

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2311440

直升机桨叶摆振量的全场景视觉测量及分析*

黄昱钦, 欧巧凤, 张少杰, 熊邦书, 余磊

(南昌航空大学图像处理与模式识别江西省重点实验室 南昌 330063)

摘要:直升机旋翼桨叶在高速旋转时,进行全场景桨叶摆振测量和分析,对直升机桨叶载荷设计和旋翼结构设计具有重要意义。本文设计了桨叶摆振量立体视觉测量系统,并进行摆振模式拟合分析。首先,对课题组已有立体视觉测量系统进行改进,并在风洞试验中完成不同总距及周期变距下的旋转桨叶标记点三维坐标测量;其次,解算桨毂坐标系下的桨叶摆振量;最后,采用一阶多项式对桨叶在特定时刻下的摆振模式进行拟合分析,采用复合正弦函数对桨叶旋转过程中的摆振规律进行拟合分析。风洞测量实验结果表明,在4.6 m×4.6 m场景中测量的摆振量均方根误差小于1 mm;桨叶摆振模式和规律模型拟合度好,其均方根误差小于1 mm,为直升机桨叶设计提供了数据支撑。

关键词:立体视觉测量;桨叶摆振运动;摆振量测量;摆振量数据分析

中图分类号: TH89 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.30

Full-scene measurement and analysis of helicopter blade lead-lags based on vision

Huang Yuqin, Ou Qiaofeng, Zhang Shaojie, Xiong Bangshu, Yu Lei

(Key Laboratory of Image Processing and Pattern Recognition of Jiangxi Province, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: When a helicopter rotor blade rotates at high speed, the measurement and analysis of blade lead-lag motion in the full field are of great significance for the load design of helicopter blades and rotor structure design. In this article, a stereo vision measurement system for blade lead-lag motion is designed, and the lead-lag motion mode fitting analysis is carried out. First, the existing stereo vision measurement system of the subject group is improved, and the 3D coordinates of the rotating blade marker points at different collective pitch and cyclic pitch are measured in wind tunnel tests. Secondly, the blade lead-lag motion in the hub coordinate system is calculated. Finally, the first order polynomial is used to fit the blade lead-lag motion pattern at a specific moment, and the compound sine function is used to fit the blade lead-lag motion law during rotation. Experimental results of wind tunnel measurements show that the root mean square error of the measured lead-lag motion in the 4.6 m×4.6 m scenario is less than 1 mm. Blade lead-lag motion modes and law models fit well, with root mean square error less than 1 mm, providing data support for helicopter blade design.

Keywords: stereo vision measurement; blade lead-lag motion; lead-lag motion measurement; lead-lag data analysis

0 引言

直升机是一种通过旋翼桨叶旋转提供升力的飞行器,其旋翼桨叶在进行高速旋转运动的过程中会产生复杂的挥舞、摆振^[1]和扭转^[2]运动,通过课题组前期构建的

大视场高精度立体视觉测量系统及高精度标定方法^[3],可以对高速运动中的直升机桨叶的挥舞量、摆振量及扭转量进行测量,经过计算得出的桨叶运动参数,可以为直升机的旋翼系统的设计及试验验证提供强力有效辅助分析,进而为直升机在设计及试验过程中的安全性和可靠性提供必要保障。

在桨叶运动参数中,摆振量是最为重要的参数之一,目前桨叶摆振量测量使用较多测量方法为立体视觉测量方法^[4-8],因其具有高速、非接触测量等特点而被广泛应用,但其存在因测量场景的增大测量精度会减小的问题。目前,此类方法只能在运用于较小视场的场景下才会达到较为理想的测量精度^[9-13],对于旋翼桨叶运动参数测量,仍无法解决全场景动态精确测量大尺寸旋翼桨叶摆振量的问题,进而对桨叶高速运动过程中的摆振模式与规律无法完整分析。

课题组前期构建的大视场立体视觉测量系统^[3]在使用过程中发现:该系统测量的摆振量存在数据不连续的问题,经分析发现为旋翼转速不稳所导致,因此该系统只适用于理想转速下对桨叶摆振量进行测量;且该系统采用传统无频闪的摄影补光灯对桨叶进行补光,补光效果并不理想。

针对上述问题,本文对课题组现有大视场高精度立体视觉测量系统进行改进设计,提出了桨叶三维测量数据的摆振量解算方法,完成了桨叶摆振量模式分析和精度对比研究。

1 桨叶摆振量立体视觉测量系统设计

1.1 适应旋翼转速不稳的桨叶图像采集系统改进设计

由文献[3]可知,其设计的大视场高精度立体视觉测量系统,只使用了一个的光电传感器,因此需对光电传感器的信号进行倍频处理,而旋翼理论转速为 750 rpm,旋翼每旋转一周,光电传感器触发一次,并对信号进行 18 倍频来完成图像采集。

在试验过程中发现旋翼存在转速不稳的现象,转速 Ω 在 749~751 rpm 之间,与旋翼转速设计指标 750 ± 1 rpm 一致。因此,继续使用上一次的触发时间进行计算,则会导致倍频时间不准确,图 1 为各方位角倍频示意图。

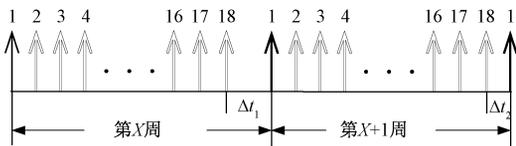


图 1 文献[3]方位角倍频示意图

Fig. 1 Diagram of azimuth frequency doubling in document [3]

图 1 中箭头表示 18 个方位角,黑色箭头表示第 1 个方位角, Δt_1 表示第 X 周中最后一个方位与第 X-1 周的时间差, Δt_2 同理。假定 X-1、X、X+1 周的转速分别是 751、750、750 rpm,由于 X-1 周的时间较短,则如图所示 $\Delta t_1 > \Delta t_2$,即表明第 X 周的图像采集时间超前,数据存在不精准的问题。

$$\omega = 2\pi\Omega \tag{1}$$

$$v = \omega r \tag{2}$$

$$X = v \times 1\,000 \times \left(\frac{t}{n_0} - \frac{t}{n_1} \right) \tag{3}$$

式中: ω 为角速度; Ω 为转速; v 为线速度; X 为摆振量偏移量。

按照转速为 750 ± 1 rpm 计算,将值代入式(1)~(3)中可求得, $X = 13.53$ mm;取改进前系统测量的摆振量数据中偏差较为明显的几组数据做差并求均值,算得偏差均值为 13.556 mm,与理论计算误差小于 0.03 mm。由此可以得出结论,改进前解算的摆振量数据出现波动且不连续现象,是旋翼转速不稳定所导致。

针对旋翼转速不稳导致摆振量数据不连续的问题,对桨叶摆振量立体视觉测量系统进行改进设计,取消单个光电传感器,改为多个光电传感器,以减少倍频器的倍频次数。理想状态下在 18 方位上安装光电传感器,确保不会因转速不稳,导致图像数据采集存在偏差。在真实实验过程中,使用 6 个光电传感器,间隔 2 个方位安装。改进后的系统结构如图 2 所示。

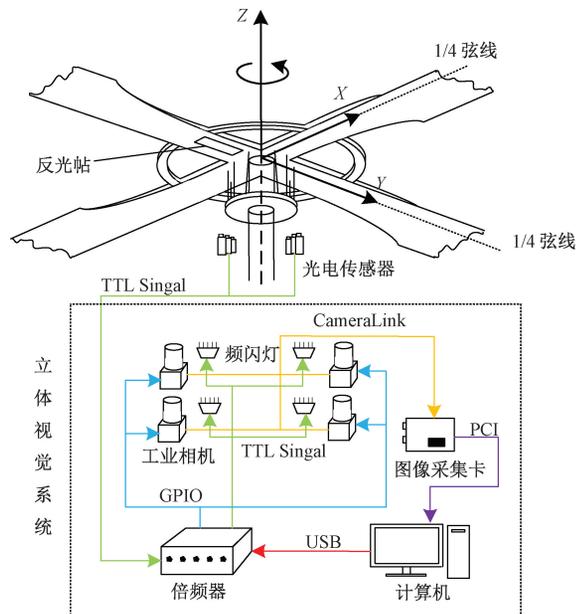


图 2 改进后系统结构示意图

Fig. 2 Diagram of the improved system structure

试验结果显示,改进设计后的桨叶摆振量立体视觉测量系统,解决了旋翼转速不稳时所测量的摆振量连续数据存在波动且不连续的问题。

改进前后摆振量连续测量结果如图 3 所示,图 3 (a) 展示的为课题组原有测量系统,在总距为 4° 、桨叶在 $0.7R$ 处连续 10 周测量出的桨叶摆振量数据。图 3 (b) 所展示的为改进后的桨叶摆振量测量系统,在总距为 4° 、桨叶 $0.7R$ 处连续 10 周解算出的桨叶摆振量数据。

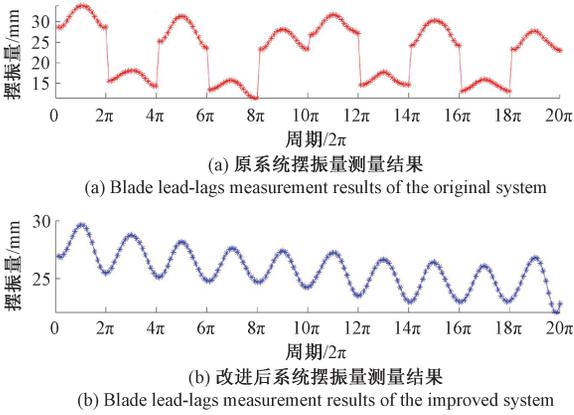


图3 改进前后连续数据对比图

Fig. 3 Comparison chart of continuous data before and after improvement

1.2 系统补光方案的改进设计

为了保障系统采集的图像质量减少运动模糊,相机的曝光时间通常设置得很小,需进行补光拍摄。

课题组前期构建测量系统采用传统摄影补光灯进行补光,具有明显的缺点:1)持续运行导致过热,无法长时间工作;2)光线分散无法聚光,导致补光效果差;3)体积大不易携带,导致使用场景受限。

针对上述缺点,本文改进设计的摆振量测量系统选择可频闪、光线聚焦、体积小的频闪灯替换之前使用的摄影灯,频闪灯使用 TTL 信号与工业相机进行同步触发,完成在室内环境下的补光,频闪灯相关参数如表 1 所示。

表 1 频闪灯相关参数表

Table 1 Relevant parameters for strobe lights

项目	说明
型号	CXBG-1-PS-JL-K485P-N
输入电压	AC220V
光源	48 颗大功率 CREE 原装 LED
LED 色温	3 800~4 200 K
触发方式	开光量+电平量+TTL
脉宽范围	500 μs~4 ms
同步接口	1 路频闪触发输入 1 路抓拍触发输入
功耗	≤48 W
防护等级	IP65

2 桨叶标记点摆振量计算

利用桨叶摆振量立体视觉测量系统对桨叶标记点进

行测量,其测量包括以下过程:

首先,利用课题组提出的新方法^[14]完成桨叶形变视觉测量系统标定,获得视觉系统模型参数;

其次,桨叶运动至光电传感器上方时,触发电传感器并将信号传输至同步倍频器中进行倍频,并将信号分发至频闪灯与工业相机,使其同步触发完成补光和该方位的桨叶图像采集。如此,完成旋翼桨叶在不同总距、转速及周期变距下的桨叶图像采集工作;

再次,根据立体视觉测量技术对桨叶图像进行标记点三维坐标的计算,得到在各个方位下桨叶标记点的三维坐标数据;

最后,计算相机坐标系转换至桨毂坐标系下的旋转平移矩阵,通过旋转平移矩阵,将相机坐标系下的桨叶标记点三维坐标转换至桨毂坐标系下,进而完成桨毂坐标系下的桨叶标记点坐标数据的计算。

2.1 相机坐标系转换至桨毂坐标系

由文献[3]可知,立体视觉系统坐标系下的桨叶标记点转换到桨毂坐标系下其转换公式为:

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \mathbf{R}_y \mathbf{R}_x \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} - \mathbf{T} \quad (4)$$

式中: \mathbf{R}_y 和 \mathbf{R}_x 分别为立体视觉系统坐标系 Y 轴旋转 θ 角、 X 轴旋转 φ 角的旋转矩阵; \mathbf{T} 为立体视觉系统坐标系到桨毂坐标系的平移矩阵。

2.2 机体振动量补偿计算

机体振动是直升机一个固有缺点,在直升机全机振动测试中,其测量的振动涉及到动力装置、传动系统、机舱、主桨和尾桨系统等多个系统或部位^[15-16],由此可知桨叶形变测量系统测量的标记点数据存在机身自身振动导致的振动偏移。为了提高测量数据的精度,在测量实验结束后,需对桨叶标记点进行振动补偿计算。

在试验过程中,桨叶在 750 rpm 转速下计算桨毂坐标系下标记点坐标数据记为 $P_{ij}(x_{ij}, y_{ij}, z_{ij})$,其中 i 表示第 i 个方位, j 表示桨叶上第 j 个标记点。为了减小旋翼高速旋转产生的振动所导致的测量误差,对每旋转一周,总计旋转 c 周的数据 $P_{ij,n}(x_{ij,n}, y_{ij,n}, z_{ij,n})$, ($n = 1, 2, 3, \dots, c$) 中每个方位的 N 个标记点,采用最小二乘圆拟合对 M 个方位上的标记点进行拟合,得到 N 个拟合圆的圆心坐标后计算圆心坐标均值,记为 $O_n(x_n, y_n, z_n)$,由式(5)可得到振动偏移矩阵 \mathbf{T}_n , ($n = 1, 2, 3, \dots, c$)。

$$\mathbf{T}_n = [-x_n \quad -y_n \quad -z_n] \quad (5)$$

\mathbf{T}_n 即为旋翼旋转一周时机身自身振动所导致的误差。并可通过 \mathbf{T}_n 计算每一圈拟合圆心与桨毂中心的偏差距离 V_n 。

$$V_n = \sqrt{x_n^2 + y_n^2 + z_n^2} \quad (6)$$

令 $P'_{ij-n}(x'_{ij-n}, y'_{ij-n}, z'_{ij-n})$ 为机身振动补偿后数据, 则 $[x'_{ij-n}, y'_{ij-n}, z'_{ij-n}] = [x_{ij-n}, y_{ij-n}, z_{ij-n}] + T_n$ 。

2.3 桨毂坐标系下的摆振量解算

有铰桨叶摆振运动示意图如图 4 所示, 利用桨叶摆振量立体视觉测量系统可知在任意方位上任意一桨叶标记点的三维坐标数据, 并通过三维坐标数据计算出桨叶摆振量。

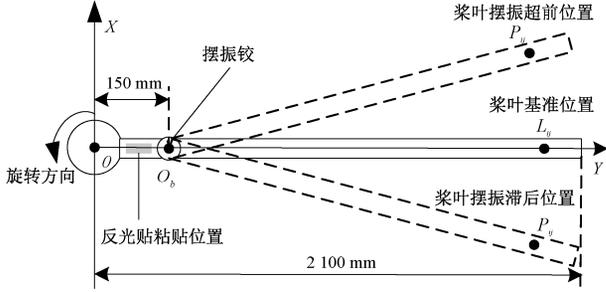


图 4 桨叶摆振超前滞后运动示意图

Fig. 4 Diagram of blade lead-lag motion

图 4 中, O 为桨毂坐标系中心, O_b 为摆振铰中心, 摆振铰外伸量为 150 mm, 标记点 L_{ij} 为桨叶在 50 rpm 转速下的基准位置。旋翼桨叶在绕桨毂中心高速旋转过程中, 会产生桨叶的超前滞后摆振运动, 标记点 L_{ij} 运动到 P_{ij} 位置。由图可知, Y 轴上方为摆振超前位置, 下方为滞后位置。由于桨叶的摆振运动发生在 XOY 平面, 因此将反光贴粘贴至桨毂中心至摆振铰中间, 提升采集数据精度。

设 L_{ij} 与 P_{ij} 在以 O 为原点的桨毂坐标系中的三维坐标分别为 $L_{ij}(x_{ij}, y_{ij}, z_{ij})$ 和 $P_{ij}(x'_{ij}, y'_{ij}, z'_{ij})$ 。旋翼旋转存在机体振动, 故使用振动补偿后数据 P'_{ij} 进行计算。将桨叶其摆振运动投影至 XOY 平面上, 通过计算点 L_{ij} 与 P'_{ij} 点在 XOY 投影平面的直线距离来计算桨叶的摆振量, 公式如下:

$$B_{ij} = \sqrt{(P'(x_{ij}) - L(x_{ij}))^2 + (P'(y_{ij}) - L(y_{ij}))^2} \quad (7)$$

式中: B_{ij} 表示第 j 个标记点在第 i 个方位上的摆振量。

采集旋翼桨叶图像之后经文献 [3] 计算方法计算, 得出相机坐标系下旋转 c 周的三维坐标数据并计算均值。桨叶上粘贴 N 个标记点, 且当桨叶转速为 50 rpm 时, 桨叶近似于拉平状态。以此转速下计算的均值数据为基准数据, 且桨叶的摆振运动可视为在 XOY 平面上的偏移, 即 Z 轴坐标数据不参与计算。

3 桨叶摆振模式和规律分析

3.1 桨叶摆振的空间模式分析

对旋翼桨叶进行摆振特性分析, 需对某一时刻的桨叶各标记点摆振量及构成的摆振模式进行测量和分析。

桨叶截面如图 5 所示, 桨叶宽 140 mm, 厚 14 mm, 桨叶宽度是其厚度的 10 倍, 故摆振弯曲形变比挥舞弯曲形变函数阶数小。

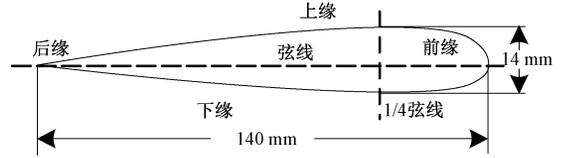


图 5 桨叶截面示意图

Fig. 5 Diagram of blade section

在桨叶响应的有限元分析中, 梁单元挥舞弯曲形函数通常是三阶多项式^[3], 桨叶摆振弯曲形变函数通常为二阶多项式函数^[17-19]。

本文所测量的桨叶为刚性桨叶, 根据设计单位所提供的桨叶设计参数可知, 其二阶摆振形变量相对于一阶摆振形变量可忽略不计。

本文采用不同阶次的多项式进行拟合验证, 依次对桨叶上标记点位置的摆振量数据重复多次进行三阶、二阶和一阶多项式数据拟合。经过多次实验对比分析, 三阶多项式拟合误差较大, 不符合桨叶形变物理特性, 二阶拟合效果较为良好, 但经过重复多次桨叶摆振量的二阶拟合实验发现, 相同实验条件下的测量数据, 其拟合参数并不稳定, 一阶多项式拟合参数相对稳定, 符合桨叶形变物理规律。

因此, 为了能够较准确的反映出桨叶的摆振模式, 本文选用一阶多项式对桨叶摆振量进行拟合, 一阶方程为:

$$B(a) = a_0 + a_1 r \quad (8)$$

式中: a_0, a_1 为任意常数, 为了简化公式, 记向量 $a = [a_0, a_1]$ 。

已知铰链位置 $r_f = 150$ mm 且铰链处摆振量 $B_f = 0$ 。将实测摆振量 B_{ij} 与拟合值 B 的最小均方根误差作为优化依据, 并过定点 (r_f, B_f) 进行拟合。

3.2 桨叶摆振的时域规律分析

为了研究总距、周期变距与桨叶摆振量之间的关系, 本文使用桨叶摆振量立体视觉测量系统对标记点进行摆振量测量, 完成桨叶某一位置的标记点摆振量数据的整理, 并对该位置摆振量进行时域规律分析。

五点三次平滑滤波具有尽量保持原有函数特性不变、减少数据中的噪声的特点, 故本文采用此滤波方法对各方位上的标记点数据计算得出的桨叶摆振量数据进行处理, 来降低噪声对测量数据的影响。五点三次平滑滤波公式如下:

设 $2n+1$ 个等距节点 $x_{-n}, \dots, x_0, \dots, x_n$, 节点间距为 Δx , 令 $t = \frac{x - x_0}{\Delta x}$, 并拟合 m 次多项式:

$$Y(r) = b_0 + b_1 t + b_2 t^2 + \dots + b_m t^m \quad (9)$$

其中,使用最小二乘法确定待定系数,令:

$$\sum_{\mu=-n}^n R_{\mu}^2 = \sum_{\mu=-n}^n \left[\sum_{\gamma=-n}^n b_{\gamma} t_{\mu}^{\gamma} - Y_{\mu} \right]^2 = \beta(b_0, b_1, b_2, \dots, b_m) \quad (10)$$

为使得 $\beta(b_0, b_1, b_2, \dots, b_m)$ 达到最小,将它分别对 $b_k (k=0, 1, 2, \dots, m)$ 求导,令其为0,则得到方程组:

$$\sum_{\mu=-n}^n Y_{\mu} t_{\mu}^k = \sum_{\gamma=0}^m b_{\gamma} \sum_{\mu=-n}^n t_{\mu}^{k+\gamma} \quad (11)$$

当 $n=2, m=3$ 时,可得一个正规方程组,解出 b_0, b_1, b_2, b_3 并代入式(11),令 $t=0, 1, -1, 2, -2$, 可得到五点三次平滑公式:

$$\begin{cases} \bar{Y}_{-2} = (69Y_{-2} + 4Y_{-1} - 6Y_0 + 4Y_1 - Y_2)/70 \\ \bar{Y}_{-1} = (2Y_{-2} + 27Y_{-1} + 12Y_0 - 8Y_1 + 2Y_2)/35 \\ \bar{Y}_0 = (-3Y_{-2} + 12Y_{-1} + 17Y_0 + 12Y_1 - 3Y_2)/35 \\ \bar{Y}_1 = (2Y_{-2} - 8Y_{-1} + 12Y_0 + 27Y_1 + 2Y_2)/35 \\ \bar{Y}_2 = (-Y_{-2} + 4Y_{-1} - 6Y_0 + 4Y_1 + 69Y_2)/70 \end{cases} \quad (12)$$

式中: \bar{Y}_{μ} 为 Y_{μ} 为滤波后的值。

滤波数据节点数量超过5个,对滤波数据两端进行数据填充后使用式(12)方程组进行平滑计算,计算结束后去除两端填充数据,记滤波后摆振量数据为 B'_{ij} 。

1) 桨叶摆振规律与总距的关系

不同总距下,桨叶上某标记点在一周内的摆振量存在一定幅度的周期性波动。根据文献[3]方法,取 c 周(整数)共 cN 个摆振量样本数据做函数拟合,拟合公式为:

$$B(\delta) = \sum_{k=1}^K u_k \sin(p_k n + q_k), n = 1, \dots, cN \quad (13)$$

式中: $\delta = [u_1, p_1, q_1, \dots, u_k, p_k, q_k]$ 为任意实数向量,可用最小二乘法确定其值。

利用式(13)拟合得到的值 $B(\delta)$ 与 B'_{ij} 的最小均方根误差作为优化判据,公式为:

$$\arg \min f(\delta) = \sum_{j=1}^N (B(\delta) - B'_{ij})^2, j = 1, \dots, KN \quad (14)$$

若要使 $f(\delta)$ 为最小,求 δ 中各分量的偏导,并令偏导数为0,可得多元非线性方程组,将其转换成矩阵形式,再根据克莱姆法则进行计算,得到复合正弦函数的拟合系数 δ 。

2) 桨叶摆振规律与周期变距的关系

在相同总距、不同周期变距状态下测量多组摆振量数据,分别采用FFT变换进行频谱分析。对摆振量数据进行正弦拟合:

$$B_d = d_0 \sin(d_1 i + d_2) + d_3 \quad (15)$$

式中: i 为桨叶所处方位编号; $\mathbf{d} = [d_0, d_1, d_2, d_3]$ 为任意实数向量。可用最小二乘法确定 \mathbf{d} 的值。

4 实验验证

4.1 实验设置

验证实验于中国直升机设计研究所的低速开口风洞中开展,并进行多次试验对摆振量测量和模式分析方法的有效性进行验证,实验示意图如图6所示。

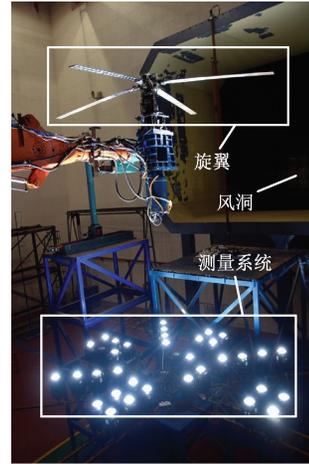


图6 风洞实验示意图

Fig. 6 Diagram of wind tunnel experiments

本文给出在中国直升机设计研究所开口低速风洞中进行的悬停试验的桨叶摆振量测量结果。

在桨叶摆振量测量过程中,旋翼的四片桨叶均喷涂为黑色,并在其中一片桨叶的下表面黏贴圆心反光贴,用作测量的标记点,具体如图7所示。

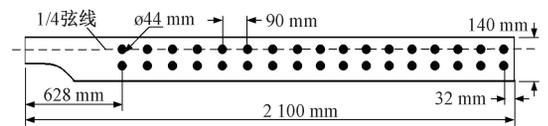


图7 桨叶上标记点分布示意图

Fig. 7 Distribution diagram of marker points on blades

在此次试验过程中,共采集不同状态的桨叶图像15种,其中包含:不同总距、转速及周期变距下的桨叶图像各100组,并计算桨叶上各标记点摆振量,进而完成桨叶摆振量在不同总距、周期变距下摆振模式及摆振规律的分析工作。桨叶图像采集表如表2所示。

以 0° 方位为起始位置,间隔 20° 进行旋翼桨叶标记点图像采集。由于风洞中旋翼支撑臂的遮挡,使得旋翼桨叶每旋转一周所能采集到的图片数量仅有17张,重复此过程完成100周旋翼桨叶的图像采集,于每个状态完成1700张的旋翼桨叶图像采集。

表 2 桨叶图像采集表

Table 2 Blade image acquisition status

旋翼转速/rpm	总距/(°)	周期变距/(°)	采集周数
50	0	0	100
750	0	0	100
750	1	0	100
750	2	0	100
750	3	0	100
750	4	0	100
750	4	0.1	100
750	4	0.5	100
750	4	1.0	100
750	4	1.5	100
750	5	0	100
750	6	0	100
750	7	0	100
750	8	0	100
750	9	0	100

4.2 改进后大视场高精度立体视觉测量结果与分析

利用标定后的测量系统测量标准件,对桨叶摆振量测量系统的测量误差进行验证。已知测量标准件的精确尺寸,并于 5 m 处对该标准件进行 50 次重复测量,几何体相关尺寸及测量结果如表 3 所示。

表 3 标准件测量结果

Table 3 Measurement results of standard parts

角度	真实值 /mm	测量均值 /mm	方差 /mm	均方差 /mm
与光轴垂直	90	89.467	0.102	0.319
与光轴垂直	500	500.653	0.305	0.553
与光轴 45°	90	90.602	0.129	0.359
与光轴 45°	500	500.996	0.307	0.554
与光轴重合	90	89.716	0.091	0.303
与光轴重合	500	498.929	0.367	0.606

4.3 三维坐标摆振量测量数据结果与分析

首先,对机体自身振动进行补偿。桨叶每运动一周,对每排标记点进行圆拟合得出圆心坐标,并通过式(5)、(6)计算得出桨毂偏移量并进行补偿。

如图 8 所示,在总距为 3°下标记点拟合的圆心坐标在 XOY 平面投影的分布。其中红点为振动补偿前的拟合圆心坐标分布,其偏移范围在 1.5~2.3 mm 之间;蓝点

为振动补偿后的拟合圆心坐标分布,其偏移范围在 0~0.8 mm 之间。

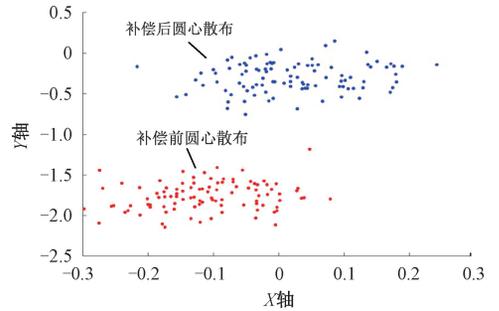


图 8 补偿前后圆心散布示意图

Fig. 8 Diagram of circle center dispersion before and after compensation

其次,分析振动补偿后的标记点坐标数据。在 750 rpm 转速下,对同一标记点重复测量 100 次,将测量第 1 次的标记点坐标设为基准点,计算该点与之后重复测量 99 次的标记点偏差值,以总距为 3°,80°方位角 0.7R 号标记点为例,偏差值分布图如图 9 所示。

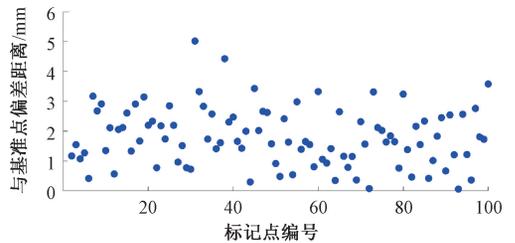


图 9 标记点计算结果分布图

Fig. 9 Distribution of marked point calculation results

由图 9 可知,旋转 100 周的计算结果的波动幅度在 0.079~5.016 mm 之间。将重复旋转的计算的偏差值结果进行概率分布直方图统计,并使用高斯概率密度分布曲线进行拟合,结果如图 10 所示。

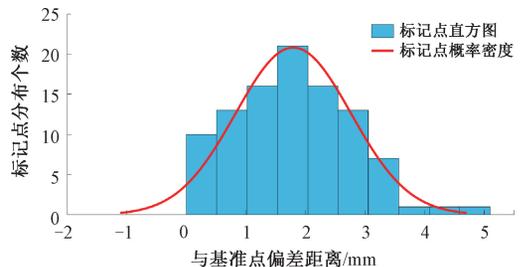


图 10 标记点概率分布直方图

Fig. 10 Histogram of probability distribution of marker points

由图 10 可知计算结果符合高斯分布,且方差值稳定。因此,可通过计算摆振量均值的方法来消除测量过程中产生的随机误差。为了方便后续计算,将转速为

50 rpm 下采集的标记点数据,先进行机身振动补偿,后对旋转 100 周采集的数据计算其均值来消除测量过程中产生的随机误差,并以此作为基准数据,完成转速在 750 rpm 下摆振量的计算。

如图 11 所示为总距 4° 桨叶 0.7R 摆振量测量数据,图 11(a)为截取桨叶旋转 10 周的摆振量连续测量数据拟合结果图,图 11(b)为桨叶旋转 100 周的摆振量数据均值拟合结果图。

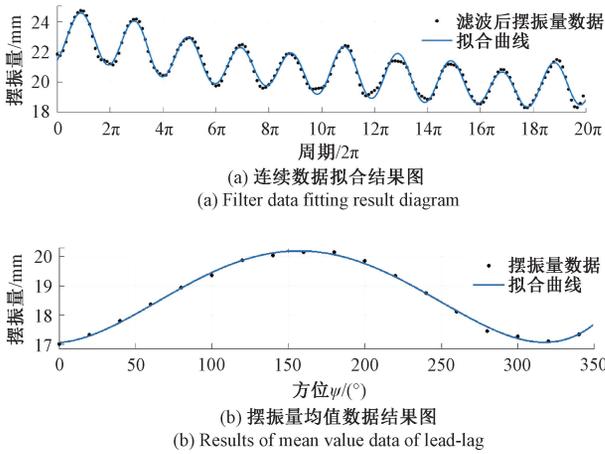


图 11 总距 4° 桨叶 0.7R 摆振量数据图

Fig. 11 Blade lead-lag pattern at 0.7R of blade with 4° collective pitch

4.4 摆振模式分析

以 50 rpm 转速下桨叶标记点坐标数据均值为基准,利用式(7)计算振动补偿后的 750 rpm 转速下旋翼桨叶在各个方位上的摆振量。之后计算各个方位上的摆振量均值,并通过摆振铰的对桨叶摆振量的约束,利用式(8)拟合某一方位上的桨叶摆振量。

如图 12 所示,在方位角为 60°、转速为 750 rpm,总距 0°~9°下,桨叶上各标记点摆振量和一阶拟合直线,其中坐标轴 X 表示基准位置,X 轴上方表述向基准位置左边偏移,反之向基准位置右边偏移。

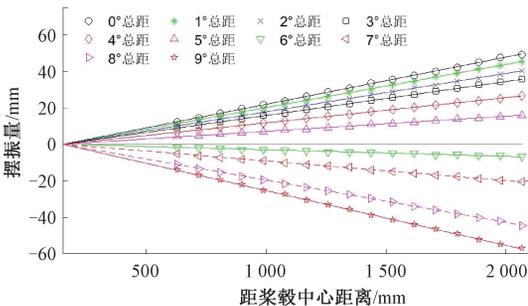


图 12 不同总距下的桨叶摆振模式

Fig. 12 Blade lead-lag modes at different collective pitches

由图 12 可知,相同总距下,距离桨叶桨尖越近,其摆振量越大;在桨叶同一位置的标记点,其随着总距的增加,桨叶摆振向基准位置右边偏移,总距为 0°时桨尖向左的摆振量达到最大为 49.474 mm,桨尖向右摆振偏移量在总距为 9°的时候达到最大 57.459 mm。

取总距为 4° 条件下,在 0°、40°、80°、120° 和 160° 这 5 个方位处桨叶黏贴的 N 个标记点的摆振量进行对比分析。如图 13 所示,桨叶各标记点在上述不同方位下,桨叶上各标记点摆振量和过定点约束的一阶拟合直线。

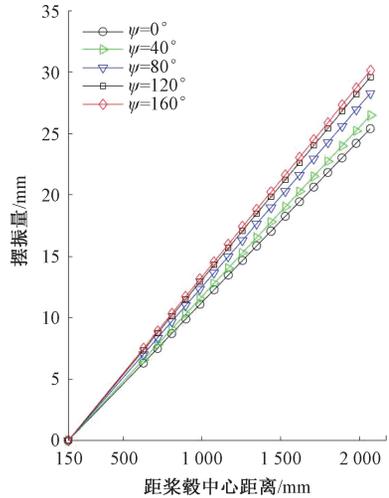


图 13 总距相同方位不同的桨叶摆振模式

Fig. 13 Blade lead-lag modes with the same collective pitch and different orientation

由图 13 可知,同一方位越靠近桨尖处,摆振量越大;不同方位,随着方位角的增大,摆振量减小,与预期规律一致。第 N 个标记 0° 方位的摆振量最小为 25.397 mm,在 160° 方位的摆振量最大为 30.110 mm。

4.5 桨叶摆振时域规律分析

获取桨叶上某一位置标记点在 100 个运动周期下,共 1 800 个摆振量数据进行 FFT 变换,并计算频谱,频谱如图 14 所示。

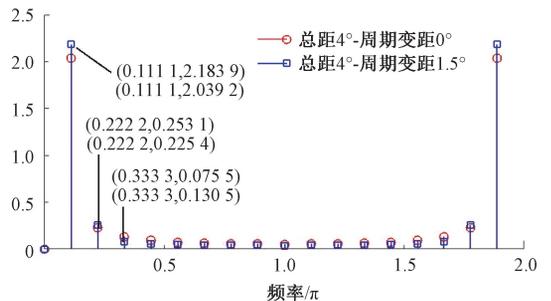


图 14 桨叶摆振量数据的频谱

Fig. 14 Spectrum of the blade lead-lag data

图 14 中横坐标为归一化数字角频率 ω , 纵坐标为幅度。旋翼桨叶运动一周共采集 18 组摆振量数据, 由此可知采样频率 f_s 与旋转频率 f 满足 $f_s = 18f$, 因此: $\omega = 2\pi \frac{f}{f_s}$
 $= \frac{2\pi}{18} = 0.111 1\pi$ 对应基频。

由图 14 可以看出, 在叠加周期变距之前, 即在总距为 4° 、周期变距为 0° 的状态下, 桨叶的摆振量数据包含幅度较大的基波和呈指数衰减的谐波, 谐波对应桨叶纵向谐振振动。叠加周期变距后, 基波幅度增大, 而各次谐波幅度无明显变化, 符合周期变距作用规律。

利用式 (13) 复合正弦函数对滤波处理后的摆振量进行拟合分析, 可得到在不同方位下桨叶上任一标记点的摆振量随总距的变化趋势。如图 15 所示, 图中给出了在不同总距下, 桨叶 $0.7R$ 处的摆振量和拟合曲线, 其横坐标为方位角, 纵坐标为摆振量。

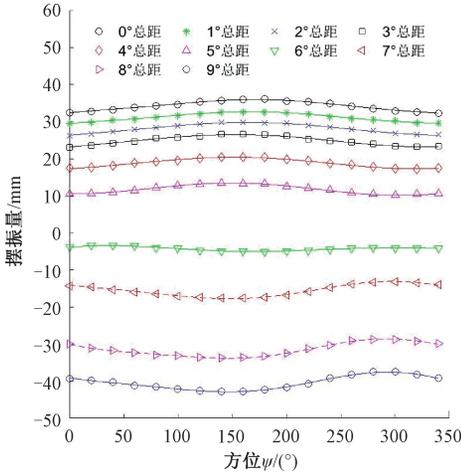


图 15 桨叶 $0.7R$ 处旋转一周摆振规律

Fig. 15 The law of blade lead-lag at $0.7R$ within a round

由图 15 可知, 桨叶 $0.7R$ 处, 在相同总距下摆振量呈现出复合正弦函数叠加的曲线趋势; 随着总距的增大, 桨叶 $0.7R$ 处摆振量其偏移也随之增大。曲线拟合的均方根误差最小为 $0.005 4 \text{ mm}$, 拟合均方根误差最大为 0.083 mm , 拟合均方根误差均 $< 0.1 \text{ mm}$ 。

为了展现桨叶摆振量全局变化, 以总距 1° 下摆振量数据为例, 绘制摆振量热力图, 如图 16 所示。

从图 16(a) 中可以明显的看出从桨毂中心至桨尖的摆振量呈线性增长。为了直观地展现桨叶自身相对摆振量的变化, 计算桨叶关于自身的相对摆振量 $B_r = B'_{ij} - \text{Min}(B'_{ij})$, 即将解算出的各方位摆振量 B'_{ij} 与最小方位摆振量 $\text{Min}(B'_{ij})$ 做差, 结果如图 16 (b) 所示。可以明确的看出桨叶在 750 rpm 高速旋转时在各个方位上的摆振量。

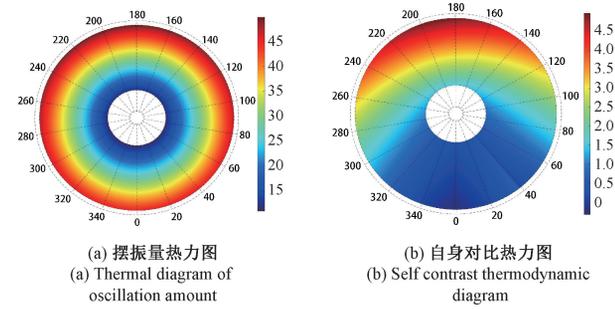


图 16 总距 1° 桨叶摆振量热力图

Fig. 16 Thermodynamic diagram of blade shimmy at collective pitch of 1°

为了研究在相同总距不同方位下, 相同位置处的摆振量与周期变距变化的规律。对该处摆振量数据进行滤波处理后, 利用式 (15) 进行拟合分析, 得到在不同方位下, 桨叶在 $0.7R$ 处摆振量在不同周期变距下的变化趋势, 如图 17 所示。

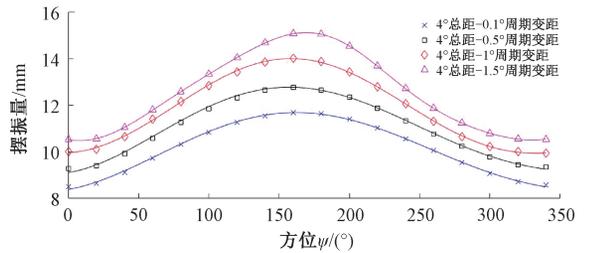


图 17 相同总距不同周期变距下桨叶 $0.7R$ 处摆振量

Fig. 17 The law of blade lag at $0.7R$ with the same collective pitch and different cyclic pitch

由图 17 可知, 在桨 $0.7R$ 处, 摆振量呈现明显的正弦曲线变化趋势; 在 4° 总距下, 且随着周期变距从 0.1° 增大到 1.5° , 摆振量幅度逐渐增大, 其正弦曲线拟合均方根误差分别为 $0.067 4$ 、 $0.095 7$ 、 $0.056 3$ 和 $0.011 3 \text{ mm}$, 拟合均方根误差均 $< 0.1 \text{ mm}$ 。

4.6 摆振量测量精度分析

目前的技术条件下, 无法获得高速旋转桨叶的摆振量真实值, 本文以四目立体视觉的桨叶运动参数测量系统^[20]中所测量的摆振角作为参考, 验证本文改进设计的桨叶摆振量立体视觉测量系统其测量精度。在对比实验中, 四目立体视觉的桨叶运动参数测量系统测量的是摆振角, 因此利用式 (16), 将摆振量为摆振角, 计算公式为:

$$\phi = \arcsin \frac{B_s}{L_b - L_h} \quad (16)$$

式中: ϕ 为摆振角; L_b 为桨叶的长度; L_h 为铰链的长度; B_s 为本文方法测量的桨叶摆振量。

利用式(16)同步测量计算总距 0° 、 2° 、 3° 、 4° 、 5° 桨叶摆振角,然后对比两种方法测得的 0° 方位 $0.7R$ 处的摆振角重复性误差,结果如图18所示。

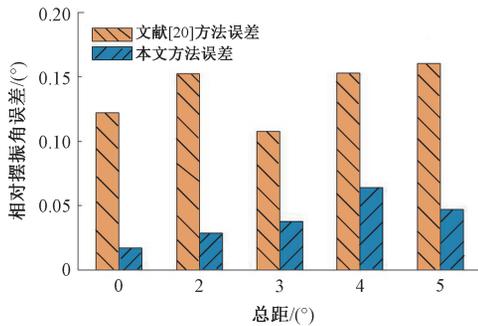


图18 与文献[20]的摆振角精度对比

Fig. 18 Blade lag measuring accuracy compared with reference [20]

由图18可知,文本方法的重复性误差较小,表明本文测量方法与测量系统所采集数据其稳定性良好。

本文方法测量误差值如表3所示。由前文可知目前无法获取高速运动桨叶的摆振量真实数据,因此本文方法测量精度由表3对标准件的测量误差进行等效转换,转换为桨叶摆振量的测量误差。

由表3可知,对标准件测量误差均值最大为 1.071 mm ,利用式(16)进行将测量误差转换为摆振角误差,误差最大为 0.0023° 。

4.7 不同方法对比结果

不同测量方法的优缺点及测量精度对比结果如表4所示。

表4 不同测量方法对比

Table 4 The comparison of different measuring methods

方法 指标	2017年文献[10] 立体视觉测量法	2019年文献[5] 立体视觉测量法	2020年文献[20] 立体视觉测量法	本文 立体视觉测量法
是否接触	否	否	否	否
测量精度	桨叶长度: $1\ 371\text{ mm}$ 测量误差为: 0.38° 均方差: $0.38\sim 2.19\text{ mm}$	桨叶局部长度: 182 mm 摆振角误差为: 0.28°	桨叶长度为: $1\ 700\text{ mm}$ 摆振角误差: 0.2°	桨叶长度为: $2\ 100\text{ mm}$ 摆振量误差为: 1.071 mm 摆振角误差: 0.0023°
运行速度	离线处理	离线处理	离线处理	离线处理
局限性	垂直桨叶安装的标记块 破坏桨叶动力学特性	只能小视场内测量 桨叶局部的摆振量	无法连续测量运动过程中 的桨叶摆振量	系统的标定过程较耗时

5 结 论

本文基于大视场立体视觉测量系统,设计构建桨叶摆振量立体视觉测量系统,提出了桨叶三维测量数据的摆振量解算方法及摆振量数据拟合分析方法。该测量系统,其具有测量范围大、非接触式、精度高、测量结果连续稳定的优点,在视场范围为 $4.6\text{ m}\times 4.6\text{ m}$ 内测量摆振量均方根误差小于 1 mm ,同时桨叶摆振模式及摆振规律模型的拟合度良好,均方根误差小于 1 mm 。通过摆振量数据拟合分析,可知旋翼桨叶在不同总距及周期变距下的全场景桨叶摆振模式及变化规律,为桨叶载荷设计和旋翼结构设计提供数据支撑,并于低速风洞中完成真实桨叶摆振量测量实验,实验结果验证了本文测量方法及系统的有效性。

参考文献

[1] 黄东盛, 吴世杰, 韩东. 变转速模型旋翼挥舞摆振低

阶载荷试验研究[J]. 航空学报, 2016, 37(3): 873-882.

HUANG D SH, WU SH J, HAN D. Experimental investigation of flapwise and legwise lower harmonic loads of a variable speed model rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 873-882.

[2] 熊邦书, 罗院华, 黄建萍, 等. 基于立体视觉的直升机桨叶扭转角模拟测量方法[J]. 应用科学学报, 2018, 36(6): 950-957.

XIONG B SH, LUO Y H, HUANG J P, et al. Measurement method of torsion of helicopter rotor blades based on stereo vision[J]. Journal of Applied Sciences, 2018, 36(6): 950-957.

[3] 欧巧凤, 肖佳兵, 陈垚锋, 等. 直升机桨叶挥舞量的全场景视觉测量及分析[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(1): 146-156.

OU Q F, XIAO J B, CHEN Y F, et al. Full-scene

- measurement and analysis of helicopter blade flaps based on vision[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2021, 42(1): 146-156.
- [4] 石磊, 朱洪海, 于雨, 等. 基于双目立体视觉的波浪参数遥测方法研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2019, 33(3): 99-104.
- SHI L, ZHU H H, YU Y, et al. Measurements of wave characteristics based on binocular vision[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2019, 33(3): 99-104.
- [5] ZAPPA E, LIU R, TRAINELI L, et al. A vision-based technique for in-flight measurement of helicopter blade motion[J]. Experimental Techniques, 2020, 44: 1-18.
- [6] SA J H, KIM J W, PARK S H, et al. KFLOW results of airloads on HART-II rotor blades with prescribed blade deformation[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2009, 10(2): 52-62.
- [7] PARK J W, KIM H I, HAN J H, et al. Measurement of rotor blade deformation and motions using stereo pattern recognition method[J]. Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 2011, 39(5): 442-450.
- [8] UEHARA D, SIROHI J, FEIL R, et al. Blade passage loads and deformation of a coaxial rotor system in hover[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(6): 2144-2157.
- [9] STASICKI B, BODEN F. Application of high-speed videography for in-flight deformation measurements of aircraft propellers[C]. 28th International congress on high-speed imaging and photonics, 2009, 7126: 46-57.
- [10] VOIGT A E, DAUER J C, KNAAK F. Measurement of blade deflection of an unmanned intermeshing rotor helicopter[J]. 43rd European Rotorcraft Forum, 2017, Sep: 12-15.
- [11] 丁莹, 范静涛, 宋天喻. 双目立体视觉检测系统正向最优化设计方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2016, 37(3): 650-657.
- DING Y, FAN J T, SONG T Y. Optimal forward design method for the binocular stereo vision inspection system[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2016, 37(3): 650-657.
- [12] 欧巧凤, 赵平均, 熊邦书, 等. 基于立体视觉的旋翼共锥度动态测量系统精度分析[J]. 仪器仪表学报, 2015, 36(8): 1692-1698.
- OU Q F, ZHAO P J, XIONG B SH, et al. Accuracy analysis of the measuring instrument for taper angle of running rotor blades based on stereo vision[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2015, 36(8): 1692-1698.
- [13] 廖会生, 李新民, 陈垚锋, 等. 基于数字影像的直升机旋翼桨尖运动测量[J]. 直升机技术, 2022, 3: 38-42.
- LIAO H SH, LI X M, CHEN Y F, et al. Blade tip displacement measurement of helicopter base on digital image[J]. Helicopter Technique, 2022, 3: 38-42.
- [14] OU Q, XIE Q, CHEN F, et al. Reinforcement learning-based calibration method for cameras with large FOV[J]. Measurement, 2022, 202: 111732.
- [15] 赵春状, 杨启峰, 张延伟. 直升机飞行振动参数地面实时监测技术研究[C]. 中国航空工业技术装备工程协会, 中国航空学会测试技术分会. 第十八届中国航空测控技术年会论文集, 2021: 280-283.
- ZHAO CH ZH, YANG Q F, ZHANG Y W. Ground real-time monitoring technology of helicopter flight vibration parameters[C]. China Aviation Industries Technology Equipment Engineering Association, Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. Proceedings of the 18th China Aerospace Measurement and Control Technology Conference, 2021: 280-283.
- [16] 尹中伟, 王金亮, 刘明, 等. 直升机振动主动控制系统构建方法研究[C]. 中国航空工业技术装备工程协会, 2022年中国航空工业技术装备工程协会年会论文集. 2022.
- YIN ZH W, WANG J L, LIU M, et al. Construction method of helicopter vibration active control system[C]. China Aviation Industries Technology Equipment Engineering Association, Proceedings of the 2022 Annual Conference of the China Aviation Industries Technology Equipment Engineering Association, 2022.
- [17] 王洛烽, 陈仁良. 重型直升机飞行动力学刚弹耦合建模及空中共振稳定性分析[J]. 航空学报, 2021, 42(12): 141-154.
- WANG L F, CHEN R L. Rigid-elastic coupled flight dynamic modeling and air resonance stability analysis for a heavy lit helicopter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(12): 141-154.
- [18] 李学常, 李书. 无轴承式旋翼桨叶固有振动特性分

析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1237-1243.

LI X CH, LI SH. Natural vibration analysis of bearingless rotor blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1237-1243.

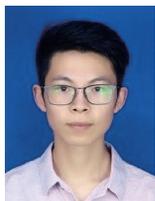
- [19] 冯国旭, 王军, 杨亚东, 等. 直升机复合材料主桨叶振动特性分析[C]. 第十二届中国科学技术协会年会(第二卷), 2010: 780-785.

FENG G X, WANG J, YANG Y D, et al. Vibration characteristic analysis of helicopter composite blade[C]. The 12th Annual Meeting of China Association for Science and Technology (Volume II), 2010: 780-785.

- [20] 盛世. 基于四目立体视觉的桨叶运动参数测量系统研制[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2021.

SHENG SH. Development of blade motion parameter measurement system based on quadocular stereoscopic vision[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2021.

作者简介

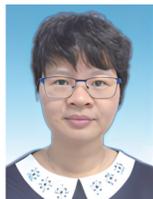


黄昱钦, 2018 年于南昌航空大学获得学士学位, 2023 年于南昌航空大学获得硕士学位, 主要研究方向为图像测量。

E-mail: huangyuqin0810@163.com

Huang Yuqin received his B. Sc. degree

and M. Sc. degree both from Nanchang Hangkong University in 2018 and 2023, respectively. His main research direction is image measurement.



欧巧凤(通信作者), 2004 年于西北工业大学获得学士学位, 2007 年于西北工业大学获得硕士学位, 2018 年于西北工业大学获得博士学位, 现为南昌航空大学副教授, 主要研究方向为图像处理、机器视觉。

E-mail: ou.qiaofeng@nchu.edu.cn

Ou Qiaofeng (Corresponding author) received her B. Sc. degree, M. Sc. degree, and Ph. D. degree all from Northwestern Polytechnical University in 2004, 2007 and 2018, respectively. She is currently an associate professor at Nanchang Hangkong University. Her main research interests include image processing and machine vision.



张少杰, 2021 年于南昌航空大学获得学士学位, 现于南昌航空大学攻读硕士学位, 主要研究方向为机器视觉。

E-mail: everly.zhang@foxmail.com

Zhang Shaojie received his B. Sc. degree from Nanchang Hangkong University in 2021. He is currently pursuing his master degree at Nanchang Hangkong University. His main research interest is machine vision.