

无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳 试验载荷测量与调试技术研究

孙云伟, 包名*, 何攀, 罗鲲鹏

(中国直升机设计研究所, 江西景德镇 333001)

摘要: 首先基于无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件的结构形式, 介绍了现代无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件在疲劳试验中受力形式及承载特点。随后逐一介绍了尾桨叶假件和轴颈轴套组件的载荷标定与计算方法, 并同步介绍了试验加载方案及载荷调试原理。最后, 将尾桨叶假件上测量剖面应变结合最小二乘法插值调试尾桨叶对接面挥舞和摆振弯矩, 同时直接载荷测量调试轴颈监控剖面的挥舞弯矩和摆振弯矩, 并将 2 种载荷调试结果进行了对比分析, 确定了合理可行且适用于试验的载荷调试方法, 为无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件在地面试验中准确承载、传载及结构疲劳寿命评估等提供了可靠的试验技术支撑, 同时也为今后类似结构的直升机尾桨毂部件地面疲劳试验技术发展提供了的参考和借鉴。

关键词: 无人直升机; 尾桨毂轴颈轴套组件; 疲劳试验; 载荷测量; 载荷调试; 试验技术。

中图分类号: V216.3

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2024)12-0085-09

DOI: 10.7643/ issn.1672-9242.2024.12.011

Loading Adjustment and Measurement Technology Research for Tail Rotor Hub Journal and Sleeves Assembly Fatigue Test of Unmanned Helicopter

SUN Yunwei, BAO Ming*, HE Pan, LUO Kunpeng

(China Helicopter Research and Development Institute, Jiangxi Jingdezhen 333001, China)

ABSTRACT: Firstly, based on the special framework of tail rotor hub journal and sleeves modules of unmanned helicopters, the loading character and form were introduced. Then, the docking surface load of tail blades and surface measurement load of tail rotor hub journal and sleeves modules were calculated and analyzed, and the fatigue test loading design method and the principle of debugging were presented separately. Finally, by combining the numerical interpolation formula with measuring loads of tail blade fake parts, the docking surface load of tail blades were calculated, and the monitoring profile load of tail rotor hub journal and sleeves modules were also directly measured. After that the above results were compared and analyzed, thereby the reasonable debugging method for this test was confirmed, which can not only guarantee the test running smoothly and loading reasonably in the fatigue test, but also providevaluable reference for the development of tail rotor hub journal and sleeves module fatigue test technology about unmanned helicopters in future.

收稿日期: 2024-11-15; 修订日期: 2024-12-13

Received: 2024-11-15; Revised: 2024-12-13

引文格式: 孙云伟, 包名, 何攀, 等. 无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验载荷测量与调试技术研究[J]. 装备环境工程, 2024, 21(12): 85-93.

SUN Yunwei, BAO Ming, HE Pan, et al. Loading Adjustment and Measurement Technology Research for Tail Rotor Hub Journal and Sleeves Assembly Fatigue Test of Unmanned Helicopter[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(12): 85-93.

*通信作者 (Corresponding author)

KEY WORDS: unmanned helicopter; tail rotor hub journal and sleeves module; fatigue test; load measurement; load debugging; testing technique

随着复合材料、动力系统、传感器等新技术的发展,无人直升机技术也得到迅速发展。无人直升机具有垂直起降、悬停、巡航以及快速转变航向等特性,使其成为了一种理想的无人飞行器,在军民领域均得到广泛应用^[1]。在军事领域,无人直升机作为一款面向未来作战的舰载无人直升机,可作为驱护舰、两栖攻击舰等大中型水面舰船编队的升空平台,与水面舰艇、舰载有人机等装备形成有效互补,有效提高海上机动作战、联合作战、综合防御作战的信息保障能力,可执行多种作战和后勤保障任务^[2],是海军走向远海和执行多样化军事任务的重要支撑。在民用领域,无人直升机可用于民用的电力巡线与架线、地图测绘、交通监控、森林防火、地震灾情探测等事务^[3]。

尾桨毂轴颈轴套组件是无人直升机尾旋翼系统中的关键复杂动部件,也是重要的承力和传力部件^[4]。它一方面需要承担自尾桨叶、拉扭条传递过来的离心力、挥舞弯矩和摆振弯矩;另一方面还要平衡来自尾桨叶挥舞运动产生的扭矩载荷。在实际飞行工况中,桨毂轴颈轴套组件承载环境复杂,主要受到高周振动载荷引起的高周疲劳^[5]。在进行无人直升机桨毂轴颈轴套组件地面疲劳试验时,因其试验件装配形式和传力路线复杂,加载控制及数据测量点较多,往往给试验加载和调试造成了较大困难。由于无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件属于不对称结构,其载荷标定、试验安装调试及试验载荷加载技术难度较大,如何准确测量试验件关键部位载荷并确定合适的调试加载方法,对于准确评估尾桨毂轴颈和轴套等试验件的疲劳性能、传力路径及破坏模式,保证无人直升机的飞行安全及型号研制,无疑具有极为重要的意义。

在国内直升机尾桨疲劳试验方面,学者们进行了大量研究。夏国旺等^[6]针对有人直升机球柔性尾桨桨毂连接件疲劳试验技术进行了探索分析,重点研究了有人直升机尾桨桨毂连接件疲劳试验时的力学计算模型的建立与验证,证明了力学模型的正确与试验方法的可行,但对于无人直升机尾桨桨毂疲劳试验涉及的载荷测量、传力及调试技术并未作说明,文中提出的力学计算模型也不适用于无人机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验。李清蓉等^[7]以某型机尾桨轴疲劳试验为对象,从疲劳试验设计、试验实施方案、试验考核要求等方面进行了分析,对试验夹具进行了设计,模拟真实载荷的传力及分布,提出了既满足加载要求又易于实现的加载方法。但他们提到的尾桨轴试验及调试技术只针对有人直升机球柔性尾桨轴疲劳试验进行了验证与优化,并未提出具体的载荷测量技术及具体方法,对于无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试

验技术并未进行分析和论证。夏国旺等^[8]以有人直升机无轴承尾桨柔性梁为研究对象,介绍了一种无轴承尾桨柔性梁标定与解耦技术,该技术能有效解决无轴承尾桨柔性梁在试验中挥舞弯矩和摆振弯矩的解耦问题,并有效分离截面上各分项载荷从而减少试验误差,此法只提及载荷标定与解耦技术,并不涉及无人直升机尾桨毂疲劳试验的载荷测量与调试技术。李清蓉等^[9]以某型直升机夹板组件疲劳试验为例,介绍了疲劳试验中试验边界条件的模拟方法及其重要性,虽然为尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验边界条件的准确模拟提供了借鉴,但并未说明应如何有效准确地进行边界模拟,对于无轴承或新构型尾桨毂疲劳试验涉及的关键载荷如何进行调试、测量及监控等。包名等^[10]针对某新型无人直升机主桨毂中央件结构形式和承载特点,研究了中央件疲劳试验载荷调试技术,提出了一种无人直升机中央件疲劳试验载荷调试方法,并予以验证,提高了无人直升机中央件地面疲劳试验的载荷精度,为后续型号研制提供了试验技术借鉴。他们只重点基于模型算法进行了载荷调试,并未进行载荷实测分析,也未提及新方法在尾桨毂动部件疲劳试验中的应用或借鉴。喻澌鉴等^[11]结合工程实例,对直升机关键件疲劳设计和试验验证中的几个问题进行了探讨分析,提出了直升机关键件寿命设计方法,并未提及直升机尾桨关键件疲劳试验载荷调试及试验验证方法。任峰等^[12-13]针对某型机尾桨毂轴颈轴套组件开展了疲劳试验,通过桨叶假件施加挥舞和摆振弯矩的合成载荷,基于悬臂梁力学模型理论计算桨叶假件上施加载荷的大小已达到监控试验件关键剖面载荷的目的。此法虽然简单直接,但却存在较大试验误差,原因在于尾桨毂轴颈轴套组件为装配件,试验时试验件刚度较小,传力路线复杂,简单采用悬臂梁力学模型计算监控剖面的载荷将会产生较大误差,从而不能准确考核试验件性能。国外致力于发展共轴反转式无人直升机圆环型无人直升机、侧转旋翼式无人直升机及长航时无人直升机^[14],试验技术也得到了长足发展。上述研究主要致力于有人直升机的载荷调试、标定解耦、边界模拟等方面,并未阐明无人直升机尾桨桨毂疲劳试验涉及的载荷测量、传力及调试技术方法分析对比,以及如何验证技术方法的有效性。

本文首先基于无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件的结构形式,介绍了现代无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件在疲劳试验中受力形式及承载特点。随后逐一介绍了尾桨叶假件和轴颈轴套组件的载荷标定与计算方法,并同步介绍了试验加载方案及载荷调试原理。最后,将尾桨叶假件上测量剖面应变结合最小二乘法

插值调试尾桨叶对接面挥舞和摆振弯矩, 同时直接载荷测量调试轴颈监控剖面的挥舞弯矩和摆振弯矩, 并将 2 种载荷调试结果进行对比分析, 确定了合理可行且适用于试验的载荷调试方法。

1 试验件

1.1 结构形式

尾桨毂轴颈轴套组件是无人直升机尾旋翼系统中尾桨毂的重要动部件, 它主要由轴颈装配组件 (如图 1 所示) 和轴套装配组件 (如图 2 所示) 组成。轴套组件安装在轴颈组件两端, 由穿过轴颈的拉扭条和螺栓连接轴颈轴套组件及尾桨叶 (如图 3 所示), 其主要功能是承受并传递来自尾桨叶的离心力、挥舞力 (含挥舞弯矩) 及摆振力 (含摆振弯矩)。轴颈组件中心处通过螺栓与叉形件连接, 主要功能是承受轴套组件传来的尾桨叶在摆振方向和挥舞方向的载荷, 叉形件与尾传动轴连接, 由尾传动轴带动整个尾桨的转动, 从而保证直升机尾桨叶顺利运转, 平衡及控制直升机飞行方向和飞行安全。

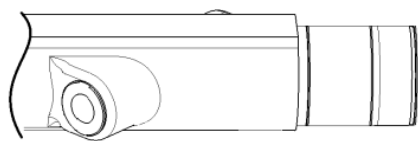


图 1 轴颈组件图

Fig.1 Structure diagram of tail rotor hub journal

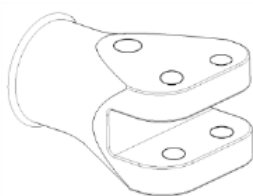


图 2 轴套组件

Fig.2 Structure diagram of sleeves module

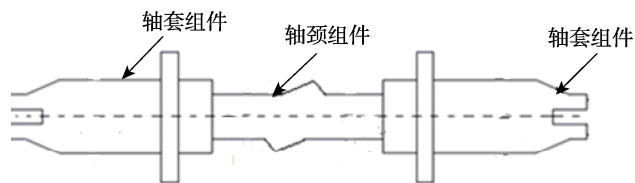


图 3 尾桨毂轴颈轴套组件装配结构

Fig.3 Structure diagram of tail rotor hub journal and sleeves module

1.2 受力简介

在实际飞行中, 尾桨毂轴颈轴套组件受力及传力复杂, 主要承受高周疲劳模式的复合载荷^[15], 尾桨叶所作的挥舞运动、摆振运动以及离心运动可以将挥舞弯矩、摆振弯矩、扭矩及离心力通过轴套、拉扭条等部件沿某一既定的传力路线, 将载荷传递给尾桨毂轴颈轴套组件, 使其承受随机复合载荷的作用^[16]。因此, 尾桨毂轴颈和轴套组件在试验中承受离心力 F_c 、挥舞力 F_b 、挥舞弯矩 M_b 、摆振力 F_t 、摆振弯矩 M_t 以及扭矩 M_z 等载荷, 将作为无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件的特征载荷在地面疲劳试验中予以施加, 如图 4 所示。离心力、挥舞力和摆振力载荷施加在尾桨叶假件相应位置, 载荷坐标系为桨叶坐标系, 主要包括以下载荷: 离心力 F_c , 静载, 桨叶坐标系 x 向为正; 摆振力 F_t , 动载, 桨叶坐标系 y 向为正; 挥舞力 F_b , 动载, 桨叶坐标系 z 向为正; 摆振弯矩 M_t , 动载, 桨叶坐标系 y 负向为正; 挥舞弯矩 M_b , 动载, 桨叶坐标系 x 负向为正 (右手坐标系法则); 扭矩 M_z , 沿轴颈组件轴线顺时针旋转。

2 试验

2.1 总体方案设计

在尾桨叶假件的适当位置设计挥舞力和摆振力加载装置, 以便施加挥舞力 F_b 和摆振力 F_t 。同时采用离心力远端加载模式, 在尾桨叶假件外侧设计离心

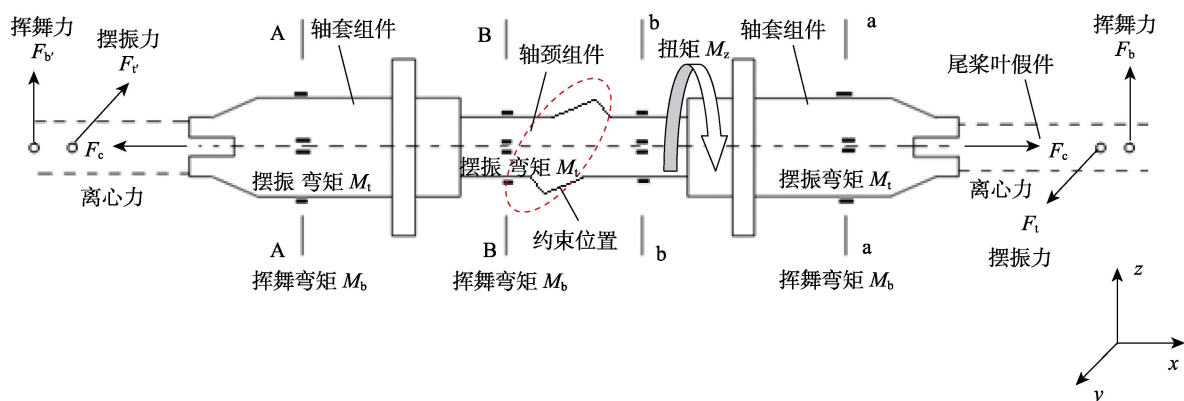


图 4 尾桨毂轴颈轴套组件受力

Fig.4 Load about tail rotor hub journal and sleeves module

力加载点, 试验加载时使离心力 F_c 经过尾桨叶假件传递至尾桨叶对接面, 使尾桨毂轴颈和轴套组件承载离心力载荷, 真实模拟直升机飞行受力状态^[17]。试验时, 可先将两侧尾桨叶假件施加一恒定离心力, 然后调试挥舞力和摆振力, 并通过最小二乘法插值尾桨叶假件上 2 处测量剖面弯矩得到尾桨叶对接面挥舞弯矩 M_b 和摆振弯矩 M_t , 同时测量轴颈和轴套组件表面设定剖面弯矩, 并使其满足设计要求。轴颈轴套组件承受的弯矩可通过施加在尾桨叶假件上的横向剪力来实现^[18], 产生的扭矩通过防扭梁来平衡。根据试验件的结构和承载特点, 模拟无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件装机边界连接条件, 按照试验安装加载要求, 设计了专用试验加载装置, 其强度、刚度及传力方式均满足试验要求, 可确保尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验的真实准确, 试验加载装置如图 5 所示。

2.2 试验载荷标定与计算

2.2.1 尾桨叶假件载荷标定与计算

由于受试验件结构的空间和形状限制, 无法在尾桨叶对接面布置弯矩测量片直接测量目标载荷, 故可考虑在延伸出来的尾桨叶假件上适当剖面位置粘贴应变片, 测量各剖面输出弯矩, 再将其结合最小二乘法插值计算出尾桨叶对接面的弯矩, 使其满足设计和试验要求。

首先在尾桨叶假件上选择 2 个剖面(如图 6 中的剖面 1 和剖面 2), 布置 2 组互相正交的全桥弯矩应

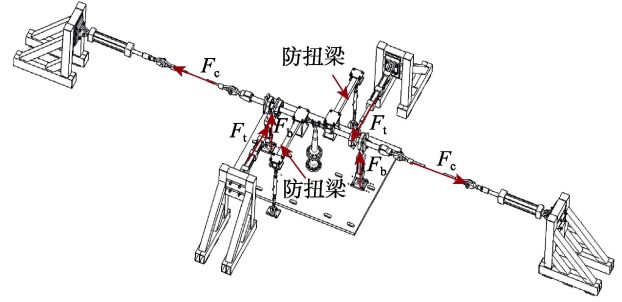


图 5 尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置
Fig.5 Load device about tail rotor hub journal and sleeves module

变片, 然后将假件固定, 并施加 5 级载荷对挥舞方向 (M_{B1} , M_{B2}) 和摆振方向 (M_{T1} , M_{T2}) 的应变片分别进行标定, 获得载荷与应变线性关系。将 2 个尾桨叶假件上 8 组应变片弯矩与应变的比例系数 K_j 并将其与理论值 K_i 比较, 标定系数的实际值与理论值的比较见表 1, 各剖面处的弯矩 M_j 实测计算公式如 (1) 所示, 理论计算公式如 (2) 所示:

$$K_j = \frac{\varepsilon_j}{M_j} \quad (1)$$

$$K_i = \frac{1}{E_i} \times \frac{1}{W_i} \quad (2)$$

式中: ε_j 为假件各剖面直接测得的应变值; E_i 为假件材料的弹性模量; W_i 为假件材料的抗弯截面模量。

表 1 尾桨叶假件标定系数理论值与实际值偏差

Tab.1 Deviation between theoretical value and actual value of calibration coefficient for tail blade

贴片位置	M_{B1} 理论值与实际值偏差/%		M_{T1} 理论值与实际值偏差/%		M_{B2} 理论值与实际值偏差/%		M_{T2} 理论值与实际值偏差/%	
尾桨叶假件 1	0.83	0.85	0.62	0.58	1.22	1.26	0.89	0.95
尾桨叶假件 2	0.88	0.92	0.71	0.66	1.18	1.21	0.92	0.96

注: 表中 2 种偏差为挥舞和摆振正反两面应变片标定系数偏差。

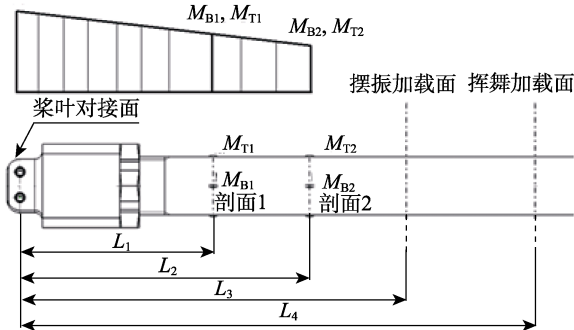


图 6 尾桨叶假件对接面弯矩插值计算

Fig.6 Computing method for docking surface load of tail blades

L_1 、 L_2 分别为挥舞测量剖面和摆振测量剖面距离尾桨叶对接面的距离, L_3 、 L_4 分别为摆振力加载点和挥舞力加载点距离桨叶对接面的距离。施加挥舞力和

摆振力载荷后, 根据剖面 1 和剖面 2 的挥舞测量弯矩和摆振测量弯矩, 同时结合悬臂梁力学计算模型和最小二乘法插值计算尾桨叶对接面的挥舞弯矩 M_B 和摆振弯矩 M_T , 插值计算公式如 (3) 和 (4) 所示。

$$\frac{L_1}{L_2} = \frac{M_{B0} - M_{B1}}{M_{B0} - M_{B2}} \quad (3)$$

$$\frac{L_1}{L_2} = \frac{M_{T0} - M_{T1}}{M_{T0} - M_{T2}} \quad (4)$$

2.2.2 尾桨毂轴颈轴套组件载荷标定与计算

在两侧的轴颈组件和轴套组件上选择距离桨毂中心等距的剖面进行贴片, 如图 7 所示。其中, M_{b1} 、 M_{b4} 为轴套挥舞全桥应变片, M_{t1} 、 M_{t4} 为轴套摆振全桥应变片, M_{b2} 、 M_{b3} 为轴颈挥舞全桥应变片, M_{t2} 、 M_{t3} 为轴颈摆振全桥应变片^[19]。

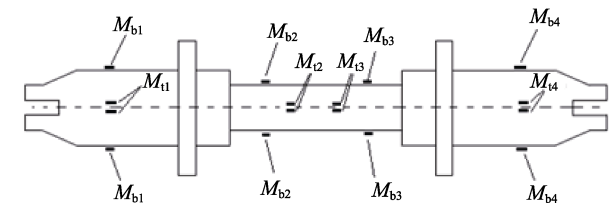


图 7 尾桨毂轴颈轴套组件贴片
Fig.7 Structure diagram of tail rotor hub journal and sleeves module

将轴颈轴套组件固定在标定工装上进行标定(如图 8 所示),在两端模拟桨叶上对称分 5 级载荷添加标准砝码,摆振和挥舞分别进行标定,得到挥舞应变和摆振应变与弯矩各自的比例系数 K_z ,各剖面处的弯矩 M_z 计算公式如(5)所示。标定系数的实际值与理

论值的比较见表 2。

$$K_z = \frac{\varepsilon_z}{M_z} \tag{5}$$

式中: ε_z 为组件各剖面直接测得的应变值。

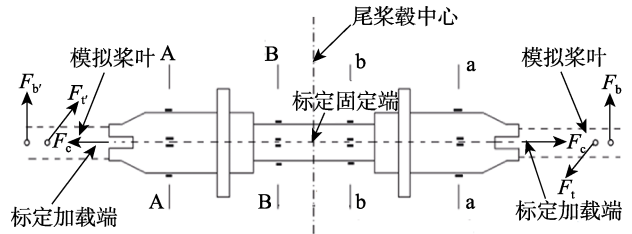


图 8 尾桨毂轴颈轴套组件标定加载示意图
Fig.8 Schematic diagram of calibration and loading for tail rotor hub journal and sleeves module

表 2 尾桨毂轴颈轴套组件标定系数理论值与实际值偏差
Tab.2 Deviation between theoretical value and actual value of calibration coefficient for tail rotor hub journal and sleeves module

贴片位置	$M_{b1}(M_{b2})$ 理论值与实际值偏差/%		$M_{t1}(M_{t2})$ 理论值与实际值偏差/%		$M_{b4}(M_{b3})$ 理论与实际值偏差/%		$M_{t4}(M_{t3})$ 理论与实际值偏差/%	
轴套组件	0.83	0.85	0.83	0.84	0.95	0.97	0.92	0.95
轴颈组件	0.75	0.78	0.81	0.82	0.86	0.84	0.88	0.86

注:表中 2 种偏差为挥舞和摆振正反两面应变片标定系数偏差。

2.3 试验载荷调试原理

挥舞力和摆振力加载调试是试验调试技术的关键,尤其是加载力大小的控制以及加载点位置的布置,都会对目标载荷的测量产生较大影响。因此,如何准确调试挥舞力和摆振力载荷使轴颈轴套组件贴片剖面弯矩(或尾桨叶对接面弯矩)满足试验和设计

要求,可以采用以下方法进行:

1) 先施加离心力,待其稳定后在距离轴颈轴套组件贴片剖面(或尾桨叶对接面)适当位置,分别施加挥舞理论计算剪力 F_{b0} 和摆振剪力 F_{t0} 进行加载调试,动载荷相位可按公式(6)和(7)施加。

$$M_{Bdi} = M_B \cos(\omega t), i=1 \sim 2 \tag{6}$$

$$M_{Tdi} = M_T \cos(\omega t), i=1 \sim 2 \tag{7}$$

式中: M_{Bdi} 、 M_{Tdi} 、 M_B 、 M_T 分别为轴颈和轴套组件贴片剖面处的动态挥舞弯矩、摆振弯矩、挥舞弯矩幅值及摆振弯矩幅值。

2) 调节挥舞剪力 F_b 和摆振剪力 F_t ,并根据尾桨叶假件上载荷测量剖面的输出弯矩插值计算出尾桨叶对接面的实时动态载荷,使其满足试验和设计要求。若尾桨叶对接面载荷测量误差较大,则可直接测量尾桨毂轴颈轴套组件贴片剖面弯矩,并使其满足试验要求,必要时可配合调整挥舞力和摆振力加载点位置,提高加载精度,保证目标载荷满足要求,试验调试流程图如图 9 所示。

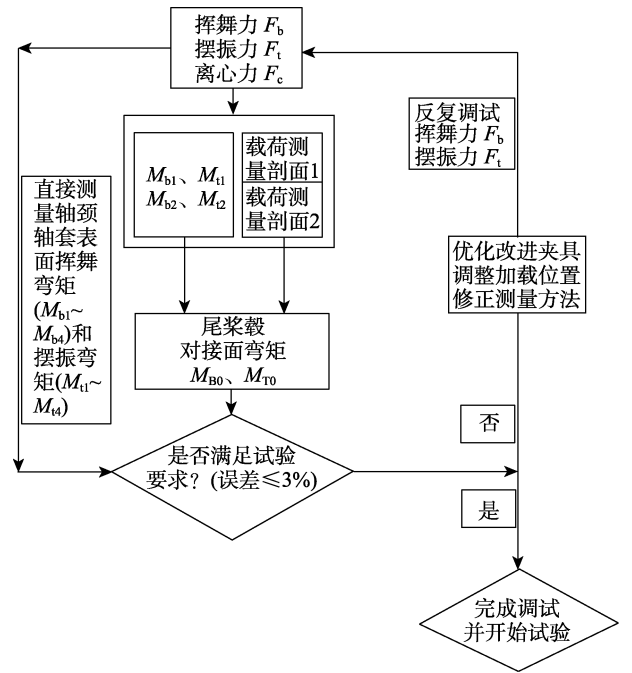


图 9 尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验载荷调试流程
Fig.9 Flow chart of fatigue test load debugging about tail rotor hub journal and sleeves module

3 载荷调试与分析

3.1 试验加载设计

试验时,将尾桨毂轴颈轴套组件安装在一个配套

装置上,连接装配要同实际装机情况一致,轴颈轴套组件通过螺栓与叉形件假件相连(如图 10 所示),两端轴套组件通过桨叶连接螺栓与尾桨叶假件相连,并在尾桨叶假件各自安装一套防扭装置,以防止试验时尾桨叶假件沿其轴线转动产生附加扭矩而影响摆振力施加。通过作动器执行机构、钢丝绳、连接接头及尾桨叶假件对轴颈轴套组件施加离心力载荷 F_c ,实现离心力加载设计;通过作动器执行机构、挥舞加载接头和摆振加载接头对尾桨叶假件施加挥舞力 F_b 和摆振力 F_t ,实现挥舞弯矩和摆振弯矩

加载设计。离心力、挥舞力和摆振力加载设计如图 11 和图 12 所示。

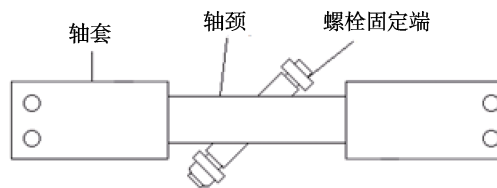


图 10 轴颈轴套组件安装固定简图
Fig.10 Diagram for installation and fixation of tail rotor hub journal and sleeves module

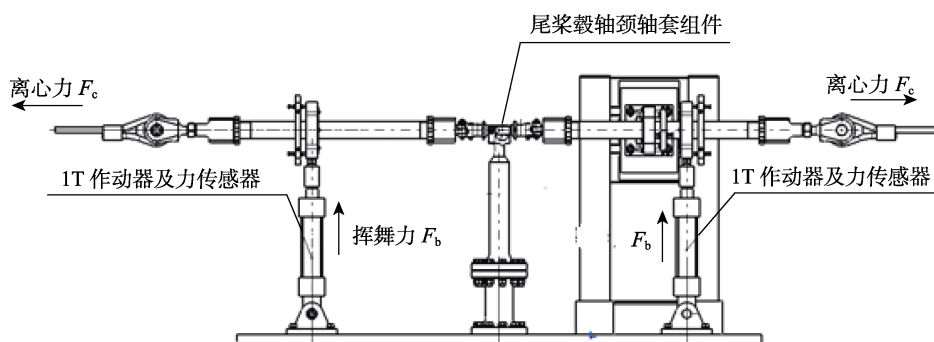


图 11 离心力和挥舞力加载
Fig.11 Loading diagram of centrifugal force and waving force

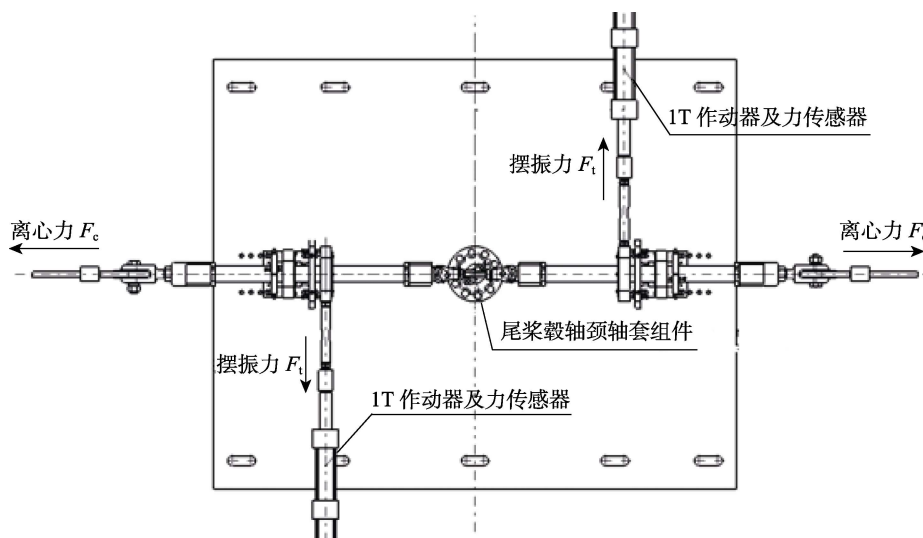


图 12 离心力和摆振力加载
Fig.12 Loading diagram of centrifugal force and the vibration force

3.2 载荷调试

试验控制系统选用 MTS 协调加载控制系统,可满足试验多点协调加载和测量要求,确保尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验的真实准确。试验时,先施加离心力静载,待其稳定,再根据目标载荷计算挥舞和摆振力的理论值,并分别在两端初步施加挥舞力理论动载和摆振力理论动载(如图 4 所示方向为正方向,挥舞和摆振为同相位加载,波形为正弦波),按式(6)和(7)计算轴颈轴套组件上贴片剖面的挥舞弯矩和摆

振,观察其是否满足试验和设计要求,载荷误差是否小于 3%。若不满足则反复调节加载点上作动器施加的挥舞力和摆振力,使调试载荷不断逼近目标载荷并达到试验要求,载荷调试流程如图 9 所示。最终稳定后的应变波形如图 13~15 所示。

尾桨叶对接面处的载荷需要根据尾桨叶假件上载荷测量剖面的应变输出进行最小二乘法插值计算,由标定得到标定系数和动态应变测量值,同时结合式(1)计算出各测量剖面挥舞弯矩和摆振处弯矩。然

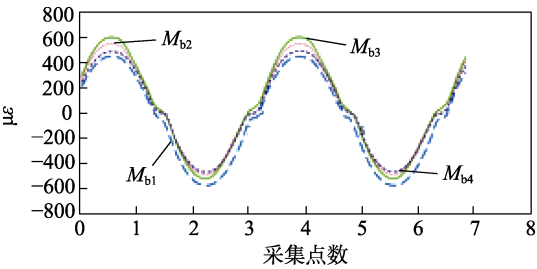


图 13 轴颈轴套组件挥舞应变波形
Fig.13 Waving strain waveform of tail rotor hub journal and sleeves module

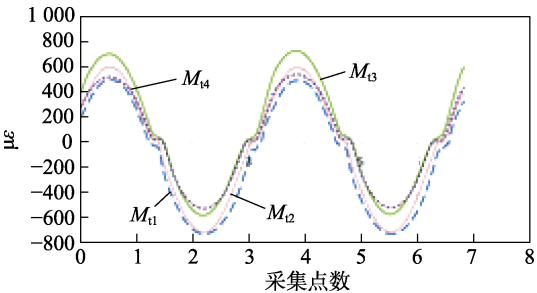


图 14 轴颈轴套组件摆振应变波形
Fig.14 Vibration strain waveform of tail rotor hub journal and sleeves module

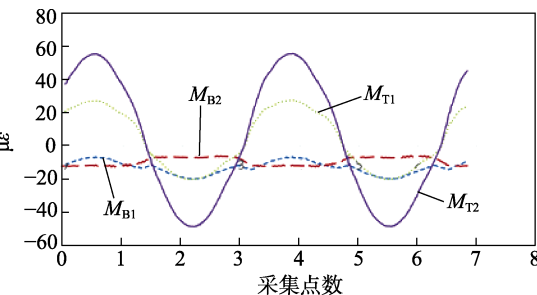


图 15 尾桨叶假件应变波形(结构左右对称, 仅列出左侧)
Fig.15 Strain waveform of tail blade fake parts (the structure is symmetrical, so only the left side is presented)

后结合式(3)和(4),采用小二乘法插值计算得出尾桨叶对接面弯矩,见表3(结构对称,仅列出左侧数据)。轴颈轴套组件各剖面的弯矩根据标定系数和动态应变测量值,并结合式(1)计算得到组件上各测量剖面处的弯矩值,见表4。

3.3 调试结果分析与比较

针对上文表3和表4中的数据进行对比分析,表3中尾桨叶对接面挥舞弯矩幅值可以正常计算,但摆

表 3 尾桨叶假件弯矩测量 Tab.3 Curving moment measurement for tail blade fake parts			
贴片位置	弯矩幅值/ (N·m)	距桨叶对接 面距离/m	尾桨叶对 接面弯矩/(N·m)
MB1	68	0.3	112(左)
MB2	44	0.45	
MT1	324	0.3	-443(右)
MT2	707	0.45	

表 4 轴颈轴套组件弯矩测量 Tab.4 Curving moment measurement for tail rotor hub journal and sleeves module			
贴片位置	弯矩幅值/(N·m)	贴片位置	弯矩幅值/(N·m)
M_{b1}	530	M_{b4}	537
M_{t1}	590	M_{t4}	533
M_{b2}	440	M_{b3}	451
M_{t2}	670	M_{t3}	676

振载荷的弯矩幅值计算值为负值,不符合实际,需要结合试验实际情况进行分析。在现场观察试验动态过程,挥舞与摆振受力方向与相位正常,但挥舞和摆振方向施加载荷时位移较大,轴套组件通过拉扭条和螺栓与轴颈组件连接,基于其连接结构特性,试验载荷受力分配在轴套、轴颈、螺栓和拉扭条等多个刚度不同的部位。

由于轴颈轴套组件的刚度比尾桨叶假件低,作为载荷施加点的尾桨叶假件,在进行挥舞和摆振加载使轴套和轴颈产生了较大变形和位移,各部位的连接和受力情况与理论的悬臂梁模型有偏差,试验时挥舞方向的动态加载示意图如图16所示。原本应作为悬臂梁末端的桨叶对接面(理论模型中应固定不动)在挥舞方向的实际加载中也跟随整体产生位移,同时因为尾桨叶假件刚度较大,其上贴片剖面应变测量的绝对值很小,容易产生较大测量误差。上述原因将使挥舞的对接面弯矩计算值准确度较低,作为监控载荷误差过大,不符合试验要求,故排除采用尾桨叶对接面载荷作为监控载荷的调试方法。

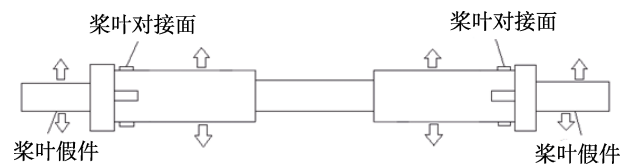


图 16 挥舞动态加载
Fig.16 Waving dynamic loading for tail rotor hub journal and sleeves module

试验时摆振方向的动态加载如图17所示。与挥舞方向类似,现场实际观察尾桨叶对接面在摆振方向的加载中也在跟随整体位移,摆振在假件上的加载点与应变测量点的距离比挥舞更近,误差更大,且摆振方向被两根穿过横截面的螺栓约束固定,螺栓限制横向位移,使其受力与理论模型偏差更大,对接面的摆振计算弯矩与理论不符,无法作为监控载荷使用。

另一种直接在轴颈轴套组件上进行载荷测量的方法,即在尾桨毂轴颈轴套组件上设定剖面贴应变片直接测得挥舞弯矩和摆振弯矩的方法较为准确稳定,且两侧数据对称性较好,载荷误差较小,符合试验和设计要求,可以准确地反映轴颈和轴套在试验中承受的载荷,为其疲劳特性及寿命评估提供依据。因此,

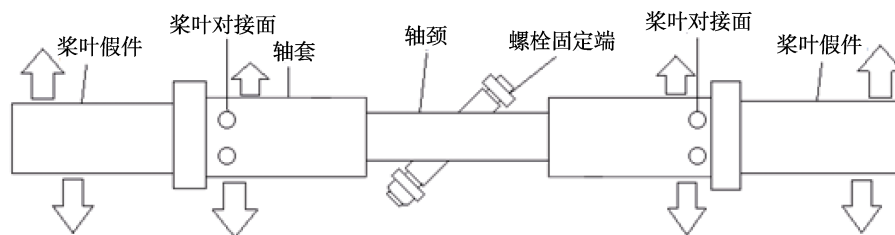


图 17 摆振动态加载

Fig.17 Vibrating dynamic loading for tail rotor hub journal and sleeves module

可根据实际飞行状态中轴颈轴套组件的载荷传递关系,将尾桨叶对接面载荷换算为轴颈轴套组件上关键剖面所需的试验和设计载荷,并以此作为载荷调试及监控的依据,完成试验加载控制,保证试验的顺利进行,准确考核试验件的疲劳寿命。

4 结论与展望

本文基于无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件的结构形式及承载特点,介绍了现代无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验的加载方案及调试方法,同时对对比分析了基于不同载荷监控方式得到的调试结果,得出以下结论:

1) 针对尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验,使用了尾桨叶假件对接面载荷测量法与轴颈轴套组件表面载荷直接测量法 2 种载荷调试监控方法,通过调试数据结果的对比分析发现,尾桨叶假件对接面载荷测量法因实际受力及传力路径与理论模型偏离过大,载荷调试结果与实际情况不符,不能作为试验载荷调试及监控方法;而轴颈轴套组件表面载荷直接测量法,采用直接测量轴颈轴套组件贴片剖面实际载荷的方式,将使载荷测量更为准确,误差精度符合要求,可作为试验载荷调试及监控方法。

2) 基于尾桨毂轴颈轴套组件的结构形式、承载特点、载荷标定及计算调试结果,提出了一种适用于无人直升机尾桨毂轴颈轴套疲劳试验载荷的调试方法。该法可实时采集试验件测量剖面的弯矩进行监控,载荷精度较高,可准确考核试验件疲劳性能及寿命。

3) 尾桨毂轴颈轴套组件的连接装配方式使其受力及传力复杂,后续可考虑将轴套和轴颈分别单独设计试验方案并开展试验验证,以期提高试验加载控制的精准性和试验考核的完善性。另外,挥舞方向的载荷若考虑更换为刚度比轴颈轴套组件小的桨叶假件来进行试验测量验证,载荷误差将会更小。

参考文献:

[1] 徐国华,王海,彭延辉.国外无人直升机的研究现状和发展趋势[C]//第19届全国直升机年会学术论文集.哈尔滨:

中国航空学会,2003.

XU G H, WANG H, PENG Y H. Recent States and Trends in Unmanned Helicopter Development[C]// Academic papers of the 19th National Helicopter Annual Conference. Harbin: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2003.

[2] 孔苏惠,施海伟.浅谈无人直升机在陆航中的应用前景[C]//第23届全国直升机年会学术论文集.成都:中国航空学会,2007.

KONG S H, SHI H W. The Application Foreground of Unmanned Helicopter in Army Aviation[C]// Academic papers of the 23th National Helicopter Annual Conference. Chengdu: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2007.

[3] 贺天鹏张俊,曾国奇,乌兰巴根丁力军.无人直升机系统设计[M].北京:国防工业出版社,2016.

ZENG G Q. Unmanned Helicopter System Design[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016.

[4] 蒋新桐.飞机设计手册[M].北京:航空工业出版社,2005.

JIANG X T. Aircraft Design Manual[M]. Beijing: Aviation industry Press, 2005.

[5] 穆志韬,曾本银,金平,等.直升机结构疲劳[M].北京:国防工业出版社,2009.

MU Z T, ZENG B Y, JIN P, et al. Fatigue of Helicopter Structures[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009.

[6] 夏国旺,孙云伟.直升机球柔性尾桨桨毂连接件疲劳试验技术研究[J].直升机技术,2009(3): 98-103.

XIA G W, SUN Y W. Research on Helicopter Spherical Flexible Tail Rotor Joint Fatigue Test Technology[J]. Helicopter Technique, 2009(3): 98-103.

[7] 李清蓉,喻渊鉴.直升机尾桨轴疲劳试验技术研究[J].直升机技术,2009(3): 104-107.

LI Q R, YU J J. Fatigue Test Technique Research of Helicopter Tail Rotor Mast[J]. Helicopter Technique, 2009(3): 104-107.

[8] 夏国旺,刘巍.直升机无轴承尾桨柔性梁标定与解耦[J].直升机技术,2007(3): 96-99.

XIA G W, LIU W. Demarcation and Decoupling of Helicopter Bearingless Tail Rotor Flexible Beam[J]. Helicopter Technique, 2007(3): 96-99.

[9] 李清蓉.疲劳试验中边界条件的模拟[J].直升机技术,2002(1): 29-32.

- LI Q R. Bondary Condition Imitation for Fatigue Test[J]. Helicopter Technique, 2002(1): 29-32.
- [10] 包名, 李大海, 何攀. 无人直升机主桨毂中央件疲劳试验载荷调试技术[J]. 直升机技术, 2020(4): 50-55.
- BAO M, LI D H, HE P. Loading Adjustment Technology about Main Rotor Hub of Unmanned Helicopter in Fatigue Test[J]. Helicopter Technique, 2020(4): 50-55.
- [11] 喻澹鉴, 李清蓉, 曾本银, 等. 直升机关键件疲劳设计探讨[J]. 直升机技术, 2009(4): 6-9.
- YU J J, LI Q R, ZENG B Y, et al. Fatigue Design Discussion on Critical Part of Helicopter[J]. Helicopter Technique, 2009(4): 6-9.
- [12] 任峰. 尾桨毂轴颈轴套组件中央件疲劳试验大纲[R]. 保定: 保定螺旋桨制造厂设计所, 1997.
- REN F. Fatigue Test Program about Tail Rotor Hub Journal and Sleeves Module of Helicopter[R]. Baoding: Screw Propeller factory in Bao Ding, 1997.
- [13] 任峰. 尾桨毂轴颈轴套组件中央件疲劳试验报告[R]. 保定: 保定螺旋桨制造厂设计所, 1997.
- REN F. Fatigue Test Report about Tail Rotor Hub Journal and Sleeves Module of Helicopter[R]. Baoding: Screw Propeller factory in Bao Ding, 1998.
- [14] 罗鹏. 无人直升机技术及应用[C]// 第 25 届全国直升机会学术论文集. 景德镇: 中国航空学会, 2009.
- LUO P. The Technology and Application for Unmanned Helicopter[C]// Academic Papers of the 25th National Helicopter Annual Conference. Jingdezhen: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [15] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- YAO W X. Fatigue Life Prediction of Structures[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [16] 张星光. 无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验任务书[R]. 景德镇: 中国直升机设计研究所, 2021.
- ZHANG X G. Fatigue Test Task Book about Tail Rotor Hub Journal and Sleeves Module of Unmanned Helicopter[R]. Jingdezhen: China Helicopter Design and Research Institute, 2021.
- [17] 包名. 无人直升机尾桨毂轴套组件疲劳试验大纲[R]. 景德镇: 中国直升机设计研究所, 2018.
- BAO M. Fatigue Test Program about Tail Rotor Hub Journal and Sleeves Module of Unmanned Helicopter[R]. Jingdezhen: China Helicopter Design and Research Institute, 2018.
- [18] 刘鸿文. 材料力学- II [M]. 4 版. 北京: 高等教育出版社, 2004.
- LIU H W. Mechanics of Materials[M]. 4th ed. Beijing: Higher Education Press, 2004.
- [19] 包名. 无人直升机尾桨毂轴套组件疲劳试验报告[R]. 景德镇: 中国直升机设计研究所, 2021.
- BAO M. Fatigue Test Report about Tail Rotor Hub Journal and Sleeves Module of Unmanned Helicopter[R]. Jingdezhen: China Helicopter Design and Research Institute, 2021.