文章编号：1000-5773(2004)02-0163-07

超高速弹丸撞击三维编织 C/SiC 复合材料双层板结构的实验研究*

李金柱，黄风雷，张庆明

（北京理工大学爆炸与安全科学国家重点实验室，北京 100081）

摘要：目前在航天器防护结构设计中，采用的方案仍是双层(或多层)屏蔽结构 。双层板屏蔽结构由前板、后板和空隙组成。实验采用一种新型三维四向碳纤维织物结构增强 SiC 陶瓷基复合材料(简写为 3DBC/SiC)做前板，其在超高速弹丸冲击作用下发生粉末化，和铝板做前板相比，所形成的碎片云团中有效碎片数目大大减少，减轻了对后板的破坏作用。结果表明：3DBC/SiC 是航天器防护结构设计中一种比较理想的防护材料。

关键词：碎片云；三维编织复合材料；超高速撞击；双层板

中图分类号：O347.1 **文献标识码**：A

1 引 言

众所周知，随着航天活动的增多，滞留在太空的空间垃圾也越来越多。据美国宇航局(NASA)1991 年对空间碎片的估计，在 2 000 km 的近地空间内共有 3 000 t 的空间垃圾，而且以 5%的年增长率增长。它们的相对速度大于 10 km/s[1,2]。如此多的空间垃圾，对飞行器安全设计提出了更高的要求。

目前在航天器防护结构设计中，采用的方案仍是 20 世纪 40 年代由天体物理学家 F. Whipple 提出的双层(或多层)屏蔽结构[3]。双层板屏蔽结构由前板、后板和空隙组成（见图 1）。此后几十年里，作为一种减轻超高速弹丸冲击威胁的的有效方法，这种结构广泛地被 D'Anna、Maiden、Mcmillan、Nysmith、Schonberg 以及 Tailor、Wallace 等所研究[4,5]。然而，在这些研究的绝大部分中，模拟缓冲板的前板材料主要是高强度金属材料，如铝和钢。随着许多新型高强度复合材料的出现，和其在航空工业中的大量应用，有必要评估这些材料应用于宇航器防护结构的潜能。

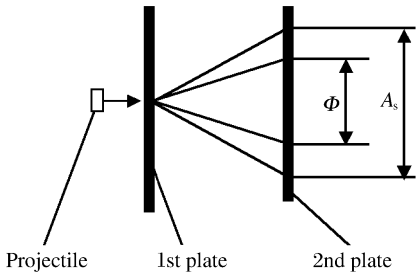


图 1 双层板结构图

Fig. 1 Schematic of dual-plate structure

复合材料用于宇航器结构性能评估的一个方面便是分析它们对超高速弹丸冲击载荷的响应。我们通过实验研究了双层板结构中的 3DBC/SiC 复合材料板(一种新型三维四向碳纤维织物结构增强 SiC 陶瓷基复合材料)受超高速弹丸垂直冲击时的响应。同时依据后板中弹坑的数目、大小、形状、表面状况及最大弹坑深度研究了 3DBC/SiC 复合材料板在超高速弹丸冲击作用下所形成的碎片云团中碎片的分布特征及碎片本身特征。并将 3DBC/SiC 做前板时的实验结果与纯铝板及 LY12 硬铝做前板时的实验结果及单层板的实验结果相对比，结果表明双层板结构是一种有效的防护结构，3DBC/SiC 是航天器防

* **收稿日期**：2003-06-12；**修回日期**：2003-09-08

作者简介：李金柱(1972—)，男，博士研究生，讲师. E-mail：lijinzhu@bit.edu.cn

护结构设计中一种比较理想的防护材料。

2 实验设备

本实验是在 10 mm 口径的非火药驱动二级轻气炮上进行的。该轻气炮采用高压氮气或高压氢气驱动,其结构如图 2 所示。发射时,首先由控制系统打开快开阀,此时高压气室内的压缩氮气或氢气推动活塞在泵管内向右运动压缩泵管的轻气(一般是氢气或氮气),当达到预定的压力时,膜片破裂;高压轻气推动弹丸在炮管中前进,在弹丸移动过程中,活塞也同时向前运动来补偿由于弹丸运动造成的弹后气体压力下降,使弹后始终保持很高的动压力,从而保证了弹丸超高速飞出炮口[6]。弹丸的测速,采用两对激光测速装置分别测量,取平均值。

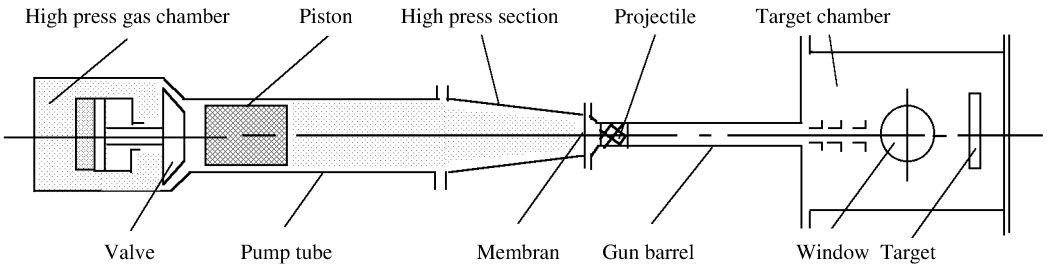


图 2 二级轻气炮结构示意图

Fig. 2 Schematic of two-stage gas gun

3 实验方法

3.1 材料制备

实验中用作前板的 3DBC/SiC 是一种新型三维四向碳纤维织物结构增强 SiC 陶瓷基复合材料。它是以碳纤维作为增强材料,以无机 SiC 陶瓷为基体材料,采用先驱体转化法制成的。先驱体转化法的基本原理就是利用有机聚合物先驱体在高温下裂解而转化为无机陶瓷基体。这里的先驱体采用聚碳硅烷(PCS),其在惰性气氛中(如 N_2)加热 PCS 从室温到 1 400 ℃,经过交联和裂解,最后转化为无机陶瓷基体。在工艺过程中,编织体浸渍先驱体是整个工艺的关键,初次浸渍裂解后,致密浸渍还要多次进行。浸渍次数越多,材料越致密,性能越好[7]。3DBC/SiC 材料、纯铝材料及用作后板的 LY12 硬铝材料的材料参数列于表 1 和表 2。

表 1 纯铝和 LY12 硬铝合金有关性能参数

Table 1 Material parameter for aluminum

Material	Density /(g/cm^3)	Melting point /(℃)	Yield strength /(MPa)
Pure aluminum	2.71	657	190
LY12 aluminum	2.78	502～638	340

表 2 3DBC/SiC 有关性能参数

Table 2 Material parameter for 3DBC/SiC

Density /(g/cm^3)	Sound speed /(m/s)	Tensile strength /(MPa)	Compressive Strength /(MPa)
1.5	2 549	80～100	200～250

3.2 实验方案

弹丸超高速撞击双层板的过程可分为两部分:(1) 弹丸超高速撞击前板,形成碎片云;(2) 碎片云撞击后板,对后板造成破坏。而只有在薄板条件下,才会出现碎片云,这就要求前板的厚度小于弹丸的直径。实验中采用直径为 10 mm、高为 9 mm、质量约 0.95 g 的尼龙圆柱为弹丸。之所以采用尼龙弹丸而没有采用在密度上与空间星云和碎片更接近的铝弹,是受所采用 10 mm 口径二级轻气炮炮管长度和靶室具体条件所限。在此种弹丸作用下,前板厚度以小于 9 mm 为宜。本实验前板采用两种方案,一

种采用 2.4 mm 左右厚及 7.1 mm 厚 3DBC/SiC 材料,一种采用 2 mm 厚的纯铝板或 LY12 硬铝板;后板则采用直径为 80 mm 或 130 mm、厚度为 5 mm 的 LY12 硬铝圆盘;两板间距为 70 mm 或 120 mm 两种;弹丸速度为 3～7 km/s。另外,进行了一发单层板实验。实验情况列于表 3。

表 3　实验条件

Table 3　Hypervelocity impact conditions

Experimental number	Material of bumper plate	Thickness of bumper plate /(mm)	Length of the space /(mm)	Diameter of catcher plate /(mm)	Projectile velocity /(km/s)	Projectile mass /(g)
T1.1	—	—	—	Diameter ∅80 Thickness 40 mm	5.93	0.95
T2.1	3DBC/SiC	2.4	120	∅80	5.04	0.95
T2.2	3DBC/SiC	2.44	70	∅80	3.38	0.95
T2.3	3DBC/SiC	2.36	73	∅130	6.25	0.95
T2.4	3DBC/SiC	7.1	70	∅130	5.76	0.95
T2.5	3DBC/SiC	2.45	70	*	3.78	0.97
T3.1	Pure aluminum	2.0	70	∅80	4.57	0.95
T3.2	Pure aluminum	2.0	70	∅80	3.76	0.97
T3.3	Pure aluminum	2.0	120	∅130	4.79	0.97
T4.1	LY12 aluminum	2.0	70	∅80	5.38	0.95

Note: * Catcher plate:3DBC/SiC,70 mm×70 mm×6.04 mm.

将选定的双层板分别安装在两个靶架上,然后将靶架固定在靶室内的支架上,保持两板间距为 70 mm 或 120 mm。当已穿过测速区的尼龙弹丸与前板碰撞后,在前板的背面形成一个碎片云团。这个碎片云团经过飞行、膨胀,最后与后板发生碰撞,造成对后板的破坏。碎片云在后板上的整体作用面积为直径为 A_s 的范围,碎片云在后板上的主要集中区域为直径为 Φ 的范围(见图 1)。

4　实验结果和机理分析

4.1　3DBC/SiC 双层板结构——对超高速冲击的一种有效防护结构

在单层板实验中(见图 3),靶板正面形成一个表面直径约为 40 mm、孔深约 20 mm 的半球形坑,即侵彻深/弹坑直径约等于 0.5。坑内以及坑的边缘有明显的裂纹,裂纹方向为径向。靶板背面产生严重层裂,形成一个直径约 45 mm、深约 4 mm 的类圆柱形坑,且角部发生角裂。纯铝做前板时,几乎所有后板都出现严重的穿孔。采用 3DBC/SiC 复合材料做前板,且两板间距离足够时,其双层板的总侵彻深始终没有超过 5 mm,不但远远小于单层板时的侵彻深,而且比铝双层板的总侵彻深也相对小得多。可见,3DBC/SiC 双层板结构是对超高速弹丸冲击的一种有效防护结构。

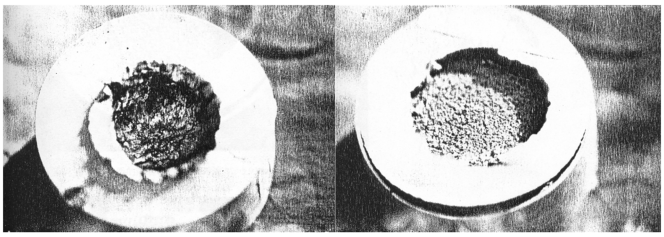


图 3　中厚靶正面的半球形坑和背面的层裂及角裂

Fig. 3　Semi-spheric cavity and spall

4.2　前板穿孔特征分析

前板受弹丸超高速冲击时,在板中形成一个孔。其中,铝板受冲击时形成圆形孔,设孔的直径为

D_s。孔的边缘有三种类型，如图 4。

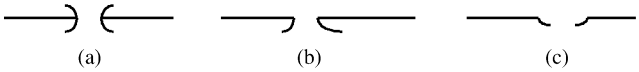


图 4 孔边缘的卷边类型

Fig. 4 Types of hole on hypervelocity impact

弹丸速度相对较高时形成(a)、(b)型卷边，即孔的两面都出现卷边或者某一卷边已经剥落；弹丸速度相对较低时，前板中孔的边缘部分向弹丸冲击方向弯曲，这是一个额外消耗能量的过程，这将在分析 D_s/d(d 为弹丸当量直径，在此为 10 mm)与弹靶材料参数及弹丸速度的定量关系时引起误差，我们认为图 5 中实验曲线 3 与 Maiden 和 McMLLian 理论曲线在低速时的不相符部分便是由此引起的。

图 5 中的实线是中科院力学所张德良实验所得的无量纲孔径 D_s/d 与弹丸速度 v_p 之间的关系曲线[8]；虚线 2 是 Maiden 和 McMLLian 的理论曲线[9]；虚线 1 是 McHugh 理论曲线[9]；×是本次实验中的实验结果。

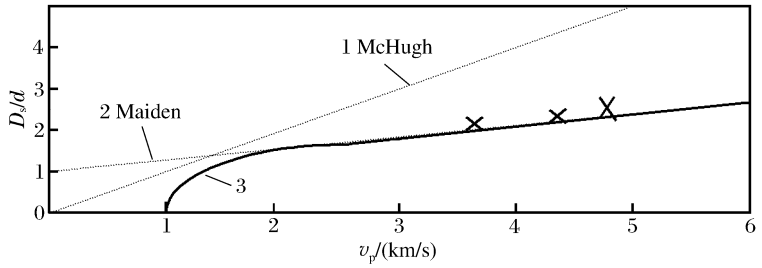


图 5 铝板受弹丸超高速冲击时板中所形成孔径的实验结果

Fig. 5 Experimental results of hole parameter for aluminum plate

复合材料前板受弹丸超高速冲击时，在板中形成一个由几条直线和几条弧线围成的类似为圆的多边形孔，将这个孔的横向、纵向以及与纤维成 45°角的尺寸列于表 4，可以看出其各个方向的尺寸比并无规律性，这是由于 3DBC/SiC 这种材料在生产过程所形成的各向异性质尚具有一定范围内的随机性产生的。将这个孔近似为圆形，假设其直径为 D_c(取平均值)，则还可以看出孔的直径 D_c 随着弹丸速度增加，略有增大，并不明显，但随着前板厚度增加，孔径 D_c 显著增长。从孔的中心起沿纤维方向，复合材料板出现裂纹。若复合材料板受到二次损伤，则有裂成两半的可能性。因为垂直于裂纹的方向正是拉伸强度最低的方向，冲击波在这个方向的作用最容易引起材料的破坏。

表 4 3DBC/SiC 复合材料受弹丸超高速冲击的成孔参数

Table 4 Experimental results of hole parameter for 3DBC/SiC

Exp. No.	Longitudinal length of hole /(mm)	Transverse length of hole /(mm)	Length of hole in 45° /(mm)	Average diameter D_c /(mm)	Thickness of target /(mm)	Projectile velocity /(km/s)
T2.2	25	24	25,25	24.8	2.44	3.38
T2.5	20	23	20,23	21.5	2.45	3.78
T2.1	24	25	27,26	25.5	2.40	5.04
T2.4	42	38	38,40	39.5	7.10	5.76

4.3 后板的破坏特征与 3DBC/SiC 复合材料的粉末化

前板为铝板时：

(1) 几乎所有后板都出现严重的穿孔(见图 6)。且随着弹丸速度的增加，后板的破坏程度先是加剧，待速度增加到一定程度(对于纯铝约 5 km/s)，后板的破坏程度又开始减小。这是因为随着弹丸速

度增加到一定程度,弹靶作用已开始使弹靶材料熔化、汽化所致。　(2) 后板正面除穿孔外,还有许多大小不同的半球形坑(坑的表面直径从零点几毫米到 6 mm 左右)和不规则形的坑。在弹丸速度比较高时,半球形坑数目较多,特别是在靠近后板中心一定距离处,有一个半球形坑的环状带,在这个带里面多是穿孔和许多坑深大于坑表面半径的坑,在这个带外围多是表面形状为圆形但坑深小于坑表面半径的坑;在弹丸速度较低时,也有半球形的坑,但中心附近更多的是不规则坑和穿孔。

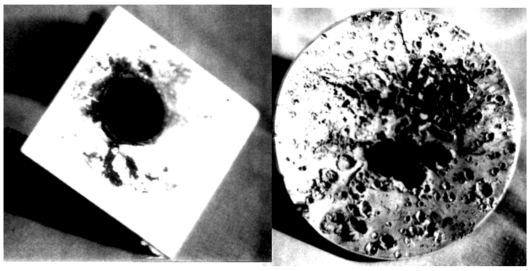


图 6　冲击速度 v=4.57 km/s、铝做前板时的试验结果
Fig. 6　Impact velocity v=4.57 km/s;
Material of shield: Aluminum

前板为 3DBC/SiC 复合材料板时:

(1) 后板正面以受冲击中心为圆心,在某一直径 Φ(见图 1,图 7 和图 8) 的范围内,颜色较暗,呈灰黑色,且随着弹丸速度的增加,Φ 值增大。从后板成坑中的残留物可推知,颜色较暗的区域主要是弹丸粉碎后的材料冲击形成的。特别是速度增加到一定程度,此时弹丸碎片的分布面积较大,在 Φ 内呈现灰黑和亮白相互交错,灰黑处主要是弹丸碎片冲击形成的,亮白的密密麻麻的小坑则是受弹丸冲击的靶材发生粉末化形成的粉末冲击所致。Φ 类似于某些铝双层板实验中后板正面受碎片冲击所形成的内环直径。

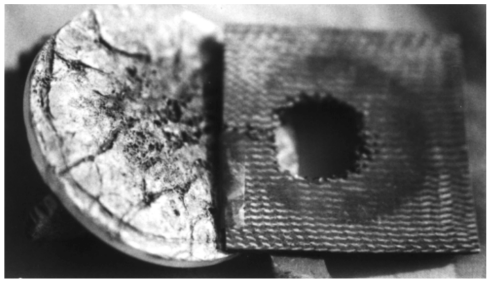


图 7　冲击速度 v=5.04 km/s、3DBC/SiC 做前板的试验结果
Fig. 7　Impact velocity v=5.04 km/s;
Material of shield: 3DBC/SiC

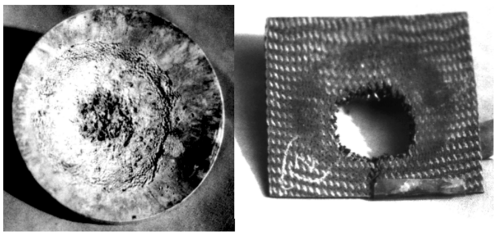


图 8　冲击速度 v=3.38 km/s、3DBC/SiC 做前板的试验结果
Fig. 8　Impact velocity v=3.38 km/s;
Material of shield:3DBC/SiC

(2) 在较低速度(约 3.38 km/s)和较高速度(约 5.76 km/s)时,后板正面 Φ 的外围均是密密麻麻的细小的亮坑,后板如同被焚烧过一般,表明前板材料受冲击时形成的碎片非常细小,即前板材料受冲击时发生了粉末化。但唯在一个中间速度附近,即 5.04 km/s 附近,后板正面 Φ 的外围除了密密麻麻的细小的相互重叠的亮坑外,在靠近 Φ 处还有以受冲击中心为圆心分布的弧形鞭痕,在远离 Φ 处,即碎片的边界处有放射状鞭痕,二者之间的区域鞭痕趋向则较无规则。且鞭痕由里向外越来越浅。这可能是在这个速度范围内,冲击波压缩或者冲击波在自由界面反射时形成的拉伸作用使纤维分散断裂,并予以足够动能但却未能使其粉末化所致。可见,随着弹丸速度增加,后板的破坏程度增加,但弹丸速度增加到一定程度时,后板的破坏程度又开始减小,其具体机理有待于进一步探讨。

(3) 由后板上破坏分布情况可以推知,碎片云团的最前端为靶板粉碎后的材料,其后紧跟着弹丸粉碎后的材料,而碎片云团的侧面则主要是弹靶相互作用时具有类流体性质的靶材反溅和冲击波与稀疏波作用引起的靶材破坏而产生的靶板碎片组成。

(4) 大部分后板背面出现比较严重的层裂。在 T2.2(v=3.38 km/s) 试验中,后板背面的层裂呈现为一圆环状,而在后板背面中心处并没有产生层裂;而在试验 T2.1(v=5.04 km/s) 中,后板的背面除一圆环状层裂带外,在层裂带的外围还有若干有裂纹的、无裂纹的、和已经剥落的三类凸起的包。后板背面中心处没有发生层裂现象,说明碎片云团动能最大处并不在碎片云团的正轴线处,而是位于偏离

轴线一定角度的主边(Main Edge)处。采用较厚的前靶(试验 T2.4),后板背面几乎无任何损伤。

4.4 两板间距离的影响

圆柱形尼龙弹丸以超高速度冲击复合材料靶,弹丸被粉碎成碎片,同时靶板材料产生粉末化。靶板材料产生粉末化使碎片云团在相对不是很高的速度下(5.76 km/s 左右)便具有类似气态状碎片的性质,即碎片云团中有效碎片的数目大大减少和具有相对较大的轴向速度和相对较小的径向速度。这在与以铝板为缓冲板的实验比较时可以明显地看出:在其它条件一切相同的情况下,3DBC/SiC 复合材料板受弹丸冲击形成的碎片云团在后板上的作用面积与软铝以及 LY12 硬铝做缓冲板时相比明显小。相对较小的径向速度要求相对较大的两板间距,否则容易造成剪切性破坏。当然,当两板间距大到一定程度时便不再起作用了。

5 结 论

与单层板结构相比,双层板具有更好的保护性能。特别是在 3DBC/SiC 复合材料双层板实验中,3DBC/SiC 复合材料板受超高速弹丸冲击时材料产生了粉末化,生成了尺寸非常细小的颗粒,此时碎片中的有效碎片数仅是弹丸产生的碎片数,从而碎片云中的有效碎片数大大减少,大大减弱了对后板的破坏。3DBC/SiC 这种复合材料无疑是目前国内宇航器设计中一种比较理想的防护材料。而且,3DBC/SiC 良好的能量吸收功能还使其有可能代替目前裹在宇航器外壳周围的蜂窝状材料成为一种新的能量吸收板。

References:

[1] Potter A E. Measuring the Orbital Debris Population [J]. Earth Space Review, 1995, 4: 21－29.

[2] Whipple F L. The Meteorite Risk to Space Vehicles [J]. Vistas Astronaut, 1958, 2: 115－124.

[3] Corvonato E, Destefanis R. Integral Model for the Description of the Debris Cloud Structure and Impact [J]. Int J Impact Engng, 2001, 26: 115－228.

[4] Yew C H, Kendrick R B. A Study of Damage in Composite Panels Produced by Hypervelocity Impact [J]. Int J Impact Engng, 1987, 5: 729－738.

[5] Cour-Palais B G. Hypervelocity Impact in Metals, Glass, and Composites [J]. Int J Impact Engng, 1987, 5: 221－237.

[6] Feng J N, Peng Y W, Li X L. The Research on How to Accelerate Objects to Hypervelocity [D]. Xi′an: Northwest University of Technology, 1996. 1－20. (in Chinese)
冯建宁,彭炎午,李孝兰. 超高速弹丸驱动技术的研究 [D]. 西安:西北工业大学,1996. 1－20.

[7] Zhang Q M. Mechanical Behavior of 3-D Fabric Reinforced Composites [R]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 1996. 17－19. (in Chinese)
张庆明. 三维织物结构复合材料的力学行为 [R]. 北京:北京理工大学博士后研究工作报告,1996. 17－19.

[8] Zhang D L, Tian Q M, Zhao C X, et al. Experimental Investigations of Hypervelocity Impact onto Aluminum Dual-Plate Structure [A]. Proceedings of Intense Dynamic Loading and Its Effects [C]. Chengdu, 1992. 629－636.

[9] Gehring J W. High-Velocity Impact Phenomena [M]. New York, London: Academic Press Inc, 1970. 105－156.

A Study of Hypervelocity Impact on 3DBC/SiC Composite Material Dual-Plate Armor

LI Jin-Zhu, HUANG Feng-Lei, ZHANG Qing-Ming

(*State Key Laboratory for the Prevention and Control of Explosion Disasters, Beijing Institute of Technology Beijing*, 100081, *China*)

Abstract: The dual-plate(or multi-layered) system, first suggested by Whipple in 1940', is a possible means of protecting spacecraft from micrometeoroid impacts. Dual plate armor consists of an outer (bumper) plate, a space, and an inner(catcher) plate. In this work, the bumper plates were SiC ceramic matrix composite reinforced with 3-D braiding fabric (3DBC/SiC) plates, which were comminuted at hypervelocity impacting, resulting in smaller fragments in debris clouds and less damage on catcher plates. Pure aluminum plates and LY12 aluminum plates were also used as bumper plates. But both of them couldn't comminute the projectile and caused severely damage on catcher plates. It is shown that 3DBC/SiC is an ideal material for protecting spacecraft.

Key words: debris clouds; 3-D braiding composites; hypervelocity impact; dual-plate structure