

文章编号: 1001-0920(2006)02-0225-04

## 被动式电动加载系统多余力的研究

齐 蓉, 林 辉, 陈 明

(西北工业大学 自动化学院, 西安 710072)

**摘 要:** 消除多余力是加载系统保证加载精度的技术难点和关键. 基于实时性要求极高的导弹尾翼电动加载系统的硬件结构和控制原理, 研究了多余力的产生原因、理论计算和消除方法. 实验结果表明, 电动加载系统能精确、快速地跟踪载荷谱.

**关键词:** 电动加载系统; 多余力矩; 加速度; 导弹尾翼

**中图分类号:** TM 359.6

**文献标识码:** A

## Research on Surplus Torque in Passive Electric Loading System

Q I Rong, L I N H ui, C H E N M ing

(College of Automatic Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China Correspondent: Q I Rong, E-mail: lhqr@nwpu.edu.cn)

**Abstract** A key difficulty in electric loading system is finding an effective method to eliminate the surplus torque and enhance loading precision. Based on the hardware structure and operation principle of the missile rudder electric loading system, the causation, mathematic model and test method of surplus torque are analyzed. The experimental results show that the proposed method is effective to eliminate the surplus torque, the air resistance when missile rudder is spreading is accurately and rapidly simulated.

**Key words:** Passive electric loading system; Surplus torque; Acceleration; Missile rudder

### 1 引 言

电动加载适用于对加载快速性要求极高的系统, 模拟导弹尾翼在发射展开过程中所受到的空气阻力就是其应用之一. 尾翼的展开过程是通过弹体内火工品爆炸产生的推展力, 使其在飞行过程中展开. 加载实验是爆炸过程中对风阻载荷进行模拟, 而尾翼展开过程时间小于 1 s, 液压加载或电液加载已不能满足加载速度要求, 因此必须采用电动加载方案.

被动式加载是指尾翼的展开运动由加载控制系统主动控制, 加载系统根据尾翼的运动状态(位移、速度)对尾翼舵面施加相应的力. 被动加载与主动加载相比, 由于加载系统运动部件的作用而引入了力矩控制误差<sup>[1]</sup>. 导致力矩控制误差的力称为多余力.

消除或抑制多余力是被动式加载系统所面临的问题, 目前对消除多余力的研究还未形成完整、成熟

的理论体系<sup>[2]</sup>. 抑制系统多余力的方法主要分为硬件和软件两个方面<sup>[3,4]</sup>. 对于小梯度加载且频响要求较高的加载系统, 现有方法难以适用<sup>[5]</sup>. 大负载加载系统多使用被动式液压加载或电液加载, 有关电动加载还鲜有文献介绍.

多余力的值往往较大, 它的存在严重影响了加载精度和系统动态品质<sup>[6-8]</sup>. 因此, 研究多余力特性, 寻找多余力计算测量方法和消除手段是提高系统性能的关键. 与液压或电液加载系统相比, 电动加载系统的突出优点在于加载的快速性. 其多余力主要由电机转子及传动轴等多余转动惯量引入, 消除多余力是保障加载精度的基础.

### 2 系统硬件结构及工作原理

尾翼电动加载系统硬件结构如图 1 所示. 加载系统由加载试验台、驱动控制柜和前台计算机三部分组成. 前台计算机负责与控制柜中加载控制器进

收稿日期: 2004-12-14; 修回日期: 2005-04-04

作者简介: 齐蓉(1962—), 女, 长春人, 副教授, 从事电机控制技术、故障诊断等研究; 林辉(1957—), 男, 福州人, 教授, 博士生导师, 从事电机调速技术、智能控制等研究.

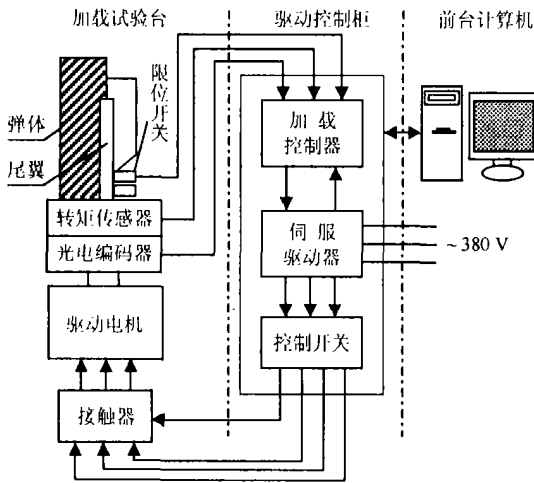


图1 系统硬件结构

行指令传输和数据交换, 并进行实验数据的处理、存储和显示。控制器在接收上位机下载的数据完毕并判断系统相关装置状态无误后等待点火信号。当控制器接收到点火信号后, 引爆火工品, 经短暂时延, 火工品发生爆炸, 推动尾翼展开。控制器输出转矩控制信号控制伺服驱动器, 使电机输出模拟风阻载荷。

加载试验台的转矩传感器充当静态校验的转矩基准。试验台的返回信号为限位开关信号和光电编码器信号。限位开关将弹翼的绝对位置量转换为电信号, 供控制器进行工作状态判别。光电编码器将转角信号转换为脉冲信号, 作为加载系统的输入信号, 通过控制器计算出角速度和角加速度, 对加载台进行实时控制。

### 3 多余力分析及消除

抑制多余力有下述3个方案: 1) 对硬件结构进行改进, 具有性能稳定、可靠性高的优点, 但加工和安装精度为其主要障碍; 2) 对软件进行改进, 具有耗资小、设计和调试灵活的特点, 但不能完全消除多余力; 3) 从多余力产生的机理出发, 使加载系统完全工作在主动加载方式, 以达到完全消除多余力的目的, 但费用昂贵, 且受到机械加工精度的影响。

尾翼电动加载系统属于被动式加载系统, 即当尾翼动作后, 加载系统被动地按照载荷谱对尾翼加载。多余力会造成模拟载荷失真, 失真会随着实验信号频率增加而增大。本文的尾翼电动加载系统采用上述1)与2)方案相结合的方法消除多余力。即自行设计电机及传动装置, 以减小电机转子及传动系统的转动惯量, 并着重从软件算法上对多余力加以消除。

电机转子及传动轴引入多余转动惯量产生的多余力如图2所示。传动轴上有3种力同时作用: 1)

火工品爆炸时作动筒将尾翼向外推展的主动动力; 2) 加载系统产生的模拟风阻; 3) 加载过程中由于机械惯性作用产生的惯性力。3种力作用在同一传动轴上, 所能测出的是3种力在轴上的合力。主动力由爆炸产生, 无法预知和测量。如何根据尾翼转角和载荷谱产生准确的模拟风阻载荷成为关键。解决方法是根据电机角速度和角加速度解算控制器输出, 通过伺服驱动器控制电机输出模拟载荷。其快速性和可控性通过系统校验来验证。

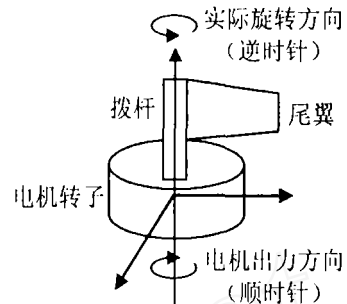


图2 引入的多余力示意

尾翼加载系统某一时刻的多余力矩包括: 1) 惯性力矩, 即存在多余转动惯量, 很小的角加速度便会带来较大的惯性力矩, 严重地影响了加载系统的控制性能和加载精度; 2) 加载控制误差, 即前一时刻实际转矩输出与期望力矩输出的差值。由于存在跟踪误差, 实际产生的转矩不可能完全等于期望阻力矩, 二者之间的误差  $\Delta M$  会影响下一时刻的实际输出转矩。

#### 3.1 惯性力矩<sup>[9,10]</sup>

惯性力是多余力的主要成分。加载系统的合成惯量  $J$  是真实惯量  $J_0$  (弹翼惯量) 与加载台多余惯量  $J_1$  (电机转子及传动轴惯量) 之和, 因此合成惯性力矩为

$$M = J \times \dot{\omega} = J_0 \times \dot{\omega} + J_1 \times \dot{\omega} \quad (1)$$

其中  $\dot{\omega}$  为角加速度。

多余惯性力矩  $J_1 \times \dot{\omega}$  通过控制算法予以消除。其中转动惯量  $J_1$  通过测量系统空载时施加转矩  $M_0$  和产生的角加速度  $\dot{\omega}$  利用公式  $J_1 = M_0 / \dot{\omega}$  计算得到。系统测试采用800组数据求均值的方法来减少测量误差, 这样可得到系统多余转动惯量  $J_1$  较为精确的值。尾翼加载系统多余转动惯量测量的部分实验数据如表1所示, 测量值符合正态分布。采用求平均值的方法得出  $J_1 = 0.08918 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

为了验证测量值的准确性, 采用理论计算方法, 计算各个零部件的转动惯量, 并折算到传动轴上。理论计算结果为  $J_{1理} = 0.087 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。二者相比, 实验测量值大于理论计算值, 这是由于转矩传感

表 1 尾翼多余转动惯量测量实验数据

序号	$J_1 / \text{kg} \cdot \text{m}^2$	序号	$J_1 / \text{kg} \cdot \text{m}^2$
1	0.090 71	11	0.087 48
2	0.086 84	12	0.084 63
3	0.087 11	13	0.083 25
4	0.091 79	14	0.088 05
5	0.085 98	15	0.087 11
6	0.087 91	16	0.092 34
7	0.091 46	17	0.082 42
8	0.087 80	18	0.083 11
9	0.093 41	19	0.088 46
10	0.090 68	20	0.092 16

器传动轴惯量未计入理论计算值以及摩擦阻力矩对实验测量值的影响所致

### 3.2 加载控制误差

加载控制误差  $\Delta M(k)$  为伺服驱动器转矩返回值与阻力矩期望值之差, 即

$$\Delta M(k) = M(k) - M_{\text{阻}}(k). \quad (2)$$

其中:  $M(k)$  为第  $k$  次输出对应的实际转矩,  $M_{\text{阻}}(k)$  为第  $k$  次输出对应的期望阻力矩

### 3.3 多余力矩

考虑多余力矩的两个方面, 则第  $k+1$  次输出对应的多余力矩为

$$M_{\text{多}}(k+1) = M_{\text{惯}}(k+1) + \Delta M(k), \quad (3)$$

其中  $M_{\text{惯}}(k+1) = J_1 \times \dot{\omega}(k+1)$  为第  $k+1$  次输出对应的惯性力矩

对于实时工作的每一采样点, 电机的输出转矩为

$$M_m(k+1) = M_{\text{阻}}(k+1) - M_{\text{多}}(k+1) = M_{\text{阻}}(k+1) - J_1 \times \dot{\omega}(k+1) - \Delta M(k), \quad (4)$$

其中  $M_{\text{阻}}(k+1)$  为第  $k+1$  次输出对应的期望输出转矩值

加载控制器每 5 ms 输出一个转矩控制点, 经实测电机延时小于 5 ms. 为了消除延时误差, 在每个输出开始时, 计算下一输出点对应的输出力矩 第  $k+1$  次输出点对应的角度为

$$\theta_{k+1} = \theta_k + \omega \times \Delta t + \dot{\omega} \times \Delta t^2 / 2 \quad (5)$$

实时测量  $\theta$  并计算  $\omega$  和  $\dot{\omega}$  值, 在事先确定并下载到控制器的导弹尾翼展开角与加载转矩关系分度表中, 查找  $\theta_{k+1}$  对应的期望输出转矩  $M_{\text{阻}}(k+1)$ .

## 4 角速度和角加速度的精确实时测算

电动加载是一个快速加载系统, 系统的角加速度很大, 角速度和角加速度的测量误差反映到多余力会上会放大数倍 因此对于多余力的计算, 角速度和角加速度的精确实时测量计算是关键一环 加载系统中的光电编码器只能提供角度测量信号  $\theta$  而角速度  $\omega$  和角加速度  $\dot{\omega}$  无法通过直接测量得到, 需经  $\theta$  的一次和二次微分得到

角速度

$$\omega = d\theta/dt, \quad (6)$$

角加速度

$$\dot{\omega} = d\omega/dt \quad (7)$$

问题是经过两次微分使测量误差放大多倍, 将有用信息淹没. 因此需要采取合理的算法, 保证角速度和角加速度的计算精度

来自光电编码器的序列方波信号如图 3 所示 对于光电编码器的每个脉冲, 折算到传动轴上所对应转过的弧度为

$$A = (2\pi/2\ 048) \times N, \quad (8)$$

其中  $N$  为变速箱的传动比. 12 位 EPC-755A 光电编码器每旋转一周输出 2 048 个脉冲 通过 DSP 控制器的捕获单元测量出每个脉冲的宽度 (转过  $A$  弧度所用的时间), 即周期  $t_0, t_1, \dots, t_n$

测量程序记录各个脉冲宽度和单位时间内脉冲个数, 计算出这段时间内传动轴转过的绝对角度和转过此角度所用的绝对时间 单位时间  $t_0 = t_1 = t_2$ , 绝对时间为单位时间内所记录脉冲的时间总和 例如在  $\omega$  的计算中只有一个脉冲, 则绝对角度为  $A$ , 绝对时间为  $t_0$  如果采用单位时间参与计算, 则在第 1 次微分中就引入了  $\Delta t$  误差 值得注意的是, 如果一个脉冲在单位时间内未完成, 则计入下一单位时间 这样可计算得到各单位时间的角速度

$$\begin{cases} \omega_0 = A / (t_0 \times N), \\ \omega_1 = A / (t_1 \times N), \\ \vdots \\ \omega_i = n \times A / \left( N \times \sum_{i=1}^{i+n} t_i \right). \end{cases} \quad (9)$$

其中:  $n$  为单位时间内记录的脉冲个数,  $t_i$  为这些脉冲所占用的绝对时间

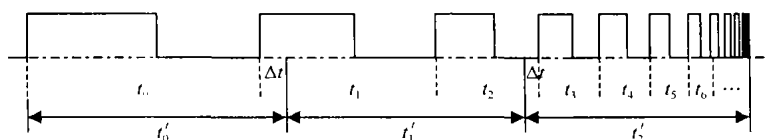


图 3 角速度的计算

角加速度为角速度的变化率,即

$$\dot{\omega} = (\omega_i - \omega_{i-1}) / t_n, \quad (10)$$

其中  $t_n$  为  $\omega_i$  的绝对时间,则式(10)可写成

$$\dot{\omega}_i = (\omega_i - \omega_{i-1}) / t_i \quad (11)$$

## 5 验证与测试

尾翼电动加载实验为爆炸过程,每次实验历时 50~60 ms,系统实现的难点在于快速性和多余力消除。动态特性验证即快速性和可控性的验证,对于尾翼电动加载系统而言,具体是指验证电机和变频器能否在 5 ms 内跟踪上输入信号。

实验方案是将传动轴固定,使电机堵转,通过加载控制器输出一系列不同周期的正弦信号,观测变频器的转矩输出返回值,并将转矩控制信号与实测转矩返回信号进行对比,通过二者之间的相位差判定系统的响应时间。

系统动态特性验证结果如图 4 所示,系统延迟小于 3 ms,满足动态特性要求响应小于 5 ms 的指标。系统加载测试结果如图 5 所示,加载系统载荷跟踪精度可达 3%,解决了被动式电动加载系统快速性和消除多余力这两个主要难题。

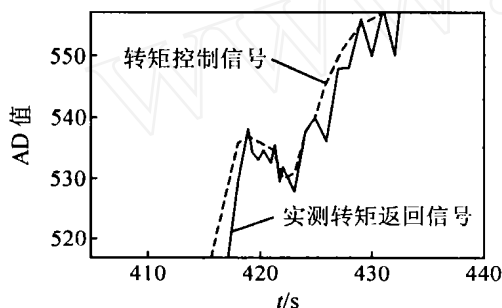


图4 系统动态特性验证

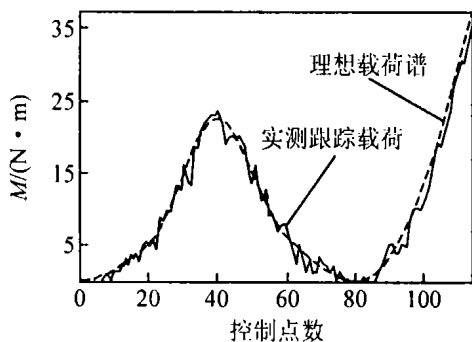


图5 加载测试结果

## 参考文献(References)

- [1] 袁朝辉,王磊. 被动加载系统中的多余力矩复合补偿方法[J]. 同济大学学报, 2004, 32(5): 685-689.  
(Yuan Z H, Wang L. Compound Compensator Based

- on Cerebellar Model Articulation Controller for Surplus Torque in Passive Electric Loading System [J]. *J of Tongji University*, 2004, 32(5): 685-689.)
- [2] Jiao Z X, Gao J X, Hua Q. The Velocity Synchronizing Control on the Electro-hydraulic Load Simulator [J]. *Chinese J of Aeronautics*, 2004, 17(1): 39-46.
- [3] Niksefat N, Sepehri N. Design and Experimental Evaluation of a Robust Force Controller for an Electro-hydraulic Control Actuator via Quantitative Feedback Theory [J]. *Control Engineering Practice*, 2000, 8(12): 1335-1345.
- [4] 高俊霞,华清,焦宗夏. 电液加载系统中的多余力及各种补偿方法的比较[J]. 液压气动与密封, 2003, 101(5): 1-6.  
(Gao J X, Hua Q, Jiao Z X. The Compare on Surplus Torque Compensate Method in Electro-hydraulic Load System [J]. *Hydraulic Pneumatic and Seals*, 2003, 101(5): 1-6.)
- [5] 王明彦,郭奔,王金梁. 惯量和刚度对电动负载模拟器频宽影响的分析[J]. 电机与控制学报, 2004, 8(1): 71-73.  
(Wang M Y, Guo B, Wang J L. Simulation of the Influence of Inertia and Rigidity on the Bandwidth of Electrical Load Simulator [J]. *Electric Machines and Control*, 2004, 8(1): 71-73.)
- [6] Liu Q H, Su D H, Wu S L. Study of Dynamic Compensation for the Surplus Torque of Electro-hydraulic Load Simulator [A]. *Proc of the 3rd Int Symp on Fluid Power Transmission and Control* [C]. Harbin, 1999: 254-258.
- [7] 沈东凯,华清,王占林. 基于神经网络的电动加载系统[J]. 航空学报, 2002, 23(6): 525-529.  
(Shen D K, Hua Q, Wang Z L. Motor-driven Load System Based on Neural Networks [J]. *J of Aeronautics*, 2002, 23(6): 525-529.)
- [8] 苏冬海,刘峰,王洁. 被动式加载系统多余力矩的本质特征分析[J]. 沈阳工业大学学报, 2001, 23(6): 449-451.  
(Su D H, Liu F, Wang J. Analysis of Surplus Torque Characteristics of Passive Loading System [J]. *J of Shenyang University of Technology*, 2001, 23(6): 449-451.)
- [9] 林辉,齐蓉. 弹用加载系统研究[R]. 西安:西北工业大学, 2003.  
(Lin H, Qi R. *Research on Missile Rudder Loading System* [R]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003.)
- [10] 杜晓岗,齐蓉. 弹用加载控制系统的研究与实现[D]. 西安:西北工业大学, 2004.  
(Du X G, Qi R. *Research and Realization on Missile Rudder Loading Control System* [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004.)