

碳纤维2.5D机织复合材料弹道冲击性能及仿真分析



解江,迟琪琳,刘亚婷,牟浩蕾,冯振宇

中国民航大学 民航航空器适航审定技术重点实验室, 天津 300300

摘 要:通过有限元仿真方法研究了碳纤维2.5D机织复合材料靶板在圆柱形弹体冲击作用下的弹道冲击特性,并通过空气炮试验分析了2.5D机织复合材料的弹道极限速度范围和典型失效模式,与仿真结果进行对比验证了模型的准确性。在此基础上,利用弹道冲击仿真模型针对圆柱形弹体不同倾斜角度以及不同弹体形状(圆柱形、球形、叶片形)情况下,分别研究2.5D机织复合材料的弹道冲击特性。结果表明,弹道冲击作用下,碳纤维2.5D机织复合材料靶板的破坏模式主要为剪切充塞失效,且在弹孔周围有少量纤维拔出;球形弹体的弹道极限与圆柱形弹体的弹道极限基本一致,叶片形弹体的弹道极限速度明显小于球形弹体和圆柱形弹体。叶片形弹体更易穿透靶板;对于圆柱形弹体,当弹体倾斜角度小于 45° 时,弹体的弹道极限速度随倾斜角度的增大呈线性增大,倾斜角度大于 45° 时,弹体的弹道极限速度基本不发生变化。

关键词:2.5D机织材料;弹道冲击;弹体倾斜角度;弹道极限;损伤情况

中图分类号:V258

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.12.006

纤维增强复合材料以其优异的力学性能,质量轻、可设计性强等优点,已经成为使用量最广泛的材料之一。碳纤维增强树脂基复合材料(CFRP)作为当前最先进的纤维增强复合材料,在航空航天领域有着大量的应用,如航天飞机的舱门、民航客机部分机体结构,以及发动机风扇机匣等结构部件。在商用大涵道比航空发动机中,风扇机匣等冷端部件已经开始大量使用复合材料^[1-2]。其中,GENx发动机风扇机匣材料为碳纤维二维三轴编织复合材料,LEAP-X发动机机匣则使用的是碳纤维2.5D编织复合材料,PW1100G发动机则采用了碳纤维预浸料铺层/热压罐成形全复合材料机匣^[3]。

近年来,研究人员对各种类型的复合材料进行了大量的冲击试验和仿真分析,旨在探究不同材料的弹道冲击特性,对弹道极限等指标进行评估,唯象分析材料的损伤形貌和失效机理,对复合材料的弹道冲击性能进行判断。

Roberts等^[4]使用钛合金弹体对层合工艺成形的玻璃纤维层合复合材料半圆环开展了冲击试验,识别出分层损伤可以增加材料的弹道极限速度,但是大面积的分层损伤导致材料的结构完整性很差。Arizona州立大学Mobasher团队^[5-7]和Binieda团队^[8-9]分别对芳纶纤维层合复合材料和碳

纤维层合复合材料机匣结构进行弹道冲击试验与仿真分析。结果表明,复合材料机匣的比吸能高于金属材料机匣,证明复合材料的弹道吸能效率高于金属材料;并且认为可以采用靶板弹道冲击试验对机匣用复合材料的包容潜力进行评估。Ahmed等^[10]研究了碳纤维和芳纶纤维三维正交机织复合材料板的弹道冲击性能,试验结果表明芳纶纤维板弹道性能优于碳纤维板。Tim等^[11]研究了玻璃纤维层合材料、碳纤维层合材料和碳纤维三维编织材料的弹道冲击性能,得出玻璃纤维材料弹道冲击性能优于碳纤维材料,三维编织材料的损伤容限大于层合材料。刘璐璐等^[12]研究了碳纤维增强锻纹机织复合材料的弹道冲击破坏机理,并建立了弹体冲击靶板过程能量变化的微分方程,通过理论分析模型可以有效预测复合材料靶板的弹道极限。王计真等^[13]提出一种施加初始应力对复合材料层合板进行高速冲击试验的方法,结果表明,面内初始应力对其高速冲击行为影响显著。胡静等^[14]探究弹体斜撞击下撞击角度对铝合金板抗冲击性能的影响,结果表明,弹体的弹道极限随其撞击角度呈先减小后增大的趋势, 15° 时弹道极限最小。Yang等^[15]采用DIC测试手段研究了三维机织复合材料在球形子弹高速

收稿日期: 2021-07-16; 退修日期: 2021-08-26; 录用日期: 2021-09-25

基金项目: 航空科学基金(201941067001)

引用格式: Xie Jiang, Chi Qilin, Liu Yating, et al. Ballistic impact performance of carbon fiber 2.5D woven composite and simulation analysis [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12): 57-65. 解江, 迟琪琳, 刘亚婷, 等. 碳纤维2.5D机织复合材料弹道冲击性能及仿真分析[J]. 航空科学技术, 2021, 32(12): 57-65.

冲击过程中的变形和失效行为,并发现在冲击过程中复合材料吸收的能量随子弹入射速度的增大而增大。Stefano等^[16]通过打靶试验对比了具有不同机织结构的复合材料在钢制球形子弹冲击作用下的弹道极限速度,发现机织结构对材料的抗弹性能有明显影响,并且机织复合材料的弹道极限速度高于铺层复合材料。

在仿真研究领域,Schwab等^[17]提出了一种基于壳单元的机织增强复合材料板的冲击仿真方法。该方法有较高的计算效率,可作为一种有效的研究机织复合材料靶板冲击损伤行为的方法。Pasquali等^[18]提出了一种理论公式来模拟高速冲击作用下复合材料靶的力学响应、损伤和能量吸收机理。该方法利用应力波传播理论描述了子弹与靶标之间的能量传递。Wade等^[19]利用LS-DYNA[®]中MAT54材料模型模拟了正弦截面的碳纤维/环氧单向预浸带复合材料试样的静态压缩失效行为,并对数值模型的主要设定参数进行了详细的参数分析,包括元件尺寸、接触定义、载荷曲线和软化参数等。Ren等^[20]对三维机织复合材料在横向冲击作用下的动态力学响应和损伤过程进行了试验和数值模拟研究,得出三维编织材料损伤主要是基体碎裂和纤维拉伸断裂失效。庄福建等^[21]总结分析了近年来复合材料结构虚拟试验技术的研究进展,提出多尺度分析等关键技术的发展方向,如多尺度高保真度的材料行为表征方法、高效可靠的多尺度失效分析模型等。综上所述,在复合材料弹道冲击领域,国内外研究团队主要针对层合材料进行的研究较多,对于三维编织材料,特别是2.5D机织复合材料弹道冲击性能的研究主要以试验研究为主。以试验与仿真相结合的方法对碳纤维2.5D机织复合材料弹道冲击性能进行研究,可以提高研究效率,节约试验成本。

本文主要通过试验与仿真相结合的方法探究碳纤维2.5D机织复合材料弹道冲击特性。首先,通过VUMAT子程序来实现基于三维Hashin失效准则的含损伤的2.5D机织复合材料本构模型,从而建立碳纤维2.5D机织复合材料弹道冲击仿真分析模型。此外,进行空气炮试验获得碳纤维2.5D机织复合材料靶板弹道冲击特性,根据试验结果验证模型有效性。最后,使用有限元方法探究弹体倾斜角度和弹体形状对靶板弹道冲击特性的影响。

1 碳纤维2.5D机织复合材料弹道冲击试验

空气炮试验的主要目的是获得碳纤维2.5D机织复合材料靶板的弹道冲击特性,通过弹体剩余速度、靶板吸能总量等参数验证仿真模型的有效性。此外,通过高速摄像机

记录弹体的速度和冲击过程。本试验采用空气炮试验系统进行弹道冲击试验,试验参考复合材料冲击试验标准ASTM8101,根据江苏心源航空研究所的冲击动力实验室实际工况进行相应的调整。

1.1 碳纤维2.5D机织复合材料试验件

本文采用T700-S12K碳纤维和EPMOLD110树脂,制成碳纤维2.5D编织复合材料靶板,如图1所示。试验件由芜湖钻石飞机制造厂加工,通过RTM成形工艺,注胶压力为0.2MPa,常温固化时长2h。试验件为方形,尺寸为250mm×250mm,厚度为5mm。试验件的纤维体含量为53%。

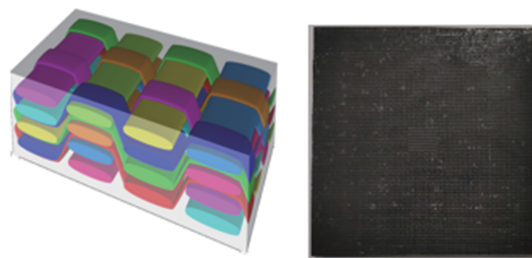


图1 碳纤维复合材料弹道冲击试验件

Fig.1 Carbon fiber composite ballistic impact test piece

1.2 弹道冲击试验方法

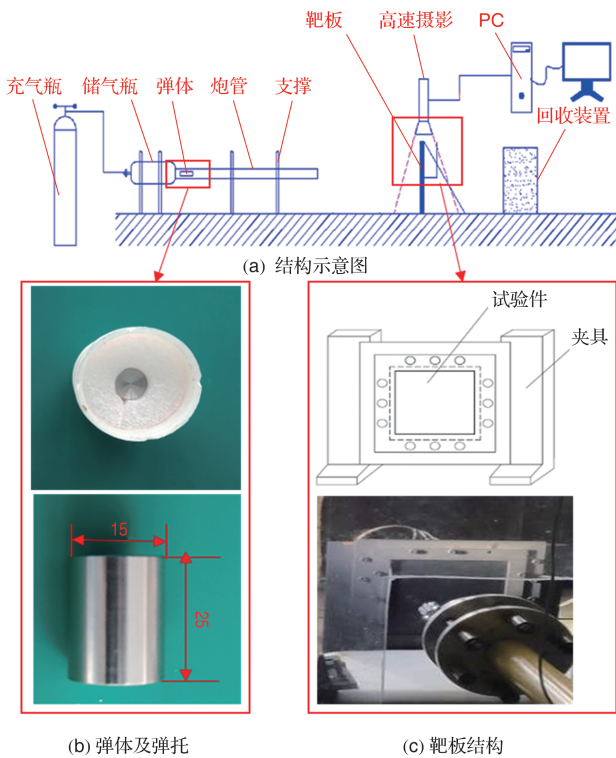
本文采用空气炮试验系统进行弹道冲击试验。空气炮试验系统主要由外物发射系统、试验件固持与防护系统、高速摄影系统和应变响应测量系统组成,如图2(a)所示。试验过程中,靶板上方放置一台HX-3E高速摄影仪用于记录弹体速度和弹道冲击过程,拍摄频率为30000帧/s。

靶板采用四周固支的方式进行夹持,夹具由底座和压板组成,用螺栓压紧压板,从而固定试验件。夹持后的试验件有效冲击尺寸为210mm×210mm,并确保试验件的中心位置能够对准炮口,如图2(c)所示。弹体采用TC4钛合金,形状为圆柱体,直径为15mm,高度为25mm。弹体采用直径50mm的尼龙弹托,内部依靠圆形泡沫垫进行固定,如图2(b)所示。

对碳纤维2.5D编织复合材料靶板进行100~300m/s的冲击速度范围冲击试验,试验中冲击速度选择主要是考虑发动机叶片失效后的飞出速度,并取得反弹与击穿等多种结果,从而检验复合材料靶板的抗冲击能力。

1.3 试验结果分析

本文共进行了5种不同速度下的弹道冲击试验,根据试验结果可以得到靶板弹道极限速度、吸能总量等指标评估其弹道冲击特性^[22],试验结果见表1。弹道极限速度是指某一种弹体对靶板形成穿透的概率为50%的入射速度,用 V_{50} 表示。如式(1)根据弹体剩余速度 V_r 和弹体入射速度 V_i ,



(b) 弹体及弹托

(c) 靶板结构

图2 空气炮试验系统^[22]Fig.2 Air gun test system^[22]

可以计算弹道极限速度 V_{bl} :

$$V_{bl} = \sqrt{V_i^2 - V_r^2}, (V_i \geq V_r) \quad (1)$$

式中: V_r 为弹体剩余速度(通常指弹体击穿靶板后的剩余速度); V_i 为弹体入射速度。

总吸能量 E_a 是整个冲击过程中弹体耗散的动能总量, 如式(2)所示:

$$E_a = m_p(V_i^2 - V_r^2)/2 \quad (2)$$

式中: m_p 为弹体质量; V_i 为弹体入射速度; V_r 为弹体剩余速度。

根据上述公式, 对试验结果进行计算, 获得靶板的弹道极限速度为 134m/s, 参考表 1 中的试验结果, 可以判断出靶板的弹道极限速度区域应该在 130~140m/s 之间。根据总吸能量的计算结果可以看出, 弹体完全侵彻靶板后靶板的吸能总量基本保持不变。

2 弹道冲击仿真分析模型

2.1 有限元模型的建立

碳纤维 2.5D 机织复合材料靶板在弹道冲击试验中几乎不发生分层损伤^[22], 因此靶板模型的单元选择三维实体单元即可。靶板模型尺寸应与试验件尺寸保持一致, 为 250mm×250mm 的方板。靶板与弹体直接接触区域为主要承载区域,

表 1 弹道冲击试验结果

Table 1 Ballistic impact test results

编号	入射速度 $V_i/(m/s)$	剩余速度 $V_r/(m/s)$	结果	总吸能量 E_a/J
1	114	-18	反弹	116.55
2	139	0	嵌入	169.06
3	167	98	击穿	159.99
4	193	138	击穿	159.29
5	217	170	击穿	159.15

为保证计算结果的准确性, 主要承载区域进行网格加密。以冲击位置为中心, 对靶板中心 100mm×100mm 区域进行加密, 网格尺寸 1mm×1mm, 单元类型为 8 节点六面体线性减缩积分单元(C3D8R), 靶板网格细化后如图 3 所示。圆柱形弹体在试验中几乎不发生形变, 因此将弹体作为刚体进行定义。

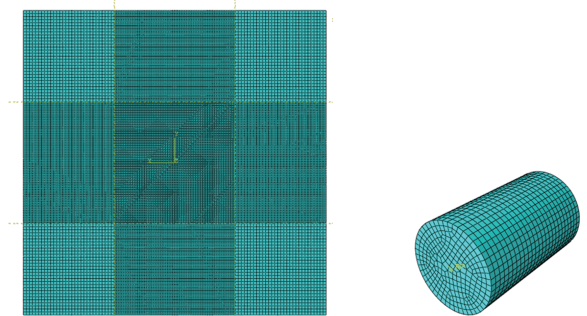


图3 靶板和弹体的网格划分

Fig.3 Meshing of target plate and missile body

靶板模型的边界条件的设定与夹具对靶板的约束等效, 将沿靶板边缘宽 10mm 的区域固支, 同时限制三个方向上的平移和旋转, 通过预定义场的方式给弹体赋予入射速度, 建立的弹靶有限元模型如图 4 所示。

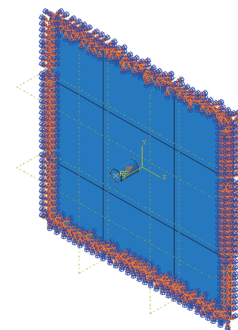


图4 弹靶有限元模型

Fig.4 Finite element model of projectile target

2.2 碳纤维 2.5D 机织复合材料本构关系

碳纤维 2.5D 机织复合材料作为三维机织复合材料的一种形式, 属于三维正交各项异性材料, 其弹性性能应满足

广义胡克定律。根据广义胡克定律给出无损三维正交各项异性材料本构方程,如式(3)、式(4)所示:

$$\begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{11}^0 & C_{12}^0 & C_{13}^0 \\ C_{12}^0 & C_{22}^0 & C_{23}^0 \\ C_{13}^0 & C_{23}^0 & C_{33}^0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{pmatrix} \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2G_{11}^0 & 0 & 0 \\ 0 & 2G_{23}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 2G_{31}^0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_{12} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{23} \end{pmatrix} \quad (4)$$

式中: $C_{11}^0 = E_{11}^0(1 - \nu_{23}\nu_{32})/\Gamma$; $C_{22}^0 = E_{22}^0(1 - \nu_{13}\nu_{31})/\Gamma$; $C_{33}^0 = E_{33}^0(1 - \nu_{12}\nu_{21})/\Gamma$; $C_{12}^0 = E_{11}^0(\nu_{21} - \nu_{31}\nu_{23})/\Gamma$; $C_{23}^0 = E_{22}^0(\nu_{32} - \nu_{12}\nu_{31})/\Gamma$; $C_{13}^0 = E_{11}^0(\nu_{31} - \nu_{21}\nu_{32})/\Gamma$; $\Gamma = 1/(1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{13} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13})$ 。

目前,Hashin失效准则已经较好地应用到复合材料损伤破坏分析中,对于2.5D编织复合材料需要建立三维Hashin失效准则,并使用FORTRAN语言建立VUMAT子程序来控制材料的损伤情况。三维Hashin失效准则表达式如下:

纤维拉伸损伤($\sigma_{11} \geq 0$):

$$f_{ft} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_{1t}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{X_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{X_{13}}\right)^2 \quad (5)$$

纤维压缩损伤($\sigma_{11} < 0$):

$$f_{fc} = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_{1c}}\right)^2 \quad (6)$$

基体拉伸损伤($\sigma_{22} > 0$):

$$f_{mt} = \left(\frac{\sigma_{11} + \sigma_{33}}{Y_1}\right)^2 + \left(\frac{1}{S_{23}^2}\right)(\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33})^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \quad (7)$$

基体压缩损伤($\sigma_{22} < 0$):

$$f_{mc} = \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_c} \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1 \right] + \left(\frac{1}{S_{23}^2}\right)(\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33})^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \quad (8)$$

剪切损伤($\sigma_{33} < 0$):

$$f_s = \left(\frac{\sigma_{33}}{S_{13}}\right)^2 \quad (9)$$

经过失效准则判定后,引入损伤状态变量,其中 d_{ft} 、 d_{fc} 为纤维拉伸和压缩损伤状态变量; d_{mt} 、 d_{mc} 为基体拉伸和压缩损伤状态变量; d_s 为剪切损伤状态变量,损伤状态判定见表2。为判定材料的损伤还需要定义纤维整体损伤和基体整体损伤。

纤维整体损伤状态变量 d_f :

$$d_f = 1 - (1 - d_{ft})(1 - d_{fc}) \quad (10)$$

基体整体损伤状态变量 d_c :

$$d_c = 1 - (1 - d_{mt})(1 - d_{mc}) \quad (11)$$

表2 损伤状态判定

Table 2 Damage status determination

损伤判据	损伤状态	损伤判据	损伤状态
$d_{ft} < 1$	$d_{ft} = 0$	$d_{ft} > 1$	$d_{ft} = 1$
$d_{fc} < 1$	$d_{fc} = 0$	$d_{fc} > 1$	$d_{fc} = 1$
$d_{mt} < 1$	$d_{mt} = 0$	$d_{mt} > 1$	$d_{mt} = 1$
$d_{mc} < 1$	$d_{mc} = 0$	$d_{mc} > 1$	$d_{mc} = 1$
$d_s < 1$	$d_s = 0$	$d_s > 1$	$d_s = 1$

对无损三维正交各项异性材料本构方程引入损伤退化系数,含损伤的三维正交各项异性材料本构方程,如式(12)、式(13)所示:

$$\begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \end{pmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{pmatrix} \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2G_{11}^0 & 0 & 0 \\ 0 & 2G_{23}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 2G_{31}^0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_{12} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{23} \end{pmatrix} \quad (13)$$

式中: $C_{11} = (1 - d_f)C_{11}^0$; $C_{22} = (1 - d_f)(1 - d_m)C_{22}^0$; $C_{33} = (1 - d_f)(1 - d_m)C_{33}^0$; $C_{12} = (1 - d_f)(1 - d_m)C_{12}^0$; $C_{23} = (1 - d_f)(1 - d_m)C_{23}^0$; $C_{13} = (1 - d_f)(1 - d_m)C_{13}^0$; $G_{12} = (1 - d_f)(1 - s_{mt}d_{mt})(1 - s_{mc}d_{mc})G_{12}^0$; $G_{23} = (1 - d_f)(1 - s_{mt}d_{mt})(1 - s_{mc}d_{mc})G_{23}^0$; $G_{31} = (1 - d_s)G_{31}^0$ 。

式中: s_{mt} 、 s_{mc} 两个系数分别用来控制面内剪切刚度,属于经验参数,通常分别取0.9、0.5。

在VUMAT用户材料子程序中,2.5D编织复合材料模型共需输入19个材料参数,主要分为三类,分别为材料纤维方向性能参数、剪切响应参数和单元删除参数。针对碳纤维2.5D编织复合材料,通过基础力学性能试验确定其本构模型输入参数见表3。

3 有限元模型有效性验证

使用上述有限元模型进行弹道冲击仿真分析,并与试验结果进行对比。表4给出了弹道冲击仿真结果与试验数据对比记录表,其中对比了弹体剩余速度、靶板总吸能量和靶板弹道极限三个参数。可以看出,仿真结果与试验结果的误差均小于10%,由于高速冲击问题属于瞬态动力学问题,试验本身存在一定误差。因此,在高速冲击仿真分析中,结果误差小于10%是可接受的。表中1DelFlag=1:当 $d_1 = d_{\max}$ 或 $d_2 = d_{\max}$ 时单元删除。其中,损伤变量 d_1 和 d_2 分别与沿1方向和2方向的纤维断裂有关, $d_{\max}$ 为单元删除判据中损伤变量最大值。

表3 T700-s12K/EPMOLD1102.5D 编织复合材料

本构模型输入参数

Table 3 Input parameters of t700-s12K/EPMOLD1102.5D braided composite constitutive model

名称	定义	参数值
E_1/MPa	1方向弹性模量	31034
E_2/MPa	2方向弹性模量	31760
E_3/MPa	3方向弹性模量	8650
$\nu_{12}/\nu_{13}/\nu_{23}$	泊松比	0.08
$X_{1t}/X_{2t}/\text{MPa}$	面内拉伸强度	361
$X_{1c}/X_{2c}/\text{MPa}$	面内压缩强度	140
X_{3t}/MPa	面外拉伸强度	165
X_{3c}/MPa	面外压缩强度	380
$G_{12}/G_{13}/\text{MPa}$	面内切变模量	5811
G_{23}/MPa	面外切变模量	5780
$S_{12}/S_{13}/\text{MPa}$	面内剪切损伤强度	70
S_{23}/MPa	面外剪切损伤强度	60
1DelFlag	单元删除判据	1
$d_{\max}$	单元删除判据中损伤变量最大值	1

4 不同弹体参数对2.5D 编织复合材料弹道冲击性能影响分析

目前,碳纤维增强复合材料已被用于航空发动机复合材料机匣、风力发电设备叶片以及火箭发动机外壳等多个领域,其遭受冲击损伤的工况各有不同。为探究不同工况下,2.5D 编织复合材料的抗冲击性能,需要探究弹体的倾斜角度和弹体形状对靶板弹道冲击结果的影响。

4.1 弹体倾斜角度对2.5D 编织复合材料弹道冲击性能的影响

采用圆柱形弹体进行弹道冲击仿真分析,主要模拟发动机转轴破裂产生的碎块对材料造成的冲击影响。由于碎块会以不同的倾斜角度撞击发动机机匣。因此,探究不同倾斜角度对2.5D 编织复合材料弹道冲击性能的影响,选择弹体倾斜角度为 15° 、 30° 、 45° 、 60° 、 75° 的5种工况进行对比分析(见图5),判断倾斜角度对材料弹道冲击性能的影响,从弹道极限、吸能总量、单位面密度吸能等方面对2.5D 编织复合材料弹道冲击性能进行判断,识别弹体倾斜角度对2.5D 编织复合材料弹道冲击性能的影响。

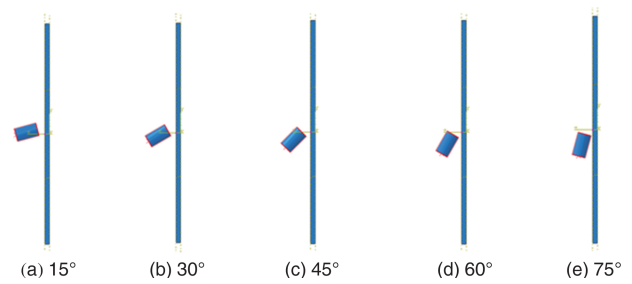


图5 不同弹体倾斜角度弹道冲击模型图

Fig.5 Ballistic impact model diagram of different projectile body inclination angles

首先,从弹体速度变化的角度分析不同倾斜角度对靶板的弹道极限的影响,图6给出了不同倾斜角度下弹体以 220m/s 的入射速度冲击靶板时的速度变化曲线。从图中可以看出,随着弹体倾斜角度的增加,弹体的剩余速度呈减小趋势,且在弹体倾斜角度小于 45° 时,弹体的剩余速度有明显变化,初步分析是由于弹体发生倾斜会导致弹体与2.5D 编织复合材料靶板的接触面积增大,会增大冲击损伤区域面积和弹体与靶板间的摩擦,导致靶板能量损耗增大以及剩余速度呈减小趋势;当弹体倾斜角度大于 45° 后,随着弹体倾斜角度的增加,弹体的剩余速度没有明显变化,基本保持在 140m/s 左右。由于弹体倾斜角度超过 45° 后弹体与靶板的接触面积并没有明显变化,弹体损伤区域面积变化不大,导致靶板能量损耗没有明显差别。

图7给出了不同倾斜角度下弹体冲击靶板时靶板吸能总量图,从图中可以看出,在弹体倾斜角度小于 45° 时,靶板的吸能总量随弹体倾斜角度成线性增加,弹体每倾斜 15° ,靶板吸能总量就增加 30J 。

从弹道极限和靶板吸能总量等多个角度综合考虑,可以得出弹体发生倾斜后,弹体穿透靶板的难度也随之增大,证明弹体垂直冲击靶板时,最容易发生侵彻事件。因此,判断复合材料靶板的弹道冲击性能应垂直入射复合材料靶板。同样的,在验证环形、半环形等结构试件的抗冲击性能时,弹体垂直于结构试件是最严酷的工况。

图8为不同倾斜角度弹体穿透靶板时靶板损伤形貌图,可以明显看出, 0° 、 15° 、 30° 三个倾斜角度下,弹体穿透

表4 弹道冲击仿真与试验数据对比记录表

Table 4 Recording table comparison between ballistic impact simulation and test data

$V_i/(\text{m/s})$	$V_r/(\text{m/s})$		误差/%	E_a/J		误差/%	$V_{bl}/(\text{m/s})$		误差/%
	仿真	试验		仿真	试验		仿真	试验	
167	105	98	8.1	147.56	159.99	7.7	128.6	139	7.4
193	144	138	4.3	144.48	159.29	9.2			
217	175	170	2.9	144.06	159.15	9.4			

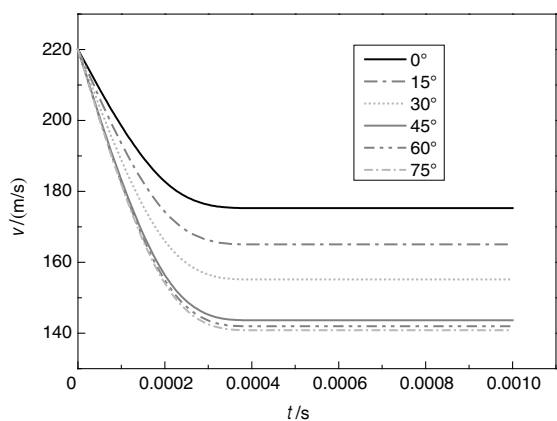


图6 不同倾斜角度弹体弹道冲击速度变化

Fig.6 Change of ballistic impact velocity at different incline angles

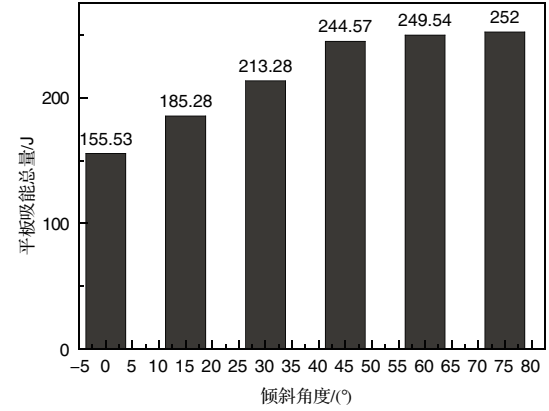


图7 不同弹体倾斜角度下靶板吸能总量图

Fig.7 Total energy absorption figure of target plate with different projectile body inclination angles

表5 不同倾斜角度弹体弹道冲击仿真结果 ($V_i=220\text{m/s}$)

Table 5 Simulation results of ballistic impact of projectile body at different tilt angles ($V_i=220\text{m/s}$)

倾斜角度/(°)	剩余速度 $V_r/(m/s)$	弹道极限速度 $V_{bl}/(m/s)$	总吸能量 E_d/J
0	175	133.32	155.53
15	163	147.75	191.02
30	155	156.12	213.28
45	143	167.18	244.57
60	141	168.87	249.54
75	140	169.71	252.00

靶板的弹道极限速度增高,靶板的吸能总量增大;在45°、60°、75°三个倾斜角度下,靶板的损伤面积变化并不明显,靶板的总吸能量没有明显的变化,弹体穿透靶板的弹道极限没有明显变化。从损伤形貌图可以直观地看出,靶板的损伤面积对靶板吸能总量的影响最大。靶板的损伤面积受弹体与靶板的接触面积影响很大,弹体与靶板接触面积越

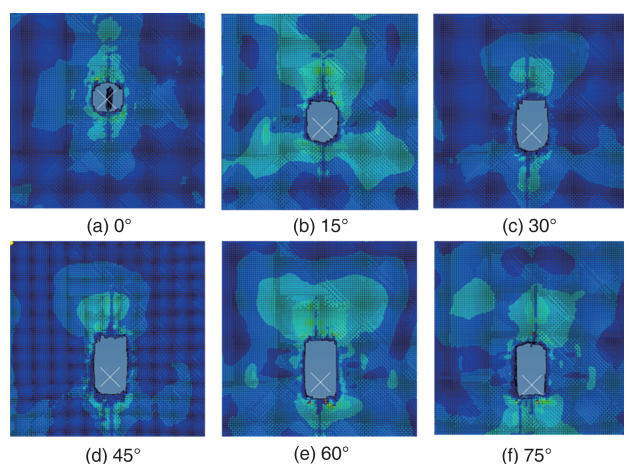


图8 不同倾斜角度弹体穿透靶板损伤形貌

Fig.8 Damage morphology of projectile penetrating target plate at different tilt angles

大,与弹体直接接触的纱线越多,弹体需要破坏更多的纱线才能完成对靶板的侵彻,弹体必然需要消耗更多的动能,使靶板的吸能总量显著提高,使弹体穿透靶板的弹道极限更大。

4.2 弹体形状对2.5D编织复合材料弹道冲击性能的影响

由于复合材料发动机叶片断裂损伤后,叶片会飞出撞击到机匣,机匣必须具备一定的包容特性,需要考虑片状弹体对2.5D编织复合材料的弹道冲击性能的影响。同时,飞机在整个飞行过程中可能遭遇球形物体的冲击。因此,本文又分别建立了叶片形弹体和球形弹体进行弹道冲击仿真,判断不同弹体对材料弹道冲击性能的影响,识别弹体形状对2.5D编织复合材料弹道冲击性能的影响。不同形状弹体冲击靶板模型如图9所示。

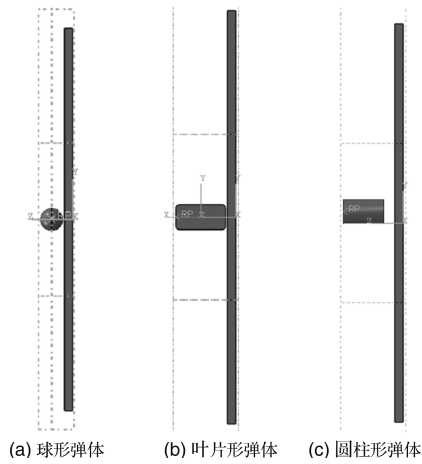


图9 不同形状弹体冲击靶板模型

Fig.9 Models of different shapes of projectiles impacting on target plates

本文在进行变弹体分析时没有采用刚体模型对弹体进行定义,通过赋予弹体固定质量来保证不同弹体具有相同的冲击能量,在弹体几何中心施加速度载荷,保证弹体垂直穿过靶板。图10是不同形状弹体冲击靶板时速度变化曲线图,可以看出直径相同、质量相同的球形弹体与圆柱形弹体的剩余速度差别不大,证明靶板的吸能总量差距并不明显,但是圆柱形弹体的剩余速度略高于球形弹体,可能是由于球形弹体在穿透靶板的过程中损伤模式与圆柱形弹体的损伤模式存在不同,使得球形弹体的能量损耗更多。因此,圆柱形弹体比球形弹体有更大的剩余速度;相同质量的叶片形弹体的剩余速度明显大于圆柱形弹体和球形弹体,叶片形弹体与靶板的接触面积最小,弹体的能量损耗也就最小,弹体的剩余速度一定最大。

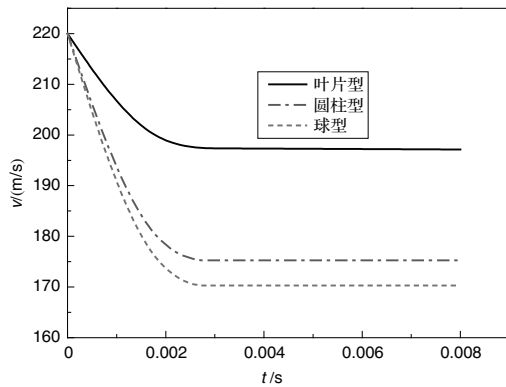


图10 不同形状弹体冲击靶板的速度变化

Fig.10 Velocity changes of projectiles with different shapes impacting the target plate

根据表6中给出的计算结果可以看出,质量和直径完全相同的球形弹体和圆柱形弹体相比,球形弹体冲击靶板时靶板的吸能总量比圆柱形弹体的吸能总量高10%,而叶片形弹体冲击靶板时靶板的吸能总量仅为圆柱形弹体的一半,证明弹体截面的长径比可以明显影响靶板的吸能量。且叶片形弹体冲击靶板时,靶板的吸能效率仅为20%。不同形状弹体吸能情况如图11所示。

图12为不同形状弹体冲击靶板后靶板损伤形貌图。可以

表6 不同形状弹体弹道冲击仿真结果 ($V_i=220\text{m/s}$)

Table 6 Simulation results of ballistic impact of different shapes of projectiles ($V_i=220\text{m/s}$)

弹体形状	剩余速度 $V_r/(\text{m/s})$	弹道极限速度 $V_{bl}/(\text{m/s})$	总吸能量 E_a/J
叶片形	197	97.93	83.92
圆柱形	175	133.32	155.53
球形	170	139.64	170.63

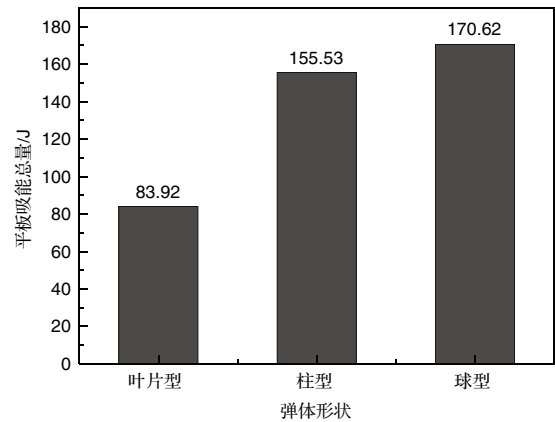
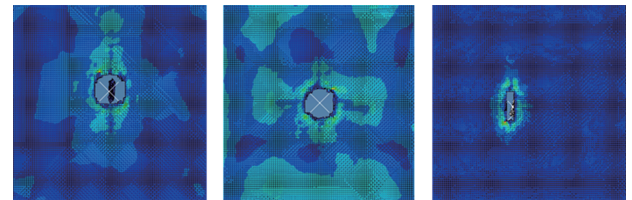


图11 不同形状弹体吸能情况

Fig.11 Energy absorption of different shapes of projectiles

明显看出,叶片形弹体的损伤面积明显小于其他两种弹体,叶片形弹体损伤面积呈明显的矩形,且长宽比很大,损伤面积越小则直接作用弹体的区域越少,单元破坏吸能总量越少,弹体穿透靶板的弹道极限速度越小。球形弹体穿透靶板时动能耗散更多,弹道极限也就更高;叶片形弹体由于其弹体截面长宽比较大,弹体穿透靶板时靶板的损伤区域面积最小,因此叶片形弹体仅以很小的动能耗散就可穿透靶板。



(a) 圆柱形弹体 (b) 球型弹体 (c) 叶片形弹体

图12 不同形状弹体冲击靶板损伤形貌

Fig.12 Damage morphology of target plate impacted by different shapes of projectiles

5 结论

通过研究,可以得出以下结论:

(1) 碳纤维2.5D机织复合材料侵彻失效模式主要为剪切充塞失效,弹孔周围存在少量纤维拉伸断裂。弹体完全侵彻靶板时,靶板的吸能总量基本保持不变。

(2) 弹体倾斜角度小于 45° 时,靶板的总吸能量随倾斜角度的变化呈线性变化趋势。弹体倾斜角度大于 45° 时,靶板吸能总量基本保持不变。弹体的倾斜角度的变化会导致损伤区域面积的变化,弹体倾斜超过 45° 时,造成靶板的损伤区域面积基本上保持不变,导致吸能总量基本不变。

(3) 弹体形状对靶板吸能总量影响明显,叶片形弹体的长宽比较大,导致靶板损伤面积最小,造成更明显的剪切损伤。因此,叶片形弹体最容易侵彻靶板。

参考文献

- [1] 纪双英,王晋,邢军,等. 国外航空发动机风扇包容机匣研究进展[J]. 航空制造技术, 2010, 63(14): 44-46.
Ji Shuangying, Wang Jin, Xing Jun, et al. Research development of containment casing of aero-engine fan abroad [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 63(14): 44-46. (in Chinese)
- [2] 中国民用航空局. CCAR-33-R1 航空发动机适航规定[S]. 北京:中国民用航空局, 2005.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-33-R1 Aviation engine airworthiness regulations[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2005. (in Chinese)
- [3] 何庆,宣海军,刘璐璐. 某型发动机一级风扇机匣包容性数值仿真[J]. 航空动力学报, 2012(2): 295-300.
He Qing, Xuan Haijun, Liu Lulu. Numerical simulation of the inclusiveness of the first-stage fan casing of a certain type of engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012(2): 295-300. (in Chinese)
- [4] Roberts G D, Revilock D M, Binienda W K, et al. Impact testing and analysis of composites for aircraft engine fan cases [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2002, 15(3): 1-16.
- [5] Sharda J, Deenadayalu C, Mobasher B, et al. Modeling of multilayer composite fabrics for gas turbine engine containment systems[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2006, 19(1): 38-45.
- [6] Stahlecker Z, Mobasher B, Rajan S D, et al. Development of reliable modeling methodologies for engine fan blade out containment analysis. Part II: Finite element analysis[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 36(3): 447-459.
- [7] Naik D, Sankaran S, Mobasher B, et al. Development of reliable modeling methodologies for fan blade out containment analysis-Part I: experimental studies[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008, 36(1): 447-459.
- [8] Binienda W K, Sancaktar S, Roberts G D. Design, progressive modeling, manufacture, and testing of composite shield for turbine engine blade containment[R]. NASA 20020036226, 2002.
- [9] Goldberg R K, Blinzler B J, Binienda W K. Modification of a macromechanical finite-element based model for impact analysis of triaxially-braided composites[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2010, 25(3): 383-394.
- [10] Ahmed S, Zheng X T, Yan L, et al. Influence of asymmetric hybridization on impact response of 3D orthogonal woven composites[J]. Composites Science and Technology, 2020, 199: 108326.
- [11] Tim W, Sebastrain H, Florain F, et al. Experimental and numerical assessment of aerospace grade composites based on high-velocity impact experiments[J]. Composite Structures, 2018, 204: 142-152.
- [12] 刘璐璐,宣海军,洪伟荣,等. 锻纹机织复合材料高速冲击试验研究及理论分析[J]. 中国科技论文, 2016, 11(10): 1169-1174.
Liu Lulu, Xuan Haijun, Hong Weirong, et al. High-speed impact test research and theoretical analysis of forged woven composite materials[J]. Chinese Science and Technology Paper, 2016, 11(10): 1169-1174. (in Chinese)
- [13] 王计真. 考虑初始应力的 X850/IM+复材板高速冲击试验[J]. 航空科学技术, 2020, 31(1): 81-84.
Wang Jizhen. High-speed impact test of X850/IM+composite plate considering initial stress[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(1): 81-84. (in Chinese)
- [14] 胡静,吕瑜哈. 半球形弹斜撞击下铝合金薄板的失效仿真分析[J]. 航空科学技术, 2021, 32(4): 35-43.
Hu Jing, Lyu Yuhua. Simulation analysis of failure of aluminum alloy sheet under oblique impact of hemispherical head projectile[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(4): 35-43. (in Chinese)
- [15] Yang Y, Zhang L, Guo L, et al. Dynamic response and research of 3D braided carbon fiber reinforced plastics subjected to ballistic impact loading[J]. Composite Structures, 2018, 206: 578-587.
- [16] Stefano D R, Iannucci L, Curtis P T. On the ballistic impact response of microbraid reinforced polymer composites[J]. Composite Structures, 2016, 137: 70-84.
- [17] Schwab M, Todt M, Wolfahrt M, et al. Failure mechanism based modelling of impact on fabric reinforced composite laminates based on shell elements[J]. Composites Science & Technology, 2016, 128: 131-137.
- [18] Pasquali M, Terra C, Gaudenzi P. Analytical modelling of high-velocity impacts on thin woven fabric composite targets [J]. Composite Structures, 2015, 131: 951-965.

- [19] Wade B, Feraboli P, Rassaian M, et al. LS-DYNA MAT54 modeling of the axial crushing of a composite tape sinusoidal specimen[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2011, 42(11): 1809-1825.
- [20] Ren C L, Liu T, Amna S, et al. High-speed visualizing and mesoscale modeling for deformation and damage of 3D angle-interlock woven composites subjected to transverse impacts[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2018, 140: 119-132.
- [21] 庄福建,陈普会. 纤维增强复合材料层合结构虚拟试验技术[J]. *航空科学技术*, 2019, 30(10): 1-15.
- Zhuang Fujian, Chen Puhui. Virtual experiment technology of fiber reinforced composite material laminated structure[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2019, 30(10): 1-15. (in Chinese)
- [22] 冯振宇, 迟琪琳, 崔怀天, 等. 平纹机织与2.5D机织复材靶板弹道冲击特性对比[J]. *航空学报*, 2022, 43(2): 325116.
- Feng Zhenyu, Chi Qilin, Cui Huaitian. Comparison of ballistic impact behavior of plain woven and 2.5D woven fabric composite plate[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(2): 325116. (in Chinese)

Ballistic Impact Performance of Carbon Fiber 2.5D Woven Composite and Simulation Analysis

Xie Jiang, Chi Qilin, Liu Yating, Mu Haolei, Feng Zhenyu

Key Laboratory of Civil Aviation Aircraft Airworthiness Certification Technology, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

Abstract: In this paper, the finite element simulation method is used to study the ballistic impact characteristics of a carbon fiber 2.5D woven composite material plate under the impact of a cylindrical projectile, and the ballistic limit speed range and the 2.5D woven composite material are determined through the air gun test typical failure modes are compared with simulation results to verify the accuracy of the model. On this basis, the verified ballistic impact simulation model is used to study the ballistic impact characteristics of the 2.5D woven composite material under different inclination angles of cylindrical projectiles, ball projectiles and blade projectiles. The results show that the failure mode of the carbon fiber 2.5D woven composite plate under ballistic impact is mainly shear filling failure, and a small amount of fiber is pulled out around the bullet hole; the ballistic limit of the spherical projectile is the same as that of the cylindrical projectile. The ballistic limit is basically the same, and the ballistic limit speed of the blade-type projectile is significantly lower than that of the ball-type projectile and the cylindrical projectile. Blade-type projectiles are easier to penetrate the target plate; for cylindrical projectiles, when the inclination angle of the projectile is less than 45° , the ballistic limit velocity of the projectile increases linearly with the increase of the inclination angle. When the inclination angle is greater than 45° , the ballistic limit speed of the projectile remains basically unchanged.

Key Words: 2.5D woven material; ballistic impact; projectile body inclination angle; ballistic limit; damage

Received: 2021-07-16; **Revised:** 2021-08-26; **Accepted:** 2021-09-25

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(201941067001)