

微小型固定翼无人机飞行控制 设计与实践

第4章 受控动态系统建模实验

全 权

qq_buaa@buaa.edu.cn

自动化科学与电气工程学院



北京航空航天大学
BEIHANG UNIVERSITY



可靠飞行控制研究组

RELIABLE FLIGHT CONTROL GROUP

ni 模拟工业化·解耦器·无人系统系列·RflySim系列

微小型固定翼无人机
飞行控制设计与实践

全权_主编
高文翔_刘凤涛_陈鑫泉_周训华
吕书礼_徐琳_李锐_副主编



FIXED-WING UNMANNED
AERIAL VEHICLE

中国工业出版社 电子工业出版社

大纲



1. 基本原理

2. 基础实验

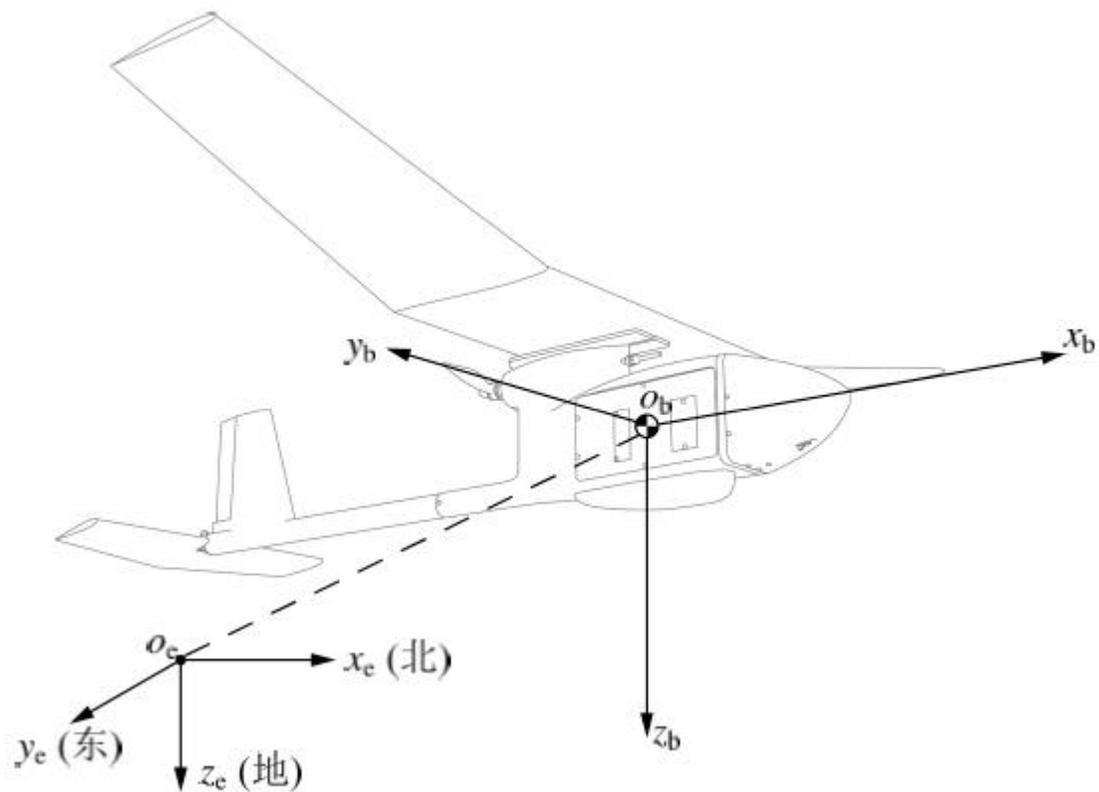
3. 分析实验

4. 设计实验

5. 本章小结

1. 实验原理

□ 地面坐标系与机体坐标系定义



地面坐标系与机体坐标系的关系图

地面坐标系 $O_e x_e y_e z_e$ 是与地球固连的坐标系，其原点 O_e 位于地面上一点， $O_e x_e$ 轴指向正北方向， $O_e y_e$ 轴指向正东方向， $O_e z_e$ 轴垂直地面向下，因此该坐标系也常被称为北东地坐标系。

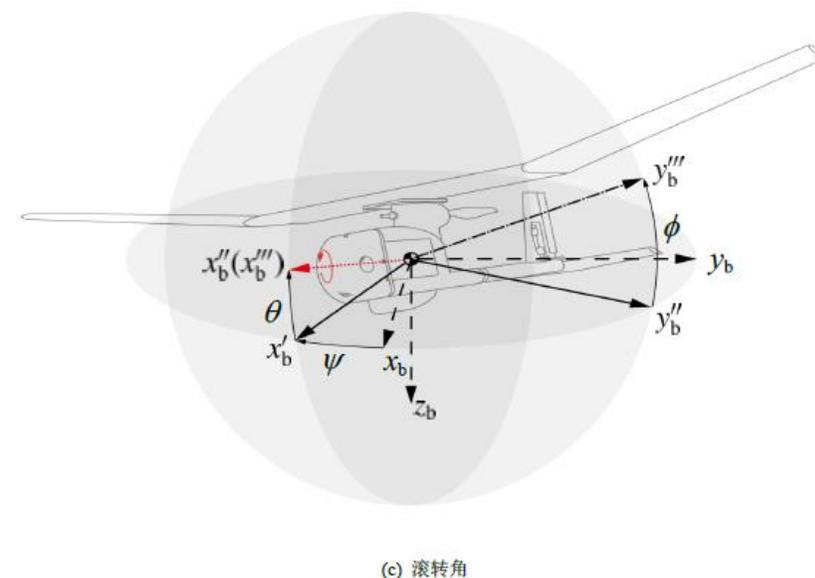
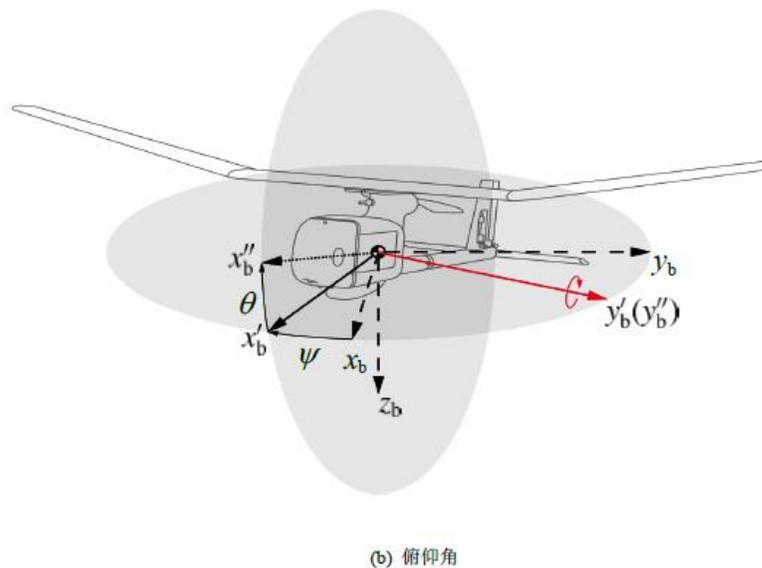
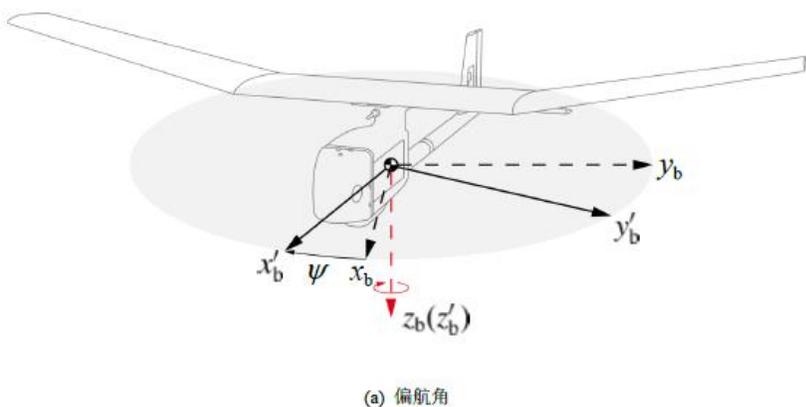
机体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$ 与固定翼无人机机体固连，其原点 O_b 位于固定翼无人机质心位置。 $O_b x_b$ 轴在固定翼无人机对称平面内与机身设计轴线平行，且指向机头方向； $O_b z_b$ 轴也位于固定翼无人机对称平面内，垂直于 $O_b x_b$ 轴指向向下； $O_b y_b$ 轴垂直于机身对称平面指向右方。

右下标e表示Earth，下标b表示Body

1. 实验原理

□ 欧拉角定义

地面坐标系与机体坐标系之间的旋转包括三次基本旋转，即绕 $O_b z_b, O_b y'_b, O_b x''_b$ 轴分别旋转欧拉角 ψ 、 θ 和 ϕ 。

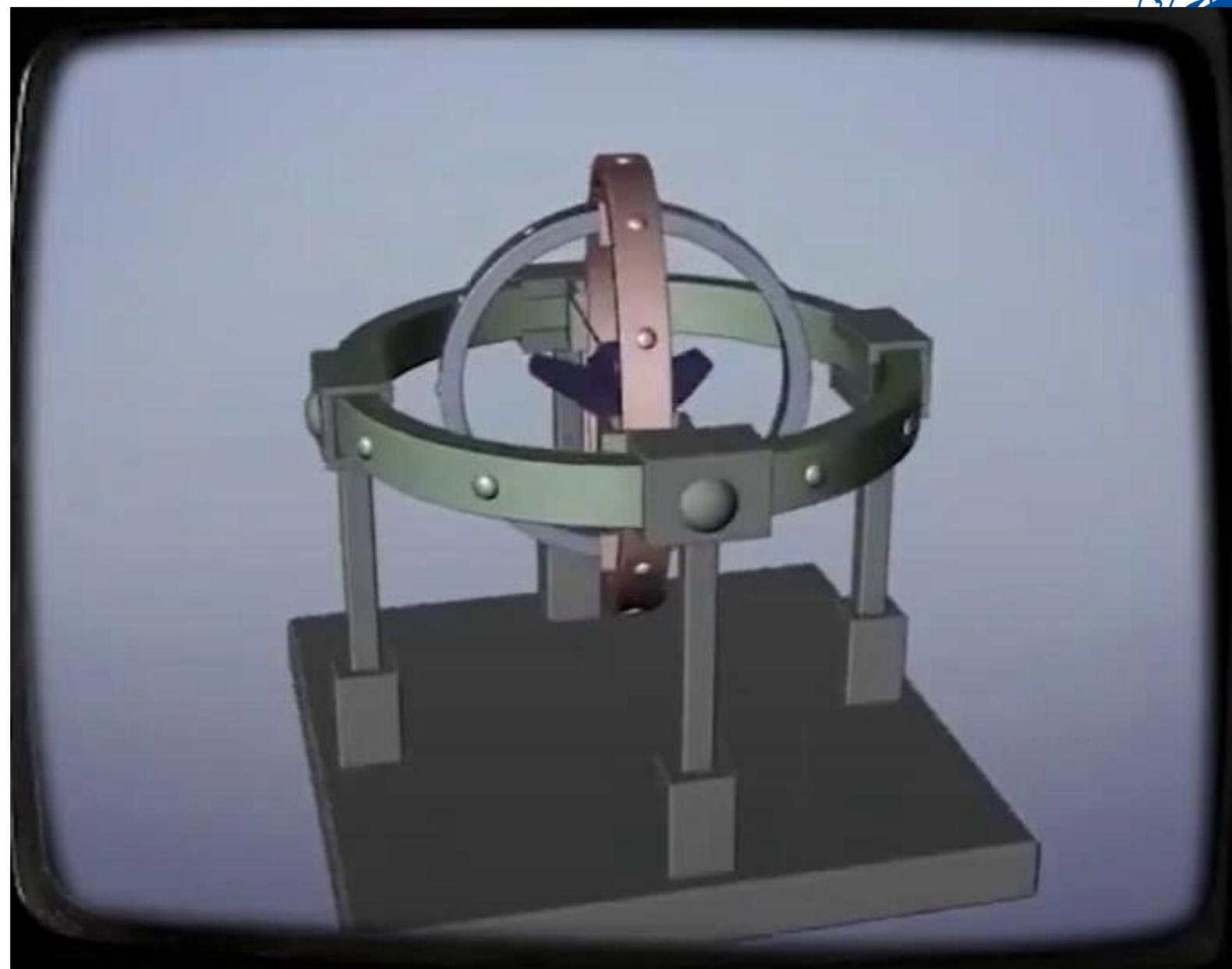


偏航角、俯仰角与滚转角分步转动示意图



1. 实验原理

□ 欧拉角定义



1. 实验原理

□ 旋转矩阵定义

绕 $O_b z_b$ 轴旋转矩阵 $\mathbf{R}(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$.

绕 $O_b y'_b$ 轴旋转矩阵 $\mathbf{R}(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}$.

绕 $O_b x''_b$ 轴旋转矩阵 $\mathbf{R}(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}$.

依次旋转欧拉角 ψ 、 θ 和 ϕ ，得到由地面坐标系到机体坐标系的旋转矩阵

$$\mathbf{R}_e^b = \mathbf{R}(\phi)\mathbf{R}(\theta)\mathbf{R}(\psi)$$

右上下标表示从地面坐标系e旋转到机体坐标系b的旋转矩阵

$$= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

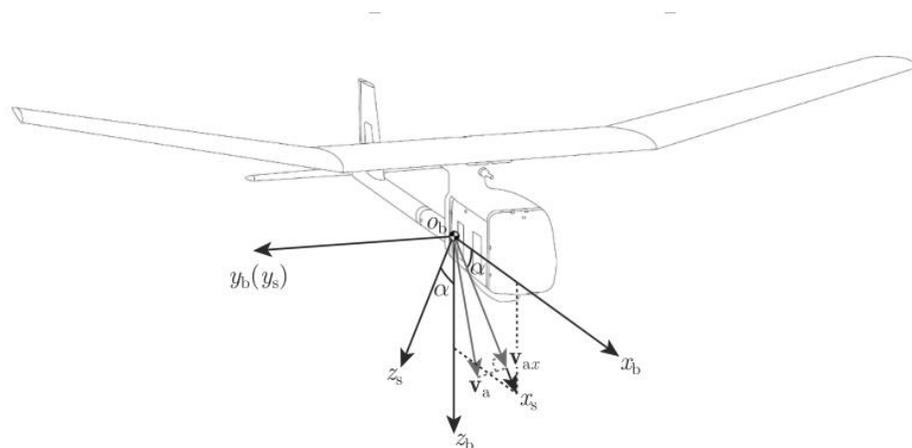
1. 实验原理

□ 稳定坐标系与迎角定义

无人机相对于周围空气的速度称为**空速矢量** \mathbf{v}_a ，其矢量大小 V_a 即为通常所说的空速，空速方向在无人机对称平面内的投影与机翼弦线之间的夹角（图示是正角度），该角度即为**迎角** α （也称为攻角）。将空速矢量 \mathbf{v}_a 在机体坐标系 $O_b x_b z_b$ 平面内投影，得到向量 \mathbf{v}_{ax} ，迎角即为机体坐标系 $O_b x_b$ 轴与 \mathbf{v}_{ax} 的夹角。

稳定坐标系 $O_s x_s y_s z_s$ 的坐标原点 O_s 与 O_b 重合，将向量 \mathbf{v}_{ax} 方向定义为 $O_s x_s$ 轴， $O_s y_s$ 轴与 $O_b y_b$ 轴重合，根据右手定则确定 $O_s z_s$ 轴。

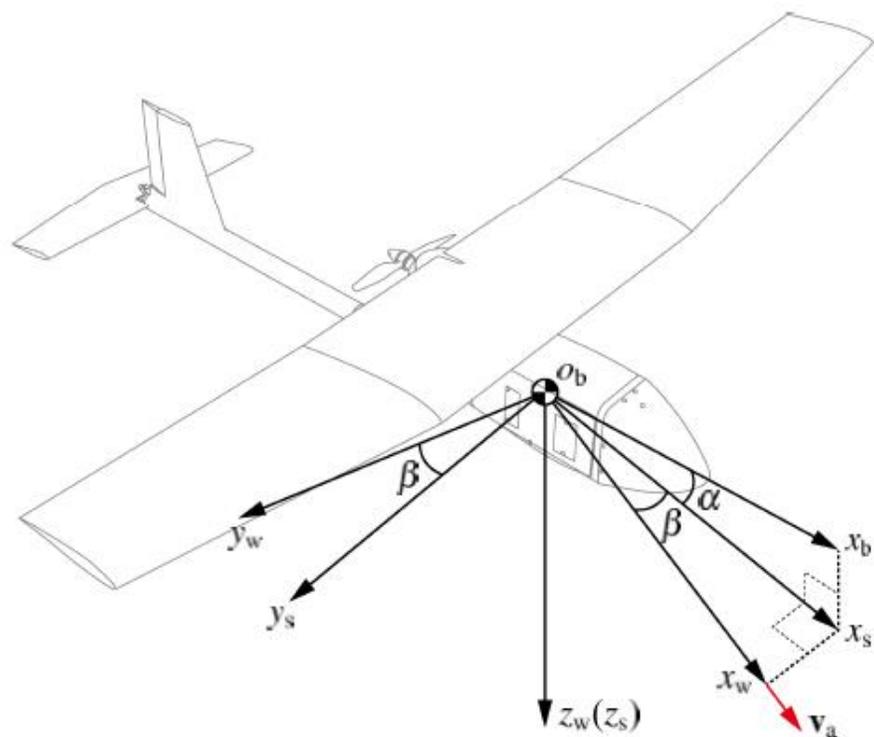
右下标s表示Steady，下标a表示Airspeed



稳定坐标系与迎角

1. 实验原理

气流坐标系与侧滑角定义



气流坐标系与侧滑角

空速矢量 \mathbf{v}_a 与机体坐标系平面 $O_b x_b z_b$ 的夹角即为侧滑角 β 。

气流坐标系 $O_w x_w y_w z_w$ 的坐标原点 O_w 与 O_b 重合，将空速矢量 \mathbf{v}_a 方向定义为 $O_w x_w$ 轴方向， $O_w z_w$ 轴与 $O_s z_s$ 轴重合，根据右手定则确定 $O_w y_w$ 轴。

右下标w表示Wind

1. 实验原理

□ 旋转矩阵定义

由机体坐标系到稳定坐标系的旋转矩阵为

$$\mathbf{R}(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix}.$$

由稳定坐标系到气流坐标系的旋转矩阵为

$$\mathbf{R}(\beta) = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

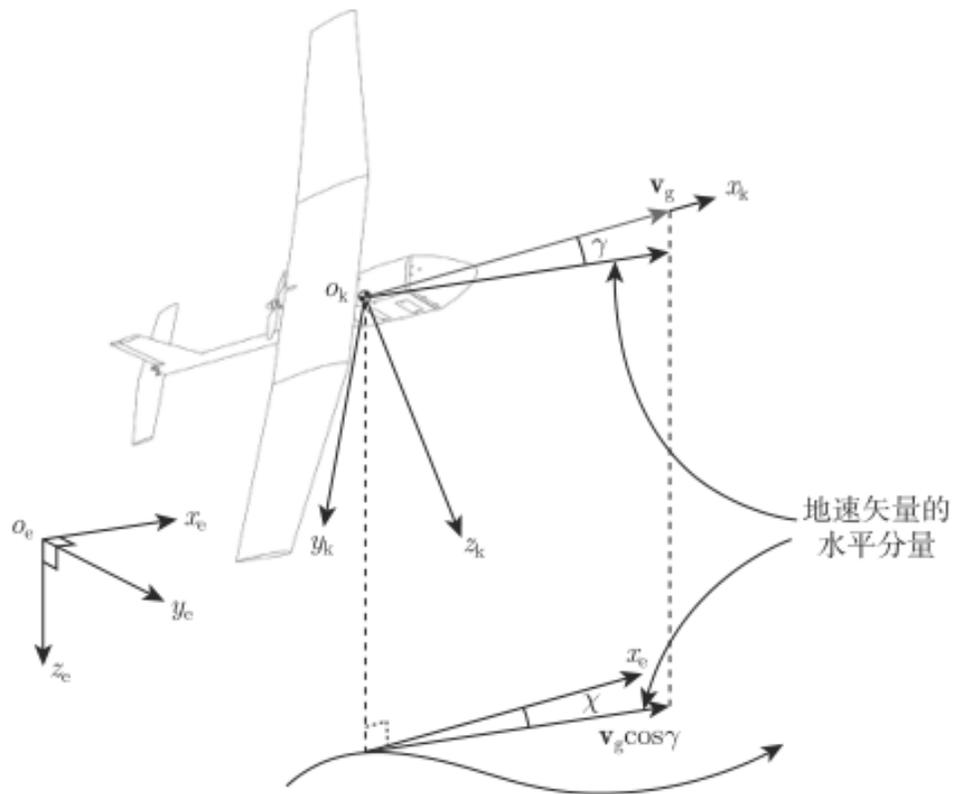
由机体坐标系到气流坐标系的旋转矩阵为

右上下标表示从机体坐标系b旋转到气流坐标系w的旋转矩阵

$$\mathbf{R}_b^w = \mathbf{R}(\beta)\mathbf{R}(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \alpha & \sin \beta & \cos \beta \sin \alpha \\ -\sin \beta \cos \alpha & \cos \beta & -\sin \beta \sin \alpha \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix}.$$

1. 实验原理

□ 航迹坐标系定义



航迹坐标系

航迹坐标系 $O_k x_k y_k z_k$ 的原点位于固定翼无人机的质心位置, $O_k x_k$ 轴沿着地速的方向, $O_k z_k$ 轴在 $O_k x_k$ 轴所在的铅垂平面内, 且垂直于 $O_k x_k$ 轴指向机体下方, 根据右手定则确定 $O_k y_k$ 轴。

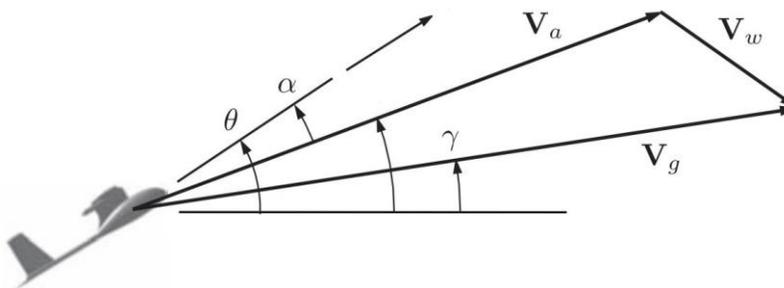
固定翼无人机相对于地面 (地面坐标系) 的速度称为地速, 将地速表示为 \mathbf{v}_g 。

地速 \mathbf{v}_g 与地面坐标系 $O_e x_e y_e$ 平面的夹角即为航迹倾角 γ , 航迹向上为正。地速 \mathbf{v}_g 在 $O_e x_e y_e$ 平面内的投影与 $O_e x_e$ 轴之间的夹角称为航迹偏角 χ , 向右为正。

右下标k表示Track

1. 实验原理

□ 空速、风速和地速定义



固定翼无人机相对于气流的速度为空速矢量 \mathbf{v}_a ，将空气流动风相对于地面坐标系的速度表示为 \mathbf{v}_w ，固定翼无人机相对于地面（地面坐标系）的速度称为地速表示为 \mathbf{v}_g 。它们之间的关系为

$$\mathbf{v}_a = \mathbf{v}_g - \mathbf{v}_w.$$

在机体坐标系下可以描述为

$${}^b\mathbf{v}_a = {}^b\mathbf{v}_g - {}^b\mathbf{v}_w.$$

左上标b表示向量在机体坐标系的表示

其中

$${}^b\mathbf{v}_g = \begin{bmatrix} v_{gx_b} \\ v_{gy_b} \\ v_{gz_b} \end{bmatrix} \quad {}^b\mathbf{v}_w = \begin{bmatrix} v_{wx_b} \\ v_{wy_b} \\ v_{wz_b} \end{bmatrix} \quad {}^b\mathbf{v}_a = \begin{bmatrix} v_{ax_b} \\ v_{ay_b} \\ v_{az_b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_{gx_b} - v_{wx_b} \\ v_{gy_b} - v_{wy_b} \\ v_{gz_b} - v_{wz_b} \end{bmatrix}$$

1. 实验原理

□ 空速、风速和地速定义

空速矢量 \mathbf{v}_a 在气流坐标系下表示为 ${}^w\mathbf{v}_a = \begin{bmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$

左上标w表示向量在气流坐标系的表示

机体相对于地面坐标系的速度可以由运动学方程获得，即 ${}^b\mathbf{v}_a = \begin{bmatrix} v_{axb} \\ v_{ayb} \\ v_{azb} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_w^b \begin{bmatrix} V_a \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$

$$V_a = \sqrt{v_{axb}^2 + v_{ayb}^2 + v_{azb}^2}$$

由此可以解出如下关系式 $\alpha = \arctan\left(\frac{v_{azb}}{v_{axb}}\right)$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{v_{ayb}}{\sqrt{v_{axb}^2 + v_{ayb}^2 + v_{azb}^2}}\right)$$



1. 实验原理

□ 刚体飞行器方程推导假设

在推导无人机刚体运动方程时，为了简化计算过程，做如下假设：

- (1) 无人机表面不产生变形，质量保持不变；
- (2) 忽略地球自转速率，惯性坐标系选取地面坐标系；
- (3) 将地面作为理想的二维平面；
- (4) 重力加速度保持不变，不受空间位置影响；
- (5) 无人机是对称的，其对称面为机体坐标系平面 $O_b x_b y_b$ ，并且外形关于 $O_b x_b y_b$ 平面对称，有着对称的质量分布，惯性积满足 $J_{xy} = J_{zy} = 0$ ，无人机关于机体系三轴的转动惯量不变。

1. 实验原理

□ 运动学方程

固定翼无人机位置运动方程 ${}^e \dot{\mathbf{p}} = {}^e \mathbf{v}$

固定翼无人机姿态运动方程 ${}^b \boldsymbol{\omega} = \mathbf{W} \cdot \dot{\boldsymbol{\Theta}}$

其中, 机体角速度为 ${}^b \boldsymbol{\omega} = [\omega_{x_b} \quad \omega_{y_b} \quad \omega_{z_b}]^T \in \mathbb{R}^3$

$$\dot{\boldsymbol{\Theta}} \triangleq \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad \mathbf{W} \triangleq \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$

1. 实验原理

动力学方程

固定翼无人机位置动力学方程

$${}^e \dot{\mathbf{v}} = \frac{{}^e \mathbf{f}}{m}$$

合外力 ${}^e \mathbf{f} = \mathbf{g} + \mathbf{R}_b^e ({}^b \mathbf{t} + {}^b \mathbf{f}_a)$

重力 动力系统推力（拉力）

气动力

机体坐标系下位置动力学方程

$${}^b \dot{\mathbf{v}} = -[{}^b \boldsymbol{\omega}]_{\times} {}^b \mathbf{v} + \frac{{}^b \mathbf{f}}{m}$$

$${}^b \mathbf{f} = (\mathbf{R}_b^e)^{-1} \mathbf{g} + {}^b \mathbf{t} + {}^b \mathbf{f}_a$$

固定翼无人机姿态动力学方程

$$\mathbf{J} \cdot {}^b \dot{\boldsymbol{\omega}} = -{}^b \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J} \cdot {}^b \boldsymbol{\omega}) + {}^b \mathbf{m}$$

$${}^b \mathbf{m} = \mathbf{g}_y + {}^b \mathbf{m}_a + {}^b \mathbf{m}_p$$

陀螺力矩

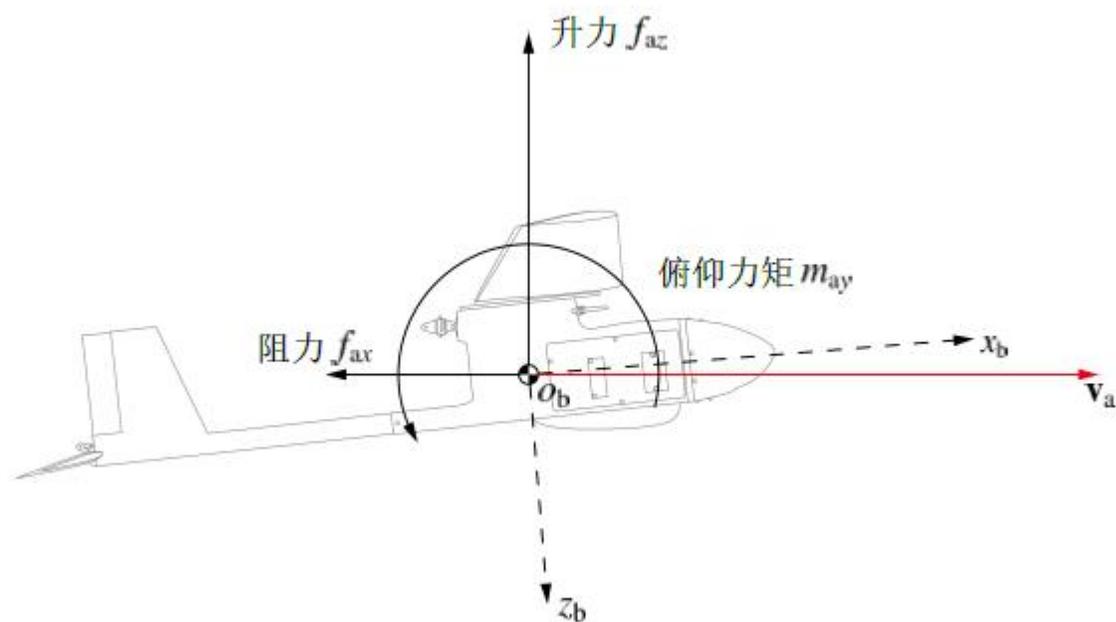
气动力矩

反扭力矩

转动惯量 $\mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ -J_{zx} & 0 & J_{zz} \end{bmatrix}$

1. 实验原理

口 力与力矩定义



纵向气动力与力矩

纵向气动力和力矩包括升力、阻力和俯仰力矩，引起机体在 $O_e x_e z_e$ 平面内运动，该平面也称为俯仰平面。纵向气动力与力矩表示为

$$f_{az} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_L(\alpha, \dot{\alpha}, \omega_{y_b}, \delta_e)$$

$$f_{ax} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_D(\alpha, \dot{\alpha}, \omega_{y_b}, \delta_e)$$

$$m_{ay} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_A C_m(\alpha, \dot{\alpha}, \omega_{y_b}, \delta_e).$$

1. 实验原理

□ 力与力矩定义

当迎角较小时，机翼周围气流相对稳定。在这种情况下，升力、阻力和俯仰力矩可以以较好的精度通过线性模型进行表示。对升力进行一阶泰勒展开

$$C_L = C_{L_0} + \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial C_L}{\partial \dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \frac{\partial C_L}{\partial q} \omega_{y_b} + \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} \delta_e.$$

$\alpha = \omega_{x_b} = 0$ 条件下

有量纲，单位 rad/s

无量纲

无量纲化，引入标准因子 $c_A / (2V_a)$ ，升力系数为

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\dot{\alpha}}} \frac{c_A}{2V_a} \dot{\alpha} + C_{L_q} \frac{c_A}{2V_a} \omega_{y_b} + C_{L_{\delta_e}} \delta_e.$$

气动导数

控制导数

1. 实验原理

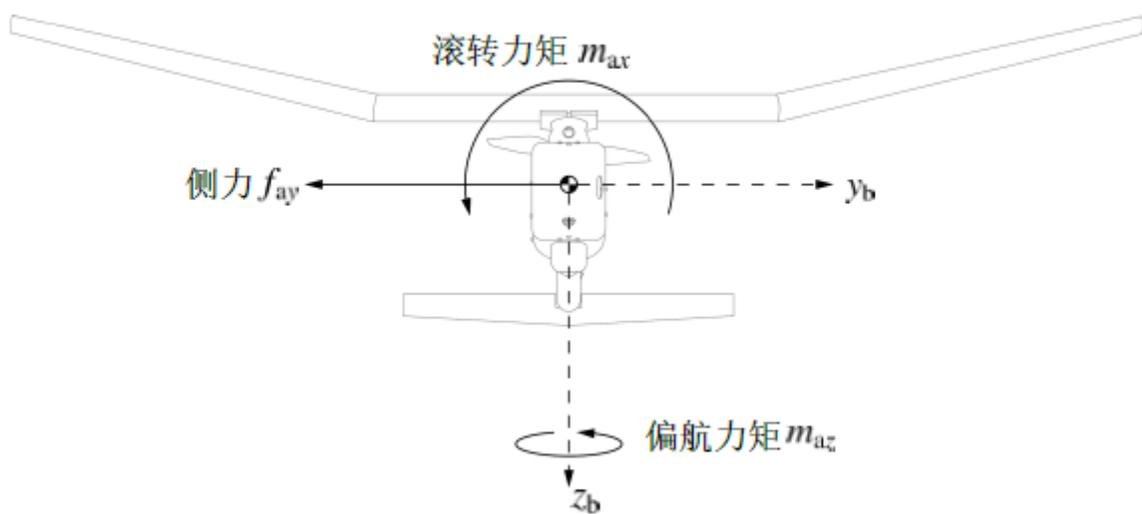
口力与力矩定义

最终，纵向气动力和力矩表示为

$$f_{az} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\dot{\alpha}}} \frac{c_A}{2V_a} \dot{\alpha} + C_{L_q} \frac{c_A}{2V_a} \omega_{y_b} + C_{L_{\delta_e}} \delta_e)$$
$$f_{ax} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S (C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_{\dot{\alpha}}} \frac{c_A}{2V_a} \dot{\alpha} + C_{D_q} \frac{c_A}{2V_a} \omega_{y_b} + C_{D_{\delta_e}} \delta_e)$$
$$m_{ay} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S c_A (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\dot{\alpha}}} \frac{c_A}{2V_a} \dot{\alpha} + C_{m_q} \frac{c_A}{2V_a} \omega_{y_b} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e).$$

1. 实验原理

力与力矩定义



横侧向气动力与力矩

横侧向气动力和力矩包括侧力、偏航力矩和滚转力矩，机体沿 $o_b y_b$ 轴方向运动，同时也引起滚转和偏航运动。

横侧向气动力与力矩表示为

$$f_{ay} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_Y(\beta, \omega_{x_b}, \omega_{z_b}, \delta_a, \delta_r)$$

$$m_{ax} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b C_l(\beta, \omega_{x_b}, \omega_{z_b}, \delta_a, \delta_r)$$

$$m_{az} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b C_n(\beta, \omega_{x_b}, \omega_{z_b}, \delta_a, \delta_r).$$

1. 实验原理

□ 力与力矩定义

采用一阶泰勒展开线性化处理，可得横侧向气动力和力矩的线性表示为

$$f_{ay} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S (C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{b}{2V_a} \omega_{x_b} + C_{Y_r} \frac{b}{2V_a} \omega_{z_b} + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r)$$
$$m_{ax} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b (C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V_a} \omega_{x_b} + C_{l_r} \frac{b}{2V_a} \omega_{z_b} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r)$$
$$m_{az} \approx \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b (C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V_a} \omega_{x_b} + C_{n_r} \frac{b}{2V_a} \omega_{z_b} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r).$$

1. 实验原理

□ 动力系统拉力定义

动力系统沿机体 $O_b x_b$ 轴安装，螺旋桨动力系统在**空速为零**的情况下，所产生的拉力为

$$T = C_T \rho \left(\frac{N}{60} \right)^2 D_p^4$$

当**空速大小**为 V_a 时，动力系统拉力在**机体坐标系**下表示为

$${}^b \mathbf{t} = \begin{bmatrix} T - K \frac{V_a}{\sqrt{T}} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

1. 实验原理

□ 动力系统拉力定义

根据真实情况，考虑拉力变化，修改拉力模型

$$T_{\text{dyn}} = T - K(K_1 + K_2 J + K_3 J^2) \frac{V_a}{\sqrt{T + \epsilon}}$$

很小，避免分母有零

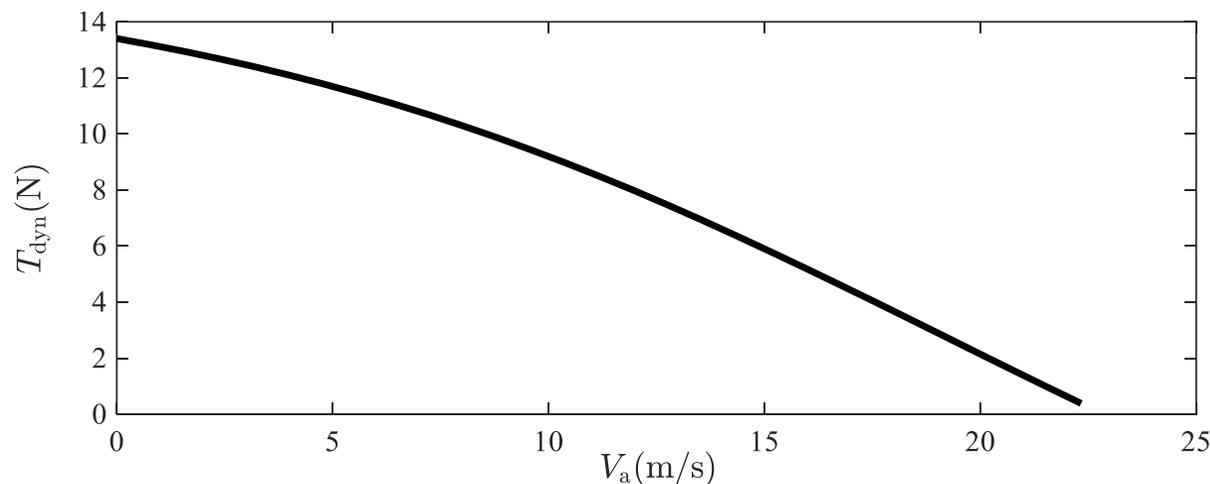
衰减系数 $K = 4.034$

$K_1 = 0.2641$

$K_2 = 0.4361$

$K_3 = 0.001263$

$\epsilon = 0.00001$



螺旋桨拉力变化曲线

1. 实验原理

□ 小扰动理论的线性化方法

一般非线性方程组 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})$, n 维状态变量 $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$, m 维控制输入向量 $\mathbf{u} \in \mathbb{R}^m$ 。

隐式形式 $\mathbf{f}(\dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}, \mathbf{u}) = 0$.

在 $\dot{\mathbf{x}} \equiv 0, \mathbf{u} \equiv 0$ 或 \mathbf{u} 为常数条件下且 $\mathbf{f}(\dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}, \mathbf{u}) = 0$ 的解 $(\mathbf{x}^*, \mathbf{u}^*)$ 称为**平衡点**, 在平衡点条件下的运动称为**基准运动**, 飞行器偏离基准运动很小量的运动称为**小扰动运动**, 其小扰动量为 $\Delta \mathbf{x}$ 。

对小扰动量求导

$$\Delta \dot{\mathbf{x}} = \dot{\mathbf{x}} - \dot{\mathbf{x}}^*$$

$$= \mathbf{f}(\mathbf{x}^* + \Delta \mathbf{x}, \mathbf{u}^* + \Delta \mathbf{u}) - \mathbf{f}(\mathbf{x}^*, \mathbf{u}^*)$$

利用泰勒级数

展开式的第一项
作为平衡状态

$$\Delta \dot{\mathbf{x}} = \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \Big|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}^*, \mathbf{u}=\mathbf{u}^*} \Delta \mathbf{x} + \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \Big|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}^*, \mathbf{u}=\mathbf{u}^*} \Delta \mathbf{u} + \cancel{O(\|\Delta \mathbf{x}\|, \|\Delta \mathbf{u}\|)}$$

可以忽略

1. 实验原理

□ 小扰动理论的线性化方法

在平衡条件下，可以通过求 $\partial \mathbf{f} / \partial \mathbf{x}$ 和 $\partial \mathbf{f} / \partial \mathbf{u}$ 来确定线性化的动力学方程。

线性化的方程组改写成线性状态方程的形式为

$$\mathbf{E}\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}.$$

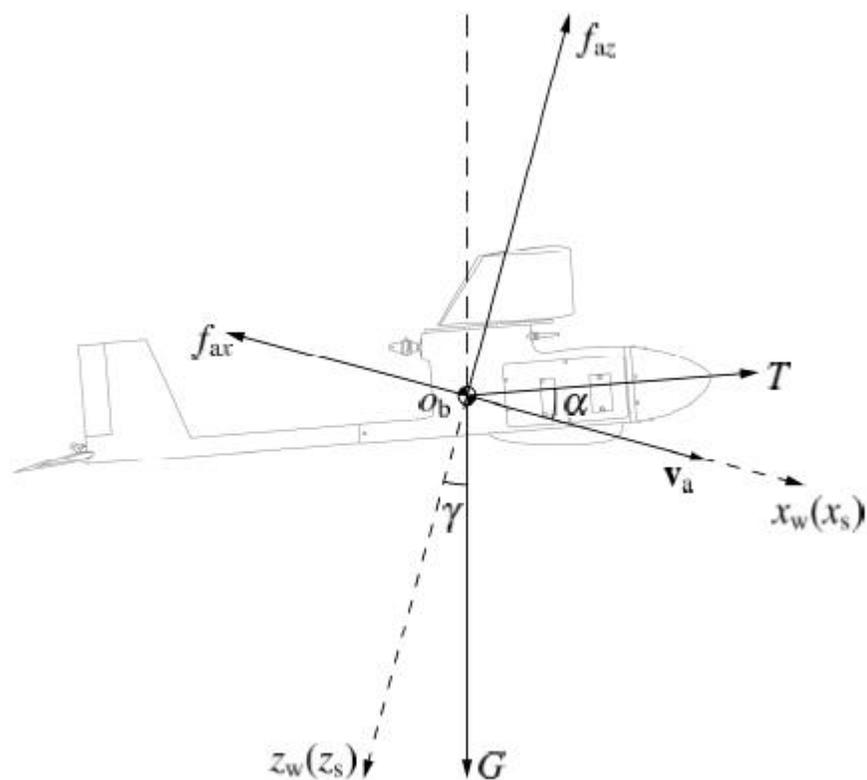
其中

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \nabla_{\dot{\mathbf{x}}}\text{fun}1 \\ \vdots \\ \nabla_{\dot{\mathbf{x}}}\text{fun}n \end{bmatrix}_{\substack{\mathbf{x}=\mathbf{x}^* \\ \mathbf{u}=\mathbf{u}^*}}, \mathbf{A} = - \begin{bmatrix} \nabla_{\mathbf{x}}\text{fun}1 \\ \vdots \\ \nabla_{\mathbf{x}}\text{fun}n \end{bmatrix}_{\substack{\mathbf{x}=\mathbf{x}^* \\ \mathbf{u}=\mathbf{u}^*}}, \mathbf{B} = - \begin{bmatrix} \nabla_{\mathbf{u}}\text{fun}1 \\ \vdots \\ \nabla_{\mathbf{u}}\text{fun}n \end{bmatrix}_{\substack{\mathbf{x}=\mathbf{x}^* \\ \mathbf{u}=\mathbf{u}^*}}.$$

其中 ∇ 是关于一次项微分算子的行向量。例如 $\nabla_{\mathbf{x}}\text{fun}1 = \left[\frac{\partial \text{fun}1}{\partial x_1} \quad \frac{\partial \text{fun}1}{\partial x_2} \quad \dots \quad \frac{\partial \text{fun}1}{\partial x_n} \right]$

1. 实验原理

纵向通道配平



气流坐标系下受力分析

左右对称的固定翼，认为横侧向是平衡的。

在水平无侧滑无滚转的飞行状态下 $\phi = 0, \omega_{x_b} = 0, \beta = 0$

在无侧滑前提下，稳定坐标系与气流坐标系重合。

在无风条件下，空速和地速相等。

气流坐标系下， $O_w x_w, O_w z_w$ 轴方向上受力分析

$$\begin{cases} T \cos \alpha - f_{ax} + mg \sin \gamma = 0 \\ T \sin \alpha + f_{az} - mg \cos \gamma = 0 \\ m_{ay} = 0. \end{cases}$$

1. 实验原理

□ 纵向通道配平

$$\begin{cases} T \cos \alpha - \frac{1}{2} \rho V_a^2 S (C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_{\dot{\alpha}}} \frac{c_A}{2V_a} \dot{\alpha} + C_{D_q} \frac{c_A}{2V_a} \omega_{y_b} + C_{D_{\delta_e}} \delta_e) - mg \sin \gamma = 0 \\ T \sin \alpha + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\dot{\alpha}}} \frac{c_A}{2V_a} \dot{\alpha} + C_{L_q} \frac{c_A}{2V_a} \omega_{y_b} + C_{L_{\delta_e}} \delta_e) - mg \cos \gamma = 0 \\ \frac{1}{2} \rho V_a^2 S c_A (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\dot{\alpha}}} \frac{c_A}{2V_a} \dot{\alpha} + C_{m_q} \frac{c_A}{2V_a} \omega_{y_b} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e) = 0 \end{cases}$$

将固定翼稳定飞行时的空速以及高度带入配平方程，可以得到配平后的推力（拉力） T^* ，升降舵舵偏 δ_e^* ，迎角 α^* 。

1. 实验原理

纵向姿态运动方程线性化

固定翼无人机纵向通道的运动学与动力学方程为

$$\begin{cases} m\dot{V}_a = T \cos \alpha \cos \beta - f_{ax} + mg(-\cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \sin \beta \sin \phi \cos \theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \theta) \\ mV_a \cos \beta \dot{\alpha} = -T \sin \alpha - f_{az} + mV_a(-\omega_{x_b} \cos \alpha \sin \beta + \omega_{y_b} \cos \beta - \omega_{z_b} \sin \alpha \sin \beta) \\ \quad + mg(\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \phi \cos \theta) \\ \dot{\theta} = \omega_{y_b} \cos \phi - \omega_{z_b} \sin \phi \\ \dot{\omega}_{y_b} = \frac{1}{J_{yy}} (\omega_{x_b} \omega_{z_b} (J_{zz} - J_{xx}) + J_{xz} (\omega_{z_b}^2 - \omega_{x_b}^2) + m_{ay}). \end{cases}$$

纵向通道的状态变量 $\mathbf{x}_{lon} = [\Delta V_a \ \Delta \alpha \ \Delta \theta \ \Delta \omega_{y_b}]^T$, 输入量 $\mathbf{u}_{lon} = [\Delta T \ \Delta \delta_e]^T$, 基准运动的稳态值 \mathbf{x}^* 。

1. 实验原理

纵向姿态运动方程线性化

固定翼无人机纵向通道的线性化表达式 $\mathbf{E}_{lon} \dot{\mathbf{x}}_{lon} = \mathbf{A}_{lon} \mathbf{x}_{lon} + \mathbf{B}_{lon} \mathbf{u}_{lon}$

式中

$$\mathbf{E}_{lon} = \begin{bmatrix} m & \left(\frac{\partial f_{ax}}{\partial \dot{\alpha}}\right)^* & 0 & 0 \\ 0 & mV_a^* + \left(\frac{\partial f_{az}}{\partial \dot{\alpha}}\right)^* & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{J_{yy}} \left(\frac{\partial m_{ay}}{\partial \dot{\alpha}}\right)^* & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & X_{\dot{\alpha}} & 0 & 0 \\ 0 & mV_a^* + Z_{\dot{\alpha}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{J_{yy}} M_{y\dot{\alpha}} & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{A}_{lon} = \begin{bmatrix} \left(\frac{\partial T}{\partial V_a}\right)^* \cos \alpha^* - \left(\frac{\partial f_{ax}}{\partial V_a}\right)^* & -T^* \sin \alpha^* - \left(\frac{\partial f_{ax}}{\partial \alpha}\right)^* + mg \cos \gamma^* & -mg \cos \gamma^* & \left(-\frac{\partial f_{ax}}{\partial \omega_{yb}}\right)^* \\ -\left(\frac{\partial T}{\partial V_a}\right)^* \sin \alpha^* - \left(\frac{\partial f_{az}}{\partial V_a}\right)^* & -T^* \cos \alpha^* - \left(\frac{\partial f_{az}}{\partial \alpha}\right)^* + mg \sin \gamma^* & -mg \sin \gamma^* & -\left(\frac{\partial f_{az}}{\partial \omega_{yb}}\right)^* + mV_a^* \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{1}{J_{yy}} \left(\frac{\partial m_{ay}}{\partial V_a}\right)^* & \frac{1}{J_{yy}} \left(\frac{\partial m_{ay}}{\partial \alpha}\right)^* & 0 & \frac{1}{J_{yy}} \left(\frac{\partial m_{ay}}{\partial \omega_{yb}}\right)^* \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{lon} = \begin{bmatrix} \cos \alpha^* & -\left(\frac{\partial f_{ax}}{\partial \delta_e}\right)^* \\ -\sin \alpha^* & -\left(\frac{\partial f_{az}}{\partial \delta_e}\right)^* \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_{yy}} \left(\frac{\partial m_{ay}}{\partial \delta_e}\right)^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha^* & -X_{\delta_e} \\ -\sin \alpha^* & -Z_{\delta_e} \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_{yy}} M_{y\delta_e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_V \cos \alpha^* - X_V & -T^* \sin \alpha^* - X_{\alpha} + mg \cos \gamma^* & -mg \cos \gamma^* & -X_{\omega_y} \\ -T_V \sin \alpha^* - Z_V & -T^* \cos \alpha^* - Z_{\alpha} + mg \sin \gamma^* & -mg \sin \gamma^* & -Z_{\omega_y} + mV_a^* \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{1}{J_{yy}} M_{yV} & \frac{1}{J_{yy}} M_{y\alpha} & 0 & \frac{1}{J_{yy}} M_{y\omega_y} \end{bmatrix}$$

1. 实验原理

□ 横侧向姿态运动方程线性化

固定翼无人机横侧向通道的线性化表达式

$$\left\{ \begin{array}{l} mV_a \dot{\beta} = -T \cos \alpha \sin \beta + f_{ay} - mV_a (-\omega_{x_b} \sin \alpha + \omega_{z_b} \cos \alpha) \\ \quad + mg(\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \sin \phi \cos \theta - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta) \\ \dot{\phi} = \omega_{x_b} + \tan \theta (\omega_{y_b} \sin \phi + \omega_{z_b} \cos \phi) \\ \dot{\omega}_{x_b} = \frac{1}{J_{xx}J_{zz} - J_{xz}^2} (J_{zz}m_{ax} + J_{xz}m_{az} + \omega_{y_b} \omega_{z_b} (J_{zz}J_{yy} - J_{zz}^2 - J_{xz}^2) - \omega_{x_b} \omega_{y_b} (J_{yy}J_{xz} - J_{zz}J_{xz} - J_{xx}J_{xz})) \\ \dot{\omega}_{z_b} = \frac{1}{J_{xx}J_{zz} - J_{xz}^2} (J_{xx}m_{az} + J_{xz}m_{ax} + \omega_{x_b} \omega_{y_b} (J_{xx}^2 + J_{xz}^2 - J_{xx}J_{yy}) + \omega_{y_b} \omega_{z_b} (J_{yy}J_{xz} - J_{zz}J_{xz} - J_{xx}J_{xz})). \end{array} \right.$$

横侧向通道的状态变量 $\mathbf{x}_{\text{lat}} = [\Delta\beta \ \Delta\phi \ \Delta\omega_{x_b} \ \Delta\omega_{z_b}]^T$, 输入量 $\mathbf{u}_{\text{lat}} = [\Delta\delta_a \ \Delta\delta_r]^T$ 。

1. 实验原理

□ 横侧向姿态运动方程线性化

固定翼无人机纵向通道的线性化表达式 $\mathbf{E}_{\text{lat}} \dot{\mathbf{x}}_{\text{lat}} = \mathbf{A}_{\text{lat}} \mathbf{x}_{\text{lat}} + \mathbf{B}_{\text{lat}} \mathbf{u}_{\text{lat}}$.

式中

$$\mathbf{E}_{\text{lat}} = \begin{bmatrix} mV_a^* & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_{\text{lat}} = \begin{bmatrix} \left(\frac{\partial f_{ay}}{\partial \beta}\right)^* - T^* \cos \alpha^* + mg \sin \gamma^* & mg \cos \gamma^* & \left(\frac{\partial f_{ay}}{\partial \omega_{xb}}\right)^* + mV_a^* \sin \alpha^* & \left(\frac{\partial f_{ay}}{\partial \omega_{zb}}\right)^* - mV_a^* \cos \alpha^* \\ 0 & 0 & \frac{\cos \gamma^*}{\cos \theta^*} & \frac{\sin \gamma^*}{\cos \theta^*} \\ \Gamma_1 \left(\frac{\partial m_{ax}}{\partial \beta}\right)^* + \Gamma_2 \left(\frac{\partial m_{az}}{\partial \beta}\right)^* & 0 & \Gamma_1 \left(\frac{\partial m_{ax}}{\partial \omega_{xb}}\right)^* + \Gamma_2 \left(\frac{\partial m_{az}}{\partial \omega_{xb}}\right)^* & \Gamma_1 \left(\frac{\partial m_{ax}}{\partial \omega_{zb}}\right)^* + \Gamma_2 \left(\frac{\partial m_{az}}{\partial \omega_{zb}}\right)^* \\ \Gamma_3 \left(\frac{\partial m_{az}}{\partial \beta}\right)^* + \Gamma_2 \left(\frac{\partial m_{ax}}{\partial \beta}\right)^* & 0 & \Gamma_3 \left(\frac{\partial m_{az}}{\partial \omega_{xb}}\right)^* + \Gamma_2 \left(\frac{\partial m_{ax}}{\partial \omega_{xb}}\right)^* & \Gamma_3 \left(\frac{\partial m_{az}}{\partial \omega_{zb}}\right)^* + \Gamma_2 \left(\frac{\partial m_{ax}}{\partial \omega_{zb}}\right)^* \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} Y_\beta - T^* \cos \alpha^* + mg \sin \gamma^* & mg \cos \gamma^* & Y_{\omega_x} + mV_a^* \sin \alpha^* & Y_{\omega_z} - mV_a^* \cos \alpha^* \\ 0 & 0 & \frac{\cos \gamma^*}{\cos \theta^*} & \frac{\sin \gamma^*}{\cos \theta^*} \\ \Gamma_1 M_{x\beta} + \Gamma_2 M_{z\beta} & 0 & \Gamma_1 M_{x\omega_x} + \Gamma_2 M_{z\omega_x} & \Gamma_1 M_{x\omega_z} + \Gamma_2 M_{z\omega_z} \\ \Gamma_3 M_{z\beta} + \Gamma_2 M_{x\beta} & 0 & \Gamma_3 M_{z\omega_x} + \Gamma_2 M_{x\omega_x} & \Gamma_3 M_{z\omega_z} + \Gamma_2 M_{x\omega_z} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{\text{lat}} = \begin{bmatrix} \left(\frac{\partial f_{ay}}{\partial \delta_a}\right)^* & \left(\frac{\partial f_{ay}}{\partial \delta_r}\right)^* \\ 0 & 0 \\ \Gamma_1 \left(\frac{\partial m_{ax}}{\partial \delta_a}\right)^* + \Gamma_2 \left(\frac{\partial m_{az}}{\partial \delta_a}\right)^* & \Gamma_1 \left(\frac{\partial m_{ax}}{\partial \delta_r}\right)^* + \Gamma_2 \left(\frac{\partial m_{az}}{\partial \delta_r}\right)^* \\ \Gamma_3 \left(\frac{\partial m_{az}}{\partial \delta_a}\right)^* + \Gamma_2 \left(\frac{\partial m_{ax}}{\partial \delta_a}\right)^* & \Gamma_3 \left(\frac{\partial m_{az}}{\partial \delta_r}\right)^* + \Gamma_2 \left(\frac{\partial m_{ax}}{\partial \delta_r}\right)^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ 0 & 0 \\ \Gamma_1 M_{x\delta_a} + \Gamma_2 M_{z\delta_a} & \Gamma_1 M_{x\delta_r} + \Gamma_2 M_{z\delta_r} \\ \Gamma_3 M_{z\delta_a} + \Gamma_2 M_{x\delta_a} & \Gamma_3 M_{z\delta_r} + \Gamma_2 M_{x\delta_r} \end{bmatrix}$$

$$\Gamma_1 = \frac{J_{zz}}{J_{xx}J_{zz} - J_{xz}^2}, \quad \Gamma_2 = \frac{J_{xz}}{J_{xx}J_{zz} - J_{xz}^2}, \quad \Gamma_3 = \frac{J_{xx}}{J_{xx}J_{zz} - J_{xz}^2}$$

1. 实验原理

□ 传递函数模型—俯仰角

俯仰角可以认为**只受升降舵影响**，其他控制变量对其的影响很小，根据式纵向线性化状态矩阵提取出与俯仰角相关的状态变量和输入量为

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{\omega}_{yb} \end{bmatrix} = \mathbf{A}' \begin{bmatrix} \Delta \theta \\ \Delta \omega_{yb} \end{bmatrix} + \mathbf{B}' \Delta \delta_e.$$

其中

$$\mathbf{A}' = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & M_{\omega_y} \end{bmatrix}, \mathbf{B}' = \begin{bmatrix} 0 \\ M_{\delta_e} \end{bmatrix}.$$

根据**克莱姆法则**得到传递函数为 $\frac{\Delta \theta(s)}{\Delta \delta_e(s)} = \frac{1}{|s\mathbf{I}_2 - \mathbf{A}'|} \begin{vmatrix} 0 & -1 \\ M_{\delta_e} & s - M_{\omega_y} \end{vmatrix} = \frac{M_{\delta_e}}{s(s - M_{\omega_y})}.$

1. 实验原理

纵向传递函数—高度

对于以**恒定空速飞行**的固定翼，**俯仰角**会直接影响无人机的高度。因此，可以直接推导俯仰角到高度的传递函数。地面坐标系下高度通道的运动方程

$$\dot{H} = v_{gx_b} \sin \theta - v_{gy_b} \sin \phi \cos \theta - v_{gz_b} \cos \phi \cos \theta.$$

在水平直线飞行时，有 $v_{gy_b} \approx 0, v_{gz_b} \approx 0, v_{gx_b} \approx V_a, \phi \approx 0$ ，若 θ 很小，则 $\sin \theta \approx \theta$ ，那么

$$\dot{H} = V_a \theta.$$

假设 $V_a = V_a^*$ ，对上式进行拉普拉斯变换，得到 $H(s) = \frac{V_a^*}{s} \theta(s)$.

继而根据小扰动理论得到 $\Delta H(s) = \frac{V_a^*}{s} \Delta \theta(s)$.

1. 实验原理

□ 横侧向传递函数—滚转角

根据克莱姆法则，传递函数可以写成两个矩阵行列式之比，方向舵偏转量与滚转角增量之间的传递函数

$$\frac{\Delta\phi(s)}{\Delta\delta_r(s)} = \frac{1}{|s\mathbf{E}_{lat} - \mathbf{A}_{lat}|} \begin{vmatrix} mV_a^*s - Y_\beta^* & Y_{\delta_r} & -\frac{Y_{\omega_x}^*}{\cos\gamma^*} & -\frac{Y_{\omega_z}^*}{\sin\gamma^*} \\ 0 & 0 & -\frac{\cos\theta^*}{\cos\theta^*} & -\frac{\sin\gamma^*}{\cos\theta^*} \\ -(\Gamma_1M_{x\beta} + \Gamma_2M_{z\beta}) & \Gamma_1M_{x\delta_r} + \Gamma_2M_{z\delta_r} & s - (\Gamma_1M_{x\omega_x} + \Gamma_2M_{z\omega_x}) & -(\Gamma_1M_{x\omega_z} + \Gamma_2M_{z\omega_z}) \\ -(\Gamma_3M_{z\beta} + \Gamma_2M_{x\beta}) & \Gamma_3M_{z\delta_r} + \Gamma_2M_{x\delta_r} & -(\Gamma_3M_{z\omega_x} + \Gamma_2M_{x\omega_x}) & s - (\Gamma_3M_{z\omega_z} + \Gamma_2M_{x\omega_z}) \end{vmatrix}$$

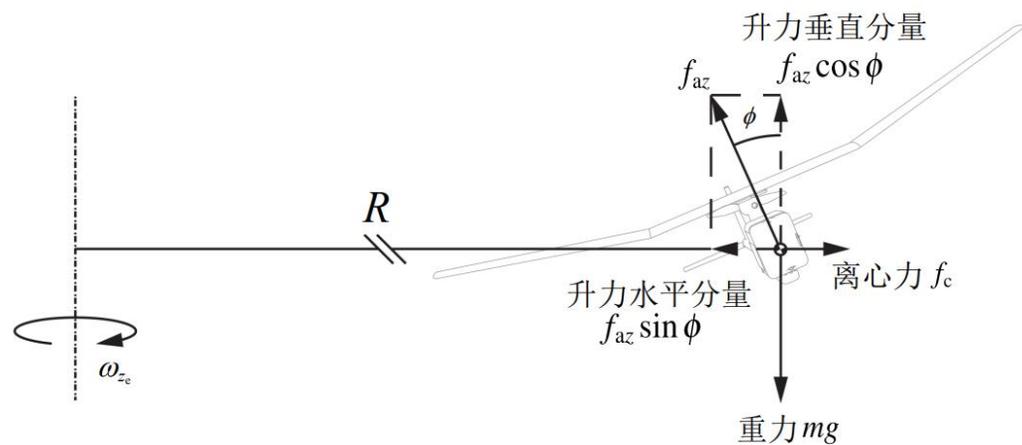
副翼偏转量与滚转角增量之间的传递函数

$$\frac{\Delta\phi(s)}{\Delta\delta_a(s)} = \frac{1}{|s\mathbf{E}_{lat} - \mathbf{A}_{lat}|} \begin{vmatrix} mV_a^*s - Y_\beta^* & Y_{\delta_a} & -\frac{Y_{\omega_x}^*}{\cos\gamma^*} & -\frac{Y_{\omega_z}^*}{\sin\gamma^*} \\ 0 & 0 & -\frac{\cos\theta^*}{\cos\theta^*} & -\frac{\sin\gamma^*}{\cos\theta^*} \\ -(\Gamma_1M_{x\beta} + \Gamma_2M_{z\beta}) & \Gamma_1M_{x\delta_a} + \Gamma_2M_{z\delta_a} & s - (\Gamma_1M_{x\omega_x} + \Gamma_2M_{z\omega_x}) & -(\Gamma_1M_{x\omega_z} + \Gamma_2M_{z\omega_z}) \\ -(\Gamma_3M_{z\beta} + \Gamma_2M_{x\beta}) & \Gamma_3M_{z\delta_a} + \Gamma_2M_{x\delta_a} & -(\Gamma_3M_{z\omega_x} + \Gamma_2M_{x\omega_x}) & s - (\Gamma_3M_{z\omega_z} + \Gamma_2M_{x\omega_z}) \end{vmatrix}$$

其中 $s\mathbf{E}_{lat} - \mathbf{A}_{lat} = \begin{bmatrix} mV_a^*s - Y_\beta^* & -mg\cos\gamma^* & -\frac{Y_{\omega_x}^*}{\cos\gamma^*} & -\frac{Y_{\omega_z}^*}{\sin\gamma^*} \\ 0 & s & -\frac{\cos\theta^*}{\cos\theta^*} & -\frac{\sin\gamma^*}{\cos\theta^*} \\ -(\Gamma_1M_{x\beta} + \Gamma_2M_{z\beta}) & 0 & s - (\Gamma_1M_{x\omega_x} + \Gamma_2M_{z\omega_x}) & -(\Gamma_1M_{x\omega_z} + \Gamma_2M_{z\omega_z}) \\ -(\Gamma_3M_{z\beta} + \Gamma_2M_{x\beta}) & 0 & -(\Gamma_3M_{z\omega_x} + \Gamma_2M_{x\omega_x}) & s - (\Gamma_3M_{z\omega_z} + \Gamma_2M_{x\omega_z}) \end{bmatrix}$

1. 实验原理

协调转弯



机体受力分析

协调转弯满足的条件为：滚转角 ϕ 为常值；偏航角速率 ω_{z_b} 为常值；升降速度为零（水平转弯）；侧滑角为零（ $\beta = 0$ ）。无人机在协调转弯情况下**受力平衡**，作用于机身上的升力的水平方向分量等于离心力，升力垂直方向分量等于重力

离心力

$$f_c = m \frac{V_a^2}{R} = m V_a \omega_{z_e} = m V_a \dot{\psi} \quad \longrightarrow \quad \begin{cases} mg = f_{az} \cos \phi \\ f_c = f_{az} \sin \phi. \end{cases} \quad \xrightarrow{\text{在无风情况下}} \quad \dot{\psi} = \frac{g}{V_a} \tan \phi.$$



1. 实验原理

□ 横侧向传递函数—偏航角

在**无风条件下协调转弯**，偏航角受滚转角直接影响，因此，可以直接推导滚转角到偏航角的传递函数，若 ϕ 很小，则 $\tan \phi \approx \phi$ ，假设 $V_a = V_a^*$ ，对协调转弯公式进行拉普拉斯变换得到

$$\psi(s) = \frac{g}{V_a^* s} \phi(s).$$

继而根据**小扰动理论**得到

$$\Delta \psi(s) = \frac{g}{V_a^* s} \Delta \phi(s).$$

1. 实验原理

□ 横侧向运动分析

固定翼无人机**偏航与滚转运动间的耦合显著**。当无人机在滚转时，偏航角会同步改变，这是由于气动力和机体的相互作用，主要涉及到机翼气动力，垂直尾翼以及侧滑角变化的影响。偏航角变化率的运动学方程

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (\omega_{z_b} \cos \phi + \omega_{y_b} \sin \phi).$$

固定翼无人机在无风条件水平转弯时，机体俯仰角很小且俯仰角速率为零。上式可得，**机体偏航角变化率主要受偏航角速率 ω_{z_b} 以及滚转角 ϕ 影响**。偏航角速率的动力学方程为：

$$\dot{\omega}_{z_b} = \frac{1}{J_{xx} J_{zz} - J_{xz}^2} \left(J_{xx} \dot{m}_{az} + J_{xz} \dot{m}_{ax} + \omega_{x_b} \omega_{y_b} (J_{xx}^2 + J_{xz}^2 - J_{xx} J_{yy}) + \omega_{y_b} \omega_{z_b} (J_{yy} J_{xz} - J_{zz} J_{xz} - J_{xx} J_{xz}) \right).$$

1. 实验原理

□ 横侧向运动分析

偏航角的改变主要是偏航力矩 m_{az} 的影响。因此，以下分析滚转运动对偏航力矩的影响。固定翼无人机偏航力矩表示为：

$$m_{az} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b (C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V_a} \omega_{x_b} + C_{n_r} \frac{b}{2V_a} \omega_{z_b} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r).$$

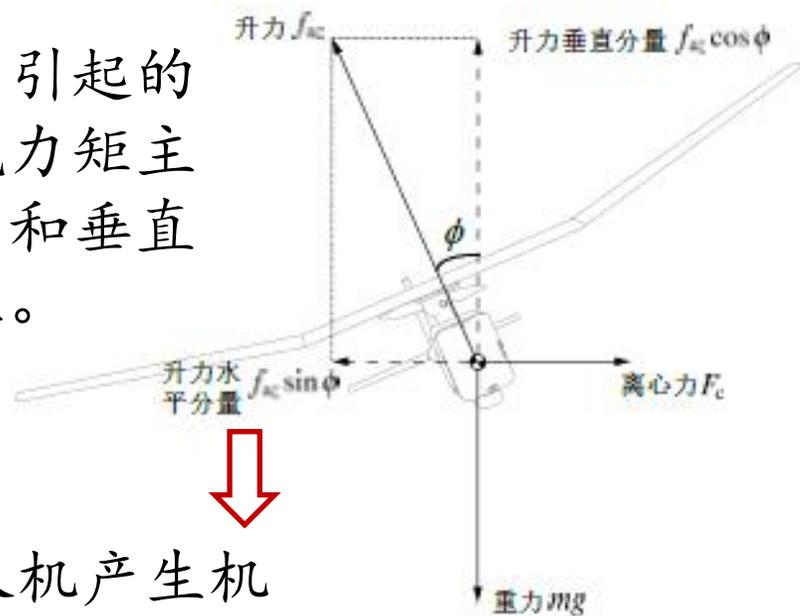
这里主要考虑无人机本身滚转运动带来的偏航力矩，不考虑舵面的变化。易得，侧滑角 β 以及滚转角速率 ω_{x_b} 都会影响偏航力矩，而侧滑角为主要影响。

1. 实验原理

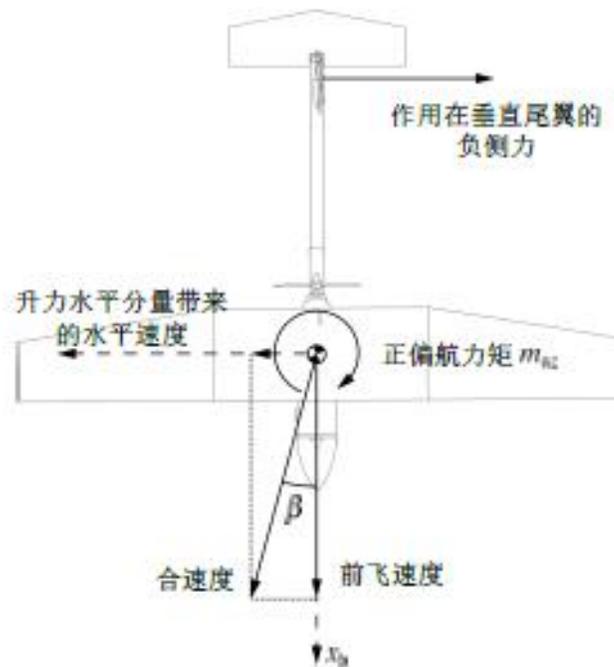
侧滑角影响

由侧滑角引起的气动偏航力矩主要由机身和垂直尾翼产生。

使得无人机产生机体体系y轴向右的速度分量，即向右侧滑，侧滑角 $\beta > 0$ 。



(a) 前视图



(b) 俯视图

从纸面向外飞行

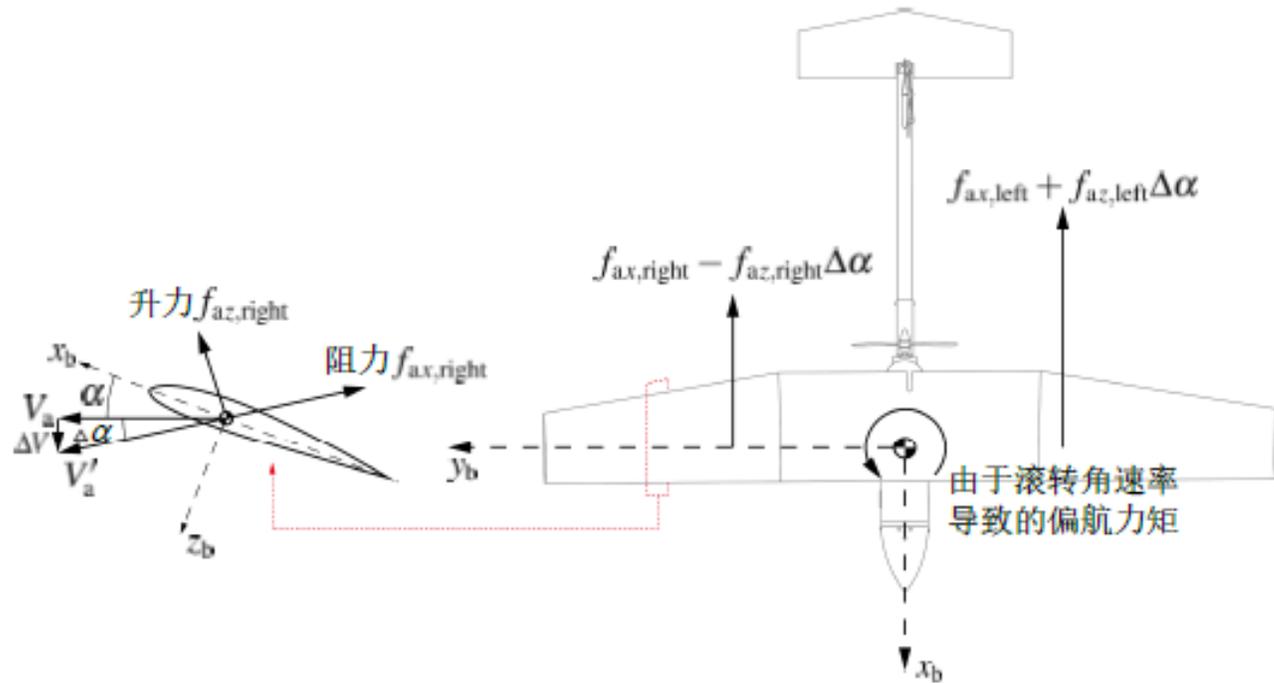
侧滑角对运动的影响

一般情况下，机身产生的气动偏航力矩较垂直尾翼小，因此下面以垂直尾翼为例，分析由侧滑角 β 引起的气动偏航力矩的机理。当固定翼无人机向右侧滑，在垂直尾翼产生负侧力（机体系），由于垂直尾翼位于无人机重心后侧，侧力产生正的偏航力矩，使得机头转向侧滑角减小，也即无人机具有航向稳定性。

1. 实验原理

□ 侧滑角影响

考虑固定翼无人机以空速 V_a 水平前飞时向右滚转，滚转角速率 $\omega_{x_b} > 0$ 。此时，由该角速率引起的偏航力矩主要由**机翼**和**垂直尾翼**两部分构成，**起主要影响的部分为机翼**。



固定翼无人机右侧机翼翼型截面及受力分析

(1) 对于垂直尾翼，当无人机向右滚转，垂直尾翼也具有向右的速度分量，相当于在垂直尾翼处产生局部侧滑角 $\beta > 0$ ，产生负的侧力和正的偏航力矩。

(2) 机翼所带来的影响较为复杂。无人机有迎角 α ，向右滚转时滚转角速率 $\omega_{x_b} > 0$ ，无人机右侧机翼向下运动，有一个向下的速度增量。故右侧机翼升力和阻力都增大，同理左侧机翼升力和阻力都减小。在特定情况下，左侧机翼产生的水平方向合力大小大于右侧机翼产生的水平方向合力，故易得其产生负的偏航力矩。



1. 实验原理

□ 固定翼无人机的模态分析

通常将 $\Delta_{\text{lon}} = |s\mathbf{E}_{\text{lon}} - \mathbf{A}_{\text{lon}}|$ 称为纵向运动的特征行列式，而将 $\Delta_{\text{lon}} = 0$ 称为纵向运动的特征方程。得特征方程 $\Delta_{\text{lon}} = s^4 + a_1s^3 + a_2s^2 + a_3s + a_4 = 0$ 。

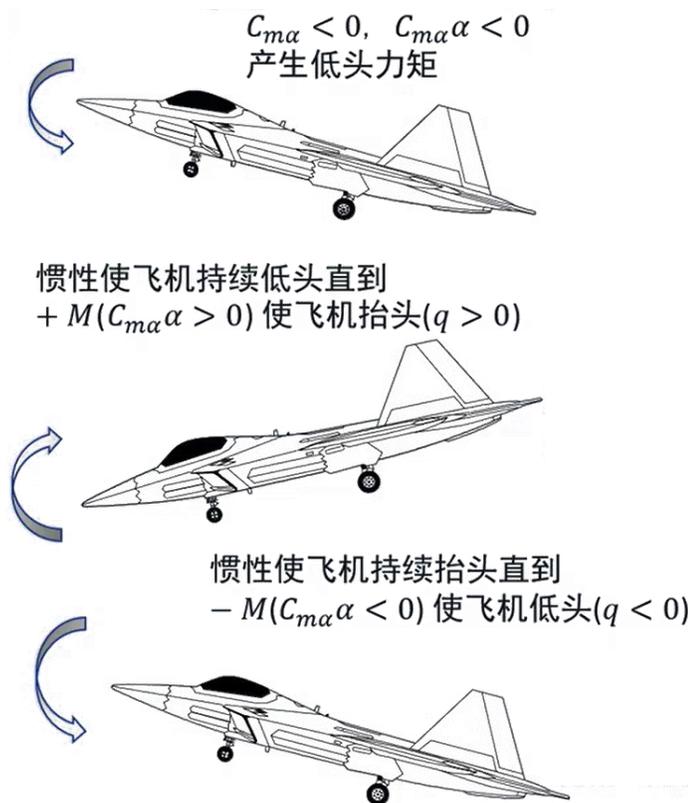
一般无人机纵向运动特征方程可写为两个二次因式的乘积，分别代表**长周期模态**和**短周期模态**。

长周期模态对应一对较小的共轭复根，具有振荡周期长和衰减慢的特点；

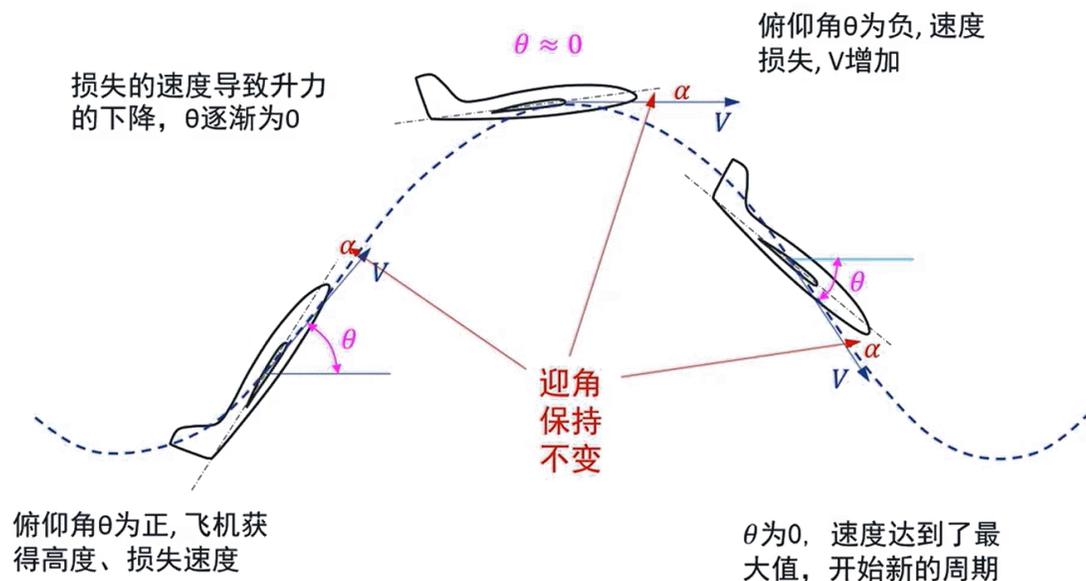
短周期模态对应一对较大的共轭复根，具有振荡周期短和衰减快的特点。

1. 实验原理

□ 固定翼无人机的模态分析



短周期模态



长周期模态

1. 实验原理

□ 固定翼无人机的模态分析

横向运动的特征行列式 $\Delta_{\text{lat}} = |s\mathbf{E}_{\text{lat}} - \mathbf{A}_{\text{lat}}|$ ，对于横向通道各状态量，一般有三种运动模态，对应特征方程的根有一对共轭复根，一个大根，一个小根。共轭复根对应振荡运动模态（荷兰滚模态），一个大负根对应快速收敛的滚转模态，一个小根（可正可负）代表缓慢螺旋运动的模态。



荷兰滚

滚转收敛（很短）

螺旋发散

大纲



1. 基本原理

2. 基础实验

3. 分析实验

4. 设计实验

5. 本章小结



2. 基础实验

□ 实验目标

■ 准备

- (1) 软件：MATLAB R2020b 及以上版本，实验指导包“e2.1”。
- (2) 硬件：计算机

■ 目标

-观测并记录固定翼无人机升降舵、副翼、方向舵和螺旋桨推力变化对飞行状态产生的影响，绘制相关飞行状态响应曲线。

-观测并记录固定翼无人机副翼和方向舵偏转时引起的气动系数变化，分析横向通道内滚转角和偏航角变化趋势产生的原因

2.基础实验

口 固定翼无人机参数介绍

以明尼苏达大学制造的UltraStick-25E型微小固定翼无人机为被控对象。它是一架遥控商用固定翼无人机，采用对称翼型机翼。

UltraStick-25E具有方向舵和升降舵控制面，即水平和垂直尾翼，同时具有副翼襟翼控制面。

在仿真过程中襟翼不出舵，因此不用考虑襟翼控制。初始化固定翼无人机参数的

“InitData.m”文件中的参数。

UltraStick-25E 固定翼无人机主要物理系数

参数	数值
质量	$m=1.9$ (单位: kg)
机翼展长	$b=1.2$ (单位: m)
机翼弦长	$c=0.3$ (单位: m)
机翼面积	$S=0.32$ (单位: m^2)

UltraStick-25E 固定翼无人机相关系数

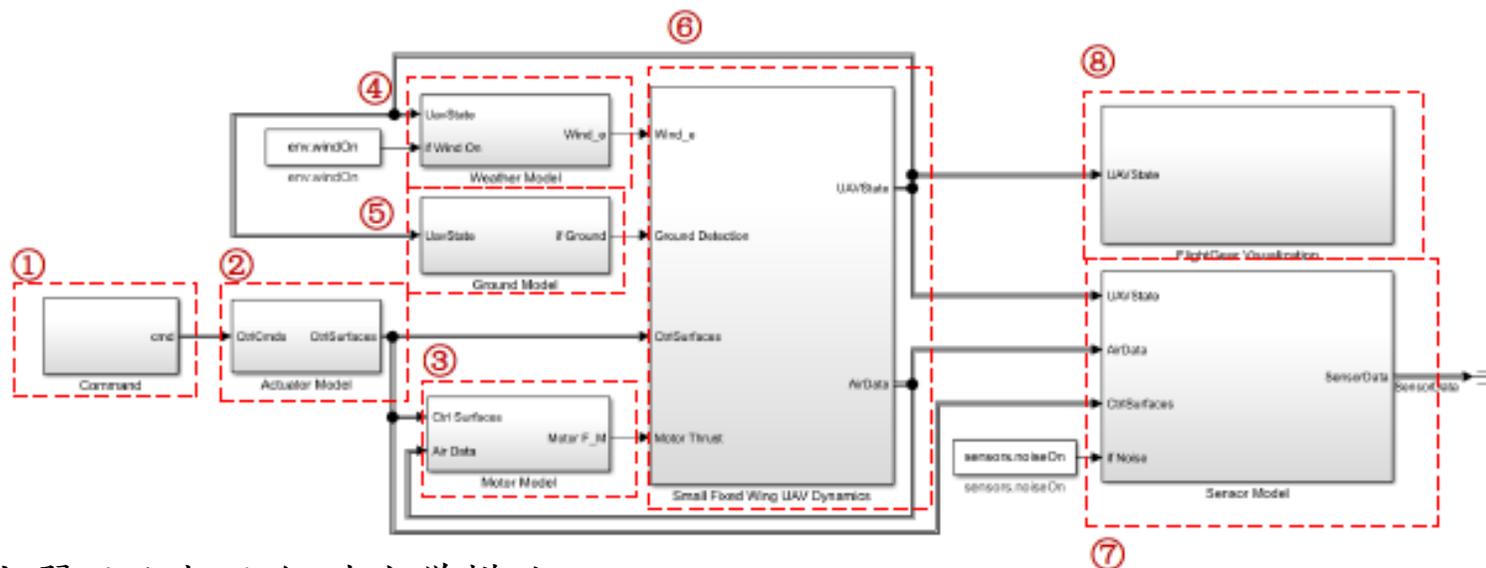
系数	数值	系数	数值	系数	数值
C_{L_0}	0.23	$C_{Y_{\xi}}$	0.191	C_{n_r}	-0.411
$C_{L_{\alpha}}$	4.58	C_{m_0}	0.135	$C_{l_{\beta}}$	-0.04
$C_{L_{\xi c}}$	0.124	$C_{m_{\alpha}}$	-1.50	$C_{l_{\xi a}}$	0.0677
$C_{L_{\alpha}}$	1.97	$C_{m_{\xi c}}$	-1.13	$C_{l_{\xi}}$	0.0168
C_{L_q}	7.95	$C_{m_{\alpha}}$	-10.4	C_{l_p}	-0.414
$C_{L_{min}}$	0.23	C_{m_q}	-50.8	C_{l_r}	0.399
C_{D_0}	0.0434	$C_{n_{\beta}}$	0.0344	J_{xx}	0.0894
$C_{D_{\xi c}}$	0.0135	$C_{n_{\xi a}}$	-0.012	J_{yy}	0.144
$C_{D_{\xi}}$	0.0303	$C_{n_{\xi r}}$	-0.0345	J_{zz}	0.162
$C_{Y_{\beta}}$	-0.83	C_{n_p}	-0.075	J_{xz}	0.00013

2.基础实验

实验模块介绍

首先打开文件“e2-1/InitData.m”，运行该初始化文件。然后打开“SmallFixedWingUAVnoctrl.slx”。该模型主要包括八个模块，分别为：

- ① “Command”，指令模块；
- ② “Actuator Model”，操纵模块；
- ③ “MotorModel”，动力系统模块；
- ④ “Weather Model”，大气模型；
- ⑤ “Ground Model”，地面模型；
- ⑥ “Small Fixed Wing UAV Dynamics”，固定翼无人机飞行动力学模块；
- ⑦ “Sensor Model”，传感器模块；
- ⑧ “FlightGear Visualization”，FlightGear 可视化模块。

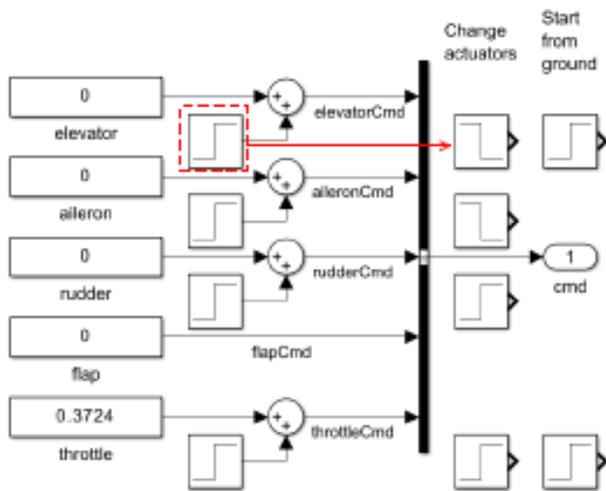


固定翼无人机Simulink 模型

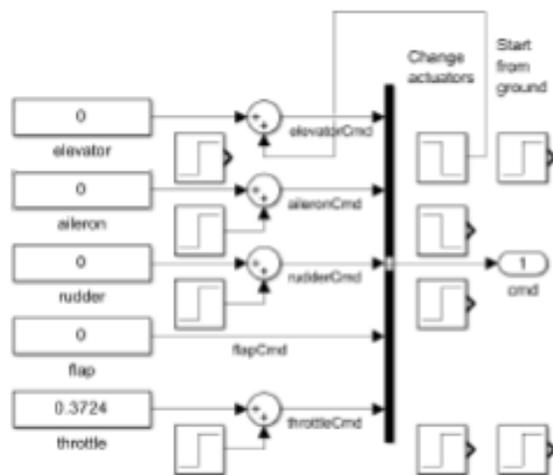
2.基础实验

实验模块介绍

(2) 双击打开模型最左侧“command”指令模块，如左下图 (a) 所示，除油门量之外操纵指令默认值均为0，即处于中立平衡位置，油门量默认为37.24%。每个操纵指令右侧对应的“change actuators”下的阶跃信号为控制指令，例如“elevator”中信号变化右下图所示，表示在第30秒时舵面负向偏转0.04rad，使用时将左侧阶跃信号输出与加法器断开，并将加法器与右侧“change actuators”下的对应阶跃信号连接，如左下图 (b) 所示。



(a) 指令模块默认连接



(b) 指令模块升降舵输出连接

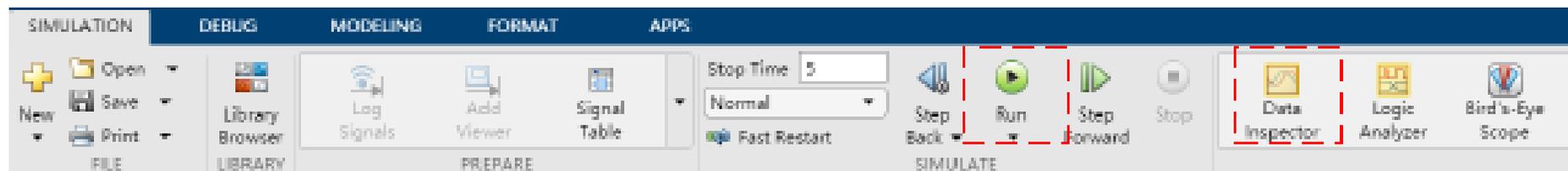


输入指令模块参数

输入指令模块

2.基础实验

(3) 运行“SmallFixedWingUAVnoctrl.slx”程序，点击Simulink 上方工具栏中“Run”，如下图所示。运行结束后，点击下图所示工具栏中“Data Inspector”，在“Data Inspector”界面左侧可以找到相关状态信号，其中点击展开“Eular”出现欧拉角，依次是滚转角、俯仰角和偏航角；点击展开“SensorData”出现传感器数据，其中“airspeed”为速度，“gps_h”为高度。

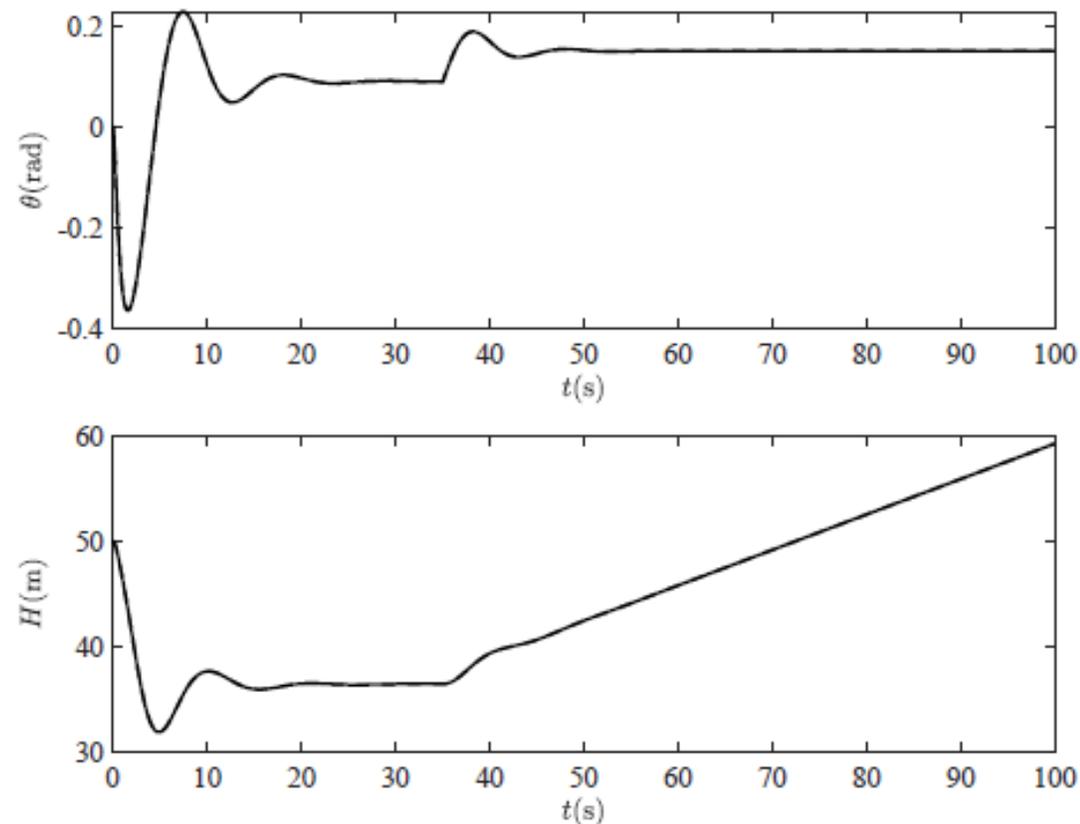


工具栏

2.基础实验



(4) 观测仿真数据并输出响应曲线，无人机经历20秒后达到平飞状态，为了更直观的观察输出结果，将从20秒开始显示仿真结果。观察升降舵响应要在定常平飞状态下进行，在30秒升降舵负向偏转 0.04rad 时，无人机俯仰角正向增大即抬头，随着俯仰角增大，引起高度上升，无人机处于爬升状态，飞行状态变化如左图所示。

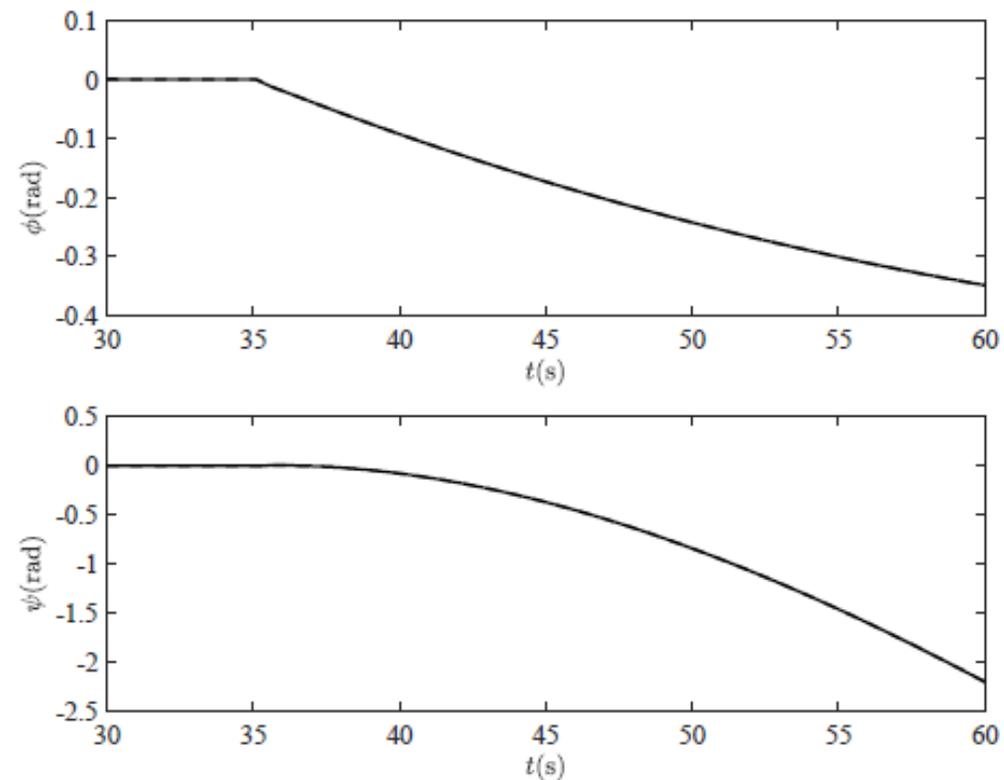


升降舵偏转时飞行状态响应

2.基础实验



(5) 重复 (1) - (4) 步骤的操作，将“command”指令模块中，副翼“aileron”右侧对应的阶跃信号发生器与加法器连接，观测数据并输出响应曲线。当副翼负向偏转0.02rad时，无人机按恒定速度负向滚转，同时副翼也对无人机的偏航角产生影响，偏航角先正向偏航后负向偏航，飞行状态变化如右图所示。

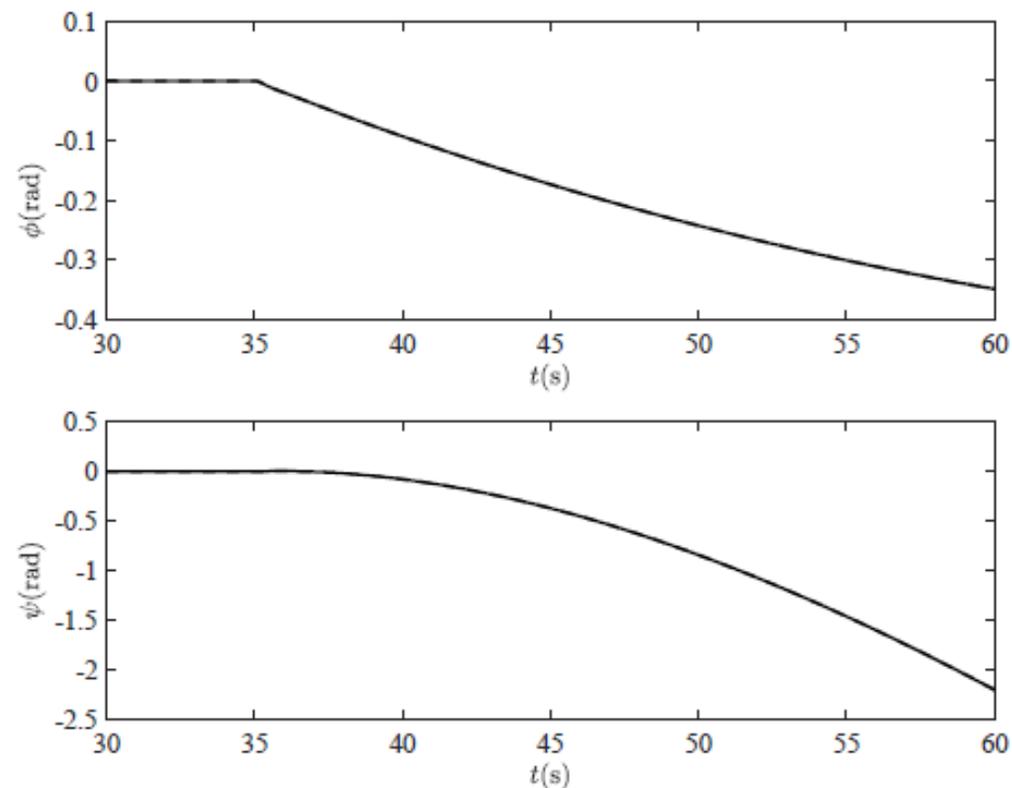


副翼偏转时飞行状态响应

2.基础实验



(6) 重复 (1) - (4) 步骤的操作, 将 “command” 指令模块中, 方向舵 “rudder” 右侧对应的阶跃信号发生器与加法器连接, 观测数据并输出响应曲线。当方向舵正向偏转 0.02rad 时, 无人机按恒定速度进行负向偏航运动, 方向舵也对无人机的滚转角产生影响, 先正向滚转后负向滚转, 飞行状态变化右图所示。

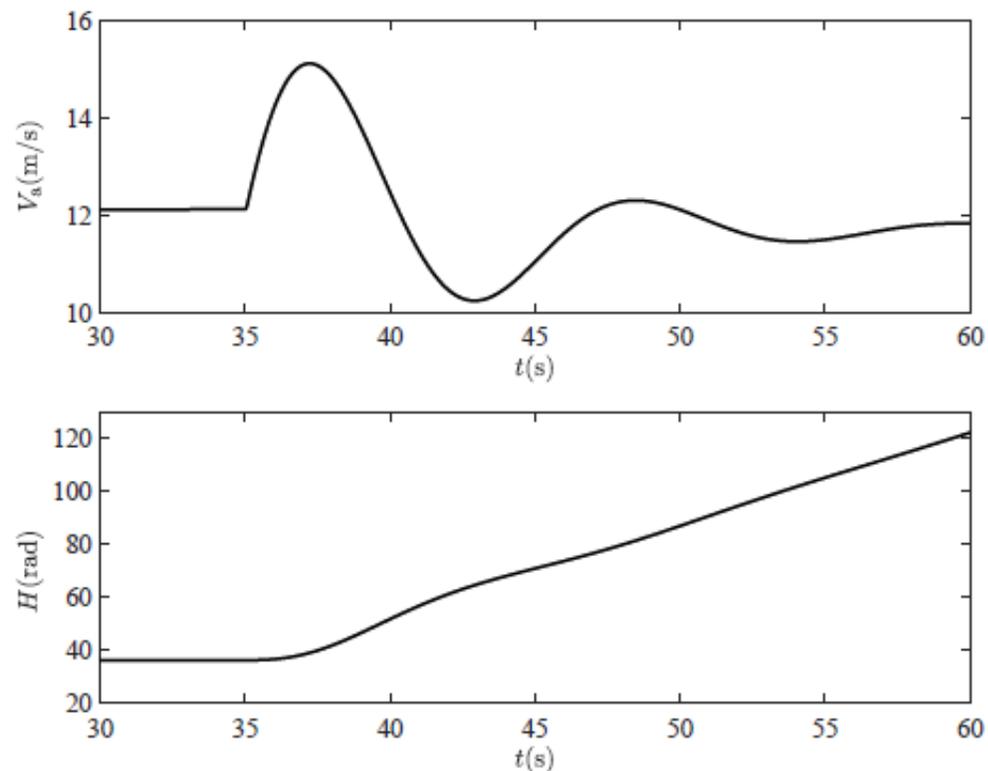


副翼偏转时飞行状态响应

2.基础实验



(7) 重复 (1) - (4) 步骤的操作, 将 “command” 指令模块中, 螺旋桨推力油门量 “throttle” 右侧对应的阶跃信号发生器与加法器连接, 观测数据并输出响应曲线。当油门增大至50% 时, 无人机速度快速增大, 但是由于在没有控制情况下存在速度饱和, 会出现速度下降情况。由于速度增大, 当前产生升力大于重力, 无人机高度上升, 飞行状态变化右如图所示。

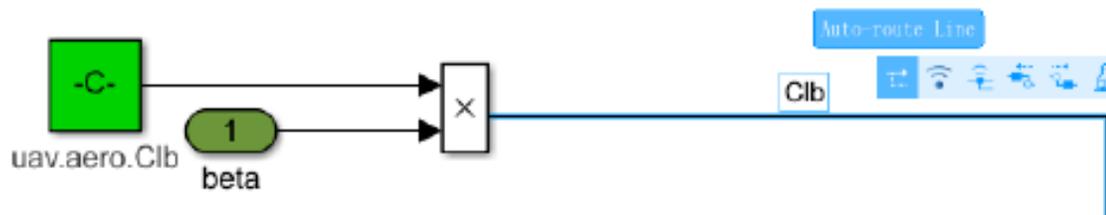


螺旋桨推力变化时飞行状态响应

2.基础实验



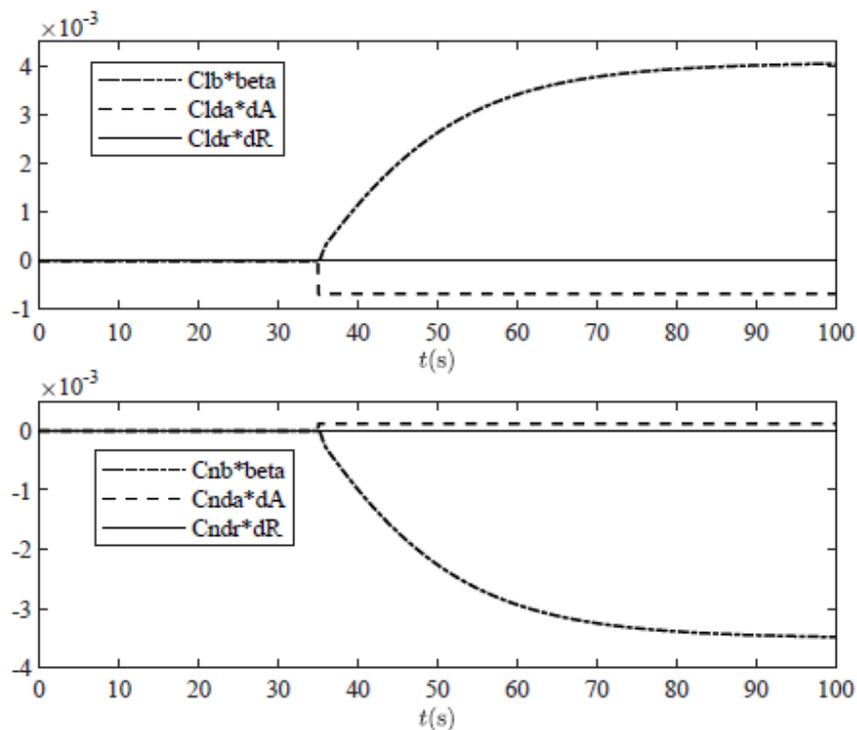
(8) 打开文件“e2-1/InitData.m”，运行该初始化文件。然后打开“SmallFixedWingUAVnoctrl.slx”，依次双击进入“Small Fixed Wing UAV Dynamics”→“Aerodynamic Forces and Moments”→“ComputeBody Frame Forces and Moments”→“Wind frame F & M”→“Lateral Channel”。“Lateral Channel”中包括“Cl”和“Cn”分别为滚转力矩气动系数模块和偏航力矩气动系数模块。以“Cl”模块为例，点击相关系数信号线，选择“Enable Data Logging”，如下图所示如下模块。



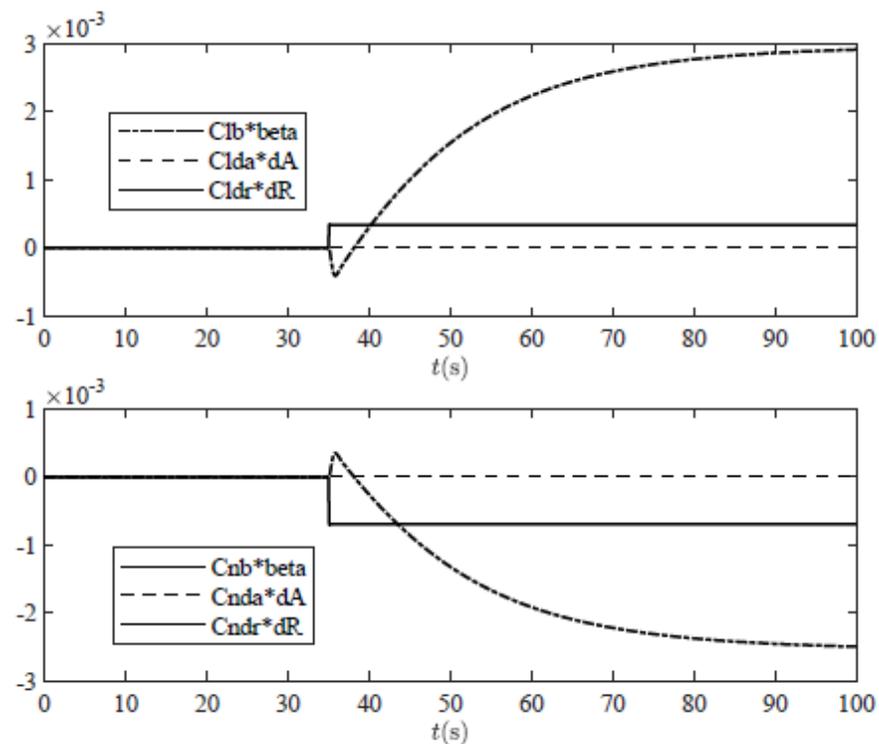
相关气动系数的数据记录

2.基础实验

(9) 将仿真时间增大，调至100s。与4.2节步骤相同，对于副翼和方向舵分别设置阶跃信号输入，运行“SmallFixedWingUAVnoctrl.slx”，并在“Data Inspector”中观察记录变化曲线。副翼偏转时变化规律如左下图所示，方向舵偏转时变化规律如右下图所示。



副翼偏转时力矩气动系数响应



方向舵偏转时力矩气动系数响应

第4章 受控动态系统建模试验

基础实验

大纲



1. 基本原理
2. 基础实验
- 3. 分析实验**
4. 设计实验
5. 本章小结



3.分析实验

□ 实验目标

■ 准备

(1) 软件：MATLAB R2020b 及以上版本，实验指导包“e2.2”

(2) 硬件：计算机

■ 目标

-通过纵向配平得到固定翼无人机基准运动飞行状态，在基准运动飞行状态下进行小扰动分析得到线性运动方程。

-对于相同的控制输入，观察非线性数学模型与线性数学模型固定翼无人机各飞行控制通道的系统响应，并进行比较分析。

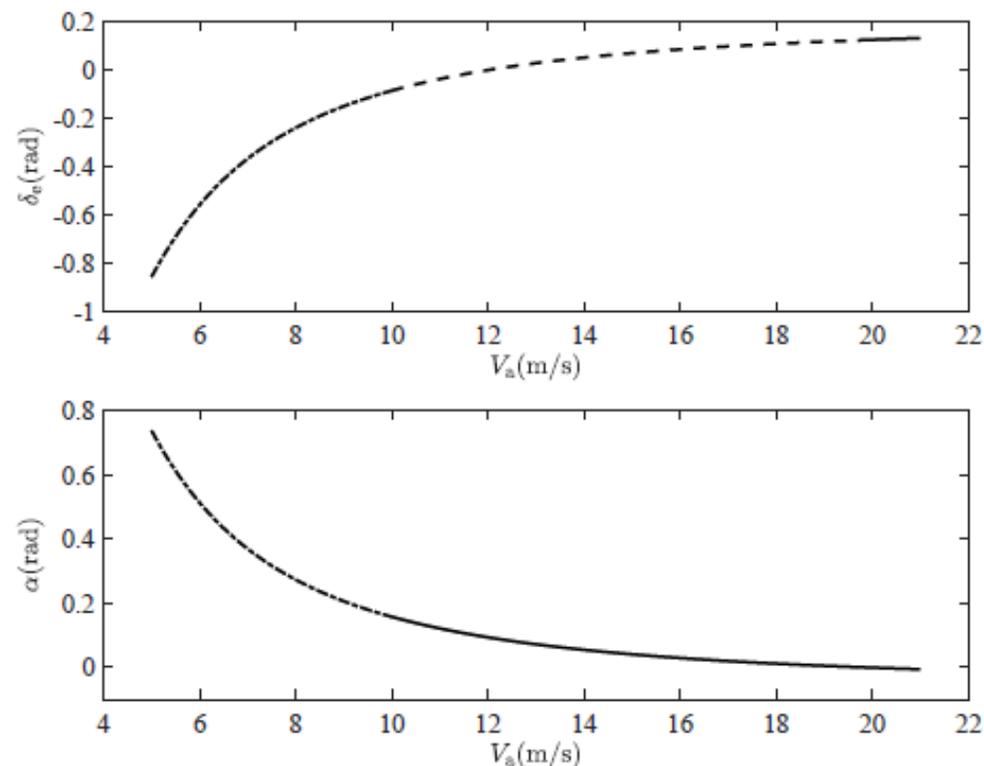
3.分析实验

(1) 以固定翼无人机纵向配平分析为例。首先纵向配平计算，步骤如下：

打开文件“e2-2/balancing.m”，运行该文件，得到空速在5~20m/s 范围内，空速与配平升降舵偏转以及空速与配平迎角之间的关系，如图所示。从图中可以看到，随着空速的增加，配平的升降舵偏转角度增大，配平的迎角减小，且在19.7m/s 以后，会出现负迎角的情况。过大的迎角会造成失速，负迎角会产生负的升力不利于无人机飞行，所以配平空速选择在9~19m/s 范围内。

最终选取恒定空速 $V_a = 11.4\text{m/s}$ ，高度50m，

$\delta_e^* = -0.02492\text{rad}$, $T^* = 2.3732\text{N}$, $\alpha^* = 0.1087\text{rad}$, $\theta^* = 0.1087\text{rad}$ ，将其作为基准运动状态。



不同空速下的配平结果

3.分析实验

(2) 然后无人机模型线性化，步骤如下：

打开“derivation.m”文件，运行“Longitudinal function”代码段，在命令行窗口分别输入“E1”、“A1”、“B1”，可以获得纵向线性模型中的状态矩阵 \mathbf{E}_{lon} 、 \mathbf{A}_{lon} 、 \mathbf{B}_{lon} 即将基准运动状态（配平结果）代入配平公式得到纵向线性化方程如下

$$\begin{bmatrix} 1.9 & 0.09622 & 0 & 0 \\ 0 & 22.3170 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 7.2262 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{V}_a \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{\omega}_{yb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.8269 & 1.3656 & -18.6326 & -0.3883 \\ -3.1787 & -118.5267 & 0 & 19.0085 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & -79.2106 & 0 & -35.2974 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V_a \\ \Delta \alpha \\ \Delta \theta \\ \Delta \omega_{yb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1.3179 & -0.8248 \\ -0.1438 & -3.2952 \\ 0 & 0 \\ 0 & -59.6720 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta T \\ \Delta \delta_e \end{bmatrix}$$

运行“Lateral function”部分，在命令行窗口分别输入“e1”、“a1”、“b1”，可以获得横侧向线性模型中的状态矩阵 \mathbf{E}_{lat} 、 \mathbf{A}_{lat} 、 \mathbf{B}_{lat}

$$\begin{bmatrix} 21.6600 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{\phi} \\ \Delta \dot{\omega}_{xb} \\ \Delta \dot{\omega}_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -26.8661 & 18.5227 & 2.3498 & -21.5322 \\ 0 & 0 & 1 & 0.1091 \\ -12.7707 & 0 & -7.6329 & 6.5982 \\ 5.3553 & 0 & -1.4008 & -3.4913 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta \phi \\ \Delta \omega_{xb} \\ \Delta \omega_{zb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 4.8414 \\ 0 & 0 \\ 22.9921 & 4.7660 \\ -0.2661 & -6.0658 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix}$$



3.分析实验

(3) 最后获得无人机传递函数模型，步骤如下：

打开“transfer_lon.m”文件，运行代码，在命令行窗口输入“f2”，得到状态变量 $\Delta\theta$ 与输入量 $\Delta\delta_e$ 之间的函数关系：

$$\frac{\Delta\theta(s)}{\Delta\delta_e(s)} = \frac{-58.6050}{s^2 + 1.6581s}$$

打开“transfer_lat.m”文件并运行，在命令行窗口输入“f1”，得到状态变量 $\Delta\phi$ 与输入量 $\Delta\delta_a$ 之间的函数关系：

$$\frac{\Delta\phi(s)}{\Delta\delta_a(s)} = \frac{22.9870s^2 + 102.6319s + 203.3140}{s^4 + 12.2262s^3 + 55.6353s^2 + 111.9843s + 6.9206}$$

打开“transfer_lat.m”文件并运行，在命令行窗口输入“f2”，得到状态变量 $\Delta\phi$ 与输入量 $\Delta\delta_r$ 之间的函数关系

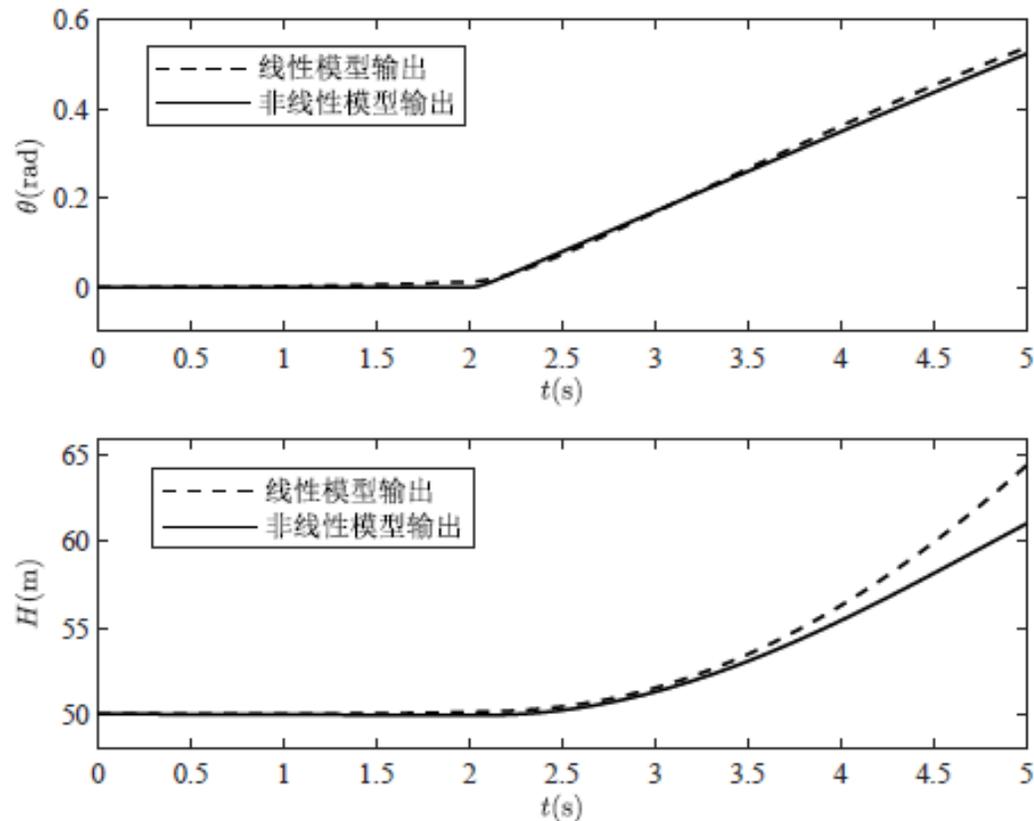
$$\frac{\Delta\phi(s)}{\Delta\delta_r(s)} = \frac{4.6501s^2 - 22.2192s - 79.9196}{s^4 + 12.2262s^3 + 55.6353s^2 + 111.9843s + 6.9206}$$

3.分析实验

(4) 线性化模型与非线性模型的飞行仿真结果比较。

步骤如下：

首先打开并运行初始化文件“e2-2/InitData.m”，初始欧拉角为 $[0 \ 0.1087 \ 0]^T \text{rad}$ ，初始空速选择11.4m/s。然后，打开文件“e2-2/SmallFixedWingUAVnoctrl.slx”。为了保证无人机能够平飞，油门指令“throttle”模块给定值为0.3724。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。当升降舵负偏转0.04rad时，观测线性模型“Small Fixed Wing UAV Linear Dynamics”模块输出图像，并将其与非线性模型“Small Fixed Wing UAV Dynamics”模块输出图像进行比较，即“Compare”模块中的“pitch”通道和“altitude”通道图像，如右图所示。



升降舵偏转时飞行状态响应

3.分析实验

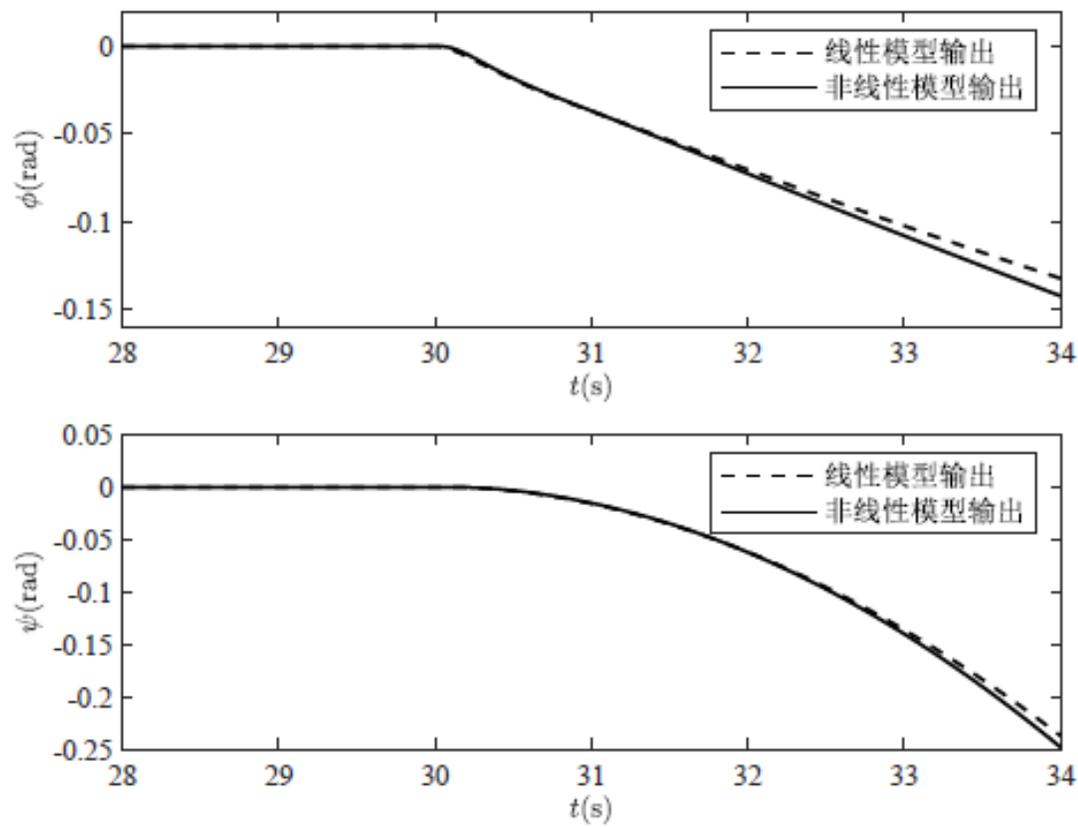
对横侧向通道进行研究时，假设与纵向模型无关。这里，纵向保持基准运动，即空速初值设为11.4m/s，俯仰角初始值设置为0.1087rad。

将“InitData.m”文件中的“uav.ic.Vb_0”设置为[11.4; 0;0]，uav.ic.Euler_0 设置为[0;0.1087;0]。

运行“InitData.m”文件。然后，将“command”指令模块中，油门“throttle”设置为0.3724，副翼“aileron”右侧对应的阶跃信号发生器与加法器连接；之后，运行

“SmallFixedWingUAVnoctrl.slx”文件。当副翼在30秒时偏转-0.002rad，观测” Small Fixed Wing UAV Linear Dynamics”模块输出图像，与非线性模型“Small Fixed Wing UAV

Dynamics”模块输出图像进行比较，即“Compare”模块中的“roll”通道和“yaw”通道图像，如右图所示。



副翼偏转时飞行状态响应

3.分析实验

重复以上操作，运行“InitData.m”文件，将

“command”指令模块中其它通道复位，只将方向舵

“rudder”右侧对应的阶跃信号发生器与加法器连接，

运行“SmallFixedWingUAVnoctrl.slx”文件。当副翼

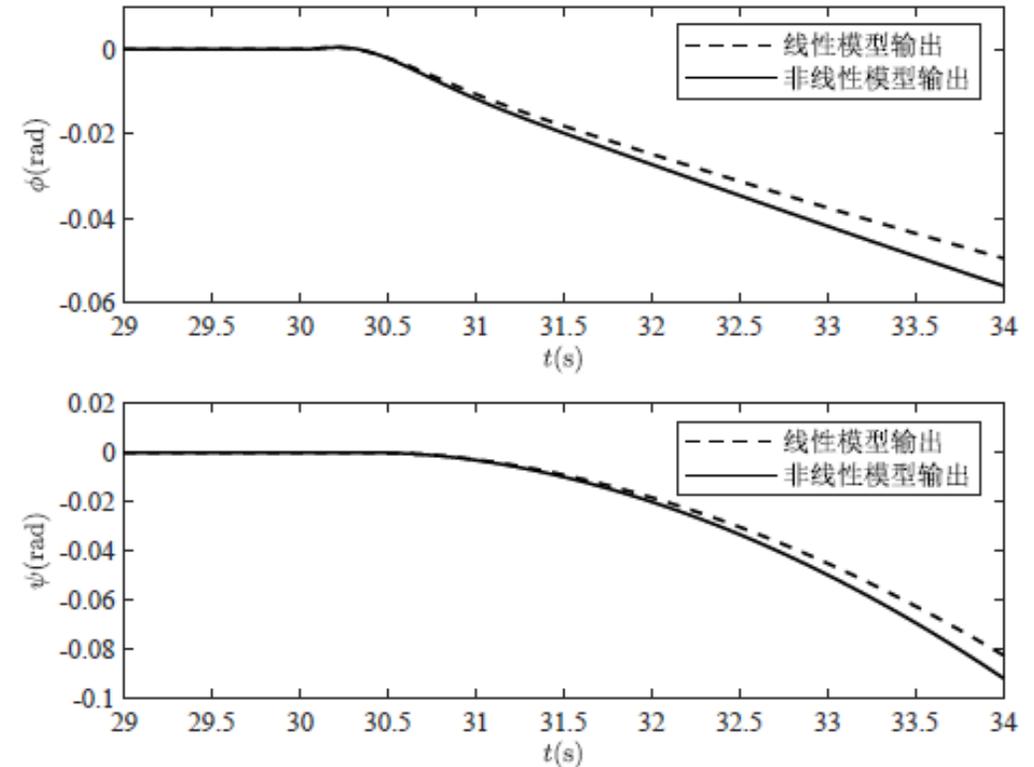
偏转0.002rad时，观测” Small Fixed Wing UAV

Linear Dynamics”模块输出图像，与非线性模型

“Small Fixed Wing UAV Dynamics”模块输出图像进

行比较，即“Compare”模块中的“roll”通道和

“yaw”通道图像，如右图所示。

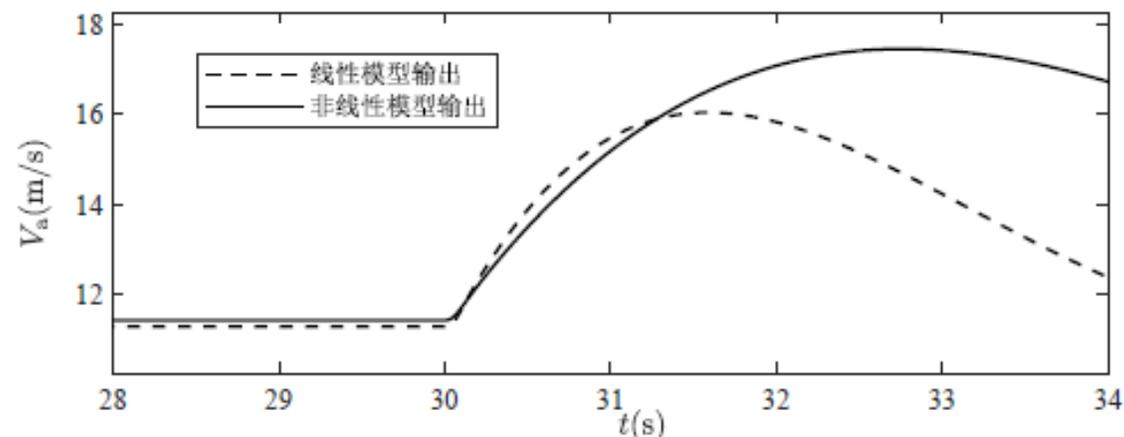


方向舵偏转时飞行状态响应

3.分析实验

运行“InitData.m”文件，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%，观测” Small Fixed Wing UAV Linear Dynamics”模块输出，与非线性模型“Small Fixed Wing UAV Dynamics”模块输出进行比较，即“Compare”模块中的“aiespeed”通道图像，如右图所示。



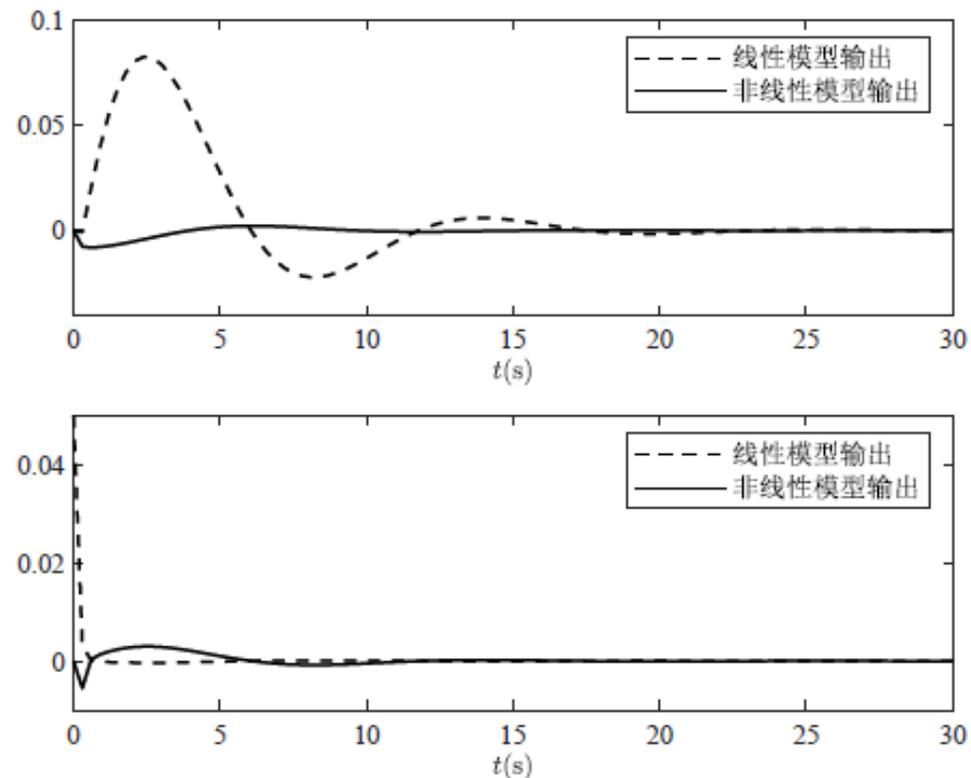
螺旋桨推力变化时空速响应

3.分析实验

(5) 模态分析，步骤如下：

首先进行固定翼无人机纵向模型的长周期和短周期模态比较，打开文件“modalanalysis.m”文件，运行

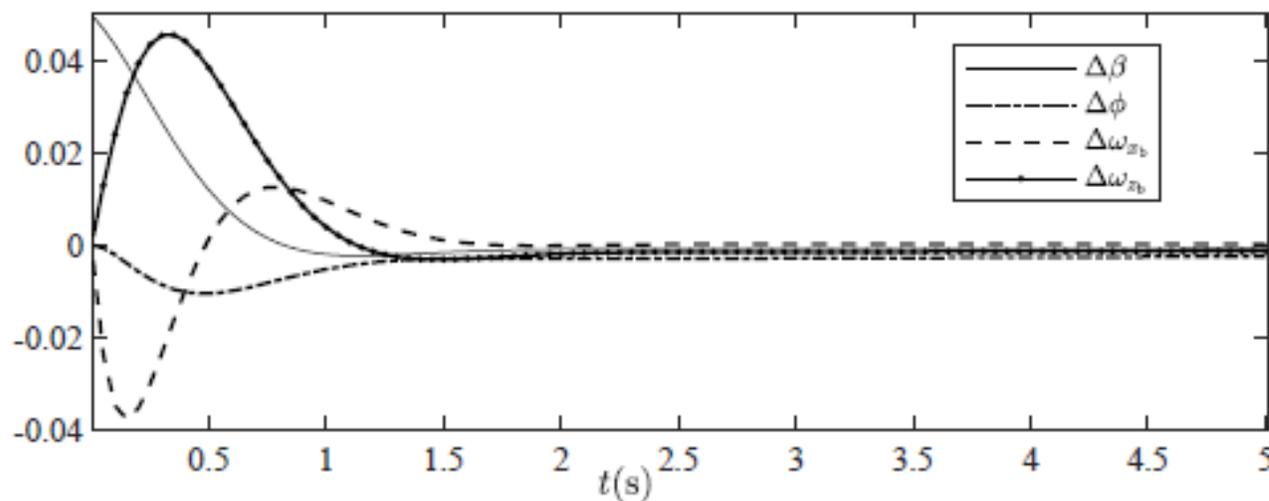
“Longitudinal channel”模块代码。观察空速、迎角、俯仰角和俯仰角速率随时间变化的情况，如右图所示。其中空速和俯仰角的衰减速度慢，调节时间长，而迎角和俯仰角速率的振荡周期短，衰减速度快，调节时间短。



纵向通道状态响应

3.分析实验

运行“modalanalysis.m”文件中“Lateral channel”模块的代码。观察侧滑角、滚转角、滚转角速率和偏航角速率随时间变化的情况，如下图所示。其中滚转角速率和偏航角速率是明显的振荡运动对应荷兰滚模态，侧滑角快速收敛对应滚转模态，滚转角对应螺旋运动模态。



横侧向通道状态响应

第4章 受控动态系统建模试验

分析实验

大纲



1. 基本原理
2. 基础实验
3. 分析实验
4. 设计实验
5. 本章小结



4.设计实验

□ 实验目标

■ 准备

- (1)软件：MATLAB R2020b 及以上版本，实验指导包“e2.3”，RflySim 工具链。
- (2)硬件：计算机，CubePilot/Pixhawk 自驾仪，遥控器及接收机。

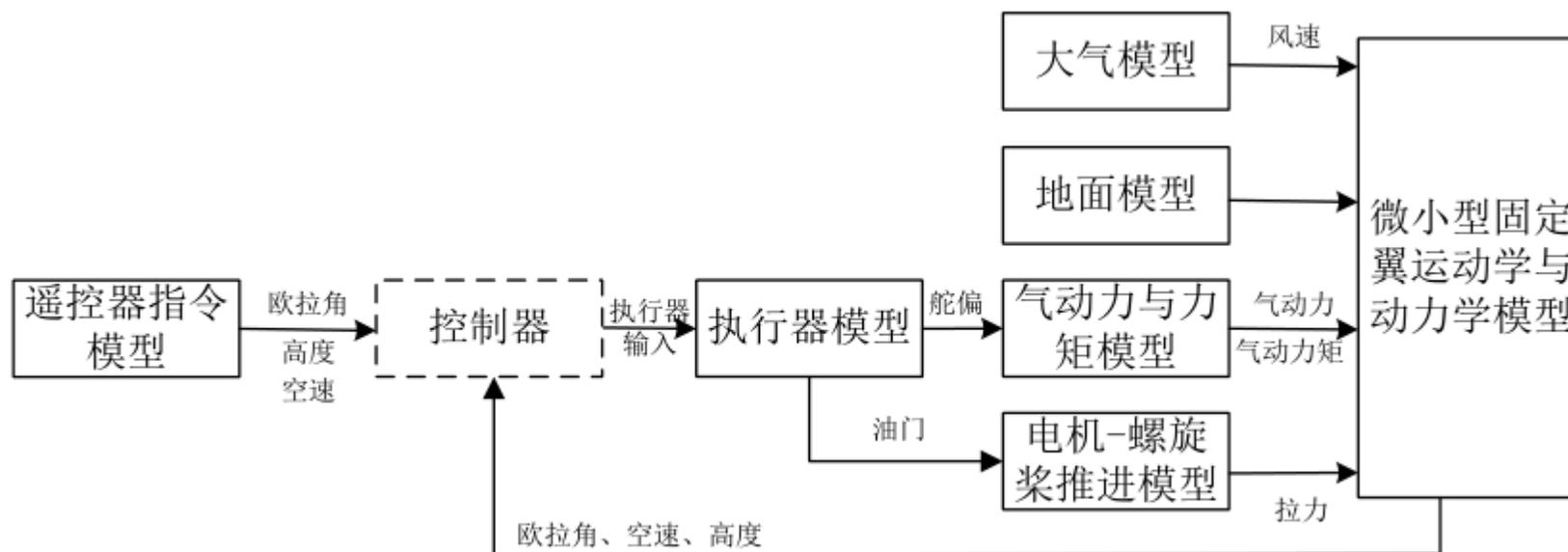
■ 目标

- 在MATLAB/Simulink 中建立完整的固定翼无人机动态系统模型。
- 在MATLAB/Simulink 中进行软件仿真，通过FlightGear 进行视景显示。
- 将模型代码生成至RflySim 工具链，使用PX4 官方所提供的固定翼飞控固件进行硬件在环仿真，并通过RflySim3D 进行三维显示。

4.设计实验

□ 实验设计

固定翼无人机的受控动态系统模型主要包括**执行器延时模型**、**电机-螺旋桨动力系统**、**刚体动力学与运动学模型**、**气动力与力矩模型**和**环境相关模型**。



微小型固定翼无人机受控动态系统模型

4.设计实验

□ 实验设计

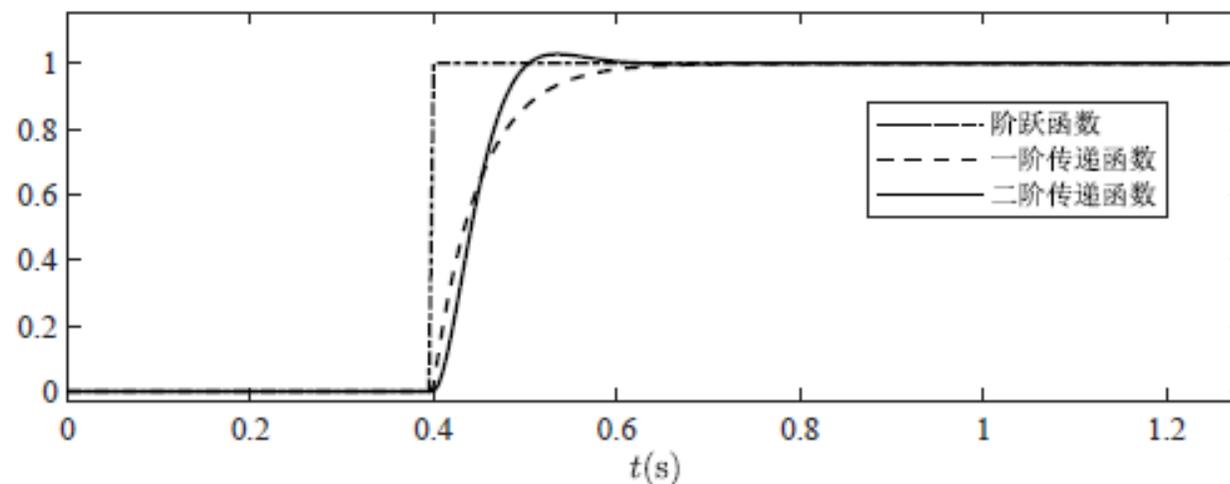
在固定翼的实际飞行过程中，执行器的操纵面动作是存在延时的，一般采用一阶传递函数

$$\frac{1}{\tau s + 1}$$

或二阶传递函数

$$\frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}$$

来模拟这种延时，其延时效果如图所示。

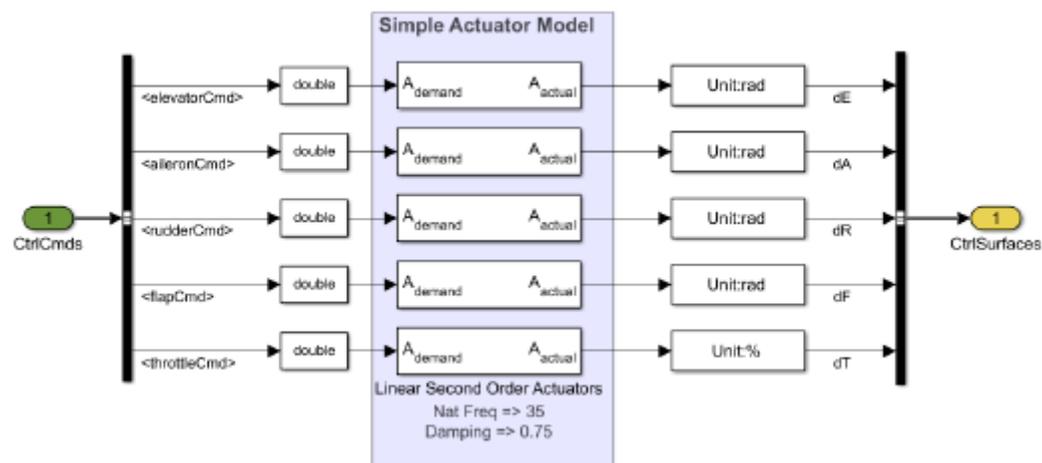


一阶传递函数和二阶传递函数的阶跃响应

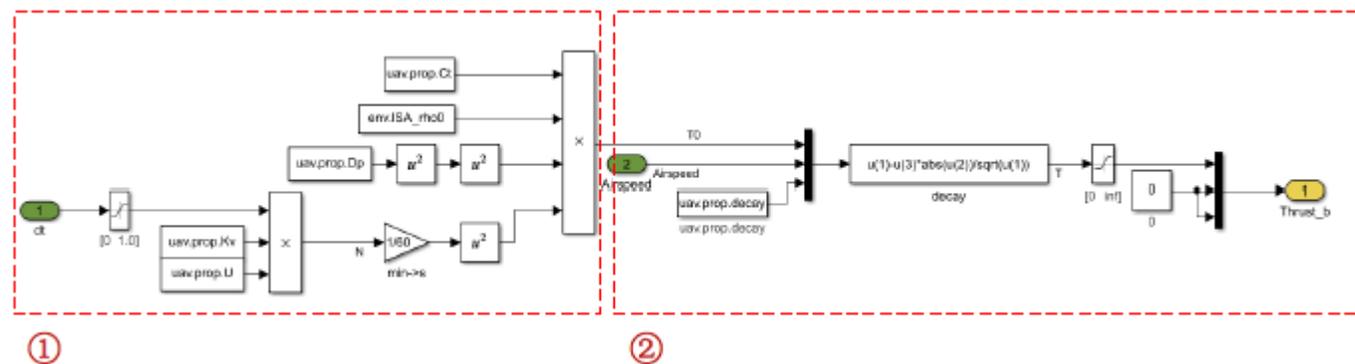
4.设计实验

□ 实验模块介绍

动力单元可以分块设计为**操纵模块**“Actuator Model”和**动力系统模块**“Motor Model”两部分。在实际飞行过程中，固定翼无人机的螺旋桨和操纵舵面都存在作动延迟，在操纵模块“Actuator Model”中，针对舵机将其建模为二阶系统，MATLAB 提供了“Linear Second Order Actuators”模块用于仿真操纵模块的实际响应。动力系统模块对电机-螺旋桨动力系统建模设计，油门指令与螺旋桨转速呈一次关系，对模型进行简化，将油门指令百分比作为电机转速百分比，对应模块①和模块②。



动力单元模块



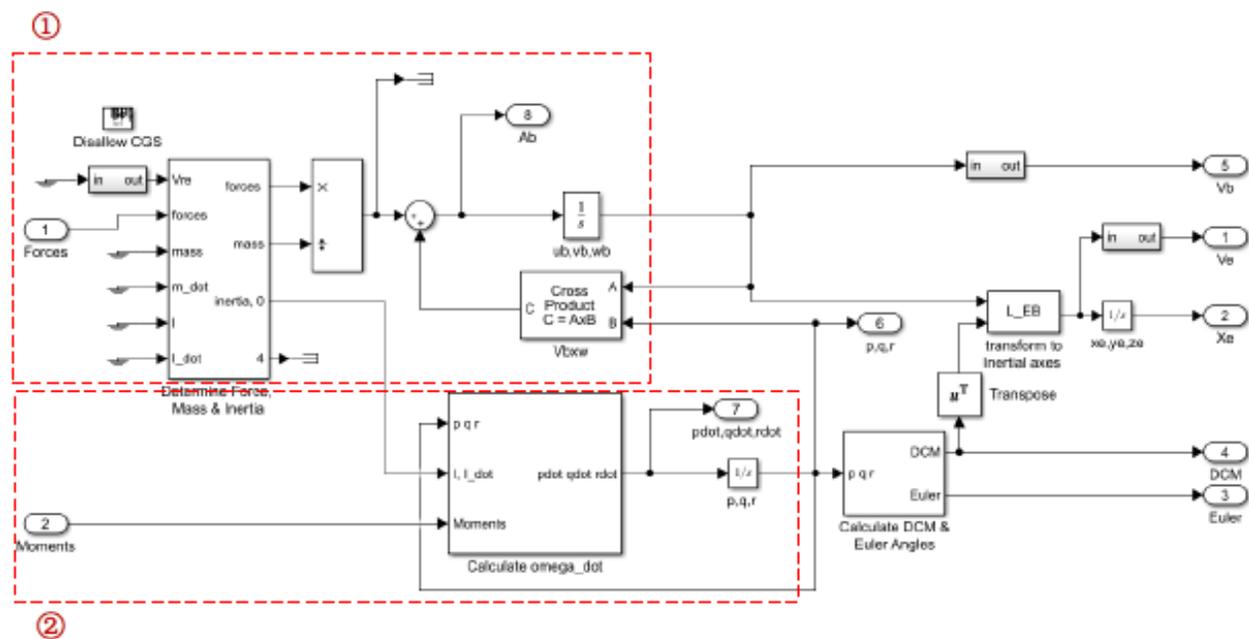
动力系统模块

4.设计实验

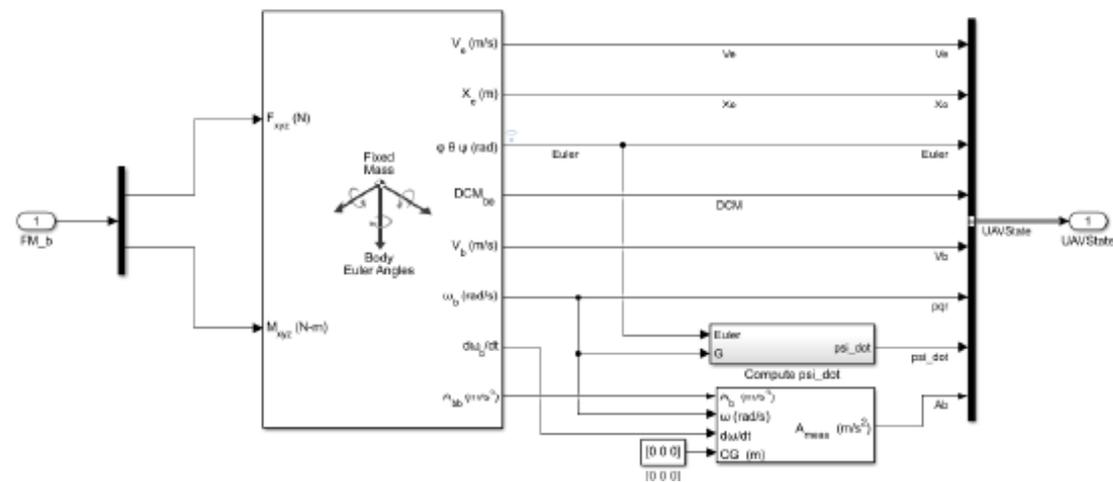
□ 实验模块介绍

刚体动力学与运动学使用MATLAB所提供的六自由度“6DOF (Euler Angles)”功能模块，其内部设计见左下图，

包括模块①和模块②。将力与力矩输入六自由度模块，并将输出量按总线整理，如右下图所示。



六自由度刚体模块



刚体动力学与运动学模块

4.设计实验

□ 实验模块介绍

气动力与力矩模块为固定翼无人机建模中最重要的

部分，其中主要需要设计气动数据计算模块

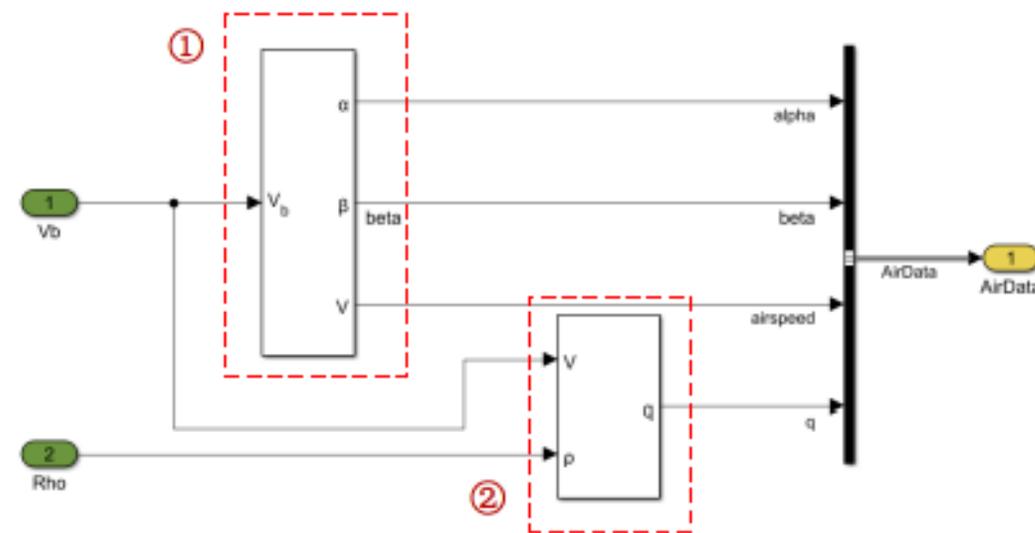
“Compute Air Data”和气动力与力矩计算模块

“Compute Body Frame Forces and Moments”。

气动数据计算模块如右图所示，用于计算空速、

迎角、侧滑角以及动压，模块②用于计算动

压 $q = 1/2 \rho V_a^2$

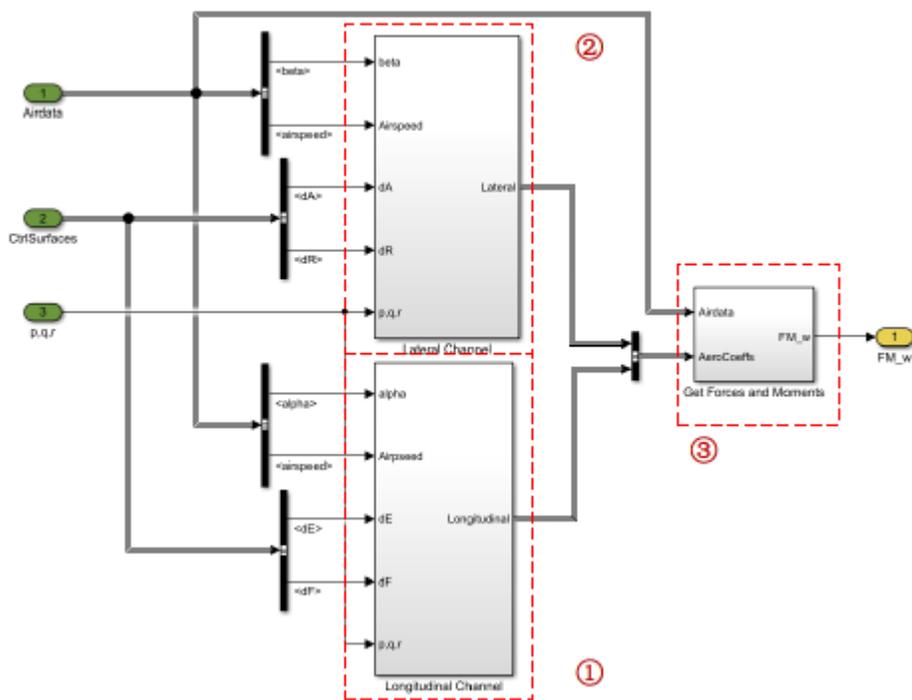


气动数据计算模块

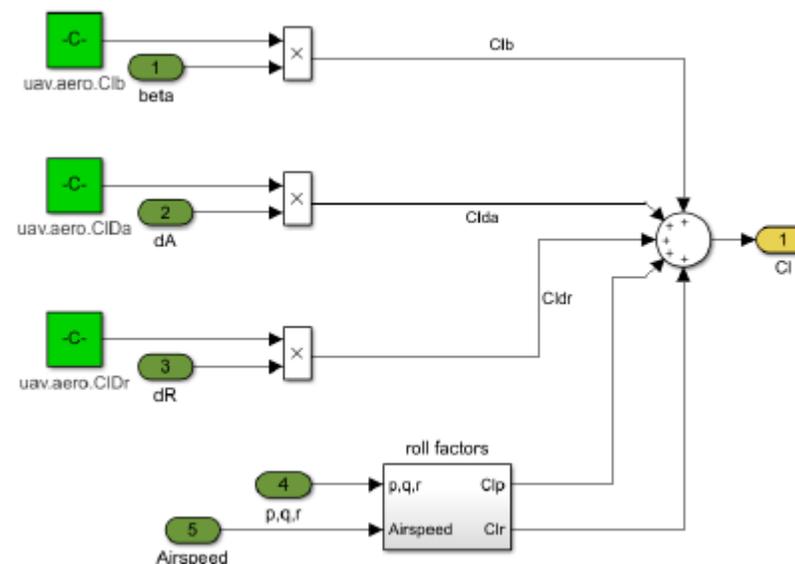
4.设计实验

实验模块介绍

气动力与力矩计算模块中分为横侧向通道和纵向通道。设计思路为首先在各种通道内计算各部分气动系数之和，相加之后得到总气动系数。如下图所示。



横侧向通道与纵向通道模块



滚转力矩系数计算模块



4.设计实验

□ 实验模块介绍

环境相关的模型包括大气模型、地面模型和传感器模型等。

大气模型“Weather Model”模拟空气密度、压强、风速等数据；

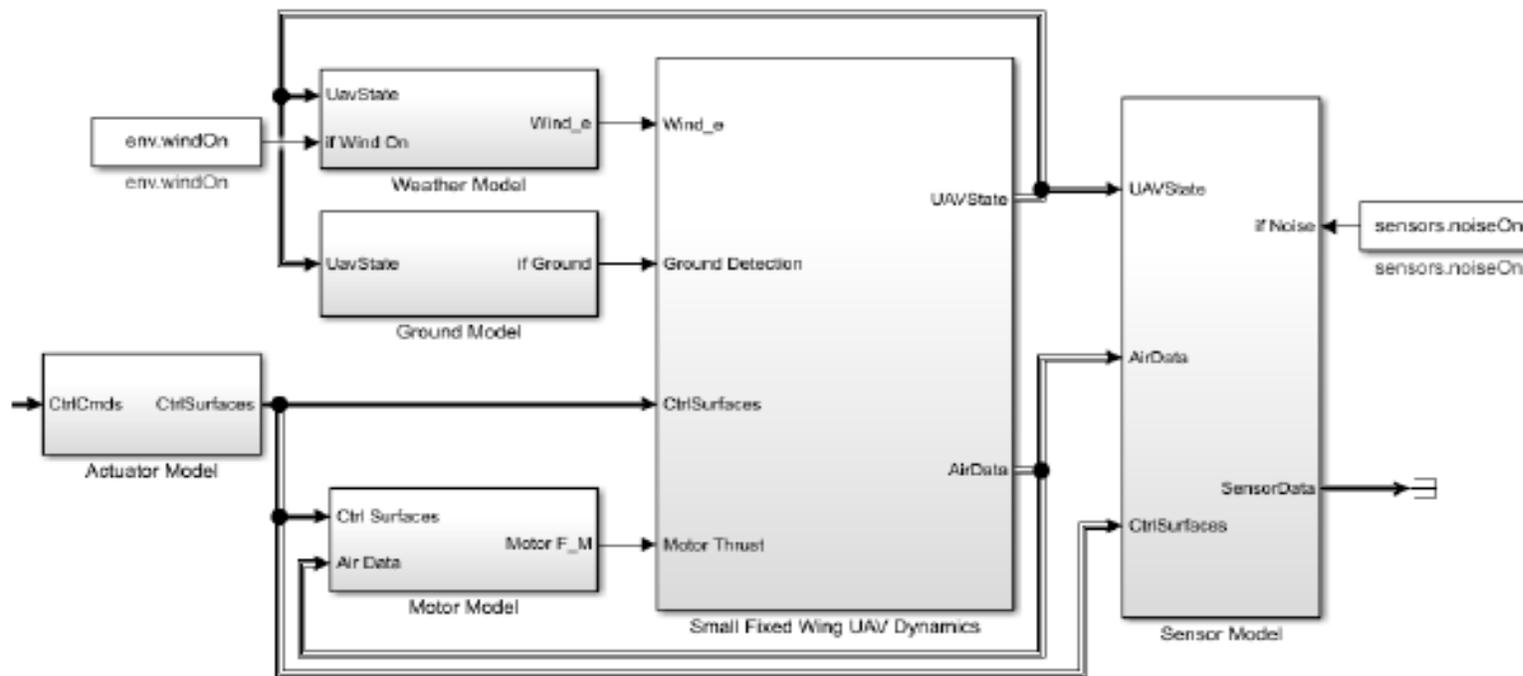
地面模型“Ground Model”为固定翼无人机提供地面上的支持力和力矩；

传感器模型“Sensor Model”模拟传感器测量时的误差和噪声等因素。

在进行仿真模型搭建时可以把上述几个模块作为已知信息。

4.设计实验

模型整体连接情况如右图所示，连接操纵模块“Actuator Model”、指令模块“Command”、动力系统模块“Motor Model”、固定翼无人机动力学模块“Small Fixed Wing UAV Dynamics”、气动数据计算模块“Compute Air Data”和气动与力矩计算模块“Compute Body Frame Forces and Moments”。



整体模型

4.设计实验

□ 软件在环仿真

(1) 首先初始化无人机状态，在初始化脚本“InitData.m”配置固定翼无人机初始状态，如表所示。首先创建参数结构体“uav.ic”，其中“uav.ic.Pos_0”为初始相对位置；

“uav.ic.Euler_0”为初始欧拉角，依次为滚转、俯仰、偏航；

“uav.ic.PQR_0”为初始角速率，顺序与欧拉角对应；

“uav.ic.Vb_0”为初始速度，顺序与初始位置对应；

“uav.ic.gsLL”为当前经纬度；“uav.ic.gsH”为当前海拔高度，负值表示海平面以上。可以配置不同的初始状态，实现“Start from ground”下的从地面静止起飞，和“Start from air”的空中平飞初始状态。

无人机参数设置

```
1  %% Initial Condition
2  % Start from ground:
3  uav.ic = struct;
4  uav.ic.Pos_0 = [0; 0; 0];
5  uav.ic.Euler_0 = [0; 0; 0];
6  uav.ic.PQR_0 = [0; 0; 0];
7  uav.ic.Vb_0 = [0.01; 0; 0];
8  uav.ic.gsLL = [45 120];
9  uav.ic.gsH = -1;
10 % Start from air:
11 % uav.ic = struct;
12 % uav.ic.Pos_0 = [0; 0; 50];
13 % uav.ic.Euler_0 = [0; 0.01906; 0];
14 % uav.ic.PQR_0 = [0; 0; 0];
15 % uav.ic.Vb_0 = [11.4; 0; 0];
16 % uav.ic.gsLL = [45 120];
17 % uav.ic.gsH = -1;
```

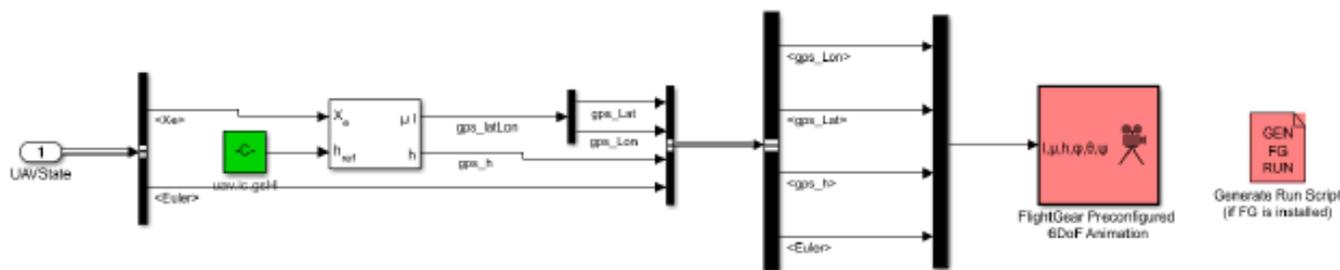
4.设计实验

□ 软件在环仿真

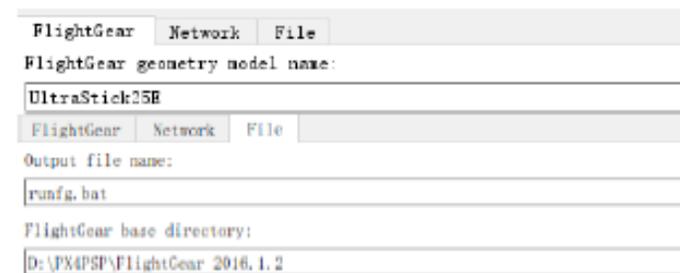
(2) 采用地面滑跑起飞的初始状态，设计对应的舵面指令，油门从第30s开始增大至50%，设置从第40s开始升降舵负偏0.01rad。

(3) 配置FlightGear 可视化，首先在FlightGear 中导入三维模型，FlightGear 中提供了很多固定翼机型，这里使用UltraStick-25E 进行三维可视化。将“e2-3/UltraStick-25E.zip”压缩包移动至Flightgear 安装目录下的

“/data/Aircraft”中解压。然后在Simulink 中搭建FlightGear 可视化模块，如右上图所示。双击“Generate Run Script”，在其中配置所使用的机型和Flightgear 安装路径如右下图所示。



FlightGear 可视化模块

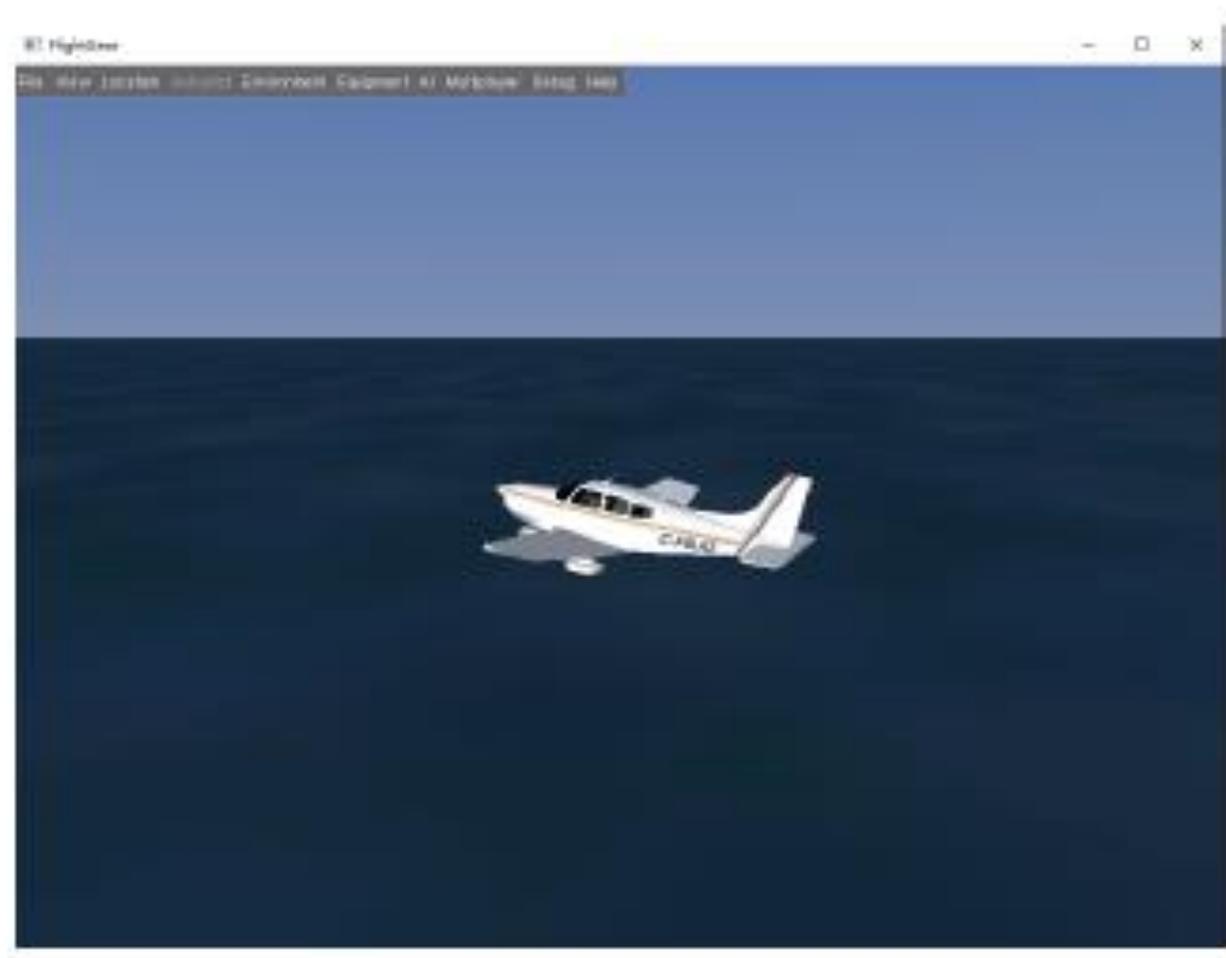


FlightGear 生成设置

4.设计实验

□ 软件在环仿真

(4) 打开“e2-3/runfg.bat”，等待FlightGear 初始化完成，运行当前模型。FlightGear 可视化如图所示。



FlightGear 显示



4.设计实验

□ 硬件在环仿真

(1) 在MATLAB 中打开“e2-4”文件夹，打开“Init.m”运行初始化脚本将参数导入工作区。然后打开“SmallFixedWingUAVnoctrlHIL.slx”硬件在环仿真模型，在工具栏“APPS”中找到“Embedded Coder”，如下图所示(a)所示。点击后出现“C++ CODE”选项卡，点击“Generate Code”，如下图所示(b)所示。



(a) Embedded Coder



(b) Generate Code

代码编译生成

4.设计实验

□ 硬件在环仿真

(2) 等待程序完成编译后，在MATLAB 中右键运行当前文件夹下
“GenerateModelDLLFile.p”生成模型动态库文件

“SmallFixedWingUAVnoctrlHIL.dll”。

(3) 将生成的模型动态库文件 “SmallFixedWingUAVnoctrlHIL.dll”，
放置到RflySim 安装目录下 “/Copter-Sim/external/model”中。

(4) 用USB 线连接CubePilot/Pixhawk 自驾仪与电脑，打开地面站。
在固件烧录界面，会自动识别硬件。在界面右侧弹出固件配置窗
口，勾选 “PX4 Pro”，然后点击 “OK”。QGC 开始自动下载并安
装最新的PX4固件到CubePilot/Pixhawk 自驾仪硬件中。

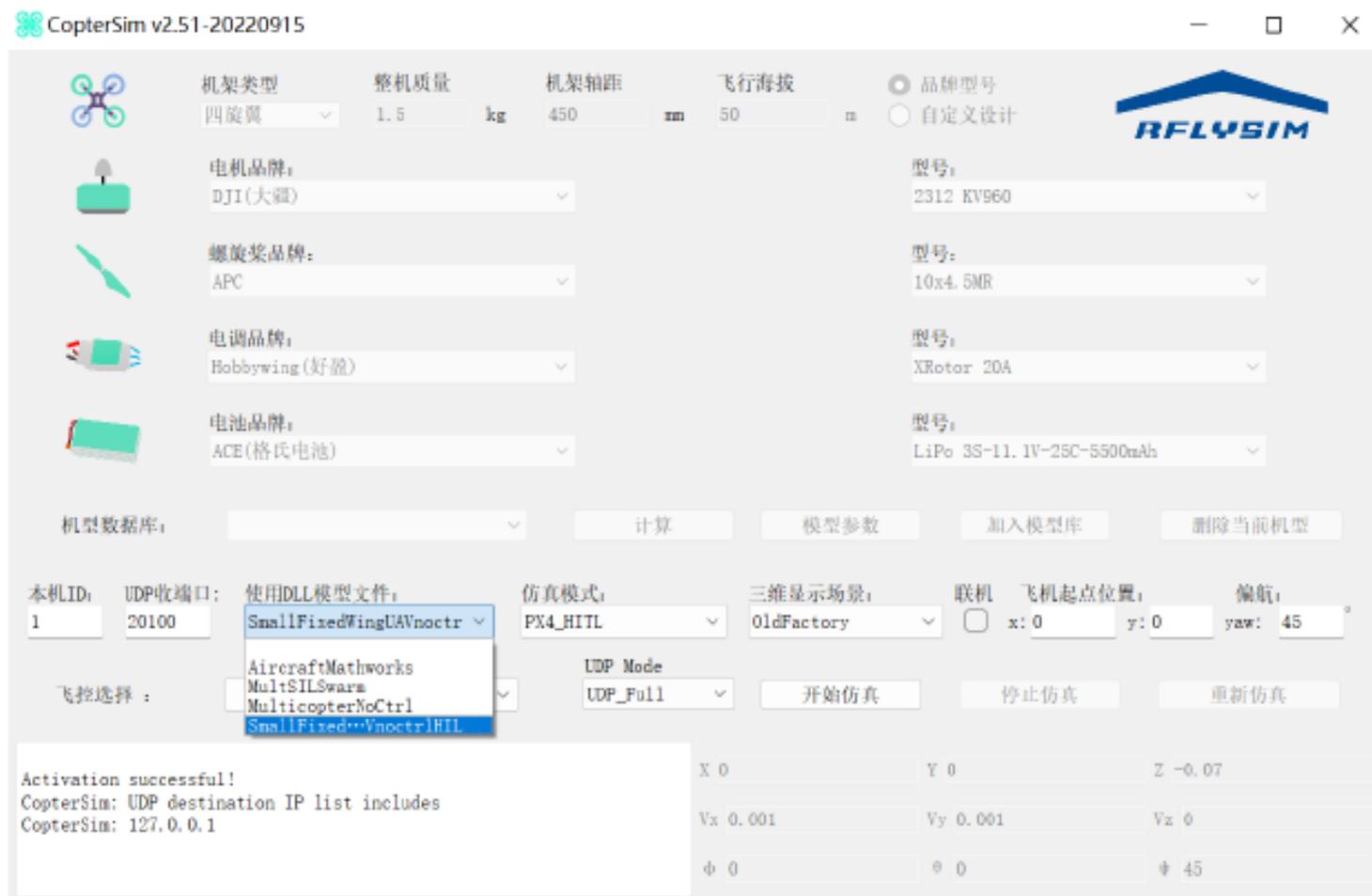


硬件连接

4.设计实验

□ 硬件在环仿真

(5) 打开CopterSim 与RflySim3D 软件（或LowGPU 版本），在“使用DLL 模型文件”中选择“Small-FixedWingUAVnoctrlHIL.dll”，如图所示。

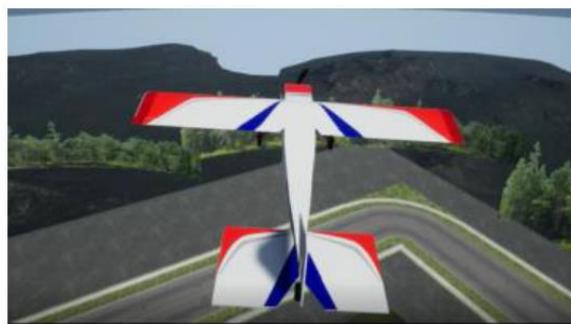
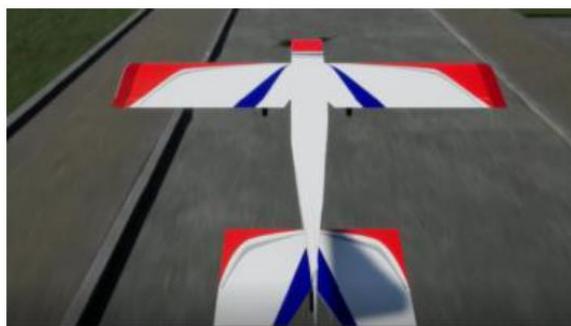


配置CopterSim

4.设计实验

□ 硬件在环仿真

(6) 点击开始仿真，等待初始化结束后，通过地面站解锁无人机，使用遥控器即可控制固定翼无人机进行硬件在环仿真，仿真效果如图所示。



固定翼无人机硬件在环仿真视景

第4章 受控动态系统建模试验

设计实验 硬件在环仿真

大纲



1. 基本原理
2. 基础实验
3. 分析实验
4. 设计实验
5. 本章小结



5. 本章小结

- (1) 通过基础实验，了解执行器的输入对飞行状态的影响，以及了解气动系数与固定翼无人机副翼和方向舵偏转之间的关系。
- (2) 通过分析实验，了解固定翼无人机的配平方法，并得到线性动力学方程，以及比较固定翼无人机的非线性动态模型和线性数学模型。
- (3) 在设计实验中，搭建Simulink固定翼无人机的动态系统模型并在FlightGear中观察无人机的飞行状态，以及学会代码生成，并在RflySim工具链上进行硬件在环仿真。
- (5) 通过以上实验，让读者加深对固定翼无人机受控动态模型的理解。。

致谢



□ 感谢徐琳为本讲课程准备做出的贡献



□ 更多信息请访问公众号和网站

可靠飞行控制研究组
RELIABLE FLIGHT CONTROL GROUP



R fly 官网



研究组公众号



视频号



B 站官方账号



优酷账号

rfly.buaa.edu.cn