文章编号：1001-4888(2023)01-0142-09

不同厚度及冲击角度对复合材料平板抗冲击能力的影响*

慕琴琴，燕群，杭超，徐健

（中国飞机强度研究所 航空噪声与动强度航空科技重点实验室，陕西西安 710065）

摘要：为了考核叶片飞脱碎片撞击机匣的抗包容能力，采取钛合金方块作为弹体撞击复合材料平板机匣进行等效模拟。通过获取弹体不同冲击角度撞击不同厚度平板时的抗冲击临界速度，得到复合材料机匣在不同工况下的抗冲击能力极限。基于试验所获得的物理参数，进一步分析了抗冲击临界速度、应变响应、位移响应等关键物理量随平板厚度及撞击角度变化的规律。结果表明，复材平板抗冲击能力对厚度较为敏感，但呈非线性变化趋势；复材表面压应力会抑制表面裂纹的扩展，且厚度越大，这种效应越明显；机织复合材料结构抗冲击能力和裂纹扩展速度与其内部经纬纱编织角度有密切关系，且呈非单调关系。本文提出的等效考核机匣结构抗包容能力的试验方法和获得的试验数据可为真实机匣包容性试验的顺利完成提供支撑，降低适航试验取证的风险。

关键词：机织复合材料机匣；抗冲击能力临界速度；平板厚度；弹体撞击角度；包容性

中图分类号：V271.4 **文献标识码**：A DOI：10.7520/1001-4888-22-051

0 引言

发动机包容性及外物损伤试验是大型客机商用发动机适航取证过程中必须要开展的地面试验科目[1]，也是商用发动机取得适航审定合格证所需进行的所有试验中较为苛刻的试验之一。由于直接与飞行安全相关，各航空大国均认识到了发动机包容性的重要性，在其发动机规范中都有专门条文对包容性考核试验的详细内容做出明确规定[2-5]。但此项试验是一项短瞬时、破坏性不可逆的高风险试验，试验成本高，技术难度较大。另外，从航空发动机强国商用发动机机匣的发展历程看，其机匣设计使用的材料从早期的全金属，到金属和复合材料混杂，再到全复合材料机匣[6-8]，体现了复合材料轻量化及良好的吸能、抗疲劳、耐腐蚀等力学性能，对商用发动机推动比、燃油效率、涵道比等关键性能指标的提升起到了极大的推动作用[9]。因此，从技术先进性出发，我国未来的大型客机商用发动机使用复合材料机匣将可能是大趋势。

我国商用大涵道比发动机的研制与开发，必须配备全复合材料风扇包容机匣才具有核心竞争力。但目前我国全复合材料机匣的研究处于刚刚起步的阶段[10]，在研制中存在很多未知环节和不确定因素，需要不断进行改型优化才能得到最优的结构与构型。若直接进行复合材料机匣的包容性试验，成本太高，风险太大，试验准备周期也较长，且撞击姿态不易于控制，在设计初期对于机匣的优化设计支撑性不强，因此，应该从材料、元件、结构件和大部件的研究层级规划抗冲击试验[11-13]，以确保最后的试车台包容性验证试验的成功，降低取证成本和风险，保证型号研制周期。

* **收稿日期**：2022-03-01；**修回日期**：2022-05-18

基金项目：国家科技重大专项(2017-VII-0011-0106)资助

通信作者：慕琴琴(1985—)，女，硕士，高级工程师。主要研究领域：结构动力学。Email：muqinqin198465@163.com

鉴于以上原因，本文采取钛合金方块模拟叶片飞脱碎片，将其作为弹体撞击复合材料平板，等效考核旋转叶片飞脱碎片撞击复合材料机匣时的抗包容能力；通过试验获得的临界抗冲击速度，对复合材料机匣结构在不同工况下的抗冲击性能进行了评估，所得结果可为后续进行真实的机匣包容性试验提供有力支撑。

1　试验设计与准备

1.1　试验设计

为了评估发动机复合材料机匣结构的设计与工艺是否满足抗冲击包容能力的要求，本文采取钛合金方块作为弹体模拟叶片飞脱碎片，开展不同冲击角度撞击不同厚度复合材料平板试验，以等效考核复合材料机匣的包容能力，试验所获得的撞击临界速度即为复合材料平板抗冲击能力极限对应的撞击速度。撞击临界速度为达到钛合金方块镶嵌进平板且又不穿透这种临界状态（图 1）下的撞击速度，此时，撞击后弹体剩余速度为零。

试验件为三维机织复合材料平板，长、宽均为 250mm，厚度包括 3 种尺寸：8.5mm、10.4mm 和 15.6mm。弹体为 TC4 钛合金方块，尺寸为 50mm×50mm×6mm。试验分为钛合金方块弹体平行正撞击、30°正撞击、60°正撞击复材平板，撞击点为平板试验件的几何中心。

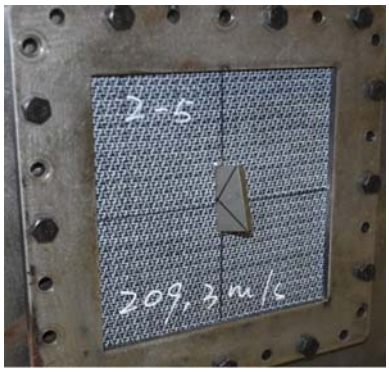


图 1　撞击临界速度状态

Fig. 1　Impact critical velocity state

首先，采用宏观等效建模方法对复合材料平板结构的抗冲击性能进行分析，即将复合材料平板等效为均匀的各向异性实体材料，而不考虑其内部基体与纤维的具体结构形式，通过设置其平均性能来表征结构的整体宏观刚度和强度特性。然后采用“对称罚函数法”解决钛合金方块与复合材料平板之间的“接触-碰撞”问题，此方法相当于在接触界面设置一法向弹簧，如果接触面的单元被穿透，将受到弹簧反方向的作用力，以此起到接触力的作用[14]。接触模型选用点面主从接触，钛合金方块弹体是从接触面，复合材料平板是主接触面。通过仿真计算，对照上述抗冲击临界速度状态的要求，初步给定试验项目中每个试验工况下第一次试验的撞击速度（见表 1）。最后，在试验中通过速度升降法确定该试验工况下试验件的临界撞击速度。

表 1　仿真计算得到的第一次撞击速度

Tab. 1　The first impact velocity calculated by simulation

试验件尺寸/mm	撞击角度/(°)	撞击速度/(m/s)
250×250×8.5	0	140.4
250×250×10.4	0	158.8
250×250×15.6	0	218.8
250×250×10.4	30	159.4
250×250×10.4	60	153.8

1.2　试验前准备

采用钛合金方块弹体代替真实旋转断裂叶片碎片，弹体必须保证均匀性与一致性，且质心和中心需要吻合，弹体质量误差均控制在±2%。钛合金方块撞击复合材料平板试验的过程为将规定质量的钛合金方块弹体放入弹壳，装进空气炮管中，启动空气压缩机[15]，当压力容器中的压力达到所需值时，打开空气释放机构，在压缩空气的作用下，将弹体发射并在炮口处由弹壳剥离装置将弹壳剥离，仅将弹体射出，通过测速装置，按预定的速度和方向撞击试验件的特定部位。

复合材料平板冲击试验示意图如图 2 所示,试验设备主要包括空气炮系统、控制系统、激光瞄准系统、数据采集系统、高速摄像机系统等。试验过程中设置一台高速摄像机对平板试验件迎弹面进行记录。在测速区域设置第 2 台高速摄像机,用以测量弹体速度和监控弹体飞行姿态。在平板试验件背弹面后方设置第 3 台和第 4 台高速摄像机,测量平板试验件指定位置的离面位移。平板冲击试验通过数据采集系统得到撞击工程中的动态应变时间历程数据。

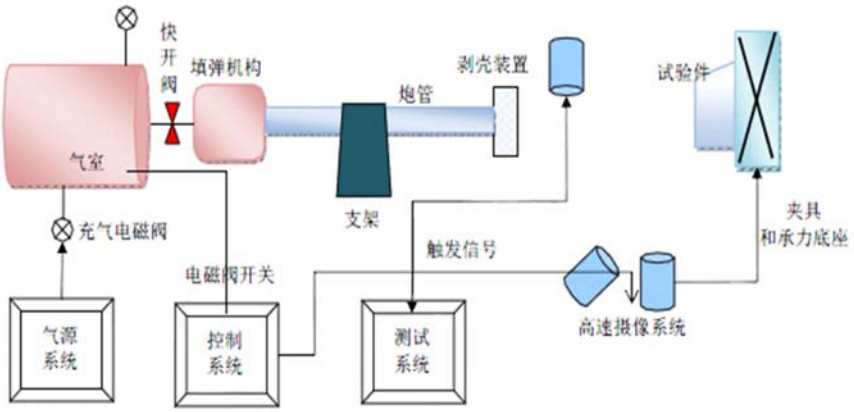


图 2 复合材料板冲击试验示意图

Fig. 2 Complex plate impact test schematic

试验中,撞击速度采用测速区域的高速摄像机测量获得;剩余速度也采用高速摄像机测量获得,当钛合金方块弹体穿透平板时,其剩余速度为正值,若弹体被平板反弹时,其剩余速度为负值。应变通过应变仪输出到数据采集系统,采用统一的外触发方式同步采集[16];位移通过高速摄像机记录布置在试验件上的感光标记(Mark 标)得到撞击过程中的运动轨迹。

平板试验件的应变测量点和位移测量点位于试验件背面,围绕撞击中心成一定距离和角度分布,如图 3 所示。在试验件指定位置共粘贴 6 个应变单片,每个应变测量点测量 2 个方向的应变,由于复材试件单胞较大,因此选择 BE120-20AA 规格的大应变片。冲击试验对数据采样率要求比较高,根据动态试验采样经验,统一设置为 200kHz。

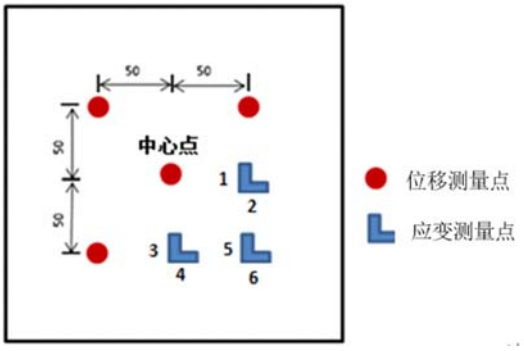


图 3 平板试验件应变测量点和位移测量点示意图

Fig. 3 The strain measuring point and displacement measuring point of the flat test piece

试验方案及试验件贴片等工作完成后,进行试验件的安装。首先,安装夹具和试验件,然后安装测量系统并进行调试,最后安装防护装置,以确保整个试验系统的安全可靠。

为了保证弹体冲击平板的姿态,安装激光冷瞄仪于炮膛口部,调整冷瞄仪角度使激光点对准靶心。试验件安装时,由于炮口到撞击物还有一定距离,考虑弹体飞行过程中的重力作用,应对撞击瞄准点进行下沉修正,即瞄准点相对撞击点应上移。下沉修正量的计算公式为

$$h=\frac{1}{2}g\left(\frac{s}{v}\right)^2$$

式中：h 为瞄准点下沉修正量，m；g 为重力加速度，m/s^2；s 为炮口距预计撞击点距离，m；v 为弹体速度，m/s。

2　复合材料平板抗冲击性能评估试验

2.1　复合材料平板不同厚度对抗冲击性能的影响

为了研究复合材料平板不同厚度对抗冲击能力的影响，在试验中均采用钛合金方块平行正撞击复材平板，即弹体侧面的长边与平板经纱方向平行，平板采用相框式装夹方式，钛合金方块弹体平行正撞击复材平板试验件示意图如图 4 所示。

通过速度升降法测量不同撞击工况下弹体的剩余速度，获得不同厚度复材平板试验件抗冲击试验结果见表 2。

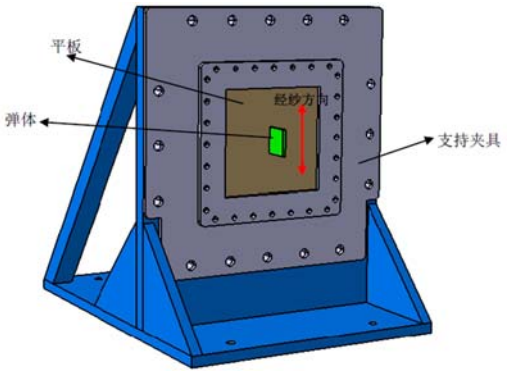


图 4　钛合金方块弹体平行正撞平板试验件

Fig. 4　Titanium block parallel positive impact plate test piece

由表 2 试验结果可以得到，同一冲击状态下试验结果出现“穿透、回弹、镶嵌”等不同现象，体现了复合材料平板的不同抗冲击能力，即在发生穿透时，撞击能量大于其抗冲击能力，等效为机匣非包容事故的发生；发生回弹时，撞击能量小于其抗冲击能力，有可能会造成旋转风扇叶片的二次损伤。得到穿透或者回弹这两种结果的设计都不理想，均不利于发动机的运行安全，只有发生镶嵌，即机匣的抗冲击能力与撞击能量平衡时，机匣才既能起到吸能作用又能起到包容作用。

表 2　不同厚度平板抗冲击试验测量结果

Tab. 2　The results of impact-resistant test of different thickness plates

试验件尺寸/mm	编号	撞击速度/(m/s)	结果	剩余速度/(m/s)
250×250×8.5	1-1	140.4	穿透	21.7
	1-2	129.0	回弹	−40.0
	1-3	133.3	镶嵌	0
	1-4	131.1	回弹	−25.0
250×250×10.4	2-1	156.8	穿透	9.0
	2-2	152.2	回弹	−31.2
	2-3	155.3	镶嵌	0
250×250×15.6	3-1	218.8	穿透	83.3
	3-2	212.1	穿透	66.1
	3-3	209.3	镶嵌	0

从表 2 中可以看出，由试验获得的抗冲击临界速度均小于表 1 仿真得到的预估值，这是由于复合材料平板冲击仿真分析时，采用的是有限元宏观等效建模，结构在建模时引入了连续介质及材料均匀性等假设，而真实的复合材料存在孔隙、分层、褶皱等缺陷，且材料参数随着空间位置的变化而变化，所以整体结构偏刚一些，但误差均在 5%之内，从而也说明了利用宏观等效建模方式评估复合材料结构的整体宏观强度特性具有较高的参考价值。另外，还可以看出，复材平板厚度从 8.5mm 增大到 15.6mm 时，抗冲击临界速度增大 76m/s，说明复材结构抗冲击能力对其本身结构厚度很敏感。

根据表 2 测试结果,可得出复合材料平板抗冲击临界速度随厚度变化曲线如图 5 所示。

从图 5 中可以看出,抗冲击临界速度随厚度呈非线性增大趋势,从曲线斜率的变化可以看出,随着厚度的增大,抗冲击能力增强趋势变缓,临界速度随厚度变化曲线的斜率变小。

在抗冲击临界状态下,同一应变测量点应变最大响应随厚度变化也比较明显,变化曲线如图 6 所示。

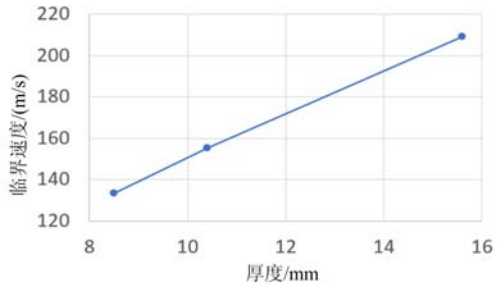


图 5 临界速度随厚度变化曲线

Fig. 5 The critical velocity change curve with the thickness

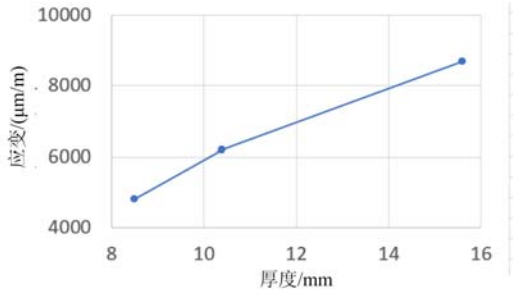


图 6 同一测点应变最大响应随厚度变化曲线

Fig. 6 The maximum strain response of the same measuring point change curve with the thickness

从图 6 中可以看出,应变最大响应随厚度变化呈非线性正相关效应,变化趋势与临界速度相同。这是由于在撞击物一致的情况下,撞击能量与撞击速度的平方成正比,且在临界速度平行正撞击状态,撞击横截面都一致,因此撞击应力响应与撞击能量也成正效应,故撞击应变-厚度响应曲线与撞击临界速度-厚度响应曲线变化趋势趋于一致。

在抗冲击临界状态下,同一位移测点位移响应随厚度变化曲线如图 7 所示。由于在撞击点的冲击变形较大,存在被撞击物损伤碎屑干扰,不易观测,因此此位移测点选取在撞击点周围区域同一位置。

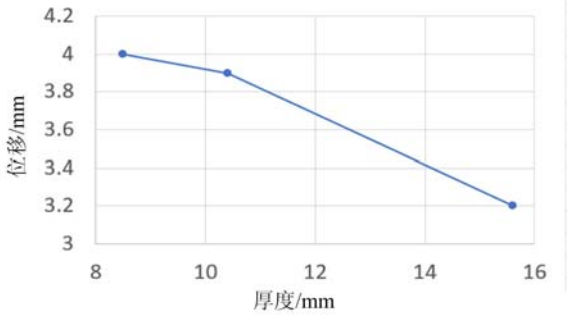


图 7 同一测点位移最大响应随厚度变化曲线

Fig. 7 The maximum displacement response of the same measuring point change curve with the thickness

从图 7 中可以看出,复材平板厚度从 8.5mm增大到 15.6mm 时,虽然撞击临界速度由 133.3m/s 增大到 209.3m/s,撞击能量提升了 57%,但该测点位移响应与变化绝对值都比较小,这与复合材料优越的比刚度、比强度特性有关[17]。在撞击点的损伤变形较大,但由于复材表面压应力能抑制表面裂纹的扩展,因此,图 7 所示撞击位置周围位移测点的响应较小。且从图 7 可以看出,厚度越大,表面压应力抑制裂纹扩展的这种效应越明显,这是由于所采用的复材平板为机织复合材料,经纬向纤维束相互交叉,厚度方向的单胞含量越多,纤维束内部的基体裂纹被有效抑制得越厉害,越难扩展,因此位移测点的响应也就越小。

2.2 弹体不同撞击角度对复合材料平板抗冲击性能的影响

为了研究弹体不同撞击角度对复材平板抗冲击能力的影响,采用不同弹体在不同撞击角度下撞击复合材料机匣平板进行复材平板抗冲击能力的考核,平板试验件厚度均选取 10.4mm,弹体侧面的长边与平板经纱方向分别成 0°、30°和 60°(如图 4、图 8 和图 9 所示)。

通过速度升降法获得不同弹体撞击角度下的复材平板试件抗冲击试验结果见表 3。

从表 3 中可以看出,试验测试临界速度均略低于仿真值,但误差均在 5%以内,进一步验证了复合材料宏观等效建模仿真分析对于抗冲击能力评估的有效指导性。

根据上述不同弹体撞击角度下得到的测试结果，可得出复合材料平板抗冲击临界速度随不同撞击角度的变化曲线如图 10 所示。

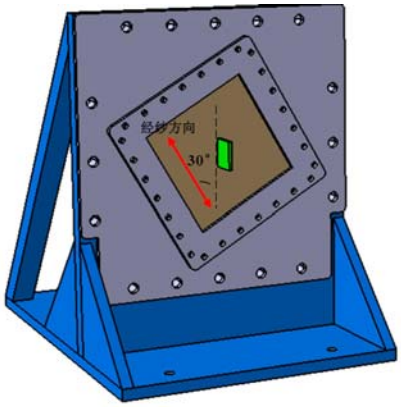


图 8　钛合金方块弹体 30°正撞平板试验件

Fig. 8　Titanium block impact plate test piece with 30°

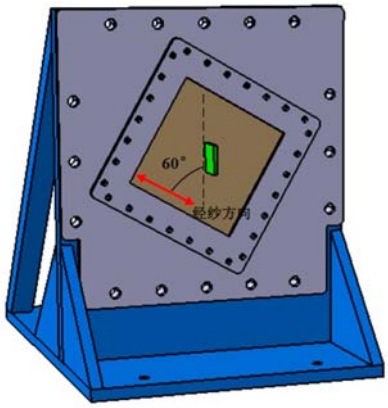


图 9　钛合金方块弹体 60°正撞平板试验件

Fig. 9　Titanium block impact plate test piece with 60°

表 3　不同弹体撞击角度下平板抗冲击试验测量结果

Tab. 3　The measurement results of the flat-panel impact test at different impact angles

撞击角度	编号	撞击速度/(m/s)	结果	剩余速度/(m/s)
	2-1	156.8	穿透	9.0
0°	2-2	152.2	回弹	−31.2
	2-3	155.3	镶嵌	0
	4-1	158.4	穿透	28.6
30°	4-2	145.5	回弹	−41.7
	4-3	157.9	镶嵌	0
	5-1	153.8	穿透	40.0
60°	5-2	141.6	回弹	−11.5
	5-3	146.8	镶嵌	0

从图 10 中可以看出，复材平板抗冲击临界速度随着弹体撞击角度的增大先增大后减小，说明此种复材机织结构在叶片碎片以 30°撞击时抗冲击能力最强，呈两边递减趋势，引起此现象的原因与机织结构经纬纱编织方式有关。因此在对复材结构进行抗冲击能力评估时，除了考虑撞击能量外，还要考虑复材结构本身的内部编织特点，才能选取出合适的撞击工况并进行合理评估。

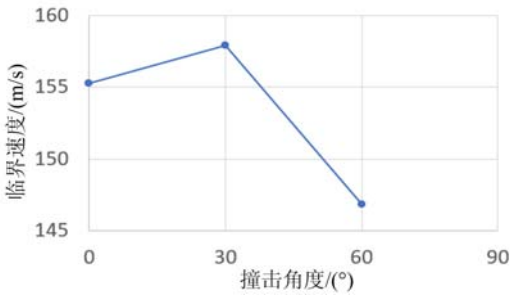


图 10　临界速度随不同撞击角度变化曲线

Fig. 10　The critical velocity change curve with different impact angles

在抗冲击临界状态下，同一应变测量点应变最大响应随不同撞击角度变化的曲线如图 11 所示。

从图 11 中可以看出，同一测点应变最大响应在 0°正撞击时最大，说明距撞击点一定距离处的应变测点的响应不只与撞击能量有关，还和应力波的传输有关。30°撞击时，复材表面压应力对表面裂纹的

抑制更强一些。

在抗冲击临界状态下,同一位移测点位移响应随厚度的变化曲线如图 12 所示。

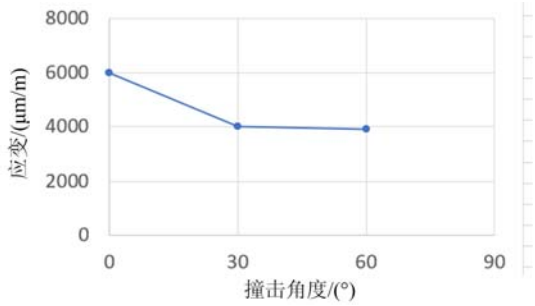


图 11 同一测点应变最大响应随不同撞击角度变化曲线

Fig. 11 The maximum strain response change curve of the same measuring point with the impact angle

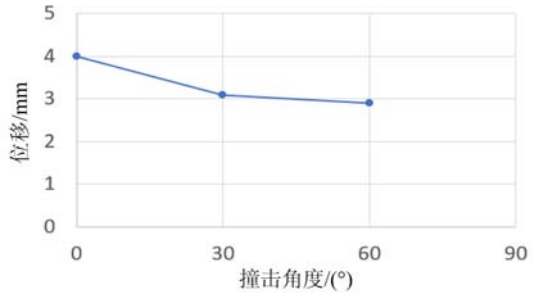


图 12 同一测点位移响应随不同撞击角度变化曲线

Fig. 12 The displacement response change curve of the same measuring point with different impact angles

从图 12 中可以看出,撞击角度的变化对位移响应绝对值影响较小,这是由于机织复材的裂纹抑制效应所致。但从整体变化趋势可以看出,当撞击角度为 30°时,撞击临界速度最大,故其撞击能量最大,但位移响应比 0°还低,说明了 30°撞击时,复材表面压应力对表面裂纹的抑制更强一些,这与最大应变响应得出的结论相同。

3 结论

本文通过在不同冲击角度及不同平板厚度下的钛合金方块弹体撞击复合材料平板试验,等效评估了复合材料机匣结构在叶片碎片飞脱时的抗冲击包容能力,并通过试验所测得的抗冲击临界速度、应变响应、位移响应等物理量得出复合材料平板抗包容能力随厚度及冲击角度变化的一些规律。结论如下:

(1) 采用宏观建模方式评估复材结构的整体宏观抗冲击性能有较好的参考价值,仿真值较试验值大一些。

(2) 机织复合材料结构抗冲击能力对结构厚度较为敏感,临界速度随着厚度的增加呈非线性增大趋势,随着厚度的增大,抗冲击能力增强比例略微有所降低,因此在结构设计时,需权衡重量和性能之间的关系。

(3) 在非撞击点的位移响应较小,说明复材表面压应力会抑制表面裂纹的扩展,且厚度越大,这种效应越明显。

(4) 复材平板抗冲击临界速度与撞击角度也有一定的关系,存在最优撞击角度,使抗冲击临界速度最大,说明经纬纱编织角度也存在最优角度使结构抗冲击性能最强。

(5) 复合材料应力波的传递与经纬纱编织角度也有一定的关系,因此,存在最优编织角度使复合材料裂纹扩展速度最慢。

本文所提出的等效考核机匣结构抗包容能力的方式(即采用速度升降法获取机匣平板的抗冲击临界速度),可为真实机匣包容性适航验证试验提供支持。

参考文献:

[1] 宣海军, 陆晓, 洪伟荣, 等. 航空发动机机匣包容性研究综述[J]. 航空动力学报, 2010(8):1860－1870 (XUAN Haijun, LU Xiao, HONG Weirong, et al. Review of aero-engine case contai nment research[J]. Journal of Aerospace Power, 2010(8):1860－1870 (in Chinese))

[2] 柴象海, 张晓云, 侯亮, 等. 航空发动机风扇机匣包容性等效试验与分析方法[J]. 振动与冲击, 2016, 35(2):162－167(CHAI Xianghai, ZHANG Xiaoyun, HOU Liang, et al. Equivalent test and simulation verification for fan containment case of aero engine[J]. Journal of Vibration and Shock, 2016, 35(2):162－167 (in Chinese))

[3] Bergan A C. Test and analysis of stitched composite structures to assess damage containment capability[J]. Dissertations & Theses-Gradworks, 2014,104(1):29－35.

[4] 范志强，高德平，覃志贤，等. 航空发动机真实机匣的包容性试验[J]. 航空动力学报，2007(1):24－28 (FAN Zhiqiang, GAO Deping, QIN Zhixian, et al. Experimental study of real casing containment[J]. Journal of Aerospace Power, 2007(1):24－28 (in Chinese))

[5] 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(14):4－8 (JI Shuangying, WANG Jin, XING Jun, et al. Research development of containment casing of aeroengine fan abroad [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(14):4－8 (in Chinese))

[6] 牛丹丹. Kevlar 织物缠绕增强机匣包容性研究[D]. 杭州：浙江大学，2015 (NIU Dandan. Kevlar fabric winding enhances casing containment study[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2015 (in Chinese))

[7] Wadewitz D, Mcmillan A, Khan B. A composite material containment casing of a turbomachine[J]. Dissertations & Theses-Gradworks, 2014, 69(4):19－25.

[8] Braley M S, Dorer J D, Roberts G D. Composite case armor for jet engine fan case containment[P]. US:8016543 B2, 2011-03-18.

[9] Zha B, Xg C, Envelope H, et al. Characteristics and mechanisms of turboshaft engine axial compressor casing containment[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(1):171－180.

[10] 刘璐璐，赵振华，陈伟，等. 航空发动机复合材料机匣弹道冲击特性[J]. 航空动力学报，2018，33(1):30－38 (LIU Lulu, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei, et al. Ballistic impact behavior of aero-engine composite casing[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(1):30－38 (in Chinese))

[11] 刘璐璐，罗刚，陈伟，等. 基于打靶试验的风扇机匣包容能力评估方法[J]. 航空发动机，2019，45(1):76－82 (LIU Lulu, LUO Gang, CHEN Wei, et al. Containment capability evaluation method of fan casing based on ballistic impact test[J]. Aeroengine, 2019, 45(1):76－82 (in Chinese))

[12] 范志强. 航空发动机机匣包容性理论和试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学，2006 (FAN Zhiqiang. Research on the theory and test of the aero-engine casing containment[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006 (in Chinese))

[13] 段玥晨，章定国，陈思佳，等. 航空发动机机匣包容性打靶试验与仿真研究[J]. 计算机仿真，2014(4):33－37 (DUAN Yuechen, ZHANG Dingguo, CHEN Sijia, et al. Targeting experiment and simulation research on casing containment of aero-engine[J]. Computer Simulation, 2014(4):33－37 (in Chinese))

[14] 刘军，李玉龙，徐绯. 基于 PAM-CRASH 的鸟撞飞机风挡动响应分析[J]. 爆炸与冲击，2009，29(1):80－84 (LIU Jun, LI Yulong, XU Fei. Dynamic response analysis of bird-impact aircraft windshields based on PAM-CRASH[J]. Explosion and Shock Waves, 2009, 29(1):80－84 (in Chinese))

[15] 刘继军，刘小川，郭军. 小型无人机和鸟体对飞机风挡冲击对比研究[C]//第六届中国国际无人驾驶航空器系统大会论文集，2016:73－78 (LIU Jijun, LIU Xiaochuan, GUO Jun. Comparative study on the impact of small UAV and bird body on aircraft windshield[C]//Proceedings of the 6th China International Unmanned Aircraft System Conference, 2016:73－78 (in Chinese))

[16] 郭军，张宇，舒挽. 油箱水锤效应试验方法研究[J]. 航空科学技术，2019，30(3):63－70 (GUO Jun, ZHANG Yu, SHU Wan. Experimental study on hydrodynamic ram phenomenon of fuel tank[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(3):63－70 (in Chinese))

[17] 刘宁，姚学锋，陈俊达，等. 编织复合材料的冲击损伤与断裂行为研究[J]. 实验力学，2002，17(2):184－190 (LIU Ning, YAO Xuefeng, CHEN Junda, et al. Research on the impact damage and fracture behaver of braided composites[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2002, 17(2):184－190 (in Chinese))

Effect of different thickness and impact angel on the impact resistance of composite flat panels

MU Qinqin, YAN Qun, HANG Chao, XU Jian
(Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, Shaanxi, China)

Abstract: In order to assess the anti-inclusion process of the blade out debris impacting casing, the titanium alloy square was used as the bullet to impact composite flat plate for equivalent simulation. By obtaining the critical speed of the impact resistance, the impact resistance limit of the composite receiver under different working conditions was obtained when the bullet impacts the flat plate of different thicknesses at different impact angles. Based on the physical parameters obtained by the test, the laws of changes of key physical quantities such as impact critical speed, strain response and displacement response with the thickness of the plate and the impact angle were further analyzed. It is found that the impact resistance of composite flats is more sensitive to thickness, but shows a nonlinear trend. The compressive stress on the surface of composite material inhibits the expansion of surface cracks. The greater the thickness there is in composite flats, the more obvious there is for this effect. The impact resistance and crack propagation speed of the woven composite structure are closely related to the weaving angle of its internal warp and weft yarn, which is non-monotonous. The test method and obtained test data for the equivalent assessment of the containment resistance of the casing structure proposed in this paper can provide support for the successful completion of the real casing containment test and reduce the risk of airworthiness test certification.

Keywords: woven composites casing; critical velocity of impact resistance; plate thicknesses; bullet impact angles; containment