

固定翼无人机平衡点分析与模态分析实验

1. 实验目的

本实验旨在分析固定翼无人机的平衡点和模态特性，帮助用户理解固定翼无人机的稳定性和动态特性。通过本实验，用户将掌握：

- 固定翼无人机平衡点的计算方法
- 线性化状态空间模型的建立
- 系统模态分析方法
- MATLAB在飞行器稳定性分析中的应用

2. 实验要求

- 软件要求：Windows 10及以上版本；RflySim工具链；MATLAB2022B以上版本。
- 硬件要求：笔记本/台式电脑1台^[1]。

3. 实验地址

例程目录：

[\[安装目录\]\RflySimAPIs\5.RflySimFlyCtrl\1.BasicExps\e10-FixedWingCtrl\code_4\e2-2](#)

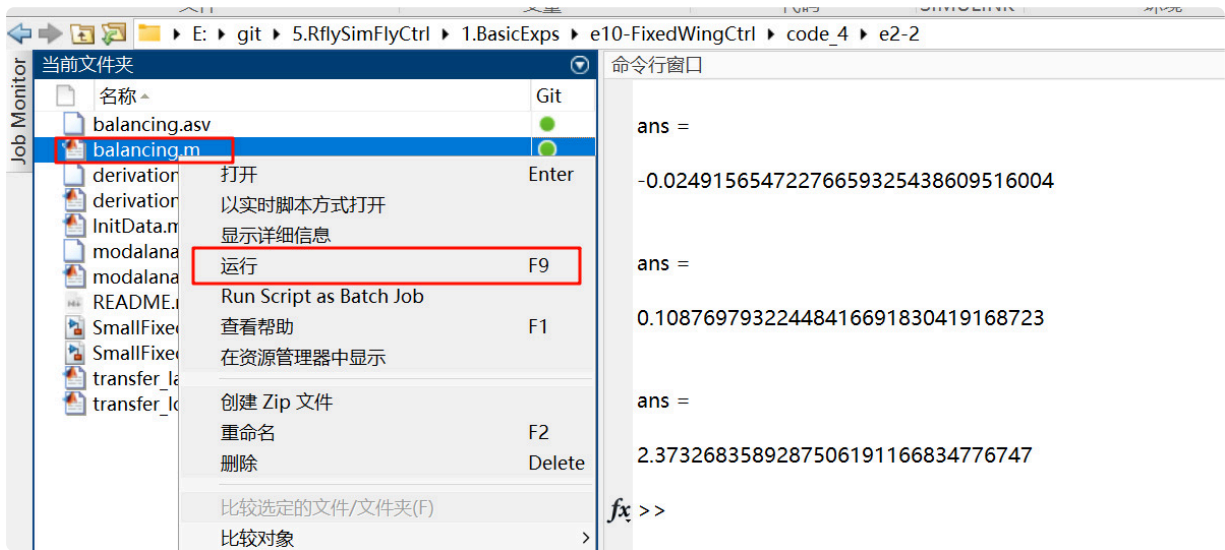
- [InitData.m](#)：初始化参数文件。
- [balancing.m](#)：平衡点分析脚本。
- [derivation.m](#)：状态空间模型推导脚本。
- [modalanalysis.m](#)：模态分析脚本。
- [transfer_lon.m](#)：纵向传递函数分析脚本。
- [transfer_lat.m](#)：横向传递函数分析脚本。

4. 实验内容或步骤

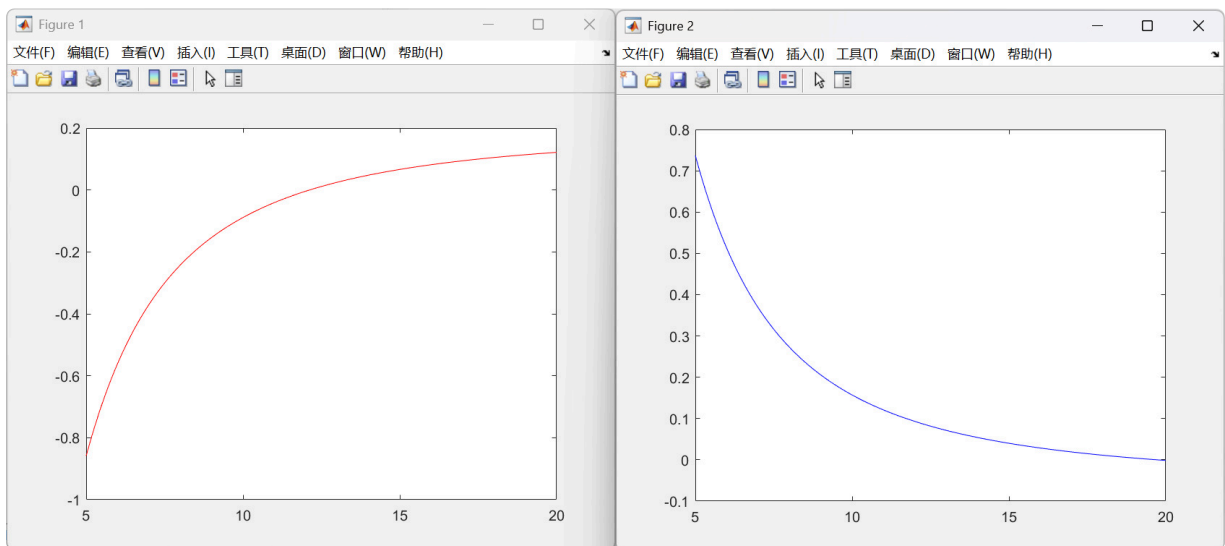
本实验通过MATLAB脚本对固定翼无人机进行平衡点分析与模态分析，了解无人机的动态特性，为控制系统设计提供理论基础。

4.1 步骤1：平衡点分析

1. 运行balancing.m脚本



2. 观察不同空速下升降舵偏角和攻角的变化曲线



平衡点是指无人机在特定飞行条件下的稳定状态，该状态下所有作用力和力矩达到平衡，包括特定的攻角、空速、推力等参数。通过求解无人机动力学方程在稳态条件下的解，可以获得平衡点参数。在平衡点分析中，攻角的选择至关重要：过大的迎角会导致失速现象，而负迎角则会产生负升力，不利于无人机正常飞行。因此，配平空速应选择在 9~19 m/s 的合理范围内。

平衡点的求解基于以下非线性方程组：

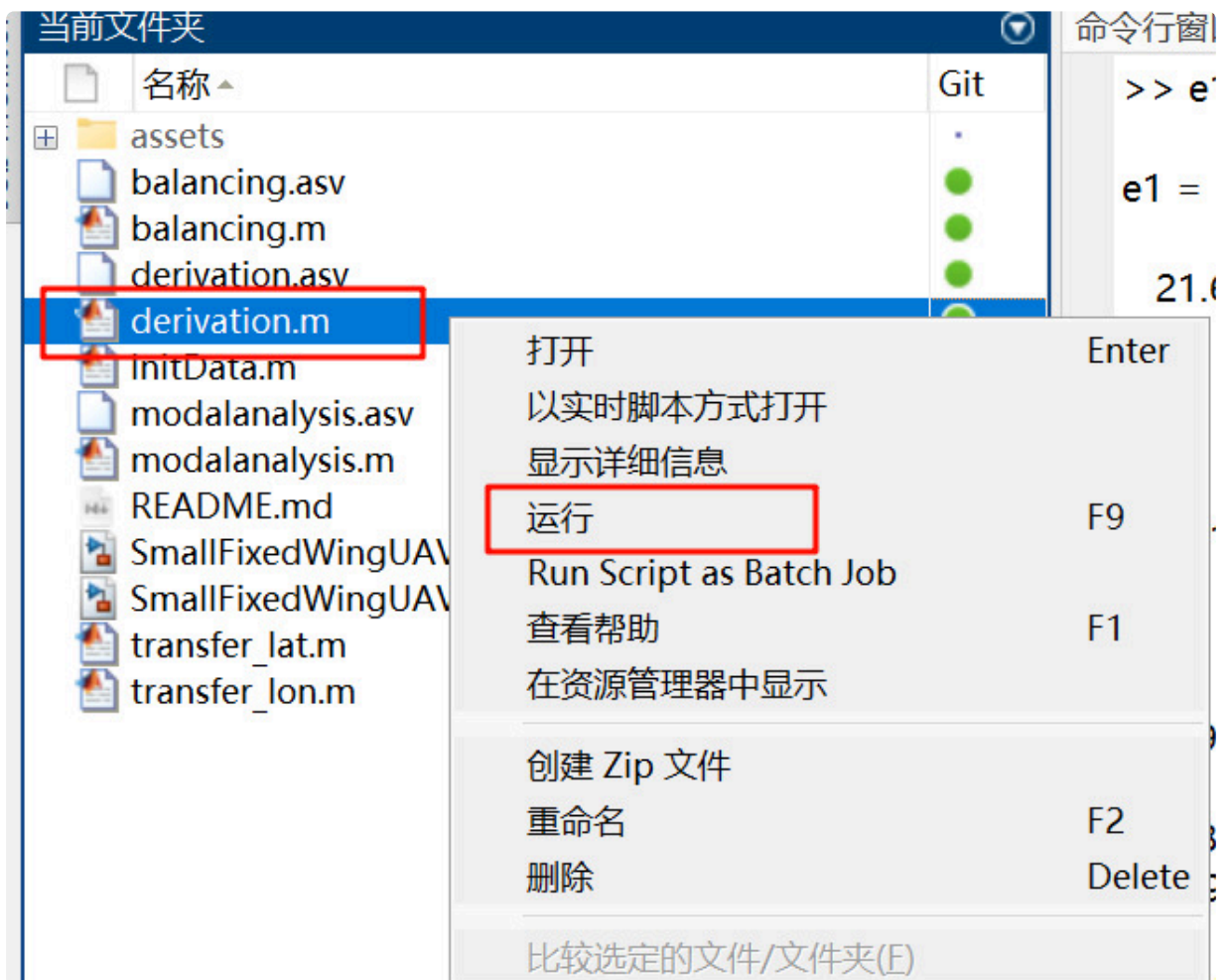
$$\begin{cases} T \cos \alpha - \frac{1}{2} \rho V_a^2 S (C_{D_0} + C_{L_a} \alpha + C_{L_b} \frac{C}{2V_a} \omega_y + C_{D_t} \delta_e) - mg \sin \gamma = 0 \\ T \sin \alpha + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S (C_{L_0} + C_{L_a} \alpha + C_{L_b} \frac{C}{2V_a} \omega_y + C_{L_t} \delta_e) - mg \cos \gamma = 0 \\ \frac{1}{2} V_a^2 S c (C_{m_0} + C_{m_a} \alpha + C_{m_t} \frac{C}{2V_a} \omega_y + C_{m_t} \delta_e) = 0 \\ \theta = \alpha + \gamma \end{cases}$$

其中， T 为推力， α 为攻角， ρ 为空气密度， V_a 为空速， S 为机翼面积， C 为平均气动弦长， ω_y 为俯仰角速度， δ_e 为升降舵偏转角， γ 为航迹角， θ 为俯仰角， m 为质量， g 为重力加速度。

经过计算分析，最终选取恒定空速 $V_a = 11.4\text{m/s}$ 、飞行高度50m作为基准飞行条件，代入上述方程组得到配平结果：升降舵偏转角度 $\delta_e^* = 0.02482\text{rad}$ ，推力 $T^* = 2.4509\text{N}$ ，迎角 $\alpha^* = 0.1087\text{rad}$ ，俯仰角 $\theta^* = 0.1087\text{rad}$ 。该配平结果将作为后续线性化分析和控制系统设计的基准运动状态。

4.2 步骤2：状态空间模型推导

1. 运行 `derivation.m` 脚本



2. 在命令行输入e1,a1,b1,可以获得纵向线性模型中的状态矩阵 E_{lon} 、 A_{lon} 和 B_{lon} 即将基准运动状态（配平结果）

```

命令行窗口
>> e1
e1 =
    21.6600    0    0    0
         0    1.0000    0    0
         0    0    1.0000    0
         0    0    0    1.0000

>> a1
a1 =
[-3292919722790497/140737488355328, 5213666594166417/281474976710656, 5291297619603313/2251799813685248, -94699450075805/4398046511104]
[
    0,
    1, 3931828202420349/36028797018963968]
[-7189271460508231/562949953421312,
 0, -1077300055394409/140737488355328, 3714438417618091/562949953421312]
[6029476480696181/1125899906842624,
 0, -1733916809411081/1125899906842624, -7861710722987153/2251799813685248]

>> b1
b1 =
    0    4.8414
    0    0
   22.9921    4.7660
   -0.2661   -6.0658

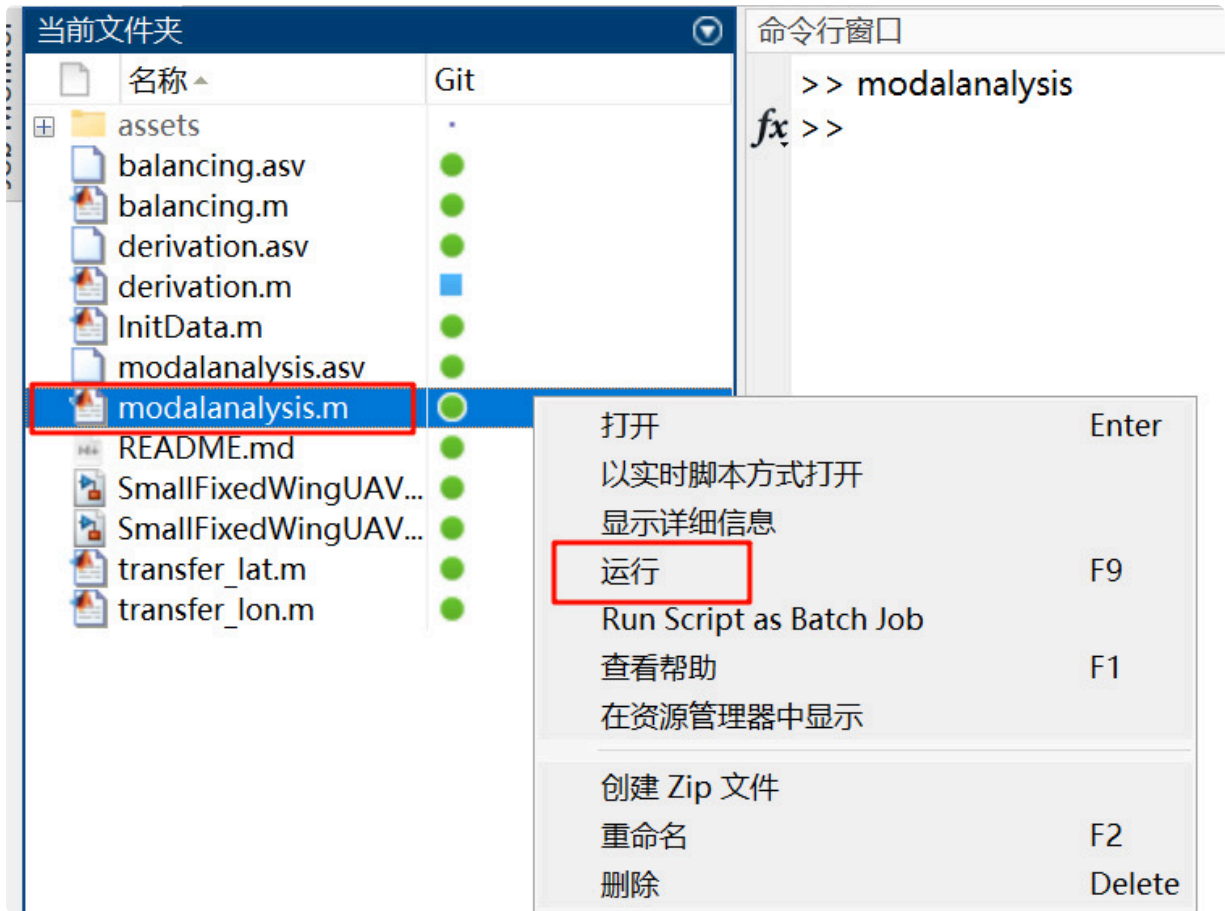
```

在线性化状态空间模型中，包含以下特性：

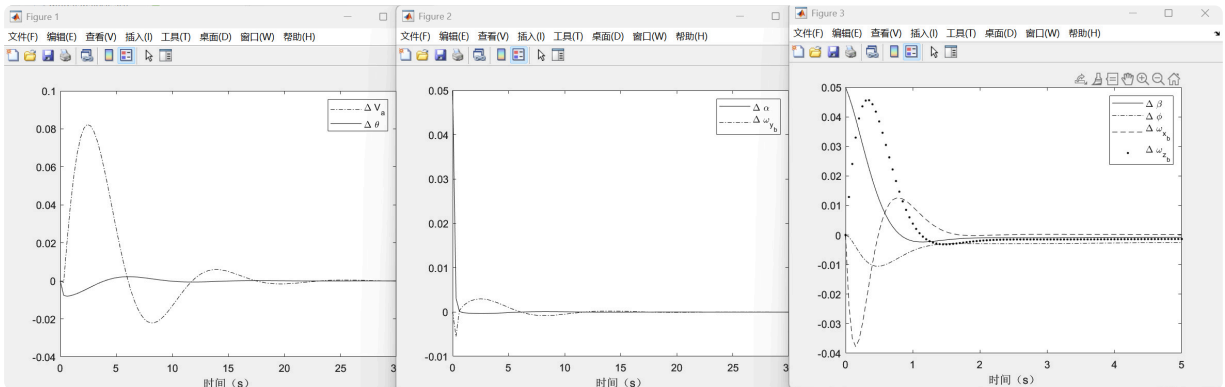
1. 副翼-滚转通道传递函数特性：副翼偏转增量 ΔS_a 与滚转角增量 $\Delta \phi$ 之间的传递函数，具有两个开环零点 $z_{1,2} = -2.2355 \pm 1.9653i$ 和四个极点 $p_1 = -6.2058, p_2 = -6.5823, p_{3,4} = -2.9682 \pm 2.8650i$ 。由于共轭极点和零点位置较为接近，对输出的影响效果相互抵消，因此输出不存在超调现象，但会有轻微的振荡。输出主要受两个实数极点影响，其中极点 p_1 距离虚轴较远，对输出影响较小，而另一个负实数极点接近原点，因此对于阶跃输入，系统最终表现为带有微小振荡的斜坡输出。副翼偏转增量与偏航角增量的传递函数相比副翼偏转增量与滚转角增量的传递函数多了一个位于原点的极点，这使得系统对于阶跃输入的输出表现为二次增长特性。
2. 方向舵控制特性：方向舵偏转增量 $\Delta \delta_r$ 与滚转角增量 $\Delta \phi$ 之间的传递函数具有两个复数开环零点 $z_{1,2} = -2.3857 \pm 3.3930i$ 和四个极点 $p_1 = -6.2058, p_2 = -6.5823, p_3 = -2.9682 \pm 2.8650i$ 。由于共轭极点的存在，系统输出会出现超调现象。需要注意的是，在线性化过程中假设横侧向线性模型与纵向模型相互独立，且空速恒定，但在非线性模型中，油门变化引起的空速波动会影响横侧向气动力矩，因此横侧向线性模型与非线性模型之间存在一定偏差。
3. 升降舵控制特性：根据开环传递函数，由于分子为负数，当输入的升降舵偏转增量为负值时，俯仰角表现为正向增长。该传递函数具有两个实数开环极点，因此系统响应不存在超调现象，其中 $p = 0$ 极点起主导作用，在阶跃输入情况下，系统输出表现为斜坡增长特性。对于高度与升降舵之间的传递函数关系式，具有三个实数极点，其中两个位于原点的极点起主导作用，在阶跃输入情况下，输出表现为二次增长特性。在非线性模型中，由于高度并未完全保持在50m，因此与线性模型之间存在一定偏差。

4.3 步骤3：模态分析

1. 运行modalanalysis.m脚本



2. 观察纵向和横向通道的模态响应曲线



模态分析是研究系统动态特性的核心方法，通过分析系统状态矩阵的特征值和特征向量，可以得到系统的模态参数，包括自然频率、阻尼比等重要指标。这些参数直接反映了系统的稳定性和动态响应特性。

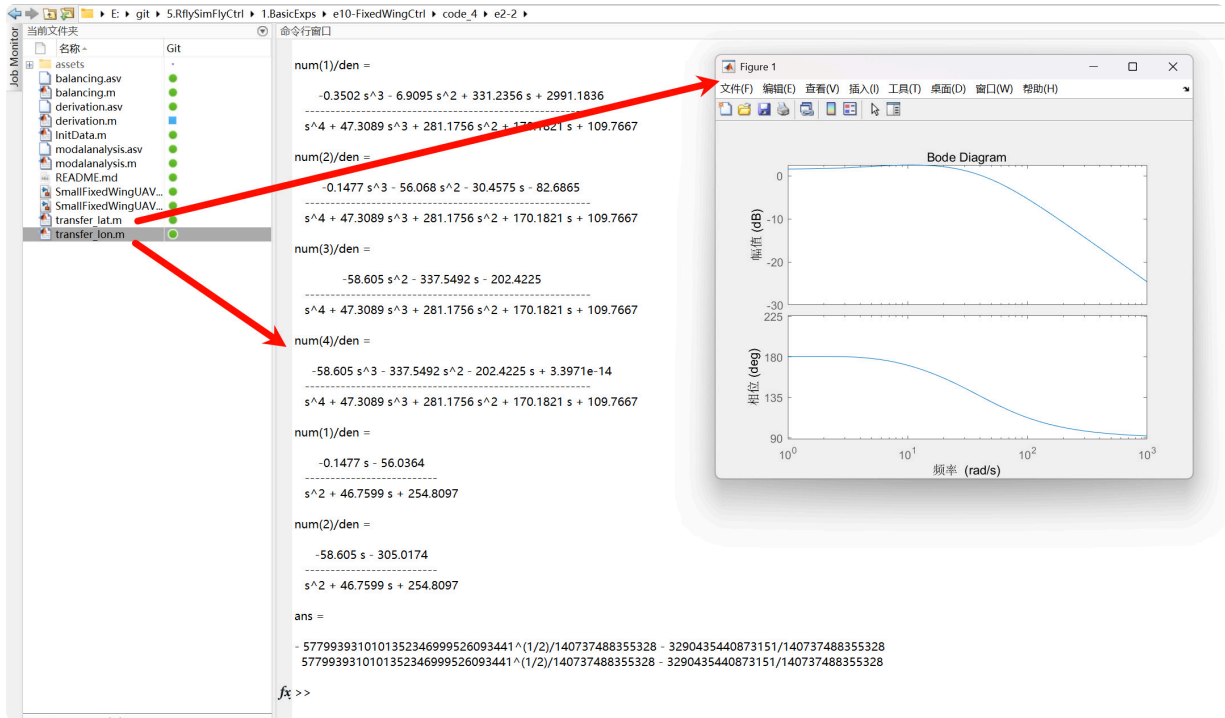
在固定翼无人机系统中，模态分析可以帮助我们理解飞行器在受到扰动后的响应行为。通过对状态矩阵进行特征值分析，我们可以识别出系统的各个模态，如短周期模态、长周期模态、滚转模态和螺旋模态等。每种模态都有其特定的物理意义和动态特性：

- 自然频率：表示系统振荡的快慢程度
- 阻尼比：反映系统振荡的衰减特性，决定了系统是否稳定

通过模态分析，我们可以评估无人机设计的稳定性，为控制系统设计提供重要依据。

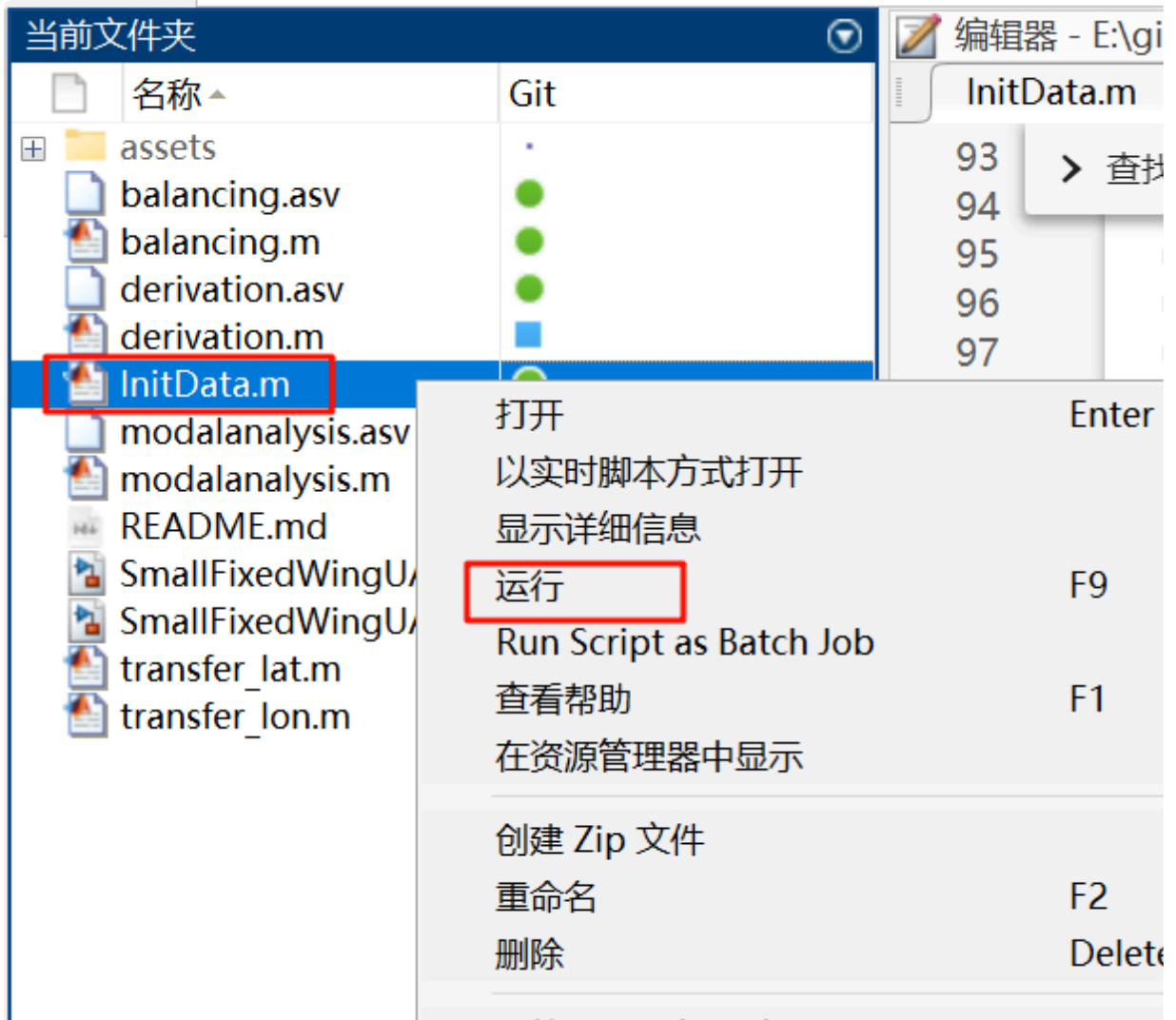
4.4 步骤4：传递函数分析

1. 运行 `transfer_lon.m` 和 `transfer_lat.m` 脚本，查看纵向和横向通道的传递函数

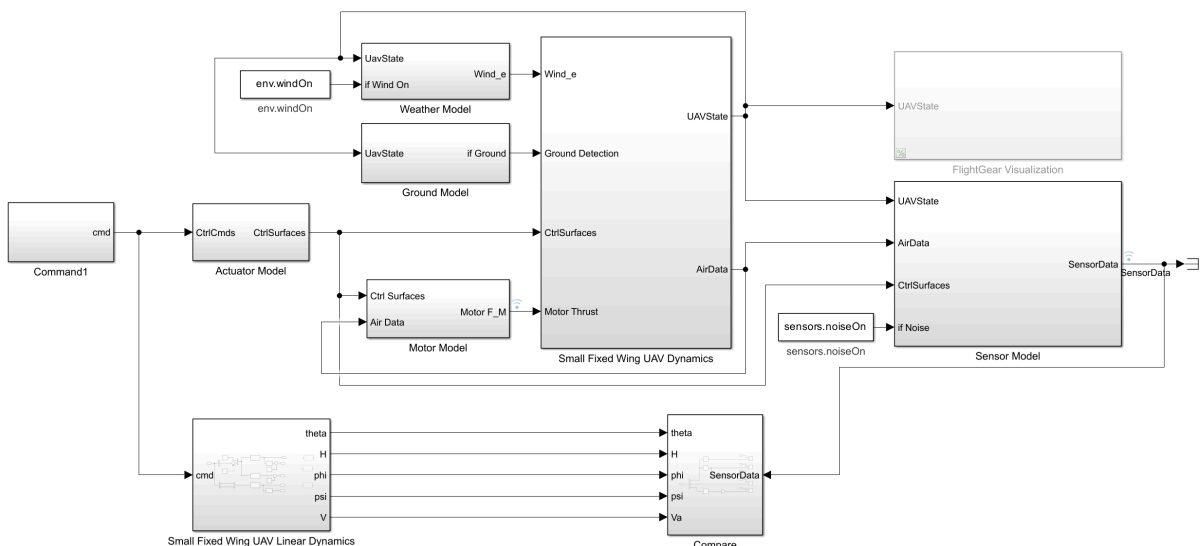


4.5 步骤5：Simulink仿真

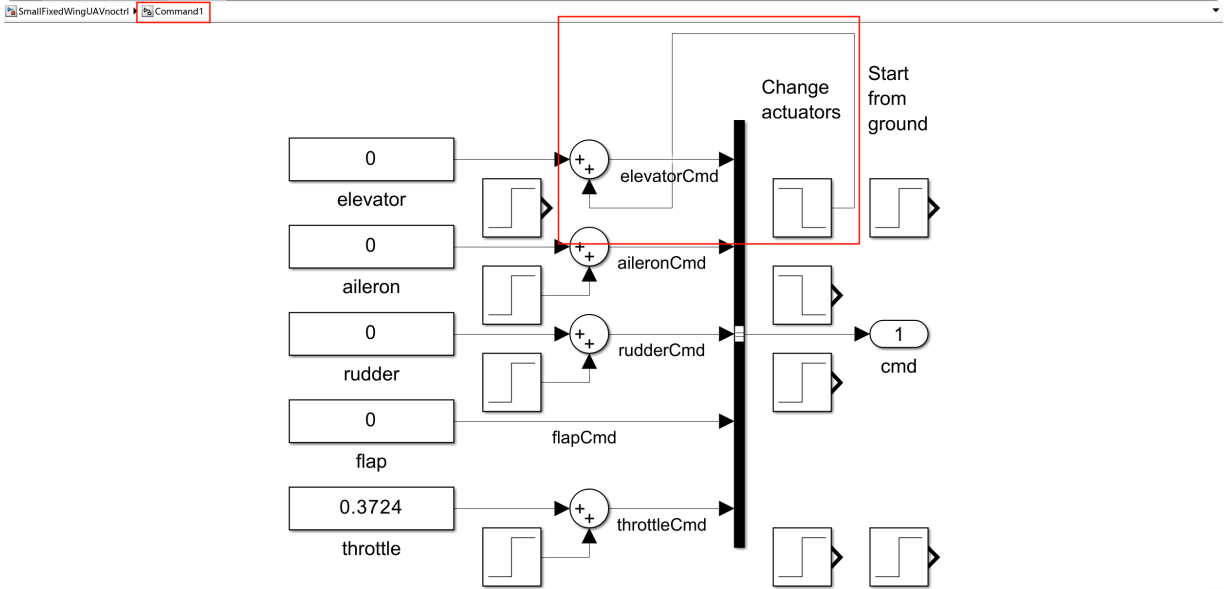
1. 运行 `InitData.m` 脚本，初始化参数



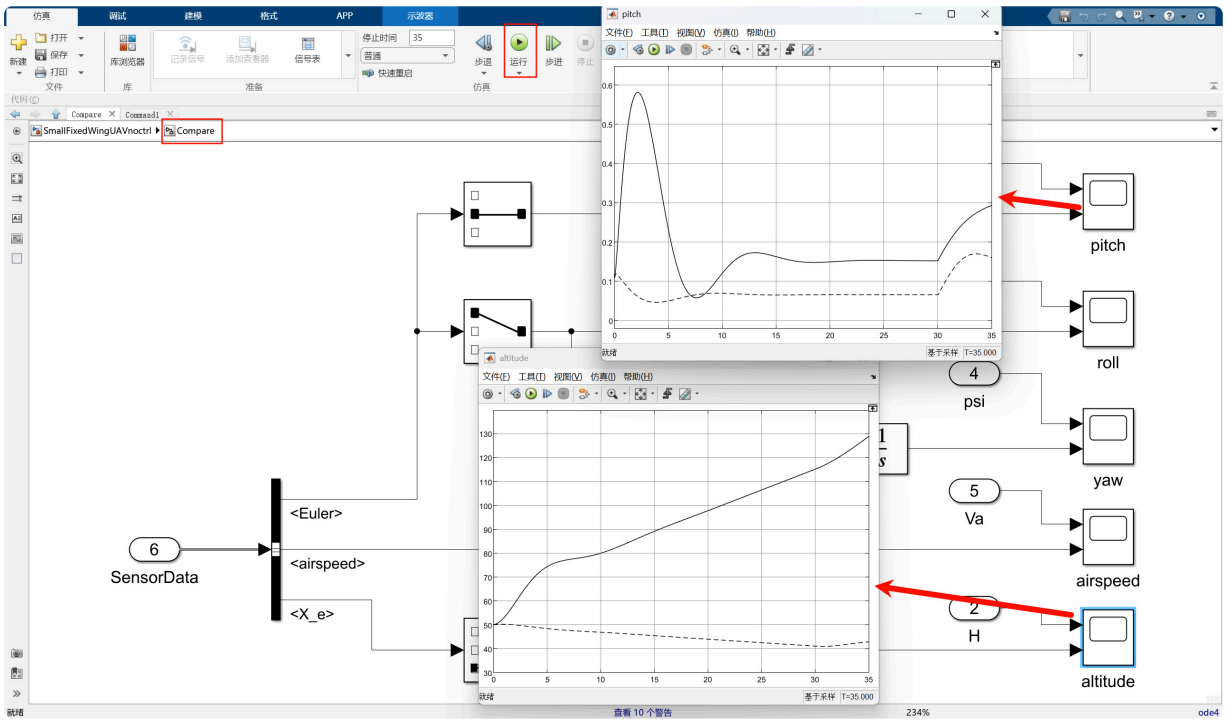
2. 打开 `SmallFixedWingUAVnoctrl.slx` 模型



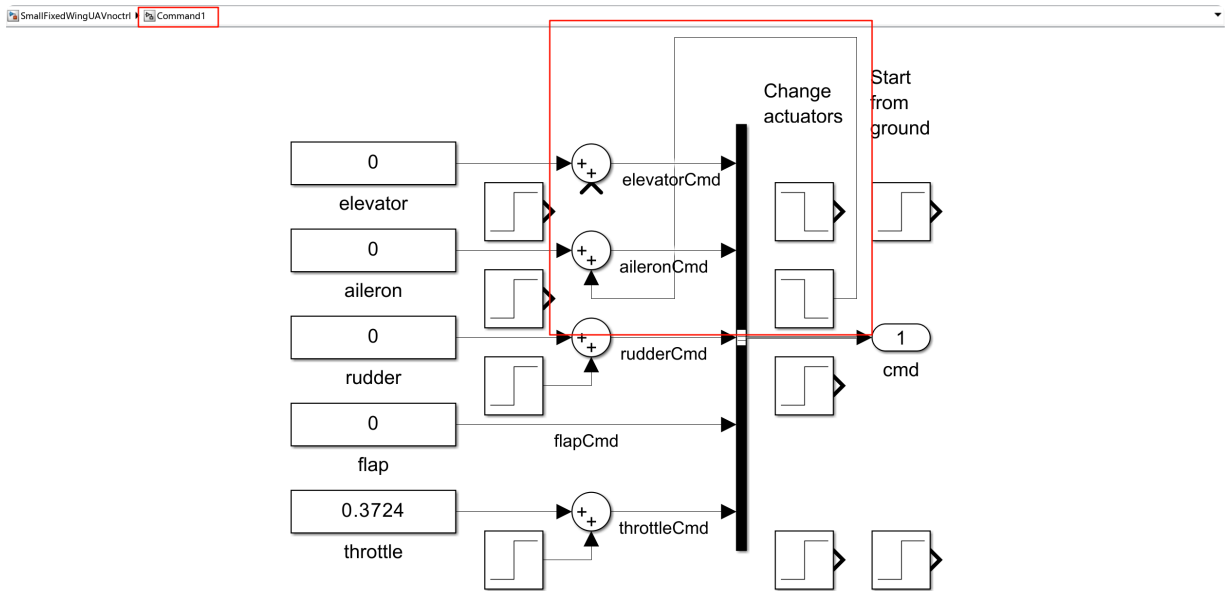
3. 将"command"指令模块中，升降舵"elevator"右侧对应的阶跃信号发生器与加法器连接。



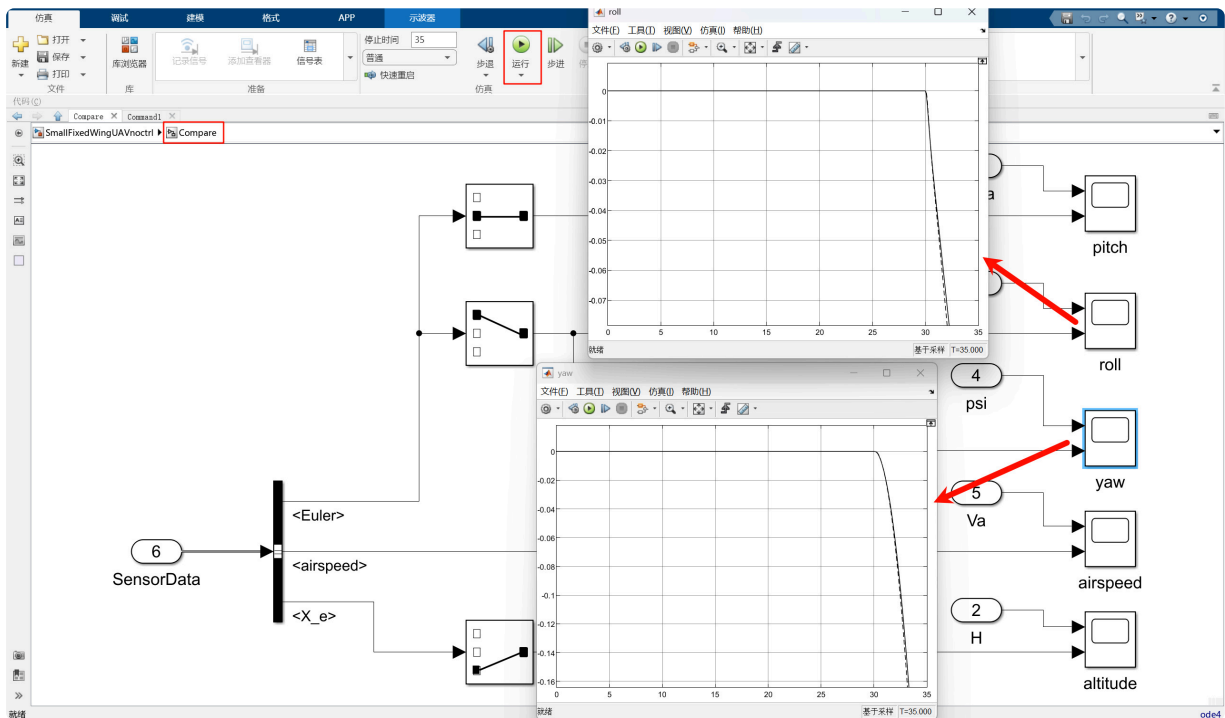
4. 运行simulink模型，进入到Compare模块，双击打开pitch和altitude。



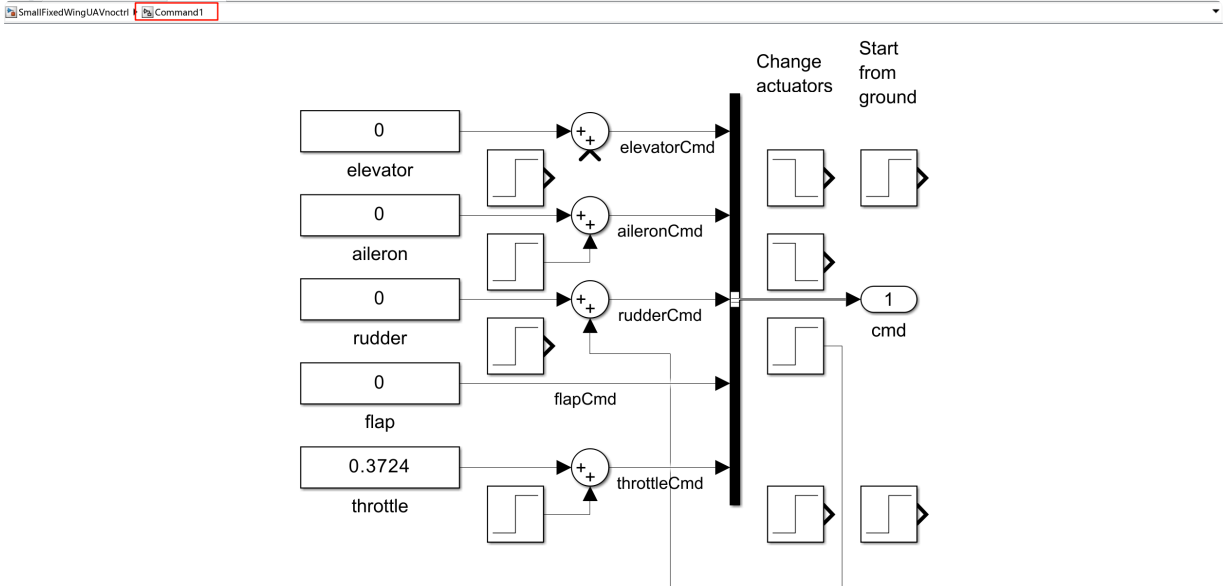
5. 重复1和2步骤，将"command"指令模块中，aileronCmd连接右侧对应的阶跃信号发生器与加法器连接。



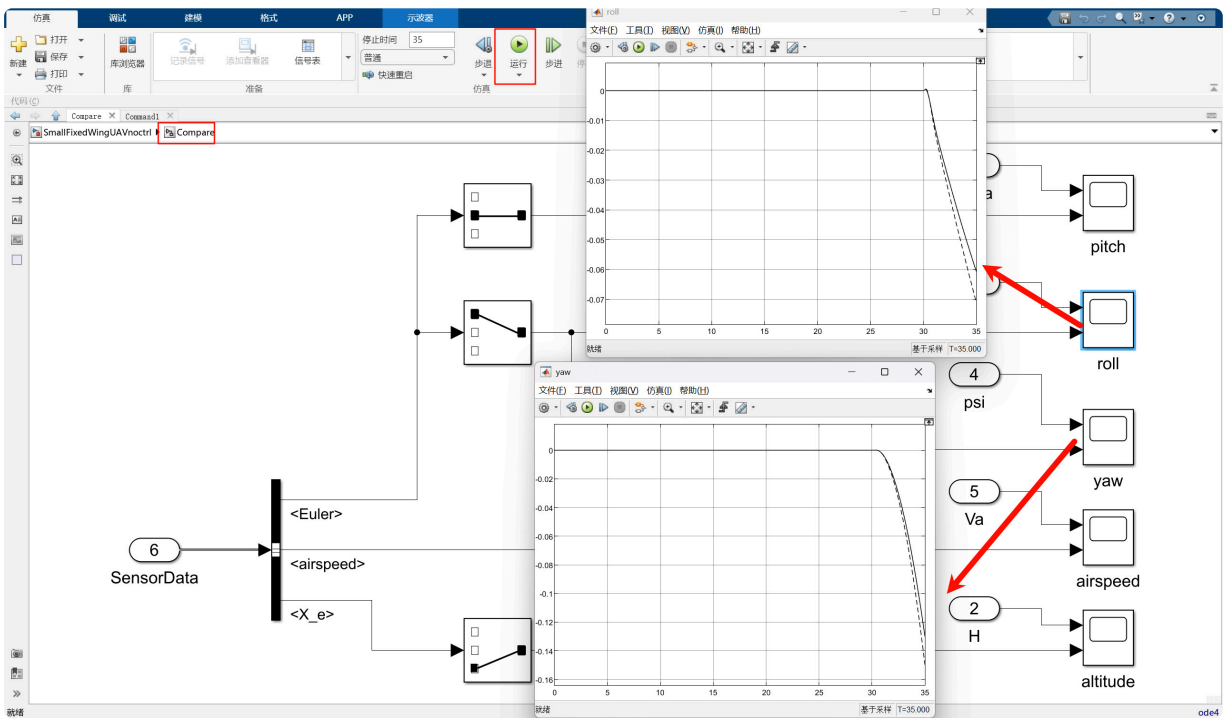
6. 运行simulink模型，进入到Compare模块，双击打开roll和yaw。



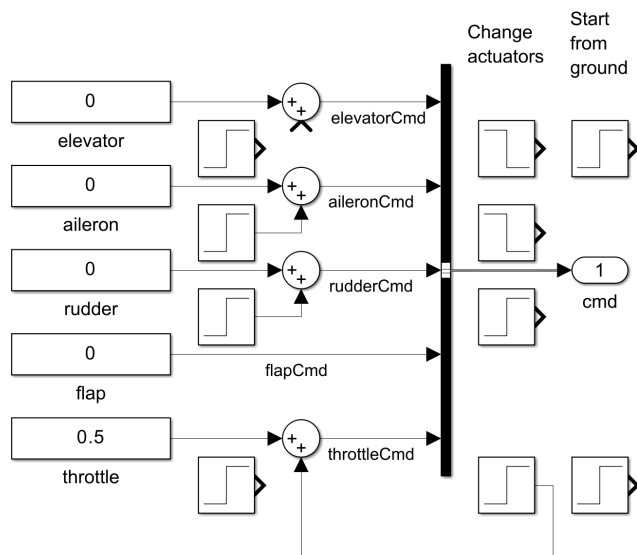
7. 重复1和2步骤，将"command"指令模块中，rudderCmd连接右侧对应的阶跃信号发生器与加法器连接。



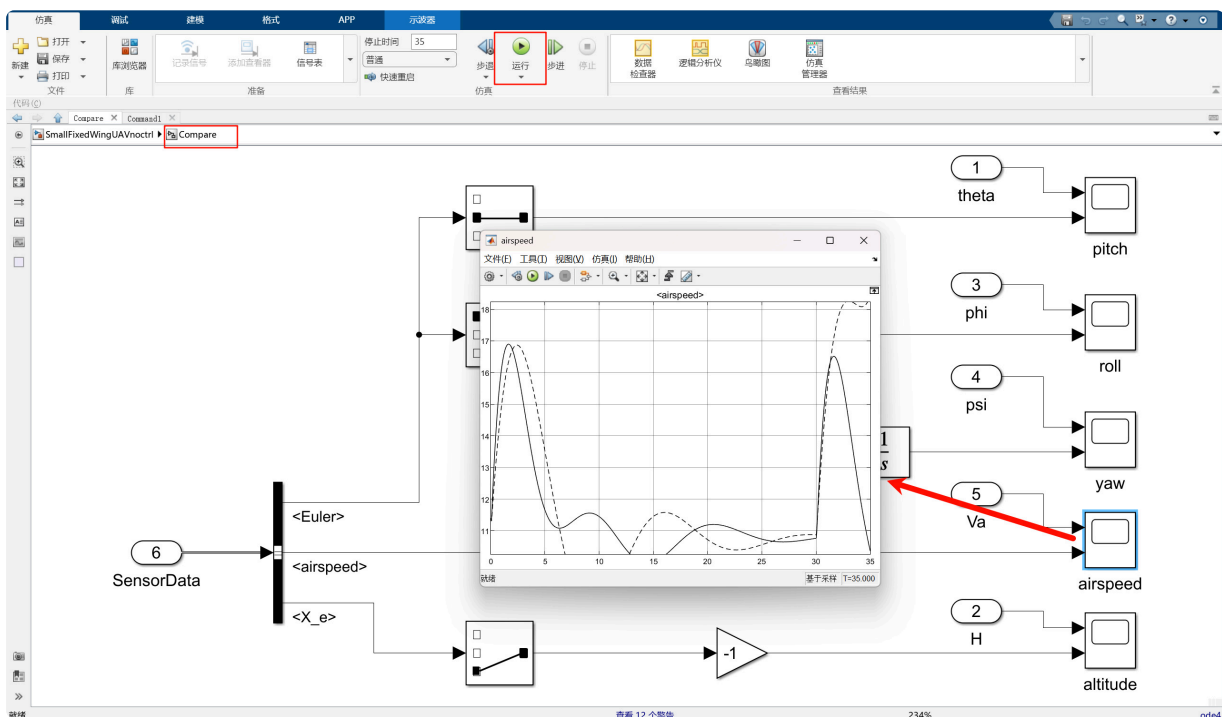
8. 运行simulink模型，进入到Compare模块，双击打开roll和yaw。



9. 重复1和2步骤，将"command"指令模块中，油门"throttle"右侧对应的阶跃信号发生器与加法器连接，当油门增大至50%，



10. 运行simulink模型，进入到Compare模块，双击打开airspeed.



5. 关键知识点

关键知识点1：平衡点分析

平衡点是指无人机在特定飞行条件下的稳定状态，该状态下所有作用力和力矩达到平衡，包括特定的攻角、空速、推力等参数。通过求解无人机动力学方程在稳态条件下的解，可以获得平衡点参数。在平衡点分析中，攻角的选择至关重要：过大的迎角会导致失速现象，而负迎角则会产生负升力，不利于无人机正常飞行。因此，配平空速应选择在 $9 \sim 19\text{m/s}$ 的合理范围内。

关键知识点2：线性化状态空间模型

在平衡点附近，可以将非线性动力学方程线性化，得到状态空间模型。线性化模型便于进行控制系统设计和稳定性分析。

关键知识点3：模态分析

模态分析是研究系统动态特性的核心方法，通过分析系统状态矩阵的特征值和特征向量，可以得到系统的模态参数，包括自然频率、阻尼比等重要指标。这些参数直接反映了系统的稳定性和动态响应特性。

更多详细实验原理可见:全权,高文瀚,刘润潇,陈鑫泉,戴训华,吕书礼,徐琳,李悦.微小固定翼无人机飞行控制设计与实践.北京, 2025

6.参考资料

- 全权,高文瀚,刘润潇,陈鑫泉,戴训华,吕书礼,徐琳,李悦.微小固定翼无人机飞行控制设计与实践.北京, 2025.
- [RflySim官方文档](#)

7.常见问题

Q1: Simulink模型无法运行或报错

A1: 请检查MATLAB版本是否为2022b或以上，确认RflySim工具链是否正确安装。如果问题仍然存在，请检查模型中的模块是否完整，必要时重新安装RflySim工具链。

Q2: 仿真结果不稳定或发散

A2: 检查 [InitData.m](#) 中的参数设置是否合理，特别是质量、惯性矩和气动参数。同时检查控制器参数是否适当，过大的控制增益可能导致系统不稳定。

Q3: 模态分析结果异常

A3: 检查状态空间矩阵是否正确推导，确认平衡点参数是否合理。同时检查初始条件设置是否正确。

1. 推荐配置请见：<https://rflysim.com/doc/zh/HowToInstall.pdf> ↩