

# 地效飞行器的纵向控制系统研究

罗瑜<sup>1</sup>, 樊赫<sup>2</sup>

(1. 陕西工业职业技术学院 电气工程学院, 陕西 咸阳 712000;

2. 西北机电工程研究所, 陕西 咸阳 712000)

**摘要:** 针对地效飞行器因地面效应对纵向系统稳定性的影响, 从系统稳定性定义和状态空间稳定判据两个方面, 分析了地效飞行器的静稳定性判定条件, 利用劳斯维茨判据分析了系统纵向模态的动稳定性, 针对纵向动稳定性不足和高度稳定控制的问题, 基于飞行包线内典型状态点处的线性模型, 采用线性二次型调节器设计了系统的纵向增稳控制律, 采用自抗扰控制设计了高度控制律; 仿真结果表明, 所设计的增稳控制律可以使系统稳定, 且具有较强的鲁棒性, 所设计的高度控制律使系统具有较强的动态性能, 能够准确达到预定飞行高度并保持稳定, 响应时间不超过 15 s。

**关键词:** 地效飞行器; 纵向系统; 稳定性判据; 增稳控制; 自抗扰控制

## Research on Longitudinal Control System of the Ground Effect Aircraft

LUO Yu<sup>1</sup>, FAN He<sup>2</sup>

(1. School of Electrical Engineering, Shaanxi Industrial Vocational and Technical College, Xianyang 712000, China;

2. Northwest Institute of Mechanical and Electrical Engineering, Xianyang 712000, China)

**Abstract:** Aiming at the influence of stability on the longitudinal system of the ground effect aircraft, the static stability judgment conditions of the ground effect aircraft are analyzed from the definition of system stability and the state space stability criterion. The dynamic stability of longitude control system is analyzed by using the Routh criterion. In view of the problem of insufficient dynamic stability and high stability control, based on the linear model at the typical state point in the flight envelope, a linear quadratic regulator is used to design the longitudinal stability augmentation of the system. The law of height control is designed with active disturbance rejection control. The simulation results show that the designed stability augmentation control law can make the system stable and has strong robustness. The response time does not exceed 15 s.

**Keywords:** ground effect aircraft; longitudinal system; stability criterion; stabilization control; active disturbance rejection control

## 0 引言

地效飞行器 (ground effect vehicle), 是一种利用地面效应来实现超低空高速飞行的特种飞行器<sup>[1]</sup>。国内外有关学者对其展开了一定的研究, 国内的一些大学及科研机构在积极开发地效飞行器, 如哈尔滨工程大学自动化学院测控技术与惯性导航教研室于 2010 年完成了原理样机的设计与制作<sup>[2]</sup>, 并以地效飞行器为研究平台进行了相关实验, 主要包括地效飞行器数学建模和仿真、导航系统软硬件设计、数据融合算法以及飞行控制系统设计<sup>[3]</sup>。总的来说, 目前, 我国已经形成了具有自主知识产权的地效飞行器设计技术, 先后研制出若干种小型地效飞行器<sup>[4]</sup>。但是从地效飞行器飞行控制技术发展来看, 地效飞行器的相关控制研究较普通固定翼飞机较为欠缺。如何判断地效飞行器的稳定性是地效飞行器设计的关键技术之一。它的稳定性跟常规的固定翼飞机有着不同之处, 飞行高度会对地效飞行器的纵向气动系数产生影响, 从而影响纵向稳定性<sup>[4]</sup>。本文就某型地效飞行器的纵向系统控制进行了研究和设计, 分析了纵向系统的稳定性, 并在低空

飞行包线内的多状态点处, 采用线性二次型调节器<sup>[2]</sup> (LQR) 进行纵向系统的增稳设计, 并采用自抗扰控制方法进行了纵向高度的控制律设计。

## 1 地效飞行器的纵向运动方程

根据所研究的该型地效飞行器的发动机安装位置, 对如图 1 所示的地效飞行器, 进行巡航状态下的纵向运动受力分析。

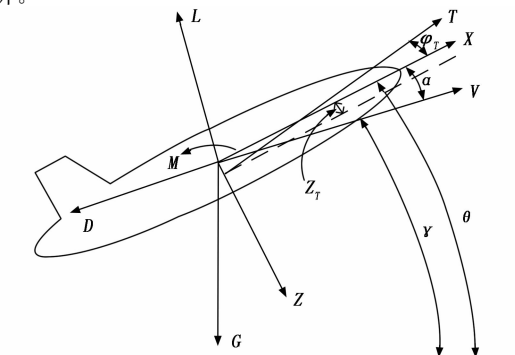


图 1 地效飞行器纵向受力指示图

收稿日期: 2022-01-21; 修回日期: 2022-02-23。

基金项目: 陕西工业职业技术学院院级科研项目(2020YKYB-052)。

作者简介: 罗瑜(1992-), 女, 陕西西安人, 硕士, 讲师, 主要从事先进控制理论、电子技术方向的研究。

引用格式: 罗瑜, 樊赫. 地效飞行器的纵向控制系统研究[J]. 计算机测量与控制, 2022, 30(4): 134-141.

图 1 中,  $L$  为升力,  $D$  为阻力,  $T$  为推力, 为轴力矩。

可得到如下的方程:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = T \cos(\alpha + \varphi_T) - D - G \sin\gamma \\ mV \frac{d\gamma}{dt} = T \sin(\alpha + \varphi_T) + L - G \cos\gamma \\ I_y \frac{d\dot{q}}{dt} = M + TZ_T \\ \frac{dh}{dt} = V \sin\gamma \\ \frac{d\theta}{dt} = q \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $\alpha$  为迎角,  $\gamma$  为滚转角,  $V$  为空速。  $\frac{dV}{dt}$  为切线加速度,

$V \frac{d\gamma}{dt}$  为法线加速度;  $I_y$  为绕横轴的转动惯量,  $G$  为重力。

在基准运动为定直平飞运动的条件下, 根据小扰动原理, 对式 (1) 无因次方程<sup>[5]</sup>进行线性化处理, 用状态空间方程可描述为:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (2)$$

其中:  $\mathbf{x} = [\Delta\hat{v}, \Delta\hat{\alpha}, \Delta\hat{q}, \Delta\hat{\theta}, \Delta\hat{z}]^T$ ,  $\mathbf{u} = [\delta_\alpha, \delta_T]^T$ 。

$\mathbf{A} =$

$$\begin{bmatrix} -\hat{X}_v & -\hat{X}_\alpha & 0 & -1 & -\hat{X}_z \\ -\hat{Z}_v & -\hat{Z}_\alpha & 1 & 0 & -\hat{Z}_z \\ \hat{M}_v - \hat{M}_\alpha \hat{Z}_v & \hat{M}_\alpha - \hat{M}_\alpha \hat{Z}_\alpha & \hat{M}_q + \hat{M}_\alpha & 0 & \hat{M}_z - \hat{M}_\alpha \hat{Z}_z \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -\hat{N} & 0 & \hat{N} & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \sigma_v - \hat{X}_\delta & \sigma_{\delta T} \\ -\hat{Z}_\delta & 0 \\ \hat{M}_\delta - \hat{M}_\alpha \hat{Z}_\delta & L_{Y3} \sigma_{\delta r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

可以求得  $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}$  的解为:

$$\mathbf{x}(t) = e^{\mathbf{A}t} \mathbf{x}(0) + \int_0^t e^{\mathbf{A}(t-\tau)} \mathbf{B}\mathbf{u}(\tau) d\tau \quad (3)$$

从  $\mathbf{A}$  阵可以看出, 一般情况下, 在地效区时,  $C_{Lz}$ ,  $C_{Dz}$ ,  $C_{mz}$  三者都不等于零, 因此该阵的最后一列不全为零。可以看出, 纵向的其他状态变量会受到高度变量的影响, 这是因为高度变量会影响地效飞行器所受的升力, 阻力和俯仰力矩<sup>[6]</sup>, 可以看出与普通固定翼飞机有所不同。

## 2 纵向静动稳定性判定及分析

根据前述分析, 地效飞行器纵向系统矩阵  $\mathbf{A}$  的特征方程为:

$$|\lambda I_n - \mathbf{A}| = 0 \quad (n = 5) \quad (4)$$

将特征方程展开为:

$$\mathbf{A}_1 \lambda^5 + \mathbf{B}_1 \lambda^4 + \mathbf{C}_1 \lambda^3 + \mathbf{D}_1 \lambda^2 + \mathbf{E}_1 \lambda + \mathbf{F}_1 = 0 \quad (5)$$

忽略速度的变化, 则特征方程变为:

$$\mathbf{A} \lambda^4 + \mathbf{B} \lambda^3 + \mathbf{C} \lambda^2 + \mathbf{D} \lambda + \mathbf{E} = 0 \quad (6)$$

其中:

$$\begin{cases} \mathbf{A} = 1 \\ \mathbf{B} = v_0^2 [C_{L\alpha} - l_y^2 (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}})] \\ \mathbf{C} = -v_0^2 (\mu C_{Lz} + l_y^2 C_{L\alpha} C_{mq} + \mu l_y^2 C_{m\alpha}) \\ \mathbf{D} = v_0^3 \mu l_y C_{Lz} (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \\ \mathbf{E} = v_0^4 \mu^2 l_y^2 (C_{Lz} C_{m\alpha} - C_{L\alpha} C_{mz}) \end{cases} \quad (7)$$

### 2.1 静稳定性判定

地效飞行器的静稳定性是指地效飞行器处于平衡状态时, 受到外界小扰动而偏离平衡状态<sup>[7]</sup>, 在干扰消失后, 不加操纵能产生气动力和气动力矩, 使其具有回到原来平衡状态的趋势。地效飞行器静稳定性的判定跟自身的气动导数有关。静态稳定性可用一定约束条件下的气动全导数来表示。根据数学知识可知, 偏导数是约束条件下最全面最严格的全导数<sup>[8]</sup>。因此, 静态稳定性就是求解不同约束下的气动偏导数的组合。

经分析, 作用在地效飞行器上的空气动力可合并为一个作用于质心的合力矢量和一个合力矩矢量<sup>[9]</sup>。合力矢量可按气流坐标轴系分解为阻力、升力、侧力<sup>[10]</sup>。由于地效飞行器的转动惯量是按机体坐标轴系给定的, 所以合力矩矢量可按机体坐标轴系分解为滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩<sup>[11]</sup>。可以将地效飞行器的气动力和气动力矩按如下表示: 升力可示  $L = C_L Q S_w$ , 阻力表示为  $D = C_D Q S_w$ , 侧力为  $Y = C_Y Q S_w$ , 滚转力矩为  $\bar{L}_A = C_l Q S_w b$ , 俯仰力矩表示  $M_A = C_m Q S_w c_A$ , 偏航力矩表示为  $N_A = C_n Q S_w b$ 。上述各式中,  $Q$  为动压, 表示为  $Q = 1/2 \rho V^2$ ,  $\rho$  为空气密度,  $V$  为空速,  $S_w$  为机翼参考面积,  $b$  为机翼展长,  $c_A$  为机翼的平均几何弦长,  $C_L$  为升力系数,  $C_D$  为阻力系数<sup>[12]</sup>,  $C_m$  为俯仰力矩系数,  $C_Y$  为侧力系数,  $C_l$  为滚转力矩系数,  $C_n$  为偏航力矩系数。其中升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数和纵向补偿系数  $DC_L, DC_m$  有关。  $DC_L, DC_m$  表示地面效应对气动系数的影响, 经对实验数据分析可知, 可做出表示  $DC_L = f(C_{Lh}, h), DC_m = f(C_{mh}, h)$ 。由高度和迎角插值得到  $DC_L, DC_m$ , 从而分析高度对地效飞行器纵向气动系数的影响, 如图 2 和 3 所示。

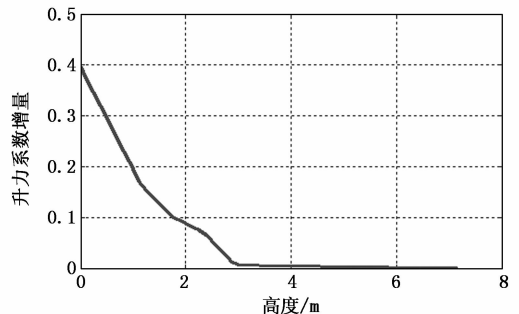


图 2 高度对升力系数的影响

从图 2 和图 3 可知: 在地效作用 (高度小于 7.5 米) 的区域内,  $DC_L, DC_m$  不为 0, 地效作用区外 (自由空间),

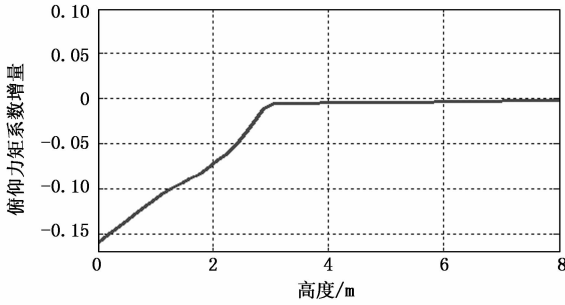


图 3 高度对俯仰力矩系数的影响

$DC_L, DC_m$  几乎等于 0。地效区内的升力系数随高度的减小而增大；在地效区内升力系数是高度的非线性函数，且高度越小，升力上升速率越大；地效区内，俯仰力矩系数随着高度的增大而幅值减小，变化缓慢，直至离开地效区俯仰力矩不再随高度变化。

由此可见，地效飞行器在低空飞行时，气动系数随高度变化明显，是高度的非线性函数，且气动力和力矩是气动系数的函数，因此高度会作用于升力、阻力、俯仰力矩，从而影响地效飞行器纵向系统的特征根的分布，进而对系统的稳定性有影响<sup>[13]</sup>。

广义上系统稳定性的数学表达式为：

$$\frac{dY}{dX} < 0 \quad (8)$$

式中， $Y$  为广义恢复力， $X$  为广义位移量。

根据上述定义，在定直平飞的基准运动条件下，对于地效飞行器有：

$$\begin{cases} \left. \frac{dL}{dh} \right|_{\substack{T-D=0 \\ M=0}} < 0 \\ \left. \frac{dM}{d\alpha} \right|_{\substack{F-G=0 \\ T-D=0}} < 0 \\ \left. \frac{d(T-D)}{dV} \right|_{\substack{F-G=0 \\ M=0}} < 0 \end{cases} \quad (9)$$

分别表示其高度稳定性，迎角稳定性，速度稳定性。

这三项的无因次<sup>[14]</sup>表达式为：

$$\begin{cases} \left. \frac{d(C_L \hat{v}^2)}{dz} \right|_{\substack{n_z=0 \\ C_m=0}} < 0 \\ \left. \frac{d(C_M \hat{v}^2)}{d\alpha} \right|_{\substack{n_z=1 \\ n_x=0}} < 0 \\ \left. \frac{d(C_D \hat{v}^2)}{dV} \right|_{\substack{C_m=0 \\ n_z=1}} > 0 \end{cases} \quad (10)$$

定直平飞的地效飞行器的运动状态由  $(\hat{v}, \alpha, z)$  三个状态变量决定<sup>[15]</sup>。当忽略速度变化时，飞高静稳定性和俯仰静稳定性变为：

$$\begin{cases} \left. \frac{dC_L}{dz} \right|_{\substack{v=const \\ C_m=0}} < 0 \\ \left. \frac{dC_m}{d\alpha} \right|_{\substack{n_z=1 \\ v=const}} < 0 \end{cases} \quad (11)$$

由于地效飞行器进行低空飞行时，忽略速度变化，它的纵向运动方程中的气动系数本质上是迎角  $\alpha$  和无因次高度  $z$  的非线性函数，则有：

$$dC_L(\alpha, z) = C_{L\alpha} d\alpha + C_{Lz} dz \quad (12)$$

又因为：

$$C_m(\alpha, z) = 0 \Leftrightarrow C_{m\alpha} d\alpha + C_{mz} dz = 0 \quad (13)$$

所以：

$$\begin{aligned} \frac{dC_L}{dz} = C_{Lz} - C_{L\alpha} \frac{C_{mz}}{C_{m\alpha}} < 0 &\Leftrightarrow \\ C_{Lz} C_{m\alpha} - C_{L\alpha} C_{mz} > 0 &\quad (14) \end{aligned}$$

令：

$$E' = C_{Lz} C_{m\alpha} - C_{L\alpha} C_{mz} \quad (15)$$

则有：

$$\left. \frac{dC_L}{dz} \right|_{\substack{v=const \\ C_m=0}} < 0 \Leftrightarrow \frac{1}{C_{m\alpha}} E' < 0 \quad (16)$$

同理可以得到：

$$\left. \frac{dC_m}{d\alpha} \right|_{\substack{v=const \\ C_m=0}} < 0 \Leftrightarrow \frac{1}{C_{Lz}} E' < 0 \quad (17)$$

因此可以看出： $E' = C_{Lz} C_{m\alpha} - C_{L\alpha} C_{mz} > 0$  表示地效飞行器具有定速稳定性。同时这说明，在不考虑速度的变化情况下，从单一的偏导数  $C_{m\alpha} < 0$  和  $C_{Lz} < 0$  都不能表示地效飞行器的纵向静稳定性，需要保持  $E' > 0$ 。若平衡位置  $x_0(\alpha_0, z_0)$  受某种扰动后到达  $x_1(\alpha_1, z_1)$ ，假设有  $\alpha_1 > \alpha_0, z_1 > z_0$ ，由气动系数公式可知，尽管  $C_{m\alpha} < 0$  和  $C_{Lz} < 0$  都成立，但当  $C_{\alpha 1} > C_{\alpha 0}, C_{L1} > C_{L0}$  时，使得在  $x_1(\alpha_1, z_1)$  不具备恢复到原平衡位置  $x_0(\alpha_0, z_0)$  的趋势，也就是说系统在  $x_0$  处不具有静稳定性。同时区别于普通固定翼飞机，普通的固定翼飞机可通过  $C_{m\alpha} < 0$  即能判断静稳定性，从而仅靠迎角焦点与重心的相对位置就能判断其静稳定性<sup>[16]</sup>。根据上述分析，相比普通固定翼飞机，地效飞行器的静稳定性判定就较为复杂。

在忽略速度变化静稳定性分析的基础上，假设推力为定值时，对式 (10) 中的第一式进行分析可知：

$$\begin{aligned} \left. \frac{d(C_L \hat{v}^2)}{dz} \right|_{\substack{n_z=0 \\ C_m=0}} < 0 &\Rightarrow \\ \frac{\hat{v}_0^2}{C_{m\alpha}} [(C_{Lz} C_{m\alpha} - C_{L\alpha} C_{mz}) + \frac{C_{L0}}{C_{D0}} (C_{mz} C_{D\alpha} - C_{m\alpha} C_{Dz})] < 0 &\quad (18) \end{aligned}$$

类似的，可以得到：

$$\begin{aligned} \left. \frac{d(C_m \hat{v}^2)}{d\alpha} \right|_{\substack{n_z=1 \\ n_x=0}} < 0 &\Rightarrow \\ \frac{\hat{v}_0^2}{C_{Lz} - \frac{C_{L0}}{C_{D0}} C_{Dz}} [(C_{Lz} C_{m\alpha} - C_{L\alpha} C_{mz}) + \frac{C_{L0}}{C_{D0}} (C_{mz} C_{D\alpha} - C_{m\alpha} C_{Dz})] < 0 &\quad (19) \\ \left. \frac{d(C_D \hat{v}^2)}{dV} \right|_{\substack{C_m=0 \\ n_z=1}} > 0 &\Rightarrow \end{aligned}$$

表 1 典型状态下纵向线性系统的特征根

	$h_6 = 30$	$h_5 = 10$	$h_4 = 8$	$h_3 = 7$	$h_2 = 5$	$h_1 = 3$
$\lambda_1$	-3.266 6	-3.274 6	-3.275 4	-3.351 4	-3.211 6	-3.189 9
$\lambda_2$	-0.528 0	-0.527 3	-0.527 2	0.710 8	0.987 7	1.164 6
$\lambda_{3,4}$	$0.036 5 \pm 0.230 8i$	$0.036 \pm 0.230i$	$0.036 \pm 0.230i$	$-0.552 \pm 0.378i$	$-0.774 \pm 0.339i$	$-0.905 \pm 0.211i$
$\lambda_5$	0	0	0	-0.012 0	-0.007 3	-0.005 7

$$\frac{2\hat{v}_0^2 C_{D0}}{C_{Lz}C_{m\alpha} - C_{La}C_{mz}} [(C_{Lz}C_{m\alpha} - C_{La}C_{mz}) + \frac{C_{L0}}{C_{D0}}(C_{mz}C_{D\alpha} - C_{m\alpha}C_{Dz})] > 0 \quad (20)$$

由地效飞行器的特性可知,  $C_{Lz} < 0, C_{Dz} > 0$ , 所以式(19)第一项小于零, 因此在  $E' = C_{Lz}C_{m\alpha} - C_{La}C_{mz} > 0$  成立的条件下, 高度稳定性, 迎角稳定性, 速度稳定性判定可以归结为:

$$F' = (C_{Lz}C_{m\alpha} - C_{La}C_{mz}) + \frac{C_{L0}}{C_{D0}}(C_{mz}C_{D\alpha} - C_{m\alpha}C_{Dz}) > 0 \quad (21)$$

因此根据对地效飞行器的静稳定性定义分析可知, 可将地效飞行器具有高度稳定性, 迎角稳定性, 速度稳定性的判定条件表达为: 当表达式  $E' > 0, F' > 0$  同时成立时, 可以判定地效飞行器具有高度稳定性, 迎角稳定性, 速度稳定性。另外从状态方程来看, 时不变线性系统静稳定的充要条件是特征方程的常数项大于零。也就是方程式(5)中的常数项系数  $F_1 > 0$ , 忽略速度变化时为式(6)中的常数项  $E > 0$ 。所以从状态方程判定静稳定性的条件为  $E > 0, F_1 > 0$ , 其中,  $E$  为定速静稳定性,  $F_1$  为变速静稳定性。

综上所述, 可以看出  $E$  与  $E', F_1$  与  $F'$  仅差一个系数, 即从定义判断与从状态方程中的常数项为正判断静稳定性是一致的。因为  $E > 0$  与  $E' > 0$  等价,  $F_1 > 0$  于  $F' > 0$  等价。可以求得  $E, F_1$  是随飞行高度变化的, 因此得出结论: 即静稳定性是随着高度的变化而变化, 不同飞行高度下, 地效飞行器纵向系统的静稳定性是不同的。

### 2.2 动稳定性判定

动稳定性指处于平衡状态的地效飞行器, 受到小扰动, 平衡状态被打破, 全部运动状态参数跟着发生变化, 经过一段时间后, 系统的各状态能够回到原始平衡状态<sup>[17]</sup>, 称地效飞行器具有动稳定性。从系统的数学模型来看, 就是描述状态方程  $\dot{x} = Ax + Bu$  的零输入解, 即求系统的零输入响应<sup>[18]</sup>。由稳定性理论得: 线性非时变系统的动稳定判定的充要条件是其特征方程的根全部具有负实部<sup>[19]</sup>。对特征根的判定有许多准则, 如采用 Routh-Hurwitz 判定准则<sup>[20]</sup>, 来判定地效飞行器的动稳定性时, 需满足:

$$\begin{cases} A_1 > 0 \\ B_1 > 0 \\ B_1C_1 - D_1 > 0 \\ D_1(B_1C_1 - D_1) - B_1(B_1E_1 - F_1) > 0 \\ D_1(B_1C_1 - D_1)(B_1E_1 - F_1) - B_1(B_1E_1 - F_1)^2 - F_1(B_1C_1 - D_1)^2 > 0 \\ F_1 > 0 \end{cases} \quad (22)$$

在忽略速度变化时, 式(22)判据为:

$$\begin{cases} A > 0 \\ B > 0 \\ C > 0 \\ D > 0 \\ E > 0 \\ D(BC - AD) - B^2E > 0 \end{cases} \quad (23)$$

因此可以判定静稳定判据  $E > 0, F_1 > 0$  是动稳定判据的必要条件。由于直接根据稳定性定义计算系数过于复杂, 这里采取根据配平状态, 直接求系统的特征根在复平面内的分布情况直接判定系统的动稳定性。当系统的全部特征根都分布在左半  $s$  平面时, 可以判定系统具有动稳定性。

### 2.3 典型状态点处系统的动稳定性分析

在典型状态点处对系统进行动稳定性分析。在巡航状态下, 纵向线性小扰动方程为:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (24)$$

式中,  $x = [\Delta v \ \Delta \alpha \ \Delta q \ \Delta \theta \ \Delta h]^T, u = [\delta_e \ \delta_r]^T, y = [\Delta v \ \Delta \alpha \ \Delta q \ \Delta \theta \ \Delta h]^T$  分别为纵向小扰动方程的状态变量, 控制量和系统输出。 $\Delta v$  为速度 (m/s);  $\Delta \alpha$  为迎角 (rad);  $\Delta q$  为俯仰角速度 (rad/s);  $\Delta \theta$  为俯仰角 (rad);  $\Delta h$  为高度 (m);  $\Delta \delta_e$  为升降舵偏角 (rad/s);  $\delta_r$  为油门杆偏角 (rad)。

从时域角度出发分析系统的动稳定性。根据前述的内容, 考虑到重点研究地效飞行器在低空巡航状态下的稳定性, 因此选取飞行高度为 3 m, 5 m, 7 m, 8 m, 10 m, 30 m, 速度为 78 m/s 处分别进行配平, 分析地效飞行器纵向运动的特征根如表 1 所示。

从表 1 中可以得到以下结论: 在这 6 个典型状态点处, 飞行高度从  $h_6$  到  $h_1$  依次减小, 可以看出, 当地效飞行器飞离地效区 (飞向非地效区, 非地效区指的是飞行高度大于 7.5 m) 的过程中, 短周期运动由发散变成稳定, 长周期运动由原来的阻尼震荡变得不稳定。在非地效区, 气动导数不受高度影响, 运动方程中  $\Delta v, \Delta \alpha, \Delta q, \Delta \theta$  四个状态变量不受飞行高度的影响, 不考虑它在高度上的变化, 这时也不具备高度稳定性, 对应特征根中  $\lambda_5 = 0$ 。随着接近水面, 地效作用使得气动导数受高度影响作用明显, 运动方程  $\Delta v, \Delta \alpha, \Delta q, \Delta \theta, \Delta h$  五个状态变量受到高度的影响, 这符合前面分析的小扰动模型中的  $A$  阵最后一列不为零。另外

从长短周期根的变化可以看出，地效影响随着高度的减小而增强。

### 3 纵向 LQR 增稳控制设计及仿真

经上述分析可知，地效飞行器在巡航状态时不具备动稳定性，为了解决地效飞行器在受到外界干扰时，能通过控制的涉入<sup>[21]</sup>，使其恢复原定的航行状态，使得地效飞行器具有良好的稳定性<sup>[22]</sup>，因此需要设计增稳来提高飞机的动稳定性。通常飞机的纵向增稳都是采用迎角和俯仰角反馈来增大系统阻尼，从而增强系统的动稳定性。该方法设计的增稳虽然简单直观，但是鲁棒性不强<sup>[23]</sup>。线性二次型技术由于具有良好的鲁棒性，在常规布局的固定翼飞机上已有广泛应用，但在地效飞行器上目前应用较少。这里采用常规 LQ 方法<sup>[24]</sup>设计巡航时典型状态下的地效飞行器增稳，来改善地效飞行器的静稳定性和动稳定性。

#### 3.1 纵向 LQR 增稳控制设计

如何设计控制律实现受控系统性能指标最小的最优控制问题即为 LQR 问题。LQR 方法是目前算法中最为成熟应用最为广泛的一种控制方法，设线性时变系统的状态方程和输出方程为：

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t) \\ y(t) = C(t)x(t) + D(t)u(t) \end{cases} \quad (25)$$

式中，状态变量  $x(t) \in R_{n \times 1}$ ，输出变量  $y(t) \in R_{l \times 1}$ ，控制变量  $u(t) \in R_{m \times 1}$ ，时变系统矩阵、增益矩阵和输出矩阵分别为  $A(t) \in R_{n \times n}$ 、 $B(t) \in R_{n \times m}$  和  $C(t) \in R_{l \times 1}$ 。令系统的输出期望向量为  $y_r(t) \in R_{l \times 1}$ 。并定义系统的输出误差向量为：

$$e(t) = y_r(t) - y(t) \quad (26)$$

设受控系统的性能指标函数为：

$$J(u) = J_{e1}(t_f) + J_{e2}(t) + J_u(t) = \frac{1}{2}e^T(t_f)F e(t_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} e^T(t)Q e(t) dt + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} u^T(t)R u(t) dt \quad (27)$$

式中， $F \in R_{l \times l}$  为半正定常数加权矩阵， $Q(t) \in R_{l \times l}$  为半正定时变加权矩阵， $R(t) \in R_{m \times m}$  为正定时变加权矩阵， $t_0$  和  $t_f$  分别为系统响应初始时刻和终止时刻。

对于地效飞行器，为了保证系统在受到外界干扰时，使其恢复干扰前的状态，必须进行增稳控制。那么通过适当的反馈保证地效飞行器具有良好的稳定性问题可以看作是状态调节器的设计问题。对于式 (2) 描述的地效飞行器的纵向线性定常系统，其中系统的状态方程和输出方程为：

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t), x(t_0) = x_0 \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) \end{cases} \quad (28)$$

式中， $A \in R_{n \times n}$  为系统矩阵， $B \in R_{n \times m}$  为控制矩阵， $C \in R_{l \times n}$  为输出矩阵， $D$  为对应的  $l \times m$  零阵。 $x(t)$  为系统的状态变量， $u(t)$  为系统的控制变量。

对地效飞行器设计增稳，选用式 (27) 中的  $t_f \rightarrow \infty$  的状态调节器模型，终端时刻  $t_f \rightarrow \infty$ ，是为了得到常值反馈增益矩阵，这时  $F = 0$ ，式 (27) 中第一项终端性能指标失去意

义，又因为系统是时不变的，性能指标的权矩阵  $Q(t)$  和  $R(t)$  就为常矩阵  $Q$  和  $R$ ，同时系统完全可控，那么选定二次型性能指标函数为：

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t)] dt \quad (29)$$

为了使地效飞行器的纵向系统满足性能指标  $J$  最小，首先构造 Hamilton 函数：

$$H = -\frac{1}{2}[x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t)] + \lambda[Ax + Bu] \quad (30)$$

其次通过求微分的方法求出最优控制信号  $u(t)$ ：

$$u(t) = -R^{-1}B^T P(t)x(t) \quad (31)$$

可组成对应矩阵 Riccati 微分方程：

$$-\dot{P}(t) = P(t)A + A^T P(t) + Q - P(t)BR^{-1}B^T P(t) \quad (32)$$

因为上述 Riccati 微分方程求解比较困难，这里假设  $P(t)$  是一个常数矩阵，所以  $P(t)$  的一阶微分趋于零，所以上式变成：

$$0 = PA + A^T P + Q - PBR^{-1}B^T P \quad (33)$$

那么，在已知  $A, B, Q, R$ ，就比较容易求解上式 Riccati 微分方程的对称正定解  $P$ 。再依据  $u(t) = -R^{-1}B^T P x(t) = Kx(t)$ ，求得  $u(t)$ 。其中， $K$  为最优常值的反馈增益阵。这里采用 Matlab 中 lqr 函数来求解 Riccati 微分方程。求解  $K$  的过程中， $Q$  的选取是根据对自然模态特性的分析，依据各状态变量在各模态中所起的重要程度的不同来进行加权， $R$  的选取是根据操纵面的限制条件来定。

针对式 (2) 所示的地效飞行器纵向线性系统，搭建如图 4 的模型，进行多状态反馈，采用最优二次型的设计方法来求取反馈矩阵  $K$ 。

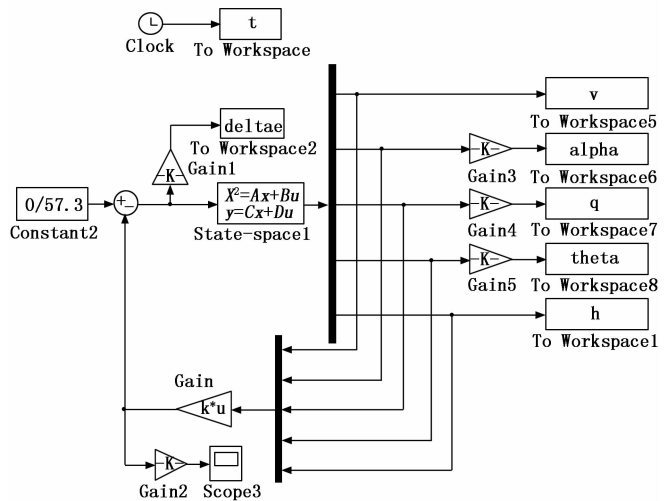


图 4 地效飞行器纵向线性模型

#### 3.2 纵向增稳控制仿真结果分析

为了验证 LQR 状态调节器的增稳效果，这里选取地效飞行器飞行高度为 3 m，飞行速度为 78 m/s 的巡航状态为例，采用了 LQR 状态调节器方法设计地效飞行器的纵向增

稳控制律。可以求得该状态下的线性方程系数矩阵为:

$$A = \begin{bmatrix} 0.0241 & 4.6644 & 0 & -9.8066 & 0 \\ -0.0032 & -1.4261 & -0.6902 & 0 & -0.0051 \\ 0 & -4.4622 & -2.3914 & 0 & -0.0455 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 78 & 0 & -78 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = [-0.7430 \quad -0.1402 \quad -5.2343 \quad 0 \quad 0]^T$$

易知, 该状态下是动不稳定的, 所以用状态调节器增稳。根据系统的速度和俯仰角速率在模态中起主要作用, 以及保证产生合适的舵偏角。这里分别选取加权阵  $Q$  和  $R$  为:  $Q = \text{diag}([20, 5, 50, 10, 0.5])$ ,  $R = 100$ 。

可求得反馈矩阵  $K$  为:  $K = [0.4124 \quad 2.7765 \quad -1.4301 \quad -4.7974 \quad 0.0458]$ 。增稳后闭环系统特征值分别为  $\lambda_1 = -5.3196, \lambda_2 = -0.1025, \lambda_{3,4} = -2.1954 \pm 2.4214i, \lambda_5 = -0.8185$ 。则闭环系统在受迎角为  $5^\circ$  的扰动时, 纵向各个状态的响应曲线如图 5 所示。

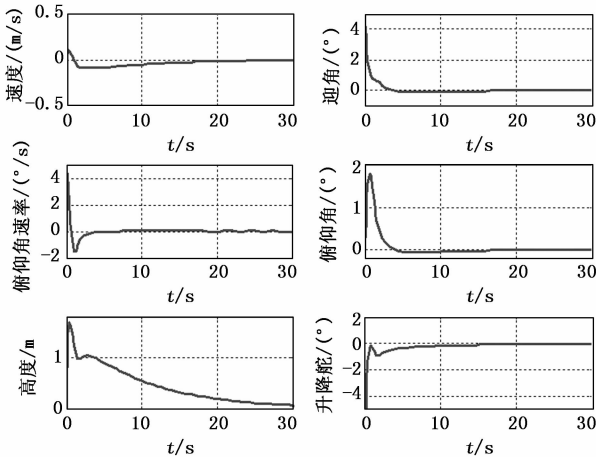


图 5 反馈后受迎角扰动纵向各参数的响应曲线

从图 5 和闭环系统的特征根可以看出, 采用 LQR 增稳后, 地效飞行器的纵向稳定性增强, 对于外界干扰能够很快恢复, 控制舵偏角也符合实际要求, 不超过  $\pm 25^\circ$ , 增稳后的地效飞行器纵向静、动稳定性得到了明显的改善。经过调参, 可以得到在不同高度下的最优反馈阵  $K$  如表 2 示。

表 2 不同高度下的最优反馈阵

K						
$h_1 = 3 \text{ m}$	K1	0.412 4	2.776 5	-1.430 1	-4.797 4	0.045 8
$h_2 = 5 \text{ m}$	K2	0.400 3	2.559 9	-1.410 6	-4.793 7	0.044 7
$h_3 = 7 \text{ m}$	K3	0.402 0	2.844 4	-1.425 1	-4.650 1	0.046 1
$h_4 = 8 \text{ m}$	K4	0.410 4	1.531 0	-1.161 5	-3.427 5	0.003 2
$h_5 = 10 \text{ m}$	K5	0.410 4	1.531 1	-1.161 6	-3.427 8	0.003 2
$h_6 = 30 \text{ m}$	K6	0.410 3	1.531 9	-1.162 4	-3.430 4	0.003 2

可以看到, 尽管高度从  $h_1$  到  $h_6$  不断增加, 地效飞行器飞行在  $h_1$  到  $h_3$  之间时, 处于地效区, 最优反馈阵可选定为

一个值;  $h_4$  及其以上高度属于非地效区, 最优反馈阵  $K$  可选定为另外一个值, 因此可以考虑在地效区和非地效区分别选定一个最优反馈阵  $K$ , 来满足不需要在不同高度下不停地切换最优反馈控制律。在飞行高度为 3 m, 飞行速度 78 m/s 所设计 LQR 增稳的  $Q, R$  阵用于高度为 5 m, 7 m, 速度均为 78 m/s 的状态下施加迎角为 5 度的扰动时, 地效飞行器纵向闭环系统各状态的响应曲线如图 6 所示。

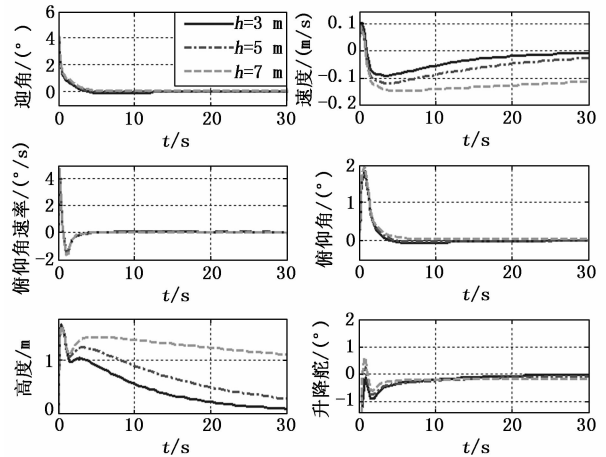


图 6 反馈后迎角扰动下纵向参数的响应曲线

仿真结果表明: 飞行高度为 3 m, 速度为 78 m/s 处所设计 LQR 增稳控制具有较强的鲁棒性, 对于高度为 7 m 时的控制性能稍弱, 是因为该状态点位于临界地效区。同理, 可以对高度为 30 m, 速度为 78 m/s 时所设计的  $Q, R$  阵进行鲁棒性验证。

#### 4 高度控制设计及仿真分析

对地效飞行器的高度控制是在俯仰角稳定回路的基础上加上外回路实现的。这里外回路采用一阶自抗扰控制 (ADRC)<sup>[25]</sup>, 将实际高度信息与指令高度信号作差, 将高度差通过高度控制输入到俯仰角控制系统, 改变航迹倾斜角  $u$  来控制地效飞行器的飞行高度, 直至稳定到指令高度, 实现高度的稳定与控制。

##### 4.1 高度控制设计

地效飞行器的纵向外环高度运动可以用以高度  $\Delta h$  为输出, 俯仰角  $\Delta \theta$  为输入的一阶微分方程来描述, 将迎角  $\alpha$  看做扰动控制量, 引入一阶自抗扰控制器<sup>[26]</sup>, 实现高度控制。由于:

$$\Delta H = -\Delta V \Delta \alpha + \Delta V \Delta \theta \quad (34)$$

对此一阶系统引入二阶线性扩张状态观测器观测纵向外环可能存在的扰动总和, 引入线的一阶 ADRC 由 3 个部分构成<sup>[27]</sup>。

其中: 扩张状态观测器:

$$\begin{cases} e(k) = z_{1h}(k) - h_c(k) \\ z_{1h}(k+1) = z_{1h}(k) + T[z_{2h}(k) - \beta_{01h}e(k) + b_{0h}u(k)] \\ z_{2h}(k+1) = z_{2h}(k) - T\beta_{02h}e(k) \end{cases} \quad (35)$$

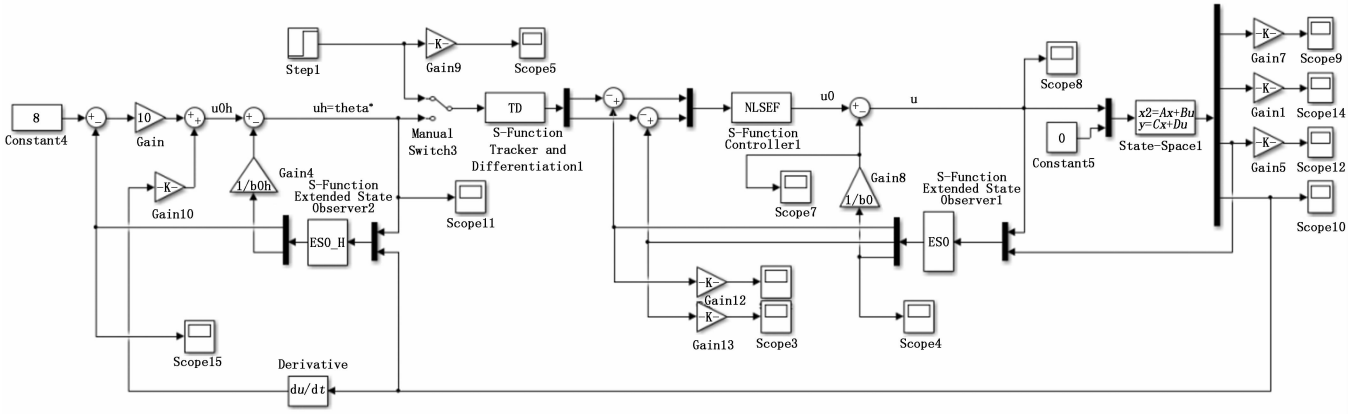


图 7 地效飞行器高度通道自抗扰控制仿真模型

线性误差反馈控制律：

$$u_{oh} = K_{hP}(h_c - z_{1h}) + K_{hD}\dot{h} \quad (36)$$

控制量：

$$u_h(k) = u_{oh}(k) - \frac{z_{2h}(k)}{b_{0h}} \quad (37)$$

式中， $e_h$  为高度跟踪误差； $u_{oh}$  为高度通道起始控制量； $z_{1h}$  为观测得到的高度； $z_{2h}$  为观测的高度通道的总扰动； $u_h$  为高度环的实际控制量即实际俯仰角给定值； $\beta_{1h}, \beta_{2h}$  为高度通道的扩张状态观测器的参数，取决于整定观测器参数  $\omega_h, \beta_{01h} = 2\omega_h, \beta_{02h} = \omega_h^2; b_h$  为地效飞行器当前飞行空速。

### 4.2 高度控制仿真结果分析

在内环俯仰姿态控制的基础上，采用 S-Function 函数建立高度环一阶扩张状态观测器，则纵向高度控制仿真模型如图 7 所示。

这里选定飞行速度为 78 m/s，飞行高度为 3 m 的状态进行配平得到该状态点下系统的线性模型，给定指令爬升高度 5 m，分别采用 PID 和自抗扰控制进行高度控制。采用 PID 控制时，由于高度通道是在俯仰通道的基础上进行设计的，所以必须把高度输入值转化成相应的俯仰角度。当得到俯仰角需要改变的角度后，进行俯仰通道控制，则飞行高度也会随之而发生改变。地效飞行器爬升下滑阶段的被控制量为爬升高度  $\Delta h$ ，则控制量  $\Delta \theta$  则为 PID 控制的控制量可示为：

$$\Delta \theta = k_p(\Delta h - \Delta h_c) + k_i \frac{(\Delta h - \Delta h_c)}{s} \quad (38)$$

其中： $\Delta h_c$  为俯仰角的指令信号， $k_p$  为比例系数， $k_i$  为积分系数。

采用自抗扰对高度进行控制是在俯仰通道的基础上对高度进行一节 ADRC 控制，对高度环的一阶 ADRC 的三个模块进行调参，进行控制器效果仿真验证。其中设置一阶高度环 ADRC 参数： $h = 0.002, b_{0h} = 65, \beta_{01h} = 9000, K_{hP} = 10.5, K_{hD} = 1.73$ 。综合 PID 和自抗扰仿真，可得高度的阶跃响应如图 8 所示。

对比图 8 两条响应曲线，可以发现，相比于 PID 控制，

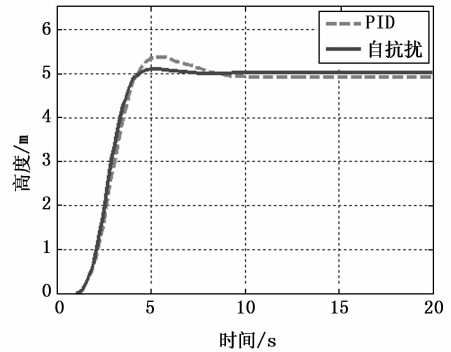


图 8 PID 控制和自抗扰控制的爬升高度响应

自抗扰控制下的高度响应迅速准确，且超调较小，在 15 s 以内能很快地进入稳态。且于阶跃响应，具有良好的控制效果。

### 5 结束语

本文针对地效飞行器纵向系统不稳定的问题，分析了地效飞行器纵向的静稳定性和动稳定性判定条件，并在典型状态下状态点进行了动稳定性的分析。依据 LQR 控制进行了 LQR 纵向增稳系统的设计，针对选取的状态点纵向运动的动不稳定，设计了 LQR 增稳控制，并在飞行包线内选取了其他的状态点进行仿真验证。针对纵向高度稳定控制的问题，采用自抗扰进行了高度控制律设计并进行仿真验证。仿真结果表明，所设计的 LQR 增稳和自抗扰高度控制具有良好的鲁棒性、准确性和快速性。

### 参考文献：

[1] 邓新禹. 小型无人地效飞行器气动仿真与飞控系统研究 [D]. 南昌：南昌航空大学，2014.  
 [2] 匡群. 无人地效飞行器建模与控制技术研究 [D]. 南京：南京航空航天大学，2009.  
 [3] 李官茂. 地效翼船的组合导航及控制系统设计 [D]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学，2012.  
 [4] 周常尧, 高东华, 华 阳, 等. 地效飞行器的发展现状及军事

- 应用前景 [J]. 飞航导弹, 2006 (4): 19-22.
- [5] 顾璇. 近地/海运动过程中的空气动力学分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2009.
- [6] 王立军. 中国海区域的海洋数值模式与海—气耦合试验研究 [D]. 武汉: 武汉理工大学, 2005.
- [7] 韩龙. 地效飞行器高海况巡航气动特性分析 [D]. 上海: 上海交通大学, 2014.
- [8] 王航. 地效飞行器总体设计中若干问题研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [9] 彭云龙. 无人地效翼梢气动仿真与飞控系统研究 [D]. 南昌: 南昌航空大学, 2015.
- [10] STAUFENBIEL R. Some nonlinear effects in stability and control of wing-in-ground effect vehicles [J]. Journal of Aircraft, 1978, 15 (8): 541-544.
- [11] 高法贤, 钟恢扬. X-114 型地效飞机的纵向稳定性布局研究 [J]. 沈阳航空工业学院学报, 2000 (3): 47-48.
- [12] 吕维梁. 地效飞机在海浪环境下纵向稳定性研究 [C] //中国航空学会. 第二届中国航空学会青年科技论坛文集, 中国航空学会, 2006: 5.
- [13] KUMAR P E. Some stability problems of ground effect wing vehicles in forward motion [J]. Aeronautical Quarterly, 1972, 23: 41-52.
- [14] SUH Y B, OSTOWARI C. Drag reduction factor due to ground effect [J]. Journal of Aircraft, 1988, 25 (11): 1071-1072.
- [15] 梁冰冰, 江驹, 吴雨珊, 等. 放宽静稳定性高超声速飞行器的增稳控制方法 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2015, 36 (10): 1365-1369.
- [16] 王辉, 徐锦法. 小型无人直升机飞行动力学建模及增稳设计 [J]. 南京航空航天大学学报, 2003 (3): 277-282.
- [17] 蔡晟. 飞翼无人机的操纵性和稳定性分析及自动着陆控制律设计 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [18] WEI J L, et al. Research on robust control of hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29 (5): 1526-1530.
- [19] IOANNOU P A, KOKOTOVIC P V. Paper: Instability analysis and improvement of robustness of adaptive control [J]. Automatica, 1984, 20 (5): 583-594.
- [20] NARENDRA K S, ANNASWAMY A M. A new adaptive law for robust adaptation without persistent excitation [C] //American Control Conference, IEEE, 1986: 1067-1072.
- [21] CHEN F C, KHALIL H K. Adaptive control of a class of nonlinear discrete-time systems using neural networks [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1995, 3 (5): 791-801.
- [22] 谢檬, 南洋. 基于 LabVIEW 的四旋翼飞行器姿态监测系统 [J]. 计算机测量与控制, 2022, 30 (1): 7-14.
- [23] 李忠林. 基于终端滑模的四旋翼飞行器非线性轨迹跟踪控制 [J]. 计算机测量与控制, 2021, 29 (3): 151-156.
- [24] 高少婷, 黄静雯, 陈兵彬, 等. 微型飞行器的自抗扰控制器设计 [J]. 计算机测量与控制, 2017, 25 (7): 136-139.
- [25] 施建. 基于自抗扰解耦模型的四旋翼姿态控制器设计 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 28 (12): 90-94.
- [26] 闫斌斌, 闫杰. 高超声速飞行器的自抗扰控制器设计 [J]. 计算机测量与控制, 2012, 20 (5): 1307-1309, 1314.
- [27] 栗金平, 杨军. 基于自抗扰技术的高超声速飞行器控制系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2011, 19 (5): 1055-1057, 1064.
- 测控性能仿真 [J]. 计算机工程, 2016, 42 (1): 287-291.
- [13] 李红艳, 沐俊山. 运载火箭海上测控任务中的天线方向图分析 [J]. 导弹与航天运载技术, 2017 (6): 112-116.
- [14] 张强, 裴胤, 王小辉, 等. 基于中继卫星的运载火箭地基测控系统研究 [J]. 遥测遥控, 2014, 35 (1): 18-22.
- [15] 高丽娟, 陈龙, 何宇. 地月通信中路径损失的仿真与解决方法研究 [J]. 无线电工程, 2020, 50 (11): 980-984.
- [16] 黄维, 祝江汉, 冉承新. 卫星地面站的星地链路研究 [J]. 计算机仿真, 2007, 24 (11): 17-20.
- [17] 翟文丽, 许国庆, 邢宏伟, 等. 在轨测试系统射频链路建模与组件实现 [J]. 飞行器测控学报, 2013, 32 (2): 147-151.
- [18] 张金贵. 信道特性对卫星通信系统性能影响仿真 [J]. 无线电工程, 2015, 45 (4): 9-11.
- [19] 朱智宇, 孙林歌, 沐筱阳, 等. 星地测控链路中的功率控制策略研究 [J]. 计算机测量与控制, 2021, 29 (1): 106-110.
- [20] 周成刚, 刘军, 孙国亮, 等. 最小二乘法在探月工程星地测控链路分析中应用 [J]. 科学技术与工程, 2011, 11 (33): 8262-8265.

(上接第44页)

- [3] 李志强, 吴曦, 荣明, 等. 基于信息系统体系对抗 STK 基础仿真应用 [M]. 北京: 军事科学出版社, 2014.
- [4] 杨颖, 王琦. STK 在计算机仿真中的应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [5] 丁溯全, 张波, 刘世勇, 等. STK 使用技巧及载人航天工程应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.
- [6] 闵艳玲, 熊智, 邢丽, 等. 基于 STK 的空天飞行器全程航迹模拟仿真研究 [J]. 航空计算技术, 2016, 46 (2): 63-67.
- [7] 涂小波. 基于 STK 的通信卫星动态链路分析及仿真 [J]. 科技传播, 2014, 2: 207-208.
- [8] 李博, 叶晖, 张宏伟, 等. 基于 STK/Matlab 接口的卫星通信链路研究 [J]. 无线电通信技术, 2016, 42 (6): 37-40.
- [9] 倪育德, 陈君, 薇保国, 等. 基于 STK 的 BDS 星座仿真和性能分析 [J]. 计算机测量与控制, 2021, 29 (1): 106-110.
- [10] 丁溯全, 张波, 刘世勇. STK 在航天任务仿真分析中的应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.
- [11] 刁华飞, 张雅声, 程文华, 等. 掌握与精通 STK [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2021.
- [12] 李亚臣, 李君臻, 王志淋, 等. 基于卫星工具包的运载火箭