

某直升机尾桨叶翼型段疲劳试验挥舞弯矩载荷分布研究

宋云,孙云伟,夏国旺

(航空工业直升机设计研究所,江西 景德镇 333001)

摘要:为研究挥舞弯矩载荷分布关系,对尾桨叶翼型段进行贴片和标定,标定完成后进行尾桨叶翼型段安装和调试,得到挥舞和摆振弯矩分布;通过对挥舞弯矩分布的研究,得到弯矩分布拟合函数。基于拟合函数判定挥舞载荷弯矩偏差的大小,以保证后续尾桨叶翼型段疲劳试验正确性。

关键词:尾桨叶翼型段;疲劳试验;弯矩;挥舞

中图分类号: TB302.3 **文献标志码:** B **文章编号:** 1671-5276(2021)04-0053-03

Research on Fatigue Test of Flapping Bending Moment of Load Distribution of Helicopter Tail Rotor Airfoil Segment

SONG Yun, SUN Yunwei, XIA Guowang

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: To study the flapping moment load distribution, the tail rotor airfoil segment was mounted and calibrated, upon which the tail rotor airfoil segment was installed and debugged, and the distribution of the the flapping and lag bending moment function were obtained. Through the research, the flapping bending moment distribution fitting was gained, and the size of the bending moment deviation of the swinging load was determined based on the fitting function so as to ensure the correctness of the subsequent tail rotor airfoil segment fatigue test.

Keywords: tail rotor airfoil segment; fatigue test; bending moment; flapping

0 引言

尾桨作为直升机的一个重要部分,主要用来平衡反向力矩和控制直升机在飞行过程中的航向。因飞机在飞行过程中受到空气阻力、离心力等作用,会对尾桨叶翼型段产生挥舞和摆振力矩。通过疲劳试验可以有效考核尾桨叶翼型段^[1-2]。目前对直升机尾桨叶翼型段疲劳试验中载荷的分布状况,国内外相关研究文献较少。本文为了研究挥舞弯矩载荷分布关系,首先对尾桨叶翼型段进行贴片和标定,标定完成后进行尾桨叶翼型段安装和调试,得到挥舞和摆振弯矩分布;再对挥舞弯矩分布进行研究,得到弯矩分布拟合函数,最后基于拟合函数判定挥舞载荷弯矩偏差的大小,以保证后续尾桨叶翼型段疲劳试验正确性。

1 试验贴片和标定

直升机尾桨叶翼型段疲劳试验中试验件的贴片位置和监控剖面如图1所示。图中1#、3#、5#、7#、9#为挥舞片,2#、4#、6#、8#、10#为摆振片。

在疲劳试验前需按图1对试验件进行贴片,采用文献[3-5]中的标定方法,得到直升机尾桨叶翼型段疲劳试验中标定系数即弯矩载荷与应变的线性关系,文中不再赘述标定方法和标定系数。

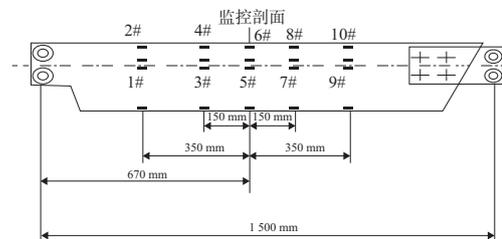


图1 尾桨叶翼型段贴片示意图

2 挥舞载荷弯矩分布

2.1 试验加载和安装要求

在尾桨叶翼型段疲劳试验中,试验件安装及加载示意图如图2所示。

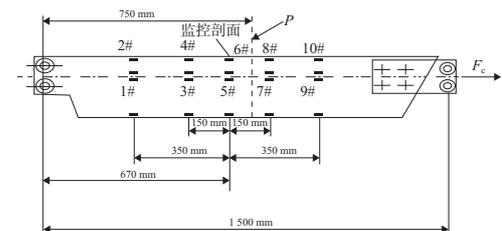


图2 尾桨叶翼型段加载示意图

图2中 P 表示试验所需的加载载荷, F_c 表示尾桨叶翼型段所需的离心力,其中载荷 P 距离桨叶根部衬套处750 mm,试验监控剖面为670 mm剖面。对某尾桨叶翼型段(监控剖面)疲劳试验的试验载荷如下:离心力 $F_c = 72.8$ kN;挥舞弯矩 $M_B = \pm 1\ 200$ Nm;摆振弯矩 $M_T = \pm 2\ 640$ Nm。

按照尾桨叶翼型段的加载要求和尾桨叶翼型段的装机状态,设计一套专用试验台,模拟试验件装机状态,确保尾桨叶翼型段疲劳试验加载准确。2个离心力摆臂结构给试验件加载离心力,中间的弯矩作动筒加载弯矩载荷,试验装置如图3所示。

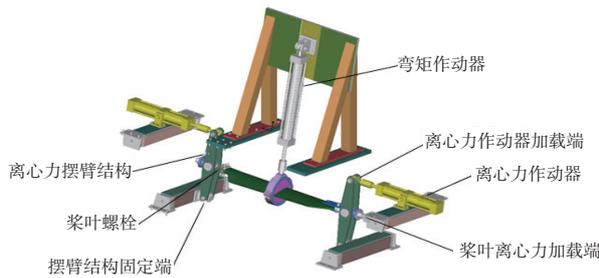


图3 尾桨叶翼型段疲劳试验装置图

2.2 载荷弯矩分布

在尾桨叶翼型段疲劳试验中,一般只有在调试过程中应变片未损坏的情况下,观察尾桨叶翼型段疲劳试验中弯矩载荷分布。因此以尾桨叶翼型段试验调试数据作为参考,本文以4件尾桨叶翼型段作为研究对象,探讨尾桨叶翼型段疲劳试验弯矩载荷分布。试验调试数据如表1和表2所示。

表1 尾桨叶翼型段前两件试验调试数据

方向	剖面/mm	应变片编号	第1件载荷调试数据动态弯矩/(Nm)	第2件载荷调试数据动态弯矩/(Nm)
挥舞	320	1#	271	240
	520	3#	735	736
	670	5#	1 200	1 200
	820	7#	1 239	1 246
摆振	1 020	9#	669	686
	320	2#	2 004	1 971
	520	4#	2 282	2 326
	670	6#	2 613	2 653
摆振	820	8#	2 685	2 606
	1 020	10#	2 233	2 245

对上述4件尾桨叶翼型段试验数据的载荷弯矩分布做出绘图拟合处理,挥舞载荷弯矩分布图如图4所示,摆振弯矩分布图如图5所示。从图4和图5中可以看出尾桨叶翼型段挥舞和摆振载荷弯矩分布,其没有表现出弯矩 M 等于力乘力矩的线性关系。

表2 尾桨叶翼型段后两件试验调试数据

方向	剖面/mm	应变片编号	第3件载荷调试数据动态弯矩/(Nm)	第4件载荷调试数据动态弯矩/(Nm)
挥舞	320	1#	231	282
	520	3#	722	730
	670	5#	1 200	1 200
	820	7#	1 242	1 248
摆振	1 020	9#	649	690
	320	2#	1 954	1 992
	520	4#	2 319	2 325
	670	6#	2 644	2 660
摆振	820	8#	2 686	2 678
	1 020	10#	2 155	2 388

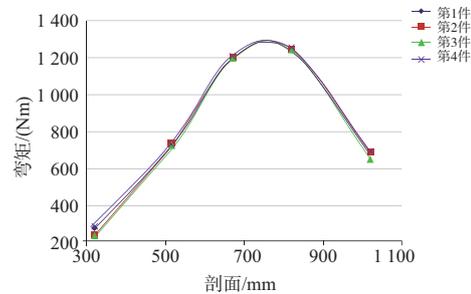


图4 挥舞载荷弯矩分布图

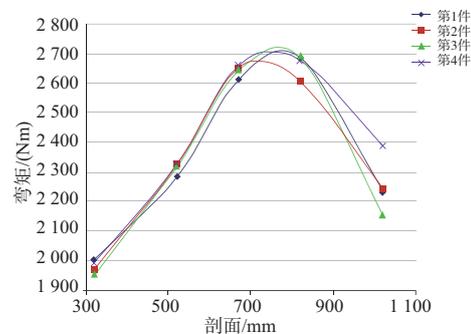


图5 摆振载荷弯矩分布图

从图4和图5中可以看出,尾桨叶翼型段挥舞载荷弯矩分布基本保持一致,摆振载荷弯矩分布每一件上都存在差异,因此以挥舞载荷弯矩分布研究对象,拟合载荷弯矩分布函数。对上述4件的尾桨叶翼型段挥舞动态弯矩取平均计算,得到数据如表3所示。

表3 尾桨叶翼型段挥舞动态弯矩平均值

剖面/mm	320	520	670	820	1 020
弯矩平均值/(Nm)	256	731	1 200	1 244	673

对尾桨叶翼型段挥舞受力进行分析,尾桨叶翼型段中两端为铰支约束结构,两端铰支约束端所受的力矩为0 Nm。因此对表3中的弯矩分布加入两端边界值,即尾桨叶根部衬套处0 mm剖面的弯矩为0 Nm,改造接头1 500 mm连接螺栓的中心孔上弯矩值也为0 Nm,如表4所示。

表4 增加边界条件的弯矩平均值

剖面/mm	0	320	520	670	820	1 020	1 500
弯矩平均值/(Nm)	0	256	731	1 200	1 244	673	0

对上述表格中的数据作绘图拟合处理,挥舞载荷弯矩分布图如图6所示。对上述图形弯矩分布和受力形式进行综合分析,最为符合的是高斯拟合函数: $f(x) = ae^{(-\frac{x-d}{s})^2}$, 采用高斯拟合,拟合函数为 $f(x) = 1287e^{(-\frac{x-758}{330})^2}$, 拟合图形如图7所示。对于拟合函数 $f(x) = 1287e^{(-\frac{x-758}{330})^2}$ 其最大值点在 $x_{\text{拟合}} = 758 \text{ mm}$, 弯矩最大值为 1287 Nm。由图2中尾桨叶翼型段加载示意图,可以分析出理论上挥舞弯矩的最大应在 $x_{\text{理论}} = 750 \text{ mm}$, 其误差 $\varepsilon = |x_{\text{拟合}} - x_{\text{理论}}| / x_{\text{理论}}$, 计算结果为 1.07%, 误差在 1% 左右。

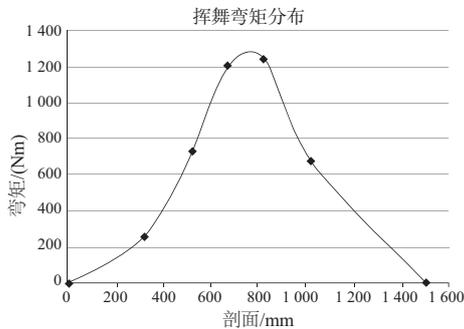


图6 数据绘图拟合处理

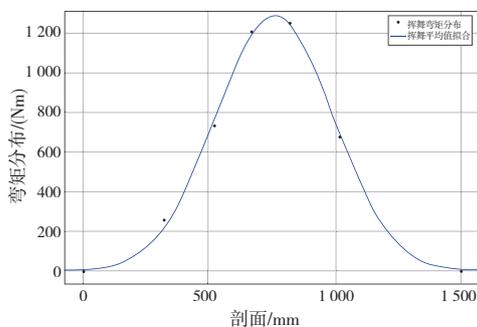


图7 高斯拟合图

针对上述拟合函数 $f(x) = 1287e^{(-\frac{x-758}{330})^2}$, 分别取 0 mm 剖面、320 mm 剖面、520 mm 剖面、670 mm 剖面、820 mm 剖面、1020 mm 剖面、1500 mm 剖面进行验证, 即 $x = [0 \ 320 \ 520 \ 670 \ 820 \ 1020 \ 1500]$ 代入拟合函数, 得到 $f(x) = [6.52 \ 19.8 \ 760.8 \ 1192.1 \ 1235.6 \ 681.5 \ 8.1]$, 平均实际值与拟合比较如图8所示, 数据对比分析如表5所示。

从表5的数据对比分析中可以看出,尾桨叶翼型段的两端铰约束处的拟合值分别为 6.5 Nm 和 8.1 Nm, 拟合值均 $< 10 \text{ Nm}$, 在可以接受的弯矩载荷误差范围内。670 mm 剖面、820 mm 剖面和 1020 mm 剖面的挥舞载荷弯矩拟合值与实际值误差在 2% 以内, 520 mm 剖面的挥舞载荷弯矩拟合值与实际值误差在 4% 左右, 320 mm 剖面的

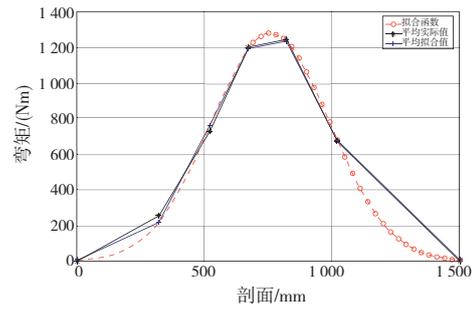


图8 平均值比较图

挥舞载荷弯矩拟合值与实际值误差在 15% 以内。除了 320 剖面的挥舞载荷弯矩拟合值与实际值误差较大以外, 其余剖面的误差都小于或者在 4% 左右。

表5 数据对比分析

剖面/mm	0	320	520	670	820	1 020	1 500
平均实际值/(Nm)	0	256.0	731.0	1 200.0	1 244.0	673.0	0
平均拟合值/(Nm)	6.5	219.8	760.8	1 192.1	1 235.6	681.5	8.1
差值/(Nm)	6.5	36.2	29.8	7.9	8.4	8.5	8.1
误差/%	—	14.1	4.1	0.6	0.7	1.3	—

3 结语

本文对尾桨叶翼型段疲劳试验载荷分布进行研究, 得出以下结论: 1) 对尾桨叶翼型段疲劳试验挥舞载荷弯矩分布基本保持一致, 而摆振载荷弯矩分布存在一定的差异; 2) 得到尾桨叶翼型段挥舞载荷弯矩分布高斯拟合函数, 通过分析 $x_{\text{拟合}} = 758$, 弯矩最大值为 1 287, 与理论上挥舞弯矩位置 $x_{\text{理论}} = 750$, 存在误差 1% 左右; 3) 除了 320 mm 剖面的挥舞载荷弯矩拟合值与实际值误差较大以外, 其余剖面的误差都小于或者在 4% 左右。上述的 3 点结论, 对后续尾桨叶翼型段疲劳试验具有重要意义。在尾桨叶翼型段疲劳试验中挥舞载荷弯矩可以参考挥舞载荷弯矩分布拟合函数, 判定挥舞载荷弯矩偏差的大小, 进而保证尾桨叶翼型段疲劳试验正确性。

参考文献:

- [1] 路录祥. 直升机结构与设[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.
- [2] 穆志韬, 曾本银, 金平. 直升机结构疲劳[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.
- [3] 夏国旺, 刘巍. 直升机无轴承尾桨柔性梁标定与解耦[J]. 直升机技术, 2007(3): 96-99.
- [4] 余洵. 一种高效率的桨叶载荷标定方法[J]. 直升机技术, 2001(2): 9-11.
- [5] 宋云, 孙云伟, 何攀. 某直升机尾桨叶根部段疲劳试验标定技术研究[J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(1): 74-76.

收稿日期: 2020-07-31