波纹倾角对填充式波纹夹层结构超高速撞击防护性能影响

南博华[1]　陈以传[1]　卢　佳[1]　郭　锐[2]　黄　凤[1]

（1　上海航天设备制造总厂有限公司，上海　200245）

（2　南京理工大学，南京　210094）

文　摘　基于SPH方法模拟了空间碎片撞击波纹倾角分别为30°、45°、56°和60°的填充式波纹夹层结构的过程，对防护特性进行对比分析，研究了波纹倾角对防护性能的影响。结果表明，撞击形成的碎片云膨胀程度随倾角增大而变大，倾角为56°时的结构对空间碎片破坏最大；4种结构所转化的不可逆功相差很小，倾角对结构不可逆功转换的影响较小；不同倾角的航天器舱壁损伤不同，倾角为56°时航天器舱壁损伤程度最小。

关键词　填充式波纹夹层结构，波纹倾角，防护性能，超高速撞击

中图分类号：TB383　　DOI：10.12044/j.issn.1007-2330.XXXX.XX.001

Corrugation Obliquity of Corrugation-Cored Sandwiches Effect on Hypervelocity Impact Protection Characteristics

NAN Bohua[1]　CHEN Yichuan[1]　LU Jia[1]　GUO Rui[2]　HUANG Feng[1]

（1　Shanghai Aerospace Equipments Manufacturer Co.，Ltd，Shanghai　200245）

（2　Nanjing University of Science and Technology，Nanjing　210094）

Abstract　Based on the SPH method simulated process that the corrugation obliquity of stuffed corrugation-cored sandwiches is 30°，45°，56° and 60° impacted by space debris，and hypervelocity impact protection characteristics was compared，so，the corrugation obliquity of stuffed corrugation-cored sandwiches effect on hypervelocity impact protection characteristics was studied. The results show that expansion degree of debris cloud by impact is increased by corrugation obliquity，and when the corrugation obliquity is 56° that the damage stuffed corrugation-cored sandwiches to space debris is the most bad. The difference of no-reversible work that four kinds structure translated is little，that show，corrugation obliquity effect on the no-reversible work transform is lesser. The damage in the spacecraft wall protected by different corrugation obliquity stuffed corrugation-cored sandwiches is different，when the corrugation obliquity is 56° that damage in the spacecraft wall is least.

Key words　Stuffed corrugation-cored sandwiches，Corrugation obliquity，Protection Characteristics，Hypervelocity impact

0　引言

空间碎片与航天器超过10 km/s的平均相对速度使在轨航天器的运行和工作受到了严峻的挑战。大型碎片可以采用机动规避进行躲避，对于数量更为庞大的毫米级及微米级空间碎片，需要采取被动措施进行防护[1-4]。

空间碎片被动防护的基本原理就是在航天器舱壁外间隔一定距离设置缓冲层，碎片撞击缓冲层后形成能量相对削弱和分散的碎片云，从而降低航天器功能舱壁被击中、穿透的概率。在Whipple防护结构的基础上，经过多年的研究，国内外相关专家已为国际空间站开发了包括填充式Whipple防护结构[5]、蜂窝夹层防护结构[6]、泡沫铝防护结构[7]、网状双层防护结构[8]以及多层冲击防护结构[9]等多种防护构型。随着航天器在轨时间的延长，这些结构还有不足之处，需要研究新型防护结构。

利用波纹夹层结构弯曲强度大、结构质量轻、耐疲劳的优点[10]，本文提出了一种波纹夹层内填充树

收稿日期：XXXX-XX-XX

第一作者简介：南博华，1980年出生，研究员，主要从事高分子材料、树脂基复合材料的研究。E-mail：nanbohua4@163.com

基金项目：上海市自然科学基金（18ZR1417700）

脂材料的轻质夹层结构，并将其作为航天器防护结构的缓冲层，基于ANSYS/AUTODYN仿真软件中的SPH（光滑粒子流体力学）算法对不同波纹倾角的填充式波纹夹层结构的空间碎片超高速撞击过程进行了研究，分析了波纹倾角对其空间碎片防护性能的影响，研究结果可以为航天器空间碎片防护问题提供参考。

1　填充式波纹结构结构

填充式波纹夹层结构由前后两层平板、波纹夹层以及填充材料组成，其中波纹夹层形状为三角形，两层平板和波纹夹层材料为铝合金，增强材料为环氧树脂，填充于三层面板围成的空腔中对结构进行封装，如图1所示。填充式波纹夹层结构主要尺寸如表1所示。轻量化是航天器防护结构选用的重要准

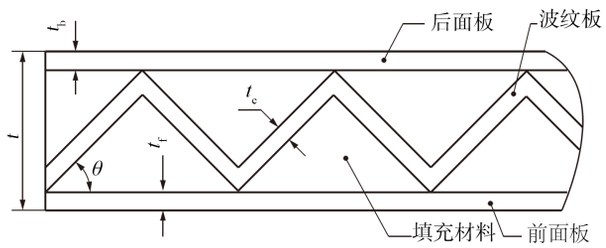


图1　填充式波纹夹层结构图

Fig. 1　Diagram of stuffed corrugation-cored sandwiches

表1　填充式波纹夹层结构尺寸参数

Tab. 1　Parameters of stuffed corrugation-cored andwiches

t_f/mm	t_h/mm	t_c/mm	t/mm	θ/(°)
0.5	0.5	0.5	4.0	30~60

则之一。针对填充式波纹夹层结构，在各部分厚度尺寸及材料均已确定的情况下，通过改变波纹倾角可以获得不同面密度（ρ_A）的结构方案。本文分析了4种不同面密度夹层结构形成的防护结构，其具体参数如表2所示。

表2　4种不同波纹倾角的填充式波纹夹层结构参数

Tab. 2　Parameters of stuffed corrugation-cored andwiches on four kinds corrugation obliquity structure

structure	θ/(°)	ρ_A/g·cm^{-2}
I	30	0.72
II	45	0.74
III	56	0.77
IV	60	0.79

2　仿真模型

建立球形空间碎片正撞击填充式波纹夹层防护结构的仿真模型。其中，球形空间碎片材料为铝合金T2024-351，其直径为5 mm，初速为10 km/s，4种不同波纹倾角的填充式波纹夹层结构分别作为防护结构的缓冲层，设置于航天器舱壁前10 cm处。

仿真模型基于ANSYS/AUTODYN-3D建立，考虑其对称性，采取所建模型的四分之一进行分析。模型中各结构使用SPH方法填充光滑粒子，粒子直径为0.5 mm。各材料参数取自AUTODYN材料库，采用Johnson-Cook强度模型[11]和Tillotson状态方程[12]分析；环氧树脂材料密度为1.19 g/cm^3，采用Shock状态方程[13]分析，具体材料参数如表3和表4所示。

表3　T2024-351铝合金材料模型主要参数

Tab. 3　Key parameters of materials models for T2024-351 aluminum alloy

Tillotson EOS parameters							Johnson-cook strength model parameters						
ρ /g·cm^{-3}	A /MPa	B /MPa	a	b	α	β	G_0 /GPa	A /MPa	B /MPa	n	C	m	T_{melt} /K
2.75	75.2	65.0	0.5	1.63	5	5	27.6	265	426	0.34	0.015	1.0	775

表4　环氧树脂材料模型Shock EOS主要参数

Tab. 4　Shock EOS Key parameters of materials models for epoxy

ρ/g·cm^{-3}	c_0/m·s^{-1}	s	γ
1.19	2730	1.493	1.13

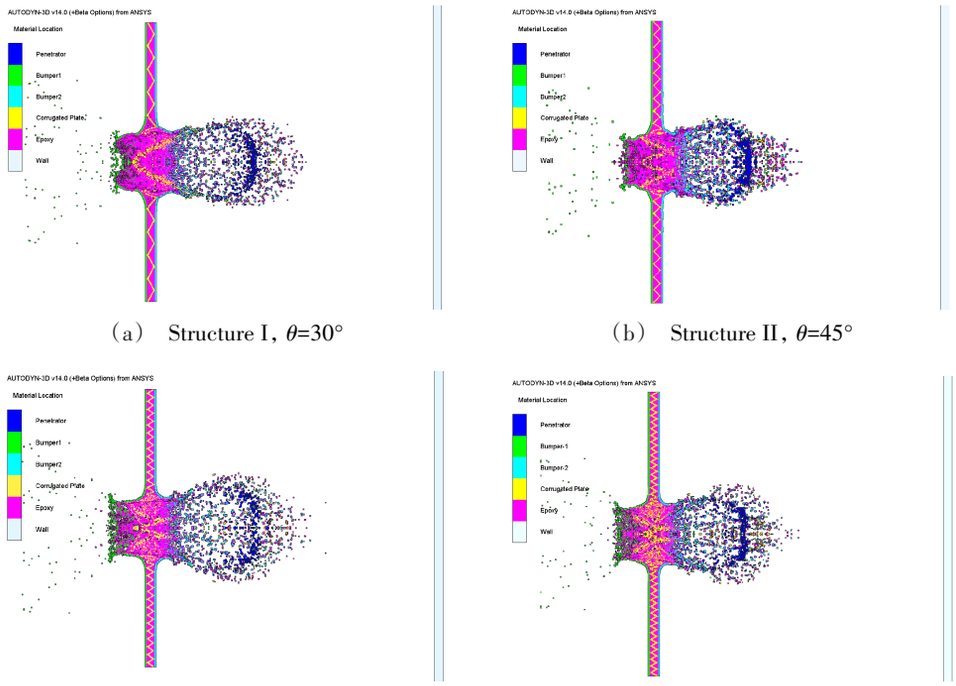
3　计算结果与讨论

3.1　碎片云特性分析

碎片云的形态及其运动和膨胀规律能够反映防护结构对空间碎片的破碎情况以及对其能力的分散程度。当碎片云径向扩散速度达到最大值时，其运动状态趋于稳定，此时4种防护结构在空间碎片作用下形成的碎片云形貌如图2所示。

分析可知，空间碎片破碎后形成的粒子群近似呈月牙形，分布于碎片云的中前部。结构III形成的碎片云中，空间碎片粒子的分散程度明显大于其他3种结构，说明结构III对空间碎片粒子的破碎程度最大，这对分散其撞击毁伤能量、提升防护效果十分有利。

由图2可见，当波纹倾角较小时，碎片云的形态近似于椭圆形，随着倾角的增大，碎片云头部逐渐扩散；当θ=60°时，碎片云的形状已类似于喇叭状；随着波纹倾角逐渐增大，碎片云的扩散程度有逐渐增大



（a） Structure I，θ=30°　　（b） Structure II，θ=45°

（c） Structure III，θ=56°　　（d） Structure IV，θ=60°

图2　不同防护结构撞击形成碎片云形貌对比

Fig. 2　Comparison for debris cloud of different protection structure

的趋势。

为了进一步对比各结构碎片云的膨胀程度，通过文献[14]中的方法，利用仿真获得的碎片云径向膨胀最大速度（v_{ym}）等数据计算得到了4种结构碎片云的膨胀半角（θ_{eh}），具体如表5所示。

表5　碎片云膨胀半角对比

Tab. 5　Comparison for expansion half angle of debris cloud

Structure	v_{ym}/m·s^{-1}	θ_{eh}/(°)
I	2123.7	23.94
II	2342.9	26.13
III	2672.2	29.36
IV	2858.0	29.86

分析表5中的数据可以看出，随着波纹倾角的增大，撞击所形成碎片云的径向膨胀最大速度不断增大，其膨胀半角也不断变大。这说明撞击所形成碎片云的扩散程度和扩散速度均随着波纹倾角的增大而不断增大，可见在本文所选定的倾角范围内，波纹倾角越大，撞击形成碎片云的能量愈加分散，对减小作用于航天器舱壁的能流密度、提升防护效果越有利。

3.2　不可逆功转化分析

在空间碎片与防护结构作用的过程中，其撞击能量除转化为碎片云中粒子的动能之外，还有部分转化为不可逆功[15]。其中，不可逆功包括材料的内能增加（ΔE_i）以及材料因塑性变形产生的塑性功（W_p），如果防护结构在碎片作用过程中所转化的不可逆功越大，则撞击形成碎片云的剩余动能就越小，其毁伤能力就越弱，对防护效果越有利。

不同波纹倾角防护结构对撞击碎片的内能转化情况和塑性功做功情况见表6。

（1）当波纹倾角由30°增大到45°时，内能转化量出现减小现象，之后随着波纹倾角增大，内能转化量则有缓慢增加的趋势。对比可知，4种防护结构的内能转化量均约为2 300 J，约占撞击空间碎片初始动能的25%；不同防护结构内能转化量是比较接近的，结构I内能转化量最大，结构II内能转化量最小，两者相差量为49.5 J，仅为其内能转化总量的2%，说明波纹倾角对内能转化情况影响很小，同时不同波纹倾角防护结构的内能转化量相当。

（2）防护结构的塑性功做功量随波纹倾角的增大而逐渐增大，并且增大速率有不断变大的趋势；当波纹倾角为60°时，防护结构所做的塑性功为270.8 J，与空间碎片的初始动能以及结构所吸收的内能相比都较小，对结构不可逆功的转化情况影响较小，并不会对碎片云的剩余动能造成显著的影响。

综合上述分析可得出结论，波纹倾角对防护结构的不可逆功转化情况没有明显的影响作用，因此不同波纹倾角的防护结构受撞击后形成的碎片云的剩余动能几乎没有区别。

表6 不同波纹倾角对撞击碎片的内能转化和塑性功对比

Tab. 6 Internal energy transform and plastic work of debris on different corrugation obliquity

structure	θ/(°)	ΔE_i/J	W_p/J
I	30	2357.8	218.2
II	45	2308.3	230.0
III	56	2312.5	256.1
IV	60	2324.9	270.8

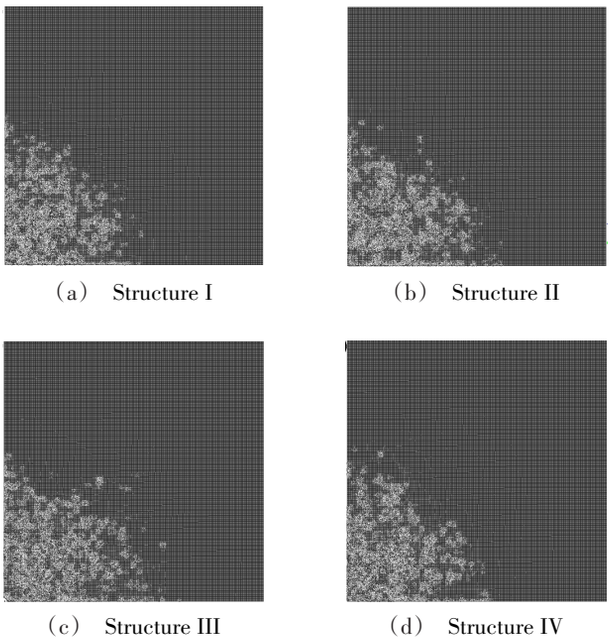
3.3 空间飞行器舱壁损伤分析

航天器舱壁的损伤情况可以直观地反映防护结构的防护效果。在受到碎片云中大量高速粒子的撞击后，航天器舱壁正面，即其受撞击一面，会形成多处微型撞击坑，甚至出现穿透现象，同时还会产生大量的材料剥落现象；其背面则会形成损伤变形，损伤严重情况下会出现材料崩落。

不同波纹倾角结构在空间碎片撞击作用下航天器舱壁正面的损伤情况对比如图3所示，在碎片云高速粒子的作用下，航天器舱壁表面出现大量的微型撞击坑，从而形成一个近似为圆形的损伤区（四分之一视图中为扇形）。分析弹坑的分布情况可知，在航天器舱壁的中心位置撞击坑的数量最多且分布最为密集，弹坑几乎连在一起，位置越远离中心，撞击坑的数量越少且分布愈加分散。对比4种防护结构航天器舱壁中心位置撞击坑的密集度可知，结构I和结构II航天器舱壁中心区撞击坑分布十分密集，而结构III和结构IV航天器舱壁中心区撞击坑的分布则相对较为稀疏。为了进一步分析，得到了各结构航天器舱壁损伤区域包络圆的半径（r_h）以及最大撞击坑深度（d_{max}），如表7所示。

通过表7可以看出，随着波纹倾角的增大，航天器舱壁受碎片云撞击后损伤区的包络圆半径也不断变大，这与碎片云膨胀程度的大小直接相关。此外，除结构IV航天器舱壁中心位置出现一处穿孔之外，其他3种均未出现穿透现象，而且随着波纹倾角的逐渐增大，撞击坑最大深度有逐渐减小的趋势，因此结构III航天器舱壁的损伤程度较之其他3种防护结构相对较轻。

航天器舱壁背面损伤情况如图4所示，4种结构舱壁正面均有大量的材料剥落，而背面则均出现不同程度的损伤，其中结构IV舱壁由于中心穿孔而出现材料的崩落。结构I、结构II和结构III航天器舱壁背面损伤最大高度分别为0.9、1.4和0.7 mm，因此结构III航天器舱壁背面损伤变形程度最小。



（a） Structure I　（b） Structure II

（c） Structure III　（d） Structure IV

图3 航天器舱壁正面损伤情况对比

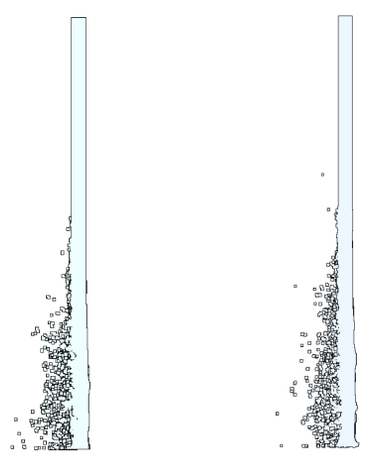
Fig. 3 Comparison for damage in the front of spacecraft wall

表7 航天器舱壁损伤区包络半径及最大撞击坑深度对比

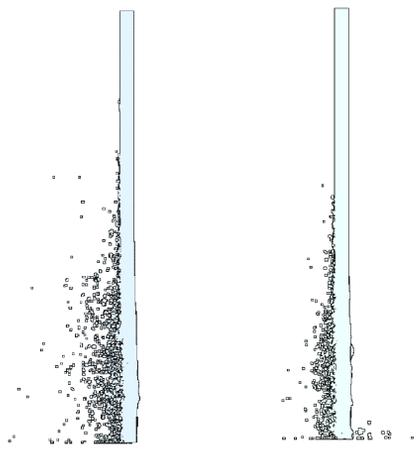
Tab. 7 Comparison for envelopment radius and maximal depth of impact pit in spacecraft wall

structure	r_h/mm	d_{max}/mm
I	53.4	2.91
II	54.7	2.87
III	57.1	1.94
IV	58.3	穿透

综合分析可知，航天器损伤情况随波纹倾角的增大也没有明显的变化规律，在本文研究的结构中，波纹倾角为56°的结构III拥有最佳的防护效果。



（a） Structure I　（b） Structure II



(c) Structure III (d) Structure IV

图4 航天器舱壁背面损伤情况对比c

Fig. 4 Comparison for damage on the back of spacecraft wall

4 结论

(1)撞击4种不同波纹倾角的树脂增强波纹夹层板所形成碎片云的膨胀程度随波纹倾角的增大而增大,倾角为56°时,防护结构对撞击碎片的破碎程度最大;

(2)波纹倾角对结构受碎片撞击过程中所转化的不可逆功影响程度较小,说明碎片撞击4种结构所形成碎片云的剩余动能较为接近;

(3)对于空间飞行器舱壁的毁伤情况,波纹倾角不同时,舱壁的损伤形式、损伤区域包络圆半径、最大撞击坑深度以及背面最大损伤高度等参数均有所不同,但没有明显的规律,本文研究的结构中,波纹倾角为56°时空间飞行器舱壁损伤程度最小;

(4)在本文选取的波纹倾角范围内,结构的防护性能没有呈现出随倾角线性变化的规律。研究结构表明,树脂增强波纹夹层板在波纹倾角为56°时防护性能最佳。

参考文献

[1] 陈蓉,申麟,高朝辉,等. 空间碎片减缓技术发展研究[J]. 国际太空,2014(3):63-67.

CHEN Rong, SHEN Lin, GAO Chaohui, et al. Study on the development of the orbital debris mitigation technology [J]. Space International, 2014, 28(3): 63-67.

[2] SCHONBERG W P, TULLOS R J. Spacecraft wall design for increased protection against penetration by orbital debris impacts [J]. AIAA journal, 1991, 29(12): 2207-2214.

[3] 张伟,庞宝君,邹经湘等. 航天器微流星和空间碎片的防护方案[J]. 哈尔滨工业大学学报,1999,31(2):18-22.

ZHANG Wei, PANG Baojun, ZOU Jingxiang, et al. Meteoroid and space debris shielding concepts for spacecraft[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 1999, 31(2): 18-22.

[4] 侯明强,龚自正,徐坤博,等. 密度梯度薄板超高速撞击特性的实验研究[J]. 物理学报,2014,63(2):1-10.

HOU Mingqiang, GONG Zizheng, XU Kunbo, et al. Experimental study on hypervelocity impact characteristics of density-grade thin-plate[J]. Acta Physica Sinica, 2014, 63(2): 206-215.

[5] CHRISTIANSEN E, CREWS J, WILLIAMSEN J, et al. Enhanced meteoroid and orbital debris shielding [J]. International Journal of Impact Engineering, 1995, 17 (1): 217-228.

[6] TAYLOR EA, GLANVILLE J P, CLEGG RA, et al. Hypervelocity impact on spacecraft honeycomb: Hydrocode simulation and damage laws[J]. International Journal of Impact Engineering, 2003, 29(1-10): 691-702.

[7] YASENSKY J, CHRISTIANSEN E L, Hypervelocity impact evaluation of metal foam core sandwich structures [R], TP-2008-214776: NASA, 2008.

[8] CHRISTIANSEN E L, KERR J H. Mesh double-bumper shield: A low-weight alternative for spacecraft meteoroid and orbital debris protection[J]. International Journal of Impact Engineering, 1993, 14(1-4): 169-180.

[9] COUR-PALAIS B G, CREWS J L. A multi-shock concept for spacecraft shielding [J]. International Journal of Impact Engineering, 1990, 10(1): 135-146.

[10] 王兴业,杨孚标,曾竞成,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.

WANG Xingye, YANG Fubiao, ZENG Jingcheng, et al. Design principle and application of sandwich composite materials [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2007.

[11] JOHNSON G R, COOK W H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures [C]. Proceedings of the Proceedings of the 7th International Symposium on Ballistics, The Netherlands, 1983.

[12] TILLOTSON J H, Metallic equations of state for hypervelocity impact[R]. AD486711, Washington DC: NASA, 1962.

[13] GRÜNEISEN E, The state of a solid body [R]. AD215056, Washington DC: NASA, 1959.

[14] CORVONATO E, DESTEFANIS R, FARAUD M. Integral model for the description of the debris cloud structure and impact [J]. International Journal of Impact Engineering, 2001, 26(1): 115-128.

[15] 侯明强,龚自正,徐坤博等. Al/Mg 阻抗梯度材料超高速撞击机理数值仿真研究[J]. 航天器环境工程,2013,30(6):581-585.

HOU Mingqiang, GONG Zizheng, XU Kunbo, et al. Numerical study on hypervelocity impact mechanism of Al/Mg wave impedance-grade material [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(6): 581-585.