

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.002

## 基于智能变距拉杆的旋翼平衡实时调整方法

黄林然<sup>1</sup>, 孙灿飞<sup>1,2</sup>, 赵英梅<sup>1</sup>, 彭德润<sup>1</sup>, 胡斌<sup>1</sup>, 程攀<sup>1</sup>, 莫胜波<sup>3</sup>

(1. 航空工业上海航空测控技术研究所, 上海 201601; 2. 故障诊断与健康管理工作航空科技重点实验室, 上海 201601; 3. 航空工业兰州飞行控制有限责任公司, 兰州 730070)

**摘要:** 旋翼不平衡是造成直升机振动的重要原因, 而传统旋翼平衡调整是一种定期维护方法, 耗时长且无法长时间保持维护后的振动水平。本文研制了一套基于智能变距拉杆的旋翼平衡实时调整(In flight tuning, IFT)系统, 可以根据计算机发出的数字指令控制智能变距拉杆长度实现桨叶变距输入, 进而完成旋翼动平衡调整。试验发现智能变距拉杆杆端位移量对旋翼转频振动分量的影响呈线性规律, 由此确定拉杆调整系数矩阵。当获取旋翼不平衡振动信息后, 根据相位选择相应拉杆作为调整器, 根据振幅在调整矢量方向投影的大小关系设计了调整策略, 得到拉杆完成平衡调整所需的位移量。通过旋翼塔试验验证了该方法的有效性, 结果表明该方法可以在直升机飞行过程中实时降低旋翼振动水平, 有效提高了旋翼动平衡调整效率。

**关键词:** 直升机振动; 旋翼平衡实时调整系统; 智能变距拉杆; 旋翼塔试验

**中图分类号:** TB53 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)02-0186-07

## Real Time Adjustment Method of Rotor Balance Based on Smart Pitch Rod

HUANG Linran<sup>1</sup>, SUN Canfei<sup>1,2</sup>, ZHAO Yingmei<sup>1</sup>,  
PENG Derun<sup>1</sup>, HU Bin<sup>1</sup>, CHENG Pan<sup>1</sup>, MO Shengbo<sup>3</sup>

(1. AVIC Shanghai Aero Measurement Controlling Research Institute, Shanghai 201601, China;

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Fault Diagnosis and Health Management, Shanghai 201601, China;

3. AVIC Lanzhou Flight Control Co., Ltd., Lanzhou 730070, China)

**Abstract:** Rotor imbalance is an important cause of helicopter vibration. The traditional rotor balancing adjustment is a periodic maintenance method, which takes a long time and cannot maintain the vibration level after maintenance for a long time. Therefore, an in light tuning (IFT) system based on smart pitch rod is developed, which can control the length of smart pitch rods according to the digital command sent by the computer, realize the variable pitch input of blade, and then complete the rotor dynamic balance adjustment. It is found that the influence of the displacement of the smart pitch rod end on the rotation frequency vibration component is linear. Thus the adjustment coefficient matrix of smart pitch rod is determined. When the rotor unbalance vibration information is obtained, the corresponding rod is selected as the regulator according to the phase, the adjustment strategy is designed according to the relationship between the amplitude projection in the adjustment vector direction, and the displacement required for the tie rod to complete the balance adjustment is obtained. The effectiveness of this method is verified by rotor tower test. The results show that this method can reduce the rotor vibration level in real time during helicopter flight, and improve rotor dynamic balance adjustment efficiency.

**Key words:** helicopter vibration; in flight tuning system; smart pitch rod; rotor tower test

收稿日期: 2022-01-23; 修订日期: 2022-04-30

通信作者: 孙灿飞, 男, 研究员, E-mail: samriscf@foxmail.com。

引用格式: 黄林然, 孙灿飞, 赵英梅, 等. 基于智能变距拉杆的旋翼平衡实时调整方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 186-192. HUANG Linran, SUN Canfei, ZHAO Yingmei, et al. Real time adjustment method of rotor balance based on smart pitch rod[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 186-192.

由于制造误差、材料老化、机械磨损、桨叶表面光滑度变差、飞行环境变化以及日常维护等原因造成的直升机旋翼质量和锥体不平衡是直升机振动的重要来源,会显著增加飞行员和乘客疲劳感,降低部件可靠性,缩短直升机寿命<sup>[1]</sup>。传统对直升机桨叶进行平衡调整主要通过在主桨毂或者桨叶上增加或减少配重块、调整变距杆长度或后缘调整片角度,使不平衡力矩尽量靠近旋翼轴中心线,从而减小振动<sup>[2-4]</sup>。这是一种在地面进行的间断性维护方法,可调节时机受限,且旋翼上可用于平衡补偿的位置有限,难以适应空中复杂多变的飞行环境,同时每次维护需要消耗大量燃料,且消耗了发动机等关键有寿命的寿命,造成间接上较大的经济损失<sup>[5-6]</sup>。

国内外开展了一系列提高旋翼动平衡调整效率和准确性的研究。Branhof等<sup>[7-8]</sup>建立直升机旋翼锥体与动平衡调整的数学模型,针对不同飞行状态给出了最优调整算法。Wang等<sup>[9]</sup>针对直升机振动信号非线性、随机性的特点,将桨叶调整参数对机体振动的影响用区间模型表示,设计了自适应旋翼动平衡调整方法。You等<sup>[10]</sup>基于线性回归分析方法建立了动平衡调整参数与机体振动响应的模型,并利用智能优化算法给出最优调整结果。国内高亚东等<sup>[11-13]</sup>通过机体振动信号判断旋翼状态并确定旋翼不平衡程度,利用智能模式识别算法实现旋翼不平衡故障的诊断与定位。周秋峰<sup>[14]</sup>以 $1\Omega$ 振动分量幅值为优化目标,采用粒子群-遗传算法进行了旋翼调平方案优化的研究。上述研究减少了动平衡调整次数,但无法实现实时调整,调整后仍然需要再次开车验证调整效果,无法覆盖直升机使用全周期和全部飞行状态,且调整结果也是局部状态下振动水平的折衷。目前,国外已开展自动旋翼动平衡系统的相关技术研究,并在CH-53G型和UH-60M型直升机上完成了飞行测试<sup>[15-17]</sup>。

为了实现旋翼动平衡实时调整,保证直升机在飞行过程中保持较低振动水平,本文研制了一套基于智能变距拉杆的旋翼平衡实时调整(In flight tuning, IFT)系统,可以根据计算机发出的数字指令控制变距杆长度实现桨叶变距输入进而完成旋翼动平衡调整。本文根据试验结果分析了智能变距拉杆移动对旋翼不平衡振动的影响规律,基于此建立动平衡调整算法,试验验证了该算法的有效性。

## 1 IFT系统组成与功能

IFT系统主要由旋翼平衡状态感知单元、数据

采集与处理单元、控制单元、集流环、智能变距拉杆以及地面维护终端与维护工具软件等配套设备组成,如图1所示,其中旋翼平衡状态感知单元包括转速传感器、振动传感器以及微型光学锥体测量传感器(Universal track device, UTD)。

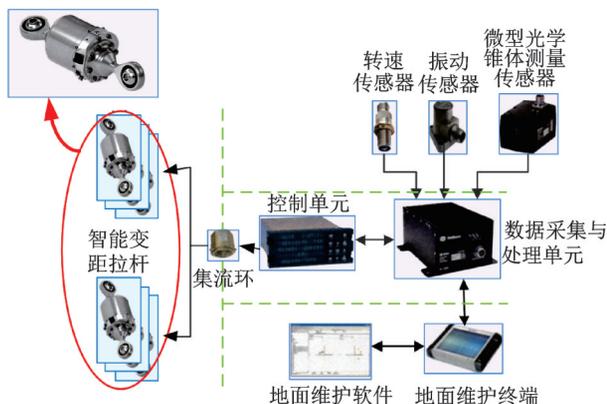


图1 IFT系统结构组成图

Fig.1 Structure composition diagram of IFT system

智能变距拉杆是IFT系统的调整执行机构,其结构组成如图2所示。当直升机桨叶产生不平衡时,IFT系统通过旋翼平衡状态感知单元监测直升机旋翼锥体的挥舞、摆动以及机体的振动状态,经过高性能数据采集与处理单元进行信号采集与数据处理,通过控制单元对不平衡状态调用实时调整算法,将调整结果通过集流环传递至智能变距拉杆实施动态调整,并通过旋翼平衡状态感知单元实时监测调整后的旋翼动平衡情况,实现闭环控制。

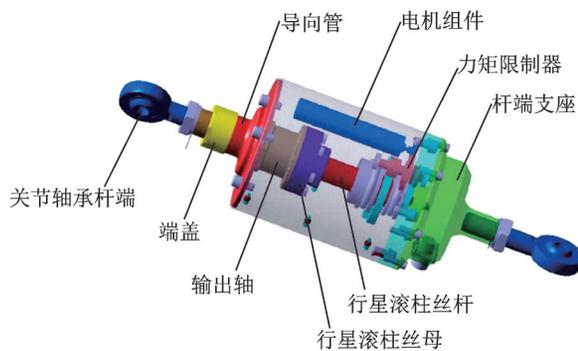


图2 智能变距拉杆结构组成

Fig.2 Structure composition diagram of smart pitch rods

## 2 拉杆移动对动平衡影响分析

旋翼不平衡振动在转速频率分量( $1\Omega$ )上体现的最为明显,为了探究智能拉杆的移动对旋翼 $1\Omega$ 振动的影响规律,在旋翼试验塔搭建了一套旋翼试验系统,如图3所示。该旋翼试验系统参数如表1所示。

该试验系统共有5片桨叶,按顺序标为1~5号,其中1号为基准桨叶,不安装智能变距拉杆。



图3 旋翼试验系统

Fig.3 Rotor test system diagram

将所有拉杆置于零位,通过添加配重块的形式使旋翼产生初始不平衡,通过旋翼平衡状态感知单元检测出转频  $1\Omega$  分量信号为  $x_1 = A_1 \cos(2\pi f + p_1)$ , 其中  $A_1$  为振动幅值,  $f$  为转速频率,  $p_1$  为初相位。将每一根拉杆分别按  $\pm 0.2$ 、 $\pm 0.4$ 、 $\pm 0.6$  mm 的行程移动,得到  $1\Omega$  信号为  $x_2 = A_2 \cos(2\pi f + p_2)$ , 这样通过  $x_2 - x_1 = \Delta A \times \cos(2\pi f + \Delta P)$  就可以得到拉

- ◆ 拉杆2: 行程+0.2    ◆ 拉杆2: 行程-0.2    ◆ 拉杆3: 行程+0.2    ◆ 拉杆3: 行程-0.2    ◆ 拉杆4: 行程+0.2    ◆ 拉杆4: 行程-0.2    ◆ 拉杆5: 行程+0.2    ◆ 拉杆5: 行程-0.2
- ◆ 拉杆2: 行程+0.4    ◆ 拉杆2: 行程-0.4    ◆ 拉杆3: 行程+0.4    ◆ 拉杆3: 行程-0.4    ◆ 拉杆4: 行程+0.4    ◆ 拉杆4: 行程-0.4    ◆ 拉杆5: 行程+0.4    ◆ 拉杆5: 行程-0.4
- ◆ 拉杆2: 行程+0.6    ◆ 拉杆2: 行程-0.6    ◆ 拉杆3: 行程+0.6    ◆ 拉杆3: 行程-0.6    ◆ 拉杆4: 行程+0.6    ◆ 拉杆4: 行程-0.6    ◆ 拉杆5: 行程+0.6    ◆ 拉杆5: 行程-0.6

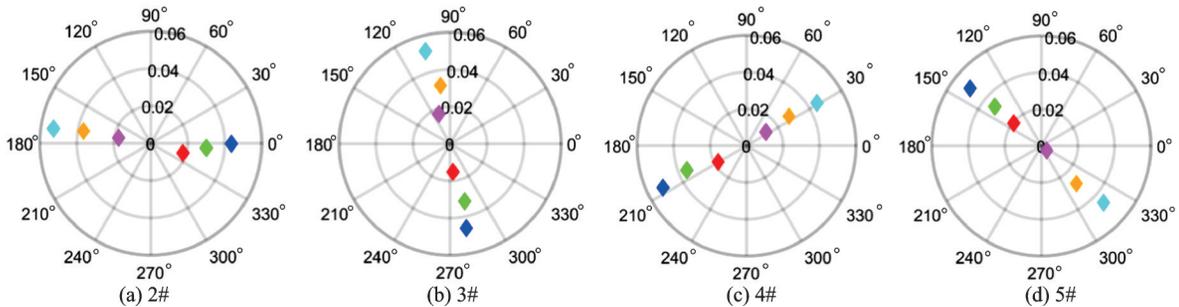
图4 拉杆移动对旋翼  $1\Omega$  振动影响图Fig.4 Impact diagram of rod movement on  $1\Omega$  vibration

图4所示的试验结果是在旋翼总距  $6^\circ$ 、周期变距  $0^\circ$  的情况下得到的。可以看出,随着拉杆行程距离  $s$  的增加,  $\Delta A$  也同步增大,且  $\Delta A$  与  $s$  成近似比例关系。在相位关系上,单个拉杆在同方向移动时,  $\Delta P$  基本保持不变,当同一拉杆往反方向移动时,相位相差  $180^\circ$ 。本文在旋翼总距  $7^\circ$ 、 $8^\circ$ ,且每种总距下周期变距  $1^\circ$ 、 $2^\circ$  各进行了相同的试验,试验结果与上述分析结果相同。这说明拉杆对旋翼  $1\Omega$  振动的影响基本呈现线性规律,基于此,本文设计了以下动平衡调节算法。

### 3 动平衡调整方法

#### 3.1 拉杆调整系数矩阵

首先确定每个智能变距拉杆移动对旋翼系统的影响系数。以2号拉杆为例进行说明,将2号拉杆在正方向分别移动  $s_1=0.2$  mm,  $s_2=0.4$  mm,  $s_3=0.6$  mm, 得到  $(\Delta a_1, \Delta p_1)$ 、 $(\Delta a_2, \Delta p_2)$ 、 $(\Delta a_3, \Delta p_3)$ 。

表1 旋翼试验系统参数  
Table 1 Rotor test system parameters

参数	数值
旋翼结构	球柔性结构
旋翼直径/m	16
桨叶片数	5
旋翼旋转方向	俯视逆时针
旋翼额定转速 ( $r \cdot \min^{-1}$ )	258
主旋翼额定桨尖速度 ( $m \cdot s^{-1}$ )	220
主旋翼最大转速 ( $r \cdot \min^{-1}$ )	310
拉杆自动调整行程 (mm)	$\pm 1.3$
拉杆最大移动速度 ( $mm \cdot s^{-1}$ )	0.1

杆移动对旋翼  $1\Omega$  振幅及相位的影响,其中  $\Delta A = \sqrt{(A_1 \cos p_1 - A_2 \cos p_2)^2 + (A_2 \sin p_2 - A_1 \sin p_1)^2}$ ,  $\Delta P = \arctan\left(\frac{A_1 \cos p_1 - A_2 \cos p_2}{A_2 \sin p_2 - A_1 \sin p_1}\right)$ 。将每一组  $(\Delta A, \Delta P)$  绘制在极坐标图中,如图4所示。

为消除数据波动对相位的影响,将上述结果按相位大小排序并提取相位中位数  $\Delta p_{mid}$  作为基准。分别计算  $\Delta p_{mid}$  与相位最小值  $\Delta p_{min}$ 、相位最大值  $\Delta p_{max}$  差值的绝对值,若差值小于  $\frac{360^\circ}{N}$ , 则保留  $\Delta p_{min}$  或  $\Delta p_{max}$ , 否则将对应的数据删除,其中  $N$  为桨叶数。将剩余的  $(\Delta a_i, \Delta p_i)$  进行矢量加法合成,得到2号拉杆对系统动平衡的影响系数  $(\Delta A_2^+, \Delta P_2^+)$ , 其中  $\Delta A_2^+$  为  $\Delta a_i$  中的最大值。

同理,将2号拉杆在负方向分别移动  $0.2$ 、 $0.4$ 、 $0.6$  mm,按上述方法得到  $(\Delta A_2^-, \Delta P_2^-)$ 。以此类推,得到3号、4号、5号拉杆对系统动平衡的影响系数,并组成IFT系统动平衡调整系数矩阵  $K$  为

$$K = \begin{bmatrix} \Delta A_2^+ & \Delta P_2^+ & s_2^+ \\ \Delta A_2^- & \Delta P_2^- & s_2^- \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \Delta A_5^- & \Delta P_5^- & s_5^- \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $\Delta A_i$  表示第  $i$  号拉杆的移动对旋翼系统不平衡振幅的影响;  $\Delta P_i$  表示第  $i$  号拉杆的移动对旋翼系统不平衡相位的影响;  $s_i$  表示第  $i$  号拉杆的移动距离, 上标“+、-”表示拉杆的移动方向。

### 3.2 动平衡调整方法

由旋翼平衡状态感知单元获取当前旋翼系统不平衡振动信息  $(\delta, \theta)$ , 其中  $\delta$  表示幅值,  $\theta$  表示相位。动平衡的调整过程就是通过拉杆的移动, 在调整系数矩阵  $K$  中选择相应的  $\Delta A_i, \Delta P_i$  进行矢量合成, 使合成后的振幅相位达到  $(\delta, \theta')$  即达到平衡目的, 其中  $|\theta' - \theta| = 180^\circ$ 。

在极坐标中以  $(\delta, \theta')$  为基点, 左右各寻找最近的 2 个与其相位差在  $90^\circ$  范围内的  $(\Delta A_i, \Delta P_i)$  作为备选调整矢量, 在  $(\delta, \theta')$  左边的矢量定义为“上”, 右边的定义为“下”, 如图 5 所示。

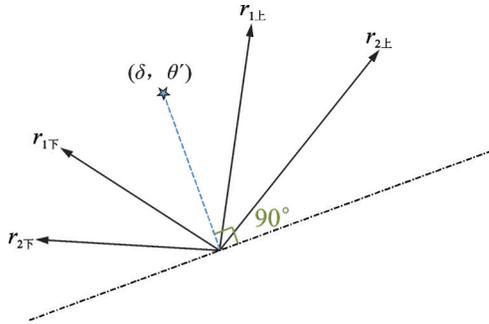


图 5 调整矢量寻找

Fig.5 Adjustment vector search

利用正弦定理分别求出不平衡调整目标量  $(\delta, \theta')$  在  $r_{1u}, r_{1d}$  的投影分量, 记为  $c_{1u}, c_{1d}$ , 如图 6 所示。

图 6 利用式(2)的正弦定理可得  $c_{1u}, c_{1d}$  的幅值

$$\frac{\delta}{\sin \angle 3} = \frac{c_{1u}}{\sin \angle 2} = \frac{c_{1d}}{\sin \angle 1} \quad (2)$$

式中:  $\angle 1$  为  $r_{1u}$  与  $(\delta, \theta')$  的相位差;  $\angle 2$  为  $r_{1d}$  与  $(\delta, \theta')$  的相位差;  $\angle 3 = 180^\circ - \angle 1 - \angle 2$ 。

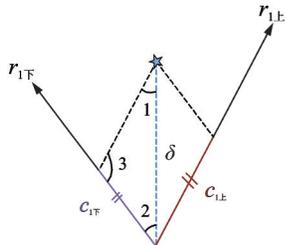


图 6  $(\delta, \theta')$  在  $r_{1u}, r_{1d}$  的投影

Fig.6 Projection of  $(\delta, \theta')$  on  $r_{1u}$  and  $r_{1d}$

对比  $c_{1u}$  与  $r_{1u}, c_{1d}$  与  $r_{1d}$  幅值的大小关系, 可得到 4 种调整策略。

(1)  $r_{1u} \geq c_{1u}$  且  $r_{1d} \geq c_{1d}$

该情况下说明仅通过矢量  $r_{1u}, r_{1d}$  即可合成不

平衡调整目标矢量, 进而完成动平衡调整。通过式(1)的调整系数矩阵, 可以查到  $r_{1u}, r_{1d}$  对应拉杆的移动量  $s_{1u}, s_{1d}$ , 则根据式(3)即可求出  $c_{1u}, c_{1d}$  对应的拉杆移动量  $d_{1u}, d_{1d}$ 。

$$d_{1u} = c_{1u} \times \frac{r_{1u}}{s_{1u}} \quad (3)$$

$$d_{1d} = c_{1d} \times \frac{r_{1d}}{s_{1d}}$$

(2)  $r_{1u} \geq c_{1u}$  且  $r_{1d} < c_{1d}$

该情况下说明不平衡量在右边的投影分量可以通过矢量  $r_{1u}$  补偿, 而在左边的投影分量仅通过  $r_{1d}$  无法完成补偿, 如图 7 所示。

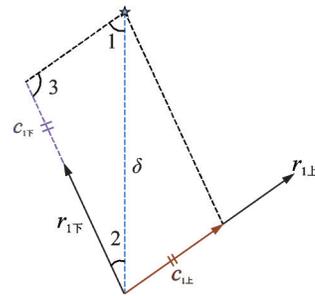


图 7  $r_{1d}$  无法完成平衡调整

Fig.7  $r_{1down}$  cannot complete the balance adjustment

首先, 由正弦定理求得  $r_{1d}$  对平衡调整的贡献量  $r'_{1d}$ , 如图 8 所示。这样不平衡量幅值还有  $\delta - r'_{1d}$ , 需要利用  $r_{2d}$  继续进行平衡调整。

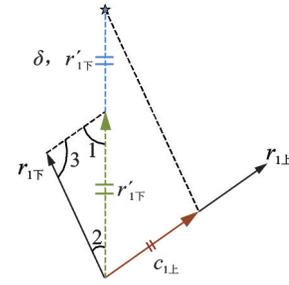


图 8  $r'_{1d}$  求解示意图

Fig.8 Solution diagram of  $r'_{1down}$

为方便介绍, 将  $r_{2d}$  的起始点平移至  $r'_{1d}$  的终端,  $\delta - r'_{1d}$  在  $r_{2d}$  矢量方向上的投影为  $c_{2d}$ , 如图 9 所示。

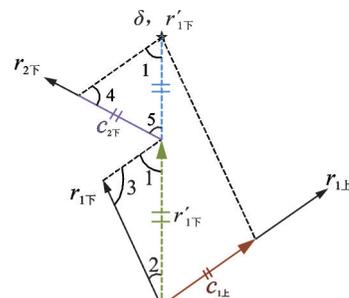


图 9 利用  $r_{2d}$  进行平衡调整

Fig.9 Balance adjustment using  $r_{2down}$

$c_{2F}$ 由正弦定理按式(4)求得

$$c_{2F} = \frac{\delta - r_{1F}'}{\sin \angle 1} \times \sin \angle 1 \quad (4)$$

式中： $\angle 1$ 为 $r_{1上}$ 与不平衡量相位差； $\angle 5$ 为 $r_{2下}$ 与不平衡量相位差。

判断 $r_{2下}$ 与 $c_{2下}$ 幅值大小关系。若 $r_{2下} \geq c_{2下}$ ，说明不平衡量已全部补偿完毕，各拉杆移动距离计算方法同理于式(3)。

若 $r_{2下} < c_{2下}$ ，说明不平衡量仍有部分余量无法补偿，此时将 $r_{2下}$ 对应的拉杆移动 $s_{2下}$ (由式(1)调整系数矩阵获得)，系统进入下一轮调整程序。

(3)  $r_{1上} < c_{1上}$ 且 $r_{1下} \geq c_{1下}$

该情况下说明不平衡量在左边的投影分量可以通过矢量 $r_{1下}$ 补偿，而在右边的投影分量仅通过 $r_{1上}$ 无法完成补偿，其动平衡调整方法同理于调整策略(2)所述。

(4)  $r_{1上} < c_{1上}$ 且 $r_{1下} < c_{1下}$

该情况下说明不平衡量无法仅通过矢量 $r_{1上}$ 、矢量 $r_{1下}$ 完成调整。首先利用 $r_{1上}$ 、 $r_{1下}$ 对不平衡量进行补偿，因相位关系与幅值的不同，矢量 $r_{1上}$ 或矢量 $r_{1下}$ 可能还有部分剩余量，以图10所示为例，合成后 $r_{1下}$ 仍有剩余量 $u_{1下}$ 。设矢量 $r_{1上}$ 、矢量 $r_{1下}$ 对不平衡的补偿量为 $e$ ，那么不平衡量还有 $\delta - e$ 可以通过 $u_{1下}$ 、 $r_{2上}$ 、 $r_{2下}$ 进行调整，调整方法同理于调整策略式(2)所述。

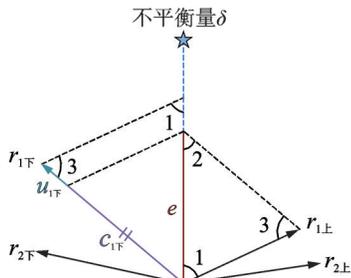


图10  $r_{1上} < c_{1上}$ 且 $r_{1下} < c_{1下}$ 情况下平衡调整示意图

Fig. 10 Balance adjustment schematic of  $r_{1up} < c_{1up}$  and  $r_{1down} < c_{1down}$

需要注意，若 $r_{2上}$ 与不平衡量的相位差大于 $90^\circ$ ，即不平衡量的右边没有可供调整的矢量，那么求出 $\delta - e$ 在 $r_{2下}$ 方向的分量 $e'$ ，并依据动平衡调整系数矩阵 $K$ 按比例移动 $r_{2下}$ 所对应的拉杆。这样做的目的是改变旋翼不平衡相位，方便在新一轮调整程序中寻找新的矢量 $r_{1上}$ 、 $r_{1下}$ 、 $r_{2上}$ 、 $r_{2下}$ ，进而完成动平衡调整。

### 4 试验验证分析

为了验证本文方法的有效性，通过在旋翼试验系统中桨毂部位添加配重块的方式造成系统不平衡，利用本文所述的方法进行动平衡调整，试验台及试验系统参数如图3和表1所述。为了模拟直升机旋翼在空中的飞行状态，根据旋翼总距和周期变距的不同，将试验分为9组，如表2所示。

表2 旋翼试验状态说明

Table 2 Description of rotor test status		
序号	状态	
1	周期变距 $0^\circ$	
2	总距 $6^\circ$	周期变距 $1^\circ$
3		周期变距 $2^\circ$
4		周期变距 $0^\circ$
5	总距 $7^\circ$	周期变距 $1^\circ$
6		周期变距 $2^\circ$
7	周期变距 $0^\circ$	
8	总距 $8^\circ$	周期变距 $1^\circ$
9		周期变距 $2^\circ$

振动信号采样率为10 kHz，由于旋翼系统振动复杂多变，采集到的振动信号不可避免地混有频率成分复杂的干扰信号，为了提高测试精度，采用时域同步平均——短时傅里叶变换方法<sup>[18]</sup>对采集的振动信号进行降噪处理，每10 s计算一次旋翼转速 $1\Omega$ 振幅与相位。以总距 $6^\circ$ 、周期变距 $0^\circ$ 的试验情况为例，其动平衡调整结果如图11所示，其余试

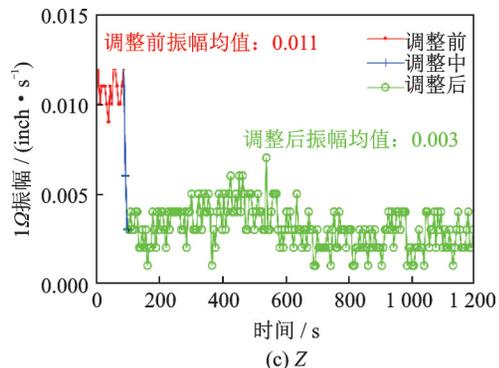
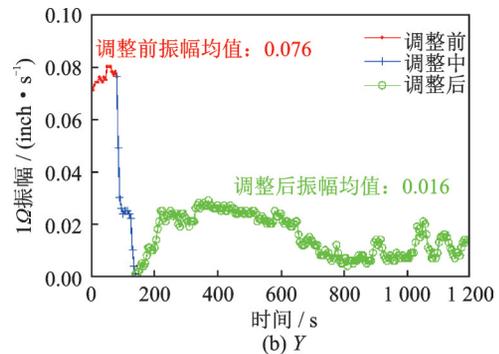
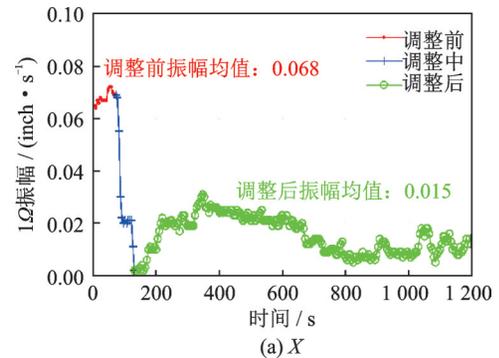


图11 总距 $6^\circ$ 、周期变距 $0^\circ$ 动平衡调整结果

Fig. 11 Dynamic balance adjustment results of collective pitch  $6^\circ$  and cyclic pitch  $0^\circ$

验状态的调整结果如图 12 所示。

由图 11 可以看出,当 IFT 系统开始工作后, $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 方向旋翼转频振幅在 75 s 内均出现明显下降;系统工作 670 s 左右, $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 方向旋翼转频振幅趋于稳定。由于调整后的振幅较小,系统噪声和随机测量误差造成系统稳定后振幅仍出现一定波动,这在图 11(c)中体现更为明显。图 12 的试验结果可以看出,通过 IFT 系统可使  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 方向旋翼转频振幅下降 50% 以上,说明 IFT 系统在旋翼工作状态下可有效降低转频振幅。

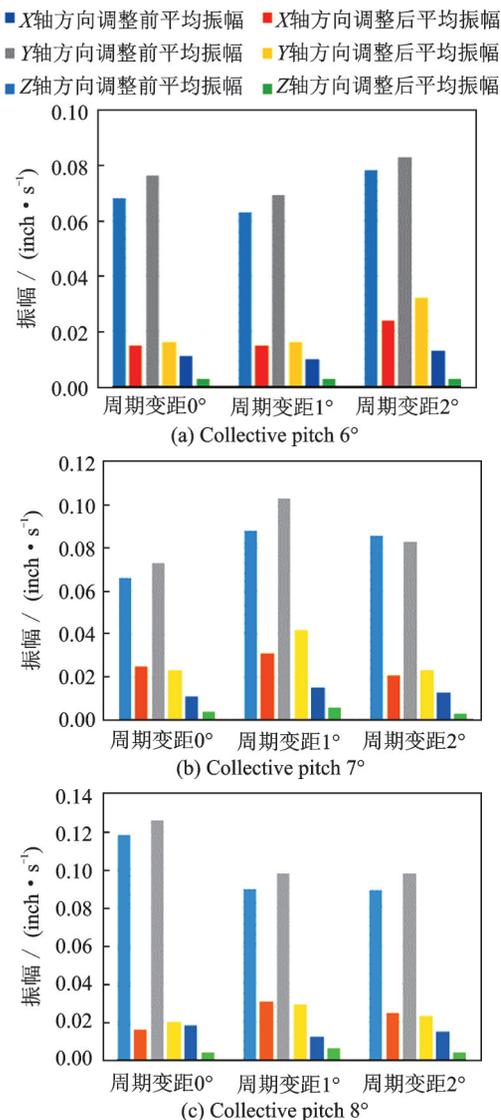


图 12 IFT 系统动平衡调整结果

Fig.12 Dynamic balance adjustment results of IFT system

## 5 结 论

基于智能变距拉杆研制了一套旋翼平衡实时调整系统及动平衡调整算法,通过旋翼塔试验验证了该方法的有效性。本文总结如下:

(1)在旋翼塔试验中,提取出智能变距拉杆移动前、后旋翼转频分量的振幅相位,在极坐标中进

行矢量差运算。结果发现,振动矢量差的幅值与拉杆移动距离成正比,相位保持不变,说明拉杆对旋翼转频分量振动的影响基本呈现线性规律。

(2)设计了一套动平衡调整算法,在旋翼总距 6°、7°、8°,周期变距 0°、1°、2°的条件下进行了旋翼质量不平衡试验验证。结果表明, $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 方向旋翼转频振幅在 75 s 内均出现明显下降;系统工作 670 s 左右, $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 方向旋翼转频振幅趋于稳定,振幅下降 50% 以上。

(3)本文的试验结果表明 IFT 系统可以在旋翼工作过程中快速有效地进行动平衡调整,进而改善直升机整体的振动程度,在使用效率和经济效益上均显示出较大的优越性。

## 参考文献:

- [1] ROSEN A, BEN-ARI R. Mathematical modelling of a helicopter rotor track and balance: Theory[J]. Journal of Sound and Vibration, 1997, 200(5): 589-603.
- [2] JOHNSON L. History: Helicopter rotor smoothing [EB/OL]. [2022-01-01] [https://wenku.baidu.com/view/6eb80327ccbff121dd368327.html?\\_wks\\_ = 1682300021098&bdQuery=Johnson+L.+History%3A+Helicopter+Rotor+Smoothing](https://wenku.baidu.com/view/6eb80327ccbff121dd368327.html?_wks_ = 1682300021098&bdQuery=Johnson+L.+History%3A+Helicopter+Rotor+Smoothing)
- [3] 孙灿飞,莫固良.基于光电技术的旋转叶片锥体高度测量方法研究[J].传感器与微系统,2012,31(10):38-40.  
SUN Canfei, MO Guliang. Research on measurement method for cone height of rotating blades based on photovoltaic technology[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2012, 31(10):38-40.
- [4] 赵小全,汤永,陈功力.基于试重法的直升机旋翼动平衡调整[J].航空维修与工程,2013(2):79-81.  
ZHAO Xiaoquan, TANG Yong, CHEN Gongli. Helicopter rotor smoothing based on trial weight[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2013(2):79-81.
- [5] RENZI M J. An assessment of modern methods for rotor track and balance[D]. Ohio: Air Force Institute of Technology, 2004.
- [6] BECHOEFER D E R, CAPT M. Rotor track and balance cost benefit analysis and impact on operational availability[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 60th Annual Forum. Baltimore, M D: [s.n.]. 2004.
- [7] BRANHOF R W, KELLER J A, GRANT L, et al. Application of automated rotor smoothing using continuous vibration measurements[C]//Proceedings of Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society.[S.l.]: AHS, 2005.
- [8] BEN-ARI R, ROSEN A. Mathematical modelling of a helicopter rotor track and balance: Results[J]. Jour-

- nal of Sound and Vibration, 1997, 200(5): 605-620.
- [9] WANG S D, DANAI K, WILSON M. Adaptive method of helicopter track and balance[J]. Journal of Dynamic Systems Measurement and Control-Transactions of the ASME, 2005, 127(2):275-282.
- [10] YOU Y, JUNG S N, KIM C J, et al. Rotor track and balance of a helicopter rotor system using modern global optimization schemes[J]. Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 2013, 41(7): 524-531.
- [11] 高亚东,张曾鎔,余建航.用机体振动诊断直升机旋翼复合不平衡故障研究[J].航空学报,2004(1):26-30.  
GAO Yadong, ZHANG Zengchang, YU Jianhang. Novel method for diagnosis of helicopter rotor compound imbalance fault by using fuselage vibrations[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004(1): 26-30.
- [12] 廖文峰,高亚东.采用模糊RBF神经网络的直升机旋翼不平衡故障诊断[J].南京航空航天大学学报, 2015,47(2):285-289.  
LIAO Wenfeng, GAO Yadong. Unbalance fault diagnosis of helicopter rotor using fuzzy RBF neural network[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015,47(2):285-289.
- [13] 徐永勤,高亚东,李清龙.基于小波变换和神经网络的直升机旋翼不平衡故障诊断方法[J].南京航空航天大学学报,2017,49(2):212-218.  
XU Yongqin, GAO Yadong, LI Qinglong. Imbalance fault diagnosis of helicopter rotor based on wavelet transform and neural network[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017,49(2): 212-218.
- [14] 周秋峰.直升机旋翼动平衡优化研究[D].南京:南京航空航天大学,2013.  
ZHOU Qiufeng. Research on optimization of helicopter rotor dynamic balance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [15] FUERST D, ARNOLD U T P, GRAHAM D. In-flight tuning: Wind tunnel test results and flight test preparation[C]// Proceedings of the American Helicopter Society 67th International Annual Forum.[S.l.]: AHS, 2011.
- [16] ARNOLD U T P, FUERST D, HARTMANN S, et al. Flight testing of an in-flight tuning system on a CH-53G helicopter[C]// Proceedings of the American Helicopter Society 70th Annual Forum. Montreal, Quebec, Canada: AHS,2014.
- [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.[S.l.]: AIAA, 2019.
- [18] 龙海军,孙灿飞,莫固良.直升机振动检测通用算法的研究与实现[J].振动、测试与诊断, 2016,36(3): 524-528.  
LONG Haijun, SUN Canfei, MO Guliang. Research and implementation of general algorithm for helicopter vibration detection[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2016,36(3):524-528.

(编辑:孙静)