

# 基于 PSP 的旋翼桨叶表面压力测量试验研究\*

乐 娟<sup>1</sup>, 张育斌<sup>1</sup>, 彭 迪<sup>2</sup>, 焦灵睿<sup>2</sup>, 程起有<sup>1</sup>, 陈卫星<sup>1</sup>,  
汪文涛<sup>1</sup>, 李根阳<sup>1</sup>

(1. 中国直升机设计研究所 景德镇, 333000) (2. 上海交通大学机械与动力工程学院 上海, 200240)

**摘要** 为了实现直升机旋翼桨叶表面的压力测量, 提出一种基于压敏涂料 (pressure sensitive paint, 简称 PSP) 测量技术的试验方法。首先, 采用在线标定方式确定 PSP 的压力敏感度; 其次, 构建 PSP 测量系统, 利用单脉冲寿命法获取旋翼桨叶表面的压力分布图像; 最后, 进行直径为 2 m 的模型旋翼桨叶表面压力测量试验, 获取悬停工况和前飞工况在不同状态下的桨叶图像, 通过标定数据计算得到桨叶表面压力分布。试验结果表明: PSP 测量技术能够获取桨叶表面压力比值、压力系数分布数据和流动显示图像; 通过 PSP 测量得到的桨叶表面压力分布符合规律, 且前行侧和后行侧桨叶的表面压力分布接近; 沿着桨根到桨尖方向出发至距离桨根 0.87 m 处, 桨叶的弦向压力比值与压力系数分布趋势一致, 与传感器的测量结果相比, 压力平均性误差和重复性误差均在 5% 以内, 满足桨叶表面压力测量需求。研究结果验证了该试验方法的可行性, 可为直升机气动机理研究提供试验数据支撑。

**关键词** 压敏涂料; 模型旋翼; 桨叶表面压力; 流动显示  
**中图分类号** TH741; V211.7

## 引 言

旋翼是直升机核心部件, 为直升机飞行提供所需的升力和推进力<sup>[1]</sup>。直升机旋翼系统气动性能直接影响直升机整体性能的优劣<sup>[2]</sup>, 而旋翼桨叶表面压力作为气动力产生的根源, 一直是气动研究的重点方向<sup>[3-4]</sup>。旋翼桨叶在旋转过程中一直处在非定常的气动压力之下, 桨叶运动复杂, 变形量大, 而且桨叶构造复杂, 构型多样, 导致试验数据获取难度大。传统接触式测压技术在用于旋转桨叶时会受到安装及信号的限制, 空间分辨率极为有限<sup>[5-6]</sup>, 难以对复杂流动问题提供有效的试验数据支撑。

针对传统压力传感器等接触式测压技术难以实现旋转桨叶表面压力测量的问题, 研究人员提出了一种基于 PSP 的表面压力测量技术。Juliano 等<sup>[7]</sup>构建了一种能够测量旋转部件表面整体非定常的压力分布 PSP 系统, 得到直径为 25.4 cm、螺距为 10.2 cm, 垂直安装的模型螺旋桨前行侧和后行侧桨叶表面压力分布。Disotell 等<sup>[8]</sup>采用 PSP 测量技术对直径为 0.26 cm 的铰接式直升机模型旋翼桨叶表面压力进行测量, 得到前进比为 0.15 和 0.3 条件下的瞬时、非定常的桨叶表面压力图像, 并利用图像去

模糊算法和温度修正算法完成桨叶表面压力图像校正。Watkins 等<sup>[9]</sup>利用 PSP 测量系统开展了直升机旋翼桨叶表面压力试验, 得到了不同时刻桨叶表面压力分布数据。Wong 等<sup>[10]</sup>在文献[9]的基础上, 针对旋翼的桨尖部位进行表面压力测量, PSP 径向喷涂范围为 85%~100%, 桨叶图像采集测量结果与传感器测量结果的一致性有一定的提升。Jiao 等<sup>[11]</sup>提出了一种基于径向和弦向温度梯度的二维温度修正算法, 并将测量结果与仿真结果进行比较, 验证了该算法用于提高 PSP 测量精度的有效性。基于 PSP 的测压技术是一种连续大视场可控的非接触式测压技术, 空间分辨率高, 成本低, 能够满足风洞试验和捕捉大面积压力脉动的需求, 突破传统测压技术应用用于旋转桨叶的限制<sup>[12-14]</sup>。

针对高速旋转的直升机旋翼桨叶表面压力测量问题, 笔者重点进行基于 PSP 的桨叶表面压力测量试验研究。首先, 完成 PSP 性能标定; 其次, 构建 PSP 测量系统, 通过风洞试验验证 PSP 测压试验技术的有效性, 获取在不同状态下悬停工况和前飞工况桨叶表面压力图像; 最后, 结合 PSP 标定数据得到桨叶表面压力分布数据。

\* 国防基础科研资助项目; 航空基金资助项目 (20185702002)

收稿日期: 2022-11-15; 修回日期: 2023-02-02

## 1 PSP的压力测量原理

PSP测量技术的基本原理是PSP探针分子的光致发光和氧猝灭效应。PSP中含有一种具有压力敏感性的特殊荧光材料,当PSP受到特定波长的光照射时,会吸收激发光的能量并发射出波长更长的发射光,这一过程称为PSP的光致发光过程。在空气中,由于氧猝灭效应的存在,PSP的光致发光过程会受到周围环境中空气压力的影响,因此通过建立PSP光致发光的光学特性与压力的定量关系,实现对模型旋翼桨叶表面压力的测量。PSP的压力测量原理如图1所示。

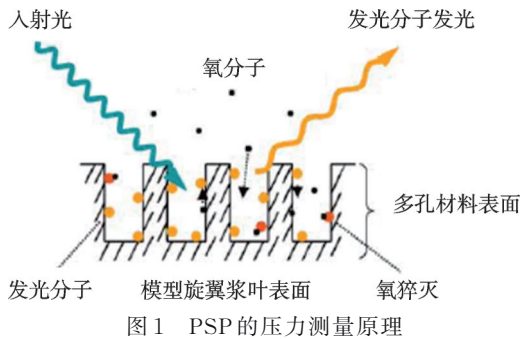


图1 PSP的压力测量原理

基于发光分子机理获取PSP压力数据的方法主要包括光强法和寿命法。光强法需持续照射并采集涂料发光强度,由于拍摄角度、拍摄距离、光源、涂层厚度和发光探针浓度等不同,导致得到的光强场不能直接转化为压力数据,且该方法无法克服桨叶变形的问題。为了解决上述问题,Juliano等<sup>[15]</sup>提出了一种单脉冲寿命法。基于单脉冲寿命法的数据采集过程如图2所示。

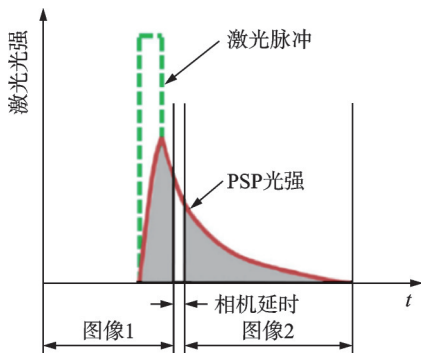


图2 基于单脉冲寿命法的数据采集过程

Fig.2 Data acquisition process based on single pulse lifetime method

单脉冲寿命法是以涂料对随时间变化激发光的发光响应为基础的测量方法。涂料对随时间变化发光的 $E(T)$ 的发光响应 $I$ 可以用一阶关系式表示为

$$\frac{\partial I}{\partial \tau} = \frac{I}{\tau} + E(T) \quad (1)$$

其中: $\tau$ 为涂料的发光寿命。

对于脉冲光,涂料的发光响应为简单的指数衰减,即

$$I(t) = I_0 \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right) \quad (2)$$

其中: $I_0$ 为参考状态下涂料的发光寿命。

发光寿命和压力遵循Stern-Volmer公式,即

$$\frac{\tau_0}{\tau} = A(T) + B(T) \frac{p}{p_0} \quad (3)$$

其中: $p$ 为压力; $p_0$ 为参考状态下的压力; $\tau_0$ 为参考状态下的发光寿命; $A(T)$ 和 $B(T)$ 为与温度 $T$ 有关的函数。

单脉冲寿命法使用电荷耦合器件(charge-coupled devices,简称CCD)相机的双曝光模式,在PSP单脉冲激光的响应曲线上连续采集2张图像,通过计算2张图像信号强度的比值,利用标定公式得到压力信息。最终得到单脉冲寿命法的Stern-Volmer公式为

$$\frac{(I_2/I_1)_0}{I_2/I_1} = A(T) + B(T) \frac{p}{p_0} \quad (4)$$

其中: $I_1$ 和 $I_2$ 分别为2张图像的PSP信号。

笔者采用单脉冲寿命法获取旋翼桨叶表面压力分布图像,以解决旋翼桨叶旋转带来的信噪比低和光场持续变化的难题。

## 2 PSP标定方法

PSP标定方法主要包括2种:①利用喷涂的样品,在校准仓内完成对PSP与温敏涂料(temperature sensitive paint,简称TSP)的压力标定,该方法适用于测试时没有压力传感器提供参考的试验条件,并且需要对桨叶表面径向和弦向温度梯度进行修正,过程比较复杂;②采用在线标定的方式确定PSP的压力敏感度,该方法不受桨叶表面温度梯度的影响,但是对采集系统和压力传感器的数据质量有一定要求。本次试验采用了压力传感器进行桨叶表面压力数据采集,因此优先利用在线标定的方法进行数据处理。PSP标定流程如图3所示。

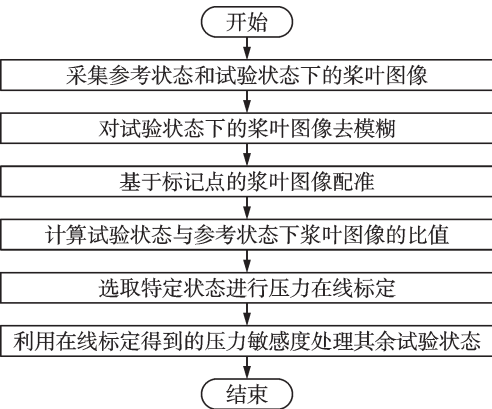


图3 PSP 标定流程

Fig.3 PSP calibration process

由于双曝光相机的第 2 帧曝光时间比较长,因此需要对第 2 张图像进行去模糊处理。利用在桨叶上标记的点进行参考状态和试验状态下的桨叶图像配准,并计算出参考状态和试验状态下图像的光强比值。

基于 TSP 测量得到的温度场数据对 PSP 图像进行温度修正。当悬停工况下转速为 1 000 r/min 时,拍摄 0°、2°、4°、5°、6°和 7°总距角下的前行侧桨叶图像,截取压力传感器附近的光强比值,并结合压力传感器的测量结果进行在线标定。在线标定结果如图 4 所示。横坐标表示压力传感器的测量结果,针对图中的点进行线性拟合,确定 PSP 的压力敏感度。通过计算得到 PSP 的压力敏感度为 1.246 3%/kPa,根据标定的压力敏感度数据得到每个试验状态下的桨叶表面压力分布。

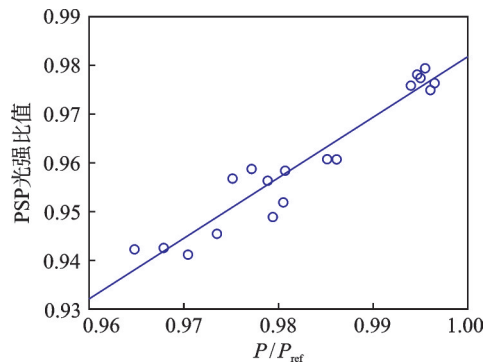


图4 在线标定结果

Fig.4 Online calibration results

3 试验方法

3.1 PSP测量系统组成

PSP 测量系统主要由 PSP,脉冲激光器,CCD

相机,时序控制系统、压力传感器以及一系列光学元件组成。脉冲激光器用于产生足够强度的脉冲激光束,并经过凹透镜、毛玻璃的扩散作用,照亮桨叶表面。CCD 相机属于数据采集设备,通过采集桨叶图像来记录不同时刻压敏涂料的荧光信号。电源为脉冲激光器提供能量,冷却系统利用水泵来为激光器降温,系统主机则用于总体控制整个过程。压力传感器用于采集不同工况下的桨叶表面压力数据,型号为 Kulite LL-2-072。传感器的技术参数如表 1 所示。

表 1 传感器的技术参数

Tab.1 Technical parameters of the sensor

| 参数      | 数值                   |
|---------|----------------------|
| 额定励磁电压  | 10 V                 |
| 最大励磁电压  | 12 V                 |
| 输入阻抗    | 1 000 Ω              |
| 输出阻抗    | 1 000 Ω              |
| 满量程输出   | 100 mV               |
| 满量程非线性值 | ±0.1%(标准值)±0.5%(最大值) |
| 工作温度    | −55 ℃~120 ℃          |
| 补偿温度    | 25 ℃~80 ℃            |
| 温度零点漂移  | ±1%/100 ℉            |
| 温度漂移灵敏度 | ±1%/100 ℉            |

3.2 PSP测量系统构建

试验在直径为 2 m 的模型旋翼试验台上进行,使用快响应 PSP 与 TSP 对桨叶上表面压力与温度进行测量。试验中,PSP 与 TSP 分别喷涂在相对桨叶的桨尖部分(喷涂区域为沿展向从桨尖向内 40 cm),利用带有双曝光模式的相机及同步器锁定某一相位并采集照片,通过单脉冲寿命法获得该相位下桨叶表面压力与温度分布,同时使用温度场对压力结果中的温度误差进行修正。

图 5 为 PSP 测量系统示意图。本次试验在桨叶径向  $r/R=0.87$  位置处沿弦向装有内嵌压力传感器,试验时与快响应 PSP 同步采集数据,用来验证 PSP 的测量精度。

3.3 试验工况

由于内嵌压力传感器的加速度载荷限制,故本次试验模型旋翼的最高转速设为 1 000 r/min。试验工况主要包括悬停工况和前飞工况。悬停工况如表 2 所示。前飞工况如表 3 所示。

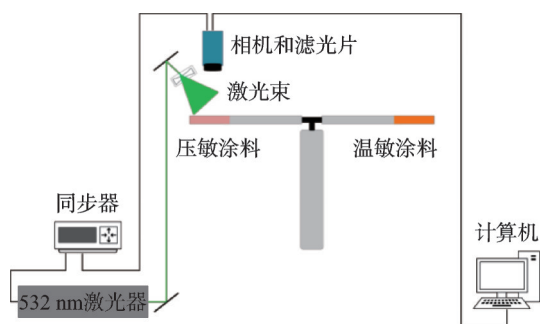


图5 PSP测量系统示意图

Fig.5 Schematic diagram of the PSP measurement system

表2 悬停工况

Tab.2 Hover condition

| 编号 | 转速/( $\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$ ) | 总距角/( $^{\circ}$ ) |
|----|---------------------------------------|--------------------|
| 1  | 1 000                                 | 0                  |
| 2  | 1 000                                 | 2                  |
| 3  | 1 000                                 | 4                  |
| 4  | 1 000                                 | 5                  |
| 5  | 1 000                                 | 6                  |
| 6  | 1 000                                 | 7                  |

表3 前飞工况

Tab.3 Front flight condition

| 编号 | 转速/<br>( $\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$ ) | 来流速度/<br>( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ ) | 主轴倾角/<br>( $^{\circ}$ ) | 拉力系数  |
|----|-------------------------------------------|-------------------------------------------|-------------------------|-------|
| 1  | 1 000                                     | 21.7                                      | -1                      | 0.006 |
| 2  | 1 000                                     | 21.7                                      | -1                      | 0.008 |
| 3  | 1 000                                     | 21.7                                      | -3                      | 0.006 |
| 4  | 1 000                                     | 21.7                                      | -3                      | 0.008 |
| 5  | 1 000                                     | 21.7                                      | -5                      | 0.006 |
| 6  | 1 000                                     | 21.7                                      | -5                      | 0.008 |
| 7  | 1 000                                     | 32.6                                      | -5                      | 0.006 |
| 8  | 1 000                                     | 32.6                                      | -5                      | 0.008 |

## 4 试验结果及分析

### 4.1 悬停工况

悬停工况下转速为1 000 r/min时前行侧桨叶上表面压力比值分布和压力系数分布(50张图像相位平均结果)分别如图6、7所示。2张图像的采集时间间隔为150 ms。

从图6、7可以看出,桨叶上表面压力分布较为合理,在桨尖前缘有明显的低压区,且表面压力从前缘向后缘逐渐恢复。在同一转速下,前缘低压区大小随着总距角的增大而逐渐增大。在 $4^{\circ}\sim 7^{\circ}$ 总距角状态下,桨尖处能明显看到受桨尖涡流影响的压力变化区域,且在 $7^{\circ}$ 总距角下桨尖涡流效果更加明显。

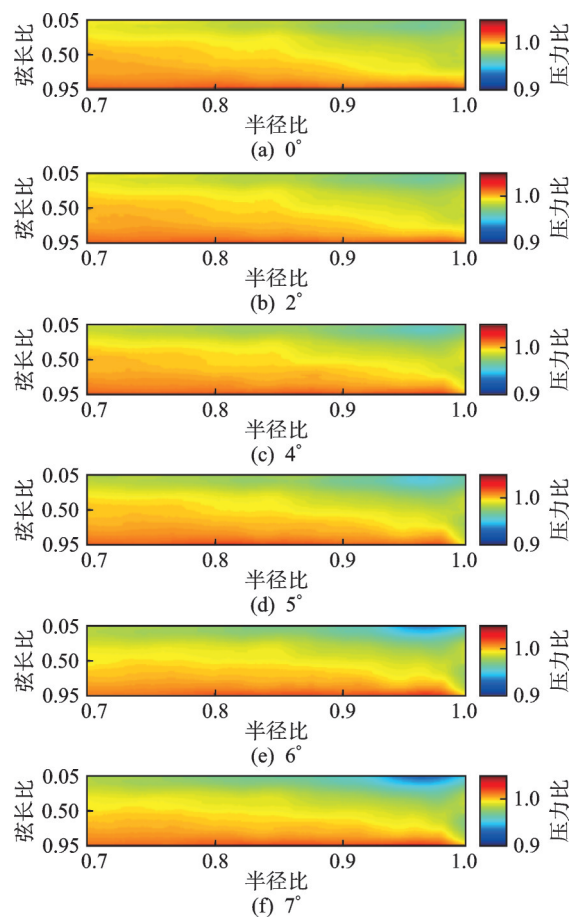


图6 悬停工况下转速为1 000 r/min时前行侧桨叶上表面压力比值分布

Fig.6 Distribution of pressure ratio on the upper surface of the blade on the forward side of the hovering condition at 1 000 r/min

总距角为 $0^{\circ}$ 、 $4^{\circ}$ 和 $7^{\circ}$ 时,桨叶上表面径向 $r/R=0.87$ 处弦向压力系数分布如图8所示。可以看出,压力系数沿弦向先降低后增加,在大约弦长比为0.1处达到最小值,随后压力逐渐恢复,在尾缘处基本恢复至大于0。随着总距角增大,压力系数整体呈下降趋势,基本符合旋翼悬停时表面压力系数的变化规律。前行侧和下行侧测得的压力分布接近,PSP结果与传感器结果符合较好。

悬停工况下转速为1 000 r/min时,前行和下行桨叶上表面压力均方差平均值如表4所示。可以发现,悬停工况下,各个总距角下的压力均方差平均值均低于210 Pa,以转速为1 000 r/min下翼尖的动压(约5.8 kPa)为参考,均方差小于3.6%。

在 $0^{\circ}$ 、 $4^{\circ}$ 和 $7^{\circ}$ 总距角下,将PSP测量结果与传感器测量结果进行对比。桨叶表面压力测量误差如表5所示。压力的平均误差和重复性误差均在5%以内,满足桨叶表面压力的测量要求。



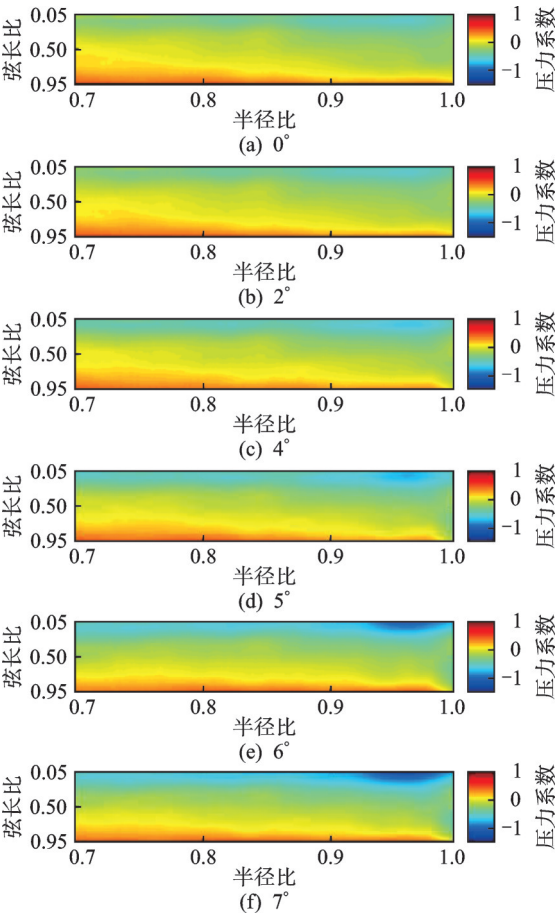


图 7 悬停工况下转速为 1 000 r/min 时前行侧桨叶上表面压力系数分布

Fig.7 Distribution of pressure coefficient on the upper surface of the blade on the forward side of the hovering condition at 1 000 r/min

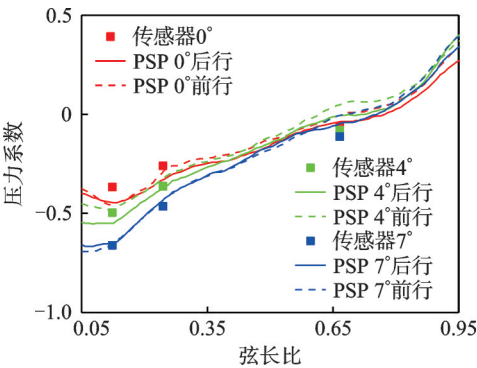


图 8 桨叶上表面径向  $r/R=0.87$  处弦向压力系数分布

Fig.8 Distribution of chord pressure coefficient at radial  $r/R=0.87$  on the upper surface of the propeller

4.2 前飞工况

前飞工况下当转速为 1 000 r/min、拉力系数为 0.006 时的前行侧桨叶和下行侧桨叶上表面压力比值分布(50 张图像相位平均结果)如图 9、10 所示。

表 4 前行和下行桨叶上表面压力均方差平均值

Tab.4 Average mean square deviation of the upper surface pressure of the forward and backward blades

| 总距角/(°) | 压力均方差平均值/Pa |     |
|---------|-------------|-----|
|         | 前行侧         | 下行侧 |
| 0       | 167         | 185 |
| 2       | 188         | 205 |
| 4       | 183         | 209 |
| 5       | 175         | 181 |
| 6       | 151         | 198 |
| 7       | 171         | 174 |

表 5 桨叶表面压力测量误差

Tab.5 Blade surface pressure measurement error analysis

| 总距角/(°) | 压力平均误差/%<br>(与传感器对比) | 压力重复性误差/% |
|---------|----------------------|-----------|
| 0       | 3.5                  | 2.0       |
| 4       | 2.8                  | 2.7       |
| 7       | 4.8                  | 2.5       |

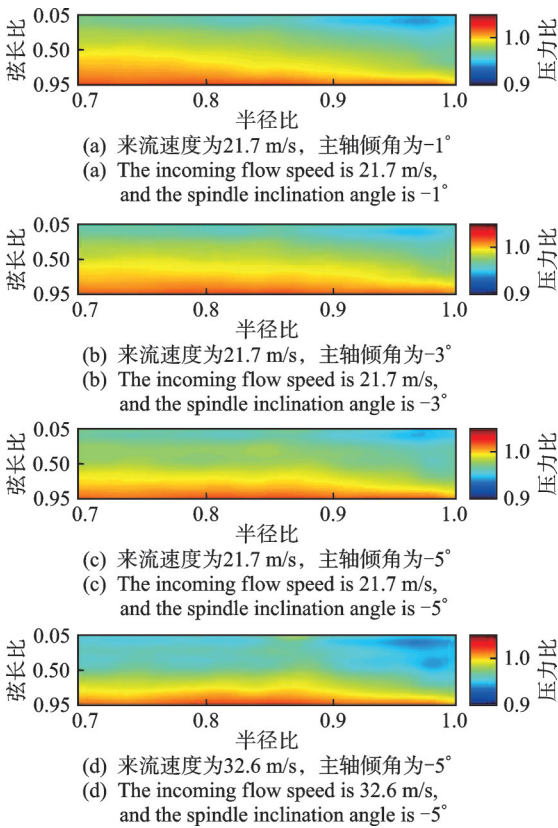


图 9 转速为 1 000 r/min、拉力系数为 0.006 时的前行侧桨叶上表面压力比值分布

Fig.9 The front flight condition is 1 000 r/min, the tensile coefficient is 0.006, and the pressure ratio distribution on the upper surface of the blade on the forward side

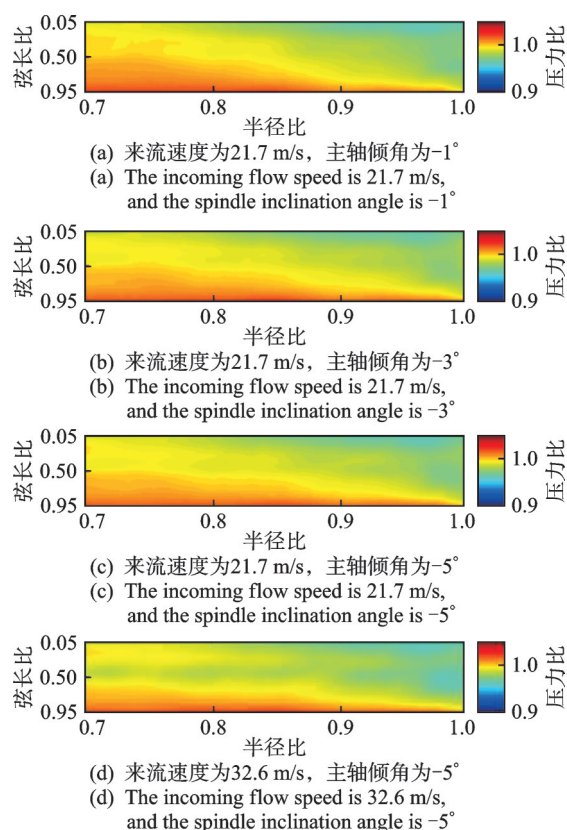


图10 转速为1 000 r/min、拉力系数为0.006时的后行侧桨叶上表面压力比值分布

Fig.10 The front flight condition is 1 000 r/min, the tensile coefficient is 0.006, and the pressure ratio distribution on the upper surface of the rear side blade

从图9、10可以看出,前行和后行桨叶上表面压力分布规律基本一致,且前行桨叶表面由于受到更大的来流速度,前缘压力更低。

前飞工况下当转速为1 000 r/min、来流速度为21.7 m/s、主轴倾角为 $-1^\circ$ 时的径向 $r/R=0.87$ 处弦向压力系数分布如图11所示。整体上,拉力系数越大,上表面压力越低。后行桨叶PSP与传感器结果符合较好,而前行桨叶两者结果存在一定偏差。这是由于前行桨叶TSP试验图像存在部分过度曝光的问题,导致其与参考图像采集时所处相位不同,使测得的温度分布不够准确,最终导致PSP结果存在误差。

前飞工况下当转速为1 000 r/min、拉力系数为0.006、来流速度为21.7 m/s时的不同主轴倾角下前后行桨叶径向 $r/R=0.87$ 位置处弦向压力系数分布如图12所示。可见:主轴倾角从 $-1^\circ \sim -5^\circ$ ,前行桨叶前缘压力略有升高,但变化趋势并不明显;后行桨叶在不同主轴倾角下的压力分布变化不大。

前飞工况下当转速为1 000 r/min、拉力系数为

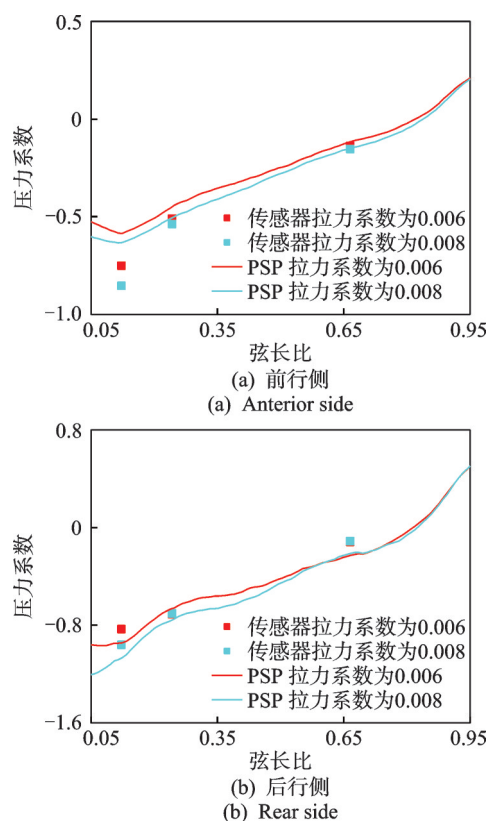
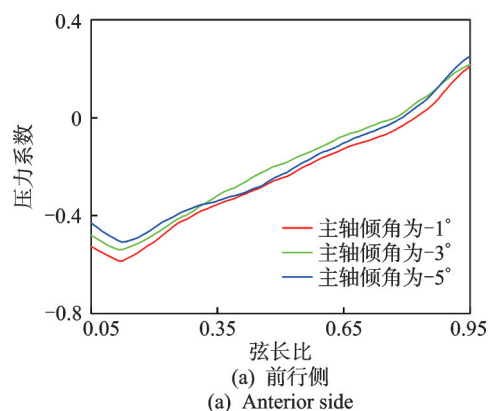


图11 前飞工况下当转速为1 000 r/min、来流速度为21.7 m/s、主轴倾角为 $-1^\circ$ 时的径向 $r/R=0.87$ 处弦向压力系数分布

Fig.11 The front flight condition is 1 000 r/min, the incoming flow speed is 21.7 m/s, the spindle inclination angle is  $-1^\circ$ , and the chord pressure coefficient distribution at radial  $r/R=0.87$

0.006、主轴倾角为 $-5^\circ$ 时的不同来流速度下前后行桨叶径向 $r/R=0.87$ 处弦向压力系数分布如图13所示。可以看出,来流速度增大,前行桨叶压力系数变化并不很大,后行桨叶压力系数随着来流速度的增大而减小。

前飞工况下当转速为1 000 r/min、拉力系数分别为0.006和0.008时的桨叶上表面压力均方差平均值如表6所示。除来流速度为32.6 m/s的试验工



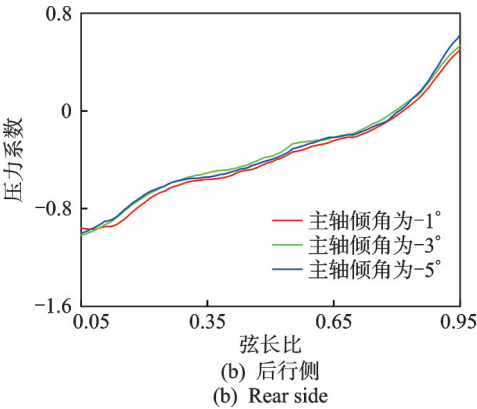


图 12 前飞工况下当转速为 1 000 r/min、拉力系数为 0.006、来流速度为 21.7 m/s 时的不同主轴倾角下前后行桨叶径向  $r/R=0.87$  径向位置处弦向压力系数分布

Fig.12 The front flight condition is 1 000 r/min, the tensile coefficient is 0.006, the incoming flow speed is 21.7 m/s, and the chord pressure coefficient distribution at radial  $r/R=0.87$

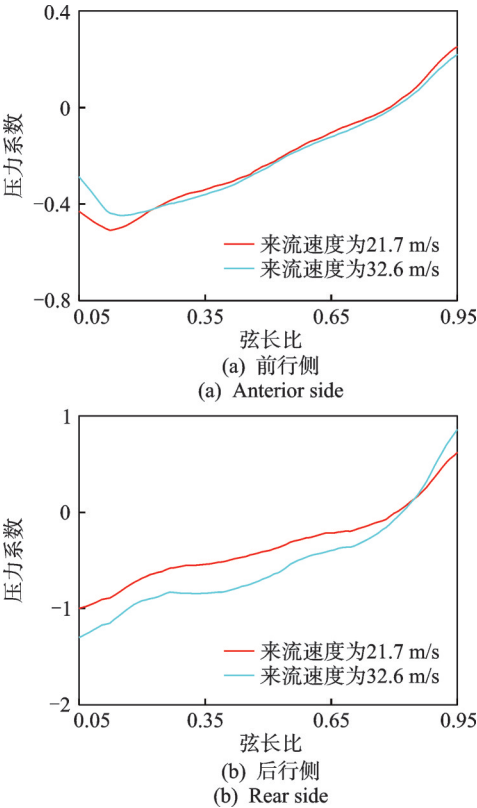


图 13 前飞工况下当转速为 1 000 r/min、拉力系数为 0.006、主轴倾角为  $-5^{\circ}$  时的不同来流速度下前后行桨叶径向  $r/R=0.87$  处弦向压力系数分布

Fig.13 The front flight condition 1 000 r/min, tensile coefficient 0.006, spindle inclination angle  $-5^{\circ}$ , chord pressure coefficient distribution at radial  $r/R=0.87$

况外,整体均方差较小,以 1 000 r/min 翼尖动压(约 5.8 kPa)为参考,低于 5%。

表 6 前飞工况下当转速为 1 000 r/min、拉力系数分别为 0.006 和 0.008 时的桨叶上表面压力均方差平均值

Tab.6 The front flight condition is 1 000 r/min, the tensile coefficient is 0.006 and 0.008, and the mean square deviation of the surface pressure on the blade is averaged

| 拉力系数  | 前行侧                                       |                         |            | 后行侧                                       |                         |            |
|-------|-------------------------------------------|-------------------------|------------|-------------------------------------------|-------------------------|------------|
|       | 来流速度/<br>( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ ) | 主轴倾角/<br>( $^{\circ}$ ) | 均方差/<br>Pa | 来流速度/<br>( $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ ) | 主轴倾角/<br>( $^{\circ}$ ) | 均方差/<br>Pa |
| 0.006 | —                                         | —1                      | 193        | —                                         | —1                      | 195        |
|       | 21.7                                      | —3                      | 211        | 21.7                                      | —3                      | 186        |
|       | —                                         | —5                      | 200        | —                                         | —5                      | 170        |
|       | 32.6                                      | —5                      | 257        | 32.6                                      | —5                      | 207        |
| 0.008 | —                                         | —1                      | 181        | —                                         | —1                      | 182        |
|       | 21.7                                      | —3                      | 197        | 21.7                                      | —3                      | 185        |
|       | —                                         | —5                      | 230        | —                                         | —5                      | 177        |
|       | 32.6                                      | —5                      | 317        | 32.6                                      | —5                      | 178        |

5 结束语

开展了 PSP 标定方法研究,构建了适用于桨叶表面压力测量的 PSP 系统。基于 PSP 测压技术开展了 2 m 直径模型旋翼桨叶表面压力测量试验,实现了悬停工况和前飞工况在不同状态下桨叶表面压力分布数据获取。从试验结果可以看到,通过 PSP 测压技术得到的桨叶上表面压力比值和压力系数分布较为合理,其中:前行侧和后行侧的压力分布接近,并且与传感器的数据一致,均方差整体在 5% 以内,可满足桨叶表面压力测量要求。基于 PSP 的直升机旋翼桨叶表面压力测量试验的提出与完成,给桨叶表面压力测量研究提供了新的思路 and 方向,为我国低噪声、低振动、高效率的直升机旋翼桨叶设计提供了试验数据支撑。

参 考 文 献

[1] 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):317-322,336.  
GAO Junlong, HU Guocai, 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, 336. (in Chinese)  
[2] 柴春硕,袁明川,樊枫.翼型气动特性对高原环境旋翼气动性能影响研究[J].飞行力学,2022,40(1):

- 19-25.  
CHAI Chunshuo, YUAN Mingchuan, FAN Feng. Research on the influence of airfoil aerodynamic characteristics on rotor performance in plateau environment[J]. Flight Dynamics, 2022, 40(1): 19-25. (in Chinese)
- [3] 江露生, 曹亚雄, 刘婷, 等. 共轴刚性旋翼悬停状态桨叶表面压力测量试验与计算研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2484-2493.  
JIANG Lusheng, CAO Yaxiong, LIU Ting, et al. Experimental and computational study on blade surface pressure measurement of coaxial rigid rotor in hovering state[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2484-2493. (in Chinese)
- [4] 刘正江, 汪文涛, 林永峰, 等. 斜下降旋翼桨叶干扰声源定位及表面压力[J]. 航空学报, 2020, 41(12): 146-157.  
LIU Zhengjiang, WANG Wentao, LIN Yongfeng, et al. Rotor blade-vortex interaction noise location and surface pressure in skew descending flight[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 146-157. (in Chinese)
- [5] 林永峰, 刘平安, 陈文轩, 等. 三维桨尖旋翼桨叶表面压力测量试验[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3): 346-350.  
LIN Yongfeng, LIU Pingan, CHEN Wenxuan, et al. Measurement of blade pressure distribution for three-dimensional blade tip[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(3): 346-350. (in Chinese)
- [6] 高超, 刘庆宽, 贾娅娅, 等. 雷诺数对安装涡流发生器翼型气动性能的影响[J]. 振动、测试与诊断, 2022, 42(1): 103-109.  
GAO Chao, LIU Qingkuan, JIA Yaya, et al. Influence of reynolds number on aerodynamic performance of airfoil with vortex generator[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2022, 42(1): 103-109. (in Chinese)
- [7] JULIANO T J, DISOTELL K J, GREGORY J W, et al. Motion-deblurred, fast-response pressure sensitive paint on a rotor in forward flight[J]. Measurement Science and Technology, 2012, 23(4): 045303.
- [8] DISOTELL K J, PENG D, JULIANO T J, et al. Single-shot temperature-and pressure-sensitive paint measurements on an unsteady helicopter blade[J]. Experiments in Fluids, 2014, 55(2): 1-15.
- [9] WATKINS A N, LEIGHTY B D, LIPFORD W E, et al. Measuring surface pressures on rotor blades using pressure-sensitive paint[J]. AIAA Journal, 2016, 54(1): 206-215.
- [10] WONG O D, WATKINS A N, GOODMAN K Z, et al. Blade tip pressure measurements using pressure-sensitive paint[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2018, 63(1): 1-11.
- [11] JIAO L R, LIU X, SHI Z Y, et al. A two-dimensional temperature correction method for pressure-sensitive paint measurement on helicopter rotor blades[J]. Experiments in Fluids, 2020, 61(4): 104.
- [12] GREGORY J, SAKAUE H, LIU T, et al. Fast pressure-sensitive paint for flow and acoustic diagnostics[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2014, 46(1): 303-330.
- [13] 于靖波, 向星居, 熊红亮, 等. 快速响应压敏涂料测试技术与应用[J]. 实验流体力学, 2018, 32(3): 17-32.  
YU Jingbo, XIANG Xingju, XIONG Hongliang, et al. Measurements and applications of fast response pressure sensitive paint[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(3): 17-32. (in Chinese)
- [14] 焦灵睿. 基于快响应压敏漆的非定常气动测量技术研究及应用[D]. 上海: 上海交通大学, 2020.
- [15] JULIANO T J, KUMAR P, PENG D, et al. Single-shot, lifetime-based pressure-sensitive paint for rotating blades[J]. Measurement Science and Technology, 2011, 22(8): 085403.



**第一作者简介:**乐娟,女,1996年11月生,硕士、工程师。主要研究方向为直升机旋翼试验技术及图像识别。曾发表《Automatic fabric defect detection using a wide-and-light network》(《Applied Intelligence》2021, Vol. 51, No. 7)等论文。

E-mail:1613735938@qq.com