DOI: 10. 19650/j. cnki. cjsi. J2006688

## 直升机桨叶挥舞量的全场景视觉测量及分析\*

欧巧凤1,肖佳兵1,陈垚锋2,李新民2,熊邦书1

(1. 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;2. 中国直升机设计研究所直升机旋翼动力学重点实验室 景德镇 333000)

**摘 要:**桨叶旋转时的挥舞状态反映了直升机旋翼的性能。旋转桨叶的全场景挥舞测量和分析,是直升机旋翼试验研究的热点 和难点。本文提出了一种基于大视场立体视觉的桨叶挥舞量测量和挥舞模式回归分析方法。首先,构建大视场立体视觉系统 并测量桨叶标记点的三维坐标;其次,在桨毂坐标系下计算桨叶标记点的挥舞量;最后,对桨叶在不同总距和周期变距下的挥舞 量进行回归分析。包括,利用四阶多项式拟合分析桨叶在特定时刻的挥舞模式;利用复合正弦函数拟合桨叶旋转过程中的挥舞 规律。直升机悬停状态下的桨叶挥舞测量结果验证了本文方法的有效性,在 4.6 m 场景中测量的挥舞量均方根误差小 于 1 mm;挥舞模式和规律回归分析的模型拟合度好,其均方根误差小于 1 mm。 关键词:桨叶挥舞量;大视场立体视觉;桨毂坐标系;回归模型;测量误差

大谜词: 采叮拌舜重; 人恍吻立怦恍见; 朱敏坐怀杀; 四归侯型; 测重误差

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 flaps based on vision

Ou Qiaofeng<sup>1</sup>, Xiao Jiabing<sup>1</sup>, Chen Yaofeng<sup>2</sup>, Li Xinmin<sup>2</sup>, Xiong Bangshu<sup>1</sup>

(1. Key Laboratory of Image Processing and Pattern Recognition of Jiangxi Province, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China; 2. Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333000, China)

**Abstract**: The blade flaps during the rotation reflect the performance of the helicopter rotor. The measurement and analysis of the blade flaps in the whole rotation field is a difficult problem in the helicopter rotor test. To address this issue, a new method is proposed, which is based on stereo vision with large field of view (FOV). Firstly, a stereo vision system with large FOV is constructed and the 3D coordinates of the markers on the blades are measured. Secondly, the blade flaps of the markers are resolved in the hub coordinate system. Finally, the flapping modes of the blade at each azimuth are obtained by using the fourth-order polynomial regression model. The flapping law of the blade during the rotation is achieved by utilizing the regression model of compound sine functions. The proposed method is evaluated by the measurement experiments on the blade flaps of the hovering helicopter. In the 4.  $6m \times 4$ . 6m scene, the root mean square error of the blade flap measurement is less than 1mm, and the regression models of the flap mode fit the blade flap data with the root mean square error less than 1mm.

Keywords: blade flap; stereo vision with large field of view; hub coordinate system; regression model; measurement error

0 引 言

直升机是一种以动力装置驱动旋翼作为主要升力和

推进力的航空器,直升机旋翼桨叶在高速旋转时会产生 复杂的挥舞、摆振<sup>[1]</sup>和扭转<sup>[2]</sup>运动,桨叶挥舞量、摆振量 及扭转量的准确测量,可以为旋翼系统的动力学特性分 析提供试验依据,进而为直升机的安全性和可靠性提供

收稿日期:2020-07-24 Received Date: 2020-07-24

<sup>\*</sup>基金项目:国家自然科学基金(61866027)、江西省高等学校科技落地计划项目(KJLD13058)、航空科学基金(20185756006)、学校博士科研启 动基金(EA201804229)、研究生创新专项资金(YC2019027)项目资助

必要保障。

挥舞量是最重要的桨叶运动参数之一,传统的桨叶 挥舞量测量方法包括应变传感器测量和结构光学测量两 大类。第1类为应变传感器,包括电阻应变传感器<sup>[3]</sup>和 光纤应变传感器<sup>[4-5]</sup>,应变传感测量法存在安装点位有 限、粘贴或压埋应变片会破坏桨叶原有结构及动态测量 与静态标定误差大的问题。第2类为激光测量法,包括 脉冲法、相位法和三角测量法<sup>[6]</sup>,平移运动测量精度较 高,但均存在无法跟踪旋转体上的测量点、测量点位不 足、无法全场景测量的问题;结合数字影像技术的投影云 纹干涉法<sup>[7]</sup>,把两个等距平行的网格线投影到旋翼桨叶 表面,用高速摄像机获取桨叶表面网格线相互干扰形成 的云纹图像,从而计算挥舞量,存在桨叶上光栅投影面小 会导致误差大、安装精度要求高等问题。

立体视觉测量方法<sup>[8-11]</sup>具有非接触、测量参数多、全 场景高速测量的特点,但此类方法的测量精度随着测量 场景的增大而减小。目前,立体视觉只能在较小视场条 件下达到较高的测量精度<sup>[12-15]</sup>,应用于旋翼桨叶运动参 数测量,无法精确测量大尺寸桨叶的全场景动态挥舞量 问题,从而无法分析完整桨叶在旋转过程中的挥舞模式。

针对上述问题,本文设计大视场高精度立体视觉测 量系统及高精度标定方法,对悬停状态下的直升机大尺 寸桨叶挥舞量进行全场景测量,并对测量数据进行模式 分析和精度对比研究。

#### 1 桨叶挥舞量的全场景视觉测量

直升机桨叶挥舞量的全场景视觉测量包括桨叶标记 点三维坐标测量和桨毂坐标系下的挥舞量计算两个 过程。

#### 1.1 桨叶标记点三维坐标测量

桨叶标记点三维坐标测量包括3个子过程:首先,构 建和标定大视场立体视觉系统;然后,在不同转速、总距 和周期变距条件下采集桨叶图像;最后,计算桨叶上圆形 标记点的三维坐标。

1) 大视场立体视觉系统构建和标定

大视场立体视觉系统由两个高速高分辨率工业摄像机、CameraLink图像采集卡、计算机、倍频器和光电传感器组成,如图1所示。

采用本课题组提出的散焦图像标定方法<sup>[16]</sup>对大视场立体视觉系统进行标定,得到摄像机的内参、左右摄像机之间的旋转矩阵和平移矩阵。

2) 桨叶图像采集

首先,在桨叶上粘贴圆形标记点;然后,在旋翼下方 朝上安装高速工业摄像机 C<sub>1</sub>和 C<sub>2</sub>,构成大视场立体视 觉系统,视场覆盖整个旋翼锥体,如图 2 所示。其中,



Fig. 1 Construction of stereo vision system with large FOV

*O<sub>e</sub>-X<sub>e</sub>Y<sub>e</sub>Z<sub>e</sub>*代表立体视觉系统坐标系,*O-XYZ*代表桨毂坐标系,摄像机*C*<sub>3</sub>构成的高精度的桨尖挥舞量单目视觉测量系统,用于对比验证本文方法的测量精度;最后,在不同转速、总距和周期变距条件下,采集360°全方位的桨叶图像。



Fig. 2 Blade image acquisition

3)标记点三维坐标计算

采集旋翼桨叶左右图像对之后,采用本课题组基于 文献[17]改进的标记控制分水岭算法<sup>[18]</sup>对左右图像对 进行圆形标记点分割,采用圆曲线方程和 RANSAC 方法 对边缘点进行奇异点筛除,采用几何矩方法<sup>[19]</sup>进行圆拟 合,得到圆形标记点的圆心坐标和半径。设桨叶上某标 记点的左图像坐标为(*u<sub>i</sub>*,*v<sub>i</sub>*),石图像坐标为(*u<sub>r</sub>*,*v<sub>r</sub>*),则

$$d = u_l - ur \tag{1}$$

利用标定得到的重投影矩阵 Q, 根据立体视觉测量 原理,标记点的三维齐次坐标为:

$$W\begin{bmatrix} x\\ y\\ z\\ 1\end{bmatrix} = Q \begin{vmatrix} x_1\\ y_1\\ d\\ 1\end{vmatrix}$$
(2)

式中:W为比例因子;(x,y,z)为标记点的三维坐标。

#### 1.2 桨毂坐标系下的挥舞量计算

桨毂转轴中心线定义为桨毂坐标系 Z 轴,向上为正 方向,旋转桨叶拉平平面为 XOY 平面。首先,通过数据 拟合求解桨毂坐标系 Z 轴及其原点位置,从而建立桨毂 坐标系;然后把立体视觉系统坐标系下的标记点三维坐 标转换到桨毂坐标系;最后,计算出挥舞量。

1) 桨毂坐标系 Z 轴计算

桨叶上粘贴 N 个标记点,50 r/min 低速旋转时,桨叶 近似处于拉平状态,采集一周 M 个方位的桨叶图像,桨 叶上第 i 个标记点在第 i 个方位的三维坐标记为  $P_{ij}$ ,  $i = 1, \dots, M, j = 1, \dots, N,$ 利用第 j 个标记点在所有方位拍摄 的三维坐标  $P_{ij}, i = 1, \dots, M$  拟合平面  $s_j, j = 1, \dots, N,$ 再把  $P_{ij}, i = 1, \dots, M$  投影到  $s_j, j = 1, \dots, N,$ 得到二维坐标  $P'_{ij},$  $i = 1, \dots, M$  并拟合圆曲线  $c_j, j = 1, \dots, N,$ 如图 3 所示。

N个拟合平面 $s_j$ ,j = 1,...,N的法线方向记为: $l_1,...,l_N$ , N 个圆曲线  $c_j$ ,j = 1,...,N的圆心记为  $O_1,...,O_n$ ,可组合 得到 N 个轴线方程  $F_j(l_j,O_j)$ ,j = 1,...,N,采用 K-Means 聚类算法求轴线方程 F(l,O) 最优解,作为桨毂坐标系 Z轴。



图 3 桨毂坐标系 Z 轴计算

Fig. 3 Calculation of Z axis of the hub coordinate system

2) 桨毂坐标系 Z 轴原点计算

首先,利用第 i 个方位桨叶上所有三维坐标  $p_{ij}$ , j = 1, ..., N 的 Z 分量和标记点在桨叶上的归一化位置  $\lambda$ = r/R 拟合多项式曲线;然后,根据多项式函数计算  $\lambda_0 =$  $r_0/R$  的坐标 $z_i, M$  个方位可得到 M 个坐标 $z_i, i = 1, ..., M$ ; 最后,对这 M 个坐标求均值,得到桨毂坐标系 Z 轴原点坐 标 $z_i$ ,再代入空间直线方程 F(1, O) 得到桨毂坐标系原点 坐标 $x_i$ 和 $y_i$ 。如图4所示,其横坐标r/R表示桨叶上圆形 标记点圆心距桨叶旋转中心的距离与桨尖轨迹圆半径的 比值,纵坐标为 Z 坐标。



Fig. 4 Calculation of Z axis origin

#### 3) 三维坐标转换到桨毂坐标系

将桨叶标记点在立体视觉系统坐标系下的三维坐标转换至桨毂坐标系。已知立体视觉系统坐标系的点 $O_e(x_e, y_e, z_e)$ ,是桨毂坐标系原点O(0,0,0),可得立体视觉系统坐标系到桨毂坐标系的平移矩阵T为

$$\boldsymbol{T} = \begin{bmatrix} -x_c & -y_c & -z_c \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$
(3)

桨毂坐标系 Z 轴方向向量为 l<sub>n</sub>(A,B,C),可得立体 视觉系统坐标系到桨毂坐标系需绕 Y 轴旋转角度 θ 为

$$\theta = \arccos\left(\frac{B}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}}\right) \tag{4}$$

相应的旋转矩阵  $R_{v}(\theta)$  为:

$$\boldsymbol{R}_{y}(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}$$
(5)

需绕 X 轴旋转角度  $\varphi$  为:

$$p = \arccos\left(\frac{A}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}}\right) \tag{6}$$

相应的旋转矩阵  $R_{x}(\varphi)$ :

$$R_{x}(\varphi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0\\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi\\ 0 & \sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix}$$
(7)

绕 Y 轴和 X 轴旋转之后,立体视觉坐标系的  $X_c O_c Y_c$ 和桨毂坐标系的 XOY 平面重合,以立体视觉坐标系  $O_c X_c$ 轴作为桨毂坐标系 OX 轴。将立体视觉系统坐标系下的 桨叶标记点 p(x,y,z) 转换到桨毂坐标系下的 p(x',y',z'),转换公式为:

$$\begin{bmatrix} x'\\y'\\z' \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{y}\mathbf{R}_{z}\begin{bmatrix} x\\y\\z \end{bmatrix} - \mathbf{T}$$
(8)

式中: $R_{y}$ 和 $R_{x}$ 分别为立体视觉系统坐标系绕 Y 轴旋转  $\theta$ 角、X 轴旋转  $\varphi$  角的旋转矩阵;T 为立体视觉系统坐标系 到桨毂坐标系的平移矩阵。

#### 4) 挥舞量计算

本文以某型号直升机有铰桨叶为测量对象,利用桨 叶标记点在桨毂坐标系下的三维坐标来计算桨叶挥舞 量,示意图如图5所示。



图 5 中,  $O_i$  为桨毂坐标系中心,  $O_b$  为铰链的中心, 挥 舞铰外伸量为 15 cm,  $\Omega$  为旋翼轴角速度, 标记点  $P_{ij}$  为旋 翼桨叶拉平参考位置。桨叶在高速旋转时产生挥舞运 动, 标记点  $P_{ij}$  运动到  $P'_{ij}$  的位置, 向上挥舞为正。

设 $P_{ij}$ 与 $P'_{ij}$ 在以 $O_i$ 为原点的桨毂坐标系中的三维坐标分别为 $P_{ij}$ 和 $P'_{ij}(x'_{ij},y'_{ij},z'_{ij})$ 。挥舞运动是桨叶在Z方向上的运动,通过计算 $P'_{ij}$ 点与 $P_{ij}$ 点在Z方向的差值来计算桨叶的挥舞量,公式为:

 $h_{ij} = z'_{ij} - z_{ij}$  (9) 式中:*i*表示方位编号;*j*表示标记点编号;*h<sub>ij</sub>*表示*j*号标记 点在*i*方位上的挥舞量。

#### 2 桨叶挥舞模式和规律分析

#### 2.1 桨叶挥舞的空间模式分析

分析桨叶的挥舞特性,需要测量和分析在某一时刻 桨叶各标记点位置的挥舞量及构成的挥舞模式。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 次多项式。本文首先采用三次多项式进行数据拟合,大 量实验发现,三次多项式拟合误差较大;于是改用了四次 多项式函拟合,得到了很好的拟合效果,并且在同一状态 下重复实验拟合出来的参数相对稳定;继续提高多项式 阶数,采用5次多项式拟合,拟合误差进一步减小,但是 重复实验的拟合参数很不稳定,说明数据模型阶次过高, 出现了过拟合现象。因此,本文选用4次多项式函数对 桨叶挥舞量进行拟合分析,能较准确的反映桨叶的挥舞 模式。四阶曲线方程为:

铰链位置  $r_f = 0.15$  m 与铰链处挥舞量  $h_f = 0$  为已知 量,所在方程为等式约束条件。将标记点实测挥舞量值  $h_j$ 与拟合值 h 的最小均方根误差作为优化判据,且过点( $r_f$ ,  $h_f$ ) 作为约束条件,则令  $\varphi(a) = a_0 + a_1r_f + a_2r_f^2 + a_3r_f^3 + a_4r_f^4 - h_f = 0$ ,可得目标函数和等式约束条件为:

$$\begin{cases} \operatorname{argmin}_{a} f(\boldsymbol{a}) = \sum_{j=1}^{N} (h - h_j)^2, j = 1, \cdots, N\\ \text{s. t. } \varphi(\boldsymbol{a}) = 0 \end{cases}$$
(11)

用拉格朗日乘数法,将f(a)在满足 $\varphi(a)=0$ 的条件极值,转换为函数  $F(a,\lambda)$ 的无条件极值问题,构造函数  $F(a,\lambda)$ 为:

$$F(\boldsymbol{a},\boldsymbol{\lambda}) = f(\boldsymbol{a}) + \boldsymbol{\lambda}\varphi(\boldsymbol{a})$$
(12)

为了使函数  $F(a,\lambda)$  的值最小,可用函数  $F(a,\lambda)$  对  $a_0,a_1,a_2,a_3,a_4$  及求偏导:

$$\begin{cases} \frac{\partial F}{\partial a_0} = 2\sum_{j=1}^{N} (m_j - h_j) + \lambda = 0\\ \frac{\partial F}{\partial a_1} = 2\sum_{j=1}^{N} r_j (m_j - h_j) + \lambda r_j = 0\\ \frac{\partial F}{\partial a_2} = 2\sum_{j=1}^{N} r_j^2 (m_j - h_j) + \lambda r_j^2 = 0\\ \frac{\partial F}{\partial a_3} = 2\sum_{j=1}^{N} r_j^3 (m_j - h_j) + \lambda r_j^3 = 0\\ \frac{\partial F}{\partial a_4} = 2\sum_{j=1}^{N} r_j^4 (m_j - h_j) + \lambda r_j^4 = 0\\ \frac{\partial F}{\partial \lambda} = \varphi(a) = 0 \end{cases}$$
(13)

其中,  $m_j = a_0 + a_1r_j + a_2r_j^2 + a_3r_j^3 + a_4r_j^4$ 。 令式(13) 中的6个偏导数等于0,再根据牛顿迭代法,求上述六元 非线性超定方程组的最优解,即可得到带约束条件的表 达式的系数  $a = [a_0, a_1, a_2, a_3, a_4]$ 和 $\lambda$ 。

#### 2.2 桨叶挥舞的时域规律分析

桨叶上某一标记点在360°周期性旋转过程中的挥舞 量变化,可描述桨叶对应位置的挥舞规律。本文利用立 体视觉方法对桨叶挥舞量进行测量,采用复合正弦函数 拟合方法对悬停状态特定转速下桨叶挥舞的时域规律进 行分析,研究总距、周期变距与桨叶挥舞的关系。

为了消除测量噪声,采用3点滑动窗口平均滤波对 某个标记点的原始挥舞量数据进行预处理,滤波公式为:

$$h'_{i} = \frac{1}{3}(h_{i-1} + h_{i} + h_{i+1})$$
(14)

式中: *i* 为桨叶所处方位编号;*h*<sub>*i*-1</sub> 为当前方位前一方位 的原始挥舞量;*h*<sub>*i*</sub> 为当前方位原始挥舞量;*h*<sub>*i*+1</sub> 为当前方 位下一方位原始挥舞量;*h*'<sub>*i*</sub> 为滤波后当前方位挥舞量。

1) 桨叶挥舞规律与总距的关系

不同总距下,桨叶上某标记点在一周内的挥舞量存

在幅度较小的周期性波动。首先,将不同总距状态下的 挥舞量减去其平均值;然后,采用 FFT 变换对不同总距的 挥舞量数据进行频谱分析;最后,忽略能量很小的高次谐 波,对数据的基波和谐波进行时域函数拟合。为了克服 拟合时产生的边界效应,导致拟合误差增大,取 m 周(整 数)共 mN 个挥舞量样本数据做函数拟合,拟合公式为:

$$h(\boldsymbol{b}) = \sum_{k=1}^{n} b_k \sin(\boldsymbol{\omega}_k n + \boldsymbol{\varphi}_k), n = 1, \cdots, mN \qquad (15)$$

式中:  $\boldsymbol{b} = [b_1, \boldsymbol{\omega}_1, \boldsymbol{\varphi}_1, \cdots, b_K, \boldsymbol{\omega}_K, \boldsymbol{\varphi}_K]$ 为任意实数向量, 可用最小二乘法确定其值。利用式(15) 拟合得到的值  $h(\boldsymbol{b})$ 与实测值 $h'_i$ 的最小均方根误差作为优化判据,公式 为:

$$\operatorname{argmin}_{b} f(\boldsymbol{b}) = \sum_{j=1}^{N} (h(\boldsymbol{b}) - h'_{i})^{2}, j = 1, \cdots, KN \quad (16)$$

要使 f(b) 最小,可用函数 f(b) 对 b 各分量求偏导, 令每个偏导数等于 0,得到多元非线性方程组,再利用牛 顿迭代法求解该方程组,可得到系数 b。

2) 桨叶挥舞规律与周期变距的关系

自动倾斜器倾转时,随着旋翼的周期性旋转而进行 周期性变化的桨叶桨距称为周期变距。在相同总距 c 不 同周期变距 f<sub>n</sub> 状态下测量多组挥舞量数据,分别采用 FFT 变换进行频谱分析。以 c 总距 0°周期变距为参考, 计算不同周期变距引起的挥舞量增量,公式为:

$$\Delta h'_{i} = h'_{i c f} - h'_{i c 0} \tag{17}$$

式中:i为桨叶所处方位编号; $h'_{i,c,f_n}$ 为c总距叠加不同周 期变距 $f_n$ 的挥舞量滤波值; $h'_{i,c,0}$ 为c总距0°周期变距下 的挥舞量滤波值。对挥舞量增量数据进行正弦拟合:

 $h_d = d_0 \sin(d_1 i + d_2) + d_3$  (18) 式中: *i* 为桨叶所处方位编号; *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 *d* 的值。

#### 3 实验及结果分析

#### 3.1 实验设置

为了验证挥舞量测量和模式分析方法的有效性,在 中国直升机设计研究所的旋翼塔和低速开口风洞中,开 展多次桨叶挥舞量测量实验,实验环境如图6所示,其中 图6(a)为旋翼塔实验环境,图6(b)为风洞实验环境。

限于篇幅,本文仅给出低速风洞悬停飞行试验的测量结果。此次试验包含15种桨叶图像采集状态,不同转速、不同总距、不同周期变距下的每个状态重复采集100 组全场景桨叶图像,从而验证总距和周期变距对桨叶挥 舞量的影响,如表1所示。以0°方位为起点,每隔20°采 集旋翼桨叶标记点图像,旋翼桨叶每旋转360°,旋翼旋 转一周采集的图片数量为18张,重复采集100周桨叶图 像,每个状态采集1800张桨叶图像。



(a) Rotor towe

(b) 风洞 (b) Wind tunnel

图 6 实验环境 Fig. 6 Experimental environment

表 1 桨叶图像采集状态表 Table 1 Blade image acquisition status

旋翼转速/(r·min <sup>-1</sup> )	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(升)	0	100
750	4(降)	0	100
750	4(降)	0.5	100
750	4(降)	1	100
750	4(降)	1.5	100
750	5	0	100
750	6	0	100
750	7	0	100
750	8	0	100
750	8.5	0	100

旋翼的4片桨叶均喷涂成黑色,并在其中一片桨叶 下表面粘贴圆形反光贴,作为测量标记点,如图7所示。 桨尖轨迹圆半径为 R=2100 mm,因此,为了全场景测量



图 7 圆形标记点在桨叶上的分布

Fig. 7 The distribution of circular markers on the blade

旋翼在不同状态下的挥舞量,立体视觉系统的视场尺寸 设为 4.6 m×4.6 m。桨叶的总长度为  $R_b$  = 1 820 mm,在 1/4 弦线上粘贴一个导向圆标记点,以 90 mm 作为间隔, 均匀布置 N(N = 17)个直径为 44 mm 的圆形标记点,编 号为 1,…, $N_o$ 

#### 3.2 三维坐标测量结果及分析

利用标定好的立体视觉系统对标准件进行测量,验 证系统的测量误差。标准件为已知精确尺寸的几何体, 在约5m远处重复50次测量几何体相关尺寸结果如表2 所示。

表 2 标准件三维测量结果 Table 2 3D measurement results of the standard template

标记点对 位置关系	真实值 /mm	测量均值 /mm	方差 /mm	均方误差 /mm
与光轴垂直	90.0	89.827	0.622	0. 163
与光轴垂直	500.0	500.653	0.757	0.422
与光轴 45 度	90.0	89.419	0.412	0. 590
与光轴 45 度	500.0	500. 448	0. 553	0.375
与光轴重合	90.0	90. 895	0.467	0.477
与光轴重合	500.0	501.164	0.925	0. 518

根据三维重建原理<sup>[20]</sup>可知, *X*和 *Y*坐标误差较小,*Z* 坐标误差与测量距离平方成正比,因此,着重分析 *Z*坐标 数据的稳定性和误差。对桨叶上同一标记点在同一方位 处的三维坐标进行 100 次重复测量,以 0°方位 *N* 号标记 点为例,100 次 *Z*坐标值的分布如图 8 所示。



Fig. 8 Repeating results of Z coordinates

从图 8 可以看出,100 次测量值的最大值与最小值 之差在10 mm 左右,因此,若以单次测量结果进行分析, 误差较大。将100 次重复测量 Z 坐标值的分布范围等间 隔分成10 个区间,对图 8 中的数据进行直方图统计,并 拟合高斯概率密度分布曲线,如图 9 所示,可知多次重复 Z 坐标测量结果符合高斯分布,可通过求平均的方法来 抑制 Z 坐标的随机误差。

为了验证 Z 坐标测量值的平稳程度,对 N 号标记点一 周内每个方位处的 Z 坐标测量值求均值和方差,方差分布如



Fig. 9 Histogram of Z coordinates

图 10 所示,其中全部方差值分布在 0.8 mm ≤σ ≤1.5 mm 的 范围内,可知采集的数据比较稳定。



图 10 不同方位 Z 坐标方差



综上, Z 坐标符合高斯分布且方差值稳定。因此,首 先,去除与均值偏差> 2σ 的三维坐标点,即对重复测量 的三维坐标数据点先进行奇异点去除;其次,进行平均计 算,可消除由测量系统导致的随机误差。

#### 3.3 挥舞模式分析

以 50 r/min 转速的桨叶高度为基准状态,计算 750 r/min 转速下桨叶在各方位的挥舞量。利用式(9)对 平均后的三维坐标进行挥舞量计算,在挥舞铰约束条件 下,利用式(10)四阶多项式对桨叶 1/4 弦线上 N 个标记 点在某一方位处的挥舞量进行拟合。图 11 给出了



图 11 桨叶在 0°方位处不同总距下的挥舞模式 Fig. 11 Blade flap pattern with different collective pitches at 0° azimuth

750 r/min 转速、不同总距下,实际测量的挥舞量序列值 点和带约束的四阶多项式拟合曲线,其中,横坐标 r/R 表 示桨叶上标记点中心距 O<sub>i</sub> 的距离 r 与桨尖距 O<sub>i</sub> 距离 R 的比值,纵坐标为挥舞量。

由图 11 可知,同一总距下,越靠近桨尖的位置,挥舞 量越大;同一标记点位置下,随着总距增大,挥舞量也增 大;总距从 0°增大到 8.5°时,第 N 号标记点的挥舞量从 25.955 mm 增到 136.620 mm。在9条拟合曲线中,拟合 的最小均方根误差为 0.573 mm,拟合的最大均方根误差 为 0.803 mm,拟合的均方根误差均<1 mm。

取 6°总距条件下的 0°、40°、80°、120°、160°5 个方位 处 N 个标记点的挥舞量做对比分析,图 12 给出了 5 个不 同方位状态下,实际测量的挥舞量序列值点和带约束的 四阶多项式拟合曲线,其中,横坐标 r/R 桨叶上标记点中 心距 O<sub>i</sub> 的距离 r 与桨尖距 O<sub>i</sub> 距离 R 的比值,纵坐标为挥 舞量。





由图 12 可知,同一方位处,越靠近桨尖的位置,挥舞量越大,与预期规律一致; N 号标记点在 160°方位的最小挥舞量为 79.197 mm,在 0°方位的最大挥舞量为 93.196 mm。

#### 3.4 桨叶挥舞时域规律分析

为了分析导致上述现象的客观原因,对桨叶上某一标记点位置在 M 个方位处的挥舞量进行数据分析。截取 200 个周期共 3 600 个挥舞量数据,通过 FFT 变换计算其频谱,可以直观地分析出总距叠加周期变距前后的关系,如图 13 所示,其横坐标为归一化数字角频率ω,纵坐标为幅度。

在桨叶旋转一周内均匀采集 18 次数据,可知采样频 率 $f_s$  与旋转频率f满足 $f_s$  = 18f,因此: $\omega$  = 2 $\pi \frac{f}{f} = \frac{2\pi}{18} =$ 



图 15 朱叶华萍重数据的频谱 Fig. 13 Spectrum of the blade flap data

0.111 11π 对应基频。

由图 13 可以看出,叠加周期变距之前,即 4°总距 0° 周期变距状态下,挥舞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频振动。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)对挥舞量进行3点平滑滤波处理,减少测量误差。利用式(15)复合正弦函数对经过滤波处理的挥舞量进行回归分析,得到不同方位下,0.7R位置挥舞量随总距的变化趋势。图14给出了不同总距状态下,0.7R位置实际测量的挥舞量序列值点和拟合曲线,其横坐标为方位角,纵坐标为挥舞量。

由图 14 可知,在 0.7R 位置,同一总距下,挥舞量呈 现基波和谐波的复合函数曲线趋势;总距从 0°增大到 8.5°,0.7R 位置处的挥舞量变化趋势越大。拟合最小均 方根 误差为 0.275 mm, 拟 合 最 大 均 方 根 误差 为 0.471 mm,拟合均方根误差均<1 mm。其中 0°总距状态 下桨叶迎角为 0°,受力不稳,振动幅度较大;4°(降)总距 表示从高总距状态逐渐降低回到 4°总距的状态,由于作 动器存在回程空隙,实际上大于 4°(升)总距,因此,挥舞 量也要大一些。

为了研究同一总距不同方位下,同一位置挥舞量随 周期变距的变化趋势。利用式(13)对挥舞量进行3点平 滑滤波处理,减少直升机旋翼在高速旋转过程中产生的 振动误差。利用式(15)复合正弦多项式对经过滤波处 理的挥舞量进行回归分析,得到不同方位下,0.7R位置 挥舞量随总距及周期变距的变化趋势。图15给出了不 同总距及周期变距状态下,0.7R位置实际测量的挥舞量 序列值点和拟合曲线,其横坐标为方位角,纵坐标为挥 舞量。

由图 15 可知,在 0.7R 位置,挥舞量呈现基波和谐波



图 14 桨叶 0.7R 处旋转一周挥舞规律

Fig. 14 The law of blade flap at 0. 7R within a round



图 15 相同总距不同周期变距下桨叶 0.7R 处挥舞量 Fig. 15 The law of blade flap at 0.7R with the same collective pitch and different cyclic pitch

的复合函数曲线趋势;在 4°总距下,周期变距从 0°增大 到 1.5°,0.7R 位置处的挥舞量幅度变化越大,拟合均方 根误差分别为 0.359 mm、0.326 mm、0.346 mm 及 0.262 mm,拟合均方根误差均<1 mm。

为了单独研究挥舞量随周期变距的变化趋势,利用 式(17)计算图 15 中 0.5°、1°及 1.5°周期变距挥舞量与 0°周期变距挥舞量的差,然后利用式(18)对挥舞量进行 回归分析,得到不同方位下,0.7R 位置挥舞量随周期变 距的变化趋势,如图 16 所示,其横坐标为方位角,纵坐标 为挥舞量。

由图 16 可知, 桨叶 0.7R 位置的挥舞量呈现严格的正弦曲线趋势;周期变距从 0°增大到 1.5°, 桨叶挥舞量的 变 化 趋 势 也 越 大, 拟 合 均 方 根 误 差 分 别 为 0.255 mm、0.277 mm 及 0.385 mm, 拟合均方根误差均<1 mm。



图 16 0.7R 位置挥舞量与周期变距关系

Fig. 16 Relationship between flap at 0.7R and cyclic pitches

#### 3.5 挥舞量测量精度分析

目前的技术条件下,无法获得高速旋转桨叶的挥舞 量真值,本文以桨尖偏移量实时测量系统<sup>[21]</sup>测量的挥舞 量作为参考,验证大视场立体视觉系统挥舞量测量精度。 对比实验中,桨尖偏移量实时测量系统与本文系统同步 测量0°方位桨尖挥舞量,然后对比两种方法测得的0°方 位第*N*号标记点的挥舞量。文献[21]是小视场高精度 图像测量系统,由于视场限制,在满足精度要求的前提下 只能测量750 r/min、0°方位、不同总距条件下的桨尖挥 舞量。因此,以其中1°总距状态为参考,计算其它总距 状态下的相对挥舞量。图17 给出了本文方法和文 献[21]方法分别测量表1中9个总距状态下相对挥舞量 结果对比,其横坐标为总距,纵坐标为相对挥舞量。



文献[21]是基于单目图像对小视场内目标的高精度 测量,其图像目标定位精度为0.1个像素,标定得到每像素 对应0.403 mm,因此,该方法的测量误差<0.05 mm。以文 献[21]方法测量结果作为近似真值,本文方法测量的误 差值如表2所示。

利用余弦定理,将挥舞量的测量误差转换为挥舞角 误差,计算公式为:

$$\phi = \arccos \frac{2(L_b - L_h)^2 - (h_s - h_b)^2}{2(L_b - L_h)^2}$$
(19)

式中: $\phi$ 为挥舞角; $L_h$ 为桨叶的长度; $L_h$ 为铰链的长度; $h_s$ 为本文方法测量的相对挥舞量;h,为文献[21]方法测量 的相对挥舞量。

表3中,不同总距、0°方位的桨尖挥舞量均方根误差 为 0.983 mm, 小于 1 mm; 挥舞角均方根误差为 0.030 4°,小于 0.1°。

#### 3.6 不同方法对比结果

在影像测量方法之前,传统测量方法均无法实现旋 翼桨叶形变的全景测量。而基于影像的测量方法,其测 量精度受成像系统分辨率、测量场景、图像质量、计算方 法等多方面的影响,不同条件下不同方法的测量精度不 能直接对比,但是可以定性的对比几类方法的优缺点, 表4为不同测量方法对比结果。

Table 3	Measurement error of blade flap		
总距/(°)	挥舞量误差/mm	挥舞角误差/(°)	
0	3.058	0.090	
1	0.000	0.000	
2	-0. 444	0.013	
3	0. 943	0. 028	
4	0. 326	0.010	
5	0.734	0.022	
6	-0.315	0.009	
7	0.081	0.002	
8	-1.691	0.050	
8.5	-2.339	0.069	
均方根误差	0. 983	0.030	

表 3 桨叶挥舞量测量误差

Table 4         The comparison of different measuring methods						
方法	应变传感器	2013 年文[6]	2017 年文献[13]	2019年文献[9]	本文	
指标	测量法	激光测量法	立体视觉测量法	立体视觉测量法	立体视觉测量方法	
是否接触	是	否	否	否	否	
	安装应变片破坏桨叶结	小角度挥舞量误差为	桨叶长度:1 371 mm	测量桨叶局部长度:	桨叶长度为:2 100 mm	
测量精度	构,因而无法精准测量原	0.5 mm,挥舞角增大,误	测量误差为:1.18 mm	182 mm	挥舞量误差为:0.983 mm	
	桨叶挥舞量	差增大	均方方差:0.6~4.9 mm	挥舞角误差为:0.36°	挥舞角均方根误差:0.0304°	
运行时间	快	较快	离线处理	离线处理	离线处理	
局限性	只能测量预设单点 挥舞量	只能测量预设单点 挥舞量	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 桨叶局部的挥舞量	系统的标定过程较耗时	

# 表4 不同测量方法对比

#### 4 结 论

本文给出了构建大视场立体视觉系统测量高速旋转 桨叶挥舞量的完整方案,提出了挥舞量数据回归分析方 法。提出的桨叶挥舞量立体视觉测量方法,具有非接触、 测量范围大、精度高的优点,在4.6 m×4.6 m视场范围内 挥舞量测量均方根误差<1 mm,挥舞模式的回归模型拟 合度好,其均方根误差<1 mm。利用提出的挥舞量数据 回归分析方法,得出了直升机桨叶在不同状态下的全场 景挥舞模式和变化规律,为旋翼系统设计提供依据。在 中国直升机设计研究所开口低速风洞中完成的真实桨叶 挥舞量测量实验,结果证明了本文系统和方法的有效性。

#### 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 lagwise 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 the Applied Sciences, 2018, 36(6): 950-957.
- STEIN P K. Strain gage history and the end of the [3] twentieth century [J]. Experimental Techniques, 2001, 25(2): 15-16.
- [4] BAQERSAD J, POOZESH P, NIEZRECKI C. Photogrammetry and optical methods in structural dynamics a review [J]. Mechanical Systems & Signal Processing, 2017, 86: 17-34.
- [5] SCHROEDER K, ECKE W, APITZ J. A fiber bragg

grating sensor system monitors operational load in a wind turbine rotor blade [J]. Measurement Science & Technology, 2006, 17(5): 1167-1172.

 [6] 张勇,宋瑞华,孙江. 直升机桨叶运动参数监测仪设 计[J].海军航空工程学院学报,2013,28(4): 399-402.

> ZHANG Y, SONG R H, SUN J. Design of a monitoring instrument for helicopter blade motion parameters [J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2013, 28(4): 399-402.

- [7] FLEMING G A, BARTRAM S M, WASZAK M R, et al. Projection moiré interferometry measurements of micro air vehicle wings[J]. Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 2001, 4448: 90-101.
- [8] 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 T, YU Y, et al. Measurements of wave characteristics based on binocular vision[J]. Journal of

Electronic Measurement and Instrumentation, 2019, 33(3): 99-104.

- [9] ZAPPA E, LIU R, TRAINELLI L, et al. A vision-based technique for in-flight measurement of helicopter blade motion [J]. Experimental Techniques, 2020, 44(1): 1-18.
- [10] SA J, KIM J W, PARK S H. KFLOW results of airloads on HART-II rotor blades with prescribed blade deformation [J]. International Journal of Aeronautical & Space Sciences, 2009, 10(2): 52-62.
- [11] 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.
- [12] STASICKI B, KLEINE H, BUTRON GUILLEN M P, et al. Application of high-speed videography for in-flight deformation measurements of aircraft propellers [J]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering, 2008, 7126:712604-712604-12.
- [13] VOIGT A E, DAUER J C, KNAAK F. Measurement of blade deflection of an unmanned intermeshing rotor helicopter[C]. European Rotorcraft Forum, 2017.
- [14] 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.

[15] 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.
OUQF, ZHAOPJ, XIONG BSH, et al. Accuracy

analysis of the measuring instrument for taper angle of running rotor blades on stereo vision[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument,2015, 36(8): 1690-1698.

[16] 佘淑真, 欧巧凤, 熊邦书, 等. 基于散焦图像的大视 场立体视觉标定方法 [J]. 应用科学学报, 2019, 37(6):795-805.

YU SH ZH, OU Q F, XIONG B SH, et al. A calibration method based on defocused image for stereo vision sensor with large FOV [J]. Journal of the Applied Sciences, 2019, 37(6):795-805.

- KARANTZALOS K, ARGIALAS D. Improving edge detection and watershed segmentation with anisotropic diffusion and morphological levellings [J]. International Journal of Remote Sensing, 2006, 27 (23-24): 5427-5434.
- [18] 张育斌,熊邦书,欧巧凤,等. 基于 YOLOv3 与分水 岭的直升机桨叶欠曝光图像圆形标记点检测[J].应 用科学学报,2020,38(6):906-915.
  ZHANG Y B, XIONG B SH, OU Q F, et al. Circular detection of under-exposed images of helicopter blades based on YOLOv3 and watershed [J]. Journal of the Applied Sciences, 2020, 38(6): 906-915.
- [19] MISZTAL K, TABOR J. Ellipticity and circularity measuring via kullback-leibler divergence[J]. Journal of Mathematical Imaging and Vision, 2016, 55(1): 1-15.
- [20] RODRIGUEZ-QUINONEZ J C, SERGIYENKO O, F LORES-FUENTES W, et al. Improve a 3D distance measurement accuracy in stereo vision systems using optimization methods' approach [J]. Opto-Electronics Review, 2017, 25(1): 24-32.
- [21] 曾小明.基于机器视觉的共轴刚性双旋翼桨尖偏移量
   实时测量系统研究[D].南昌:南昌航空大学,2019: 34-46.

ZENG X M. Research on real-time measurement system of tip offset of coaxial rigid twin-rotor blade based on machine vision [D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2019: 34-46.

作者简介



欧巧凤,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** 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.



**陈垚锋**,2012 年于南京航空航天大 学获得学士学位,现为中国直升机设计所 工程师,主要研究方向为旋翼气动和动力 学试验。

E-mail: cyf19002470@ avic. com

**Chen Yaofeng** received his B. Sc. degree from Nanjing University of Aeronautics and Astronautics in 2012. He is currently an engineer at China Helicopter Research and Development Institute. His main research interests include rotor aerodynamics test.



熊邦书(通信作者),1991年于福建师范大学获得学士学位,2001年于西北 工业大学获得硕士学位,2004年于西北 工业大学获得博士学位,现为南昌航空 大学教授,主要研究方向为图像测量、机

器视觉。

E-mail: xiongbs@126.com

Xiong Bangshu (Corresponding author) received his B. Sc. degree from Fujian Normal University in 1991, received his M. Sc. degree and Ph. D. degree both from Northwestern Polytechnical University in 2001 and 2004. He is currently a professor at Nanchang Hangkong University. His main research interests include image measuring and machine vision.