

直升机复合材料尾传动轴弹击损伤及 剩余强度试验研究

叶飞¹, 蔡逸飞², 尹凌¹, 刘之扬³, 龙俊米³, 王希³, 聂慧阳³, 王旦²

(1. 陆军装备部某部, 湖南 株洲 412002;

2. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016;

3. 中国航发湖南动力机械研究所 直升机动力学全国重点实验室, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 为研究不同制备工艺和弹击工况对直升机尾传动轴弹击损伤及剩余强度的影响, 分别制备了编织型和缠绕型复合材料尾传动轴, 基于轻气炮装置和扭转试验机开展了典型工况下的弹击试验和扭转试验。研究表明: 相比于子弹入射角度, 子弹偏移量对尾传动轴损伤程度的影响更为显著; 从制备工艺的角度来看, 相比于缠绕型尾传动轴, 编织型复合材料尾传动轴表现出更优异的抗弹击损伤性能; 从失效模式的角度来看, 无损和贯穿式弹击工况下复合材料尾传动轴在扭转试验中的失效模式表现为瞬间断裂, 而切边式弹击工况下复合材料尾传动轴在扭转试验中的失效模式表现为渐进断裂。

关 键 词: 直升机尾传动轴; 复合材料; 弹击试验; 扭转试验; 抗弹击设计

中图分类号: V228.5

文献标志码: A

Experimental study on impact damage and residual strength of composite tail drive shaft for helicopter

Ye Fei¹, Cai Yifei², Yin Ling¹, Liu Zhiyang³, Long Junmi³,

Wang Xi³, Nie Huiyang³, Wang Dan²

(1. Certain Unit of the Army Equipment Department, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. College of Mechanical and Electrical Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics,

Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Aero Engine Corporation of China,

Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: To investigate the effects of different manufacturing processes and impact conditions on the impact damage and residual strength of helicopter tail drive shafts, braided and filament-wound composite tail drive shafts were fabricated, and impact and torsion tests under typical conditions were conducted using a light gas gun device and a torsion testing machine. The results showed that, compared with the bullet's incident angle, the bullet's offset had a more significant effect on the damage degree of the tail drive shaft. From the perspective of manufacturing processes, the braided composite tail drive shaft exhibited superior impact damage resistance compared with the filament-wound tail drive shaft. From the

收稿日期: 2025-01-03

基金项目: 国家自然科学基金(52005253); 南京航空航天大学基本科研业务费(NS2024028)

作者简介: 叶飞(1983—), 男, 硕士, 主要研究方向为航空宇航推进理论与工程。

通信作者: 王旦(1990—), 男, 副教授, 博士, 主要研究方向为直升机先进传动技术。E-mail: wangdan_053@nuaa.edu.cn

引用格式: 叶飞, 蔡逸飞, 尹凌, 等. 直升机复合材料尾传动轴弹击损伤及剩余强度试验研究[J]. 航空动力学报, 2026, 41(8): 20250006. Ye Fei, Cai Yifei, Yin Ling, et al. Experimental study on impact damage and residual strength of composite tail drive shaft for helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(8): 20250006.

perspective of failure modes, under non-damaging and through-penetration impact conditions, the failure mode of the composite tail drive shaft in torsion tests was characterized by instantaneous fracture, whereas under edge-cutting impact conditions, the failure mode in torsion tests was characterized by progressive fracture.

Keywords: helicopter tail drive shaft; composite material; impact test; torsion test; impact-resistant design

尾传动轴是单旋翼带尾桨典型构型直升机尾传动系统的关键组成部件,其主要通过联接主减速器输出接口与中、尾减速器输入接口,为尾桨持续提供动力^[1-3]。然而在服役环境中,由于直升机常处于低空飞行或悬停状态,从机身一直延伸到尾桨的尾传动轴极易遭受来自地面武器的威胁^[4-6]。弹击后的尾传动轴一旦发生断裂失效,直接导致尾传动系统的瘫痪,极大威胁直升机安全飞行能力^[7-8]。因此,开展尾传动轴弹击损伤研究,并为抗弹击设计提供指导,是提升直升机安全性和可靠性的重要手段^[9-11]。

目前,国内外研究人员通过弹击试验及数值模拟等方法,对直升机尾传动轴弹击损伤开展了广泛的研究。Manes 等^[12]针对直升机铝合金尾传动轴开展了弹击试验,获得了不同弹击工况下尾传动轴的损伤形貌,通过将试验结果与有限元模拟结果进行对比,显示两者具有高度的一致性。赵思波等^[13]采用数值仿真与试验相结合的方法,重点分析影响铝合金尾传动轴弹击损伤的因素,研究表明,偏移量和入射角度会对弹击损伤产生较大影响。为进一步研究尾传动轴转速对弹击损伤的影响,郭民昕等^[14]基于 Johnson-Cook 本构模型建立了 12.7 mm 口径刚性弹冲击尾传动轴有限元模型并开展仿真分析,研究表明,在一定子弹速度和尾传动轴转速范围内,静止和转动两种状态下的尾传动轴损伤规律保持一致。

不同于传统的金属制尾传动轴,具有轻质、低振动特性的复合材料尾传动轴遭受弹击后有着更加复杂的失效模式^[15-16]。Henry 等^[17]分别制备了碳纤维增强环氧树脂基及碳纤维增强聚氨酯基复合材料尾传动轴,通过开展弹击试验评估尾传动轴抗弹击性能。研究表明,经受同等程度弹击损伤的碳纤维增强聚氨酯基复合材料尾传动轴的剩余扭转静强度更高,具有更好的抗弹击性能。Kumar 等^[18]分别研究了金属和复合材料尾传动轴在刚度、强度等方面的抗弹击损伤性能,研究表明,遭受弹击损伤后金属和复合材料尾传

动轴均满足损伤容限标准,但复合材料尾传动轴具有更小的质量。Henry 等^[19]利用纤维缠绕工艺制备了不同厚度的复合材料尾传动轴,并开展弹击试验和剩余性能扭转试验,结果表明,壁厚大的复合材料尾传动轴剩余扭转静强度更高,但同时会增加尾传动轴的质量。Will 等^[20]采用两种不同铺层顺序的 T800 碳纤维缠绕复合材料管进行冲击试验,研究了铺层顺序对复合材料管冲击损伤的影响。结果表明,两种缠绕复合材料管具有不同的弹道极限速度,且受到的冲击损伤程度也有所不同。Zhou 等^[21]通过试验与数值模拟相结合的方法研究了不同编织层数对复合材料管冲击损伤的影响,得出更多的编织层数有助于提高复合材料管抗冲击性能的结论。上述研究结果表明,大部分学者针对复合材料尾传动轴仅开展包含单一制备工艺和单一工况的弹击损伤研究,系统分析不同制备工艺及弹击工况的复合材料尾传动轴弹击损伤特性的研究相对匮乏,限制了直升机尾传动轴抗弹击性能的进一步提升。

本文分别制备了编织型以及缠绕型复合材料尾传动轴,通过开展典型工况下尾传动轴弹击试验,从子弹速度衰减值、尾传动轴损伤历程以及损伤形貌三个角度分析制备工艺和弹击工况对尾传动轴弹击损伤的影响规律。之后,基于弹击后的受损尾传动轴进一步开展了扭转试验,从扭转破坏曲线和极限承载扭矩两个角度分析制备工艺和弹击工况对尾传动轴失效模式和剩余强度的影响规律,为直升机尾传动轴抗弹击设计提供参考。

1 试验件制备

本文基于二维三轴编织工艺及湿法缠绕工艺分别制备 T800 级编织型以及缠绕型复合材料尾传动轴^[22-24],并对其开展弹击试验和扭转试验。其中,尾传动轴所用复合材料采用由江苏恒神股份有限公司自主研发的国产型 HF40T/EM301 碳纤维增强树脂基复合材料。弹击试验过程中所用

子弹参考 12.7 mm 口径穿甲燃烧弹弹芯结构尺寸, 并采用高强度碳素钢机械加工而成。

参照某型直升机尾传动轴尺寸参数, 同时考虑到弹击对尾传动轴仅造成局部损伤以及节约制备加工成本^[10], 本文选取尾传动轴试验件长度为 500 mm, 外径为 89 mm。参考 UH60M 黑鹰直升机复合材料尾传动轴^[25], 编织型尾传动轴铺层角度为 $[0^\circ/\pm 60^\circ]_5$, 纤维百分比约为 50%; 参考某型直升机复合材料尾传动轴^[4], 缠绕型尾传动轴铺层角度为 $[\pm 14^\circ/\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/\pm 14^\circ]_s$, 纤维百分比约为 60%, 其中, 铺层角度为铺层方向与尾传动轴线之间的夹角。图 1 给出了这两种复合材料尾

传动轴试验件及细观纤维束和树脂结构示意图。其中编织型复合材料尾传动轴沿轴管厚度方向共包括 5 层, 每层由轴向纱和与轴向纱成 $\pm 60^\circ$ 的斜向纱编织而成。缠绕型复合材料尾传动轴沿厚度方向一共包括 16 层, 每层是与轴向成给定角度的单向带。单向带在垂直于纤维方向的强度较弱, 易发生破坏; 相比于单向带, 编织结构面内不同方向均有承载纤维, 不存在明细的强度薄弱方向, 同时纤维交织能够通过“剪刀”机制提高面内剪切承载能力。此外, 编织结构波浪状纤维束能够增加层间接触面积提高层间剪切强度, 并通过纤维“侨联”效应进一步提高层间断裂韧性。

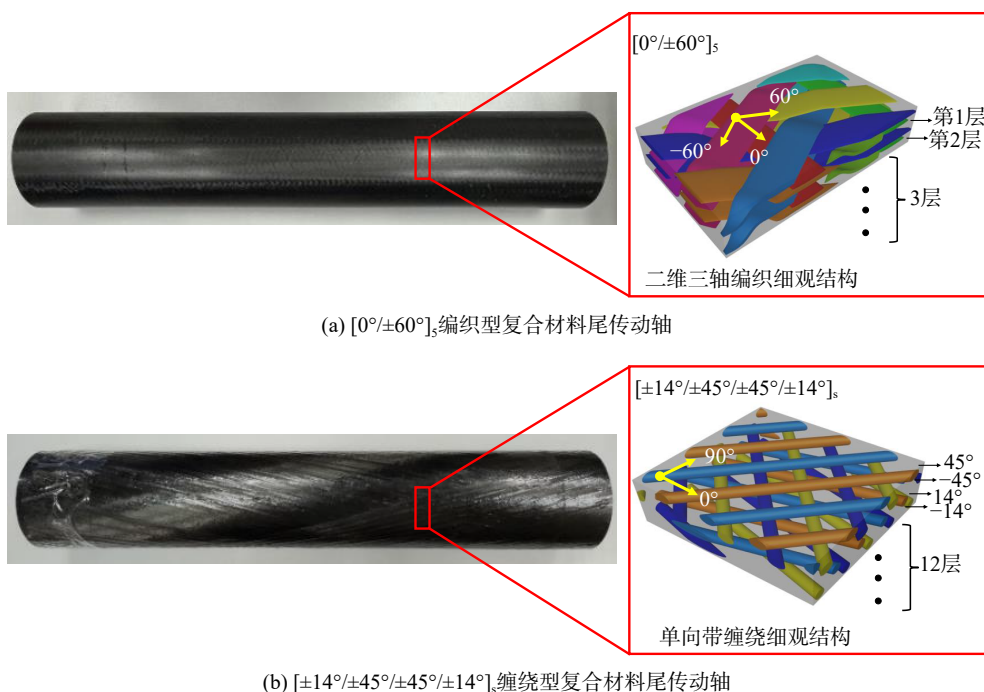


图 1 复合材料尾传动轴试验件及细观结构

Fig. 1 Composite tail drive shaft test specimens and mesoscale structures

2 弹击试验

2.1 试验方案

本文基于北京东方德兴科技有限公司的二级轻气炮设备搭建尾传动轴弹击试验系统并开展弹击试验, 弹击试验系统如图 2 所示。

在开展弹击试验时, 通过调节二级轻气炮气压大小, 使得子弹能按照一定的速度发射^[26], 本文控制子弹入射速度为 500 m/s 左右; 通过高速摄像机进行高帧率拍摄, 可记录子弹冲击侵彻尾传动轴历程, 并由此计算子弹入射速度及剩余速度; 通过对靶架姿态进行调节, 可以设置不同的偏移量 D 及入射角度 α 两种工况参数, 工况参数的具体

定义如图 3 所示。根据偏移量 D 的不同, 尾传动轴的弹击损伤模式包括贯穿损伤和切边损伤两种典型情况, 如图 4 所示。本文开展 4 种典型工况

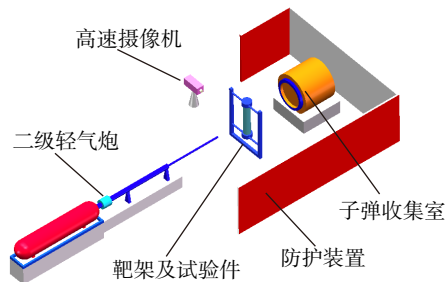


图 2 尾传动轴弹击试验系统图

Fig. 2 Impact test system diagram of tail drive shaft

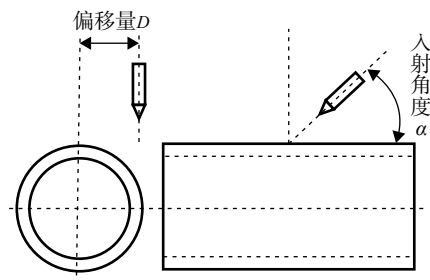


图 3 弹击工况参数示意图

Fig. 3 Schematic diagram of impacting condition parameters

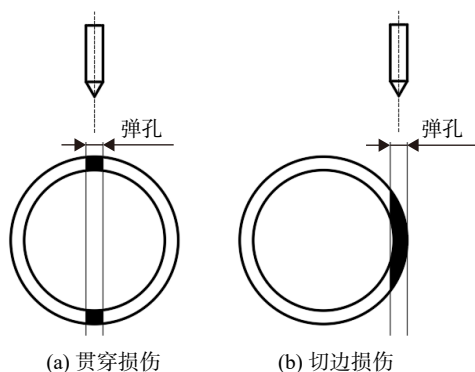


图 4 尾传动轴损伤模式示意图

Fig. 4 Schematic diagram of tail drive shaft damage modes

下的弹击试验,工况分别为 0° 贯穿工况、 0° 切边工况、 45° 贯穿工况和 45° 切边工况^[12]。在试验过程中,为减少实际弹击试验中子弹偏移量和入射角与预设弹击工况之间的误差,空气炮炮口会尽可能靠近尾传动轴。根据前期研究经验,相比于贯穿工况,切边工况的最终损伤情况对偏移量 D 较为敏感,若 D 偏小可能发生双弹孔贯穿损伤,若 D 偏大则可能发生跳弹。在本试验中,通过靶架姿态位置调整,切边工况下会尽可能保持子弹外侧与尾传动轴外径平齐入射。

2.2 试验结果与分析

2.2.1 子弹速度衰减值分析

本文基于高速摄像机拍摄的弹击前后子弹不同帧数之间的间距和时间差,计算获得子弹冲击尾传动轴前后的入射速度和剩余速度,并以子弹的速度衰减值作为尾传动轴吸能特性的评估指标。典型工况下尾传动轴弹击前后子弹的速度衰减值如图 5 所示。

由图 5 中试验结果可知,对于不同弹击工况下的复合材料尾传动轴,相比于弹击入射角度,子弹偏移量对尾传动轴的弹击吸能性能有着更加显著的影响。当弹击工况为 45° 切边时,尾传动轴受到的损伤最为严重,此时子弹的速度衰减达

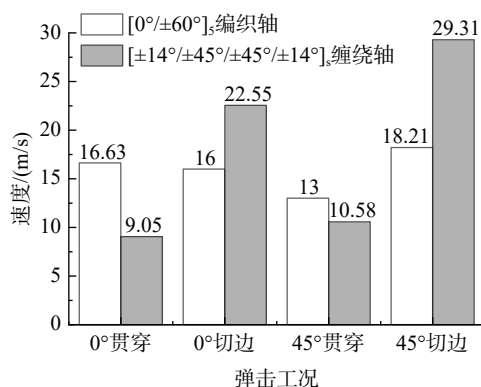


图 5 典型工况下尾传动轴弹击前后子弹的速度衰减

Fig. 5 Bullet velocity attenuation before and after tail drive shaft impact under typical conditions

到最大;相反,子弹的最小速度衰减值均发生在造成贯穿损伤的弹击工况下,此时尾传动轴吸收的能量最少,尾传动轴损伤程度相对较轻。此外,不同于缠绕轴在 4 种典型工况下速度衰减值的明显起伏,编织轴的速度衰减值在不同工况下仅产生略微的差异,由此可知由于制备工艺的不同,缠绕轴的弹击吸能性能相对于编织轴更易受到弹击工况的影响,缠绕轴在极端工况下更易受到严重的损伤,因此在针对缠绕型尾传动轴进行抗弹击设计时应着重提升其在切边弹击工况下的抗冲击能力。

2.2.2 弹击损伤历程分析

由碳纤维和树脂共同制备的复合材料在冲击后表现有多样且复杂的损伤模式。通过高速摄像机将整个弹击试验过程进行记录,并基于拍摄的弹击损伤历程对复合材料尾传动轴的损伤模式进行分析。 $[0^\circ/\pm 60^\circ]$ 编织型及 $[\pm 14^\circ/\pm 60^\circ/\pm 60^\circ/\pm 14^\circ]$ 缠绕型复合材料尾传动轴在 4 种典型工况下的弹击损伤历程如图 6 和图 7 所示。

由图 6 和图 7 可见,对于编织型和缠绕型复合材料尾传动轴,在贯穿工况下,子弹均会与尾传动轴壁面发生两次侵彻过程,在切边工况下,子弹则会连续侵彻轴壁。由于子弹速度相对较高,弹击过程中子弹姿态较为稳定,角度均未发生明显改变。子弹在侵彻尾传动轴过程中,复合材料在强大的冲击力作用下会由于纤维断裂、基体开裂、纤维/基体界面脱粘、分层等发生破坏,在弹孔附近产生碳纤维和树脂混合物碎屑。相比于贯穿工况,切边工况碎屑的喷射范围更大,编织型尾传动轴产生的碎屑呈粉末状,而缠绕型尾传动轴产生的碎屑会含有明显的带状纤维。

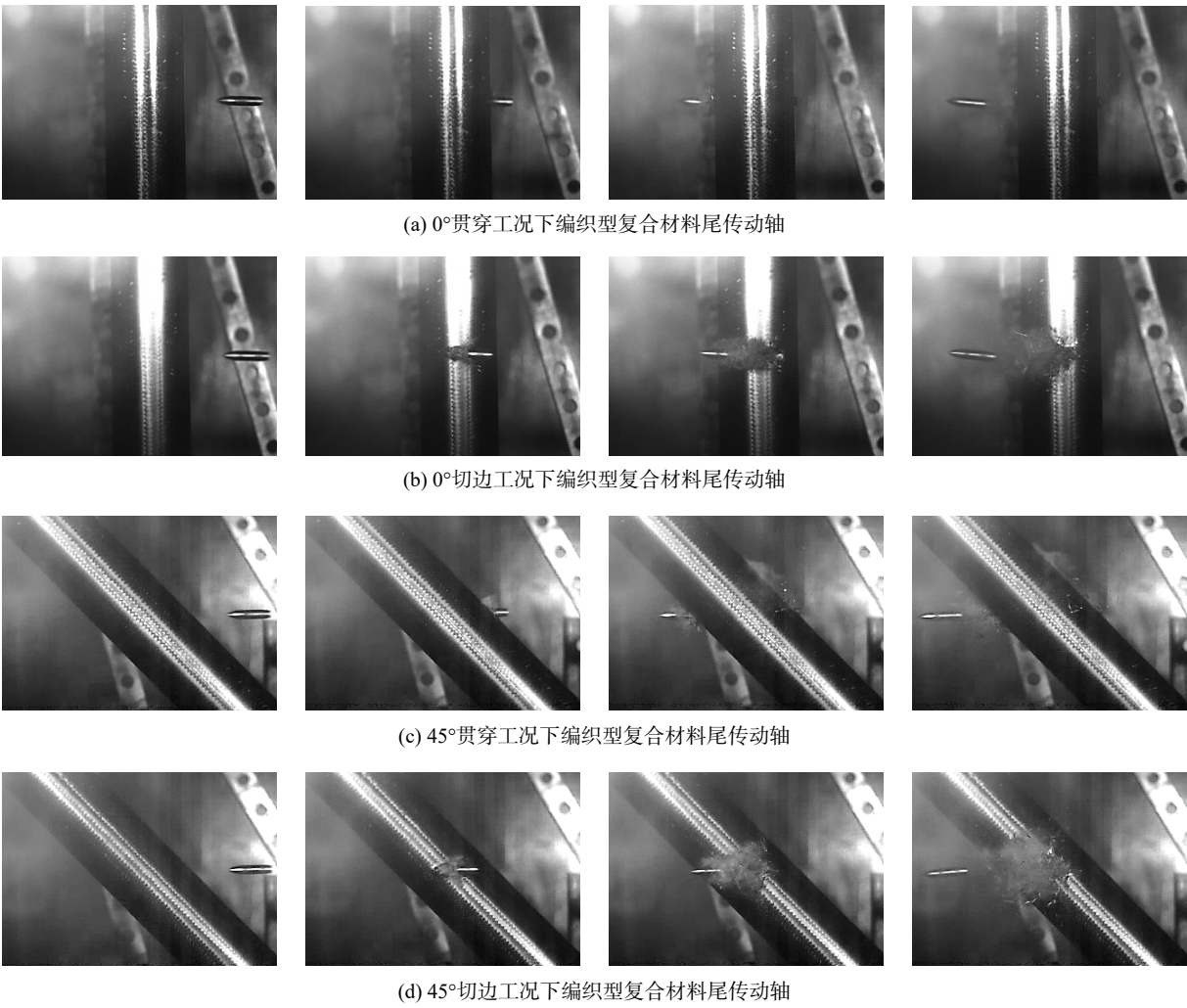


图 6 4 种典型工况下编织型复合材料尾传动轴弹击损伤历程

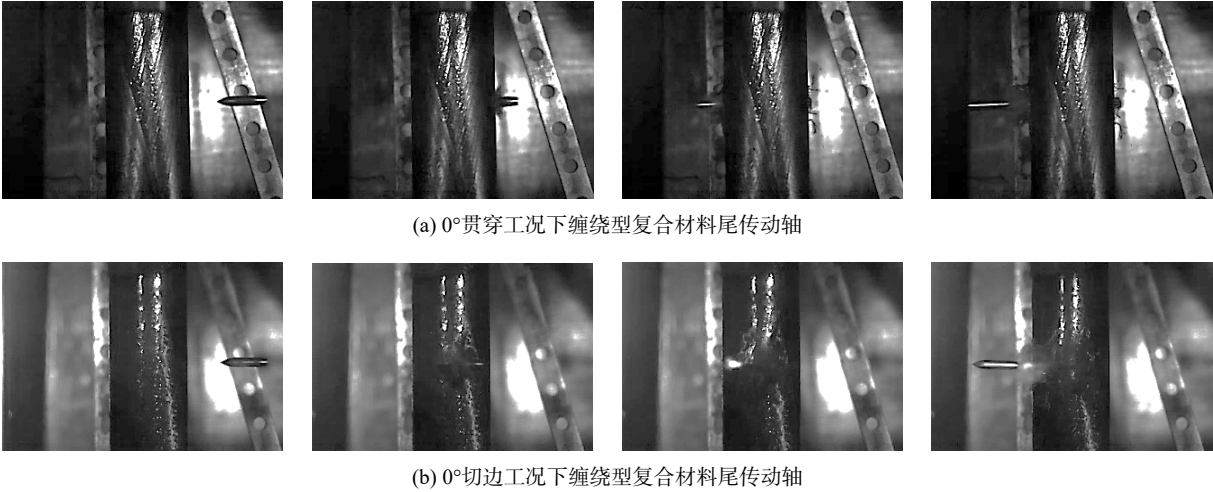
Fig. 6 Impact damage process of braided composite tail drive shaft under four typical conditions

2.2.3 损伤形貌分析

为了更加深入地了解尾传动轴弹击损伤的发生机制,针对复合材料尾传动轴弹击试验产生的损伤形貌开展分析,编织型及缠绕型复合材料尾传动轴在典型弹击工况下产生的损伤形貌如图 8

和图 9 所示。

总体而言,编织型复合材料尾传动轴的表面损伤主要集中在弹孔附近区域,而缠绕型复合材料尾传动轴由于垂直于纤维方向较低的强度以及较差的层间性能,在弹孔周围会沿着复合材料铺



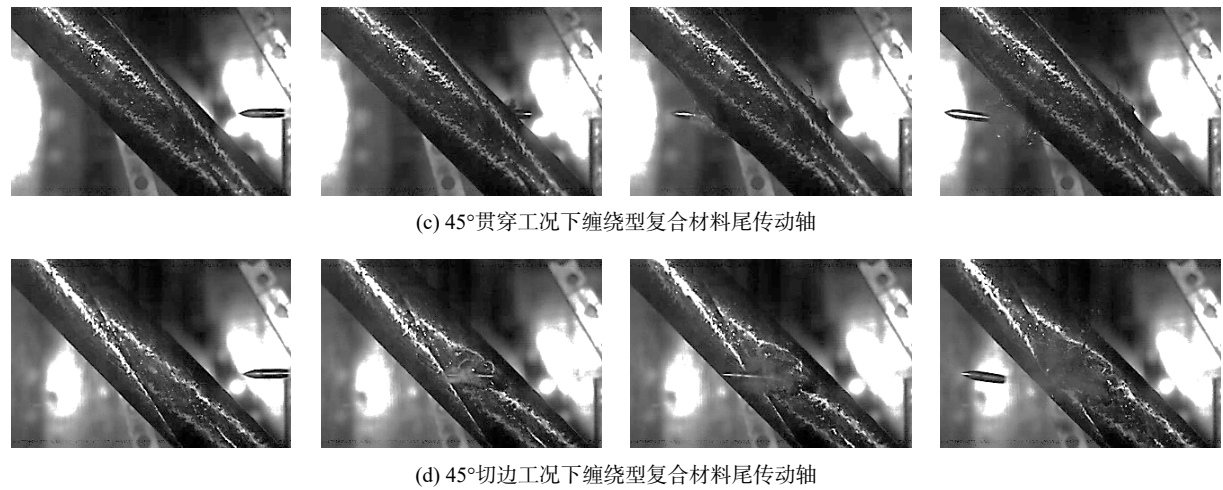


图 7 4 种典型工况下缠绕型复合材料尾传动轴弹击损伤历程

Fig. 7 Impact damage process of filament-wound composite tail drive shaft under four typical conditions

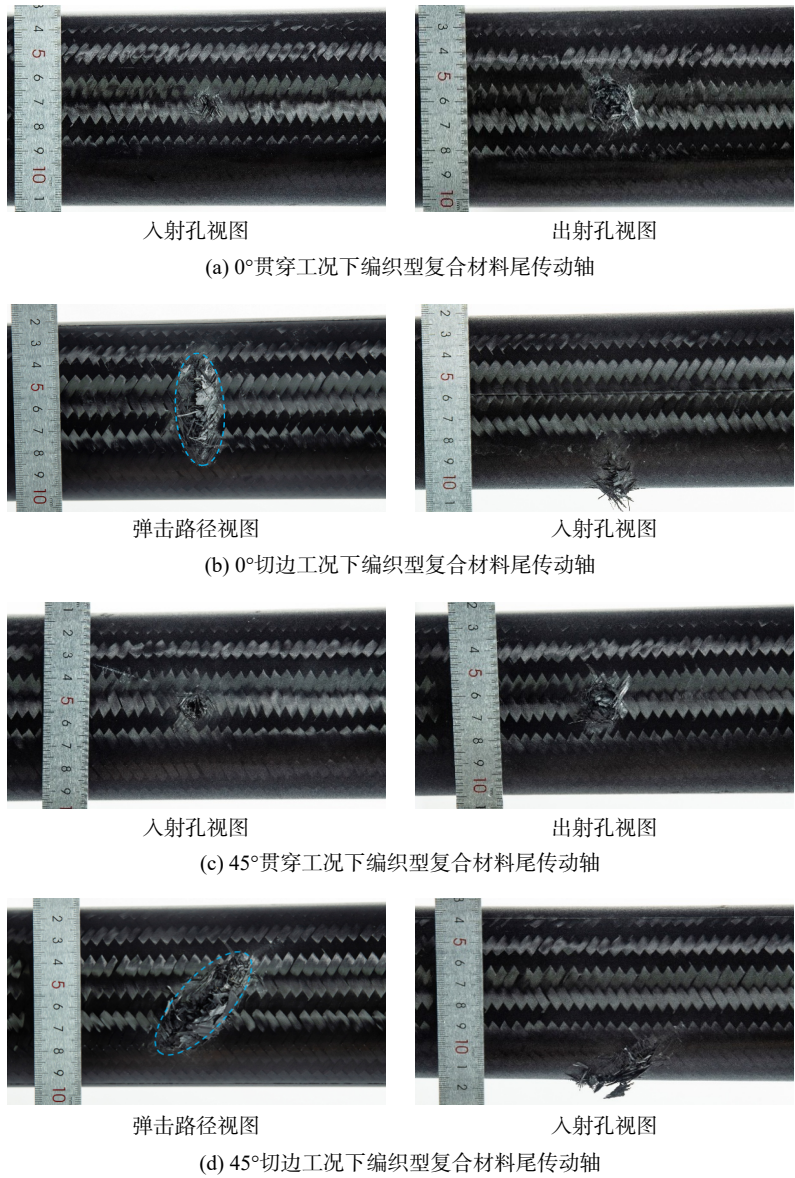


图 8 4 种典型工况下编织型复合材料尾传动轴弹击损伤形貌

Fig. 8 Impact damage morphology of braided composite tail drive shaft under four typical conditions

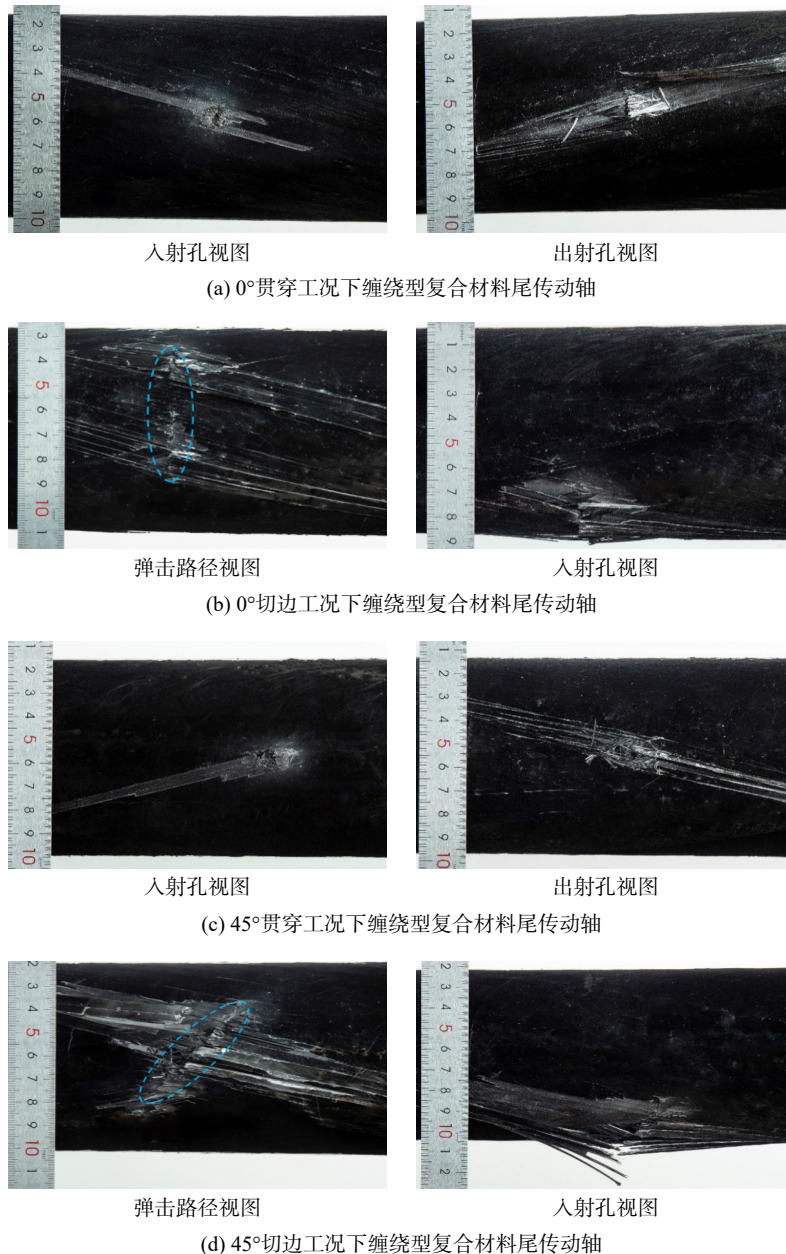


图 9 4 种典型工况下缠绕型复合材料尾传动轴弹击损伤形貌

Fig. 9 Impact damage morphology of filament-wound composite tail drive shaft under four typical conditions

层方向产生更大范围的分层撕裂损伤。对于编织型复合材料尾传动轴, 贯穿工况形成的两个弹孔, 入射孔明显小于出射孔, 其中入射孔和子弹直径相当, 破坏模式主要表现为典型的基体压溃和纤维剪切断裂; 出射孔则表现为分层外翻花瓣状, 破坏模式是典型的局部分层及纤维拉伸断裂。对于切边工况, 弹孔为沿着入射方向的分层外翻形状, 破坏模式与贯穿出射孔类似, 表现为典型的局部分层及纤维拉伸断裂。对于缠绕型复合材料尾传动轴, 贯穿工况, 入射孔损伤也明显小于出射孔, 且入射孔尺寸与子弹直径相当, 损伤主要为基体压溃和纤维剪切断裂, 同时伴随有局部很

小的纤维撕裂; 出射孔处沿铺层方向的纤维分层撕裂范围较大, 同时可以看到整齐的纤维拉伸断裂缺口。对于切边工况, 弹孔附近的沿铺层方向的分层撕裂区域会更大, 同时有沿入射方向的整齐的纤维拉伸断裂缺口。此外, 0°切边工况下, 缠绕型和编织型复合材料尾传动轴沿入射方向的弹孔长度相当, 约为 5.2 cm; 45°切边工况下, 两种复合材料尾传动轴沿入射方向的弹孔长度也接近, 约为 5.8 cm。这说明两种轴切边弹击的切深或偏移量 D 较为一致, 只是由于缠绕型复合材料垂直纤维方向较低的力学性能以及较差的层间强度性能, 导致其发生更大范围的分层撕裂。

3 扭转试验

3.1 试验方案

本文基于济南凯恩试验机制造有限公司的扭转试验机, 针对上述典型工况弹击试验后的受损复合材料尾传动轴以及未进行弹击试验的无损尾传动轴开展扭转破坏试验。通过获得复合材料尾传动轴的扭转破坏曲线、损伤形貌以及极限承载扭矩, 探究不同制备工艺和弹击工况对复合材料尾传动轴剩余性能以及失效模式的影响规律。

尾传动轴扭转试验装置如图 10 所示, 传动轴采用分体式法兰与扭转试验机进行连接。为防止复合材料受损尾传动轴在进行扭转试验时因螺栓断裂获得不可使用的试验数据, 尾传动轴与法兰盘之间采用 1 300 MPa 抗剪型平头钛合金高锁螺栓和 MJ 螺纹六角厚自锁螺母进行固定。扭转试验加载过程为转角控制, 加载速率为 $1 (^{\circ})/\text{min}$ 。

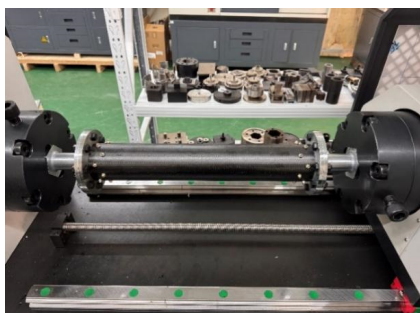


图 10 尾传动轴扭转试验装置

Fig. 10 Tail drive shaft torsion test device

3.2 试验结果及分析

3.2.1 失效模式分析

复合材料尾传动轴在承载过程中的失效模式与其在实际应用中的性能表现联系密切。为分析不同弹击工况和制备工艺对复合材料尾传动轴失效模式的影响, 在扭转试验中, 实时采集尾传动轴自由端扭角和对应扭矩, 并将采样点绘制形成扭转破坏曲线, 通过扭转破坏曲线分析尾传动轴的破坏历程。其中, 典型工况下 $[0^{\circ}/\pm 60^{\circ}]_5$ 编织型复合材料受损尾传动轴的扭转破坏曲线如图 11 和图 12 所示。

通过实际试验过程的观察以及对上述扭转破坏曲线的分析, 将复合材料尾传动轴在不同工况下的失效情况分为了 3 种。首先是无损工况下的复合材料尾传动轴, 其失效模式主要表现为瞬间断裂, 随着扭矩不断增加至极限, 尾传动轴发生突然炸裂并伴随着剧烈的响声, 与此同时扭矩发

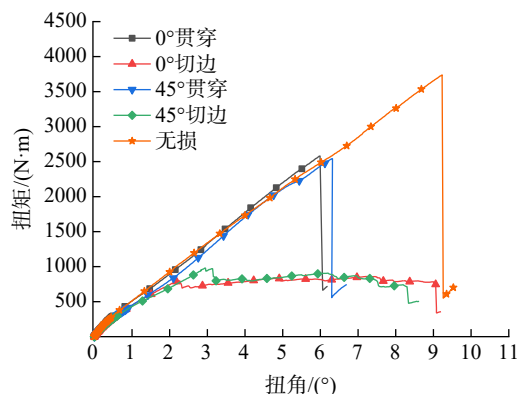


图 11 典型工况下 $[0^{\circ}/\pm 60^{\circ}]_5$ 编织型复合材料受损尾传动轴的扭转破坏曲线

Fig. 11 Torsional failure curve of damaged tail drive shaft made of $[0^{\circ}/\pm 60^{\circ}]_5$ braided composite under typical conditions

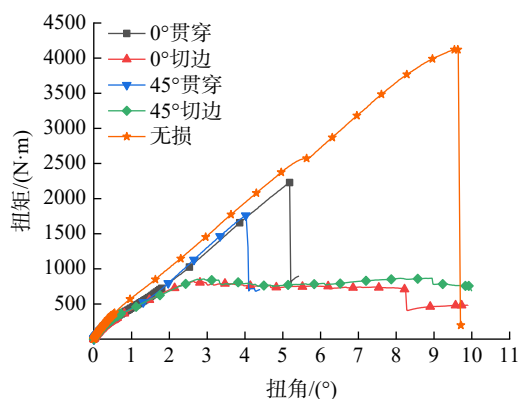
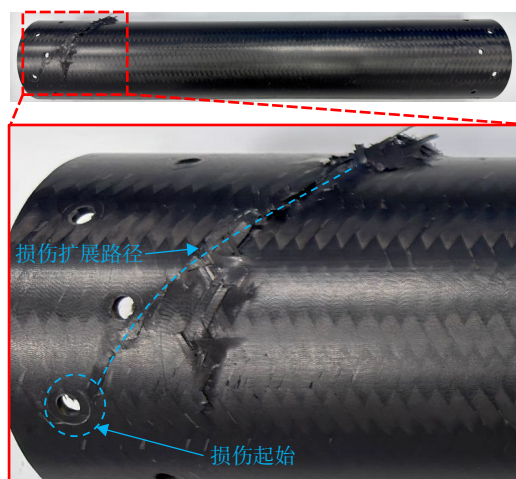


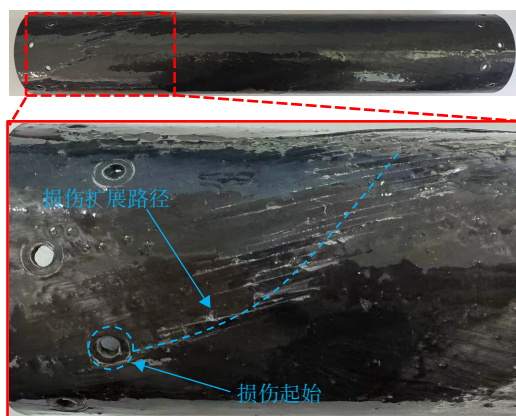
图 12 典型工况下 $[\pm 14^{\circ}/\pm 45^{\circ}/\pm 45^{\circ}/\pm 14^{\circ}]_5$ 缠绕型复合材料受损尾传动轴的扭转破坏曲线

Fig. 12 Torsional failure curve of damaged tail drive shaft made of $[\pm 14^{\circ}/\pm 45^{\circ}/\pm 45^{\circ}/\pm 14^{\circ}]_5$ filament-wound composite under typical conditions

生突降, 其破坏裂纹从轴端的螺栓连接应力集中处起始并近似沿 45° 方向向轴中段延伸, 如图 13 所示。其次是 0° 贯穿和 45° 贯穿工况下的受损尾传动轴, 其失效模式与无损完整轴类似, 均是在尾传动轴承受载荷达到极限时发生炸裂并伴随着扭矩的突降, 与之不同的是其破坏裂纹起源于弹击损伤区域, 且均从入射孔向两端近似沿 45° 方向延伸, 如图 14 所示。最后是 0° 切边和 45° 切边工况下的受损尾传动轴, 其失效模式与前两种有着明显的区别, 主要表现为渐进断裂, 即连续式的裂纹扩展, 反映在扭转破坏曲线为承载扭矩呈现折线式的起伏, 在整个破坏过程中只会出现扭矩的小幅度突降, 而每次承载扭矩的小幅度突降都代表着受损尾传动轴小段的裂纹扩展, 受损尾传动轴会随着裂纹的不断扩展直至完全失效。如图 15 所示, 裂纹起始于弹孔尖端, 并近似沿 45° 方



(a) 编织型尾传动轴

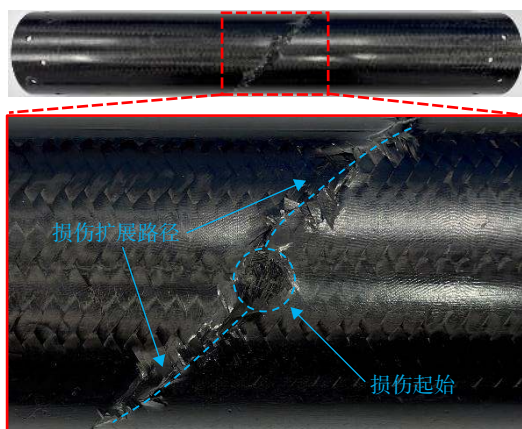


(b) 缠绕型尾传动轴

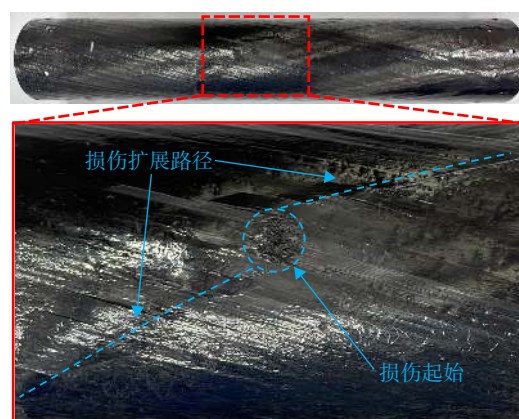
图 13 无损工况下复合材料尾传动轴的扭转破坏形貌

Fig. 13 Torsional failure morphology of undamaged composite tail drive shafts

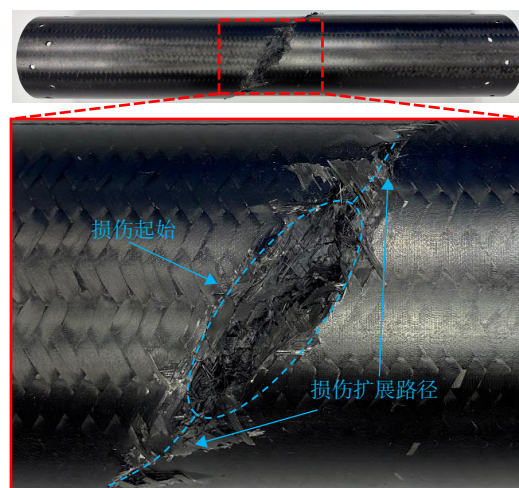
向轴两端扩展。最后注意到, 相比于编织型复合材料尾传动轴典型的 45° 方向裂纹扩展, 所有的缠绕型复合材料尾传动轴的裂纹扩展路径与轴线方向的夹角会略小于 45° , 这很可能是受纤维铺层方向的影响所致。



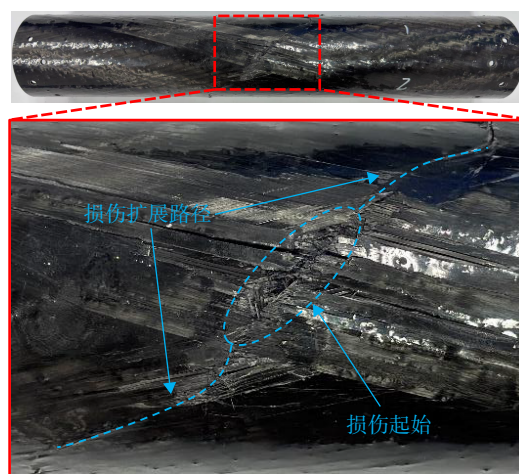
(a) 编织型尾传动轴



(b) 缠绕型尾传动轴

图 14 0° 贯穿工况下复合材料尾传动轴的扭转破坏形貌Fig. 14 Torsional failure morphology of composite tail drive shafts under 0° through-penetration condition

(a) 编织型尾传动轴



(b) 缠绕型尾传动轴

图 15 45° 切边工况下复合材料尾传动轴的扭转破坏形貌Fig. 15 Torsional failure morphology of composite tail drive shafts under 45° edge-cutting condition

3.2.2 极限承载扭矩分析

复合材料尾传动轴的极限承载扭矩代表着其自身的承载能力,直接影响到传动系统的安全性和可靠性,本文从复合材料尾传动轴的扭转破坏曲线中提取完整轴和受损轴的极限承载扭矩,对不同弹击工况下复合材料尾传动轴的损伤程度开展分析。其中 $[0^\circ/\pm 60^\circ]_5$ 编织型复合材料尾传动轴和 $[\pm 14^\circ/\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/\pm 14^\circ]_5$ 缠绕型复合材料尾传动轴在典型工况下的极限承载扭矩见图 16。

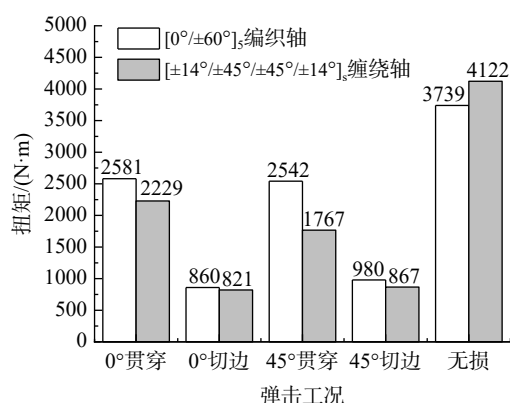


图 16 $[\pm 14^\circ/\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/\pm 14^\circ]_5$ 缠绕型复合材料尾传动轴和 $[0^\circ/\pm 60^\circ]_5$ 编织型复合材料尾传动轴在不同弹击工况下的极限承载扭矩

Fig. 16 Ultimate torsional load capacity of $[\pm 14^\circ/\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/\pm 14^\circ]_5$ filament-wound composite tail drive shaft and $[0^\circ/\pm 60^\circ]_5$ braided composite tail drive shaft under different impact conditions

由图 16 中的试验结果可知,针对复合材料尾传动轴,相对于子弹入射角度,子弹偏移量对受损尾传动轴剩余强度的影响更为显著。当弹击工况为 0°贯穿和 45°贯穿时,子弹穿透尾传动轴并产生两个尺寸相对较小的弹孔,两弹孔的距离相对较远,此时尾传动轴的损伤程度较小,其剩余强度相对完整轴有小幅度的下降;当弹击工况为 0°切边和 45°切边时,子弹对尾传动轴造成切边损伤,产生的弹孔尺寸较大,相对应尾传动轴的损伤程度较大,其剩余强度相对完整轴也有大幅度的下降。

另外,如图 16 所示,由于缠绕型复合材料尾传动轴的纤维百分比大于编织型复合材料尾传动轴,在无损工况下缠绕型复合材料尾传动轴的承载能力高于编织型复合材料尾传动轴,但在 4 种典型弹击工况下缠绕型复合材料尾传动轴损伤后的承载能力却又都低于编织型复合材料尾传动轴。因此,从制备工艺的角度来看,相比于缠绕工艺,采

用编织工艺制备的复合材料尾传动轴表现为更加优异的抗弹击损伤性能。

4 结 论

本文通过开展弹击试验及扭转试验对直升机复合材料尾传动轴在不同制备工艺和弹击工况下的剩余强度及损伤规律进行研究,得出以下结论:

1) 由典型弹击工况下尾传动轴弹击前后子弹的速度衰减值和受损尾传动轴的极限承载扭矩可知,相比于子弹入射角度,子弹偏移量对尾传动轴损伤程度的影响更为显著,切边式弹击工况下尾传动轴的损伤程度要明显高于贯穿式弹击工况下尾传动轴的损伤程度。

2) 由于制备工艺的差别,子弹在侵彻过程中对编织轴和缠绕轴分别产生爆炸式和撕裂式损伤,在相同弹击工况下缠绕型复合材料尾传动轴的纤维束更易沿着缠绕方向撕裂而拔出,导致其表层的损伤区域相对更大;且由不同工况下尾传动轴的极限承载扭矩可知,相比于缠绕型复合材料尾传动轴,编织型复合材料尾传动轴表现为更优异的抗损伤性能。

3) 由典型工况下受损尾传动轴的扭转试验可知,无损和贯穿式弹击工况下复合材料尾传动轴的失效模式主要为瞬间断裂,而切边式弹击工况下复合材料尾传动轴的失效模式主要为渐进断裂,即连续式的裂纹扩展。

参考文献:

- [1] 倪德,朱如鹏,陆凤霞,等.考虑空间机动飞行的直升机尾传动轴建模与临界转速分析[J].航空动力学报,2015,30(6): 1520-1528.
Ni De, Zhu Rupeng, Lu Fengxia, et al. Modeling and analysis of critical speed for tail drive shaft of helicopter considering space maneuvering flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1520-1528. (in Chinese)
- [2] 宋立瑶,王旦,曹鹏,等.直升机超临界尾轴限幅减振器安装位置研究[J].航空动力学报,2024,39(6): 20220409.
Song Liyao, Wang Dan, Cao Peng, et al. Study on installation location of dry friction damper for helicopter supercritical tail drive shaft[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(6): 20220409. (in Chinese)
- [3] 王旦,未雷,李鹏,等.直升机尾传动轴抗弹击损伤研究综述[J].南京航空航天大学学报,2024,56(2): 197-207.
Wang Dan, Wei Lei, Li Peng, et al. Research on ballistic damage and anti-ballistic design of helicopter tail drive shaft: an overview [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(2): 197-207. (in Chinese)
- [4] 杨显昆,谢俊岭,万振华,等.直升机传动系统复合材料尾传动轴铆接承载能力分析[J].机械强度,2019,41(2): 488-492.

- Yang Xiankun, Xie Junling, Wan Zhenhua, et al. Analysis of riveting carrying capacity for composite tail shaft of helicopter transmission system[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2019, 41(2): 488-492. (in Chinese)
- [5] Zhang Chao, Wang Dan, Zhu Rupeng, et al. Dynamic modeling and vibration characteristics analysis for the helicopter horizontal tail drive shaft system with the ballistic impact vertical penetrating damage[J]. *Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Mechanical Engineering*, 2023, 47(3): 1177-1190.
- [6] Couch M A, Lindell D. Study on rotorcraft safety and survivability [R]. Fort Belvoir, US: Defense Acquisition University, 2010.
- [7] 胡诤哲, 李向东, 周兰伟, 等. 武装直升机在杀爆弹打击下的易损性及防护策略[J]. *北京航空航天大学学报*, 2020, 46(6): 1214-1220.
- Hu Zhengzhe, Li Xiangdong, Zhou Lanwei, et al. Vulnerability and defense strategy for gunship against HE munition[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(6): 1214-1220. (in Chinese)
- [8] Zhang Chao, Zhu Rupeng, Wang Dan, et al. Dynamic characteristics analysis and the identification signal of the horizontal tail drive shaft system with the ballistic impact damage of a helicopter[J]. *Structural Health Monitoring*, 2024, 23(2): 1123-1147.
- [9] 邢肖兵, 谭剑锋, 杨宇霄, 等. 基于子弹击穿理论的直升机机身弹伤快速分析方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2025, 51(9): 3212-3221.
- Xing Xiaobing, Tan Jianfeng, Yang Yuxiao, et al. An efficient analysis method of helicopter fuselage bullet damage based on bullet penetration theory[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2025, 51(9): 3212-3221. (in Chinese)
- [10] 米栋, 龙湘云, 赵思波, 等. 一种直升机尾传动轴抗弹击损伤容限分析方法[J]. *推进技术*, 2022, 43(2): 210561.
- Mi Dong, Long Xiangyun, Zhao Sibo, et al. A damage tolerance analysis method for helicopter tail drive shaft after bullet attack[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(2): 210561. (in Chinese)
- [11] 林瑶洁. 弹击直升机尾传动轴损伤规律及剩余寿命研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2023.
- Lin Yaojie. Study on damage and residual strength of helicopter tail drive shaft subjected to ballistic impact[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023. (in Chinese)
- [12] Manes A, Lumassi D, Giudici L, et al. An experimental-numerical investigation on aluminium tubes subjected to ballistic impact with soft core 7.62 ball projectiles[J]. *Thin-Walled Structures*, 2013, 73: 68-80.
- [13] 赵思波, 万振华, 王希. 直升机尾传动轴弹击损伤仿真与试验验证[J]. *长沙航空职业技术学院学报*, 2022, 22(3): 6-9.
- Zhao Sibo, Wan Zhenhua, Wang Xi. Simulation and experimental verification of helicopter tail drive shaft impact damage[J]. *Journal of Changsha Aeronautical Vocational and Technical College*, 2022, 22(3): 6-9. (in Chinese)
- [14] 郭民昕, 宁向荣, 赵思波. 基于动力学仿真的直升机尾传动轴中部弹击损伤规律研究[J]. *长沙航空职业技术学院学报*, 2021, 21(1): 1-5.
- Guo Minxin, Ning Xiangrong, Zhao Sibo. Research on ballistic impact damage law of a helicopter tail shaft based on dynamic simulation[J]. *Journal of Changsha Aeronautical Vocational and Technical College*, 2021, 21(1): 1-5. (in Chinese)
- [15] 沙云东, 黄靖轩, 骆丽, 等. 复合材料涡轮轴结构损伤演化及失效机理[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(5): 20210572.
- Sha Yundong, Huang Jingxuan, Luo Li, et al. Damage evolution and failure mechanism of composite turbine shaft structure[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(5): 20210572. (in Chinese)
- [16] 余木火, 施涵, 余许多, 等. 变角度缠绕成型复合材料传动轴的扭转特性及其失效机制[J]. *复合材料学报*, 2022, 39(12): 6042-6053.
- Yu Muhuo, Shi Han, Yu Xuduo, et al. Torsional characteristics and failure mechanism of composite drive shafts formed by variable-angle winding[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2022, 39(12): 6042-6053. (in Chinese)
- [17] Henry T C, Riddick J C, Mills B T, et al. Composite driveshaft prototype design and survivability testing[J]. *Journal of Composite Materials*, 2017, 51(16): 2377-2386.
- [18] Kumar H C, Swamy R P. Analysis of metallic and composite tail rotor drive shaft for ballistic impact[J]. *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, 2015, 4(1): 455.
- [19] Henry T C, Mills B T. Optimized design for projectile impact survivability of a carbon fiber composite drive shaft[J]. *Composite Structures*, 2019, 207: 438-445.
- [20] Will M A, Franz T, Nurick G N. The effect of laminate stacking sequence of CFRP filament wound tubes subjected to projectile impact[J]. *Composite Structures*, 2002, 58(2): 259-270.
- [21] Zhou Haili, Hu Dongmei, Gu Bohong, et al. Transverse impact performance and finite element analysis of three dimensional braided composite tubes with different braiding layers[J]. *Composite Structures*, 2017, 168: 345-359.
- [22] Wang Qi, Li Tong, Wang Bo, et al. Prediction of void growth and fiber volume fraction based on filament winding process mechanics[J]. *Composite Structures*, 2020, 246: 112432.
- [23] 罗睿, 李勇, 还大军, 等. 直升机复合材料传动轴缠绕设计制备及接头连接研究进展[J]. *航空材料学报*, 2021, 41(3): 52-65.
- Luo Rui, Li Yong, Xuan Dajun, et al. Research progress on structural design, manufacturing technology and connection mode of filament wound composite transmission shaft for helicopter[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2021, 41(3): 52-65. (in Chinese)
- [24] Zhao Guoqi, Zhang Lu, Tang Can, et al. Experimental study on the torsion behavior of a 3D 4-directionally braided composite shaft using DIC and AE[J]. *Polymer Testing*, 2018, 72: 122-131.
- [25] Garhart J. Development and qualification of composite tail rotor drive shaft for the UH-60M[R]. Montreal, Canada: American Helicopter Society 64th Annual Forum, 2008.
- [26] 朱同. 二级轻气炮内弹道测试与发射参数优化研究 [D]. 西安: 西安建筑科技大学, 2023.
- Zhu Tong. Study on interior ballistics testing and launch parameter optimization of a two-stage light gas gun[D]. Xi'an: Xi'an University of Architecture and Technology, 2023. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)