

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.03.041

飞机飞控铁鸟试验台舵面加载系统设计

王立*, 乔伟, 芦涛

西安飞豹科技有限公司, 陕西 西安 710089

摘要: 为了解决点对点加载形式造成的不同步问题, 设计了一种新型的一对多的加载方式: 在多个飞机作动筒间选取合理的加载点, 通过刚性轴将气动铰链力矩均匀施加在飞机作动筒上, 并给出了其理论依据和扭转刚度的转换公式。该加载系统已经应用于飞机飞控铁鸟试验台舵面, 结果表明, 可以保证多个加载点的协调性。

关键词: 铁鸟; 加载; 一对多; 扭转刚度转换

中图分类号: V216.1+1 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 03-0041-05

加载系统是舵机系统地面试验中的关键设备, 它的主要功能是模拟飞行器在飞行过程中作用在舵面上的气动载荷, 进而实现对舵机系统性能的测试。作为一种测试验证设备, 加载系统的应用贯穿于飞行器舵机系统产品研制的整个周期, 在舵机的优化设计、性能测试、标定以及故障诊断过程中, 加载系统都发挥着极其重要的作用。

通常, 系统使用点对点的加载形式, 即一个飞机作动筒对应一个加载作动筒动作, 加载作动筒通过顶对顶的方式为飞机作动筒提供气动载荷。顶对顶的加载形式直接将飞机舵面气动铰链力矩通过加载作动筒作用在飞机作动筒上, 这种形式简单易行, 然而, 铁鸟试验台飞控舵面加载系统通常加载点数多, 且在试验时, 需要同时在多个加载点加载, 在实际中很难保证多个加载作动筒同步。加载作动筒的不同步会导致试验台试验结果与飞机真实飞行状态存在较大误差。

大型飞机飞控铁鸟试验台大部分文献主要关注控制系统多余力的消除, 关于加载系统多通道协调加载公开的资料较少。为解决这个问题, 需要设计一种新的加载方式, 保证多个加载点同步加载, 以比较真实地仿照飞机飞行状态。

1 半实物飞行仿真

半物理飞行仿真是飞行控制系统设计和研制过程中不可缺少的重要环节。半物理飞行仿真工作是在数学仿真的基础上, 接入飞行控制系统中的全部或部分实物, 飞机运动方程采用数学模型实现。飞机半实物飞行仿真系统结构如图 1 所示, 系统主要包括铁鸟台架、实时仿真计算机、液压源、舵面加载系统、机械位移信号发生器、航电仿真器、视景显示、飞控试验器、飞控系统实物、测试系统。

图 1 中加载系统用于模拟在飞行仿真试验过程中飞机飞行时舵面气动载荷的变化, 分别包括主控面的升降舵加载系统、副翼加载系统、方向舵加载系统以及辅助控制面的襟翼加载系统。

铁鸟台飞控加载系统的工作原理如图 2 所示。加载控制系统实时采集飞机仿真系统的飞机运动参数, 并解算出相应的控制面载荷力, 作为力控制指令信号, 同时实时采集位移和加载力反馈信号, 向电液伺服阀发出指令, 实现控制加载作动缸的实时力加载, 同时跟随铁鸟台飞机控制面运动, 从而完成模拟飞机控制面所受到的气动铰链力矩^[1,2]。

收稿日期: 2016-11-01; 退修日期: 2017-02-10; 录用日期: 2017-02-16

* 通讯作者. Tel.: 029-86832543 E-mail: 442973068@qq.com

引用格式: WANG Li, QIAO Wei, LU Tao. Design of flight control surface loading system on iron bird test bed [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (03): 41-45. 王立, 乔伟, 芦涛. 飞机飞控铁鸟试验台舵面加载系统设计 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (03): 41-45.

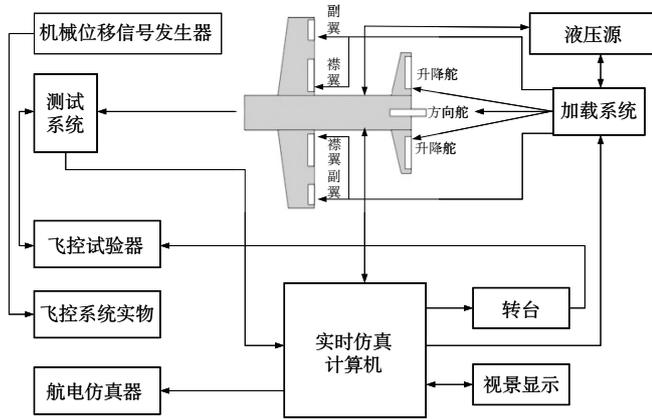


图1 飞机半实物飞行仿真系统结构

Fig.1 Aircraft flight control semi-physical simulation system

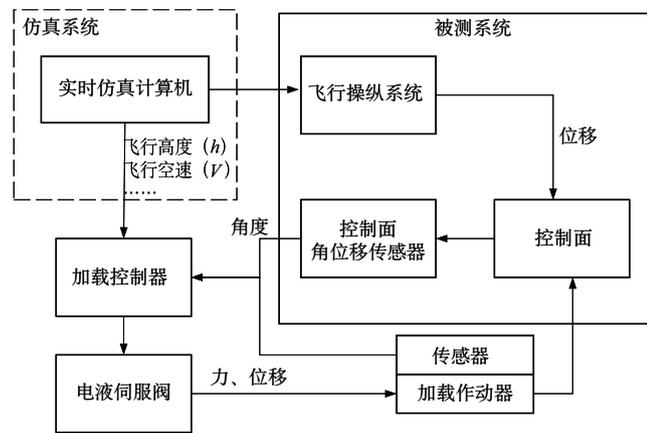


图2 加载系统工作原理框图

Fig.2 Functional diagram of loading system

2 加载系统设计

采用 MTS 公司 FlexTest 系列新型加载控制器。MTS 多年的应用经验积累了丰富的控制算法和补偿滤波技术,利用稳定的电器产品和控制算法能够很好的解决多余力及多通通协调加载的问题^[3,4]。

飞控舵面加载系统包含执行机构、测量反馈模块、控制输入等部分,各个部分综合作用构成闭环控制系统。加载系统框架如图 3 所示。

控制器为闭环系统的综合控制中心,控制器通过反射内存网来获取飞行仿真系统的飞行速度、飞行高度等飞机参数,根据载荷谱插值得到加载作动筒的控制指令,包括力、位移、速度信号控制伺服阀流量从而控制电液作动筒动作。作动筒上安装了位移传感器和载荷传感器实时检测加载作动筒的状态用于构成控制系统闭环。液压子站为执行机构电液作动筒提供动力能源。为了保证人员安全,在现场和控制室设置了急停按钮在出现紧急情况时卸载。

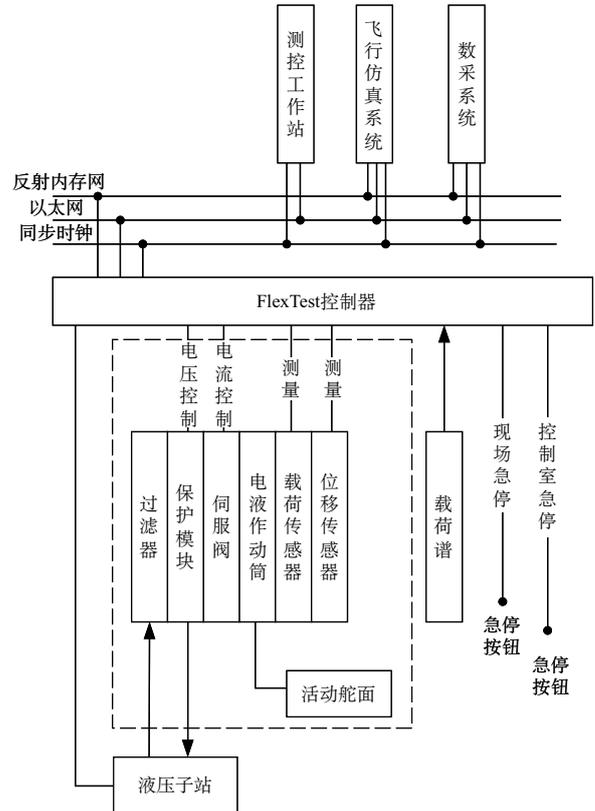


图3 加载系统框架图

Fig.3 Loading system architecture

2.1 加载结构设计

某飞机方向舵面由 3 个飞机作动筒协调操纵,采用一对多的加载形式,即使用一个加载点模拟气动载荷,加载作动筒顶端通过旋转摇臂与刚性力传递轴连接,以保证旋转中心与飞机活动舵面的旋转轴中心重合。

图 4 给出了某型飞机方向舵面加载系统加载布置示意。采用一个加载点完成气动载荷的模拟。不采用真实

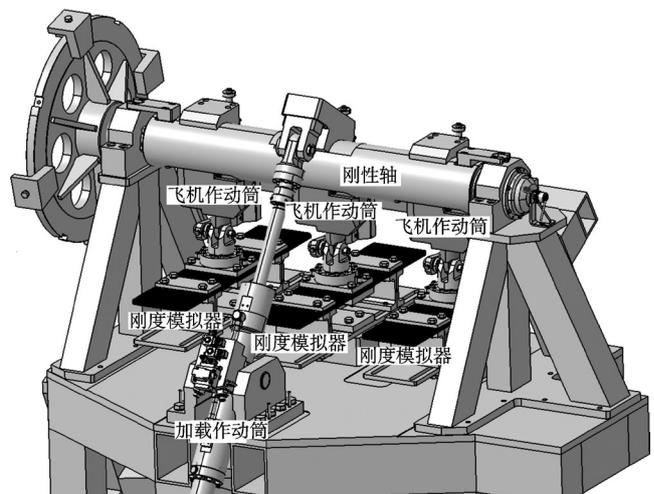


图4 方向舵加载结构图

Fig.4 The loading structural diagram of rudder

舵面,通过刚性轴将气动载荷加载到飞机作动筒上。刚度模拟器可模拟飞机作动筒的支撑刚度和作动筒的扭转刚度。

图 5 中将飞机作动筒本身看做刚体。后支点支撑刚度系数为 K_r , 飞机舵面的扭转刚度系数为 K_{Tor} 。

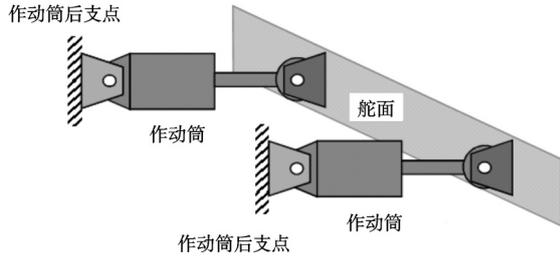


图 5 飞机作动筒结构图

Fig.5 The structural diagram of actuator

将飞机舵面看做一个等效模型来研究扭转刚度的转换。将其中一个飞机作动筒的连接断开,在该作动筒的前支点处施加一个作用力 F , 此时在作用力施加点将产生一个 Δx 的形变。此时,扭转刚度可描述为:

$$K_{Tor} = \frac{F}{\Delta x}$$

此时,可将飞机作动筒刚度等效为如图 6 的等效模型。

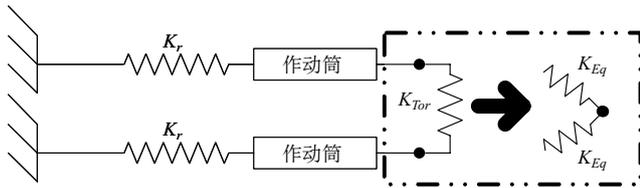


图 6 两个作动筒等效模型

Fig.6 The equivalent model with two actuators

将飞机作动筒前支点用刚性轴先连,将扭转刚度转换到后支点。

依次类推,方向舵的 3 个作动筒作用下的扭转刚度转换的等效模型如图 7 所示。

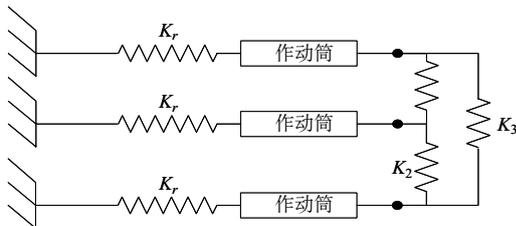


图 7 三个作动筒等效模型

Fig.7 The equivalent model with three actuators

综上可得到扭转刚度的等效转换公式为:

$$\begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1/K_{TorEQ1} \\ 1/K_{TorEQ2} \\ 1/K_{TorEQ3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/K_1 \\ 1/K_2 \\ 1/K_3 \end{bmatrix}$$

式中: $K_{TorEQ1}, K_{TorEQ2}, K_{TorEQ3}$ 为等效转换后的舵面扭转刚度; K_1, K_2, K_3 为飞机作动筒后支撑点间的扭转刚度。

2.2 加载缸设计

依据 2.1 节的理论计算布置加载点,在飞机坐标系上布置加载作动筒和加载摇臂。加载作动筒与作动筒上安装的载荷传感器和位移传感器以及 FlexTest 控制器共同构成了控制闭环。

方向舵加载线架图如图 8 所示,其中 A 点为活动舵面旋转轴轴心, B 点为加载作动筒固定点, C 点为飞机作动筒固定点, D 点为飞机作动筒摇臂支点, E 点为加载作动筒摇臂支点。PPn 为飞机作动筒轴线的初始位置; R 为飞机作动筒摇臂; L_ALA 为加载作动筒轴线的初始位置, Rbl 为加载作动筒摇臂。

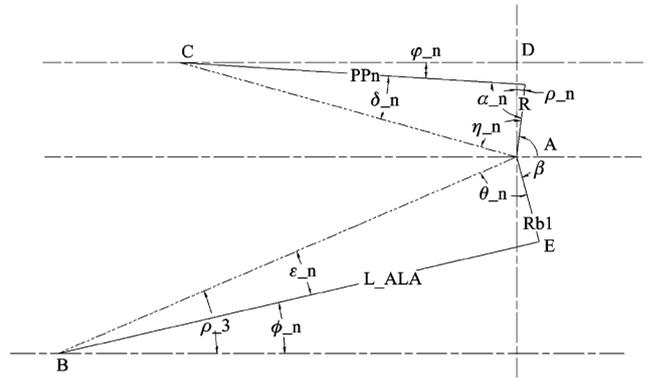


图 8 方向舵加载线架图

Fig.8 The schematic diagram of loading on the rudder

遵从飞机舵面气动铰链力矩平衡原则,飞机作动筒输出的力矩等于加载作动筒的输出力矩。

根据三角几何推导,可得以下公式:

$$\begin{cases} \delta_x = \cos^{-1} \left(\frac{PPx^2 + L^2 - R^2}{2 * PPx * L} * \frac{180}{\pi} \right) \\ \varphi_x = \varphi_n + \delta_n - \delta_x \\ \alpha_x = \cos^{-1} \left(\frac{PPx^2 + R^2 - L^2}{2 * PPx * R} * \frac{180}{\pi} \right) \\ \rho_x = 90 - (\alpha_x - \varphi_x) \\ \rho_3 = \tan^{-1} \left(\left| \frac{AB_y}{AB_x} \right| * \frac{180}{\pi} \right) \\ \theta_x = 360 - (90 + \rho_x + \beta + \rho_3) \\ L_{ALA} = \sqrt{AB^2 + Rbl^2 - 2AB * Rbl * \cos \left(\theta_x * \frac{\pi}{180} \right)} \\ \varepsilon_x = \cos^{-1} \left(\frac{AB^2 + L_{ALA}^2 - Rbl^2}{2AB * L_{ALA}} * \frac{180}{\pi} \right) \\ q_x = \sin \left(180 - (\varepsilon_x + \theta_x) * \frac{\pi}{180} \right) * Rbl \\ F_{ALA} = \frac{M}{q_n} * 10^3 \end{cases}$$

式中： δ_x 为 PPx 与直线 AC 的夹角；PPx 为步长一定、初始值为 PPn 的离散点。 L 为 A、C 两点间的距离； φ_x 为飞机作动筒轴线与水平面的夹角； $*_n$ 表示变量初始值； α_x 为飞机作动筒轴线与摇臂的夹角； ρ_x 为飞机作动筒摇臂与垂直面的夹角； AB_x, AB_y 为直线 AB 在 X、Y 轴的投影； ρ_3 为直线 AB 与水平面的夹角； β 为飞机作动筒摇臂与加载作动筒摇臂的夹角； θ_x 为直线 AB 与加载摇臂的夹角； ε_x 为直线 AB 与加载作动筒轴线的夹角； M 为舵面铰链力矩。

根据以上公式，得到加载缸的输出力 F_{ALA} 和加载作动筒在运动过程中的伸长量 q_n 。

加载缸的速度 V_{ALA} 还与扫频试验的要求有关。取 f 为扫频试验的设置频率，幅值为加载缸伸长量 L_{ALA} 最大值的百分比值 L_{ALAx} ，则在扫频试验过程中，加载缸的速度要求为：

$$V_{ALA} = 2\pi f * L_{ALAx}$$

同时，加载缸的速度与飞机作动筒的速度 V_{AC} 有关，要求为：

两者相比取较大者作为加载缸的指标要求。

根据驱动特性、负载特性、最大功率点最佳匹配原则，可按照下式得到加载缸工作压力 P_m ：

$$P_m = \frac{2}{3} P_s$$

根据最大输出力 F_{ALA} ，即使得 $P_m A_0 = F_{ALA}$ ，必须保证有效面积满足下式：

$$A_0 = \frac{F_{ALA}}{D_m}$$

依据电液伺服油缸资料，弯压综合应力的校核曲线，确定活塞及活塞杆的直径缸径 D / 杆径 d ，可以得到活塞缸的截面积差为：

$$A_0 = \frac{\pi(D^2 - d^2)}{4}$$

2.3 伺服阀及液压油管设计

计算负载的最大流量：

$$Q_m = A_0 * V_{ALA}$$

根据负载的最大流量 Q_m 可以求得伺服阀的空载流量 Q_{NL} 和额定流量如下：

$$Q_{NL} = 1.225 Q_m$$

$$Q_R = 1.3 Q_{NL} \sqrt{\frac{7}{P_s}}$$

根据高压管允许流速 V_3 和回油管流速 V_4 ，可以求得进油管 and 回油管的通径：

$$\text{进油管通径: } d_1 = 1.13 \sqrt{\frac{Q_m}{V_3}}$$

$$\text{回油管通径: } d_2 = 1.13 \sqrt{\frac{Q_m}{V_4}}$$

3 结束语

基于飞机飞控铁鸟试验台舵面加载系统设计，提出了一种新型的一对多的加载形式，给出了基于扭转刚度转换的加载系统结构设计，同时对加载系统的工作原理、总体架构、加载缸及其附件的设计给出了详细的理论推演。该方式已应用于飞机包括升降舵、方向舵、副翼的加载，应用表明加载作动筒能够很好地跟随载荷谱动作，一对多的加载形式能够正确有效地实现气动载荷的模拟，其合理性和可行性得到了验证。

AST

参考文献

- [1] 董胜, 袁朝辉. 舵机电液伺服加载复合控制方法研究 [J]. 工程设计学报, 2013 (6): 539-544.
DONG Sheng, YUAN Zhaohui. Research on electro-hydraulic servo loading composite control method of steering gear [J]. Chinese Journal of Engineering Design, 2013 (6): 539-544. (in Chinese)
- [2] 李生杰, 田剑波, 曹丹青, 等. 某型飞机铁鸟液压试验自动控制系统的实现 [J]. 航空精密制造技术, 2012, 48 (6): 29-32.
LI Shengjie, TIAN Jianbo, CAO Danqing, et al. Implementation of automatic control system for iron bird hydraulic system test [J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2012, 48 (6): 29-32. (in Chinese)
- [3] 田涌. 飞控铁鸟台电液伺服加载系统的设计分析 [J]. 液压与气动, 2010 (10): 13-15.
TIAN Yong. Design and analysis of electro hydraulic servo loading system [J]. Chinese Hydraulic and Pneumatic, 2010 (10): 13-15. (in Chinese)
- [4] 曾宪忠. 试验台多通道加载系统的控制方法研究 [J]. 测控技术, 2013 (8): 71-74.
ZENG Xianzhong. Research on a control method for the multichannel force loading system for test-bed [J]. Measurement & Control Technology, 2013 (8): 71-74. (in Chinese)

作者简介

王立 (1989—) 男, 工程师。主要研究方向: 模拟器结构、操纵等仿真试验。

Tel: 029-86832543 E-mail: 442973068@qq.com

乔伟 (1986—) 女, 工程师。主要研究方向: 模拟器操纵负荷、运动系统、加载系统等仿真试验。

芦涛 (1974—) 男, 工程师。主要研究方向: 模拟器仿真设备、数据采集器设计。

Design of Flight Control Surface Loading System on Iron Bird Test Bed

WANG Li*, QIAO Wei, LU Tao

Xi'an Feibao Technology Co., LTD, Xi'an 710089, China

Abstract: In order to solve the problem of asynchronism resulting from point to point loading, devised a new loading mode which selected a appropriate loading point among the multiple actuators and through the rigid axis aerodynamic loading was exerted uniformly on the flight control actuators. The theoretical analysis and torsional stiffness conversion formula were given in the paper. This way of loading was applied to the flight control surface on the iron bird. The result shows the coordination of multiple loading points.

Key Words: iron bird; loading; one to more; stiffness interpretation

Received: 2016-11-01; Revised: 2017-02-10; Accepted: 2017-02-16

*Corresponding author. Tel. :029-86832543 E-mail: 442973068@qq.com