航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jul. 25 2019 Vol. 30 No.07 52-56

旋翼桨叶动平衡技术研究与应用

程翔*，许漂，陈正生
江西昌河航空工业有限公司，江西 景德镇 333002

摘　要：通过对桨叶可调节部分的调整，减少其由于制造偏差引起的质量分布和气动力的不平衡，实现桨叶交付的一致性。建立标准桨叶体系，在动平衡试验台上进行桨叶的测试和调整，通过控制批生产桨叶动态特性参数的公差，使之达到了单片互换的要求。

关键词：标准桨叶；动平衡；制造偏差；单片互换

中图分类号：V216　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2019.07.008

旋翼桨叶作为直升机的关键部位，不平衡带来的振动水平的大小，决定着直升机的飞行性能、安全性、舒适性，影响着直升机各部件的使用寿命。国外几大直升机公司均通过动平衡试验来确保桨叶制造后的一致性，像法国的欧直公司和美国的西科斯基公司一直引领着桨叶动平衡试验技术的发展方向，并在此领域有一定的代表性和先进性。我国自1985年从法国引进设备和技术，通过30多年的发展，目前相关技术已趋于完善。本文依托昌河航空工业有限公司近年来投入使用的动平衡试验台，研究相关技术，解决桨叶单片互换问题，并在直升机上得到了应用。

1 原理及试验方法

为满足桨叶互换性要求，可以通过提高零件制造和装配的精度，严格控制各个零件的重量。但是，单纯靠提高精度不仅会使成本增加太多，而且有时是现有工艺水平做不到的，这样在旋翼结构设计中就需要有一定的设计措施来保证[1]。

通常的做法是在桨叶尖部设置桨叶配重腔，通过移动配重块来改变桨叶的弦向重心到变距轴的距离。在桨叶后缘设置调整片，通过改变调整片的折弯角来改变桨叶的气动中心[2]，如图1所示。

旋翼桨叶动平衡在专用的试验台上进行，动平衡试验台上设有三个桨毂支臂，其中，标准桨毂支臂和伴随桨毂支臂安装动平衡标准桨叶，调试桨毂支臂用于安装待测桨叶。在额定转速状态下改变总距角，分析桨叶的挥舞共锥度和桨毂支臂的受力及变化情况。

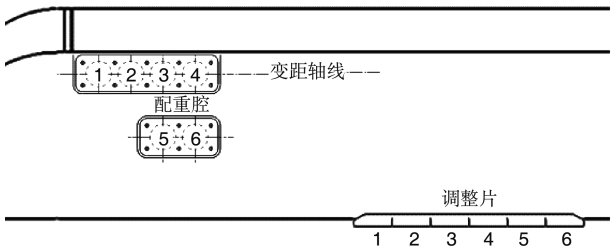


图 1　桨叶配重腔和调整片示意图
Fig. 1　Diagram of blade balance weight and tab

桨叶的挥舞共锥度靠共锥度测量系统实现，如图2所示。其工作原理是将桨叶切割三束激光时所产生的时间差换算成高度差[3]。在第一片桨叶切割前加入同步信号，系统按照标准、伴随、调试的顺序来识别三片桨叶。

桨叶铰链力矩的测量通过间接测量变距拉杆操纵载荷来实现，桨叶的气动扭矩经过杠杆结构传递到变距拉杆上的拉压力传感器，经数字转换器转换成数字信号，由PLC的标准接口采集后，转换成毫伏电压和N•m数字值显示。

桨叶的安装角差异会带来桨叶气动力的差异，通过动平衡试验可以确定安装角，进行气动补偿[4]。安装在变距拉杆上的串激电机可以独立调节每片桨叶的初始安装角，从而改

收稿日期：2019-05-19；退修日期：2019-06-13；录用日期：2019-06-18
*通信作者. Tel.：15807981045　　E-mail：chx90@qq.com
引用格式：Cheng Xiang，Xu Piao，Chen Zhengsheng.Research and application of rotor blades dynamic balance technology[J].Aeronautical Science & Technology，2019，30(07)：52-56. 程翔，许漂，陈正生. 旋翼桨叶动平衡技术研究与应用[J]. 航空科学技术，2019，30(07)：52-56.

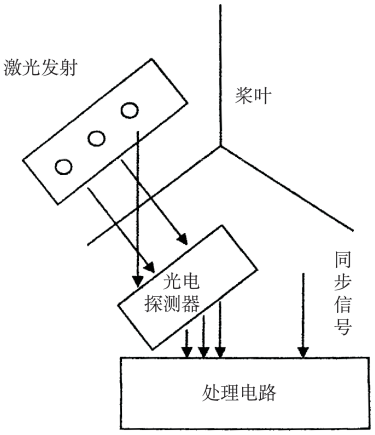


图 2 共锥度测量系统示意图

Fig. 2 Diagram of elevation measurement sysytem

变桨叶的迎角，实现对桨叶挥舞高度的控制。分别调整三片桨叶的初始安装角，可以调整桨叶旋转时的共锥度。

在动平衡试验中，桨叶的挥舞高度对试验环境参数的变化是非常敏感的。虽然挥舞高度的绝对值波动很大，但是三片桨叶的互差是稳定的，所以采用差值法来测量桨叶的挥舞参数[5]。同时，因为气动环境复杂导致桨叶发生挥舞、摆振、扭转、变形等运动，作用在其上的气动载荷分布一直在发生着周期性的变化[6]。桨叶的铰链力矩无法通过固定的值来衡量，也是采用与标准桨叶的差值的相对测量方法。

2 动态特性参数的影响分析

进行动平衡前，需要先确定试验中使用的最小总距。它作为一个基准总距，应是调整桨叶配重时，桨叶的高度差和力矩差变化量最小的。

试验方案：桨叶以额定转速开始旋转，分别记录总距从−1°以0.5°为步长提升总距到3°，然后以1°为步长继续提升总距到9°，共15个总距点的高度差和力矩差。

调整配重时，配重块在配重腔之间挪动，总重保持不变。原始状态动平衡配重腔3~6号各放入200g配重，状态一将前腔放满即3号和4号各放入400g配重，状态二将后腔放满，即5号和6号各放入400g配重，桨叶三种状态均按试验方案进行数据记录。分别计算状态一和状态二相对原始状态的变化量。找出调整动平衡配重对高度和力矩都没有影响的总距，即图3中的0°，定义为小桨距；图3中的9°，定义为大桨距。

同时，根据试验结果，得出移动单位动平衡配重对大小桨距高度差ΔEH、大小桨距力矩差之差$\Delta M\theta$、总距1°时力矩差$M1°$的影响量，计算结果见表1。动平衡配重在前后腔之间挪动时，旋翼剖面的低头力矩和抬头力矩发生变化，影响了桨叶共锥度和铰链力矩，随着总距的提升，变化量也逐步增大。

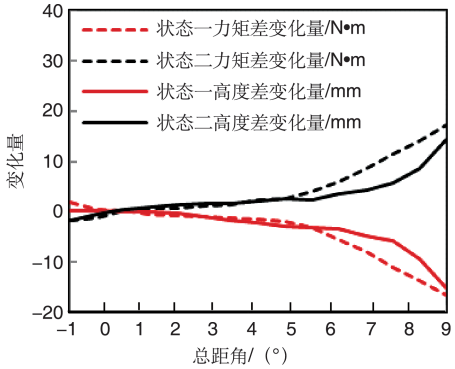


图 3 总距−变化量曲线

Fig. 3 Curve of collective pitch−change

表1 动平衡配重影响量表

Table 1 Influence quantity of balance weight

参数	ΔEH /mm	$\Delta M\theta$ /(N•m)	$M1°$/(N•m)
10g	0.36	0.43	0.02
−10g	−0.37	−0.41	−0.02

从图3可以看出，调整动平衡配重直观地改变了曲线的斜率。当ΔEH或$\Delta M\theta$大于0时，后腔往前腔挪动部分配重，反之前腔往后腔挪动部分配重[7]。定义配重前往后挪符号为正。

调整桨叶后缘调整片的折弯角，桨叶将产生一个附加气动力矩，使桨叶达到平衡。将调整片向上和向下折弯一定角度后记录试验数据，得出一小片调整片折弯1°对ΔEH、$\Delta M\theta$、$M1°$的影响量。定义调整片往上折弯符号为正。

由表2可以看出，调整片折弯时，对ΔEH和$\Delta M\theta$的影响较小，对$M1°$的影响较大。

表2 调整片影响量表

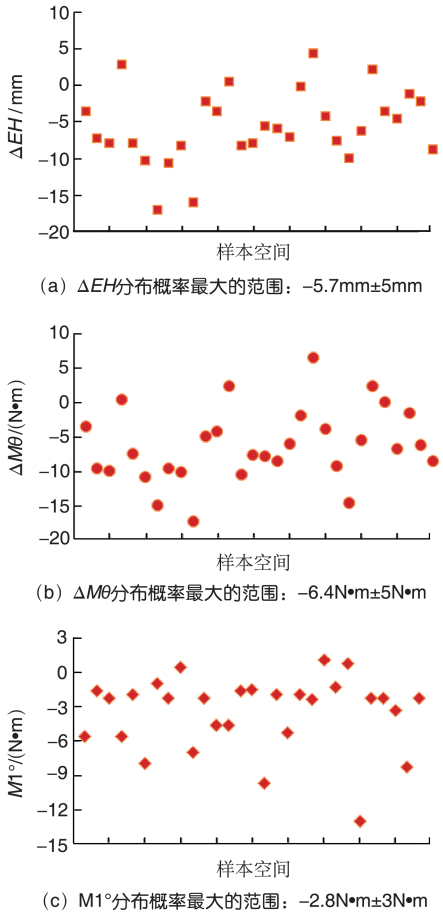
Table 2 Influence quantity of tab

参数	ΔEH /mm	$\Delta M\theta$ /(N•m)	$M1°$/(N•m)
1°	0.08	0.22	1.18
−1°	−0.06	−0.27	−1.19

3 标准桨叶的选定及体系建立

要实现桨叶的动态参数的一致性控制，首先对制造工艺稳定后的桨叶进行动平衡数据收集。在标准桨毂支臂和伴随桨毂支臂分别安装一片桨叶，标准桨毂支臂上的桨叶

作为相对测量的参照，通过不断更换调试桨毂支臂上的桨叶，测量统计批生产桨叶的动态特性参数，统计得出桨叶ΔEH、$\Delta M\theta$、$M1°$的分布图，如图4所示。



（a）ΔEH分布概率最大的范围：−5.7mm±5mm

（b）$\Delta M\theta$分布概率最大的范围：−6.4N•m±5N•m

（c）M1°分布概率最大的范围：−2.8N•m±3N•m

图 4 动态特性参数分布图

Fig.4 Distribution of the dynamic characteristics

标准桨叶是具有代表性的批生产合格桨叶，它不一定是质量水平最好的，但必须是特性参数概率分布最大的桨叶[8]。从动态特性参数分布图中，确定各参数分布概率最大的范围。从中挑选出与范围中间值差值最小的作为标准桨叶。

表3 标准桨叶动态特性参数表

Table 3 Dynamic characteristics of standard blades

桨叶号	ΔEH /mm	$\Delta M\theta$/(N•m)	$M1°$/(N•m)
0040	−1.03	−0.36	−1.08
0055	−2.21	−1.28	−1.67
0056	2.08	2.02	1.05
0060	0.02	−1.58	1.83
0096	−1.52	0.32	1.33

标准桨叶须配置5片，其中两片作为使用标准桨叶，在桨叶的动平衡试验中，用于校准批生产桨叶。三片作为原始标准桨叶，用于校准桨叶动平衡试验台和使用标准桨叶[9]。表3列出了所选5片标准桨叶的动态特性参数。建立动平衡标准体系后，不仅能对批生产的桨叶进行一致性调整，而且可以监控桨叶的生产工艺稳定性。

4 标准桨叶的选定及体系建立

使用确立的标准桨叶，开展动平衡试验，对批生产的桨叶进行调整。通过前期摸索的规律，对桨叶各总距状态下的高度差和力矩差曲线进行分解，通过挪动配重和折弯调整片使桨叶动态特性参数逐步满足公差要求。

图5以某片桨叶的$\Delta M\theta$、$M1°$为例，示意了如何通过逐步调整，使桨叶的动态特性参数满足公差要求。改变调整片的折弯角后，各个总距的力矩差变化量基本一致，可以实现对曲线的平移。对动平衡配重进行调整后，大小桨距高度差之差和大小桨距力矩差之差同时发生较大变化，可以控制曲线的斜率。以某片桨叶的$\Delta M\theta$、$M1°$为例，通过逐步调整，使桨叶的动态特性参数满足公差要求。

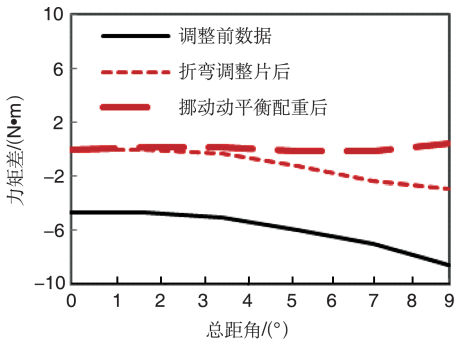


图 5 动平衡调整过程示意图

Fig.5 Diagram of blade balance adjust

在进行批生产桨叶的动平衡试验与调整时，达到额定转速后，在小桨距状态下调整串激电机使待测桨叶和两片标准桨叶共锥。记录各个总距下的待测桨叶的高度差和力矩差数据，对结果进行分析，确定调整片折弯量和配重挪动量。调整完成后再次开车试验记录数据，通过不断调整加验证的方式，最终将待测桨叶的动态特性参数控制在公差范围内。

从表4可以看出，批生产桨叶动平衡调试合格所用的调整量有较大裕度且正负相当，证明选定的动平衡标准桨叶体系合理，具有代表性。

表4 批生产桨叶动平衡调整量

Table 4 Blade balance adjusting value of batch blades

桨叶号	调整片折弯量/(°)	配重挪动量/g
0039	5	61
0042	1	−75
0045	−2	−47
0049	2	−108
0052	1	−83
0054	−3	63
0058	1	53
0061	−1	−87
0063	1	−17
0065	4	−62
0070	3	0
0073	1	10
0076	0	117
0089	1	−69

5 试飞及互换性验证

旋翼桨叶是直升机振动的主要来源之一，其产生振动的主要原因是桨叶的轨迹出现偏差和转动部件的不平衡，试飞时一般进行锥体和旋翼动平衡的检查，要求振动水平在0.2IPS(in/s)以下[10]。

将符合动平衡公差要求的桨叶安装到直升机上，进行试飞验证。现场技术人员反映，之前没有经过动平衡调整的主桨叶旋翼锥体和动平衡调整难度较大，且地面调整到位的情况下飞行时，很多架机的主桨叶锥体较差，并且在空中锥体良好的情况下，直升机垂直振动大。经统计，未进行动平衡试验的桨叶在装机检查时，直升机地面开车振动水平为0.18~0.23IPS。

桨叶经动平衡试验台调整合格后，机上人员进行旋翼锥体和动平衡调整的工作量大大减少，直升机振动得到有效降低，飞行品质得到提升。试飞时直升机振动和旋翼锥体检查结果见表5。

在直升机上进行桨叶互换性试验，桨叶互换前直升机已安装动平衡合格桨叶，进行旋翼锥体与平衡检查，记录数据。之后，拆下直升机某个支臂上的桨叶，换上另外一片动平衡合格桨叶，重新进行旋翼锥体与平衡检查，记录数据。总共进行4次桨叶互换，试验结果见表6。互换后直升机振动和旋翼锥体符合要求，桨叶的互换性得到验证。

表5 试飞检查结果

Table 5 Flight test results

编号	地面振动/IPS	空中振动/IPS	锥体靶标/mm
1	0.10	0.13	8
2	0.06	0.10	6
3	0.13	0.19	8
4	0.03	0.07	6
5	0.06	0.11	7
6	0.04	0.13	6

表6 互换性试验结果

Table 6 Interchangeability test results

状态	地面振动/IPS	空中振动/IPS	锥体靶标/mm
互换前	0.08	0.12	6
第一次互换后	0.10	0.07	8
第二次互换后	0.09	0.15	6
第三次互换后	0.11	0.18	6
第四次互换后	0.07	0.16	7

6 结论

本文对桨叶动平衡试验的原理和方法进行了研究，找出了调整桨叶可调节部分对动态特性参数的影响规律。通过从直升机动平衡标准桨叶体系的建立到批生产桨叶动平衡调整后的试飞，掌握了一定的技术和工艺方法，给开展更多类型桨叶动平衡试验提供了基础。但是，目前在技术积累上也存在不足，桨叶动平衡试验过程中环境变量和气动载荷的分析，是今后深入研究的方向。

参考文献

[1] 李志峰，樊光华，方永红，等. 复合材料旋翼桨叶研制过程中的重量控制与分析[J]. 直升机技术，2007(3):55-57.
Li Zhifeng,Fan Guanghua,Fang Yonghong,et al. Weight control and analysis of composite material blade during design and manufacture[J].Helicopter Technique,2007(3):55-57.(in Chinese)

[2] 谢梅莹，王道明，张晓星，等. 直升机桨叶铰链力矩改善方法研究[J]. 直升机技术，2017(2):10-15.
Xie Meiying,Wang Daoming,Zhang Xiaoxing,et al. The study of improving helicopter blade hinge moment[J]. Helicopter Technique, 2017(2):10-15. (in Chinese)

[3] 林为才，乔彦峰，孙宁. 利用激光技术测量直升机旋翼共锥度的系统[J]. 光学精密工程，2005,13(11):52-55.
Lin Weicai, Qiao Yanfeng, Sun Ning. System of measuring helicopter rotor common taper using laser[J]. Optics and Precision Engineering, 2005,13(11):52-55. (in Chinese)

[4] 董旭. 桨叶动平衡控制系统设计与实现[D]. 哈尔滨：哈尔滨

工程大学,2013.
Dong Xu. Design and implementation of blade dynamic balance control system[D]. Harbin: Harbin Engineering University,2013. (in Chinese)

[5] 梁廷伟,王祁,董良,等.直升机桨叶动平衡试验中的稳定性分析[J].哈尔滨工业大学学报,2019(1):24-30.
Liang Tingwei, Wang Qi, Dong Liang, et al. Stability analysis on dynamic balance test for helicopter rotor blade[J].Journal of Harbin Institute of Technology, 2019(1):24-30. (in Chinese)

[6] 黄明其.直升机旋翼桨叶铰链力矩研究[D].西安:西北工业大学,2003.
Huang Mingqi. Research on hinge moment of helicopter rotor blade [D]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)

[7] 黄珺,陈芳,孙涛,等.一种直升机桨叶静/动平衡调整装置:中国,CN 202522377 U [P]. 2012–11–07.
Huang Jun, Chen Fang, Sun Tao, et al. A static and dynamic balance adjustment device for helicopter blades: China. CN 202522377 U [P]. 2012–11–07. (in Chinese)

[8] 方永红,邓景辉.直升机旋翼标准桨叶的选定原则与方法研究[J].直升机技术,2003(1):10-14.
Fang Yonghong, Deng Jinghui. A research on selection and determination of helicopter rotor standard blade[J]. Helicopter Technique, 2003(1):10-14. (in Chinese)

[9] 李惠斌.直升机桨叶动平衡试验过程中原始标准桨叶校准技术的研究[C]//中国航空学会直升机专业委员会第二十一届全国直升机年会.天津,2005:692-696.
Li Huibin. Research on calibration technology of primitive standard blade in helicopter blade dynamic balance test[C] // The 21st National Helicopter Annual Meeting of the Helicopter Professional Committee of the Chinese Society of Aeronautics and Astronautics.Tianjin,2005:692-696. (in Chinese)

[10] 李思昂.直升机桨叶振动的检查与调整[J].军民两用技术与产品,2014(7):6-8.
Li Siang.Inspection and adjustment of helicoper blade vibration [J]. Dual Use Technologies & Products, 2014(7): 6-8. (in Chinese)

(责任编辑 皮卫东)

作者简介

程翔(1990–) 男,学士,工程师。主要研究方向:桨叶动平衡技术。
Tel: 15807981045 E-mail: chx90@qq.com

Research and Application of Rotor Blades Dynamic Balance Technology

Cheng Xiang*, Xu Piao, Chen Zhengsheng
Changhe Aircraft Industry Group Co. Ltd., Jingdezhen 333002, China

Abstract: Through adjusting the adjustable part of the blade, the paper reduces the imbalance of quality force and aerodynamic force caused by manufacturing deviation, and realize the consistency of blade delivery. To establish a standard blade system to test and adjust the blades on the dynamic balancing test platform. By controlling the dynamic characteristics tolerance of the batch blades,make it reach the requirements of blade interchange.

Key Words: standard balde; dynamic balance; manufacturing deviation; blade interchange

Received: 2019-05-19; **Revised:** 2019-06-13; **Accepted:** 2019-06-18
***Corresponding author.Tel. :**15807981045 **E-mail:** chx90@qq.com