

飞机舵机电动加载系统的非线性干扰抑制方法

刘晓琳, 王静

(中国民航大学 电子信息与自动化学院, 天津 300300)

摘要: 飞机舵机电动加载系统是一个复杂的非线性机电控制系统, 在运行过程中会产生多余力矩、摩擦、机械间隙等非线性干扰; 针对以上问题, 介绍了系统的硬件结构和工作原理, 建立了系统的数学模型; 在此基础上分析了非线性干扰的产生机理和工作特性, 并根据加载系统领域非线性干扰抑制方法的研究, 从结构与控制的两个方面进行归纳分类, 进行性能对比以及适用性分析; 针对多余力矩抑制的问题, 提出了模型预测控制方案对其进行补偿, 实验结果表明可以较准确地跟踪指令力矩, 误差率小于 1.93%, 多余力矩的消除率达到 95.86%; 证明了所提出的方案的有效性, 能够改善多余力矩的抑制能力, 提高系统跟踪精度。

关键词: 电动加载系统; 非线性干扰; 多余力矩; 模型预测控制; 抑制; 飞机舵机

Nonlinear Interference Suppression Methods for Aircraft Rudder Electric Loading System

LIU Xiaolin, WANG Jing

(School of Electric Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: The aircraft rudder electric loading system has the features of complexity and nonlinear electromechanical control which may produce nonlinear interference such as extra torque, friction and mechanical gap during operation. Aimed at the above problems, this paper presents the hardware structure and working principle of the system, and builds the mathematical model of the system. On this basis, it analyzes the generation mechanism and working characteristics of nonlinear interference, summarizes and classifies from the aspects of the structure and control according to the nonlinear interference suppression methods for loading system, and the performance is compared and the applicability is analyzed. For the extra torque, a model control scheme is proposed and compensated. Experimental results show that the command torque can be tracked accurately, the error rate is less than 1.93%, and the excess torque elimination rate is up to 95.86%. The proposed scheme improves the effectiveness of the system, which can improve the suppression ability of extra torque and increase the tracking accuracy of the system.

Keywords: electric loading system; nonlinear interference; extra torque; model predictive control; suppression; aircraft rudder

0 引言

飞机舵机作为飞行控制系统的关键组成部分, 既是执行机构, 也是位置伺服元件^[1], 它能够克服气动载荷的影响, 将系统控制指令转化为舵面偏转角度来实时调节飞机的飞行姿态, 从而实现对航向的控制与校正, 确保飞机始终沿着既定的航行路线飞行^[2]。由此可见, 舵机性能的好坏关系着飞机飞行过程的动态品质^[3], 有必要对其进行测试。

飞机舵机加载系统是一种可以在地面对舵机性能进行测试的半物理仿真设备^[4], 通过调整系统的回路参数以及加载高精度力载荷, 从而模拟舵机在不同飞行条件下所承

受的各种力载荷的变化情况, 完成性能指标的检查与测试。该系统采用了科学的可重复式半物理实验, 避免了传统的自破坏式全实物实验的缺点^[5], 不仅缩短了研发周期、降低了研究成本, 还提高了实验的精确度与可靠性^[6], 对提升飞机舵机的安全性、可靠性和经济性具有重要意义^[7]。

虽然电动加载系统为飞机舵机的性能测试提供了有效的方法, 但是其在加载过程中会产生多余力矩、摩擦、机械间隙等非线性干扰, 不仅会对系统加载精度、响应速度、跟踪性能等工作指标产生不利影响, 而且会大大降低系统的可靠性。因此, 如何抑制非线性干扰, 实现飞机舵机在实际工作过程中所受力载荷的真实模拟, 已成为我国民航飞机飞行控制领域亟待解决的重要课题。

收稿日期: 2023-06-02; 修回日期: 2023-07-17。

基金项目: 天津市自然科学基金(17JCYBJC18200)。

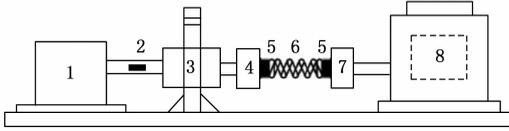
作者简介: 刘晓琳(1978-), 女, 博士, 副教授。

通讯作者: 王静(1999-), 女, 硕士研究生。

引用格式: 刘晓琳, 王静. 飞机舵机电动加载系统的非线性干扰抑制方法[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(6): 85-90, 110.

1 电动加载系统的介绍

飞机舵机电动加载系统由控制计算机、电机驱动器、加载电机、力矩传感器、膜片型联轴器、缓冲连接装置、位置传感器和舵机组成，其结构如图 1 所示。



1. 控制计算机；2. 电机驱动器；3. 加载电机；4. 加矩传感器；5. 膜片型联轴器；6. 缓冲连接装置；7. 位置传感器；8. 舵机。

图 1 飞机舵机电动加载系统结构图

飞机舵机电动加载系统的工作原理如图 2 所示。

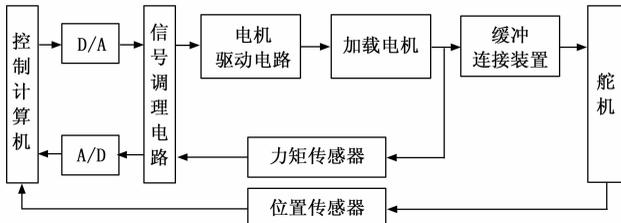


图 2 飞机舵机电动加载系统工作原理图

首先，控制计算机设置加载梯度，并与位置传感器的输出角位置相乘得到加载系统指令力矩，同时力矩传感器获得实际输出力矩。然后，将两者比较得到的系统调节误差进行控制器补偿，获得数字控制信号。最后，该信号依次通过调理电路与电机驱动电路输出到加载电机，获得实际加载力矩，并通过缓冲连接装置作用到舵机上^[2]。

基于以上工作原理的分析，建立飞机舵机电动加载系统的数学模型，如图 3 所示。

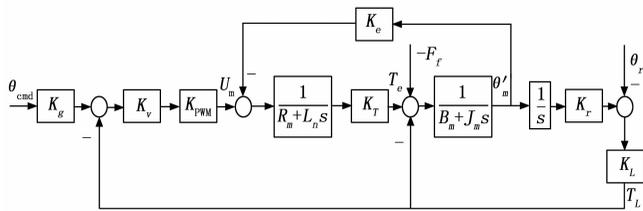


图 3 飞机舵机电动加载系统数学模型

式中， θ_{cmd} 为加载指令信号， K_g 为加载梯度， K_v 为力矩传感器放大系数， K_{PWM} 为电机驱动器比例增益系数， R_m 为电机电枢电阻， L_m 为电机电枢电感， K_T 为电机力矩系数， B_m 为电机阻尼系数， J_m 为电机转动惯量， K_r 为角度转换系数，为 -57.3 ， K_L 为橡胶—金属缓冲弹簧系数， K_e 为电机反电动势系数， θ_r 为飞机舵机角位移， T_L 为输出力矩， T_e 为电机电磁转矩， F_f 为摩擦力矩。

由此可以推导出系统传递函数，即：

$$T_L = T_1 + T_2 + T_3 = T_1 \theta_{cmd} - T_2 F_f - T_3 \theta_r \quad (1)$$

$$T_1 = \frac{K_g K_T K_r K_L K_{PWM}}{M} \quad (2)$$

$$T_2 = \frac{K_r K_L (L_m s + R_m)}{M} \quad (3)$$

$$T_3 = \frac{K_L (L_m s + R_m) (J_m s + B_m) s + K_L K_T K_e s}{M} \quad (4)$$

其中：

$$M = [(R_m + L_m s)(B_m + J_m s) + K_r K_T] s + K_r K_L (R_m + L_m s + K_{PWM} K_T K_e)$$

由公式 (1) (4) 可知，飞机舵机电动加载系统实际输出的加载力矩由 T_1 、 T_2 、 T_3 三部分组成。其中， T_1 表示加载指令力矩所产生的系统加载力矩输出， T_2 表示摩擦力矩所产生的系统加载力矩输出， T_3 表示舵机位置信号所产生的系统加载力矩输出。其中， T_2 、 T_3 会对系统的加载精度产生重要影响。

由公式 (3) (4) 分析可知，系统的非线性干扰输出力矩分别与舵机的运动角加速度变化率、运动角加速度、运动角速度有关，严重影响工作性能。并且，舵机的不同运动状态会导致输出力矩对系统的干扰程度有所不同。当舵机启动前，干扰力矩为零；当舵机瞬间启动时，产生瞬态干扰力矩，然后在加载电机控制电压的作用下逐渐回到平衡状态；当舵机正常运行时突然加速，干扰力矩随之增加；当舵机换向时，由于电机存在滞后效应，所以干扰力矩将增加，从而使得系统控制变得困难。因此，为了保证系统的控制性能，抑制多余力矩、摩擦等非线性干扰是目前课题研究的关键。

2 电动加载系统非线性干扰的分析

飞机舵机电动加载系统是一个参数时变、非线性、被动的复杂机电控制系统，控制过程中存在诸多难点，主要体现在以下 3 个方面：

1) 舵机与加载电机直接刚性连接，接收位置伺服控制指令进行主动运动，同时承受来自加载电机施加的力矩干扰，造成加载电机和舵机两耦合位置运动不同步^[8]，从而导致电机转子端输出多余力矩^[5]。该非线性干扰是一种强运动扰动，不仅会严重影响加载精度等重要性能指标^[9]，而且会大大降低系统的灵敏度和可靠性。

2) 由于传动结构、材料工艺等因素的影响，系统在运行过程中会不可避免地产生摩擦。尤其在低速运行时，摩擦力呈现双向摆动状态，在动、静摩擦力之间往复，此时会造成控制死区，产生“爬行”现象和极限环振荡^[10]，从而对系统的动、静态性能产生不良影响。

3) 硬件装配、弹性形变等因素会使部件之间产生机械间隙，从而导致系统位置控制和速度控制的难度增加^[11]，尤其在改变运动方向时需要花费额外的时间过渡，易产生“平顶”现象，严重影响系统的稳定性^[12]。此外，温度变化、材料磨损也会使机械间隙发生变化，影响高精度加载要求。

3 电动加载系统非线性干扰的抑制

近年来，我国民航领域不断发展进步，飞机舵机电动

加载系统为飞机设计、生产、适航及维修带来了重大的机遇和挑战。为保障产品开发的可靠性和成功率, 对系统工作性能提出了更高的标准及要求。迄今为止, 国内外研究人员主要提出了两类非线性干扰的抑制方法^[13], 一类是通过优化加载系统的硬件装置来抑制非线性干扰的结构补偿方法; 另一类是利用控制器对舵机运动进行主动补偿的控制补偿方法。

3.1 结构补偿方法

结构补偿方法是通过选择合适的硬件对引起非线性干扰的环节进行修正补偿, 从而达到优化加载系统结构的目的。目前通常从加载电机种类、电机驱动方式、系统连接装置 3 个方面进行结构优化, 如图 4 所示。

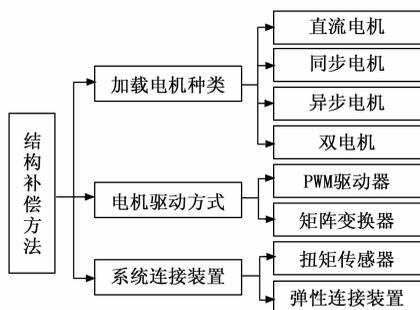


图 4 结构补偿方法示意图

3.1.1 加载电机种类

加载电机与舵机同轴连接, 使得两者输出相互耦合, 进而导致加载电机输出力矩直接影响舵机的位置精度, 同时舵机也会对加载电机的输出特性产生严重干扰。因此, 需要选择负载能力相匹配的加载电机与舵机共同工作。

文献 [14] 采用直流电机作为系统加载电机构建舵机电动加载系统, 并运用模块化思想对系统建立数学模型, 对舵机的动刚度和非线性因素进行了研究, 实验表明通过合理直流电机调整相关参数可以有效地抑制多余力矩, 提高系统的稳定性。但是在实际应用过程中, 参数调整难度比较大, 不利于实现。文献 [15] 采用永磁同步伺服电机作为系统加载电机, 全面提高了小力矩加载条件下的加载性能, 并且在维护难易程度上具有明显优势。同时将实际中可能存在的其他非线性因素考虑在内, 设计跟踪控制方案, 进一步提高了系统的控制性能。文献 [16] 应用三相异步电机作为电动负载模拟系统的加载电机, 实现了在发电状态下的直接转矩控制, 利用模糊算法优化控制器参数提高系统的稳定性。文献 [17] 提出双电机加载方案, 其中一个作为跟随电机来进行位置跟踪, 另一个作为加载电机来进行力矩加载, 使舵机运动与跟随电机的作用相抵消, 从而最大限度减小被加载对象运动所引起的非线性干扰。但是此方案中涉及两个电机, 需要考虑的干扰因素增多, 增大了实验难度。

3.1.2 电机驱动方式

电机驱动器作为加载电机的驱动元件, 可将控制信号转换为加载电机的驱动信号, 从而实现调速的功能, 其性

能好坏将直接影响系统调速性能、动态性能以及跟踪效果。

文献 [18] 采用 30 边形磁链的矩阵变换器作为加载电机驱动器, 有效地降低了电机转矩脉动和变频器开关频率, 实现了直接转矩控制, 并获得良好的动态性能。文献 [19] 提出了采用 PWM 驱动器作为系统的驱动元件, 建立伺服系统数学模型进行仿真实验, 验证了其稳态控制精度和动态调节特性, 对提高系统的稳定性具有重要意义。

3.1.3 系统连接装置

连接装置是加载电机与舵机之间的连接机构, 可以有效避免二者的直接刚性连接。一般情况下采用弹性连接装置, 不仅可以降低两者间的连接刚度, 产生输出滞后效应, 从而实现对多余力矩的补偿。

文献 [9] 利用扭矩传感器作为连接装置, 装配简单且易实现, 在加载电机和舵机之间起到了良好的缓冲作用, 减轻了元件直接连接所造成的间隙、刚度等问题。文献 [20] 提出了设计橡胶—金属缓冲弹簧作为系统连接装置, 不仅可以对加载电机与舵机之间连接起到缓冲作用, 从而提高系统的加载精度, 而且能够保证系统的变刚度加载的连续性, 有效抑制非线性干扰, 具有良好的实用性能。

3.2 控制补偿方法

控制补偿方法是通过设计控制器对非线性干扰进行主动补偿, 从而达到抑制非线性干扰的目的。目前, 按照是否需要精确数学模型, 控制补偿方法可分为传统控制补偿方法和智能控制补偿方法, 如图 5 所示。

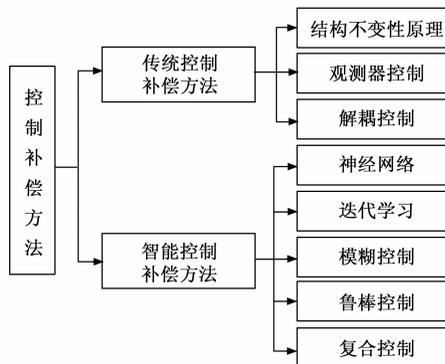


图 5 控制补偿方法示意图

3.2.1 传统控制补偿方法

传统控制补偿方法需要建立精确的数学模型, 依据干扰特性设计相应补偿环节, 从而达到提前消除非线性干扰对系统输出造成影响的目的。

文献 [21] 引入了结构不变性原理, 并结合速度前馈补偿方法, 实现了提前消除多余力矩, 从而提高了系统的加载精度和工作性能。文献 [22] 设计了基于扩展状态观测器的控制方法, 将系统分解为 2 个子系统, 设计扩展状态观测器, 用来观测不同子系统中存在的干扰; 在此基础上结合滑模控制, 有效地抑制多余力矩和外部非线性干扰, 达到电动加载系统高精度输出的目的。文献 [23] 采用解耦控制方法, 大大降低了扰动对系统的影响, 有效地抑制

了非线性干扰，多余力峰值消除一般可达 65% 以上，提高了系统的控制性能和加载精度。

3.2.2 智能控制补偿方法

智能控制补偿方法是一种不完全依赖于精确数学模型的方法，由于其具有结构简单、学习速度快、处理信息能力强等优势，在复杂控制系统领域受到了广泛关注，并且得到了广泛的应用。

神经网络控制是通过应用神经网络控制技术，对难以建立精确数学模型的复杂系统进行辨识。具有很强的自适应能力、学习能力和容错能力。因此文献 [24] 采用 RBF 神经网络对重复 PID 控制参数整定方法进行了改进，有效地解决了电动加载系统中存在的多余力矩的问题，克服了非线性环节产生的不利影响，但是加载后的算法收敛速度无法得到保证。

迭代学习控制通过反复应用先前试验得到的信息，来获得期望的控制输入。该方法可以处理高不确定度的系统、计算量小、适应性强、易实现。因此文献 [25] 提出了在系统反馈控制器的基础上加入迭代学习算法，与常规反馈控制器效果进行对比，该方法可以有效地抑制系统运行过程中产生的非线性干扰，并且跟踪性能有了明显的提升。但是迭代学习控制方法的鲁棒性不稳定，可能会产生不确定的扰动或偏差，对实验结果产生影响。

模糊控制是由无法建立精确数模型的多变量复杂系统发展而来的，它适用于非线性、时变、滞后、模型不完全的系统，其具有易于控制、鲁棒性较好、容错能力较好等优点。因此文献 [26] 提出将模糊自适应深度强化学习方法应用于永磁同步电机伺服系统中，有效地提升了系统的瞬态性能，缩短了调节时间，抑制了非线性干扰带来的超调等问题，但是模糊控制方法目前还未系统化，对模糊规则设计对自身经验要求较高，并且需要大量实验数据做支撑，实现难度比较大。

鲁棒控制就是使系统在不确定的情况下依然能满足系统控制性能要求的一种方法，实际工作中，一般将系统的控制过程简化成一个数学模型进行分析研究，该方法可以保证系统的鲁棒性。文献 [27] 采用鲁棒控制方法设计了基于混合灵敏度的控制器，并结合了采用综合方法设计的控制器，为鲁棒控制方法在负载模拟器的控制应用方面做出了探索和尝试，并取得了一定的效果。但是在实际中鲁棒控制存在着计算量较大、控制器阶数偏高以及在高频情况下不确定性较大等问题。

复合控制是将两种及两种以上的控制方法应用到系统中，从而达到优化单一控制实验结果的目的，不仅可以提高系统的控制性能，还可以增加鲁棒性和可靠性。文献 [28] 针对电动伺服系统存在的摩擦这一问题，设计了复合控制器对其进行补偿。一方面，基于摩擦模型设计前馈控制器补偿系统中的摩擦扰动；另一方面，设计重复 PID 控制器来抑制实际输出角位置可能产生的周期性扰动。该策略不仅能准确跟踪输出信号，而且可以对系统的摩擦进行

有效补偿，进而提高系统的抗干扰性，而且可以提高系统的控制性能和加载精度。

基于以上对飞机舵机电动加载系统的分析和非线性干扰抑制方法的总结，本文针对多余力矩的抑制这一主要问题，提出模型预测控制 (MPC, model predictive control) 方案。MPC 是一个最优化控制策略，由预测模型、滚动优化和反馈校正 3 部分组成，可以达到前馈反馈同时作用的目的，可以避免在原有控制器的基础上再引入前馈控制的工作，有利于提高工作效率。其具有不需要精确的数学模型、可以解决非线性问题、抗干扰性强等优点。

MPC 工作原理：首先基于当前 k 时刻的实际输出值和预测模型，预测 $[k, k+p]$ 时域内的系统输出。然后通过求解目标函数，即使系统预测输出与参考轨迹的方差最小，从而获得 $[k, k+m]$ 时域内的控制变量序列。最后将序列中的第一个元素作用于被控对象，如此往复实现系统的滚动优化，以达到跟踪参考轨迹的目的。其工作原理如图 6 所示。

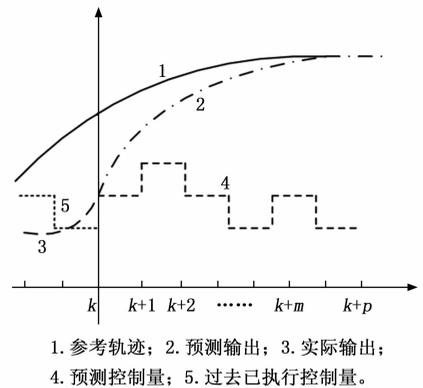


图 6 MPC 工作原理图

图 6 中， k 为当前时刻， m 为控制范围， p 为预测范围。

4 实验仿真实验

基于飞机舵机电动加载系统的数学模型，在 Matlab/Simulink 中建立系统仿真平台进行实验，验证 MPC 控制器的有效性和控制性能。实验主要分为两个部分：第一部分为系统指令力矩的跟踪情况；第二部分为系统多余力矩的抑制情况。

数学模型中的主要仿真参数如表 1 所示。

表 1 主要仿真参数表

参数	取值
电感 L_m / H	0.000 1
电阻 R_m / Ω	0.003
转动惯量 $J_m / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.08
阻尼系数 $B_m / (\text{Nm} \cdot \text{s} / \text{rad})$	0.232
反电动势系数 $K_e / (\text{V} \cdot \text{s} / \text{rad})$	3.19
力矩系数 $K_T / (\text{Nm} / \text{A})$	8.5
橡胶—金属缓冲弹簧系数 $K_L / (\text{Nm} / \text{rad})$	7.2

4.1 系统指令力矩的跟踪实验

实验设定舵机加载力矩为幅值 $1 \text{ N} \cdot \text{m}$, 频率 5 Hz 的正弦信号。设定指令力矩为幅值 $10 \text{ N} \cdot \text{m}$, 频率 5 Hz 的正弦信号。比较分析 MPC 和 PID 控制对系统指令力矩的跟踪效果。仿真结果如图 7 所示。

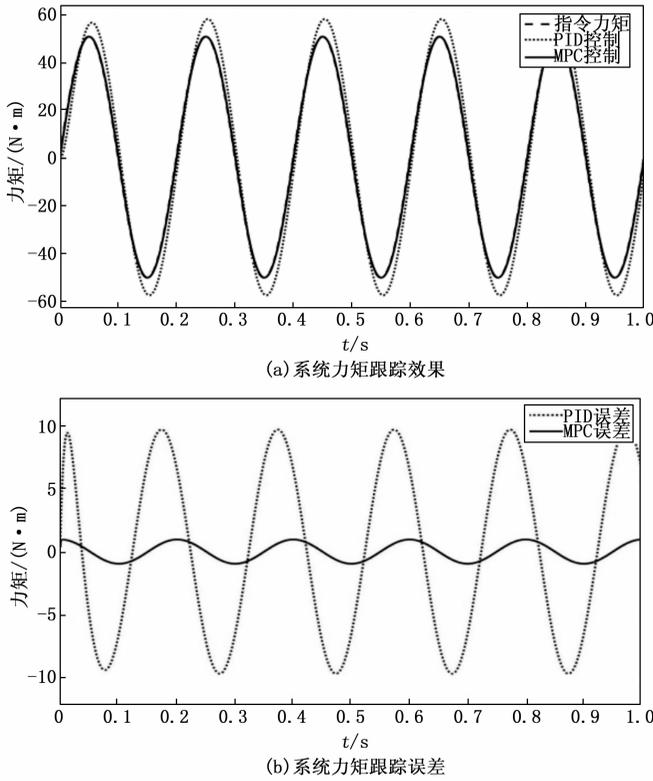


图 7 系统力矩跟踪情况

由图 7 可知, 在 PID 控制作用下, 力矩跟踪效果差, 跟踪误差大, 系统多余力矩干扰无法得到有效补偿。而在 MPC 作用下, 系统可以实现准确跟踪, 跟踪误差约为 1.93% , 降低了 17.43% , 这说明相比于传统 PID 控制, MPC 可以有效改善力矩跟踪效果, 降低跟踪误差, 补偿多余力矩的干扰。

为了测试所提出方案在高频率时的控制性能, 在保证系统仿真参数和舵机加载力矩信号不变的情况下, 只改变指令力矩的频率, 分别设置为 10 Hz 和 20 Hz , 比较分析 MPC 和 PID 控制对系统指令力矩的跟踪效果, 仿真结果如图 8~9 所示。

由图 8~9 可知, 当指令力矩的信号频率从 5 Hz 提高到 10 Hz , 再到 20 Hz 时, PID 控制和 MPC 的力矩跟踪效果逐渐有所降低, 跟踪误差有所增加。但是 PID 控制作用下的力矩跟踪效果明显更差, 最大误差率高达 MPC 的 20 多倍。而 MPC 控制作用下的系统能输出正弦波形, 均能够实现更准确地跟踪, 并且最大误差率在 5.87% 以内。这说明相较于 PID 控制, MPC 也可以在高频情况下进行有效地力矩跟踪和多余力矩抑制。

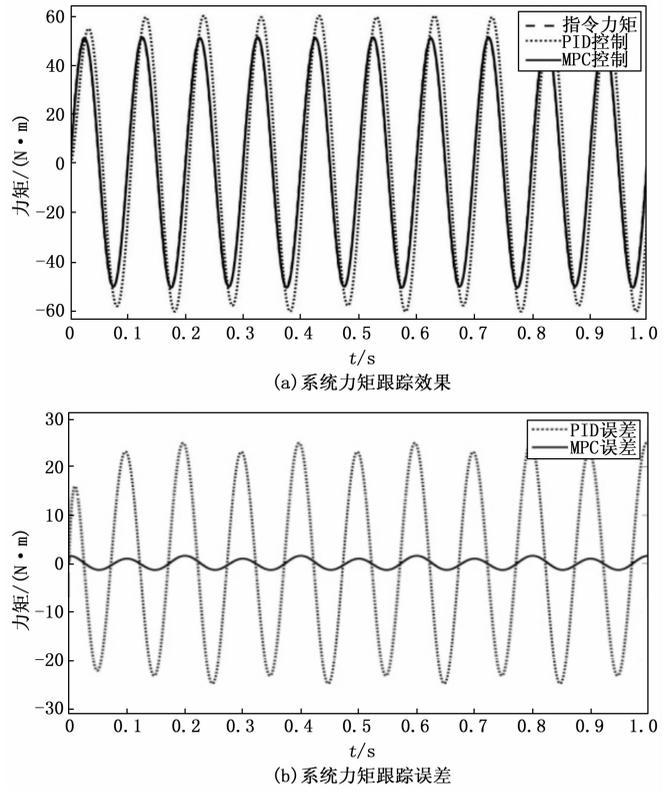


图 8 10 Hz 时系统力矩跟踪情况

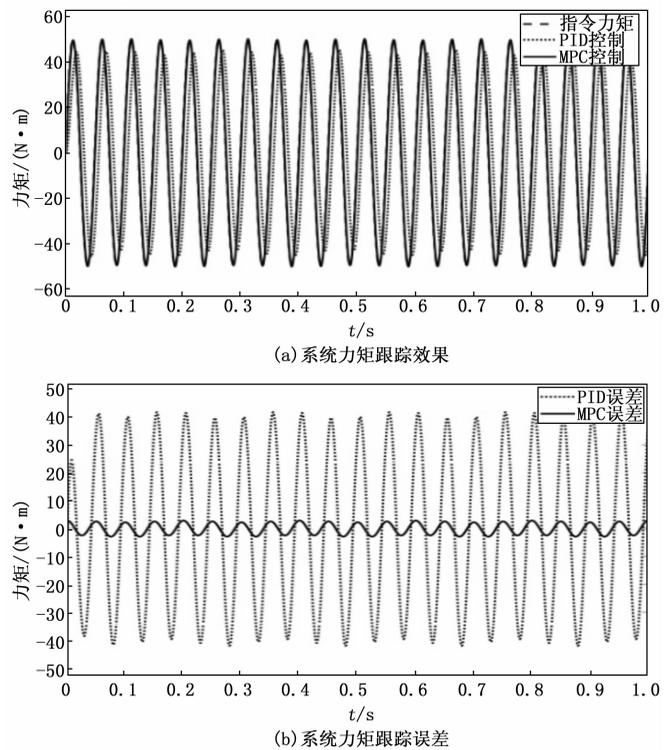


图 9 20 Hz 时系统力矩跟踪情况

4.2 系统多余力矩抑制实验

实验中指令力矩为 0, 系统运行完全依靠飞机舵机的主动运动, 此时系统输出即为多余力矩。设定舵机加载力

矩为幅值 $1 \text{ N} \cdot \text{m}$ ，频率 5 Hz 的正弦信号。比较分析 MPC 和 PID 控制对系统多余力矩的抑制效果，仿真结果如图 10 所示。

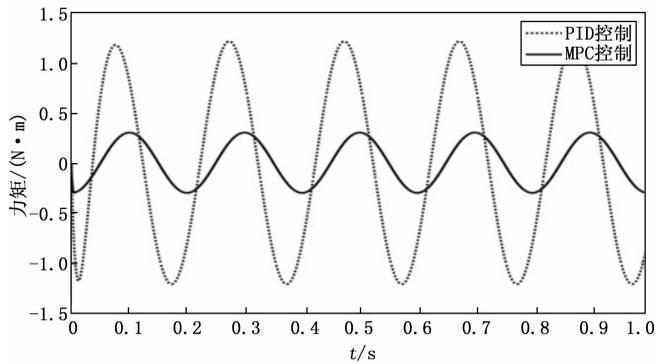
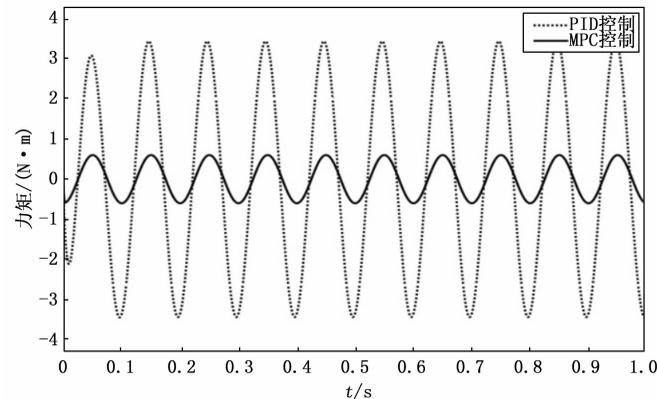


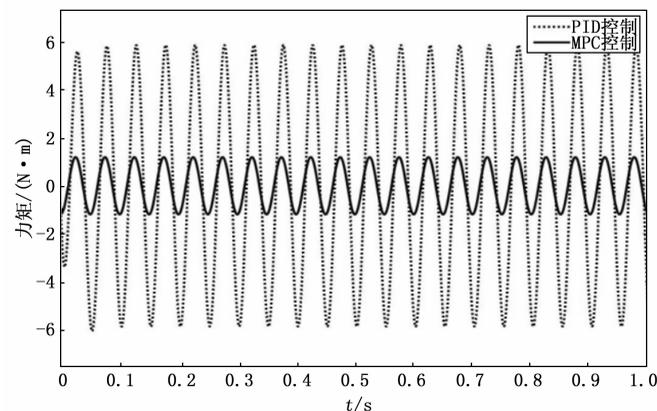
图 10 系统多余力矩的抑制效果

由图 10 可知，相较于 PID 控制，MPC 作用下的多余力矩明显降低，仅有 $0.30 \text{ N} \cdot \text{m}$ ，抑制效果达 95.86% ，提高了 12.56% 。这说明了 MPC 可以更有效地实现系统多余力矩的抑制，控制性能更优越。

为了测试所提出方案在高频率时的控制性能，在保证系统仿真参数和指令力矩不变的情况下，只改变舵机的频率，分别设置为 10 Hz 和 20 Hz ，比较分析 MPC 和 PID 控制对系统多余力矩的抑制效果。仿真结果如图 11 所示。



(a) 10 Hz 时系统多余力矩抑制效果



(b) 20 Hz 时系统多余力矩抑制效果

图 11 系统多余力矩的抑制效果

由图 11 分析可知，当舵机的信号频率从 5 Hz 提高到 10 Hz ，再到 20 Hz 时，PID 控制和 MPC 的多余力矩逐渐有所增加。但是 MPC 作用下的多余力矩一直都明显低于 PID 控制，并且消除率分别为 91.68% 和 83.41% ，比 PID 控制降低了 39.39% 和 64.77% 。这说明相较于 PID 控制，MPC 也可以在高频情况下实现系统多余力矩的有效抑制。

5 结束语

针对飞机舵机电动加载系统在运行过程会产生非线性干扰的问题，介绍了系统的结构和工作原理，建立了数学模型，分析了非线性干扰产生的原因，并归纳了抑制方法。在此基础上，提出了模型预测控制方案，仿真结果表明，相较于 PID 控制，所提出的方案可以更好地实现指令力矩的跟踪和多余力矩的抑制，跟踪误差率达 1.93% ，多余力矩消除率达 95.86% 。并且在高频率的工作情况下，MPC 依然能够较好地跟踪力矩和抑制多余力矩，控制性能更优。

参考文献:

- [1] 刘志伟. 基于 BP-RBF 神经网络的飞机舵机电液伺服加载系统研究 [J]. 科技与创新, 2017, 9: 18-19.
- [2] 刘晓琳, 李卓. 飞机舵机电动加载系统多余力矩抑制方法 [J]. 系统工程与电子技术, 2019, 41 (6): 1366-1373.
- [3] 汪军林, 解付强, 刘玉浩. 导弹电动舵机的研究现状及发展趋势 [J]. 航天导弹, 2008, 3: 42-46.
- [4] 朱乐, 刘梁, 牛禄, 等. 直线模拟加载系统的研究进展与发展趋势 [J]. 上海航天, 2020, 37 (6): 30-39.
- [5] 吕帅师, 林辉. 电动加载系统分数阶迭代学习复合控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42 (9): 1944-1951.
- [6] LUO C, YAO J, CHEN F. Adaptive repetitive control of hydraulic-load simulator with RISE feedback [J]. IEEE Access, 2017 (5): 23901-23911.
- [7] 李成功, 靳红涛, 焦宗夏. 电动负载模拟器多余力矩产生机理及抑制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 2: 204-208.
- [8] 李运华, 盛志清. 电液加载系统的多余力抑制方法 [J]. 液压与气动, 2015, 8: 1-9.
- [9] 潘卫东, 范元勋, 雷建杰, 等. 电动直线加载测试系统改进前馈补偿策略研究 [J]. 振动、测试与诊断, 2021, 41 (1): 19-26.
- [10] 石瞰, 程国扬. 基于自适应摩擦补偿的复合非线性轨迹跟踪控制 [J]. 电机与控制应用, 2021, 48 (9): 14-20.
- [11] WANG B, WANG T. Observation and compensation of friction in a pneumatic servo welding system [J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2021, 30 (3): 103-110.
- [12] 罗明亮, 林俊, 余志凯, 等. 基于间隙等效模型的舵机非线性控制研究 [J]. 微电机, 2020, 53 (12): 50-55.
- [13] 霍晓锐, 赵现朝, 石继超, 等. 基于全闭环控制技术的滚珠丝杆伺服系统研究 [J]. 机电工程, 2021, 38 (9): 1124-1131.
- [14] 卢晋, 吴志刚, 杨超. 电动舵机模块化建模及动刚度仿真 [J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47 (4): 765-778.

(下转第 110 页)