

飞机主动侧杆故障行为模式研究

钱 威¹, 杨丽曼¹, 韩 兵²

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083;

2. 贵州华烽电器有限公司, 贵阳 550025)

摘要: 主动侧杆是一种新型飞机操纵杆, 在遭遇故障时, 主动侧杆力反馈不准确, 轻则导致飞行员对飞行状态的感知出现偏差, 重则导致驾驶杆抖动、操纵卡滞, 严重影响飞行安全; 主动侧杆实时性能监测可在故障明显影响操纵性能前给出预警, 具有重大的意义; 充分研究主动侧杆发生故障时的特征, 分析对系统产生的影响, 是实现性能监测前亟待解决的问题; 为解决该问题, 构建了主动侧杆的 AMESim 模型, 基于主动侧杆的故障模式与影响分析与故障树分析的方法得到潜在的几类关键故障, 讨论了故障影响主动侧杆性能的方式, 并在模型中实现关键故障注入, 获取关键故障的相关状态量信息, 分析故障特征与状态量变化特点, 为主动侧杆故障诊断工作开展提供了理论基础。

关键词: 飞机 ASS; 故障模式与影响分析; AMESim 建模; 故障仿真; 故障分析

Research on Behavior Mode of ASS Faults in Aircraft

QIAN Wei¹, YANG Liman¹, HAN Bing²

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Guizhou Huafeng Electrical Co., Ltd., Guiyang 550025, China)

Abstract: An active side stick (ASS) is a novel type of aircraft control stick. With faults encountering, the force feedback of the ASS is not accurate enough, which can lead to deviations in pilot's perception of flight states, and in severe cases, it causes control stick to shake or jerk, seriously affecting flight safety. It is of great significance for the ASS to early provide warnings in real time before the faults significantly affect handling performance. To effectively study the characteristics of the ASS faults and analyze their influences on the system performance, it is an urgent issue to be solved before monitoring its performance. To address this issue, an AMESim model of the ASS is developed. Based on the failure mode, effect analysis, and fault tree analysis of the ASS, this paper identifies several potential key faults, discusses the influences of the faults on the ASS performance, injects key faults into the model, obtains relevant status information of the key faults, analyzes the characteristics of faults and changes in state variables, and provides a theoretical foundation for diagnosing faults in the ASS.

Keywords: ASS; failure mode and effect analysis; AMESim modeling; failure simulation; failure analysis

0 引言

飞机驾驶杆是飞机操纵装置的重要组成部分, 驾驶杆会提供给飞行员力反馈, 同时传递飞行员的操纵指令给飞控系统, 从而控制飞机的飞行状态^[1]。对于电传操纵的飞机, 重量轻、体积小的侧杆取代中央杆已是大势所趋。

侧杆有被动侧杆与主动侧杆 (ASS, active side stick) 两种形式, 被动侧杆提供给飞行员的力反馈是通

过弹簧实现的, 力反馈大小仅仅与侧杆推动位置相关, 与飞机飞行状态无关^[2]。为了让飞行员更为准确地感知飞行状态, ASS 技术被提出。相较于被动侧杆, ASS 可以将飞机的俯仰、滚转加速度和姿态信息通过力矩电机提供力反馈给飞行员, 且可以根据侧杆移动的加速度预判飞行员的下一步动作, 从而提前调整力矩电机的输出扭矩, 使得侧杆更加跟手, 减少了操纵驾驶杆的体力消耗, 提高了飞行品质^[3]。同时因为结构相对复杂, ASS 的可靠性要求更多。若其内部的传感器、力矩电

收稿日期:2024-05-12; 修回日期:2024-07-05。

基金项目:国家自然科学基金项目(62373027)。

作者简介:钱 威(1998-),男,硕士研究生。

杨丽曼(1975-),女,博士研究生,副教授。

通讯作者:韩 兵(1974-),男,硕士研究生,高级工程师。

引用格式:钱 威,杨丽曼,韩 兵. 飞机主动侧杆故障行为模式研究[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(7): 27-37, 45.

机或传动机构发生故障, ASS 的操纵性能都会受到影响, 甚至影响飞行安全。所以了解不同故障下 ASS 的失效模式, 从而实现故障诊断与预警、保证 ASS 内部各机构的可靠性尤为重要^[4]。

失效模式分析是可靠性分析的重要环节, 从失效的表现形式入手, 运用 FMEA 方法从对象的系统级、机构级、元件级逐级进行失效模式的因果分析, 确定故障模式的故障特征, 为后续的故障诊断与预警提供了理论基础^[5]。

针对航空设备的故障行为模式研究, 国内外学者展开了深入研究。杨海龙针对直升机操纵杆反向冲动的问题展开了故障行为分析并给出可能的故障原因^[6], Byington C. S. 提出了飞机执行机构的故障模式, 并据此提出一种关键部件故障预测方法^[7]。HAN T 研究了航空发动机故障文本中实体的自动抽取方法, 构建了航空发动机故障行为模式的知识图谱^[8]。以上故障行为模式为实现后续的故障诊断提供了理论基础, 但就 ASS 这一对象而言, 对应的故障行为模式研究较少, 且多聚焦于某一种故障, 缺少系统性的分析。针对这一问题, 构建了 ASS 的 AMESim 模型, 并根据 ASS 的故障机理与影响分析 (FMEA, failure mode and effects analysis) 列举出 ASS 的关键故障, 并在 AMESim 模型中进行故障的注入, 实现关键故障模拟, 分析不同类别故障的故障表征形式, 实现对 ASS 故障行为模式的系统性研究。

1 飞机 ASS 工作机理与模型构建

1.1 飞机 ASS 工作机理

飞机 ASS 本体结构主要包括: ASS 手柄、侧杆杆体、杆力、角位移、角加速度传感器、行星减速器、力矩电机、阻尼器、离合器以及电路模块^[11], 其主要结构图如图 1 所示。

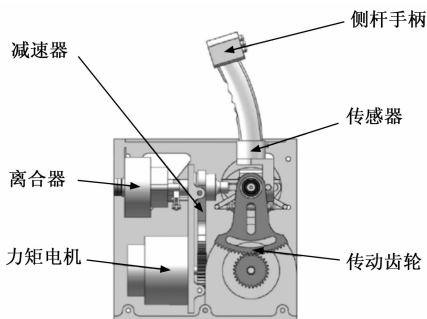


图 1 ASS 结构图

相较于传统驾驶杆, ASS 集成了新的功能, 有^[9]:

- 1) ASS 的力矩电机实现了被动侧杆中弹簧的作用, 满足了静态条件下杆力与杆位移一一对应的条件;
- 2) 为了让驾驶杆在被操纵过程中避免打手且更加跟手, 减轻驾驶员的操纵负担, ASS 装置会根据杆体

的加速度预判飞行员的操纵意图, 通过力矩电机给定一个与杆体加速度相关的反馈力。

故相对被动侧杆而言, ASS 的区别在于提供负载的弹簧换成了力矩电机, 并新增了一个角加速度传感器。

当驾驶员发出操作动作后, 驾驶杆杆体的角位移为 x , 力矩电机根据 x 及杆体角加速度 $\ddot{x}$ 提供反馈力:

$$F_m = kx + F_1(\ddot{x}) \quad (1)$$

其中: F_m 为力矩电机提供的反馈力, k 为定值, kx 模拟了弹簧的反馈力, 为杆体角加速度对应的反馈力。为了防止驾驶员过急操纵, 力矩电机与阻尼器相连从而获得一个与杆体角速度相关的反馈力。又因为 ASS 机架的设计尺寸有限, 无法选用大体积的力矩电机, 故而电机所能提供的力矩较小, 无法满足设计需要, 因此需要将力矩电机与减速器和传动齿轮相连来放大加载机构的力矩; 齿轮驱动侧杆手柄旋转并为侧杆手柄提供反馈力, 驾驶员操纵杆体进行飞机的控制。考虑到系统存在的摩擦力 f , 驾驶员感受到的反馈力 F 为:

$$F = kx + c\dot{x} + F_1(\ddot{x}) + f \quad (2)$$

在静态条件下, ASS 的驾驶杆杆力和杆位移是一一对应的, 当杆体移动到某一位置时, 需要保证杆力大小的准确性。动态条件下, 要保证杆力—杆位移图像在静态基础上平滑变化, 避免驾驶杆抖动甚至跳跃。

ASS 的杆体上安装了线位移传感器与力传感器, 信号转变为电压信号输出给飞控计算机, 实现飞行控制, ASS 的信号流如图 2 所示^[10]。

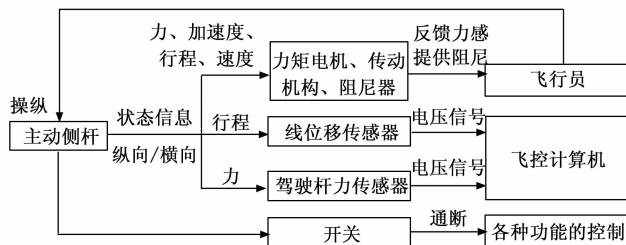


图 2 ASS 的信号流及机构示意图

建立 ASS 的数学模型, 首先需要对 ASS 内部机构: 力矩电机、行星减速器、弹簧阻尼器进行模型构建。

1.2 飞机 ASS 主要机构数学模型

1.2.1 电机模型

飞机 ASS 提供给飞行员的操纵动力与反馈力是由力矩电机产生的。根据某型 ASS 设计方案选择有刷永磁直流电机 (PMDC, permanent magnet direct current motor) 作为提供力反馈的电机, 其电气方程与力矩平衡方程为:

$$\begin{cases} U = R_e I + L \frac{dI}{dt} + \frac{\pi K_f \omega_{rot}}{30} \\ T = T_e + T_0 + \frac{\pi J_r}{30} \cdot \frac{d\omega_{rot}}{dt} \end{cases} \quad (3)$$

其中: U 是输入电压, R_e 是电枢绕组电阻值, I 是相电流, L 是绕组电感, ω_{rot} 为转子转速, T 为电机的电磁力矩, T_e 为电机的负载力矩, T_0 为克服的摩擦力矩; K_t 为电机的转矩系数, J_r 为电机的转动惯量, 它们与电机本身性质相关。

公式中 T , T_0 与电机电流及角速度的关系为:

$$\begin{cases} T = K_t I \\ T_0 = B \omega \end{cases} \tag{4}$$

其中: B 为电机输出轴的阻尼系数, 与电机本身性质相关。

根据某型 ASS 设计需求, 选用某型有刷永磁直流力矩电机, 电机相关参数如表 1 所示。

表 1 电机参数(参考温度 40 ℃)

电机参数	符号	大小
最小电压	$U_{\min}$	-1.3 V
最大电压	$U_{\max}$	24 V
最小电流	$I_{\min}$	0 A
最大电流	$I_{\max}$	50 A
电阻	R_e	0.57 Ω
电感	L	2.01 mH
转动惯量	J_r	2.09 kg · cm ²
轴承阻尼	B	0.001 N · m/(rev/min)
转矩系数	K_t	0.43 V · s/rad

电机的控制系统包括扭矩—电流计算模块、电流 PI 控制器以及驱动器, 流程框图如图 3 所示。

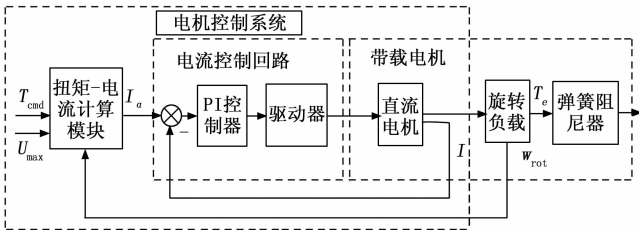


图 3 电机控制系统

扭矩—电流计算模块内置了电机的电压与电流变化范围、电机电阻与转矩系数信息。当电机的控制系统收到电机输出扭矩指令 T_{cmd} 后, 根据内置信息, 结合电机实时转子转速, 给出产生所需力矩所对应的电机参考电流。

电流控制回路由 PI 控制器构成, 其输入为扭矩—电流计算模块求得的参考电流 I_a 与实际电流 I , PI 控制器的输出为:

$$y = K_p (I_a - I) + K_i \int_{t_0}^t (I_a - I) dt \tag{5}$$

其中: $K_p=2.01$, $K_i=0.583$ 输出 y 叠加电机反电动势, 乘上最大电压的倒数得到电压转换器晶体管占空比输入 ρ , 通过控制电机电压最终实现对电机电流的控制:

$$\rho = \frac{30y + \pi K_t \omega_{\text{rot}}}{30U_{\max}} \tag{6}$$

1.2.2 行星减速器

选用单级 NGW 行星减速器, 该行星减速器的输入端是太阳轮, 输出端是行星架, 内齿圈通过螺钉固连在机架上, 行星轮绕着内齿圈的中心公转并带动行星架转动^[12]。

在不考虑传递误差的情况下, 输出端行星架的转速 ω_c 与扭矩 T_c 为:

$$\begin{cases} \omega_c = \frac{R_{\text{sun}} \omega_s}{R_{\text{planet}} + R_{\text{sun}}} \\ T_c = \frac{T_s \omega_s}{\omega_c} \end{cases} \tag{7}$$

其中: R_{sun} 为太阳轮半径, R_{planet} 为行星轮半径, ω_s 为太阳轮转速, T_s 为太阳轮输入力矩。

在传动的过程中减速器会受到非线性因素的影响, 在构建传动机构模型时, 考虑间隙和摩擦这两项非线性因素的影响^[13]。

摩擦不可避免的存在于机械伺服系统中, 它会在机械伺服系统进行位置调节和目标轨迹跟踪时产生稳态误差, 严重影响了系统的运动精度, 降低了系统的控制品质。由于摩擦是一种非线性现象, 且它几乎存在于所有的机械伺服系统中, 所以需要对系统的摩擦进行建模, 摩擦对减速器的扭矩损失影响为:

$$\begin{cases} T_{\text{loss_planet}} = \text{vis}(\omega_p - \omega_c) \\ T_{\text{loss_carrier}} = \text{vis}(\omega_c - \omega_s) \end{cases} \tag{8}$$

其中: $T_{\text{loss_planet}}$ 为行星轮的的扭矩损失, $T_{\text{loss_carrier}}$ 为行星架的扭矩损失, vis 为摩擦系数。

减速器的间隙特性应用死区的特性公式来表征, 为:

$$\tau = K \Delta \theta \tag{9}$$

其中: τ 为齿轮啮合产生的扭矩, K 为齿轮啮合的刚度系数, $\Delta \theta$ 为输入端与输出端的角度差值, 具体公式为:

$$\begin{cases} \Delta \theta = \theta_1 - \theta_2 - \delta, & \theta_1 - \theta_2 - \delta < 0 \\ 0, & -\delta < \theta_1 - \theta_2 < \delta \\ \Delta \theta = \theta_1 - \theta_2 + \delta, & \theta_1 - \theta_2 + \delta < 0 \end{cases} \tag{10}$$

其中: θ_1 为传动机构的输入角度, θ_2 为传动机构的输出角度, δ 为间隙引起的死区阈值。

根据某型 ASS 设计需求, 选用某型号减速器, 减速器的变速比为 7, 具体参数如表 2 所示。

表 2 行星减速器参数

减速器参数	符号	大小
太阳轮节圆半径	R_{sun}	34 mm
行星轮节圆半径	R_{planet}	204 mm
摩擦系数	vis	0.001 N · m/(rev/min)
减速比	i	7
转动惯量	J	0.379 kg · cm ²
效率	η	0.97

1.2.3 弹簧阻尼器建模

为降低机械结构中的共振振幅，并防止驾驶员过急操纵，保证较高的抗震性和动态稳定性，ASS 系统中加入了弹簧阻尼器。弹簧阻尼器由弹簧与阻尼器构成，根据输入端的角位移及角速度大小输出对应的扭矩，并保证扭矩稳定平滑变化。

弹簧阻尼器的输出扭矩公式如下：

$$\begin{cases} T_d = T_{\text{spring}} + T_{\text{damper}} \\ T_{\text{spring}} = k_1 r_\theta \\ T_{\text{damper}} = k_2 (\omega_1 - \omega_2) \\ r_\theta = r_{\theta_1} - r_{\theta_2} + \frac{T_0}{k_1} \end{cases} \quad (11)$$

其中： T_d 为输出扭矩， T_{spring} 为弹簧扭矩， T_{damper} 为阻尼扭矩， k_1 为弹簧刚度，为弹簧阻尼器相对角位移， k_2 为阻尼器阻尼系数， ω_1 为输入端转速， ω_2 为输出端转速，为输入端角位移，为输出端角位移， T_0 为角位移为 0 时的弹簧扭矩。

根据某型 ASS 设计需求，选用的弹簧阻尼器的各项参数如表 3 所示。

表 3 弹簧阻尼器参数

弹簧阻尼器参数	符号	大小
弹簧刚度	k_1	0.04 N·m/degree
阻尼器额定值	k_2	0.2 N·m/(rev/min)
零位移弹簧扭矩	T_0	0

2 飞机 ASS 可靠性分析

2.1 FMEA 方法与分析

飞机 ASS 发生故障时，飞行员的直观感受是侧杆力反馈不准确、不均匀，严重时甚至会感受到抖振和打手^[14]。针对这些故障影响，对飞机 ASS 系统到各个机构再到机构内部的各个元件逐级分析，根据以往的经验及测量数据，对电机、阻尼器、传感器、传动机构及其内部元件的故障模式、原因、影响、严酷度、检测方法以及针对故障的改进措施进行分析^[15]，得到 ASS 的 FMEA 表如表 4 所示。

表中给出了 ASS 中电机、阻尼器、传动机构及传感器部件的 16 种故障，编号分别为 1~16，分别为：

表 4 ASS 部分 FMEA

元件	功能	故障模式	故障原因	故障影响			严酷度	故障概率等级	故障检测方法	设计改进措施
				局部影响	所属系统影响	最终影响				
电机 轴承	连接 承载	轴承磨损	润滑油泄漏、异常磨损	轴承运转不畅	电机扭矩不均匀、异常噪声	驾驶杆力反馈不均匀	Ⅲ	E	检测电机电流	增加防尘装置
		轴承卡滞	存在异物或载荷不均匀	轴承停转	电机卡滞	驾驶杆无法移动	I	D	检查电机是否卡死	
电刷 弹簧	电刷 定位	弹簧压力过低或折断	化学腐蚀、疲劳失效	弹簧力异常	电机扭矩不稳定、异常噪声	驾驶杆力反馈不均匀	Ⅲ	D	检测电气连接情况	选用合适材料弹簧
电刷	导电	电刷磨损	电刷弹簧压力异常、缺少润滑	电刷接触不良	电机扭矩不稳定、异常噪声	驾驶杆力反馈不均匀	Ⅲ	E	检测电机工作电流	增加防尘装置
定子	产生 磁场	磁钢退磁	老化、电机过载、高温	电机转速增加	电机扭矩偏小、不均匀	驾驶杆力反馈偏小、不均匀	Ⅱ	E	检测电机转速及电流	使用热稳定性高的永磁材料
		气隙减小	老化	电流振荡	电机扭矩振荡	驾驶杆力反馈振荡	Ⅱ	E	检测电机电流	定期检查
电枢	提供 转矩	绕组断路	绝缘老化、机械损伤	电枢不工作	电机转矩为零	驾驶杆无力反馈	I	D	检测电枢绕组电阻	使用高质量绝缘材料
		绕组电阻升高	绕组老化	电流偏低	电机扭矩偏小	驾驶杆力反馈偏小	Ⅱ	E		定期检查
		部分绕组短路	绝缘老化、存在异物	电压电流减小	电机扭矩偏小	驾驶杆力反馈偏小	Ⅱ	D		
阻尼器	提供阻尼力	阻尼器失效	阻尼器失效	操纵无阻尼力感	操纵无阻尼力	驾驶杆力反馈异常	Ⅲ	E	飞行员感觉	拉杆部件的铝丝脱离阻尼器工作
传感器	测量信号 转化为电信号	机械部位松动	连接部位松动	传感器输出信号异常或失效	电机控制信号异常	驾驶杆力反馈异常	Ⅱ	D	目测、仪器显示	选择四余度高可靠性传感器
		机械部位脱落	保险丝断裂				Ⅱ	E		
		无信号输出	传感器失效				Ⅱ	C		
传动机构	提供操纵力感	零部件松动	齿轮间隙增大	间隙增大	传动机构空行程增大	驾驶杆力反馈异常、驾驶杆抖动	Ⅱ	C	飞行员感觉	定期检查
		零部件卡滞	齿轮卡滞	摩擦增大	传动机构卡滞		I	E		

1) 导致侧杆力反馈不均匀的电机轴承磨损、电刷弹簧压力过低或折断、电刷磨损、定子转子间气隙增大、传动机构齿轮间隙增大、阻尼器失效;

2) 导致侧杆卡滞的电机轴承卡滞、传动机构齿轮卡滞、阻尼器卡滞;

3) 导致侧杆力反馈大小不准确的定子磁钢退磁、电枢绕组断路、绕组短路、部分绕组短路、传感器机械部位松动或脱落、传感器无信号输出。

严酷度等级按照故障的严重程度划分为 I、II、III、IV 四个等级。其中 I 对应灾难级别故障, 会引起 ASS 的主要或关键功能全部丧失, 对飞机或人员造成危害; II 对应致命级别故障, 会引起 ASS 的部分主要或关键功能丧失; III 对应中等级别故障, 会引起 ASS 部分功能丧失, 但不会影响主要功能执行, IV 对应轻度级别故障, 会引起 ASS 的性能降低以及非计划性的维护或维修^[16]。

故障模式发生概率等级划分为 A、B、C、D、E 五个等级, 发生概率逐渐降低, 对应着经常发生、较少发生、偶然发生、很少发生与极少发生。它们的故障概率 P_m 参考范围分别为: $1 \times 10^{-3} < P_m$ 、 $1 \times 10^{-4} < P_m$ 、 $1 \times 10^{-5} < P_m$ 、 $1 \times 10^{-6} < P_m$ 、 $1 \times 10^{-7} < P_m$ ^[17]。

2.2 故障树模型与分析

本文针对飞机 ASS 力反馈不准确甚至抖振这一故障表征, 根据 FMEA 表中的信息找出对应的中间事件及底事件。假设飞机 ASS 的各个底事件相互独立, 以驾驶杆力反馈不准确甚至抖振为系统故障树模型的顶事件, 用逻辑门连接系统故障与各机构内部元件的基本故障事件之间的逻辑关系, 构建 ASS 的故障树模型。

根据表 4 可知顶事件对应的中间事件有电机故障、阻尼器故障、传感器故障和传动机构故障, 其中电机故障可以再细分为轴承、定子、电枢、电刷与电刷弹簧故障这五项中间事件, 再将中间事件与表 4 中不能再细分的底事件对应起来, 于是得到 ASS 驾驶杆力反馈不准确与抖振故障底事件表如表 5 所示。

于是可以给出飞机 ASS 的驾驶杆力反馈不准确与抖振的故障树如图 4 所示, 根据表 4 选出严酷度高或故障概率等级较高的几类故障 x_1, x_5, x_{7-13} , 作为本文重点研究内容, 这些故障在图 4 中做了灰色标记。

确定标灰底事件的故障模拟方法, 即确定这些故障事件影响 ASS 系统参数的方式, 提供了分析故障对 ASS 性能指标影响的途径, 这对理清 ASS 故障特征意义重大。故障事件发生时, 对应的 AMESim 模型参数为:

1) x_1 为阻尼器失效故障, 模型中阻尼器的阻尼系数为 0;

表 5 ASS 杆力反馈不准确与抖振故障底事件

底事件序号	底事件
x_1	弹簧阻尼器失效
x_2	机械部位松动
x_3	机械部位脱落
x_4	传感器无信号输出
x_5	传动齿轮间隙增大
x_6	传动机构卡滞
x_7	轴承磨损
x_8	轴承卡滞
x_9	磁钢退磁
x_{10}	气隙减小
x_{11}	绕组断路
x_{12}	绕组电阻升高
x_{13}	部分绕组短路
x_{14}	电刷磨损
x_{15}	电刷弹簧压力过低
x_{16}	电刷弹簧折断

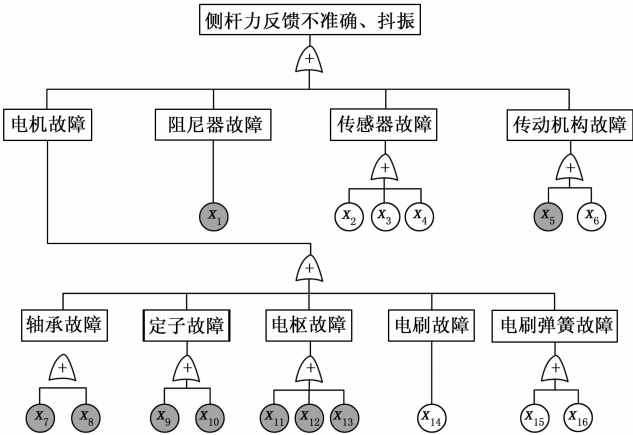


图 4 ASS 驾驶杆力反馈不准确故障树

2) x_5 为传动齿轮间隙增大故障, 模型中行星减速器的间隙大小增大;

3) x_7 与 x_8 为轴承磨损与卡滞故障, 模型中电机连接旋转负载的阻尼系数增大或无限大;

4) x_9 对应的故障为磁钢退磁, 此时 AMESim 模型中电机的转矩系数降低;

5) x_{10} 对应的故障为定子与转子间气隙减小, 此时 AMESim 模型中电机电感增大;

6) x_{11} 与 x_{12} 对应的故障为绕组断路与电阻升高, 此时 AMESim 模型中电机电枢绕组电阻无穷大或增大;

7) x_{13} 对应的故障为部分绕组短路, 此时 AMESim 模型中电枢绕组电阻减小、电感减小、转矩系数减小。

3 系统故障仿真与分析

3.1 飞机 ASS 仿真模型

建立的 ASS 模型如图 5 所示, 环境温度设置为恒温 40 °C, 在故障 ASS 返厂维修确定故障种类时, 合作

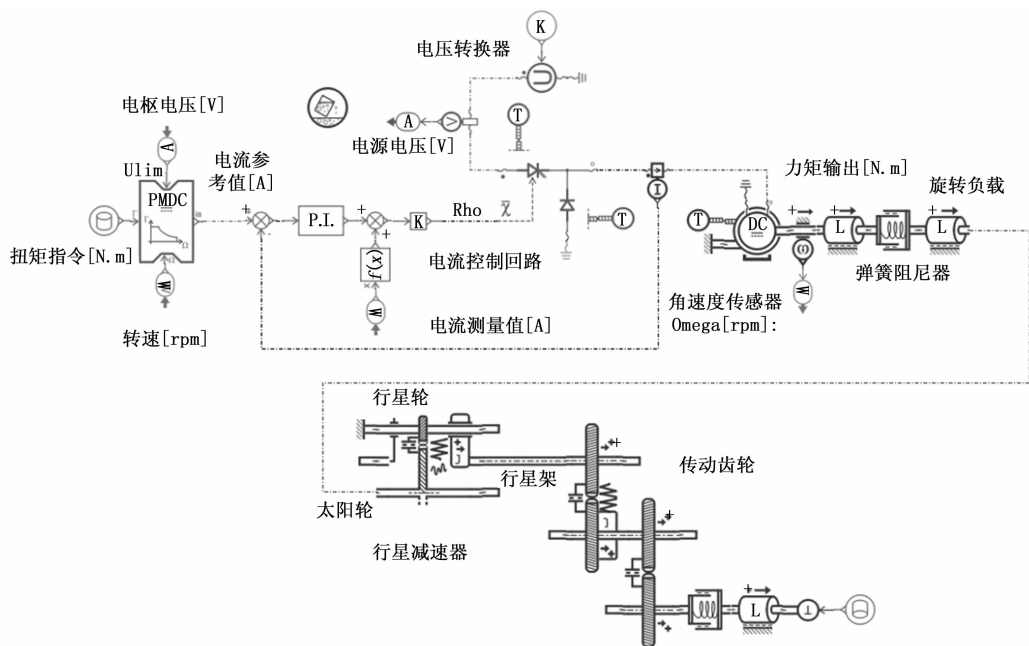


图 5 ASS 仿真 AMESim 模型

研究院给出的测试方案是在主动侧杆手柄处提供一个负载力矩, 根据手柄处测得的力、位移等信号生成给电机的力矩指令信号, 再通过分析侧杆内部各机构状态量变化判断故障种类。

根据院方该型 ASS 的设计方案得知杆体最大力反馈为 150 N, 最大行程为 22.5 度, 杆体长度为 0.4 m, 那么输出给杆体的最大力矩为 60 N·m, 减速器减速比为 7, 那么电机所需的最大输出扭矩为 60/7 N·m。为了测试主动侧杆的功能, 在杆体手柄处输入一个力矩来模拟飞行员快速从空行程推到最大行程, 又迅速回到空行程的动作, 手柄处负载力矩 T_{L0} 为:

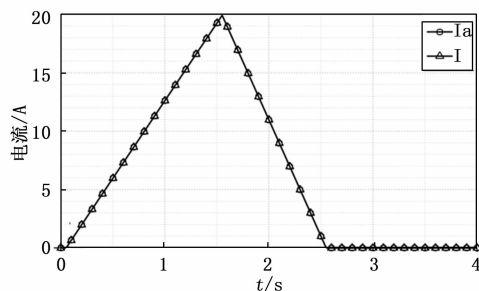
$$T_{L0} = \begin{cases} 40t & 0 \leq t \leq 1.5 \\ 150 - 60t & 1.5 \leq t \leq 2.5 \\ 0 & 2.5 \leq t \leq 4 \end{cases} \quad (15)$$

手柄处的传感器检测到负载力矩引发的力与手柄角速度变化, 生成了电机的力矩指令, 由于电机的负载力矩 T_e 值为手柄负载力矩 T_{L0} 值除以侧杆总减速比 7, 为简化整个流程, 设定力矩电机控制系统接收到的力矩指令 T_{cmd} 为 T_e 信号加上 0.05 s 的迟滞。7 对应减速器减速比, 0.05 s 迟滞对应传感器和控制系统的时延。

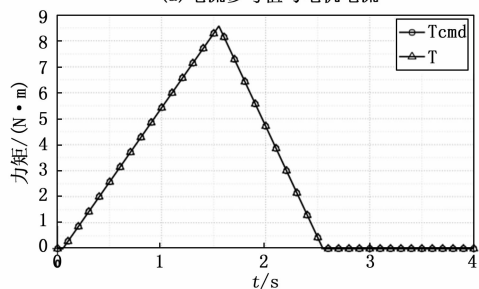
设定仿真时间为 4 s, 仿真步长为 0.01 s, 得到力矩电机控制效果如图 6 所示。

可以看出在无故障情况下, 电机电流 I 能够迅速匹配扭矩—电流计算模块计算得到的电流参考值 I_a , 从而使得电机输出力矩 T 迅速匹配力矩指令 T_{cmd} 。

由于传动机构的传动比固定为 7, 减速器通过传动齿轮与杆体相连, 仿真得到的传动机构力矩输出效果与



(a) 电流参考值与电机电流



(b) 电机扭矩指令与电机输出力矩

图 6 力矩电机控制效果

ASS 装置力矩输出效果如图 7 所示。

可以看出在无故障情况下, 行星减速器的输入端力矩 T_e 与减速器减速比 7 的乘积基本与减速器输出力矩 T_e 一致, 说明传动机构能够稳定实现力矩放大的功能, 满足了传动系统的设计需求。ASS 装置装置的输出角位移从 0° 升高至 22.5° 并回到 0°, 符合 ASS 装置的行程设定, ASS 装置功能得以实现。

3.2 故障注入与分析

要进行 ASS 故障规律分析, 首先需要进行故障注

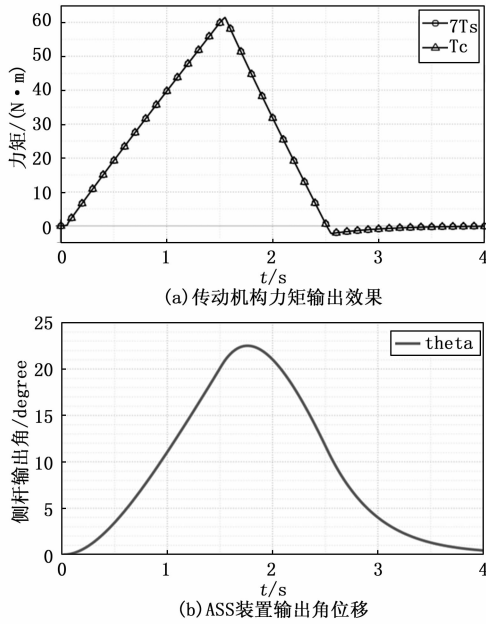


图7 传动机构力矩与ASS装置角位移输出效果

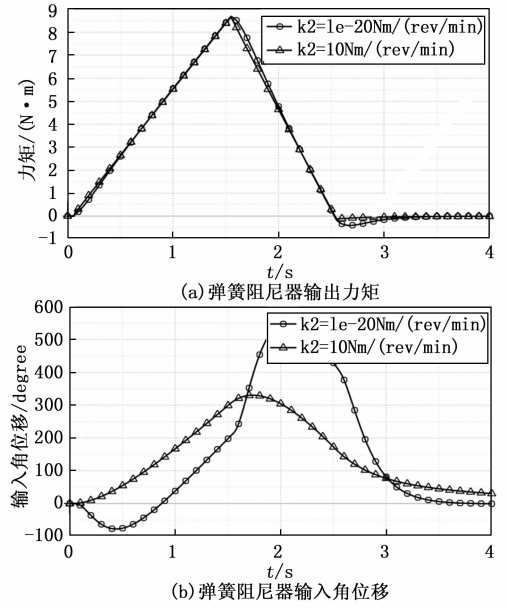


图8 弹簧阻尼器健康与失效状态对比

入, 再对故障下的特征量变化图像加以分析。对于减速器间隙变大外的故障, 设定 ASS 中侧杆手柄受到的负载力矩 T_{L0} 如式所示, 模型仿真时间为 4.0 s, 仿真步长为 0.01 s。而减速器间隙故障会在驾驶杆回到空行程或离开空行程时产生明显影响, 且间隙故障会导致输出力矩变化速度非常大, 故设置模型仿真时间为 8.0 s, 仿真步长为 0.000 1 s, 侧杆手柄收到的力矩指令 T_{L0} 为重复一次的式对应信号。最终得到以下故障仿真结果。

1) x_1 弹簧阻尼器失效故障:

弹簧阻尼器健康状态下的参数如表 3 所示, 修改阻尼器阻尼系数 k_2 为 $1e-20$ Nm/(rev/min), 两种状态下弹簧阻尼器的输出特性如图 8 所示。

从图 8 可看到, 由于阻尼器失效, 弹簧阻尼器的输出力矩出现轻微的振荡现象, 输入端角位移相对健康状态变化加剧, 最大角位移大幅增大, 这会导致侧杆手柄的输出角位移大幅增大, 严重影响操纵。

2) x_7 、 x_8 轴承磨损与卡滞:

轴承磨损与卡滞导致电机连接的旋转负载阻尼系数上升, 根据某型 ASS 设计要求设定健康状态下电机轴承的阻尼系数为 0.005 Nm/(rev/min), 再设置三组对照参数分别为 0.01, 0.1, 0.5 Nm/(rev/min) 模拟不同程度的轴承磨损, 设置 9 999 Nm/(rev/min) 模拟轴承卡死, 得到电机电压、电流、输出力矩及转速图像如图 9 所示, 可以看到, 随着电机轴承磨损程度的加剧, 电压与输出力矩出现小幅变化, 电流基本保持不变, 但电机的转速逐渐降低, 这会导致侧杆手柄的角位

移降低, 表现出侧杆手柄难以转动的特征。

3) x_9 磁钢退磁:

磁钢退磁会导致电机的转矩系数降低, 电机的转矩系数公式为:

$$K_t = \frac{NBA \cos \theta}{2\pi} \quad (16)$$

其中: N 为线圈匝数, B 为磁场的磁感应强度, A 为线圈截面积, θ 为磁场方向和线圈截面积法线方向的夹角, 磁钢退磁会导致磁感应强度 B 降低, 健康状态下的电机转矩系数为 $0.43 \text{ V} \cdot \text{s/rad}$, 设置四组对照参数分别为 0.1, 0.2, 0.3, 0.4 V·s/rad, 得到电机电压、电流、输出力矩及转速图像如图 10 所示, 可以看到随着转矩系数降低, 电机电流受到的影响较小, 电机的电压和力矩都出现不同程度的降低, 电机转速大幅升高, 这会导致侧杆手柄的输出角速度过大, 严重影响操纵。

4) x_{10} 定子转子间气隙减小:

定子转子间气隙减小会导致电机电感增大, 电机健康状态下的电感为 2.01 mH, 设置四组对照参数为 10.05, 20.1, 100.5, 201 mH, 得到电机电压、电流、输出力矩及转速图像如图 11 所示。

可以看到随着电感增大, 电机电压振荡加剧, 但电机的电流、输出力矩以及转速的影响较小, 基本与健康状态一致。

5) x_{11} 、 x_{12} 绕组断路与电阻增大:

健康状态下的电机绕组电阻为 0.57Ω , 设置四组参数为 1.14, 2.28, 5.7, 9 999 Ω 模拟电阻增大与断路, 得到电机电压、电流、输出力矩及转速图像如图 12 所示。

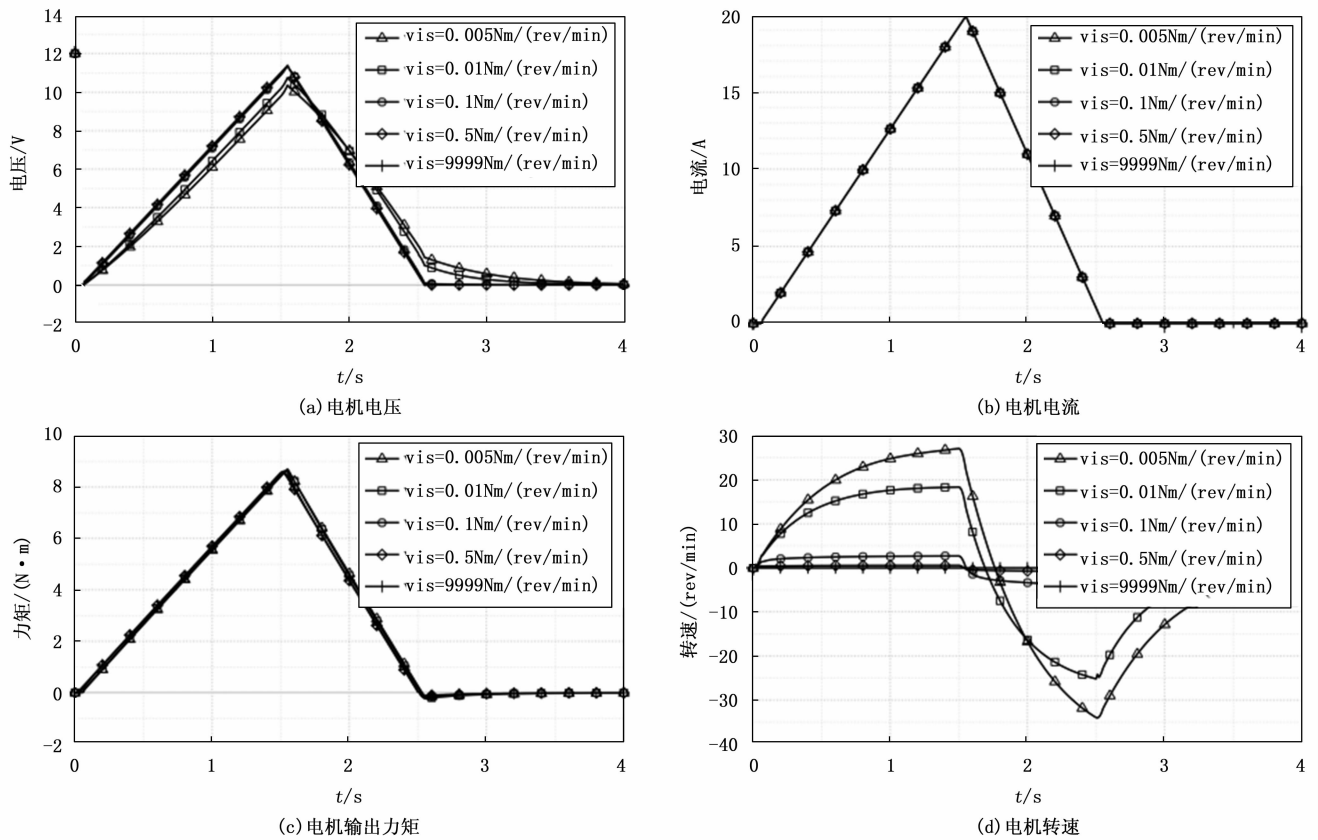


图 9 轴承故障下电机状态对比

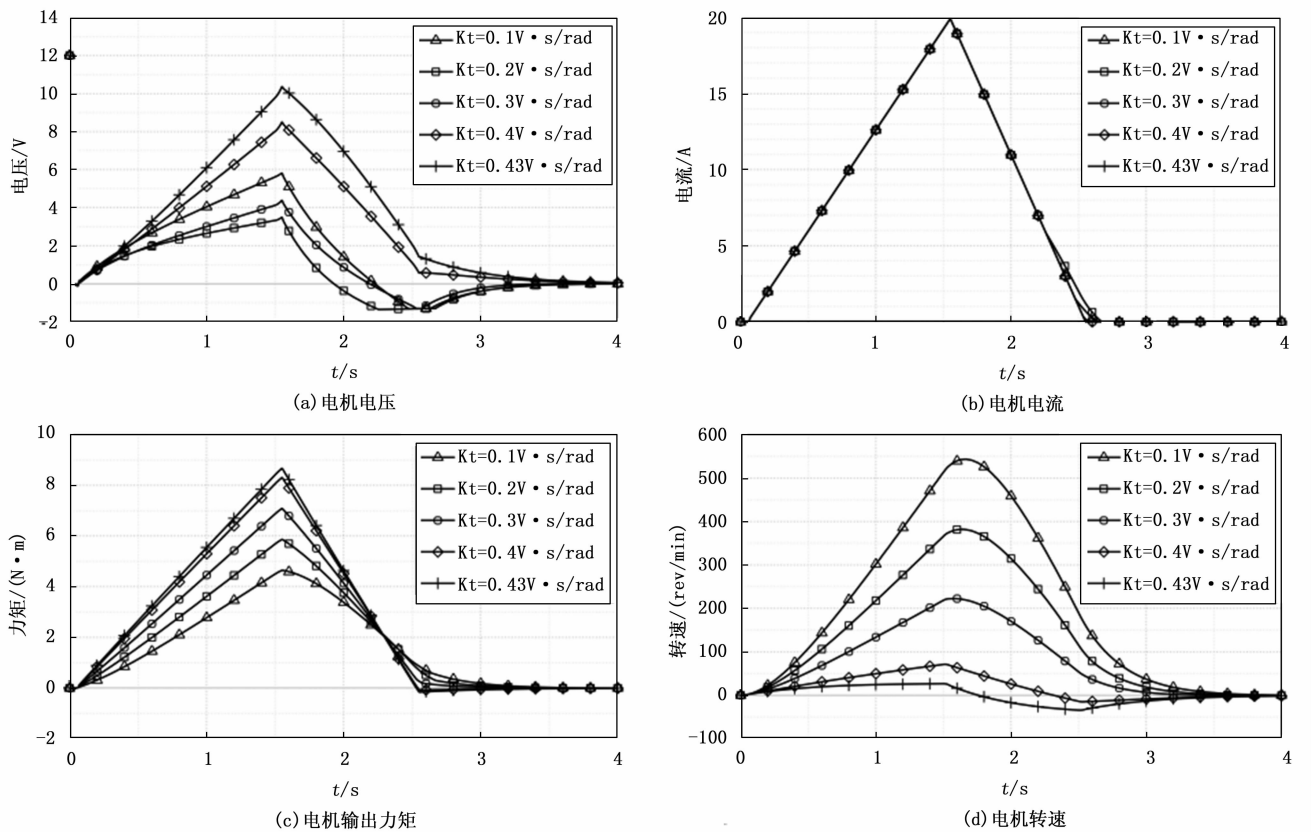


图 10 磁钢退磁故障下电机状态对比

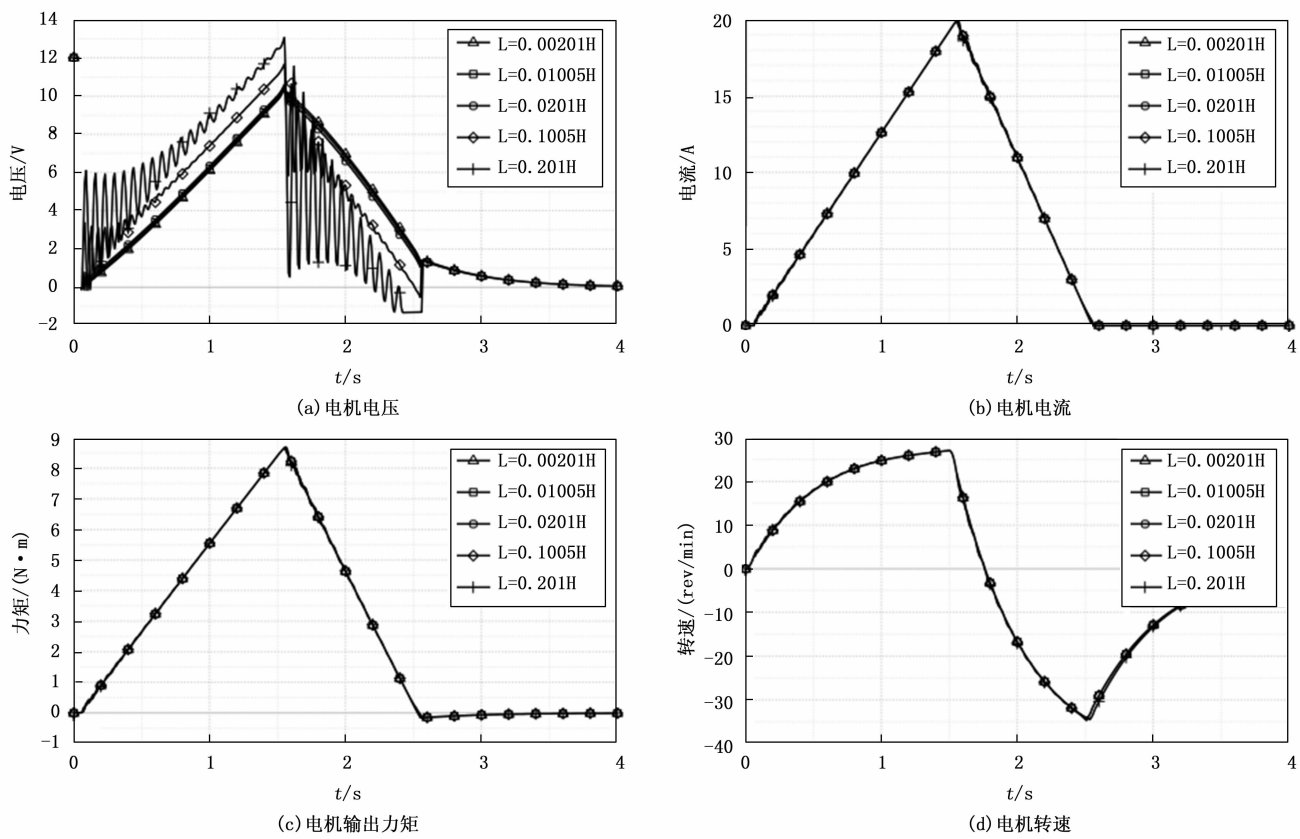


图 11 气隙减小故障下电机状态对比

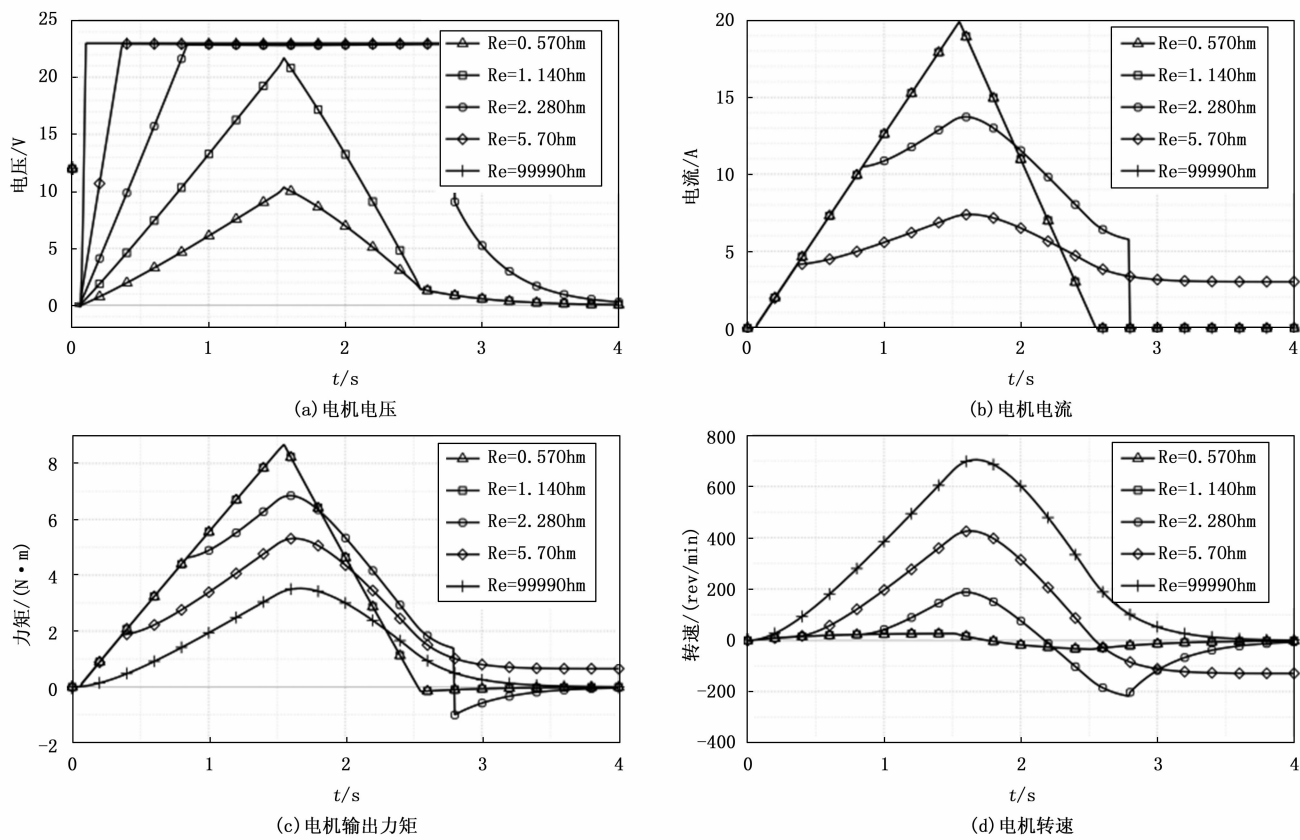


图 12 绕组断路故障下电机状态对比

可以看出,随着电阻的升高,电机电压升高,电流会因电压达到最大值后无法升高而降低,从而导致输出力矩的降低,电机的转速则会大幅增大,导致侧杆手柄输出角速度过大,严重影响操纵。

6) x_{13} 部分绕组短路:

部分绕组短路时电机电枢绕组电阻减小、电感减小、转矩系数减小,电机电感方程为:

$$L = \frac{N^2 \mu A}{l} \quad (17)$$

其中: N 为线圈匝数, μ 为磁导率, A 为线圈截面积, l 为线圈有效长度。假设绕组电路的比例为 m , 那么由于部分绕组短路, 认为电阻减小比例与 m 一致, 而 l 与 N 同比减小, 故电感 L 得减小比例也与 m 线性相关, 同样地, 根据可知转矩系数 K_t 也与 m 线性相关。故设定绕组短路比例 $m=1, 0.8, 0.5, 0.2, 0$, 那么 R, K_t, L 的值即为健康值与 $1-m$ 的乘积, 得到电机电压、电流、输出力矩及转速图像如图 13 所示, 可以看到随着绕组短路比例 m 增加, 电机电压降低, 电流升高, 电机的力矩将会降低, 转速则会升高, 导致侧杆手柄的输出角速度过大。

7) x_5 减速器传动齿轮间隙增大故障:

行星减速器在健康状态下的间隙大小为 0.01 mm, 设置五组间隙参数分别为 0.01、0.1、0.2、0.5、1 mm,

得到行星减速器的输出力矩与输出角速度图像如图 14 所示。

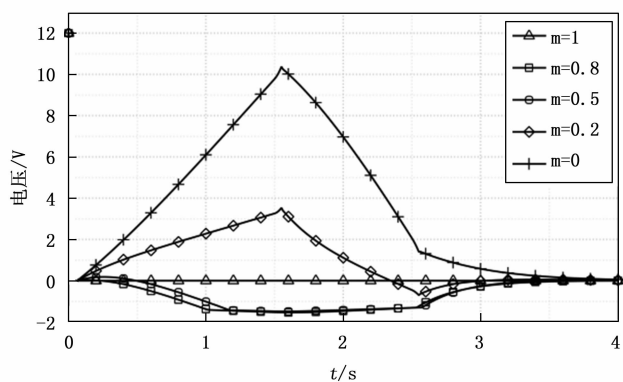
由图 14 可以看到, 在 ASS 进入空行程和离开空行程的 2.5 s 与 4 s 时刻附近, 间隙会导致行星架输出扭矩与角速度的振荡, 且随着间隙增大, 振荡出现的时间越晚, 振荡越剧烈, 达到稳态的时间越晚。当间隙为 1 mm 时, 行星架的输出力矩与角速度在某些时刻甚至是间隙为 0.01 mm 的 10 倍多, 此时侧杆会呈现出明显的抖动, 严重影响飞行员操纵。

4 结束语

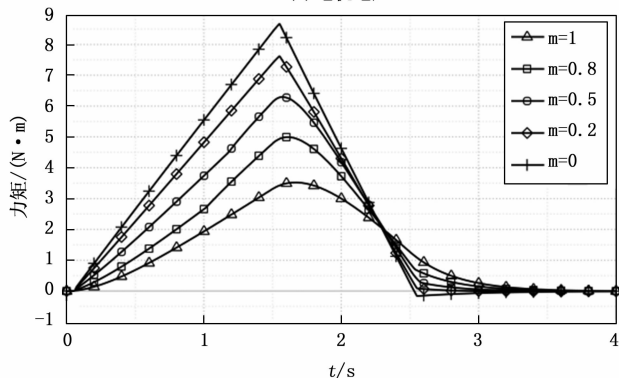
本文针对飞机 ASS 这一对象, 利用 FMEA 方法分析其可能发生的关键故障; 通过建立飞机 ASS 的 AMESim 模型, 并结合 FMEA 结论对模型进行故障注入, 将主要的八类故障进行仿真和模拟, 采集可测信号(阻尼器输出力矩与输入角位移、电机电压、电流、输出扭矩、转子转速、减速器输出端扭矩及角速度), 并分析不同类型故障情况下的信号特征, 形象地表述出故障发生时系统的响应, 为后续对飞机 ASS 的故障诊断及性能监测提供了理论基础, 主要贡献如下:

1) 通过 FMEA 与故障树方法得到飞机 ASS 可能故障中危害度较高或发生概率较大的 8 类故障。

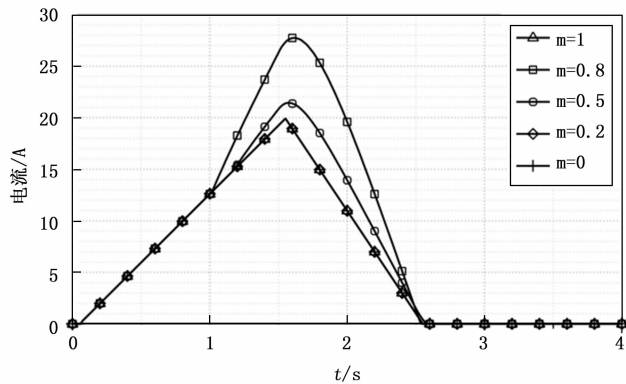
2) 构建了飞机 ASS 的 AMESim 模型, 分析了关键



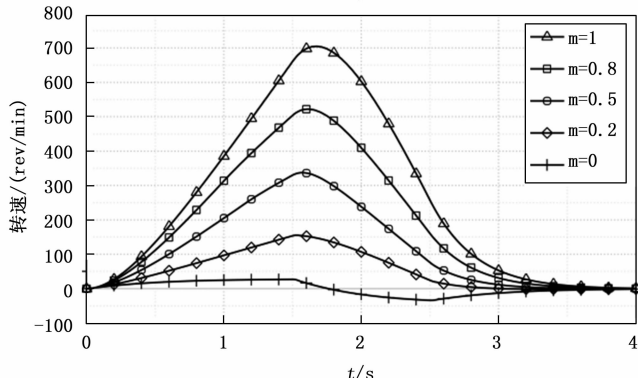
(a) 电机电压



(c) 电机输出力矩



(b) 电机电流



(d) 电机转速

图 13 绕组短路故障下电机状态对比

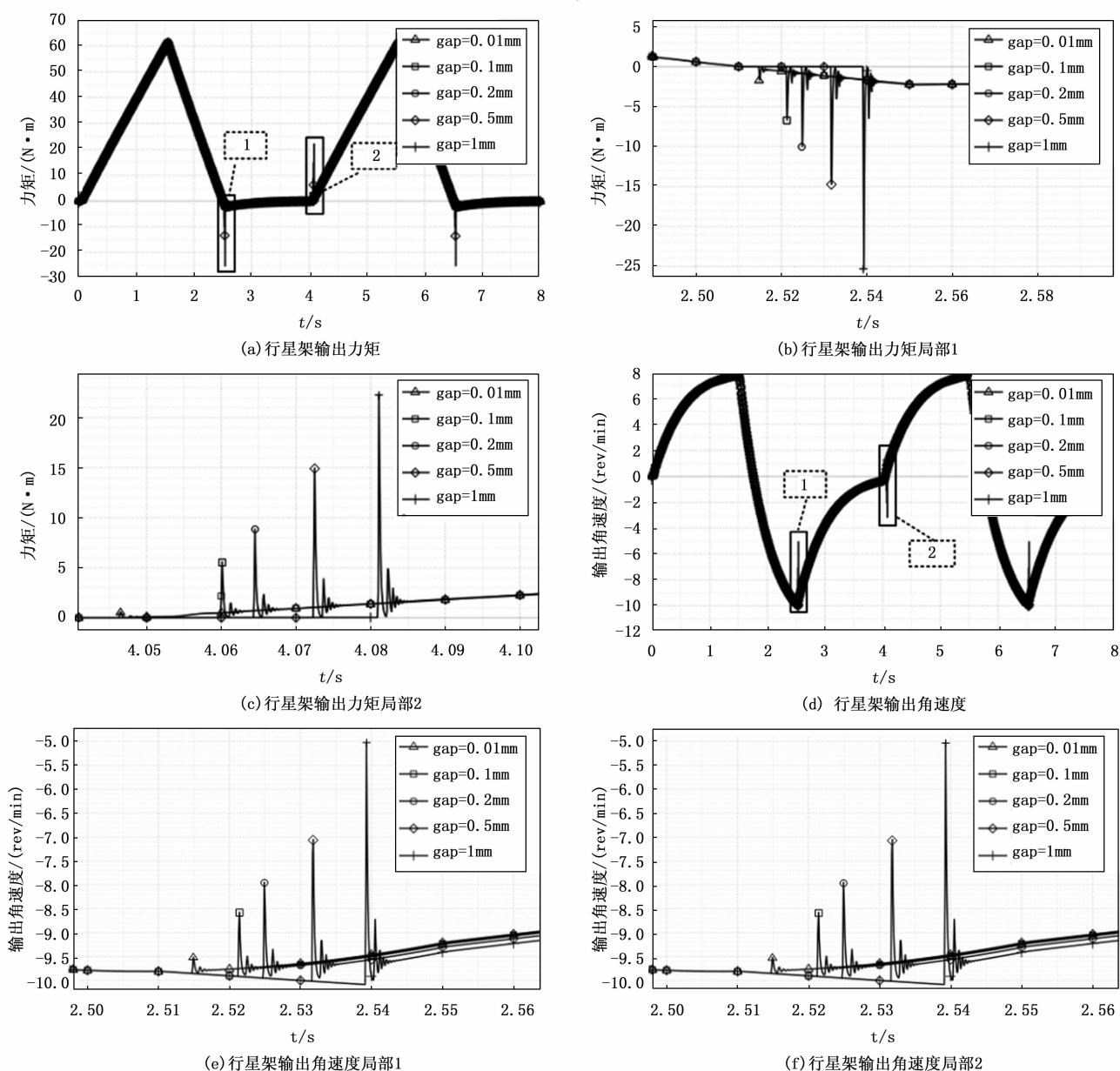


图 14 行星架间隙故障状态对比

故障影响 ASS 系统参数的方式, 实现关键故障的注入。

3) 分析了不同故障发生时, 飞机 ASS 内部机构表征形式的特点, 故障表征特点的差异为后续飞机 ASS 故障诊断的实现提供了理论基础。

参考文献:

- [1] DANIEL N, MARIO M. Optimization of the equivalent mechanical characteristics of active side sticks for piloting a controlled helicopter [J]. CEAS Aeronautical Journal, 2011 (2): 1-4.
- [2] 李玉风, 王延刚, 屈香菊. 主动侧杆操纵的人机特性评价方法 [J]. 飞行力学, 2008, 26 (6): 9-13.

- [3] 王 欢, 孙永荣, 孙旭东. 飞机 ASS 系统的杆力控制方法研究 [J]. 测控技术, 2016, 35 (12): 79-82.
- [4] 陈 奇, 张 振, 樊 浩. 基于故障模型的 AMT 关键故障对系统的影响研究 [J]. 合肥工业大学学报 (自然科学版), 2016, 39 (10): 1297-1304.
- [5] 王栓奇, 武 伟, 刘 钊. 武器装备软件失效模式分析和应用 [A]. 2019 航空装备服务保障与维修技术论坛暨中国航空工业技术装备工程协会年会论文集 [C] //中国航空工业技术装备工程协会, 2019: 4.
- [6] 杨海龙, 郑竹林, 袁功勋, 等. “某型直升机向右压杆产生反向冲动”故障分析与处理 [J]. 民航学报, 2022, 6 (4): 106-108.

(下转第 45 页)