

doi: 10.7690/bgzdh.2021.12.017

基于 TPS 复合结构毁伤的等效仿真方法

李峰梅, 汪 衡, 赵丽霞, 张 团

(重庆红宇精密工业集团有限公司, 重庆 402760)

摘要: 基于破片存速对某高空高速飞行器热防护结构的影响, 提出一种用单一材料结构替代热防护系统 (thermal protection system, TPS) 复合结构毁伤的等效仿真方法。15 mm TPS 热防护复合结构板经计算可等效为 4.3 mm 铝合金板, 经试验验证误差仅为 5.6%, 吻合度较高, 破片穿透板后, TPS 复合材料层形成的破孔周围有明显扩孔现象。将试验与仿真结果对比发现: 靶板正面与背面破孔直径误差分别为 2.9% 和 2%, 铝合金和 TPS 复合结构极限速度误差分别为 2.3% 和 1.4%。结果表明, 该方法对热防护复合结构的设计及优化具有一定参考价值。

关键词: 高速; 热防护; 毁伤; 等效; 数值模拟

中图分类号: TP391.9 **文献标志码:** A

Equivalence Simulation Method Based on TPS Composite Structure Damage

Li Fengmei, Wang Heng, Zhao Lixia, Zhang Tuan

(Chongqing Hongyu Precision Industry Group Co. Ltd., Chongqing 402760, China)

Abstract: Based on the influence of fragment storage velocity on thermal protection structure of certain type high altitude high speed aircraft, an equivalence simulation method is proposed to replace thermal protection system (TPS) composite structure with single material structure. The simulation results show that 15 mm TPS thermal protection structure plate can be equivalent to 4.3 mm aluminum alloy plate, compared with the test results, and the error is 5.6%. There is an obvious hole expansion around the hole formed by the fragment penetrating the TPS plate. By comparing the simulation results with the experimental results, it is found that the errors of front aperture and back aperture are 2.9% and 2% respectively, and the limit velocity errors of the aluminum alloy and TPS composite structure are 2.3% and 1.4%. The method has a certain reference value for the design and optimization of thermal protection composite structure.

Keywords: high speed; thermal protection; damage; equivalence; numerical simulation

0 引言

随着高空高速飞行器不断发展^[1-2], 热防护技术已成为影响飞行器性能的关键之一^[3-4]。目前, 高速飞行器的热防护方案有辐射法、热沉法、发汗法以及烧蚀法^[5]。传统热防护通常是在机体表面附加热防护系统 (TPS), 即热防护系统起到阻隔外部热量进入到内部结构的作用^[6], TPS 由涂层、隔热瓦及应变隔离垫 (strain isolation pad, SIP) 构成^[7-8]。热防护系统需要保证 2 点: 一是能承受作用在其上的热载荷^[9]; 二是保证飞行器内壁温度不能过高, 必须控制在允许的范围内^[10]。

热防护结构设计及优化是高空高速飞行器研制过程中不可或缺的环节^[11]。笔者基于破片存速提出一种用单一材料结构替代热防护复合结构毁伤的等效仿真方法, 为热防护复合结构的设计及优化提供参考。

1 数值模型与计算方法

1.1 计算模型

笔者使用 LS-DYNA 软件进行 TPS 复合结构毁伤等效数值模拟^[12-13], 通过球形破片侵彻 TPS 复合结构板获取破片存速, 将靶板换为铝合金板后, 多次调整铝合金板厚度, 直到获取相同破片存速, 此时铝合金板厚度值即为 TPS 复合结构板等效厚度。

TPS 典型结构形式如图 1 所示, 从下往上分别由铝合金、硅橡胶、下面板、气凝胶隔热层、上面板组成, 实际各组分对应厚度分别为 3、0.5、0.5、10 和 1 mm。靶板尺寸为 189 mm × 40 mm, 球形破片尺寸为 $\phi 4$ mm, 破片初始速度为 1 400 m/s。

考虑到计算结构对称性且为了减少仿真规模, 建立 1/2 模型, TPS 复合结构板局部有限元模型如图 2 所示, 网格均采用共节点的方式, 对称面上采用对称边界条件。

收稿日期: 2021-08-15; 修回日期: 2021-09-24

作者简介: 李峰梅 (1991—), 女, 河南人, 硕士, 工程师, 从事终点毁伤效应、弹药安全性、流体力学研究。E-mail: 15696152183@163.com。

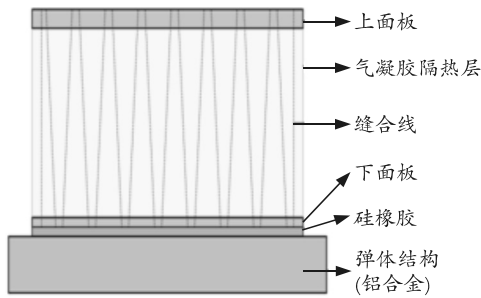


图 1 TPS 结构

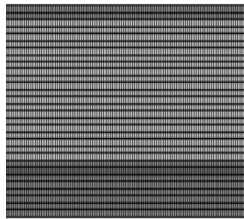


图 2 TPS 结构局部有限元模型

1.2 材料模型及参数

球形破片、TPS 复合结构板及铝合金板均采用随动硬化 PLASTIC_KINEMATIC 模型，球形破片材料为钨，各板材之间采用侵蚀接触。该模型需要输入的参数包括密度、泊松比等，具体参数见表 1。

表 1 材料参数

板材组成	密度/(g/cm ³)	泊松比	剪切模量/(10 ¹¹ pa)
铝合金	270.0	33.0	70.0
上、下面板	160.0	49.0	7.0
气凝胶	35.0	16.0	0.5
硅橡胶	118.0	49.9	18.3
球形破片	1 760.0	22.0	117.0

塑性随动硬化模型与应变率相关，可考虑失效，通过在 0 (仅随动硬化) 和 1 (仅各向同性硬化) 间调整硬化参数 β 来选择各向同性或随动硬化，应变率用 Cowper-Symonds 模型来考虑，与应变率有关因素表示屈服应力：

$$\sigma_y = [1 + (\dot{\epsilon}/C)^{1/p}] (\sigma_0 + \beta E_p \epsilon_p^{eff}); \quad (1)$$

$$E_p = E_{tan} E / (E - E_{tan}). \quad (2)$$

式中： σ_0 为初始屈服应力； $\dot{\epsilon}$ 为应变率；C 和 P 为 Cowper-Symonds 应变率常数； ϵ_p^{eff} 为有效塑性应变； E_p 为塑性硬化模量。

2 TPS 复合结构等效数值模拟

数值计算重点分析破片侵彻过程及靶板破坏变形情况，通过破片存速来进行等效厚度分析。

2.1 破片侵彻过程及靶板破坏变形分析

破片侵彻 TPS 复合结构板典型过程如表 2 所

示，结果获取的时间间隔为 3 μ s。

表 2 破片侵彻 TPS 复合结构板典型过程

时间/ μ s	侵彻过程
0	
3	
6	
9	
12	
15	
18	

由上表可知：由于各板材厚度不同，破片在上下面板、气凝胶、硅橡胶等中穿靶时间存在明显差异；由于铝合金板密度及剪切模量等较大且破片穿过铝合金板时存速较小，导致破片在铝合金板中穿靶时间较长。

侵彻后靶板的破坏变形情况如图 3 所示。从图中可看出：气凝胶与下面板交界附近出现明显扩孔现象，铝合金板中穿孔直径最小，从整个靶板的正面与背面测出穿孔直径分别为 6.8 和 4.9 mm。

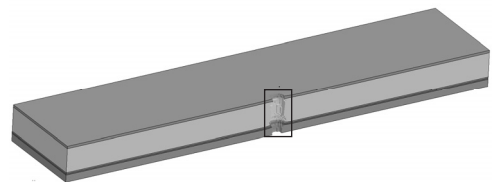


图 3 TPS 结构板变形

为进一步分析靶板受力情况，给出每隔 3 μ s 间隔 TPS 复合结构板应力云图如表 3 所示。

表 3 TPS 复合结构板典型时刻应力云图

时间/ μ s	侵彻过程
0	
3	
6	
9	
12	
15	
18	

结合图 3 与表 3 结果可知：由于各板材力学参

数不同，造成穿靶难易程度不同；铝合金板最难穿透，气凝胶最易穿透，铝合金板较难穿透且密度较大，导致破孔直径相比其他板材中直径小。

2.2 TPS 复合结构板等效厚度分析

为了获得与破片侵彻 TPS 复合结构板后相同的存速，经过多轮铝合金板厚度调整，最终铝合金板等效厚度值为 4.0~4.5 mm。表 4 给出典型铝合金板厚度下，破片穿靶前后状态图。

表 4 破片侵彻不同厚度铝合金板穿靶前后状态

板厚/mm	侵彻前状态	侵彻后状态
4.0		
4.1		
4.2		
4.3		
4.4		
4.5		

以破片侵彻 TPS 结构板为例，给出速度-时程曲线如图 4 所示。

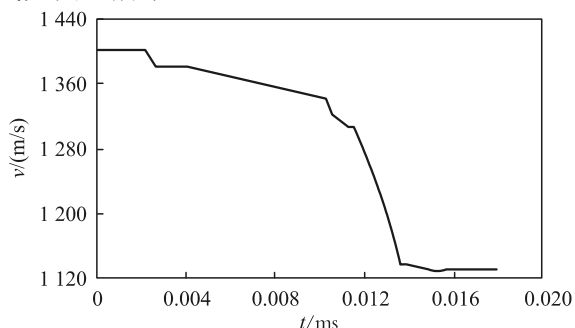


图 4 破片速度-时程

如表 5 所示，将破片侵彻 TPS 复合结构板、铝合金板后的存速、过载数据进行统计。

表 5 破片侵彻结果统计

板材	厚度/mm	破片存速/(m/s)
TPS 复合板	15.0	1 128.6
铝合金	4.0	1 148.8
铝合金	4.1	1 139.2
铝合金	4.2	1 134.4
铝合金	4.3	1 128.7
铝合金	4.4	1 123.5
铝合金	4.5	1 117.2

由上表可知：15 mm 厚 TPS 复合结构板可等效为 4.3 mm 铝合金板，破片穿透 15 mm TPS 复合结构板和 4.3 mm 铝合金板后存速分别为 1 128.6 和

1 128.7 m/s；经计算铝合金板和 TPS 复合结构板的极限穿透速度分别为 230.3 和 246.8 m/s。

3 试验验证

为进一步验证该等效仿真方法，开展了单枚钨球破片作用下的弹道枪试验，具体试验结果如下：

铝合金板弹道极限速度为 235.9 m/s；TPS 复合结构板的弹道极限速度为 250.2 m/s；15 mm TPS 复合板可等效为 4.06 mm 铝合金板；TPS 复合结构板正面与背面破孔直径分别约为 7 和 5 mm。

TPS 复合结构的典型试验破坏形式和仿真结果如图 5 所示。

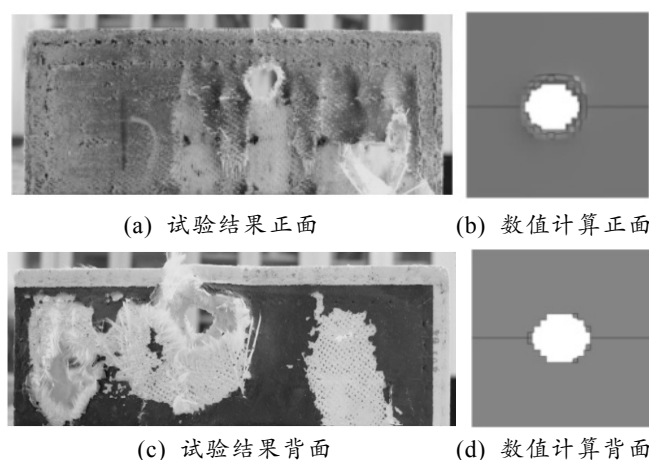


图 5 TPS 结构破坏局部

由上图可看出：在破片毁伤作用下，TPS 复合材料的毁伤形式主要表现为材料厚度增加和破孔，材料并未像普通多孔及复合材料一样发生密实变化，而是出现一定程度的增厚，破片穿透板后，复合材料层形成的破孔周围有明显扩孔现象。

将试验结果与仿真结果进行对比，如表 6 所示。

表 6 试验与仿真结果对比

数据来源	等效厚度/mm	铝合金板 限速度/ (m/s)	TPS 板板 限速度/ (m/s)	正面破孔 直径/ mm	背面破孔 直径/ mm
试验	3.96	235.9	250.2	7.0	5.0
仿真计算	4.30	230.3	246.8	6.8	4.9
误差	5.60	2.3	1.4	2.9	2.0

由上表可见：仿真得到的铝合金板等效厚度值与试验误差为 5.6%，铝合金板极限速度误差为 2.3%，TPS 复合结构板极限速度误差为 1.4%，正面与背面破孔直径误差分别为 2.9% 和 2%，整体吻合程度较好。

4 结束语

基于 LS-DYNA 软件进行了 TPS 热防护复合结

构板及铝合金板毁伤仿真，与相应试验结果对比后得出结论如下：

1) TPS 复合材料的毁伤形式主要表现为材料厚度增加和破孔，钨球破片穿透板后，复合材料层形成的破孔周围有明显扩孔现象。铝合金和 TPS 复合结构板极限速度误差分别为 2.3%和 1.4%，靶板正面与背面破孔直径误差分别为 2.9%和 2%；

2) 15 mm 厚 TPS 热防护复合结构板经等效仿真计算可等效为 4.3 mm 铝合金板，误差仅为 5.6%，吻合度较高；

3) 笔者提出用单一材料替代热防护复合结构毁伤的等效仿真方法具有可行性，对热防护复合结构的设计及优化具有一定参考价值。

参考文献：

[1] 杨亚政, 杨嘉陵, 方岱宁. 高超声速飞行器热防护材料与结构的研究进展[J]. 应用数学与力学, 2009, 29(1): 47-56.

[2] 马忠辉, 孙秦, 王小军, 等. 热防护系统多层隔热结构传热分析及性能研究[J]. 宇航学报, 2003, 24(5): 543-546.

[3] 秦强, 成竹, 任青梅, 等. 温度对刚性陶瓷隔热瓦隔热

性能的影响[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(5): 58-61.

[4] 徐晓亮, 章梓茂, 黄海明. 热防护机理与烧蚀钝体绕流的满方法研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2011.

[5] 张涛, 孙冰. 航天器再入全过程轴对称烧蚀热防护数值仿真研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(5): 1195-1204.

[6] 赵玲. 可重复使用飞行器热防护系统辐射传导复合传热分析[J]. 飞机设计, 2007, 27(1): 32-35.

[7] 史丽萍, 李焱, 赫晓东. 金属热防护系统的研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2005, 35(3): 9-13.

[8] PALMER G E, HENLINE W D. High fidelity thermal protection system sizing of reusable launch vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(5): 577-593.

[9] 王思青, 张长瑞, 周新贵, 等. 重复使用运载器陶瓷热防护系统[J]. 导弹与航天运载技术, 2004(3): 37-41.

[10] BLOSSER M L. Advanced metallic thermal protection systems for reusable launch vehicles[D]. Dissertation UVA, 2000.

[11] WEI H N. Thermomechanical analysis of a Damaged Thermal protection system[D]. University of Michigan, 2007.

[12] 余曜, 钱建平, 周家胜. 不同头部形状弹丸高速侵彻混凝土的研究[J]. 兵工自动化, 2016, 35(10): 80-82.

[13] 张明, 何煌, 曾首义. 穿甲子弹侵彻陶瓷复合装甲的有限元分析[J]. 兵工自动化, 2006, 25(7): 37-39.

(上接第 65 页)

[7] 周永林, 王磊. 基于云模型理论的多层次模糊综合评价法[J]. 计算机仿真, 2016, 33(12): 390-395.

[8] 徐征捷, 张友鹏, 苏宏升. 基于云模型的模糊综合评判法在风险评估中的应用[J]. 安全与环境学报, 2014, 14(2): 69-72.

[9] 张满银, 王生新, 孙志忠, 等. 基于云理论的油气管道滑坡危险性综合评价[J]. 工程科学学报, 2018, 40(4): 427-437.

[10] 杨文东, 杨栋, 谢全敏. 基于云模型的边坡风险评估方

法及其应用[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2018, 46(4): 30-34.

[11] 张华, 孙洪伟, 王德君. 深基坑支护方案云模型综合评价方法[J]. 土木工程与管理学报, 2018, 35(3), 106-110.

[12] 梁力, 邢观华, 吴凤元. 基于云理论的评估模型和方法[J]. 东北大学学报(自然科学版), 2019, 40(6): 881-885.

[13] 庞红美, 刘宏志. 云模型和模糊综合评价法在信息工程监理质量控制风险评估中的应用[J]. 广西民族大学学报(自然科学版), 2016, 22(1): 71-73.