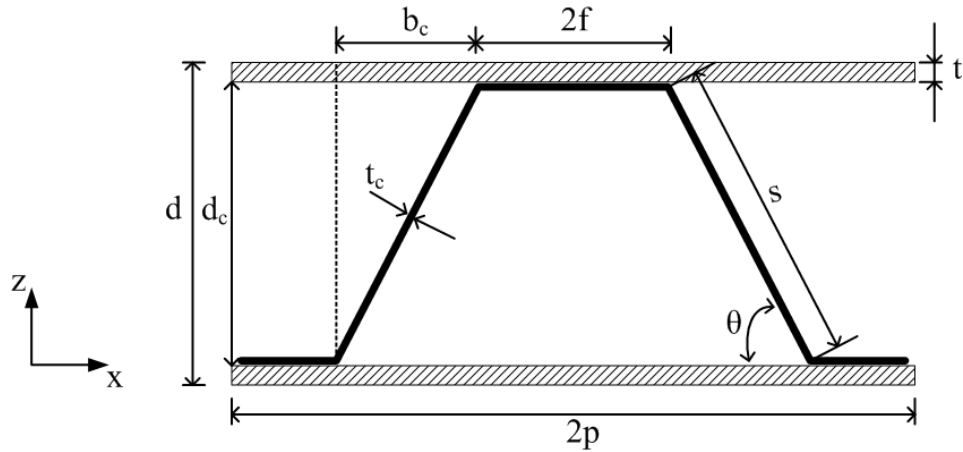


图 3.21 梯形波纹夹芯结构几何参数

3.6 本章小结

本章利用解析法计算并获得了钛合金波纹夹芯层的等效剪切模量 G_{xz} 、 G_{yz} 和 G_{xy} ，弹性模量 E_x 和 E_y ，泊松比 ν_{xy} 和密度 ρ_{eq} 的解析表达式；同时利用 Abaqus 软件通过有限元模拟的方法同样获得了钛合金波纹夹芯层等效剪切模量和等效弹性模量。分别采用解析法和有限元法研究了波纹夹芯材料厚度、波纹夹芯层高度以及波纹夹芯层的波长对上述剪切模量及弹性模量的影响规律，并证明了两种方法计算结果具有高度的一致性。此外，分别建立了钛合金波纹夹芯结构板的三点弯曲等效及全尺寸有限元模型，通过获得的弯曲刚度验证等效理论的合理性。研究了波纹夹芯材料厚度及波纹夹芯高度对钛合金波纹夹芯结构弯曲刚度的影响规律。最后，利用现有的理论对三角形和梯形波纹夹芯结构的等效弹性常数进行了研究，并获得了三角形波纹夹芯材料厚度、波纹夹芯层高度以及波纹夹芯层的波长对相关弹性常数的影响规律。

第四章 钛合金波纹夹芯结构静力学性能研究

上一章对钛合金波纹夹芯结构的等效理论进行了研究,可是等效理论只能解决弹性变形范围内的问题,而弹性变形是不足以让结构发生失效的。因而研究波纹夹芯结构在弹性变形结束进入塑性变形阶段直至失效这个过程是非常必要的,它可以为波纹夹芯结构的设计、制备及服役过程可能出现的问题提供重要依据。

本章将对钛合金波纹夹芯结构最基本的静态力学性能作出评价,这些性能包括平面压缩、面内剪切及三点弯曲。具体来讲,将会通过试验和有限元模拟相结合的手段研究不同波纹夹芯层数及其排布方向对压缩性能的影响以及波纹夹芯结构在不同加载方向的面内剪切性能。对于三点弯曲性能,将主要探究波纹夹芯层数及其排布方向对其影响,除了通过实验研究钛合金波纹夹芯结构的上述性能,还将借助有限元方法研究波纹夹芯结构的几何参数对三点弯曲性能的影响规律。

4.1 钛合金波纹夹芯结构平压性能研究

波纹夹芯结构在减振、吸声、阻燃、尤其是吸能和抗冲击方面有很大的优势,因此在航空航天和船舶领域以及碰撞防护结构中有广泛的应用。对于波纹夹芯结构的吸能特性和抗冲击特性的研究首先需要对其静态压缩性能进行研究。一方面,波纹夹芯结构在静载下的变形失效是描述其吸能的一个重要体现,在其载荷-位移图中可以看出其变形吸能的过程。另一方面,静载变形失效机制对其在动载荷下的变形有一定的指导意义。在动态冲击理论中,不同形式下静态压缩的刚度作为重要的参数可以用来对动态变形进行一定的预估和评价。本节主要对波纹夹芯结构在静态压缩载荷下的变形和失效进行试验和有限元模拟研究。

4.1.1 单层波纹夹芯结构压缩失效过程

为了研究波纹夹芯结构平面压缩的失效模式,利用 Abaqus 软件建立了具有一个完整波形的理想波纹夹芯结构,其几何参数如图 2.1 所示,夹芯材料为 TA2,厚度为 0.3mm,TA2 材料的应力-应变曲线如图 4.1(a)所示,面板材料为 Ti-6Al-4V,厚度为 1mm,其应力-应变曲线如图 4.1(b)所示。建立的有限元模型如图 4.2 所示,其主要由波纹夹芯、面板、压头和底座组成,其中波纹夹芯和面板均采用 S4R 单元,压头和底座则为解析刚体,波纹夹芯和面板之间采用 tie 连接,即在压缩过程中不会出现波纹夹芯和面板的脱离。压头和上面板,底座和下面板之间采用面面接触,接触算法采用罚函数法,应用有限滑移控制,接触属性选择系统默认的属性,即不考虑摩擦的硬接触。通过给压头向下的位移施加载荷。

为了方便描述,建立如图 4.2 所示的坐标系,坐标系原点位于波纹夹芯层左下角,将波纹夹芯波长定义为 λ ,波高定义为 H_c ,与图 3.2 比较的话,则 $\lambda=2p$, $H_c=2h$ 。

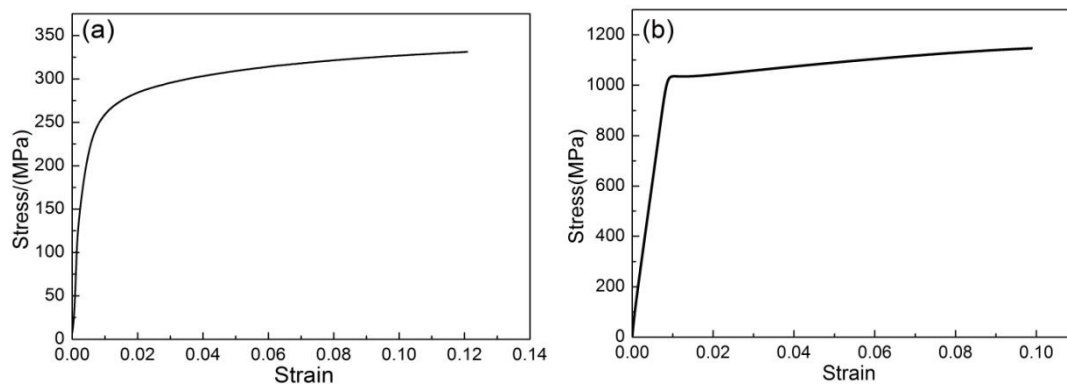


图 4.1 波纹夹芯材料及面板材料应力-应变曲线

(a) TA2; (b) TC4

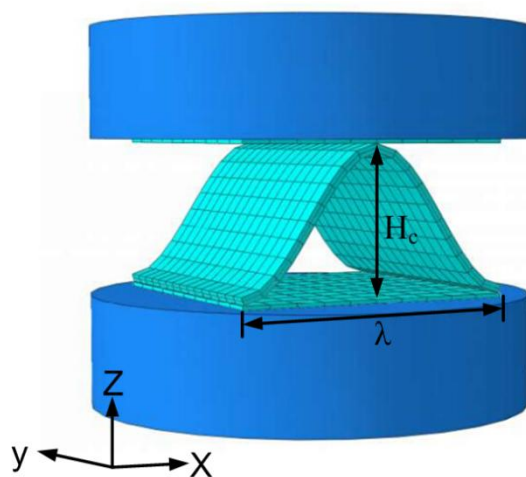


图 4.2 波纹夹芯结构压缩有限元模型

图 4.3 是钛合金波纹夹芯结构有限元模拟载荷-位移曲线，曲线的形状反映了整个结构的失效过程。图中所标注的 A、B、C、D 和 E 处的变形特征如图 4.4 所示。开始阶段整个波纹夹芯结构的变形处于弹性范围内，直至载荷到达线性段结束。弹性变形结束之后，波纹夹芯结构的压缩行为则受面板和夹芯层之间的相互接触影响巨大，具体表现为图 4.3 中所示的载荷-位移曲线的波动和图 4.4(c)、(d)、(e)所示的变形形状。

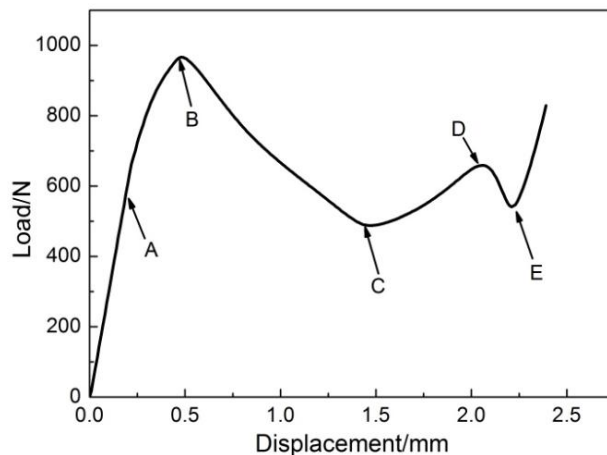


图 4.3 有限元模拟压缩载荷-位移曲线

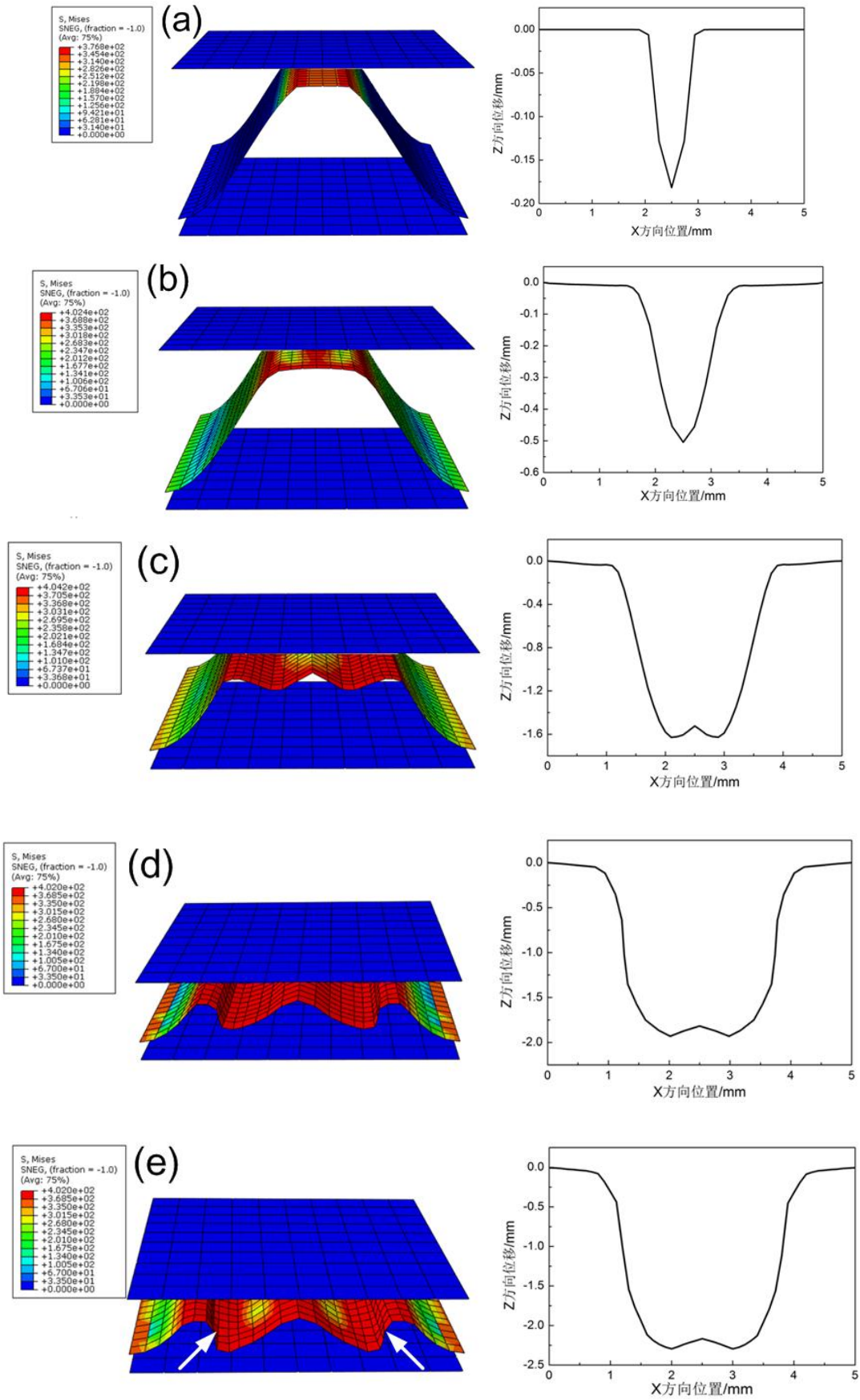


图 4.4 有限元模拟波纹夹芯结构压缩失效过程

在图 4.4(a)中, 变形还只局限于波峰处。随着下压量的增大, 变形逐渐扩展到整个夹芯结构, 图 4.4(b)表明整个波纹夹芯各个部位都已经产生了位移, 此时载荷达到第一个峰值。在此之后, 波纹夹芯发生屈曲并逐渐扩展, 从而导致载荷第一次下降, 如图 4.4(c)所示。随着屈曲面积的扩大, 夹芯层和面板之间的接触面积再次增大, 进而阻止了夹芯层的进一步屈曲, 形成二次应变强化, 载荷因此出现第二个峰值, 如图 4.4(d)所示。继续下压, 图 4.4(e)中标注的地方将是最主要的承力部位, 当其被压溃之后, 整个结构则处于完全失效的状态。波纹夹芯结构被压溃之后将继续被压实, 此时载荷会处于急剧上升状态。

需要强调的是, 波纹夹芯结构在受压失效过程中, 变形机制是复杂的。建立一个全尺寸 3D 有限元模型, 对于获得压缩过程中的变形细节具有非常重要的作用。如果用等效板取代波纹夹芯层, 在压缩过程进入塑性变形阶段之后, 将无法观察到夹芯层的实际变形过程, 从而无法探明其失效机制。

4.1.2 不同层数波纹夹芯结构平压试验

本实验主要研究钛合金波纹夹芯结构的压缩变形和失效模式, 得到其载荷-位移曲线。波纹夹芯结构压缩试验按照 GB/T1453-2005 《夹层结构或芯子平压性能实验方法》进行。实验所使用的波纹夹芯结构板几何参数如下: $\lambda=5\text{mm}$, $H_c=2.5\text{mm}$, 夹芯材料厚度 $t_c=0.3\text{mm}$, 面板材料厚度 $t_f=0.3\text{mm}$ 。其中夹芯层材料为 TA2, 面板材料为 Ti-6Al-4V, 所有试样均被切割为 $30\text{mm}\times 30\text{mm}$ 。试样共分为三大类, 即单层、双层和三层, 参照图 3.1 定义的 MD 和 CD 方向, 双层试样又分为 MD/MD 试样和 MD/CD 试样, 分别代表上下相邻波纹夹芯层排布方向相同以及相互之间呈 90 度, 同样地, 三层试样也可以分为 MD/MD/MD 和 MD/CD/MD 两种, 共计五种试样如图 4.5 所示。

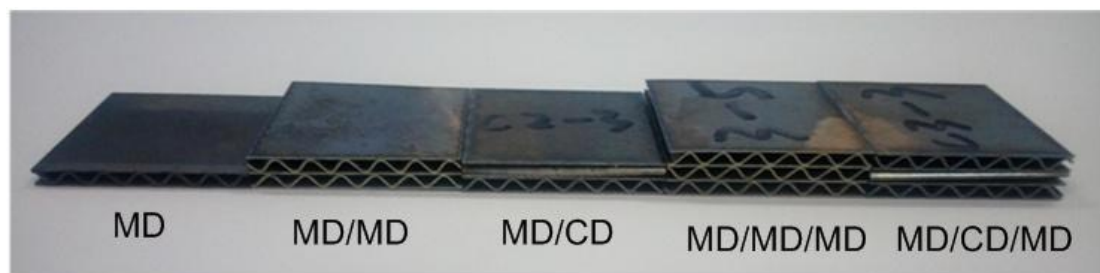


图 4.5 压缩试样类型

4.1.2.1 单层波纹夹芯结构压缩行为研究

图 4.6 是单层 MD 波纹夹芯结构的压缩载荷-位移曲线 (已等效为 $5\text{mm}\times 5\text{mm}$)。对比试验和有限元模拟获得的载荷-位移曲线, 可以发现试验载荷水平要明显低于有限元模拟结果, 试验得到的压缩模量为 103.29MPa , 抗压强度为 24.44MPa 。结合图 4.7 所示的失效过程图, 波纹夹芯结构的压缩试验失效模式大致可以分为以下三个阶段。

(1) 第一阶段为弹性变形阶段

从图 4.6 可以看出, 第一阶段为弹性变形阶段, 在这个过程中, 载荷随位移呈线性增大, 其斜率相当于波纹夹芯结构的轴向压缩刚度, 此阶段的能量以弹性应变能的形式耗散。值得注意的是, 弹性阶段结束之后, 载荷并不会立刻出现峰值。弹性压缩阶段所吸收的能量可由第一阶段曲线下部的面积表示。从图中可以看出, 位移-载荷曲线在此阶段斜率较大。

(2) 第二阶段为塑性变形阶段

弹性变形阶段结束之后, 波纹夹芯层将发生屈服, 由于应变硬化的存在, 所以载荷还将继续上升直至达到第一个峰值。之后波纹夹芯层侧壁开始发生局部屈曲, 产生塑性变形, 进而导致结构刚度下降, 因而波纹夹芯层继续变形所需要的载荷下降。随着屈曲逐渐向整个芯子扩展, 载荷急剧地非线性下降。虽然此时结构已经失稳, 但是由于整个波纹夹芯层都已经发生塑性变形, 应变强化效应基本上可以抵消结构失稳带来的载荷降低, 因而此时的载荷处于一个起伏比较小的准平台阶段。在此阶段, 载荷较高, 变形较大, 吸收的能量较多, 如果在冲击载荷下, 此阶段将会吸收绝大部分的能量, 此阶段吸收的能量为第二阶段载荷-位移曲线下包围的面积。

(3) 第三阶段为波纹夹芯层密实化阶段

在此阶段, 随着载荷的进一步增加, 夹芯层发生弯曲, 也因为塑性变形而折叠在一起, 夹芯层被逐渐压实, 变得密实, 整体的刚度也随之变大, 压缩载荷迅速变大, 因为在此阶段位移变化较小, 而压缩载荷迅速变大, 所以吸能也相对较少, 还可能会引起过载。所以在缓冲吸能应用, 主要考虑第三阶段以前的部分, 基本可以获得结构吸收的能量。

图 4.7 是单层 MD 结构波纹板在压缩过程中各阶段的典型图片。对比有限元模拟获得的失效模式, 试验过程展现了完全不同的状况。有限元模拟结果表明, 理想的波纹夹芯结构失效模式关于 $x=\lambda/2$ 处完全对称。而试验中发现波纹夹芯的失效是从一侧开始的, 而且最终的失效形式是完全倒向一侧。其原因来自于波纹夹芯结构的制备过程, 无论是波纹夹芯层的辊轧过程还是结构的钎焊过程, 都有可能引发几何结构或者钎焊接头处上的微小缺陷, 进而导致结构不是完美对称。在压缩过程中任何一处微小的缺陷都可能导致此处产生应力集中, 从而先发生较大的变形, 这个变形产生之后, 整个结构的非对称性更加明显, 试验过程中发生的失效方式也就可以理解了。除了失效方式, 缺陷的存在还会对结构的刚度和强度产生非常明显的影响, 对于这个问题, 在下一节的有限元模拟中, 将会在模型中引入缺陷因子, 以获得和试验相符的结果。

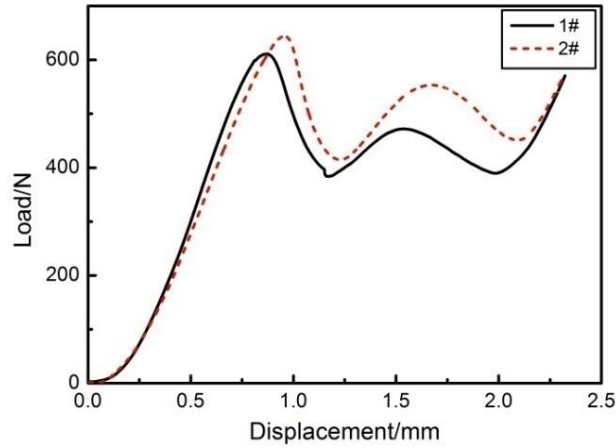


图 4.6 MD 波纹夹芯结构压缩试验载荷-位移曲线

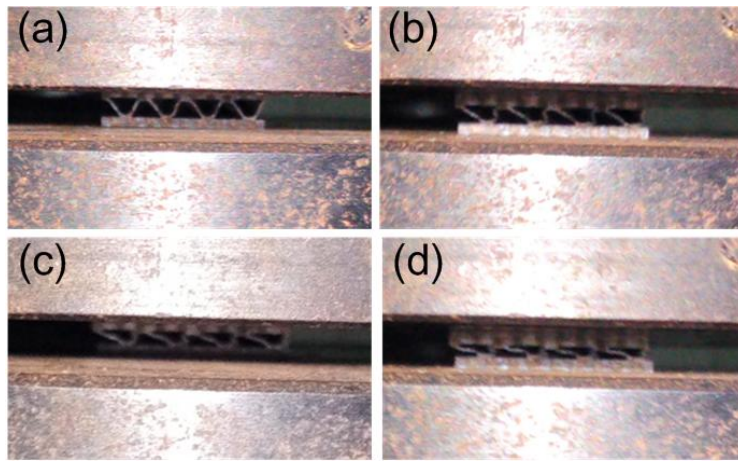


图 4.7 MD 试样压缩试验过程

(a)弹性阶段；(b)塑性屈曲初始阶段；(c)塑性屈曲阶段；(d)密实化阶段

4. 1. 2. 2 双层波纹夹芯结构压缩行为研究

对于双层 MD/MD 波纹夹芯结构，根据两层波纹夹芯的排布位置，又分成以下两种，如图 4.8 所示，分别命名为 MD/MD-A 和 MD/MD-B 结构。其中 MD/MD-A 结构上下两层波纹夹芯层位置完全相同，图 4.8(a)所示，MD/MD-B 结构上下两层波纹夹芯结构位置相差半个波长，如图 4.8(b)所示。

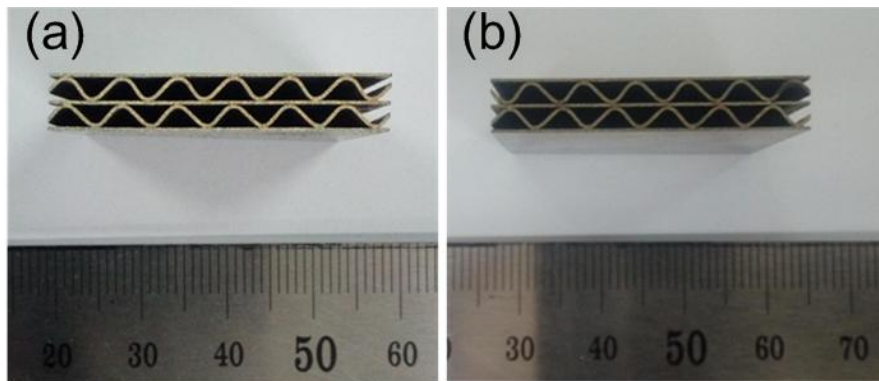


图 4.8 双层 MD/MD 波纹夹芯结构

(a)MD/MD-A; (b)MD/MD-B

图 4.18 是双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构的压缩载荷-位移曲线, 取两个平行试样。可以看出, 位移曲线基本由四部分组成, 即线性上升段、震荡下降段、平台段和非线性上升段。结合图 4.9 所示的失效过程图片, 可以对载荷-位移曲线的形成做出合理解释。首先对于线性上升段, 我们注意到其是由两部分线性段组成的, 其中第一部分线性段的斜率比第二部分略大一些。对于双层的波纹夹芯结构, 在其受压的初始阶段, 两层波纹夹芯与中间一层面板同时变形, 这时候的刚度是波纹夹芯与面板受压的刚度之和。如果只取一个完整波纹长度的双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构研究的话, 可以发现中间面板除了与下层波纹夹芯的波峰处是钎焊连接的, 其它部分完全是悬空的。继续施压显然中间面板贴向下层波纹夹芯所受的阻力最小, 因而第二部分线性段应该是中间面板受压塑性变形时的硬化效应。线性段结束之后, 载荷有一个突降, 结合图 4.9(c)可以发现, 此时中间面板某些部分发生了断裂, 造成载荷突降。进一步施压, 中间面板逐渐贴向下层波纹夹芯, 尽管此时中间面板有些部位已经断裂, 但是上下层波纹夹芯与其之间复杂的接触与变形抵消了由于中间面板断裂而引起的载荷下降, 这时的载荷处于一个相对稳定的水平。当中间面板与上下层波纹夹芯完全贴合之后, 整个结构就变成了一个波纹夹芯厚度相当于原厚度三倍的单层波纹夹芯结构, 鉴于波纹夹芯厚度对于结构整体强度的巨大影响, 继续施压必然导致载荷的急剧上升。由此可知, 对于双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构, 其压缩过程主要是中间面板的塑性变形过程, 而上下层波纹夹芯的承载优势并没有得到明显的发挥。试验获得的压缩弹性模量为 158.78MPa, 第一个峰值力处对应的压缩强度为 16.27MPa。

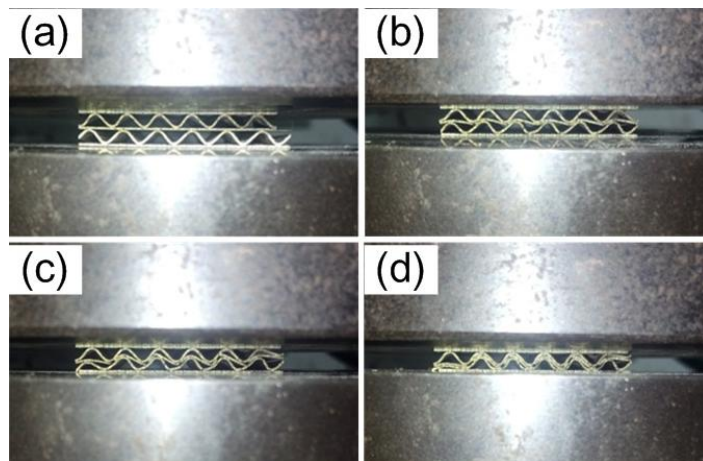


图 4.9 双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构压缩试验失效过程

图 4.20 是双层 MD/MD-B 波纹夹芯结构的压缩载荷位移曲线, 同 MD/MD-A 结构的载荷-位移曲线基本一致, 由四部分组成, 即线性上升段、震荡下降段、平台段和非线性上升段, 但是其第一个峰值力及平台段的载荷水平均高于 MD/MD-A 结构, 经计算其压缩模量为 193.12MPa, 压缩强度为 21.12MPa。再结合图 4.10 所示的失效过程图片, 就可以发现这两种结构失效过程截然不同。MD/MD-B 波纹夹芯结构在压缩载荷下首先发生变形的是上下层的波纹夹芯层, 而中间层的面板几乎不发生变形, 这从图 4.10(b)中可以明显看出, 而且

其压缩模量也比 MD/MD-A 略高。可是从图 4.10(c)中可以看出变形到一定阶段之后, 中间层的面板还是开始发生变形, 这可以归因于波纹夹芯结构中存在的缺陷, 使其无法发生对称的变形, 从而使得上下层夹芯的支撑部位发生了偏移, 最终导致夹芯中间层面板发生了变形。无论如何, MD/MD-B 波纹夹芯结构在承载及吸能方面比 MD/MD-A 结构展现出明显的优势。尤其是在吸能方面, MD/MD-A 结构的吸能主要通过中间层面板的塑性变形实现, 而 MD/MD-B 结构的吸能则是通过上下层波纹夹芯(最起码上层夹芯)的压溃及中间层面板的塑性变形共同实现, 因而具有更大的优势。

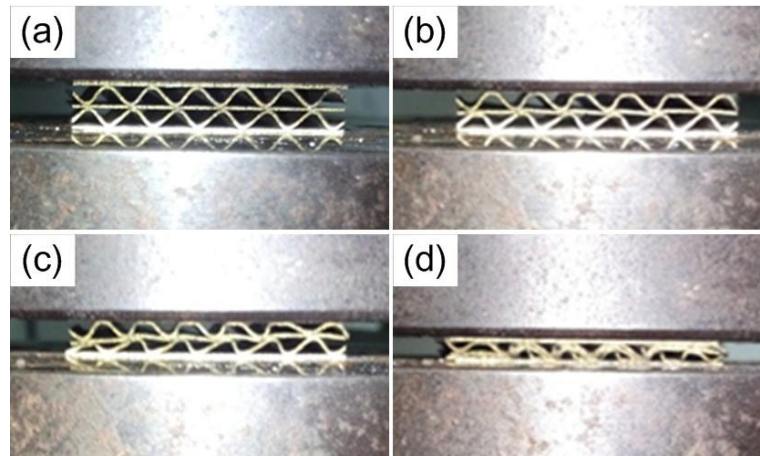
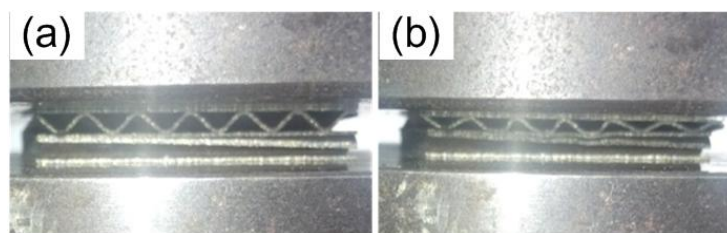


图 4.10 双层 MD/MD-B 波纹夹芯结构压缩试验失效过程

双层波纹夹芯结构压缩失效行为除了与夹芯层排布位置有关, 还与上下层波纹夹芯排布方向有直接关系。因此改变波纹夹芯层的排布方向, 使两者呈 90 度, 即 MD/CD 结构, 并对其压缩行为进行研究。

图 4.22 是双层 MD/CD 波纹夹芯结构的压缩载荷位移曲线。经计算其压缩弹性模量为 208.64MPa, 由于该结构的载荷位移曲线并没有展现出明显的峰值力, 所以取其刚进入平台载荷处的载荷计算平台应力为 28.28MPa 作为其抗压强度。可以发现无论是压缩模量还是抗压强度, 其与 MD/MD-B 结构都相差不大, 这证明在变形的初始阶段, 这两种结构具有相似性。但是在结构屈服之后, MD/CD 结构的载荷并没有出现下降, 而是保持在一个具有相对较高载荷水平的平台上, 展现出了优异的吸能能力。这是由于变形过程中尽管中间层面板没有发生明显的塑性变形, 可能会有微小的塑性变形, 但是并没有影响到夹芯层的变形。从图 4.11 中也可以看到, MD/CD 结构最终的失效方式是上下层波纹夹芯的压溃。这也说明了波纹夹芯结构的吸能主要是通过夹芯层的变形来实现, 该结构在压缩过程中能够实现波纹夹芯层的充分变形, 发挥其吸能优势。



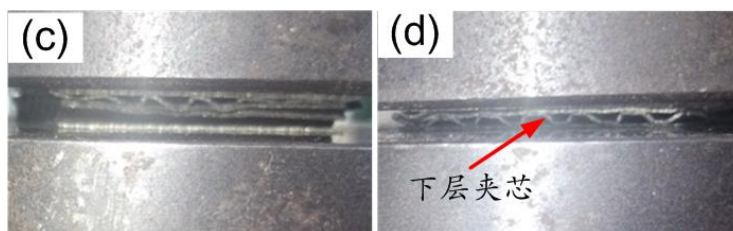


图 4.11 双层 MD/CD 波纹夹芯结构压缩试验失效过程

4.1.2.3 三层波纹夹芯结构压缩行为研究

图 4.12 是 MD/MD/MD 结构的压缩载荷位移曲线，可以发现其具有两个很明显的峰值，再结合图 4.13 所示的变形过程图，就很好理解 MD/MD/MD 结构的压缩载荷位移曲线了。图 4.13(b)、(c)、(d)对应着图 4.12 中位移为 0~1.5mm 阶段的曲线，即第三层面板的变形过程。取其线性段计算，压缩弹性模量为 183.42MPa，抗压强度为 19.81MPa，均略高于 MD/MD-A 结构，但明显低于 MD/MD-B 及 MD/CD 结构。图 4.13(e)、(f)、(g)对应着图 4.12 中位移为 1.5~3.5mm 阶段的曲线，即第二层面板的变形过程，并伴随着面板断裂的发生。最终的失效形式如图 4.13(g)所示，中间两层面板被压缩成波纹夹芯的形状，并与原来的三层夹芯层叠加在一起，这个时候由于波纹夹芯层数过多过厚，已失去继续变形的能力，所以这种结构无法发挥波纹夹芯层的吸能能力。

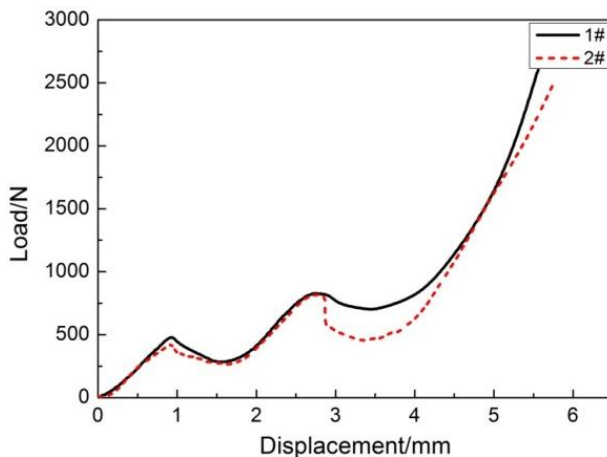


图 4.12 三层 MD/MD/MD 波纹夹芯结构压缩试验载荷-位移曲线

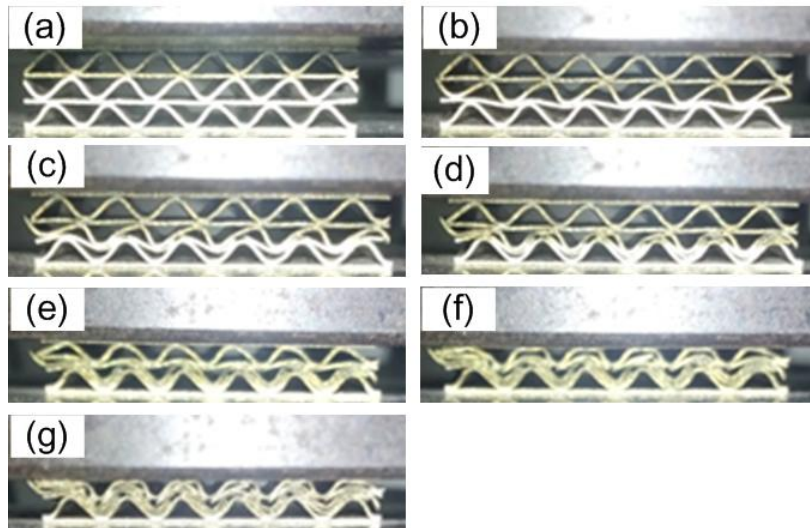


图 4.13 三层 MD/MD/MD 波纹夹芯结构压缩试验失效过程

图 4.24 是 MD/CD/MD 结构的压缩载荷位移曲线，其与 MD/CD 结构的载荷位移曲线几乎一致，这说明两种结构的失效方式具有相似之处，MD/CD/MD 结构的压缩弹性模量为 244.35MPa，高于 MD/CD 结构的弹性模量，而平台应力 27.80MPa 则与 MD/CD 结构相差不多。从图 4.14 的失效过程来看，三层波纹夹芯最终均被压溃，发挥出了本身吸能优势。从图 4.14(c)、(d)可以发现中间的面板发生了微小的塑性变形，但是事实上这种变形不但不会影响夹芯层的变形，其自身反而会依靠变形进一步吸收能量，从而提高整个结构的吸能能力。

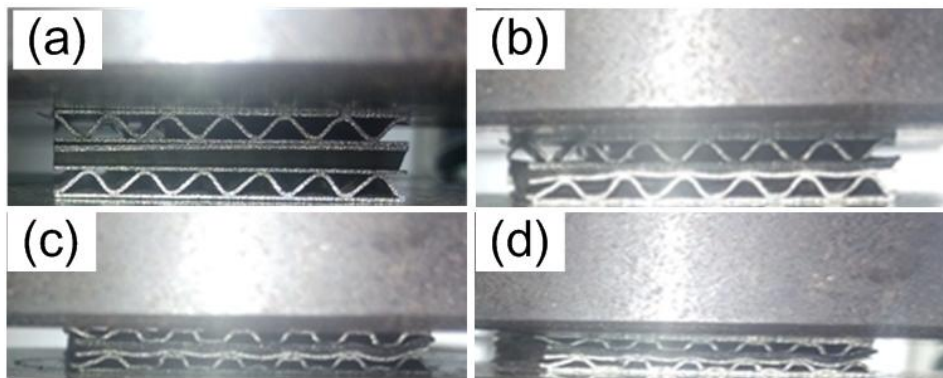


图 4.14 三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构压缩试验失效过程

4.1.3 压缩试验有限元模拟研究

4.1.3.1 初始缺陷因子对模拟结果的影响

比较图 4.3 和图 4.6 所示的波纹夹芯结构的压缩载荷-位移曲线，可以发现，有限元模拟结果无论压缩模量还是压缩强度都明显高于试验结果。在失效方式上，有限元模拟和试验结果也呈现出截然不同的结果，之前提到这是由于波纹夹芯本身存在的缺陷造成的。波纹夹芯结构制备的任何一个步骤都有可能引入缺陷，因而这种缺陷的存在是不可避免的。研究表明^[59]，缺陷的存在会显著影响波纹夹芯结构的刚度和强度，而之前的有限元模型并未考虑实

际结构中的缺陷，因而得到的模量和强度明显高于试验值。

为了准确预测波纹夹芯结构的刚度和强度，有研究者^[43,133]在有限元模型中引入了缺陷因子，并最终获得了与试验相符的结果。从某一屈曲模态的形状中获得的初始缺陷可以被引入到波纹夹芯中，初始缺陷 α 可以用下式描述：

$$\alpha(s) = \frac{\zeta t_c}{2} \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi s}{L}\right) \right] \quad (4-1)$$

式中 ζ 是一个无量纲缺陷参数， s 为波纹夹芯的弧长， t_c 为波纹夹芯壁厚。在 Abaqus 软件中，该缺陷因子可以从分析步中的 *IMPERFECTION 功能获得。具体步骤为先对波纹夹芯做一个弹性屈曲分析以提取其各阶本征模态，在分析过程中，选取一个模拟结果与试验结果相似的本征模态，并将其引入作为缺陷，从而应用于后续的分析步中。Abaqus 中的 IMPERFECTION 采取如下形式：

$$\Delta\chi_i = \sum_{i=1}^M \omega_i \varphi_i \quad (4-2)$$

式中 φ_i 是第 i 阶模态形状， ω_i 是与之相关的比例因子。

采用上述方法，我们对图 4.2(a)所示的模型的弹性屈曲行为进行了研究，并选取了与试验结果最相似的一阶本征模态作为初始缺陷，然后对其缺陷灵敏度做了详细的分析，最终确定初始缺陷参数的幅度为 $\zeta=0.02$ 。引入初始缺陷因子之后，有限元模拟获得的单层波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线与试验结果具有较高的吻合度，如图 4.15 所示。

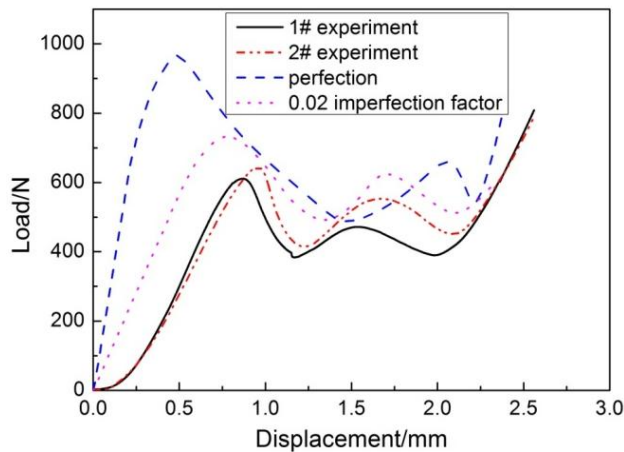


图 4.15 引入初始缺陷后 MD 波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线

4.1.3.2 几何缺陷对失效方式的影响

上文提到的初始缺陷因子是把任何可能影响结构性能的因素综合在一起形成的一个概念，通过引入缺陷因子获得了与试验更接近的结果。除此之外的有的研究者^[137]提出了另外一种引入缺陷的方式，即直接将波纹夹芯有限元模型中的部分节点略微偏离其理想位置，从而形成一个带有初始几何缺陷的模型，如图 4.16 所示。本文选取的节点位于波纹夹芯层宽度

方向中线位置， x 和 y 方向的极限坐标为

$$x_0 = \frac{\lambda}{2} \quad y_0 = H$$

节点具体位置 x 方向坐标为 ξx_0 ，此处 $0 < \xi < 1$ 。

这里需要注意的是，单纯的几何缺陷的引入也会造成波纹夹芯结构刚度和强度的下降。因此选取的偏离节点的数量、位置和偏移程度将决定其对波纹夹芯结构弹性模量和压缩强度的影响程度。本文针对图 4.2 所建立的有限元模型，设定节点在 x 方向的偏移量为 0.01mm，研究偏移节点的数量对波纹夹芯结构压缩模量和强度的影响。波纹夹芯层共有节点 651 个，选取的偏移节点数量为 1~13 个，即占节点总数的 0.15%~2%。偏移节点数量对波纹夹芯刚度的影响如图 4.17(a)所示，可以看到偏移节点数量少于 2 个时，对模量的影响不大，而当偏移节点数量超过 3 个之后，模量受到的影响非常明显。当偏移节点为 7 个时，波纹夹芯的压缩模量与试验值非常接近，此时偏移节点数量约占总节点的 1.1%。图 4.17(b)所示为偏移节点数量对波纹夹芯压缩强度的影响规律，可以看出，波纹夹芯结构的强度随偏移节点数量的变化规律同刚度随偏移节点数量的变化一致。

对于上面讨论的两种对有限元模型引入初始缺陷的方法，尽管都可以获得与试验相近的结果，但是相对而言，第一种方法更接近结构和材料的本身特征，也更符合实际情况，第二种方法容易操作，但是人为影响的因素更大，而且偏移节点数量、位置以及偏移程度如何确定现在并没有相应的理论给予支撑，其科学性仍有待探究。因而第一种方法目前被普遍采用，本文后续的有限元模拟工作在需要引入初始缺陷的部分将采用第一种方法。

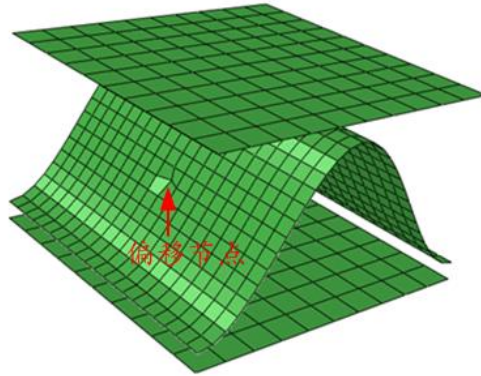


图 4.16 有限元模型中引入几何缺陷

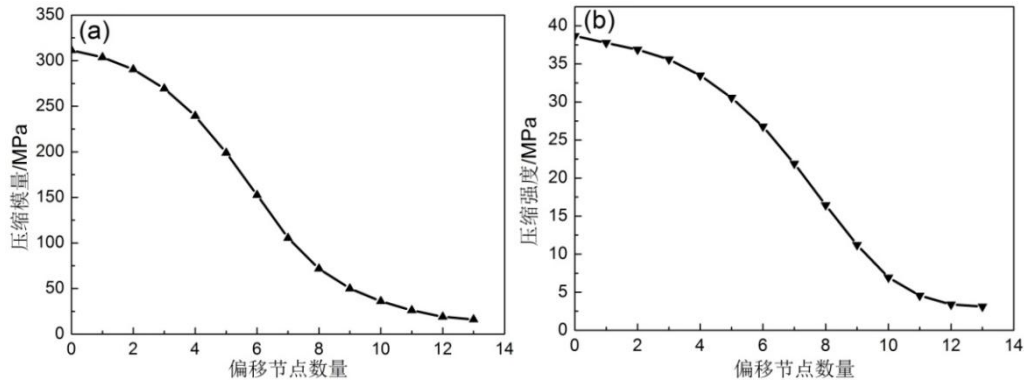


图 4.17 偏移节点数量对波纹夹芯结构压缩模量和压缩强度的影响

4.1.3.3 多层波纹夹芯结构压缩过程模拟

利用上文中引入了初始缺陷因子的波纹夹芯层模型，在此基础上建立了双层 MD/MD-A/B 波纹夹芯结构模型、双层 MD/CD 波纹夹芯结构模型和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构模型。验证上述四种模型在结构弹性模量和压缩强度上与试验结果的吻合度，同时进一步证实在有限元模型中引入的初始缺陷因子的合理性。

对于双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构，在其有限元模型中引入初始缺陷因子之后，得到的压缩载荷-位移曲线如图 4.18 所示。从图中可以发现，有限元模拟获得的载荷-位移曲线还是略高于试验结果，其原因可能是未在中间层面板上引入初始缺陷，而中间面板在整个压缩过程中又发挥了很重要的作用，因而导致模拟结果整体水平高于试验结果。此外，在模拟获得的载荷-位移曲线上弹性段结束之后，并未发现载荷的突降，这是因为在模拟过程中并未设置中间面板的断裂条件，实际上这个条件也很难获得，并不仅仅是考虑其断裂延伸率的问题。在实际压缩过程中，面板与波纹夹芯之间的接触摩擦，焊点附近的薄弱处都会促使波纹夹芯层的断裂，因而在有限元模型中不考虑其断裂的问题，只设置其与上下层波纹夹芯之间的接触及摩擦。

图 4.19 是双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构压缩失效过程，可以看出其与图 4.9 所示的试验失效过程基本一致，而且从应力分布情况可以看出，中间面板在整个压缩过程中始终是最主要的承载部位。

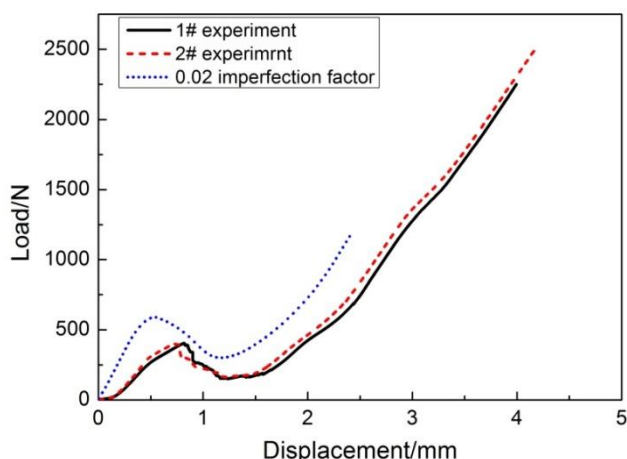


图 4.18 双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线

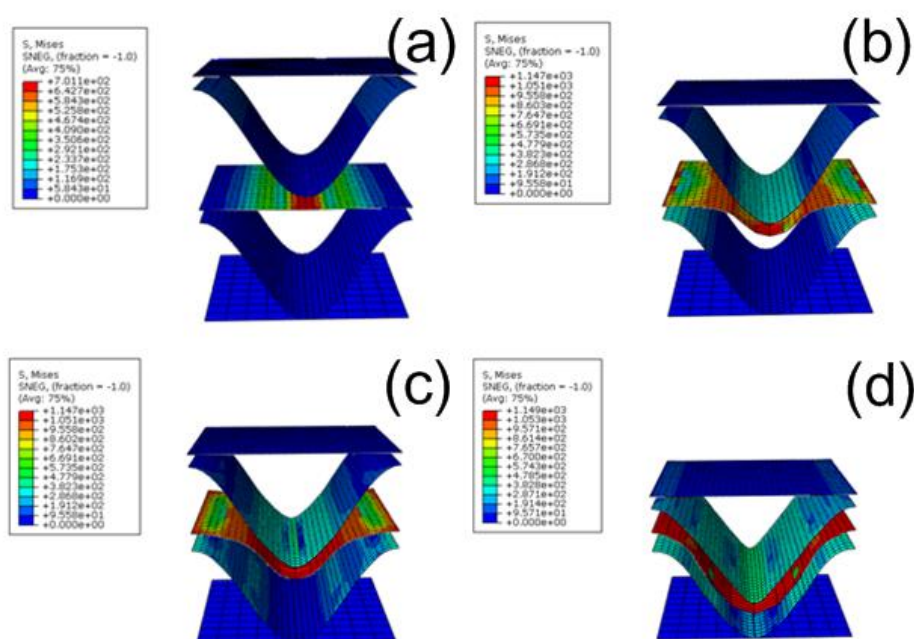


图 4.19 双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构压缩失效过程

图 4.20 是 MD/MD-B 波纹夹芯结构试验与有限元模拟获得的压缩载荷-位移曲线，经计算有限元模拟获得的弹性模量为 198.63MPa，与试验值 193.12MPa 极为接近，但是模拟获得的峰值力与试验值的偏差高达 50%。从试验获得的载荷-位移曲线和失效过程来看，MD/MD-B 波纹夹芯结构的压缩变形从上下层夹芯开始，但是到一定阶段之后，中间层面板开始发生变形，从而显著影响了整个结构的弹性模量和压缩强度。然而在有限元模拟过程中，变形自始至终都是发生在夹芯层上，如图 4.21 所示，因而获得的载荷-位移曲线水平高于试验结果。

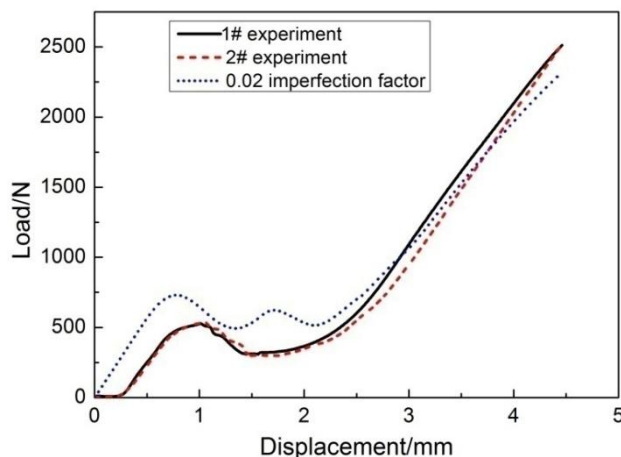


图 4.20 双层 MD/MD-B 波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线

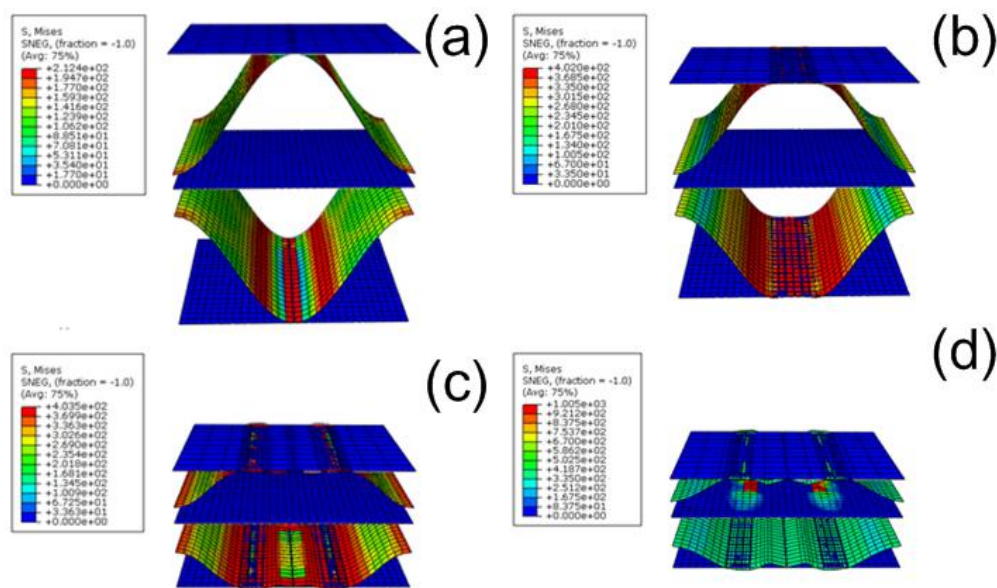


图 4.21 双层 MD/MD-B 波纹夹芯结构压缩失效过程

图 4.22 是双层 MD/CD 波纹夹芯结构试验与有限元模拟获得的压缩载荷-位移曲线。经计算有限元模拟获得的压缩弹性模量为 215.66MPa，比试验值高了 3.36%，误差相当小，屈服强度约为 30.01MPa，与试验值 28.28MPa 也比较接近。可以看出有限元模拟获得的载荷位移曲线具有典型的单层波纹夹芯结构的压缩特征，即表现出明显的波动性，其原因已在上文做出解释，但是波动的幅度并不大，而且载荷水平与试验值也比较接近。图 4.23 表明 MD/CD 结构压缩变形主要由夹芯层承担，面板几乎不变形，而在实际试验中，夹芯层变形到一定程度之后，或多或少会引起中间层面板的变形，但是这种变形不会影响到夹芯层的继续变形，正是夹芯层与面板之间的协调变形使得波纹夹芯结构在屈服之后载荷仍能保持在一个较高的平台。

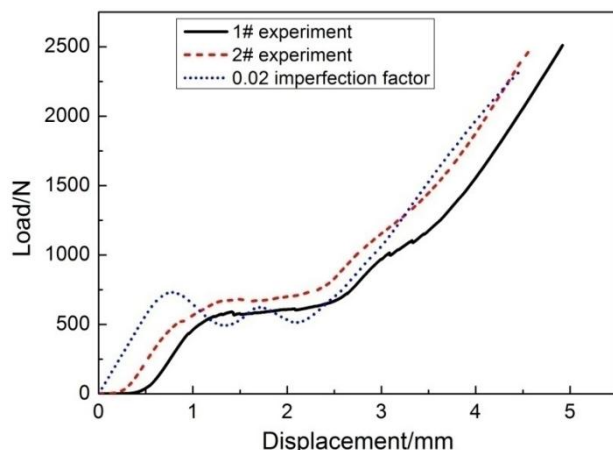


图 4.22 双层 MD/CD 波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线

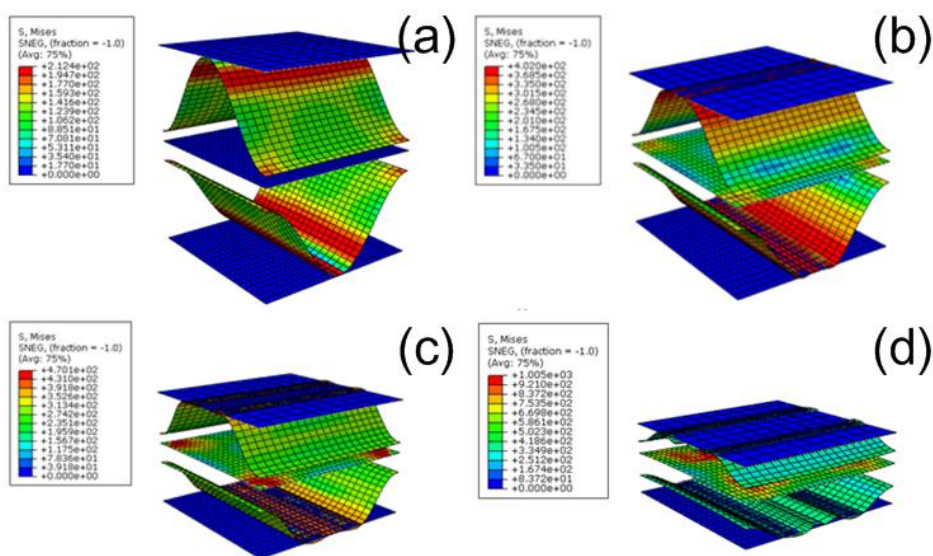


图 4.23 双层 MD/CD 波纹夹芯结构压缩失效过程

图 4.24 是三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构试验与有限元模拟获得的压缩载荷-位移曲线。可以发现其有限元模拟结果与双层 MD/CD 结构具有相似的载荷-位移曲线，图 4.25 则表明其失效过程与双层 MD/CD 结构也基本相同，因此其失效机制在此不再赘述。另外通过有限元模拟数据计算获得 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的压缩弹性模量为 270.01MPa，略高于试验值 244.35MPa，压缩强度 30.11MPa，与试验值 27.80MPa 相差 10% 左右。总体来讲，有限元模拟与试验结果的吻合度比较高。

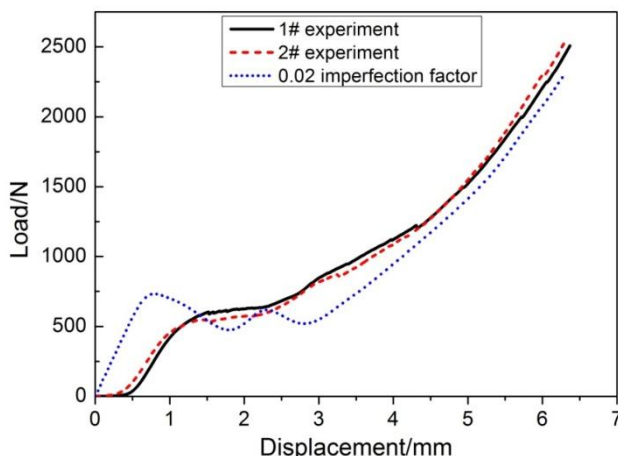


图 4.24 三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构压缩载荷-位移曲线

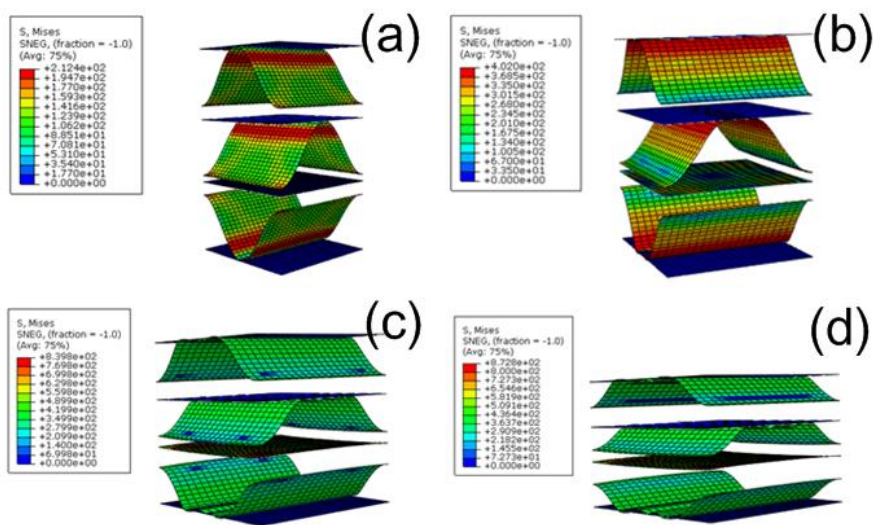


图 4.25 三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构压缩失效过程

4.1.3.4 不同结构压缩性能比较

表 4.1 是各种波纹夹芯结构压缩性能比较。可以发现单层 MD 波纹夹芯结构的压缩弹性模量最低，双层波纹夹芯结构中，MD/CD 结构的压缩弹性模量最高，达到了 208.64MPa，而 MD/MD-A 结构的压缩弹性模量最低，只有 158.78MPa，即便如此，仍比单层 MD 波纹夹芯结构的弹性模量高出很多。对于三层波纹夹芯结构，MD/MD/MD 结构的压缩弹性模量介于 MD/MD-A 结构和 MD/MD-B 结构之间，但是要低于 MD/CD 结构，而 MD/CD/MD 结构的压缩弹性模量达到了 244.35MPa，在所有结构中最高。通过比较单层、双层和三层波纹夹芯结构的弹性模量，可以得出的结论是压缩弹性模量与夹芯层数及其变形机制密切相关。MD 结构、MD/CD 结构以及 MD/CD/MD 结构之间的压缩变形机制比较相似，随着夹芯层数的增加，弹性模量亦随之升高。MD/MD-A 结构与 MD/MD/MD 结构之间的压缩变形机制同样比较相似，后者的弹性模量比前者高出了 15%。比较 MD/MD-A 结构、MD/MD-B 结构和 MD/CD 结构，三者夹芯层数均为两层，但是压缩变形机制却各不相同，MD/MD-A 结构

以中间面板的变形为主，而 MD/MD-B 结构则是夹芯与面板变形同时进行，MD/CD 结构主要是夹芯变形，不同的变形机制导致三者的弹性模量不尽相同。从表 4.1 中试验获得的波纹夹芯结构的压缩屈服强度可以看出该结论同样适用于波纹夹芯结构的压缩屈服强度。

对比试验数据和有限元模拟获得的数据，可以发现有限元模拟结果均略高于试验结果，上文提到，这是由于在建立有限元模型过程中没有对面板引入初始缺陷所致，而面板在所有结构的压缩过程中或多或少都会参与变形。尤其对于 MD/MD-A 结构和 MD/MD-B 结构，试验中该两种结构中的面板参与变形的程度比较大，这就造成有限元模拟结果与试验结果之间的差距相比于其它结构要明显很多。

表 4.1 不同波纹夹芯结构压缩性能比较

| 结构 | 压缩模量(试验)/MPa | 屈服强度(试验)/MPa | 压缩模量(模拟)/MPa | 屈服强度(模拟)/MPa |
|----------|--------------|--------------|--------------|--------------|
| MD | 103.29 | 24.44 | 113.67 | 29.30 |
| MD/MD-A | 158.78 | 16.27 | 198.64 | 23.57 |
| MD/MD-B | 193.12 | 21.12 | 227.12 | 29.26 |
| MD/CD | 208.64 | 28.28 | 237.39 | 30.01 |
| MD/MD/MD | 183.42 | 19.81 | / | / |
| MD/CD/MD | 244.35 | 27.80 | 270.01 | 30.11 |

4.1.4 多层梯形波纹夹芯结构压缩失效过程

Hou 等^[138]对多层梯形铝合金波纹夹芯结构的压缩性能进行了研究，并探索了夹芯层数和排布方向对整体结构的压缩载荷-位移曲线及失效过程的影响。图 4.26(a)是三层梯形铝合金波纹夹芯结构压缩失效过程，类似于本文 4.1.2.3 节所研究的 MD/MD/MD 正弦形波纹夹芯结构，初始变形仍然发生在中间面板上，随后最上层波纹夹芯发生了比较明显的压溃现象。图 4.26(b)是另一种形式三层梯形铝合金波纹夹芯结构压缩失效过程，相当于本文 4.1.2.2 节所研究的 MD/MD-B 结构，可以发现变形起始于三层波纹夹芯层，随后中间层的面板也发生了非常明显的变形，最终面板和夹芯层共同被压溃，这与 MD/MD-B 结构的压缩失效过程非常吻合。图 4.26(c)所示的三层梯形铝合金波纹夹芯结构相当于 4.1.2.3 节所研究的 MD/CD/MD 结构，显然其失效过程以夹芯层的完全压溃为主，面板的变形很小。综上所述，本文所阐述的波纹夹芯层数及排布方向对压缩失效过程的影响规律同时适用于正弦形和梯形结构。三角形波纹夹芯作为梯形波纹夹芯的一种特殊情况，其压缩失效过程必然也符合上述规律。

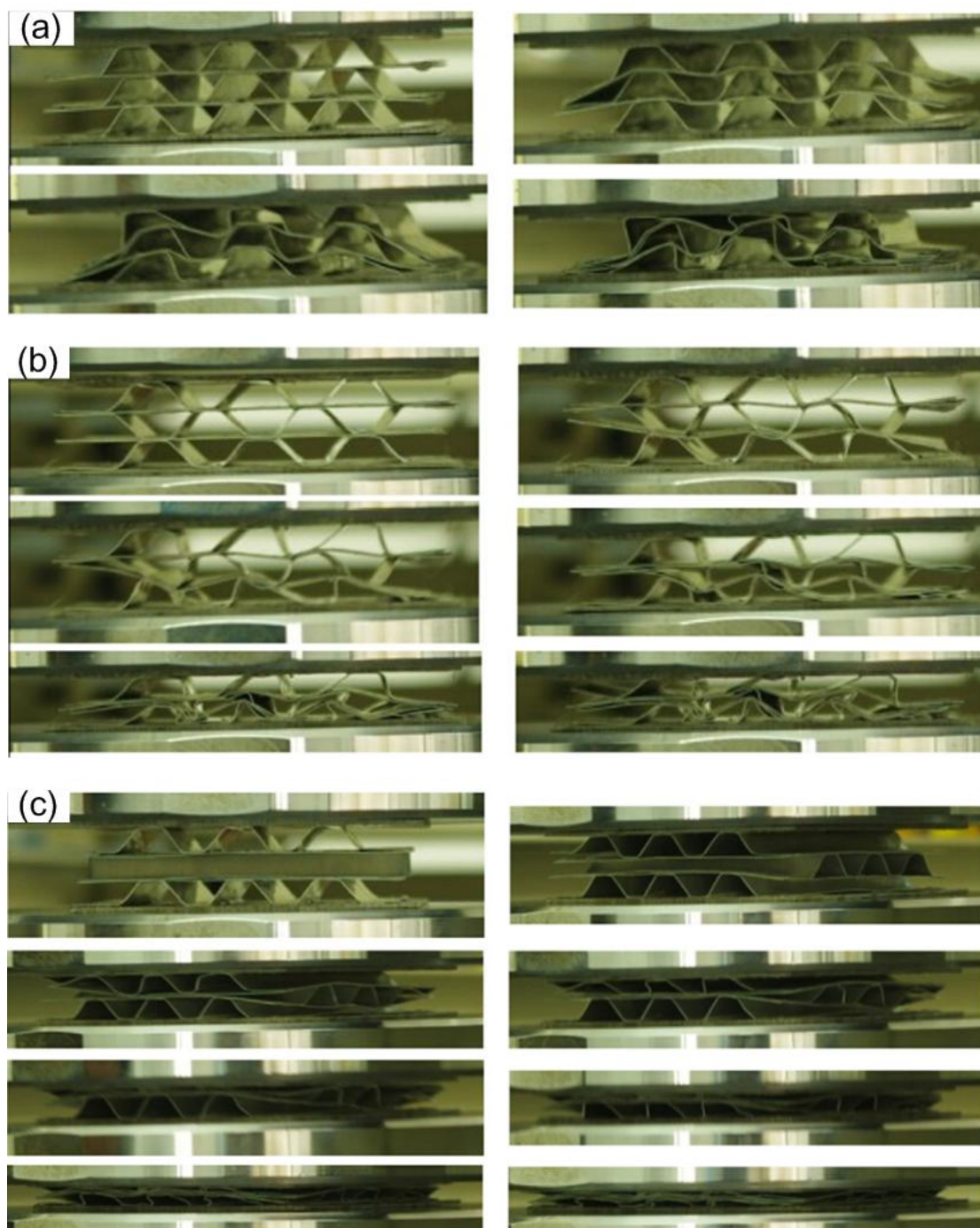


图 4.26 三层梯形铝合金波纹夹芯结构压缩失效过程

(a)类 MD/MD/MD 结构；(b)类 MD/MD-B 结构；(c)类 MD/CD/MD 结构^[138]

4.2 钛合金波纹夹芯结构剪切性能研究

波纹夹芯结构中，上下面板主要提供结构的弯曲刚度和平面内的拉伸刚度，而夹芯层提供了结构的横向剪切刚度，同时还起到了稳定上下面板，防止局部屈曲的作用^[25,26]。本节将通过实验和有限元模拟相结合的方法对波纹夹芯结构不同方向的剪切性能及失效模式进行研究。

4.2.1 单层波纹夹芯结构剪切失效过程

为了研究波纹夹芯结构面内剪切的失效模式，利用 Abaqus 软件建立了具有一个完整波形的理想波纹夹芯层，其几何参数如图 2.1 所示，材料为 TA2，厚度为 0.3mm，TA2 的应力-应变曲线如图 4.1(a)所示，面板材料为 TC4，厚度为 1mm，其应力-应变曲线如图 4.1(b)所示。建立的有限元模型如图 4.27 所示，其主要由波纹夹芯和面板组成，其中波纹夹芯和面板均采用 S4R 单元，波纹夹芯和面板之间采用 tie 连接，即在剪切过程中假设不会出现波纹夹芯和面板的脱离。边界条件设置如下：波纹夹芯层波谷处节点所有自由度均被约束，波峰处节点根据剪切方向不同分别只有 x (MD)方向或 y (CD)方向平移自由度，上面板的边界条件同波峰处节点处相同，下面板的边界条件同波谷处节点相同。剪切载荷根据剪切方向不同分别通过给上面板施加 x (MD)方向或 y (CD)方向的位移实现。

波纹夹芯结构 MD 方向和 CD 方向的剪切模量可以定义如下：

$$G_{iz} = \frac{\tau_{iz}}{\gamma_{iz}} = \frac{\theta H}{b \cdot l} \quad (4-3)$$

式中 $i=x, y$ ； τ_{iz} 为剪切应变， θ 为剪切载荷位移曲线线性部分斜率， H 为波纹夹芯结构的总厚度， b 为剪切试样宽度， l 为试样的长度。

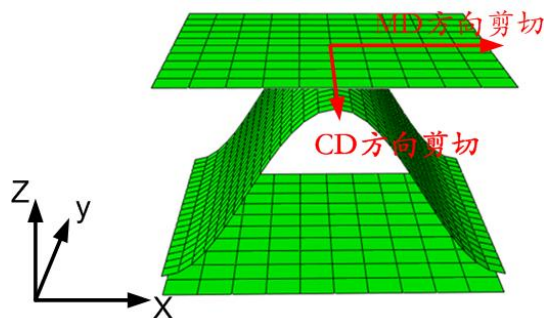


图 4.27 波纹夹芯结构剪切有限元模型

4.2.1.1 单层波纹夹芯结构 MD 方向剪切失效过程

图 4.28 是有限元模拟获得的波纹夹芯结构沿 MD 方向剪切的载荷-位移曲线，从图中可以看出曲线基本上可以分为三个阶段。第一个阶段载荷随位移呈线性上升，并在夹芯结构失稳前达到第一个峰值。失稳后载荷有较为明显的下降，这是载荷-位移曲线的第二个阶段。随着剪切位移的增大，已经失稳的波纹夹芯结构将主要由波纹夹芯层承载，具体表现为夹芯层侧壁受拉，此时的载荷将上升。事实上在这个阶段中，波纹夹芯与面板之间的连接界面处同样承受与夹芯层侧壁相当的载荷，这就是载荷-位移曲线的第三个阶段。值得注意的是，波纹夹芯与面板之间钎焊接头的强度一定是小于夹芯层材料的抗拉强度的，因而在剪切应力达到接头的抗拉强度之后，整个波纹夹芯结构会以夹芯与面板之间钎焊接头的破坏而完全失效，载荷则会直线下降。

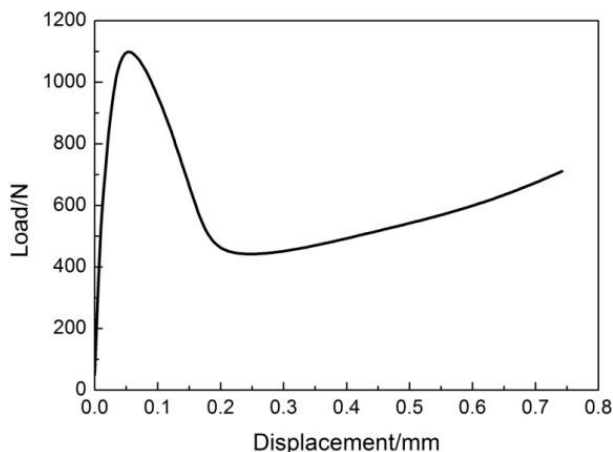
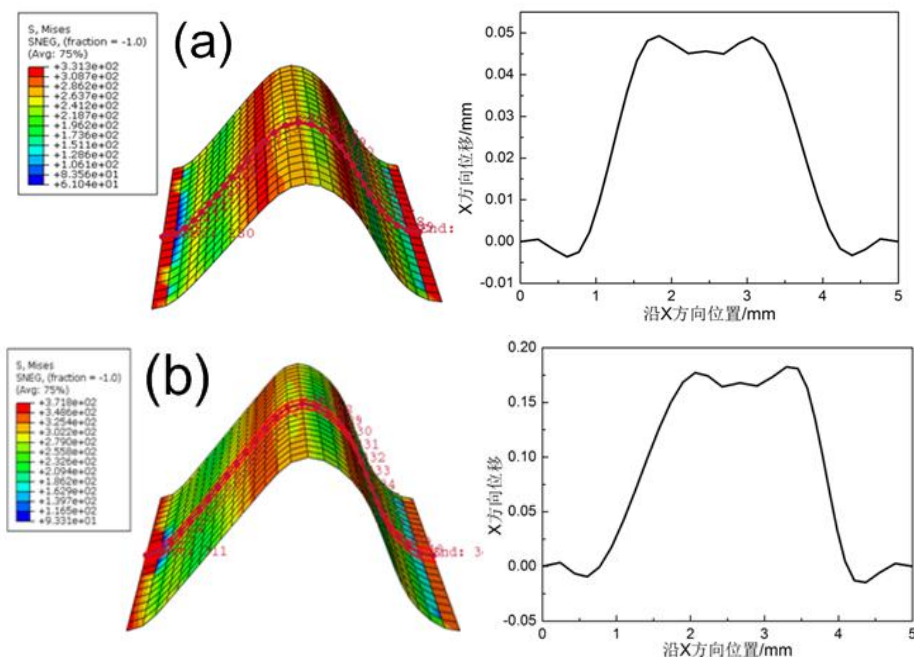


图 4.28 有限元模拟单层波纹夹芯结构 MD 方向剪切载荷-位移曲线

分别选取三个阶段比较有代表性的图片，图 4.29(a)是夹芯层弹性段内的变形情况及标注路径上节点沿剪切方向的位移，从载荷位移曲线上可以看出弹性段很短，在极小的变形范围内产生了相对较高的载荷水平，这说明波纹夹芯结构在 MD 方向具有较高的剪切刚度。图 4.29(b)是波纹夹芯结构即将失稳时的变形情况及标注路径上节点沿剪切方向的位移，此时位移最大的节点的位移约为 0.2mm。图 4.29(c)是剪切载荷位移曲线上第三阶段的试样变形情况及标注路径上节点沿剪切方向的位移，可以看出波纹夹芯一侧在剪切力的作用下已经被完全拉直，而且被拉直的那一侧的应力明显高于另一侧，这说明被拉直的那一侧波纹夹芯已是主承载部分。当然面板和夹芯层之间的连接处也是承载部位之一，由于有限元模型中将部位处理成 tie 连接，即任何情况下都不会发生脱离。本节建立的有限元模型主要是为了研究波纹夹芯结构在剪切载荷作用下的力学行为及失效过程，并不考虑钎焊接头的影响。钎焊接头的力学性能可以通过搭接试验等方式去研究，因此所建立的有限元模型可以满足研究的要求。



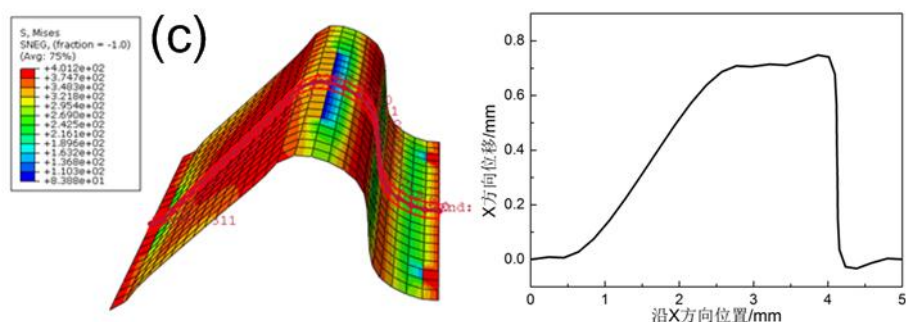


图 4.29 有限元模拟单层波纹夹芯结构 MD 方向剪切失效过程

根据图 4.28 可以计算出波纹夹芯结构在 MD 方向弹性模量为 2178MPa，第三章剪切模量 G_{xz} 的解析和有限元计算结果分别为 2183MPa 和 2186MPa，与本章的计算结果非常接近，这也验证了有限元模型的合理性。

4.2.1.2 单层波纹夹芯结构 CD 方向剪切失效过程

波纹夹芯结构 CD 方向剪切载荷位移曲线如图 4.30 所示，类似于 MD 方向的剪切载荷位移曲线。初始的线性段处于波纹夹芯结构在 CD 方向的弹性剪切范围内，下降段则是因为结构的失稳。由于波纹夹芯结构在 CD 方向的剪切刚度比较大，当其失稳的时候波纹夹芯层某些部位已经达到了材料的抗拉强度，而在此之前钎焊接头部位可能已经失效了，因而在实际情况中，可能会出现这样一种情况，即 CD 方向剪切载荷位移曲线的弹性段尚未结束，波纹夹芯与面板钎焊连接处就会失效，所以试验过程中无法观察到波纹夹芯结构在 CD 方向典型的失效方式。有限元模型中可以实现波纹夹芯与面板的 tie 连接，因而能够对波纹夹芯结构 CD 方向剪切失效的理想过程做详细的研究。

图 4.31(a)、(b)分别是波纹夹芯结构 CD 方向剪切弹性段和失稳时的变形情况、应力分布情况及标注路径上的节点位移分布情况。无论是应力还是位移，都是越靠近波峰位置数值越大，这是因为整个结构的变形都是由波峰处的节点所带动，所以靠近这些节点的部位会有较大的位移和应力。注意到在图 4.31(b)中，波纹夹芯结构失稳之后，在假设面板和夹芯层之间的连接不失效的情况下，波纹夹芯层将是主要承载部分，但是其并不是发生单纯的拉伸变形，而是许多部位发生了扭曲，表明其变形机制比较复杂。

通过有限元模拟计算得到剪切模量为 3355MPa，第三章剪切模量 G_{yz} 的解析和有限元计算结果分别为 3360MPa 和 3361MPa，与本章的计算结果非常接近，这也再次验证了有限元模型的合理性。

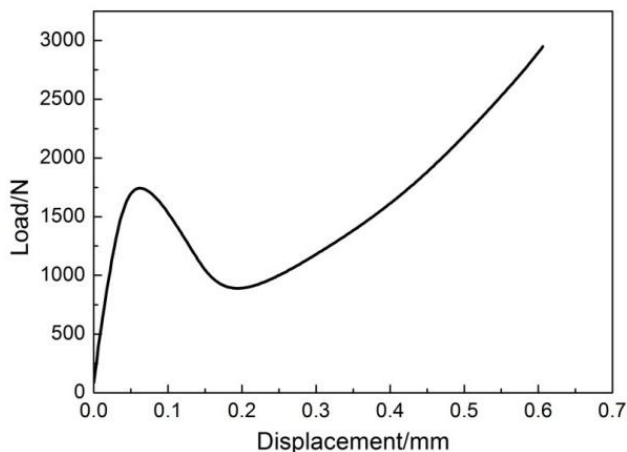


图 4.30 有限元模拟单层波纹夹芯结构 CD 方向剪切载荷-位移曲线

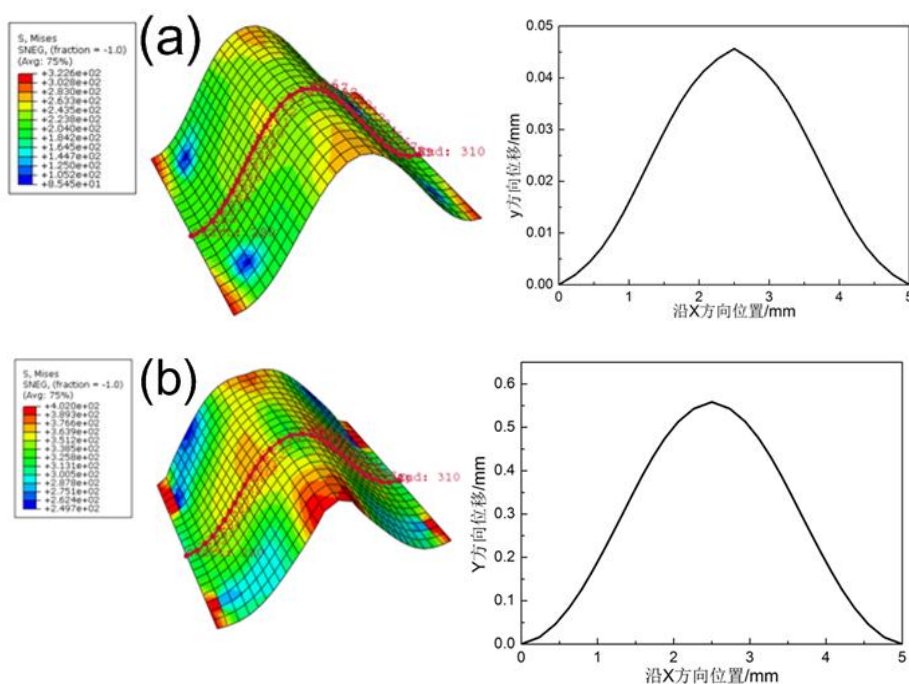


图 4.31 有限元模拟单层波纹夹芯结构 CD 方向剪切失效过程

4.2.2 不同取向波纹夹芯结构剪切试验

波纹夹芯结构在剪切载荷作用下，完全是波纹夹芯层承载，面板只是起到传递载荷的作用。面板与夹具之间通过环氧胶粘接在一起，但是在剪切的过程中它们之间有可能脱胶。为了应对这种情况的发生，对剪切的夹具做了一些改进，即在夹具与面板的粘接面加工一个大小与面板尺寸相同，深度与面板厚度相同的凹槽。因而面板与夹具粘接的时候正好卡在凹槽中，同时又不影响夹芯层的剪切变形，如图 4.32 所示，以期防止脱胶给试验带来的影响。

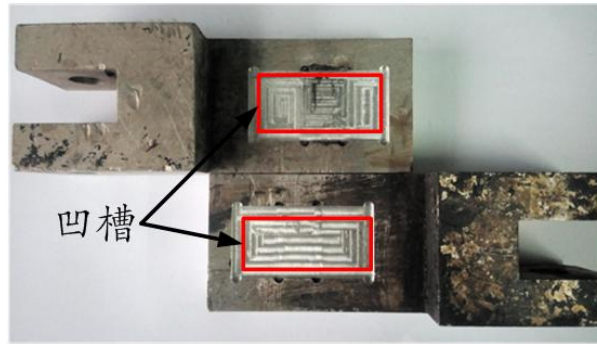


图 4.32 剪切试验夹具

图 4.33 是波纹夹芯板在 MD 方向的剪切过程及最终失效情况，可以发现前期的变形过程与模拟结果相一致，如图 4.33(a)所示，但最终的失效模式比较复杂，既有焊接处的脱离，也有近焊点处波纹夹芯层的断裂，如图 4.33(b)所示。结合图 4.36 所示的试验获得的剪切载荷-位移曲线（已转化为等受力面积），可以发现该曲线主要由三个部分组成，第一段线性段表明该试验足以评价波纹夹芯结构的刚度。在线性段结束之后，载荷没有类似于模拟结果那样出现下降，而是稳步上升，这与面板和夹芯层之间的连接有极大关系。在有限元模型中，它们之间仅仅只是线接触，而在实际情况中，面板与夹芯层之间的连接通过钎料的熔化实现连接，钎料在高温下的流动填充了面板和夹芯层之间的部分空隙，从而增大了它们之间的接触面积，进而提高了整个结构承受剪切载荷的能力。在载荷上升到大约 820N 的时候出现了突降，这是由于波纹夹芯层在连接处附近发生了断裂，至于断裂的位置为什么出现在连接处附近，我们认为有两个原因，一是连接处的钎料在高温熔化过程中与夹芯层基材之间发生反应生成脆性金属间化合物，从而使得焊点附近的夹芯层基材性能恶化；第二个原因则是熔化的钎料在填充夹芯层和面板之间的间隙过程中，其凝固之后与夹芯层的交界处会出现界面的变化，如图 4.34 所示，在承受载荷时容易引起应力集中，这两个原因共同促使夹芯层的断裂出现在焊接点附近。因而如果有更理想的焊接方式或对夹芯层性能影响更小的连接方式，波纹夹芯结构可以获得更高的剪切强度。试验得到的波纹夹芯结构在 MD 方向的剪切模量为 1786MPa，剪切强度为 45.60MPa。

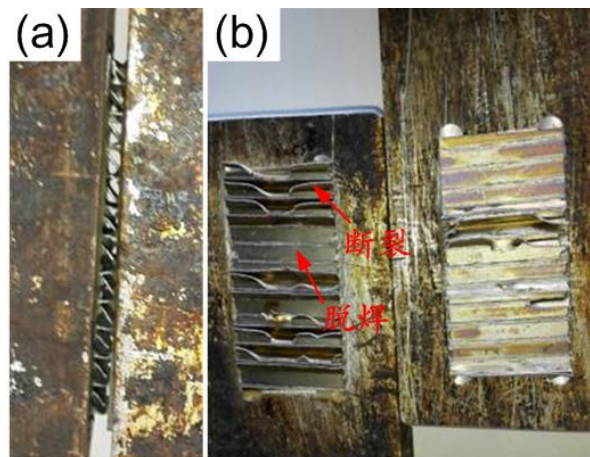


图 4.33 MD 方向剪切失效过程

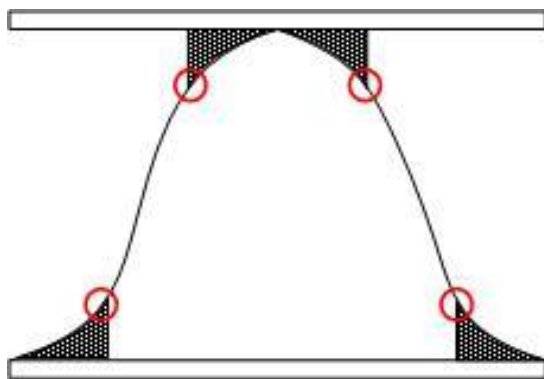


图 4.34 钎料填充间隙示意图

图 4.35 是波纹夹芯板在 CD 方向的剪切过程及最终失效情况。可以发现波纹夹芯结构在该方向的剪切变形很不明显，最终是以面板与波纹夹芯结构的脱离而失效。图 4.37 是波纹夹芯板在 CD 方向的剪切载荷位移曲线，可以看到，其只有一个线性段，试验得到的波纹夹芯结构在 CD 方向的剪切强度为 58.52MPa，剪切模量为 380MPa，均明显低于模拟结果，结合试验的失效方式，显然这个结果不能反映波纹夹芯结构的真实性能。相关研究人员采用短梁三点弯曲试验测试三明治结构的剪切性能，但是遇到的问题是在一个同时包含弯曲变形和剪切变形的体系中分离出的剪切应力误差比较大，其次没有纯剪切试验结果做对比，很难判断三点弯试验的可信度。所以波纹夹芯结构剪切性能的评价最终还是要回归纯剪切试验，其中面板和夹具之间的连接方式是亟需解决的难题。

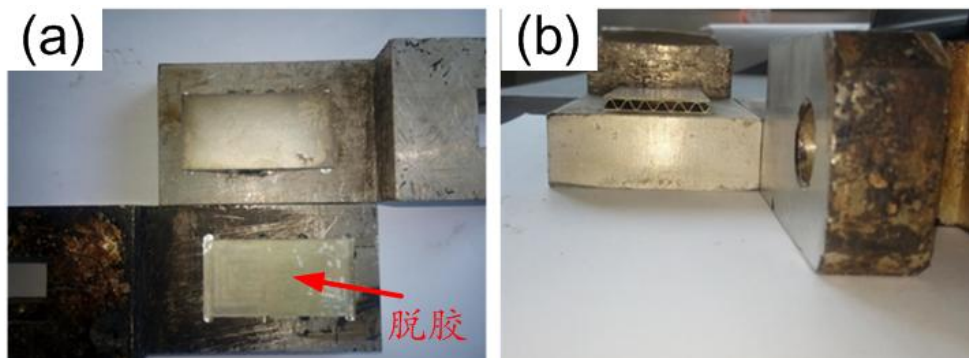


图 4.35 CD 方向剪切失效过程

4.2.3 带缺陷波纹夹芯结构剪切试验有限元模拟

将 4.1.3 节中的初始缺陷因子同样引入剪切有限元模型中，获得的 MD 方向剪切载荷-位移曲线如图 4.36 所示，可以发现，初始缺陷参数的引入对于 MD 方向剪切性能的影响要小于其对压缩性能的影响，引入缺陷之后获得的剪切模量约为 2000MPa，比试验值高出 11.9%，而剪切强度显然与试验值偏差太大。而且带缺陷结构在失稳之后的载荷水平同样低于试验值。这就为有限元模拟带来了一个难题，如果追求剪切模量和剪切强度与试验结果相吻合，那么有限元模型失稳之后的载荷水平势必会比试验结果还要更低，而如果追求有限元模型失稳之后的载荷水平与试验相当的话，那么剪切模量和剪切强度则会偏离试验值。实际情况中理想的波纹夹芯结构又不可能存在，因此通过有限元模拟手段准确地评价实际波纹夹

芯结构的剪切性能可能会有较大的偏差,但不可否认的是其在评价理想波纹夹芯结构性能方面的优势及其对结构优化设计方面提供的指导作用。尽管模拟结果和试验结果会有偏差,但是结果所反映的趋势相同,即如果某一结构的模拟数值高于另一结构,那么试验结果也同样如此。

图 4.37 是带缺陷有限元波纹夹芯结构在 CD 方向的剪切载荷位移曲线,可以发现缺陷对 CD 方向剪切性能的影响比对 MD 方向的影响还要小,经计算剪切模量为 3250Mpa,剪切强度 69MPa,与模拟结果差距仍然非常大。

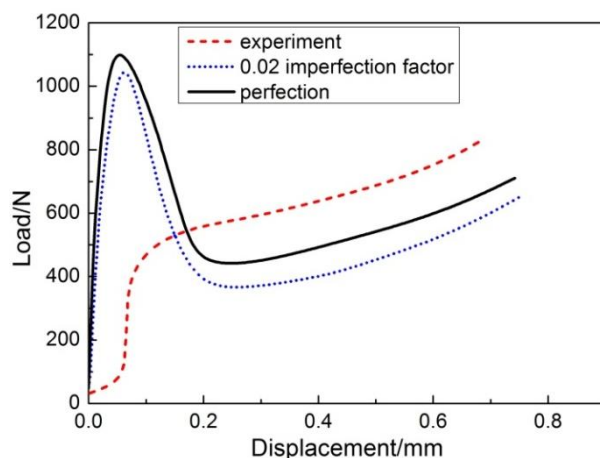


图 4.36 单层波纹夹芯结构 MD 方向剪切载荷-位移曲线

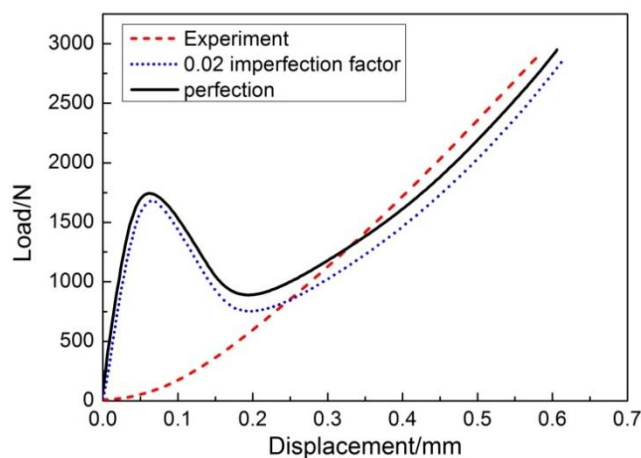


图 4.37 单层波纹夹芯结构 CD 方向剪切载荷-位移曲线

从 3.5 节可知对于和试验所采用的正弦波纹夹芯具有相同波长、波高及厚度的三角形波纹夹芯结构, G_{xz} 和 G_{yz} 分别为 4667Mpa 和 3479Mpa, 均高于正弦形波纹夹芯对应的剪切模量 2183Mpa 和 3360Mpa, 而梯形波纹夹芯结构的 G_{yz} 值更高, 因而有充分的理由证明如果采用相同的试验方法, 同样无法获得三角形和梯形波纹结构 CD 方向的剪切强度。

4.3 钛合金波纹夹芯结构三点弯曲性能研究

相比于实心板或者带加强筋的层板, 单位质量的波纹夹芯结构板具有更高的弯曲刚度^[20]。波纹夹芯结构的失效方式及弯曲刚度受到的影响因素很多, 包括试验参数、夹芯层的

几何参数、面板厚度等。本节将探究三点弯曲试验跨距对波纹夹芯结构失效模式的影响。此外,考虑到波纹夹芯层在 MD 和 CD 方向表现出明显的各向异性,因此将通过试验研究不同波纹夹芯层数,不同波纹夹芯排布方向对弯曲性能的影响。最后将通过有限元模拟的方法研究波纹夹芯层的几何参数对弯曲性能的影响规律。

4.3.1 单层波纹夹芯结构三点弯曲失效过程

上文提到波纹夹芯结构具有明显的各向异性,因此其在 MD 和 CD 方向的弯曲性能必然会有所差异。对于波纹夹芯结构 MD 方向的三点弯曲试验,有研究^[103]表明,其有可能出现多种失效模式,包括面板起皱和夹芯层的屈曲。

为了研究波纹夹芯结构在三点弯曲载荷作用下的失效模式,建立了有限元模型,其中波纹夹芯波长 $\lambda=5\text{mm}$, 振幅 $H_c=2.5\text{mm}$, 材质为 TA2, 厚度 0.3mm ; 面板材质为 Ti-6Al-4V, 厚度 1mm 。面板和夹芯层均采用 S4R 壳单元, 压头及支座半径均为 5mm , 设置为解析刚体。压头与面板、支座与面板之间设置为硬接触, 摩擦系数设置为 0.1 。研究表明^[155], 波纹夹芯结构在 MD 方向受三点弯曲载荷时会产生非常明显的剪切效应, 在结构参数和材料都确定的情况下, 跨距对于剪切效应的影响非常显著, 跨距越短, 剪切效应越强, 反之剪切效应则较小。因此对于 MD 方向的三点弯曲有限元模型, 分别采用跨距为 50mm 和 25mm , 以观察弯曲过程中的剪切效应。

众所周知, 结构在承受弯曲载荷时内侧承受压应力, 外侧承受拉应力。图 4.38 是跨距为 50mm 的三点弯曲有限元模拟结果, 可以发现由于内层受压, 所以上面板两个相邻的焊接处部分会发生凹陷或隆起, 这与三点弯曲的变形理论是非常吻合的。将上面板、下面板及夹芯层在图 4.38(b)所示路径沿压头运动方向的位移绘制出来, 如图 4.38(c)所示, 下面板和夹芯层的位移曲线几乎重合, 而下面板在弯曲过程中只是曲率发生了变化, 所以夹芯层在弯曲载荷的作用下也只是曲率发生了变化, 其波纹形状并没有发生明显改变, 说明此时的剪切效应并不明显。

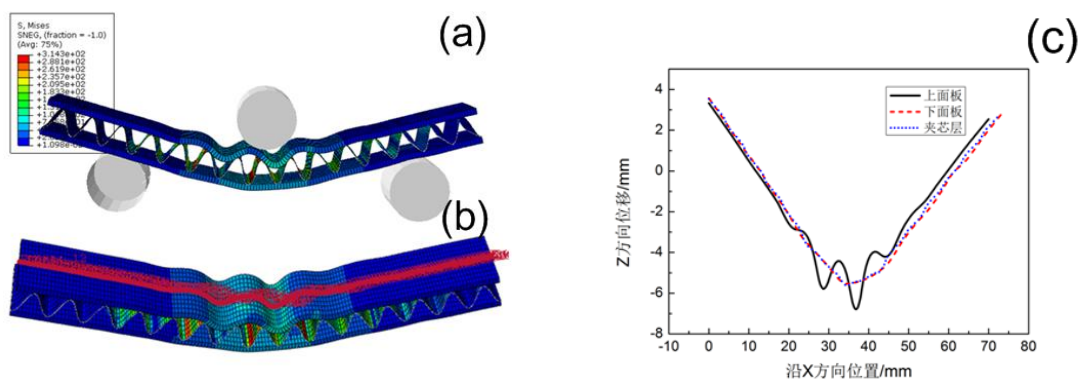


图 4.38 跨距为 50mm 波纹夹芯结构 MD 方向三点弯曲失效模式

图 4.39 是跨距为 25mm 时波纹夹芯结构承受三点弯曲载荷变形情况。可以明显发现其与跨距为 50mm 时的失效方式完全不同, 此时的上面板没有发生起皱现象, 而主要是以夹

芯层的变形失效为主。从图中可以清楚的发现夹芯层发生了剪切变形，同样的将上面板、下面板及夹芯层沿着同样的路径在压头运动方向的位移绘制出来，从位移图可以看出，从任何一侧的支柱位置处开始，到压头位置处，上面板和下面板之间的位移差距是逐渐增大的，而且是上面板的位移大于下面板的位移，这就说明上下面板之间的距离是逐渐减小的，并且减小的程度是不同的，这充分说明了波纹夹芯层在三点弯曲载荷下受到了剪切力，从而发生了剪切变形。跨距的改变的确对剪切效应有非常显著的影响。

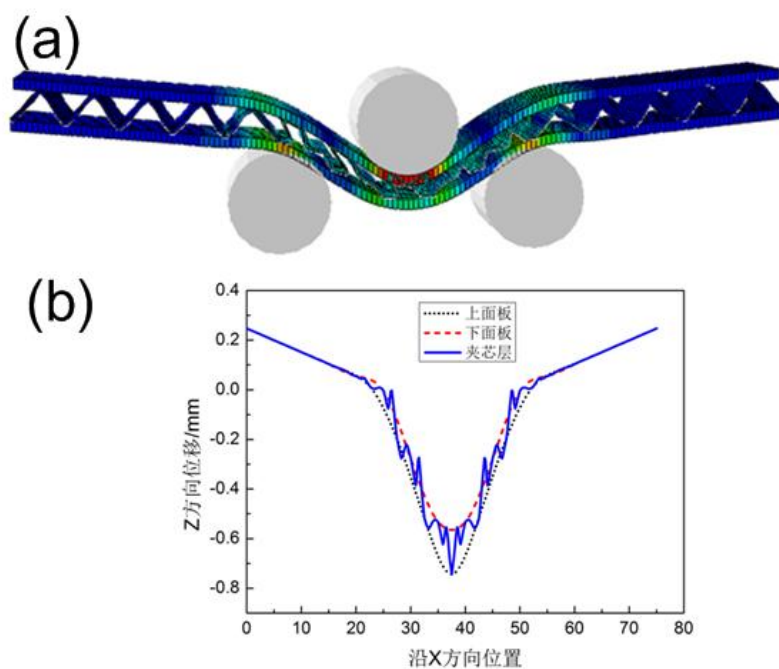


图 4.39 跨距为 25mm 波纹夹芯结构 MD 方向三点弯曲失效模式

对于波纹夹芯结构在 CD 方向的三点弯曲变形，剪切效应虽然不可避免但基本上可以忽略不计^[155]。将上面板、下面板及夹芯层沿着图 4.40(b)所示路径在压头移动方向的位移绘制出来，可以看出三条位移曲线基本上重合，只是在压头位置处有略微差别，因为面板不会发生剪切变形，因此可以判断整个结构只是发生了曲率上的变化。对于压头位置处的差异，将上面板、下面板及夹芯层沿着图 4.40(c)所示路径在压头运动方向的位移绘制出来，可以发现上面板在宽度方向两侧及中间位置由于距离波纹夹芯层的支撑位置（即波峰处）较远，所以发生了塌陷，这三处的位移明显大于其他部位。下面板在宽度方向两侧及中间位置正好处于波纹夹芯层的支撑处（即波谷处），受到波纹夹芯的作用比较明显，因此位移也明显大于其他位置。对于夹芯层，其支撑上面板的部位位移最大，发生了比较明显的变形。综上所述，波纹夹芯结构在 CD 方向的三点弯曲变形主要是以结构的整体弯曲为主，只是在压头附近较小区域会出现面板的起皱以及与面板连接处的夹芯层的压缩变形。在理想的情况下，本文所研究的波纹夹芯结构三点弯曲失效模式应该有上述三种。对于 MD 方向三点弯曲出现的剪切效应，由于其影响因素非常多，目前并没有有效的措施避免这种情况的发生。为了尽可能让波纹夹芯结构在纯弯曲载荷下变形，普遍采用的措施是增大跨距以降低剪切效应的影响。

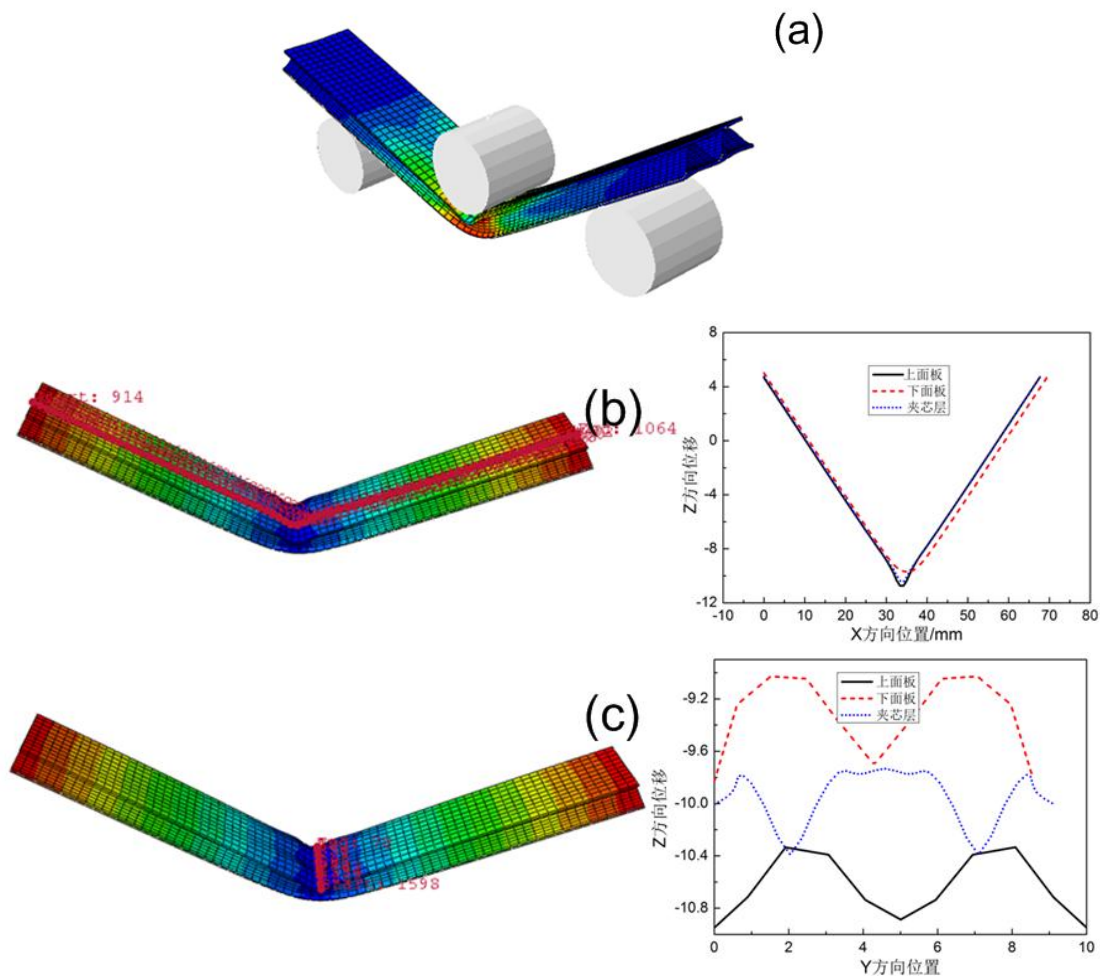


图 4.40 跨距为 50mm 波纹夹芯结构 CD 方向三点弯曲失效模式

4.3.2 不同取向及层数波纹夹芯结构三点弯曲试验

鉴于波纹夹芯结构的各向异性,本节将研究具有不同波纹夹芯层数及排布方向的波纹夹芯结构三点弯曲性能,同时考虑到面板在三点弯曲过程中发挥的作用,还将对具有不同面板厚度的单层波纹夹芯结构的三点弯曲性能进行比较。

试样共分为单层、双层和三层波纹夹芯结构,其中单层波纹夹芯结构分为 MD 和 CD 方向,面板则有 0.3mm 和 1mm 两种规格,其中面板厚度 0.3mm 试样分别命名为 MD 和 CD,面板厚度为 1mm 的试样则命名为 HMD 和 HCD。双层波纹夹芯结构则有 MD/MD、CD/CD、MD/CD 和 CD/MD 四种试样,三层波纹夹芯结构共有 MD/MD/MD、CD/CD/CD、MD/CD/MD 和 CD/MD/CD 四种试样,所有波纹夹芯层材料厚度均为 0.3mm,试样尺寸为 90mm×30mm。试验采用的压头及支撑座直径均为 20mm,跨距 50mm,压头速度 1mm/min。所有试样信息如表 4.2 所示。

表 4.2 三点弯曲试样尺寸

| 试样编号 | 长度×宽度(mm×mm) | 试样厚度/mm | 面板厚度/mm | 夹芯高度/mm |
|------|--------------|---------|---------|---------|
| MD | 90×30 | 3.1 | 0.3 | 2.5 |

| | | | | |
|----------|-------|-----|-----|-----|
| CD | 90×30 | 3.1 | 0.3 | 2.5 |
| HMD | 90×30 | 4.5 | 1.0 | 2.5 |
| HCD | 90×30 | 4.5 | 1.0 | 2.5 |
| MD/MD | 90×30 | 5.9 | 0.3 | 2.5 |
| MD/CD | 90×30 | 5.9 | 0.3 | 2.5 |
| CD/MD | 90×30 | 5.9 | 0.3 | 2.5 |
| CD/CD | 90×30 | 5.9 | 0.3 | 2.5 |
| MD/MD/MD | 90×30 | 8.7 | 0.3 | 2.5 |
| CD/CD/CD | 90×30 | 8.7 | 0.3 | 2.5 |
| MD/CD/MD | 90×30 | 8.7 | 0.3 | 2.5 |
| CD/MD/CD | 90×30 | 8.7 | 0.3 | 2.5 |

4.3.2.1 正弦形波纹夹芯结构刚度计算

波纹夹芯结构如图 4.41 所示，面板厚度 t_f ，夹芯厚度 t_c ，夹芯层高度 H_c ，夹芯结构的总厚度为 H ，波长为 λ 。定义 $x_0=t_c/H_c$ ， $\zeta=x/\lambda$ 。

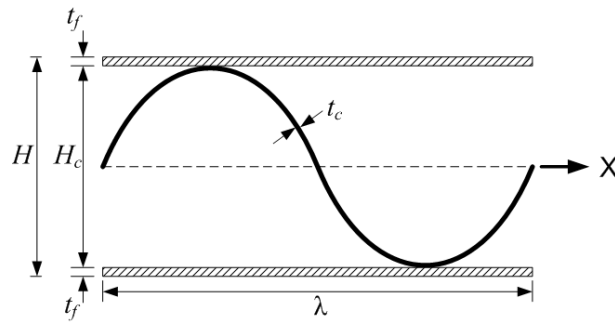


图 4.41 波纹夹芯结构截面图

则波纹夹芯层中性面上一个完整波形的弧长为

$$S_0 = \int_0^1 \sqrt{1 + c_0^2 \cos^2(2\pi\zeta)} d\zeta \quad (4-4)$$

式中 $c_0 = \pi H_c(1 - x_0) / \lambda$ 。

则在 y 轴方向单位长度横截面的面积及其对 x 轴转动惯量可以用下式表示

$$A_x = (2 + k) t_f \quad I_x = \frac{1}{12} H_c^3 [x_1^2 + 6x_0^3 + 6x_0^2 + 6x_0 + 6] \quad (4-5)$$

式中

$$\begin{aligned} x_1 &= \frac{t_f}{H_c} & k &= \frac{x_0^3}{4x_1[S_2x_0^2 + 3(1-x_0^2)S_3]} \\ S_1 &= \int_0^1 \sin^2(2\pi\zeta) \sqrt{1 + c_0^2 \cos^2(2\pi\zeta)} d\zeta & S_2 &= \int_0^1 \frac{d\zeta}{\sqrt{1 + c_0^2 \cos^2(2\pi\zeta)}} \\ S_3 &= \int_0^{1/4} \sin^2(2\pi\zeta) \sqrt{1 + c_0^2 \cos^2(2\pi\zeta)} d\zeta \end{aligned} \quad (4-6)$$

而在 x 轴方向单位长度横截面的面积及其对 y 轴转动惯量可以用下式表示

$$A_y = H_c(2x_1 + x_0 S_0) \quad I_y = \frac{1}{12} H_c^3 [2x_1(4x_1^2 + 6x_1 + 3) + \frac{x_0^3}{S_0}] \quad (4-7)$$

从而波纹夹芯结构在 MD 方向和 CD 方向的抗弯刚度分别为

$$D_x = EI_y \quad D_y = EI_x \quad (4-8)$$

式中 E 为结构的杨氏模量

根据 Euler-Bernoulli 弯曲理论，弯矩 M_g 和中性面挠度函数 $\omega(y)$ 之间的关系如下（以 CD 方向的弯曲为例）

$$D_y \frac{d^2 \omega}{dy^2} = -\frac{M_g}{a} \quad (4-9)$$

式中 a 是结构的宽度。

假设结构是柱形弯曲，则曲率半径可以通过跨距和挠度计算出来，则弯矩 M_g 和曲率半径之间的关系可以表示为

$$\frac{1}{R} = \frac{M_g}{aD_y} \quad (4-10)$$

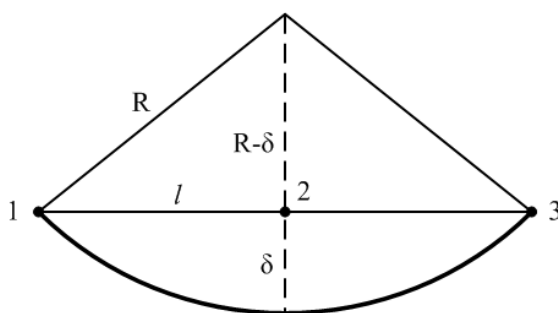


图 4.42 三点弯曲挠度示意图

对于挠度非常小的情况，即认为 $\delta \ll l$ ，那么结构的刚度就可以定义为比值 M_g/δ ，表达式如下

$$\frac{M_g}{\delta} = \frac{2aD_y}{l^2} \quad (4-11)$$

将上式中的 y 用 x 代替则可以得到结构在 MD 方向相关弯曲性能。

4.3.2.2 单层波纹夹芯结构弯曲性能

图 4.43 是单层波纹夹芯结构的载荷-位移曲线，对于面板厚度为 1mm 的 HMD 和 HCD 试样，其载荷-位移曲线主要分为三个阶段：开始时呈线性，波纹夹芯结构主要发生弹性弯曲变形，未发生破坏；之后面板进入屈服阶段，载荷-位移曲线则呈非线性上升；随着变形

进一步增大，结构发生了失稳，载荷开始下降。对于面板厚度为 0.3mm 的试样，其载荷-位移曲线主要分为两个阶段：同样的开始阶段呈线性上升，主要是面板的弯曲，而当载荷达到 1000N 左右的时候，试验中发现 MD 和 CD 试样均发生了面板与夹芯层脱焊的现象，之后 MD 试样的载荷不断下降，CD 试样的载荷则基本保持在某一恒定水平。究其原因，两种试样基本上都是在面板接近屈服之后发生脱焊的，脱焊之后 MD 方向的夹芯层几乎没有任何抗弯能力，因而载荷持续下降，而 CD 方向的夹芯层的抗弯能力则相对较强，因而在继续下压的情况下载荷能保持在恒定的水平。

比较面板厚度不同的 MD 与 HMD、CD 与 HCD 试样的载荷-位移曲线，可以发现面板厚度的增加极大地提高了峰值载荷，这也符合波纹夹芯结构中面板承弯，夹芯层承剪的理论。比较 HMD 与 HCD 试样发现两者的载荷水平差别不大，这是因为在面板较厚的条件下，夹芯层的排布方向对整个结构抗弯性能的影响显得比较小。比较 MD 与 CD 试样发现即使面板比较薄的情况下，两者的峰值载荷仍然比较接近，上文提到这是由于面板与夹芯层脱焊所致，脱焊之后两者载荷水平之间的差异已经表明夹芯层排布方向对抗弯性能是有明显影响的。但是在这里需要解决的一个疑惑是在相同的材料和焊接工艺下，为什么 HMD 与 HCD 试样很高的载荷水平下没有发生脱焊，而 MD 与 CD 试样在载荷水平远低于 HMD 与 HCD 的情况下却脱焊了。有研究^[213]表明面板厚度与波纹夹芯高度之间的比值会影响夹芯层的剪切效应，在夹芯层高度一定的情况下，面板厚度越大，则夹芯层的剪切效应越小，反之则夹芯层的剪切效应越大。虽然 MD 与 CD 试样承受的弯曲载荷较低，但此时的夹芯层承受的剪切效应却比 HMD 与 HCD 试样要大，所以才会出现上述现象。图 4.44 分别是 MD、CD、HMD 和 HCD 试样所能承受的最大弯矩及抗弯刚度，可以看出其与载荷水平具有相同的趋势，即在面板厚度相同的情况下，最大弯矩及抗弯刚度受夹芯层的排布方向影响不大，而增加面板厚度则显著提高波纹夹芯结构的最大弯矩及抗弯刚度。事实上，受制于试验过程中的脱焊问题，MD 与 CD 结构最大弯矩与最大抗弯刚度之间的比较并不能体现二者的真实状况。在不出现脱焊的情况下，可以预测无论是最大弯矩还是最大抗弯刚度，CD 结构均应明显高于 MD 结构。

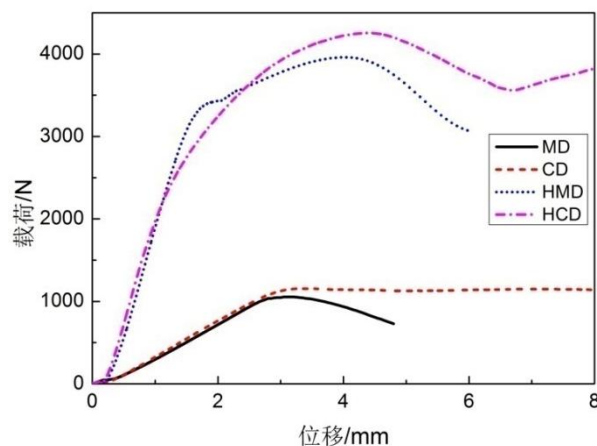


图 4.43 单层波纹夹芯结构三点弯曲载荷-位移曲线

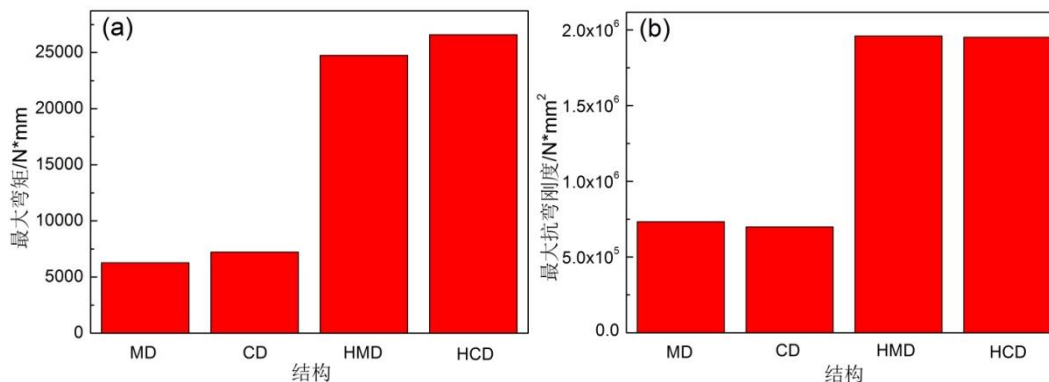


图 4.44 单层波纹夹芯结构
(a)最大弯矩；(b)最大抗弯刚度

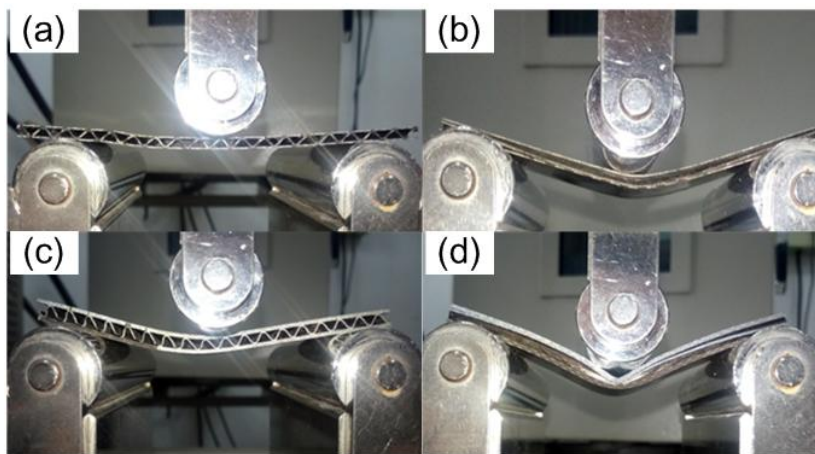


图 4.45 单层波纹夹芯结构三点弯曲示意图

(a)MD 结构；(b)CD 结构；(c)HMD 结构；(d)HCD 结构

4.3.2.3 双层波纹夹芯结构试验

双层波纹夹芯结构的三点弯曲载荷-位移曲线如图 4.46 所示，其中 MD/MD 试样的峰值载荷最低，并展现了比较典型的失效模式，如图 4.48(a)所示，以压头下方的上层及中间层面板起皱屈服的方式破坏，且失效过程中未出现面板与夹芯层之间的脱焊。MD/CD 试样比 MD/MD 的峰值载荷略高，其失效方式为压头下方上层面板的起皱屈服，如图 4.48(b)所示，受压过程中也没有出现明显的脱焊现象。对于 CD/MD 试样，其峰值力最高，最终失效方式为下面板的断裂，如图 4.48(c)所示，对应载荷-位移曲线上载荷的突降。而从 CD/CD 试样的载荷-位移曲线可以发现，载荷在接近 1700N 时出现了一个峰值，随后由于小范围的脱焊而发生突然的微降，但是小范围的脱焊没有显著影响结构的性能，因而载荷继续上升，在接近之前的峰值载荷时发生大范围的脱焊，载荷出现大幅突降，其峰值载荷与 MD/CD 试样接近，当然若不是由于脱焊，CD/CD 试样的峰值载荷显然要高于 MD/CD 试样。

比较四种结构所能承受的最大弯矩及最大刚度，如图 4.47 所示，可以发现 MD/CD 与 CD/MD 试样要高于另外两种试样。根据弯曲梁理论可以知道，构件弯曲过程中，内侧受压，外侧受拉，而中性层是不受力的，MD/MD 和 CD/CD 试样结构是对称的，其中性层就在中

间层面板上，因而中间层面板无法发挥其承载优势，所以这两种结构的最大弯矩及最大刚度要低。对于非对称结构的 MD/CD 与 CD/MD 试样，其中性面偏向呈 CD 方向排布夹芯层，所以 MD/CD 试样有上面两层面板处于压应力状态，而 CD/MD 试样则有下面两层面板处于拉应力状态，所以 CD/MD 试样的峰值载荷、所能承受的最大弯矩及抗弯刚度均要高于其他试样。MD 方向排布的波纹夹芯结构，尽管其抗弯能力不强，但是当 MD 结构整体处于拉应力状态的情况下，抗弯能力则有很大的提升。因而在设计多层波纹夹芯结构时，应尽量让 MD 方向排布的波纹夹芯处于拉应力区域。

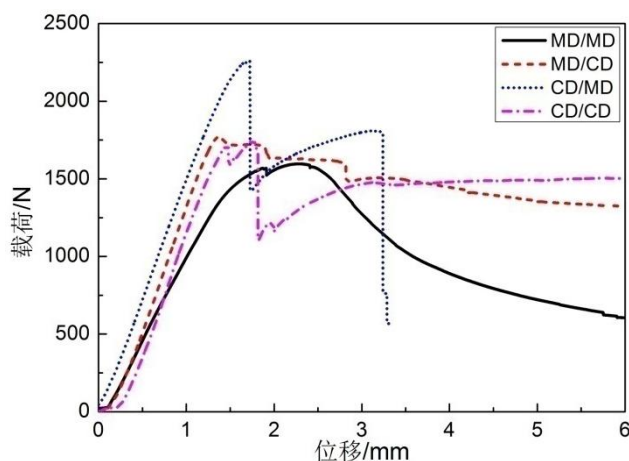


图 4.46 双层波纹夹芯结构三点弯曲载荷-位移曲线

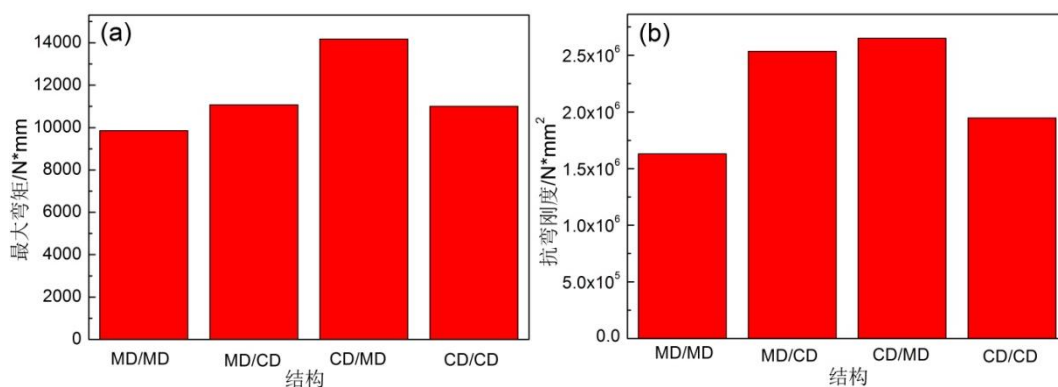


图 4.47 双层波纹夹芯结构

(a)最大弯矩；(b)最大抗弯刚度

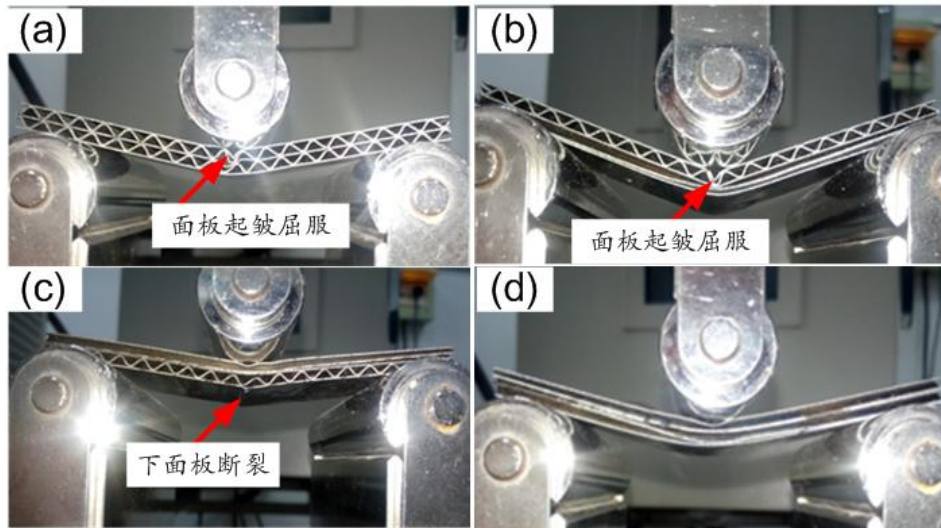


图 4.48 双层波纹夹芯结构三点弯曲示意图

(a)MD/MD 结构；(b)MD/CD 结构；(c)CD/MD 结构；(d)CD/CD 结构

4.3.2.4 三层波纹夹芯结构试验

三层波纹夹芯结构的三点弯曲载荷-位移曲线如图 4.49 所示。MD/MD/MD 结构可以看作在 MD/MD 结构的上层或者下层添加了一层 MD 方向排布的夹芯层和一层面板，但是无论怎么样，处于拉应力区域的 MD 方向排布的夹芯结构的数量增加了，因而峰值载荷达到了 3000N，远高于 MD/MD 结构的 1500N。MD/CD/MD 结构则是在 MD/CD 结构的下面加了一层 MD 方向排布的夹芯层和一层面板，峰值力也从 1750N 增加到了 2000N 左右，而且其最终失效方式是最下面面板的受拉断裂。当然也可以将 MD/CD/MD 结构认为是在 CD/MD 结构的上面加了一层 MD 方向排布的夹芯层和一层面板，这样的话，峰值力则是从 2250N 降到 2000N，正好验证了上文中提到的 MD 结构在压应力区域无法发挥优势的说法。无论将 CD/MD/CD 看作是 CD/MD 的下面加了一层 CD 方向排布的夹芯层和一层面板还是 MD/CD 的上面加了一层 CD 方向排布的夹芯层和一层面板，其峰值载荷均有所提升，这也说明 CD 方向排布的夹芯层无论处于拉应力区域还是压应力区域均可以充分发挥承弯的作用。CD/CD/CD 结构的峰值载荷最大并远高于其他结构，并在 4200N 时发生局部脱焊，CD/CD 结构的峰值力在过早发生脱焊的条件下也达到了 1750N，因而在不考虑脱焊的情况下，CD 方向排布的多层波纹夹芯结构的承弯性能优势明显。在承受最大弯矩方面，CD/CD/CD 结构也遥遥领先其他结构，如图 4.50(a)所示，而在最大抗弯刚度上，CD/CD/CD 结构也要略高于 MD/MD/MD 和 MD/CD/MD 结构。

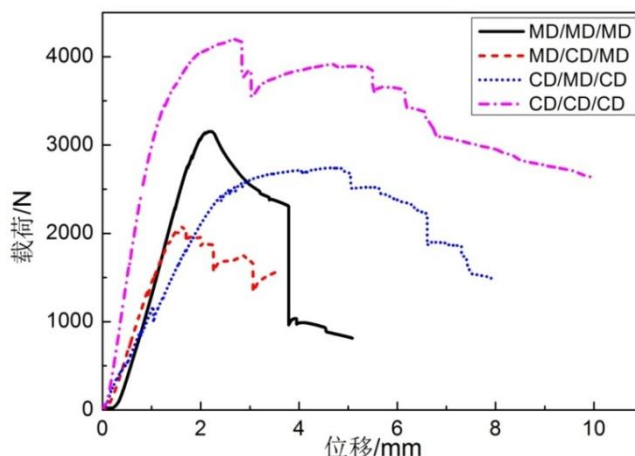


图 4.49 三层波纹夹芯结构三点弯曲载荷-位移曲线

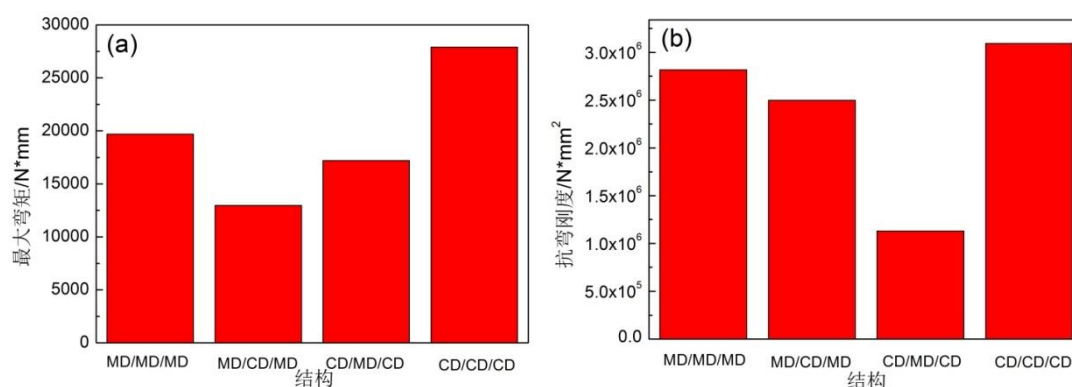


图 4.50 三层波纹夹芯结构

(a)最大弯矩；(b)最大抗弯刚度

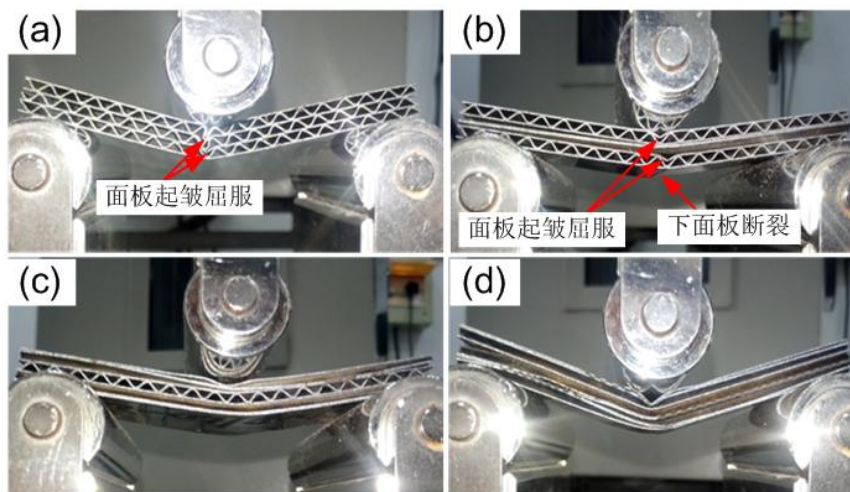


图 4.51 单层波纹夹芯结构三点弯曲示意图

(a)MD/MD/MD 结构；(b)MD/CD/MD 结构；(c)CD/MD/CD 结构；(d)CD/CD/CD 结构

4. 3. 2. 5 不同层数波纹夹芯结构性能比较

图 4.52(a)、(b)分别是具有不同夹芯层数且排布方向相同的波纹夹芯结构的最大弯矩及抗弯刚度。可以发现单纯的增加夹芯层数显著提高了结构所能承受的最大弯矩和抗弯刚度。

通过第三章对波纹夹芯结构等效密度的计算结果可以得知，波长 5mm，波高 2.5mm，夹芯厚度 0.3mm 的波纹夹芯结构密度为 790Kg/m³。据此可以推算出具有 n 层波纹夹芯的结构密度

$$\rho_n = \frac{16625n + 6750}{14n + 1.5} (\text{Kg} / \text{m}^3) \quad (4-12)$$

单层、双层和三层波纹夹芯结构的密度分别为 1508 Kg/m³，1356 Kg/m³ 和 1302 Kg/m³，即波纹夹芯结构的密度随着夹芯层数的增加而降低，但是波纹夹芯结构的体积随着夹芯层数的增加而增加。从减重的角度考虑的话，比较不同层数波纹夹芯结构在相同质量下的弯曲性能会更有意义。因为所有的三点弯曲试样尺寸的长度和宽度相同，只有厚度不同，所以只要将相关弯曲性能除以 $\rho_n H$ 即可比较相同质量下的弯曲性能，其中 H 为试样的总厚度。

图 4.53 是具有相同质量的不同层数波纹夹芯结构弯曲性能，就相同质量波纹夹芯结构所能承受的最大弯矩来看，双层波纹夹芯结构最小，三层波纹夹芯结构最大。而就相同质量波纹夹芯结构的最大抗弯刚度来看，其仍然随着夹芯层数的增加而增加，但增加的幅度明显降低。

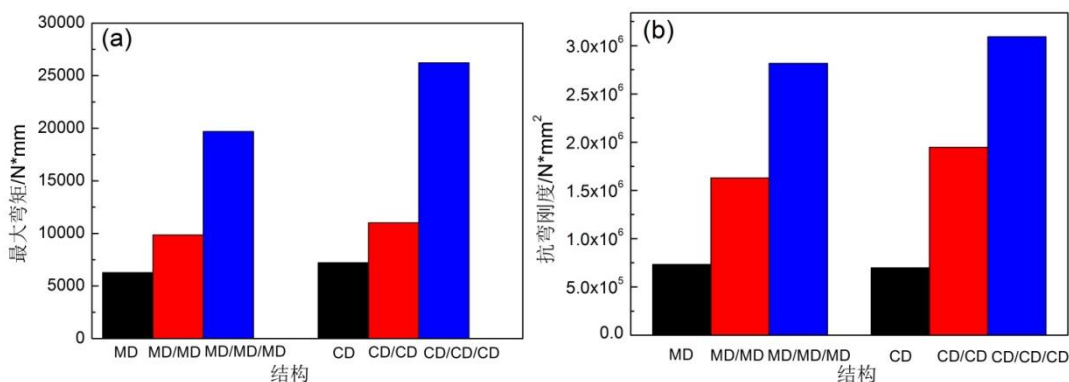


图 4.52 不同层数波纹夹芯结构弯曲性能

(a)最大弯矩；(b)最大抗弯刚度

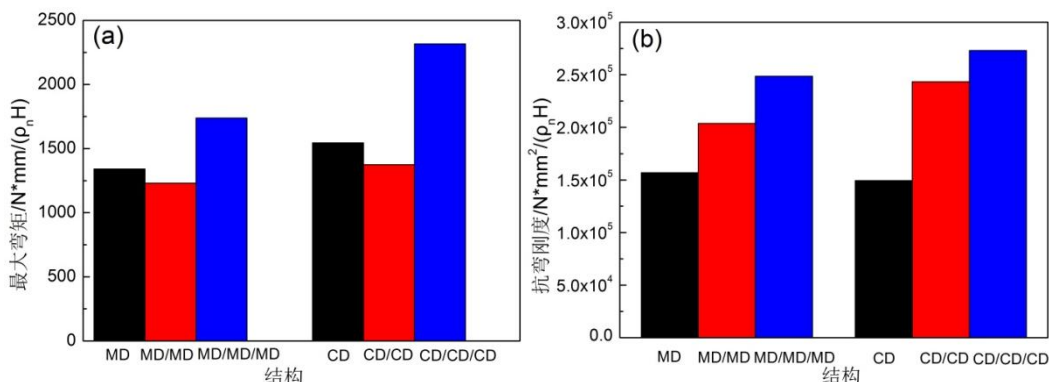


图 4.53 相同质量下不同层数波纹夹芯结构弯曲性能

(a)最大弯矩；(b)最大抗弯刚度

因为本节讨论的是夹芯层数及其排布方向对波纹夹芯结构三点弯曲性能的影响规律，这

个规律与波纹夹芯的形状是无关系的。即如果用三角形波纹夹芯结构代替正弦形波纹夹芯结构,仍然可以获得同样的规律。当然三角形波纹夹芯结构的结果会与正弦形波纹夹芯结构结果有所区别,但是区别来源于三角形波纹夹芯和正弦形波纹夹芯弯曲刚度的差别,而且这个差别是可以预见的。因为根据刚度和弹性模量之间的关系式(4-8),而且三角形和正弦形波纹夹芯在 x 方向和 y 方向的弹性模量 E_x 和 E_y 在 3.5 节和 3.3 节均已知,从而可以获得三角形波纹夹芯和正弦形波纹夹芯在 MD 方向和 CD 方向的弯曲刚度。因此本文不再对多层及多取向三角形或其他形状波纹夹芯结构的三点弯曲性能进行评价。

4.3.3 正弦形波纹夹芯结构三点弯曲性能有限元模拟

本节将通过有限元模拟方法研究几何参数对单层波纹夹芯结构三点弯曲性能影响。具体的几何参数包括面板厚度、夹芯层厚度、夹芯层波长波高比。所建立的有限元模型跨距均为 50mm,试样尺寸 90mm×30mm,材料与 4.3.1 节所采用的材料相同。通过压头对波纹夹芯结构施加足够大的位移,获取其在变形过程中的峰值力及对应的挠度,并计算波纹夹芯结构的最大抗弯刚度。

波纹夹芯结构有限元模型,夹芯层厚度范围为 0.05mm~1mm,间隔 0.05mm,面板厚度 0.5mm~2mm,间隔 0.5mm,在改变夹芯层厚度时,面板厚度保持为 1mm,在改变面板厚度时,夹芯层厚度保持为 0.3mm。波纹夹芯结构共有 4 种,波长 λ 均为 5mm,而波高 h_c 分别为 2.5、5、7.5 和 10mm,即 h_c/λ 分别为 0.5、1、1.5 和 2。

4.3.3.1 MD 方向最大抗弯刚度

图 4.54 是波纹夹芯结构在 MD 方向受三点弯曲载荷时峰值力及最大抗弯刚度随夹芯层厚及面板厚度的变化情况。可以发现改变面板厚度对于峰值力和最大抗弯刚度的影响要比改变夹芯层厚度明显,这也说明了波纹夹芯层在 MD 方向承受三点弯曲载荷时并无优势。此外还可发现在面板及夹芯层厚度相同的情况下,波高越大,结构的抗弯能力越强,而且面板及夹芯层厚度越大,这种优势体现的越明显。在上节中通过试验证明了增加夹芯层层数可以显著提高波纹夹芯结构的抗弯能力,而本节通过有限元模拟方法证明提高夹芯层的波高也可以改善波纹夹芯结构的抗弯能力。对于波高较高的单层波纹夹芯结构和具有相同厚度的波高较低的多层波纹夹芯结构,显然单层波纹夹芯结构的密度要小得多,因而如果能够证明前者的抗弯能力与后者相当的话,那么通过增加波纹夹芯高度提升波纹夹芯结构抗弯能力要比增加波纹夹芯层数更具优势,因为可以降低结构的重量。

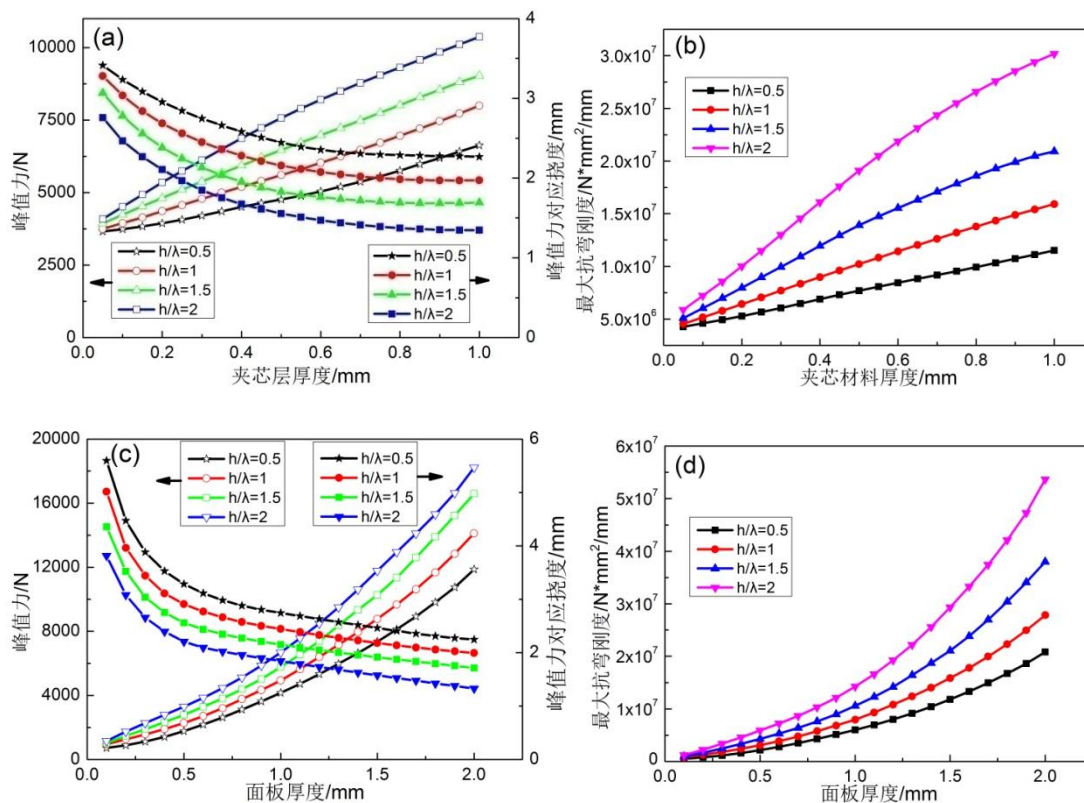


图 4.54 夹芯厚度和面板厚度对单层波纹夹芯结构 MD 方向三点弯曲性能影响

(a)夹芯厚度对峰值力及其对应的挠度影响；(b)夹芯厚度对最大抗弯刚度影响；(c)面板厚度对峰值力及其对应的挠度影响；(d)面板厚度对最大抗弯刚度影响；

4.3.3.2 CD 方向最大抗弯刚度

图 4.55 是波纹夹芯结构在 CD 方向受三点弯曲载荷时的峰值力及最大抗弯刚度随夹芯层厚及面板厚度的变化情况。与波纹夹芯结构在 MD 方向受载比较的话，增加波纹夹芯厚度对于提高结构 CD 方向的抗弯峰值力作用比较明显，但是增加面板厚度对于提高 CD 结构的抗弯峰值力的作用要弱一些，尤其是在面板厚度低于 1mm 的时候，这是因为 CD 方向的波纹夹芯本身就具有不错的抗弯能力，所以增加面板厚度的作用才不会显得特别明显。当面板厚度超过 1mm 之后，波纹夹芯结构 CD 方向的抗弯峰值力随着面板厚度的增加趋势明显加快，与 MD 方向相当。同样的情况也发生在波纹夹芯结构 CD 方向上，即结构的抗弯能力随波纹夹芯层高度的增加而显著提高，所以这里会出现一个与 MD 结构相同的值得研究的问题，即通过增加波纹夹芯高度还是层数去提高结构的抗弯能力。

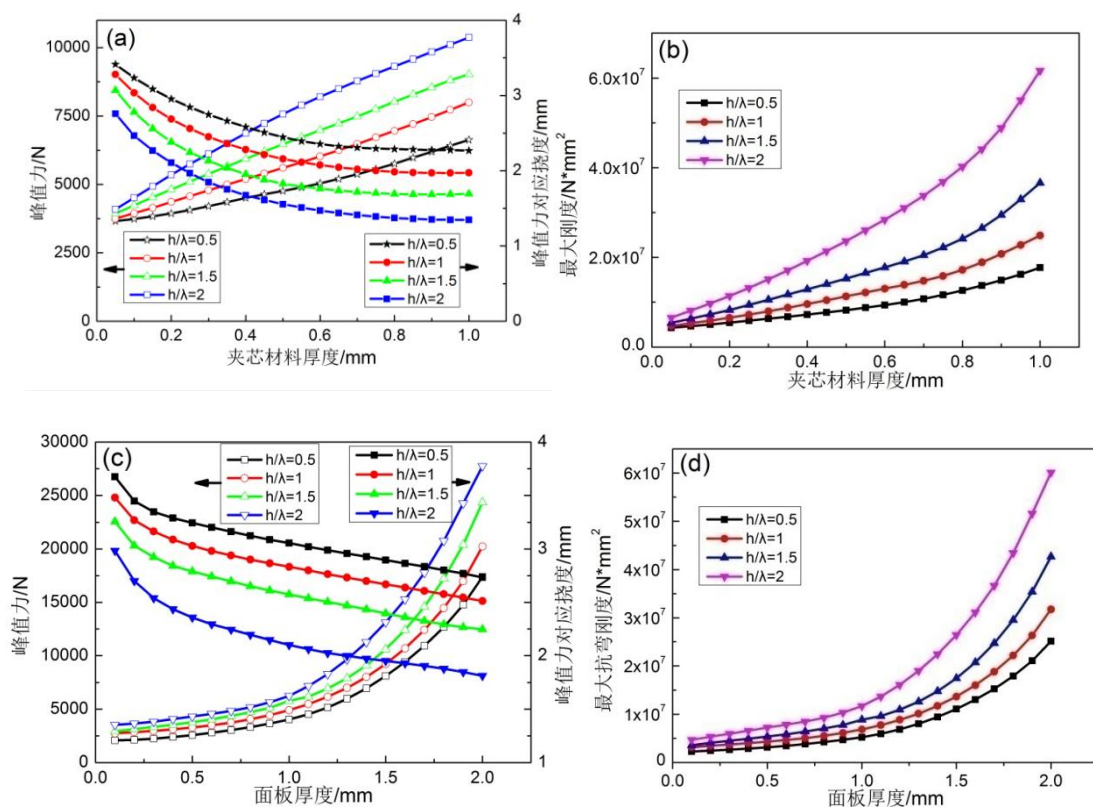


图 4.55 夹芯厚度和面板厚度对单层波纹夹芯结构 CD 方向三点弯曲性能影响

(a)夹芯厚度对峰值力及其对应的挠度影响；(b)夹芯厚度对最大抗弯刚度影响；(c)面板厚度对峰值力及其对应的挠度影响；(d)面板厚度对最大抗弯刚度影响；

4.4 本章小结

本章通过试验与有限元模拟相结合的手段研究了钛合金波纹夹芯结构的静态力学性能，包括平面压缩、面内剪切和三点弯曲性能，得到结论如下：

(1) 波纹夹芯结构的平面压缩性能和失效方式与夹芯层数及排布方向有密切关系，试验和有限元模拟结果都表明对于夹芯排布方向相同的两层及三层波纹夹芯结构，其主要失效方式是面板的塑性变形，抗压强度及压缩模量均比较低；而上下相邻夹芯层排布方向不同的双层或三层波纹夹芯结构在平面压缩载荷下失效方式为夹芯层的塑性变形直至被压溃抗压强度及压缩模量较高；比较而言，后者能够充分发挥夹芯层的抗压吸能优势。此外，通过在有限元模型中引入合适的初始缺陷因子，可以获得和试验结果比较接近的模拟结果。

(2) 通过有限元模拟手段获得了理想的单层波纹夹芯结构在 MD 方向和 CD 方向的失效机制，并与试验结果做了对比。其中波纹夹芯结构 MD 方向剪切试验可以获得与模拟结果比较接近的失效方式，CD 方向剪切试验则不可以。在有限元模型中引入初始缺陷因子 MD 方向剪切可以获得与试验较为一致的剪切模量，但是弹性变形段结束之后的曲线差异较大；由于 CD 方向剪切试验的失败，即便在有限元模型中引入初始缺陷因子，模拟与试验结果也完全不具备可比性。

(3) 有限元模拟结果表明单层波纹夹芯结构在 MD 方向承受三点弯曲载荷的失效方式与跨距有关, 跨距过小, 夹芯层容易发生剪切破坏, 增大跨距, 更接近纯弯曲状态, 会以面板起皱屈服失效, CD 方向承受三点弯曲载荷时剪切效应较小; 单层、双层和三层波纹夹芯结构的三点弯曲试验结果表明夹芯层和排布方向对结构性能有显著影响, 增加夹芯层数以及合理的夹芯层排布可以提高结构的抗弯性能; 有限元模拟结果表明增加夹芯层的厚度对 CD 方向抗弯性能的提升比对 MD 方向要明显, 而增加面板厚度对 MD 方向抗弯性能的提升要强于对 CD 方向; 增加波高波长比可以显著提高波纹夹芯结构的抗弯能力, 在夹芯层厚度和面板厚度比较大的时候尤其明显。

第五章 正弦形钛合金波纹夹芯结构动态力学性能研究

钛合金波纹夹芯结构在静态载荷下显示了较高的比刚度和比强度,尤其是双层及三层的波纹夹芯结构的准静态压缩载荷-位移曲线表明其很有可能具有优异的吸能性能。考虑到钛合金波纹夹芯结构在空间飞行器上的服役环境中可能受到动态冲击载荷的作用,如空间碎片撞击航天器,强烈的气流对飞行器的冲击,导弹攻击航天器目标等,而材料在准静态载荷和动态载荷作用下的力学性能存在着显著的差异。因此研究其动态力学性能及相关机理,对该类波纹夹芯结构的设计与开发以及工程应用等方面具有重要意义。

第四章研究结果表明梯形及三角形波纹夹芯结构的压缩失效过程与正弦形波纹夹芯结构相似,因此本章只对正弦形波纹夹芯结构的动态力学性能进行研究。为了综合评价波纹夹芯结构的动态力学性能,本章将采用霍普金森压杆试验和落锤冲击试验分别研究波纹夹芯结构在高应变速率下及低速冲击下的性能。对于霍普金森压杆试验,相当于高速平面压缩试验,是对试样整个截面的同步压缩,本章将通过试验研究钛合金波纹夹芯结构的应变率效应,获取其高应变速率下的本构方程及其吸能性能。落锤冲击试验则是试样截面的一部分受到冲击,从而引起面板和夹芯层的局部变形,本章将通过试验和有限元模拟手段研究具有不同波纹夹芯层数及排布方向波纹夹芯结构在不同速度下冲击响应行为。

5.1 霍普金森压杆试验

在研究高应变速率下材料的动态力学行为的试验中,分离式霍普金森压杆(split Hopkinson pressure, 简称 SHPB)是一种简单易行的方法,它可以测量的应变率范围为 $(10^2\sim 10^4)\text{s}^{-1}$ 。根据 Hopkinson^[214]的最初设想,Kolsky^[215]提出了应用分离式 SHPB 理论来测定材料的动态应力应变关系。

5.1.1 试验装置与原理

5.1.1.1 试验原理

SHPB 实验是以一维弹性波理论作为其理论基础的,相应的 SHPB 实验技术是建立在如下两个基本假定之上:

- (1) 弹性压杆一维应力假定;
- (2) 试样内部应力均匀化假定。

SHPB 实验装置主要有子弹、入射杆和透射杆组成,如图 5.1 所示。当子弹以一定的速度沿轴向撞击入射杆时,在入射杆中产生一压缩应力脉冲 ε_i ,试样在该脉冲作用下高速变形,与此同时将反射一个脉冲 ε_r 回到入射杆中,并经过试样透射一个脉冲 ε_t 进入到透射杆中。压杆中的脉冲信号通过应变计来测量,入射杆表面的应变计测量入射和反射信号 ε_i 和 ε_r ,透

射杆表面的应变计测量透射信号 ε_t 。

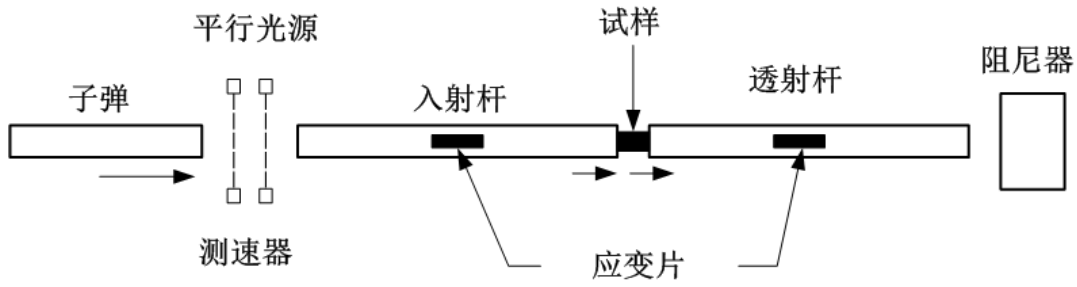


图 5.1 霍普金森压杆试验示意图

假定压杆为同一种材料并具有相同的横截面积，压杆的弹性模量、波速和横截面积分别为 E , C_0 , A_0 ，试样的横截面积和厚度分别为 A_s , l_s 。试样两端面上的质点速度分别为 V_1 和 V_2 ，如图 5.2 所示。



图 5.2 霍普金森试验冲击试样两端速度

则试样中的平均应变率可以表达为

$$\frac{d\varepsilon_x}{dt} = \frac{V_1 - V_2}{l_s} \quad (5-1)$$

试样两端面上的质点速度 V_1 和 V_2 可以表达成

$$V_1 = C_0(\varepsilon_i - \varepsilon_r); V_2 = C_0\varepsilon_t \quad (5-2)$$

代入式(5-1)可得试样平均应变率公式

$$\dot{\varepsilon} = \frac{d\varepsilon_x}{dt} = \frac{C_0}{l_s}(\varepsilon_i - \varepsilon_r - \varepsilon_t) \quad (5-3)$$

积分上式，可得到试样的平均应变为

$$\varepsilon = \int_0^t \dot{\varepsilon} dt = \frac{C_0}{l_s} \int_0^t (\varepsilon_i - \varepsilon_r - \varepsilon_t) dt \quad (5-4)$$

试样平均应力为

$$\sigma_s = \frac{P_1 + P_2}{2A_s} \quad (5-5)$$

P_1 和 P_2 分别为试样两端面压力 $P_1 = EA_0(\varepsilon_i + \varepsilon_r)$, $P_2 = EA_0\varepsilon_t$ ，带入式 (5-5)

$$\sigma_s = \frac{EA_0}{2A_s}(\varepsilon_i + \varepsilon_r + \varepsilon_t) \quad (5-6)$$

式(5-3)、式(5-4)、式(5-6)即为求试样应力-应变关系的传统三波法公式。

由试样均匀性假定则有 $\varepsilon_i + \varepsilon_r = \varepsilon_t$ ，可以进一步简化上式得到二波法公式：

$$\dot{\varepsilon} = \frac{d\varepsilon_x}{dt} = -\frac{2C_0}{l_s} \varepsilon_r \quad (5-7a)$$

$$\varepsilon = \int_0^t \dot{\varepsilon} dt = -\frac{2C_0}{l_s} \int_0^t \varepsilon_r dt \quad (5-7b)$$

$$\sigma_s = \frac{EA_0}{A_s} \varepsilon_t \quad (5-7c)$$

5.1.1.2 试验参数

霍普金森实验装置中的压杆（包括入射杆和透射杆）材料为 LC4 铝合金，直径 37mm，波速 C_0 为 4500m/s，弹性模量 72GP，子弹长度 600mm。试样共有 6 种，分别为单层、双层和三层波纹夹芯，其中双层波纹夹芯分为 MD/MD-A、MD/MD-B 和 MD/CD 试样，三层波纹夹芯分为 MD/MD/MD 和 MD/CD/MD 试样，每种试样代表的意义与上一章 4.1.2 节相同，试样的直径均为 32mm，厚度则与波纹夹芯层数相关。为减少试件端部与入射杆、透射杆之间的摩擦，在试件的两个端面接触处涂抹含二硫化钼的润滑油。实验通过调节高压气瓶释放气压值来控制撞击杆的冲击速度，从而实现不同的应变速率。本文所选的气压值分别为 0.1MPa、0.15MPa、0.25MPa 和 0.4MPa，共对应 4 种冲击速度，每种冲击速度下共做三组重复试验。

5.1.2 试验结果与分析

5.1.2.1 MD 单层波纹夹芯结构霍普金森试验结果分析

表 5.1 是单层钛合金波纹夹芯结构的相关动态力学性能，可以看出绝大多数试验都体现出了很好的重复性，不论是应变速率、峰值应力还是弹性模量，证明试验结果是可靠的。另外可以发现峰值应力表现出了一定的应变率效应，即随着应变速率的增大，峰值应力也在增加，但是弹性模量跟应变速率之间没有明显的规律可循。选取各应变速率下与平均应变速率最接近的试验结果绘制应力-应变曲线，如图 5.3 所示。波纹夹芯结构在高应变速率下的应力-应变曲线跟静态压缩下的应力-应变曲线相似，尽管在高速变形下无法捕捉到其变形过程，但是推断其变形过程应有类似之处。从应力-应变曲线上还可以发现不仅峰值应力与应变速率之间呈正相关关系，即便在峰值应力之后，应力水平也随着应变速率的增加而提升，这也说明波纹夹芯结构在其塑性变形阶段，即主要的吸能阶段，具有明显应变率效应。目前对波纹夹芯结构应变率效应的研究还比较少，主要集中在泡沫铝及蜂窝夹层结构，综合分析以前的研究结果，波纹夹芯结构的应变率效应的原因主要有以下几点：局部变形、微惯性效应及密实化压缩。首先，对于波纹夹芯结构的夹芯层，由于其几何结构是正弦形，不同于蜂窝结构，从几何结构上来说正弦形在受压的时候必然存在一个或几个薄弱点。由于正弦形状

的规则性，这些薄弱点位于同一个面上，在受到高速冲击时，变形会突然集中在薄弱面及其附近，造成局部迅速压实且应变速率远高于名义应变速率，应力水平也会很高。峰值应力的应变速率效应可以由此解释。当然除了几何结构引起的局部变形之外，试样中存在的初始缺陷同样会引起局部化变形。其次，波纹夹芯结构的夹芯层壁板在变形过程中发生扭转、弯曲等会引起微惯性效应，以阻止夹芯层壁板的进一步发生塑性屈曲，而且应变速率越高，这种效应越明显，从而提高了应力水平。最后当波纹夹芯结构进入密实化阶段之后，应变速率越高，撞击的力越大，应力水平必然会提高。

表 5.1 MD 结构动态力学性能

| 试样编号 | 应变速率/ s^{-1} | 峰值应力/MPa | 弹性模量/MPa |
|-------|----------------|----------|----------|
| MD-1 | 1380 | 26.22 | 118.14 |
| MD-2 | 1340 | 26.15 | 109.02 |
| MD-3 | 1334 | 25.99 | 116.25 |
| 平均值 | 1351 | 26.12 | 114.47 |
| MD-4 | 1763 | 27.07 | 112.17 |
| MD-5 | 1733 | 27.01 | 103.27 |
| MD-6 | 1840 | 27.24 | 114.94 |
| 平均值 | 1779 | 27.11 | 110.13 |
| MD-7 | 2560 | 29.26 | 106.07 |
| MD-8 | 2628 | 29.56 | 116.67 |
| MD-9 | 2642 | 29.99 | 107.71 |
| 平均值 | 2610 | 29.60 | 110.15 |
| MD-10 | 3611 | 30.91 | 114.47 |
| MD-11 | 3564 | 29.73 | 102.39 |
| MD-12 | 3666 | 31.78 | 114.23 |
| 平均值 | 3614 | 30.81 | 110.36 |

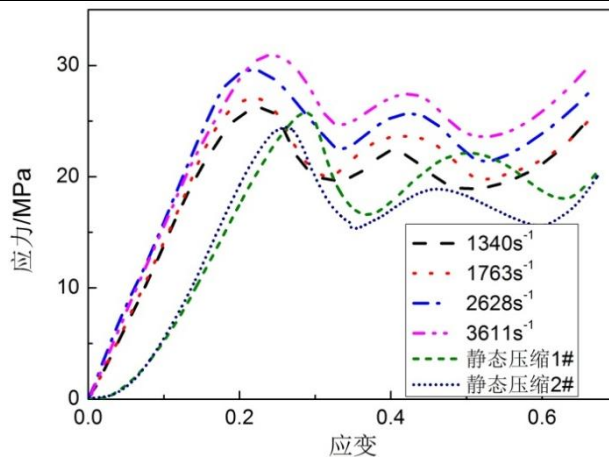


图 5.3 MD 结构动态及静态压缩应力-应变曲线

5.1.2.2 MD/MD-A 双层波纹夹芯结构霍普金森试验结果分析

双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构在高应变速率下的相关性能如表 5.2 所示。同单层结构的结果类似，平均峰值应力具有显著的应变速率效应，而弹性模量则没有显现出相关趋势。图 5.4 是双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构在应变速率分别为 $1100s^{-1}$ 、 $1503s^{-1}$ 、 $2446s^{-1}$ 和 $3407s^{-1}$

及静态压缩下的应力-应变曲线。相比于静态压缩，动态条件下的压缩具有一段更明显的应力平台，且平台上的应力水平体现了非常明显的应变率效应。上文讲到塑性变形阶段的应变率效应主要是微惯性效应引起的，因此我们认为 MD/MD-A 波纹夹芯结构在高应变速率下塑性阶段变形是面板与夹芯层的协调变形，而不是中间层面板的单独变形，因而微惯性效应更为明显，这与静态压缩是有所区别的。

表 5.2 MD/MD-A 结构动态力学性能

| 试样编号 | 应变速率/ s^{-1} | 峰值应力/MPa | 弹性模量/MPa |
|------------|----------------|----------|----------|
| MD/MD-A-1 | 1060 | 19.49 | 217.67 |
| MD/MD-A-2 | 1104 | 19.66 | 290.92 |
| MD/MD-A-3 | 1100 | 19.56 | 171.85 |
| 平均值 | 1088 | 19.57 | 193.48 |
| MD/MD-A-4 | 1503 | 24.86 | 191.59 |
| MD/MD-A-5 | 1497 | 24.77 | 193.96 |
| MD/MD-A-6 | 1556 | 25.35 | 189.48 |
| 平均值 | 1519 | 24.99 | 191.68 |
| MD/MD-A-7 | 2446 | 29.09 | 211.86 |
| MD/MD-A-8 | 2417 | 29.06 | 193.94 |
| MD/MD-A-9 | 2499 | 30.18 | 194.59 |
| 平均值 | 2454 | 29.44 | 200.13 |
| MD/MD-A-10 | 3490 | 35.66 | 203.23 |
| MD/MD-A-11 | 3407 | 34.09 | 217.66 |
| MD/MD-A-12 | 3376 | 33.95 | 194.52 |
| 平均值 | 3424 | 34.57 | 205.14 |

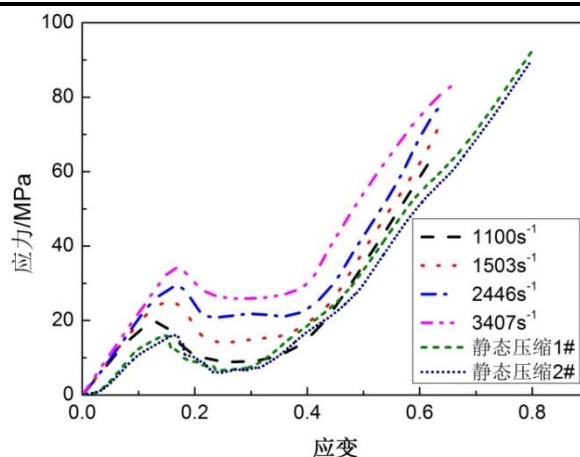


图 5.4 MD/MD-A 结构动态及静态压缩应力-应变曲线

5.1.2.3 MD/MD-B 双层波纹夹芯结构霍普金森试验结果分析

双层 MD/MD-B 波纹夹芯结构的动态力学性能如表 5.3 所示。平均应变速率分别为 $1079s^{-1}$ 、 $1416s^{-1}$ 、 $2347s^{-1}$ 和 $3324s^{-1}$ ，峰值应力仍然显现了较为明显的应变速率敏感性，弹性模量与应变速率之间仍无规律可言。图 5.5 是应变速率分别为 $1060s^{-1}$ 、 $1423s^{-1}$ 、 $2336s^{-1}$ 和 $3312s^{-1}$ 及准静态时双层 MD/MD-B 波纹夹芯结构的应力-应变曲线。同双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构相似，在峰值应力之后出现软化，紧接着出现应力平台，平台应力体现了应变率

效应。但是应力平台初始阶段的应变率效应主要是夹芯层壁板的扭转和弯曲所引起的微惯性效应所致，之后则加入了中间层面板变形引起的微惯性效应。

表 5.3 MD/MD-B 结构动态力学性能

| 试样编号 | 应变速率/ s^{-1} | 峰值应力/MPa | 弹性模量/MPa |
|------------|----------------|----------|----------|
| MD/MD-B-1 | 1060 | 24.49 | 192.43 |
| MD/MD-B-2 | 1033 | 24.22 | 206.47 |
| MD/MD-B-3 | 1144 | 24.86 | 213.93 |
| 平均值 | 1079 | 24.52 | 204.28 |
| MD/MD-B-4 | 1429 | 27.04 | 197.47 |
| MD/MD-B-5 | 1423 | 27.07 | 214.18 |
| MD/MD-B-6 | 1396 | 26.87 | 185.83 |
| 平均值 | 1416 | 26.99 | 199.16 |
| MD/MD-B-7 | 2386 | 29.74 | 193.65 |
| MD/MD-B-8 | 2319 | 29.06 | 209.45 |
| MD/MD-B-9 | 2336 | 29.81 | 192.13 |
| 平均值 | 2347 | 29.54 | 198.41 |
| MD/MD-B-10 | 3312 | 36.40 | 205.91 |
| MD/MD-B-11 | 3399 | 36.84 | 216.01 |
| MD/MD-B-12 | 3260 | 36.03 | 184.57 |
| 平均值 | 3324 | 36.42 | 202.16 |

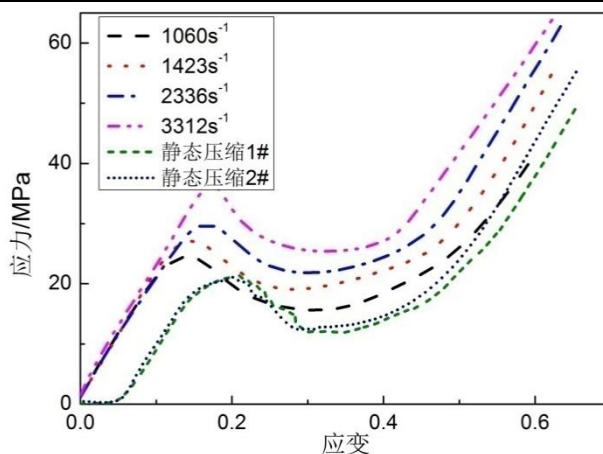


图 5.5 MD/MD-B 结构动态及静态压缩应力-应变曲线

5.1.2.4 MD/CD 双层波纹夹芯结构霍普金森试验结果分析

表 5.4 是双层 MD/CD 波纹夹芯结构在高应变速率下的动态性能。平均应变速率分别为 $862 s^{-1}$ 、 $1404 s^{-1}$ 、 $2247 s^{-1}$ 和 $3330 s^{-1}$ ，对应的屈服强度分别为 $25.47 MPa$ 、 $30.00 MPa$ 、 $32.47 MPa$ 和 $39.43 MPa$ ，相比于 MD 和 MD/MD-A 结构有很大的提高，同时也具有显著的应变率敏感性。弹性模量随着应变速率的增加基本上保持恒定。图 5.6 是应变速率分别为 $850 s^{-1}$ 、 $1399 s^{-1}$ 、 $2298 s^{-1}$ 和 $3306 s^{-1}$ 及准静态压缩对应的应力-应变曲线，由于没有明显的峰值应力，所以取线性段结束之后进入平台处的应力作为屈服强度。平台应力同样对应应变率很敏感，对于 MD/CD 结构，下层波纹夹芯的变形有两个方面，首先是壁板的扭转和弯曲，其次是上层波纹夹芯的波谷位置对于下层波纹夹芯波谷位置的压缩，产生类似于 CD 方向弯曲变形，因而

应变率效应会很明显。

表 5.4 MD/CD 结构动态力学性能

| 试样编号 | 应变速率/ s^{-1} | 屈服应力/MPa | 弹性模量/MPa |
|----------|----------------|----------|----------|
| MD/CD-1 | 843 | 25.23 | 229.93 |
| MD/CD-2 | 891 | 25.88 | 223.34 |
| MD/CD-3 | 850 | 25.30 | 210.60 |
| 平均值 | 861 | 25.47 | 221.29 |
| MD/CD-4 | 1399 | 30.08 | 235.69 |
| MD/CD-5 | 1446 | 30.78 | 212.45 |
| MD/CD-6 | 1368 | 29.12 | 203.27 |
| 平均值 | 1404 | 30.00 | 217.13 |
| MD/CD-7 | 2106 | 31.29 | 223.38 |
| MD/CD-8 | 2337 | 33.33 | 200.12 |
| MD/CD-9 | 2298 | 32.79 | 239.09 |
| 平均值 | 2247 | 32.47 | 220.86 |
| MD/CD-10 | 3417 | 39.98 | 206.48 |
| MD/CD-11 | 3306 | 39.82 | 243.70 |
| MD/CD-12 | 3268 | 38.48 | 214.35 |
| 平均值 | 3330 | 39.43 | 221.51 |

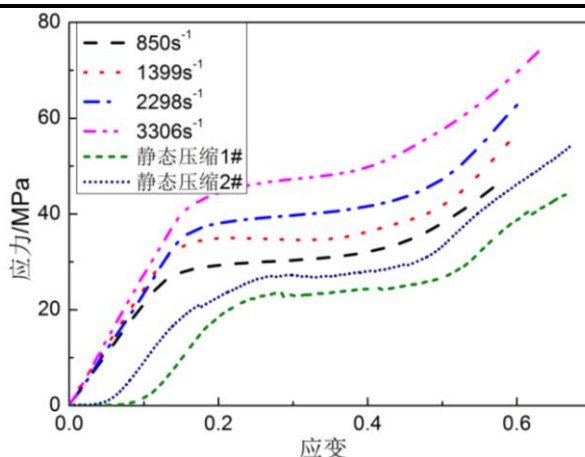


图 5.6 MD/CD 结构动态及静态压缩应力-应变曲线

5.1.2.5 MD/MD/MD 三层波纹夹芯结构霍普金森试验结果分析

表 5.5 是三层 MD/MD/MD 波纹夹芯结构在高应变速率下的相关性能。平均应变速率分别为 $809s^{-1}$ 、 $1343s^{-1}$ 、 $2170s^{-1}$ 和 $3214s^{-1}$ ，比单层和双层的明显降低很多。应变率是应变除以时间，试样变厚了，应力平衡时间也会发生变化，一般情况下，平衡时间会拉长，而应变在冲量一定的情况下不变，因而应变速率下降。四个应变速率下对应平均屈服强度随着应变速率增加而提高，弹性模量则与应变速率无关。图 5.7 是三层 MD/MD/MD 波纹夹芯结构在应变速率分别为 $800s^{-1}$ 、 $1320s^{-1}$ 、 $2198s^{-1}$ 和 $3206s^{-1}$ 及静态压缩下的应力-应变曲线，将曲线第一个峰值应力视为屈服强度。可以发现，曲线基本上呈现两个应力平台，两处平台应力均表现出应变率效应，其原因应与 MD/MD-A 结构相似，此处不再赘述。但是从图中也可以发现，在两个平台的过渡区域，应变速率为 $1320s^{-1}$ 对应的应力水平反而高于 $2198s^{-1}$ 下的应力

水平，这与过渡区域复杂的变形机制有关。

表 5.5 MD/MD/MD 结构动态力学性能

| 试样编号 | 应变速率/ s^{-1} | 屈服应力/MPa | 弹性模量/MPa |
|--------------|----------------|----------|----------|
| MD/MD/MD-1 | 847 | 21.86 | 205.92 |
| MD/MD/MD-2 | 800 | 21.36 | 185.59 |
| MD/MD/MD-3 | 779 | 21.11 | 216.37 |
| 平均值 | 809 | 21.44 | 202.63 |
| MD/MD/MD -4 | 1402 | 26.04 | 169.94 |
| MD/MD/MD -5 | 1320 | 25.51 | 219.05 |
| MD/MD/MD -6 | 1307 | 24.69 | 203.18 |
| 平均值 | 1343 | 25.41 | 197.39 |
| MD/MD/MD -7 | 2076 | 27.49 | 199.34 |
| MD/MD/MD -8 | 2198 | 26.99 | 177.80 |
| MD/MD/MD -9 | 2236 | 26.37 | 223.26 |
| 平均值 | 2170 | 26.95 | 200.13 |
| MD/MD/MD -10 | 3138 | 34.63 | 197.82 |
| MD/MD/MD -11 | 3206 | 35.62 | 231.278 |
| MD/MD/MD -12 | 3297 | 36.26 | 205.69 |
| 平均值 | 3214 | 35.50 | 211.60 |

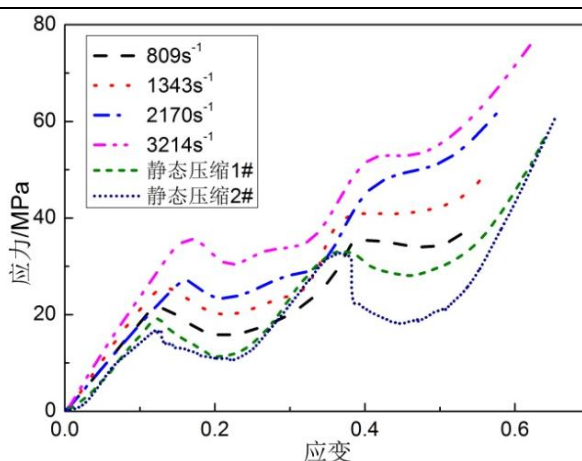


图 5.7 MD/MD/MD 结构动态及静态压缩应力-应变曲线

5.1.2.6 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构霍普金森试验结果分析

三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的动态力学性能如表 5.6 所示，平均应变速率降到了 $701s^{-1}$ 、 $1201s^{-1}$ 、 $2126s^{-1}$ 和 $3134s^{-1}$ 。屈服强度的定义与 MD/CD 结构相同，分别为 $25.11MPa$ 、 $30.66MPa$ 、 $37.27MPa$ 和 $45.15MPa$ ，也具有明显的应变率效应，与 MD/CD 结构相比的话，应变速率越高，效应越明显，这也表明三层结构比两层结构的变形过程更加复杂，影响应变率效应的因素也越多。图 5.8 则是三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构在应变速率分别为 $690s^{-1}$ 、 $1213s^{-1}$ 、 $2100s^{-1}$ 和 $3113s^{-1}$ 及静态压缩下的应力-应变曲线，可以发现，在弹性变形结束之后，几乎不存在应力平台，应力一直呈上升趋势，且对应变速率具有很强的敏感性，这也是塑性变形过程中不同夹芯层，不同面板层及它们不同的变形方式共同作用的结果。

表 5.6 MD/CD/MD 结构动态力学性能

| 试样编号 | 应变速率/ s^{-1} | 屈服应力/MPa | 弹性模量/MPa |
|-----------|----------------|----------|----------|
| MDCDMD-1 | 682 | 24.28 | 264.83 |
| MDCDMD-2 | 731 | 25.88 | 251.13 |
| MDCDMD-3 | 690 | 25.18 | 229.18 |
| 平均值 | 701 | 25.11 | 248.38 |
| MDCDMD-4 | 1213 | 30.56 | 284.14 |
| MDCDMD-5 | 1099 | 30.11 | 226.27 |
| MDCDMD-6 | 1292 | 31.32 | 230.43 |
| 平均值 | 1201 | 30.66 | 246.95 |
| MDCDMD-7 | 2094 | 36.87 | 273.74 |
| MDCDMD-8 | 2100 | 37.28 | 264.47 |
| MDCDMD-9 | 2184 | 37.66 | 225.56 |
| 平均值 | 2126 | 37.27 | 254.59 |
| MDCDMD-10 | 3088 | 44.33 | 222 |
| MDCDMD-11 | 3200 | 45.76 | 244.75 |
| MDCDMD-12 | 3113 | 45.36 | 293.90 |
| 平均值 | 3134 | 45.15 | 253.55 |

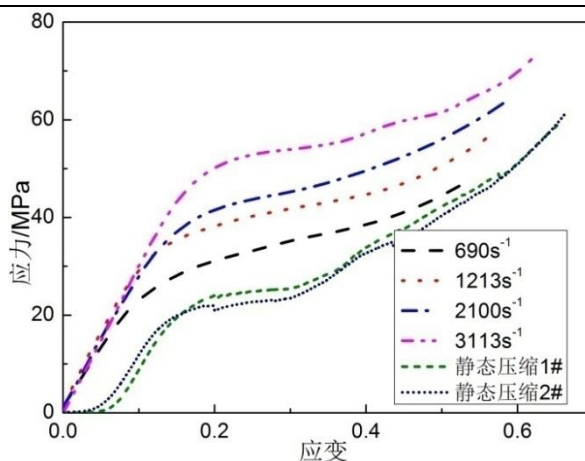


图 5.8 MD/CD/MD 结构动态及静态压缩应力-应变曲线

5.1.3 高应变速率下压缩本构模型建立

材料的本构模型是反映材料宏观力学性能的数学模型，可用应力-应变的关系来表述。本构模型的建立需要预先提出数学、力学模型，然后经过大量的实验验证来确定，该方面的工作虽开展的很多，也积累了各式各样的材料本构模型和大量的实验数据，但仍无法确立一个通用的本构模型来描述各类材料的力学行为，只能针对特定的材料并在特定条件下建立相应的本构模型^[216]。

用于描述材料动态力学特性的本构模型大致可分为两类，即理论型和经验型本构模型，理论型模型最具代表性的有 Perzyna 提出的三维应力状态下的过应力弹粘塑性理论模型^{[217],[218]}，这类模型虽有较好的理论和数学基础，但过应力与粘塑性应变率之间函数关系、内变量和内变量演化方程、自由能等参数的确定较繁锁，使其在实际应用中受到很大的限制，最常用的经验模型则有 Johnson-Cook 本构方程^[219]：

$$\sigma=(A+B\varepsilon^n)(1+C\ln\dot{\varepsilon}^*)(1-T^{*m}) \quad (5-8)$$

式中 σ 是流动应力, ε 等效塑性应变, A 为参考温度和参考应变速率条件下的屈服强度, B 为应变硬化系数, n 为应变硬化指数, C 和 m 分别为应变率效应系数和热软化效应指数。 $\dot{\varepsilon}^*$ 为无量纲应变率可表示为 $\dot{\varepsilon}^*=\dot{\varepsilon}/\dot{\varepsilon}_r$, 其中 $\dot{\varepsilon}$ 为应变速率, $\dot{\varepsilon}_r$ 为参考应变率, 即准静态条件下的应变率, 一般取 10^{-3}s^{-1} 。 T^* 为均质化温度, 可表示为 $T^*=(T-T_r)/(T_m-T_r)$, 其中 T 为变形温度, T_m 为材料的熔点, T_r 为参考温度。

此外 Perzyna 也提出了一个经验模型^[220]:

$$\sigma=\sigma_0(\varepsilon)\left[1+\left(\frac{\dot{\varepsilon}}{C}\right)^m\right] \quad (5-9)$$

本式没考虑温度因素, 但考虑了应变速率的影响, 其中 C 和 m 是应变速率系数, $\sigma_0(\varepsilon)$ 是静态条件下的应力。

Johnson-Cook 模型和 Perzyna 提出的经验模型在经典弹塑性理论的基础上给出的单轴率相关本构模型, 这种模型避免了屈服面的概念, 本构方程得到简化, 在实际中得到了广泛的应用。本节将会建立六种结构在高应变速率下压缩行为的 Perzyna 经验模型以及 MD/CD、MD/CD/MD 结构的 Johnson-Cook 本构模型以描述其应力-应变曲线的应变率行为。

5.1.3.1 Perzyna 经验模型

本节通过 Perzyna 经验模型研究波纹夹芯结构高应变速率下应力-应变行为的应变率效应, 为了求出系数 m 和 C , 首先将式(5-9)转化为如式(5-10), $\ln\dot{\varepsilon}-\ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon)-1]$ 曲线的斜率为 $1/m$, 截距为 $\ln C$ 。

$$\ln\dot{\varepsilon}=\frac{1}{m}\ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon)-1]+\ln C \quad (5-10)$$

对于每一种波纹夹芯结构, 分别取其四个不同应变速率下某一应变对应的应力值, 对这四个点用最小二乘法作线性拟合, 即可求得相应的 m 值和 C 值, 每一个应变条件下都可以求得一组 m 值和 n 值, 最终取不同应变下的平均值。

(1) MD 结构的本构方程

对于 MD 结构的霍普金森杆应力-应变曲线, 很显然是应力是波动的, 并不满足幂函数。但是可以发现应力的上升和下降基本上是有规律的, 即在相同的应变范围内发生相同的上升或下降趋势, 因此选取应变分别为 0.2、0.3、0.4、0.5 和 0.6 对应的应力值, 求解其 Perzyna 经验模型。图 5.9 是 MD 结构的 $\ln\dot{\varepsilon}-\ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon)-1]$ 曲线, 对其每个应变下对应的四个数据点作线性拟合, 结果如表 5.7 所示, 则 MD 结构的 Perzyna 经验模型如下式所示。

$$\sigma=\sigma_0(\varepsilon)\left[1+\left(\frac{\dot{\varepsilon}}{7381}\right)^{0.96}\right] \quad (5-11)$$

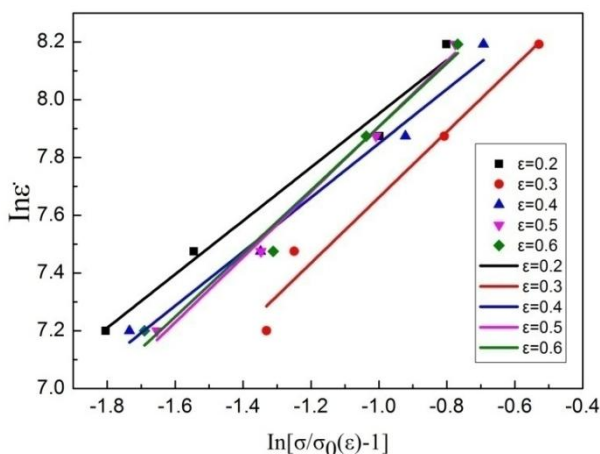


图 5.9 MD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线

表 5.7 MD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果

| 应变 | 斜率 | Standard Error | Adj. R-Square | 截距 | Standard Error | m | C |
|-----|------|----------------|---------------|------|----------------|------|------|
| 0.2 | 0.93 | 0.0888 | 0.9730 | 8.88 | 0.1198 | 1.08 | 7177 |
| 0.3 | 1.14 | 0.1395 | 0.9563 | 8.80 | 0.1441 | 0.88 | 6627 |
| 0.4 | 0.94 | 0.0843 | 0.9761 | 8.79 | 0.1046 | 1.07 | 6548 |
| 0.5 | 1.13 | 0.0679 | 0.9893 | 9.04 | 0.0843 | 0.88 | 8421 |
| 0.6 | 1.10 | 0.1121 | 0.9693 | 9.00 | 0.1400 | 0.91 | 8132 |
| 平均值 | | | | | | 0.96 | 7381 |

(2) MD/MD-A 结构的本构方程

因弹性变形段并无应变率效应，所以本构模型只用以描述塑性变形范围内的动态响应。对于双层 MD/MD-A 波纹夹芯结构的动态应力-应变曲线，在其应力平台阶段，即应变范围 0.2~0.4，表现出了显著的应变率效应，取不同应变速率下应变分别为 0.2、0.25、0.3、0.35 和 0.4 对应的应力值作 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 曲线，如图 5.10 所示。用最小二乘法作线性拟合之后发现应变为 0.35 和 0.4 对应的拟合线与其他三个应变水平下差距比较明显，且由于静态压缩下应变为 0.35 和 0.4 对应的应力水平高于应变速率为 $1100s^{-1}$ 时对应的应力水平，所以应变为 0.35 和 0.4 对应的拟合线只能取三个点，这进一步导致这两条拟合线的误差，所以最终选取应变为 0.2、0.25、0.3 的拟合线取平均值，结果如表 5.8 所示。MD/MD-A 结构的 Perzyna 经验模型如下式所示。

$$\sigma = \sigma_0(\epsilon) \left[1 + \left(\frac{\dot{\epsilon}}{1643} \right)^{1.46} \right] \quad (5-12)$$

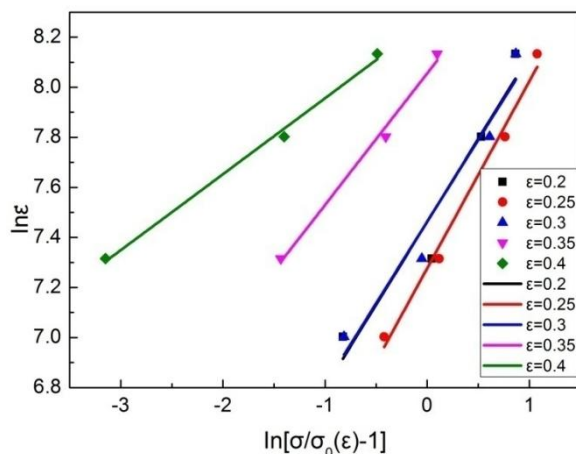


图 5.10 MD/MD-A 结构高应变速率下 $\ln \dot{\varepsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon) - 1]$ 关系曲线

表 5.8 MD/MD-A 结构高应变速率下 $\ln \dot{\varepsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果

| 应变 | 斜率 | Standard Error | Adj. R-Square | 截距 | Standard Error | m | C |
|------|------|----------------|---------------|------|----------------|------|------|
| 0.2 | 0.66 | 0.1228 | 0.9037 | 7.46 | 0.0802 | 1.51 | 1741 |
| 0.25 | 0.74 | 0.0571 | 0.9827 | 7.28 | 0.0397 | 1.34 | 1446 |
| 0.3 | 0.65 | 0.0973 | 0.9364 | 7.46 | 0.0651 | 1.53 | 1743 |
| 0.35 | 0.53 | 0.0452 | 0.9853 | 8.06 | 0.0390 | 1.90 | 3151 |
| 0.4 | 0.30 | 0.0213 | 0.9902 | 8.26 | 0.0428 | 3.29 | 3867 |
| 平均值 | | | | | | 1.46 | 1643 |

(3) MD/MD-B 结构的本构方程

与 MD/MD-A 结构的动态应力-应变曲线相似，双层 MD/MD-B 波纹夹芯结构的动态应力-应变曲线在塑性变形阶段也存在明显的应力平台并有显著的应变率效应。同样的取四个应变速率下应变分别为 0.2、0.25、0.3、0.35 和 0.4 对应的应变值，作 $\ln \dot{\varepsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon) - 1]$ 曲线，如图 5.11 所示。对每个应变对应的四个数据点做线性拟合，结果如表 5.9 所示，m 和 C 的平均值分别为 1.37 和 3075，MD/MD-B 结构的 Perzyna 经验模型如下式所示。

$$\sigma = \sigma_0(\varepsilon) \left[1 + \left(\frac{\dot{\varepsilon}}{3075} \right)^{1.37} \right] \quad (5-13)$$

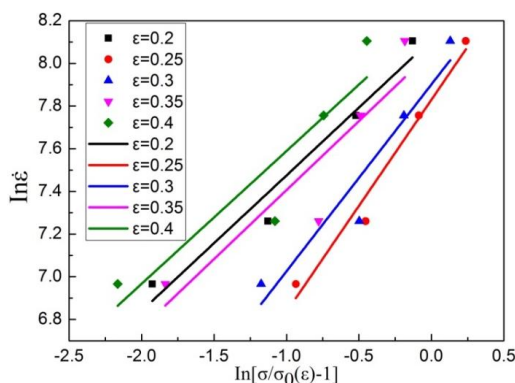


图 5.11 MD/MD-B 结构高应变速率下 $\ln \dot{\varepsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon) - 1]$ 关系曲线

表 5.9 MD/MD-B 结构高应变速率下 $\ln \dot{\varepsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果

| 应变 | 斜率 | Standard Error | Adj. R-Square | 截距 | Standard Error | m | C |
|------|------|----------------|---------------|------|----------------|------|------|
| 0.2 | 0.64 | 0.0910 | 0.9409 | 8.11 | 0.1044 | 1.57 | 3330 |
| 0.25 | 0.99 | 0.1146 | 0.9612 | 7.83 | 0.0613 | 1.01 | 2514 |
| 0.3 | 0.88 | 0.1785 | 0.8849 | 7.90 | 0.1158 | 1.14 | 2702 |
| 0.35 | 0.65 | 0.1997 | 0.7600 | 8.05 | 0.2059 | 1.55 | 3145 |
| 0.4 | 0.62 | 0.1865 | 0.7717 | 8.21 | 0.2397 | 1.61 | 3686 |
| 平均值 | | | | | | 1.37 | 3075 |

(4) MD/CD 结构的本构方程

对于双层 MD/CD 波纹夹芯结构的动态应力-应变曲线，取其从屈服到压溃应变范围中的一部分 0.2~0.4，间隔为 0.05，所对应的应力值，作 $\ln \dot{\varepsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon) - 1]$ 曲线如图 5.12 所示。分别对每个应变对应的四个数据点做线性拟合，结果如表 5.10 所示，从表中可以看出标准误差都比较小，而且相关系数都比较高，因此具有较高的准确度。最终获得 m 和 C 的平均值分别为 1.12 和 3890，双层 MD/CD 波纹夹芯结构的 Perzyna 经验模型如下式所示。

$$\sigma = \sigma_0(\varepsilon) \left[1 + \left(\frac{\dot{\varepsilon}}{3890} \right)^{1.12} \right] \quad (5-14)$$

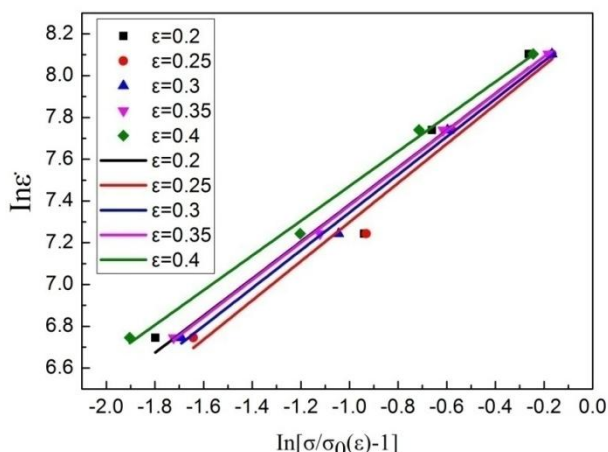


图 5.12 MD/CD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\varepsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon) - 1]$ 关系曲线

表 5.10 MD/CD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\varepsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果

| 应变 | 斜率 | Standard Error | Adj. R-Square | 截距 | Standard Error | m | C |
|------|------|----------------|---------------|------|----------------|------|------|
| 0.2 | 0.89 | 0.1399 | 0.9289 | 8.27 | 0.1504 | 1.13 | 3905 |
| 0.25 | 0.94 | 0.0911 | 0.9722 | 8.24 | 0.0902 | 1.07 | 3775 |
| 0.3 | 0.91 | 0.0458 | 0.9924 | 8.25 | 0.0476 | 1.10 | 3830 |
| 0.35 | 0.89 | 0.0208 | 0.9984 | 8.27 | 0.0224 | 1.12 | 3902 |
| 0.4 | 0.83 | 0.0411 | 0.9927 | 8.30 | 0.0488 | 1.20 | 4038 |
| 平均值 | | | | | | 1.12 | 3890 |

(5) MD/MD/MD 结构的本构方程

三层 MD/MD/MD 波纹夹芯结构的动态应力-应变曲线呈现两个应力平台，并且都对应

变速率敏感。但是上文提到过渡区域由于复杂的变形机制并没有体现绝对的应变率效应，而 Perzyna 经验模型本身就是用来评价应变率效应的，所以在选择应变范围的时候人为地避开过渡区域，选择最能体现应变率效应的应力平台区域，最终选择应变分别为 0.2、0.25、0.4、0.45 和 0.5。作 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 曲线如图 5.13 所示。分别对每个应变对应的四个数据点做线性拟合，结果如表 5.11 所示，去除偏差较大的一组数据， m 和 C 的平均值分别为 1.40 和 3237。三层 MD/MD/MD 波纹夹芯结构的 Perzyna 经验模型如下式所示。

$$\sigma = \sigma_0(\epsilon) \left[1 + \left(\frac{\dot{\epsilon}}{3237} \right)^{1.40} \right] \quad (5-15)$$

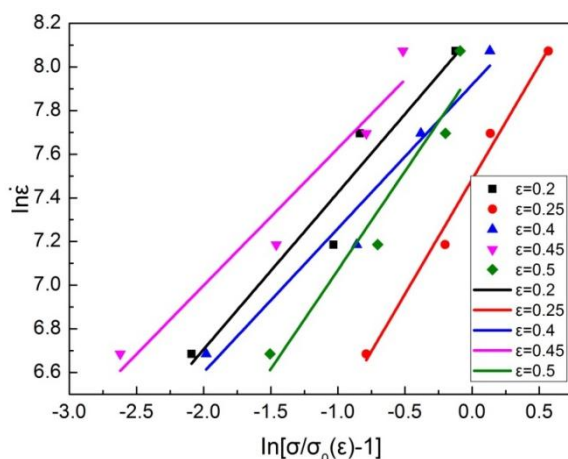


图 5.13 MD/MD/MD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线

表 5.11 MD/MD/MD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果

| 应变 | 斜率 | Standard Error | Adj. R-Square | 截距 | Standard Error | m | C |
|------|------|----------------|---------------|------|----------------|------|------|
| 0.2 | 0.72 | 0.1347 | 0.9016 | 8.14 | 0.1670 | 1.39 | 3440 |
| 0.25 | 1.05 | 0.0823 | 0.9818 | 7.48 | 0.0412 | 0.95 | 1780 |
| 0.3 | 0.66 | 0.0882 | 0.9481 | 7.92 | 0.0969 | 1.52 | 2748 |
| 0.35 | 0.63 | 0.1007 | 0.9269 | 8.26 | 0.1582 | 1.59 | 3852 |
| 0.4 | 0.91 | 0.1679 | 0.9036 | 7.98 | 0.1408 | 1.10 | 2908 |
| 平均值 | | | | | | 1.40 | 3237 |

(6) MD/CD/MD 结构的本构方程

三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的动态应力-应变曲线在进入屈服阶段之后一直保持明显的应变率效应，同样取塑性变形阶段应变率效应最为显著的应变范围 0.2~0.4 对应的数据，间隔为 0.05。作 $\ln \dot{\epsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\epsilon) - 1]$ 曲线如图 5.14 所示，从图中可以发现绝大多数的数据都比较集中，只有应变为 0.4 对应的数据有所偏离，从图 5.8 中也可以看出静态压缩应力-应变曲线在应变为 0.4 时已经超出应力平台阶段，这也是图 5.14 中偏差出现的原因。对每个应变对应的四个数据点作线性拟合，得到的结果如表 5.12 所示，将误差比较大的应变为 0.4 对应的数据剔除， m 和 C 的平均值分别为 0.77 和 2859，三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的 Perzyna 经验模型如下式所示。

$$\sigma = \sigma_0(\varepsilon) \left[1 + \left(\frac{\dot{\varepsilon}}{2859} \right)^{0.77} \right] \quad (5-16)$$

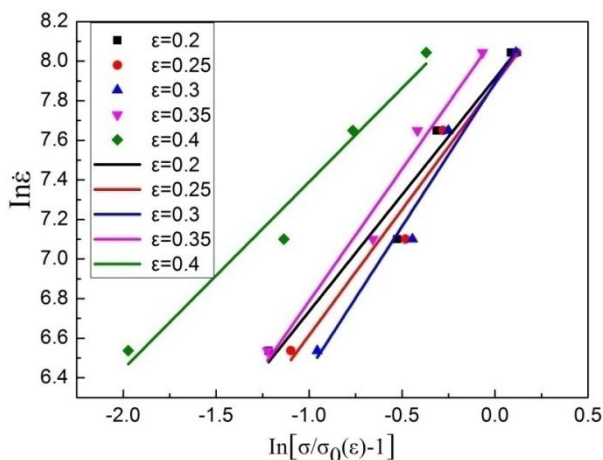


图 5.14 MD/CD/MD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\varepsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon) - 1]$ 关系曲线

表 5.12 MD/CD/MD 结构高应变速率下 $\ln \dot{\varepsilon} - \ln[\sigma/\sigma_0(\varepsilon) - 1]$ 关系曲线线性拟合结果

| 应变 | 斜率 | Standard Error | Adj. R-Square | 截距 | Standard Error | m | C |
|------|------|----------------|---------------|------|----------------|------|------|
| 0.2 | 1.18 | 0.1712 | 0.9393 | 7.91 | 0.1169 | 0.85 | 2735 |
| 0.25 | 1.27 | 0.1731 | 0.9463 | 7.89 | 0.1071 | 0.79 | 2660 |
| 0.3 | 1.45 | 0.1780 | 0.9562 | 7.89 | 0.0970 | 0.69 | 2673 |
| 0.35 | 1.33 | 0.1464 | 0.9648 | 8.12 | 0.1063 | 0.75 | 3367 |
| 0.4 | 0.95 | 0.1116 | 0.9595 | 8.34 | 0.1356 | 1.06 | 2908 |
| 平均值 | | | | | | 0.77 | 2859 |

(7) 各种结构的本构方程误差比较

通过上文求解 Perzyna 经验模型可以发现在线性拟合过程中，有些结构的拟合线斜率和截距比较接近，而有些结构的某些拟合线则偏差较大，以至于在求平均值的过程中必须将其剔除。六种结构的 m 值和 C 值的标准差如表 5.13 所示，标准差能反映一个数据集的离散程度，但是由于各种结构的 m 值和 C 值并不相同，单纯比较他们之间的标准差并不合理，因此引入变异系数 ($C.V$) (变异系数 $C.V = (\text{标准差}/\text{平均值}) \times 100\%$)，从而消除尺度不同的影响，实现客观比较。

从表 5.13 中可以看到 MD/CD 结构 m 值和 C 值的变异系数最小，表明其拟合线的斜率和截距值离散程度最小。MD/MD-B 结构 m 值的变异系数超过了 20%， C 值的变异系数也达到了 15.40%，在所有结构中离散程度最大，其次 MD/MD/MD 结构的 m 值和 C 值的变异系数均超过了 15%，离散程度也较大。MD 和 MD/CD/MD 结构 m 值和 C 值的变异系数均在 10% 左右，处于可以接受的离散程度范围之内。对于 MD/MD-A 结构，其 m 值的变异系数只有 7.2%， C 值的变异系数也只有 10.4%，但其结果是在剔除两组误差较大的数据上得到的，如果将被剔除的两组数据考虑进去，其 m 值和 C 值的变异系数将达到惊人的 41.66% 和 44.34%。

从各种结构的 m 值和 C 值的离散度来看, 夹芯层呈相互垂直方向排列的波纹夹芯结构的 m 值和 C 值的离散程度较小, 比如 MD/CD 和 MD/CD/MD 结构。夹芯层呈相互平行方向排列的波纹夹芯结构的 m 值和 C 值的离散程度较大, 应力-应变曲线上表现为在相同的应变范围内, 应力变化趋势不同, 有的呈平台趋势, 有的上升或下降。这与中间层面板的变形有关, 从 MD/MD 和 MD/MD/MD 结构的静态压缩过程来看, 除了上下面板之外的面板最终都会发生塑性变形, 形状逐渐趋近于波纹夹芯, 制造工艺的误差决定了不可能完全实现相邻两层夹芯层之间位置的准确定位, 比如 MD/MD-A 结构要求上下两层波纹夹芯层相位完全重合, MD/MD-B 结构则要求上下两层波纹夹芯层差半个波长。夹芯层数越多, 这种定位的要求越难实现。此外, 在压缩的过程中, 相邻两层夹芯层在与压缩方向垂直方向上的相对位置也会发生变化, 从而引起面板的变形。相邻波纹夹芯层之间位置及其变形过程中变化的不确定性, 使得面板的变形具有不可预测性, 从而导致上述问题的出现。

表 5.13 六种结构 Perzyna 经验模型中 m 值和 C 值离散度

| 结构 | m | 标准差 | 变异系数/% | C | 标准差 | 变异系数/% |
|----------|------|--------|--------|------|--------|--------|
| MD | 0.95 | 0.0928 | 9.78 | 7407 | 770.62 | 10.40 |
| MD/MD-A | 1.46 | 0.1051 | 7.20 | 1643 | 170.84 | 10.40 |
| MD/MD-B | 1.37 | 0.2796 | 20.41 | 3075 | 473.40 | 15.40 |
| MD/CD | 1.12 | 0.0494 | 4.41 | 3890 | 98.87 | 2.54 |
| MD/MD/MD | 1.40 | 0.2142 | 15.30 | 3237 | 505.38 | 15.61 |
| MD/CD/MD | 0.77 | 0.0669 | 8.69 | 2859 | 340.32 | 11.90 |

5.1.3.2 Perzyna 经验模型验证

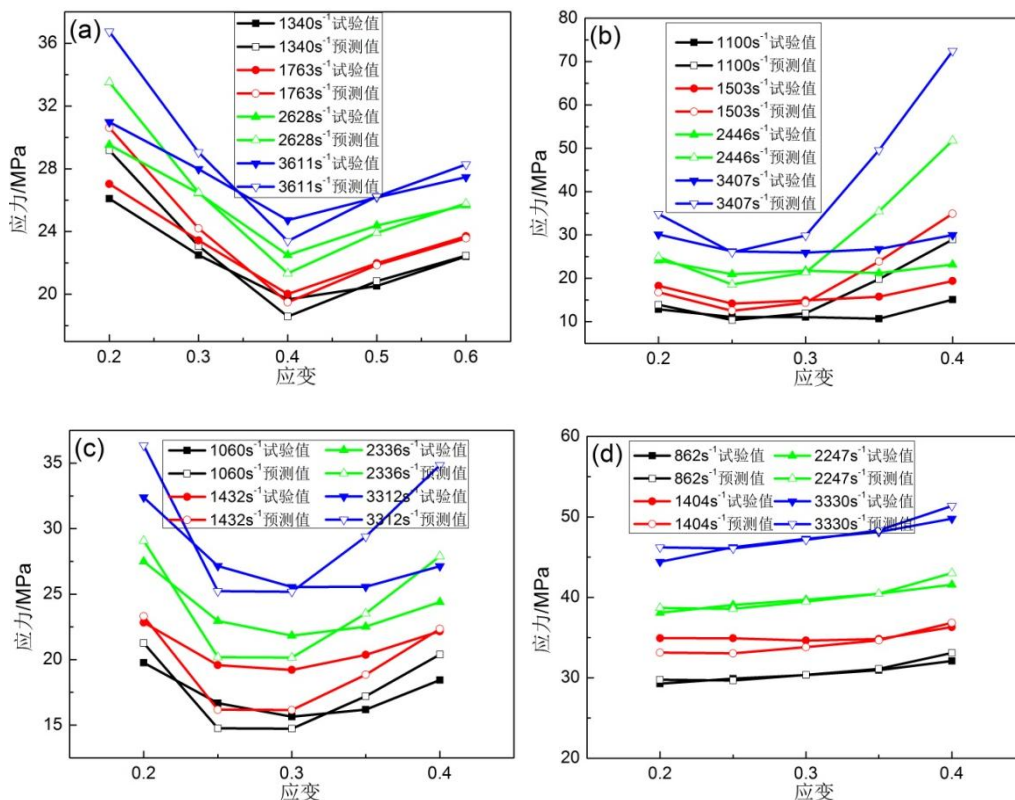
利用所建立的 Perzyna 本构模型可以计算出各种结构在每一个应变值下的应力值, 在此选取建立模型时所用到的应变值, 通过各种结构的本构模型计算出相应的应力, 并与试验值相比较, 如图 5.15 所示。可以发现, 对于 MD 结构, 应变小于 0.3 范围内, 试验值与预测值相差较大, 而当应变超过 0.4 之后, 试验值与预测值之间的吻合度较高。对于 MD/MD-A 结构, 应变大于 0.3 之后, 试验值与预测值之间开始出现明显的分歧, 且随着应变的增大, 差距也越来越大, 尤其是应变速率为 2446s^{-1} 和 3407s^{-1} 时, 预测值超过了试验值两倍之多。MD/MD-B 结构同样在大应变及高应变速率下试验值和预测值差距明显。MD/CD 结构则在所有应变及应变速率下试验值与预测值显示了高度的吻合性, 这也说明所建立的 Perzyna 本构模型可以准确地描述 MD/CD 结构在高应变速率下的应力-应变行为及应变率效应。MD/CD/MD 结构则在应变为 0.25 和 0.4 时试验值与预测值有较明显差距, 在高应变速率下尤其如此。MD/CD/MD 结构试验值与预测值之间的差距基本上保持一致。整体来看, 大应变和高应变速率处的试验值与预测值之间最容易出现明显误差。

为了定量地评价本文所建立的本构方程的准确性, 引入了相关系数(r)和平均相对误差(AARE)等两个标准统计学参数, 其表达式如下式所示。

$$r = \frac{\sum_{i=1}^N (E_i - \bar{E})(P_i - \bar{P})}{[\sum_{i=1}^N (E_i - \bar{E})^2 \sum_{i=1}^N (P_i - \bar{P})^2]^{1/2}} \quad (5-17)$$

$$\text{AARE}(\%) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left| \frac{E_i - P_i}{E_i} \right| \times 100 \quad (5-18)$$

其中, E 为应力实验值, P 为应力预测值, \bar{E} 、 \bar{P} 分别为 E 和 P 的平均值, N 为本文所采用的数据点的个数。相关系数(r)通常用来表示实验值和预测值之间的线性关系, 而平均相对误差则是通过逐个比较相对误差计算得到。实验值和预测值之间的线性关系如图 5.16 所示, 作该图的原则是横坐标和纵坐标尺度范围完全相同, 对所有数据点进行线性拟合, 如果数据点平均分布在拟合线两侧, 并且拟合线斜率越接近 1, 则所有数据点的线性相关性越好。试验值与预测值之间的相关系数和平均相对误差如表 5.14 所示。MD/CD 结构的相关系数达到了 0.99, 平均相对误差只有 1.81%, MD/MD-A 结构的相关系数只有 0.73, 平均相对误差却高达 41.31%。MD/MD/MD 结构的平均相对误差达到了 11.59%。除此以外, 其余四种结构的相关系数均超过 0.9, 平均相对误差均低于 10%, 处于可以接受的范围之内。总体看来, Perzyna 经验本构模型可以基本反映各种结构在高应变速率下的应力-应变行为, 其中 MD/MD-A 结构在应变超过 0.3 之后误差过大。



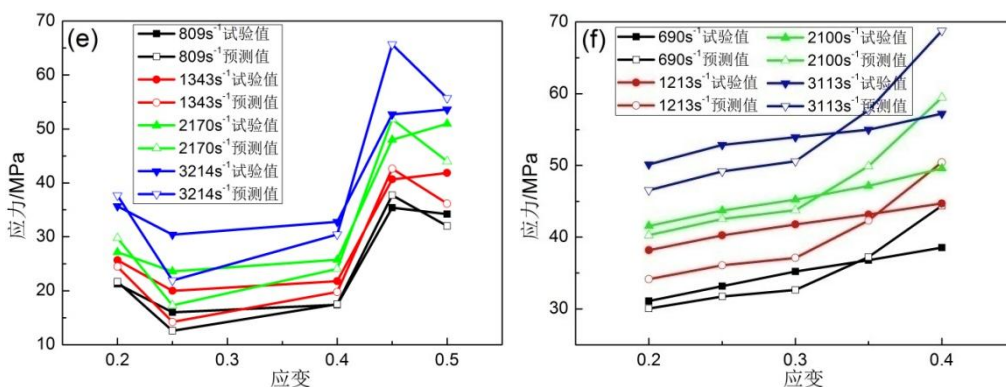
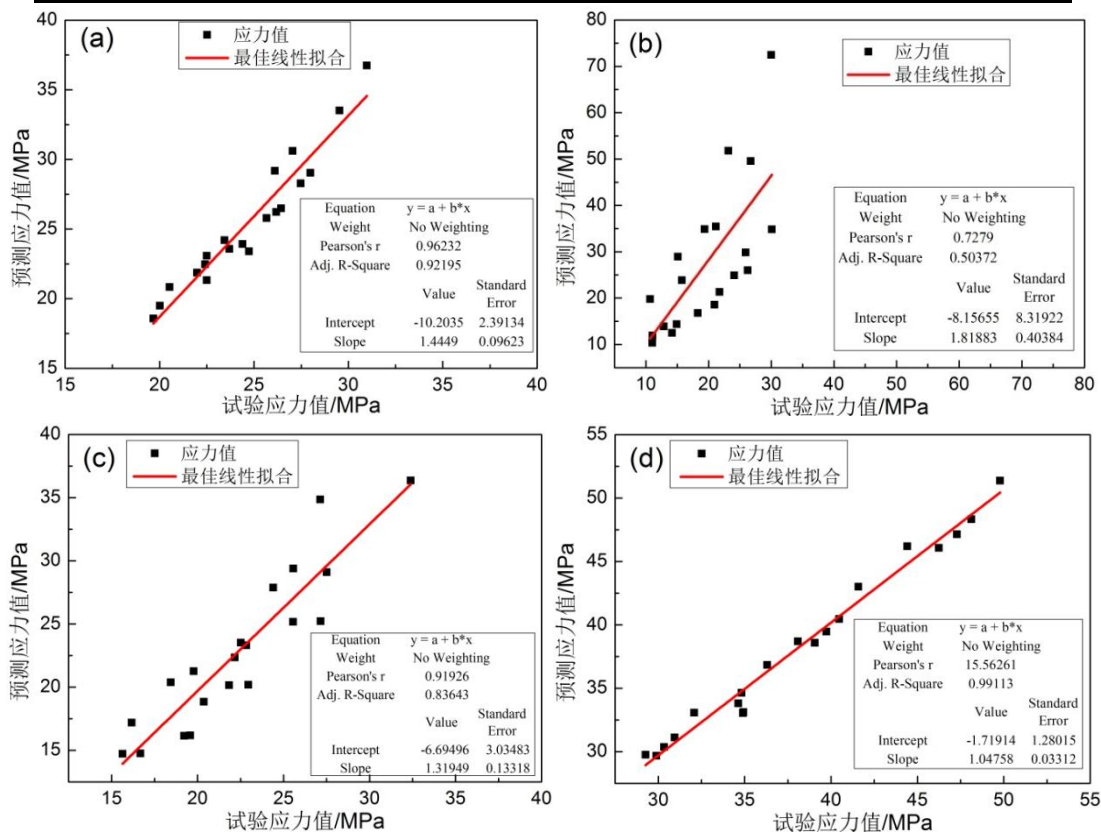


图 5.15 Perzyna 经验模型预测值与试验值比较

(a)MD 结构; (b)MD/MD-A 结构; (c)MD/MD-B 结构; (d)MD/CD 结构; (e)MD/MD/MD 结构; (f)MD/CD/MD 结构

表 5.14 试验值与预测值之间的相关系数和平均相对误差

| 结构 | 相关系数(r) | 平均相对误差(AARE) |
|----------|---------|--------------|
| MD | 0.96 | 4.70% |
| MD/MD-A | 0.73 | 41.31% |
| MD/MD-B | 0.92 | 9.70% |
| MD/CD | 0.99 | 1.81% |
| MD/MD/MD | 0.95 | 11.59% |
| MD/CD/MD | 0.90 | 7.92% |



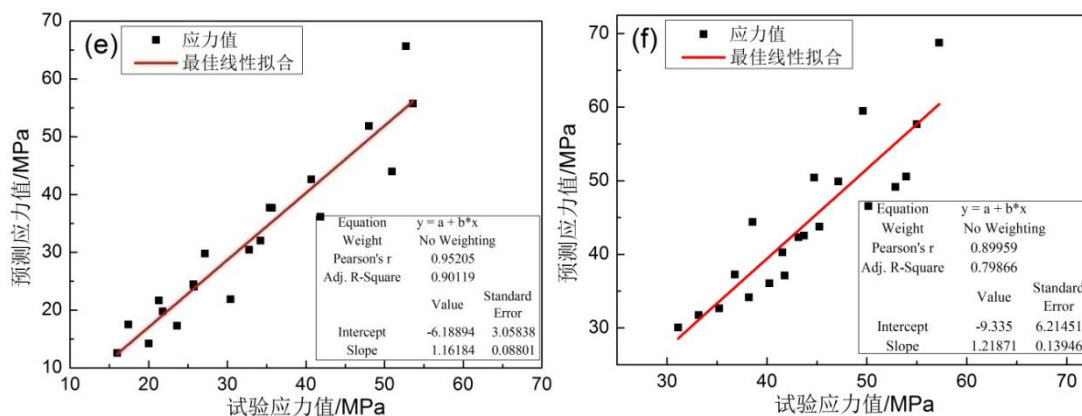


图 5.16 试验值与预测值之间的相关性

(a)MD 结构; (b)MD/MD-A 结构; (c)MD/MD-B 结构; (d)MD/CD 结构; (e)MD/MD/MD 结构; (f)MD/CD/MD 结构

5.1.3.3 Johnson-Cook 本构模型

本文实验均在常温下进行, 尽管不可避免地存在温度软化效应, 但是考虑到钛合金即使在较高温度下机械性能也不会有明显的退化, 因此温度软化效应的影响可以忽略不计, 即 $T=T_r$, 此时式(5-8)所示的 Johnson-Cook 模型变为:

$$\sigma=(A+B\varepsilon^n)(1+C\ln(\dot{\varepsilon}/\dot{\varepsilon}_0)) \quad (5-19)$$

由于 Johnson-Cook 模型中应变, 应变率和温度不相互耦合, 所以可以利用变量分离方法和最小二乘法(线性)从不同应变率下的应力-应变数据中拟合得到模型中的各个参数, 最终得到材料在室温下的本构方程。

(1) MD/CD 结构的 Johnson-Cook 本构方程

式 5-19 中的 $\dot{\varepsilon}_0$ 取 $10^{-3}s^{-1}$, 则可根据应变率为 $10^{-3}s^{-1}$ 时的应力-应变曲线 (如图 5.6 所示) 确定 A 、 B 、 n , 此时可得关系式

$$\sigma=(A+B\varepsilon^n) \quad (5-20)$$

式中 A 即为 MD/CD 波纹夹芯结构在应变速率为 $10^{-3}s^{-1}$ 时的压缩屈服强度。两条曲线的屈服强度分别为 20.10MPa 和 20.60MPa, A 值取平均为 20.35MPa。

对式(5-20)两边分别取对数, 得到式(5-21)

$$\ln(\sigma - A) = n\ln\varepsilon + \ln B \quad (5-21)$$

作 $\ln(\sigma-A)-\ln\varepsilon$ 曲线如图 5.17 所示, 对塑性变形段做线性拟合, 则斜率为 n 值, 截距为 $\ln B$ 。

将线性拟合得到的 A 、 B 、 n 值代入式(5-19)中可得

$$\sigma=(20.35+75.88\varepsilon^{2.13})(1+C\ln(\dot{\varepsilon}/\dot{\varepsilon}_0)) \quad (5-22)$$

取四个不同应变速率下任一应变对应的应力值, 作 $\sigma-\ln(\dot{\varepsilon}/\dot{\varepsilon}_0)$ 曲线, 对其线性拟合,

斜率即为 $C \cdot (20.35 + 75.88\varepsilon^{2.13})$ ，从而可求出 C 值，此处取屈服点处数据及应变范围 0.15~0.5，间隔为 0.05 对应的数据，作 $\sigma - \ln(\dot{\varepsilon} / \dot{\varepsilon}_0)$ 曲线如图 5.18 所示，线性拟合结果如表 5.15 所示，最终获得 C 值平均值为 0.43，标准差为 0.044，变异系数为 10.4%，与 Perzyna 经验模型系数的离散度基本一致。所以 MD/CD 结构的 Johnson-Cook 本构模型可表示如下

$$\sigma = (20.35 + 75.88\varepsilon^{2.13})(1 + 0.43\ln(\dot{\varepsilon} / \dot{\varepsilon}_0)) \quad (5-23)$$

表 5.15 中列出了图 5.18 中拟合曲线的截距值，其范围大约为 -85~-150MPa，而参照式 (5-22) 可以发现 $\sigma - \ln(\dot{\varepsilon} / \dot{\varepsilon}_0)$ 曲线的截距值应该为 $(20.35 + 75.88\varepsilon^{2.13})$ ，大致范围为 21~37MPa，这显然是一个矛盾，而且利用式(5-23)的本构模型预测的应力值要远远高于试验值，据此可以推断 MD/CD 结构在高应变速率下的应力-应变行为并不满足 Johnson-Cook 本构模型，式(5-23)不足以描述 MD/CD 结构在高应变速率下的应力-应变行为。

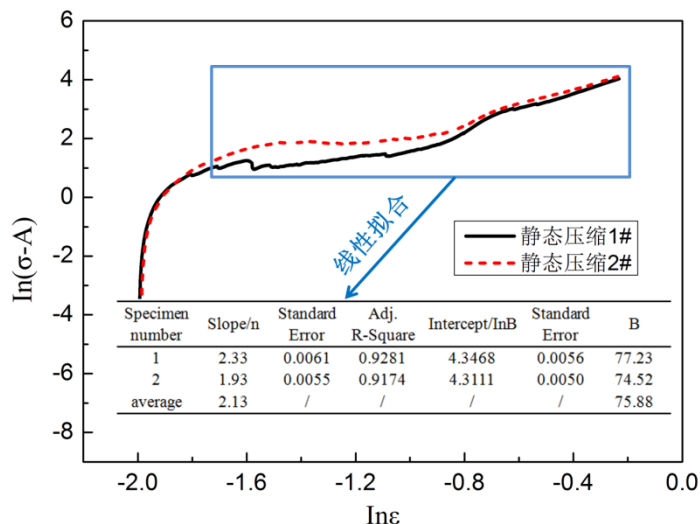


图 5.17 MD/CD 结构静态压缩下 $\ln(\sigma-A) - \ln\varepsilon$ 关系

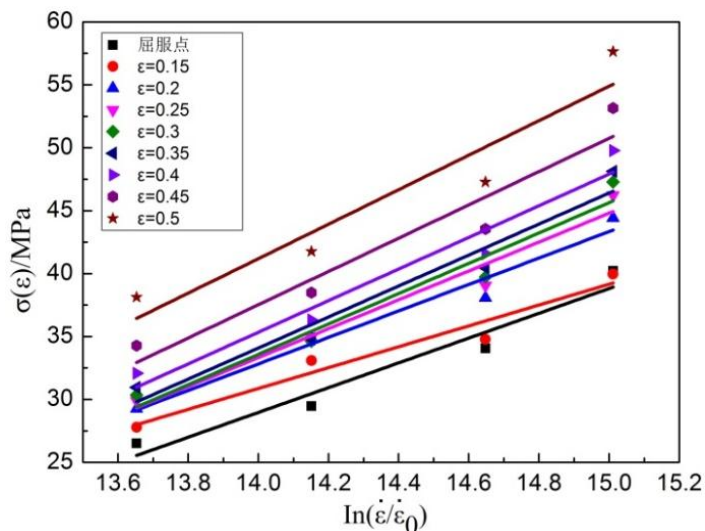


图 5.18 MD/CD 结构高应变速率下 $\sigma - \ln(\dot{\varepsilon} / \dot{\varepsilon}_0)$ 关系曲线

表 5.15 MD/CD 结构高应变速率下 σ - $\ln(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)$ 曲线线性拟合结果

| 应变 | 斜率 | Standard Error | Adj. R-Square | 截距 | C |
|------|-------|----------------|---------------|---------|-------|
| 屈服点 | 9.85 | 1.59 | 0.93 | -108.87 | 0.48 |
| 0.15 | 8.28 | 1.30 | 0.93 | -85.11 | 0.38 |
| 0.2 | 10.52 | 1.31 | 0.95 | -114.52 | 0.46 |
| 0.25 | 11.49 | 1.53 | 0.95 | -127.49 | 0.47 |
| 0.3 | 12.06 | 1.76 | 0.94 | -135.24 | 0.46 |
| 0.35 | 12.32 | 1.91 | 0.93 | -138.44 | 0.43 |
| 0.4 | 12.57 | 2.03 | 0.93 | -140.66 | 0.40 |
| 0.45 | 13.23 | 2.62 | 0.89 | -147.68 | 0.391 |
| 0.5 | 13.71 | 3.05 | 0.86 | -150.68 | 0.36 |
| 平均值 | | | | | 0.43 |

(2) MD/CD/MD 结构的 Johnson-Cook 本构方程

MD/CD/MD 结构两个试样的静态压缩屈服强度分别为 19.47MPa 和 17.71MPa。根据式(5-21)作 $\ln(\sigma-A)$ - $\ln\epsilon$ 曲线如图 5.19 所示。对塑性变形段做线性拟合，则斜率为 n 值，截距为 $\ln B$ 。

将线性拟合得到的 A 、 B 、 n 值代入式(5-19)中可得

$$\sigma=(18.59+109.87\epsilon^{2.00})(1+C\ln(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)) \quad (5-24)$$

取四个不同应变速率下任一应变对应的应力值，作 σ - $\ln(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)$ 曲线，对其线性拟合，斜率即为 $C \cdot (18.59+109.87\epsilon^{2.00})$ ，从而可求出 C 值，此处取屈服点处数据及应变范围 0.15~0.5，间隔为 0.05 对应的数据，作 σ - $\ln(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)$ 曲线如图 5.20 所示，线性拟合结果如表 5.16 所示，最终获得 C 值平均值为 0.41，标准差为 0.045，变异系数 10.96%，与 Perzyna 经验模型系数的离散度非常接近。所以 MD/CD/MD 结构的 Johnson-Cook 本构模型可表示如下：

$$\sigma=(18.59+109.87\epsilon^{2.00})(1+0.41\ln(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)) \quad (5-25)$$

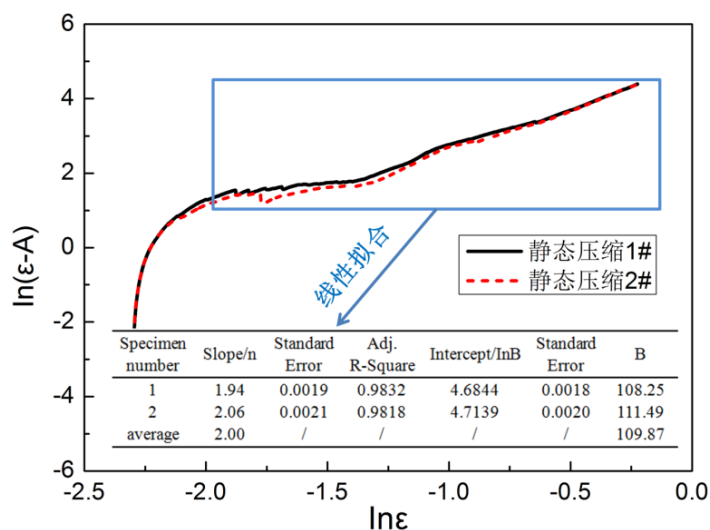


图 5.19 MD/CD/MD 结构静态压缩下 $\ln(\sigma-A)$ - $\ln\epsilon$ 关系

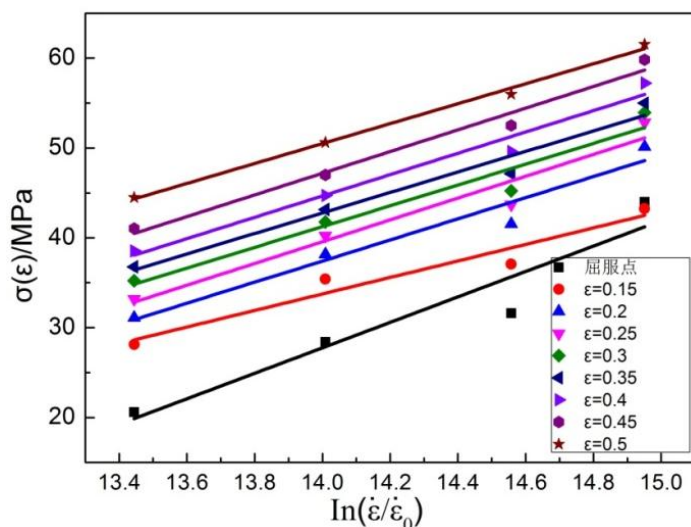


图 5.20 MD/CD/MD 结构高应变速率下 σ - $\ln(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)$ 关系曲线

同样的问题再次出现，即图 5.20 中线性拟合的截距值-95~-170MPa 与理想值 19~46MPa 偏差很大，因而 MD/CD/MD 结构在高应变速率下的应力-应变行为的应变率效应不满足 Johnson-Cook 模型，式(5-25)所示的本构模型不能准确描述 MD/CD/MD 结构在高应变速率下的应力-应变行为。

表 5.16 MD/CD/MD 结构高应变速率下 σ - $\ln(\dot{\epsilon} / \dot{\epsilon}_0)$ 曲线线性拟合结果

| 应变 | 斜率 | Standard Error | Adj. R-Square | 截距 | C |
|------|-------|----------------|---------------|---------|------|
| 屈服点 | 14.17 | 3.10 | 0.87 | -170.64 | 0.50 |
| 0.15 | 9.20 | 1.59 | 0.92 | -95.11 | 0.32 |
| 0.2 | 11.76 | 1.84 | 0.93 | -127.21 | 0.41 |
| 0.25 | 12.13 | 2.01 | 0.92 | -130.31 | 0.43 |
| 0.3 | 11.57 | 1.89 | 0.92 | -120.72 | 0.41 |
| 0.35 | 11.41 | 1.53 | 0.95 | -116.99 | 0.40 |
| 0.4 | 11.87 | 1.35 | 0.96 | -121.50 | 0.42 |
| 0.45 | 12.07 | 1.20 | 0.97 | -121.76 | 0.42 |
| 0.5 | 11.09 | 0.54 | 0.99 | -104.77 | 0.39 |
| | | 平均值 | | | 0.41 |

5.1.4 吸能性能分析

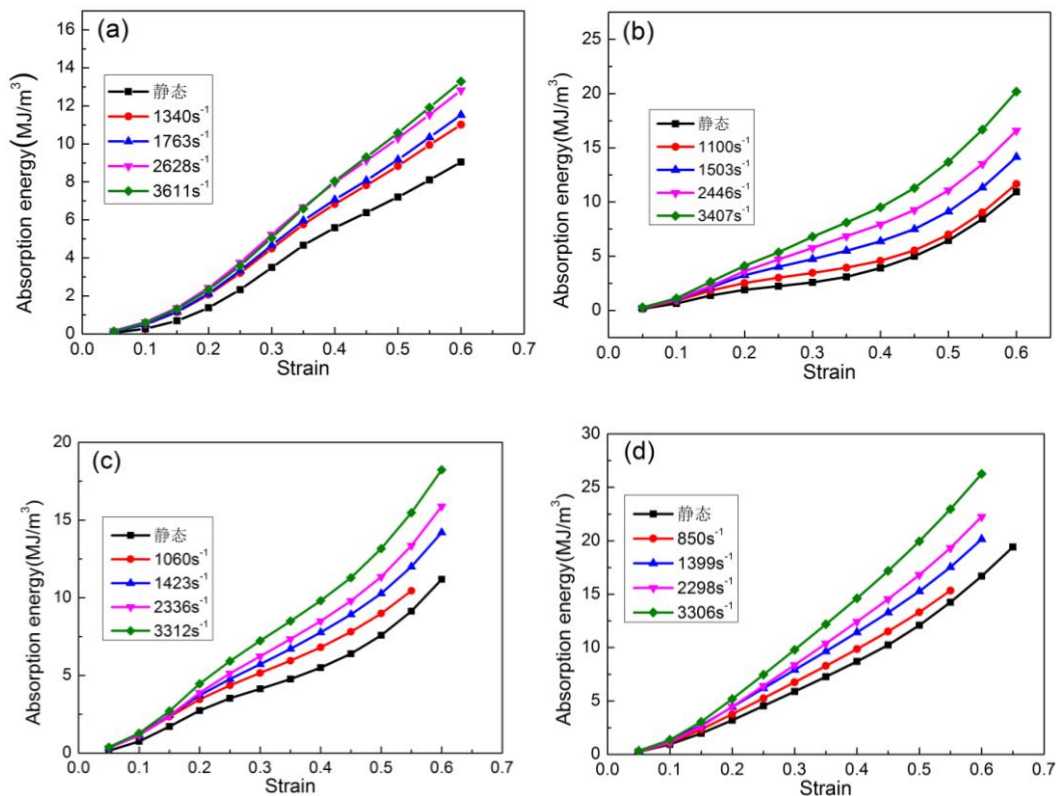
将某一给定的结构变形到指定应变所需要的能量定义为该试样的能量吸收能力，因而单位体积结构应变达到 ϵ_0 时所吸收的能量可以用应力-应变曲线所包围的面积表示，如式(5-26)所示^[221]。我们将 W 定义为这一结构在应变为 ϵ_0 时单位体积吸能能力，因而对于任一结构，其单位体积吸能能力是与应变相关的，而不是一成不变的。

$$W = \int_0^{\epsilon_0} \sigma(\epsilon) d\epsilon \quad (5-26)$$

图 5.21(a)-(f)分别为 MD、MD/MD-A、MD/MD-B、MD/CD、MD/MD/MD、MD/CD/MD 六种波纹夹芯结构在静态及四种不同应变速率条件下单位体积吸能能力。可以看出，每种结

构的单位体积吸能能力均随着应变速率的提高而增加,但是在应变小于 0.1 时,这种现象并不明显,这是因为在应变比较小的阶段,结构基本上处于弹性变形范围内,而弹性变形是没有应变率效应的,从上述几种结构在不同应变速率下的弹性模量可以得到证明。随着变形量的增大,应变率效应开始显现,每种结构单位体积吸能能力也有所提高,提高的幅度则与结构的动态应力对应变速率的敏感程度而定。

相比于同一种结构在不同应变速率下的单位体积吸能能力,我们也关注不同结构在相同冲击速度下单位体积吸能能力的差异。图 5.22(a)-(d)分别是四个不同冲击速度下六种结构单位体积吸能能力的比较,这里我们选取了应变分别为 0.2、0.3、0.4 和 0.5 时单位体积吸能能力作比较。可以发现,在应变比较小,比如 0.2 的时候,每种结构的单位体积吸能能力差异不大,在四种冲击速度下均是如此。随着变形量的增加,不同结构之间单位体积吸能能力的差异越来越明显。取应变为 0.5 的情况进行分析的话,无论哪个冲击速度下,MD/CD/MD 结构单位体积吸能能力均在六种结构中最强,其次是 MD/CD 结构,这个结果与上一章解释波纹夹芯结构压缩失效机制时的预测相一致,即这两种结构能够充分发挥波纹夹芯层的变形吸能优势,并且还有中间层面板的变形与之相协调,再加上结构本身对于应变速率的敏感性,其单位体积吸能能力显然高于其他四种结构。另外四种夹芯层单向排列的波纹夹芯结构,其单位体积吸能能力并没有表现出明显的规律,但整体趋势是随着波纹夹芯层数的增加而提高,尤其是在大应变及高冲击速度条件下,因为夹芯层数多,所以变形机制相对复杂,在高应变速率下的变形应变率效应更明显。



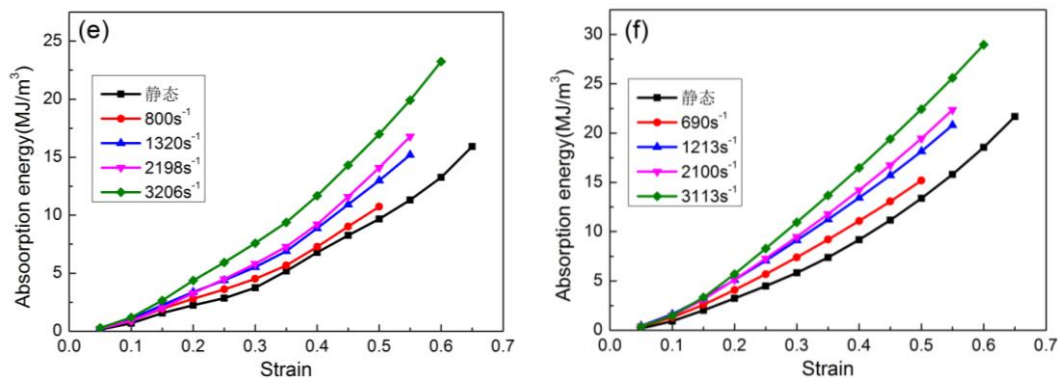


图 5.21 各种结构高应变速率下单位体积吸能能力

(a)MD 结构; (b)MD/MD-A 结构; (c)MD/MD-B 结构; (d)MD/CD 结构; (e)MD/MD/MD 结构; (f)MD/CD/MD 结构

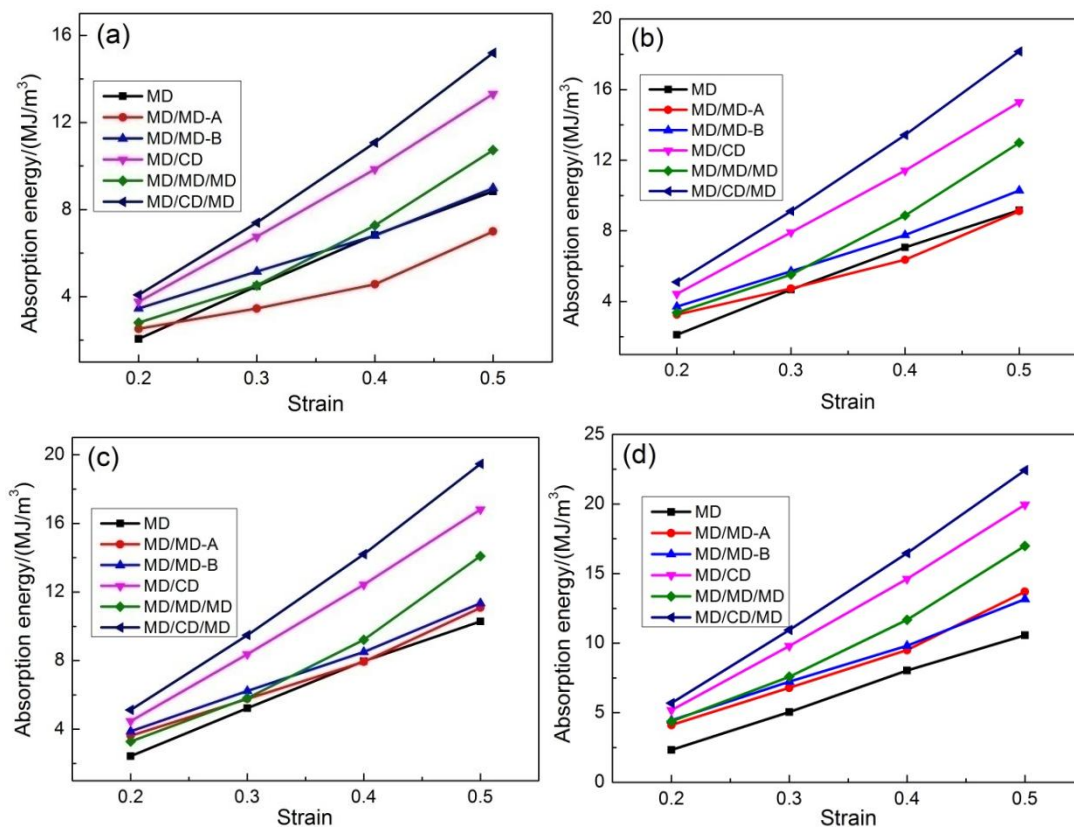


图 5.22 不同冲击气压下各种结构单位体积吸能能力

(a)0.1MPa; (b)0.15MPa; (c)0.25MPa; (d)0.4MPa

5.2 低速冲击理论与试验研究

服役于航空领域的波纹夹芯结构所遭受的低速冲击主要包括飞机起飞降落阶段鸟撞、碎石撞击、跑道上的碎片残骸撞击等,这些冲击可能会对波纹夹芯结构造成整体或局部的破坏,包括面板屈服破裂、面板和夹芯分层、夹芯层压溃甚至整个结构被击穿^[222]。对于低速冲击性能的研究,从试验方面,主要通过落锤试验给予波纹夹芯结构不同冲击能量,来测试其在

各种冲击能量下的响应,考察其冲击吸能特性。在理论方面,不少学者开展了相关研究,主要是基于 Hertz 理论基本模型, Winkler 地基模型和质量-弹簧模型。对于数值模拟方面,研究的人比较多,不管是金属夹芯或者是复合材料夹芯结构。由于很难从微观角度对波纹夹芯结构低速冲击过程进行观察,所以数值模拟是一个非常好的手段去揭示其变形机理。

5.2.1 冲击性能理论分析

5.2.1.1 Hertz 理论基本模型

在一定的载荷作用下,相互接触的物体开始在接触点附近发生相应的变形,但其接触面积相对物体的整体尺寸来说还是比较小的。对于两个物体之间发生接触,最开始接触主要是一个点或沿着一条线。

假设两个物体的接触面是光滑的,相互接触的面积扩大方式是以轴对称形式展开的。可以取初始点作为圆柱坐标(r, θ, z)的极点。令 z 轴沿接触面的法向,则 z 面为两个物体在接触处的共同切平面。由几何分析可知,接触处两个物体表面的剖面形状可以近似的表示为:

$$\begin{cases} z_1 = \frac{r^2}{2R_1} \\ z_2 = \frac{r^2}{2R_2} \end{cases} \quad (5-27)$$

其中, R 代表原点处的曲率半径。

为了得到相应的应力分布情况和由接触力引起的位移分布,首先应该确定接触面的大小和形状,以及作用在它上面的法向压力分布。

对于 Hertz 理论有如下几条假设:

- (1) 接触体是各向同性和弹性的
- (2) 接触面基本保持平面,与物体未发生变形时交界面附近的曲率半径相比,接触面是很小的。
- (3) 接触面是完全光滑且没有摩擦的,所以只需要考虑法向压力即可。

基于以上各条假定,就可以进行相应的弹性分析。对于 Hertz 理论主要由以下几条结论:

- (1) 当两个球面由于力 P 的作用发生接触时,接触产生的压力分布在半径为 a 的小圆内,其中 a 可由下式确定^[223,224]

$$a = \left(\frac{3PR}{4E^*} \right)^{1/3} \quad (5-28)$$

这里等效杨氏模量 E^* 和等效半径 R 定义如下^[225]:

$$\begin{cases} E^* = \left(\frac{1-\nu_1^2}{E_1} + \frac{1-\nu_2^2}{E_2} \right)^{-1} \\ R = \left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right)^{-1} \end{cases} \quad (5-29)$$

其中 E , ν 和 R 分别表示杨氏模量、泊松比和球的半径, 下标 1 和 2 分别表示不同的球。最大相互接触力为

$$\sigma_0 = \frac{3P}{2\pi a^2} = \left(\frac{6PE^{*2}}{\pi^3 R^2} \right)^{1/3} \quad (5-30)$$

它作用于接触圆的中心。在半径为 a 的接触圆上, 压力的分布情况可表示为^[226,227]

$$\sigma_z(r) = \sigma_0 \left[1 - \left(\frac{r}{a} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (5-31)$$

由于接触力 P 引起的两个弹性球中心的相对位移 δ

$$\delta = \frac{a^2}{R} = \left(\frac{9P^2}{16E^*R} \right)^{1/3} \quad (5-32)$$

这个关系也可以被描述成 $P=k^*\delta^{3/2}$, 式中, $k^*=4E^*R^{1/2}/3$ 为接触刚度。

(2) 当球面在接触压力 P 作用下与一个平面发生接触时, 此时若假定两个球体具有相同的弹性模量 E , 且作为 (1) 的一种特殊情况, 可以近似认为 $R_2 = \infty$, $\nu=0.3$, 则 $E^*=0.55E$, 并可得到下式:

$$\begin{cases} a = 1.089 \left(\frac{PR}{E} \right)^{1/3} \\ \sigma_0 = 0.388 \left(\frac{PE^2}{R^2} \right)^{1/3} \\ \delta = 1.230 \left(\frac{P^2}{E^2R} \right)^{1/3} \end{cases} \quad (5-33)$$

(3) 如果刚弹性体在压力 P 作用下与一个弹性表面发生接触, 则作为 (1) 的特殊情况, 近似认为 $R_2 = \infty$ 和 $R_1 = \infty$ 并有下式:

$$\begin{cases} a = 0.880 \left(\frac{PR}{E} \right)^{1/3} \\ \sigma_0 = 0.616 \left(\frac{PE^2}{R^2} \right)^{1/3} \\ \delta = 0.775 \left(\frac{P^2}{E^2R} \right)^{1/3} \end{cases} \quad (5-34)$$

(4) 在载荷 P 作用下当两个圆柱体发生接触, 如果接触为线性接触, 接触宽度的一半可表示为

$$a = \left(\frac{4PR}{\pi E^*} \right)^{1/2} \quad (5-35)$$

其中 E^* 和 R 如前面所定义。最大接触压力为

$$\sigma_0 = \frac{2P}{\pi a} = \frac{4}{\pi} \sigma_{zm} = \left(\frac{PE^*}{\pi R} \right)^{1/2} \quad (5-36)$$

这里 σ_{zm} 是接触区域内的平均法向应力。

5.2.1.2 Winkler 地基模型

在研究弹性接触应力理论时出现了一定的困难, 其主要是因为接触面上的点的位移主要依赖于整个接触区域的压力分布情况。但是如何可以避免这个困难, 只要我们简单地用 Winkler 弹性地基而不是弹性半空间来模拟固体, 即可以对此问题做出比较好的简化。一个刚性基础上, 被一个轴对称刚性压头压入。将一个厚度为 h 、弹性模量为 k 的弹性地基放置于此刚性基础上。压头截面取为被模拟的两个固体剖截面的和, 此两固体分别具有半径 R_1 和 R_2 。压头的剖面可以通过下面的式子计算出

$$z(r) = z_1 + z_2 = \frac{r^2}{2} \times \left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) = \frac{r^2}{2R} \quad (5-37)$$

对于轴对称的情况, 在力 P 作用下压缩, 接触区将发展成为半径为 a 的圆形区域, 可以证明有

$$P = \frac{\pi}{4} \times \left(\frac{ka}{h} \right) \times \frac{a^3}{R} \quad \delta = \frac{a^2}{2R} \quad (5-38)$$

而对于一个长圆柱体在 Winkler 地基上的二维接触, 则有

$$P = \frac{2}{3} \times \left(\frac{ka}{h} \right) \times \frac{a^2}{R} \quad \delta = \frac{a^2}{2R} \quad (5-39)$$

式(2-37)和式(2-38)提供了作用力和接触区大小之间的关系。将它们与 Hertz 理论的结果比较, 如果对轴对称情况取 $K/h=1.18E^*/a$, 两种结果就能取得一致。

(1) 法向接触中塑性屈服的发生

依据 Hertz 理论分析更详细应力时可以知道, 最大剪应力发生的位置不是发生在接触面上, 而是在它下面的某个位置。因此, 在圆柱体二维接触的情况下, 应用 Tresca 屈服条件发现^[228]当最大接触力达到式(5-40)给出的值时, 屈服开始于表面下 $0.78a$ 处的一个点

$$(\sigma_0)_y = 1.67Y \quad (5-40)$$

其中, Y 表示在单向拉伸下的屈服应力。初始屈服时的单位长度载荷为

$$P_y = \frac{\pi R}{E^*} (\sigma_0)_y^2 = 8.76 \frac{Y^2 R}{E^*} \quad (5-41)$$

如果采用 Von Mises 屈服条件, 屈服载荷略高一些, 式(5-41)中的系数将为 10.1。

在球体轴对称接触的情况下, 应用 Tresca 屈服条件发现, 当最大接触压力达到式(5-41)值时, 屈服开始于表面下 $0.78a$ 处的一个点

$$(\sigma_0)_y = 1.60Y \quad (5-42)$$

对应于初始屈服的载荷为

$$P_y = \frac{\pi^2 R^2}{6E^{*2}} (\sigma_0)_y^3 = 6.74 \frac{Y^3 R^2}{E^{*2}} \quad (5-43)$$

(2) 弹塑性压陷

当塑性区较小, 未超过屈服点时, 此时塑性应变仍然与周围的弹性应变处于同一量级, 即此时压头还是完全被弹性材料所包围, 压头挤出的材料被周围材料的弹性变形所容纳。当压陷进一步发展时, 压头下方所产生的膨胀不可避免的要求压力增加。最终塑性区扩展到自由面上, 挤出的材料以塑性流动的方式自由流动到压头的侧边。当采用理想刚塑性模型时, 这种近似于无约束的变形模式可以用滑移线场方法分析^[228]。应用这种分析可知, 如果有下式:

$$\sigma_{zm} = cY \quad (5-44)$$

则将发生这种无约束塑性流动 (即完全塑性变形), 上式中 σ_{zm} 为接触区域内的平均法向压力, c 的值大约为 3, 它取决于压头的几何形状和界面的摩擦。事实上, 在塑性屈服开始时, 接触区的平均法向压力 $\sigma_{zm} \approx Y$, 即在式中 c 约等于 1, 约束塑性变形大约发生在 $1 \leq c \leq 3$ 时。

在最近几十年里, 应用各种近似分析模型和有限元数值模拟, 对于压陷引起的弹塑性应力场和位移场得到了许多有用的结果^[223]。特别是, 如果假定在完全塑性应变状态下压痕边缘既不隆起也不下陷, 则有

$$\frac{P}{P_y} = 5.5 \frac{\delta}{\delta_y} \quad (5-45)$$

其中 $P_y = 3.0Y$, δ_y 与 P_y 的关系可由式(5-32)给出。应当注意到, 完全塑性变形状态只有当 P 非常大时才会达到。

在弹性变形阶段 P 与 $\delta^{3/2}$ 成正比, 而在完全塑性变形阶段 P 与 δ 成正比。因此可以估计, 在约束塑性变形阶段 P 与 δ^q 成正比, q 在 1.5~1.0 之间变化^[224,229,230]。即使在加载时出现大的塑性变形, 也可以想到卸载是完全弹性的。Tabor^[231]对这个假定做了简单的核查, 得到弹性恢复位移 δ' 与最大载荷 P 之间关系为

$$\frac{P}{P_y} = 0.38 \left(\frac{\delta'}{\delta_y} \right)^2 \quad (5-46)$$

由以上分析, 可以估计在加载至完全塑性状态后的残余压陷为

$$\delta_f = \delta - \delta' = \left(0.182 \frac{P}{P_y} - 1.62 \sqrt{\frac{P}{P_y}} \right) \times \delta_y \quad (5-47)$$

此时只有当 P/P_y 比较大时, 如 $P/P_y > 100$ 时才可用。

(3) 刚性圆球对薄板的压陷

考虑厚度为 h 的薄板放置于平坦的刚性基础上, 被半径为 R 的刚性圆球压入。如果变形保持在弹性范围内, 则这个问题类似于前面提到的 **Wrinkler** 地基压陷, 地基的弹性模量可以取为薄板的弹性模量, 即 $k=E$ 。于是, 应用式(5-38), 得到载荷 P 和位移 δ 之间的关系为

$$P = \frac{\pi ER}{h} \delta^2 \quad (5-48)$$

当最大压缩应变 δ/h 达到屈服应变 ε_y 时, 即当 $\delta = \delta_y = h\varepsilon_y = Yh/E$ 时, 开始发生屈服。因此屈服载荷为

$$P_y = \frac{\pi Y^2 h R}{E} \quad (5-49)$$

当压陷继续进行时, $\delta > \delta_y$, 在压头下方出现弹塑性应力分布。如果材料是理想弹塑性的, 弹塑性边界在 $r=a_y$ 处, 该处的垂直位移为 $u_z = \delta_y$ 。因为 $u_z(r) = \delta[1 - (r/a)^2]$, 下述关系必须成立

$$\left(\frac{a_y}{a} \right)^2 = 1 - \frac{\delta_y}{\delta} \quad (5-50)$$

其中 $\delta_y = Yh/E$ 。

应力分布可以表示为

$$\sigma_z(r) = \begin{cases} Y & \text{塑性区 } 0 \leq r \leq a_y \\ Eu_z/h = E\delta[1 - (r/a)^2]/h & \text{弹性区 } a_y \leq r \leq a \end{cases} \quad (5-51)$$

因此可以计算出接触力为

$$P = 2\pi \int_0^{a_y} Yrdr + 2\pi \int_{a_y}^a E\delta[1 - (r/a)^2]rdr = \pi YR(2\delta - \delta_y) \quad (5-52)$$

当 $\delta \geq \delta_y = Yh/E$ 时成立。联合式(5-48)、(5-49)和(5-52)有

$$\frac{P}{P_y} = \begin{cases} \left(\frac{\delta}{\delta_y} \right)^2 & \delta \leq \delta_y \\ 2 \frac{\delta}{\delta_y} - 1 & \delta \geq \delta_y \end{cases} \quad (5-53)$$

事实上, 如果采用理想刚塑性材料模型, 则这个关系可以简化为 $P/P_y=2\delta/\delta_y$ 。在卸载过程中, 只有弹性应变被恢复。如果记卸载发生前一刻最大压陷位移为 δ_m , 则当压头回弹到 $\delta[\delta < \delta_m]$ 时, 释放的弹性应力为

$$\sigma'_z = \begin{cases} E(\delta - \delta_m)/h & 0 \leq r \leq a \\ Eu_z/h = E\delta_m[1 - (r/a_m)^2]/h & a \leq r \leq a_m \end{cases} \quad (5-54)$$

其中 a_m 为卸载前接触圆的半径, 所以 $a_m^2=2R\delta_m$, 并有 $a_m^2 - a^2 = 2R(\delta_m - \delta)$ 。从式(5-53)中减去式(5-54)的积分, 得到卸载过程中的载荷-位移关系为

$$\frac{P}{P_y} = \begin{cases} \left(\frac{\delta}{\delta_y}\right)^2 & \delta_m \leq \delta_y \\ \left(\frac{\delta}{\delta_y}\right)^2 - \left(\frac{\delta_m}{\delta_y} - 1\right)^2 & \delta_m \geq \delta_y \end{cases} \quad (5-55)$$

当载荷完全移去, 即 $P=0$ 时, 最终的残余压陷为

$$\delta_f = \begin{cases} 0 & \delta_m \leq \delta_y \\ \delta_m - \delta_y & \delta_m \geq \delta_y \end{cases} \quad (5-56)$$

(4) 压陷引起的能量耗散

在讨论压缩变形时, 如果压缩的变形进入到塑性阶段, 也就是接触力及压陷深度分别达到 P_m 和 $\delta_m (> \delta_y)$ 时, 则相应的接触力 P 在加载过程中所做的功可以由式(5-53)的积分得到

$$W(P)_{loading} = P_y \delta_y \left[\frac{1}{3} - \frac{\delta_m}{\delta_y} + \left(\frac{\delta_m}{\delta_y}\right)^2 \right] = P_y \delta_y \times \frac{1}{12} \left[1 + 3\left(\frac{P_m}{P_y}\right)^2 \right] \quad (5-57)$$

这里 P_m 和 δ_m 遵循了式 (5-53) 所给出的 P 和 δ 之间存在的线性关系。类似的, 卸载过程所做的功可以由式 (5-55) 计算得到。

$$W(P)_{unloading} = P_y \delta_y \left(\frac{2}{3} - \frac{\delta_m}{\delta_y} \right) = \frac{P_y \delta_y}{6} \left[1 - 3\left(\frac{P_m}{P_y}\right)^2 \right] \quad (5-58)$$

所以在完成加载和卸载后净耗散的塑性能量为

$$D_{local} = W(P)_{loading} + W(P)_{unloading} = P_y \delta_y \left[1 - \left(\frac{\delta_m}{\delta_y}\right)^2 \right] = P_y \delta_y \times \frac{1}{4} \left[1 - \left(\frac{P_m}{P_y}\right)^2 \right] \quad (5-59)$$

5.2.1.3 冲击弹簧质量模型

通常, 准静态载荷作用下结构整体变形可以相对容易地应用分析方法、试验或者数值模拟求出, 进而可以将这种准静态下的力-变形行为近似认为质量-弹簧系统中弹簧的性质。一个弹体对结构的撞击引起线动量的立即转化, 使得弹体部分初始动能在瞬间损失。从能量观点, 能量损失, 即在压缩相期间储存在可变形质点 (或者接触弹簧) 内的能量为^[232,233]

$$D = K_{loss} = K_0 - K_c = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{G} + \frac{1}{m_s} \right)^{-1} V_0^2 = \frac{m_s}{G + m_s} K_0 \quad (5-60)$$

这里 G 是弹体质量, $K_0 = GV_0^2/2$ 是初始速度为 V_0 的弹体的初始动能。所以, 在建立质量-弹簧模型时主要困难在于求出结构的等效质量 m_s 。

如果结构的动力响应含有很大部分的弹性变形, Wu 和 Yu^[234] 建议可以令质量-弹簧系统的基本频率等于结构的弹性振动基本频率, 以此求出质量-弹簧模型的等效质量 m_s 。如果结构整体动力响应为刚塑性行为所支配, 则等效质量可以根据其破损机构计算。例如, 考虑中点受撞击的简支梁, 其刚塑性破损机构为两个半梁绕位于中点的塑性铰转动。如果作用于中点的力为 P , 它在该点产生的加速度为 a , 则半根梁绕支座转动的运动方程为

$$\frac{1}{2} PL - M_p = \frac{1}{3} \rho L^2 \ddot{\theta} = \frac{1}{3} \rho L^3 \frac{a}{L} \quad (5-61)$$

此时可以重新写成

$$P - P_s = \frac{2}{3} \rho La = m_s a \quad (5-62)$$

其中, $P_s = 2M_p/L$ 为该梁的准静态塑性极限载荷。由此可见, 整个梁的等效质量为 $m_s = 2\rho L/3$, ρ 为单位梁长的质量。注意, 这正好是全梁质量($2\rho L$)的 $1/3$ 。此理论同样适用于四边固定的板受冲击时的状态。

对于无限小可变形质点或接触弹簧的力学性质可以由 5.3.1.1 和 5.3.1.2 节给出的压陷分析得出。例如, 当分析一个梁或板收到刚性球撞击时, 可以用式(5-52)和(5-54)来分别具体确定在加载和卸载阶段无限小可变形质点的性质。

如果在短暂的碰撞过程中 (即在 $0 \leq t \leq t_f$ 内, t_f 为碰撞时间), 只要压陷关系给定, 弹体在碰撞压缩过程中动能损失完全有理由归因于压陷引起的局部能量耗散^[235]。例如, 对于刚性球与薄板的碰撞, 令式(5-60)等于式(5-57)得到

$$D = \frac{m_s}{G + m_s} K_0 = W(P)_{unloading} = P_y \delta_y \times \frac{1}{12} \left[1 + 3 \left(\frac{P_m}{P_y} \right)^2 \right] \quad (5-63)$$

因此, 碰撞过程中的最大接触力为

$$P_m = P_y \sqrt{\frac{2m_s G V_0^2 E^2}{\pi(G + m_s) Y^3 h^2 R} - \frac{1}{3}} = \sqrt{\frac{2\pi Y R m_s G V_0^2}{G + m_s} - \frac{1}{3} \left(\frac{Y^2 h R}{E} \right)^2} \quad (5-64)$$

它与七个参数有关: E 、 Y 、 h 、 R 、 G 、 V_0 和 m_s 。相应的压入深度为

$$\delta_m = \delta_y \times \frac{(P_m / P_y + 1)}{2} = \frac{Yh}{2E} \times \left(\frac{P_m}{P_y} + 1 \right) \quad (5-65)$$

由以上知, 联合碰撞过程分析和准静态压陷分析, 我们能够估计碰撞在结构上引起的局部效应, 包括最大接触力、最大局部变形和这个局部变形所耗散的能量。

本文研究的钛合金波纹夹芯结构在静载下严重变形, 可以用等效的弹簧-质量离散动态

系统进行描述。弹簧质量模型，认为如果质量块的质量大于板质量的 3.5 倍^[236]，板的质量可以被忽略，主要考虑的有相应的接触、弯曲、剪切和膜刚度。由于夹芯板较厚，所以不可能有膜力，所以膜刚度可以忽略。为了简化问题，假设只有正向的冲击。下一步应该讨论相应的局部和整体的刚度。通常的做法是分离局部刚度和整体刚度，但是这样就忽略了局部刚度和整体刚度的耦合。当波纹夹芯结构四边夹紧，冲击过程中，它经历了整体和局部的变形^[237]。局部变形主要包括面板的凹陷和芯子的挤压，整体的变形主要是整个板的弯曲和剪切变形，其变形量分别为^[20]

$$\omega_{\text{弯曲}} = \frac{P}{K_b} \left[1 - \left(\frac{r}{R_p} \right)^2 + \frac{2(1+\mu)}{(3+\mu)} \left(\frac{r}{R_p} \right)^2 \ln \frac{r}{R_p} \right] \quad (5-66)$$

对于 $r \leq R_c$

$$\omega_{\text{剪切}} = \frac{P}{K_s} \left[1 - \frac{r^2}{R_c^2 (1 + 2 \ln(R_p / R_c))} \right] \quad (5-67)$$

对于 $r \geq R_c$

$$\omega_{\text{剪切}} = \frac{P}{K_s} \frac{2 \ln(R_p / r)}{1 + 2 \ln(R_p / R_c)} \quad (5-68)$$

其中 K_b 为波纹夹芯结构的弯曲刚度， K_s 为剪切刚度， R_c 为冲头与夹芯板接触区域半径， R_p 为方形受冲击板半边长。

5.2.2 落锤冲击试验研究

试验所用的试样尺寸为 150mm×100mm，试样分为 MD/CD 双层结构和 MD/CD/MD 三层结构。实验设备为 Instron 9350 型数字化落锤试验机，整套装置由落锤、导轨套筒、支撑支座、电磁阀开关、数据采集系统组成。落锤的顶部半圆的直径为 12.7mm，锤体的质量为 2.5Kg。试样四边固支在底部支座上。机器可以实时记录冲击能量、力、位移、冲击速度和时间等数据。通过改变落锤的下落高度，获得不同的冲击能量，分别为 5J、20J、45J，对应的冲击速度分别为 2m/s、4m/s 和 6m/s，所有的试验均在室温下进行，如图 5.23 所示。



图 5.23 落锤冲击装置及示意图

5.2.3 落锤冲击试验结果与分析

5.2.3.1 MD/CD 双层结构落锤冲击结果与分析

图 5.24(a)-(d)分别是 MD/CD 双层波纹夹芯结构接触力、冲头速度、冲头位移及吸收能与时间之间的关系。在冲击速度为 2m/s、4m/s 和 6m/s 时，冲头所受的峰值力分别为 3149N、6544N 和 7502N，可以发现冲击速度为 4m/s 和 6m/s 时的峰值冲击力差别不大，结合图 5.25(b)和(c)所示的波纹夹芯结构冲击后的形态，可以发现上面板均发生开裂，下面板均发生较大塑性变形，这说明在冲击速度为 4m/s 时，已经接近双层波纹夹芯结构对于冲头的阻力极限了，因而将冲击速度提高到 6m/s 后，双层波纹夹芯结构对于冲头的阻力并不会增加过多。冲击速度为 2m/s 时，夹芯结构的变形量很小，冲击峰值力也远低于其他两种状况。从图 5.24(b)中可以看出在冲击速度为 2m/s、4m/s 和 6m/s 时，冲头速度达到 0，即夹芯结构的变形量达到最大时的时间分别为 2.535ms、2.561ms 和 2.943ms，对应的最大位移分别是 3.28mm、6.64mm 和 10.17mm，如图 5.24(c)所示。图 5.24(d)是冲击速度为 2m/s、4m/s 和 6m/s 时的能量吸收情况，因为落锤试验机本身并不具备计算波纹夹芯结构变形储能及其他耗散能的能力，但是可以实时获得冲头的速度，因而其将记录的冲头开始时的动能减去冲头实时的动能数据作为夹芯结构吸收的能量。在三种冲击速度下，初始冲击能量分别为 5J、20J 和 45J，最终夹芯结构吸收的能量分别为 4.43J、15.57J 和 40.79J，吸收率分别为 88.60%、77.85%和 90.64%。值得关注的是 MD/CD 波纹夹芯结构在 4m/s 冲击速度下的失效方式，不仅仅是一个凹痕，而是在凹痕的两段各延伸出一段条状凹痕，对条状凹痕的宽度测量之后发现与波纹夹芯层的波长相近，这是因为冲击位置正好处于波纹夹芯结构面板悬空的位置，而夹芯层与面板接触的位置对面板起到了很好的支撑作用，无支撑位置则出现了类似凹痕。这也是图 5.24(a)中 4m/s 和 6m/s 时，冲头所受的峰值力比较接近的另一个原因，即面板发生了更大面

积的变形，给予冲头更大的阻力，但是这种情况显然是我们不愿意看到的。

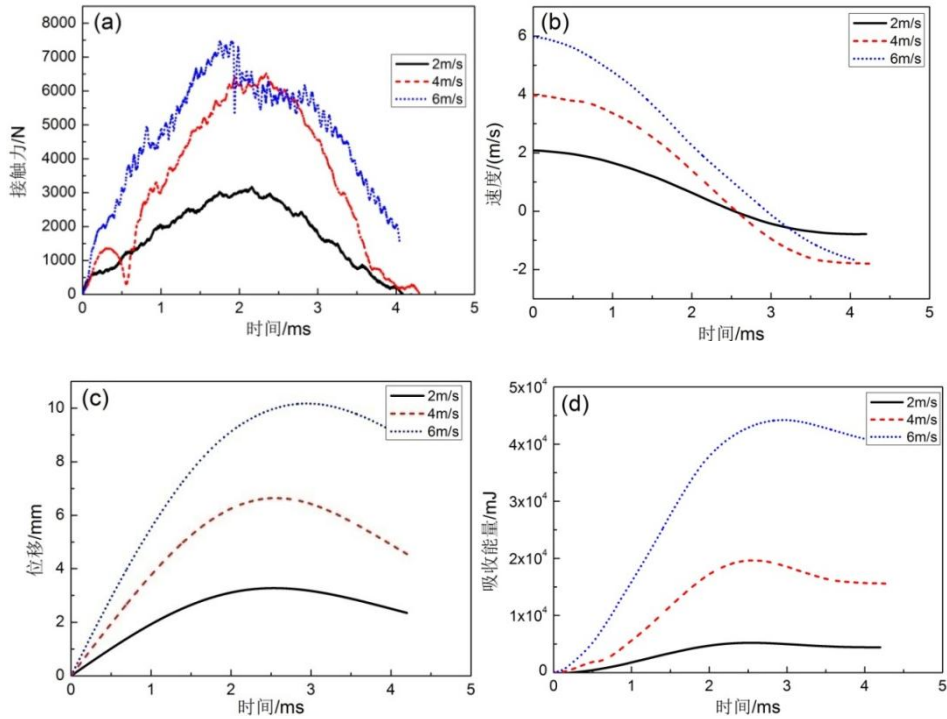


图 5.24 MD/CD 双层波纹夹芯结构在不同冲击速度下

(a)接触力-时间曲线；(b)位移-时间曲线；(c)速度-时间曲线；(d)能量-时间曲线

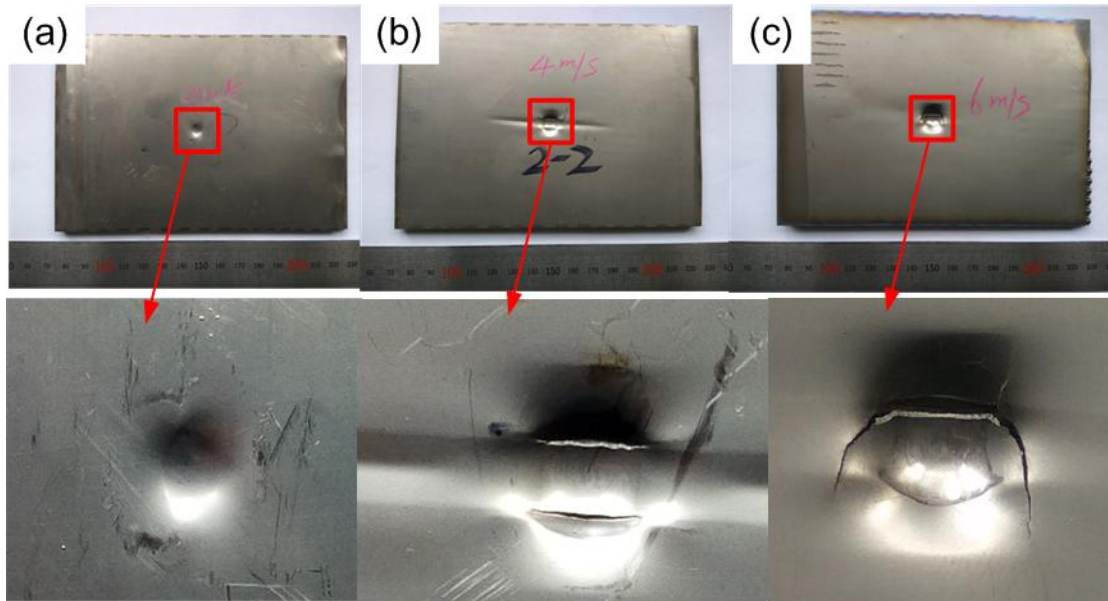


图 5.25 MD/CD 双层波纹夹芯结构在不同冲击速度下的失效形态

(a)2m/s; (b)4m/s; (c)6m/s

5. 2. 3. 2 MD/CD/MD 三层结构落锤冲击结果与分析

图 5.26(a)-(d)分别是 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构接触力、冲头速度、冲头位移及吸收能与时间之间的关系。在冲击速度为 2m/s、4m/s 和 6m/s 时，冲头所受的峰值力分别为

2910N、5740N 和 8899N。与双层波纹夹芯结构不同的是，三层波纹夹芯结构在不同的冲击速度下峰值冲击力差别明显，结合图 5.27(b)和(c)所示的三层波纹夹芯结构冲击后的形态，尽管上面板均发生开裂，但是冲击速度为 6m/s 时三层波纹夹芯结构的下面板的变形要大于冲击速度为 4m/s 的情况，这说明比双层波纹夹芯结构多出来的一层面板和夹芯层给予初始速度为 6m/s 的冲头的阻力要大于给予初始速度为 4m/s 的冲头，因而它们之间的峰值力差距比较明显。从图 5.26(b)中可以看出在冲击速度为 2m/s、4m/s 和 6m/s 时，冲头速度达到 0，即夹芯结构的变形量达到最大时的时间分别为 2.366ms、2.770ms 和 2.471ms，对应的最大位移分别是 2.87mm、6.50mm 和 9.02mm，如图 5.26(c)所示，均小于双层结构在对应速度下的最大位移。图 5.26(d)是冲击速度为 2m/s、4m/s 和 6m/s 时的能量吸收情况，在三种冲击速度下，初始冲击能量同样分别为 5J、20J 和 45J，最终夹芯结构吸收的能量分别为 4.66J、18.19J 和 39.61J，吸收率分别为 93.20%、90.95%和 88.02%。冲击速度为 2m/s 和 4m/s 时，三层结构相比于双层结构能量吸收率有一定的提高，而冲击速度为 6m/s，三层结构相比于双层结构能量吸收率变化不大。比较 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构在三种冲击速度下的失效情况，如图 5.27 所示，2m/s 时上面板只有 2mm 左右深度的凹坑，4m/s 时上面板发生破裂，但是没有引发如图 5.25(b)所示的带状凹痕，6m/s 时上面板同样发生破裂，而且凹坑的面积更大，深度更深，此外，上面板和夹芯层之间发生了大面积脱焊。

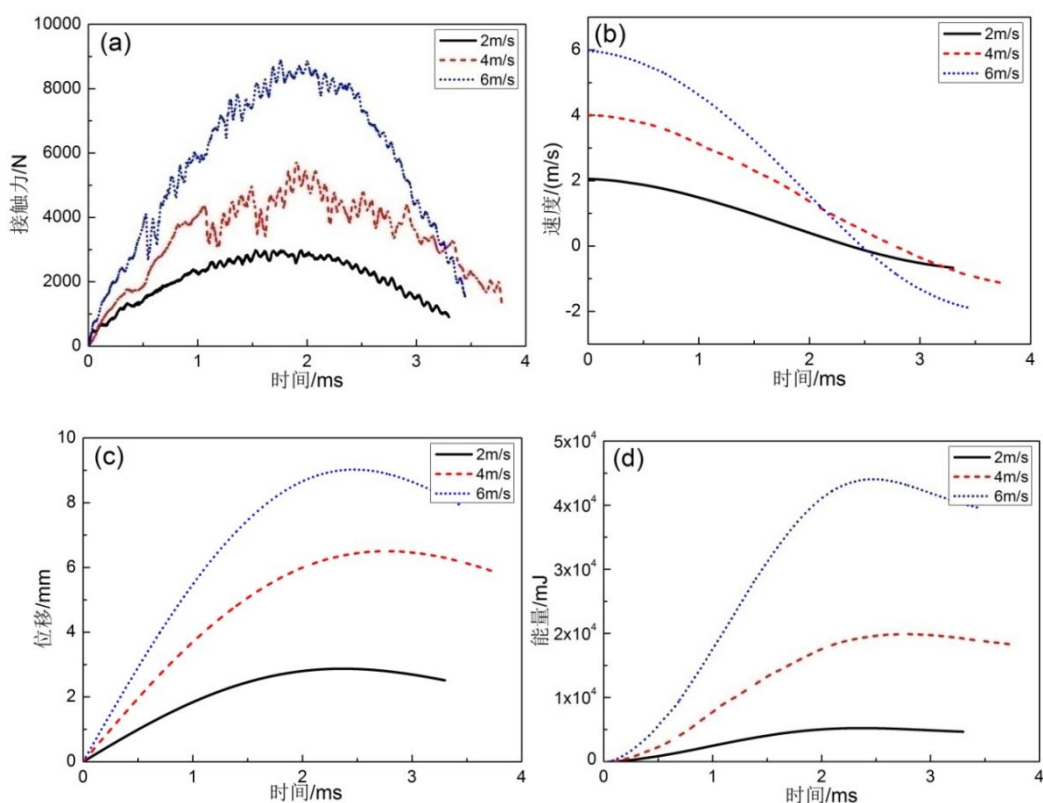


图 5.26 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构在不同冲击速度下

(a)接触力-时间曲线；(b)位移-时间曲线；(c)速度-时间曲线；(d)能量-时间曲线

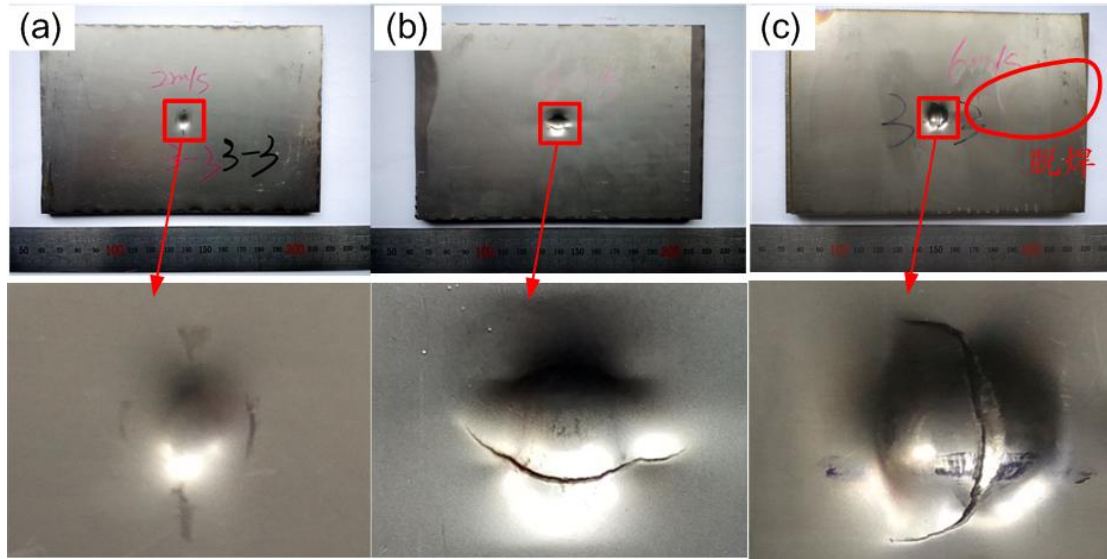


图 5.27 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构在不同冲击速度下的失效形态

(a)2m/s; (b)4m/s; (c) 6m/s

5.3 落锤冲击试验有限元模拟

本节将会对 MD、MD/CD、MD/CD/MD 三种钛合金波纹夹芯结构的落锤冲击过程进行模拟，并与试验结果进行比较。

5.3.1 有限元模型建立

本文继续使用 ABAQUS/Explicit 软件对钛合金波纹夹芯结构的落锤冲击性能进行分析。夹芯层波长 5mm，波高 2.5mm，材料为 TA2，厚度 0.3mm，上下面板材料为 Ti-6Al-4V，厚度为 0.3mm。上下面板和夹芯层均采用壳单元，其与夹芯层之间假设为理想化连接，即面板和夹芯层之间的界面采用 tie 约束，这样的话，波纹夹芯层中处于界面上的节点和与之 tie 在一起的面板上的节点具有相同的平移和旋转自由度。此外 tie 约束还将阻止接触面之间发生侵入、分离以及滑移等行为。

在建立的 ABAQUS 有限元模型中，对于上面板和冲击头之间的接触引入通用接触，接触约束采用罚函数运算法则。上面板的网格要确保划分的足够精细，这样冲击头在与其接触的时候不至于发生穿透现象。另外，冲击部位的波纹夹芯层的网格也需要划分的特别精确，从而可以捕捉到波纹夹芯在冲击过程中发生的屈曲和压溃。需要注意的是，由于无法预知波纹夹芯在变形过程中哪些部位会发生接触，因而在接触设置中，波纹夹芯层的任何部位都将会被允许与其它部位接触，尤其是在冲击集中的部位，波纹夹芯层之间的自接触将是允许的。考虑到波纹夹芯结构的厚度和跨距比较大，从而导致横向剪切变形比较显著，所以波纹夹芯所采用的单元考虑应包含剪切效应。同时薄膜应变和大角度旋转也是不可忽略的问题，因为大变形正是我们所希望发生的。为了进一步简化问题，冲击头和面板之间的摩擦效应将忽略不计，同时波纹夹芯结构和夹具之间的摩擦也不予考虑。

在模型中,冲头被视为刚体,对其采用四节点线性四面体连续单元进行模拟,其运动由刚体参考点所控制。冲头的杨氏模量为 200GPa,泊松比为 0.3。冲击头前部的半球形状直径为 12.7mm,密度为 7800KG/m³,质量为 2.5KG。对落锤的参考点施加重力载荷和初始速度 V_0 ,分别为 2m/s、3m/s、4m/s、5m/s 和 6m/s,落锤被限制只在与波纹夹芯结构上面板垂直的 Z 方向运动。为了减少计算时间,落锤被放置在距离波纹夹芯结构上面板 0.001mm 处开始运动。波纹夹芯板的底部施加刚性支承,限制其 6 个自由度的运动。观察其在不同冲击能量下的变形和动态响应。本文将对单层 MD、双层 MD/CD 及三层 MD/CD/MD 结构的低速冲击性能进行模拟,考虑到结构的对称性及减少运算时间,建立了四分之一模型,有限元模型如图 5.28 所示。

在准静态分析中,结构的响应主要由其低阶模态主导。通过决定结构的固有模态和其相应的响应周期,可以预估准静态分析的载荷率,从而可以看到初始效应并不重要。所以首先提取波纹夹芯结构的频率确定其模态的基频,然后提高载荷率进行准静态分析,从而使其准静态解收敛。在数值模拟中,波纹夹芯结构的面板和夹芯被定义为非线性、各向同性、塑性材料,其应力-应变行为如图 4.1 所示。

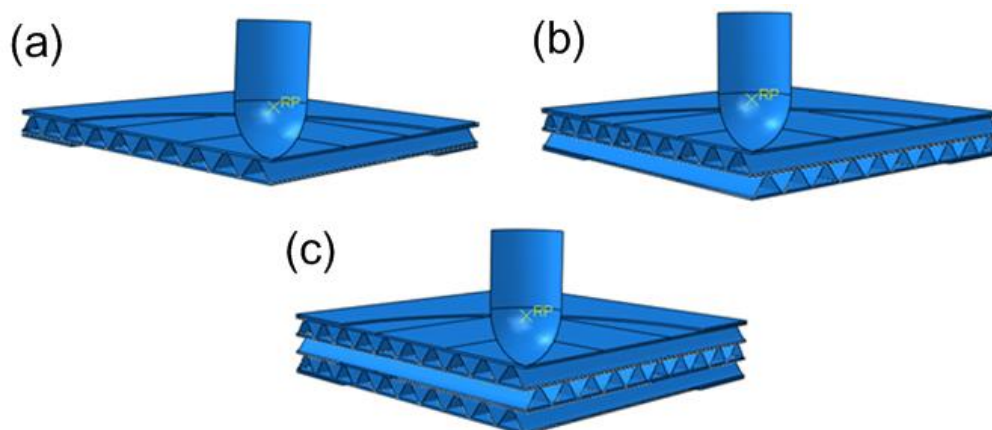


图 5.28 单层 MD、双层 MD/CD 及三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构落锤冲击模型

5.3.2 MD 单层波纹夹芯结构数值模拟结果

图 5.29(a)-(c)分别是单层波纹夹芯结构在低速冲击作用下冲头所受的力、速度及位移随时间的变化曲线。需要注意的是,由于是四分之一模型,所以冲头所受的力也为全尺寸模型的 1/4,但是速度和位移跟模型大小没有关系。从图 5.29(a)中可以发现,冲头和波纹夹芯结构面板之间的接触力与初始冲击速度直接相关,当初始冲击速度为 2m/s 时,最大接触力约为 815N,当初始冲击速度提升到 6m/s 后,最大接触力增加到 2738N。在不同的冲击速度下,从冲头开始接触波纹夹芯层到接触力最大所需要的时间基本相同,接触力即波纹夹芯层给予冲头的阻力,其达到峰值说明此时的变形量达到最大,即冲头继续下压的速度为零,这正好与图 5.29(c)和(b)所显示的相一致。此外,有限元模拟只研究从冲头开始接触波纹夹芯结构到其反弹脱离波纹夹芯结构阶段,并不考虑冲头对波纹夹芯结构的二次冲击。从图 5.29(a)

可以看出, 初始冲击速度越大, 则冲头越早脱离夹芯结构。初始冲击速度为 6m/s 时, 接触时间为 3.5ms, 而初始冲击速度为 2m/s 时, 接触时间延长至 4.45ms。波纹夹芯结构的最大变形量可以用冲头的最大位移表示, 在 2~6m/s 的冲击速度下, 最大位移分别为 3.56mm、5.03mm、6.46mm、7.82mm 和 9.17mm, 如图 5.29(c)所示。

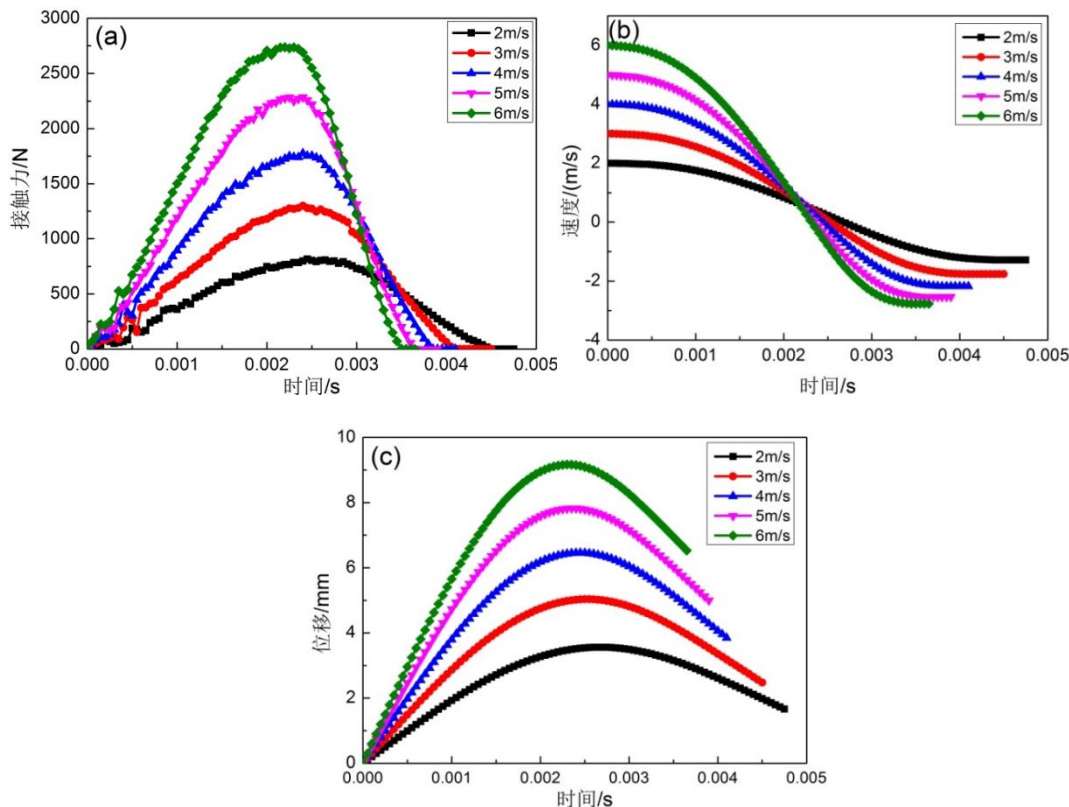
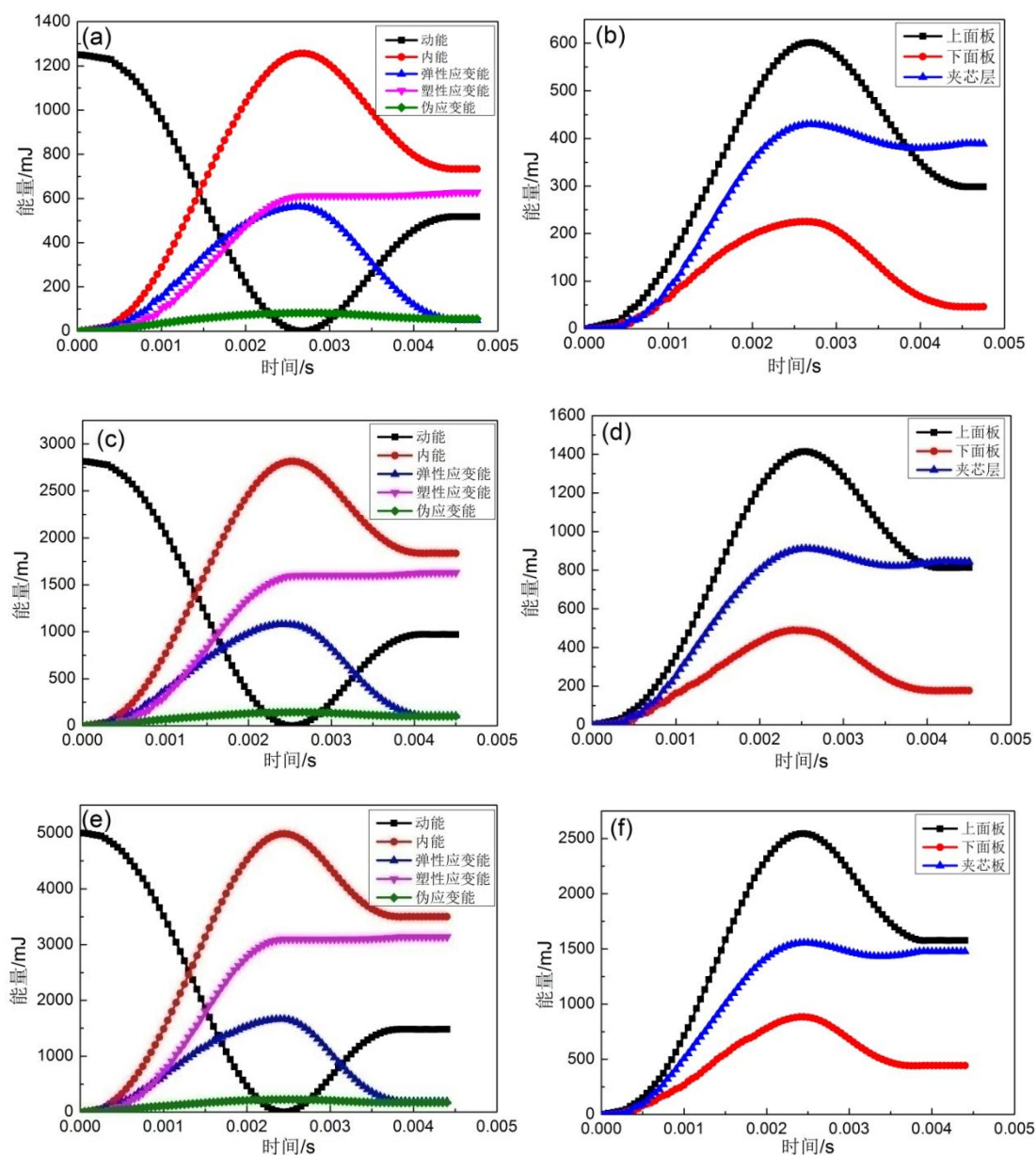


图 5.29 MD 单层波纹夹芯结构在不同冲击速度下

(a)接触力-时间曲线; (b)速度-时间曲线; (c)位移-时间曲线

低速冲击过程中的能量转化主要是冲头的动能转化为波纹夹芯结构的内能, 而波纹夹芯结构的内能主要由塑性应变能、弹性应变能和其它损耗组成, 这里我们将其它损耗的能量统称为伪应变能。在反弹的过程中, 波纹夹芯结构的弹性应变能又转化为冲头的动能, 因此最终的能量转化主要是冲头的部分动能转化为波纹夹芯结构的内能 (主要是塑性应变能)。图 5.30(a)、(c)、(e)、(g)和(i)分别是单层波纹夹芯结构在冲击速度为 2~6m/s 情况下的能量转化情况。对于伪应变能, 在 2m/s 的冲击速度下, 其最终占总能量的 4.48%, 在 6m/s 的冲击速度下, 其最终占总能量的 4.04%, 因而基本上可以忽略不计。在冲击速度较小时, 波纹夹芯结构在变形量达到最大的时候弹性变形占了很大一部分, 比如在 2m/s 时, 变形量最大的时候弹性应变能和塑性应变能几乎相等; 随着冲击速度的增加, 波纹夹芯结构主要发生不可恢复的塑性变形, 弹性应变能在波纹夹芯结构变形量达到最大时所占总能量的比重也越来越小, 从 2m/s 时的 44.95%降低到 6m/s 时的 25.33%, 相应的塑性应变能则从 48.96%升到 70.66%。在冲击速度为 2~6m/s 时的能量吸收率, 即冲头动能转化为波纹夹芯结构的内能占初始总动能的比例, 分比为 58.72%、65.32%、69.98%、74.34%和 79.36%。

图 5.30(b)、(d)、(f)、(h)和(j)分别是单层波纹夹芯结构在冲击速度为 2~6m/s 情况下上下面板和夹芯层所吸收的能量。整体来看,上面板和夹芯层是吸能的主体,下面板则由于变形量较小而吸能最少。不过随着冲击速度的增加,夹芯层吸能的比例不断降低,而下面板的吸能比例则不断提高。冲击速度为 2m/s 时,上面板、夹芯层和下面板所吸收的能量分别占总吸收能量的 40.69%、53.01%和 6.30%,当冲击速度达到 6m/s 时,上面板、夹芯层和下面板所吸收的能量分别占总吸收能量的比例为 43.47%、33.56%和 22.97%。可以发现,上面板所占的吸能比例变化不大,夹芯层大幅降低而下面板大幅上升,所以随着冲击速度的提高,下面板在吸能方面发挥的作用越来越大。



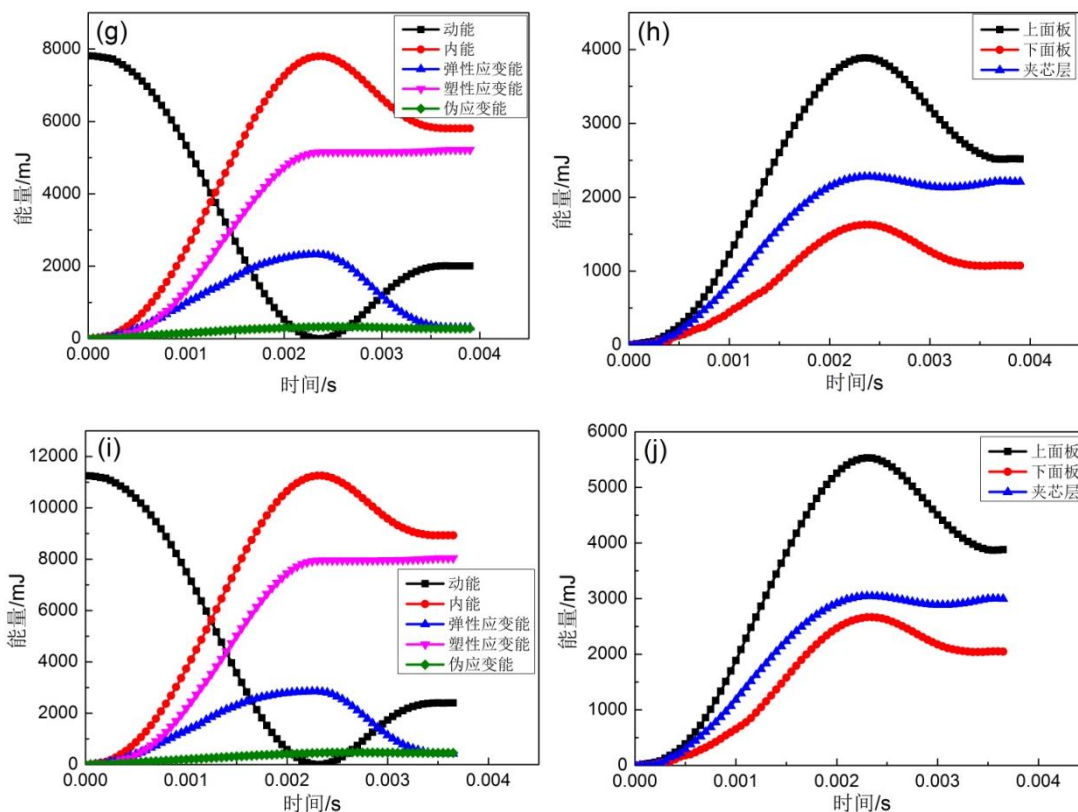
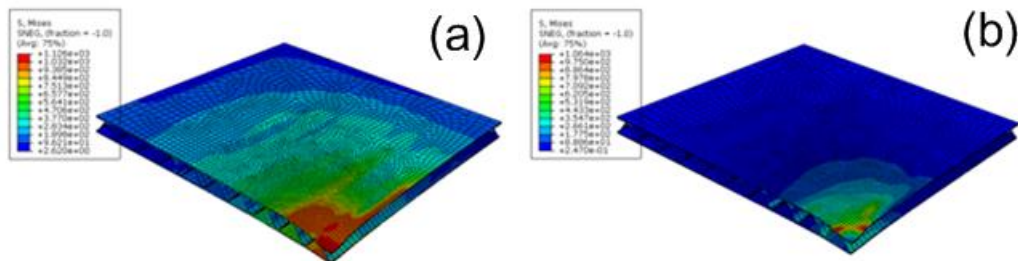


图 5.30 MD 单层波纹夹芯结构在不同冲击速度下能量转化及各部分吸收的能量

(a)-(b) 2m/s; (c)-(d) 3m/s; (e)-(f) 4m/s; (g)-(h) 5m/s; (i)-(j) 6m/s

图 5.31 是单层波纹夹芯结构在冲击速度为 2~6m/s 下的最大变形及最终变形状态下的应力分布情况。从图中可以看出，变形主要集中在冲击点周围，所以在建立有限元模型划分网格时网格密度从冲击点开始向四周由密变疏，从而在模拟时可以有效捕捉到变形量比较集中处的应力和应变分布。从图中可以看出，冲击速度对波纹夹芯结构的变形影响还是非常大的，而且最大变形与回弹之后的最终变形区别很明显。在冲击速度 2m/s 和 3m/s 时，波纹夹芯结构最终只有很小一部分发生了塑性变形，如图 5.31(b)和(d)所示；当冲击速度达到 6m/s 后，几乎整个波纹夹芯结构都发生了塑性变形，如图 5.31(j)所示。以回弹之后波纹夹芯结构上面板的最大位移量衡量变形程度的话，在冲击速度为 2~6m/s 情况下，变形程度分别为 2.05mm、3.18mm、4.39mm、5.63mm 和 6.95mm。



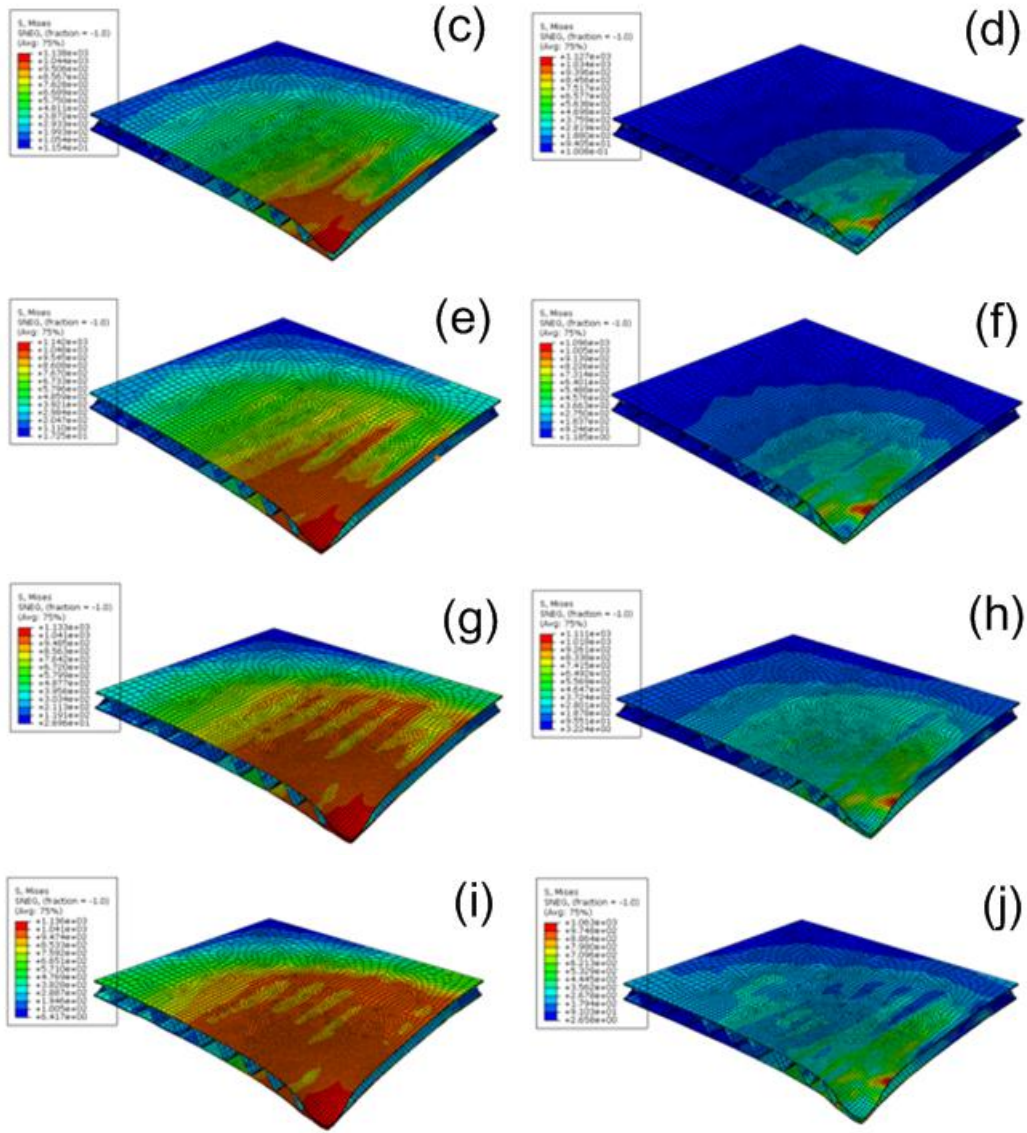


图 5.31 MD 单层波纹夹芯结构在不同冲击速度下最大变形与最终变形

(a)-(b) 2m/s; (c)-(d) 3m/s; (e)-(f) 4m/s; (g)-(h) 5m/s; (i)-(j) 6m/s

5.3.3 MD/CD 双层波纹夹芯结构模拟结果分析

图 5.32(a)-(c)分别是双层 MD/CD 波纹夹芯结构在 2~6m/s 低速冲击作用下冲头所受的力、速度及位移随时间的变化曲线。与单层结构类似，冲头和波纹夹芯结构面板之间的接触力与初始冲击速度直接相关，当初始冲击速度为 2m/s 时，最大接触力约为 981N，当初始冲击速度提升到 6m/s 后，最大接触力增加到 3310N；在不同的冲击速度下，最大接触力均出现在 1.85ms 左右，在相同的时间点，冲头的速度降到零，位移也达到最大值，如图 5.32(b)和(c)所示，之后冲头开始回弹。从图 5.32(a)可以看出，初始冲击速度越大，冲头与波纹夹芯结构的接触时间越短。初始冲击速度为 2m/s 时，接触时间为 3.15ms，而初始冲击速度为 6m/s 时，接触时间只有 2.75ms。波纹夹芯结构的最大变形量可以用冲头的最大位移表示，在 2~6m/s 的冲击速度下，最大位移分别为 2.55mm、3.81mm、4.97mm、6.08mm 和 7.20mm，

如图 5.32(c)所示。

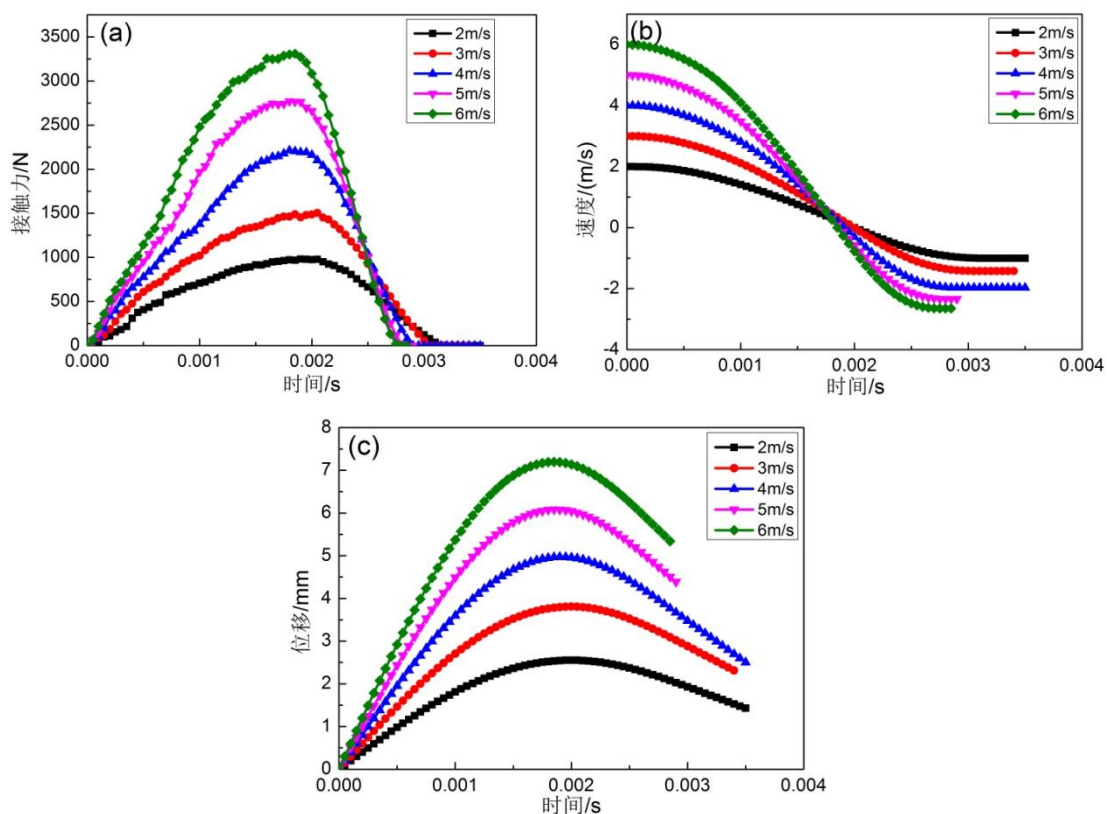


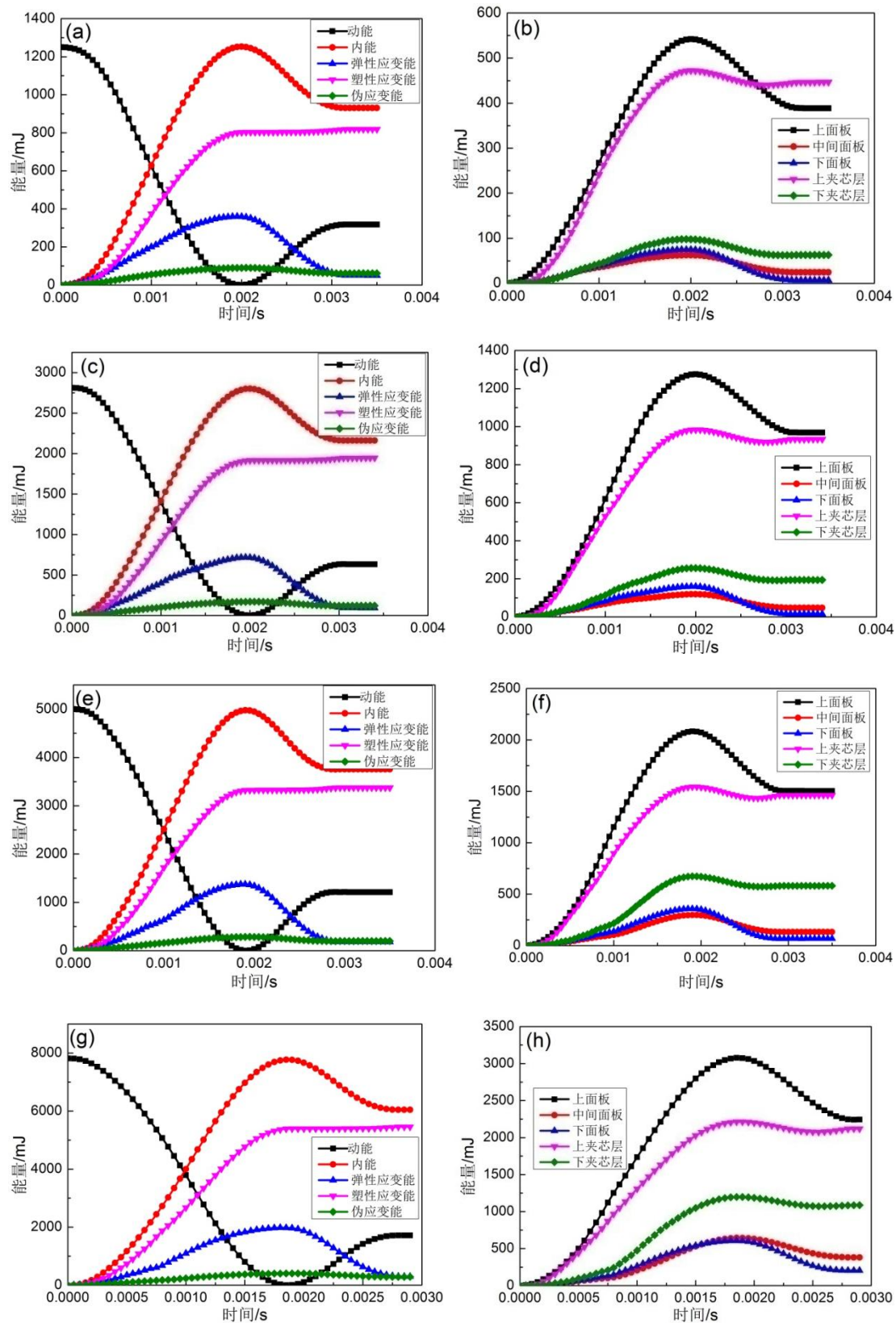
图 5.32 MD/CD 双层波纹夹芯结构在不同冲击速度下

(a)接触力-时间曲线；(b)速度-时间曲线；(c)位移-时间曲线

图 5.33(a)、(c)、(e)、(g)和(i)分别是双层波纹夹芯结构在冲击速度为 2~6m/s 情况下的能量转化情况。对于伪应变能, 在 2~6m/s 的冲击速度下, 其分别占总能量的 4.91%、4.33%、3.98%、3.69%和 3.40%, 因而在双层波纹夹芯结构中, 仍然可以忽略不计。与单层波纹夹芯结构不同的是, 在任何冲击速度下, 当变形量达到最大的时候弹性应变能占内能的比例几乎相同, 均远远小于塑性应变能。在冲击速度为 2~6m/s 时的能量吸收率, 即冲头动能转化为波纹夹芯结构的内能占初始总动能的比例, 分别为 74.46%、76.87%、75.11%、74.34%和 79.73%, 相差不大, 但相比于单层结构有非常明显的提升, 尤其是在冲击速度比较低的时候。这也说明层数的增加导致了弹性变形减少, 塑性变形增加, 但是比较单层结构和双层结构的最大位移量可以发现前者反而大于后者, 即前者上面板的变形量大于后者上面板的变形量, 这就说明双层结构除了上面板之外的其他部分承担了一定量的塑性变形, 起到了很好的缓冲作用。

图 5.33(b)、(d)、(f)、(h)和(j)分别是双层波纹夹芯结构在冲击速度为 2~6m/s 情况下上中下面板和上下夹芯层所吸收的能量。整体来看, 上面板和上夹芯层是吸能的主体, 下面板和中间面板吸收能量最少。不过随着冲击速度的增加, 上夹芯层吸能占总内能的比例不断降低, 而下夹芯层则不断提高。冲击速度为 2m/s 时, 上下夹芯层所吸收的能量分别占总吸收能量的 47.97%和 6.77%, 冲击速度为 6m/s 时, 这一比例分别为 32.05%和 19.12%, 一降一升非

常明显。中间层面板在任何冲击速度下吸收的能量均少于下夹芯层,说明夹芯层相比于面板更容易发生塑性变形,具有较强的吸能能力。



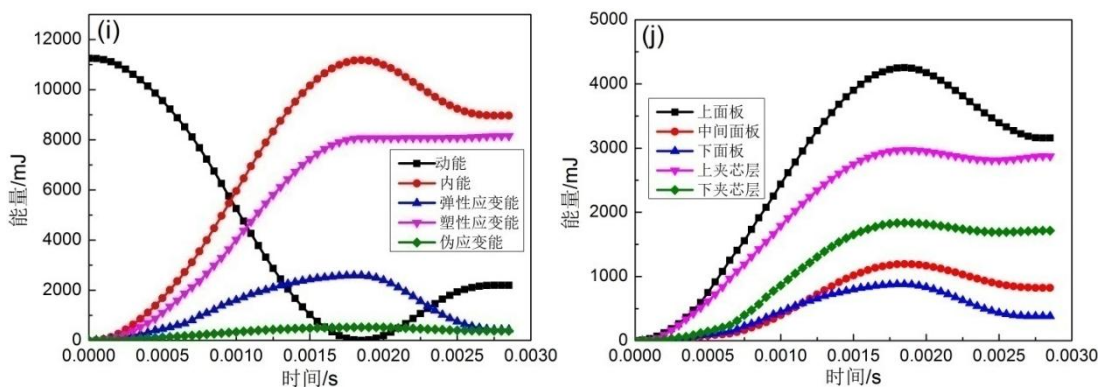
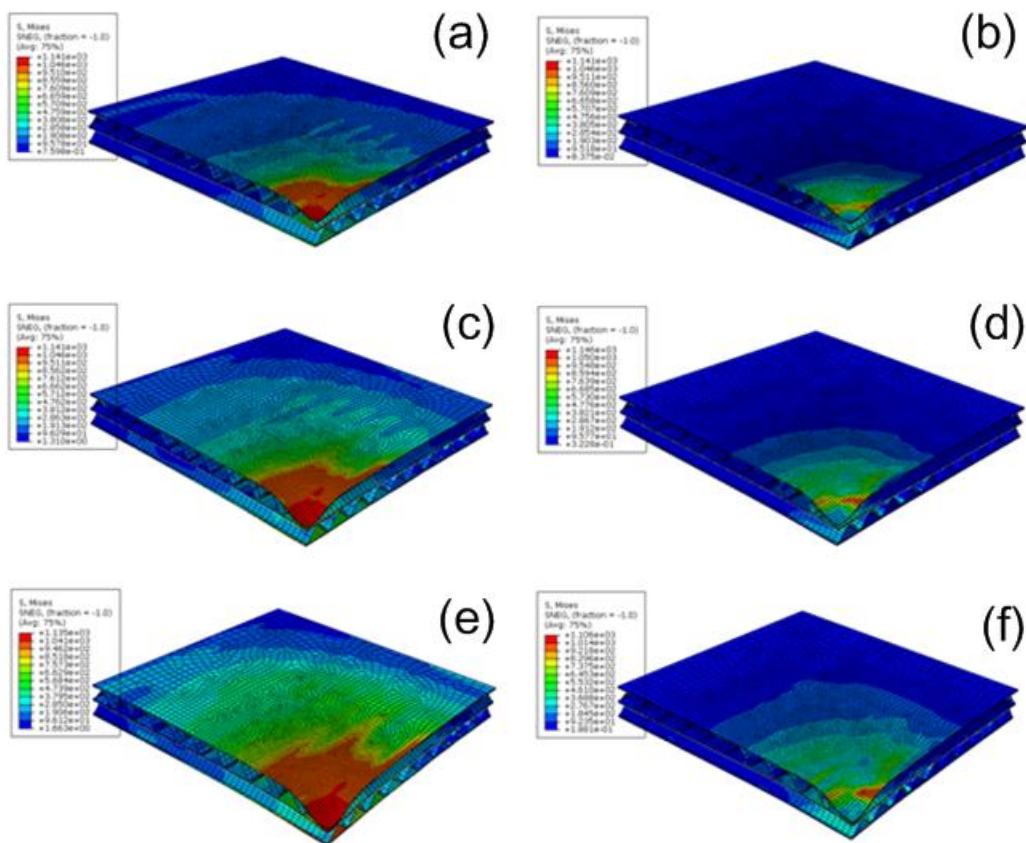


图 5.33 MD/CD 双层波纹夹芯结构在不同冲击速度下能量转化及各部分吸收的能量

(a)-(b) 2m/s; (c)-(d) 3m/s; (e)-(f) 4m/s; (g)-(h) 5m/s; (i)-(j) 6m/s

图 5.34 是双层波纹夹芯结构在冲击速度为 2~6m/s 下的最大变形及最终变形状态下的应力分布情况。从图中可以看出，冲击速度对波纹夹芯结构的变形影响非常大，而且最大变形与回弹之后的最终变形区别很明显。在冲击速度 2m/s 和 3m/s 时，变形只发生于上面板和上夹芯层，如图 5.34(b)和(d)所示；当冲击速度达到 6m/s 后，波纹夹芯结构所有部分都发生了明显的变形，如图 5.34(j)所示。以回弹之后波纹夹芯结构上面板的最大位移量衡量变形程度的话，在冲击速度为 2~6m/s 情况下，变形程度分别为 1.83mm、2.88mm、3.77mm、4.62mm 和 5.61mm，相当于从最大位移处分别反弹了 0.72mm、0.93mm、1.2mm、1.46mm 和 1.59mm，这部分即为弹性变形。



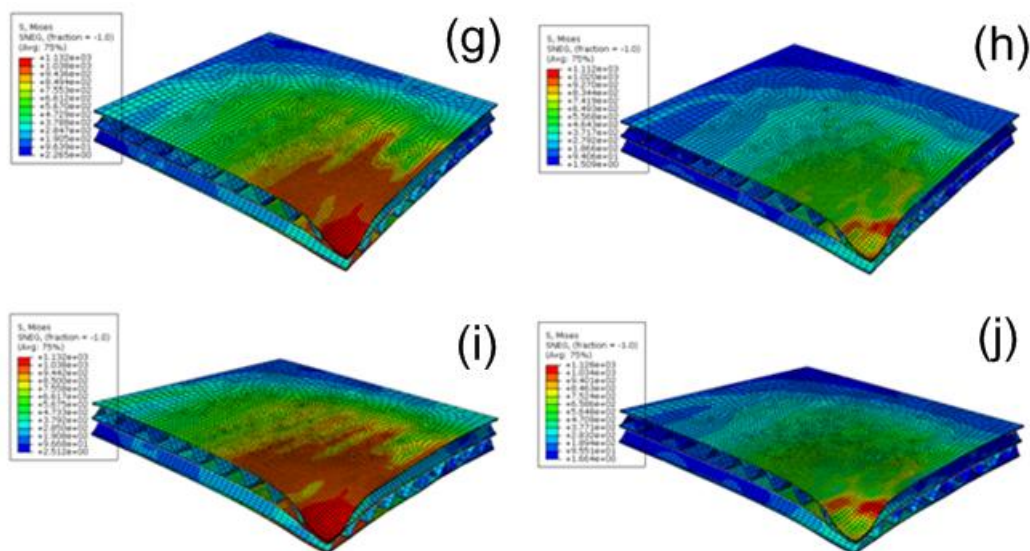
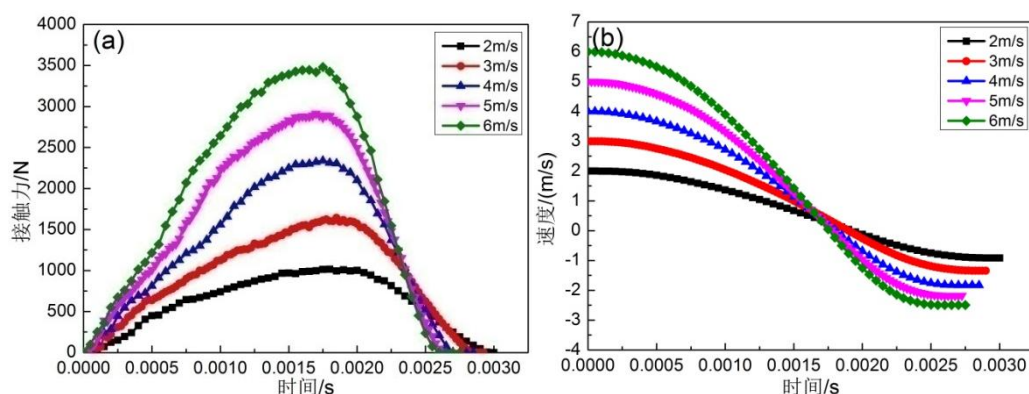


图 5.34 MD/CD 双层波纹夹芯结构在不同冲击速度下最大变形与最终变形

(a)-(b) 2m/s; (c)-(d) 3m/s; (e)-(f) 4m/s; (g)-(h) 5m/s; (i)-(j) 6m/s

5. 3. 4 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构模拟结果分析

图 5.35(a)-(c)分别是三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构在 2~6m/s 低速冲击作用下冲头所受的力、速度及位移随时间的变化曲线。当初始冲击速度为 2m/s 时，最大接触力在 1.8ms 时达到峰值 1014N，当初始冲击速度提升到 6m/s 后，最大接触力在 1.75ms 时达到峰值 3481N；在不同的冲击速度下，冲头均在 1.75~1.8ms 范围内开始回弹，即冲头的速度降到零，位移也同时达到最大值，如图 5.35(b)和(c)所示。冲头与波纹夹芯结构的接触时间同样与初始冲击速度有关，初始冲击速度越大，接触时间越短。从图 5.35(a)可以看出，初始冲击速度为 2m/s 时，接触时间为 2.95ms，而初始冲击速度为 6m/s 时，接触时间只有 2.55ms。波纹夹芯结构的最大变形量可以用冲头的最大位移表示，在 2~6m/s 的冲击速度下，最大位移分别为 2.46mm、3.65mm、4.73mm、5.79mm 和 6.85mm，如图 5.35(c)所示。



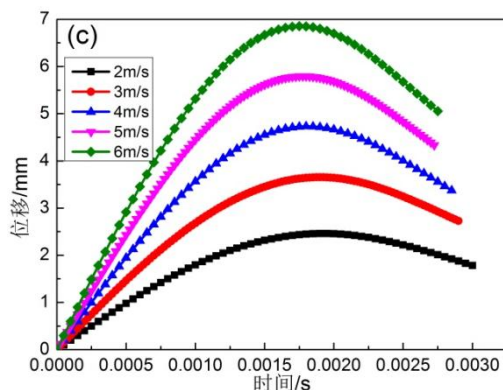
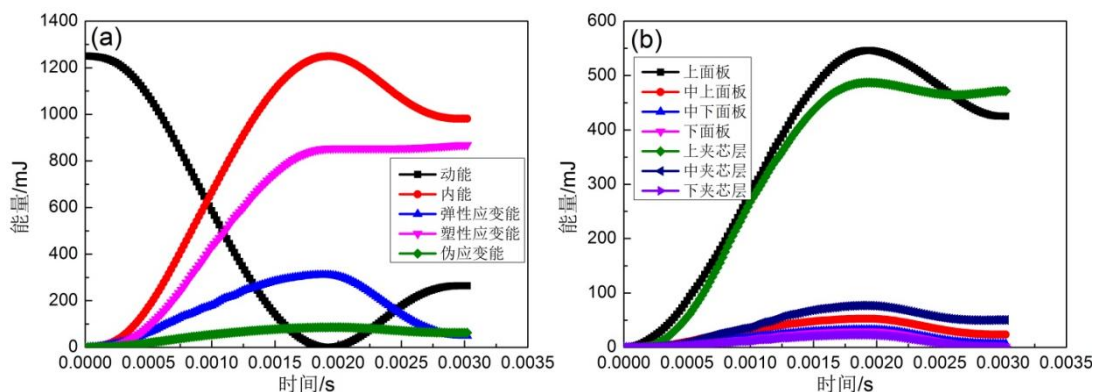


图 5.35 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构在不同冲击速度下
(a)接触力-时间曲线；(b)速度-时间曲线；(c)位移-时间曲线

图 5.36(a)、(c)、(e)、(g)和(i)分别是双层波纹夹芯结构在冲击速度为 2~6m/s 情况下的能量转化情况。对于伪应变能，在 2~6m/s 的冲击速度下，其分别占总能量的 5.03%、4.58%、4.35%、4.04%和 3.88%，因而在三层波纹夹芯结构中，仍将其忽略不计。在变形量达到最大时，弹性应变能在 2~6m/s 的冲击速度下分别占内能的 24.85%、23.54%、24.82%、23.23%和 21.67%，基本保持稳定。忽略伪应变能的话，内能只由弹性应变能和塑性应变能组成，因而在最大变形量的时候，弹性应变能和塑性应变能分配比例相对固定，并且与初始冲击速度无关。因为弹性应变能最终还是要转化为冲头的动能，而塑性应变能则完全被保存下来，所以能量吸收率也大致保持恒定，同样与冲击速度无关，这与双层波纹夹芯结构的结论一致，再次证明了增加波纹夹芯层数能够有效起到缓冲作用并实现合理能量吸收的合理分配。

图 5.36(b)、(d)、(f)、(h)和(k)分别是三层波纹夹芯结构在冲击速度为 2~6m/s 情况下各层面板和夹芯层所吸收的能量。最为最先受到冲击的部位，上面板和上夹芯层在吸能过程中依然发挥主体作用，其他各层面板和夹芯层则随着冲击速度的增加而逐渐发挥作用。上夹芯层的吸能比例则随着冲击速度的增加不断降低，冲击速度为 2m/s 时，其吸能比例为 43.32%，冲击速度增加至 6m/s 时，其吸能比例降到了 34.68%。除了上面板和上夹芯层之外的其他各层面板和夹芯层的吸能比例则从 2m/s 时的 8.83%飙升至 6m/s 时的 34.82%，表现出了一定的吸能潜力。



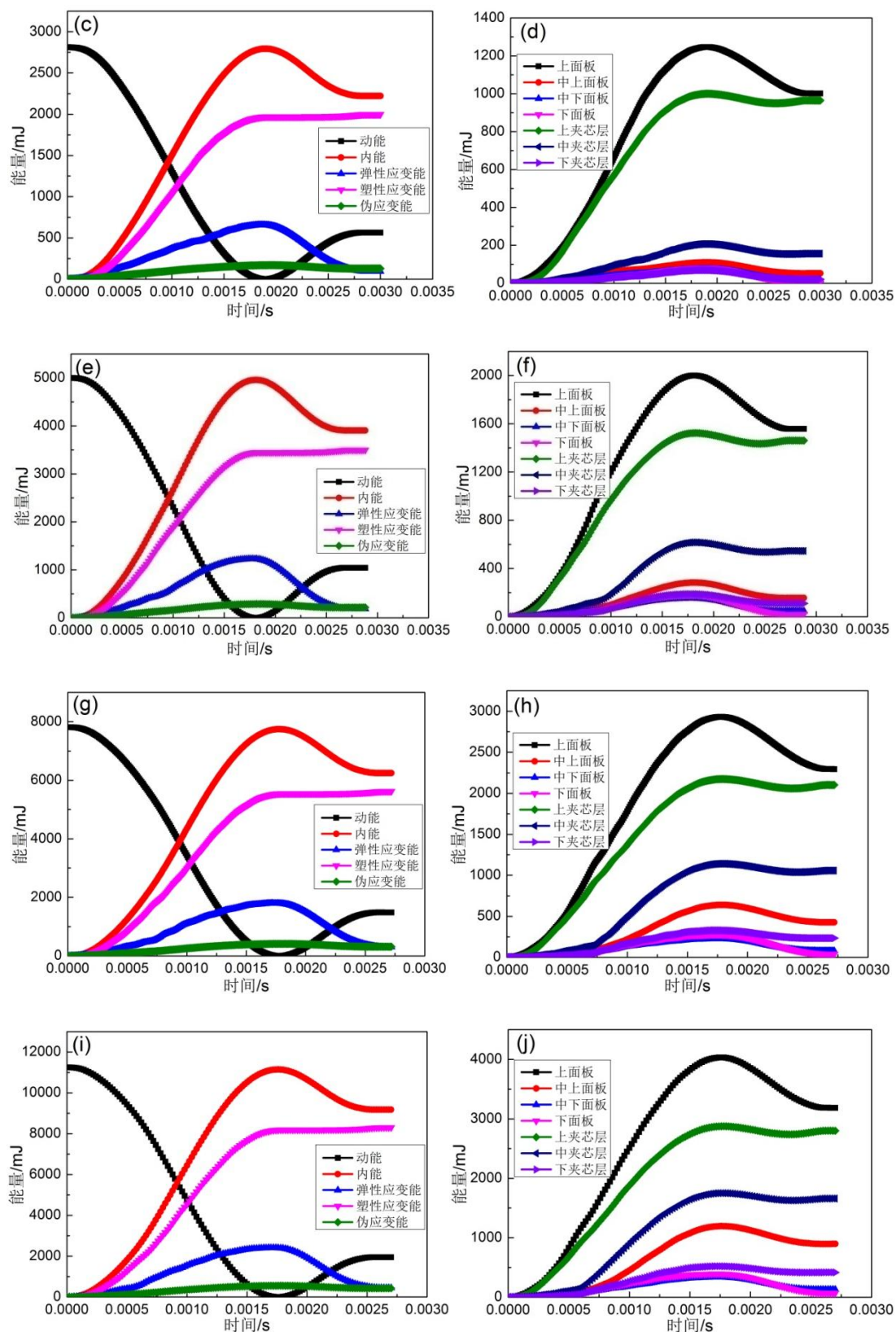
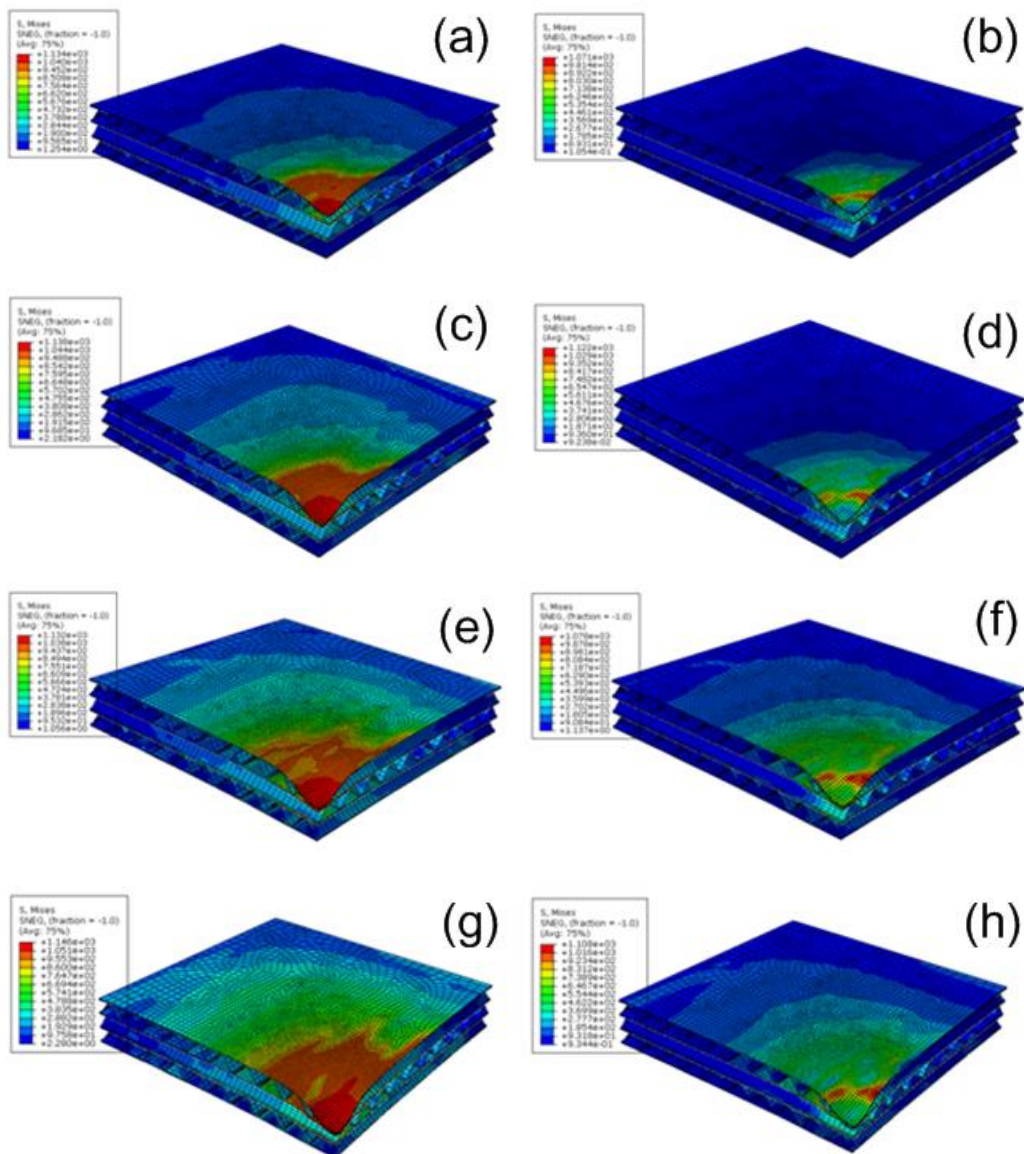


图 5.36 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构在不同冲击速度下能量转化及各部分吸收的能量

(a)-(b) 2m/s; (c)-(d) 3m/s; (e)-(f) 4m/s; (g)-(h) 5m/s; (i)-(j) 6m/s

图 5.37 是三层波纹夹芯结构在冲击速度为 2~6m/s 下的最大变形及最终变形状态下的应

力分布情况。从图中可以看出，最大变形与回弹之后的最终变形区别很明显。在冲击速度 2m/s 和 3m/s 时，变形只发生于上面板和上夹芯层，如图 5.37(b)和(d)所示；当冲击速度达到 6m/s 时，波纹夹芯结构最下层夹芯层仍没有明显的变形，如图 5.37(j)所示，这说明最下层的夹芯层并没有吸收能量，即在 6m/s 的冲击速度下没有发挥作用。因而在进行结构设计的时候，应考虑结构在服役条件下有可能受到的最大冲击速度，从而选择合适的夹芯层数，避免增加无谓的重量。以回弹之后波纹夹芯结构上面板的最大位移量衡量变形程度的话，在冲击速度为 2~6m/s 情况下，变形程度分别为 1.78mm、2.79mm、3.56mm、4.44mm 和 5.43mm，相当于从最大位移处分别反弹了 0.68mm、0.86mm、1.17mm、1.35mm 和 1.42mm，这部分即为弹性变形。



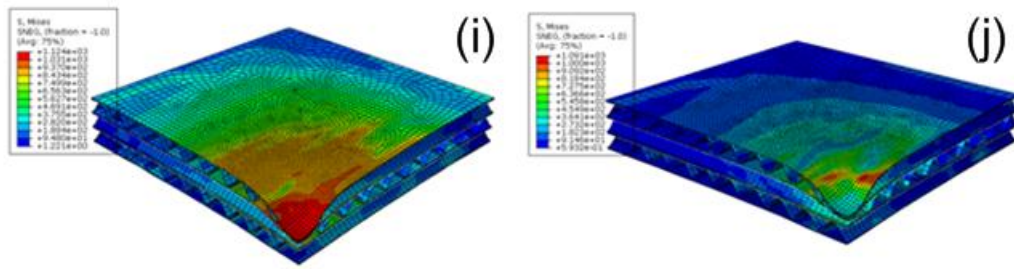


图 5.37 MD/CD/MD 三层波纹夹芯结构在不同冲击速度下最大变形与最终变形

(a)-(b) 2m/s; (c)-(d) 3m/s; (e)-(f) 4m/s; (g)-(h) 5m/s; (i)-(j) 6m/s

5.3.5 不同层数波纹夹芯结构落锤冲击试验结果比较

图 5.38(a)分别是单层 MD、双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构在不同冲击速度下最大接触力的比较，可以发现，在相同的冲击速度下，波纹夹芯结构层数越多，最大接触力就越大，其中双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 结构明显高于单层结构，而三层结构则略高于双层结构。接触力可以看做是波纹夹芯结构在冲头下压时给予其的阻力，层数的增加导致阻止冲头下压的面板和夹芯层增加，因而阻力增加。但是我们应该注意到双层和三层波纹夹芯结构的最大接触力相差并不大，这说明接触力并不会随着波纹夹芯层数增加而无限限制的增大，在冲击速度较低的时候，过多的波纹夹芯层数并不能充分发挥阻力作用，接触力也就不会明显增大，比如 2m/s 时，双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的接触力几乎相同，就是这个原因。图 5.38(b) 分别是单层 MD、双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构在不同冲击速度下冲头与夹芯结构之间的接触时间，其变化趋势与接触力相反，单层结构接触时间远大于双层和三层结构。这是因为单层结构接触力小，即结构给予冲头的阻力小，根据 $F(t) = Ma(t)$ ，冲头的加速度就小，即速度降低得慢，因而接触时间长。

图 5.39(a)和(b)分别是单层 MD、双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构在不同冲击速度下上面板的最大位移和最终位移，其也可以用来衡量整个波纹夹芯结构的变形情况。在相同的冲击速度下，单层 MD 波纹夹芯结构的变形量明显高于双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构，而双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的变形量则相差不大，尤其是反弹之后的最终变形量几乎相同。这说明在 2~6m/s 冲击速度范围内，三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的吸能能力并不比双层波纹夹芯结构占优势，再考虑到双层 MD/CD 夹芯结构体积小、质量轻等优势，在 2~6m/s 冲击速度范围内，双层 MD/CD 波纹夹芯结构显然是最佳的结构设计。

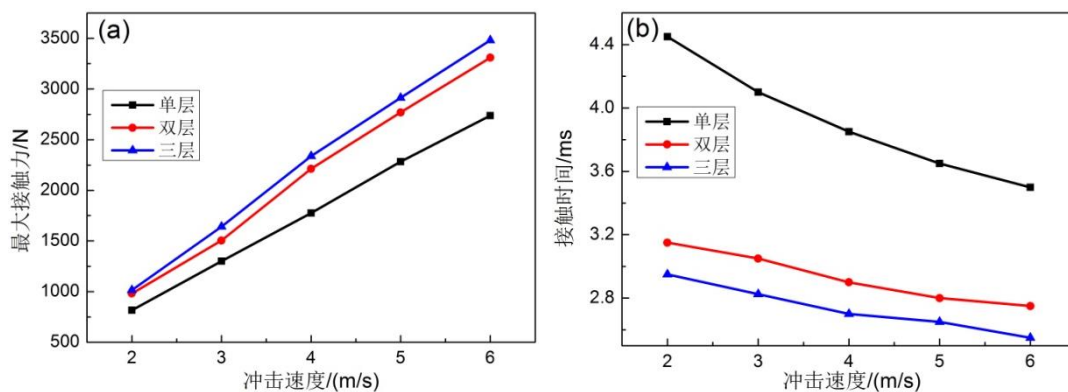


图 5.38 不同结构低速冲击下最大接触力和接触时间

(a)最大接触力; (b)接触时间

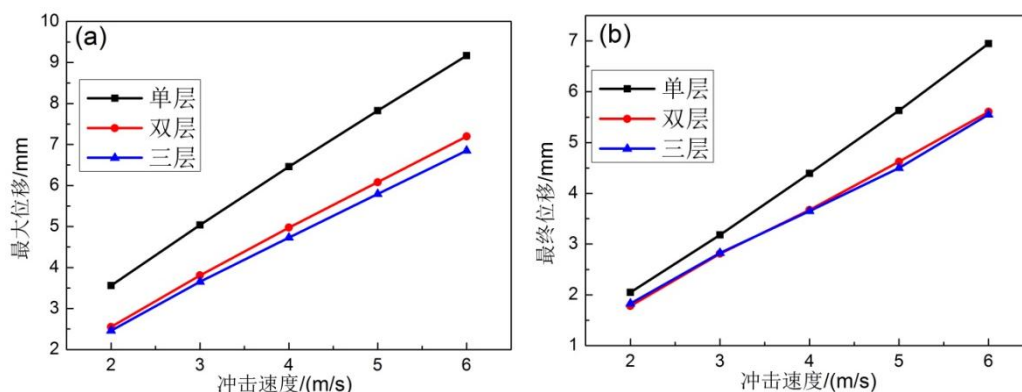


图 5.39 不同结构低速冲击下上面板最大位移和最终位移

(a)最大位移; (b)最终位移

图 5.40(a)是三种波纹夹芯结构在不同冲击速度下的能量转化及吸收率的比较。从能量转化量来看,因为纵坐标的范围比较大,所以在能量较低的时候,比如 2m/s,不同结构之间的区别不是很明显,因而可以比较不同结构之间的能量吸收率。双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的能量吸收率均明显高于单层 MD 结构,但是随着冲击速度的增加,它们之间的差距逐渐缩小,当冲击速度达到 6m/s 时,单层 MD、双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的能量吸收率分别为 79.35%、79.72%和 81.60%,已经非常接近。双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的能量吸收率一直很稳定,并始终保持微弱的差距。

图 5.40(b)是三种波纹夹芯结构上面板吸收的能量及其占总吸收能量的比例,冲击速度低于 4m/s 时,单层 MD 结构上面板吸收的能量低于双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构,冲击速度超过 4m/s 之后,单层 MD 结构上面板吸收的能量高于双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构;从上面板的吸收的能量占总吸收能量的比例来看,冲击速度超过 3m/s 之后,单层 MD 结构的上面板要高于双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 结构,双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 结构上面板的吸能效率则始终非常接近。

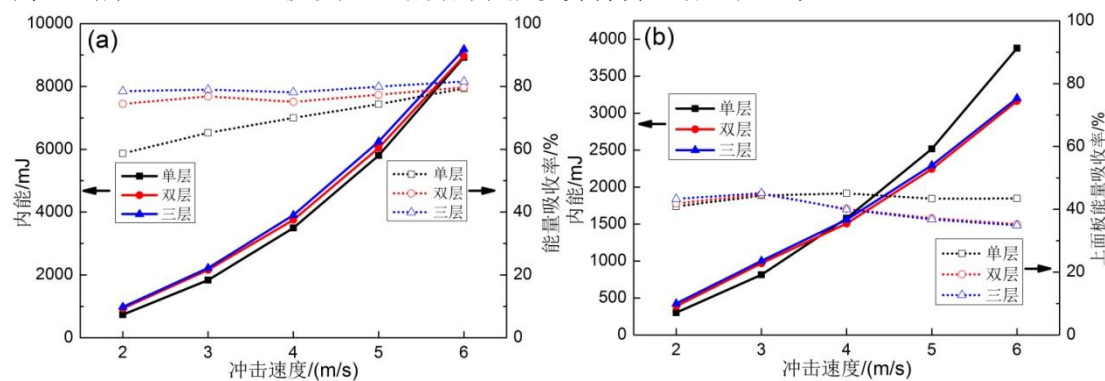
图 5.40(c)是三种波纹夹芯结构第二层面板吸收的能量及其占总吸收能量的比例,随着

冲击速度增大，第二层面板吸收的能量和比例均显著提高，尤其是单层 MD 结构提升幅度要远高于双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 结构，这表明单层 MD 波纹夹芯结构第二层面板随着冲击速度的增加发生了明显的塑性变形。双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 结构的第二层面板吸收的能量和比例还是非常接近。

图 5.40(d) 是三种波纹夹芯结构上夹芯层吸收的能量及其占总吸收能量的比例，可以发现三种结构的上夹芯层在不同冲击速度下吸收的能量比较接近，但是从吸收能量所占总吸收能量比例来看，单层 MD 结构的上夹芯层要略高于另外两种结构。此外，值得注意的是，上夹芯层的吸能比例随着冲击速度的增加而不断降低。

图 5.40(e) 是双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构第二层夹芯层吸收的能量及其占总吸收能量的比例。随着冲击速度的增加，其吸收的能量明显升高，且其所占的比例也从 2m/s 时的 6% 左右提升到接近 20%，而且双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的数据几乎一致。这正好可以解释图 5.40(d) 中为什么上夹芯层的吸能比例随着冲击速度的增加而不断降低，也可以解释图 5.40(c) 中为什么双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构第二层面板吸能比例远低于单层结构。

从图 5.40(a)-(e) 中可以发现，双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构在能量吸收率及各对应部位吸收能量方面表现了极高的一致性。这说明在 2~6m/s 冲击速度下，双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的各部分的变形几乎是相同的，即三层 MD/CD/MD 比双层 MD/CD 波纹夹芯结构增加的一层波纹夹芯和面板并有发挥明显作用，所以说综合考虑体积、质量等因素，在 2~6m/s 冲击速度范围内，双层 MD/CD 波纹夹芯结构吸能性能要优于三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构。当然可以预见的是，随着冲击速度的提高，三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构的吸能优势将会逐渐显现出来。



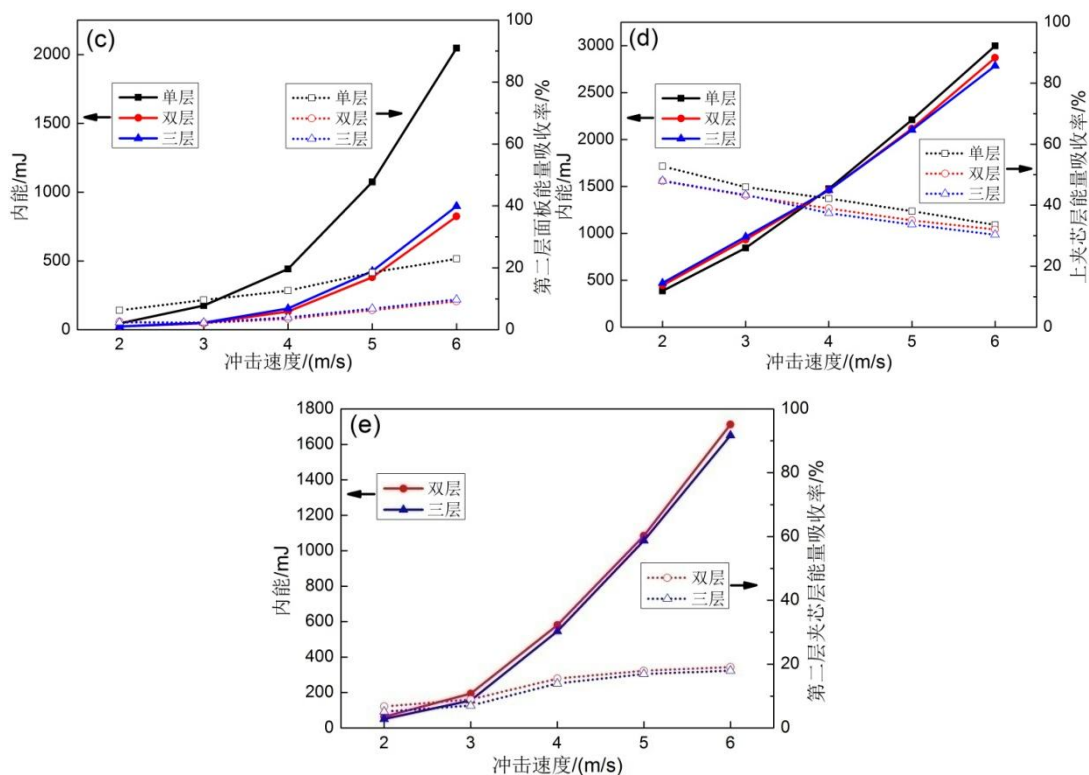


图 5.40 波纹夹芯结构及其各部分能量吸收情况

(a)整体结构能量吸收情况；(b)上面板能量吸收情况；(c)第二层面板能量吸收情况；(d)上夹芯层能量吸收情况；(e)第二层夹芯层能量吸收情况；

5.3.6 试验、计算与有限元模拟结果比较

图 5.41(a)-(c)分别是单层 MD、双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构在不同冲击速度下试验、计算和有限元模拟获得的峰值冲击力，其中计算结果通过式 5-64 获得。从图 5.41(a)中可以发现，单层 MD 结构计算结果和有限元模拟结果差距比较明显，而且冲击速度越大，这种差距也越大，其原因主要是式(5-64)中并未考虑材料的应变强化效应，而对于单层 MD 结构，变形量本身就比较大，应变强化效应应该会很明显，有限元模型中输入材料参数时则考虑到了这一点。对于双层 MD/CD 结构，计算结果和有限元模拟结果同样有差距，但是差距基本上保持恒定，如图 5.41(b)所示，不像单层 MD 结构那样差距随着冲击速度的增加而增加，这是因为双层 MD/CD 结构的变形量在相同冲击速度下要小于单层 MD 结构，而且弹性变形占比例很大，因此应变强化效应不明显。也正是由于这个原因，从图 5.41(c)所示的三层结构峰值力中可以发现有限元模拟结果和计算结果已经非常接近了。试验获得的峰值力结果基本上都明显低于有限元模拟和计算结果，显著的差距也出现在最大位移上，如图 5.42(b)和(c)所示。但不同的是，对于峰值力，模拟结果要远高于试验结果，而对于最大位移，试验结果明显大于模拟结果。从图 5.25 和图 5.27 所示的冲击后试样来看，2m/s 冲击速度下，试样上面板没有发生破裂，4m/s 和 6m/s 的冲击速度下，试样的上面板均发生破裂。试验峰值力低于模拟峰值力的原因可能有两个，分别是面板和夹芯层之间脱焊以及面

板的破裂。对于 2m/s 冲击速度下冲击试样，发现有部分区域发生了明显的脱焊，对于 4m/s 和 6m/s 的冲击速度下的试样，除了脱焊之外还发生了面板破裂，面板的破裂会严重降低结构的抗冲击能力，这也是为什么 2m/s 冲击速度下，模拟和试验峰值力差距在 25%左右，而在 4m/s 和 6m/s 的冲击速度下，模拟和试验峰值力差距达到了 50%左右。试验中波纹夹芯结构对于冲头的阻力比有限元模拟结果小，所以冲头的加速度就比较小，自然能够运动更大的距离，从而试验获得的最大位移要大于模拟结果。从图 5.42 中还可以发现有限元模拟和通过式 5-65 计算获得的最大位移结果差距不大，计算结果略高于模拟结果。

图 5.43(a)和(b) 分别是双层 MD/CD 和三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构试验和有限元模拟的能量吸收情况，可以发现，试验和模拟结果非常接近，只是当冲击速度为 4m/s 和 6m/s 时，试验结果要略高于模拟结果，这是因为在这两个速度下，上面板的破裂导致部分弹性变形能耗散，而没有转化为冲头反弹的动能，最终被算作吸收能，所以试验结果略微偏高。

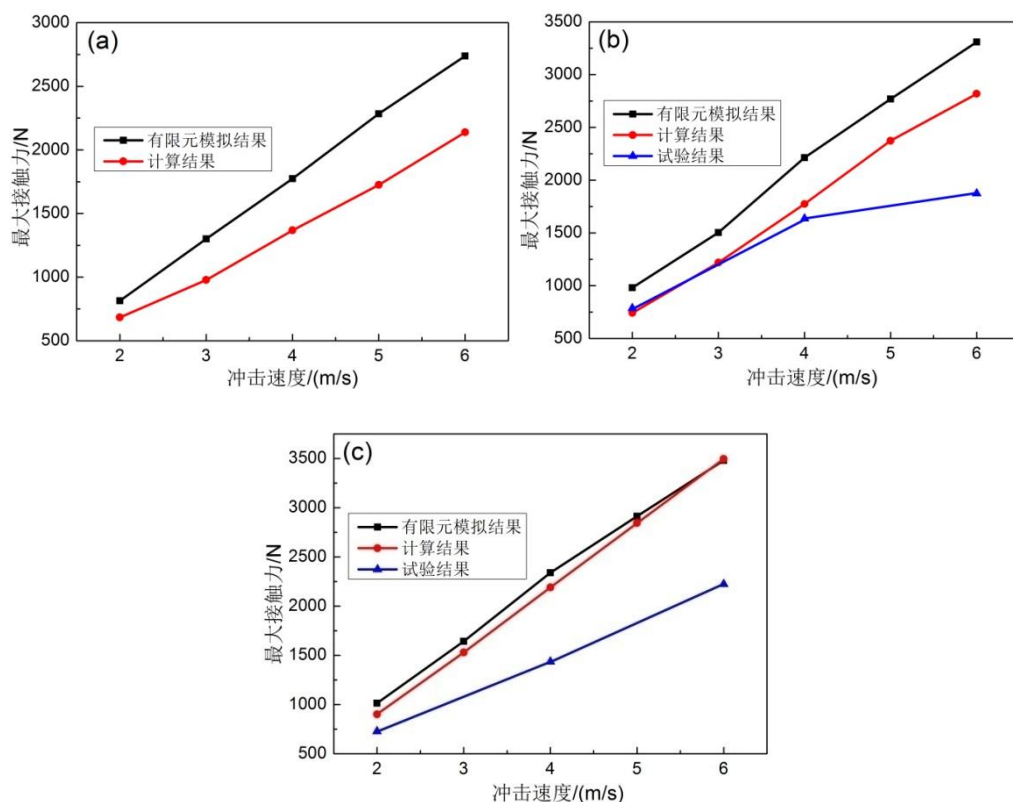


图 5.41 试验结果、计算结果与有限元模拟结果比较

(a)单层 MD 结构峰值力；(b)双层 MD/CD 结构峰值力；(c)三层 MD/CD/MD 结构峰值力

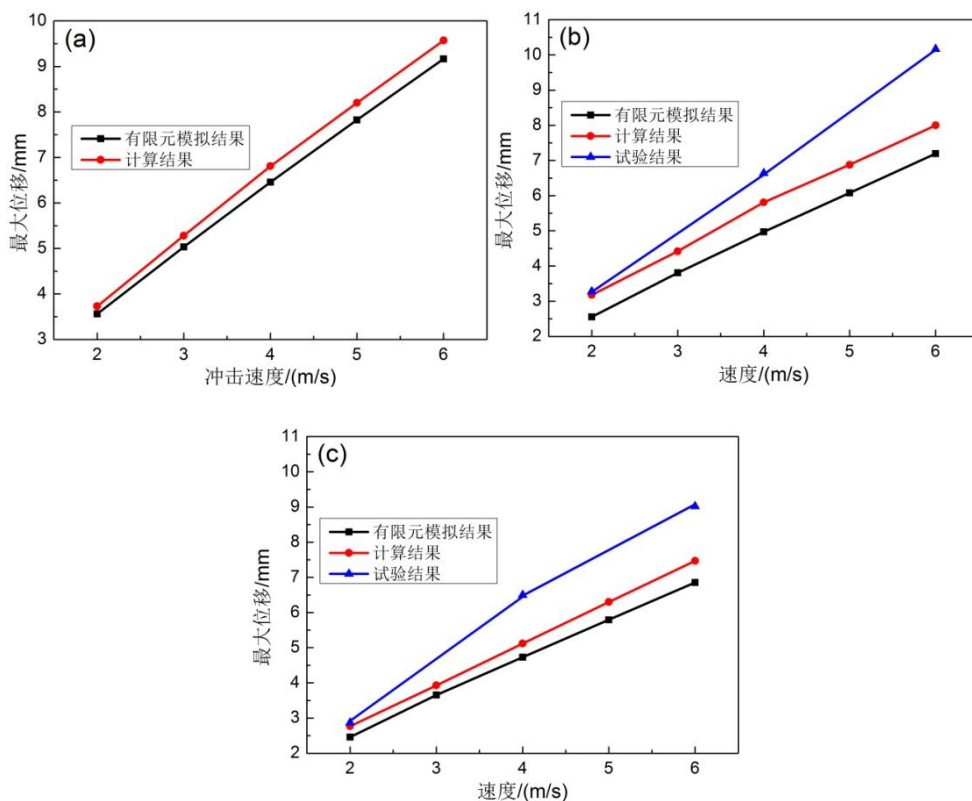


图 5.42 试验结果、计算结果与有限元模拟结果比较

(a)单层 MD 结构最大位移；(b)双层 MD/CD 结构最大位移；(c)三层 MD/CD/MD 结构最大位移

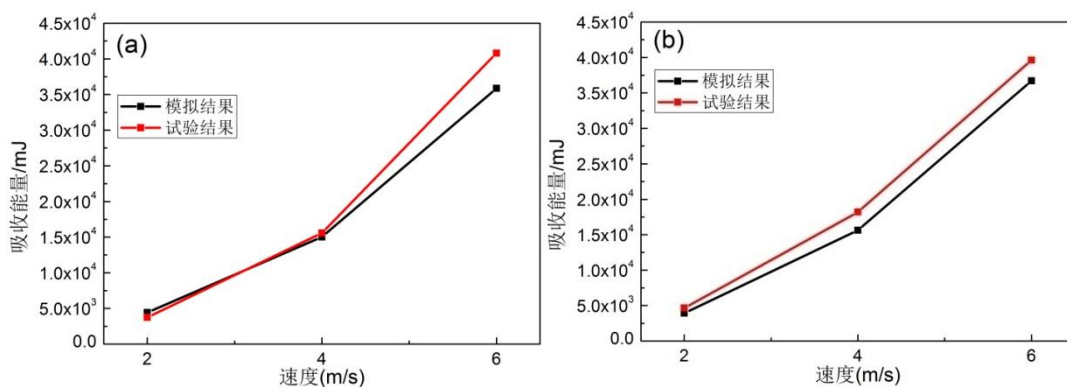


图 5.43 试验结果与有限元模拟结果比较

(a)双层 MD/CD 结构吸收能量；(b)三层 MD/CD/MD 结构吸收能量

5.4 本章小结

本章利用霍普金森压杆试验研究了多种波纹夹芯结构的动态力学性能；此外还通过试验与有限元模拟相结合方法研究了三种波纹夹芯结构在低速落锤冲击下的力学响应及吸能特性，得到结论如下：

(1) 在高应变速率下，单层 MD 结构、双层 MD/MD-A、MD/MD-B、MD/CD 结构和

三层 MD/MD/MD、MD/CD/MD 结构都表现出了明显的应变率效应，即应力水平随应变速率增加而提高；上述六种波纹夹芯结构在高应变速率下应力-应变曲线的 Perzyna 经验模型精度不一，其中 MD/CD 结构的 Perzyna 经验模型精度最高，其次是 MD/CD/MD 和 MD 结构，夹芯层呈相同方向排列的多层波纹夹芯结构的 Perzyna 经验模型精度较差；利用 Perzyna 经验本构模型计算的应力值与试验值作比较，MD/CD 结构最为接近，MD/MD-A 结构相差最大；MD/CD 和 MD/CD/MD 结构的应力-曲线应变符合幂指数函数规律，但其应变率效应不符合 Johnson-Cook 本构模型；波纹夹芯结构单位体积吸能能力也具有应变率效应，其中 MD/CD/MD 结构单位体积吸能能力在六种结构中最强，其次是 MD/CD 结构。

(2) 双层 MD/CD 结构和三层 MD/CD/MD 结构在 2m/s 冲击速度下没有发生破坏，在 4m/s 和 6m/s 冲击速度下上面板均发生破裂，而且在这两个速度下，双层结构的峰值冲击力差别不大，而三层结构的峰值冲击力则差距明显。

(3) MD、MD/CD 和 MD/CD/MD 结构在 2~6m/s 低速冲击有限元模拟结果表明，最大接触力随着波纹夹芯结构层数及冲击速度的增加而升高，冲头与波纹夹芯结构之间的接触时间随着夹芯层数及冲击速度的增加而缩短；单层结构上面板最大和最终变形量明显大于双层和三层结构，而双层和三层结构变形量大致相同；单层波纹夹芯结构的吸能效率随着冲击速度的增加而不断提升，双层和三层结构则基本保持不变；双层和三层波纹夹芯结构在 2~6m/s 冲击速度下各层面板和夹芯层吸收能量几乎一致，但双层波纹夹芯结构具有体积小、质量轻的优势。

(4) 计算和有限元模拟结果在峰值力上有一些差距，这是由于计算模型未考虑应变强化效应引起的，而在最大位移上，两者结果比较接近；试验和有限元模拟结果在峰值力和最大位移上差距明显，这是由上面板在冲击时发生破裂导致的，试验结果和模拟结果在能量吸收方面非常接近，略微的差别是由于面板破裂导致部分弹性变形能耗散所致。

第六章 结论与展望

6.1 研究结论

本文针对航空航天领域广泛应用的钛合金波纹夹芯结构,对其制备、等效理论、静态力学性能、动态力学性能开展了系统的研究,获得的主要结论如下:

(1) 有限元模拟结果表明辊轧工艺制备的波纹夹芯从壁厚减薄率和壁厚均匀性上均优于气压成形工艺制备的波纹夹芯;选取钎焊温度为 870°C , 钎焊时间分别为 5、10、20 和 30min, 对夹芯层和面板之间的钎焊工艺进行优化研究, 结果表明钎焊时间对显微硬度影响不大, 保温时间为 10 和 20min 时, 既可以消除钎焊接头中间的脆性相, 又可以避免母材组织过度粗化, 波纹夹芯结构可以获得合适的强度和塑性匹配。

(2) 通过解析法获得了钛合金波纹夹芯结构的等效剪切模量 G_{xz} 、 G_{yz} 、 G_{xy} , 等效弹性模量 E_x 、 E_y 以及密度 ρ_{eq} 的解析表达式; 同时利用有限元法求解钛合金波纹夹芯结构的等效剪切模量和等效弹性模量。揭示了波纹夹芯材料厚度、波纹夹芯高度和波纹夹芯波长对上述等效剪切模量、等效弹性模量以及密度的影响规律; 解析法和有限元法的结果显示出了较高的吻合度。分别利用解析法和有限元法获得的结果建立钛合金波纹夹芯结构三点弯曲等效模型, 同时建立钛合金波纹夹芯结构全尺寸 3D 有限元模型, 三者获得的钛合金波纹夹芯结构弯曲刚度结果比较接近, 验证了等效理论的合理性和准确性, 同时结果还表明夹芯层材料厚度对弯曲刚度影响不大, 但是夹芯层波高的增加使得弯曲刚度急剧增大。

(3) 通过有限元模拟手段获得了单层波纹夹芯结构平面压缩失效机制, 由于固有的几何缺陷和制备过程中出现的缺陷, 单层波纹夹芯结构平面压缩试验得到的失效机制与有限元结果并不一致; 双层和三层波纹夹芯结构平面压缩试验结果表明, 夹芯层数及其排布方向对结构的失效机制、压缩强度和压缩模量影响明显, 对于上下相邻的夹芯层呈相同方向排列的波纹夹芯结构, 失效机制以中间面板层的变形为主, 对于上下相邻的夹芯层呈垂直方向排列的波纹夹芯结构, 失效机制以夹芯层的压缩变形为主, 且其压缩强度和模量要明显高于前者。在有限元模型中引入初始缺陷因子, 双层和三层波纹夹芯结构的压缩有限元模拟结果在失效方式和载荷-位移曲线上与试验结果均比较接近。

(4) 对于面内剪切, 有限元模拟获得了钛合金波纹夹芯结构在 MD 方向和 CD 方向的剪切过程均为弹性变形、结构失稳和拉伸强化阶段; 钛合金波纹夹芯结构在 MD 和 CD 方向面内剪切进行试验结果表明, MD 方向剪切失效方式与有限元模拟结果相近, 但是载荷-位移曲线相差较大, CD 方向剪切试验结果无论在失效方式还是载荷-位移曲线均与有限元模拟结果相差较大, 即使在有限元模型中引入初始缺陷因子仍无法获得与试验相接近的结果。

(5) 有限元模拟手段研究钛合金波纹夹芯结构在 MD 和 CD 方向的失效模式, 发现跨距对 MD 方向三点弯曲的剪切效应影响明显, 而 CD 方向三点弯曲剪切效应可以忽略不计;

通过试验研究了面板厚度、波纹夹芯层数和排布方向对波纹夹芯结构三点弯曲性能的影响,结果表明增加波纹夹芯层数可以有效提高结构的最大抗弯刚度,在结构的压应力区域夹芯层呈 CD 方向排布,在拉应力区域夹芯层呈 MD 方向排列也可以提高结构的抗弯能力。最后通过有限元模拟手段揭示了面板厚度对于波纹夹芯结构抗弯刚度影响较大,且增加波高波长比可以明显提升结构的抗弯刚度。

(6) 对具有不同波纹夹芯层数和排布方向的六种波纹夹芯结构进行四个高应变速率下霍普金森冲击试验,结果发现六种结构的应力-应变行为具有明显的应变率效应;建立六种结构的应力-应变曲线的 Perzyna 经验本构模型,并对模型的离散度进行了分析和比较,结果发现 MD/CD 结构的本构模型的离散度最低,只有不到 5%,MD 和 MD/CD/MD 结构本构方程离散度均在 10%左右,另外三种结构本构方程离散度较大;利用 Perzyna 经验本构模型计算的应力值与试验值作比较,MD/CD 结构最为接近,MD/MD-A 结构相差最大;MD/CD 和 MD/CD/MD 两种结构高应变速率下的压缩应力-应变曲线不符合 Johnson-Cook 本构模型;对不同结构在相同冲击速度下的吸能能力的研究结果表明上下相邻两层波纹夹芯呈垂直方向排列要比呈相同方向排列的波纹夹芯结构单位体积吸能能力强。

(7) MD/CD 结构在 2、4、6m/s 三个冲击速度下的吸能效率分别为 88.60%、77.85%和 90.64%,MD/CD/MD 结构在在 2、4、6m/s 三个冲击速度下吸能效率分别为 93.20%、90.95%和 88.02%;对 MD、MD/CD 和 MD/CD/MD 三种结构进行 2~6m/s 共五种冲击速度下的落锤冲击试验进行有限元模拟,获得了不同结构在不同速度下的能量吸收效率及波纹夹芯结构各部分的能量吸收状况,结果表明在 2~6m/s 冲击速度范围内,双层 MD/CD 波纹夹芯结构吸能效率与三层 MD/CD/MD 波纹夹芯结构相当,考虑体积和重量因素的话,双层 MD/CD 波纹夹芯结构更具优势。计算和有限元模拟结果在峰值力上有一些差距,这是由于计算模型未考虑应变强化效应引起的;试验结果和有限元模拟结果在峰值冲击力上有明显差别,但在能量吸收方面试验结果只是略高于有限元模拟结果。

6.2 主要创新点

(1) 利用解析法和有限元法获得了正弦形钛合金波纹夹芯结构的等效弹性常数的表达式,并揭示了波纹夹芯材料厚度、波纹夹芯波高及波长对相关等效弹性常数的影响规律。

(2) 发现了波纹夹芯层数及排布方向对波纹夹芯结构压缩失效方式的影响规律,上下相邻的波纹夹芯呈垂直排列的波纹夹芯结构压缩失效方式为夹芯层的变形,而上下相邻的波纹夹芯同向行排列的波纹夹芯结构压缩失效方式为中间面板的变形;发现了夹芯层排布方向对弯曲性能的影响规律。

(3) 首次对具有不同夹芯层数及排布方向的波纹夹芯结构在高应变速率下的压缩行为进行了研究,发现所测试的波纹夹芯结构的应力-应变行为具有明显的应变率效应;同时发现在相同的冲击速度下,上下相邻的波纹夹芯呈垂直排列的波纹夹芯结构单位体积吸能能力要优于上下相邻的波纹夹芯呈同向排列的波纹夹芯结构。

6.3 研究展望

本文针对钛合金波纹夹芯结构开展的一系列研究将会为其在航空航天、海洋、建筑等领域的设计和应用提供重要的理论指导。本课题取得了一定的研究成果，但也有局限之处，在以下几个方面还需要做进一步的研究。

(1) 对除正弦形波纹夹芯结构以外的其他形状夹芯结构的相关性能开展研究，如三角形和梯形，并与正弦形波纹夹芯结构作对比，在综合考虑制备加工、成本等因素的因素之后，判断是否存在比正弦波纹夹芯结构更合适的结构可以作为可重复使用空天飞行器新型防隔热/承力一体化热防护系统的结构框架。此外，波纹夹芯层数及排布方向对结构吸能性能的影响规律也需要其他形状波纹夹芯结构的验证以证明其具有普遍性。

(2) 波纹夹芯结构静态力学性能和动态力学性能有限元模拟可以作为波纹夹芯结构优化设计非常重要的手段。但是本文的有限元模拟结果与试验结果或多或少存在差距，因而在有限元建模过程中，面板和夹芯层之间的连接设置以及初始缺陷因子的引入还需要进一步研究优化，使模拟结果更接近现实情况。

(3) 波纹夹芯结构在高应变速率下的应力对应变速率非常敏感，其原因在文中已做论述，但是如果能够借助高速甚至超高速摄影系统观察波纹夹芯结构在高应变速率下的变形机制，将会为应变率效应的机理提供非常重要的试验支撑。

(4) 钛合金波纹夹芯结构本身具有隔热的功能，本文只针对其常温下的静态力学性能和动态力学性能展开了相关研究。钛合金高温环境下的高应变速率冲击及落锤冲击性能及变形机理非常值得探索。此外，钎焊接头的热冲击及热疲劳、钛合金波纹夹芯结构在热-机械耦合作用下的疲劳性能都将是其在航空航天领域应用的重要性能指标。

参考文献

- [1] 栾旭. 金属蜂窝夹芯板疲劳和冲击力学性能研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2009.
- [2] Moses P L, Rausch V L, Nguyen L T, et al. NASA hypersonic flight demonstrators-overview, status, and future plans[J]. *Acta Astronautica*, 2004, 55(3): 619~630.
- [3] Freeman D C, Talay T A, Austin R E. Reusable launch vehicle technology program[J]. *Acta Astronautica*, 1997, 41(11): 777~790.
- [4] 史丽萍, 赫晓东. 可重复使用航天器的热防护系统概述[J]. *航空制造技术*, 2004 (7): 80~82.
- [5] Clay C, Croop H, Camden M. Camden. TPS and Hot Structures for RLV/SOV[C]. Proceedings of the 4th European Workshop on Hot Structures and Thermal Protection Systems for Space Vehicles, Palermo, Italy, 2002:73~77.
- [6] John Cleland, Francesco Iannetti. Thermal Protection System of the Space Shuttle[R]. Research Triangle Inst., Research Triangle Park, NC: NAS 1.26:4227, 1989.
- [7] Rodriguez A C, Snapp C G. Orbiter Thermal Protection System Lessons Learned[C]. AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition, Long Beach, California, USA, 27-29 September 2011.
- [8] Daniel C, Jean C C. Hermes thermal protection system overview[J]. *Acta Astronautica*, 1987, 16: 391~339.
- [9] Aiichiro T, Hiroyuki Y, Kazuyuki M. Advanced Thermal Protection Systems for Reusable Launch Vehicles[C]. 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Kyoto, Japan, April 24-27, 2001.
- [10] Dorsey J T, Poteet C C, Chen R R, et al. Wurster. Metallic thermal protection system technology development: concepts, requirements and assessment overview [C]. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 40th, Reno, NV, USA, January 14-17, 2002.
- [11] Blosser, Max L. Investigation of fundamental modeling and thermal performance issues for a metallic Thermal Protection System design [C]. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 40th, Reno, Nevada, USA, January 14-17, 2002.
- [12] Blosser M L, Chen R R, Schmidt I H, et al. Advanced metallic thermal protection system development[C]. AIAA 40th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. AIAA 2002-504.
- [13] Bouslog S A, Moore B, Lawson I, et al. X-33 metallic TPS tests in NASA-LARC high temperature tunnel[C]. The 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA, January 11-14. 1999.
- [14] Glass D E. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles[C]. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic

- Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio, USA, April 28-1, 2008. AIAA 2008-2682.
- [15] Bapanapalli S K. Design of an integral thermal protection system for future space vehicles[D]. Florida, USA: University of Florida, 2007.
- [16] Martinez O. Micromechanical analysis and design of an integrated thermal protection system for future space vehicles[D]. Florida, USA: University of Florida, 2007.
- [17] Sharma A. Multi-fidelity design of an integral thermal protection system for future space vehicle during re-entry[D]. Florida, USA: University of Florida, 2010.
- [18] 杨强. 一体化热防护系统设计与综合效能评估方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- [19] 彭明军. 钎焊蜂窝铝板力学性能研究[D]. 昆明: 昆明理工大学, 2013.
- [20] Zenkert D. An introduction to sandwich construction[M]. Engineering materials advisory services, 1995.
- [21] Zenkert D. The Handbook of Sandwich Construction[M]. London, UK: Chameleon Press Ltd., 1997.
- [22] 王兴业, 杨孚标, 曾竟成, 等. 夹层结构复合材料设计原理及其应用[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007.
- [23] Evans A G. Lightweight materials and structures[J]. MRS bulletin, 2001, 26(10): 790~797.
- [24] Allen H G. Analysis and design of structural sandwich panels[M]. Oxford: Pergamon Press, 1969.
- [25] Noor A K, Burton W S, Bert C W. Computational models for sandwich panels and shells[J]. Applied Mechanics Reviews, 1996, 49(3): 155~199.
- [26] Vinson J R. Sandwich structures[J]. Applied Mechanics Reviews, 2001, 54(3): 201~214.
- [27] 颜鸣皋. 现代飞机主要用材料[J]. 航空材料, 1980, 4: 1~7.
- [28] Bitzer T N. Honeycomb technology: materials, design, manufacturing, applications and testing[M]. Springer Science & Business Media, 2012.
- [29] Xu X F, Qiao P. Homogenized elastic properties of honeycomb sandwich with skin effect[J]. International Journal of Solids and Structures, 2002, 39(8): 2153~2188.
- [30] Lestari W, Qiao P. Damage detection of fiber-reinforced polymer honeycomb sandwich beams[J]. Composite Structures, 2005, 67(3): 365~373.
- [31] Foo C C, Seah L K, Chai G B. Low-velocity impact failure of aluminium honeycomb sandwich panels[J]. Composite Structures, 2008, 85(1): 20~28.
- [32] Gibson L J, Ashby M F. Cellular solids: structure and properties, 2nd Edition[M]. Cambridge University Press, Cambridge, UK, 1997.
- [33] Deshpande V S, Fleck N A. Isotropic constitutive models for metallic foams[J]. Journal of the

- Mechanics and Physics of Solids, 2000, 48(6): 1253~1283.
- [34] 徐元铭, 黄英兰, 万青. 先进复合材料格栅结构制造工艺技术的进展[J]. 飞机设计, 2007, 27(6): 33~37.
- [35] 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.
- [36] Kujala P, Klanac A. Steel sandwich panels in marine applications[J]. Brodogradnja, 2005, 56(4): 305~314.
- [37] Wang A J, McDowell D L. In-plane stiffness and yield strength of periodic metal honeycombs[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 2004, 126(2): 137~156.
- [38] Stephen C. Light weight, low total ownership cost are benefits of new surface ship watertight door[J]. iMAST Quarterly, 2006, 3: 3~6.
- [39] Liu T, Deng Z C, Lu T J. Design optimization of truss-cored sandwiches with homogenization[J]. International Journal of Solids and Structures, 2006, 43(25): 7891~7918.
- [40] Lu T J, Valdevit L, Evans A G. Active cooling by metallic sandwich structures with periodic cores[J]. Progress in Materials Science, 2005, 50(7): 789~815.
- [41] 方岱宁, 张一慧, 崔晓东. 轻质点阵材料力学与多功能设计[M]. 北京: 科学出版社, 2009.
- [42] Evans A G, Hutchinson J W, Ashby M F. Multifunctionality of cellular metal systems[J]. Progress in Materials Science, 1998, 43(3): 171~221.
- [43] Côté F, Deshpande V S, Fleck N A, et al. The compressive and shear responses of corrugated and diamond lattice materials[J]. International Journal of Solids and Structures, 2006, 43(20): 6220~6242.
- [44] Valdevit L, Hutchinson J W, Evans A G. Structurally optimized sandwich panels with prismatic cores[J]. International Journal of Solids and Structures, 2004, 41(18): 5105~5124.
- [45] Bapanapalli S K, Martinez O M, Gogu C, et al. Analysis and design of corrugated core sandwich panels for thermal protection systems of space vehicles[J]. AIAA Paper, 2006, 1942: 2006.
- [46] 关春龙, 李焱, 赫晓东. 可重复使用热防护系统防热结构及材料的研究现状[J]. 宇航材料工艺, 2003, 33(6): 7~11.
- [47] 张学学. TC4 多层板超塑成形/扩散连接试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [48] 侯冠群. 宽弦空心风扇叶片制造工艺的发展[J]. 航空制造工程, 1994 (5): 6~8.
- [49] Reutzler E W, Koudela K L. Lightweight laser-welded stiffened structure(LASCOR) [J]. iMAST Quarterly, 2001(1): 3~6.
- [50] 唐伟, 王齐, 闫超, 等. 新型金属夹芯板-金属复合保温板的研制[J]. 林业科技, 2012, 37(05): 31~33.
- [51] 孙小曼. 车用波纹夹芯板弯曲性能研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2013.

- [52] Song S, Li X, Zhu B, et al. Analysis of Mechanical Characteristics for Continuous Rigid Bridge with Corrugated Steel Webs[J]. *Applied Mechanics & Materials*, 2014 (587-589):1353~1358.
- [53] Daynes S, Weaver P M. Review of shape-morphing automobile structures: concepts and outlook[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*, 2013, 227(11): 1603~1622.
- [54] Damie M, Manohar S S, Rajanarasimha S. Weight optimization of an automobile bumper[C]//Technologies for Sustainable Development (ICTSD), 2015 International Conference on. IEEE, 2015: 1~4.
- [55] Zhao S, Li J, Zhang C, et al. Thermo-structural optimization of integrated thermal protection panels with one-layer and two-layer corrugated cores based on simulated annealing algorithm[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2015, 51(2): 479~494.
- [56] Nordstrand T. Analysis and testing of corrugated board panels into the post-buckling regime[J]. *Composite structures*, 2004, 63(2): 189~199.
- [57] Biancolini M E. Evaluation of equivalent stiffness properties of corrugated board[J]. *Composite structures*, 2005, 69(3): 322~328.
- [58] Biancolini M E, Brutti C. Numerical and experimental investigation of the strength of corrugated board packages[J]. *Packaging Technology and Science*, 2003, 16(2): 47~60.
- [59] Rejab M R M, Cantwell W J. The mechanical behaviour of corrugated-core sandwich panels[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2013, 47: 267~277.
- [60] 吴存利, 段世慧, 李新祥. 复合材料波纹板剪切载荷作用下的屈曲试验与分析[J]. *航空学报*, 2011, 32(8): 1453~1460.
- [61] Dayyani I, Friswell M I, Ziaei-Rad S, et al. Equivalent models of composite corrugated cores with elastomeric coatings for morphing structures[J]. *Composite Structures*, 2013, 104: 281~292.
- [62] 杨春霞, 朱永明, 蒋立正. RTM 技术在波纹板制造中的应用探讨[J]. *电子机械工程*, 2010 (5): 37~39.
- [63] Zhou J, Guan Z W, Cantwell W J. Scaling effects in the mechanical response of sandwich structures based on corrugated composite cores[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2016, 93: 88~96.
- [64] Ibrahim S A, El-Dakhkhni W W, Elgaaly M. Behavior of bridge girders with corrugated webs under monotonic and cyclic loading[J]. *Engineering Structures*, 2006, 28(14): 1941~1955.
- [65] Poirier J D, Vel S S, Caccese V. Multi-objective optimization of laser-welded steel sandwich panels for static loads using a genetic algorithm[J]. *Engineering Structures*, 2013, 49: 508~524.
- [66] 屈华昌. 塑料成型工艺与模具设计(第2版)[M]. 机械工业出版社, 2007.
- [67] 马宁伟. 塑料制品机械连接技术[J]. *工程塑料应用*, 1993, 21(1): 18~22.

- [68] 罗道友. 塑料的粘接与涂装应用技术研究[J]. 北京粘接学会第十七届年会暨胶粘剂, 密封剂应用技术论坛论文集, 2008.
- [69] 陶永亮. 塑料焊接加工几种方法[J]. 塑料制造, 2011 (12): 75~79.
- [70] 周媛. 瓦楞纸板的结构增强与配比技术研究 [D]. 无锡: 江南大学, 2007.
- [71] 陈先有, 崔晶. 航空钛合金零件热成形及应用分析[J]. 航空科学技术, 2007 (5): 38~40.
- [72] 李梁, 孙建科, 孟祥军. 钛合金超塑性研究及应用现状[J]. 材料开发与应用, 2004, 19(6): 34~38.
- [73] 阚国丽. TB2 钛合金薄壁波纹板的超塑性成形技术研究[J]. 中国空间科学技术, 1992, 12(4): 74~78.
- [74] 程东海, 黄继华, 林海凡, 等. TC4 钛合金激光焊/超塑成形四层结构显微组织分析[J]. 焊接, 2009 (8): 20~22.
- [75] 高兴强, 侣好学, 岳喜山, 等. TC4/TA18 钛合金蜂窝夹层结构钎焊工艺研究[J]. 航空制造技术, 2015, 480(11): 109~111.
- [76] 静永娟, 李晓红, 岳喜山. TC1 钛合金蜂窝夹层结构的钎焊工艺研究与分析[J]. 航空制造技术, 2012, 409(13): 137~139.
- [77] Flower H M. High performance materials in aerospace[M]. Springer Science & Business Media, 2012.
- [78] Chai X, Zhang X, Wang Z, et al. Modeling of the Diffusion Bond for SPF/DB Titanium Hollow Structures[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2015.
- [79] Runyan M R, Sanders D G, Hefti L D, et al. Spf/db structure for attenuation of noise from air flow: U.S. Patent Application 13/410,049[P]. 2012-3-1.
- [80] Zhiqiang L, Bing Z, Wei C. Superplastic forming and diffusion bonding: Progress and trends[C]//MATEC Web of Conferences. EDP Sciences, 2015, 21: 01005.
- [81] 崔元杰. TC4 多层板结构超塑成形/扩散连接工艺数值模拟与试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [82] Gang W, Zhang W C, Zhang G L, et al. Superplastic formability of Ti-6Al-4V butt-welded plate by laser beam welding[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2009, 19: 429~433.
- [83] Yan H H, Zhang K F. Processing of multi-sheet structures of an aluminum alloy by laser welding/superplastic forming[J]. Materials & Design, 2010, 31(4): 2220~2223.
- [84] Bartolozzi G, Pierini M, Orrenius U, et al. An equivalent material formulation for sinusoidal corrugated cores of structural sandwich panels[J]. Composite Structures, 2013, 100: 173~185.
- [85] 胡海昌. 各向同性夹层板反对称小挠度的若干问题[J]. 力学学报: 1963, 6(1):53~60.
- [86] 程华, 刘方龙. 复合材料夹层板弯曲修正的 Reissner 理论[J]. 复合材料学报: 1990,

7(4):17~27

- [87] 陈银水,朱锴. Reissner 夹层板的弯曲、稳定和振动问题的解析解[J]. 北京建筑工程学院学报: 1993, (1):31~43.
- [88] 石勇,朱锡,李海涛,李永清. 考虑表层抗弯刚度影响的夹层板静力学等效分析[J]. 海军工程大学学报,2006,06:106~110.
- [89] 王建国,黄茂光. Hoff 型夹层板的边界积分方程法[J]. 上海力学: 1992, 13(3):23~31.
- [90] 刘畅,钟善桐,苗若愚. 正交各向异性夹层板的基本方程[J]. 吉林建筑工程学院学报: 1997(4):1~6.
- [91] Grediac M. A finite element study of the transverse shear in honeycomb cores[J]. International journal of solids and structures, 1993, 30(13): 1777~1788.
- [92] Burton W S, Noor A K. Assessment of continuum models for sandwich panel honeycomb cores[J]. Computer methods in applied mechanics and engineering, 1997, 145(3): 341~360.
- [93] Gibson L J, Ashby M F, Schajer G S, et al. The mechanics of two-dimensional cellular materials[C]//Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. The Royal Society, 1982, 382(1782): 25~42.
- [94] Oghumu S O. Finite element modeling approach and performance evaluation of fiber reinforced polymer sandwich bridge panels[D]. Louisiana State University, USA; 2005.
- [95] Chen A, Davalos J F. Transverse shear including skin effect for composite sandwich with honeycomb sinusoidal core[J]. Journal of engineering mechanics, 2007, 133(3): 247~256.
- [96] Qiao P, Wang J. Mechanics of composite sinusoidal honeycomb cores[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2005, 18(1): 42~50.
- [97] Liu T, Deng Z C, Lu T J. Structural modeling of sandwich structures with lightweight cellular cores[J]. Acta Mechanica Sinica, 2007, 23(5): 545~559.
- [98] Hohe J, Becker W. Effective stress-strain relations for two-dimensional cellular sandwich cores: Homogenization, material models, and properties[J]. Applied Mechanics Reviews, 2002, 55(1): 61~87.
- [99] Libove C, Hubka R E. Elastic constants for corrugated-core sandwich plates[J]. 1951.
- [100] Ko W L. Elastic Constants for Superplastically Formed/Diffusion-Bonded Corrugated Sandwich Core[R]. National Aeronautics and Space Administration Edwards Afb Ca Dryden Flight Research Center, 1980, NASA, Technical Report No. 1562.
- [101] Lok T S, Cheng Q H. Elastic stiffness properties and behavior of truss-core sandwich panel[J]. Journal of Structural Engineering, 2000, 126(5): 552~559.
- [102] Wang H X, Chung S W. Equivalent elastic constants of truss core sandwich plates[J]. Journal of Pressure Vessel Technology, 2011, 133(4): 1~6.

- [103] Valdevit L, Wei Z, Mercer C, et al. Structural performance of near-optimal sandwich panels with corrugated cores[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2006, 43(16): 4888~4905.
- [104] Cheng Q H, Lee H P, Lu C. A numerical analysis approach for evaluating elastic constants of sandwich structures with various cores[J]. *Composite Structures*, 2006, 74(2): 226~236.
- [105] Xia Y, Friswell M I, Flores E I S. Equivalent models of corrugated panels[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2012, 49(13): 1453~1462.
- [106] Samanta A, Mukhopadhyay M. Finite element static and dynamic analyses of folded plates[J]. *Engineering Structures*, 1999, 21(3): 277~287.
- [107] Chang W S, Ventsel E, Krauthammer T, et al. Bending behavior of corrugated-core sandwich plates[J]. *Composite Structures*, 2005, 70(1): 81~89.
- [108] Kress G, Winkler M. Corrugated laminate homogenization model[J]. *Composite Structures*, 2010, 92(3): 795~810.
- [109] Kress G, Winkler M. Corrugated laminate analysis: a generalized plane-strain problem[J]. *Composite Structures*, 2011, 93(5): 1493~1504.
- [110] Winkler M, Kress G. Influence of corrugation geometry on the substitute stiffness matrix of corrugated laminates[J]. *Composite Structures*, 2012, 94(9): 2827~2833.
- [111] Yokozeki T, Takeda S, Ogasawara T, et al. Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures[J]. *Composites Part A: applied science and manufacturing*, 2006, 37(10): 1578~1586.
- [112] Lu T J, Zhu G. The elastic constants of corrugated board panels[J]. *Journal of composite materials*, 2001, 35(20): 1868~1887.
- [113] Gilchrist A C, Suhling J C, Urbanik T J. Nonlinear finite element modeling of corrugated board[J]. 1999, 231:101~106
- [114] Isaksson P, Krusper A, Gradin P A. Shear correction factors for corrugated core structures[J]. *Composite Structures*, 2007, 80(1): 123~130.
- [115] Aboura Z, Talbi N, Allaoui S, et al. Elastic behavior of corrugated cardboard: experiments and modeling[J]. 2004, 63(1): 53~62.
- [116] Talbi N, Batti A, Ayad R, Guo Y. An analytical homogenization model for finite element modelling of corrugated cardboard. *Composite structures*, 2009;88(2):280~289.
- [117] Baum G A, Brennan D C, Habeger C C. Orthotropic elastic-constants of paper[J]. *Tappi*, 1981, 64(8): 97~101.
- [118] Briassoulis D. Equivalent orthotropic properties of corrugated sheets[J]. *Computers & Structures*, 1986, 23(2): 129~138.
- [119] Liew K M, Peng L X, Kitipornchai S. Nonlinear analysis of corrugated plates using a FSDT and

- a meshfree method[J]. *Computer methods in applied mechanics and engineering*, 2007, 196(21): 2358~2376.
- [120] Liew K M, Peng L X, Kitipornchai S. Vibration analysis of corrugated Reissner–Mindlin plates using a mesh-free Galerkin method[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2009, 51(9): 642~652.
- [121] Nordstrand T, Carlsson L A, Allen H G. Transverse shear stiffness of structural core sandwich[J]. *Composite Structures*, 1994, 27(3): 317~329.
- [122] Yokozeki T, Takeda S, Ogasawara T, et al. Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures[J]. *Composites Part A: applied science and manufacturing*, 2006, 37(10): 1578~1586.
- [123] Xia Y, Friswell M I. Equivalent models of corrugated laminates for morphing skins[C]//*SPIE Smart Structures and Materials+ Nondestructive Evaluation and Health Monitoring*. International Society for Optics and Photonics, 2011: 79771I-79771I-10.
- [124] Abbès B, Guo Y Q. Analytic homogenization for torsion of orthotropic sandwich plates: Application to corrugated cardboard[J]. *Composite Structures*, 2010, 92(3): 699~706.
- [125] Bartolozzi G, Baldanzini N, Pierini M. Equivalent properties for corrugated cores of sandwich structures: A general analytical method[J]. *Composite Structures*, 2014, 108: 736~746.
- [126] Ye Z, Berdichevsky V L, Yu W. An equivalent classical plate model of corrugated structures[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2014, 51(11): 2073~2083.
- [127] Rathbun H J, Radford D D, Xue Z, et al. Performance of metallic honeycomb-core sandwich beams under shock loading[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2006, 43(6): 1746~1763.
- [128] Aktay L, Johnson A F, Kröplin B H. Numerical modelling of honeycomb core crush behaviour[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2008, 75(9): 2616~2630.
- [129] Fischer S, Drechsler K, Kilchert S, et al. Mechanical tests for foldcore base material properties[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2009, 40(12): 1941~952.
- [130] Ahn B Y, Shoji D, Hansen C J, et al. Printed origami structures[J]. *Advanced Materials*, 2010, 22(20): 2251~2254.
- [131] Lim J H, Kang K J. Mechanical behavior of sandwich panels with tetrahedral and Kagome truss cores fabricated from wires[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2006, 43(17): 5228~5246.
- [132] Smith M, Cantwell W J, Guan Z, et al. The quasi-static and blast response of steel lattice structures[J]. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, 2011, 13(4): 479~501.
- [133] Kazemahvazi S, Zenkert D. Corrugated all-composite sandwich structures. Part 1: Modeling[J].

- Composites Science and Technology, 2009, 69(7): 913~919.
- [134] Kazemahvazi S, Tanner D, Zenkert D. Corrugated all-composite sandwich structures. Part 2: Failure mechanisms and experimental programme[J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(7): 920~925.
- [135] Hahn E K, De Ruvo A, Westerlind B S, et al. Compressive strength of edge-loaded corrugated board panels[J]. Experimental Mechanics, 1992, 32(3): 259~265.
- [136] Tian Y S, Lu T J. Optimal design of compression corrugated panels[J]. Thin-walled structures, 2005, 43(3): 477~498.
- [137] Lu T J, Chen C, Zhu G. Compressive behaviour of corrugated board panels[J]. Journal of composite materials, 2001, 35(23): 2098~2126.
- [138] Hou S, Shu C, Zhao S, et al. Experimental and numerical studies on multi-layered corrugated sandwich panels under crushing loading[J]. Composite Structures, 2015, 126: 371~385.
- [139] Zhou M, Zhang J, Zhong J, et al. Shear Stress Calculation and Distribution in Variable Cross Sections of Box Girders with Corrugated Steel Webs[J]. Journal of Structural Engineering, 2016, 142(6): 04016022.
- [140] Farzampour A, Laman J A. Behavior prediction of corrugated steel plate shear walls with openings[J]. Journal of Constructional Steel Research, 2015, 114: 258~268.
- [141] Dou C, Jiang Z Q, Pi Y L, et al. Elastic shear buckling of sinusoidally corrugated steel plate shear wall[J]. Engineering Structures, 2016, 121: 136~146.
- [142] Zevallos E, Hassanein M F, Real E, et al. Shear evaluation of tapered bridge girder panels with steel corrugated webs near the supports of continuous bridges[J]. Engineering Structures, 2016, 113: 149~159.
- [143] Cao Q, Jiang H, Wang H. Shear Behavior of Corrugated Steel Webs in H Shape Bridge Girders[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2015.
- [144] Nagasankar P, Prabu S B, Velmurugan R. Role of temperatures and fiber orientations on transverse shear damping of polypropylene honeycomb sandwich structures[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2015, 34(9): 696~707.
- [145] Nasir M A, Khan Z, Farooqi I, et al. Transverse shear Behavior of a nomex Core for sandwich Panels[J]. Mechanics of Composite Materials, 2015, 50(6): 733~738.
- [146] Cricri G, Perrella M, Calì C. Honeycomb failure processes under in-plane loading[J]. Composites Part B: Engineering, 2013, 45(1): 1079~1090.
- [147] Nordstrand T, Carlsson L A, Allen H G. Transverse shear stiffness of structural core sandwich[J]. Composite Structures, 1994, 27(3): 317~329.
- [148] Nordstrand T M, Carlsson L A. Evaluation of transverse shear stiffness of structural core

- sandwich plates[J]. *Composite structures*, 1997, 37(2): 145~153.
- [149] Heimbs S. Foldcore sandwich structures and their impact behaviour: an overview[M]//*Dynamic failure of composite and sandwich structures*. Springer Netherlands, 2013: 491~544.
- [150] Bin H, Bo Y, Yu X, et al. Foam filling radically enhances transverse shear response of corrugated sandwich plates[J]. *Materials & Design*, 2015, 77: 132~141.
- [151] McKee R C, Gander J W, Wachuta J R. Flexural stiffness of corrugated board[J]. 1962.
- [152] Magnucki K, Jasion P, Krus M, et al. Strength and buckling of sandwich beams with corrugated core[J]. *Journal of theoretical and applied mechanics*, 2013, 51(1): 15~24.
- [153] Boorle R K, Mallick P K. Global bending response of composite sandwich plates with corrugated core: Part I: Effect of geometric parameters[J]. *Composite Structures*, 2016, 141: 375~388.
- [154] Boorle R K, Mallick P K. Global bending response of composite sandwich plates with corrugated core. Part II: Effect of laminate construction[J]. *Composite Structures*, 2016, 141: 389~402.
- [155] Magnucka-Blandzi E, Magnucki K, Wittenbeck L. Mathematical modeling of shearing effect for sandwich beams with sinusoidal corrugated cores[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2015, 39(9): 2796~2808.
- [156] Yan L L, Han B, Yu B, et al. Three-point bending of sandwich beams with aluminum foam-filled corrugated cores[J]. *Materials & Design*, 2014, 60: 510~519.
- [157] Zhu F, Lu G. A review of blast and impact of metallic and sandwich structures[J]. *EJSE Special Issue: Loading on Structures*, 2007: 92~101.
- [158] Hause T, Librescu L. Dynamic response of anisotropic sandwich flat panels to explosive pressure pulses[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2005, 31(5): 607~628.
- [159] Zhu F, Wang Z, Lu G, et al. Analytical investigation and optimal design of sandwich panels subjected to shock loading[J]. *Materials & Design*, 2009, 30(1): 91~100.
- [160] Andrews E W, Moussa N A. Failure mode maps for composite sandwich panels subjected to air blast loading[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2009, 36(3): 418~425.
- [161] Langdon G S, Karagiozova D, Von Klemperer C J, et al. The air-blast response of sandwich panels with composite face sheets and polymer foam cores: experiments and predictions[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2013, 54: 64~82.
- [162] Yazici M, Wright J, Bertin D, et al. Experimental and numerical study of foam filled corrugated core steel sandwich structures subjected to blast loading[J]. *Composite Structures*, 2014, 110: 98~109.
- [163] Liu H, Cao Z K, Yao G C, et al. Performance of aluminum foam-steel panel sandwich

- composites subjected to blast loading[J]. *Materials & Design*, 2013, 47: 483~488.
- [164] Li X, Zhang P, Wang Z, et al. Dynamic behavior of aluminum honeycomb sandwich panels under air blast: Experiment and numerical analysis[J]. *Composite Structures*, 2014, 108: 1001~1008.
- [165] Jing L, Wang Z, Zhao L. Dynamic response of cylindrical sandwich shells with metallic foam cores under blast loading-numerical simulations[J]. *Composite Structures*, 2013, 99: 213~223.
- [166] Jing L, Wang Z, Shim V P W, et al. An experimental study of the dynamic response of cylindrical sandwich shells with metallic foam cores subjected to blast loading[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2014, 71: 60~72.
- [167] Li S, Wang Z, Wu G, et al. Dynamic response of sandwich spherical shell with graded metallic foam cores subjected to blast loading[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2014, 56: 262~271.
- [168] Li W, Huang G, Bai Y, et al. Dynamic response of spherical sandwich shells with metallic foam core under external air blast loading-Numerical simulation[J]. *Composite Structures*, 2014, 116: 612~625.
- [169] Li S, Li X, Wang Z, et al. Finite element analysis of sandwich panels with stepwise graded aluminum honeycomb cores under blast loading[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2016, 80: 1~12.
- [170] Yu B, Han B, Su P B, et al. Graded square honeycomb as sandwich core for enhanced mechanical performance[J]. *Materials & Design*, 2016, 89: 642~652.
- [171] Ebrahimi H, Ghosh R, Mahdi E, et al. Honeycomb sandwich panels subjected to combined shock and projectile impact[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2016, 95: 1~11.
- [172] Wiernicki C J, Liem F, Woods G D, et al. Structural analysis methods for lightweight metallic corrugated core sandwich panels subjected to blast loads[J]. *Naval Engineers Journal*, 1991, 103(3): 192~202.
- [173] Liang C C, Yang M F, Wu P W. Optimum design of metallic corrugated core sandwich panels subjected to blast loads[J]. *Ocean Engineering*, 2001, 28(7): 825~861.
- [174] Li X, Wang Z, Zhu F, et al. Response of aluminium corrugated sandwich panels under air blast loadings: Experiment and numerical simulation[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2014, 65: 79~88.
- [175] Zhang P, Liu J, Cheng Y, et al. Dynamic response of metallic trapezoidal corrugated-core sandwich panels subjected to air blast loading-An experimental study[J]. *Materials & Design*, 2015, 65: 221~30.
- [176] Zhang P, Cheng Y, Liu J, et al. Experimental and numerical investigations on laser-welded corrugated-core sandwich panels subjected to air blast loading[J]. *Marine Structures*, 2015, 40:

225~246.

- [177] 胡时胜, 王悟, 潘艺, 等. 泡沫材料的应变率效应[J]. 爆炸与冲击, 2003, 23(1): 13~18.
- [178] Paul A, Ramamurty U. Strain rate sensitivity of a closed-cell aluminum foam[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2000, 281(1): 1~7.
- [179] Dannemann K A, Lankford J. High strain rate compression of closed-cell aluminium foams[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2000, 293(1): 157~164.
- [180] Mukai T., Miyoshi T., Nakano S. , et al. Compressive response of a closed-cell aluminum foam at high strain rate [J].*Scripta Materialia*, 2006, 54(4): 533~537.
- [181] Deshpande V.S., Fleck N.A. High strain rate compressive behaviour of aluminium alloy foams [J].*International Journal of Impact Engineering*, 2000, 24(3): 277~298.
- [182] Hall I W, Guden M, Yu C J. Crushing of aluminum closed cell foams: Density and strain rate effects [J].*Scripta Materialia*, 2000, 43(6): 515~521.
- [183] Tan P J, Reid S R, Harrigan J J, et al. Dynamic compressive strength properties of aluminium foams. Part II-‘shock’theory and comparison with experimental data and numerical models[J]. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 2005, 53(10): 2206~2230.
- [184] Yu J L, Li J R, Hu S S. Strain-rate effect and micro-structural optimization of cellular metals[J]. *Mechanics of Materials*, 2006, 38(1): 160~170.
- [185] Hou B, Zhao H, Pattofatto S, et al. Inertia effects on the progressive crushing of aluminium honeycombs under impact loading[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2012, 49(19): 2754~2762.
- [186] Yang Z Q, Pang B J, Shi J Y, et al. Dynamic compressive properties of nickel-based honeycomb sandwich and two-layered sandwich[C]//*DYMAT-International Conference on the Mechanical and Physical Behaviour of Materials under Dynamic Loading*. EDP Sciences, 2009, 1: 303~309.
- [187] 唐爽, 邓运来, 姜科达, 等. 铝蜂窝材料动态压缩力学性能及吸能分析[J]. *Material Sciences*, 2014, 4(3):15~20.
- [188] Tao Y, Chen M, Chen H, et al. Strain rate effect on the out-of-plane dynamic compressive behavior of metallic honeycombs: Experiment and theory[J]. *Composite Structures*, 2015, 132: 644~651.
- [189] Kılıçaslan C, Odacı I K, Guden M. Single-and double-layer aluminum corrugated core sandwiches under quasi-static and dynamic loadings[J]. *Journal of Sandwich Structures and Materials*, 2015: 0(00):1~26.
- [190] Kılıçaslan C, Odacı İ K, Taşdemirci A, et al. Experimental testing and full and homogenized numerical models of the low velocity and dynamic deformation of the trapezoidal aluminium corrugated core sandwich[J]. *Strain*, 2014, 50(3): 236~249.

- [191] 程小全, 寇长河, 酆正能. 复合材料蜂窝夹芯板低速冲击损伤研究[J]. 复合材料学报, 1998, 15(3): 124~128.
- [192] 程小全, 寇长河. 复合材料蜂窝夹芯板低速冲击后的压缩[J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(5): 551~554.
- [193] 程小全, 寇长河. 复合材料夹芯板低速冲击后弯曲及横向静压特性[J]. 复合材料学报, 2000, 17(2): 114~118.
- [194] 谢宗蕙, 苏霓, 张磊, 等. 复合材料蜂窝夹芯板低速冲击损伤扩展特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 41(1): 30~35.
- [195] 程小全, 寇长河, 酆正能. 复合材料蜂窝夹芯板低速冲击损伤研究[J]. 复合材料学报, 1998, 15(3): 124~128.
- [196] Hazizan M A, Cantwell W J. The low velocity impact response of foam-based sandwich structures[J]. Composites Part B: Engineering, 2002, 33(3): 193~204.
- [197] Schubel P M, Luo J J, Daniel I M. Low velocity impact behavior of composite sandwich panels[J]. Composites Part A: applied science and manufacturing, 2005, 36(10): 1389~1396.
- [198] Wang J, Waas A M, Wang H. Experimental and numerical study on the low-velocity impact behavior of foam-core sandwich panels[J]. Composite Structures, 2013, 96: 298~311.
- [199] Rajaneesh A, Sridhar I, Rajendran S. Relative performance of metal and polymeric foam sandwich plates under low velocity impact[J]. International Journal of Impact Engineering, 2014, 65: 126~136.
- [200] 夏龙, 徐排, 李巧. 复合材料泡沫夹芯结构低速冲击损伤研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(4): 425~431.
- [201] 王杰. 复合材料泡沫夹层结构低速冲击与冲击后压缩性能研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.
- [202] 祖国胤, 刘佳, 李小兵, 等. 泡沫铝夹芯板低速冲击性能研究[J]. 东北大学学报: 自然科学版, 2014, 35(11): 1583~1587.
- [203] Rubino V, Deshpande V S, Fleck N A. The dynamic response of end-clamped sandwich beams with a Y-frame or corrugated core[J]. International journal of impact engineering, 2008, 35(8): 829~844.
- [204] St-Pierre L, Deshpande V S, Fleck N A. The low velocity impact response of sandwich beams with a corrugated core or a Y-frame core[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2015, 91: 71~80.
- [205] St-Pierre L, Fleck N A, Deshpande V S. The dynamic indentation response of sandwich panels with a corrugated or Y-frame core[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2015, 92: 279~289.

- [206] Kılıçaslan C, Güden M, Odacı İ K, et al. The impact responses and the finite element modeling of layered trapezoidal corrugated aluminum core and aluminum sheet interlayer sandwich structures[J]. *Materials & Design*, 2013, 46: 121~133.
- [207] Radford D D, Fleck N A, Deshpande V S. The response of clamped sandwich beams subjected to shock loading[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2006, 32(6): 968~987.
- [208] Boonkong T, Shen Y O, Guan Z W, et al. The low velocity impact response of curvilinear-core sandwich structures[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2016, 93: 28~38.
- [209] 张汇文, 岳鑫, 张九海, 等. 钛合金与不锈钢的钎焊和扩散焊技术研究现状及发展趋势[J]. *焊接*, 2006 (1): 11~16.
- [210] Iijima M, Brantley W A, Kawashima I, et al. Microstructures of beta-titanium orthodontic wires joined by infrared brazing[J]. *Journal of Biomedical Materials Research Part B: Applied Biomaterials*, 2006, 79(1): 137~141.
- [211] Lütjering G, Williams J C. *Titanium*[M]. Berlin: Springer, 2003
- [212] Castigliano C A. *Intorno ai sistemi elastici*[J]. Bona, Torino, 1873.
- [213] Xiong J, Ma L, Pan S, et al. Shear and bending performance of carbon fiber composite sandwich panels with pyramidal truss cores[J]. *Acta Materialia*, 2012, 60(4): 1455~1466.
- [214] 叶仁传, 田阿利, 沈超明. 霍普金森压杆(SHPB)实验波形振荡问题的影响与解决方法[J]. *科学技术与工程*, 2014 (1): 1~4.
- [215] Kolsky H. An investigation of the mechanical properties of materials at very high rates of loading[J]. *Proceedings of the Physical Society. Section B*, 1949, 62(11): 676.
- [216] 孙建运, 李国强. 动力荷载作用下固体材料本构模型研究的进展[J]. *四川建筑科学研究*, 2006, 32(5): 144~149.
- [217] 王仁, 黄克智, 朱兆祥. *塑性力学进展*[C]. 北京: 中国铁道出版社, 1998
- [218] 杨桂通. *塑性动力学*[M]. 北京: 高等教育出版社, 2000
- [219] Johnson G R, Cook W H, A Constitutive Model and Data for Metals Subjected to Large Strains High Rates and High Temperature[A], *Proceeding of the Seventh International Symposium on Ballistics*[C], 1983, 541~547
- [220] Sasso M, Newaz G, Amodio D. Material characterization at high strain rate by Hopkinson bar tests and finite element optimization[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2008, 487(1): 289~300.
- [221] Yi F, Zhu Z, Zu F, et al. Strain rate effects on the compressive property and the energy-absorbing capacity of aluminum alloy foams[J]. *Materials Characterization*, 2001, 47(5): 417~422.
- [222] Meo M, Morris A J, Vignjevic R, et al. Numerical simulations of low-velocity impact on an aircraft sandwich panel[J]. *Composite Structures*, 2003, 62(3): 353~360.
- [223] Johnson K L. *Contact mechanics*[M]. Cambridge university press, 1987.

- [224] Olsson R, McManus H L. Improved theory for contact indentation of sandwich panels[J]. AIAA journal, 1996, 34(6): 1238~1244.
- [225] Yang S H, Sun C T. Indentation law for composite laminates[C]//Composite Materials: Testing and Design (6th Conference). ASTM International, 1982.
- [226] Foo C C, Chai G B, Seah L K. A model to predict low-velocity impact response and damage in sandwich composites[J]. Composites Science and Technology, 2008, 68(6): 1348~1356.
- [227] Zhou D W, Stronge W J. Low velocity impact denting of HSSA lightweight sandwich panel[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2006, 48(10): 1031~1045.
- [228] Johnson W, Mellor P B. Engineering plasticity[M]. Horwood, 1983.
- [229] Zhou G, Hill M, Hookham N. Investigation of parameters governing the damage and energy absorption characteristics of honeycomb sandwich panels[J]. Journal of Sandwich Structures and Materials, 2007, 9(4): 309~342.
- [230] Daniel I M. Impact response and damage tolerance of composite sandwich structures[M]//Dynamic Failure of Materials and Structures. Springer US, 2009: 191~233.
- [231] Stilwell N A, Tabor D. Elastic recovery of conical indentations[J]. Proceedings of the Physical Society, 1961, 78(2): 169.
- [232] Abrate S. Localized impact on sandwich structures with laminated facings[J]. Applied Mechanics Reviews, 1997, 50(2): 69~82.
- [233] Abrate S. Impact on composite structures[M]. Cambridge university press, 2005.
- [234] Wu K Q, Yu T X. Simple dynamic models of elastic-plastic structures under impact[J]. International journal of impact engineering, 2001, 25(8): 735~754.
- [235] 唐亮. 刚性质量块撞击筒支梁多次弹塑性接触模型研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2008.
- [236] Zhou D W, Stronge W J. Low velocity impact denting of HSSA lightweight sandwich panel[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2006, 48(10): 1031~1045.
- [237] 韩福娥,陈常青,沈亚鹏等.多级金字塔夹芯结构的抗冲击及吸能性[J].西安工程大学学报,2011,25(4):591~596.

致 谢

九年南航岁月，五载硕博生涯，即将告一段落。在此期间，有欢笑和激情，有痛苦和迷茫。然而，此时此刻，心中只有无尽的感激。

首先向我的授业恩师陶杰教授致以最衷心的感谢！陶老师严谨的治学态度、渊博的知识、创新的思维给我留下了深刻的印象，并将使我受益终身。在生活中，陶老师宽容、乐观、豁达、以身立行的做人风格使我明白了许多待人接物与为人处世的道理，是我毕生学习之楷模。这些年，唯一的遗憾就是学生天性愚钝且耽于贪玩而致学艺不精，不能为陶老师和课题组贡献应有的力量，常有愧疚之感。一日为师终身为父，祝愿陶老师身体健康，心态永远年轻！

感谢课题组骆心怡副教授、潘蕾副教授、陶海军副教授、郭训忠副教授、王辉老师五年来在科研上给予的指导和鼓励；感谢包祖国博士、孙显俊博士、林岳宾博士、符学龙博士、秦亮博士及徐颖梅博士在学业上和生活中给予的帮助和关怀；感谢五年同窗李华冠博士、沈一洲博士、胡玉冰博士、陈善龙博士的陪伴和扶持，愿我们的友谊地久天长！

感谢南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室汤剑飞老师在力学性能测试方面提供的帮助和便利，以及在其他项目上的理解与支持。

作为一名国防生，感谢中国人民解放军驻南京航空航天大学选培办的领导和干事对我的培养和关怀；多次集训磨炼了我的意志，使我得以勇敢面对读博过程中遇到的困难和挫折，更坚定了我为国防奉献终身的信念。

感谢我的父母，你们永远坚定地站在我身后，默默无私地奉献着爱与宽容；你们是最坚强的后盾，使我得以全身心投入学业，不必面对生存的压力而放弃梦想和追求；你们是最温暖的港湾，无论海上的风浪再大，你们永远张开双臂，期待着我的归来。谁言寸草心，报得三春晖。愿父母永远健康、平安、快乐！

最后，再次向所有给过我关心、帮助和支持的师长、同窗和朋友表达最诚挚的感谢。我会怀念这里的一切。

王文涛

2016年7月11日

在学期间的研究成果及发表的学术论文

一、学术论文

- [1] Wang W T, Guo X Z, Huang B, et al. The flow behaviors of CLAM steel at high temperature[J]. Materials Science & Engineering A, 2014, 599(7):134~140. (SCI)
- [2] Wang W T, Fan M Y, Li J L, et al. Interfacial Microstructure Evolution and Shear Strength of Titanium Sandwich Structures Fabricated by Brazing[J]. Journal of Materials Engineering & Performance, 2016, 25:1~7. (SCI)
- [3] 王文涛,陶杰. 钛合金波纹夹芯结构高应变速率下压缩行为研究[J]. 机械制造与自动化.(已录用)
- [4] 王文涛,陶杰. 三层钛合金波纹夹芯结构低速冲击性能研究[J]. 热加工工艺.(已录用)
- [5] Wang W T, Tao J. Compressive behaviors and energy-absorbing capacity of titanium corrugated sandwich structures under high strain rates[J]. Journal of Wuhan University of Technology. Materials Science Edition. (Under Review)
- [6] Wang W T, Tao J. Low-velocity Impact Behavior of Multi-layered Titanium Corrugated Sandwich Structures [J]. Rare Metals. (Under Review)

二、专利

- [1] 陶杰, 王文涛, 郭训忠. 具有波纹夹芯层结构复合板的制备方法[P], 中国发明专利, 专利号 ZL 201410048716.9.

三、参加国际学术会议情况

- [1] 8th Asian-Australasian Conference on Composite Materials, Organized by: Asian-Australasian Association for Composite Materials, 6-8 November 2012, Kuala Lumpur, Malaysia. (墙报)
- [2] 2014 Sino-Russian Symposium on Advanced Materials and Processing Technology, Organized by: Association of Sino-Russian Technical Universities, 3-5 June 2014, Qingdao, China. (口头报告)
- [3] 9th Asian-Australasian Conference on Composite Materials, Organized by: Asian-Australasian Association for Composite Materials, 15-17 October 2014, Suzhou, China.