

直升机新型无轴承柔性梁扭转能力试验装置

A New Pull and Torsion Test Device

陈亮 滕二 李玉龙 / 中航工业直升机所

摘 要: 针对直升机主桨叶和尾桨叶的拉扭承载能力难以通过理论计算获得的难题, 研制了一种新型结构拉扭试验装置, 详细介绍了该装置的结构原理、标定结果, 以及在直升机静强度试验中的应用。

关键词: 主桨叶; 尾桨叶; 拉力; 扭转力; 静强度试验

Keywords: main rotor blade; tail rotor blade; pull; torsion; static test

0 引言

在飞行过程中, 主桨叶、尾桨叶为直升机提供升力和推力, 桨叶既承受拉力, 又承受扭转力, 拉扭承载能力是桨叶的重要性能之一^[1]。桨叶由复合材料制造而成, 其拉扭承载能力难以通过理论计算的方式准确获得, 因此, 必须通过试验方法获得该项性能参数。

传统的试验方法来源于桨叶的标定^[2], 通过1个液压伺服作动器直接与试验件连接用于施加拉力, 2个液压伺服作动器经扭转盘过渡与试验件连接用于施加扭转力。虽然此试验方法能够完成试验, 但存在很多不足, 如试验夹具复杂; 转动角度大, 无法保证试验精度; 施加扭转力偶时, 无法保证两个载荷完全相等, 产生侧向载荷等。为此, 研制开发了一种新型结构的拉扭承载能力试验装置。

1 新型试验装置的结构及操作原理

1.1 结构

依据桨叶拉扭承载能力试验的要求, 研制的新型装置应能够准确将拉力和扭转力施加到试验件上, 并对载荷和扭矩进行实时监控, 且试验装置具有足够的刚度和可靠的稳定性。

新型试验装置的结构如图1所示, 包括框架1、第一电机2a、第二电机4、滚珠丝杠6、下平台8、上平台9。下平台8安装在框架1的底

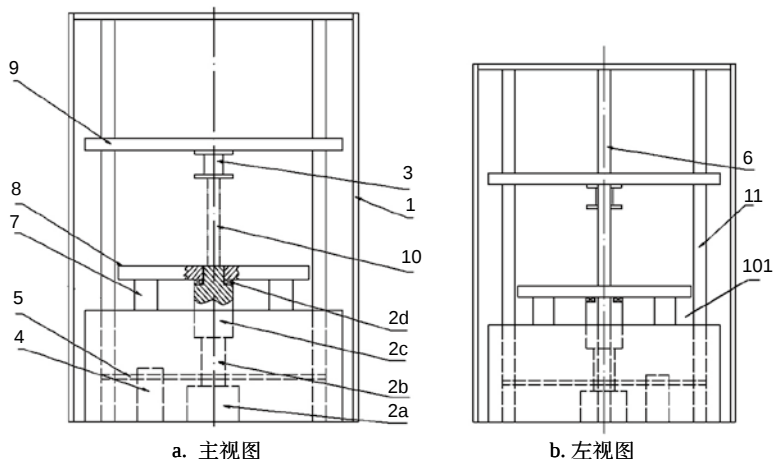


图1 新型试验装置结构示意图

表1 扭矩传感器标定结果

载荷(N·m)	指示仪器示值(N·m)	回程平均	理论值
正扭	进程平均		
0	0	0	0
50	50.0	50.0	50
100	100.0	100.0	100
150	150.0	150.1	150
200	200.0	200.1	200
250	250.0	250.2	250
300	300.0	300.1	300
350	350.0	350.1	350
400	400.0	400.1	400
450	450.0	450.4	450
500	500.0	500.1	500
示值重复性相对误差R (%)		0.01	
示值相对误差q (%)		0.01	
滞后H (%)		0.08	

表2 拉压力传感器标定结果

量程(kN)	标准力值(kN)	压向	
		进程示值(mV/V)	回程示值(mV/V)
0~30	0	0	-0.00005
	3	0.12350	0.12326
	5	0.20470	0.20350
	10	0.40952	0.40760
	20	0.81870	0.81597
	30	1.22470	/
0~200	0	0	-0.00004
	50	0.51040	0.50980
	80	0.81640	0.81570
	100	1.02040	1.01980
	150	1.53040	1.53070
	200	2.04140	/
示值相对误差q(%)		-0.91	
示值重复性相对误差b(%)		0.16	
示值进回程相对误差u(%)		-0.59	
零点漂移Z(%FS)		0.00	

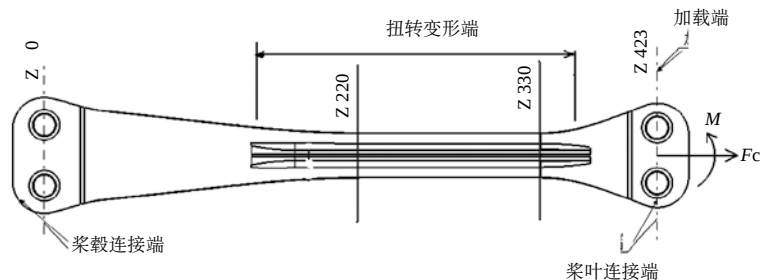


图2 柔性梁加载贴片示意图

座11上，上平台9安装在滚珠丝杠6上，并且沿导轨101上下移动，第一电机2a通过扭转轴2c带动下平台8转动，第二电机4通过传动皮带5带动滚珠丝杠6转动，上平台9上安装了扭矩传感器3，下平台8上安装了拉力传感器7。第一电机2a和扭转轴2c之间安装了减速器2b，扭转轴2c和下平台8之间安装了向心球轴承2d。试验件10安装在扭矩传感器3和下平台8之间。

1.2 操作原理

测量试验件10的拉力时，电机4转动，通过传动皮带5带动滚珠丝杠6转动，使上平台9沿着导轨11产生向上运动，对试验件10产生拉力，试验件10与下平台8连接，下平台8与试验装置框架1通过拉力传感器7连接。当拉力装置工作时，拉力传感器7可测量实际产生的拉力。

测量试验件10的扭矩时，电机2a转动，通过减速器2b带动扭转轴2c转动，从而产生扭矩力，扭转轴2c与下平台8通过深沟球轴承2d连接，扭矩传感器3可测量实际产生的扭矩力。

1.3 注意事项

实际试验中，安装扭矩传感器3时应保证同轴度的要求。如果扭矩传感器3的中心线与拉力不在同一直线上时，会产生较大的附加弯矩，从而导致扭矩力测量值的不准确。因此，在整个试验装置安装完成后，应在不施加扭矩的前提下，施加一定的拉力，确认扭矩传感器3没有输出值或输出值在允许误差范围内，这说明试验装置的安装精度达到了要求，可以进行正式试验。

2 传感器的标定

新型拉扭承载能力试验装置采用精密加工方法和先进的制造工艺，应用了高精度的一维应变式拉压力传感器和扭矩传感器，最大限度地减少了原始误差积累。扭矩传感器和拉压力传感器的标定结果见表1和表2。

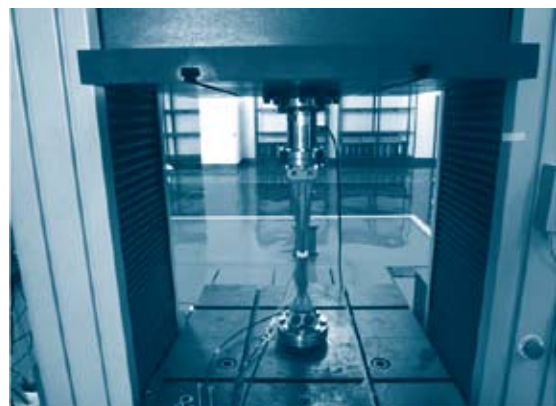


图3 柔性梁真实加载示意图

表3 角度和应变标定数据表

角度(°)	第一次扭转应变值(微应变)	第二次扭转应变值(微应变)	扭转应变平均值(微应变)
0	0	0	0
5	637	669	653
10	1268	1388	1328
15	1927	2107	2017
20	2595	2819	2707
25	3268	3536	3402

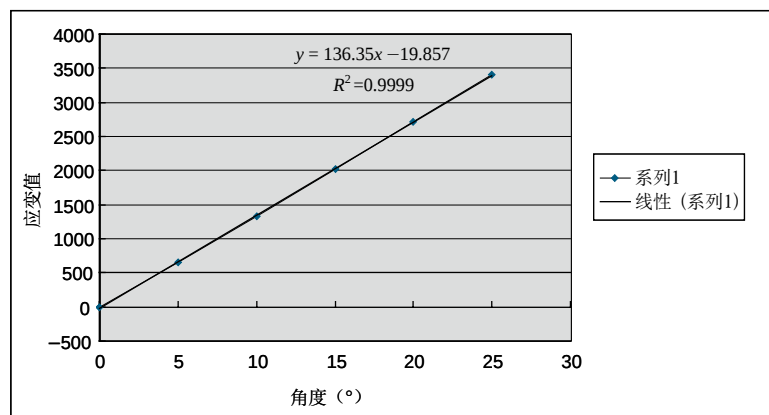


图4 角度与应变关系曲线图

表4 25° 扭转试验数据表

序号	离心力及扭转角度 (kN/°)	T1(微应变)	T2(微应变)	L1(微应变)	L2(微应变)
1	0/0	0	0	0	1
2	10/0	-34	95	1136	1215
3	20/0	-87	195	2311	2459
4	30/0	-144	301	3493	3699
5	34.28/0	-170	348	4005	4234
6	34.28/1	-75	263	4014	4241
7	34.28/3	169	33	4020	4255
8	34.28/5	423	-204	4026	4279
9	34.28/6	552	-324	4030	4292
10	34.28/7	680	-444	4034	4304
11	34.28/8	809	-565	4038	4318
12	34.28/9	938	-687	4044	4330
13	34.28/10	1067	-809	4049	4344
14	34.28/11	1196	-932	4055	4359
15	34.28/11.5	1262	-994	4059	4370
16	34.28/12	1327	-1056	4063	4384
17	34.28/13	1456	-1180	4066	4394
18	34.28/15	1716	-1430	4080	4440
19	34.28/17	1978	-1682	4093	4462
20	34.28/19	2238	-1933	4109	4518
21	34.28/21	2502	-2187	4128	4585
22	34.28/23	2764	-2439	4146	4626
23	34.28/25	3025	-2691	4165	4678

3 试验中的应用

3.1 试验简介

以115KT无轴承4m模型柔性梁为例,采用新型拉扭承载能力试验装置进行扭转能力试验,以考核无轴承模型旋翼柔性梁的扭转能力。

如图2所示,在柔性梁上选取Z220剖面粘贴两个单位应变片,测量离心力作用下产生的微应变,分别设为L1和L2;选取Z330剖面粘贴两个

扭转应变片,测量扭转力作用下产生的微应变,分别设为T1和T2。

3.2 扭转标定

柔性梁的真实加载示意图如图3所示。柔性梁安装好后,在不施加离心力的状态下进行扭转标定,角度和扭转应变数据见表3,角度与扭转应变关系曲线图见图4。

3.3 正式试验

向柔性梁施加一个恒定的离心力载荷($F_c=34280\text{N}$),扭转试验件 $0\sim 25^\circ$,载荷、角度和应变数据见表4,其中,T1和T2表示扭转应变值,L1和L2表示拉力应变值。

以T1和L1为例进行分析,考虑到离心力对扭转应变的影响,以表中第5行作为扭转的初始值进行数据处理,并与依据标定结果递推的扭转应变值和理论拉力应变值进行比较,处理后数据见表5。

3.4 偏差分析

从表5中可以看出,离心力应变的实际测得值与理论计算值基本一致,最大误差:

$$\delta_{\text{拉应变}} = \frac{4146 - 4090}{4090} \times 100\% = 1.84\%$$

扭转应变的实际测得值与依据标定递推的计算值接近但存在一定偏差,最大偏差:

$$\delta_{\text{扭应变}} = \frac{3409 - 3195}{3409} \times 100\% = 6.28\%$$

这是因为拉扭耦合的影响因素始终存在,所以实际测得的扭转应变输出大于标定的计算值。因此,实际测得的拉扭应变值是真实有效的。

4 结论

将拉力装置和扭转装置合理布置在一个工作台内,并将扭矩传感器放置在扭转装置外侧,既能同时施加拉力和扭转力,又消除了摩擦力因素。

该试验装置能 360° 自由转动,完成任意扭角的拉扭试验,并最大程度地考虑了拉扭耦合对实际测量值的影响,保证实际拉力和扭矩测量的准确,有效提高了试验精度,简化了试验夹具,减少了试验工装量,大大缩短了试验周期,很好

直升机旋翼无线网络数据采集技术

Wireless Network Data Acquisition Technology of Helicopter Rotor

朱光明 吴承发 段刚 韩玉旺 / 中航工业直升机所

摘要: 探讨最新的无线网络技术在直升机旋翼飞行测试的应用开发, 提供了一个基于现有PCM数据采集器的旋翼无线网络化测试系统方案。

关键词: 试飞测试; 旋翼; PCM; 无线以太网

Keywords: flight test; rotor; PCM; wireless ethernet

0 引言

直升机旋翼系统结构复杂, 相关的操纵控制部件较多。在飞行时, 旋转部件伴随高速旋转和操纵运动, 测量环境十分恶劣, 受气流、离心力、振动、温度等影响非常大, 直升机旋翼系统飞行测试一直是非常棘手的。随着直升机技术发展, 运用了各种新技术的旋翼系统, 其机械结构变化差异较大, 需要研发应用新技术和新方法, 满足新型旋翼系统的飞行测试。

1 旋翼系统测试的特点和传统方法

直升机旋翼系统主要以旋转机械部件为主, 需要测量参数常包括应变、位移、压力、方位角等, 其中动态信号采样率高达数每秒千个采样点, 旋转部件的测量数据要求与机身测量数据时间同步, 测量通道较多, 主桨测量通道一般32~72个以上, 尾桨测量通道一般16~32个以上。每个试飞架次飞行时间较长, 一

般1~2h。试飞测试时要在旋转部件上安装传感器、信号调理器、数据采集器、记录器, 或者把测量数据或信号传输到机舱记录设备, 主要难点和关键技术在于: 给安装在旋转部件上的仪器设备供电; 把测量数据或信号传输到机舱的仪器设备; 旋转部件上测试设备的安装实施和工艺。

选择测量方案受很多因素的影响, 必需多方面权衡, 得出最合适的测量方案。主要考虑的因素包括测量

表5 25° 扭转试验数据表

序号	离心力及扭转角度 (kN/°)	实际扭转 应变	标定扭转 应变	实际拉应变	理论拉应变
1	34.28/0	0	0	4005	4090
2	34.28/1	95	136	4014	
3	34.28/3	339	409	4020	
4	34.28/5	593	682	4026	
5	34.28/6	722	818	4030	
6	34.28/7	850	955	4034	
7	34.28/8	979	1091	4038	
8	34.28/9	1108	1227	4044	
9	34.28/10	1237	1364	4049	
10	34.28/11	1366	1500	4055	
11	34.28/11.5	1432	1568	4059	
12	34.28/12	1497	1636	4063	
13	34.28/13	1626	1773	4066	
14	34.28/15	1886	2045	4080	
15	34.28/17	2148	2318	4093	
16	34.28/19	2408	2591	4109	
17	34.28/21	2672	2863	4128	
18	34.28/23	2934	3136	4146	
19	34.28/25	3195	3409	4165	

地完成主桨叶、尾桨叶和其他类似构件的拉扭试验。

AST

参考文献

- [1] 王冈, 曹振国. 直升机[M]. 北京: 科学技术出版社, 2005.
- [2] 赵丽. 直升机桨叶静刚度试验方法[Z]. 中国直升机设计研究所, 2009.

作者简介

腾二, 工程师, 主要从事直升机部件、结构件、全机静强度试验研究工作。

陈亮, 工程师, 主要从事静力试验测试与控制技术研究工作。