

大型飞机飞控系统舵面偏角检测非线性补偿技术研究

王贵^{1,*}, 卢丽川¹, 高尚², 翦巍¹, 高如钢¹

1. 航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

2. 南京理工大学 机械工程学院, 江苏 南京 210019

摘要: 根据大型飞机结构特点及飞行控制系统的要求, 提出了基于线性可变差动传感器 (Linear Variable Differential Transducer, LVDT) 舵面偏角检测思路。针对大型飞机飞控系统中 LVDT 安装带来的非线性问题, 根据 LVDT 工作原理和三角几何原理, 提出一种面向大型飞机飞控系统舵面偏角检测的 LVDT 安装模型和非线性补偿算法。该算法经过试验验证, 能够有效降低 LVDT 安装带来的非线性, 为后续飞机舵面偏角的测量提供参考依据。

关键词: 飞行控制; LVDT; 舵面偏角; 检测; 线性度

中图分类号: TP212.9 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.04.057

大型飞机飞行控制系统一般为全时、全权限的三轴数字电传控制系统, 主要通过副翼、升降舵和方向舵三个主舵面来实现对飞机的滚转、俯仰和偏航的控制, 从而完成规定的飞行任务。为此, 需要检测三个主舵面偏转角度, 传送给飞行控制系统主飞控计算机 (PFC), 实现对舵面的位置指示和故障监控。

目前, 实现位移量测量的传感器种类很多, 例如, 转动可变差动传感器 (Rotary Variable Differential Transducer, RVDT)、LVDT、电位器式电阻传感器及接近式位移传感器等。RVDT 输出与角度位移成比例的电压信号, 一般用于测量角度变化量; LVDT 输出与直线位移成比例的电压信号, 主要用于测量长度变化量; 电位器式电阻传感器输出与角度/直线位移成比例的电压信号, 主要用于测量角度/长度变化量; 接近式位移传感器输出为离散模拟量, 多用于高精度、非接触式的测量环境。对于大型飞机, 由于飞机舵面使用环境的复杂性, 且三个主舵面一般为虚拟轴设计, 再结合飞行控制系统对舵面参数的要求, 电位器式电阻传感器、RVDT 及接近式位移传感器往往无法使用。综合上述因素,

本文选用 LVDT 来检测舵面偏角, 通过在舵面梁腹板上和安定面后梁上分别设计安装支座, 用以连接 LVDT 两端单耳, 设计一种计算方法将舵面角度的变化转换为 LVDT 直线位移的变化, 进而通过检测 LVDT 直线位移获得舵面的偏转角度。

然而在实际工程应用中, 随着舵面的偏转, LVDT 在拉伸或收缩的同时, 也绕安装轴转动, 进而给舵面偏角的检测带来非线性, 影响了传感器的测量精度。针对该问题, 常规思路就是通过试验采集舵面偏角和 LVDT 输出电压对应的两组数据, 通过最小二乘法拟合出一个角度与电压的高阶公式, 以此实现舵面偏角的测量。该方法需要前期进行大量的数据处理工作, 由于舵面偏角与传感器输出行程的比例关系复杂, 需要采集大量的测试数据, 且测试及拟合的误差累计将影响传感器输出精度。

本文根据机上 LVDT 安装机构运动形式及特点, 分析影响传感器输出信号非线性的因素, 运用三角函数几何原理, 得出一种非线性补偿算法, 从根本上将传感器安装带来的非线性影响降到最低, 对现代大型飞机舵面偏角测量具有

收稿日期: 2018-03-21; 退修日期: 2018-03-29; 录用日期: 2018-04-03

* 通信作者: Tel.: 029-86832794 E-mail: 348378348@qq.com

引用格式: Wang Gui, Lu Lichuan, Gao Shang, et al. Research on nonlinear compensation technique of rudder surface deflection detection for large aircraft flight control system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 28(04): 57-60. 王贵, 卢丽川, 高尚, 等. 大型飞机飞控系统舵面偏角检测非线性补偿技术研究[J]. 航空科学技术, 2018, 28(04): 57-60.

重要的参考意义。

1 LVDT 工作原理

LVDT 是一种采用差动变压器原理的电磁装置,它将铁芯的直线机械位移转换为与其成比例的电压信号,主要由定子和铁芯两部分组成,在定子外壳内,有激磁绕组(又称原边绕组)和输出绕组(又称副边绕组)。LVDT 结构示意图^[1]如图 1 所示。当给定的交流电压激励初级线圈时,次级的输出电压将会随互感的改变而改变,从而将被测位移转换为电压输出^[2]。

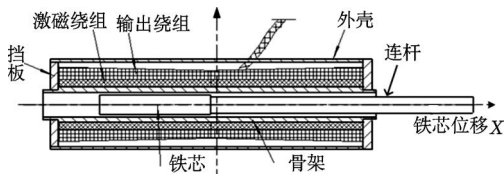


图 1 LVDT 结构示意图
Fig.1 LVDT structure diagram

LVDT 的等效电路如图 2 所示,其中, L_1, R_1 为激磁绕组电感值和电阻值; L_{21}, L_{22} 为左右输出绕组的电感值; M_1, M_2 分别为激磁绕组与左右输出绕组间的互感值。

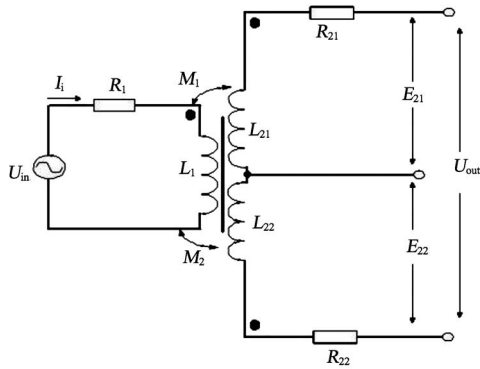


图 2 LVDT 等效电路
Fig.2 Equivalent circuit of LVDT

由图 2 可知,在原边线圈加载正弦激磁电压

$$\dot{I}_i = \frac{\dot{U}_{in}}{R_1 + j\omega L_1}, \text{ 根据电路知识可得 }^{[3]}:$$

$$\dot{I}_i = \frac{\dot{U}_{in}}{R_1 + j\omega L_1} \quad (1)$$

$$\dot{E}_{21} = -j\omega M_1 \dot{I}_i \quad (2)$$

$$\dot{E}_{22} = -j\omega M_2 \dot{I}_i \quad (3)$$

式中: $\dot{I}_i$ 为原边线圈的电流,计算可得副边输出电压表达式:

$$\dot{U}_{out} = -j\omega(M_1 - M_2) \frac{U_{in}}{R_1 + j\omega L_1} \quad (4)$$

有效值表达式为:

$$U_{out} = \omega(M_1 - M_2) \frac{U_{in}}{\sqrt{R_1^2 + (\omega L_1)^2}} \quad (5)$$

当铁芯处于中间位置时, $M_1 = M_2 = M$, $U_{out} = 0$ 。

若铁芯向上移动, $M_1 = M + \Delta M$, $M_2 = M - \Delta M$, 则可得:

$$U_{out} = 2\omega\Delta M \frac{U_{in}}{\sqrt{R_1^2 + (\omega L_1)^2}} \quad (6)$$

若铁芯向下移动, $M_1 = M - \Delta M$, $M_2 = M + \Delta M$, 则可得:

$$U_{out} = -2\omega\Delta M \frac{U_{in}}{\sqrt{R_1^2 + (\omega L_1)^2}} \quad (7)$$

由此可见,随着铁芯的移动,其输出电压的大小发生变化,可通过测量输出电压的变化判断出铁芯位置的变化^[4]。

2 舵面偏角检测非线性补偿算法

由于 LVDT 是通过直线位移来测量舵面偏角,所以,将 LVDT 直线位移转换成舵面偏角,以大型飞机某舵面为例,具体计算方法如下。

LVDT 安装形式几何简化图具体如图 3 所示。图 3 中,已知 AB (LVDT 中立长度), AC、BC (LVDT 两端安装轴到舵面转轴的距离), $\angle ACD$ (舵面后缘右偏角度), $\angle ACE$ (舵面后缘左偏角度), $\angle BAC$ (AB 与 AC 的夹角,以下简称安装角), BD (舵面右偏后对应的 LVDT 长度), BE (舵面左偏后对应的 LVDT 长度)。

令 $AB=a$, $AC=CD=CE=b$, $BD=c$, $BE=d$, $\angle ACD=\alpha$, $\angle ACE=\beta$, $\angle BAC=\delta$ 。

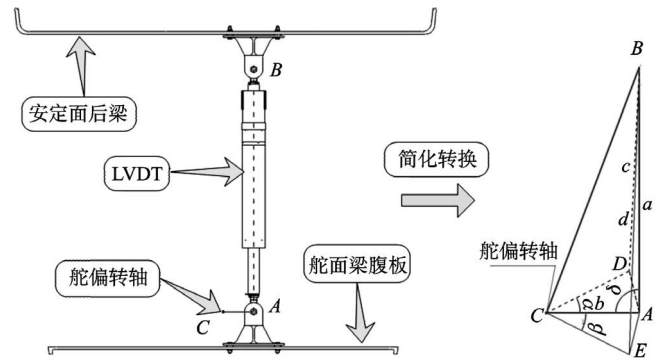


图 3 LVDT 安装形式及简化示意图

Fig. 3 The installation form of LVDT and its simplified schematic diagram

在 $\triangle ACD$ 中,根据平面三角正弦定理^[5],即可求得:

$$AD=2b\sin\frac{\alpha}{2} \quad (8)$$

在 $\triangle ABD$ 中,

$$\angle DAB=\angle CAB-\angle CAD=\delta+\frac{\alpha}{2}-\frac{\pi}{2} \quad (9)$$

再利用平面三角余弦定理^[5],即可求得:

$$c=\sqrt{AD^2+a^2-2AD\cdot a\cdot\cos\angle DAB} \quad (10)$$

将式(8)、式(9)代入式(10)并整理可得:

$$c=\sqrt{4b^2\sin^2\frac{\alpha}{2}+a^2-4ab\sin\frac{\alpha}{2}\sin(\delta+\frac{\alpha}{2})} \quad (11)$$

在 $\triangle ABE$ 中,同理可求得:

$$d=\sqrt{4b^2\sin^2\frac{\beta}{2}+a^2+4ab\sin\frac{\beta}{2}\sin(\delta-\frac{\beta}{2})} \quad (12)$$

综上,当舵面后缘右偏 α 时,LVDT对应的直线位移变化量表达式为:

$$a-c=a-\sqrt{4b^2\sin^2\frac{\alpha}{2}+a^2-4ab\sin\frac{\alpha}{2}\sin(\delta+\frac{\alpha}{2})} \quad (13)$$

当舵面后缘左偏 β 时,LVDT对应的直线位移变化量表达式为:

$$d-a=\sqrt{4b^2\sin^2\frac{\beta}{2}+a^2+4ab\sin\frac{\beta}{2}\sin(\delta-\frac{\beta}{2})}-a \quad (14)$$

结合工程经验分析,为保证传感器测量满足飞控系统使用要求,应使舵面在正、反两个方向偏相同角度时,传感器对应的伸缩行程保持一致,经过大量试验测试数据研究表明,要满足这一关系,需要保证下面等式成立,即:

$$\frac{a-c}{\alpha}=\frac{d-a}{\beta} \quad (15)$$

将式(13)、式(14)代入式(15),得:

$$\frac{a-\sqrt{4b^2\sin^2\frac{\alpha}{2}+a^2-4ab\sin\frac{\alpha}{2}\sin(\delta+\frac{\alpha}{2})}}{\alpha}=\frac{\sqrt{4b^2\sin^2\frac{\beta}{2}+a^2+4ab\sin\frac{\beta}{2}\sin(\delta-\frac{\beta}{2})}-a}{\beta} \quad (16)$$

由式(16)可知,在 a 、 b 、 α 、 β 已知的情况下,影响传感器输出的非线性只有安装角 δ (如图3所示),求得最优 δ ,即可将安装角 δ 对传感器线性度影响降到最低。

3 试验验证

以大型飞机某舵为例,舵面偏转范围为 $\pm 27^\circ$,LVDT

中立位置长度为400mm,传感器轴线距离方向舵转轴为50mm。传感器安装形式几何简化图具体如图3所示。将相关参数对应到图3中物理量: $a=400\text{mm}$, $b=50\text{mm}$, $\alpha=27^\circ$, $\beta=27^\circ$ 。经过代入式(16)计算,可得 $\delta\approx 90^\circ$ 。

采用直线拟合法分析安装角 δ 对传感器线性度的影响具体如图4所示。

从图4中可以看出,安装角 $\delta=90^\circ$ 时,实测曲线与拟合直线重合度最好。

根据线性度相对误差计算公式^[3],可得:

$$\gamma_L=\pm\frac{\Delta L_{\max}}{y_{FS}}\times 100\% \quad (17)$$

式中: $\Delta L_{\max}$ 为非线性最大偏差, y_{FS} 为满量程输出。通过计算得出各安装角下的相对误差:当安装角 $\delta=90^\circ$ 时, $\gamma_L=-0.8\%$;当安装角 $\delta=60^\circ$ 时, $\gamma_L=-5.2\%$;当安装角 $\delta=120^\circ$ 时, $\gamma_L=5.6\%$ 。可以看出,安装角 $\delta=90^\circ$ 时,线性度相对误差最小。

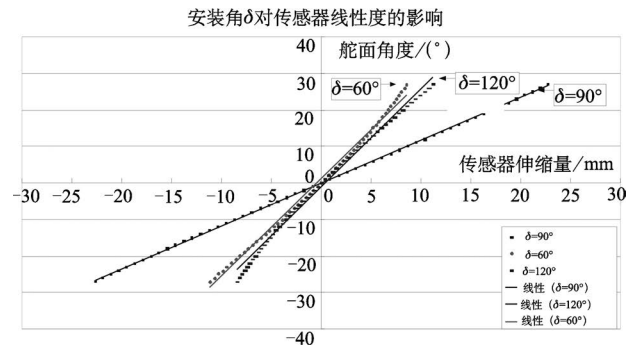


图4 安装角 δ 对传感器线性度的影响

Fig.4 Effect of mounting angle δ on sensor linearity

4 结论

通过分析,可以得出以下结论:

(1) 综合大型飞机使用工况、飞行控制系统要求及飞机结构特点,运用三角函数几何原理,研究探索出基于LVDT的舵面偏角检测非线性补偿算法。

(2) 针对LVDT安装带来的非线性影响,通过实例计算与验证,证明了该补偿算法求得最优安装角 δ 对传感器线性度的影响最小。

(3) 工程上用LVDT测量舵面偏角,应尽可能将其安装角靠近 90° 。

AST

参考文献

- [1] 刘萍. 差动变压器式位移传感器参数化仿真及优化[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2010.

- Liu Ping. Parametric simulation and optimization of linear variable differential transformer[D]. Xi'an: Xidian University, 2010. (in Chinese)
- [2] 任海燕, 李文璋, 朱廷伟, 等. 差动变压器式位移传感器的仿真建模研究[J]. 宇航计测技术, 2013, 33(6): 20-25.
Ren Haiyan, Li Wenzhang, Zhu Tingwei, et al. The simulation modeling research of linear variable differential transformer displacement sensor[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2013, 33(6): 20-25. (in Chinese)
- [3] 陈杰, 黄鸿. 传感器与检测技术[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
Chen Jie, Huang Hong. Sensor and detection technology[M]. Beijing: Higher Education Press, 2002. (in Chinese)
- [4] 杨相坤, 罗玲, 曾友华, 等. 改进型差动变压器式线位移传感器的分析研究[J]. 机电一体化, 2009(8): 79-81.
Yang Xiangkun, Luo Ling, Zeng Youhua, et al. Study of improved linear variable differential transformer type displacement sensor[J]. Mechatronics, 2009(8): 79-81. (in Chinese)
- [5] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第1册 常用公式、符号、数表[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
Editorial Board of Aircraft Design Manual. The manual of aircraft design Vol.1: Common formula, symbol, numerical table[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)

作者简介

王贵(1985—) 男, 学士, 工程师。主要研究方向: 飞控电子设计。

Tel: 029-86832794

E-mail: 348378348@qq.com

卢丽川(1972—) 女, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞控电子设计。

高尚(1985—) 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 无线传感器网络及结构健康检测。

蔚巍(1982—) 男, 学士, 高级工程师。主要研究方向: 飞控电子设计。

高如钢(1978—) 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞控系统设计。

Research on Nonlinear Compensation Technique of Rudder Surface Deflection Detection for Large Aircraft Flight Control System

Wang Gui^{1,*}, Lu Lichuan¹, Gao Shang², Jian Wei¹, Gao Rugang¹

1. The First Aircraft Institute of AVIC, Xi'an 710089, China

2. College of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210019, China

Abstract: Based on the analysis of the structural characteristics of large aircraft and the requirements of flight control system, a new method for detecting deflection angle of rudder plane based on Linear Variable Differential Transducer (LVDT) was proposed. Aiming at the nonlinear problem caused by LVDT installation in large aircraft flight control system, according to the principle of LVDT and triangular geometry, this paper presented a LVDT installation model and nonlinear compensation algorithm for detecting rudder plane deflection angle of large aircraft flight control system. Experimental results show that the algorithm can effectively reduce the nonlinearity caused by LVDT installation and provide a reference for the subsequent measurement of rudder plane deflection angle.

Key Words: flight control; LVDT; deflection angle of rudder plane; detection technique; linearity

Received: 2018-03-21; Revised: 2018-03-29; Accepted: 2018-04-03

*Corresponding author. Tel.: 029-86832794 E-mail: 348378348@qq.com