

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING ———•中国科技核心期刊

隔热瓦组件低速撞击损伤特性及仿真研究

宋俊柏 刘振皓 吴振强 刘武刚 王龙 邢睿思

Low-velocity impact damage characteristics and simulation model of thermal insulation tiles SONG Junbai, LIU Zhenhao, WU Zhenqiang, LIU Wugang, WANG Long, XING Ruisi

在线阅读 View online: https://doi.org/10.12126/see.2024068

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

球形气囊的超高速撞击损伤特性试验与仿真研究

Experimental and simulation study of the damage characteristics of spherical balloon under hypervelocity impact 航天器环境工程. 2022, 39(1): 18-25 https://doi.org/10.12126/see.2022.01.003

球形弹丸超高速斜撞击薄板的碎片云和侵彻特征仿真分析

Simulation analysis of the characteristics of debris cloud and perforation caused by oblique hypervelocity impact of spherical projectile on a thin plate

航天器环境工程. 2021, 38(6): 615-624 https://doi.org/10.12126/see.2021.06.002

圆柱体弹丸超高速斜撞击薄板的碎片云特征仿真分析

Simulation analysis of debris cloud characteristics of cylindrical projectile impacting thin plate obliquely at hypervelocity 航天器环境工程. 2022, 39(6): 575–582 https://doi.org/10.12126/see.2022065

超高速撞击薄板的球形弹丸临界破碎速度分析

Analysis of fragmentation initiation threshold velocity for hypervelocity impacting of spherical projectiles on thin walls 航天器环境工程. 2024, 41(4): 459-467 https://doi.org/10.12126/see.2023168

MMOD撞击下航天器风险评估系统的发展与启示

Development of risk assessment system for spacecraft under MMOD impact and the enlightenment

航天器环境工程. 2020, 37(6): 531-539 https://doi.org/10.12126/see.2020.06.001

空间柔性充气密封舱用新型填充防护结构碎片撞击计算分析与实验研究

Impact limit calculation and experimental study of a novel preventive filled structure used in space flexible inflatable sealed cabin 航天器环境工程. 2020, 37(2): 125–130 https://doi.org/10.12126/see.2020.02.004

39

https://www.seejournal.cn

E-mail: htqhjgc@126.com

Tel: (010)68116407, 68116408, 68116544

隔热瓦组件低速撞击损伤特性及仿真研究

宋俊柏,刘振皓,吴振强,刘武刚,王龙,邢睿思

(北京强度环境研究所 可靠性与环境工程技术重点实验室,北京 100076)

摘要:隔热瓦是可重复使用飞行器热防护结构的重要组成部分,其在低速撞击下极易受损。文章针 对"隔热瓦-应变隔离垫-冷结构金属板"这一典型热防护结构,试验研究其在落球(直径 50 mm)低速 (≤10 m/s)撞击下的损伤特性。试验结果表明,隔热瓦组件在受到撞击后,仅在受撞击区域形成一直 径为 16.5 mm、深度为 1.79 mm 的圆形凹坑,未观察到受撞击区域以外的裂纹、变形等损伤。随后建立 隔热瓦组件撞击有限元仿真模型并根据试验结果对其进行修正。对比仿真结果与试验结果:撞击坑的直 径和深度以及涂层脱落区域直径的仿真误差均在 12% 以内。该研究结果可为可重复使用飞行器热防护结 构的设计、制造和维护提供参考。

关键词:可重复使用飞行器;隔热瓦;低速撞击;撞击试验;撞击仿真 中图分类号:V475;O313.4 文献标志码:A 文章编号:1673-1379(2025)01-0039-07 DOI:10.12126/see.2024068

Low-velocity impact damage characteristics and simulation model of thermal insulation tiles

SONG Junbai, LIU Zhenhao, WU Zhenqiang, LIU Wugang, WANG Long, XING Ruisi (Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory, Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Thermal insulation tiles are a critical component of reusable launch vehicle's heat protection system. However, they are susceptible to damage from low-velocity impacts. The damage effects of low-velocity impact on the structure composed of thermal insulation tiles, strain isolation pads, and cold structural metal plates through drop ball (50 mm in diameter) impact tests were investigated in this study. The results show that upon low-velocity impact, the thermal insulation tiles formed circular craters with a diameter of approximately 16.5 mm and a depth of approximately 1.8 mm. No cracks, deformations, or other damages were observed outside the impacted area. Following the experimental investigations, a finite element simulation model of the thermal insulation tile assembly's impact response was developed and adjusted based on the experimental data. Comparison of the simulation results with the experimental results shows that the simulation errors in the diameter and depth of the impact crater and the diameter of the coating delamination area around the crater are all within 12%. The research may serve as a reference for the design, manufacturing, and maintenance of thermal protection structures for reusable launch vehicles.

Keywords: reusable launch vehicle; thermal insulation tiles; low-velocity impact; impact experiment; impact simulation

收稿日期: 2024-06-06; 修回日期: 2025-01-11

引用格式: 宋俊柏, 刘振皓, 吴振强, 等. 隔热瓦组件低速撞击损伤特性及仿真研究[J]. 航天器环境工程, 2025, 42(1): 39-45 SONG J B, LIU Z H, WU Z Q, et al. Low-velocity impact damage characteristics and simulation model of thermal insulation tiles[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2025, 42(1): 39-45

0 引言

随着航空航天技术的发展,可重复使用飞行 器逐渐成为热门研究方向。热防护技术是影响可 重复使用飞行器性能的关键技术之一^[1]。自从美 国"哥伦比亚"号航天飞机因燃料储箱脱落的泡沫 材料碎片撞击机翼前缘的热防护结构致其熔化断 裂而导致灾难性事故^[2],对于飞行器热防护材料 的防撞击性能研究就备受关注。其中,针对以隔 热瓦为代表的热防护材料,美国使用外部燃料箱 的泡沫和固体火箭推进器的烧蚀材料等多种可能 的撞击物开展了 700 余次的撞击试验^[3]; NASA 马 歇尔空间飞行中心完成了圆柱形和矩形泡沫结构 对 LI-900 隔热瓦结构的成角度撞击的仿真研 究^[3-4]。然而,由于我国的隔热瓦材料与国外在技术 应用方面的特点不同,所以需独立开展相关技术 的研究。

我国关于热防护材料撞击损伤研究主要集中 于碳纤维及 C/SiC 纤维增强复合材料在高速撞击 下的损伤,揭示了纤维断裂、基体开裂等损伤类型, 以及这些材料的撞击损伤机理^[5-10];但对隔热瓦在 低速撞击下的损伤机理研究较少,且缺乏精确的仿 真模型。可重复使用飞行器热防护结构通常采用高 孔隙率、脆性材料制成的隔热瓦,这种材料密度较 小,具有良好的隔热性能,但易受低速撞击损伤,从 而影响飞行安全^[2]。本文所讨论的隔热瓦材料是采 用短纤维烧结技术制成,纤维的长度仅为 2~3 mm, 且在平面内随机取向。这种材料的微观特征与上述 纤维增强复合材料有显著差异,因此,其撞击损伤 机理的研究具有学术和应用价值。

本文选取"隔热瓦-应变隔离垫-冷结构金属 板"结构的隔热瓦组件作为研究对象,首先开展落 球低速(不超过10m/s)撞击试验,研究其在低速撞 击过程中的力学响应和损伤特征;随后根据撞击试 验的参数和结果,构建相应的仿真模型,并基于试 验数据对仿真模型进行校准和优化,以深入研究 隔热瓦在低速撞击下的力学行为及损伤机理,从而 为可重复使用飞行器热防护结构的研究提供理论 依据。

1 隔热瓦组件低速撞击性能测试

为了探究隔热瓦组件在低速撞击下的损伤特征,并为仿真分析提供测试依据,设计并实施了以 金属球形弹丸为撞击体的低速撞击试验。

1.1 试验对象

针对可重复使用飞行器的热防护系统需求,构 建了一种由隔热瓦-应变隔离垫-冷结构金属板组 成的隔热瓦组件试验件。隔热瓦主要由石英纤维和 氧化铝纤维构成,密度为 0.32 g/cm³。为了增强辐 射散热效果,隔热瓦的表面及侧面涂覆一层黑色辐 射涂层,其主要成分是硼硅玻璃。应变隔离垫采用 纤维织物材料,粘接层选用耐高温粘接剂,冷结构 金属板由铝合金制成^[11]。这三层结构通过耐高温粘 接剂制成的胶层粘合成一个整体,如图 1 所示。



Fig. 1 Structure of the thermal insulation tile assembly 除了隔热瓦组件试验件之外,为了探究应变隔 离垫和涂层对撞击损伤的影响,还制备了无涂层隔 热瓦(见图 2(a))及有辐射涂层隔热瓦(见图 2(b))的 试验件。三种试验件状态如图 2 所示,其中图 2(c) 中的红色部分为粘接层。



(a) 无涂层的隔热瓦



(b) 有涂层的隔热瓦



图 2 三种试验件 Fig. 2 Three test pieces

1.2 试验方法

为了适应低速撞击试验的要求,采用弹丸自由 落体的撞击方式。同时,为了消除弹丸形状对试验 结果的影响^[12],使用直径为 50 mm 的铝球,并利用 长度为 1 m 的金属圆柱筒来确保铝球下落的方向 和撞击点的准确性。在弹丸即将接触到隔热瓦时, 用高速摄像机记录撞击过程,拍摄速率为 4000 帧/s。 摄像机镜头的位置稍高于隔热瓦的上表面,距离隔 热瓦约 0.8 m。高速摄像机拍摄后由计算机处理软 件计算得到弹丸撞击隔热瓦的速度。试验装置如 图 3 所示。





1.3 试验结果

三种试验件的撞击试验结果如图 4 所示,其中:对无涂层隔热瓦的 2 次撞击速度分别为 5.71 m/s 和 6.21 m/s; 对有涂层隔热瓦的 2 次撞击速度分别为 6.34 m/s 和 6.05 m/s; 对隔热瓦组件的撞击速度为 5.95 m/s。



(a) 无涂层隔热瓦, 撞击速度为5.71 m/s



(b) 无涂层隔热瓦,撞击速度为6.21 m/s



(c) 有涂层隔热瓦, 撞击速度为6.34 m/s



(d) 有涂层隔热瓦,撞击速度为6.05 m/s



(e) 隔热瓦组件, 撞击速度为5.95 m/s

图 4 三种试验件的撞击损伤形貌 Fig. 4 Impact damage morphology of three thermal insulation tiles

第 42 卷

由图 4 可见,试验件在遭受撞击后,仅撞击区 域发生了形变,而周围区域并未出现形变或裂纹等 材料破坏现象。这一现象与隔热瓦的材料特性密切 相关。由于短纤维烧结形成的高孔隙率多孔材料在 受到撞击时,材料内部的孔隙能够迅速被压缩,从 而使得产生的应力相对较小;此外,撞击产生的应 力波在多孔材料中传播困难,这进一步降低了撞击 应力的影响,因此撞击区域外并未出现形变。

至于表面的黑色辐射涂层,撞击形成的凹坑导 致撞击区域边缘的涂层形变最为显著,甚至脱落露 出白色的隔热瓦。在凹坑的中心区域,残留的涂层 与下方的隔热瓦之间出现了明显的间隙,表明在撞 击过程中,涂层与隔热瓦之间的粘接力被破坏,同 时涂层的形变得以恢复,从而在两者之间形成了空 隙。有涂层隔热瓦与无涂层隔热瓦在撞击后产生的 凹坑深度及大小基本相同,由此可以推断,涂层的 厚度较薄,对撞击防护的作用有限。

无涂层隔热瓦组件在撞击速度及撞击损伤形 貌方面均与带涂层隔热瓦组件十分接近,这说明应 变隔离垫、粘接层以及冷结构金属板对隔热瓦撞 击损伤影响很小,在后续的仿真建模中可简化处 理,不作计算。

部分试验件上出现了一大一小的两处撞击变 形,这是由于铝球弹起后再次下落的二次撞击造 成,二次撞击的速度均不超过 2.5 m/s。在二次撞击 产生的小凹坑中,虽然涂层材料没有出现肉眼可见 的裂纹破坏,但发生了明显的形变,利用光学显微 镜可以发现裂纹的存在(如图 5 所示),这证实了涂 层材料的脆性。



图 5 涂层在二次撞击作用下产生的裂纹 Fig. 5 Cracks formed in the coating due to secondary impact 鉴于球状弹丸撞击后,隔热瓦表面形成的撞击 坑大致为圆形,因此采用撞击坑的直径和深度来量 化撞击坑的大小。撞击坑直径可使用游标卡尺直接 测量得到。撞击坑深度定义为隔热瓦原始表面到撞 击坑底部的垂直距离。借助 CT 扫描对隔热瓦组件 的撞击坑深度进行测定,结果如图 6 所示,其中:撞 击方向为由右向左;右侧隔热瓦上的凹陷区域为撞 击坑的剖面视图。可见,在弹丸速度为 5.95 m/s 的 撞击下,隔热瓦组件撞击坑深度为 1.79 mm。



图 6 CT 扫描技术测量的撞击坑深度 Fig. 6 Depth of impacted crater measured by CT scanning

2 隔热瓦撞击有限元仿真计算

为了进一步研究隔热瓦在低速撞击下的损伤 特性,本文基于 Autodyn 软件进行了仿真计算。为 了简化计算,模型中未考虑应变隔离垫和冷结构金 属板。同时,试验结果显示材料变形较小,可不考 虑网格扭曲等问题,因此本研究采用有限元法^[13]进 行计算。

2.1 试验件材料建模

针对三种试验件材料分别构建了撞击仿真模型。 1)金属弹丸

弹丸材料为 Al-6061, 材料属性可直接调用 Autodyn 数据库中的数据。状态方程采用 shock 方 程,本构模型采用 Johnson-Cook 方程^[14],以准确描 述弹丸材料的力学行为。为了保证计算精度和效 率,弹丸模型采用六面体单元进行网格划分,单元 尺寸根据网格无关性检验结果确定为1 mm^[15-16]。

2)隔热瓦

隔热瓦的材料基本参数,如密度、杨氏模量和 剪切模量,通过静态拉伸试验测得^[17]。由于隔热瓦 为脆性材料,其整体变形相对较小,所以假设隔热 瓦材料在压缩前后的本构关系不变;强度方程和失 效方程采用 Johnson-Holmquist 方程,以准确描述 隔热瓦材料的力学行为和失效模式。通过设置侵蚀 (失效单元删除)来模拟撞击试验中陶瓷材料受压 缩的情况。为了在保证计算精度的同时减小计算负 载,隔热瓦有限元模型采用局部加密网格,撞击区 域单元边长为1mm,与弹丸网格相匹配,周围区域 为稀疏网格。

3)硼硅玻璃涂层

采用 Cowper-Symonds 模型预测硼硅玻璃涂层 在低速撞击下的强度,采用塑性应变方程预测涂层 受撞击后塑性变形和断裂行为。通过设置侵蚀确保 材料在仿真模型中的失效状态与撞击试验中一致。 为了保证涂层的仿真模型参数和实际材料一致,涂 层采用壳单元建模,单元边长与其他材料保持一致 ^[16],均为1 mm。

为了模拟隔热瓦和涂层之间的有效黏合,需要 在两者之间设置层间结合力。层间结合力作用方式 如图 7 所示,其中:上、下两部分阴影区域为两种材 料的有限元单元,两个单元之间的虚线表示施加在 单元节点上的层间结合力。



图 7 隔热瓦和涂层间结合力示意 Fig. 7 Schematic of the bonding force between the thermal insulation tile and the coating

在仿真过程中, 层间结合力的失效依据式 (1) 判定。

$$\left(\frac{\sigma_{\rm n}}{S_{\rm n}}\right)^a + \left(\frac{\sigma_{\rm s}}{S_{\rm s}}\right)^b \ge 1,\tag{1}$$

式中: σ_n 和 σ_s 分别为计算过程中节点间的正应力和 剪应力; S_n 和 S_s 分别为设定的正应力和剪应力阈 值;a和b为指数系数。 σ_n 和 σ_s 若满足式(1)的条 件,则判定该节点的层间结合力失效,以此来模拟 涂层的脱落现象。

2.2 隔热瓦撞击仿真模型

在仿真模型中,隔热瓦尺寸为100 mm×100 mm× 30 mm,与试验件尺寸保持一致。用于撞击的铝球 直径为50 mm,与试验中采用的铝球规格相同。涂 层厚度方面,隔热瓦的高孔隙率导致涂层渗透不 均,纯涂层部分的厚度在0.5~1 mm之间。为了简 化模型,涂层厚度在模型中取1mm。同时,在隔热 瓦背面施加0速度边界,模拟隔热瓦背面与冷结构 金属板的连接。

依据上述设定构建的仿真模型如图 8 所示。



图 8 隔热瓦撞击仿真模型

Fig. 8 Simulation model for thermal insulation tile under impact

2.3 仿真结果

2.3.1 网格无关性检验

为了考察网格单元尺寸对结果的影响,分别建 立了1mm和2mm两种不同网格尺寸的隔热瓦及 涂层模型。由于铝球在撞击过程中未发生破坏,所 以其网格尺寸统一为1mm。对比图9中两种单元 尺寸模型的撞击损伤结果,可以看出差异不大,仅 在网格侵蚀过程中的删除速度有所区别。据此可以 判断,模型的网格无关性表现良好。本次计算采用 单元尺寸为1mm的仿真模型。



图 9 不同单元尺寸下的撞击有限元仿真结果

Fig. 9 Finite element simulation results of impact under different cell sizes

2.3.2 仿真结果分析

撞击仿真结果与试验结果的对比如图 10 所示。仿真计算和撞击试验中铝球的撞击速度均为 5.95 m/s。







从仿真结果可见:隔热瓦仅在受撞击区域形成 了凹坑,其余区域并未出现形变;凹坑周围并未观 察到裂纹的产生。这表明多孔材料内部几乎没有应 力波的传播,并且多孔结构在一定程度上能够吸收 铝球的撞击能量,从而限制了应力波的形成。至于 涂层,无论是仿真结果还是试验结果,涂层的损伤 都局限于撞击区域,撞击区域之外的地方几乎没有 损伤或变形。因此,仿真模型预示的撞击损伤机制 与试验结果基本相符。撞击仿真结果和试验结果对 比见表1。

表 1 带有涂层的隔热瓦撞击试验结果与仿真计算结果对比 Table 1 Comparison of impact test and simulation for thermal insulation tiles

项目	撞击坑 直径/mm	撞击坑 深度/mm	涂层脱落区域 直径/mm
撞击试验	16.5	1.79	16.5
仿真计算	15.6	2.0	18.5
相对误差/%	5.45	11.7	12.1

导致上述误差的主要原因有以下几点:

1)撞击坑深度的仿真结果相对试验结果偏大, 说明隔热瓦材料模型的失效及侵蚀参数有待进一 步调整和优化。

2)相比仿真结果,试验中观察到的撞击坑直径 较大而深度较小,这可能是因为高孔隙率材料在撞 击过程中包含了一定的弹性形变,撞击结束后这部 分弹性形变得到了恢复。而在仿真模型中,撞击坑 是采用侵蚀(删除失效单元)的方式来模拟的,单元 失效后无法恢复。因此,后续需要对隔热瓦在高应 变率压缩变形下的本构关系进行深入研究。

3)在撞击试验中,撞击区域有部分涂层并未脱 落,而是在后续的样本保存过程中逐渐剥落。这表 明在撞击过程中涂层的粘接力已基本被破坏,涂层 碎片只是因撞击而"镶嵌"在具有高孔隙率的隔热 瓦表面。这一现象在当前的仿真模型中尚无法准确 模拟。涂层在隔热瓦表面的渗透导致涂层厚度分布 不均,现有的有限元模型难以建立厚度不均的涂层 模型。另外,Cowper-Symonds 方程主要适用于塑性 材料,用于描述涂层存在一定局限性。

3 结论

本文针对可重复使用飞行器热防护结构易受 撞击损伤的问题,研究了隔热瓦热防护结构在低速 撞击下的损伤特性,得出以下结论:

1)无/有涂层的隔热瓦在低速撞击下的损伤模 式表现出较高的一致性,表现为受撞击区域形成圆 形凹坑,而撞击区域以外的部分基本无裂纹、形变 或损伤,涂层的损伤和脱落也仅局限于撞击区域。

2)当隔热瓦表面的辐射涂层遭受落球弹起后 的二次撞击(速度不超过 2.5 m/s)时,仅会出现轻微 的裂纹,而不会发生大面积的开裂。

本研究建立的有限元撞击仿真模型纳入了层间结合力,能够有效模拟隔热瓦在撞击试验中的损伤情况。该模型在撞击速度不超过10m/s的条件下展现出良好的预测准确性,为可重复使用飞行器热防护结构的设计、制造及维护提供了工程参考依据和理论支持。

参考文献(References)

- [1] 李俊宁, 冯志海, 张大海, 等. 可重复使用热防护材料研究进展[J]. 字航材料工艺, 2024, 54(2): 1-10.
 LI J N, FENG Z H, ZHANG D H, et al. Reusable thermal protection materials: a review[J]. Aerospace Materials & Technology, 2024, 54(2): 1-10.
- [2] 宋俊柏, 吴振强, 侯传涛, 等. 刚性隔热瓦热防护结构无 损检测方法概述[J]. 强度与环境, 2022, 49(4): 48-57.
 SONG J B, WU Z Q, HOU C T, et al. Nondestructive testing on thermal protection systems of reusable aerospace craft[J]. Structure & Environment Engineering, 2022, 49(4): 48-57.
- [3] GEHMANN H W, BARRY J L, DEAL D W, et al. Columbia accident investigation board: Report Volume

第1期

II [R], 2003: 361-391.

- [4] GROSCH D J, BERTRAND F R. Thermal protection system (TPS) impact experiments[C] // 47th AIAA/ASME/ ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Newport, RI, USA, 2006.
- [5] 梁嘉瑞,黄金红,杭宇,等.撞击物对复合材料层合板冲 击损伤特性的影响[J]. 北京理工大学学报, 2022, 42(6): 629-633.

LIANG J R, HUANG J H, HANG Y, et al. Influences of impactor parameters on the impact damage response of composite laminate[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2022, 42(6): 629-633.

[6] 郭运佳, 文雪忠, 黄洁, 等. 不同填充层材料的空间碎片 防护结构性能试验研究[J]. 航天器环境工程, 2020, 37(6): 589-595. GUO Y J, WEN X Z, HUANG J, et al. Experimental study

of shielding performance of protecting structures stuffed with different materials[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2020, 37(6): 589-595.

[7] 古青波,从强,常洁,等.空间柔性充气密封舱用新型填 充防护结构碎片撞击计算分析与实验研究[J]. 航天器环 境工程, 2020, 37(2): 125-130.

GU Q B, CONG Q, CHANG J, et al. Impact limit calculation and experimental study of a novel preventive filled structure used in space flexible inflatable sealed cabin[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2020, 37(2): 125-130.

- [8] LI T, MO J J, YU X, et al. Mechanical behavior of C/SiC composites under hypervelocity impact at different Micro-structures, temperatures: damage and mechanisms[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2016, 88: 19-26.
- [9] ZHENG Z X, ZHU D Z, DING X, et al. Hypervelocity impact and microstructure evolution of woven Ti6Al4V fabric reinforced aluminum matrix composites[J]. Materials & Design, 2016, 108: 86-92.
- [10] 孙陈诚, 何雅玲, 王晓婷, 等. 高辐射涂层对刚性隔热瓦 性能的影响[J]. 宇航材料工艺, 2018, 48(3): 42-46. SUN C C, HE Y L, WANG X T, et al. Effects of coating

on performance rigid tile[J]. Aerospace Materials & Technology, 2018, 48(3): 42-46.

- [11] 王钦, 胡子君, 孙陈诚, 等. 陶瓷隔热瓦力学性能影响因 素及其稳定性控制[J]. 宇航材料工艺, 2010, 40(2): 77-79. WANG Q, HU Z J, SUN C C, et al. Factors affecting mechanical properties and stability control of ceramic insulating tile[J]. Aerospace Materials & Technology, 2010, 40(2): 77-79.
- [12] 刘昕, 邓勇军, 彭荟, 等. 球形弹丸超高速邪撞击薄板的 碎片云和侵彻特征仿真分析[J]. 航天器环境工程, 2021, 38(6): 615-624.

LIU X, DENG Y J, PENG H, et al. Simulation analysis of the characteristics of debris cloud and perforation caused by oblique hypervelocity impact of spherical projectile on a thin plate[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2021, 38(6): 615-624.

- [13] JOHNSON G R, STRYK R A, HOLMQUIST T J, et al. Recent EPIC code developments for high velocity impact: 3D arrangements element and 2D fragment distributions[J]. International Journal of Impact Engineering, 1990, 10: 281-294.
- [14] 马坤,李名锐,陈春林,等.修正金属本构模型在超高速 撞击模拟中的应用[J]. 爆炸与冲击, 2022, 42(9): 100-112. MA K, LI M R, CHEN C L, et al. The application of a modified constitutive model of metals in the simulation of hypervelocity impact[J]. Explosion and Shock Waves, 2022, 42(9): 100-112.
- [15] PIJAUDIER-CABOT G, BAZANT Z P. Nonlocal damage theory[J]. Journal of Engineering Mechanics, 1987, 113(10): 1512-1533.
- [16] 陈先念, 谭家华. 数值仿真中单元密度对材料失效应变 的影响[J]. 航海工程, 2007, 36(6): 1-3. CHEN X N, TAN J H. Mesh sensitivity of element failure strain in numerical simulation[J]. Ship and Ocean Engineering, 2007, 36(6): 1-3.
- [17] 孙晶晶, 胡子君, 王钦, 等. 1500 ℃ 超高温陶瓷瓦制备和 性能研究[C]//第17届全国复合材料学术会议.北京, 2012: 46-51.

(编辑:武博涵)