

直升机旋翼动平衡振动信号的等角度重采样算法研究

李建明¹, 陈超², 刘文法²

(1. 成都以太航空保障工程技术有限责任公司, 成都 610031; 2. 陆军装备部驻成都地区航空军事代表室, 成都 610043)

摘要: **目的** 准确测量直升机旋翼基频振动的强度和相位, 开展对基于振动信号降噪的等角度采样算法研究。**方法** 基于直升机旋翼动平衡检测的经典架构, 提取桨毂传导过来的啮齿咬合振动信号, 作为等相位采样的标尺, 从而将振动数据从等时间采样, 转换为等角度采样, 减少转速微弱波动导致的相位非均匀采样对快速傅里叶变换的影响。**结果** 针对某型现役直升机在满速下获得的主旋翼测试数据, 在经过上述方法进行重采样后, 测量结果的滚动平均振动强度和相位的波动性明显降低, 振动波动小于 ± 0.01 IPS, 相位波动小于 $\pm 10^\circ$ 。**结论** 在采用加速度传感器的条件下, 通过采用啮齿咬合高频信号作为标尺, 对振动信号进行等角度重采样可以提高测量的精确度。

关键词: 动平衡检测; 直升机; 振动信号; 等角度重采样; 加速度传感器; 降噪算法

中图分类号: TB936 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9242(2023)05-0097-07

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2023.05.014

Research on Helicopter Rotor Balance Detection and Vibration Signal Equal-angle Resampling Algorithm

LI Jian-ming¹, CHEN Chao², LIU Wen-fa²

(1. Ether Engineering Technology Corporation of Aviation Logistics and Safeguard Ltd. 610031;
2. Army Aviation Military Representative Office in Chengdu, 610043)

ABSTRACT: In order to accurately measure the intensity and phase of helicopter rotor fundamental frequency vibration, this paper has carried out the research on equal angle sampling algorithm based on vibration signal noise reduction. Based on the classical architecture of helicopter rotor dynamic balance detection, the meshing vibration signal transmitted from the rotor hub is extracted as the scale of equal phase sampling, so as to convert the vibration data from equal time sampling to equal angle sampling, thus reducing the impact of phase non-uniform sampling caused by the weak fluctuation of speed on the FFT. For the main rotor test data of a helicopter in service at full speed, the rolling average vibration intensity and phase fluctuation of the

收稿日期: 2023-02-23; 修订日期: 2023-04-27

Received: 2023-02-23; Revised: 2023-04-27

作者简介: 李建明(1969—), 男。

Biography: LI Jian-ming (1969-), Male.

通讯作者: 陈超(1982—), 男。

Corresponding author: CHEN Chao(1982—), Male.

引文格式: 李建明, 陈超, 刘文法. 直升机旋翼动平衡振动信号的等角度重采样算法研究[J]. 装备环境工程, 2023, 20(5): 097-103.

LI Jian-ming, CHEN Chao, LIU Wen-fa. Research on Helicopter Rotor Balance Detection and Vibration Signal Equal-angle Resampling Algorithm[J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(5): 097-103.

measured results are significantly reduced after resampling by the above methods. The measured results of a helicopter show that the vibration fluctuation is less than ± 0.01 IPS and the phase fluctuation is less than $\pm 10^\circ$. Under the condition of using the acceleration sensor, the precision of measurement can be improved by using the high frequency signal of meshing as the scale and resampling the vibration signal at the same angle.

KEY WORDS: balance measurement; helicopter; vibration signal; equal angle resampling; accelerometer; noise reduction algorithm

直升机动平衡检测是直升机的日常维护常用的检测手段之一。目前部队装备的直升机旋翼动平衡仪主要为国外进口,其中以美国的TEC公司ACES航空系统分部生产的如Model 2020(HR 2020)^[1]和美国霍尼韦尔公司的Vibrex 2000动平衡分析仪^[2]最为常见,早期的还有CHADWICK公司的型号^[3]。国内关于直升机旋翼动平衡的技术研究,多为动平衡仪使用方法流程等方面^[4-6],以及设备校准校验^[7-8]。这些工作对于维护人员日常动平衡仪的使用是非常有实用意义的。另外,相关的研究主要集中在调整策略优化算法方面^[9-11],希望通过调整策略的优化,减少调整次数,甚至实现一次调整成功,大大地降低维护工作量,但到目前为止,仍然没有实现产品化的解决方案。至于动平衡仪系统最底层传感器测量到的振动信号数据的处理手段方面,国内研究较少。中国直升机设计研究所报道了基于阶次跟踪,进行转速插值的一种处理方法^[12],其在旋翼锥体与动平衡仿真试验台上和Vibrex2000进行了对比测试,结果非常吻合,且稳定性更好。其技术原理来源于机械领域的一种转速处理方案^[13],适合转速波动较大的情况,方可进行转速插值。与仿真实验台不同,直升机在满速测试条件下,转速相当稳定,因此无法采取这种技术手段。南京航空航天大学也进行过相关研究,但仅仅做了仿真模拟^[14],取得了不错的结果,但由于直升机振动和飞机的非线性气动特性有关,仿真难以体现实际情况。另外,和动平衡相关的还有关于健康与使用监控系统(HUMS)的研究。如西安交通大学报道了一种利用深度聚类变分网络进行直升机状态识别的技术^[15],实现了更精确的状态识别能力。在国外研究方面,没能检索到关于直升机动平衡振动信号算法处理的文献,可能是由于该系统成型太早,国外相关学者均已经转向HUMS系统的研究^[16-20]。因此,直升机实测振动信号的处理技术,只能进行自主创新,深入研究其信号特性,研究准确提取基频振动幅度和相位的相关技术,充实国内这一研究领域的内容。

在获取振动信号幅度和频率信息方面,快速傅里叶变换(FFT)是一种常用的有效手段,但其对采样非常敏感,非均匀采样会导致频谱混叠^[21]。实际硬件一般为等时采样,而振动分量的提取,要求的是等相位采样。旋翼转速总是存在微小波动,使得等时采样不等效于等相位采样,从而对FFT输出结果会产生

影响。本文提出了一种基于啮齿频率作为相位标尺,进行等角度重采样的直升机动平衡振动测量信号处理方法,研究了直升机旋翼振动信号的相关特征,以及在某国产直升机上和ACES的测试仪进行了对比验证。

1 直升机动平衡振动信号测试系统

1.1 振动机理分析

直升机的振动主要有动力系统的传动机械振动,如各传动机械转轴以及齿轮啮合带来的高频振动,特别是主旋翼桨毂位置,其为刚性结构,而且直接靠近传动机械,振动频率分量相当复杂。还有主旋翼的基频振动,属于低频振动,包括旋翼的气动特性带来的固有振动和主旋翼桨叶非均匀性带来的可调试的振动分量,以及基频(1/rev)的倍频分量和基频乘以桨叶数量的倍频谐波(n/rev , n 为桨叶数量)等。直升机的振动可以分为垂直振动和侧向振动2类。垂直振动和许多因素相关,但最终体现为旋翼在旋转中各位置的升力不平衡,相关的因素有桨叶在生产过程中其叶片和弦轮廓的细微变化,以及变距拉杆和后缘调整片的调整不恰当等。水平振动则主要由于旋翼质量的分布不均匀导致,在生产过程中不可避免地会出现桨叶质量以及相关结构件的质量存在细微差异。还存在调整校正装配步骤不适当,垂直方向的不平衡以及共锥度不满足要求导致的侧向振动。在现实中,还存在轨迹分裂现象^[22],即共锥度调整不是最佳情况下,却产生最小的振动。综上所述,动平衡调整的最终目的是将振动量调整到符合直升机要求。本文针对的主要是基频振动测量及算法的研究。

1.2 直升机动平衡振动测试方案

整体设计方案包括2部分,一是直升机旋翼振动信号采集系统(如图1所示),二是通过数字信号算法对采集到的旋翼振动信号进行的信号处理与分析系统。测试装置采用了动平衡分析仪的经典架构,即通过振动传感器采集直升机的振动信号,结合光电转速传感器获取旋翼的频率和相位,结合信号提取算法进行振动信号处理与分析后,提取出旋翼振动的相位与幅值信息。

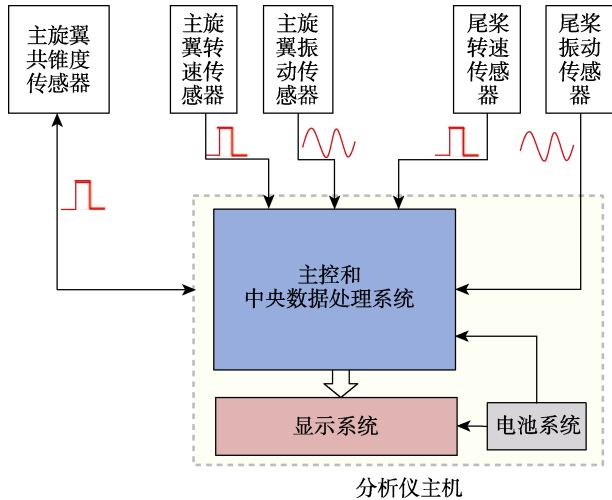


图 1 直升机旋翼振动信号采集系统
Fig.1 Block diagram of helicopter rotor vibration signal acquisition system

1.3 振动信号采样算法

受限于频率分辨率, 针对微小转速波动的系统, 短时傅里叶变换并不合适。这种存在较小频率波动的信号可以用式 (1) 讨论。

$$x(n) = \sum_0^M X_m [1 + a_m(n)] \cos[2\pi m T f_1 n + \Phi_m + b_m(n)] \quad (1)$$

式中: f_1 为转轴频率; T 为转轴齿数; Tf_1 为啮齿频率; m 为啮齿频率的谐波阶次 ($m=1$ 对应基频啮齿频率阶次); X_m 为 m 次谐波幅度, Φ_m 为原始相位; $a_m(n)$ 和 $b_m(n)$ 为调制函数的幅度和相位。如没有转速波动的情况下, 其频谱为一系列的基频、啮齿基频、高次谐波以及由于机械传导带来的幅度调制产生的边带频率。然后 $x(n)$ 和结构响应的卷积才是实际采集获取的信号 $x(t)$ 。根据上述模型, 转轴频率 f_1 包含在时域信号 $x(t)$ 内。

为了允许转速存在一定的波动, 下面用 $f_1(n)$ 来代替表示基频 f_1 , 没有 n 的则视为平均值。因此, $b_m(n)$ 随时间变化, 可以视作转速的波动, 从而已经在 $f_1(n)$ 中所包含。此时信号模型变成:

$$x(n) = \sum_0^M X_m [1 + a_m(n)] \cos[2\pi m T f_1(n) n + \Phi_m] \quad (2)$$

基本思想为通过一个带通滤波器来获取一个啮齿频率, 其频率中心为 $m \cdot f_{\text{mesh}}$ 啮齿频率或其谐波, 通带宽度应小于 $2\min(f_1, f_2)$ (f_2 为另一个转轴基频)。基本的计算架构可以用图 2 表示。

设 δ_f 为转轴转速的最大波动频率, 由于转速波动是随机的, 可以将其设置为转速波动方差的 2 倍。因此, 不存在谐波边带混叠的最大转速波动 $\delta_{f_{\text{max}}}$ 为:

$$\delta_{f_{\text{max}}} = \frac{f_1}{1 + 2mT_{\text{max}}} \approx \frac{f_1}{2mT_{\text{max}}} \quad (3)$$

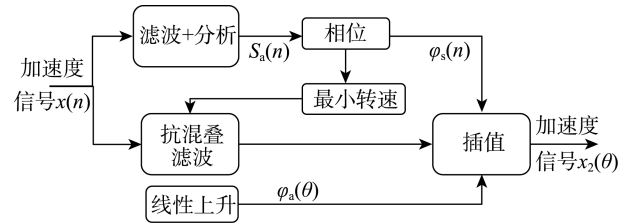


图 2 阶次分析等角度插值算法架构
Fig.2 Architecture diagram of the order analysis equal-angle interpolation algorithm

式中: T_{max} 为两个转轴的最大齿数; f_1 则为最小平均转速; m 为所提取的啮齿频率谐波阶次, 所用阶次越高, 允许的转速波动越小。如满足上述条件, 则可通过通带滤波提取出目标谐波:

$$y(n) = X_m \cos[2\pi m T f_1(n) n + \Phi_m] \quad (4)$$

与之有关的分析信号可以用来提取出转速信息:

$$s_a(n) = X_m \exp[2\pi j m T f_1(n) n + j \Phi_m] \quad (5)$$

从而可以得到相位信息:

$$\phi(n) = 2\pi m T f_1(n) n + \Phi_m \quad (6)$$

解缠后, 除以 mT 则可以得到转轴的相位:

$$\phi_s(n) = \frac{\phi(n)}{mT} = 2\pi f_1(n) n + \frac{\Phi_m}{mT} \quad (7)$$

瞬时频率可以表示为:

$$f_{\text{inst}}(n) = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{d\phi_s(n)}{dn} \quad (8)$$

至此, 可以得到转轴的瞬时转速 (归一化频率) 和相位。然后再通过相位解缠, 即可进行等角度重采样, 从而最终进行 FFT 变换, 获得准确的幅度和相位。

2 结果及分析

振动传感器和转速传感器获取的原始信号波形如图 3 所示。图 3 中, 信号采样率为 8k, 测量总时长为 10 s。振动传感器灵敏度为 100 mV/g。从图 3 中可以看出, 信号近乎噪声的形态, 并不能看到显著的基频振动波形。

通过对原始波形频谱的分析, 其中发现了频率为基频 125 倍处的信号具有较高的信噪比, 即 $m=125$ 。通过无相移滤波将其提取出来, 作为下一步等角度采样的相位参考尺。其频谱位置及时域波形如图 4 所示。

通过希尔伯特-黄变换 (HHT) 展开, HHT 是处理非平稳信号的典型方法, 它是利用经验模态分解 (EMD) 自适应分解产生若干个本征模态函数 (IMF) 分量, 然后对每个 IMF 分量做希尔伯特 (Hilbert) 变换, 得到分解信号的瞬时频率。然后经过解缠, 即将折叠在 $[-\pi, \pi]$ 之间的相位值还原成其连续真实相位值, 以获得信号在时域上的相位变化。对其求导即可得到该 $m=125$ 倍频在时域上的瞬时频率, 结果如图 5 所示。由于该高频分量同样受到噪声影响, 为了降低

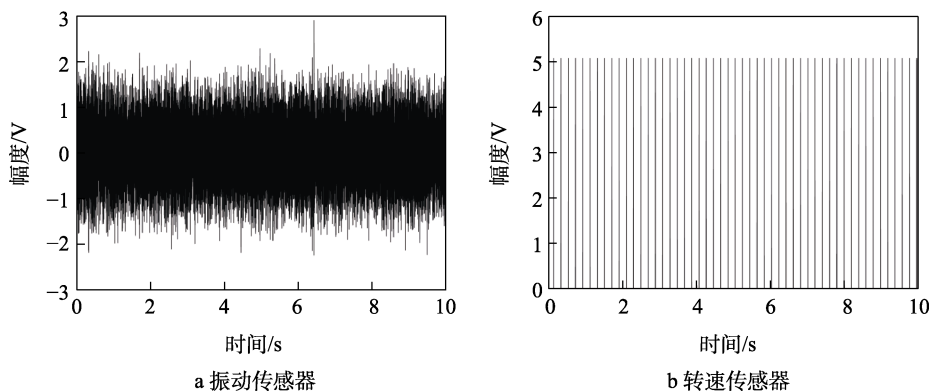


图3 原始信号波形

Fig.3 Original signal waveforms: a)vibration sensor; b)speed sensor

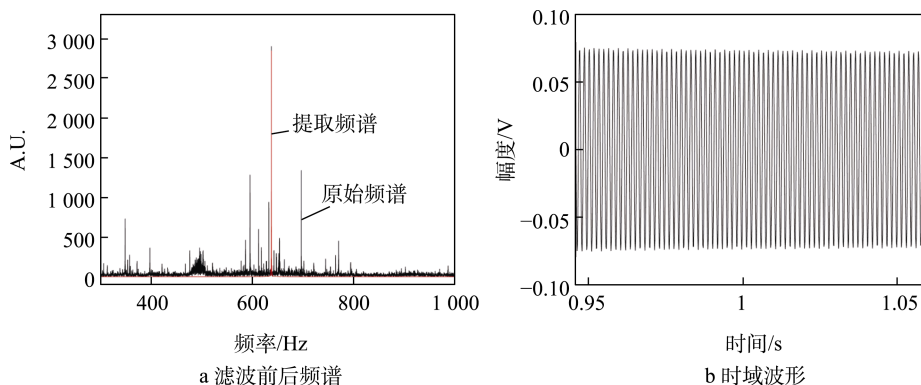


图4 $m=125$ 的频点信号的滤波前后频谱和时域波形

Fig.4 Frequency spectrum (a) and time domain waveform (b) of frequency point signal with $m=125$ before and after filtering

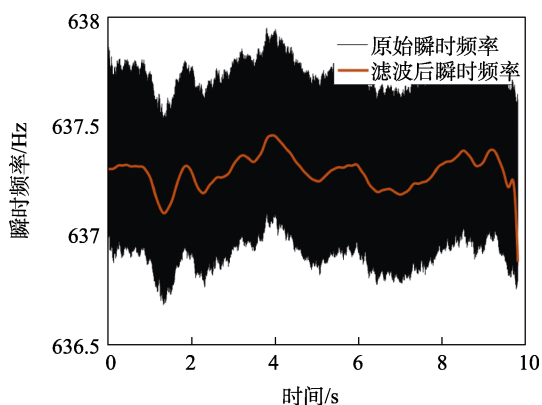


图5 通过 $m=125$ 频点提取出来的频率波动结果
Fig.5 Fluctuation of the extracted frequency at frequency point with $m=125$

噪声引入相位误差,因此需要对该瞬时频率进行低通滤波,去除噪声信号。

根据滤波后的频率波动曲线,即可对其进行相位展开。然后对原始信号进行零相移低通抗混叠滤波,按照等角度的原则进行重新采样,对信号进行重整。最后采用时域窄带滤波提取出基频分量,再进行快速傅里叶变换,获取其振动幅度和相位信息。最终输出的时域波形如图6所示。其中总共为40圈数据,每圈均插值为2048点。测试的直升机转速约为301 r/min。从图6可以看出,经过一系列处理后,通过振动数据

已经可以目测得到幅度和相位都较为一致的正弦波形。相对于原始信号类似于噪声的状态,已经有了很大提升,但是仍需进行多圈平均,以获得更为准确的结果。在实际检测算法流程中,每一圈处理后的信号质量也可以进行监测,并进行可信度评估,以决定是否加入平均队列。

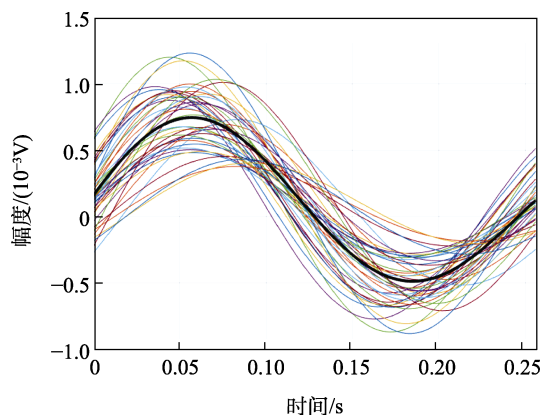


图6 最终输出时域波形(多周期叠加)
Fig.6 Final output waveform in time domain (multi-cycle superimposed)

设备最终在外场进行了某直升机的主旋翼测试验证,传感器分别装在主旋翼桨毂水平方向以及座舱前排的垂直方向。在直升机满速开始,进行了连续的

数据采集和测试。在水平和垂直方向基频振动幅度和相位随着圈数平均的收敛情况如图 7 所示。图 7 中的 3 次测试在 20 圈后均收敛到振动幅度误差在 $\pm 0.01\text{IPS}$ 以内, 相位在 $\pm 10^\circ$ 以内, 40 圈平均的结果更为一致。在图 8 所示的测试结果中, 每个点为 4 s 平均的计算结果, 总共持续了约 4 min。从图 8 结果来看, 桨毂

上水平方向的振动量经历了从 0.29IPS 快速下降到 0.23IPS~0.24IPS 的水平, 可能是转速达到满速之后, 其气动特性的稳定仍需要一定时间。前排座舱内垂直方向的振动量则是较为平稳地在 0.2IPS~0.21IPS 水平。无论是水平还是垂直方向的振动, 其相位都比较稳定, 在约 4 min 的测试时间里, 相位波动在 $\pm 6^\circ$ 以内。

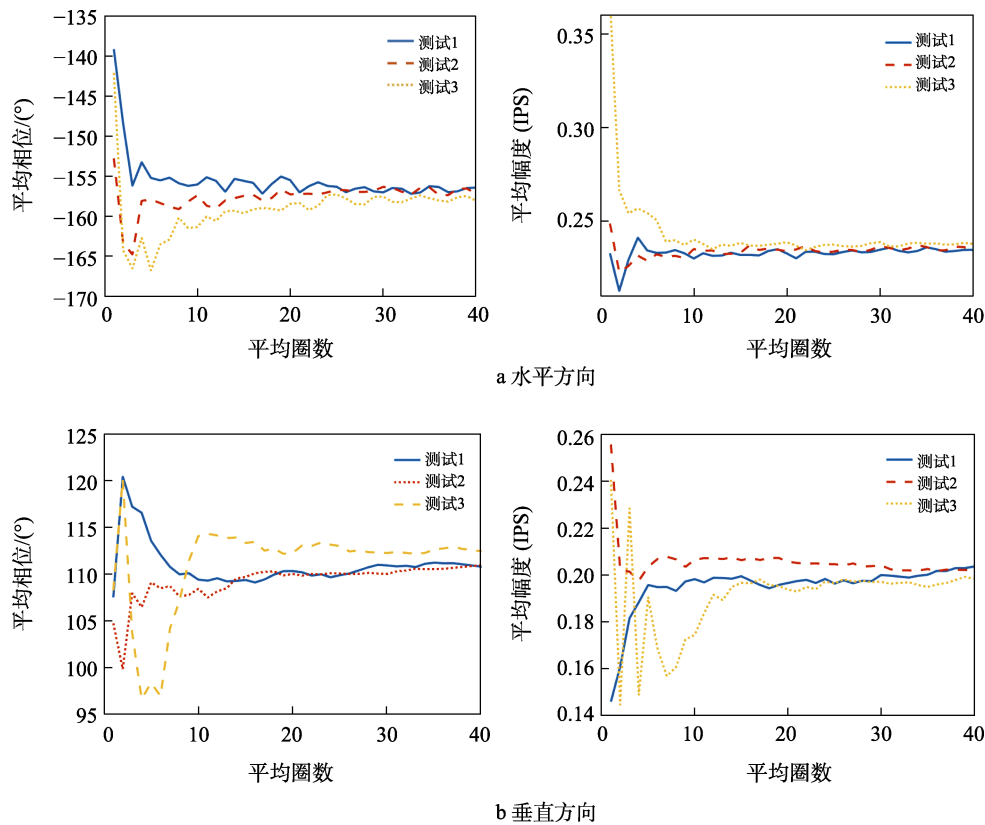


图 7 实测直升机数据随平均圈数收敛曲线

Fig.7 Convergence curve of measured data of helicopter with average number of cycles: a) horizontal direction; b) vertical direction

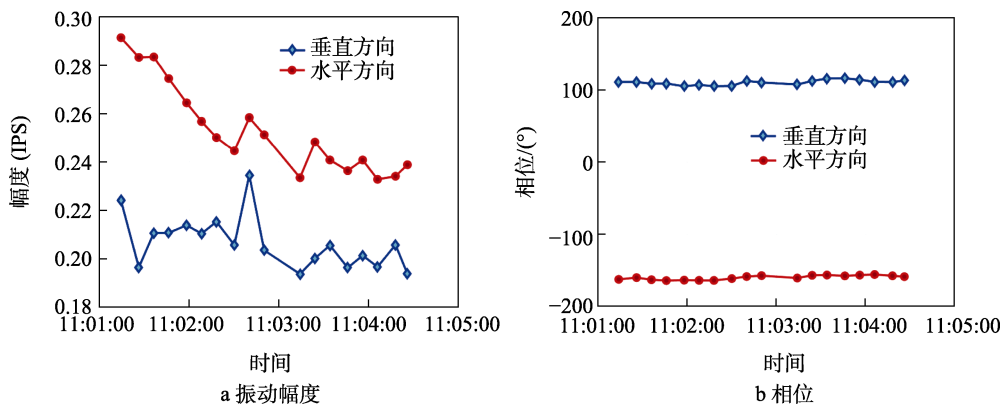


图 8 直升机主旋翼实测振动幅度和相位

Fig.8 Measured vibration amplitude (a) and phase (b) of helicopter main rotor

该直升机用 ACES 的 Model 2020 分析仪的测试结果: 垂直方向的振动量为 0.20IPS, 相角为 3.05° ; 水平方向的振动量为 0.22IPS, 相角为 12.01° 。自研设备在水平方向 3 次测试的振动强度的极差为

0.01IPS, 与 ACES 测试结果相差在 0.01IPS 以内, 相位的极差为 2.23° , 与 ACES 结果最大差值为 109.32° ; 垂直方向 3 次测试的振动强度极差为 0.01IPS, 与 ACES 测试结果相差在 $\pm 0.02\text{IPS}$ 以内, 相位的极差为

2.94°, 与 ACES 结果最大差值为-170.50°。测试结果汇总见表 1。相位差别主要是由内部滤波器、模拟器件响应等原因引起的。本次测试中, 自研结果未做相位补偿。在测试结果的稳定性足够的条件下, 可通过相位补偿解决相位差异问题。

表 1 自研设备和 ACES 的 Model 2020 分析仪
测试结果对比

Tab.1 Comparison of test results between self-developed equipment and Model 2020 analyzer of ACES

测试组	垂直方向		水平方向	
	幅度(IPS)	相位/(°)	幅度(IPS)	相位/(°)
ACES	0.20	3.05	0.22	12.01
自研测试 1	0.20	110.43	0.23	-155.55
自研测试 2	0.20	110.14	0.23	-157.32
自研测试 3	0.19	112.37	0.24	-158.49
自研测试极差	0.01	2.23	0.01	2.94
对比最大差值	0.01	109.32	0.02	-170.50

3 结语

本文提出了一种直升机旋翼动平衡振动信号的等角度重采样算法, 基于自研的振动测试平台, 在某国产机型上与 ACES 公司 Model 2020 振动分析仪进行了对比实验。测试结果表明, 采用自研振动测试平台的 3 次测试结果波动小于 ± 0.01 IPS, 相位波动小于 $\pm 3^\circ$ 的指标性要求, 达到了国外设备水平, 具备进口设备国产化替代的能力。

参考文献:

- [1] 王强, 蒋安民. 基于 Model 2020 的直升机旋翼锥体及动平衡技术研究[J]. 航空维修与工程, 2009(6): 62-64.
WANG Qiang, JIANG An-min. The Research of Track and Dynamic Balance for Helicopter Rotor Based on the Model 2020[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2009(6): 62-64.
- [2] 孟现召. Vibrex 2000 型振动值测试仪的反设计优化[J]. 机械工程师, 2011(3): 96-97.
MENG Xian-zhao. The Test Method Optimization of Virex 2000 Vibration Tester with Reverse Analysis[J]. Mechanical Engineer, 2011(3): 96-97.
- [3] 刘谦. 浅谈 Cessna172R 飞机螺旋桨动平衡配平[J]. 中国设备工程, 2022(8): 126-127.
LIU Qian. Discussion on Dynamic Balance and Trim of Propeller of Cessna172R Aircraft[J]. China Plant Engineering, 2022(8): 126-127.
- [4] 张功虎, 李玉川, 李杨. 直-X 直升机旋翼动平衡检查调整方法研究[J]. 直升机技术, 2014(4): 57-59.
ZHANG Gong-hu, LI Yu-chuan, LI Yang. Research on Methods to Check and Adjust the Rotor Dynamic Balance for Z-X Helicopter[J]. Helicopter Technique, 2014(4):

- [5] 于懿源. 浅谈某型直升机旋翼锥体及动平衡调整方法[J]. 科技创新与应用, 2017(23): 6-7.
YU Yi-yuan. Discussion on the Rotor Cone and Dynamic Balance Adjustment Method of a Helicopter[J]. Technology Innovation and Application, 2017(23): 6-7.
- [6] 李思昂. 直升机桨叶振动的检查与调整[J]. 军民两用技术与产品, 2014(7): 6.
LI Si-ang. Inspection and Adjustment of Helicopter Blade Vibration[J]. Dual Use Technologies & Products, 2014(7): 6.
- [7] 张建国. 直升机旋翼锥体和动平衡测量仪校准方法研究[J]. 航空计量技术, 2003, 23(2): 19-21.
ZHANG Jian-guo. Research of Calibration Method of Helicopter Rotor Track and Dynamic Balance Measuring System[J]. Aviation Metrology & Measurement Technology, 2003, 23(2): 19-21.
- [8] 薛伟松, 邢士喜, 郑牧, 等. 直升机旋翼锥体及动平衡设备校验系统的研究[J]. 测控技术, 2006, 25(3): 4-7.
XUE Wei-song, XING Shi-xi, ZHENG Mu, et al. Research on Checkout System for Track-Height and Dynamic Balance Equipment of Helicopter[J]. Measurement & Control Technology, 2006, 25(3): 4-7.
- [9] 刘红梅, 王少萍, 欧阳平超. 基于 GRNN 网络和遗传算法的旋翼动平衡调整[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(5): 507-511.
LIU Hong-mei, WANG Shao-ping, OUYANG Ping-chao. Helicopter Rotor Smoothing Based on GRNN Neural Network and Genetic Algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(5): 507-511.
- [10] 高军龙, 胡国才, 吴靖. 基于动力学模型的旋翼动平衡故障仿真及诊断[J]. 海军航空工程学院学报, 2016, 31(3): 317-322.
GAO Jun-long, HU Guo-cai, WU Jing. Fault Simulation and Diagnosis of Helicopter Rotor Dynamic Balance Based on Dynamic Model[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2016, 31(3): 317-322.
- [11] 刘红梅, 吕琛, 欧阳平超, 等. 粒子群优化在直升机旋翼动平衡调整中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(3): 283-288.
LIU Hong-mei, LÜ Chen, OUYANG Ping-chao, et al. Helicopter Rotor Tuning Based on Neural Network and Particle Swarm Optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(3): 283-288.
- [12] 吴国宝, 易晖, 汤永. 直升机旋翼动平衡测量方法研究[J]. 测控技术, 2020, 39(3): 89-93.
WU Guo-bao, YI Hui, TANG Yong. Measurement Method of Helicopter Rotor Dynamic Balance[J]. Measurement & Control Technology, 2020, 39(3): 89-93.
- [13] 傅炜娜. 基于 Vold-Kalman 跟踪滤波的旋转机械阶比分析方法研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2010.
FU Wei-na. Research on Rotating Machine Order Analysis

- Method Based on Vold-Kalman Tracking Filter[D]. Chongqing: Chongqing University, 2010.
- [14] 孙昕. 直升机旋翼动不平衡诊断及调平优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- SUN Xin. Imbalance Diagnosis and Optimization for Helicopter Rotor Balance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [15] WU Jing-yao, SUN Chuang, ZHANG Chi, et al. Deep Clustering Variational Network for Helicopter Regime Recognition in HUMS[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 124: 107553.
- [16] ASHER M, TOSHKOVA D, LIEVEN N. Automatic Regime Detection for Rotor Track and Balance Using Vibration only Sensor Data[J]. The Aeronautical Journal, 2020, 124(1275): 617-634.
- [17] REILLY P, ROUCKEN J, SHELDON J, et al. Achieving Automated Rotor Track and Balance through Use of Active Trim Tab and Pitch Control Rod Technologies[C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2019 Forum. San Diego: AIAA, 2019.
- [18] ZHOU Ling-hao, DUAN Fang, CORSAR M, et al. A Study on Helicopter Main Gearbox Planetary Bearing Fault Diagnosis[J]. Applied Acoustics, 2019, 147: 4-14.
- [19] CAMERINI V, COPPOTELLI G, BENDISCH S. Fault Detection in Operating Helicopter Drivetrain Components Based on Support Vector Data Description[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 73: 48-60.
- [20] BONNARDOT F, EL BADAoui M, RANDALL R B, et al. Use of the Acceleration Signal of a Gearbox in Order to Perform Angular Resampling (with Limited Speed Fluctuation)[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2005, 19(4): 766-785.
- [21] BRETTHORST G L. Nonuniform Sampling: Bandwidth and Aliasing[J]. Concepts in Magnetic Resonance Part A, 2008, 32A(6): 417-435.
- [22] NEWMAN S J. The Verification of a Theoretical Helicopter Rotor Blade Sailing Method by Means of Wind-tunnel Testing[J]. The Aeronautical Journal, 1995, 99(982): 41-51.

责任编辑: 刘世忠