

控制系统数字仿真第五次上机作业要求

一、过零检测练习

在命令窗口中输入 `sldemo_bounce_two_integrators`, 打开如下小球弹跳运动的模型。

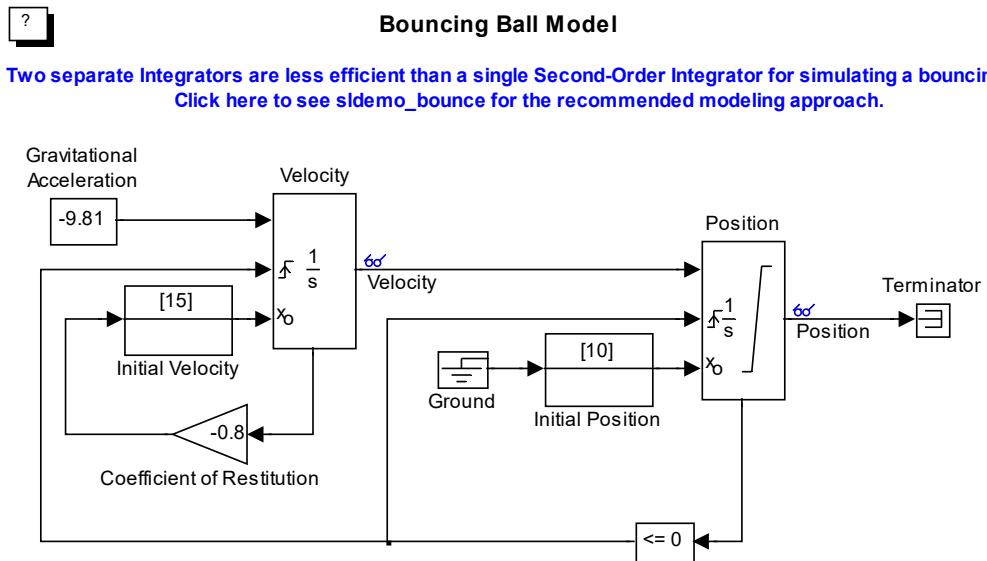


图 1 两个积分器的小球弹跳模型

在命令窗口中输入 `sldemo_doublebounce`, 打开如下的小球弹跳运动的模型,

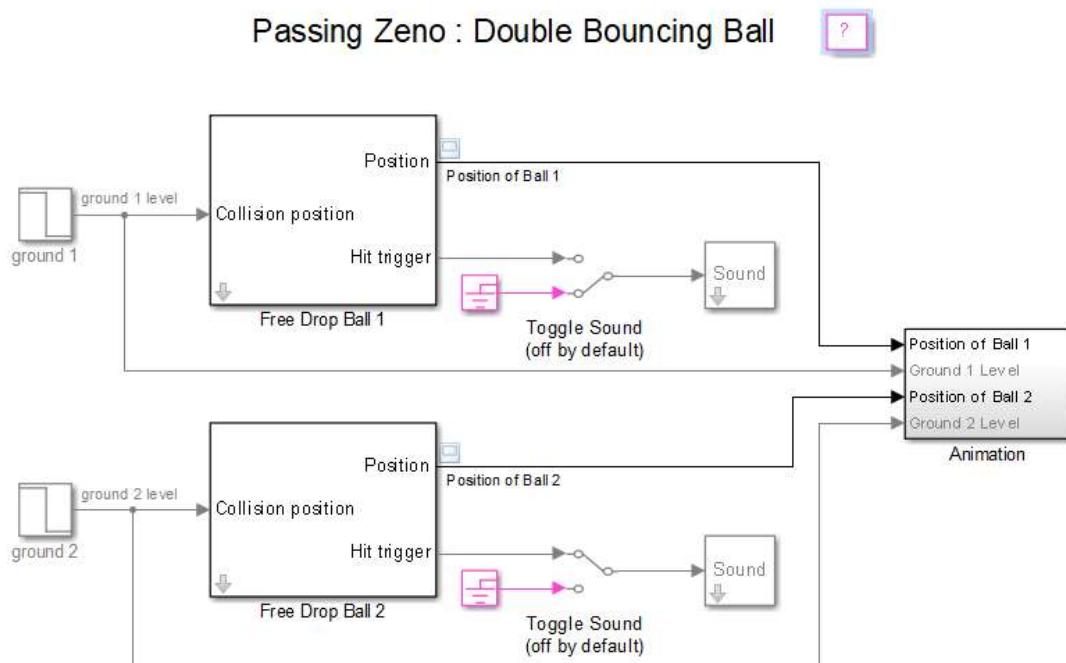


图 2 带动画的小球弹跳模型

1. 分别运行上述模型，体会过零检测功能和二阶积分器的使用。

2. 点击模型左上角的?，查看相关说明。
 3. 改变上面两个模型积分器的设置，体会积分器初值的变化情况。
 4. 编写程序，获取小球触地时间。
 5. 思考动画效果是如何做到的？声音是如何和小球的碰撞关联起来的？
- 提示：查看回调程序。

二、构建如下的模型

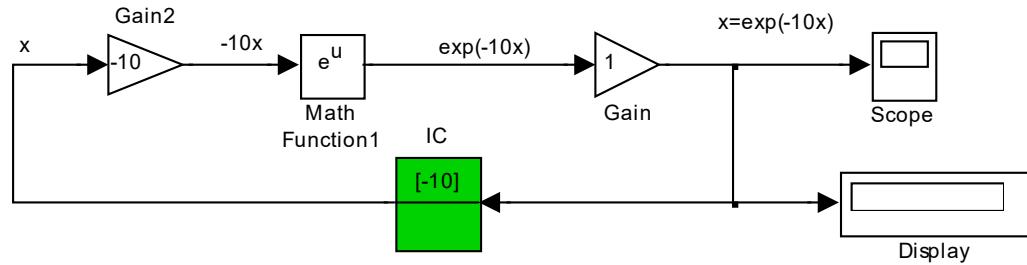


图 3 代数环

该模型可以实现超越方程 $x - e^{-10x} = 0$ 的求解，改变绿色模块的初值然后运行，体会代数环的处理过程，绿色模块的初值分别从 0、10、100、再变到-10、-100、-1000.

三、过零检测练习

Hit Crossing 的使用练习

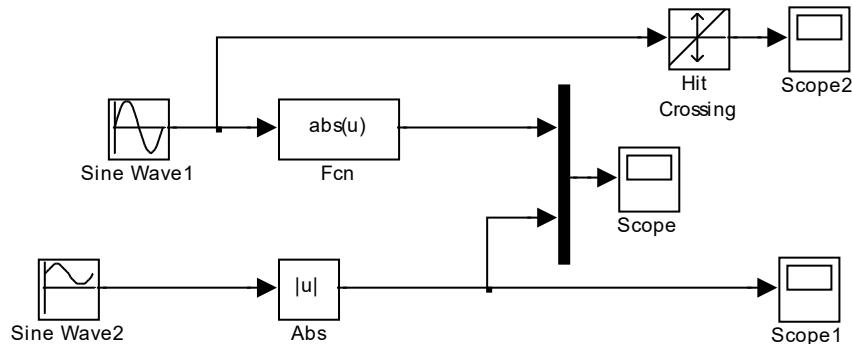


图 4 Hit Crossing 模块

构建如上图 4 的 Simulink 模型并运行，体会 Fcn 模块和 Math Operation 模块库中模块的区别以及 Hit Crosssing 的作用。

四、参数整定练习

某飞机的纵向状态方程如下：

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{V} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0313 & 4.4879 & 0 & -9.8 \\ -0.0058 & -0.7458 & 0.9480 & 0 \\ -0.0002 & -0.4479 & -0.4609 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.2063 & 3.4847 \\ -0.0516 & -0.0561 \\ -0.6532 & 0.0193 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_t \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta \theta \\ \Delta q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix}$$

其中 ΔV 为速度增量(m/s), $\Delta \alpha$ 为迎角增量(rad), $\Delta \theta$ 为俯仰角增量(rad), Δq 为俯仰角速率增量(rad/s)。 $\Delta \delta_e$ 为升降舵偏度(rad)、 $\Delta \delta_t$ 为油门开度.

舵机模型如图 5 所示

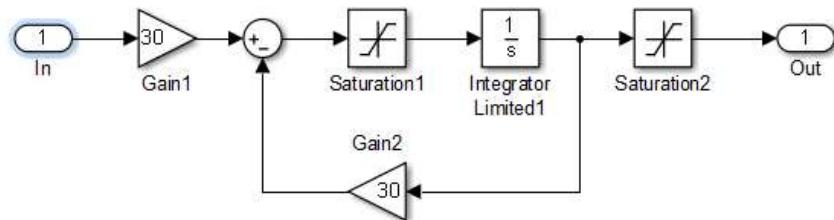


图 5 舵机模型

其中 Saturation1 为舵面速率饱和限制, 为 $\pm 180\text{deg/s}$, Saturation2 为舵面位置饱和限制, 为 $\pm 30\text{deg}$ 。

针对所给飞机分别设计比例(P)、比例+积分(PI)、比例+积分+微分(PID)三类俯仰控制系统和速度控制系统。要求:

(1)在俯仰控制系统控制下, 给定 5 度期望俯仰角, 飞机的实际俯仰角能够在不超过 3 秒内进入稳态, 超调量不超过 5%, 稳态误差不超过 5%。

俯仰姿态比例控制律的形式如下:

$$\Delta \delta_e = K_\theta (\theta - \theta_g) + K_q q$$

其中, $K_q q$ 起阻尼作用, $K_\theta (\theta - \theta_g)$ 是控制主信号。

俯仰姿态比例+积分控制律的形式如下:

$$\Delta \delta_e = K_\theta (\theta - \theta_g) + K_{\theta I} \int (\theta - \theta_g) dt + K_q q$$

$K_{\theta I} \int (\theta - \theta_g) dt$ 起消除静差作用。**在使用积分时, 特别要注意在积分器中要加积分饱和限制, 没有积分饱和限制的积分环节在实际中是非常危险的, 因为积分环节会一直累积误差直到把比例信号淹没, 这样控制器将不能产生正确的指令。**

(2)在速度控制系统控制下，在俯仰控制过程中，飞机速度变化不超过 1m/s。
给出各种控制系统的参数和超调量、过渡时间、稳态误差。

自动油门控制律为。

$$\delta_T = K_{\theta V} \Delta\theta + K_{qV} q - K_{\Delta V} \Delta V \quad (5)$$

在自动油门控制律中，之所以速度增量前面的符号和俯仰角及俯仰角速率符号相反，是因为速度增加 $\Delta V > 0$ ，应该收油门，即 $\Delta\delta_T < 0$ ；而当 $q > 0$ 时，意味着飞机抬头，抬头时飞机向上爬升，若油门不变，则高度增加，速度会减小，要想保持速度恒定，需要推油门，即 $\Delta\delta_T > 0$ ，所以速度增量 ΔV 前面的符号和俯仰角、俯仰角速率的符号相反。

对所设计的飞机俯仰控制系统进行仿真(仿真时间 10 秒)并画图，以不同线型或颜色对比三类俯仰控制系统作用下 ΔV $\Delta\alpha$ q $\Delta\theta$ 各参数的响应曲线，要求在图上用英文字母或希腊字母标出参数名称并说明线型的含义

提示：可利用 Signal Constraints 进行参数的整定。