

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.02.001

直升机尾传动轴抗弹击损伤研究综述

王旦¹, 未雷¹, 李鹏², 徐鹏行¹, 王希³, 李坚³, 朱如鹏¹

(1. 南京航空航天大学直升机传动技术国家级重点实验室, 南京 210016; 2. 中国人民解放军陆航研究所, 北京 101121; 3. 中国航发湖南动力机械研究所直升机传动技术国家级重点实验室, 株洲 412002)

摘要: 直升机尾传动轴在军事应用中容易遭受弹击损伤, 严重影响直升机飞行安全。为此, 国内外开展了大量直升机尾传动轴抗弹击损伤研究工作。本文首先从军事需求角度阐述尾传动轴抗弹击损伤研究的重要意义。然后从尾传动轴弹击损伤评定指标、研究方法、影响因素以及尾传动轴抗弹击性能提升方法 4 方面介绍了国内外直升机尾传动轴抗弹击损伤研究现状及其发展趋势。最后论述了国内在尾传动轴抗弹击损伤研究方面的不足之处, 并从材料性能参数测试、新型数值仿真模拟方法、尾传动轴抗破片冲击研究和弹击复合材料尾传动轴数值模拟 4 方面展望了我国在尾传动轴抗弹击损伤方面亟需开展的研究。

关键词: 直升机尾传动轴; 弹击损伤; 数值模拟; 抗弹击设计; 复合材料尾传动轴

中图分类号: V228.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2024)02-0197-11

Research on Ballistic Damage and Anti-ballistic Design of Helicopter Tail Drive Shaft: An Overview

WANG Dan¹, WEI Lei², LI Peng¹, XU Pengxing³, WANG Xi³, LI Jian¹, ZHU Rupeng¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Helicopter Transmission, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Army Aviation Research Institute, PLA, Beijing 101121, China; 3. National Key Laboratory of Science and Technology on Helicopter Transmission, Hunan Aviation Powerplant Research Institute, AECC, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: Helicopter tail drive shaft is susceptible to ballistic damage in military applications, significantly compromising the safety of helicopter flight. Consequently, extensive research on ballistic damage and anti-ballistic design of helicopter tail drive shaft has been conducted both domestically and internationally. Firstly, the military significance of researching the ballistic damage and anti-ballistic design of helicopter tail drive shaft is elaborated. Secondly, the current research status and development trends of ballistic damage and anti-ballistic design of helicopter tail drive shaft at home and abroad are detailed from four aspects: evaluation criteria, research methods, influencing factors, and methods for improving anti-ballistic performance of the tail drive shaft. Finally, the shortcomings of domestic research in this area are discussed, and the research directions that urgently need to be carried out in the future are prospected from the views of material property testing, new numerical simulation methods, research on damage by fragment penetration and numerical simulation of ballistic damage of composite tail drive shaft.

Key words: helicopter tail drive shaft; ballistic damage; numerical simulation; anti-ballistic design; composite tail drive shaft

基金项目: 国家自然科学基金(52005253); 直升机传动技术国家级重点实验室开放基金(HTL-A-21G07, HTL-A-22K01)。

收稿日期: 2023-08-02; **修订日期:** 2024-01-16

通信作者: 王旦, 男, 副教授, E-mail: wangdan_053@nuaa.edu.cn。

引用格式: 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.

直升机作为一种机动性极强的火力平台和运输工具,可以垂直起降和空中悬停,无需依赖于地面机场等设施,在军事和民用等领域得到广泛应用^[1-2]。作为单旋翼带尾桨典型构型直升机尾传动系统的重要组成部分,如图1所示,尾传动轴包括尾水平轴系和尾斜轴,主要作用是将主减速器输出接口与中、尾减速器输入接口联接起来,为尾桨提供动力。尾传动轴采用薄壁结构^[3],传统上由金属制成,一般选用高强度轻质铝合金材料。尾传动轴是尾桨动力的唯一传递路径,其安全可靠对于直升机的飞行安全十分重要。然而在真实战场环境中,军用直升机由于其作战常处于低空飞行及悬停状态,容易遭受来自地面武器的威胁,从而影响直升机的飞行安全^[4-5]。尾传动轴从机身一直延伸到尾桨,是直升机上极易遭受地面弹击威胁的部件。尾传动轴一旦遭受弹击损伤,一方面可能因强度不足直接断裂失效;另一方面,考虑到直升机尾传动轴具有较高的振动特性,同时在工作状态下需要承担大扭矩作用,尾传动轴中弹区域易出现应力集中并发生疲劳裂纹扩展,进而可能导致疲劳断裂失效。尾传动轴断裂失效将导致直升机传动系统无法正常运行,从而对直升机的飞行安全造成巨大威胁。

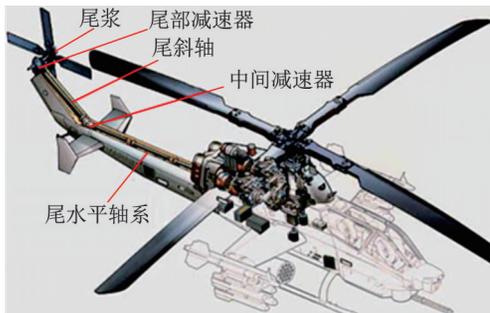


图1 典型单旋翼带尾桨直升机尾传动系统

Fig.1 Tail transmission system of typical single main rotor helicopter with tail rotor

基于以上原因,为了保证直升机尾传动轴受弹击损伤后不会立即失效且能够安全返回基地,国内外均制定了军用直升机尾传动轴抗弹击指标。国外方面,AH-64“阿帕奇”和UH-60“黑鹰”等美军主力军用直升机机型的尾传动轴均满足能够完全承受7.62 mm口径子弹弹击,并且受12.7 mm口径子弹弹击后能安全工作30 min的抗弹击指标要求^[6-8]。国内方面,国军标中规定了军用直升机尾传动轴需要开展抗弹击设计,并针对第五代先进军用直升机提出了抗弹击指标。该指标要求直升机尾传动轴能够承受12.7 mm口径子弹冲击,并且在受到弹击后还能至少安全运行30 min^[9]。因此,开

展直升机尾传动轴抗弹击损伤研究对于军用直升机抗弹击设计以及保障直升机飞行安全具有重要意义。

目前,针对直升机尾传动轴抗弹击损伤的研究得到国内外大量研究人员的关注,研究人员已在尾传动轴弹击损伤和抗弹击性能提升方法研究方面取得了一些研究成果。基于此,本文从尾传动轴弹击损伤评定指标、研究方法、影响因素以及尾传动轴抗弹击性能提升方法4方面详细介绍了国内外直升机尾传动轴抗弹击损伤研究现状及其发展趋势,然后对国内外关于尾传动轴抗弹击损伤的研究现状进行总结,并论述我国在尾传动轴抗弹击损伤研究方面的不足之处以及未来值得开展的研究方向。

1 尾传动轴弹击损伤评定指标

高速弹击是一个瞬间的动态过程,目标响应受弹击区域周围材料的局部特性控制,并且通常与目标边界条件无关^[10]。遭受高速弹击损伤后,尾传动轴材料会发生屈服、塑性流动、应变硬化、应变速率硬化以及由加热和断裂引起的软化等一系列性能变化。同时,由于尾传动轴属于薄壁圆柱壳结构,使得其弹击损伤更为复杂,因此对尾传动轴弹击损伤进行准确评定是开展抗弹击损伤研究的重要依据。

在尾传动轴弹击损伤模式评定方面,研究人员将尾传动轴的弹击损伤主要分为切边损伤和贯穿损伤两种典型损伤模式^[11],如图2所示,图2(a)为切边损伤模式,即子弹击中尾传动轴边缘造成的损伤,该损伤模式会产生一个较大的撕裂弹孔;图2(b)为贯穿损伤模式,即子弹从尾传动轴中部穿透造成的损伤,该损伤模式会使尾传动轴产生两个弹孔。切边损伤和贯穿损伤属于尾传动轴结构两种较严重的弹击损伤模式,研究人员主要针对这两种典型损伤模式开展尾传动轴弹击损伤研究。

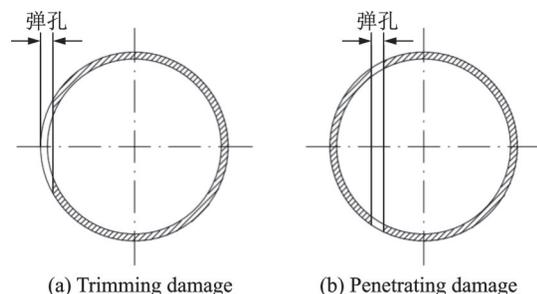


图2 尾传动轴典型弹击损伤模式^[11]

Fig.2 Typical modes of ballistic damage on tail drive shaft^[11]

在区分不同弹击损伤模式基础上,为了能够对尾传动轴弹击损伤程度进行量化描述,研究人员还设定了尾传动轴弹击损伤程度评定指标。国外 Colombo 等^[12]采用受弹击损伤后尾传动轴上的弹孔尺寸以及承受残余应力的区域作为弹击损伤程度评定指标,这两个量分别与尾传动轴的刚度降低以及弹孔周围裂纹扩展速率密切相关。其中弹孔尺寸以包含弹孔的最小外接圆直径量化表示,承受残余应力的区域大小表示方法与之类似,弹孔尺寸越大、承受残余应力的区域范围越大,表示尾传动轴弹击损伤程度越严重。国内赵思波等^[9]和郭民昕等^[13]在尾传动轴弹击损伤研究中将弹孔尺寸作为弹击损伤程度评定指标,其中弹孔尺寸以弹孔的轴向孔径和径向孔径大小共同量化表示,弹孔的轴向孔径和径向孔径越大,表示尾传动轴弹击损伤程度越严重。为全面考虑完全失效区域和残余应变影响区域的综合影响,林瑶洁^[14]通过赋予不同区域不同权重,定义了基于等效失效体积的损伤评价指标,具体表达式

$$\bar{V} = \frac{\int \epsilon_i dV_i}{\epsilon_i} + V_f \quad (1)$$

式中: \bar{V} 为等效失效体积; V_i 为残余应变影响区域体积; ϵ_i 为残余塑性应变; ϵ_f 为临界失效应变; V_f 为完全失效区域体积。

2 尾传动轴弹击损伤研究方法

为了准确获取尾传动轴的弹击损伤机理,需要采用适当的尾传动轴弹击损伤研究方法。当前高速弹击问题的研究方法主要可分为 3 种:理论分析、弹击试验和数值模拟。由于高速弹击尾传动轴伴随着复杂动力学问题,同时尾传动轴属于薄壁圆柱壳结构,导致理论分析方法难以准确表征尾传动轴的弹击损伤特性。目前,尾传动轴弹击损伤研究主要通过弹击试验和数值模拟方法开展。

2.1 弹击试验方法

弹击试验是评估弹击损伤最直接的方法,Giudici 和 Manes 等^[15-16]通过弹击试验研究了 7.62 mm 口径子弹冲击铝合金尾传动轴的弹击损伤情况。试验设备主要包括尾传动轴位置调整装置和子弹速度测量装置两个部分,如图 3 所示^[15]。通过对尾传动轴位置进行调整,可以设置不同的弹击条件,激光探测器和测试板可以测量子弹冲击尾传动轴前后速度和位置变化。通过弹击试验获得了尾传动轴在不同弹击工况下的损伤情况,两种典型弹击损伤模式如图 4 所示^[16]。研究人员还根据试验结果分析了不同工况下尾传动轴弹击损伤形成机理,

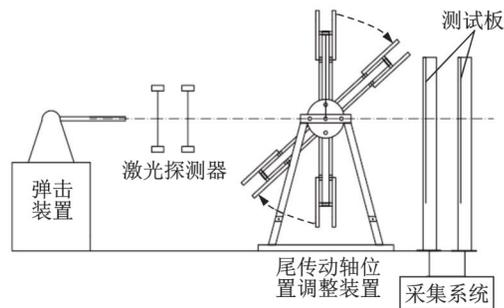


图 3 尾传动轴弹击测试装置^[15]

Fig.3 Set-up for ballistic tests of tail drive shaft^[15]

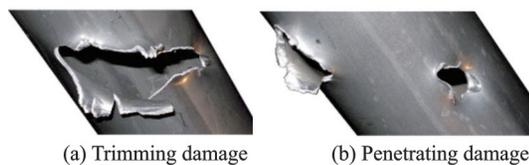


图 4 典型尾传动轴弹击损伤试验结果^[16]

Fig.4 Test results of typical ballistic damage of tail drive shaft^[16]

发现子弹在冲击尾传动轴过程中会出现明显的弹体偏转情况(速度方向与轴线方向不一致),弹体偏转会尾传动轴的损伤形貌产生较大影响。

2.2 数值模拟方法

考虑到弹击试验成本高昂,同时随着计算机运算能力的提高和数值模拟算法的逐步完善,数值模拟方法在高速弹击领域获得了广泛应用。相比于弹击试验方法,数值模拟方法能够有效降低研究成本,提高研究效率,当前在尾传动轴弹击损伤研究中主要以数值模拟方法为主,弹击试验主要用于对数值模拟结果准确度进行验证。

高速弹击数值模拟方法主要可分为两种。一种是基于网格的有限元方法,主要有 Lagrange 算法、Euler 算法和 Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE) 算法。Lagrange 算法在计算过程中将网格附着在材料上,网格单元随着材料运动而发生变形,适用于固体结构的计算分析;Euler 算法将网格单元固定在空间中,材料在网格中流动,适用于处理流体计算问题;ALE 算法是将 Lagrange 算法与 Euler 算法相结合,在流-固耦合计算问题方面应用广泛。另一种是无网格的光滑粒子流体动力学 (Smoothed particle hydrodynamics, SPH) 方法^[17],该方法不需要使用任何网格,而是将连续结构体离散成固定质量的粒子,适用于解决材料大变形的计算问题。目前,针对尾传动轴弹击损伤的数值模拟研究主要采用基于网格的 Lagrange 算法。

数值模拟本质上是对物理现象的近似计算和表征,结果的准确度很大程度上依赖于对材料性能

的认识和数学表征^[18]。因此,采用能准确表征尾传动轴和子弹材料特性的本构模型对于准确模拟冲击过程至关重要。根据采用的材料本构模型,将研究人员在尾传动轴弹击损伤数值仿真模拟方面的研究工作总结如表1所示。

表1 尾传动轴弹击损伤数值模拟研究汇总

Table 1 Summary of numerical simulation research on ballistic damage of tail drive shaft

模拟对象	代表文献	材料模型	模型特点
尾传动轴	2007, Colombo等 ^[12]	塑性增量理论和Mises屈服准则	用应变增量表述弹塑性材料本构关系,考虑中间主应力对材料屈服变形的影响
	2010, Manes等 ^[19]	J-C本构关系和J-C失效准则	综合考虑金属变形、应变率和温度效应,形式简单,失效准则综合考虑应力三轴度、应变率效应和温度效应对材料失效的影响
	2015, Gilioli等 ^[20]	J-C本构关系和B-W失效准则	综合考虑金属变形、应变率和温度效应,形式简单,同时失效准则没有固定方程,可以更灵活和准确地表征材料断裂
子弹	2007, Colombo等 ^[12] 和2011, Manes等 ^[21]	刚体模型	未考虑子弹变形
	2011, Bordegoni等 ^[22]	弹塑性本构关系和恒定韧性失效准则	考虑子弹变形
	2012, Giglio等 ^[23]	J-C本构关系和恒定韧性失效准则	综合考虑金属变形、应变率和温度效应的影响,并进行材料参数标定,能较为准确地表征子弹特性

Colombo等^[12]采用经典的塑性增量理论和Mises屈服准则表征尾传动轴材料特性,基于数值模拟方法,开展了7.62 mm口径子弹冲击铝合金尾传动轴弹击损伤研究。研究获得了尾传动轴弹击损伤形貌,并分析了不同弹击工况下的损伤规律。Manes等^[19]考虑到尾传动轴材料在高速弹道冲击下的高应变率效应,采用Johnson-Cook(J-C)本构关系和J-C失效准则建立尾传动轴数值模型并开展弹击损伤数值模拟研究。J-C本构模型综合考虑金属变形、应变率和温度效应,形式简单,在高速冲击研究中应用广泛。研究获得的典型尾传动轴弹击损伤数值模拟结果如图5所示^[19],研究结果表明:采用J-C本构关系和J-C失效准则,使得尾传动轴弹击损伤数值模拟结果更加接近尾传动轴真实损伤情况。

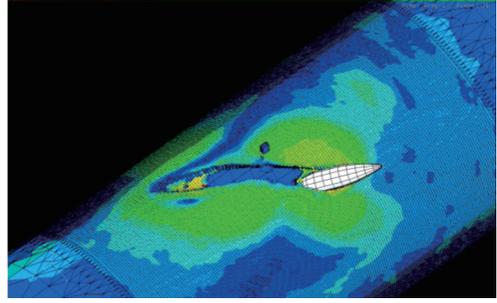
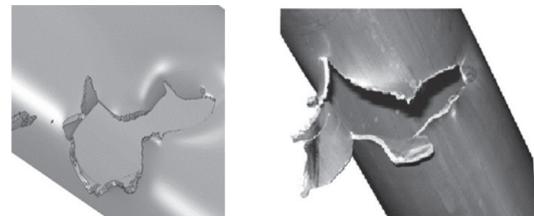


图5 典型尾传动轴弹击损伤数值模拟结果^[19]

Fig.5 Simulation result of typical ballistic damage of tail drive shaft^[19]

为了进一步提高尾传动轴弹击损伤数值模拟结果的准确性,Manes等^[24]开展了尾传动轴用铝合金材料的动态力学试验,对用于制造尾传动轴的铝合金材料J-C本构关系中的材料参数进行标定。考虑到J-C失效准则在应力三轴度为负值和较大值时不能准确表征材料断裂特性,文献[25]采用Bao-Wierzbicki(B-W)失效准则作为尾传动轴材料的损伤失效准则,并通过动态力学试验对铝合金B-W失效准则中的材料参数进行标定^[26]。B-W失效准则是J-C失效准则的一个重要演变,此准则没有固定的方程,参数主要通过对试验数据进行拟合而获得,能够更灵活和准确地表征尾传动轴在高速弹击下的损伤失效。Gilioli等^[20]使用经过参数标定的J-C本构关系和B-W失效准则建立弹击尾传动轴数值模型,模拟7.62 mm口径子弹冲击铝合金尾传动轴过程,结果如图6所示,弹击损伤仿真结果与试验结果具有良好的一致性。



(a) Numerical simulation result (b) Experimental result

图6 尾传动轴弹击损伤数值模拟结果与试验结果对比^[20]

Fig.6 Comparison of simulation and test results of ballistic damage on tail drive shaft^[20]

子弹主要由弹芯和夹套组成,在早期关于金属尾传动轴弹击损伤仿真模拟研究中,由于缺乏子弹材料数据,研究人员主要将子弹简化为刚体模型^[12,21]进行弹击损伤模拟,未考虑子弹变形。随后,研究人员通过对子弹材料进行化学成分鉴定和硬度测试获得了子弹材料的机械性能数据,通过简单的弹塑性本构关系和恒定韧性失效准则(失效应变为常数,未考虑应力三轴度、应变率和温度对材料失效的影响),建立可变形子弹模型^[22],使得尾传动轴弹击损伤仿真结果更符合实际情况。然而,

在高速弹击过程中子弹处于高应变率状态,简单的弹塑性本构关系无法准确表征子弹材料特性,为了提高尾传动轴弹击损伤仿真结果的准确性,Peroni等^[27]通过开展材料动力学试验,对子弹J-C本构关系中的材料参数进行标定。Giglio等^[23]使用经过参数标定的J-C本构关系和恒定韧性失效准则建立可变形子弹的数值仿真模型,进行尾传动轴弹击损伤数值模拟研究。通过将仿真结果与实际弹击试验结果进行对比,发现尾传动轴弹击损伤仿真结果的准确性进一步得到提高。

3 尾传动轴弹击损伤影响因素

弹击直升机尾传动轴是一个复杂的非线性动力学过程,尾传动轴的弹击损伤会受到多种因素的影响。当前研究人员基于弹击试验和数值模拟等方法,广泛研究了不同因素对尾传动轴弹击损伤的影响。

Colombo等^[12]通过数值模拟方法研究了子弹入射角度和偏移量对尾传动轴弹击损伤的影响,通过受损尾传动轴上的弹孔尺寸和残余应力影响区域范围表示弹击损伤程度。如图7、8所示,结果表明在偏移量为45 mm(切边临界值)附近、入射角度为45°时弹击对尾传动轴造成的损伤最严重。

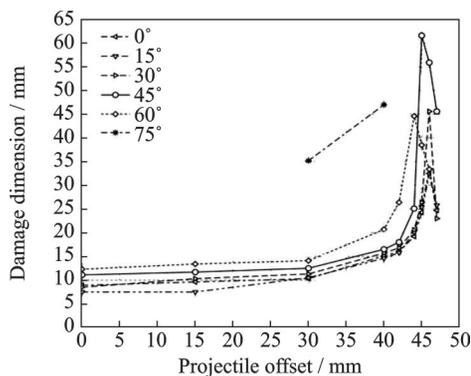


图7 弹孔尺寸随不同入射角度和偏移量的变化^[12]

Fig.7 Variation of crater size with different incident angles and offsets^[12]

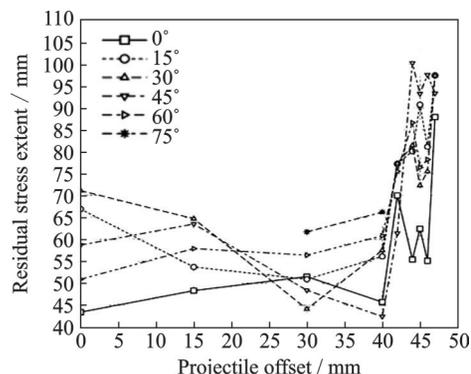


图8 残余应力范围随不同入射角度和偏移量的变化^[12]

Fig.8 Variation of residual stress extent with different incident angles and offsets^[12]

图7、8考虑到直升机尾传动轴在实际应用中周围具有机身蒙皮,Lumassi等^[28]基于数值模拟方法,研究了不同厚度防护蒙皮对尾传动轴弹击损伤的影响。研究表明,较厚的防护蒙皮可以降低尾传动轴受到的弹击损伤,但较薄的蒙皮相比于没有蒙皮的情况,反而增加了尾传动轴弹击损伤区域,这与子弹冲击防护蒙皮后经历的大变形和弹体偏转过程有关。

Manes等^[16]研究了不同子弹材质,即软芯子弹和硬质穿甲弹对尾传动轴弹击损伤的影响,不同子弹冲击尾传动轴的损伤结果如图9所示,结果表明软芯子弹对尾传动轴造成的损伤更为严重。软芯子弹在高速冲击尾传动轴的过程中会发生较大的变形,增大尾传动轴的损伤区域,从而对尾传动轴造成更严重的损伤。

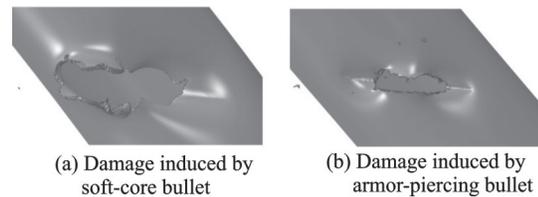


图9 不同子弹冲击尾传动轴的损伤情况^[16]

Fig.9 Ballistic damage of tail drive shafts with different impact bullets^[16]

子弹和尾传动轴的速度也是影响尾传动轴弹击损伤的重要因素。Gilioli等^[20]研究发现,在子弹速度为850 m/s、尾传动轴转速为3 000 r/min时,尾传动轴的转动不影响尾传动轴的弹击损伤形貌。郭民昕等^[13]对不同弹击条件下尾传动轴的弹击损伤规律进行研究,结果发现在子弹速度大于500 m/s、尾传动轴转速小于4 800 r/min时,尾传动轴在静止和转动两种状态下的弹击损伤规律一致。文献[14]则发现在500~800 m/s子弹速度范围内,子弹速度越大,越不容易发生方向偏转,弹体姿态越稳定。因此,在贯穿损伤模式下,入射速度对尾传动轴弹击损伤影响较小,但是在切边损伤模式下,入射速度越大,子弹越不容易跳弹,子弹对尾传动轴造成的损伤越严重。

4 尾传动轴抗弹击性能提升方法

基于上述针对尾传动轴弹击损伤相关研究可知,一旦尾传动轴遭受弹击损伤,将对直升机尾传动系统的传动能力构成巨大威胁。因此,提升直升机尾传动轴抗弹击性能对于保证直升机飞行安全至关重要。当前,研究人员为了提升尾传动轴抗弹击性能主要采用了外部防护和结构设计两种方法。

4.1 尾传动轴外部防护

为了提高尾传动轴抗弹击性能,首先需要降低尾传动轴遭受弹击损伤概率,而外部防护是避免尾传动轴遭受弹击损伤的最佳方式,直升机主要采用防护装甲作为其最重要的外部防护装置。

综合相关文献可知,直升机防护装甲从最早的全金属装甲到如今的复合装甲,已历经多代发展,其材料构成也由单一材料逐步变为多元复合装甲材料^[29]。早期的防护装甲主要采用单一材料,主要有硬质金属材料、硬质陶瓷材料和软质高性能纤维材料等^[30-31]。其中硬质金属材料 and 硬质陶瓷材料防弹机理是通过自身的高强度和高硬度使子弹破碎,从而减缓高速子弹的冲击,达到防弹要求;软质高性能纤维材料的防弹机理主要是通过改变纤维和织物结构,使得子弹冲击能量可以通过纤维断裂等方式向周围区域分散,最终使得冲击能量被吸收耗散,从而达到防护效果。为了进一步提高防护装甲性能,研究人员将单一材料的两种或多种进行组合,制备出复合防护装甲。复合装甲可充分发挥各组分材料性能,具有抗弹能力高、重量轻、结构可设计等优点^[32]。与单一材料防护装甲相比,复合装甲的综合性能更加优异,已成为当前直升机主要采用的防护装甲。例如,美军广泛采用由陶瓷-轻金属和陶瓷-复合材料制成的轻质复合装甲^[33],作为AH-64“阿帕奇”、UH-60“黑鹰”和CH-47“支努干”等军用直升机的防护装甲,通过较轻的防护重量即可获得较高的防护水平。

受限于空间和自身重量等因素,当前军用直升机仅在飞行员座舱和发动机舱等弹击核心防护区域安装防护装甲,直升机尾传动轴主要通过机身蒙皮作为外部防护。例如,美国AH-64“阿帕奇”武装直升机机身蒙皮部分采用70/49号铝和电渣熔钢材料,以提高对内部关键传动部件的抗弹击防护能力^[34]。随着新型轻质高强防护材料的开发以及直升机上防护装甲应用范围的逐步扩大,未来防护装甲在直升机尾传动轴等关键部件防护方面具有良好的应用前景。

4.2 尾传动轴结构设计

考虑到在战场环境下直升机尾梁部分大面积暴露在地面火力之下,除了外部防护,尾传动轴自身的抗弹击结构设计同样重要。当前尾传动轴自身结构抗弹击设计研究主要包括结构尺寸设计和复合材料应用两个方面。

4.2.1 结构尺寸设计

合理的结构尺寸设计对于尾传动轴的抗弹击性能至关重要。大多数早期型号直升机通常采用

小直径尾传动轴^[35],当受到小口径子弹无偏转撞击时可能不会遭受严重损伤。然而,考虑到尾传动轴具有外部蒙皮防护,子弹可能会在撞击外部蒙皮后发生偏转,小直径尾传动轴极有可能在子弹完全偏转(速度方向与轴线方向夹角为 90°)撞击下发生断裂失效。因此,当前直升机制造商倾向于设计直径较大的尾传动轴,相关研究表明,尾传动轴直径至少为115 mm才能经受12.7 mm口径子弹完全偏转撞击^[6]。意大利AGUSTA公司和我国合作研制的直-10武装直升机尾传动轴在最初设计时,研究人员根据强度和刚度要求给出的尺寸为外径63.5 mm、壁厚2.5 mm。后续为了满足抗弹击要求,在综合考虑尾传动轴承载能力、静强度、刚度、临界转速和抗弹击等因素后,文献[11]最后给出的尾传动轴尺寸为外径114.5 mm、壁厚1.6 mm,通过对尾传动轴结构尺寸进行改进以提高抗弹击性能。英国克兰菲尔德大学的Law在对直升机生存能力研究中也提出,可以通过增大尾传动轴尺寸方式以避免单发子弹就能对其造成严重的损伤^[36]。

考虑到尾传动轴尺寸改变会对强度、刚度、临界转速和抗弹击等多种性能造成影响,因此在进行传动轴结构尺寸抗弹击设计时需要综合考虑多种因素影响,最终给出合理的尾传动轴结构尺寸。

4.2.2 复合材料应用

除了结构尺寸设计,选择性能更好的复合材料替换传统金属材料也是提升尾传动轴抗弹击性能的一种重要方法。随着复合材料技术的不断发展,综合力学性能优异的先进复合材料在航空航天领域得到了广泛应用。复合材料可以大幅减轻结构重量,符合直升机轻量化发展趋势,近年来在直升机机身和传动系统等方面获得越来越广泛的应用^[37-38]。直升机尾传动轴传统上由铝合金材料制成,与铝合金材料相比,复合材料不仅具有比强度高、比刚度高和耐腐蚀性好等优点^[39-40],还具有更高的抗冲击性能和更好的耐疲劳性能^[41]。将复合材料应用于直升机尾传动轴,一方面可以显著减轻尾传动轴重量,另一方面可以提高尾传动轴抗弹击性能,其原因在于复合材料与金属在弹道冲击下具有不同的破坏形式。金属尾传动轴遭受弹击后中弹区域不仅有应力集中还会出现细小裂纹,在之后的工作载荷作用下损伤区域会成为疲劳源并易发生疲劳裂纹扩展,从而导致尾传动轴疲劳断裂失效;而复合材料尾传动轴由于其特殊的细观结构,在遭受弹击损伤后不易发生疲劳断裂失效,抗弹击性能更好。

由于具有重量轻、抗弹击性能好等优点,更符合

合军用直升机的要求^[42],复合材料尾传动轴已在现代先进直升机中获得应用^[43-44],较大程度地提高了直升机的生存能力和安全性。同时,研究人员也对复合材料尾传动轴的制备工艺和抗弹击性能进行了相关研究。

在制备工艺研究方面,复合材料尾传动轴主要由比强度、比模量高的碳纤维增强树脂基复合材料(Carbon fiber reinforced polymer, CFRP)制成,其制备工艺主要有两种。一种是纤维缠绕工艺,如图 10 所示,将纤维浸过树脂液后在控制张力条件下,按照一定规律缠绕到旋转芯模上^[45],再经过固化、脱模等工序使传动轴成型。纤维缠绕技术成本较低,在复合材料传动轴的制备工艺中应用最为广泛^[46]。另一种是纤维编织工艺,如图 11 所示,该技术通过纤维编织方式制造预成型体^[47],然后基于树脂传递模塑(Resin transfer molding, RTM)技术将预成型体在纤维套管中压注树脂并进行传动轴固化成型。

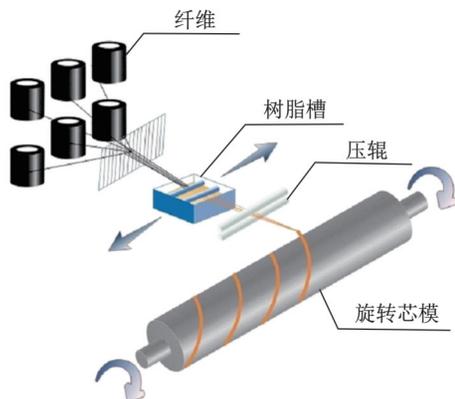


图 10 复合材料传动轴纤维缠绕工艺^[45]

Fig.10 Fiber winding process of composite drive shaft^[45]

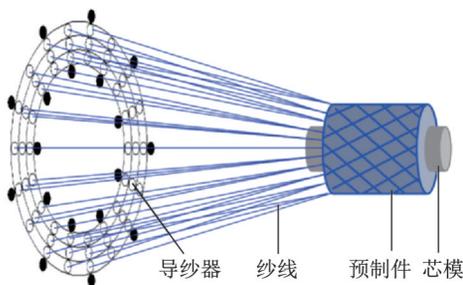
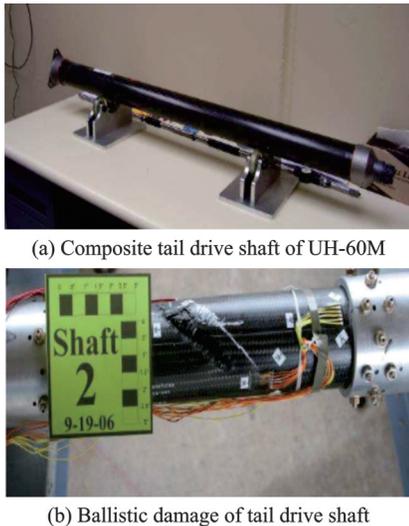


图 11 复合材料传动轴编织工艺^[47]

Fig.11 Braiding process of composite drive shaft^[47]

在复合材料尾传动轴抗弹击性能研究方面,早在 20 世纪 70 年代,美国陆军就开展了直升机轻质复合材料尾传动轴的设计、制造及性能评估工作^[48]。多家承包商各自设计制造了复合材料尾传动轴样件,之后研究人员在应用技术实验室(Applied technology laboratory, ATL)对样件进行了包

含弹击测试在内的一系列评估测试。测试结果表明,复合材料尾传动轴样件的动态、结构和抗弹击性能满足美国陆军要求,验证了复合材料尾传动轴应用于直升机的可能性。作为军用直升机升级计划的一部分,美国 UH-60M“黑鹰”直升机采用复合材料尾传动轴替换传统金属尾传动轴。复合材料尾传动轴采用三轴编织结构,通过 RTM 方法成型。研究人员对复合材料尾传动轴进行了一系列的试验测试以确保符合现有直升机传动系统要求,其中包括对复合材料尾传动轴进行的弹道强度测试。如图 12 所示,弹道测试结果表明,需要将尾传动轴结构的编织层数从 4 层增加到 6 层,以满足抗弹击损伤指标要求^[49]。考虑到弹击损伤会对尾传动轴的刚度、强度等性能产生影响,Kumar 等^[50]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。研究结果表明,遭受弹击损伤后金属和复合材料尾传动轴均满足损坏容限标准,并且与传统金属尾传动轴相比,复合材料尾传动轴具有重量轻等优点。柔性基体复合材料由碳纤维和弹性聚氨酯基体组成^[51],具有强度高、抗疲劳性能好等优点,适用于制造直升机尾传动轴。Henry 等^[52]利用碳/环氧树脂和碳/聚氨酯两种复合材料分别制备复合材料传动轴,并通过弹道冲击试验评估两种复合材料传动轴的抗弹击性能。研究结果表明,经受同等程度弹击损伤后,与碳/环氧树脂复合材料传动轴相比,碳/聚氨酯柔性复合材料传动轴的剩余扭转静强度更高,具有更好的抗弹击性能。Henry 等还将抗弹击性能纳入直升机复合材料传动轴的优化设计逻辑,利用纤维缠绕方式制备不同厚度的复合材料传动轴,并进行弹道冲击测试,复合材料传动轴弹击损伤情况如图 13 所示^[53]。研究结果表明,受弹击损伤后,壁厚大的复合材料传动轴剩余扭转静强度更高,抗弹击性能更好,但壁厚过大会增加传动轴的重量,不符合直升机轻量化的发展趋势。因此,需要根据直升机复合材料传动轴抗弹击设计需求,通过优化设计方法在复合材料传动轴重量和抗弹击性能之间进行平衡。为了研究复合材料铺层角度对缠绕工艺制备的尾传动轴抗弹性能的影响,未雷^[54]建立了高速弹击下复合材料尾传动轴仿真模型,并制备了 4 种具有不同铺层角度的复合材料尾传动模拟轴,开展了 45°切边工况下的弹击试验,发现在高速弹击下尾传动轴的整体损伤尺寸相差不大,与理论预测结果一致。

图12 UH-60M复合材料尾传动轴弹击测试^[49]Fig.12 Ballistic impact test of composite tail drive shaft of UH-60M^[49]图13 复合材料传动轴弹击损伤情况^[53]Fig.13 Ballistic damage of composite drive shaft^[53]

5 总结与展望

直升机尾传动轴抗弹击损伤研究对于保障直升机的飞行安全有着重要的作用。本文从抗弹击损伤角度出发,对尾传动轴抗弹击损伤研究现状进行综述。首先介绍了当前研究人员主要采用的尾传动轴弹击损伤评定指标,其次重点分析了尾传动轴弹击损伤研究方法。当前研究人员主要采用数值模拟方法对尾传动轴弹击损伤情况进行研究,通过选用适当的材料本构模型以及进行材料参数标定,采用的数值模拟方法已能够实现对尾传动轴弹击损伤较为准确的模拟。之后介绍了针对尾传动轴弹击损伤影响因素的研究工作,当前研究人员已针对子弹入射位置和角度、尾传动轴防护蒙皮、子弹材质、子弹速度等影响尾传动轴弹击损伤的重要因素进行了深入研究,通过分析获取了各种因素对尾传动轴弹击损伤的影响机理和规律,为尾传动轴抗弹击设计奠定基础。最后从外部防护和结构设计两个方面,分析了尾传动轴抗弹击性能提升方法。外部防护方面,受限于空间和自身重量等因素,当前直升机尾传动轴主要通过机身蒙皮作为外部防护;在尾传动轴自身结构设计方面,目前研究

人员主要通过加大尾传动轴尺寸和应用复合材料的方法提升尾传动轴抗弹击性能。其中应用复合材料方法对于提高尾传动轴抗弹击性能具有重要作用,研究人员也针对复合材料尾传动轴弹击损伤开展了相关研究,验证了复合材料尾传动轴的抗弹击性能。

通过对直升机尾传动轴抗弹击损伤研究现状的分析总结可知,当前国外研究人员已经开展了大量的研究工作,在直升机尾传动轴弹击损伤研究和抗弹击性能提升方法方面取得了较大的进展,研究方法也较为成熟。国内方面,目前只有中国航发湖南动力机械研究所^[9,13]和笔者团队^[14,54-55]在尾传动轴弹击损伤研究方面开展了一些尝试性工作,发展相对落后,存在较多不足之处。综合分析直升机尾传动轴抗弹击损伤的研究现状后,笔者认为未来国内针对该项技术的研究应着重从以下几个方面入手:

(1) 材料性能参数测试。弹击破坏是一个典型的高应变率动态过程,为了实现对直升机尾传动轴弹击损伤的准确模拟,能准确表征尾传动轴高应变率行为的材料参数是关键。当前针对弹击尾传动轴材料参数的测试主要由国外研究人员开展,国内的相关研究相对较少,未来有必要通过开展材料动态力学试验,对能够表征尾传动轴高应变率行为的材料性能参数进行深入研究。

(2) 新型数值仿真模拟方法。传统的Lagrange有限元算法在模拟软芯子弹对尾传动轴的冲击方面准确度相对较低,SPH方法是一种无网格化的Lagrange计算方法,突破了传统网格的局限,在处理冲击动力学问题如高速侵彻、爆炸、崩落和飞溅等现象时体现出明显的优势。未来可采用光滑粒子流体动力学和有限元网格耦合算法对软芯子弹冲击尾传动轴进行深入的仿真模拟研究。

(3) 尾传动轴抗破片冲击研究。除了易受弹击损伤外,高爆弹爆炸产生的破片对尾传动轴的威胁同样不可忽视,在当前文献中鲜有爆炸碎片对尾传动轴冲击损伤影响的研究,未来需要针对爆炸破片对尾传动轴的冲击损伤进行深入研究。

(4) 弹击复合材料尾传动轴数值模拟。复合材料尾传动轴对于提高尾传动轴抗弹击性能具有重要作用,已在一些先进直升机中获得应用。在复合材料尾传动轴弹击损伤研究方面,目前的相关研究主要是通过试验测试方法进行。考虑到试验测试成本高昂,以及数值模拟方法在高速弹击领域获得了大量使用,未来可以基于数值模拟方法,通过选用适当的材料模型和建模尺度,对直升机复合材料尾传动轴抗弹击损伤进行深入研究。

参考文献:

- [1] 符长青,符晓勤,马宇平.旋翼飞行器动力装置[M].北京:清华大学出版社,2017.
FU Changqing, FU Xiaoqin, MA Yuping. Rotorcraft power plant[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2017.
- [2] 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.
- [3] 熊俊,李晓绪,孙金凤.直升机尾传动轴系统研究综述[C]//2021年中国航空工业技术装备工程协会年会.青岛:[s.n.],2021.
XIONG Jun, LI Xiaoxu, SUN Jinfeng. Summary of helicopter tail transmission shaft system study[C]//Proceedings of the 2021 China Aviation Industry Technology and Equipment Engineering Association Annual Conference. Qingdao: [s.n.], 2021.
- [4] COUCH M, LINDELL D. Study on rotorcraft safety and survivability[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 66th Annual Forum. Phoenix, USA: American Helicopter Society, 2010.
- [5] 胡净哲,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.
- [6] EDWARDS A C, NEUGEBAUER A K. Damage tolerant design of the YAH-64 drive system[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1981, 26(1): 29-33.
- [7] PADFIELD G D. Helicopter flight dynamics: The theory and application of flying qualities and simulation modelling[M]. Oxford: John Wiley & Sons, 2007.
- [8] 余亦曦,康丽霞,唐朋.直升机传动系统的现状与发展研究[J].航空科学技术,2021,32(1):78-82.
SHE Yixi, KANG Lixia, TANG Peng. Development status and future trend of helicopter transmission system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 78-82.
- [9] 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 Sibao, 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.
- [10] NAIK N K, SHRIRAO P. Composite structures under ballistic impact[J]. Composite Structures, 2004, 66(1/2/3/4): 579-590.
- [11] 宋兴武.直升机尾传动轴系设计[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2007.
SONG Xingwu. Design of helicopter tail transmission shaft[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2007.
- [12] COLOMBO D, GIGLIO M. Numerical analysis of thin-walled shaft perforation by projectile[J]. Computers & Structures, 2007, 85(15/16): 1264-1280.
- [13] 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 Sibao. Research on ballistic impact damage law of a helicopter tail shaft based on dynamic simulation[J]. Journal of Changsha Aviation Vocational and Technical College, 2021, 21(1): 1-5.
- [14] 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.
- [15] GIUDICI L, MANES A, GIGLIO M. Ballistic impact on a transmission tail rotor shaft for helicopter [C]//Proceedings of the 25th International Symposium on Ballistic. [S.l.]: China Science and Technology Press, 2010.
- [16] 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.
- [17] LIU M B, LIU G R. Smoothed particle hydrodynamics (SPH): An overview and recent developments[J]. Archives of Computational Methods in Engineering, 2010, 17(1): 25-76.
- [18] 滕凌虹,曹伟伟,朱波,等.ABAQUS在模拟弹丸高低速冲击金属和复合材料靶板方面的应用及研究进展[J].材料导报,2021,35(11):11145-11153.
TENG Linghong, CAO Weiwei, ZHU Bo, et al. Application and development of ABAQUS in simulating high and low velocity impact metallic and composite targets of projectiles[J]. Materials Reports, 2021, 35 (11): 11145-11153.

- [19] MANES A, GIUDICI L, GIGLIO M. Fatigue crack propagation under torsional spectrum load of a helicopter tail rotor shaft after ballistic damage[C]//Proceedings of the 9th International Conference on Multiaxial Fatigue and Fracture. Parma, Italy: [s.n.], 2010.
- [20] GILIOLI A, MANES A, GIGLIO M, et al. Predicting ballistic impact failure of aluminium 6061-T6 with the rate-independent Bao-Wierzbicki fracture model[J]. International Journal of Impact Engineering, 2015, 76: 207-220.
- [21] MANES A, LUMASSI D, MAGRASSI G, et al. Micro-scale analysis and simulation on the behavior of a component in Al-6061 during ballistic impact: 3D acquisition and FE model[J]. Procedia Engineering, 2011, 10: 3435-3440.
- [22] BORDEGONI M, GIGLIO M, LUMASSI D, et al. Analysis of terminal ballistic onto an helicopter drive shaft impacted by NATO 7.62 mm bullet: Tests and simulations[C]//Proceedings of the third International Conference on Impact Loading of Lightweight Structures. Valenciennes: [s.n.], 2011.
- [23] GIGLIO M, GILIOLI A, MANES A, et al. Investigation about the influence of the mechanical properties of lead core and brass jacket of a NATO 7.62 mm ball bullet in numerical simulations of ballistic impacts [C]//Proceedings of the 10th International Conference on the Mechanical and Physical Behaviour of Materials under Dynamic Loading. Freiburg, Germany: EDP Sciences, 2012.
- [24] MANES A, PERONI L, SCAPIN M, et al. Analysis of strain rate behavior of an Al 6061 T6 alloy[J]. Procedia Engineering, 2011, 10: 3477-3482.
- [25] BAO Y, WIERZBICKI T. On fracture locus in the equivalent strain and stress triaxiality space[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2004, 46 (1): 81-98.
- [26] GIGLIO M, GILIOLI A, MANES A. Mechanical behaviour of Al 6061-T6 aluminium alloy under large strain and failure[C]//Proceedings of the Numerical Modeling of Materials under Extreme Conditions. Berlin, Heidelberg: Springer, 2014.
- [27] PERONI L, SCAPIN M, FICHERA C, et al. Mechanical properties at high strain-rate of lead core and brass jacket of a NATO 7.62 mm ball bullet[C]//Proceedings of the 10th International Conference on the Mechanical and Physical Behaviour of Materials under Dynamic Loading. Freiburg, Germany: EDP Sciences, 2012.
- [28] LUMASSI D, MANES A, GIGLIO M. Protection effect on a ballistic impact of NATO 7.62 ball bullet into helicopter drive shaft: Numerical simulation[J]. Applied Mechanics and Materials, 2011, 82: 710-715.
- [29] 杨彬. 军用直升机装甲防护现状与展望[J]. 中国设备工程, 2021(2): 179-182.
- YANG Bin. Present situation and prospect of armored protection of military helicopter[J]. China Plant Engineering, 2021(2): 179-182.
- [30] GRUJICIC M, BELL W C, PANDURANGAN B. Design and material selection guidelines and strategies for transparent armor systems[J]. Materials & Design, 2012, 34: 808-819.
- [31] RICHARDSON M O W, WISHEART M J. Review of low-velocity impact properties of composite materials[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 1996, 27(12): 1123-1131.
- [32] 武岳, 王旭东, 刘迪, 等. 直升机陶瓷复合装甲发展现状及新型材料应用前景[J]. 航空材料学报, 2019, 39(5): 34-44.
- WU Yue, WANG Xudong, LIU Di, et al. Development and application analysis of ceramic composites armor for helicopter[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2019, 39(5): 34-44.
- [33] 宋焕成, 梁志勇, 张佐光. 武装直升机与陶瓷/复合材料装甲[J]. 航空制造工程, 1994(9): 9-11.
- SONG Huancheng, LIANG Zhiyong, ZHANG Zuoguang. Gunship with ceramic/composite armor[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 1994(9): 9-11.
- [34] 张佐光, 梁志勇, 仲伟虹, 等. 武装直升机轻型复合防弹装甲技术[J]. 航空制造工程, 1995(11): 33-34, 36.
- ZHANG Zuoguang, LIANG Zhiyong, ZHONG Weihong, et al. Light composite bullet proof armor technology for armed helicopter[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 1995(11): 33-34, 36.
- [35] COLLINS P, MCAULAY C. Reducing the vulnerability of military helicopters to combat damage[C]//Proceedings of the 29th European Rotorcraft Forum. Friedrichshafen, Germany: QinetiQ Ltd, 2003.
- [36] LAW N G. Integrated helicopter survivability[D]. England, UK: Cranfield University, 2011.
- [37] WEBER T A, RUFF-STAHL H J K. Advances in composite manufacturing of helicopter parts[J]. International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace, 2017, 4(1): 1-33.
- [38] 谌广昌, 姚佳楠, 张金栋, 等. 高性能热塑性复合材料在直升机结构上的应用与展望[J]. 航空材料学报, 2019, 39(5): 24-33.
- CHEN Guangchang, YAO Jianan, ZHANG Jindong, et al. Application and prospect of high-performance thermoplastic composites in helicopter structure[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2019, 39(5): 24-33.

- [39] NADEEM S K S, GIRIDHARA G, RANGAVIT-TAL H K. A review on the design and analysis of composite drive shaft[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2018, 5(1): 2738-2741.
- [40] 常燕,朱涛,孙士祥,等. 复合材料传动轴的应用及技术研究进展[J]. *工程塑料应用*, 2020, 48(7): 154-157.
CHANG Yan, ZHU Tao, SUN Shixiang, et al. Application and advance in technology research of composite drive shaft[J]. *Engineering Plastics Application*, 2020, 48(7): 154-157.
- [41] POTLURI R, KETHA K K. Comparison between GFRP and CFRP composite power take-off shaft in helicopters for prescribed torque and geometrical constraints[J]. *Journal of Material Science and Mechanical Engineering*, 2015, 2(3): 214-219.
- [42] 王卫刚. 直升机传动系统设计方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2011.
WANG Weigang. Research on design method of helicopter transmission system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [43] SPEARS S. Design and certification of the model 429 supercritical tail rotor driveshaft[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 64th Annual Forum. Montreal, Canada: American Helicopter Society, 2008.
- [44] LI K F, XIA T H. The application of advanced composite material in tail driver shaft of the helicopter[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2011, 86: 365-369.
- [45] WANG Q, LI T, WANG B, et al. Prediction of void growth and fiber volume fraction based on filament winding process mechanics[J]. *Composite Structures*, 2020, 246: 112432.
- [46] 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, HUAN 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.
- [47] ZHAO G, ZHANG L, TANG C, 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.
- [48] DEAN E H. Evaluation of lightweight, composite, impact-resistant tail rotor drive shafting for helicopters[M]. Eustis:[s.n.], 1979.
- [49] GARHART J. Development and qualification of composite tail rotor drive shaft for the UH-60M[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 64th Annual Forum. Montreal, Canada: American Helicopter Society, 2008.
- [50] 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.
- [51] SOLLENBERGER S G, BAIL J L, KOHLMAN L, et al. Ballistic impact tolerance of filament-wound composite tubes with rigid and flexible matrix materials [C]//Proceedings of the 25th Technical Conference of the American Society for Composites and the 14th US-Japan Conference on Composite Materials. Dayton, OH, USA: [s.n.], 2010.
- [52] 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.
- [53] 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.
- [54] 未雷. 直升机复合材料尾传动轴弹击损伤规律研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2024.
WEI Lei. Research on ballistic impact damage law of helicopter composite tail drive shaft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2024.
- [55] ZHANG C, ZHU R P, WANG D, 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.

(编辑:孙静)