

1 飞机增稳控制

1.1 飞行品质评估

将飞机线化小扰动方程纵横分离，得到状态矩阵

$$A_{\text{lon}} = \begin{pmatrix} -0.01538 & 0.0439 & -7.8391 & -9.8025 \\ -0.04381 & 0.1204 & 203.051 & -0.3784 \\ 0.0012 & -0.0022 & -0.4031 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}, B_{\text{lon}} = \begin{pmatrix} 2.0701 & 9.5705 \\ -88.0560 & 0 \\ -20.5780 & -0.1436 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$$
$$A_{\text{lat}} = \begin{pmatrix} -0.4563 & 7.8391 & -203.0510 & 9.8025 & 0 \\ -0.1379 & -2.9973 & 2.1335 & 0 & 0 \\ 0.0863 & 0.0125 & -0.7356 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0.0386 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0007 & 0 & 0 \end{pmatrix}, B_{\text{lat}} = \begin{pmatrix} 12.2129 & 14.4466 \\ -84.7711 & 15.1058 \\ -3.2553 & -6.8365 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$$

1.1.1 纵向飞行品质

计算纵向状态矩阵 A_{lon} 的特征值：

$$\lambda_{1,2} = -0.1946 \pm 0.6453i$$

$$\lambda_{3,4} = -0.0086 \pm 0.0414i$$

计算得到纵向模态特性

$$\omega_{sp} = 0.6740 \quad , \quad \zeta_{sp} = 0.2887$$

$$\omega_p = 0.0423 \quad , \quad \zeta_p = 0.2036$$

计算单位迎角过载

$$\mathbf{M} = -\mathbf{C}_{\text{lon}}\mathbf{A}_{\text{lon}}^{-1}\mathbf{B}_{\text{lon}} + \mathbf{D}_{\text{lon}}$$

$$\frac{dn}{d\alpha} = \frac{m_{11}}{m_{21}} = 28.92$$

与 GJB-185-1986 标准进行对比，如下表所示；

表 1-1 纵向飞行品质参数对比

模态	参数	计算值	一级飞行品质标准
短周期	$\frac{\omega_{sp}^2}{dn/d\alpha}$	0.0157	0.085 ~ 3.6
	ζ_{sp}	0.2887	0.3 ~ 2.0
长周期	ζ_p	0.0423	> 0.04

1.1.2 横航向飞行品质

计算横航向矩阵 A_{lat} 特征值:

$$\lambda_0 = 0$$

$$\lambda_1 = -2.8908$$

$$\lambda_{2,3} = -0.6576 \pm 4.2816i$$

$$\lambda_4 = 0.0168$$

计算得到纵向模态特性，与标准进行对比，如下表所示:

表 1-2 横航向飞行品质参数对比

模态	参数	计算值	一级飞行品质标准
滚转收敛	τ	0.2398	< 1.0
荷兰滚	ω_{dr}	4.3318	> 1.0
	ζ_{dr}	0.1518	> 0.08
螺旋	T_2	41.3753	> 20

1.2 增稳系统设计

对比飞行品质可以看出，飞机横航向符合一级飞行品质，无需增稳。纵向长周期符合飞行品质要求，短周期角频率和阻尼比不足，需要增加短周期角频率。

绘制 $\delta_e - \theta$ 的根轨迹，如下图所示。

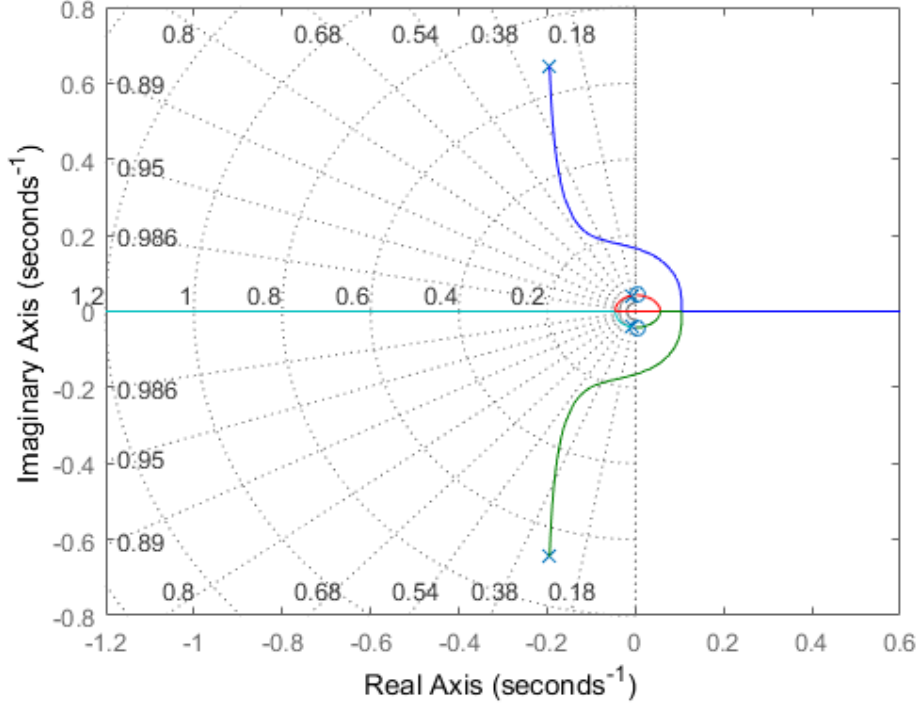


图 1-1 $\delta_e - \theta$ 的根轨迹

若要使短周期符合一级飞行品质标准，短周期频率至少为 $\sqrt{0.085/\alpha} = 1.57$ 。从根轨迹图中可以看出，代表短周期的一支根轨迹完全处于范围之外，因此无法使用单一变量反馈来实现增稳。因此采用全状态反馈的方法进行增稳。

设定纵向短周期角频率和阻尼比分别为

$$\omega'_{sp} = 6, \quad \zeta'_{sp} = 0.707$$

计算得到对应的特征根

$$R' = -4.2420 \pm 4.2433i$$

将纵向状态 $[\Delta U, \Delta W, q, \Delta \theta]^T$ 反馈到升降舵 δ_e ，使用 place 函数进行极点配置，短周期极点为 R' ，长周期极点不变，得到反馈增益

$$\mathbf{K} = [0.0045, -0.0085, -0.3567, 0.0328]^T$$

增加反馈后的状态矩阵

$$\mathbf{A}_{\text{lon,st}} = \mathbf{A}_{\text{lon}} - \mathbf{B}_{\text{lon}}\mathbf{K}$$

控制结构如下图所示。

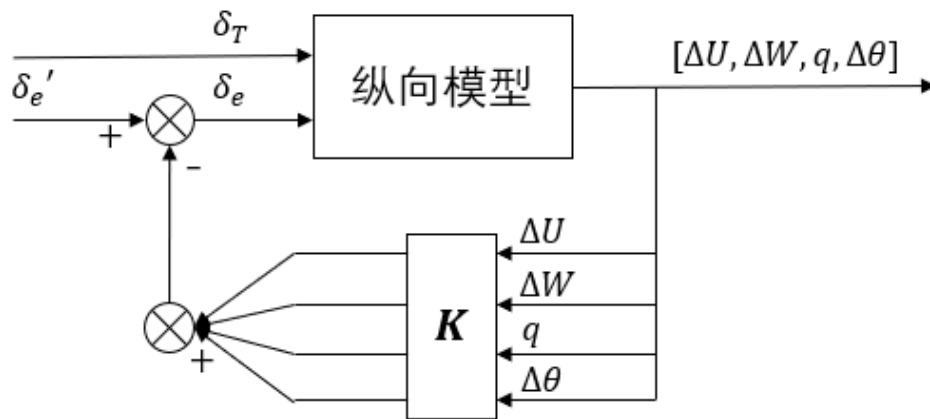


图 1-2 纵向增稳系统框图

控制增稳后的根轨迹如下图所示。

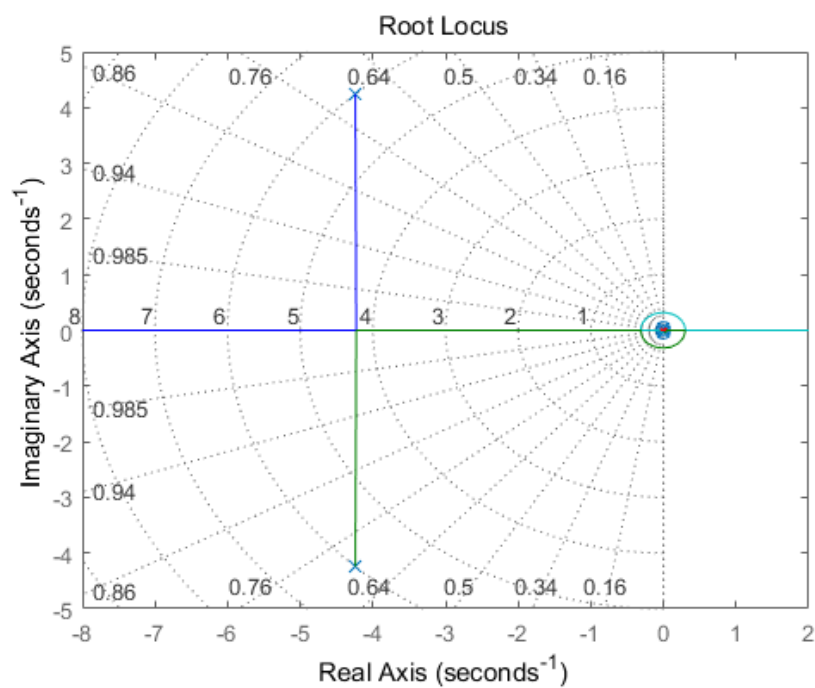


图 1-3 增稳后的 $\delta_e - \theta$ 的根轨迹

1.3 扰动响应仿真

对增稳前后的纵向系统输入 $\alpha_0 = 5^\circ$ 的初值，测试其对迎角扰动的响应，结果如图所示。

从仿真结果可以看出，增稳前短周期的周期很长，且阻尼不足，增稳后有明显改善。

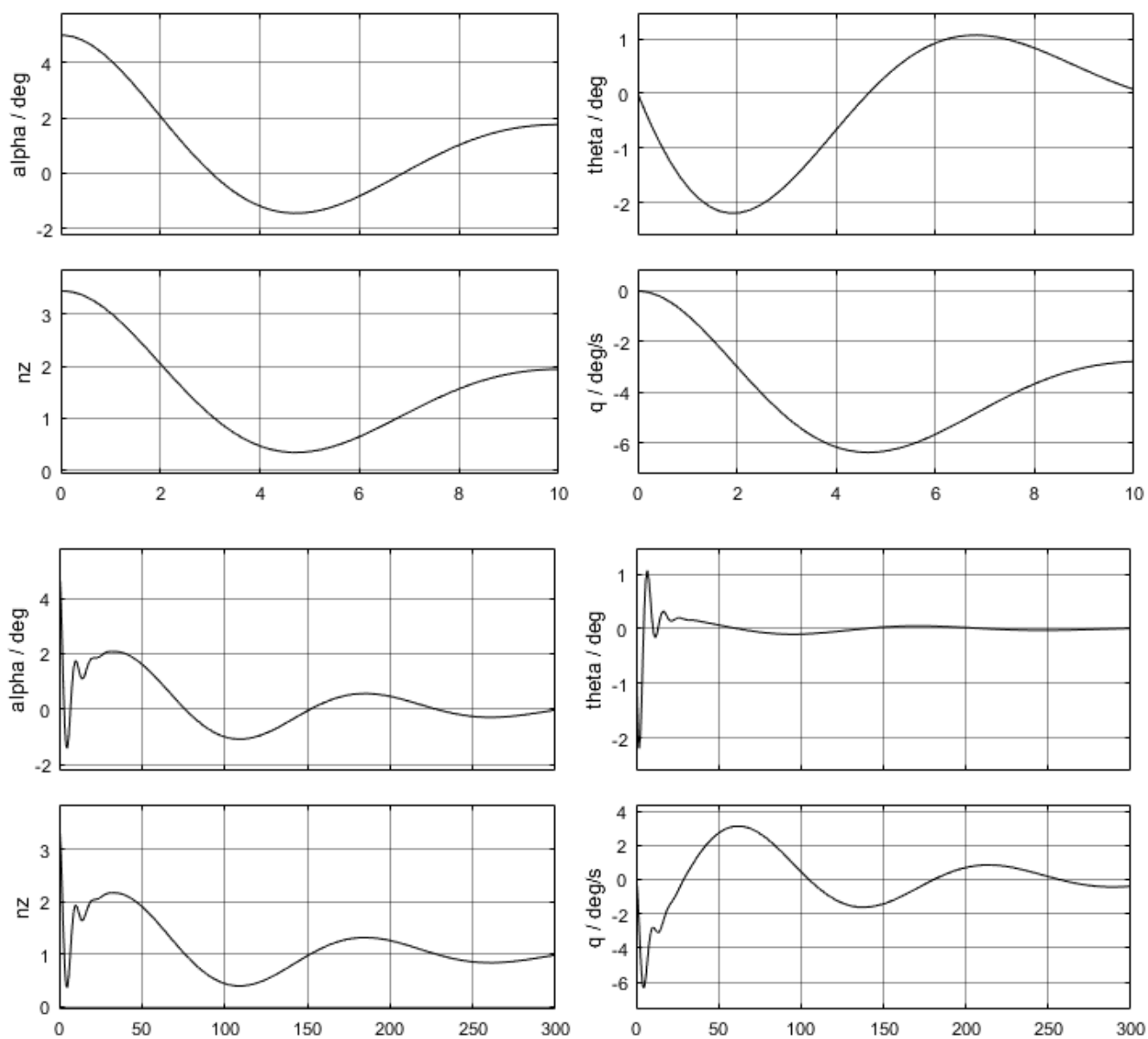


图 1-4 增稳前迎角扰动响应

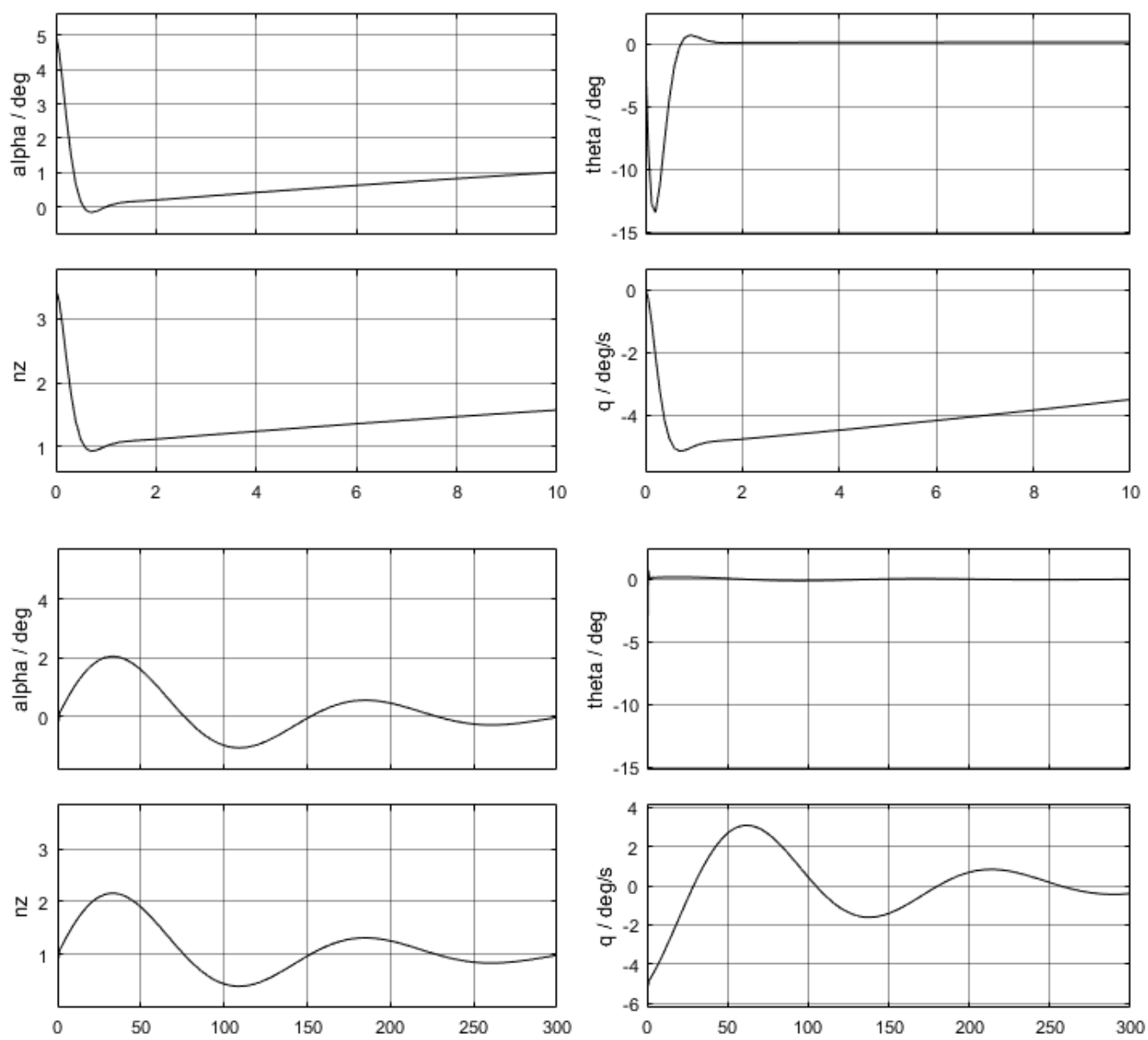


图 1-5 增稳后迎角扰动响应

对横航向系统输入 $\beta_0 = 5^\circ$ 的初值，测试其对侧滑角扰动的响应，结果如图所示。

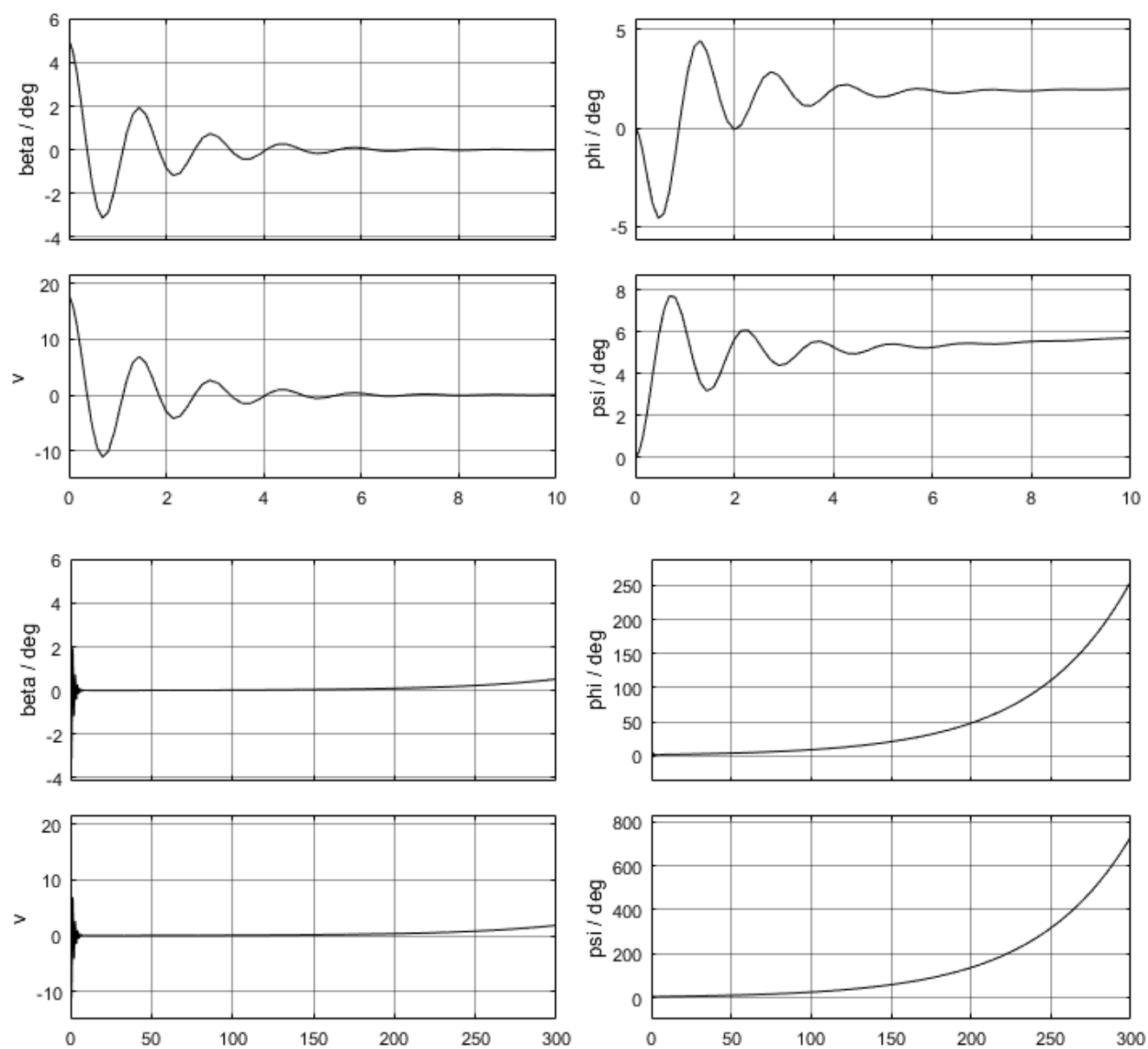


图 1-6 侧滑角扰动响应

2 自动飞行仿真

2.1 自动导航控制系统

自动导航控制分为指令部分和控制部分。指令部分根据飞机当前位置判断飞行阶段，发出飞机高度，速度和航向的指令 P^c ；控制部分根据指令和飞机状态进行反馈控制，计算出合适的操纵量 δ ；飞机动力学模型根据操纵量计算出飞机状态向量 x ，反馈到指令和控制部分。总体结构如下图所示。

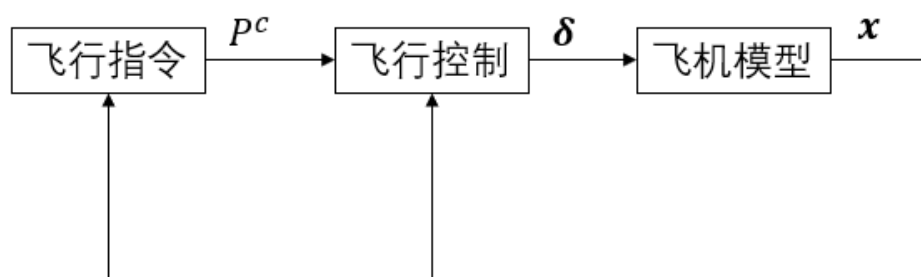


图 2-1 自动飞行原理框图

2.1.1 飞行指令部分

飞行指令使用有限状态机实现。将整个飞行过程分为若干的阶段，每个阶段作为一个状态，每一个状态发出固定的指令，当飞机完成一个飞行阶段后转移到下一个状态。状态转移通过反馈的高度 H ，速度 Va ，航向 χ 和当前阶段已经飞行的距离 x 判断。飞行状态机的状态及转移条件如下图所示。

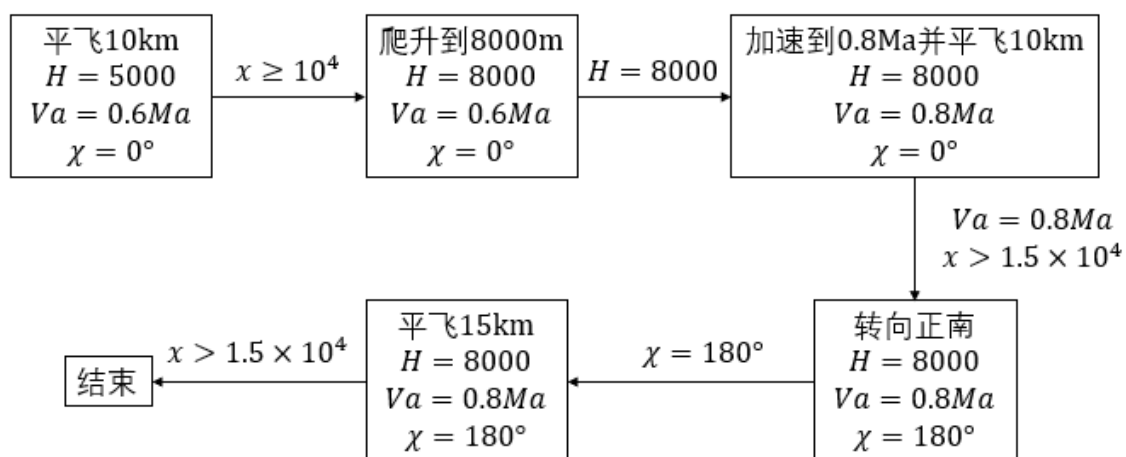


图 2-2 指令状态机

2.1.2 飞行控制部分

飞行控制使用串级 PID 控制实现。控制系统分为内外两环，外环进行位置控制，控制飞机的高度，速度及航向，输出期望的姿态；内环进行姿态控制，输出飞机的操纵量。侧滑角控制通过反馈侧向速度 v 控制，由于期望值始终为 0 (不考虑侧风飞行的情况)，因此没有输入。

飞机控制系统结构如下图所示。

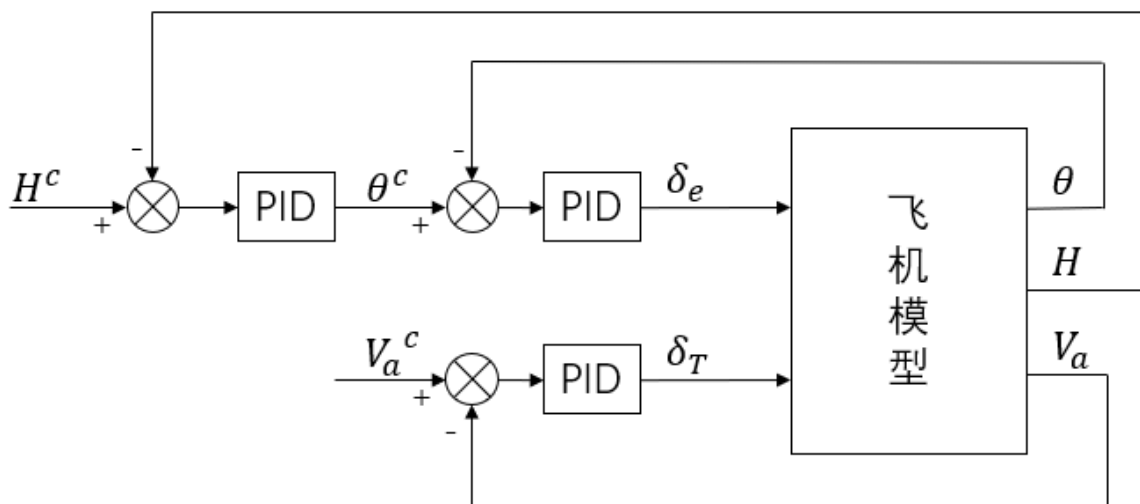


图 2-3 纵向控制系统

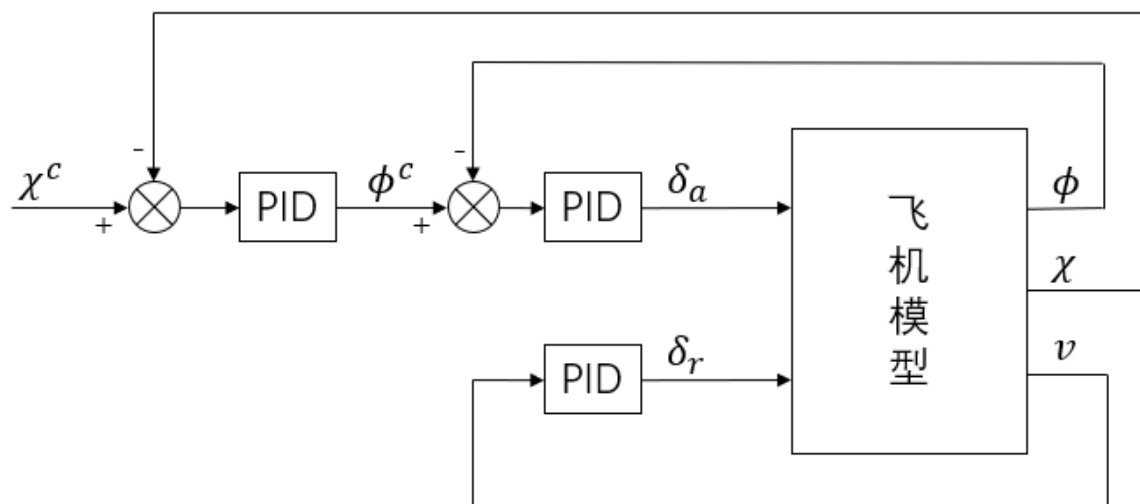


图 2-4 横航向控制系统

按照从内环到外环的顺序对每个控制器进行调参，调参时对期望值输入阶跃信号，通过调整 PID 增益使阶跃响应达到期望的水平。经过调参后的参数如下表所示。

表 2-1 控制器参数

控制器	输入	输出	P	I	D	输出限幅
高度控制	H^c	θ^c	0.0005	0	0.03	$\pm\pi/9$
俯仰角控制	θ^c	δ_e	1	0	0.4	$\pm\pi/9$
速度控制	V^c	δ_T	2	0.001	0.03	± 0.5
航向控制	χ^c	φ^c	1.5	0	1.2	$\pm\pi/7$
滚转角控制	φ^c	δ_a	2	0	0.1	$\pm\pi/9$
侧滑消除	0	δ_r	0.1	0	0.1	$\pm\pi/9$

2.2 自动飞行仿真

仿真使用的 Simulink 模型如下图所示。图中 plane model 模块为飞机的状态空间模型，Autopilot 模块为飞行指令状态机。仿真结果如图所示。飞机的迎角，侧滑角和三轴过载通过飞机的体轴系速度及姿态角算出。

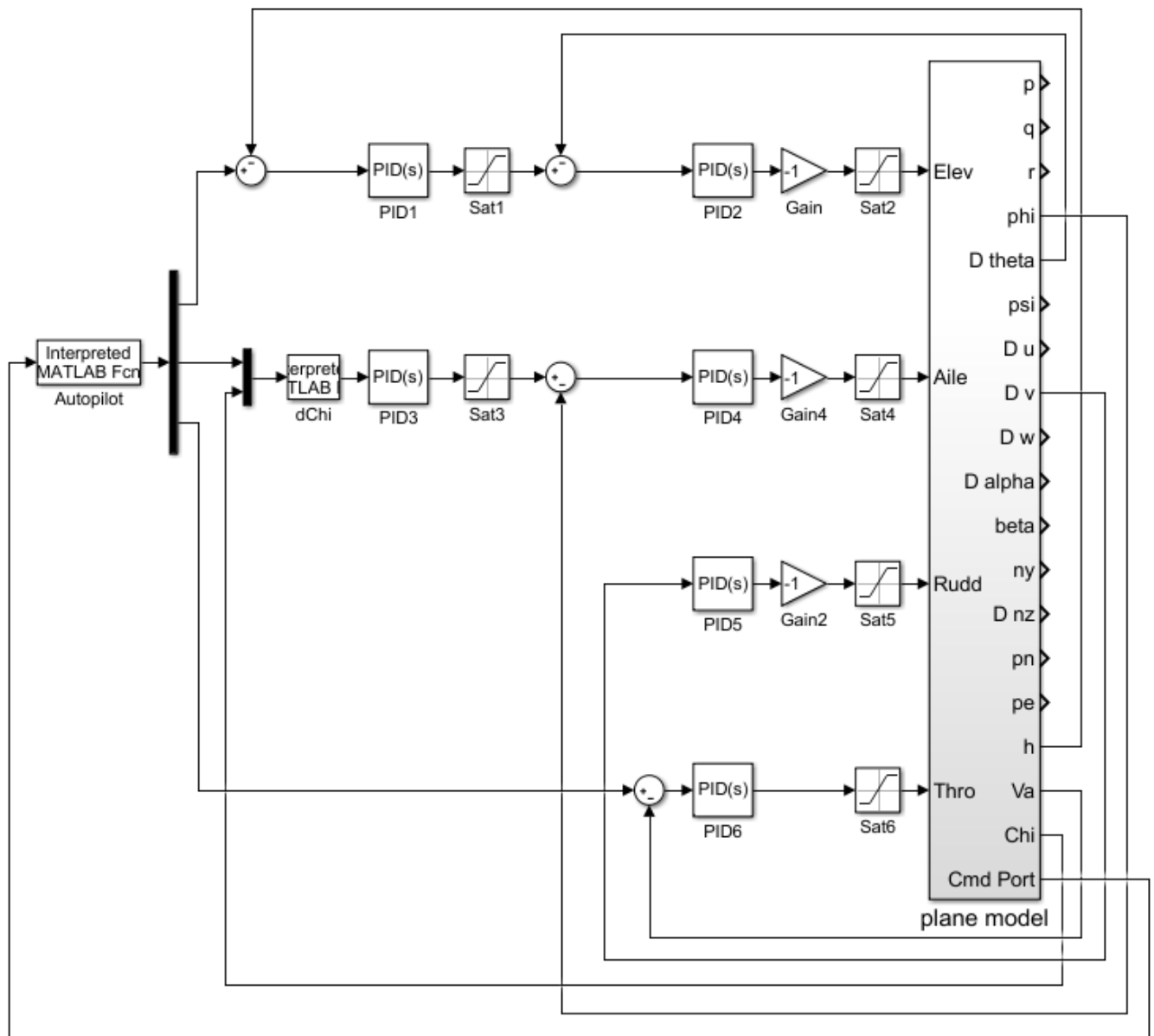


图 2-5 仿真系统模型

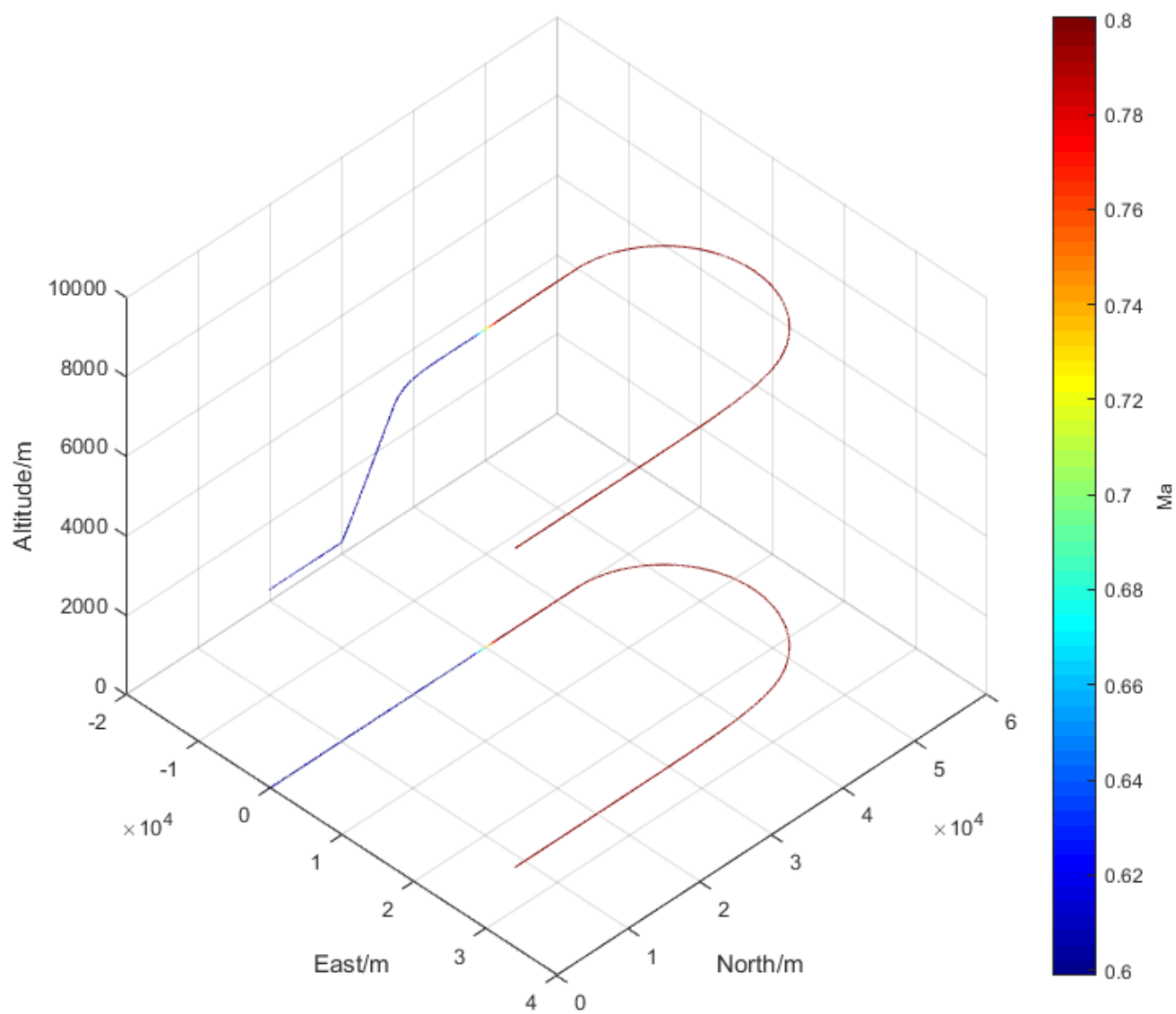


图 2-6 飞机飞行航迹及其在水平面的投影

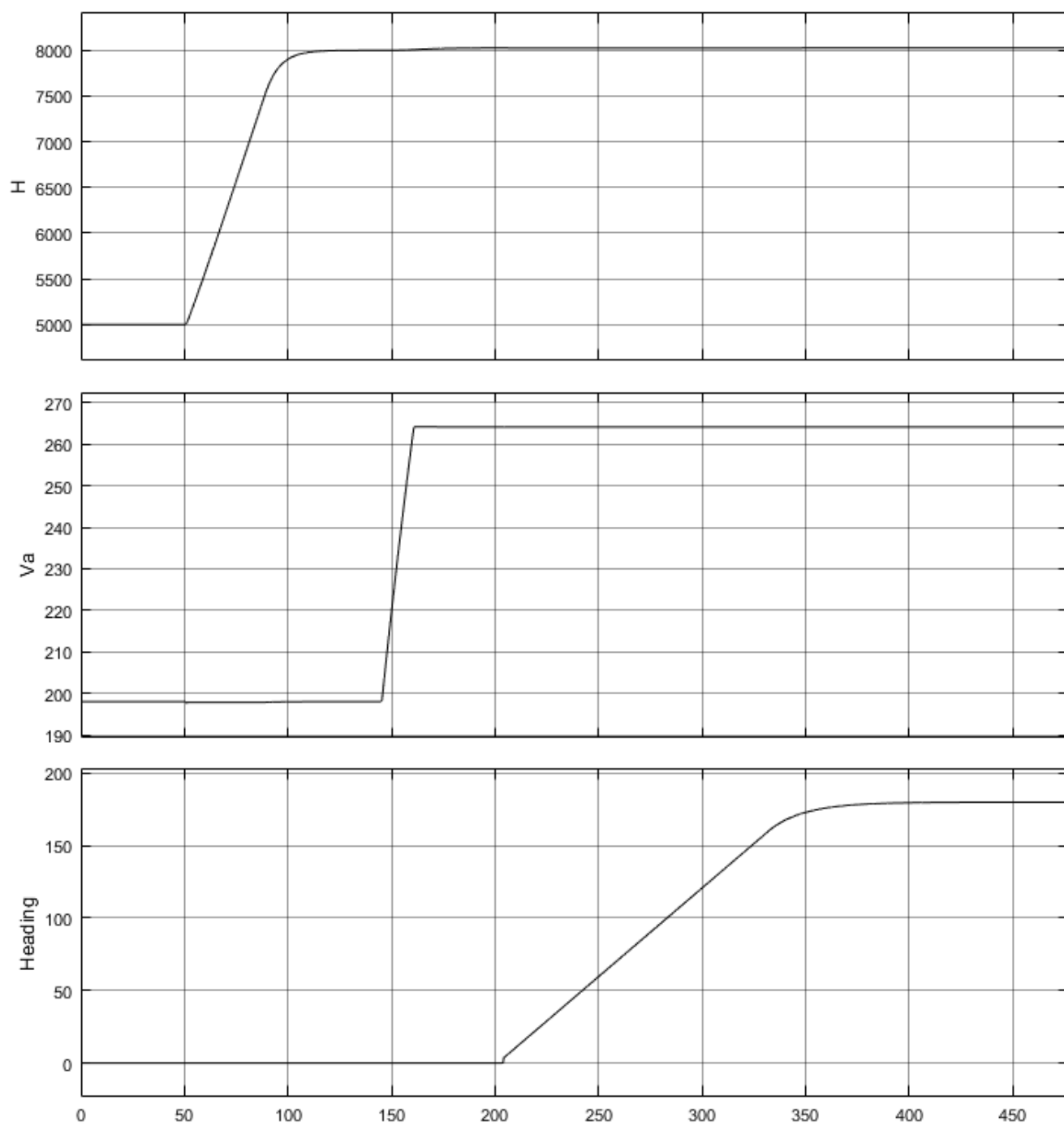


图 2-7 高度，速度，航向曲线

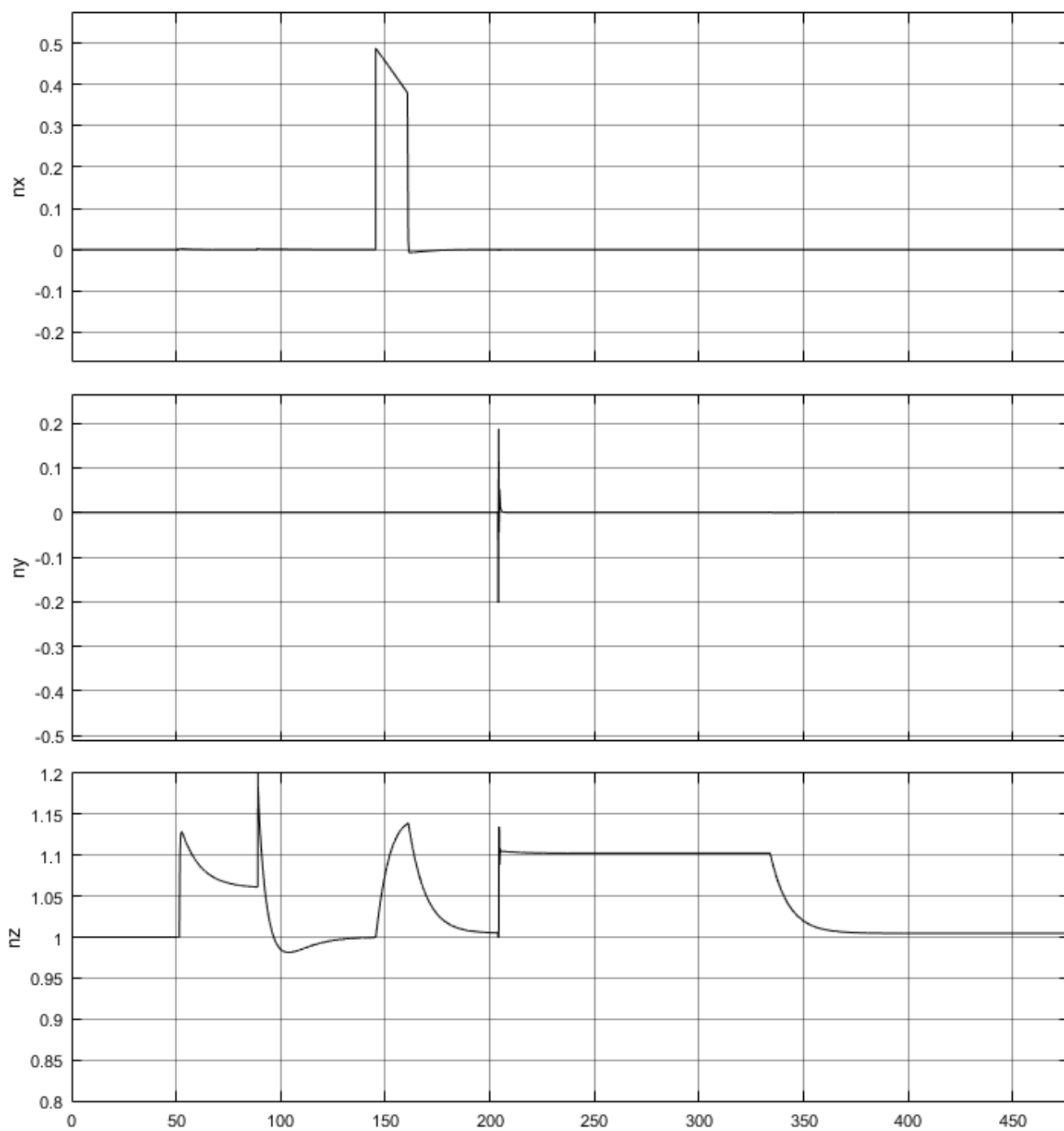


图 2-8 三轴过载曲线

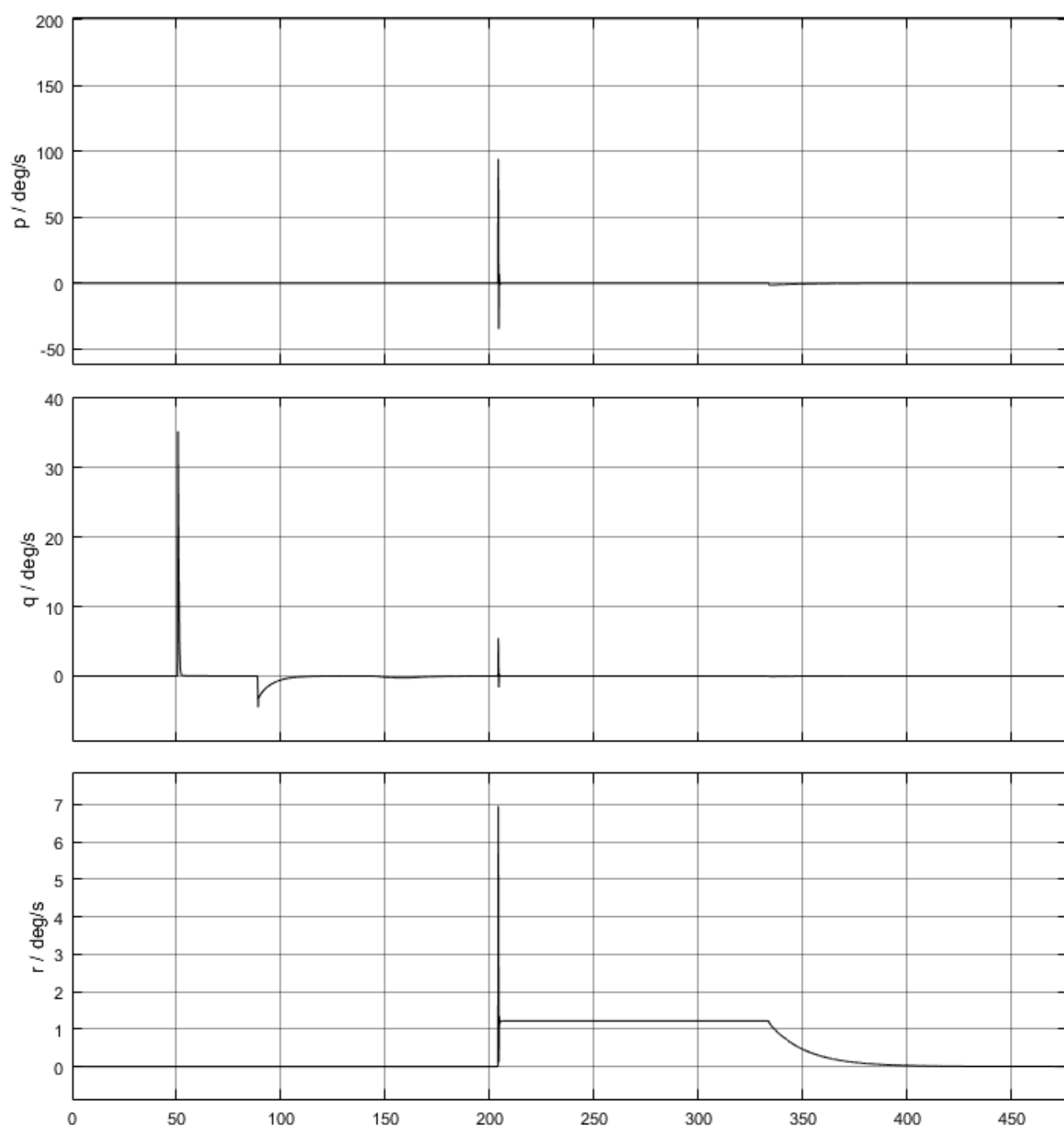


图 2-9 体轴系角速率曲线

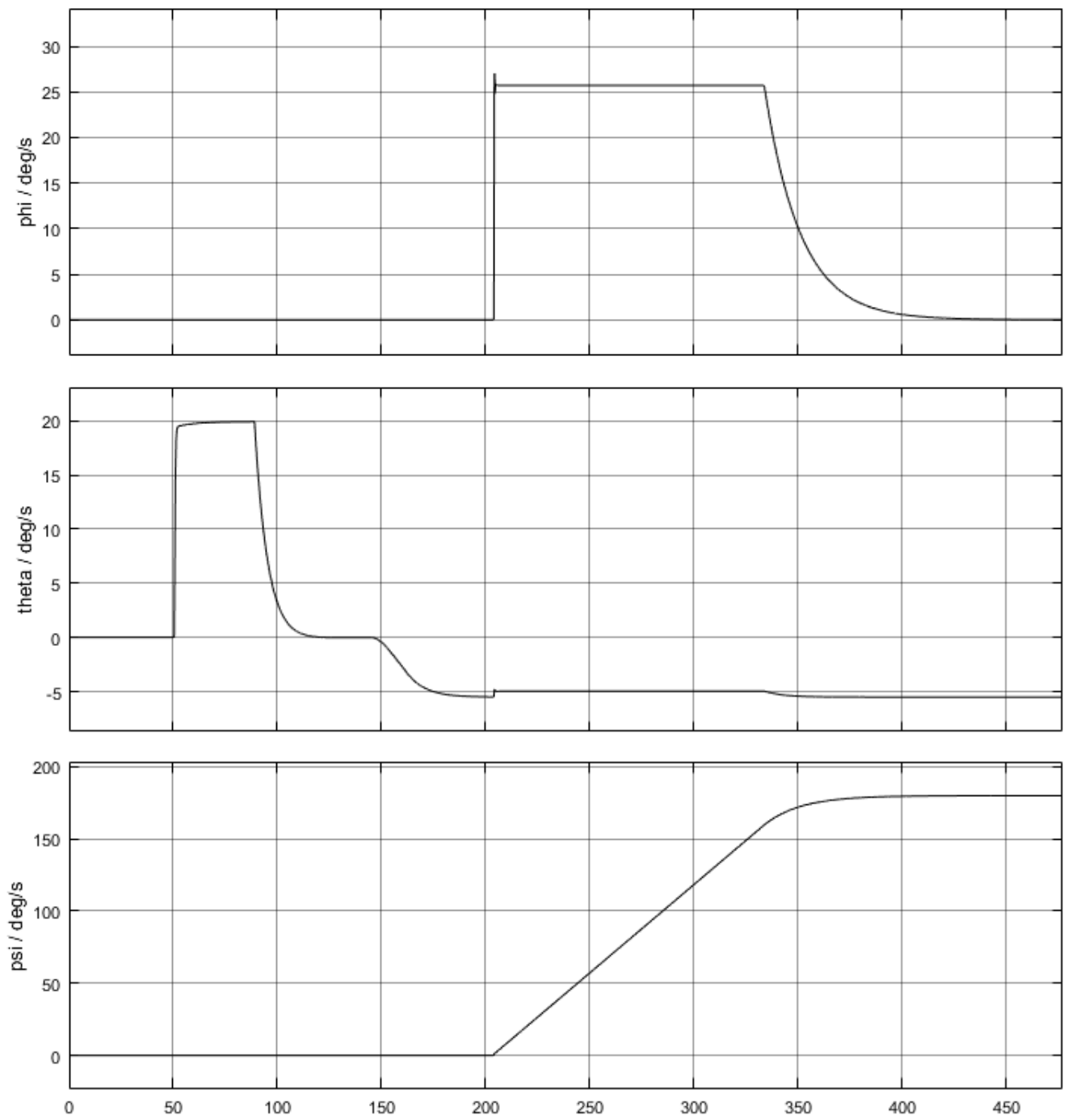


图 2-10 姿态角曲线

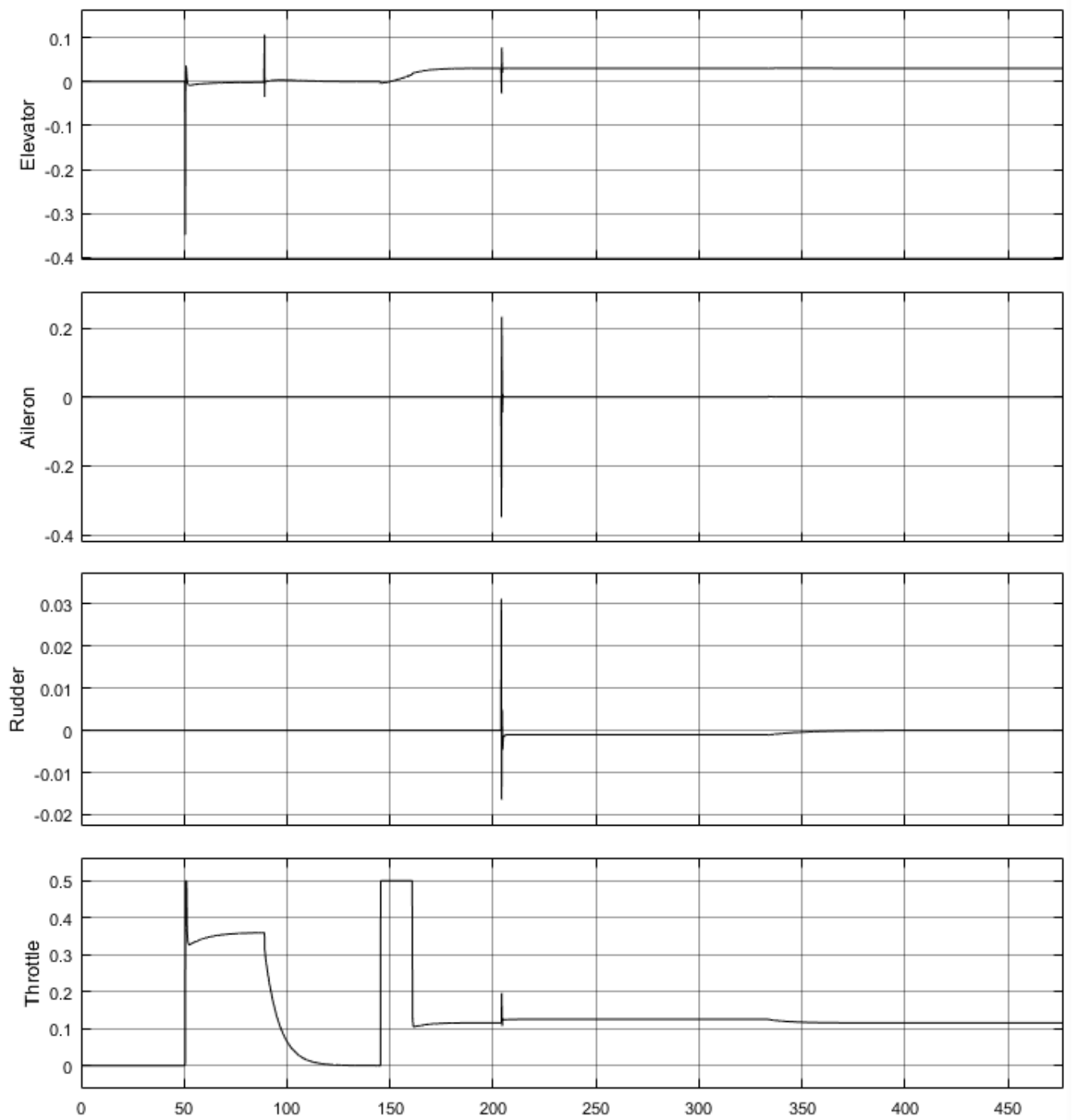


图 2-11 操纵量输出曲线