

第 6 章 舰载机着舰控制

与一般飞机相比，舰载机一般工作在低动压状态，具有静不稳定的反区特性，因此除了基本的纵侧向增稳控制外，还需增加动力补偿系统以改善其飞行品质。同时，由于允许的触舰区域有限，因此对下滑和对中进度要求高，因此必须通过特定的综合飞行控制策略增加控制精度、提高抗干扰能力，甲板运动动态跟踪特性。由此可见，舰载机着舰控制代表了飞行控制领域研究的前沿方向。

6.1 舰载机着舰增稳控制

舰载机着舰增稳控制包括纵、侧向增稳控制和动力补偿控制，共同构成舰载机电传飞行控制架构，是进行手动着舰和自动着舰的核心。

6.1.1 舰载机着舰纵向增稳控制

图 6.1 为纵向增稳控制系统结构配置，包括俯仰角速率反馈回路，迎角反馈回路和过载反馈回路。

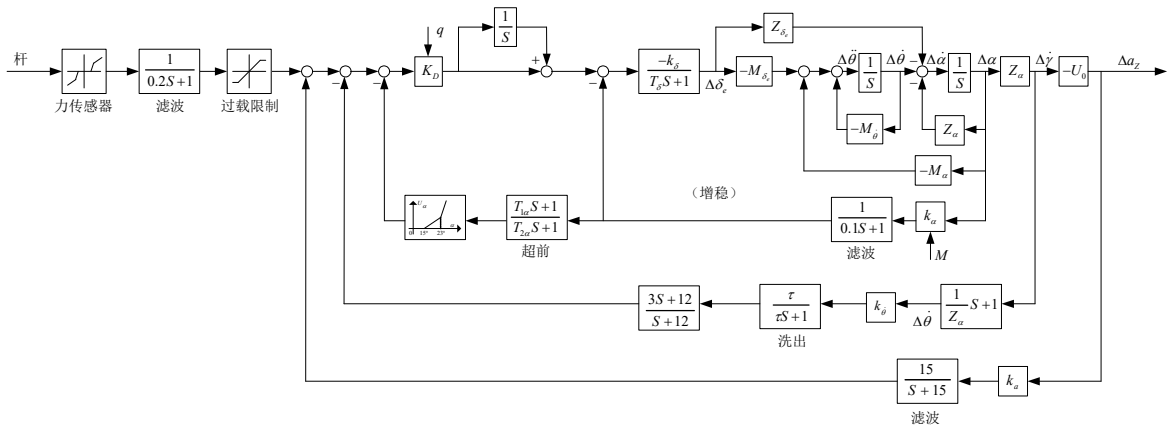


图 6.1 纵向增稳控制系统结构配置

自然飞机的迎角在亚音速时构成正反馈，超音速时构成负反馈。由迎角传感器构成迎角反馈增稳回路。并根据不同 M 数，按预定的程序改变反馈信息的大小与极性。使飞机在亚音速与超音速进均具有适中的稳定裕度。

速度矢量轴进行滚转的控制要求。侧向基本模态的结构配置如图 6.2 所示。

6.1.3 舰载机着舰动力补偿控制

下面将分析自然飞机飞行轨迹角对姿态角的响应特性,所谓自然飞机是指舵锁住且不行推力控制的飞机 (即 $\Delta\delta_e=0, \Delta T=0$), 此时具有如下方程

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{u} \\ \Delta\dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -X_w U_0 \\ -\frac{Z_u}{U_0} & Z_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta\gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_w U_0 - g \\ -Z_w \end{bmatrix} \Delta\theta \quad (6.1)$$

图 6.3 为据状态方程得到的自然飞机飞行轨迹角对姿态角的响应的结构图。图 6.4 曲线 1 为自然飞机 $\Delta\gamma$ 对 $\Delta\theta$ 的阶跃响应。由此可知, 自然飞机在无动力补偿情况下, $\Delta\gamma$ 不能跟踪 $\Delta\theta$, 这是因为, 系统无信息反馈到油门 (即 $\Delta T=0$) 时, 在重力 $-g$ 的作用下, 飞机必须加大迎角 $\Delta\alpha$ (或 w), 以产生足够的法向力去平衡由于重力而导致的法向力减小。

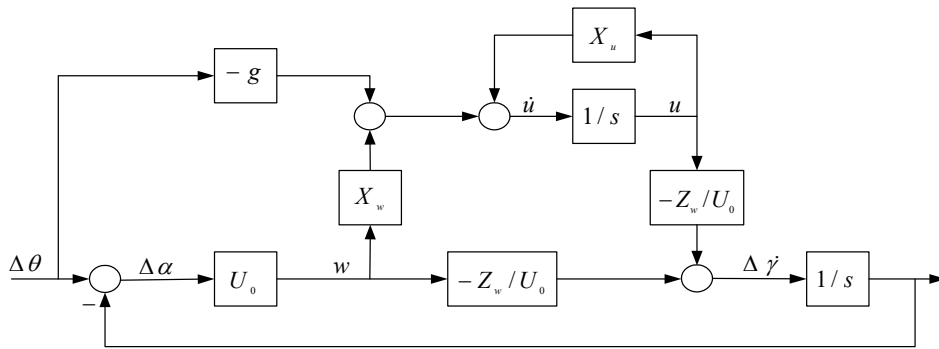


图 6.3 自然飞机 $\Delta\gamma$ 对 $\Delta\theta$ 的响应结构图

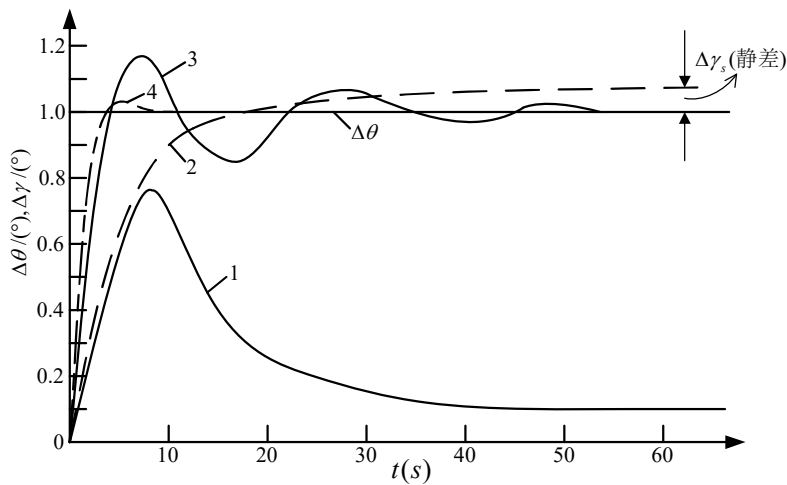


图 6.4 不同的 APCS $W_{\theta}^{\gamma}(s)$ 动特性

通过自然特性分析, 本节给出了两种着舰动力补偿的方案, 工作机理及物理特性。一种

方案是保持速度恒定的动力补偿系统，称 $APCS|_{u=0}$ ，另一种是保持迎角恒定的动力补偿系统，称作 $APCS|_{\Delta\alpha=0}$ 。

1. 保持速度恒定的动力补偿系统 $APCS|_{u=0}$

速度恒定的 APCS，其控制律为

$$APCS|_{u=0} = W_u^T(s) = \underbrace{\frac{k_E}{T_E s + 1}}_{\text{发动机}} \underbrace{\frac{1}{T_\delta s + 1}}_{\text{油门伺服器}} \cdot \underbrace{\left[-K_T \frac{s + k_x}{s} \right]}_{\text{比例+积分控制律}} \quad (6.2)$$

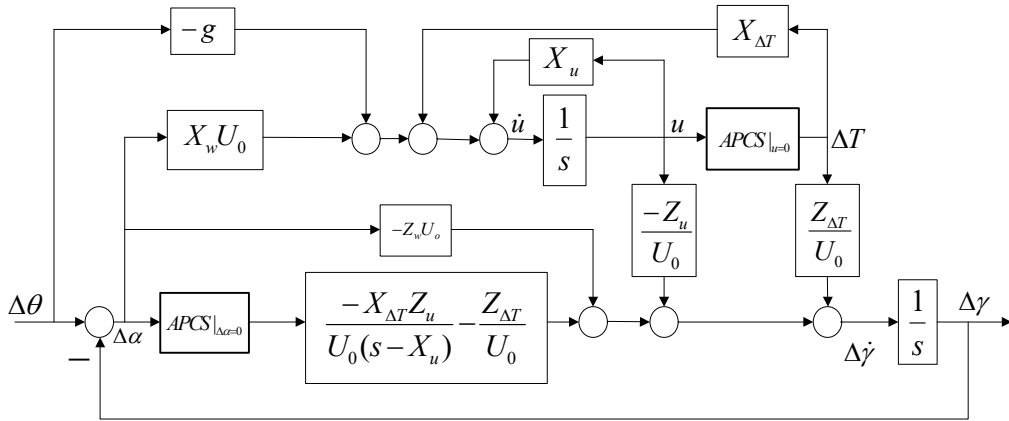


图 6.5 有 APC 时，飞机 $\Delta\gamma$ 对 $\Delta\theta$ 的响应结构 $W_\theta^\gamma(s)$

由图 6.5 表明，速度恒定的 $APCS|_{u=0}$ 相当于增加飞机速度稳定导数 X_u （因为 $W_u^T(s)$ 与 X_u 并联反馈），从而有效地抑制了由姿态变化 $\Delta\theta$ 而引起的速度变化，改善了长周期运动阻尼，但存在由于 $Z_{\Delta T}$ 而引起的跟踪静差

$$\Delta\gamma_s = \left[Z_{\Delta T} \left(\frac{g}{U_0} - X_w \right) / Z_w X_{\Delta T} \right] \cdot \Delta\theta \quad (6.3)$$

且 $W_\theta^\gamma(s)$ 响应时间较长（约 20 秒），如图 6.4 曲线 2 所示。

2. 保持迎角恒定的动力补偿系统 $APCS|_{\Delta\alpha=0}$

迎角恒定的 $APCS|_{\Delta\alpha=0}$ 的设计思想是：由迎角的变化量 $\Delta\alpha$ 调节发动机推力（ ΔT ），使飞机在着舰控制时，始终保持设计的基准迎角 α_0 （ $\Delta\alpha = 0$ ），其控制律具有如下形式

$$APCS|_{\Delta\alpha=0} = W_\alpha^T(s) = \underbrace{\frac{k_E}{T_E s + 1}}_{\text{发动机}} \underbrace{\frac{1}{T_\delta s + 1}}_{\text{油门伺服器}} \cdot \underbrace{\left[\frac{k_\alpha}{T_\alpha s + 1} + \frac{k_{al}}{s} \right]}_{\text{比例+积分控制律}} \quad (6.4)$$

由图 6.5 可知, $W_\alpha^T(s)$ 与 Z_w 并联, 相当于增加飞机气动导数 Z_w , 从而加速了 $\Delta\gamma$ 对 $\Delta\theta$ 的响应过程。故这种动力补偿系统实际功能相当于轨迹响应增强器。此时 $W_\theta^\gamma(s)$ 具有如下形式

$$W_\theta^\gamma(s) = A_{\theta\gamma} \{ (T_{\theta 1} s + 1) / (T_{\theta\gamma}^2 s^2 + 2\xi_{\theta\gamma} s + 1) \} \quad (6.5)$$

式中

$$A_{\theta\gamma} = 1 + \frac{gZ_u}{U_0} \{ 1 / [(X_u Z_w - X_w Z_u) + W_\alpha^T(s)(X_u Z_{\Delta T} - X_{\Delta T} Z_u)] \} \quad (6.6)$$

$$\xi_{\theta\gamma}(s) = \frac{-[X_u + Z_w + W_\alpha^T(s)Z_{\Delta T}]}{2\sqrt{X_u Z_w - X_w Z_u + W_\alpha^T(s)(X_u Z_{\Delta T} - X_{\Delta T} Z_u)}} \quad (6.7)$$

由式 (6.6) 及式 (6.7) 表明: 此时的动力补偿 $W_\alpha^T(s)$, 使 $W_\theta^\gamma(s)$ 出现响应加快但阻尼不足的动态过程, 如图 6.4 的曲线 3 所示。

(1) 动力补偿中加入法向加速度信息

为进一步改善 $W_\theta^\gamma(s)$ 的动态响应品质, 增加响应阻尼, 需在迎角恒定的动力补偿

($APCS|_{\Delta\alpha=0}$) 中引入法向加速度信息 Δa_z , 使油门具有如下控制律

$$\Delta\delta_r(s) = \frac{1}{T_{\delta r} s + 1} \left[\left(\frac{k_\alpha}{T_\alpha s + 1} + \frac{k_{al}}{s} \right) \Delta\alpha + \frac{k_{a_z}}{T_{a_z} s + 1} \Delta a_z \right] \quad (6.8)$$

为证明 Δa_z 信息阻尼长周期运动效果, 作出如图 6.6 所示的结构图 (作等迎角假设)。

长周期运动近似模态为

$$s^2 - X_u s - \frac{g}{U_0} Z_u = 0 \quad (6.9)$$

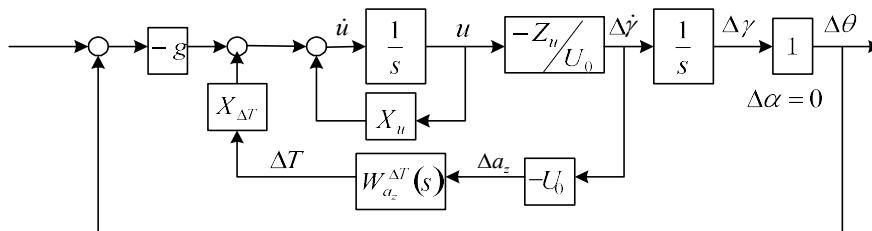


图 6.6 Δa_z 对阻尼长周期运动的原理

由图 6.6 可知, Δa_z 引入油门所构成的 $W_{a_z}^T(s)$ 反馈相当于增加气动导数 X_u , 从而使飞机具有阻尼良好的长周期模态

$$s^2 - [X_u + X_{\Delta T} W_{a_z}^T(s) Z_u] s - \frac{g}{U_0} Z_u = 0 \quad (6.10)$$

此时, $W_{\theta}^y(s)$ 将具有如图 6.4 曲线 4 所示的动态过程。

(2) 舵的偏转信息引入油门

在轨迹机动时, 舵的偏转使姿态发生变化, 但舵的作用也导致速度与迎角的偏离, 体现为传递函数 $G_{\delta_e}^u(s)$ 与 $G_{\delta_e}^\alpha(s)$ 。为适当抑制舵对飞行速度与迎角的影响, 其有效途径是将舵信息 δ_e 也引入油门, 故最终的油门控制律为

$$\Delta \delta_T(s) = \frac{1}{T_\delta s + 1} \left[\left(\frac{k_\alpha}{T_\alpha s + 1} + \frac{k_{\alpha l}}{s} \right) \Delta \alpha + \frac{k_{a_z}}{T_{a_z} s + 1} \Delta a_z - k_{\delta_e} \Delta \delta_e \right] \quad (6.11)$$

3. $APCS|_{\Delta \alpha = 0}$ 与 $APCS|_{u = 0}$ 特性的关联

上节分析了速度恒定的动力补偿及迎角恒定的动力补偿控制律的构成, 可以证明保持迎角恒定的 $APCS|_{\Delta \alpha = 0}$, 也兼有保持速度恒定 ($u = 0$) 的性能。

在 $APCS$ 中引入 $\Delta \alpha$ 信息后的 $W_{\theta}^y(s)$ 特性描述如下

$$\dot{u} = X_u u + X_w w - g \Delta \theta + X_{\Delta T} \Delta T \quad (6.12)$$

$$\Delta \dot{\gamma} = -\frac{Z_u}{U_0} u - \frac{Z_w}{U_0} w \quad (6.13)$$

$$w = U_0 (\Delta \theta - \Delta \gamma) \quad (6.14)$$

$$\Delta T = G_w w \quad (6.15)$$

$$G_w = G_p \left(\frac{k_{\alpha l}}{s} + \frac{k_\alpha}{T_\alpha s + 1} \right) \quad (6.16)$$

式中 G_p 为发动机响应。

由式 (6.13), 可得

$$\Delta \gamma = -\frac{Z_u}{U_0 s} u - \frac{Z_w}{U_0 s} w \quad (6.17)$$

将它代入式 (6.14), 最终可得

$$w = \frac{U_0 \Delta \theta_s + Z_u u}{s - Z_w} \quad (6.18)$$

由式 (6.12) 可得

$$(s - X_u)u = (X_w + X_{\Delta T}G_w)w - g\Delta\theta \quad (6.19)$$

将式 (6.18) 代入式 (6.19) 可得

$$(s - X_u)u = (X_w + X_{\Delta T}G_w) \frac{U_0\Delta\theta s + Z_u u}{s - Z_w} - g\Delta\theta \quad (6.20)$$

由上式可得以下传递函数

$$\frac{u(s)}{\Delta\theta(s)} = \frac{(X_w + X_{\Delta T}G_w)U_0s - g(s - Z_w)}{(s - X_u)(s - Z_w) - (X_w + X_{\Delta T}G_w)Z_u} \quad (6.21)$$

将 G_w 表达式代入上式, 最终可得

$$\frac{u(s)}{\Delta\theta(s)} = \frac{[X_w s(T_\alpha s + 1) + X_{\Delta T}G_p(K_\alpha T_\alpha s + K_\alpha + K_{al}s)]U_0s - g(s - Z_w)s(T_\alpha s + 1)}{s(T_\alpha s + 1)(s - X_u)(s - Z_w) - [X_w s(T_\alpha s + 1) + X_{\Delta T}G_p(K_\alpha T_\alpha s + K_\alpha + K_{al}s)]Z_u} \quad (6.22)$$

由此可知, u 对 $\Delta\theta(s)$ 的稳态响应:

$$\lim_{s \rightarrow 0} \frac{u(s)}{\Delta\theta(s)} = 0 \quad (6.23)$$

由于在 $APCS|_{\Delta\alpha=0}$ 中引入了 $\Delta\alpha$ 的积分信息, $\Delta\gamma$ 可精确地跟踪 $\Delta\theta$, 使 $\Delta\alpha = 0$, 在此过程中, 可保持 $u = 0$ 。

6.2 舰载机光学助降控制

研究舰载机光学助降系统有其重要意义, 因为它仍是当前着舰导引最终阶段的最基本手段, 是当前全天候自动着舰导引系统(AWCLS)的重要组成部分。光学助降控制系统实际上是由执行不同任务的几组灯阵组成。一组灯阵是由所谓“菲涅尔透镜”形成的下滑航路引导灯阵。飞行员利用该灯阵可保证飞机以一定的下滑角和高度沿着正确航路下滑。另一组灯阵是由频闪灯、边线灯和悬吊灯组成的甲板中线对准灯阵。飞行员借助这个灯阵保证飞机沿甲板跑道中线降落。飞行员通过上述灯阵, 并注意观察甲板上有关降落的其它提示, 便可安全地降落到甲板上。

6.2.1 基于菲涅尔透镜的舰载机下滑控制

图 6.7 为基于菲涅尔透镜的舰载机下滑引导与控制系统结构配置。其工作机理如下:

在海浪与海涌作用下，舰作沉浮甲板运动 $h_s(t)$ ，纵摇运动 $\theta_s(t)$ ，横摇运动 $\phi_s(t)$ ，在甲板运动作用下，光基准波束会随之产生波动，从而使飞机的纵向操纵产生困难。因此必须以某种形式来稳定光基准波束，以尽可能消除甲板运动影响。

本节称光基准波束上某一点 R 处的垂直方向的运动为波束运动，以 h_B 表示。由下节可知 h_B 与甲板运动，航母几何以及 FLOLS 灯箱的纵轴运动 θ_L 及横轴运动 ϕ_L 有关。因此可以对 θ_L 及 ϕ_L 设置不同形式的控制律，来稳定由甲板运动而引起的波束运动。

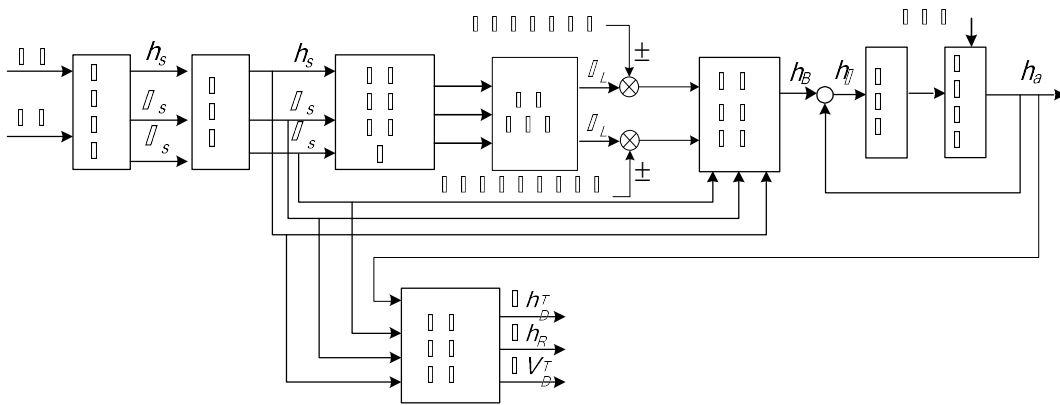


图 6.7 FLOLS 光波束着舰引导系统构成

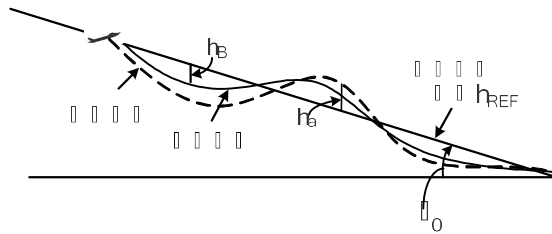


图 6.8 飞行器对波束运动 h_B 的跟踪 h_a

由图 6.8 可知，飞机应跟踪光的波束运动 h_B ，相当于飞机对下滑基准 h_{REF} 的调整 h_a ，以跟踪 h_B 。并使跟踪误差 h_e 不断减小。而跟踪误差 h_e 的大小可直接由飞行员从肉球与中间基准灯的偏移反映出来。

通过如图 6.7 可计算出在海浪及海涌作用下，以及舰尾流等扰动因素作用下的飞机终端着舰偏差，从而可估算与着舰精度相对应的着舰成功率。而终端着舰误差通常由着舰点的高度误差 Δh_{TD} ，飞机在舰尾处高度误差 Δh_R 以及着舰点处的撞击速度 ΔV_{TD} 来表示。本节也

将给出它们计算的表达式。

1. 着舰终端误差方程

提高人工着舰精度的关键在于减小终端误差,因此通常用终端误差的大小评估着舰导引系统的性能。由于在海浪作用下的航母运动是一个随机过程,因此,必须求出着舰终端误差的统计特性(本文取均方值)。由于典型海浪运动可以看作是一个平稳随机过程,它具有各态历经性,因此对平稳随机过程的一个样本函数取时间均值,从概率意义上趋近于该过程的集合均值。

(1) 飞机在着舰点处的高度误差 Δh_{TD}

着舰点处高度误差定义为

$$\Delta h_{TD} = h_{aTD} - h_{TD} \quad (6.24)$$

式中, h_{aTD} 为飞机在理想着舰点处的实际高度。

$$h_{TD} = h_s - L_{TD} \cdot \theta_s + Y_{TD} \cdot \phi_s \quad (6.25)$$

式中 L_{TD} 为舰体俯仰中心离着舰点的水平距离, Y_{TD} 为着舰点离舰体滚转轴的距离。

由式 (6.25) 及式 (6.24) 可得

$$\Delta h_{TD} = h_{aTD} - (h_s - L_{TD} \cdot \theta_s + Y_{TD} \cdot \phi_s) \quad (6.26)$$

(2) 飞机在舰尾处的高度误差 Δh_R

飞机飞过舰尾处的高度误差 Δh_R 也视为着舰导引终端误差的重要指标,其定义和公式推导过程与 Δh_{TD} 类似,只是误差计算位置由着舰点移至舰尾处。

飞机在舰尾处的高度误差可表示为

$$\Delta h_R = h_{aR} - (h_s - L_R \cdot \theta_s + Y_R \cdot \phi_s) \quad (6.27)$$

式中, L_R 为舰体俯仰中心离舰尾的水平距离, Y_R 为舰尾离舰体滚转轴的距离, h_{aR} 为飞机尾钩至舰尾的实际距离。

(3) 飞机在着舰点处的撞击速度误差 ΔV_{TD}

设飞机着舰时的绝对垂直撞击速度为 V_{TD} , 则

$$V_{TD} = V_1 - \dot{h}_a + u_R \theta_s - u_R \cdot \phi_s \cdot \sin \psi_d \quad (6.28)$$

其中 V_1 为理想着舰下降速度，即飞机沿惯性轨迹着舰时的下降速度。

$-\dot{h}_a$ 为飞机相对惯性轨迹下降时的速度变化。

U_R 为飞机相对于舰的相对速度。

$U_R \cdot \theta_s$ 项为航母俯仰运动而引起的附加撞击速度。

$U_R \cdot \phi_s \cdot \sin \psi_d$ 项为航母滚转运动而引起的附加撞击速度。

则由速度公式 V （绝对）= V （相对）+ V （牵连）可得飞机在理想着舰点处相对航母的垂直速度为

$$\begin{aligned} V \text{（相对）} &= V \text{（绝对）} - V \text{（牵连）} = V_{TD} - (-\dot{h}_{TD}) = V_{TD} + \dot{h}_{TD} \\ &= \dot{h}_s - L_{TD} \dot{\theta}_s + V_1 - \dot{h}_a + U_R \theta_s - U_R \phi_s \sin \psi_d \end{aligned} \quad (6.29)$$

于是可得飞机在理想着舰点处的撞击速度误差 ΔV_{TD} 为

$$\Delta V_{TD} = V \text{（相对）} - V_1 = \dot{h}_s - L_{TD} \dot{\theta}_s + U_R \theta_s - U_R \phi_s \sin \psi_d - \dot{h}_a \quad (6.30)$$

应注意的是飞机的撞击速度和附加撞击速度都取向下为正，而高度取向上为正。

综上所述，终端误差方程表达式可归纳如下

$$\begin{cases} \Delta h_{TD} = h_{aTD} - (h_s - L_{TD} \theta_s + Y_{TD} \phi_s) \\ \Delta h_R = h_{aR} - (h_s - L_R \theta_s + Y_R \phi_s) \\ \Delta V_{TD} = \dot{h}_s - L_{TD} \dot{\theta}_s + u_R \theta_s - U_R \sin \psi_d \cdot \phi_s - \dot{h}_a \end{cases} \quad (6.31)$$

由上式可知，由飞机高度 h_a ，航空母舰运动 h_s ， θ_s ， ϕ_s ，航空母舰几何即可求出着舰

导引终端误差的三个性能指标。

(4) 计算着舰终端误差

图 6.9 是计算着舰终端误差的几何图。

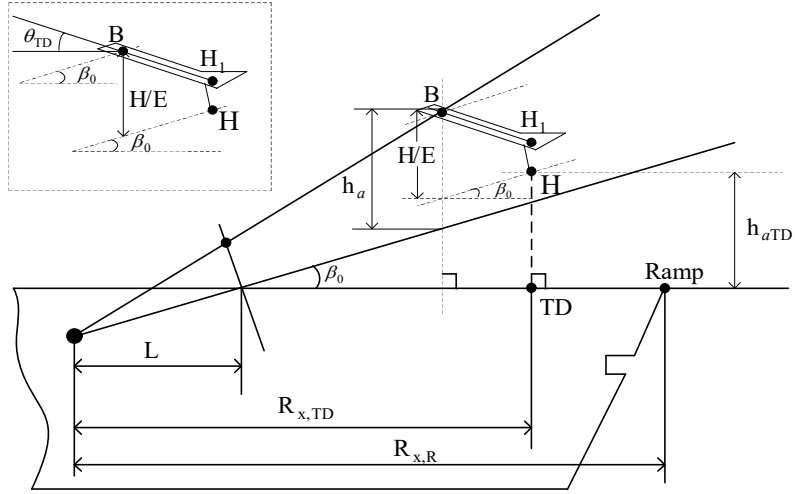


图 6.9 计算着舰终端误差的几何图

设 H 点为飞机尾钩位置，B 点为飞行员眼睛位置。当飞机飞至理想着舰点 TD 上方时，设飞机尾钩 H 点至理想着舰点 TD 的高度为 h_{aTD} ，则由图 6.9 可得

$$h_{aTD} = h_a + (R_{x,TD} - L - |BH_1| \cdot \cos \theta_{TD}) \tan \beta_0 - H/E + |BH_1| \cdot \cos \theta_{TD} \cdot \tan \beta_0 \quad (6.32)$$

式中， BH_1 如图 6.9 所示， θ_{TD} 为着舰时的飞机俯仰角。

故上式可写为

$$h_{aTD} = h_a - H/E + (R_{x,TD} - L) \tan \beta_0 \quad (6.33)$$

工程设计中，当 $h_a = 0$ ，即飞机沿基准光波束下滑着舰时，尾钩应落在理想着舰点 (TD)

上，如图 6.9 所示。因此， $(R_{x,TD} - L) \tan \beta_0 = H/E$ ，故式 (6.33) 可表示为

$$h_{aTD} = h_a \quad (6.34)$$

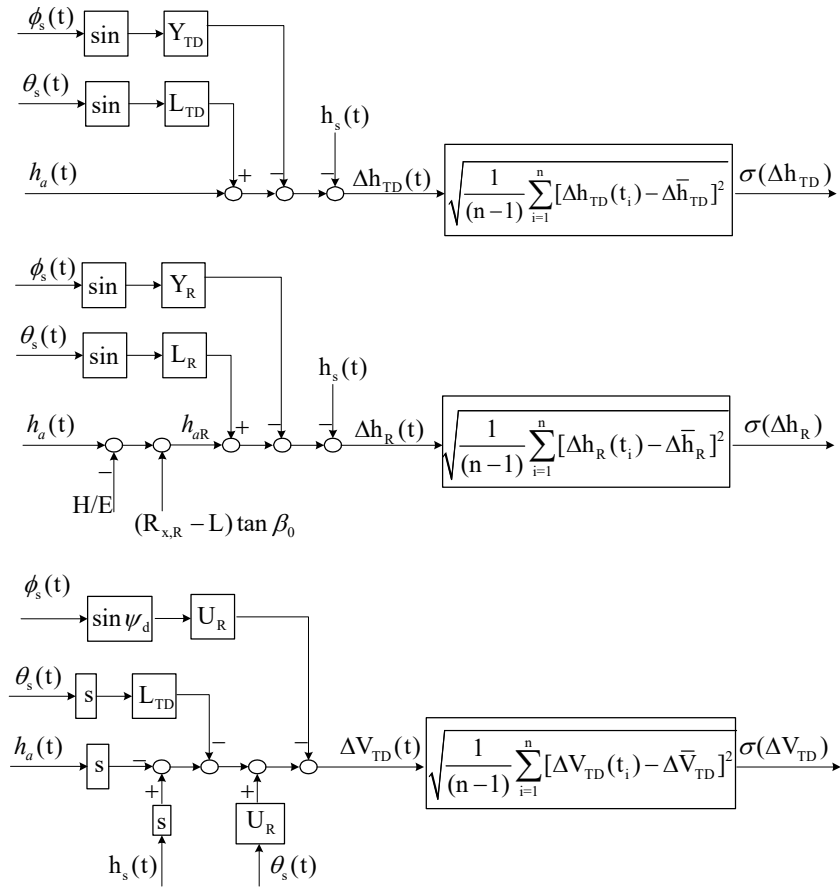


图 6.10 计算着舰终端误差的结构图

h_a 是随海况、透镜控制律、飞控系统、飞行员模型、气流扰动等因素而随机变化的。

由于 h_a 具有平稳随机过程的特性， h_{aTD} 也具有平稳随机过程的统计特性，因而可取 $h_{aTD}(t)$ 的 n 个采样，求出其均方根值 $\sigma(h_{aTD})$ 。

$$\sigma = \sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 / (n-1)} \quad (6.35)$$

式中， x_i 为随机过程的第 i 个采样样本， \bar{x} 为均值， n 为样本容量。当样本容量 $n \rightarrow \infty$ 时，样本的均方差即为总体的均方根误差。

同样，也可对 h_{TD} 求得均方根值。因此，着舰点的高度误差均方根值为

$$\sigma(\Delta h_{TD}) = \sigma(h_{aTD}) - \sigma(h_{TD}) \quad (6.36)$$

同样可求得 $\sigma(\Delta h_R)$ 和 $\sigma(\Delta V_{TD})$ 。图 6.10 是计算着舰终端误差 $\sigma(h_{aTD})$ 、 $\sigma(\Delta h_R)$ 和 $\sigma(\Delta V_{TD})$ 的结构图。

2. 基于菲涅尔透镜的下滑控制

上面已建立起下滑光波束助降系统各组成部分的数学模型，图 6.7 中的飞行控制系统的结构配置如图 6.11 所示，采用如图 6.12 所示的 *backside* 状态下的 *backside* 控制技术，以控制发动机油门大小来实现飞行轨迹控制。

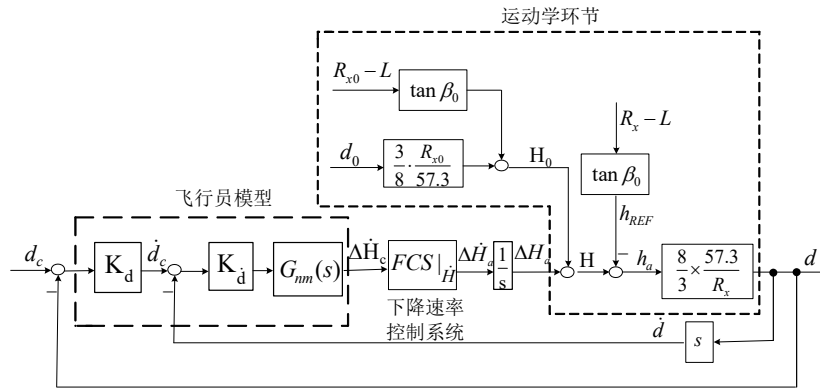


图 6.11 下滑光波束引导着舰系统 $FCS |_{meatball}$ 的结构配置

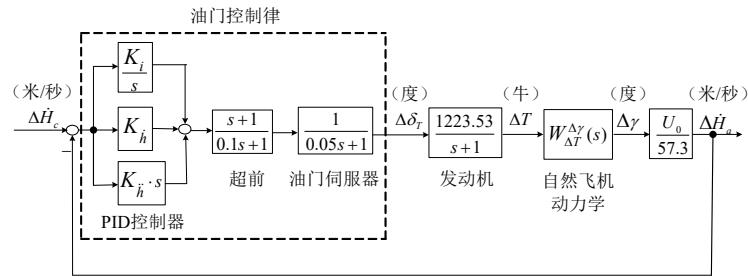


图 6.12 下降速率控制系统 $FCS |_{IH}$ 的结构配置

仿真初始条件是：飞机空速 $U_0 = 66.4$ 米/秒，航母前进速度 $U_s = 30$ 节 = 15 米/秒，自然风速 $W = -5$ 节 = -2.57 米/秒。飞行员眼睛离虚像距离 $R_{x0} = 5000$ 英尺 = 1524 米。飞行员观察到的“肉球”初始偏移量 $d_0 = 1$ 。假设航母不存在静态配平不当，舰上所设置的下滑基准光波束角 β_0 为 4° 。

飞行员观察到“肉球”当前位置 d 与指令位置 d_c ，比较后得到“肉球”偏移量，并判断“肉球”运动速度，然后输出油门杆操纵量到飞控系统，改变飞机重心位置。飞机尾钩高度也随重心位置变化而改变。当尾钩高度小于尾钩着舰点的高度时，表示系统仿真结束。

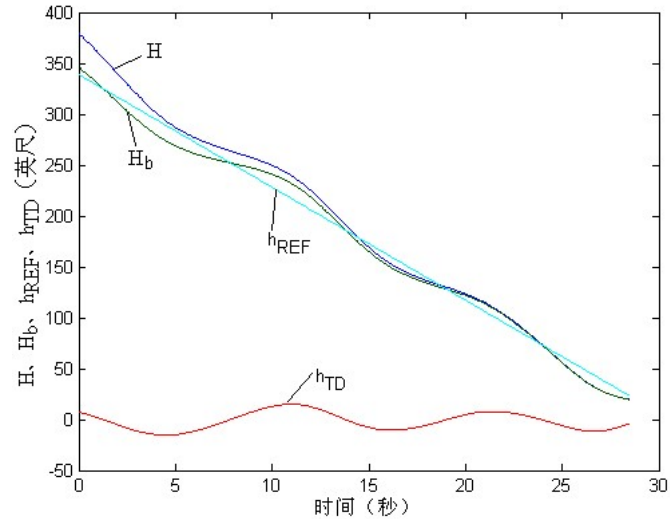


图 6.13 H 对波束运动 H_b 的跟踪

由图 6.13 可知, 当飞行员眼睛离虚像的距离 R_x 是时间函数 $R_x(t)$ 时, 在飞行员操纵下, “肉球”当前位置 d 对指令位置 d_c 的跟踪效果良好。经过大约 20 秒, 飞行员眼睛的运动 h_a 跟踪了下滑光波束的运动 h_b 。这符合仅采用油门来控制飞行轨迹的性能要求。

由终端误差方程, 通过仿真, 可得到仅海浪海涌作用下的着舰终端误差: 误差的平均值为 $\Delta \bar{h}_{TD} = 0.02$ 英尺, $\Delta \bar{h}_R = 0.45$ 英尺, $\Delta V_{TD} = 1.14$ 英尺/秒。误差的均方根为 $\sigma(\Delta h_{TD}) = 4.45$ 英尺, $\sigma(\Delta h_R) = 7.64$ 英尺, $\sigma(\Delta V_{TD}) = 7.83$ 英尺/秒。

6.2.2 基于激光引导的舰载机对中控制

飞机在距离航母 4 海里以外时, 由远程激光侧向助降系统引导, 0.25 至 4 海里时, 由横光带对中系统引导, 0.25 海里以内时, 采用近程甲板灯对中系统引导。由于远、中、近程的引导机理非常相似, 均力图消除飞行员所观察到的灯光束与基准光束的差角 $\psi_{R_0} (\psi_{R_{00}})$ 。

图 6.14 给出了光波束助降侧向甲板对中引导系统结构图, 图中示出了飞行员操纵模型, 操纵量 ΔU_{ψ_R} 将通过侧向飞控系统 $FCS|_{\phi}$ 操纵飞机。然后通过运动学环节构成飞行员在环的闭环引导系统。

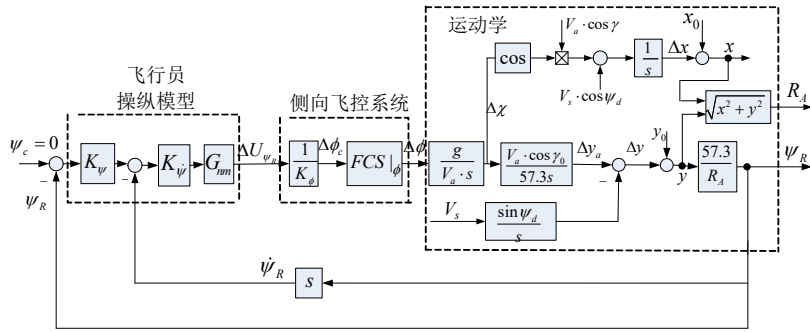


图 6.14 光波束助降侧向引导系统结构配置

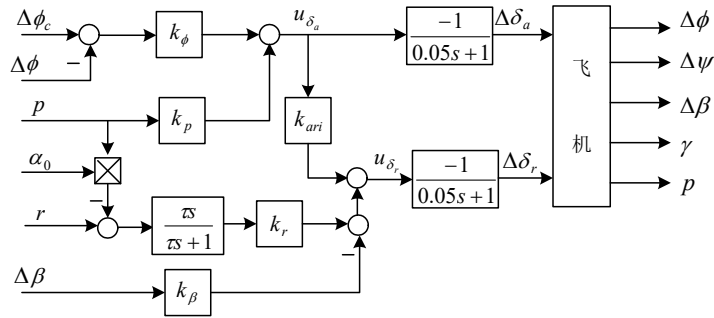


图 6.15 飞控系统 $FCS|_\phi$ 基本原理图

飞控系统 $FCS|_\phi$ 的结构如图 6.15 所示。侧向通道由副翼舵和方向舵两个控制通道组成，其中副翼通道为滚转角控制系统，它接受来自驾驶员的控制指令 $\Delta \phi_c$ ，通过滚转获得的侧向过载实现飞机的航迹控制；而方向舵通道则完成协调转弯的任务，力图使滚转过程中侧滑角 β 及其微分 $\dot{\beta}$ 等于零。

由图 6.15 可得如下形式的方向舵控制律

$$\Delta \delta_r = k_{ari} \Delta \delta_a + k_r (r - p \alpha_0) \frac{\tau s}{\tau s + 1} - k_\beta \Delta \beta \quad (6.37)$$

将副翼舵 $\Delta \delta_a$ 交联信号 $k_{ari} \Delta \delta_a$ ， $r - p \alpha_0$ 信号及侧滑角 $\Delta \beta$ 信息引入方向舵，可在低动压进场着舰状态下，在较大飞行迎角 α_0 时，实现绕飞行速度矢量滚转的协调转弯的目的。

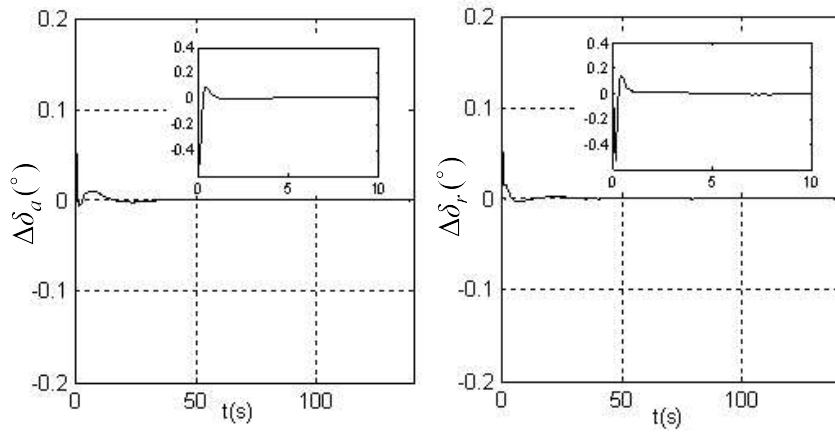
副翼通道为滚转角姿态控制系统，通过控制飞机的滚转，达到控制飞机航迹的目的。副翼舵控制律为

$$\Delta \delta_a = k_\phi (\phi - \phi_c) + k_p p \quad (6.38)$$

仿真的初始条件属飞机远程状态侧向返航：飞机离母舰初始距离为 $x_0 = 9260m$ (5 海

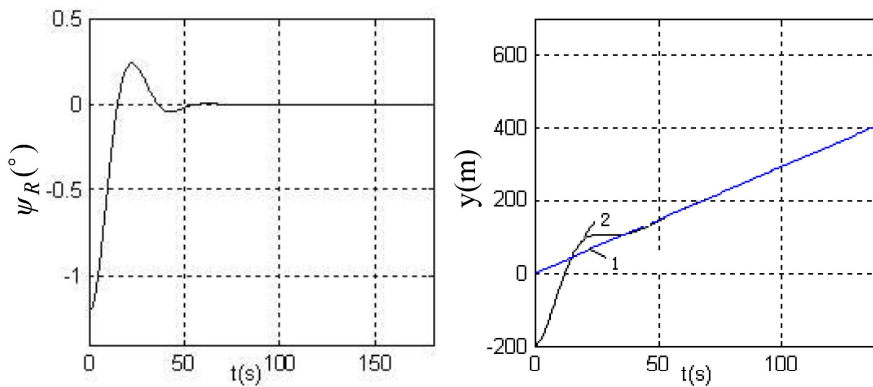
里), 初始侧偏 $y_0 = -200m$, $R_0 = \sqrt{x_0^2 + y_0^2} \approx 9260m$, 飞机速度 $V_a = 66.64m/s$, 航母前进速度 $V_s = 15m/s$, $\psi_d = 11^\circ$, $\gamma_0 = 3.5^\circ$, 初始偏差角 $\psi_{R0} = \frac{y_0}{R_0} \approx -1.24^\circ$ 。

仿真结果如图 6.16 所示。其中, 图 6.16 (a)、图 6.16 (b) 分别表示副翼舵 $\Delta\delta_a$ 和方向舵 $\Delta\delta_r$ 的偏转, 图 6.16 (c) 为灯光差角 ψ_R 的变化。图 6.16 (d) 为飞机相对甲板中心线的侧偏 y 的变化, 其中曲线 1 为舰的运动, 曲线 2 为飞机的侧向纠偏运动。图 6.16 (e) 为飞机滚转姿态 ϕ 的变化。图 6.16 (f) 为飞机航迹偏转角变化量 $\Delta\chi$, 图 6.16 (g) 为飞机离着舰点的水平距离 R_A 的变化, 图 6.16 (h) 为飞机纠偏过程。



(a)

(b)



(c)

(d)

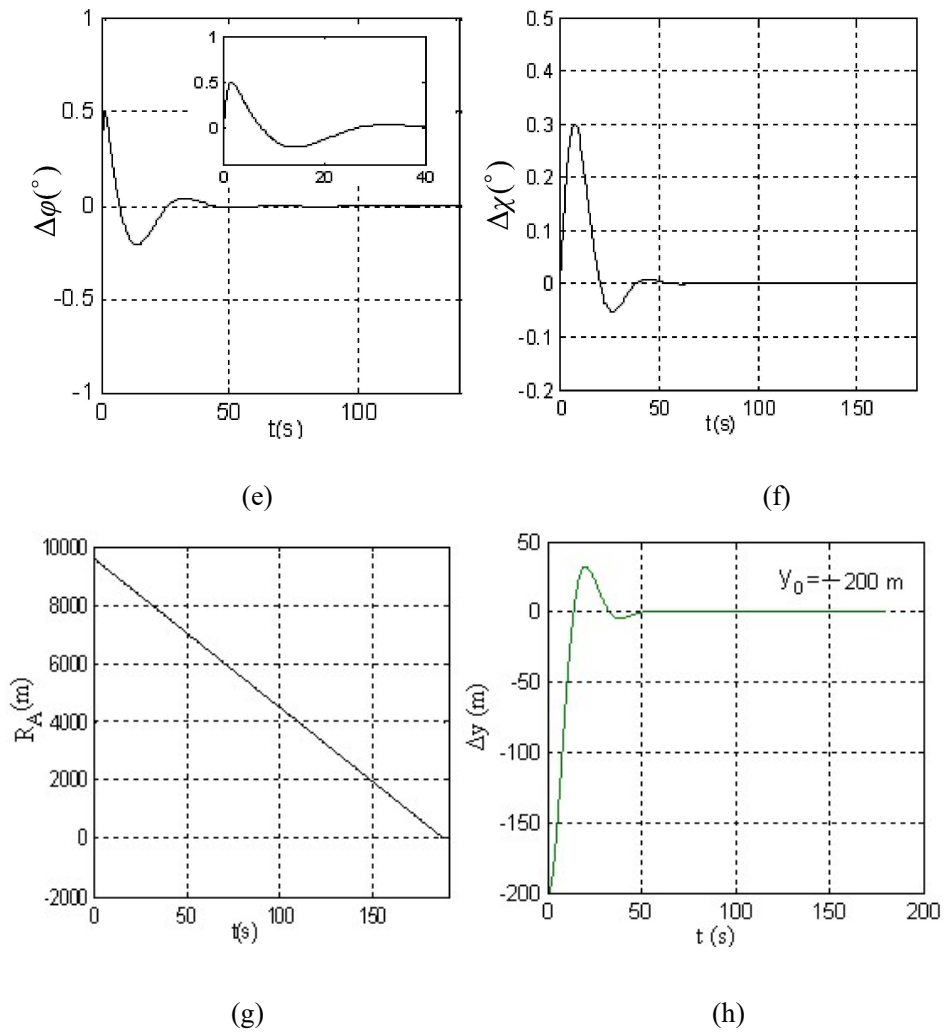


图 6.16 光学助降侧向引导系统仿真结果

6.3 舰载机仪表着舰控制

基于仪表的半自动着舰引导系统，又称 ILS。它实际上是一种基于雷达的引导系统。在雷达引导下，飞机的着舰误差不与飞行控制系统直接耦合去构成自动着舰导引，而是将引导误差通过仪表或平显仪显示给飞行员。飞行员按显示值去操纵飞机，以消除着舰误差。

6.3.1 ILS 纵向下滑着舰引导系统

本节将叙述基于 ILS 的纵向下滑引导系统工作原理、控制系统的构成及系统基本设计方法及仿真。并阐明 ILS 离舰尾约 1200 m 时，使系统不稳定的原因。为叙述方便，本节将纵向 ILS 引导系统定义为 $ILS|_{long}$ 。

1. $ILS|_{long}$ 工作原理及结构

当飞机沿着要求的基准下滑线，例如 3.5° 飞行时，由于没有下滑误差，则下滑偏差角 $\Gamma = 0$ 。但若飞机不在下滑线上，则出现下滑偏差角 Γ 。此时飞行员就能在仪表指示器上发现下滑着舰误差的大小及极性。如图 6.17 那样给出操纵信号，通过下滑耦合器去操纵姿态飞控系统。使飞机的姿态角 θ 及航迹倾斜角 γ 发生变化。从而通过运动学几何环节，使飞机回到基准下滑线上， $\gamma = -3.5^\circ$ 。也即使波束偏差角 $\Gamma = 0$ 。

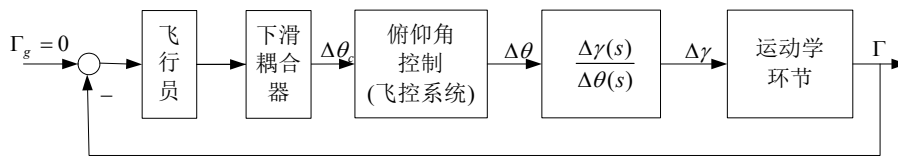


图 6.17 $ILS|_{long}$ 着舰引导与控制系统

下滑耦合器负责轨迹引导系统的制导律计算，也即由制导规律去控制飞控系统。一般由它对导引误差进行比例，微分及积分处理以提高着舰精度，其形式如图 6.18 所示。

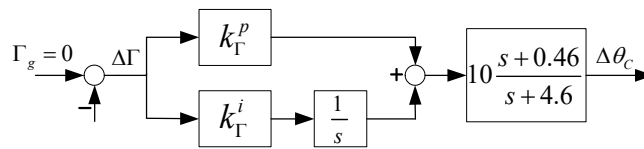


图 6.18 下滑耦合器

所以 $ILS|_{long}$ 的制导律为 $\Delta\theta_c = \left[k_\Gamma^p + k_\Gamma^i / s \right] \left[\frac{10(s+0.46)}{s+4.6} \right] \Delta\Gamma$ 。 $ILS|_{long}$ 的飞控系统是采用低动压状态下，具有迎角恒定的发动机动力补偿（APC）的姿态飞控系统，本文称 $FCS|_{\theta, APC}$ ，具体控制结构如图 6.19 所示。

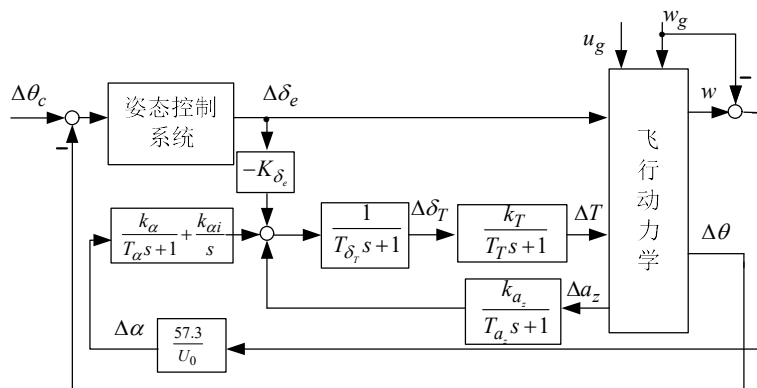


图 6.19 $FCS|_{\theta, APC}$ 的控制结构

飞控系统的控制律为

$$\Delta\delta_e = \frac{20}{s+20} (k_{\dot{\theta}}\Delta\dot{\theta} + k_{\theta}\Delta\theta) \quad (6.39)$$

保持迎角恒定的发动机油门控制律为

$$\Delta\delta_T = \frac{1}{T_{\delta_T} + 1} \left[\left(\frac{k_{\alpha}}{T_{\alpha}s + 1} + \frac{k_{\alpha i}}{s} \right) \Delta\alpha + \frac{k_a}{T_a s + 1} \Delta a_z - k_{\delta_e} \Delta\delta_e \right] \quad (6.40)$$

2. $ILS|_{long}$ 仿真及结论

当已知下滑状态下的飞机动力学，并设计完成飞行控制系统 $FCS|_{\theta, APC}$ ，及相应的耦合器制导律设计，并假设初始条件 $H_0 = 230m$ ， $\gamma_0 = 0^\circ$ ， $U_0 = 66.4m/s$ ， $R_0 = 3759m$ ， $V_{ship} = 15.44m/s$ ，则可得如图 6.20 所示仿真曲线。由此可见，飞机截获下滑线后，在着舰前约 10 秒时，系统发散，这是符合 ILS 着舰要求的，因为在发散前已切断 ILS ，进入了菲涅尔透镜助降。

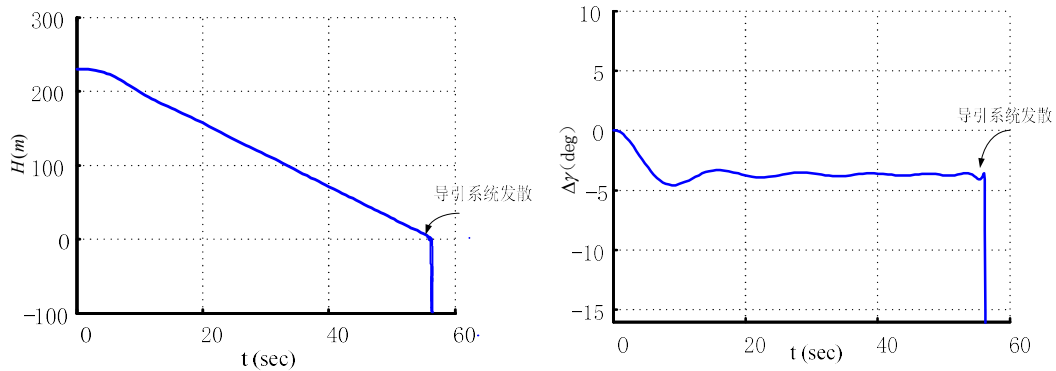


图 6.20 当 R 变化时， $ILS|_{long}$ 仿真特性

6.3.2 ILS 侧向着舰引导系统

类似于纵向 ILS ，本节将侧向 ILS 引导系统定义为 $ILS|_{lat}$ ，并叙述其工作原理，系统结构，设计及仿真，并指出 $ILS|_{lat}$ 最终不稳定的物理特性。

1. $ILS|_{lat}$ 工作原理及结构

当飞机沿甲板中线飞行时，飞机处于理想着陆位置上，侧偏 $y = 0$ ，无侧滑飞行 $\beta = 0$ ，

$\psi = \chi = 0$ ，测向波束偏差角 $\lambda = 0$ 。若飞机出现侧偏 $y = d$ ，出现波束偏差 λ ，飞机右偏航。

此时飞行员从仪表指示上发现对中的着舰误差的大小及极性。如图 6.21 所示，给出操纵信号，通过侧向下滑耦合器控制侧向飞控系统，经运动学使侧向波束角 λ 趋近于零。

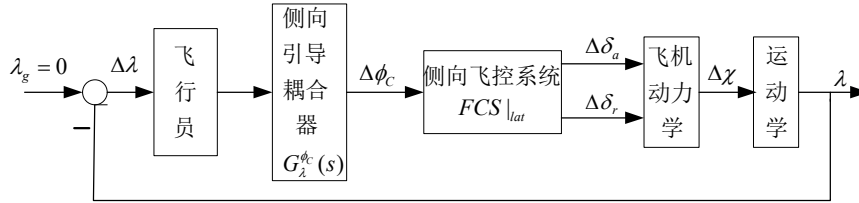


图 6.21 $ILS|_{lat}$ 着舰引导系统

(1) 侧向导引耦合器

侧向导引耦合器与纵向下滑耦合器一样负责制导律计算，其制导律为

$$\Delta\phi_c = \left(k_\lambda^\phi + \frac{k_{\lambda_i}^\phi}{s} + k_\lambda^\phi s\right)\Delta\lambda \quad (6.41)$$

(2) 侧向飞控系统

侧向飞控系统定义为 $FCS|_{lat}$ ，负责航向无侧滑 $\beta = 0$ 协调控制。其控制律为

$$\begin{aligned} \Delta\delta_a &= k_\phi(\Delta\phi - \Delta\phi_c) + k_p p \\ \Delta\delta_r &= k_{ari}\Delta\delta_a + k_r(r - p\alpha_0)\frac{\tau s}{\tau s + 1} - k_\beta\Delta\beta \end{aligned} \quad (6.42)$$

式中 p , r 为滚转角速度，偏航角速度增量。 δ_α , δ_r 为副翼，方向舵， ϕ 为滚转角， α , β 为迎角与侧滑角。由式 (6.42) 构成如图 6.22 所示 $FCS|_{lat}$ 结构。 k_{ari} 为副翼与方向舵的协调。

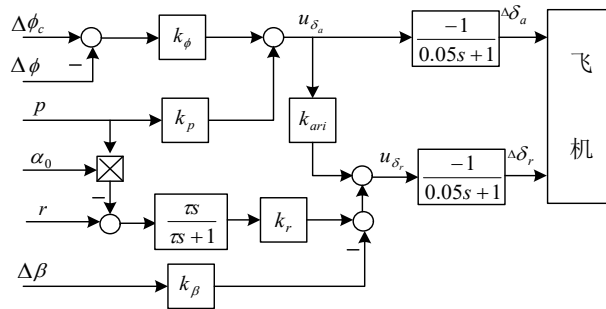


图 6.22 侧向飞控系统 $FCS|_{lat}$ 的控制律

2. $ILS|_{lat}$ 仿真及结论

当初始条件 $R_0 = 3750m$, $y_0 = d_0 = 10m$, $U_0 = 66.4m/s$, $\chi_0 = 0$, $V_{ship} = 15.44m/s$

时, 对某着舰状态下的战机, $ILS|_{lat}$ 引导至约 56 秒时系统发散, 如图 6.23 所示。

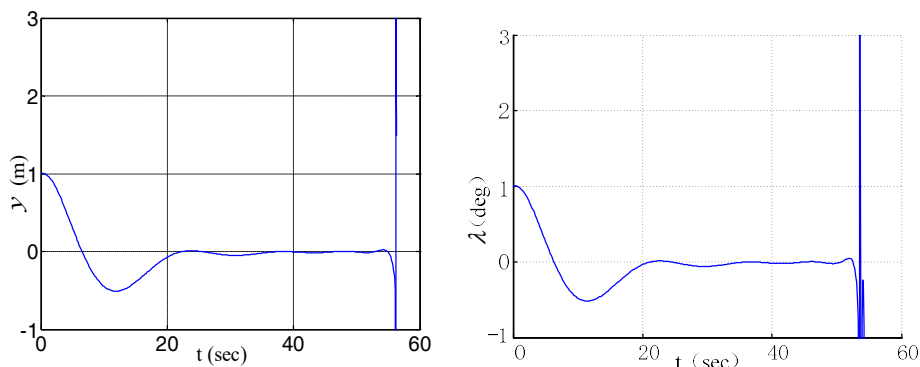


图 6.23 R 为变量时 $ILS|_{lat}$ 仿真特性

6.4 舰载机全自动着舰控制

由于人工着舰事故率比陆基飞机约高 3-6 倍, 而着舰失败率又占总失误率的 85%, 黑夜又比白天大 2 倍。为改变这一状况, 美国海军自 1948 年起, 就致力开发全天候自动着舰导引系统 (AWCLS)。并以 F-14A, A-7E, F-4J, F-4D, S-3A 等为验证机, 不断进行试飞, 到了上一世纪 60 年代末至 70 年代初已进入实用阶段, 其中 Bell 宇航公司研制的 SPN-42 数字式飞行全天候战术数据系统, 为实现自动着舰提供了可靠的技术保障。到了 80 年代中期, AWCLS 技术有新的突破, 美国麦道公司的 F/A-18A 飞机, 作了 64 次自动着舰试飞, 终于将着舰纵向误差控制在 6.7 米以内。从而为 90 年代初, 使 F/A-18A 在海湾战争中完成 11000 多架次的着舰导引奠定坚实基础。90 年代, 自动着舰导引作为一门综合性学科技术, 仍在不断发展, 学者们在不断地探索着将新型控制理论与技术应用于着舰导引, 以期待有更高的着舰精度与安全保障。

6.4.1 自动着舰纵向通道基本控制结构

定义 ACLS 的纵向通道为 $ACLS|_{long}$, 则图 6.24 为 $ACLS|_{long}$ 的原理结构, 当 $ACLS|_{long}$

中的雷达系统所给出的飞机惯性测量系中的高度 H_i 与给出的理想基准下滑轨迹 H_c 不一致时，则出现着舰高度偏差 H_{er} 经引导律计算处理，由数据链发送给飞机，然后通过飞行控制来控制飞机的姿态 ($\Delta\theta$)，以实现航迹倾斜角的控制 (Δr)，使飞机飞行高度不断跟踪基准的下滑轨迹 H_c ，从而完成对高度的纠偏。图中所示的动力补偿系统 (APCS) 将使飞机在低动压着舰状态下，有效地阻尼飞机长周期运动，并使 Δr 对 $\Delta\theta$ 有快速精确的跟踪能力。

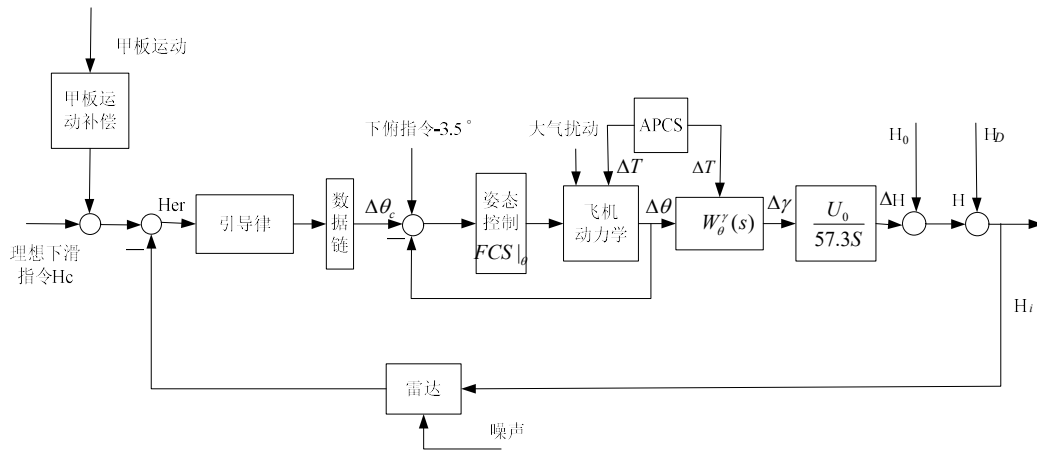


图 6.24 纵向自动着舰系统控制结构

1. 舰载机自动着舰综合控制

利用直接升力控制 (DLC) 可在不转动机身的状态下，获得迅速的高度纠偏及抑制风扰动的效果。这正是着舰状态所期望的。故直接力控制成为实现高精度着舰导引系统的重要技术途径。

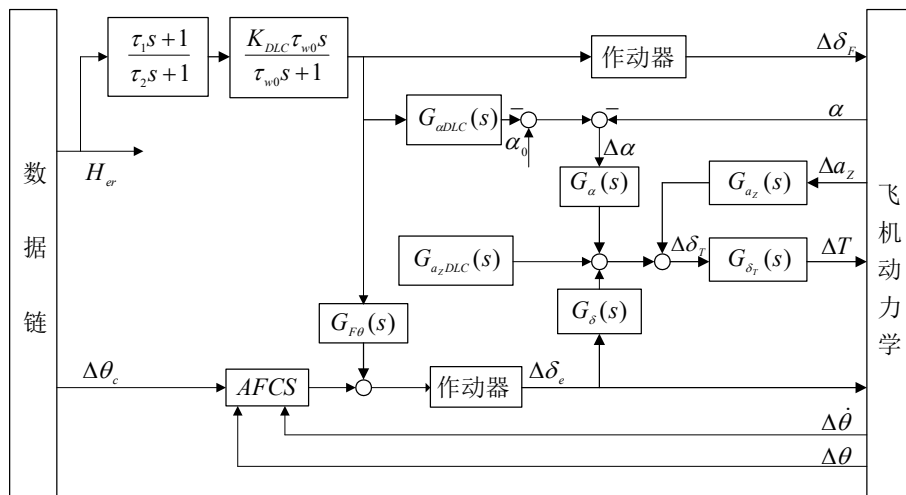


图 6.25 DLC/ADC/ACLS 综合控制系统

由飞机直接升力控制机 δ_F 参与的具有动力补偿的 ACLS 称为 DLC/ADC/ACLS 综合控制系统，如图 6.25 所示。

由着舰高度误差 H_{er} 通过相位超前网络及洗出网络的处理后进入直接力控制作动器以偏转 $\Delta\delta_F$ ，由直接力达到迅速纠正高度偏差的目的。为实现这一预期目的，必须由 $\Delta\delta_F$ 信息通过 $G_{Fe}(s)$ 修正水平尾翼的偏转量 $\Delta\delta_e$ ，通过 $G_{\alpha,DLC}(s)$ 修正配平迎角 α_0 ，通过 $G_{a_z,DLC}(s)$ 修正油门控制量 $\Delta\delta_T$ ，从而由 $\Delta\delta_e$ 、 $\Delta\delta_F$ 、 $\Delta\delta_T$ 对飞机实现综合控制。下面简要阐述相位超前网络，洗出网络、以及 $\Delta\delta_F$ 至舵面和油门的各种修正的设计原理。

(1) $G_{Fe}(s)$ 作用

由于 $\Delta\delta_F$ 所产生的气动升力变化作用点与飞机重心不重合，因此由 $\Delta\delta_F$ 产生直接升力变化同时也将引起配平力矩的不平衡。故设置 $G_{Fe}(s)$ ，以修正舵偏转量 $\Delta\delta_e$ ，求得力矩平衡。

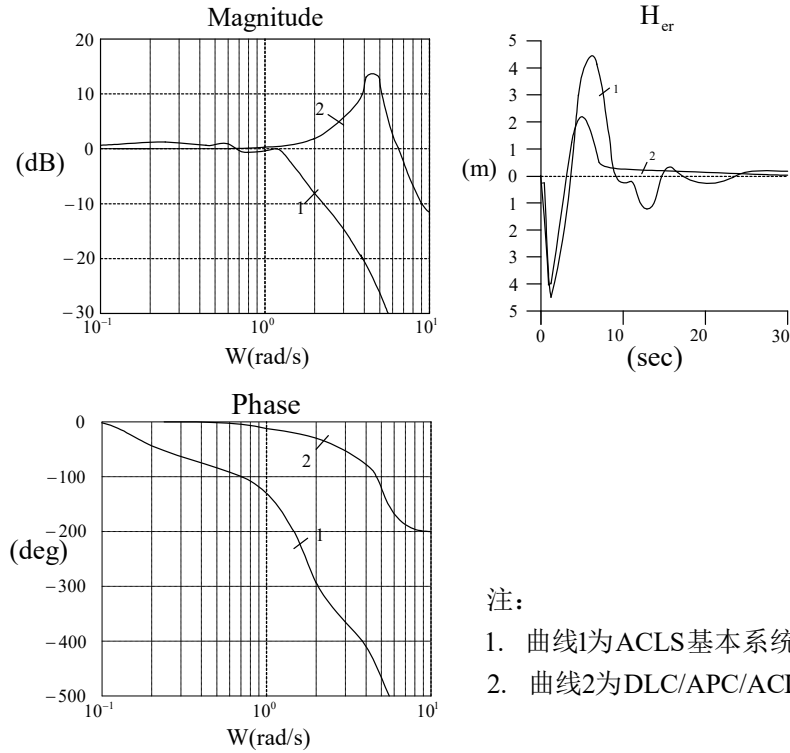
(2) $G_{\alpha,DLC}(s)$ 的作用

在 $\Delta\delta_F$ 作用下所得的升力变化会引起航迹倾斜角 $\Delta\gamma$ 的变化，当姿态不变时则引起迎角的变化 $\Delta\alpha_s$ 。而动力补偿系统的工作又力图使迎角保持不变，为解决这一矛盾，使 $\Delta\alpha_s$ 不引起油门的工作。亦即以 $\Delta\alpha_s$ 调整配平迎角 α_0 。

(3) $G_{a_z,DLC}(s)$ 的作用

在 $\Delta\delta_F$ 作用下（例如向下偏转），将引起负的法向加速度变化（ $-\Delta a_z$ ），使高度 H 增加。但在动力补偿系统作用下，（ $-\Delta a_z$ ）将引起推力减小，飞机速度减小，从而抑制了 $\Delta\delta_F$ 而引起的高度响应。因此设置 $G_{a_z,DLC}(s)$ ，以抵消由 $\Delta\delta_F$ 而引起的进入油门的 Δa_z 值。亦即此时 APCS 将不对 $\Delta\delta_F$ 所引起的高度响应起阻尼作用。

(4) δ_F 通道超前网络的设计



注：
 1. 曲线1为ACLS基本系统；
 2. 曲线2为DLC/APC/ACLS系统。

图 6.26 ACLS 频率特性

由于 $G_{\delta_F}^H(s)$ 在 ACLS 工作频段 $0.2 \sim 1 \text{ rad/s}$ 之间相位滞后 $120^\circ \sim 170^\circ$ ，故设置超前网络

$\frac{\tau_1 s + 1}{\tau_2 s + 1}$ 使在 $\omega = 0.8$ 处约有 40° 左右的相位提前。

K_{DLC} 值的选择应使 δ_F 工作在“邦邦”状态。从而使 δ_F 在工作极限范围内（如 $\pm 5^\circ$ ）发挥最大工作效益。

图 6.26 表明，DLC/APC/ACLS 综合系统与一般的无 DLC 的基本系统相比，有较宽的闭环频率特性响应。在垂风阵风 $W_g = [5 \cos(2\pi t) - 5] \text{ m/s}$ 作用下，DLC/APC/ACLS 综合系统显示出良好抑制垂风扰动效果。在 F-14A 上验证表明，在 10 节（ 5.1 m/s ）迎风干扰下，纵向轨迹偏离小于 10 英尺，下滑角最大偏离仅为 $\pm 0.8^\circ$ ，下滑时最大姿态漂移小于 2° 。

2. 着舰导引律设计及电子噪声抑制

如图 6.24 所示的自动着舰导引系统，须进行导引律设计及对雷达测高信息中的电子噪声进行滤波。这是由舰上的中心计算机完成，避免由电子噪声进入导引系统，引起舵面振动磨损。

若不考虑对电子噪声的抑制，采用常规的 PIDDD（比例，积分，微分，二次微分）导引律，此时姿态飞行控制系统所获得的姿态指令将为：

$$\Delta\theta_c = K_0[K_P + \frac{K_I}{s} + K_D s + K_{DD} s^2]H_{er} \quad (6.43)$$

若已知飞行控制系统的频响特性 $G_{\Delta\theta_c}^H(s)$ ，则导引系统可在频率域内进行综合。一般要求导引系统 $W_{H_c}^H(s)$ 的开环截止频率 $W_c = 0.4rad/s$ 左右，并有 $50^\circ \sim 60^\circ$ 相角裕度。

采用如图 6.27 所示具有 $\alpha - \beta$ 滤波器的导引规律，对高频电子噪声的抑制有明显效果。

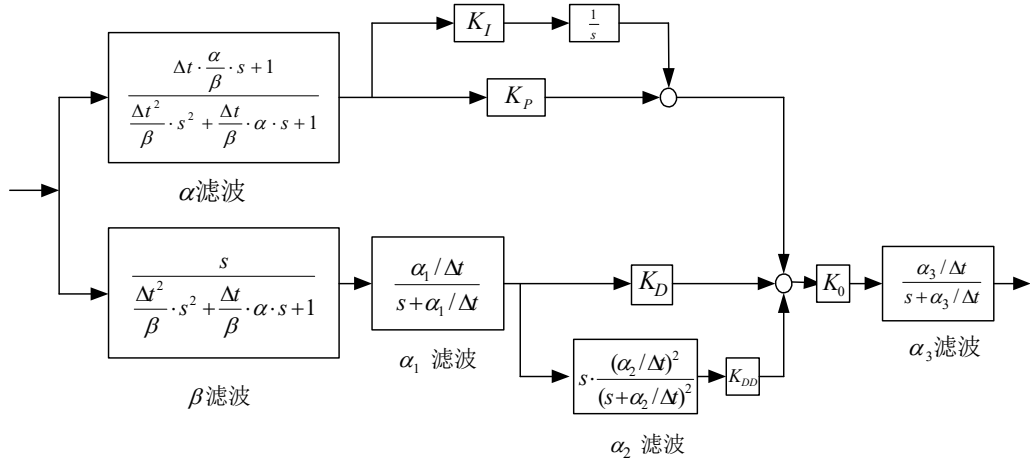


图 6.27 有 $\alpha - \beta$ 滤波器的导引律结构

$\alpha - \beta$ 滤波器实质上是离散卡尔曼滤波器的稳定解形式，它可在有噪声污染的雷达信息中估计出高度差及其微分信息： $H_{er}, \dot{H}_{er}, \ddot{H}_{er}$ 。其中的 $\alpha - \beta$ 滤波器是它们在时域中的等效传递函数。当选取滤波器的带宽 $w_n = 4rad/s$ ，阻尼 $\xi = 0.6$ ，及采样周期 $T = 0.1s$ 时，可确定 $\alpha, \beta, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ 等值。经设计表明，具有 $\alpha - \beta$ 滤波器的 ACLS，展宽了导引系统频带，并对高频噪声有明显的抑制作用。

3. 着舰导引系统对气流扰动的抑制

舰尾气流扰动是造成着舰导引误差，影响着舰安全的主要因素。飞行员甚至把接近舰尾的复杂气流扰动区称为进入“鬼门关”。

为有效的抑制气流扰动，除了采用前述的具有直接力的 DLC/APC/ACLS 综合控制以外，常采用以高度变化率 $\Delta\dot{H}$ 为主反馈的飞行控制系统 $FCS|_{\dot{H}}$ ，它在姿态飞行控制系统 $FCS|_{\theta}$ 的基础上构成，其控制律为：

$$\Delta\delta_e(s) = \frac{-1}{T_\delta s + 1} [K_\theta \Delta\theta + K_{\dot{\theta}} \Delta\dot{\theta} + K_{\dot{H}} (\Delta\dot{H} - \Delta\dot{H}_c) + K_{\ddot{H}} \Delta\ddot{H}] \quad (6.44)$$

由于 $\Delta \dot{H} \doteq U_0 \Delta \gamma$ (U_0 为飞行速度), 所以具有 $\Delta \dot{H}$ 主反馈飞行控制系统 $FCS|_{\dot{H}}$ 相当于对航迹倾斜角 γ 的控制, 即直接控制飞机的飞行方向。由于 $FCS|_{\dot{H}}$ 对原姿态系统进行了 $\Delta \dot{H}$, $\Delta \ddot{H}$ 的反馈校正, 展宽了飞行控制系统的频带, 如图 6.28。从而加快了 ACLS 的动态响应过程, 对气流扰动有明显的抑制能力。

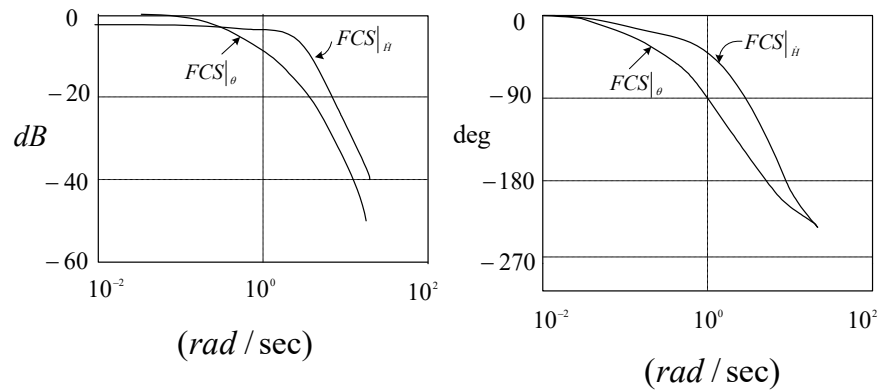


图 6.28 $FCS|_{\theta}$ 与 $FCS|_{\dot{H}}$ 频带比较

图 6.29 比较了两种不同的飞行控制系统所对应的 $ACLS|_{\theta}$ 及 $ACLS|_{\dot{H}}$ 对抑制气流扰动的能力。图中(a), (b)表示在阶跃水平风及垂直风作用下的高度偏差; (c), (d)为自由大气紊流 U_1 及 w_1 作用下的高度偏差。

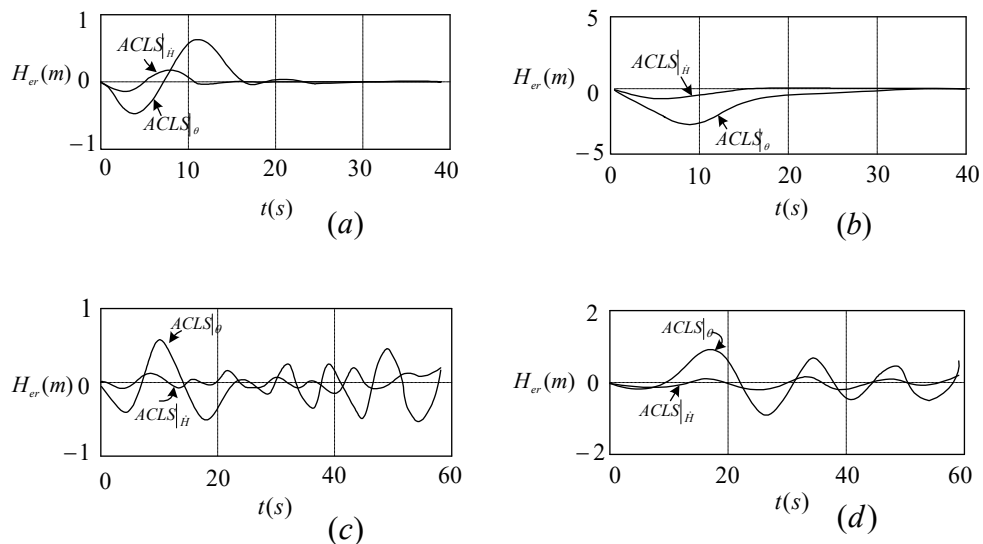


图 6.29 $ACLS|_{\theta}$ 与 $ACLS|_{\dot{H}}$ 抑制气流扰动比较

6.4.2 自动着舰侧向通道基本控制结构

基本侧向着舰导引系统是指无侧向甲板运动，此时舰体坐标系 $O_s X_{sp} Y_{sp}$ 与稳定测量坐标系 $O_s X_s Y_s$ 重合。即测量轴也精确的跟踪了甲板中心线 $O_s X_{sp}$ 。故侧向导引系统具有如图 6.30 所示的结构。

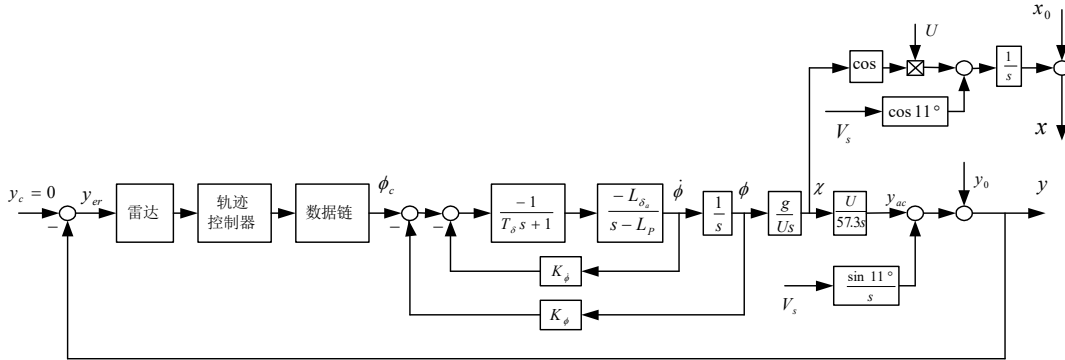


图 6.30 基本侧向着舰自动导引系统

侧向导引系统基本要求是使飞机沿着甲板中心线飞行，实现侧偏 $y_c = 0$ 。若飞机有侧向偏移（如起始侧偏 y_0 ），则被雷达测量轴感受后，形成误差信号 y_{er} ，经导引律处理，由数据链发送至飞机，机上的横滚姿态飞行控制系统接收该指令后，不断操纵飞机，修正航迹角 χ ，以最终消除侧偏 y 。飞机的方向舵通道执行转弯协调控制，以实现无侧滑飞行，并达到抗侧风扰动的目的。

$FCS|_y$ 的飞行控制律为

$$\Delta\delta_a = k_y k_\phi (\dot{y} - \dot{y}_c) + k_\phi \Delta\phi + k_p p \quad (6.45)$$

$$\Delta\delta_r = k_{ari} \Delta\delta_a + k_r \frac{\tau s}{\tau s + 1} (r - p\alpha_0) - k_\beta \Delta\beta \quad (6.46)$$

由于引入 \dot{y} 反馈，相当于引入航迹偏转角 $\Delta\chi$ 的反馈。侧向飞控系统由对滚转角 $\Delta\phi$ 的控制变成对 $\Delta\chi$ 的控制，使 $ACLS|_{lat}$ 性能得到明显改善。

进行如下仿真：在离舰 0.5 海里之前，无甲板运动补偿，测量轴 OX 稳定。 ϕ_{cl} 与 ϕ_s 重合。仿真时令起始偏离 y_{ao} 为 -10m，当 $X=0.5$ 海里时，加入甲板运动信息 ϕ_s (度) = $0.5 \sin(0.7t)$ 。仿真结果如图 6.31 所示。曲线 1 为无 $\Delta\phi_{ac}$ 时的 $ACLS$ 特性，曲线 2 为加入补偿信息 $\Delta\phi_{ac}$ 后的 $ACLS$ 响应曲线。仿真表明， $ACLS$ 侧偏误差 y_{er} 在补偿指令作用下明显减小。证实补偿

指令模型的正确性。

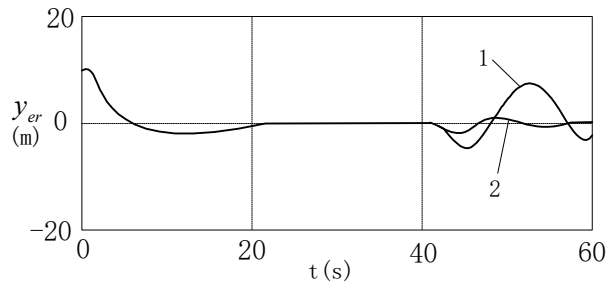


图 6.31 侧向 ACLS 甲板运动补偿效果仿真

6.5 舰载机着舰安全控制

6.5.1 单发停车模态着舰安全控制

现代成熟的高性能舰载机一般都是双发的，如：中国的歼-15、美国的 F18 大黄蜂，F-14 雄猫、俄罗斯的苏-33 和法国的海阵风都是双发的。采用双发主要是为了提高飞机的安全性，因为舰载机在在舰上起飞是一件比较危险的事。非常短的跑道，再加上海上环境严苛，湿度、盐度大，设备易腐蚀损害，对发动机的影响非常大。若在海面上空发生停车或其他系统出现故障，将很难返回航母，也不一定找到合适的地方迫降。而使用双发可以比单发有效提高安全概率，相当于给飞机上了双保险。双发舰载机在单个发动机失效情况下仍能通过舵面偏转和控制律重构安全着舰，因此研究单发停车模态着舰安全控制有着现实且重要的意义。

1. 单发停车飞机不平衡运动特性分析

双发舰载机的发动机一般对称下吊在机翼上，当左、右两侧发动机工作状态不同或某侧发动机停车导致机身两侧拉力出现不平衡时，飞机会因力矩不平衡出现偏转、倾斜及机头下沉现象，从而偏离预定航线。

我们以双发螺旋桨飞机为例，假设飞机右侧发动机因故障而停止运转，如下将详细分析其不对称拉力飞行时的运动特性。

(1) 航向不平衡运动

如图 6.32 所示，由于是右侧发动机失效，在左侧发动机拉力 T_l 作用下会引起正偏航力矩 $N_A(T_l)$ ，在右侧停车发动机螺旋桨阻力 D_{ewm} 作用下会引起正偏航力矩 $N_A(D_{ewm})$ ，二者

组成了不对称拉力引起的偏航力矩 $N_A(AT)$ 。即，

$$N_A(AT) = N_A(T_l) + N_A(D_{ewm}) = (T_l + D_{ewm})l_e \quad (6.47)$$

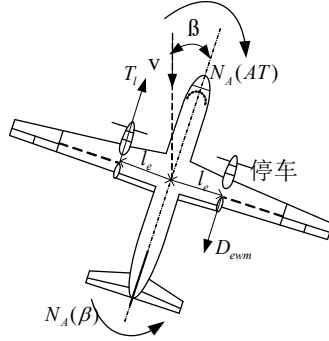


图 6.32 飞机偏转示意图

在 $N_A(AT)$ 作用下，机头将向右偏转。由于惯性作用，飞机仍将保持原先的飞行方向，因而会出现左侧滑现象。飞机左侧滑时，垂尾上将产生正侧力 $Y(\beta)$ ，同时也引起航向静稳定力矩 $N_A(\beta)$ ，力图阻止飞机的偏转。

$$Y(\beta) = C_{y\beta} QS_w \beta \quad (6.48)$$

$$N_A(\beta) = C_{n\beta} QS_w b \beta \quad (6.49)$$

在飞机偏转的最初阶段，侧滑角较小， $N_A(\beta)$ 比 $N_A(AT)$ 小得多，因而飞机的侧滑角将在一定范围内一直增大，当 $N_A(\beta) = N_A(AT)$ 时，侧滑角不再增加。此时，

$$\beta = \frac{(T_l + D_{ewm})l_e}{C_{n\beta} QS_w b} \quad (6.50)$$

可以看出，拉力不对称会使飞机出现较大侧滑，破坏了飞机的方向平衡。

(2) 横向不平衡运动

侧滑本身危险性并不大，但侧滑会引起飞机向停车发动机一侧滚转的力矩：

$$\bar{L}_A(\beta) = C_{l\beta} QS_w b \beta \quad (6.51)$$

同时，由于左侧机翼升力大于右侧机翼，飞机将在升力差的作用下引起正滚转力矩 $\bar{L}_A(AT)$ ，如图 6.33 所示。造成升力差的主要原因有：

- (1) 右侧发动机失效，其螺旋桨对机翼的滑流消失，则相对发动机正常工作的左侧机

翼，右侧机翼上流过的气流相对速度减小，导致右机翼升力减小，左机翼升力比右机翼升力大。

(2) 单发停车时，飞机会产生向右侧偏转的角速度，左侧机翼朝着迎面气流运动，右侧机翼顺着迎面气流运动，因此流过左侧机翼的局部气流比流过右侧机翼的局部气流速度要大，从而左机翼升力比右机翼升力大。

(3) 停车发动机机翼上拉力的垂直分力没有了，而工作发动机一侧机翼上拉力的垂直分力依然存在，从而左机翼升力比右机翼升力大。

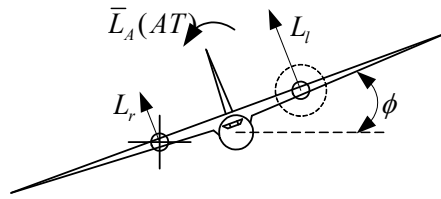


图 6.33 飞机滚转示意图

滚转力矩可表示为：

$$\bar{L}_A(AT) = (L_l - L_r)l_e \quad (6.52)$$

由于飞机发生倾斜，升力方向改变，在飞机上会产生侧力 $Y(\phi)$ ：

$$Y(\phi) = L \sin \phi = C_L Q S_w \sin \phi \quad (6.53)$$

可以看出，拉力不对称使飞机出现滚转现象，破坏了飞机的横侧平衡。

(3) 纵向不平衡运动

对于纵向运动，由于飞机发动机总功率降低，飞机拉力减小、侧滑的出现使得阻力增大，伴随着飞机的偏转和倾斜，飞行速度必然减小。这会使飞机机头下沉，高度下降，以重新获取速度和升力。因此，拉力不对称破坏了飞机的纵向平衡。

在有发动机失效的情况下，使飞机可控的最小速度，即为空中最小操纵速度。它是指多发飞机一台关键发动机停车后，工作发动机的油门在最大油门状态，蹬满舵可以保持飞机直线飞行的最小速度。因此，在拉力不对称状态飞机速度可能会降至空中最小操纵速度以下。

通过以上对拉力不对称飞行时飞机的运动特性分析可看出，不对称拉力引起的偏航力矩及滚转力矩使飞机进入危险姿态，特别是在下滑导引着舰阶段，飞机将偏离预定下滑道，飞行速度可能会减小到其最小操纵速度以下，飞机容易失控，造成严重的后果。

2. 横侧向控制律重构

(1) 单发停车横侧向有侧滑重构控制律

重构控制律设计的目标是使单发停车飞机姿态自动地恢复平衡，并且重新跟踪预定下滑道。也即，飞机以一定的、合理的侧滑角 β 或滚转角 ϕ 稳定下滑飞行，飞行速度方向指向甲板中心线，侧向偏离 y 为零。

方案一为选择有侧滑、水平飞行姿态。这是考虑到对于下滑着舰阶段，在单个发动机停车后，防止飞机在着舰时机翼擦地。由于飞机达到稳态平衡时所需的侧滑角及滚转角不能够被精确地计算出来，而且实际中因单发停车引起的偏航及滚转力矩也不易测量，因此，所设计重构控制律不能引入以上参量作为控制输入。采用停车一侧有侧滑、水平姿态的情况下，为保持机翼水平，指令滚转角应为零，故侧向偏离不能由飞机滚转产生，需采用副翼偏转保持飞机水平飞行、方向舵偏转消除侧向偏离的方案。

控制律如下：

$$\begin{aligned}\delta_r &= G_{\delta_r}(s)[-K_r r - K_\psi \psi + K_y^p(\dot{y}_c - \dot{y}) + K_y^i \int (\dot{y}_c - \dot{y}) dt] \\ \delta_a &= G_{\delta_a}(s)[-K_p p + K_\phi^p(\phi_c - \phi) + K_\phi^i \int (\phi_c - \phi) dt]\end{aligned}\quad (6.54)$$

(2) 单发停车横侧向无侧滑重构控制律

方案二实现飞机无侧滑、向工作发动机一侧倾斜飞行。可采用偏转方向舵保持飞机偏航角、偏转副翼使飞机姿态倾斜以消除侧向偏离的方案。

同方案一类似，在控制中采用控制侧向偏离速度 \dot{y} ，所不同的是，方案二中侧向偏离速度是通过飞机的滚转控制，控制律如下：

$$\begin{aligned}\delta_r &= G_{\delta_r}(s)[-K_r r + K_\psi^p(\psi_c - \psi) + K_\psi^i \int (\psi_c - \psi) dt] \\ \delta_a &= G_{\delta_a}(s)[-K_p p - K_\phi \phi + K_y^p(\dot{y}_c - \dot{y}) + K_y^i \int (\dot{y}_c - \dot{y}) dt]\end{aligned}\quad (6.55)$$

右侧发动机停车，在等效扰动量 w 作用下，系统响应如图 6.34 所示。实线表示方案一响应曲线，虚线表示方案二响应曲线。

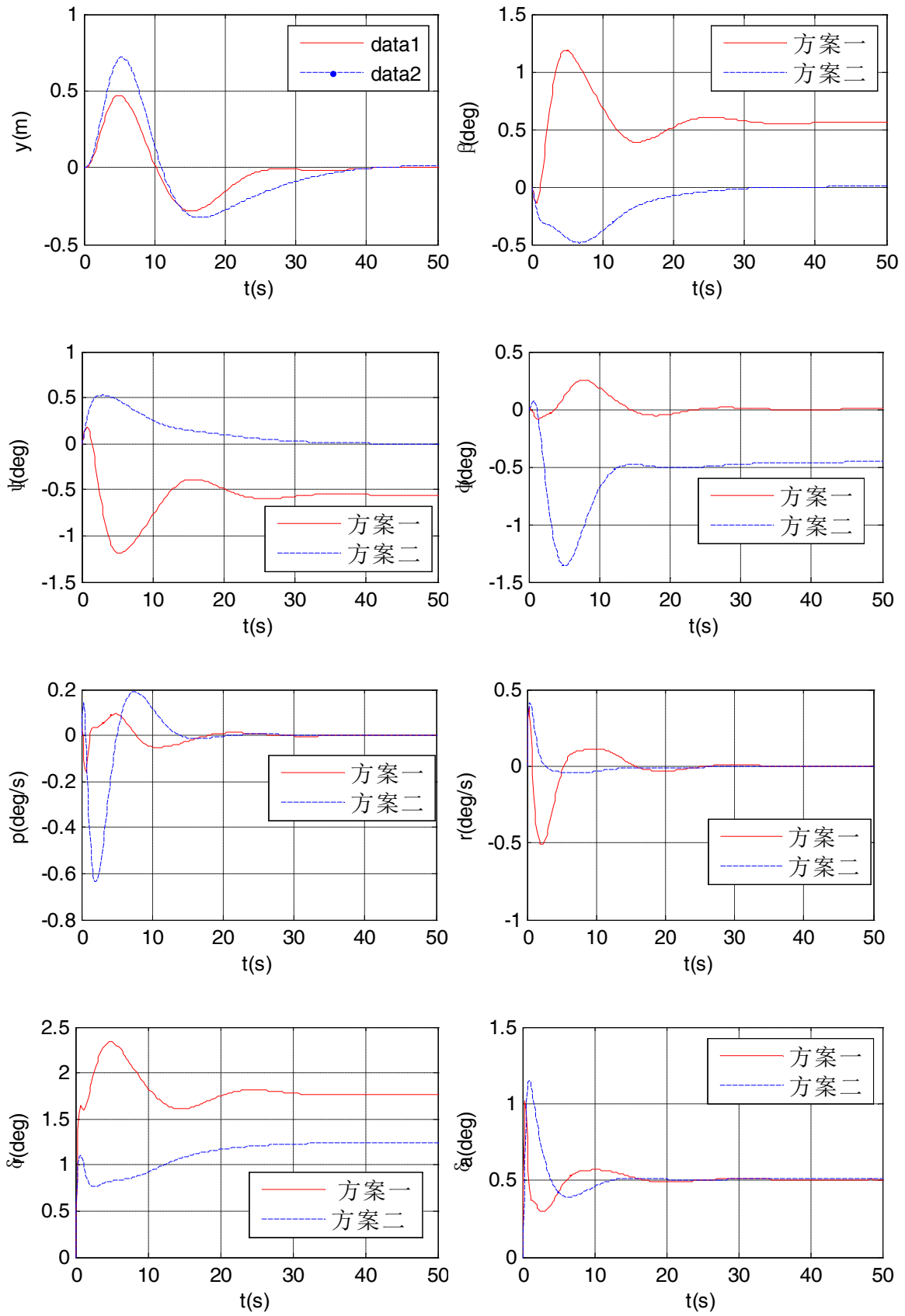


图 6.34 右发停车响应曲线

综上所述，两种重构方案整个调节过程动态及稳态响应都较好，尽管航迹方位角和侧向偏离调节时间较长，但数值都比较小，表明所设计的控制律具有较好的补偿效果。因此，单发停车后，两种重构飞行控制律都可使飞机姿态恢复平衡并且回到预定下滑轨迹。

6.5.2 着舰模式切换与安全控制

影响飞机安全着舰的因素有很多，比如甲板长度、舰上扰流、天气、能见度等。为保证着舰安全，具有多模态信息融合的全天候着舰引导控制系统（AWCLS）已得到实际应用。着舰阶段是从飞机进入精确雷达跟踪截获窗到触舰为止，期间飞机主要采用全自动着舰方式，舰载雷达实时检测飞机是否在规定的安全区飞行或数据链是否出现故障。假如飞行员接通自动驾驶仪时，飞机不落在自动着陆安全区内，则自动驾驶仪自动断开，飞行员按照飞行仪表的指示进行半自动人工着舰，这就涉及到模态转换技术。

1. 着舰安全区的建立

图6.35给出了AWCLS模态I、模态II纵向飞行轨迹的安全区边界。该边界区所允许的偏离理想下滑轨迹的最大垂直偏差是：离着舰点2621m时为 $\pm 15\text{m}$ ，离着舰点305m时为 $+3\text{m}$ 和 -1.5m ，305m以下没有定义。

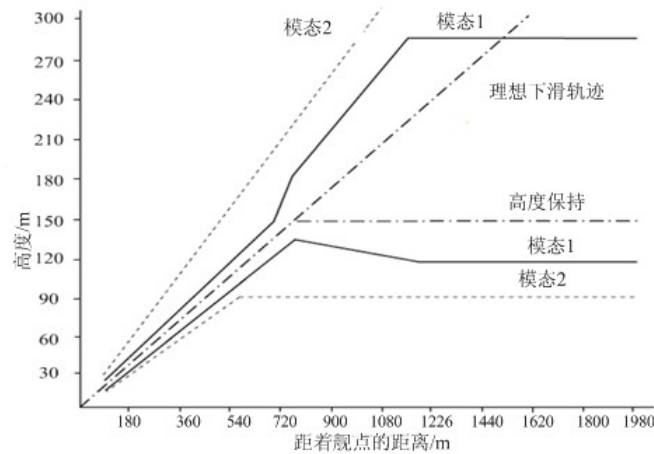


图 6.35 纵向飞行模态转换图

由图 6.35 给出安全区的曲线方程为（单位为 m）：

$$\begin{aligned}
 \text{模态I上边界} &= \begin{cases} 291.69(76 \leq t \leq 130) \\ 3.8t - 0.18(50.7 \leq t < 76) \\ 8.84t - 253.685(45.7 \leq t < 50.7) \\ 3.29t(0 \leq t < 45.7) \end{cases} \\
 \text{模态I下边界} &= \begin{cases} 121.92(76 \leq t \leq 130) \\ -0.6t + 167.555(50.7 \leq t < 76) \\ 2.7054t(0 \leq t < 50.7) \end{cases} \\
 \text{模态2上边界} &= 4.7549t(0 \leq t \leq 130) \\
 \text{模态2下边界} &= \begin{cases} 91.44(38 \leq t \leq 130) \\ 2.4049t(0 \leq t < 38) \end{cases}
 \end{aligned} \tag{6.56}$$

图 6.35 只给出了模态I、模态II的安全区边界，所以本节只讨论着舰过程中这两种模式之间的转换。飞机总的着舰时间为 56.3s，因此，根据曲线方程得出了着舰前 56.3s 的安全区如下图。图 6.36 中，0 代表复飞区，1 和 3 代表模态 II 的安全区，2 代表模态 I 的安全区，4 为报警区。

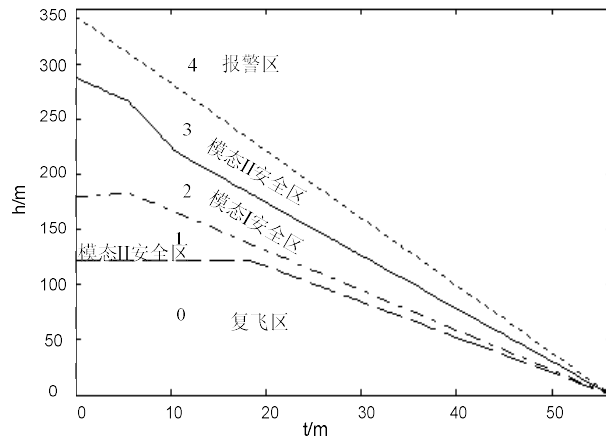


图 6.36 AWCLS 模态I和模态II的安全区图

2. 着舰模态转换

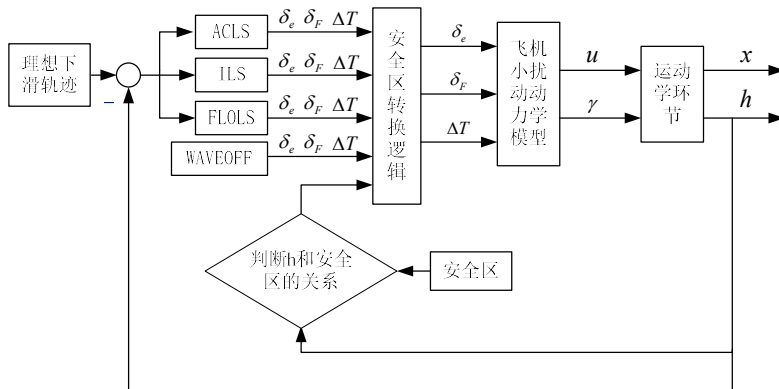


图 6.37 安全区时的仿真结构图

建立安全区时模态转换的仿真结构如图 6.37 所示。

图中各符号的含义为：

H_c —理想下滑指令，单位为 m ；

Γ_g —下滑偏差角，单位为 deg ；

H_b —光基准波束上的一点相对光基准波束的垂向偏离，单位为 m ；

δ_e —舵偏角，下偏为正，单位为 deg ；

δ_F —襟翼偏转角，下偏为正，单位为 deg ；

ΔT —发动机推力变化，单位为 N ；

u —稳定轴系 X 轴速度分量，单位为 m/s ；

γ —航迹倾斜角，单位为 deg ；

x —飞机距理想着舰点的水平距离，单位为 m ；

h —飞机距理想着舰点的垂直距离，单位为 m 。

图 6.35 已给出了 AWCLS 模态I和模态II的安全区范围，当在不同的时刻加入不同的下沉干扰速率时，飞机将进入不同的安全区，模态之间将相互转换。

(1) 25s 时加入干扰下沉速度 $\dot{h}_d = -7.5 \text{ m/s}$

仿真结果如图 6.38，图 6.39 所示。

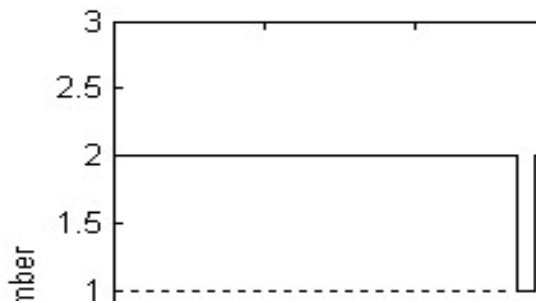


图 6.38 25s 时加入 $\dot{h}_d = -7.5 \text{ m/s}$ 的干扰时模态转换

注：图中，number 代表不同的模态，数值 1 表示模态I，数值 2 表示模态II，数值 0 表示复飞。

由图 6.38 可以看出，在整个着舰过程中，模态转换顺序为：模态I→模态II→模态I，54.9s 时转为复飞。出现这种状况是因为离着舰点 1000ft 以下没有给出数据，所以安全区的建立存在一定的盲区。实际上在 54.8s（着舰前 1.5s）时，由于引导雷达进入盲区，引导系统关闭，飞机已保持着舰时的姿态不变，所以最终可以实现安全着舰。

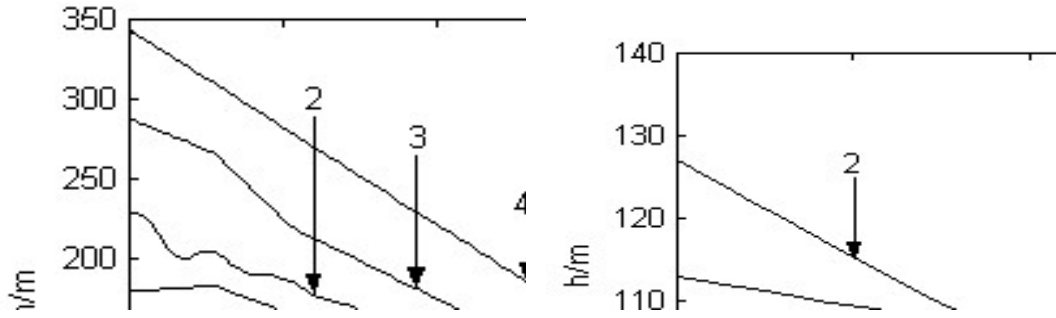


图 6.39 25s 时加入 $\dot{h}_d = -7.5 \text{ m/s}$ 干扰时飞行轨迹仿真图

注：图中，0 表示模式II下边界，1 表示模式I下边界，2 表示飞机的实际下滑轨迹，3 表示模式I上边界，4 表示模式II上边界。

图 6.39 (a) 中的曲线 2 给出了着舰轨迹。由图 6.39 (b) 可见，模式I和模式II实现了平滑转换，没有出现跳变现象。

(2) 30s 时加入干扰下沉速度 $\dot{h}_d = -7.5 \text{ m/s}$

仿真结果如图 6.40，图 6.41 所示。

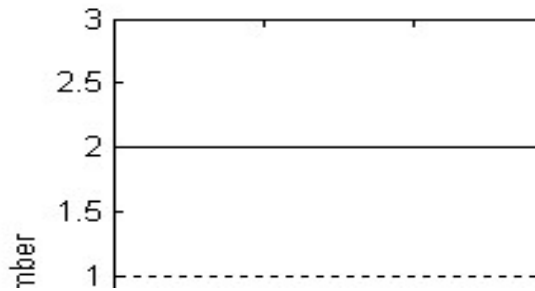


图 6.40 30s 时加入 $\dot{h}_d = -7.5 \text{ m/s}$ 干扰时模式转换

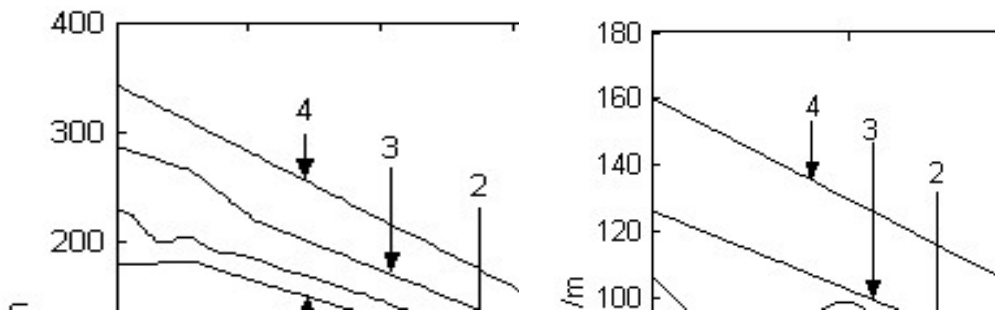


图 6.41 30s 时加入 $\dot{h}_d = -7.5 \text{ m/s}$ 干扰时飞行轨迹图

由图 6.40 可知，在整个着舰过程中，模式转换顺序为：模式I→模式II→模式I→模式II→复飞，在 40.53s 的时候飞机进入复飞区，飞机被拉起，重新盘旋，等待再次着舰。图 6.41 (a) 中的曲线 2 为着舰轨迹，图 6.41 (b) 为模式转换时的放大图，实现了平滑过渡。

思考题

1. 分析舰载机低动压特性及其对着舰增稳控制的影响。
2. 舰载机动力补偿有哪两种方式？并简述其优缺点。
3. 舰载机菲涅尔透镜着舰终端误差的含义是什么？并简述在着舰精度分析中的作用。
4. 远程激光引导对中和近距激光对中控制的区别体现在哪几个方面？
5. 飞行员在仪表着舰和光学助降中需要重点关注的视觉标识有哪些？
6. 有哪些飞行主动控制技术可以应用到着舰控制中？并简述其对着舰的影响。
7. 单发停车后，对自然飞机气动力学的影响有哪些？有哪些平衡控制策略？
8. 全天候着舰有哪些模态？并分析其切换逻辑关系。