

直升机桨叶结构载荷校准过程中的预扭角确定方法

王泽峰*, 寇福军

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要:给出了一种直升机桨叶结构载荷校准过程中的预扭角确定方法。首先,介绍了试验原理,试验设计为在桨叶摆振方向小角度范围内加载,计算桨叶剖面在摆振方向加载时对应剖面的挥舞弯矩输出,在线弹性范围内,理论分析了挥舞弯矩电桥的输出结果与摆振垂直方向角度的线性关系;其次,以某型直升机桨叶为例,应用电阻应变计法,采用机载 CAM500 系列测试设备,完成了对其桨叶剖面预扭角的确定实践,验证了方法的正确性和准确性,为直升机桨叶结构载荷校准提供技术支持。

关键词:直升机;桨叶;预扭角;结构载荷;载荷校准

中图分类号: V216 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.01.042

直升机桨叶在旋转过程中,主要的运动有挥舞运动和摆振运动^[1-5],挥舞和摆振本是两个方向的自由度,但在实际运动过程中,挥舞运动往往是耦合的,即挥舞运动与摆振运动互为影响,表现在结构上就是挥舞形变与摆振形变互为影响。反映在结构承载上就是挥舞弯矩和摆振弯矩互为影响,因此,挥、摆弯矩较难测量。直升机桨叶在进行结构载荷^[6]测量时,也是采用电阻应变计法,在地面完成载荷校准之后进行实测。而在载荷校准过程中,如何精准地确定校准剖面的预扭角^[7]是最为关键的第一步,其直接影响后续的载荷校准结果,因此,确定预扭角的方法研究非常有意义。国内外关于桨叶在载荷校准过程中的预扭角确定方法大多在理论阶段。本文结合某型直升机旋翼部件载荷测量,首先通过理论分析了一种试验原理,然后应用电阻应变计法,进行该型直升机桨叶的预扭角确定方法工程实践。

1 原理介绍

图1为桨叶安装角示意图,其中, α 为翼型剖面的弦线与桨毂平面的夹角,即为桨叶安装角^[7]。桨叶在设计时,

考虑气动效率的原因,从桨根到桨尖部分,各剖面的安装角呈一定规律分布,总体趋势为桨根处安装角大于桨尖处安装角。桨叶在载荷校准之前需要确定的预扭角即为安装角。

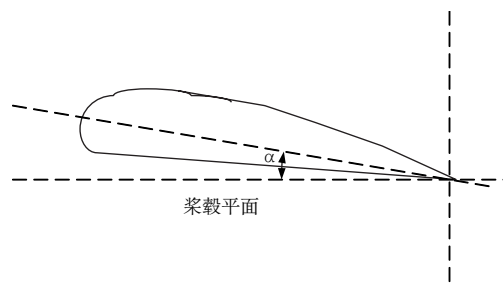


图1 桨叶安装角示意图

Fig. 1 Sketch map of blade installation angle

对于现代复合材料桨叶^[8-10]而言,其承载大梁一般为距离翼型前缘1/4处,因此,测量挥舞弯矩的电阻应变计一般的贴片位置为距离前缘1/4处的桨叶上翼面和下翼面处,如图2所示。

预扭角确定的思路:将桨叶调整至竖直位置,即摆振方向,使桨叶弦向与竖直方向呈一定角度 β_0 ,在加载端加载

收稿日期: 2017-09-01; 退修日期: 2017-09-13; 录用日期: 2017-12-14

* 通信作者. Tel.: 18740429371 E-mail: wangzijun567@163.com

引用格式: Wang Zefeng, Kou Fujun Guoqiang. Method for determining the pre twist angle in the load calibration process of helicopter blade[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (01): 42-45. 王泽峰, 寇福军. 直升机桨叶结构载荷校准过程中的预扭角确定方法 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (01): 42-45.



图2 桨叶挥舞弯矩贴片示意图

Fig. 2 Sketch map of blade flapping moment bond strain gauge

后记录桨叶挥舞电桥的输出 a_0 , 加载示意图如图3所示。以一定增量依次改变 β 的角度, 采用同样的方式, 记录挥舞电桥的输出, 绘出挥舞电桥随 β 的变化曲线, 可得拟合曲线如下:

$$\beta = ka + b \quad (1)$$

式中: k 为拟合系数, b 为拟合直线的截距。

当挥舞电桥的输出为 0 时, 对应的角度 β 即为该剖面的预扭角, b 为对应剖面的拟合预扭角。



图3 摆振加载示意图

Fig. 3 Sketch map of loading at lagging direction

该过程中有两个问题需要说明:

(1) 实测得到的挥舞电桥输出 a 为该剖面挥舞弯矩产生的应变, 由材料力学可知梁剖面的应变计算公式如下:

$$\varepsilon = k \frac{Mh}{I} \quad (2)$$

式中: k 为常量, M 挥舞为弯矩, h 为距离, I 为惯性矩。可知在该加载过程中, 挥舞电桥的输出 a 和挥舞方向的弯矩 M 为一一对应关系, 当电桥输出为 0 时, 意味着挥舞方向承载弯矩为 0。

(2) 假设桨叶加载端距离该挥舞电桥端的距离为 r , 加载端力的大小为 F , 由图3可以得到, 在摆振方向加载时, 实际加载产生的挥舞弯矩为 $F \times r \times \sin\beta \approx F \times r \times \beta$ ($\beta \leq 1^\circ$), 是为弯矩小量。同时, 随着 β 的减小, 挥舞弯矩同样减小, 甚至可能等于 0。其次, 随着 β 以一定的增量 $\Delta\beta$ 变化, 在小角度范围内, 新加载产生的挥舞弯矩为 $F \times r \times (\beta + \Delta\beta)$ 。可以看出, 加载得到的挥舞弯矩在小角度范围内与 β 呈线性关系。

综上所述, 可以采用该方法进行桨叶载荷校准前的预扭角确定。

2 应变计改装

某型直升机桨叶载荷测量剖面有两个, 分别为 r_1, r_2 , r 为距离桨根处的距离。加装电阻应变计前, 首先确定径向位置; 其次, 以实际桨叶翼型尺寸为基准, 量取并确定各剖面 1/4 弦线位置, 最终确定电阻应变计粘贴位置, 选取类型适合的应变计完成组桥。

3 预扭角确定实践

以桨叶 r_1, r_2 剖面为例进行说明。

3.1 测试准备工作

试验采用的测试设备为 CAM500 系列专用应变采集器, 通道激励电压为 10V, 各通道的直接输出为码值, 用以模拟应变输出量。根据具体测量位置的形变大小, 可以调整各通道的模拟输出范围, 以达到较为精确的测量结果。

试验开始前, 将被试桨叶安装至专用工作台上, 调整至摆振方向。首先完成测试通道与测试设备的连接工作, 确认信号正常。其次进行预加载, 主要用于确认测试通道初始设置的输出范围是否合适。预加载载荷大小不超过校准载荷最大值。

3.2 预扭角确定

正式试验开始时, 将桨叶调整至竖直方向 -6° (方向可任意定, 本次试验规定翼型弦线在竖直方向左侧为负, 右侧为正), 观察测试通道码值变化情况, 待桨叶静止后, 记录该时刻码值, 竖直方向角度不变, 加载端加载 30kg 砝码, 待桨叶静止后, 再记录该时刻码值, 得到一组数据; 按照一定步长, 调整竖直方向角度至另一值, 采用同样的步骤记录数据。最终得到试验结果数据见表1和表2。

表1 r_1 剖面桨叶预扭角确定试验数据Table 1 Blade pre twist angle test data at r_1 section

序号	零位码值	加载后码值	码值增量	扭角 / ($^\circ$)
1	10914	11559	645	-6
2	10364	10797	433	-3
3	9671	9871	200	0
4	9127	9144	17	3
5	8494	8273	-221	6

表2 r_2 剖面桨叶预扭角确定试验数据
Table 2 Blade pre twist angle test data at r_2 section

序号	零位码值	加载后码值	码值增量	扭角 / (°)
1	21310	22737	1427	-6
2	20051	21202	1151	-3
3	18445	19224	779	0
4	17323	17740	417	3
5	15932	16006	74	6

按照原理介绍的方法,由码值增量和扭角拟合的结果如图4、图5所示。

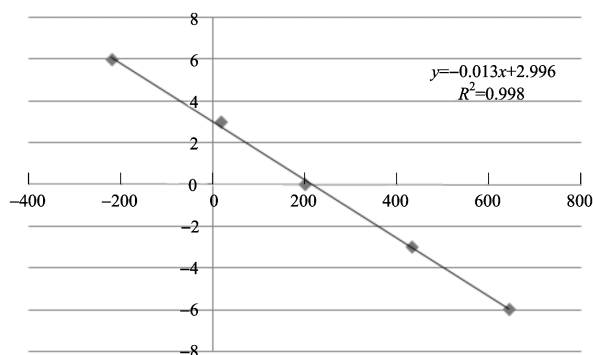


图4 r_1 剖面预扭角拟合结果

Fig. 4 Fitting result of blade pre twist angle at r_1 section

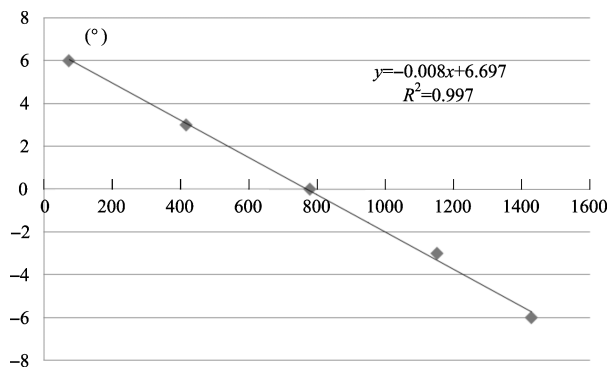


图5 r_2 剖面预扭角拟合结果

Fig. 5 Fitting result of blade pre twist angle at r_2 section

由图4、图5可以看出,拟合直线的线性相关性非常好,分别为 $R^2=0.998$ 和 $R^2=0.997$,图4中直线的截距2.996,即为 r_1 剖面的拟合预扭角,图5中直线的截距6.697即为 r_2 剖面的拟合预扭角,与设计给出的设计预扭角进行比较,误差精度为3%。为进一步验证该拟合结果的准确性,分别将桨叶竖直方向的角度调整至 2.996° 和 6.697° ,在加载端进行逐次加载,加载过程中同时观察对应剖面挥舞电桥的输出。可以看出,在整个加载变换过程中,挥舞电桥的输出很小,基本为0,进一步说明拟合结果的准确性。

4 结论

通过上述完整的试验过程,可以得到以下结论:首先,理论上分析了一种直升机桨叶预扭角确定的试验方法;其次,以某型直升机桨叶为例,采用上述方法,完成了该桨叶预扭角确定的实践工作,确认了该方法的可行性与准确性,为直升机桨叶载荷校准提供支持。

AST

参考文献

- [1] Johnson W. Helicopter theory[M]. Princeton: Princeton University Press, 1980: 234-240.
- [2] Shaprio J. Helicopter dynamics and aerodynamics[M]. London: Sir Issac Pitman and Sons Press, 1959: 123-145.
- [3] Seckel E. Stability and control of airplanes and helicopters[M]. New York: Academic Press, 1964: 60-63.
- [4] Hayden J S. The effect of the ground on helicopter hovering power required[C] // Proceeding of the 32th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1976: 103-108.
- [5] Lewis R B. Army helicopter performance trends[J]. Journal of American Helicopter Society, 1972 (17): 45-50.
- [6] 杨俊严,张雅铭,陈斌. 直升机载荷手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991: 312-320.
- [7] 路录祥,王新洲,王遇波. 直升机结构与设[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009: 96-115.
- [8] Sheridan P F. Aerodynamics of helicopter flight near the ground[C]//Proceeding of the 33th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1977: 154-163.
- [9] Liard F. Helicopter fatigue design guide[J]. AGARDograph, 1983 (92): 77-81.
- [10] Prouty R W. Practical helicopter aerodynamics[M]. Florida: The Publishers of Rotor and Wing, 1983: 100-115.

(责任编辑 马昊圻)

作者简介

王泽峰(1985—) 男,硕士,工程师。主要研究方向:直升机强度试飞。

Tel: 18740429371 E-mail: wangzijun567@163.com

Method for Determining the Pre Twist Angle in the Load Calibration Process of Helicopter Blade

Wang Zefeng*, Kou Fujun

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: In this paper, a method of determining the pre twist angle in the load calibration of a helicopter blade was presented. First, introduced the test principle, the experiment was designed to load in the small range of the blade lagging direction and calculated the blade bending moment output when the blade section is loaded in the direction of lagging, between the elastic range, theoretically analyzed the linear relationship between the output of flapping curved bridge and the vertical angle of shimmy. Secondly, took a certain type of helicopter blade as an example, resistance strain gage method, CAM500 series airborne test equipment was used during the whole experiment, accomplished the determination of the pre twist angle of the blade section, the correctness and accuracy of the method were verified. The method provides technical support for structural load calibration of helicopter blades.

Key Words: helicopter; blade; pre twist angle; structural load; load calibration

Received: 2017-09-01; **Revised:** 2017-09-13; **Accepted:** 2017-12-14

***Corresponding author. Tel. :** 18740429371 **E-mail:** wangzijun567@163.com