

# 直升机尾桨载荷高精度同步测试技术<sup>\*</sup>

吴金星 朱攀 李盘文 尹川 王锦

(中国飞行试验研究院 西安 710089)

**摘要:** 为精确获取直升机飞行包线内的尾桨动态载荷,应对传统滑环及有线遥测技术可靠性低、布线困难与同步精度不足的挑战,本文研制了一种集无线传输和高精度时钟同步技术于一体的四通道尾桨载荷测试系统。该系统由部署于尾桨旋转部件的无线载荷采集器与机舱内载荷接收器构成,通过射频链路传输数据。系统采用基于靶场仪器组B型时间码信号授时的全局时间参考与优化的主从时钟同步算法,并结合时间戳动态对齐及应变测量温度补偿技术,旨在实现微秒级数据同步。实验结果表明:所构建的四通道测试系统实现了1 060.5 ns的整体平均同步精度,最佳通道平均同步精度达到799 ns;各应变测量通道在 $\pm 10 000 \mu\epsilon$ 范围内表现出优异的线性度和测量准确性,平均码值的均方根误差均低于3.9,满足飞行试验要求。

**关键词:** 直升机尾桨;载荷测量;无线测试;多通道数据采集;高精度同步;主从同步

**中图分类号:** TN915.41    **文献标识码:** A    **国家标准学科分类代码:** 590.5020

## High-precision synchronous testing technology for helicopter tail rotor loads

Wu Jinxing Zhu Pan Li Panwen Yin Chuan Wang Jin

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** To accurately obtain the dynamic loads of the helicopter tail rotor within the flight envelope and address the challenges of low reliability in traditional slip rings and wired telemetry technologies, wiring difficulties, and insufficient synchronization accuracy, this paper developed a four-channel tail rotor load measurement system integrating wireless transmission and high-precision clock synchronization technologies. The system consists of a wireless load collector deployed on the rotating components of the tail rotor and a load receiver in the cabin, transmitting data via an RF link. It employs a global time reference based on inter-range instrumentation group time code B signal synchronization and an optimized master-slave clock synchronization algorithm, combined with dynamic timestamp alignment and strain measurement temperature compensation techniques, aiming to achieve microsecond-level data synchronization. Experimental results demonstrate that the constructed four-channel measurement system achieved an overall average synchronization accuracy of 1 060.5 ns, with the best channel reaching an average synchronization accuracy of 799 ns. Each strain measurement channel exhibited excellent linearity and measurement accuracy within the range of  $\pm 10 000 \mu\epsilon$ , with the root mean square error of the average code values all below 3.9, meeting the requirements for flight tests.

**Keywords:** helicopter tail rotor; load measurement; wireless testing; multi-channel data acquisition; high-precision synchronization; master-slave synchronization

## 0 引言

直升机作为一种具备独特垂直起降能力的旋翼飞行器,在国防安全和国民经济建设中扮演着至关重要的角色。尾桨系统作为直升机平衡主旋翼反扭矩、提供航向操纵能力的核心部件,其工作环境极为严苛,持续承受着复杂多变

的气动载荷、旋转惯性载荷以及高频振动载荷的耦合作用<sup>[1-3]</sup>。因此,精确获取尾桨在实际飞行包线内的动态载荷分布,对于直升机结构设计优化、疲劳寿命预测、关键部件故障诊断以及飞行安全状态监控具有不可替代的价值<sup>[4-6]</sup>。

传统的尾桨载荷测试技术主要依赖物理滑环或有线遥测系统<sup>[7]</sup>。滑环虽能同时传输电能与信号,但存在电刷磨

损、接触电阻波动引入噪声、有限使用寿命、安装调试复杂等固有缺陷,尤其在高速旋转和恶劣环境下,其可靠性和信号质量显著下降<sup>[8]</sup>。有线遥测技术虽可避免滑环的部分问题,但在尾桨桨叶和桨毂等高速旋转部件上进行多通道、高可靠性的线缆布设极为困难,线缆不仅易受巨大离心力和持续振动的影响而发生疲劳断裂,而且通道数量和布局也受到严格限制<sup>[9]</sup>。更为关键的是,对于多通道高动态载荷测量而言,各通道数据采集的同步性是保证载荷分布准确还原和模态分析有效性的基础,传统方法往往难以满足复杂动态分析所需的微秒级别的高同步精度要求<sup>[10]</sup>。近年来,无线传感网络技术的快速发展以及高精度时间同步技术的不断突破,为克服上述技术挑战提供了全新的解决思路<sup>[11]</sup>。无线数据传输彻底摆脱了物理布线的束缚,显著简化了系统集成复杂度并提升了可靠性;非接触式感应供电或振动能量采集技术则为旋转部件的传感器节点提供了可持续的能源解决方案<sup>[12-13]</sup>。同时,精确时钟同步技术,例如基于全球定位系统、基于靶场仪器组 B 型时间码 (inter-range instrumentation group time code B, IRIG-B) 或 IEEE 1588 精密时间协议 (precision time protocol, PTP) 的同步方案,能够为采集节点提供统一的时间基准,从而实现微秒甚至纳秒级别的同步数据采集<sup>[14-15]</sup>。然而,将这些技术直接应用于直升机尾桨载荷测试环境仍面临诸多严峻挑战:桨毂区域极为有限的安装空间限制了无线模块的体积和功耗;无线传输的带宽、实时性和稳定性需满足高采样率、多通道数据的要求;以及在动态无线网络拓扑下,实现并维持多节点间微秒级的高精度时钟同步尤为困难<sup>[16-17]</sup>。

针对上述挑战,本文研制了一种集成了无线传输和高精度时钟同步技术的多通道尾桨载荷测试系统。该系统采用模块化设计,由部署于尾桨旋转部件的无线载荷采集器和机舱内的中心接收处理单元组成。在同步方面,系统采用基于 IRIG-B 信号授时的全局时间参考与优化的主从时钟同步算法,并结合时间戳动态对齐和温度补偿技术,旨在实现高精度的多通道载荷数据同步采集。

## 1 尾桨载荷多通道同步机载测试系统

### 1.1 机载测试系统架构

本测试系统旨在实现直升机尾桨动态载荷的高精度、多通道同步采集与无线传输。如图 1 所示,系统由部署在机舱外的旋转部件和安装在机舱内的固定接收处理单元组成。

**机舱外部旋转部件:**以四桨叶尾桨为例,每片桨叶的关键测点粘贴高灵敏度应变计,用于捕捉桨叶形变并转换为模拟电压信号。这些信号汇集至安装在桨毂上的尾桨载荷采集器。每个采集器集成了信号调理、模数转换、微控制器及无线收发模块。为解决供电问题,系统采用感应耦合电能传输技术,通过静止的初级线圈向旋转的次级线圈进行非接触式供电,为采集器提供稳定电源,从而避免了传统滑

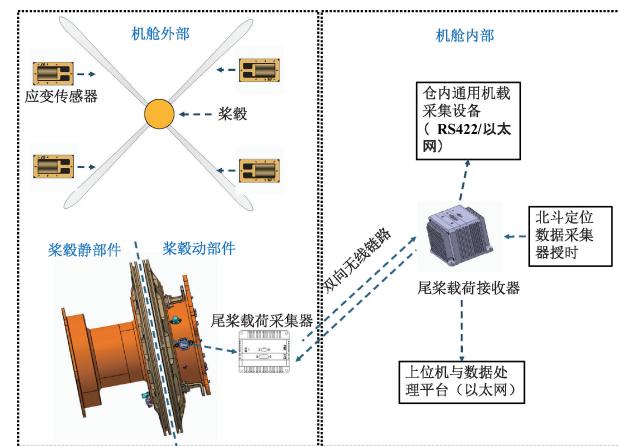


图 1 尾桨载荷测试系统的整体架构

Fig. 1 Overall architecture of the tail rotor load test system

环的机械磨损与接触不可靠问题。

**机舱内部固定部件:**位于机舱内的尾桨载荷接收器作为中心单元,通过双向射频链路与所有尾桨载荷采集器通信。它不仅负责接收各通道的实时载荷数据,还作为时钟主站,向作为时钟从站的采集器广播同步时间信息,管理整个系统的时间同步。

为确保数据传输的可靠性和系统的低功耗运行,无线链路工作在 2.4 GHz 公共频段,采用高斯频移键控调制方式,其良好的频谱特性和抗干扰能力适用于机载复杂电磁环境。空中传输速率设定为 1 Mbps,并采用前向纠错编码技术 (forward error correction, FEC),以牺牲少量带宽为代价换取数据传输的鲁棒性,有效降低了因信道噪声导致的误码率。为解决旋转部件的供电难题,系统采用了定制化的感应耦合电能传输技术。通过在静止的尾桨轴套上安装一个由 60 匝线圈构成的初级线圈,并在旋转的桨毂上集成一个 40 匝的次级线圈,实现了能量的非接触式传输。在两者间保持约 10 mm 的气隙距离下,该系统能够稳定地向每个载荷采集器提供约 2.5 W 的电能,满足其数据采集与无线通信的功耗需求。

### 1.2 系统同步误差来源分析

如图 2 所示,基于 IRIG-B 信号的高精度时钟同步是一个复杂系统,其整体时钟偏差的来源具有多样性。首先,信号在物理传输路径上存在固定的传播延时,尽管此延时可通过精确测量进行有效补偿。更为关键的误差源于 IRIG-B 信号的解码过程。在解码模块内部,信号被转换为秒脉冲和时刻信息的过程中,会引入处理延时与信号抖动。这包括脉冲检测的精度、脉冲宽度的测量、时序逻辑的提取以及十进制码转换等多个环节。例如,秒脉冲的生成可能因内部时钟触发不及时而延迟,脉冲边沿的精确度也可能存在偏差;同时,将时刻信息转换为数字格式时,亦会伴随量化误差和内部数据传输延时。

解码生成的秒脉冲信号与数字时刻信息,将作为基准



图 2 基于 IRIG-B 信号时钟同步过程中的延时  
Fig. 2 Based on the delay in the IRIG-B signal clock synchronization process

与节点本地时钟进行比较，以计算时钟偏差。然而，系统执行数据采集、时钟比较及反馈校正的闭环控制本身也会引入处理延时，这些延时直接影响最终的同步精度。此外，接收电路固有的信号抖动、数字逻辑电路的量化误差，以及环境温度变化导致的电子器件参数漂移等因素，都会叠加到整体时钟偏差中，共同影响同步的准确性。

在尾桨载荷测试系统的数据链路中,总体延时是多个独立环节延时累积的结果。如图3所示,延时链条的起点是应变片传感器自身的响应延时,随后模拟信号在电缆传输中会引入微小的传播延时。信号抵达采集器后,一系列板载处理(包括前置放大、滤波、模数转换以及为数据样本添加精确时间戳的数据封装)构成了显著的处理延时。封装后的数据包经由无线射频链路传输,这一阶段的延时不仅包含信号固有的空间传播延时,还包括由信道拥塞、数据包冲突或网络排队引起的、具有不确定性的动态延时。此外,用于维持时间同步的主从消息交换过程本身,也会因协议栈处理、消息队列等待及操作系统中断响应等因素,引入额外的通信与处理延时。

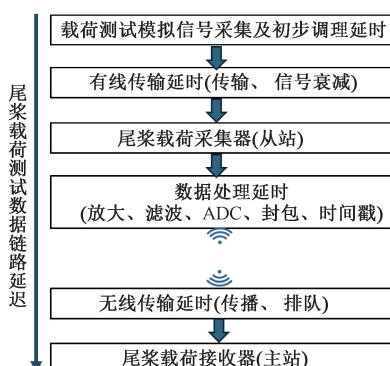


图 3 尾桨载荷测试系统中的数据链路延时  
Fig. 3 Data link delay in the tail rotor load test system

各分布式采集节点时钟源的固有不稳定性。这源于晶体振荡器自身的频率漂移(受老化和工艺影响)、环境温度变化对晶振频率的扰动,以及数字电路运行产生的微小抖动。这些因素导致各节点的本地时钟会随时间推移独立地产生偏移。其二,是在主从同步过程中,无线信号在复杂物理环境中传播时,其正向(主到从)与反向(从到主)的传输延时可能存在不易察觉的不对称性。这种不对称性使得通过测量往返时间来估算单向延时的方法引入了系统性误差,该误差会直接传递到时钟偏差的计算中,从而影响校准精度。主站正是通过持续测量往返时延,在对称性假设下估算单向延时并计算各从站的时钟偏差,进而对从站本地时钟进行动态调整,力求将整个系统的同步精度维持在微秒级别。

### 1.3 主从时钟同步算法

为实现多通道数据的高精度同步采集,本文采用了一种优化的主从时钟同步算法。该算法通过主站与各从站间的消息交换来测量时钟偏差,并利用这些信息对从站时钟进行动态校正,从而实现精确同步。尾桨载荷采集器为从站,尾桨载荷接收器为主站。本节将详细阐述该算法的工作原理,包括其时间戳计算、时钟偏差校正机制。

同步过程首先由主站在发送同步消息时记录精确时刻  $t_1$ ，而各从站在接收到该消息时则记录本地接收时刻  $t_2$ 。随后，各从站立即发送延时请求消息，并记录发送该请求时的时刻  $t_3$ ；主站在收到该请求后记录时刻  $t_4$ ，并将此时刻反馈给各从站。基于这些时刻数据，各从站采用式(1)计算主从时钟之间的偏差  $\theta$ ：

$$\theta = \frac{(t_2 - t_1) - (t_4 - t_3)}{2} \quad (1)$$

式(1)假设了无线链路的双向传输延时基本相等,其中  $t_2 = t_1 + d_1 + \theta$  和  $t_4 = t_3 + d_2 - \theta$ ;同时,系统还计算往返时延  $\delta$  来监控网络状况,公式为:

$$\delta = (t_2 - t_1) + (t_4 - t_3) \quad (2)$$

为了平滑地消除时钟偏差,从站根据计算出的  $\theta$  对本地时钟  $T$  进行校正,通常采用线性调整模型:

$$T_{\text{center}} \equiv T_{\text{center}} + K \cdot \theta \quad (3)$$

其中,  $K$  是校正系数, 取值范围通常在  $0 < K \leq 1$  内, 以保证校正过程既迅速响应又不至于引入抖动。在长时间运行的环境中, 从站时钟还会受到频率漂移的影响, 此时引入“比例-积分”控制器进行自适应校正, 其更新公式扩展为:

$$\Delta T_{corr}(t) = K_p \cdot \theta(t) + K_I \int_0^t \theta(\tau) d\tau \quad (4)$$

这里,  $K_p$  和  $K_i$  分别为比例和积分系数, 通过对时钟偏差  $\theta$  的积分, 可以有效地消除长期漂移带来的累积误差。

这一算法通过不断进行主从间的时间交换和校正,使从站时钟能够逐步趋近于主时钟,实现全系统微秒级的同步。在实际部署中,为了降低由网络延时不对称和瞬时噪声引入的误差,常会对连续多次计算得到的  $\theta$  值进行平均处理,即

$$\theta_{avg} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \theta_i \quad (5)$$

根据当前网络条件自适应地调整校正系数  $K$  (或  $K_p$  与  $K_i$ )，确保系统既能快速响应时钟偏差，又能避免过度调整导致的抖动。为了更直观地展示这一同步过程，图 4 给出了基于消息交换的主从时钟同步流程图。

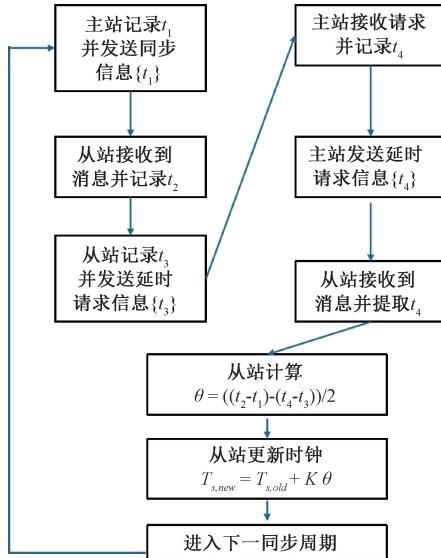


图 4 主从时钟同步算法流程

Fig. 4 Master-slave clock synchronization algorithm flow

通过上述流程，系统能够在每个同步周期内自动测量并校正时钟偏差，使从站时钟逐步逼近主时钟。通过多次迭代和自适应调整，即使在网络延时较高的环境中，也能维持微秒级的同步精度。

在无线数据传输系统中，由于信号传输延时的变化、网络抖动以及多通道时钟同步的不完美，会导致各通道接收到的数据时间戳存在一定的偏差。为了实现各通道数据在时间上的严格对齐，采用时间戳对齐技术，通过数学插值与误差校正算法来修正由延时不均引起的时刻漂移。设两个连续数据点的原始时间戳分别为  $T_i$  和  $T_{i+1}$ ，对应的数据接收时间为  $t_i$  和  $t_{i+1}$ ，对于位于  $t_i$  与  $t_{i+1}$  之间任一时刻  $t$  的采样点，采用线性插值法计算修正后的时间戳  $T_{corr}$ ：

$$T_{corr1} = T_i + (T_{i+1} - T_i) / (t_{i+1} - t_i) \cdot (t - t_i) \quad (6)$$

上述公式的物理意义在于，假设在相邻数据点间时间漂移呈线性变化，则可以根据接收时刻的相对位置，对原始时间戳进行精确修正。为了进一步提高时间戳对齐的精度，特别是在数据传输过程中出现抖动或丢包的情况下，还引入了加权平均与误差补偿策略。利用式(5)计算的平均偏差  $\theta_{avg}$  可以对未来的插值计算进行校正，修正公式可改写为：

$$T_{corr2} = T_i + (T_{i+1} - T_i) / (t_{i+1} - t_i) \cdot (t - t_i) - \theta_{avg} \quad (7)$$

通过上述主从时钟同步与时间戳对齐方法，本系统能

在每个同步周期内自动测量并校正时钟偏差，确保各采集通道严格对齐，实现微秒级同步精度，为后续多通道数据融合及高精度载荷测量提供了可靠的时间基准。

#### 1.4 载荷测量的温度补偿技术

在直升机尾桨载荷的高精度测量中，环境温度的变化是导致测量误差的一个关键因素。应变片的核心敏感元件的电阻值会随着温度的波动而发生漂移，这种漂移会产生一个与真实机械应变无关的虚假信号，若不加以校正，将严重影响载荷数据的准确性<sup>[18]</sup>。应变片初始电阻为  $R_0$ ，材料的电阻温度系数为  $\alpha_R$  ( $120 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ )，应变片的灵敏系数为  $K_s = 2.0$ 。在标准参考温度  $T_0$  ( $20^\circ\text{C}$ ) 下，应变片的阻值为  $R_s$ 。当尾桨待测区域温度变化为  $\Delta T = T_{actual} - T_0$  时 ( $T_{actual}$  为实际环境温度)，因温度变化引起的电阻相对变化  $\frac{\Delta R_T}{R_s}$  可近似为：

$$\frac{\Delta R_T}{R_s} \approx \alpha_R \cdot \Delta T \quad (8)$$

在载荷测量中，电阻相对变化与应变  $\epsilon$  之间的关系通常为：

$$\frac{\Delta R_\epsilon}{R_s} = K_s \cdot \epsilon \quad (9)$$

因此，由温度变化引起的等效应变误差  $\epsilon_{\Delta T}$  可以计算为：

$$\epsilon_{\Delta T} = \frac{\alpha_R}{K_s} \Delta T \quad (10)$$

由上述内容可知  $\alpha_R = 120 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ ,  $K_s = 2.0$ ，如果温度从参考温度  $T_0$  下降了  $10^\circ\text{C}$  (即  $\Delta T = -10^\circ\text{C}$ )，则会引入约  $\epsilon_{\Delta T} = \frac{120 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}}{2.0} \times (-10^\circ\text{C}) = -600 \mu\epsilon$  的误差。这对于高精度载荷测试来说是一个不可忽略的影响。

为消除这种误差，采用温度补偿技术。通过实时测量环境温度得到  $\Delta T$ ，然后对测量数据进行修正。温度补偿的基本公式为：

$$\epsilon_{real} = \epsilon_{measured} - \epsilon_{\Delta T} = \epsilon_{measured} - C \cdot \Delta T \quad (11)$$

其中， $\epsilon_{real}$  是补偿后的真实应变， $\epsilon_{measured}$  是仪器测得的包含温度影响的应变，补偿系数  $C = \frac{\alpha_R}{K_s}$ 。为精确确定该补偿系数  $C$ ，在正式试验前进行了专项标定实验。将粘贴有应变计和温度传感器的试件置于温控箱中，在施加零应变的状态下，以  $5^\circ\text{C}$  为步长在  $-40^\circ\text{C} \sim 60^\circ\text{C}$  的温度范围内循环变化，并记录每个温度点对应的应变输出。通过对多组“温度变化-应变”数据进行最小二乘法线性拟合，可得到  $C$  的最佳估计值及其不确定度。根据测量数据  $(\alpha_i, \beta_i)$ ，其中  $\alpha_i$  是温度变化量 ( $\Delta T_i$ )， $\beta_i$  是对应的应变输出 ( $\epsilon_i$ )，共  $n$  组数据。其线性拟合模型为： $\hat{\beta} = k \cdot \alpha + b$ ，其中  $\hat{\beta}$  是应变的拟合值。回归标准误差  $s_\epsilon$  如下：

$$s_e = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\beta_i - \hat{\beta}_i)^2}{n-2}} \quad (12)$$

其中,  $n$  是测量点的总数。 $n-2$  是自由度,因为线性模型中有两个待定参数( $k$  和  $b$ )。补偿系数  $C$  的标准不确定度  $u(C)$  由式(13)给出:

$$u(C) = \frac{s_e}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (\alpha_i - \bar{\alpha})^2}} \quad (13)$$

其中,  $\alpha_i$  是第  $i$  个测量点的温度变化量。 $\bar{\alpha}$  是所有温度变化量  $\alpha_i$  的平均值。计算得出,温度补偿系数  $C$  的最佳估计值为  $60.05 \mu\epsilon/\text{℃}$ 。其标准不确定度为  $u(C)=0.025 \mu\epsilon/\text{℃}$ 。

当温度偏差为  $\Delta T = -10\text{℃}$ ,温度引起的应变误差为  $\epsilon_{\Delta T} = C \cdot \Delta T = -600.5 \pm 0.025 \mu\epsilon$ 。当测得的原始应变为  $\epsilon_{\text{measured}}$  时,经过温度补偿后,真实应变应为:

$$\epsilon_{\text{real}} = \epsilon_{\text{measured}} + (60.05 \pm 0.025) \mu\epsilon \quad (14)$$

## 2 实验结果及分析

为验证本文中的尾桨载荷无线测试系统性能,搭建了专项实验平台,并从多通道同步精度和载荷测量准确性两个核心维度对系统进行了测试与评估。

### 2.1 实验装置与测试方法

实验测试平台如图 5 所示,主要由 4 个独立的尾桨载荷采集器(从站,编号 1~4)、尾桨载荷接收器(主站)、高精度示波器、直流稳压电源以及北斗定位数据采集器构成。测试过程主要包含以下两个部分:

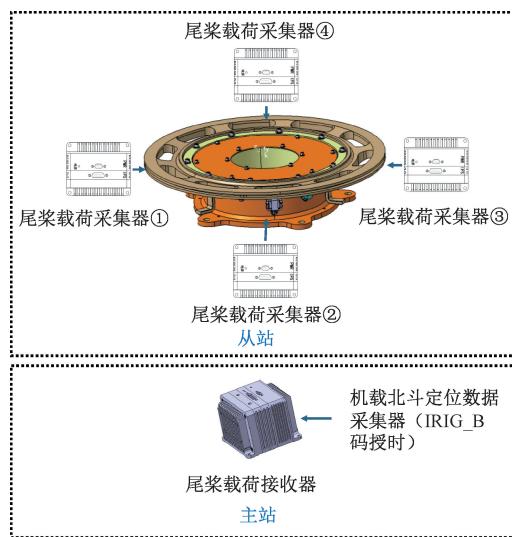


图 5 载荷测试系统性能验证

Fig. 5 Performance verification of the load testing system

同步精度测试:旨在量化评估 4 个尾桨载荷采集器(从站)在进行数据采样时,其各自采样时刻的时间一致性。通过比较各通道在同一指令下生成数据的时间戳,计算它们之间的误差,从而评定主从时钟同步算法的有效性。

载荷测量性能标定:旨在评估每个测量通道在整个量程内的线性度与精度。测试方法为:通过标准应变发生装置向每个通道施加一系列精确已知、范围从  $-10\,000 \sim +10\,000 \mu\epsilon$  的应变值,并记录接收器输出的对应数字码值。为消除随机误差,每个标定点均重复测量 4 次并取其平均码值进行分析。

### 2.2 实验结果分析

在同步精度测试中,对 4 个通道进行了连续 296 次同步测量。表 1 汇总了各通道同步精度的关键指标,包括最高、最低及平均同步精度。图 6~9 则直观展示了每次测试中各通道同步精度的波动情况。

表 1 应变载荷同步采集精度测量结果

Table 1 Measurement results of strain load synchronous acquisition accuracy

尾桨桨叶 编号	ns		
	最低同步 精度	最高同步 精度	平均同步 精度
1	1 680	800	1 247
2	960	640	799
3	1 760	880	1 314
4	1 040	720	882

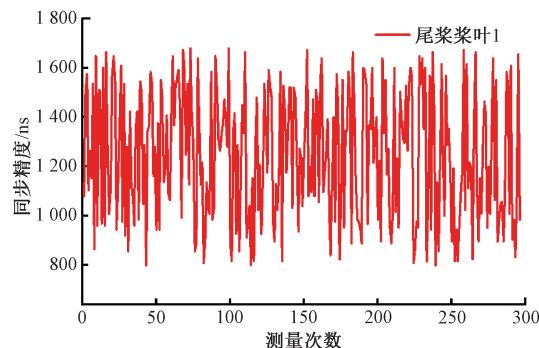


图 6 尾桨桨叶 1 的应变载荷同步精度测量结果

Fig. 6 Synchronization accuracy measurement results of strain loads on tail rotor blade 1

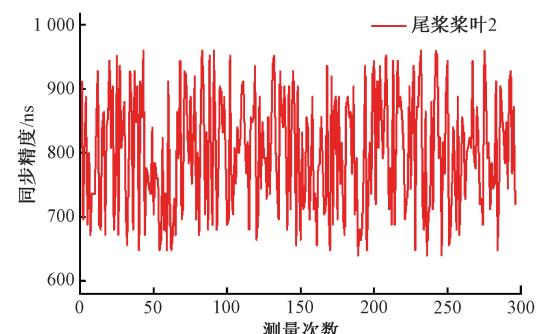


图 7 尾桨桨叶 2 的应变载荷同步精度测量结果

Fig. 7 Measurement results of strain load synchronization accuracy for tail rotor blade 2

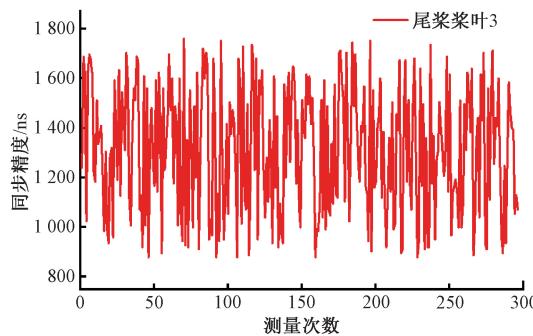


图 8 尾桨桨叶 3 的应变载荷同步精度测量结果

Fig. 8 Synchronization accuracy measurement results of strain loads on tail rotor blade 3

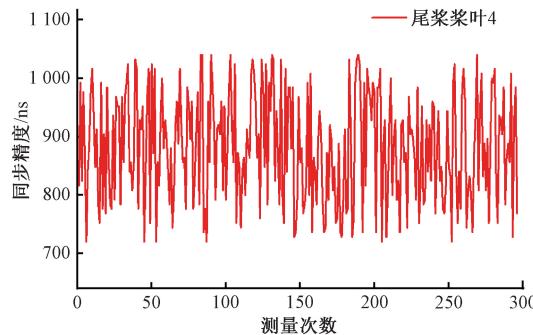


图 9 尾桨桨叶 4 的应变载荷同步精度测量结果

Fig. 9 Strain load synchronization accuracy measurement results for tail rotor blade 4

从表 1 的数据可以看出,4 个尾桨桨叶的同步精度表现存在差异。例如,1 号桨叶的平均同步精度为 1 247 ns,其同步精度在 800~1 680 ns 之间波动。2 号桨叶表现最佳,平均同步精度达到了 799 ns,波动范围为 640~960 ns。3 号桨叶的平均同步精度为 1 314 ns,波动范围在 880~1 760 ns。4 号桨叶的平均同步精度为 882 ns,波动范围介于 720~1 040 ns。

这些差异可能源于各应变片的具体安装位置差异、尾桨载荷采集器硬件特性的微小不同或局部时钟的偏差。尽管存在这些波动,但系统整体表现出较高的同步水准,4 个通道的整体平均同步精度为 1 060.5 ns。296 次重复测量提供了充足的样本量,足以进行有意义的统计推断。为了评估该平均同步精度结果的统计可靠性,本研究计算了其 95% 置信区间。以 296 次测量为样本( $n=296$ ),基于临界值  $z=1.96$ ,样本均值  $\bar{x}=1 060.5$  ns 和各通道数据估算的整体样本标准差  $s \approx 250$  ns,利用  $t$  分布(自由度  $n-1>30$ ,近似为正态分布),计算得到的 95% 置信区间(confidence interval,CI)为:

$$CI = \bar{x} \pm z \frac{s}{\sqrt{n}} = \approx 1 060.5 \pm 28.5 \text{ ns} \quad (15)$$

即置信区间为 [1 032 ns, 1 089 ns]。这一狭窄的置信区间表明,系统同步精度的真实均值有 95% 的概率落在此

范围内,证明了测量结果的高度一致性和主从同步算法的稳定性与有效性。

如图 6~9 所示,分别展示了 4 片尾桨桨叶上采集器同步精度测试的详细结果分布。综合来看,系统通过主从时钟同步算法,实现了平均同步精度优于 799 ns(以 2 号采集器为代表)的优异性能。

为定量评估各尾桨载荷测量通道的性能,本文对每个尾桨通道进行了详细的测试。在测试过程中,通过向测量通道输入一系列离散的、已知的应变载荷(单位为  $\mu\epsilon$ ),并同步记录尾桨载荷接收器输出的对应数字码值。为确保数据可靠性,每个载荷点均重复测量 4 次,并计算其平均码值。

为了定量评估每个通道的测量性能,首先基于每个通道的输入应变载荷  $X_i$  与其对应的实测平均码值  $Y_{mean,i}$ ,通过线性回归分析确定了它们之间的关系函数,其通用形式为:

$$Y_{theoretical,i} = m \cdot X_i + c \quad (16)$$

此处,  $m$  是拟合的斜率,  $c$  是截距(零点偏置),  $Y_{theoretical,i}$  为拟合得到的理论码值。随后,通过计算实测平均码值与理论拟合值之间的均方根误差(root mean squared error, RMSE)来量化每个通道的非线性误差和精度水平。RMSE 值越小,表明直升机载荷测量通道的线性度越高,精度也越高。其计算公式为:

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (Y_{measured,i} - Y_{mean,i})^2}{N}} \quad (17)$$

此处,  $Y_{measured,i}$  为第  $i$  个测量点上实际测得的码值,  $Y_{mean,i}$  为对应平均码值,  $N$  为测量点的总数。

对于尾桨 1,其载荷与码值对应关系如表 2 所示。输入应变值从  $-10 000 \mu\epsilon$  线性增加至  $+10 000 \mu\epsilon$ ,对应的平均码值也从 2 581 规律性地增加到 51 903。经过计算,尾桨 1 的 RMSE 为 3.58。其载荷( $X$ )与平均码值( $Y_1$ )的关系函数拟合为:  $Y_1 = 2.466 \cdot 15X + 27 237.51$ 。表明该测量通道具有较高的测量精度和良好的线性响应。

表 2 尾桨桨叶 1 的载荷与码值

Table 2 Load and code values of tail rotor blade 1

输入应变值/ $\mu\epsilon$	码值	码值	码值	码值	平均码值
-10 000	2 578	2 583	2 577	2 586	2 581
-8 000	7 519	7 522	7 515	7 524	7 520
-6 000	12 452	12 455	12 446	12 454	12 452
-3 000	19 843	19 846	19 843	19 852	19 846
0	27 237	27 243	27 238	27 243	27 240
3 000	34 633	34 640	34 637	34 638	34 637
6 000	42 028	42 034	42 029	42 038	42 033
8 000	46 959	46 963	46 958	46 970	46 963
10 000	51 902	51 904	51 899	51 908	51 903

对于尾桨 2,其载荷与码值数据如表 3 所示。其平均码值在相同应变激励下,从 2 553 线性增加至 51 888。计算得到的 RMSE 约为 3.49 码值。其载荷( $X$ )与平均码值( $Y_2$ )的关系函数拟合为: $Y_2 = 2.46688X + 27213.68$ 。是 4 个通道中表现最佳的一个,具有最佳的线性度和最高的测量准确性。

表 3 尾桨桨叶 2 的载荷与码值

Table 3 Load and code value of tail rotor blade 2

输入 应变值/ $\mu\epsilon$	码值	码值	码值	码值	平均 码值
-10 000	2 549	2 555	2 548	2 558	2 553
-8 000	7 492	7 494	7 488	7 497	7 493
-6 000	12 423	12 427	12 418	12 426	12 423
-3 000	19 816	19 819	19 817	19 825	19 819
0	27 213	27 219	27 213	27 218	27 216
3 000	34 608	34 615	34 612	34 613	34 612
6 000	42 004	42 010	42 005	42 014	42 008
8 000	46 935	46 938	46 934	46 946	46 938
10 000	51 886	51 888	51 883	51 893	51 888

最后,对于尾桨 3,其测量数据展示于表 4。在  $-10 000 \sim +10 000 \mu\epsilon$  的应变区间内,平均码值从 2 544 线性递增至 51 916。其 RMSE 约为 3.87 码值。其载荷( $X$ )与平均码值( $Y_3$ )的关系函数拟合为: $Y_3 = 2.46861X + 27299.30$ 。是四个尾桨测量通道中精度最差的一个。

表 4 尾桨桨叶 3 的载荷与码值

Table 4 Load and code values of tail rotor blade 3

输入 应变值/ $\mu\epsilon$	码值	码值	码值	码值	平均 码值
-10 000	2 541	2 547	2 540	2 549	2 544
-8 000	7 489	7 492	7 485	7 494	7 490
-6 000	12 424	12 428	12 418	12 427	12 424
-3 000	19 824	19 828	19 825	19 833	19 828
0	27 299	27 306	27 300	27 305	27 303
3 000	34 628	34 636	34 633	34 633	34 633
6 000	42 031	42 037	42 032	42 041	42 035
8 000	46 968	46 971	46 967	46 978	46 971
10 000	51 914	51 917	51 912	51 921	51 916

对于尾桨 4,其载荷与码值数据如表 5 所示。同样地,在  $-10 000 \sim +10 000 \mu\epsilon$  的应变范围内,平均码值从 2 576 线性变化至 51 898。对此组数据进行 RMSE 计算,尾桨 4 的均方根误差约为 3.52。其载荷( $X$ )与平均码值( $Y_4$ )的关系函数拟合为: $Y_4 = 2.46622X + 27234.97$ ,同样表现出优异的测量精度,仅次于尾桨 2。

表 5 尾桨桨叶 4 的载荷与码值

Table 5 Load and code values of tail rotor blade 4

输入 应变值/ $\mu\epsilon$	码值	码值	码值	码值	平均 码值
-10 000	2 573	2 578	2 572	2 581	2 576
-8 000	7 515	7 518	7 511	7 520	7 516
-6 000	12 447	12 450	12 441	12 449	12 447
-3 000	19 838	19 842	19 839	19 848	19 842
0	27 234	27 241	27 235	27 240	27 238
3 000	34 628	34 636	34 633	34 633	34 633
6 000	42 024	42 030	42 025	42 034	42 028
8 000	46 953	46 957	46 953	46 964	46 957
10 000	51 897	51 899	51 894	51 903	51 898

实验结果表明,主从时钟同步算法有效。同步精度测试显示,系统整体表现出较高同步水准,实现了整体平均同步精度为 1 060.5 ns。其中 2 号(平均 799 ns)和 4 号(平均 882 ns)采集器实现了优于 1  $\mu\text{s}$  的优异同步精度,尽管各通道(如 1 号 1 247 ns,3 号 1 314 ns)存在差异。在通道性能方面,所有通道均展现出良好的线性响应和高测量精度。各通道 RMSE 值均较小,尾桨 2 表现最佳(3.49),尾桨 3 相对最差(3.87),尾桨 1(3.58)和 4(3.52)亦表现优异。综合来看,该系统能实现高精度同步采集与精确的尾桨载荷测量。

为进一步凸显本系统的设计优势,将其与传统滑环方案进行多维度对比。传统滑环技术的主要瓶颈在于同步精度和信号质量。由于机械接触和复杂的信号路由,滑环系统的多通道同步精度通常在 10  $\mu\text{s}$  以上,差于本系统实现的 1.06  $\mu\text{s}$ 。此外,滑环的机械结构使其重量和体积较大,且平均无故障时间因磨损问题而相对较短。

为了直观展示本系统在关键性能指标上的综合表现,以雷达图的形式,对本系统及传统滑环方案进行了 5 项核心指标的对比,如图 10 所示。从图 10 对比中可知,本系统在同步精度、重量、功耗和可靠性上具有明显优势。

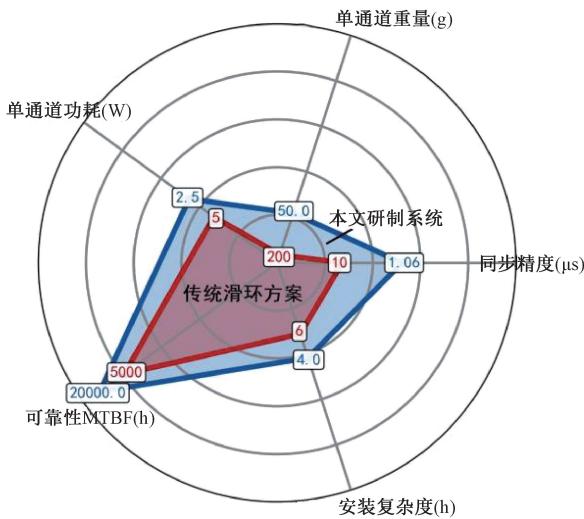


图 10 四通道测试系统与传统滑环方案核心指标对比雷达图

Fig. 10 Radar chart comparison of the core indicators between constructed four-channel measurement system and traditional slip rings technology

### 3 结 论

本文针对传统直升机尾桨载荷测试技术可靠性低、同步精度不足的挑战,研制了一种集无线传输与高精度时钟同步于一体的四通道测试系统。该系统由旋转部件上的尾桨载荷采集器与机舱内的接收器构成,采用基于 IRIG-B 信号的全局时间参考和优化的主从同步算法,并结合时间戳对齐与温度补偿技术,旨在实现微秒级数据同步。实验结果表明,该系统实现了 1 060.5 ns 的整体四通道平均同步精度,最佳通道精度达 799 ns。同时,各测量通道在  $\pm 10 000 \mu\text{s}$  量程内展现出优异的线性度和测量准确性,平均码值的均方根误差均低于 3.9,验证了系统能够满足飞行试验的要求。

### 参考文献

- [1] ORMISTON R A. Revitalizing advanced rotorcraft research—and the compound helicopter: 35th AHS Alexander A. Nikolsky Honorary Lecture[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2016, 61(1): 1-23.
- [2] YEO H, ORMISTON R A. UH-60A airloads workshop—setting the stage for the rotorcraft CFD/CSD revolution, part II: On going progress, impact, and lessons learned [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2022, 67(2): 1-16.
- [3] 汪正中, 陈立霞, 索谦, 等. 直升机着水载荷试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(2): 258-263.
- WANG ZH ZH, CHEN L X, SUO Q, et al. Experimental study on helicopter water landing loads[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(2): 258-263.
- [4] RAHUL V, ALOKITA S, JAYAKRISHNA K, et al. Structural health monitoring of aerospace composites[M]. Cambridge: Woodhead Publishing, 2019: 33-52.
- [5] 马亚平, 蒋红娜. 基于应力分布的直升机传动齿轮故障辨识实验[J]. 电子测量技术, 2023, 46(17): 189-194.
- MA Y P, JIANG H N. Experimental study on fault identification of helicopter transmission gears based on stress distribution [J]. Electronic Measurement Technology, 2023, 46(17): 189-194.
- [6] 蒋红娜, 马亚平, 程娟. 飞行试验中直升机近地飞行安全监控测试技术[J]. 电子测量技术, 2024, 47(22): 189-194.
- JIANG H N, MA Y P, CHENG J. Safety monitoring and testing technology for helicopter near-ground flight in flight tests[J]. Electronic Measurement Technology, 2024, 47(22): 189-194.
- [7] AYAZ E. Concurrent operation of wireless power transfer based contactless slip ring and motor drive system with a single converter[D]. Ankara: Middle East Technical University, 2022.
- [8] TAKANO T, SHIONO M, OHSAKI H, et al. Brushless slip ring with a long rotating axis to transfer a large amount of power [C]. International Astronautical Congress, 2019.
- [9] SAZONOV E. Wearable sensors: Fundamentals, implementation and applications [M]. Academic Press, 2020.
- [10] DANG F, SUN X K, LIU K B, et al. A survey on clock synchronization in the industrial internet[J]. Journal of Computer Science and Technology, 2023, 38(1): 146-165.
- [11] 邵猛, 王红亮. 基于自组网协议的箭载无线传感网络系统设计[J]. 电子测量技术, 2024, 47(19): 123-128.
- SHAO M, WANG H L. The arrow-borne wireless sensor network system is based on auto-join protocol [J]. Electronic Measurement Technology, 2024, 47(19): 123-128.
- [12] ADEPOJU W, BHATTACHARYA I, SANYAOLU M, et al. Critical review of recent advancement in metamaterial design for wireless power transfer[J]. IEEE Access, 2022, 10: 42699-42726.
- [13] WEI CH F, JING X J. A comprehensive review on vibration energy harvesting: Modelling and realization[J].

- Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2017, 74: 1-18.
- [14] SHANAVAS S, VIPIN V, ANANDU A S, et al. Affordable BeagleBone solution for precise IRIG-B countdown time synchronization for safety-critical applications[C]. 2024 7th International Conference on Devices, Circuits and Systems(ICDCS). IEEE, 2024: 267-270.
- [15] JONES T, ARNOLD D, TUFFNER F, et al. Recent advances in precision clock synchronization protocols for power grid control systems[J]. Energies, 2021, 14(17): 5303.
- [16] XUE B, LI ZH T, LEI P Y, et al. Wicsync: A wireless multi-node clock synchronization solution based on optimized UWB two-way clock synchronization protocol[J]. Measurement, 2021, 183: 109760.
- [17] TIRADO-ANDRÉS F, ARAUJO A. Performance of clock sources and their influence on time synchronization in wireless sensor networks [J]. International Journal of Distributed Sensor Networks, 2019, 15(9): 1550147719879372.
- [18] SHIRATSUCH T, IMAI T. Development of fiber Bragg grating strain sensor with temperature compensation for measurement of cryogenic structures[J]. Cryogenics, 2021, 113: 103233.

### 作者简介

吴金星(通信作者),博士,主要研究方向为传感测量与机载测试系统设计等。

E-mail:Jinxing\_Wu\_Xidian@163.com

朱攀,硕士,主要研究方向为机载测试系统设计。

李盈文,硕士,主要研究方向为传感测量、信号采集、遥测传输、数据处理与分析等。

尹川,硕士,主要研究方向为机载测试系统设计。

王锦,硕士,主要研究方向为机载测试系统设计。