文章编号：1000-5773(2012)01-0018-09

超高速碰撞下 C-SiC 复合材料双层防护结构的力学特性*

史姣红，李玉龙，刘元镛，索　涛

（西北工业大学航空学院航空结构工程系，陕西西安　710072）

摘要：C-SiC 复合材料是一种随着航空航天技术发展而研制开发的新型材料，具有优异的力学性能，可以很好地满足航天器防护系统的使用要求，因此其超高速碰撞力学性能研究具有重要意义。基于现有的有关 C-SiC 复合材料力学性能的实验数据和模拟结果，推导得到模拟 C-SiC 复合材料超高速碰撞时所需的一系列参数。利用 AUTODYN 进行数值模拟，获得了 C-SiC 复合材料双层防护结构在超高速碰撞下的特性及弹道极限曲线，总结得出预测 C-SiC 复合材料双层防护结构的弹道极限方程。

关键词：C-SiC 复合材料；弹道极限方程；超高速碰撞；双层结构

中图分类号：O347.1　　**文献标识码**：A

1　引　言

随着空间发射日益增多，空间碎片的数量不断增加，对航天器运行及航天员安全造成了严重威胁。为此，许多学者对航天器各种防护结构的超高速碰撞进行了大量的研究工作，提出了多种防护方案，Whipple 防护方案就是其中一个典型例子。Whipple 防护结构是 Whipple 于 20 世纪 40 年代提出的一种双层板防护系统，其主导思想是在航天器舱壁外面加一层防护屏来抵御空间碎片对航天器的超高速撞击[1]。

国内在防护结构的设计及分析方面取得了很大的成就，例如：贾斌等人[2]采用 AUTODYN 数值仿真结合实验验证的方法，研究了铝合金双层板防护结构在铝合金球形弹丸正撞击下的弹道极限，获得了其弹道极限曲线及弹道极限方程；徐金中和汤文辉[3]利用光滑粒子流体动力学（Smoothed Particle Hydrodynamics，SPH）方法对球形和柱形铝制弹丸以不同角度、不同速度撞击铝靶板时所形成的碎片云进行了对比研究；唐蜜等人[4]采用 SPH 数值模拟方法研究了不同因素（包括弹丸直径、防护屏厚度、双层板间距及弹丸和防护屏材料）对碎片云的影响规律；汪庆桃等人[5]对碳纤维增强复合材料的超高速碰撞进行了数值模拟；李金柱等人[6]对一种新型三维四向碳纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料进行了超高速撞击实验。与国内相比，国外对复合材料超高速碰撞的研究较多。例如：Kaz 等人[7]实验研究了 Spectral RF-Epoxy、Spectral 1000-Epoxy、Kevlar 29-Epoxy 在超高速碰撞下材料的各种破坏形式及相应的能量吸收；Wicklein 等人[8]通过碳纤维增强塑料（CFRP）的相关力学性质实验得出了 CFRP 在超高速碰撞时的材料模型参数，并利用平板实验对参数的有效性进行了验证；Grujicic 等人[9]利用数值模拟方法，研究了单层 RCC（厚度为 5 mm）和 RCC-CFOAM 17（RCC 厚度为 5 mm，CFOAM 17 厚度为25 mm）两种结构对空间碎片的防护能力及失效形式，并将两者进行比较。不论是国内还是国外，复合材料的超

* **收稿日期**：2010-07-09；**修回日期**：2010-11-18

基金项目：国家自然科学基金（10932008，10902090）；西北工业大学 111 引智计划（B07050）

作者简介：史姣红（1986－），女，硕士，主要从事结构动力学及动态破坏分析研究. E-mail：shijiaohongstar@sina.com

高速碰撞研究主要集中在碳纤维增强树脂基材料、C-C 方面,而对于新研发的、在航空航天领域有巨大应用前景的新型材料——C-SiC 复合材料,在超高速碰撞下的研究还不太充分。

本研究利用 AUTODYN 有限元分析软件,对 C-SiC 复合材料双层防护结构在超高速碰撞下的防护性能进行数值模拟,分析并讨论其弹道极限性能。

2　数值建模分析

2.1　几何模型

C-SiC 复合材料双层结构如图 1 所示。前、后板厚度分别为 3 mm 和 5 mm,间距 S 为 50 mm。通过 AUTODYN 进行超高速碰撞数值模拟。考虑到正碰撞具有轴对称性,所以只建立 1/2 模型,见图 2。

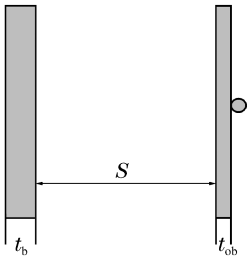


图 1　双层结构示意图

Fig. 1　Schematic of dual-wall structure

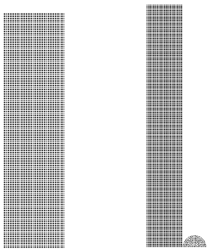


图 2　有限元模型

Fig. 2　Finite element model

2.2　C-SiC 复合材料的材料模型及模型参数

2.2.1　C-SiC 复合材料的材料模型

常规的各向异性材料具有 21 个独立的弹性常数。如果某种各向异性材料存在 3 个相互正交的弹性对称面,则这种材料被称为正交各向异性材料,并且其独立的弹性常数只有 9 个。此时,复合材料的弹性应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 与应力 $\boldsymbol{\sigma}$ 之间的关系式为

$$\begin{pmatrix}\sigma_{11}\\ \sigma_{22}\\ \sigma_{33}\\ \sigma_{23}\\ \sigma_{31}\\ \sigma_{12}\end{pmatrix}=\begin{pmatrix}C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0\\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0\\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66}\end{pmatrix}\begin{pmatrix}\varepsilon_{11}\\ \varepsilon_{22}\\ \varepsilon_{33}\\ \varepsilon_{23}\\ \varepsilon_{31}\\ \varepsilon_{12}\end{pmatrix} \tag{1}$$

式中:C_{ij} 为刚度矩阵系数,可以通过材料的弹性工程常数得出。

当材料发生塑性变形时,采用二次屈服曲面来描述材料的非线性强化效应,即

$$f(\sigma_{ij})=a_{11}\sigma_{11}^2+a_{22}\sigma_{22}^2+a_{33}\sigma_{33}^2+2a_{12}\sigma_{11}\sigma_{22}+2a_{23}\sigma_{22}\sigma_{33}+2a_{13}\sigma_{11}\sigma_{33}+2a_{44}\sigma_{23}^2+2a_{55}\sigma_{31}^2+2a_{66}\sigma_{12}^2=k \tag{2}$$

式中:a_{ij} 为常数,表示材料各向异性的程度;k 代表材料的强化效应,随着有效塑性应变的变化而变化。通过 a_{ij} 及 k 可以确定二次屈服曲面的大小及形状。塑性应变(ε_{ij}^{p})增量与应力增量之间的关系为

$$\mathrm{d}\varepsilon_{ij}^{p}=\mathrm{d}\lambda\frac{\partial f}{\partial\sigma_{ij}} \tag{3}$$

式中:$\mathrm{d}\lambda$ 为塑性应变率因子。定义塑性泊松比 ν_{ij}^{p}

$$\nu_{ij}^{p}=-\frac{\mathrm{d}\varepsilon_{jj}^{p}}{\mathrm{d}\varepsilon_{ii}^{p}} \tag{4}$$

由此可以得出(2)式中各项系数 a_{ij} 之间的关系

$$\begin{cases}a_{11}=a_{22}\nu_{21}^{p}/\nu_{12}^{p},a_{33}=a_{22}\nu_{23}^{p}/\nu_{32}^{p},a_{11}=a_{33}\nu_{31}^{p}/\nu_{13}^{p}\\ a_{12}=-a_{22}\nu_{21}^{p},a_{23}=-a_{22}\nu_{23}^{p},a_{13}=-a_{33}\nu_{31}^{p}\end{cases} \tag{5}$$

复合材料的每个应力分量都定义一个最大失效应力 $\sigma_{ij,\mathrm{fail}}$，当应力达到最大失效应力后，采用线性软化模型，如图 3 所示。图 3 中：σ_{fail} 为材料某一方向能承受的最大应力，G_{f} 为此方向上的开裂功，$\varepsilon_{\mathrm{cr}}$ 为随着材料开裂而发生的应变。由图 3 可知，材料软化率与开裂功 G_{f} 有关。材料进入软化阶段后某一时刻，材料能承受的最大应力为

$$\sigma_{ij,\max}=\sigma_{ij,\mathrm{fail}}(1-D_{ij}) \tag{6}$$

式中：D_{ij} 为损伤因子。在材料软化过程中，D 在 0～1 范围内不断增加。材料模型使用的失效判据为修正过的 Hashin 失效判据，表达式为

11 面
$$e_{11\mathrm{f}}^2=\left(\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{11,\mathrm{fail}}(1-D_{11})}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{12}}{\sigma_{12,\mathrm{fail}}(1-D_{12})}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{31}}{\sigma_{31,\mathrm{fail}}(1-D_{31})}\right)^2\geqslant 1 \tag{7}$$

22 面
$$e_{22\mathrm{f}}^2=\left(\frac{\sigma_{22}}{\sigma_{22,\mathrm{fail}}(1-D_{22})}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{12}}{\sigma_{12,\mathrm{fail}}(1-D_{12})}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{23}}{\sigma_{23,\mathrm{fail}}(1-D_{23})}\right)^2\geqslant 1 \tag{8}$$

33 面
$$e_{33\mathrm{f}}^2=\left(\frac{\sigma_{33}}{\sigma_{33,\mathrm{fail}}(1-D_{33})}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{23}}{\sigma_{23,\mathrm{fail}}(1-D_{23})}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{31}}{\sigma_{31,\mathrm{fail}}(1-D_{31})}\right)^2\geqslant 1 \tag{9}$$

通过不断地循环迭代计算，就可以模拟材料的软化力学行为。

采用多项式状态方程描述压力与体积的关系，即

$$P=\begin{cases}A_1\mu+A_2\mu^2+A_3\mu^3+(B_1+B_2\mu)\rho_0 e & \mu\geqslant 0\\ T_1\mu+T_2\mu^2+B_0\rho_0 e & \mu<0\end{cases} \tag{10}$$

式中：$\mu=\rho/\rho_0-1$，ρ、e 分别为密度和内能，多项式系数 A_1、A_2、A_3、B_0、B_1、B_2、T_1、T_2 为材料常数。常数 A_1 为材料的有效体积模量，且一般取 $A_1=T_1$，$A_2=T_2$。

2.2.2 C-SiC 复合材料模型参数

本研究针对二维平纹编织的 C-SiC 复合材料[10]，密度取 2.11 g/cm^3。材料方向定义如图 4 所示，沿材料厚度方向为 x 方向，即为 1 方向，y、z 分别代表 2、3 方向。在现有的 C-SiC 复合材料实验中，关于材料面内力学行为的实验较多，而关于材料面外力学行为的实验因受材料厚度限制而较少，并且实验数据的离散性较大，给材料参数的确定带来一定的困难。本计算采用的参数是综合不同文献资料得到的。为了使最终的材料参数相容，选用材料刚度矩阵系数推导面外材料参数。表 1 列出了 C-SiC 复合材料未加载时的刚度系数及面内拉伸模量和泊松比[11-12]。将 C-SiC 复合材料看做面内各向同性材料，沿材料厚度方向的弹性模量 E_{11} 与面内弹性模量 E_{22} 之间满足

$$\nu_{12}/E_{11}=\nu_{21}/E_{22} \tag{11}$$

因为复合材料刚度矩阵与弹性工程常数存在确定的计算关系，因此通过材料刚度矩阵就可以计算出材料各个方向的弹性模量及泊松比。

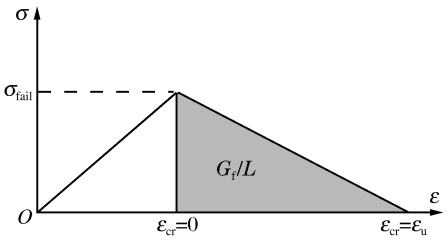


图 3 软化模型示意图

Fig. 3 Schematic of soft model

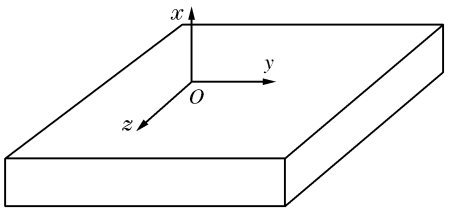


图 4 材料主方向定义

Fig. 4 Definition of material principal direction

当材料应力-应变曲线呈非线性(复合材料称为伪塑性)时，采用有效应力-有效塑性应变($\bar{\sigma}$-$\bar{\varepsilon}^{\mathrm{p}}$)曲线来描述材料的硬化行为。$\bar{\sigma}$-$\bar{\varepsilon}^{\mathrm{p}}$ 曲线一般由材料面内拉伸应力-应变曲线计算得到，即

$$\bar{\sigma}\equiv(3f/2)^{1/2}=(3/2)^{1/2}\sigma_{22} \tag{12}$$

$$\bar{\varepsilon}^{\mathrm{p}}=(2/3)^{1/2}\varepsilon_{22}^{\mathrm{p}}=(2/3)^{1/2}(\varepsilon_{22}-\sigma_{22}/E_{22}) \tag{13}$$

表 1　复合材料的初始刚度矩阵张量系数、面内弹性模量及泊松比[11-12]

Table 1　Coefficients of the initial stiffness tensor, in-plane modolus and Poisson's ratio of composite[11-12]

C_{11}/(GPa)	C_{22}/(GPa)	C_{33}/(GPa)	C_{12}/(GPa)	C_{13}/(GPa)	C_{23}/(GPa)
19	118	123	7.9	7.7	20
C_{44}/(GPa)	C_{55}/(GPa)	C_{66}/(GPa)	E_{22}/(GPa)	E_{33}/(GPa)	υ_{23}
23	8.5	9.1	115	115	0.07

由于二维平纹编织的 C-SiC 复合材料可看做面内各向同性材料,为了便于计算,取 $a_{22}=a_{33}=1$。利用面内剪切应力-应变曲线拟合 $\bar{\sigma}$-$\bar{\varepsilon}^{\mathrm{p}}$ 曲线,可计算出 $a_{44}=1.663$。张增光等人[13]的研究结果表明 C-SiC 复合材料层间剪切应力与伸长距离基本呈线性关系,且为脆性破坏。可见,C-SiC 复合材料发生层间剪切时,材料没有产生塑性变形时就已经破坏,因此有 $\bar{\sigma}_{1\#} \geqslant (3a_{55})^{1/2}\sigma_{13,\mathrm{fail}}$,其中 $\bar{\sigma}_{1\#}$ 为材料刚开始发生塑性变形时即塑性变形为零时材料的有效应力。其余的塑性参数可通过塑性泊松比计算得到。

在软化过程中,C-SiC 复合材料各个方向上的失效应力及开裂功 G_{ij} 可以参阅相关的文献资料。图 5 为 C-SiC 复合材料面内拉伸应力-应变曲线。可以看出:材料面内拉伸破坏为脆性破坏,因此取 $G_{22}=G_{33}=1\ \mu\mathrm{J/m^2}$;当应力达到最大值后,会持续一段时间,然后突然降为零,因此取 $G_{23}=1\ \mu\mathrm{J/m^2}$。C-SiC 复合材料层间剪切破坏也为脆性破坏,因此 $G_{12}=G_{13}=1\ \mu\mathrm{J/m^2}$。$G_{11}$ 近似为 SiC 的开裂功,即 $G_{11}=4\ \mathrm{J/m^2}$。

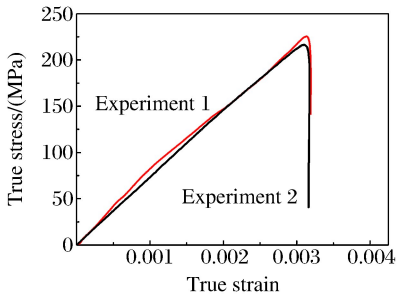


图 5　面内拉伸应力-应变曲线

Fig. 5　In-plane tensile stress-strain curve

多项式状态方程系数 A_1 可通过材料的刚度矩阵分量求得,得到 $A_1=B_1=36.17$ GPa,A_2、A_3、T_2 均取零。表 2～表 4 列出了 C-SiC 复合材料的模型参数,其中 ν_{23}、ν_{13}、ν_{31} 为塑性泊松比,$\bar{\sigma}_{7\#}$ 为材料发生最大塑性变形时对应的有效应力。

2.3　弹丸材料模型及参数

空间碎片大部分集中在近地轨道和地球静止轨道上,平均密度为 2.8 g/cm^3[14],因而在超高速碰撞数值模拟中常用铝合金来模拟空间碎片。本研究使用 2A12 铝合金模拟入射弹丸。具体的材料模型及参数参见文献[2]。

表 2　C-SiC 复合材料弹性模型参数

Table 2　Elastic model parameters of C-SiC composite

ρ/(g/cm^3)	E_{11}/(GPa)	E_{22}/(GPa)	E_{33}/(GPa)	G_{23}/(GPa)	G_{12}/(GPa)	G_{13}/(GPa)	ν_{23}	ν_{13}
2.11	9.08	118.00	118.00	23.00	8.80	8.80	0.070	0.060
ν_{31}	A_1/(GPa)	A_2/(GPa)	A_3/(GPa)	T_1/(GPa)	T_2/(GPa)	B_0	B_1	
0.775	36.17	0	0	36.17	0	1.098	1.098	

表 3　C-SiC 复合材料塑性模型参数

Table 3　Plastic model parameters of C-SiC composite

a_{11}	a_{22}	a_{33}	a_{12}	a_{13}	a_{23}	a_{44}
12.992	1.000	1.000	−0.775	−0.775	−0.033	1.663
a_{55}	a_{66}	$\bar{\sigma}_{1\#}$/(MPa)	$\bar{\sigma}_{7\#}$/(MPa)	$\bar{\varepsilon}_1^{\mathrm{p}}$	$\bar{\varepsilon}_7^{\mathrm{p}}$	
3.043	3.043	67.36	199.63	0	0.001 38	

表 4 C-SiC 复合材料的失效模型参数

Table 4 Failure model parameters of C-SiC composite

$\sigma_{11,fail}$/(MPa)	$\sigma_{22,fail}$/(MPa)	$\sigma_{33,fail}$/(MPa)	$\sigma_{12,fail}$/(MPa)	$\sigma_{23,fail}$/(MPa)	$\sigma_{31,fail}$/(MPa)
50	215	215	23	165	23
$G_{11,fail}$/(J/m^2)	$G_{22,fail}$/(μJ/m^2)	$G_{33,fail}$/(μJ/m^2)	$G_{12,fail}$/(μJ/m^2)	$G_{23,fail}$/(μJ/m^2)	$G_{31,fail}$/(μJ/m^2)
4	1	1	1	1	1

3 数值模拟结果及分析

3.1 数值模拟方法验证

为了验证数值模拟方法的有效性,本研究采用 AUTODYN 中的 SPH 方法,对柳森等人[15]的实验进行数值模拟。计算几何模型如图 6 所示,其中弹丸直径为 5.02 mm,防护屏厚度为 1.94 mm,弹丸撞击速度为 5.52 km/s。弹丸和防护屏材料均为 2A12 铝合金,具体材料参数参见文献[2]。图 7 给出了 15.1 μs 时碎片云的数值模拟结果与实验结果。可以看出:模拟得到的碎片云形状与实验结果相似;数值模拟得到的防护屏穿孔直径为 11.2 mm,实验结果为 11.7 mm,相对误差为 4.3%。可见,采用 AUTODYN 中的 SPH 方法可以很好地模拟超高速碰撞过程。

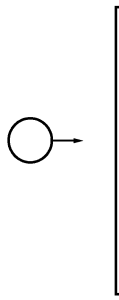


图 6 几何模型

Fig. 6 Geometry model

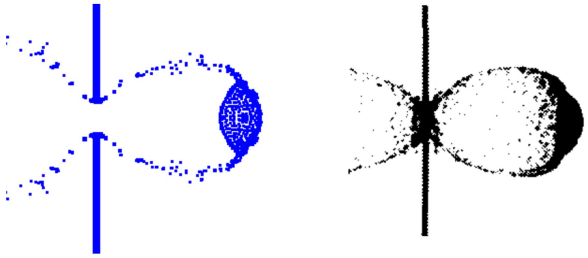


图 7 15.1 μs 时碎片云的模拟结果与实验结果比较

Fig. 7 Comparison of simulated and experimental results for debris cloud at 15.1 μs

3.2 数值模拟分析方法

模拟时,速度选为 1～14 km/s 中的整数值。对于每个速度,改变弹丸直径直至获得该速度下的弹道极限。由于 C-SiC 复合材料双层防护结构既是热结构,也是承力结构,双层结构中的第 2 层防护板(后板)后面可能就是铝合金主结构,在高温环境下,后板穿孔就意味着热可能从孔中进入铝合金主结构中,进而导致破坏。所以,模拟时以复合材料双层板结构的后板是否失效(击穿)作为判据。在逼近临界弹丸直径时采用折半查找法,即取前一次后板穿孔和不穿孔的中间值作为下一次计算的初始值,直至达到一定计算精度[2](本研究为 0.1 mm),取达到要求精度的使后板穿孔和未穿孔的弹丸直径的平均值作为临界直径(d_c)。数值模拟得到的后板失效情况如图 8 所示。图 8(a)中后板未被击穿,背部有分层剥落,图 8(b)中后板被击穿。

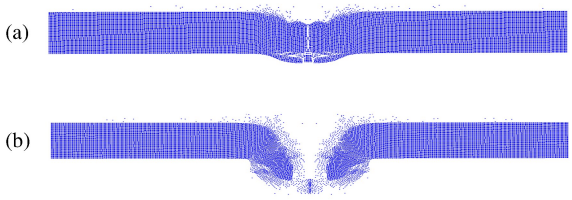


图 8 后板失效情况

Fig. 8 Failures of back plate

3.3 数值模拟结果及讨论

本研究设 C-SiC 复合材料双层防护结构的前板全部被击穿。图 9 给出了直径为 1 mm、入射速度为 3 km/s 的铝弹丸撞击前板时的演化过程。从图 9 中可以看出:铝弹丸在击穿前板的过程中仅发生了形

状变化,并没有碎裂,进入前板一定深度后,弹丸位置基本不再发生变化,即弹丸动能基本全部被消耗。从弹丸的速度变化曲线中也能发现这一现象,如图 10 所示。图 10 中,弹丸速度是输出弹丸上 5 个点的平均速度。

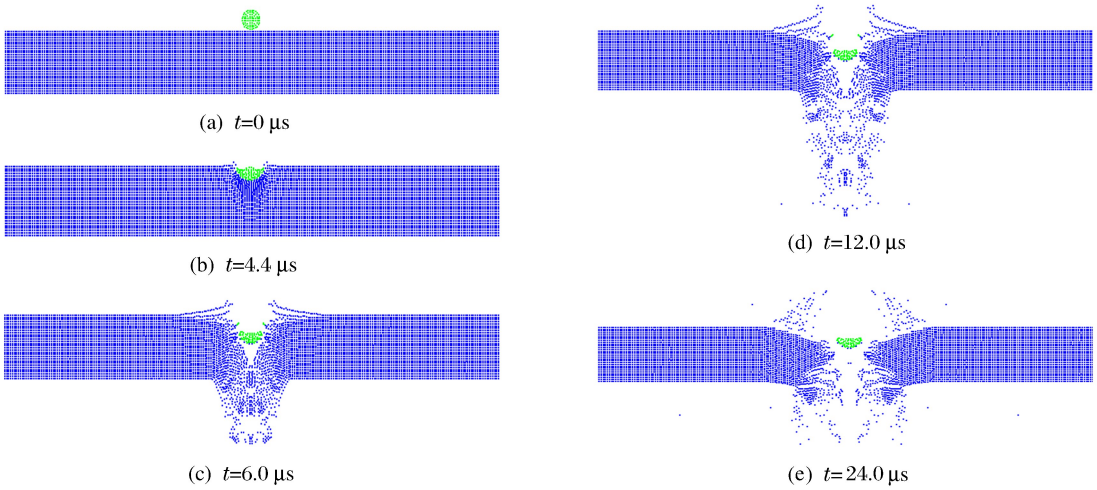


图 9　球形弹丸与前板超高速碰撞的演化过程

Fig. 9　Temporal evolution of hypervelocity impact for the spherical projectile and front plate

从图 9 中还可以看出,当弹丸撞击 C-SiC 复合材料前板时,产生的碎片云内部没有空腔,碎片充满整个碎片云,碎片云沿弹丸撞击方向的膨胀速度比沿平板方向的膨胀速度快。图 11 中碎片云横向尺寸(沿弹丸撞击方向)最大值与纵向尺寸(沿平板方向)最大值之比随时间变化的曲线也说明了这一现象。复合材料板在受到超高速撞击时,板材粉末化,产生的碎片尺寸比铝合金材料小,且复合材料板的失效形式主要为分层以及纤维、基体断裂脱落。

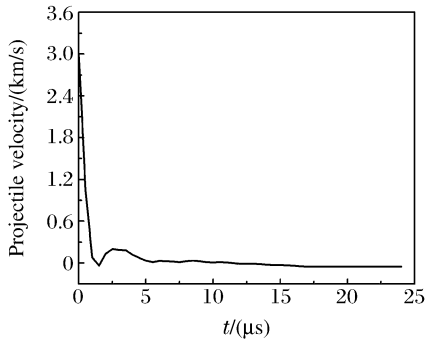


图 10　铝弹丸速度曲线

Fig. 10　Velocity curve of the aluminum projectile

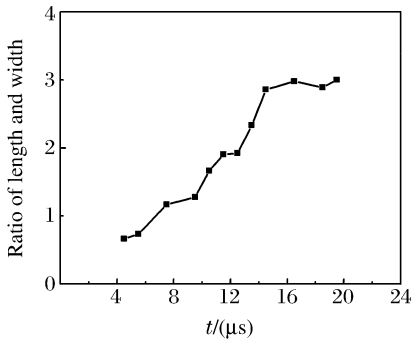


图 11　碎片云长宽比随时间变化曲线

Fig. 11　Ratio of length and width of debris cloud versus time

图 12 给出了 C-SiC 复合材料双层结构的弹道极限数值模拟结果。从图 12 中可以看出:随着速度的增大,临界弹丸直径先迅速减小再略微增加后继续减小,出现了两个拐点,将这两个拐点对应的速度称为第 1 门槛速度(v_1)和第 2 门槛速度(v_2)。当弹丸入射速度 v_0 小于第一门槛值速度时,即 $v_0<v_1$,弹丸撞击前板后,前板发生变形,但基本保持完好,这时临界弹丸直径随着速度的增大迅速减小;当 $v_1\leqslant v_0\leqslant v_2$ 时,弹丸开始碎裂,速度继续增加后,弹丸开始熔化,因此撞击过程中产生的碎片变小且更加分散,随着速度的增加,临界弹丸直径的减小速率会变缓,甚至会发生临界弹丸直径随弹丸速度的增加而增大;当 $v_0>v_2$ 时,弹丸完全融化,虽然此时撞击过程产生的碎片很小,但速度很大,因此临界弹丸直

径随弹丸速度的增加而减小，只是减小幅度变缓。

利用 Ryan 等人[16]的三重板方程，计算得到 C-SiC 复合材料双层结构的弹道极限方程。因为本研究为双层板结构，且不涉及角度问题，因此可将三重板方程简化，即

$$d_c(v)=\begin{cases}\left(\dfrac{40^{-1/2}t_b\sigma_y^{1/2}K_{3S}^{-1}+t_{ob}}{0.6\rho_p^{1/2}v^{2/3}}\right)^{18/19} & v<v_1\\ d_c(v_1)+\dfrac{d_c(v_2)-d_c(v_1)}{v_2-v_1} & v_1\leqslant v\leqslant v_2\\ \dfrac{1.155S^{1/3}t_b^{2/3}\sigma_y^{1/3}}{70^{1/3}K_{3D}^{2/3}\rho_p^{1/3}\rho_b^{1/9}v^{2/3}} & v>v_2\end{cases} \tag{14}$$

式中：t_{ob}、t_b 为前板和后板的厚度；σ_y 为防护材料的屈服强度；ρ_p、ρ_b 分别为弹丸和防护材料的密度；K_{3S}、K_{3D}为可调变量，可使(14)式更好地应用于特定结构中；第 1、第 2 门槛速度 v_1、v_2 与雨贡纽压强有关。

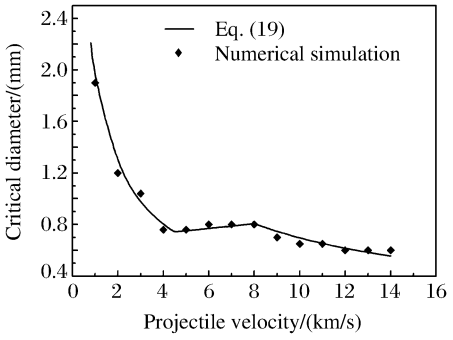


图 12 C-SiC 复合材料双层防护结构弹道极限数值模拟结果

Fig. 12 Simulation results of the ballistic limit of C-SiC composite dual-wall shield structure

(14)式中各变量的修正方法有 4 种[16]。考虑到(14)式是基于铝合金结构提出的，并且防护材料密度和强度对超高速碰撞影响较大，因此将(14)式的各变量取为

$$t_{ob}=t_{ob,C\text{-}SiC}(\rho_{C\text{-}SiC}/\rho_{Al})^a(\sigma_{y,C\text{-}SiC}/\sigma_{y,Al})^b \tag{15}$$

$$t_b=t_{b,C\text{-}SiC}(\rho_{C\text{-}SiC}/\rho_{Al})^a(\sigma_{y,C\text{-}SiC}/\sigma_{y,Al})^b \tag{16}$$

$$\sigma_y=\sigma_{y,Al} \tag{17}$$

$$\rho_b=\rho_{Al} \tag{18}$$

式中：$\rho_{C\text{-}SiC}$、ρ_{Al}分别为 C-SiC 复合材料和 Al 的密度，$\sigma_{y,C\text{-}SiC}$、$\sigma_{y,Al}$分别为 C-SiC 复合材料和 Al 的屈服应力，$t_{ob,C\text{-}SiC}$、$t_{b,C\text{-}SiC}$分别为 C-SiC 复合材料双层结构的前、后板厚度。将(15)式～(18)式代入(14)式，并与数值模拟结果进行拟合，可以得到 a、b、K_{3S}、K_{3D}分别为3.00、1.26、1.00 和 0.68，门槛速度 v_1、v_2 分别为 4.5 km/s 和 8.0 km/s。最后得到 C-SiC 复合材料双层防护结构(前、后板厚度为 3 mm 和 5 mm，间距为 50 mm)的弹道极限方程为

$$d_c=\begin{cases}1.919v^{-12/19} & v<4.5\ \text{km/s}\\ 0.018v+0.660 & 4.5\ \text{km/s}\leqslant v\leqslant 8.0\ \text{km/s}\\ 3.225v^{-2/3} & v>8.0\ \text{km/s}\end{cases} \tag{19}$$

式中：d_c 的单位为毫米。

将相同面密度的铝合金与 C-SiC 复合材料双层板结构进行比较，从计算结果可以看出，铝合金结构的防护性能更好些。这是因为：在超高速碰撞过程中，虽然材料的密度和屈服强度对结构的防护性能都有影响，但材料的屈服强度对防护性能的影响更大，而铝合金的屈服强度比 C-SiC 复合材料的屈服强度高出约 180 MPa；另外，原始 C-SiC 复合材料的缺陷较多，相对于铝合金来说更易破坏。虽然铝合金的防护性能更好，但它却不能应用在高温环境中，而 C-SiC 复合材料是一种很好的高温材料，它既可以防热，也可以抵御一定的空间碎片撞击，因此研究 C-SiC 复合材料的超高速撞击响应具有一定的意义。

4 结 论

模拟得到了铝制弹丸超高速撞击 C-SiC 复合材料双层结构时的弹道极限方程，得到的第 1 和第 2 门槛速度分别为 4.5 km/s 和 8.0 km/s。模拟结果表明：C-SiC 复合材料板受超高速撞击时，产生的碎

片尺寸细小,对弹丸能量的吸收效果较好,可以减弱弹丸对后板的损坏。虽然 C-SiC 复合材料双层板结构没有铝合金双层板结构的防护效果好,但它既可以防热,也可以抵御一定的空间碎片撞击,因此在超高速撞击响应研究中具有一定意义。

References:

[1] Zhang W, Pang B J, Zou J X, et al. Meteoroid and space debris shielding concepts for spacecraft [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 1999, 31(2): 18-22. (in Chinese)
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.

[2] Jia B, Gai F F, Ma Z T, et al. Ballistic limit analysis of aluminum dual-wall plate space debris shield structure subjected to hypervelocity impact [A]//Proceedings of Ansys-China User Annual Meeting in 2006 [C]. Sanya, 2006. (in Chinese)
贾　斌,盖芳芳,马志涛,等. 铝合金双层板空间碎片防护结构超高速撞击弹道极限研究 [A]//2006 年安世亚太用户年会论文集 [C]. 三亚,2006.

[3] Xu J Z, Tang W H. Numerical simulation of hypervelocity impacts of space debris using SPH method [J]. Structure & Environment Engineering, 2008, 35(5): 25-31. (in Chinese)
徐金中,汤文辉. 空间碎片超高速碰撞问题的 SPH 方法模拟 [J]. 强度与环境,2008,35(5):25-31.

[4] Tang M, Bai J S, Li P, et al. Factors analysis of debris cloud's shape of hypervelocity impact [J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2007, 21(4): 425-432. (in Chinese)
唐　蜜,柏劲松,李　平,等. 超高速撞击中影响碎片云形状因素分析 [J]. 高压物理学报,2007,21(4):425-432.

[5] Wang Q T, Zhang Q M, Jia P D. Simulation of hypervelocity impact on CFRP [A]//Proceeding of the 9th National Academic Meeting on Impact Dynamics [C]. Jiaozuo, 2009: 881-884. (in Chinese)
汪庆桃,张庆明,贾培德. 超高速碰撞碳纤维增强复合材料的数值模拟 [A]//第九届全国冲击动力学学术会议论文集 [C]. 焦作,2009:881-884.

[6] Li J Z, Huang F L, Zhang Q M. A study of hypervelocity impact on 3DBC/SiC composite material dual-plate armor [J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2004, 18(2): 163-169. (in Chinese)
李金柱,黄风雷,张庆明. 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 [J]. 高压物理学报,2004,18(2):163-169.

[7] Katz S, Grossman E, Gouzman I, et al. Response of composite materials to hypervelocity impact [J]. Int J Impact Eng, 2008, 35(12): 1606-1611.

[8] Wicklein M, Ryan S, White D M, et al. Hypervelocity impact on CFRP: Testing, material modelling, and numerical simulation [J]. Int J Impact Eng, 2008, 35(12): 1861-1869.

[9] Grujicic M, Pandurangan B, Zhao C L, et al. Hypervelocity impact resistance of reinforced carbon carbon/carbon foam thermal protection systems [J]. Appl Surf Sci, 2006, 252(14): 5035-5050.

[10] Mei H, Cheng L F, Zhang L T, et al. Damage evolution and microstructural characterization of a cross-woven C/SiC composite under tensile loading [J]. Journal of The Chinese Ceramic Society, 2007, 35(2): 137-143. (in Chinese)
梅　辉,成来飞,张立同,等. 2 维 C/SiC 复合材料的拉伸损伤演变过程和微观结构特征 [J]. 硅酸盐学报,2007,35(2):137-143.

[11] Camusa G, Guillaumata L, Baste S. Development of damage in a 2D woven C/SiC composite under mechanical loading: Ⅰ. Mechanical characterization [J]. Compos Sci Technol, 1996, 56(12): 1363-1372.

[12] El Bouazzaoui R, Baste S, Camus G. Development of damage in a 2D woven C/SiC composite under mechanical loading: Ⅱ. Ultrasonic characterization [J]. Compos Sci Technol, 1996, 56(12): 1373-1382.

[13] Zhang Z G. The prediction of elastic engineering constants and a study of failure models of 2D-C/SiC composite [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
张增光. 2D-C/SiC 复合材料的弹性常数预测及失效模式研究 [D]. 西安:西北工业大学,2005.

[14] Zhang P P. Research on space debris orbital parameter distribution rule in LEO [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006. (in Chinese)
张平平. 近地轨道空间碎片轨道参数分布规律研究 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2006.

[15] Liu S, Li Y, Huang J, et al. Hypervelocity impact test results of Whipple shield for the validation of numerical simulation [J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(4): 505-508. (in Chinese)
柳 森, 李 毅, 黄 洁, 等. 用于验证数值仿真的 Whipple 屏超高速撞击试验结果 [J]. 宇航学报, 2005, 26(4): 505-508.

[16] Ryan S, Schaefer K, Destefanis R, et al. A ballistic limit equation for hypervelocity impacts on composite honeycomb sandwich panel satellite structures [J]. Adv Space Res, 2008, 41(7): 1152-1166.

Mechanical Characteristics of C-SiC Composite Dual-Wall Shield Structure Subjected to Hypervelocity Impact

SHI Jiao-Hong, LI Yu-Long, LIU Yuan-Yong, SUO Tao

(*Department of Aeronautical Structural Engineering, School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an* 710072, *China*)

Abstract: C-SiC composite is a new type of material which is being developed with aerospace technology. C-SiC composite possesses excellent properties and can satisfy the requirements of spacecraft protection system. Therefore it is very significant to study the mechanical behavior of C-SiC composite subjected to hypervelocity impact. Based on current simulations and experiments about C-SiC composite, a set of parameters which are essential for simulating C-SiC composite subjected to hypervelocity impact are derived in this paper. The characteristics of C-SiC composite dual-wall shield under hypervelocity impact and its ballistic limit curve are obtained by numerical simulations with AUTODYN, and furthermore, the ballistic limit equation is also developed.

Key words: C-SiC composite; ballistic limit equation; hypervelocity impact; dual-wall structure