

民机驾驶盘力测试技术研究

张勇

(上海飞机设计研究院 民用飞机模拟飞行国家重点实验室, 上海 201210)

摘要: 飞行员通过驾驶盘实现对飞机的俯仰控制, 其操纵力的大小决定了飞行任务的强度, 需要设计出符合适航标准及飞行员操作习惯的操纵力。通过研究驾驶盘操纵力的测量方法, 创新性地设计了一套简易且有效的、能够适用于地面及空中的操纵力测量方案。通过对测试要求的分析、关键测试组件材料的确定、结构设计及强度校核, 实现了驾驶盘操纵力的测量, 为具有钢索传动特征的驾驶盘力测量提供了有益的参考。

关键词: 飞机; 驾驶盘; 钢索; 操纵力; 测试

中图分类号: V233+.1 **文献标志码:** B **文章编号:** 1671-5276(2020)05-0207-04

Research on Wheel Force Testing Technology for Civil Aircraft

ZHANG Yong

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, State Key Laboratory of Civil Aircraft Flight Simulation, Shanghai 201210, China)

Abstract: The copilots control the aircraft by the flight control wheel. The better tension can reduce the working intensity of the pilot. The accurate test is the critical guarantee of verifying the better design. This paper researches on the tension test method for the wheel, and it is made satisfy the testing requirement both on the ground and in the sky. The testing project is a good practice in this field.

Keywords: aircraft; flight control wheel; steel cable; control force; test

0 引言

驾驶舱操作组件是飞行员与飞机非常重要的接口之一, 飞行员通过操作组件来完成对飞机的控制。在波音系列飞机中, 驾驶杆、驾驶盘是典型的设计特征之一, 而在驾驶杆、驾驶盘的传动机构中, 钢索是非常关键的传动部件。飞行员操作驾驶杆、驾驶盘带动钢索, 通过钢索带动传感器运动, 将电信号发往舵面处的作动器, 推动舵面运动^[1], 使飞行员的操作转化为对飞机姿态的控制指令, 实现飞机的控制, 准确、实时的操纵力感能帮助飞行员判断飞机的飞行状态^[2]。合理的感觉力设计是电传飞机的一个重要组成部分, 也是直接影响飞机飞行品质的重要因素^[3-5], 其设计应该不给飞行员造成额外的操作负担。适航 CCAR 25 部中明确对盘式操纵的最大操纵力给出了限制, 因此, 需要对操纵力进行准确的测试, 确保飞机满足相关的适航要求。目前主要的测量方法包括操纵力测量装置、张力计测量等。这些方法主要适用于试验室测试, 设备安装与调试、维修测试, 不适用于驾驶员的操纵试验, 更无法满足空中测试的需要。

1 操纵力测试方案分析

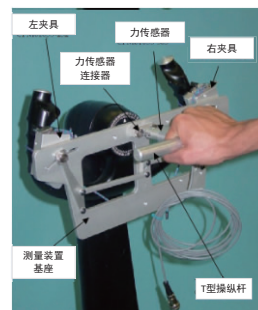
1.1 操纵力测量装置

操纵力测量装置是一套专为飞机驾驶舱杆、驾驶盘和

脚踏设计的测量工具, 国内外均有原理类似的成熟产品, 能够直接对操纵机构的操纵力和位移进行测量。该装置包含专用的测试夹具和测试传感器, 并配有测试计算机和相应的数据记录软件, 如图 1 所示。



(a) 操纵力测量系统



(b) 驾驶盘力测量装置

图 1 操纵力测量设备组成

作者简介: 张勇 (1978—), 男, 上海人, 高级工程师, 硕士, 主要从事民用飞机地面模拟试验的科研工作。

该测试方案测试原理简单,安装方便。但也具有明显的局限性:1) 测试结果重复性有限,因为每次测试夹具安装情况会直接影响测量结果;2) 只适合于地面测试,在试验室使用效果理想,适用于产品研发。

1.2 钢索张力计

钢索张力计是一种对钢索张力进行测试的现场工具,通过简单的装卡操作就可方便地测量钢索的张力。通过钢索张力的测试可以间接换算出驾驶盘力(图2)。

该方案测试方便,但也具有明显的测试局限:1) 静态测试。需要将驾驶盘保持在某个固定角度,测量即时角度下的张力。2) 测试精度不高。3) 人为因素影响较大。因为是靠人来读数,所以在驾驶舱狭小阴暗的环境下,测试误差较大。

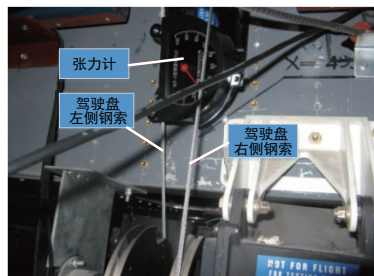


图2 张力计测试方案

1.3 钢索末端应变测试

国外驾驶盘产品供应商在试验室曾采用过在钢索末端贴制应变片的方式,通过测试钢索的应力,间接折算出驾驶盘力的测试方案。

该方案的测试分析如图3所示。由于在钢索与导轮之间存在较大的接触摩擦力 $F_{动}$,该力与接触表面的粗糙程度和相对压力有关,一般来说操纵力越大, $F_{动}$ 越大^[6-7]。 $F_{动}$ 会随着钢索与导轮接触长度 $L(L=l_1+l_2, l_1$ 变化很小,但 l_2 会随着转盘转动而变长或变短)和接触力 $F_{压}$ (随着钢索张紧或放松而变大或变小)的变化而变化,当钢索运动时, L 和 $F_{压}$ 都将变化。因此 $F_{动}$ 是一个不确定的变量,导致在钢索末端测试的 $F_{钢索}$ 也是一个不稳定的值。

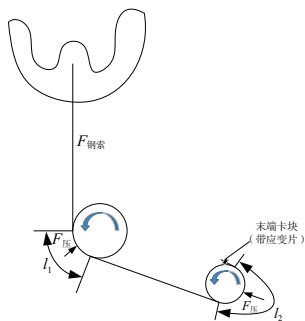


图3 钢索运动示意图

实际测试数据如图4所示。

1) 零位测试误差大。图4(a)起始张力为720 N,结束时张力为890 N,零位误差相差170 N。

2) 测试数据重复性差。图4(a)起始张力720 N,图4(b)起始张力为800 N。

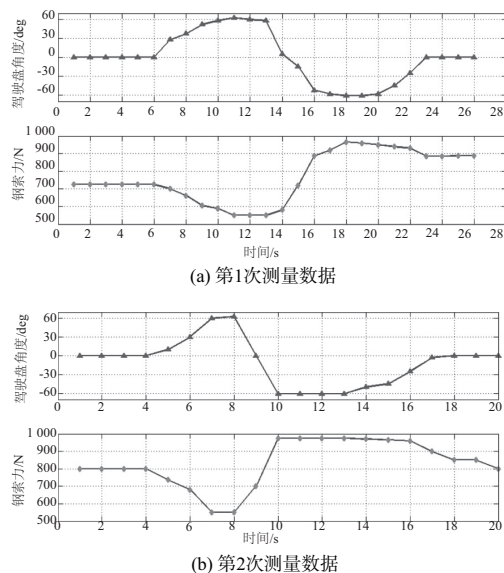


图4 驾驶盘钢索测试数据

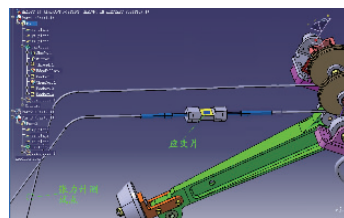
1.4 测试要求分析

上述不同测试方案虽然在实际工程中都有应用,但都有明显的缺陷。为满足飞机实际测试需要,应设计出一种更加切实可行的试验方案,该方案应该满足如下需求:1) 不影响飞机的飞行安全。2) 不影响驾驶员的正常操纵。3) 测试原理简单,测试效果优良。4) 满足动态实时测试的需求。因此需要设计一种基于传感器、测试数据记录分析的测试设备。

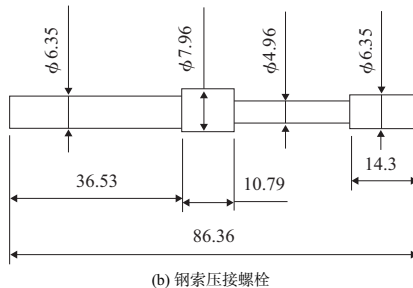
2 钢索力测试方案设计

2.1 总体方案

测试方案如图5所示。该方案主体机构是对钢索进行改制,断开钢索,并选用钢索压接螺栓和自制松紧螺套连接钢索,在自制松紧螺套上贴应变片进行应变测试。



(a) 方案结构图



(b) 钢索压接螺栓

图5 应变片方案示意图

图 5(b) 零件为钢索压接螺栓, 型号为 MS21260-S4, 每条钢索需要安装 2 个 (分别是 MS21260-S4LH 和 MS21260-S4RH), 中间用自制松紧螺套进行连接。

2.2 自制松紧螺套设计

自制松紧螺套是粘贴应变片的零件, 也是钢索力测试的关键, 该零件的设计需满足以下条件: 1) 受力部件要有足够的变形应变量, 提高测试精度, 便于测量。2) 安全性要高, 不会因为钢索的反复运动而出现脱开现象。3) 零件尽量轻, 不会对钢索的运动产生额外的惯性负载。4) 零件的热膨胀系数较低, 不会因温度变化产生较大的变形量。

a) 材料设计

自制松紧螺套的材料可考虑钢、铜、铝 3 种材料。通过公式 (1) 计算各种材料的理论受力截面面积。

$$A = \frac{F}{E \times \varepsilon} \quad (1)$$

式中: A 为自制松紧螺套的受力截面面积, mm^2 ; F 为钢索力, N ; E 为材料的弹性模量, GPa ; ε 为应变值, $\mu\varepsilon$ 。

计算中, 以正常操纵力计算钢索力, 设计自制松紧螺套, 设计安全系数时, 应同时考虑正常操纵力和脱开力两种力, 确保自制松紧螺套的安全性。

采用应变片测试时, 应变值在 $500 \sim 50\,000 \mu\varepsilon$ 时, 测试效果较好, 因此可取应变值为 $1\,000 \mu\varepsilon$ 。

根据式 (1) 和表 1 得到正常操纵状态下的自制螺套受力截面面积 A 后, 应考虑在正常操纵力和脱开力两种状态下, 每种材料的屈服极限面积, 通过公式 (2) 计算屈服极限面积, 并通过公式 (3) 计算安全系数。

$$A_s = F / \sigma_s \quad (2)$$

$$n_s = A / A_s \quad (3)$$

式中: A_s 为屈服极限面积, mm^2 ; σ_s 为屈服极限, MPa ; n_s 为安全系数。

表 1 3 种备选材料的弹性模量及截面面积

参数	钢 (45#)	铜	铝 (LY12)
E/GPa	210	74~130 (选 100 计算)	71
$F_{\text{正常操纵}}/\text{N}$		1 134	
$F_{\text{脱开}}/\text{N}$		1 941	
$\varepsilon/\mu\varepsilon$		1 000	
A/mm^2	5.4	11.34	15.97

从表 2 的计算结果可知, 选用铝材既能保证测试效果, 同时安全系数较高 ($n_{s\text{正常操纵}} = 3.86$, $n_{s\text{脱开}} = 2.26$)。

表 2 3 种材料的屈服极限及安全系数

参数	钢 (45#)	铜	铝 (LY12)
σ_s/MPa	353	200	274
$A_{s\text{正常操纵}}/\text{mm}^2$	3.21	5.67	4.13
$A_{s\text{脱开}}/\text{mm}^2$	5.50	9.71	7.08
$n_{s\text{正常操纵}}$	1.68	2.00	3.86
$n_{s\text{脱开}}$	0.98	1.17	2.26

b) 结构设计

将自制松紧螺套零件设计为如图 6 所示的外形, 需满

足以下条件: 1) 确保贴片处的截面尺寸满足应变片贴片的需求。2) 两端设计为六角螺母形制, 便于工程实施。3) 两端头设计穿孔, 用于打保险销, 起到防脱作用。4) 自制螺母的长度应考虑测试组件的总长度要求, 即不能超出钢索两端的运动范围。

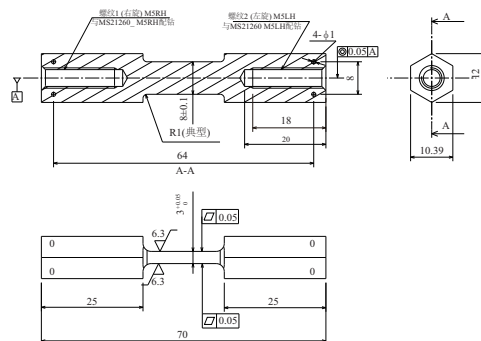


图 6 自制松紧螺套图

c) 强度校核

自制螺套选用铝材 (LY12), 与其配套的标准件 MS21260 为钢材标准件。根据该标准件的说明书可知, MS21260 能够承受 2 000 lbf, 符合设计要求。因此两者的连接强度校核需要重点考虑自制螺套。

强度校核可以最大脱开力瞬间作为考核目标。

螺纹承受的最大轴向外载荷 F_{max} 为 $F_{\text{脱开}} = 1\,941 \text{ N}$;

自制螺套公称直径 $M = 0.25 \text{ inch} = 6.35 \text{ mm}$;

自制螺套内螺纹小径 $d = 0.2113 \text{ inch} = 5.367\,02 \text{ mm}$;

自制螺套内螺纹大径 $D = 2M - d = 0.2887 \text{ inch} = 7.332\,98 \text{ mm}$;

自制螺套牙距 $p = 1/28 \text{ inch} = 0.917 \text{ mm}$;

自制螺套螺纹牙工作高度 $h = 0.5892 \text{ mm}$;

牙型 (普通螺纹) 牙根宽度 $b = 0.87p = 0.797\,79 \text{ mm}$;

螺栓数量 $z = 1$;

由于螺纹配合为钢铝配合, 由于 $d/p < 8$, 所以载荷不均系数 $k_z = 6p/d = 1.025$ 。

LY12 的许用应力: $[\sigma] = \frac{\sigma_s}{n_\tau} = \frac{274}{2.5} = 109.6 \text{ MPa}$ 。其中: n_τ 为安全系数。因此, 内螺纹切应力:

$$\tau = \frac{F_{\text{max}}}{k_z \pi D b z} = \frac{1\,941}{1.025 \times 3.14 \times 7.33 \times 0.80 \times 1} = 102.84 \text{ MPa} \leq [\sigma]$$

内螺纹弯应力:

$$\sigma_w = \frac{3F_{\text{max}} h}{k_z \pi d^2 z} = \frac{3 \times 1\,941 \times 0.5892}{1.025 \times 3.14 \times 5.367^2 \times 1} = 37 \text{ MPa} \leq [\sigma]$$

计算可知, LY12 自制螺套的螺纹牙强度符合要求。

3 实际应用

该方案在飞机钢索上进行了实际改制, 应用情况如图 7 所示, 测试良好, 测试结果如图 8 所示。

从图 8 应变片测试结果可知, 钢索力与盘力具有线性对应关系, 通过钢索力间接测试盘力的方案是可行的。驾驶盘操纵极限位置的钢索合成张力为 55.76 kg, 盘力为 109.28 N, 符合理论值 $108 \pm 16 \text{ N}$ (盘 $\pm 60^\circ$) 的设计指标, 测试结果良好。

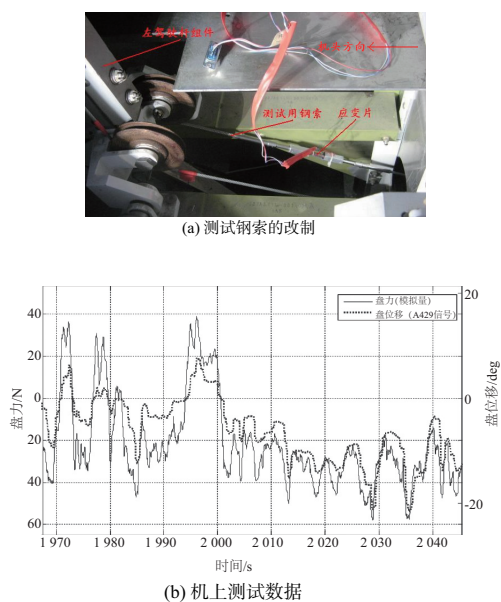


图7 钢索改制与机上测试数据

4 结语

飞机参数的测试不但要考虑参数测试的可能性,更重要的要考虑飞机各种使用状态下的安全性。本文通过对各种驾驶盘力测试方法的比较,创新性地提出了通过改造钢索进行测试的技术方案,并成功应用于飞机试验,解决了安全、改装空间、质量、测试精度等问题,并在此基础上形成了专利,创新性地为驾驶盘操纵力测量提供了有益的参考。

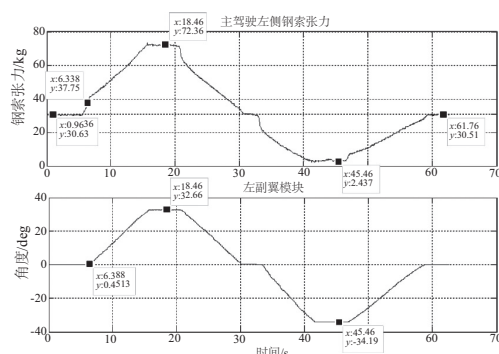


图8 钢索张力试验室测试曲线

参考文献:

- [1] 林丰俊. CRJ200 飞机飞行操纵系统设计分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2001(4): 32-39.
- [2] 郑培文, 王俊元, 张纪平, 等. 电动操纵负荷系统机构设计与仿真建模[J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(2): 101-104.
- [3] 李浩, 王海燕. 电传操纵系统在民用客机中的新发展[J]. 中国民航学院学报, 2000(6): 8-11.
- [4] 李良玉, 张琦, 张兆臻. 电传飞控系统曲线测量方法探究[J]. 科技风, 2020(13): 117-119.
- [5] 马丽, 崔海东, 崔文宏. 飞机人感系统浅析[J]. 无线互联科技, 2014(7): 49.
- [6] 宋新贵, 张新国. 电传飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [7] 薛瀛, 郭建伟, 田金强, 等. 适用于钢索传动的电传飞机驾驶盘盘力测量方法研究[J]. 科技传播, 2011(10): 60-61.

收稿日期: 2020-06-01

(上接第 156 页)

3.5 系统发布与调试

工业机器人三维虚拟监控系统最终是通过网页的形式进行发布的。本文通过示教器手动随机操作机器人的方式验证系统的监控效果, 并通过调整 Dotween API 函数的参数, 实现模型运动与真实运动的同步。现场调试过程如图 10 所示。



图10 现场调试

4 结语

本文研究了一种基于多软件协同的方式实现工业机器人三维虚拟监控系统, 提出一种基于 Creo、3DS Max、Unity3D、ThingWorx 软件相结合的工业机器人三维虚拟监

控系统的快速开发方法。使用 SDK 编写自定义的数据采集程序实现工业机器人实时数据的上传, 简化了系统的结构; 采用虚拟现实的方式实现监控过程, 其效果更加逼真, 人机交互性更好; 采用网页的形式进行发布, 允许移动智能终端的访问, 提高了监控的便捷性。由于本监控系统仅作为数字化车间三维虚拟监控系统的一部分内容, 整体系统还未开发完毕, 对工业机器人的监控只是作为系统可行性的验证, 接下来将整合整个车间的生产过程, 并在场景性能优化、人机交互、可视化管控等方面继续研究。

参考文献:

- [1] 王海鹏. 基于 VRML 和 JAVA 的机电一体化设备三维虚拟监控系统[D]. 北京: 北京工业大学, 2007.
- [2] 刘宇轩. 基于 Unity3D 的工业机器人虚拟操作系统的研究与实现[J]. 计算机与数字工程, 2017, 45(8): 1615-1619.
- [3] 张涛, 唐敦兵, 张泽群, 等. 面向数字化车间的介入式三维实时监控[J]. 中国机械工程, 2018, 29(8): 990-999.
- [4] 程立辉, 刘大成, 金小伟, 等. 基于虚拟现实的设备网络化远程监控系统设计[J]. 制造技术与机床, 2004(11): 86-88.
- [5] 张杰峰. 基于 VC 和 Open GL 的工业机器人三维建模[J]. 机械研究与应用, 2007, 20(2): 112-114.
- [6] 孔超. 基于虚拟现实的机械安全防护系统研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.

收稿日期: 2019-07-05