

doi: 10.7690/bgzd.2024.11.016

## 制导武器气动舵机数学建模及故障模式仿真

温向华<sup>1</sup>, 余永俊<sup>1</sup>, 时子房<sup>1</sup>, 刘思博<sup>1</sup>, 赵江<sup>2</sup>

(1. 国营长虹机械厂, 广西 桂林 541002; 2. 驻桂林地区军事代表室, 广西 桂林 541002)

**摘要:** 为提升舵机的执行精度, 根据一种出口型的制导武器气动舵机工作原理建立舵机放大器、射流管阀、作动筒、反馈电位计等关键部件的数学模型。基于所建立的数学模型进行 Matlab/Simulink 仿真, 验证该模型在频域特性及时域特性的准确性; 针对制导弹药靶试过程中气动舵机出现的“毛刺”干扰问题, 分别对舵机各关键部件数学模型注入“毛刺”干扰仿真, 并与制导弹药靶试遥测数据进行对比分析。仿真结果表明: 气动舵机反馈电位计故障可导致气动舵机出现“毛刺”问题, 经实际排除后再次靶试“毛刺”干扰得到消除, 为后续制导武器气动舵机故障模式分析提供了一定理论基础。

**关键词:** 气动舵机; 建模仿真; 故障分析; “毛刺”干扰

**中图分类号:** TJ760.3 **文献标识码:** A

## Mathematical Modeling and Failure Mode Simulation of Pneumatic Actuator for Guided Weapon

Wen Xianghua<sup>1</sup>, Yu Yongjun<sup>1</sup>, Shi Zifang<sup>1</sup>, Liu Sibao<sup>1</sup>, Zhao Jiang<sup>2</sup>

(1. State Owned Changhong Machinery Factory, Guilin 541002, China;

2. Military Representative Office in Guilin District, Guilin 541002, China)

**Abstract:** In order to improve the precision of the actuator, the mathematical models of the key components such as the actuator amplifier, the fluidic pipe valve, the actuator and the feedback potentiometer were established according to the working principle of the pneumatic actuator of an export-oriented guided weapon. According to the established mathematical model, Matlab/Simulink simulation is carried out to verify the accuracy of the model in frequency domain and time domain; Aiming at the problem of "burr" interference in the process of guided ammunition target test, the mathematical models of the key components of the actuator were injected with "burr" interference, and the simulation results were compared with the telemetry data of guided ammunition target test. The simulation results show that the fault of the feedback potentiometer of the pneumatic actuator can cause the "burr" problem of the pneumatic actuator, and the interference of the "burr" can be eliminated after the actual elimination, which provides a theoretical basis for the failure mode analysis of the pneumatic actuator of the subsequent guided weapon.

**Keywords:** pneumatic actuator; modeling and simulation; fault analysis; "burr" interference

### 0 引言

舵机是制导武器飞行系统不可缺少的关键组成部分, 是制导武器姿态控制的执行部件, 如何保证和提升舵机的执行精度是实现精确打击的重要一环<sup>[1]</sup>。制导武器上的控制计算机(如自动驾驶仪、任务计算机、综控计算机等)发出控制信号, 经放大器进行功率放大后由舵机进行一系列的响应并带动制导武器舵面进行偏转, 控制和稳定制导武器的飞行<sup>[2]</sup>; 因此, 舵机性能直接影响制导武器飞行的方向性和精准性<sup>[3]</sup>。

舵机有电动舵机、液压舵机、气动舵机。气动舵机根据气源特点一般有冷气、燃气、冲压式, 根据伺服阀可以有球阀式、射流管式、喷嘴/挡板式<sup>[4]</sup>。冷气式舵机的力矩和转动惯量比较大, 灵敏度较高,

响应速度较快, 结构简单, 成本低, 体积小, 质量小等特点被制导弹药所利用<sup>[5]</sup>。

气动舵机在研制前需对各个零部件进行主要参数计算。James 等<sup>[6]</sup>提出了一种克服气动缸活塞型舵机非线性和不确定性的迭代学习控制方法, 利用 Matlab 对气动舵机进行数学建模, 并将迭代学习控制方法扩展到非线性、非重复系统的控制中。杜民和闫霞等<sup>[7-8]</sup>对射流管式气动舵机射流管阀建立线性化数学模型, 得到位移输出与控制信号的动态关系。

一种出口型制导武器射流管式气动舵机在设计过程中在以上研究的基础上对舵机放大器、射流管、气缸等部件进行数学建模, 计算控制输入与舵机输出的各种关系, 量化电磁力矩系数、电磁弹簧刚度、

收稿日期: 2024-06-11; 修回日期: 2024-07-22

第一作者: 温向华(1982—), 男, 广西人, 硕士。

放大器放大倍数、反馈回路系数等关键参数，为气动舵机各种零部件的设计等提供理论上依据。同时，因制导武器靶试试验一次性使用的局限性，凭有限的遥测数据很难将问题定位到舵机内部零件，建立的气动舵机数学模型通过故障注入与靶试试验遥测数据对比的方式进行问题准确定位，减少制导武器靶试次数，可大大降低靶试成本。

## 1 气动舵机数学模型的建立

### 1.1 气动舵机工作原理

一种出口型制导武器采用的气动舵机及其相关构成如图 1 所示，信号传递函数如图 2 所示。制导武器上的控制计算机发出控制信号  $V_i$  并输入到放大器。放大器同时接收气动舵机反馈电位计信号  $V_f$ 。 $V_f$  与  $V_i$  经和差运算并放大后共同形成偏差控制信号  $V_o$ 。偏差控制信号  $V_o$  控制由力矩马达、衔铁、射流管、接受器等组成的射流管阀完成衔铁转角  $\theta$  偏转。射流管阀力矩马达采用极化式，起电-机转换作用，将偏差控制的电信号变换为机械衔铁转角输出<sup>[9-10]</sup>。

机械衔铁转角带动接受器对气源气体进行分配，并输入到作动筒内，实现气动力输出。作动筒是一个双作用式气缸，通过作动筒行程将气动力信号转换为机械性比例位移  $Y$  输出，经球铰驱动舵片偏转。

反馈电位计(包括可变电阻器、信号引出片和银触点)装在作动筒气缸活塞杆的一端，其活动臂由活塞杆带动，输出一个与位移  $Y$  成正比的反馈电位计信号  $V_f$ ，通过与控制信号  $V_i$  比较产生偏差控制信号  $V_o$ ，构成一个闭环反馈控制系统。

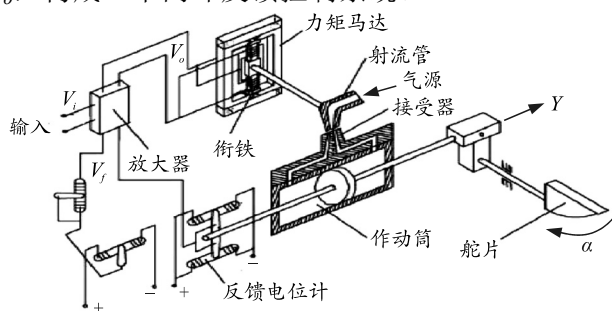


图 1 气动舵机及其相关构成

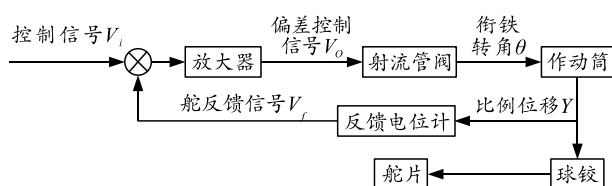


图 2 气动舵机信号传递函数

### 1.2 数学模型的建立

为得到气动舵机数学模型：1) 建立放大器的动态方程，得到控制信号  $V_i$ 、控制信号电压  $V_o$ 、反馈电位计信号  $V_f$  的相互关系，特别是放大器放大倍数  $K$  的取值；2) 建立射流管阀的动态方程，得到控制信号电压  $V_o$ 、衔铁转角  $\theta$ 、射流管端面位移  $X$  的相互关系，特别是射流管转动中心到端面位移  $R_o$ 、电磁力矩系数  $K_t$  等过程参数的取值；3) 建立作动筒的动态方程，得到射流管端面位移  $X$  与比例位移  $Y$  的相互关系，特别是活塞两边的压差  $P_m$  等过程参数取值；4) 建立反馈电位计的动态方程，得到反馈电位计信号  $V_f$  与比例位移  $Y$  的关系，特别是反馈系数  $K_{oc}$  值。

#### 1.2.1 放大器方程的建立

根据放大器的原理，很容易得到其动态方程。控制信号  $V_i$ 、控制信号电压  $V_o$ 、反馈电位计信号  $V_f$  方程为：

$$v_o = K(V_i - V_f) \quad (1)$$

式中  $K$  为放大器放大倍数。

#### 1.2.2 射流管阀方程的建立

射流管阀中最关键的部件为力矩马达，其动态方程的建立需要得到力矩马达的动特性。力矩马达的动特性是指输入力矩马达的偏差控制信号  $V_o$  与衔铁转角  $\theta$  的瞬态关系，主要包括偏差控制信号  $V_o$  与线圈电流  $i$  之间的动态关系以及线圈电流  $i$  与衔铁转角  $\theta$  之间的动态关系 2 个环节。可通过物理基本定律建立电压和力平衡方程而求得这种关系<sup>[11]</sup>。

设力矩马达驱动放大器的输出阻抗为  $r_a$ ，力矩马达控制线圈为  $r_c$ ，力矩马达线圈匝数为  $N$ ，则偏差控制信号  $V_o$  与线圈电流  $i$  之间方程为：

$$V_o = ir_a + ir_c + N d\phi_a / dt \quad (2)$$

式中  $N d\phi_a / dt$  为衔铁中磁通  $\phi_a$  的变化在线圈中所产生的反电动势。

$$N d\phi_a / dt = L di/dt + L_\theta d\theta/dt \quad (3)$$

式中： $L$  为力矩马达导磁体长度； $L di/dt$  为控制线圈中的电流变化时在线圈中产生的自感电动势； $L_\theta$  为衔铁导磁体长度； $L_\theta d\theta/dt$  为衔铁转动时，在线圈中产生的反电动势。

将式(3)代入式(2)，反映力矩马达电路部分的动态关系：

$$V_o = ir_a + ir_c + L di/dt + L_\theta d\theta/dt \quad (4)$$

当电磁力矩作用于衔铁时，衔铁力矩  $T_d$  动态方

程为:

$$T_d = J d^2\theta/dt + B d\theta/dt + T_l \quad (5)$$

式中:  $J$  为随衔铁一起运动的衔铁组件的转动惯量;  $B$  为衔铁组件运动时的粘性摩擦系数;  $T_l$  为衔铁运动时所拖动的负载力矩, 其中也包括摩擦力矩。

衔铁力矩  $T_d$  静特性公式为:

$$T_d = K_i i - G_m \theta \quad (6)$$

式中:  $K$  为电磁力矩系数;  $G_m$  为电磁弹簧刚度。

将式(6)代入式(5), 整理得:

$$K_i i = J d^2\theta/dt + B d\theta/dt + G_m \theta + T_l \quad (7)$$

式(7)与式(4)联立进行拉氏变化, 忽略  $T_l$  的影响, 并令  $r_a + r_c = r_o$ , 得到力矩马达的动态特性方程, 即偏差控制信号  $V_o$  与衔铁转角  $\theta$  的动态关系如下:

$$\theta/V_o = K_t / (LJ s^3 + (LB + r_o J) s^2 + (L_\theta K_t + LG_m + Br_o) s + r_o G_m) \quad (8)$$

由于衔铁一起运动的衔铁组件的转动惯量  $J$ 、衔铁组件运动时的粘性摩擦系数  $B$  均很小, 可忽略不计, 可将上述式(8)简化为一阶惯性函数。设  $K_r = K_t / r_o G_m$ ,  $T_r = (L_\theta K_t + LG_m) / (r_o G_m)$ , 则式(8)可转化为:

$$\theta/V_o = K_r / (T_r s + 1) \quad (9)$$

设射流管端面位移为  $X$ , 射流管转动中心到端面位移为  $R_o$ , 且  $\theta = x/R_o$  则:

$$X/V_o = R_o K_r / (T_r s + 1) \quad (10)$$

由力矩马达预定结构参数,  $K_t \geq 0.52 \text{ Nm/A}$ ,  $G_m \geq 0.26 \text{ Nm/rad}$ ,  $r_b = 125 \Omega$ ,  $L = 0.215 \text{ m}$ ,  $L_\theta = 0.08 \text{ m}$ ,  $R_o = 14 \text{ mm}$ , 忽略力矩马达驱动放大器的输出阻抗  $r_a$  影响, 将参数代入得:

$$K_r = 0.016, T_r = 0.003 \quad (11)$$

力矩马达预定结构参数得到控制信号电压  $V_o$  与射流管端面位移  $X$  的传递函数:

$$X(s)/V_o(s) = 0.224 / (0.003s + 1) \quad (12)$$

### 1.2.3 作动筒方程的建立

作动筒气缸腔内工作的动态方程为:

$$A dy/dt = k_1 x - k_2 P_m - k_3 dP_m/dt \quad (13)$$

式中:  $A$  为作动筒气缸中间活塞实际面积;  $y$  为活塞的输出位移;  $P_m$  为活塞两边的气压差;

$k_1 = A \dot{y}_o K_{qo} / R_1$ ;  $\dot{y}_o = \mu f_o CR \sqrt{T_o} / A$   $f_o = \pi R_1^2$ ;  $k_2 = A \dot{y}_o K_{co} / P_o$ ;  $k_3 = V_{10} / 2kP_{10}$ ;  $R_1$  为射流管阀喷嘴半径;  $f_o$  为射流管阀喷嘴出口面积;  $P_{10}$  为活塞在作动筒气缸腔中间时的两边气缸压力;  $V_{10}$  为活塞在作

动筒气缸腔中间时的两边气缸容积;  $\mu$  为所用气源流量系数;  $R$  为气源气体常数;  $C$  为放大系数;  $K_{qo}$  为零位流量放大系数;  $K_{co}$  为零位压力流量系数;  $T_o$  为气源温度;  $k$  为等熵指数。

活塞的运动方程为:

$$AP_m = M d^2y/dt^2 + B dy/dt + k_f y \quad (14)$$

式中  $k_f$  为舵机反馈系数。

将式(13)和(14)进行拉氏变换可得:

$$k_1 X(s) - AS Y(s) = k_2 (1 + T_2 s) P_m(s) \quad (15)$$

$$AP_m(s) - F_L(s) = (Ms^2 + Bs + k_f) Y(s) \quad (16)$$

式中  $T_2 = k_3/k_2$ 。

作动筒气缸活塞主要克服弹性负载, 在省略活塞惯性负载和阻尼负载情况下, 式(15)和(14)可简化为:

$$Y(s)/X(s) = K_m / (1 + T_m s) \quad (17)$$

式中:  $K_m = k_1 A / k_2 k_f$ ;  $T_m = T_2 + A^2 / k_2 k_f$ 。

将  $R_1 = 0.4 \text{ mm}$ ,  $P_{10} = P_o = 3.5 \text{ MPa}$ ,  $V_{10} = 0.000 084 \text{ m}^3$ ,  $\mu = 0.8$ ,  $R = 297 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$ ,  $C = 0.04$ ,  $K_{qo} = 5.04 \times 10^{-4} \text{ kg/s}$ ,  $K_{co} = 1.58 \times 10^8 \text{ kg/s}\cdot\text{Pa}$ ,  $T_o = 293 \text{ K}$ ,  $k_f = 531.35 \text{ V/m}$ ,  $k = 1.4$ ,  $A = 0.1142 \text{ m}^2$  等参数代入, 得到射流管端面位移  $X$  与机械性比例位移  $Y$  输出关系为:

$$Y(s)/X(s) = 0.57 / (1 + 0.03s) \quad (18)$$

### 1.2.4 反馈电位计方程的建立

反馈电位计反馈系数:

$$K_{oc} = U_{oc} / \delta \quad (19)$$

式中:  $U_{oc}$  为舵反馈总电压;  $\delta$  为作动筒行程总位移。

1 mm 作动筒行程位移对应 1.41 V 舵反馈电压, 所以  $K_{oc} = 1.41$ 。

由以上计算过程, 气动舵机数学模型计算的各个环节联系到一起可得到气动舵机控制计算机发出控制信号  $V_i$ 、气动舵机反馈电位计信号  $V_f$ 、比例位移  $Y$  三者简化数学模型, 气动舵机传递函数如图 3 所示。

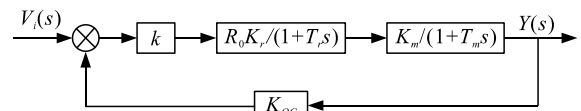


图 3 气动舵机传递函数

## 2 系统仿真分析

### 2.1 频域特性

用 Matlab 软件对建立的气动舵机传递函数进

行编程仿真，验证所建立的模型是否贴近真实气动舵机性能，由气动舵机开环传递函数得到气动舵机伯德图如图 4 所示。

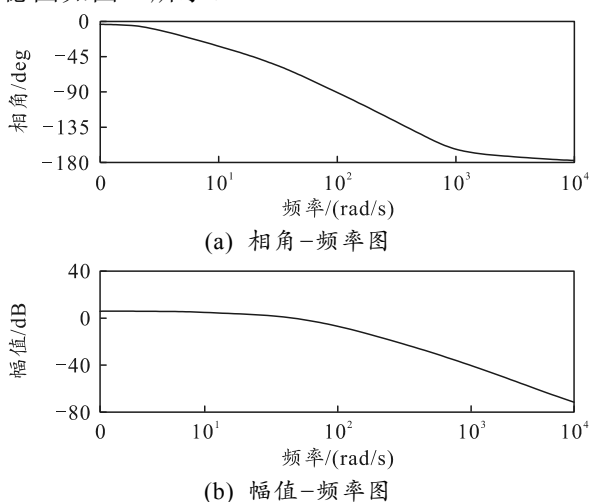


图 4 气动舵机开环传递函数伯德图

由上图可知：气动舵机开环传递函数相位裕度  $126^\circ$ ，幅值穿越频率  $36.9 \text{ rad/s}$  ( $5.87 \text{ Hz}$ )，幅值裕度和相角穿越频率均无穷大，满足气动舵机幅频宽大于等于  $4.2 \text{ Hz}$ ，相频宽大于等于  $12.5 \text{ Hz}$  设计性能指标要求，在频域上满足要求。

### 2.2 时域特性

对气动舵机数学模型输入幅值为  $1 \text{ V}$  的阶跃信号，得到模型的阶跃响应曲线如图 5 所示。

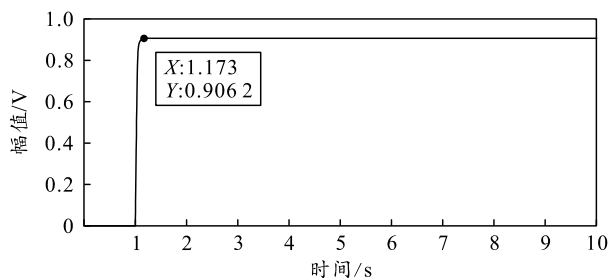


图 5 气动舵机开环传递函数阶跃响应曲线

由上图可知：系统的调节时间约为  $0.17 \text{ s}$ ，系统响应较快，动态性能较好，稳态值为  $0.9062 \text{ V}$ ，稳态精度高，在时域上满足要求。

通过对所建立的气动舵机数学模型仿真可知，理论计算结果均满足舵机时域和频域设计要求。

## 3 舵机故障问题分析

气动舵机在装备的制导武器实际靶试使用过程中，从遥测数据系统中观测到气动舵机反馈有严重的“毛刺”问题，导致制导武器出现偏靶。为研究制导武器气动舵机所出现的“毛刺”故障，根据建

立的舵机数学模型进行仿真分析，定位引起该故障的零件。

模拟制导武器上的控制计算机发出控制信号  $V_i$ ，输入到气动舵机数学模型中(以制导武器舵 2 为例)，经过数学模型计算后得到反馈电位计信号  $V_f$ 。仿真舵 2 指令曲线与遥测舵 2 反馈曲线对比如图 6 所示。

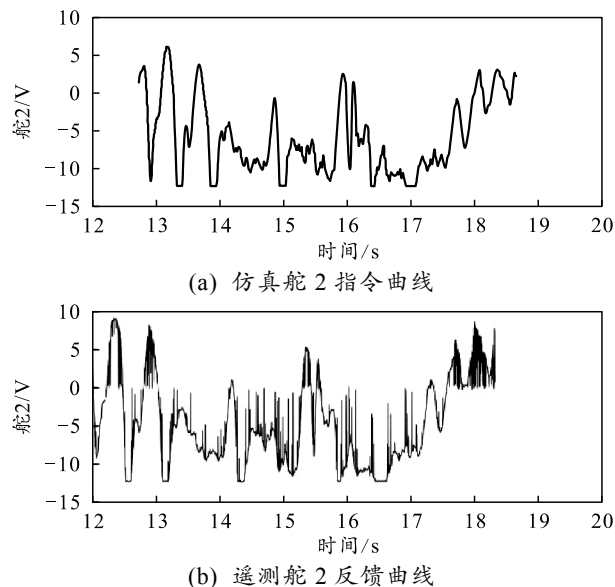


图 6 仿真舵反馈与遥测数据舵反馈信号比对

由上图可知：舵反馈信号不够平滑，在正常的舵反馈信号中出现归零迹象，“毛刺”现象严重。

### 3.1 故障树建立

为进一步分析该舵系统气动舵机故障的具体定位，列出气动舵机故障树，并根据所建立数学模型进行逐一仿真分析，故障树如图 7 所示。

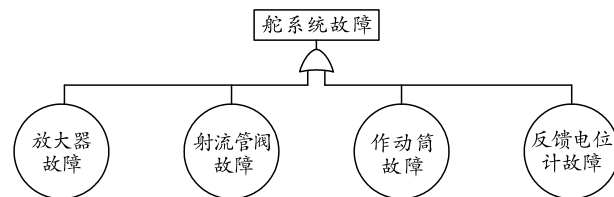


图 7 故障树

根据所建立的故障树，气动舵机出现“毛刺”故障与功率放大器、射流管阀、作动筒、反馈电位计零部件故障有关。

### 3.2 注入毛刺干扰仿真分析

如图 8 所示，根据建立的故障树，将对所建立的数学模型，分别对功率放大器、射流管阀、气缸、反馈电位计逐一注入“毛刺”干扰，将得到的电位计反馈信号  $V_f$  曲线分别与遥测数据曲线进行比对，

分析各模块分别注入“毛刺”干扰后对舵反馈信号的影响，从而实现对气动舵机的故障定位。

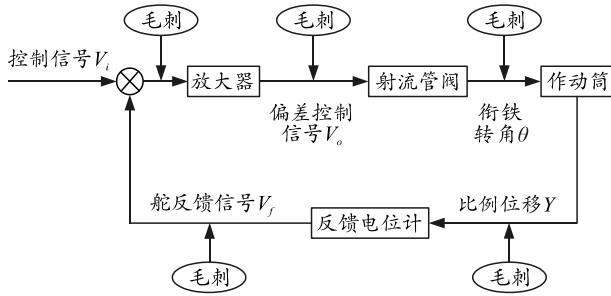


图 8 “毛刺”干扰结构

图 9 为 Matlab/Simulink 模型注入“毛刺”干扰仿真结构。其中，Dlt2f\_YC 为“毛刺”干扰输入；YC\_Load 是遥测数据载入子系统。同样，若在射流管阀、作动筒、反馈电位计注入“毛刺”干扰仿真，则在对应框前注入 Dlt2f\_YC “毛刺”干扰。

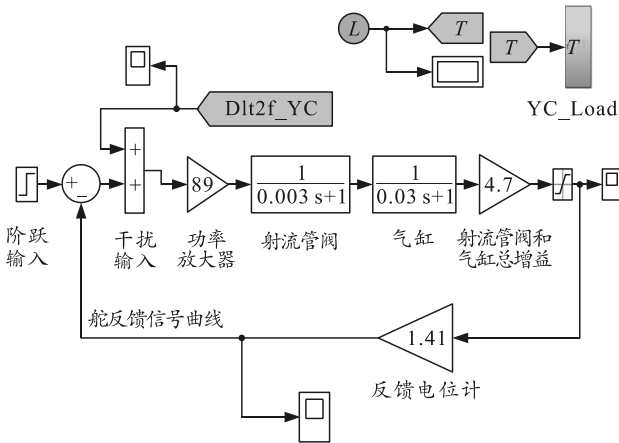
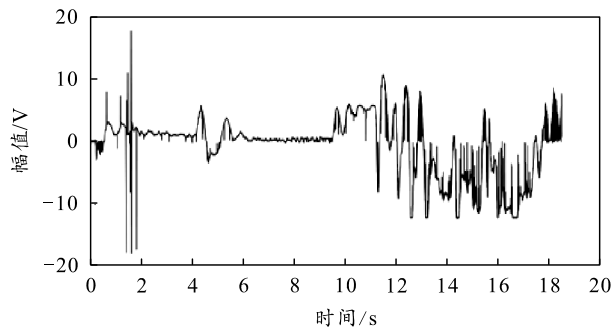


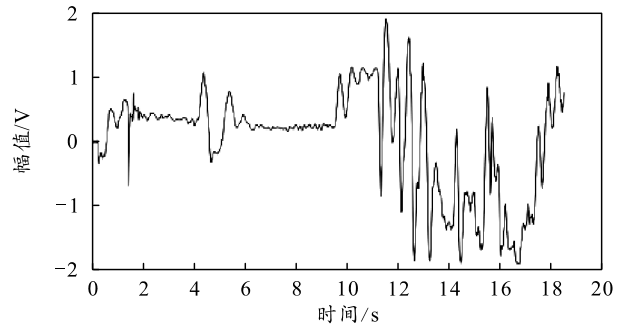
图 9 Matlab/Simulink 模型注入“毛刺”干扰仿真结构

### 3.2.1 功率放大器注入干扰仿真

放大器注入“毛刺”干扰对比曲线如图 10 所示。当给功率放大器注入“毛刺”干扰后，该“毛刺”干扰在经过射流管阀和作动筒 2 个一阶惯性环节滤波后，舵反馈信号的毛刺现象得到很大改善，曲线较为平滑。因此，给放大器注入“毛刺”干扰对舵反馈信号影响很小，功率放大器故障可排除。



(a) 遥测舵 2 反馈曲线

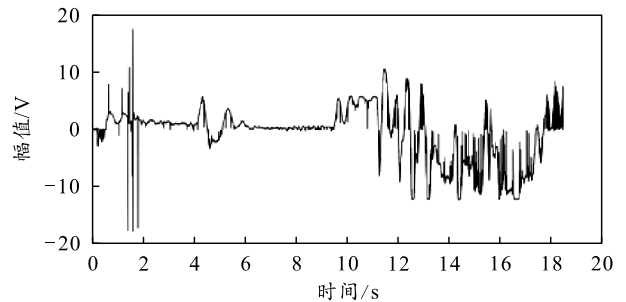


(b) 功率放大器注入干扰舵反馈曲线

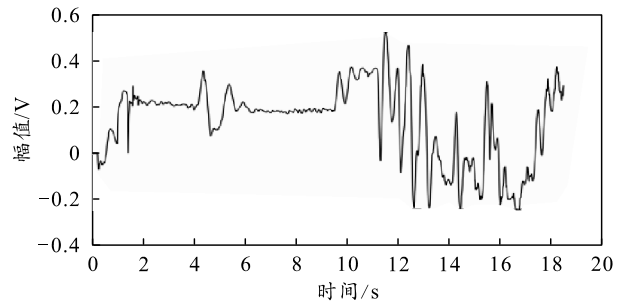
图 10 放大器注入“毛刺”干扰对比曲线

### 3.2.2 射流管阀注入“毛刺”干扰仿真

射流管阀注入“毛刺”干扰对比曲线如图 11 所示。当给射流管阀注入“毛刺”干扰后，该“毛刺”干扰在经过射流管阀和气缸 2 个一阶惯性环节模型滤波后，舵反馈信号的毛刺现象得到很大的改善，曲线较为平滑。因此，给射流管阀注入毛刺干扰对舵反馈信号影响也很小，射流管阀故障可排除。



(a) 遥测舵 2 反馈曲线



(b) 射流管阀注入干扰舵反馈曲线

图 11 射流管阀注入“毛刺”干扰对比曲线

### 3.2.3 气缸注入“毛刺”干扰仿真

气缸注入“毛刺”干扰对比曲线如图 12 所示。当给气缸注入“毛刺”干扰后，可知该“毛刺”干扰在经过气缸一个一阶惯性环节模型滤波后，舵反馈信号的“毛刺”现象也得到很大的改善，曲线较为平滑；因此，给气缸加入“毛刺”干扰对舵反馈信号影响也很小，气缸故障可排除。

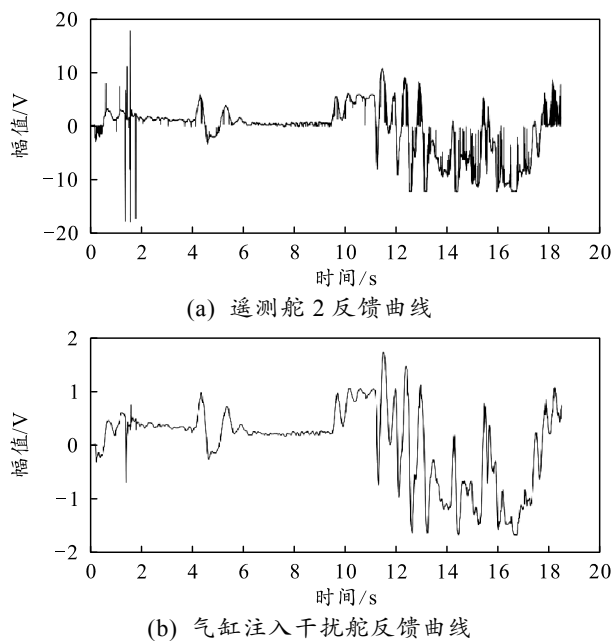


图 12 气缸注入“毛刺”干扰对比曲线

### 3.2.4 反馈电位计注入“毛刺”干扰仿真

反馈电位计注入“毛刺”干扰对比曲线如图 13 所示。当给反馈电位计注入“毛刺”毛刺干扰后，“毛刺”干扰不再经过一阶惯性环节滤波，得到舵反馈信号曲线与“毛刺”干扰曲线的高度符合。因此，给反馈电位计注入“毛刺”干扰对舵反馈信号影响较大，反馈电位计故障不可排除。

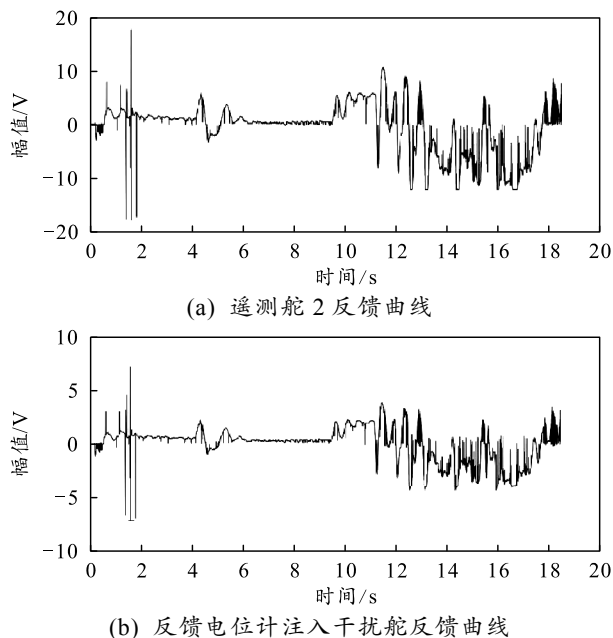


图 13 反馈电位计注入“毛刺”干扰对比曲线

由上述可知，当舵机出现“毛刺”现象时，反馈电位计故障的可能性最大。查看气动舵机反馈电位计的实际构成，由于反馈电位计一方面因信号引

出片上的银触点与可变电阻器反复摩擦产生磨损；另一方面信号引出片随贮存时间的增长导致应力松弛，信号引出片压力下降。以上均可导致可变电阻器与信号引出片接触不良，轻微时会使舵反馈信号出现“毛刺”现象；严重时舵机偏转不能准确响应控制信号，无舵反馈信号，最终导致制导武器偏靶。

通过更换银触点、可变电阻器、信号引出片，同时增加信号引出片与可变电阻器之间的压力测定工艺后再次靶试试验验证“毛刺”故障消失。

## 4 结束语

通过分析射流管阀燃气舵机的结构及工作原理，建立了该舵机的简化数学模型并进行系统仿真。通过分析该模型的频域特性及时域特性，验证了该模型符合气动舵机要求。针对制导武器靶试时出现的舵机“毛刺”问题，仿真分析了各关键部件注入“毛刺”干扰对舵反馈信号的影响。仿真结果表明：当给反馈电位计注入“毛刺”干扰时，得到的舵反馈曲线与遥测装置中“毛刺”干扰曲线高度相符，对反馈电位计出现故障做了准确的定位，为气动舵机其他故障定位提供了一定理论基础。

## 参考文献：

- [1] 胡生亮, 贺静波, 刘忠. 精确制导技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015: 10.
- [2] 陈娟, 张建. 基于 LabWindows/CVI 的导弹舵机测控系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2017, 25(6): 18.
- [3] 杨军, 杨晨, 段朝阳, 等. 现代导弹制导控制系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 40-41.
- [4] 张年松, 曹兵. 弹药制导与控制系统基础[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015: 70-75.
- [5] 王少锋. 空面导弹制导控制系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2017: 221-222.
- [6] JAMES R, FARZAD G. Implementation of Iterative Learning Control on a Pneumatic Actuator[J]. Actuators, 2022, 11: 240.
- [7] 杜民, 莫昱, 姚晓先. 射流管式气动舵机分析方法的研究[J]. 战术导弹控制技术, 2006(3): 95-98.
- [8] 闫霞. 气动舵机系统建模与控制系统设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- [9] 温向华. 气动舵机系统建模与控制系统设计[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2014.
- [10] 肖精华, 张海波. 某型导弹气动舵机稳态误差不稳定原因分析[J]. 兵工自动化, 2014, 33(10): 60-62.
- [11] 常红, 常硕. 射流管阀磁量对气动舵机抖动的影响[J]. 航空与维修工程, 2021, 4(6): 70-73.