

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。

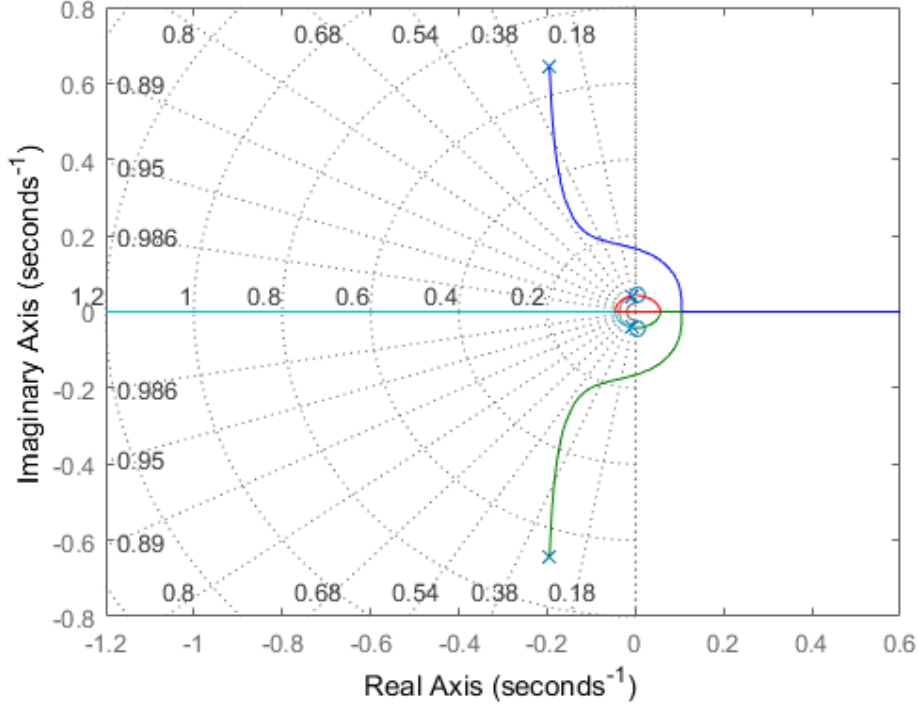


图 1-1 $\delta_e - \theta$ 的根轨迹

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，得到反馈增益

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

控制结构如下图所示。

【图】

2 自动飞行仿真

2.1 自动导航控制系统

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 模块使用状态机，根据飞机的速度，高度和航向确定当前飞行阶段的期望值。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。

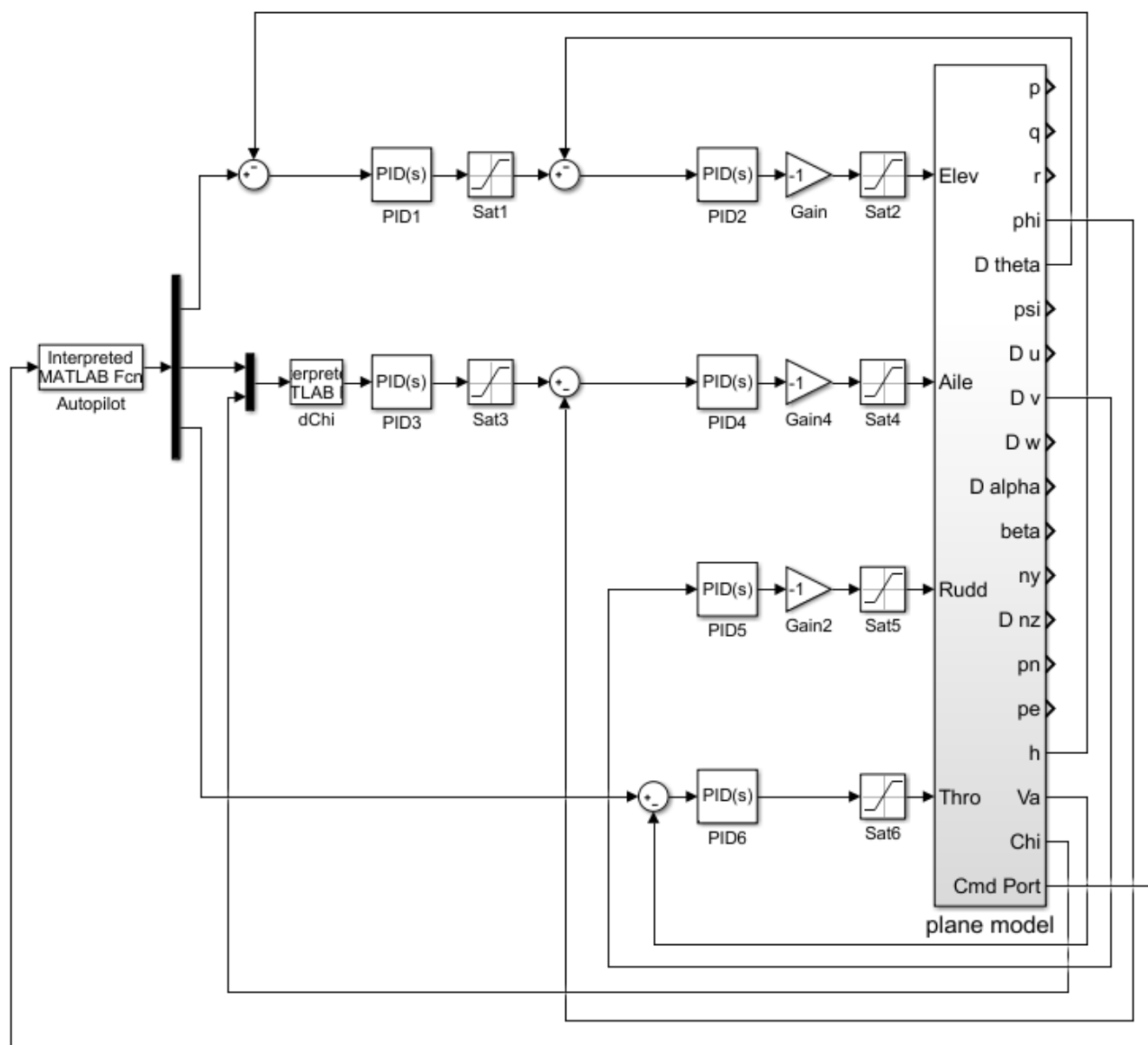


图 2-1 仿真系统模型

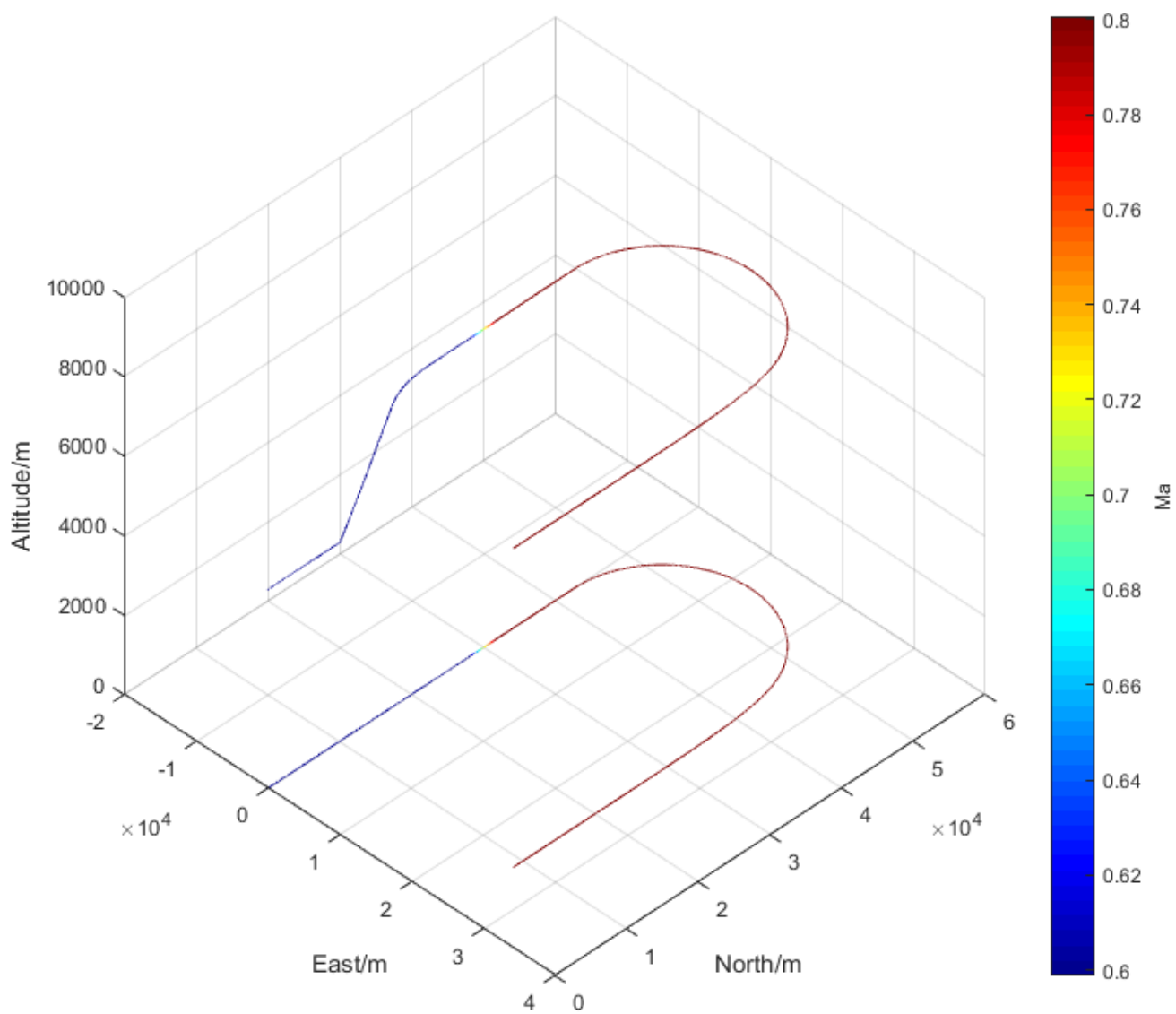


图 2-2 飞机飞行航迹及其在水平面的投影

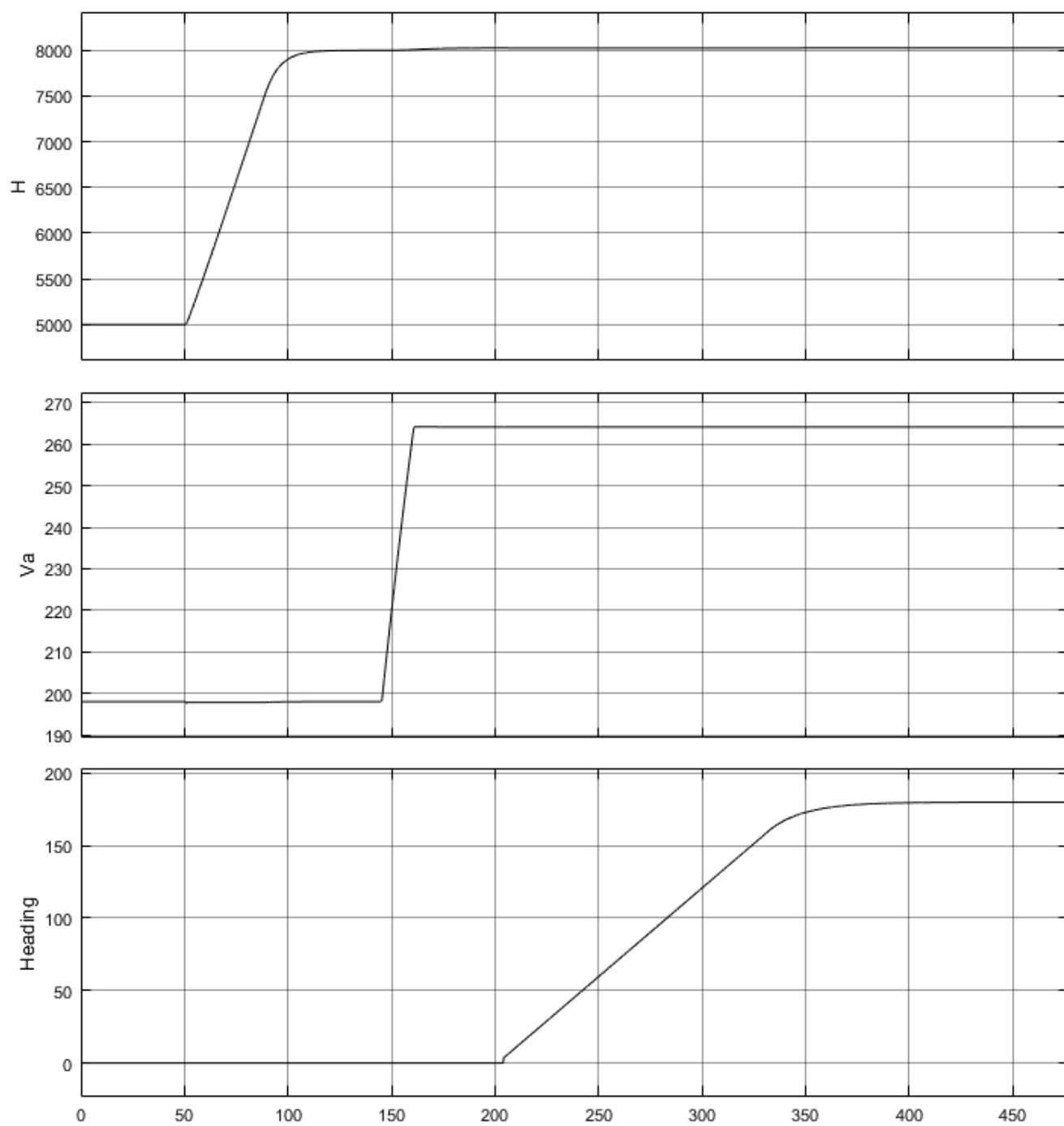


图 2-3 高度，速度，航向曲线

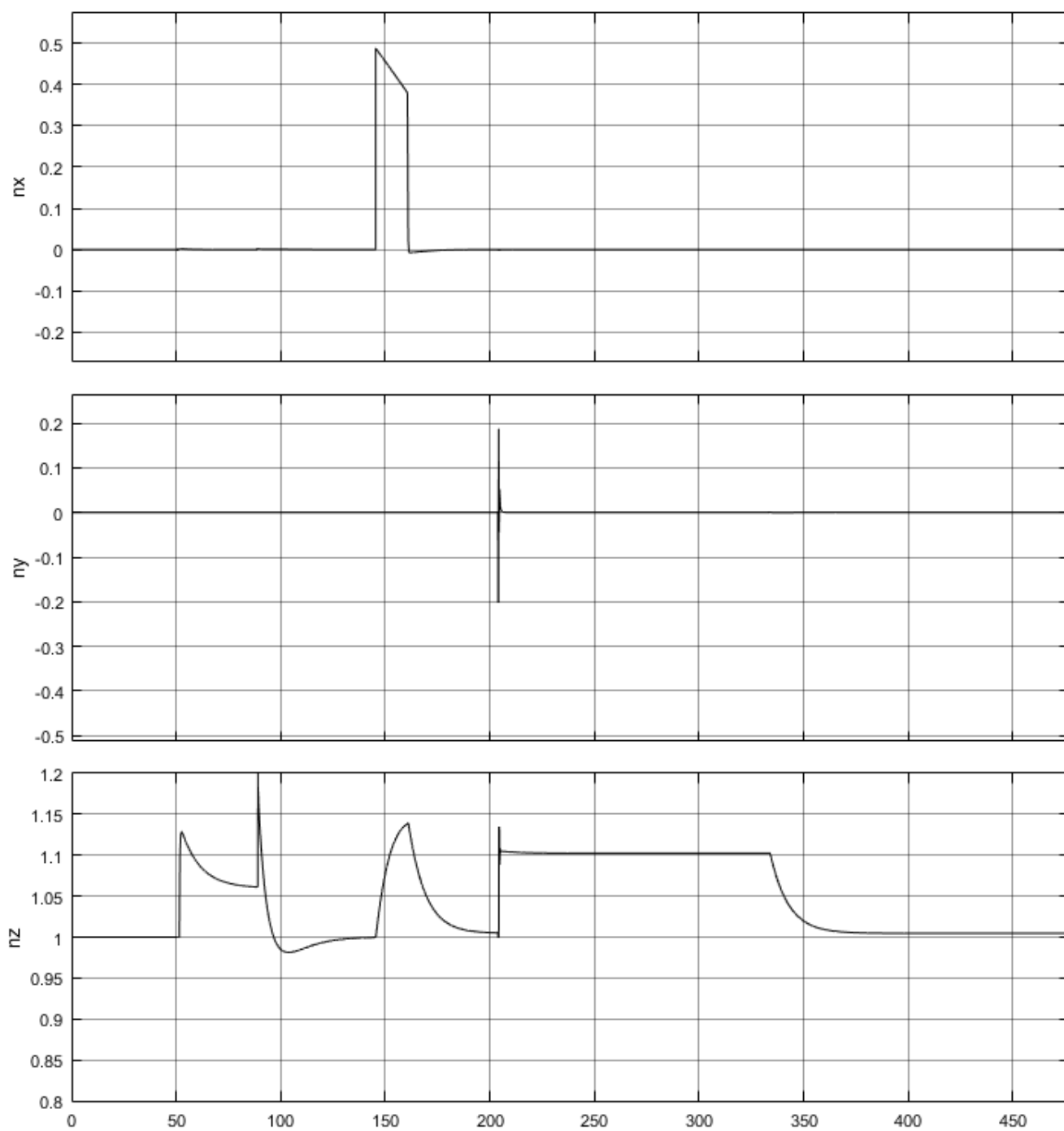


图 2-4 三轴过载曲线

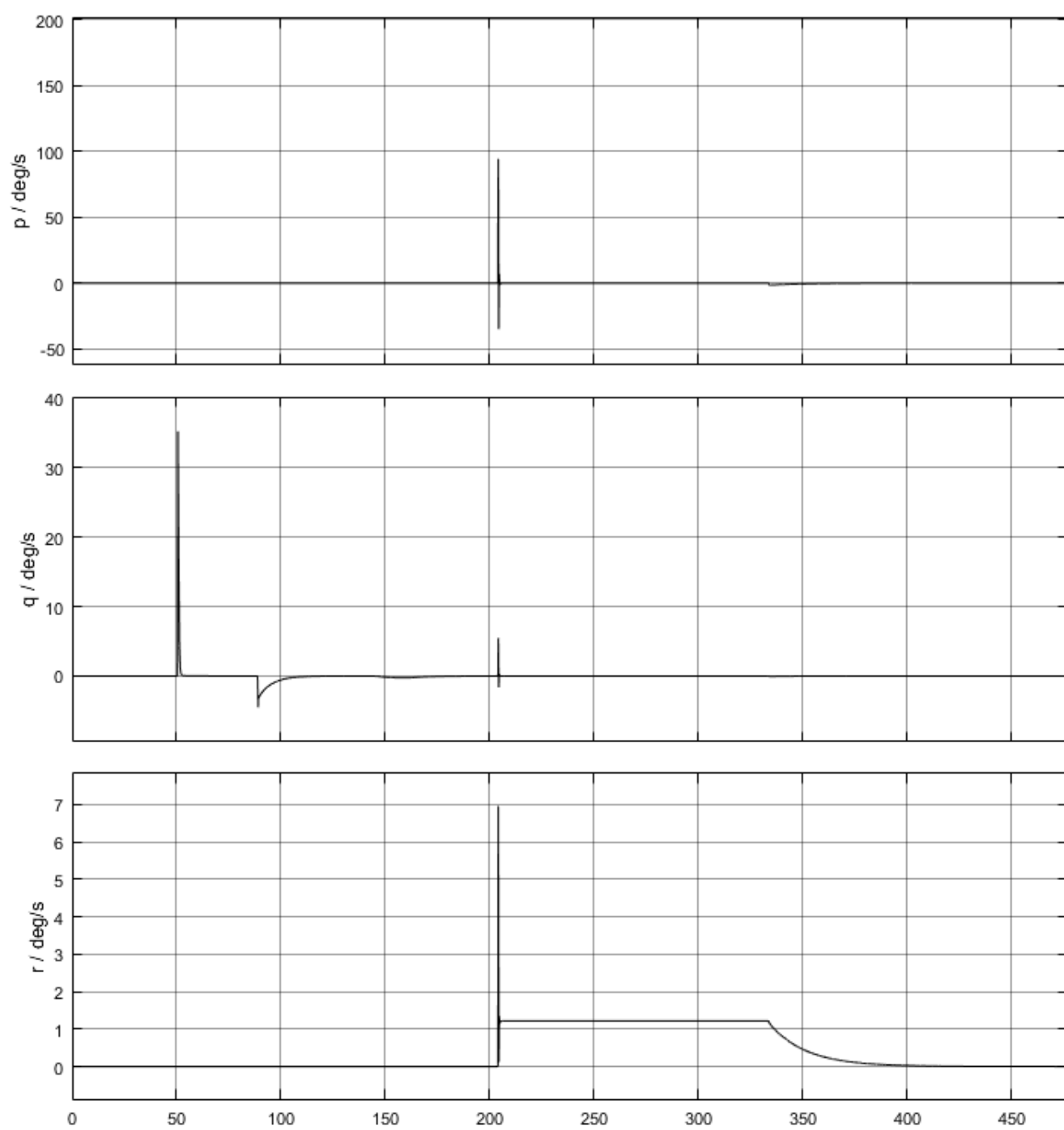


图 2-5 体轴系角速率曲线

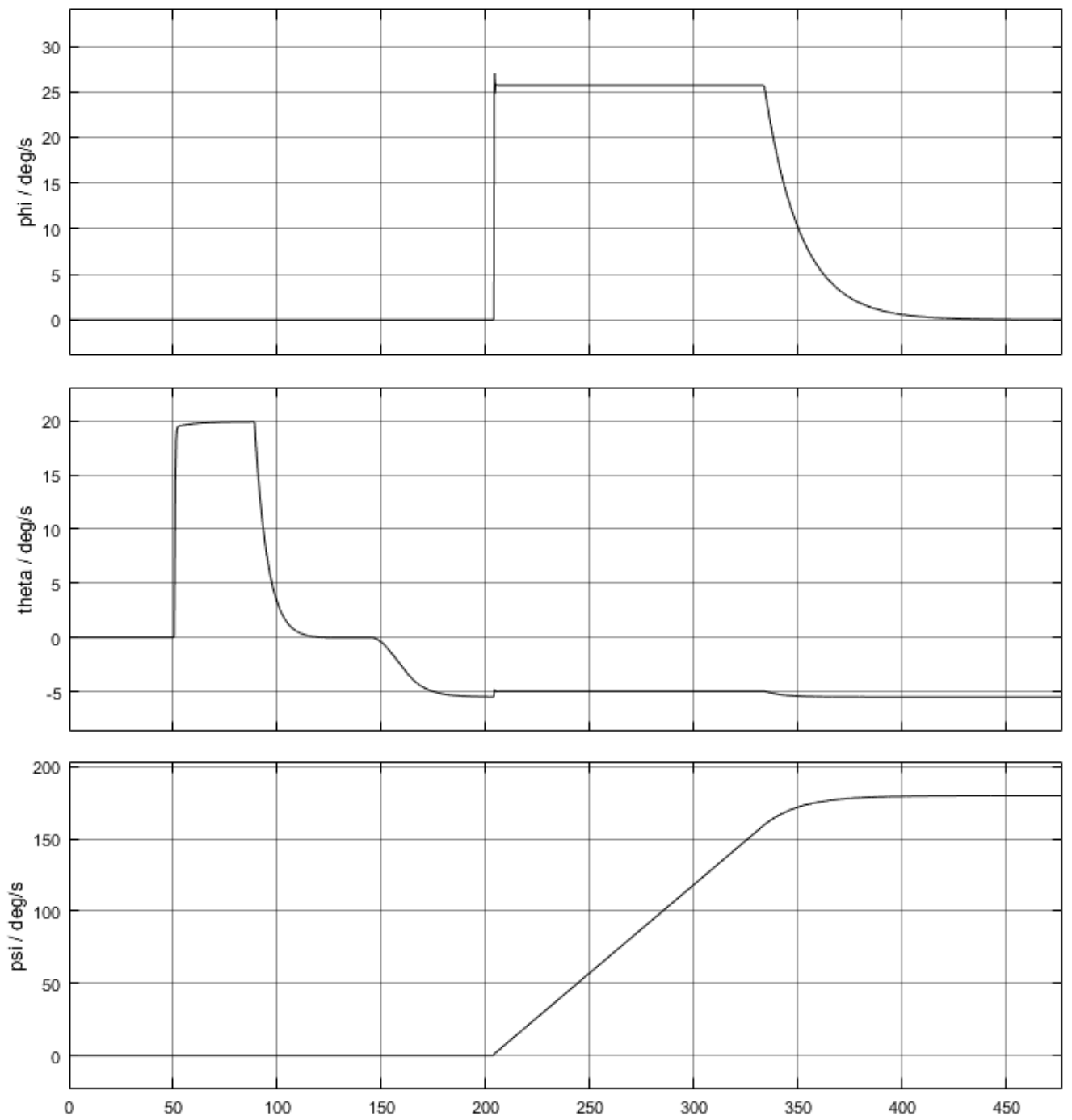


图 2-6 姿态角曲线

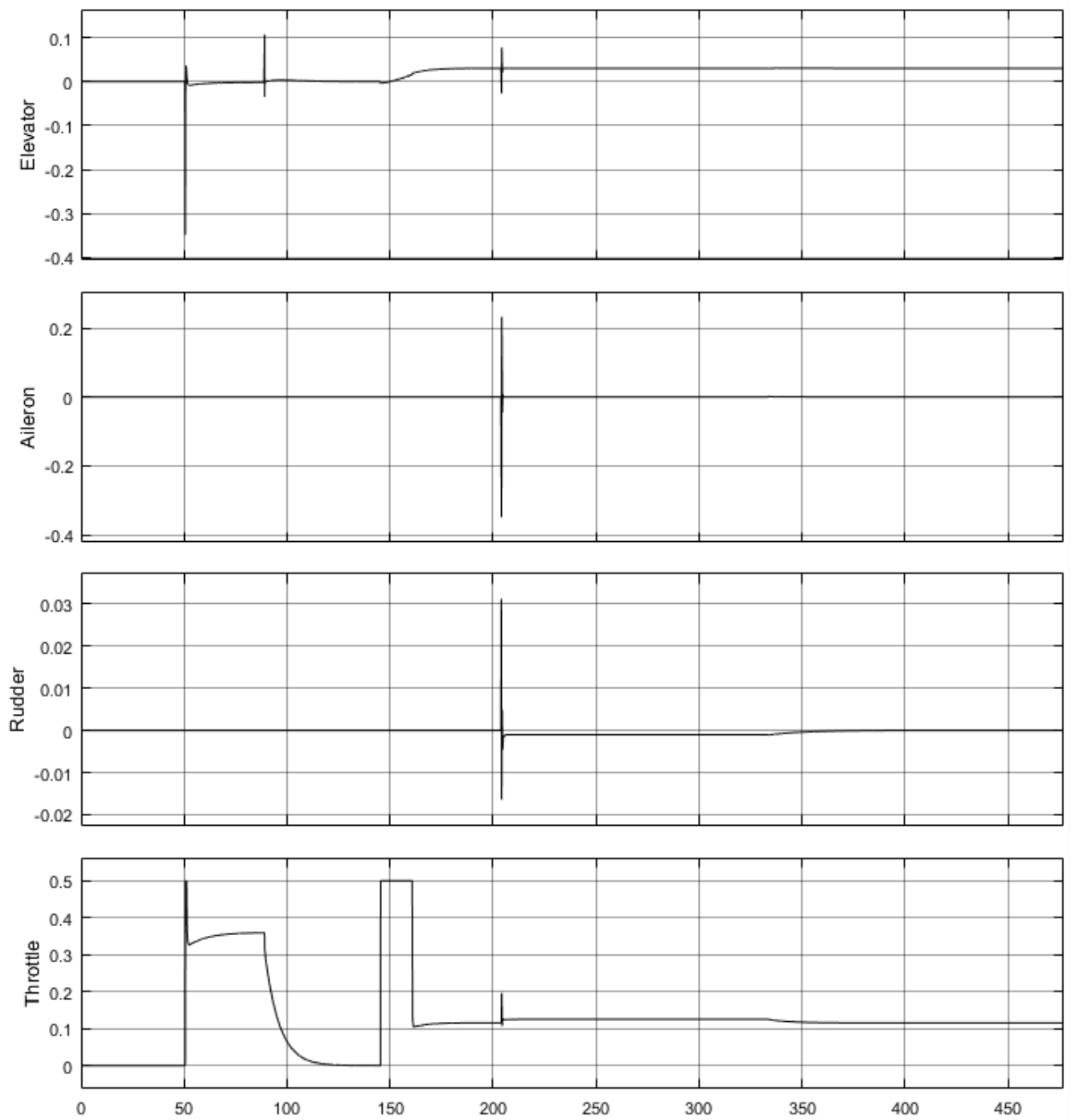


图 2-7 操纵量输出曲线