

doi: 10.7690/bgzdh.2016.03.021

舰载机自动着舰控制系统设计与仿真

高 丽, 吴文海, 梅 丹, 曲志刚

(海军航空工程学院青岛校区, 山东 青岛 266041)

摘要: 为了进一步提高着舰精度, 针对具有舰尾流扰动、参数不确定以及非线性干扰的着舰控制问题, 设计 L_1 自适应增广控制器。该控制器具有分段连续自适应律, 用于补偿着舰纵向内回路中存在的舰尾流干扰和不确定性的不利影响。将其应用到舰载机自动着舰纵向控制系统。仿真结果表明: L_1 自适应控制器能够处理参数不确定性等不利情况, 并且具有抑制稳态尾流的能力, 实现了自动着舰轨迹精确跟踪控制。

关键词: L_1 自适应控制; 自动着舰; 参数不确定性

中图分类号: TJ83 **文献标志码:** A

Design and Simulation of Automatic Carrier Landing Control System

Gao Li, Wu Wenhai, Mei Dan, Qu Zhigang

(Qingdao Branch, Naval Aeronautical Engineering Institute, Qingdao 266041, China)

Abstract: For further improving landing precision, aiming at the landing control at situation such as ship wake disturbance, parameter uncertainty, and non-linear disturbance, design L_1 adaptive augmentation controller. The controller has piecewise continuous adaptive law to compensate bad influence of ship wake disturbance and uncertainty in ship longitudinal inner loop. Use it in carrier-based aircraft automatic landing longitudinal control system, the simulation results show that L_1 adaptive controller can deal with system uncertainties, restrain steady ship wake, and realize automatic landing trajectory precise tracking control.

Keywords: L_1 adaptive control; automatic carrier landing; parametric uncertainty

0 引言

舰载机着舰控制问题已成为近期的研究热点, 多种方法已经应用于着舰控制中。早期主要集中于经典和鲁棒控制方法^[1-3], 用于解决自动着舰控制系统的参数优化、提高控制精度和系统鲁棒性、降低数据链噪音的不利影响等问题。经典 PID 引导控制律简便直观, 易于工程实现; 但是其设计在一定程度上基于经验和试凑, 不易满足高性能的控制要求。非线性控制方法在飞行控制上的应用已经比较成熟, 近年来模糊逻辑、非线性动态逆、滑模控制^[4-5]等方法也已经应用于着舰控制; 但是由于着舰控制

问题非常复杂, 将非线性控制方法应用于着舰控制还需要深入研究如何保证着舰安全性。笔者主要研究如何将 L_1 自适应方法^[6-7]应用到自动着舰控制上, 用于补偿恶劣着舰环境等不确定性的影响, 以进一步提高着舰精度。

1 着舰控制系统建模与分析

1.1 舰载机动力学建模

基于飞行器建模的一般假设, 不难给出舰载机六自由度非线性运动方程的一般形式, 具体推导过程可参考文献[8-9]。

舰载机在航迹坐标系中的质心运动方程为

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dv_k}{dt} &= T - D - C\beta_w + L\alpha_w - mg \sin \gamma \\ mv_k \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} &= T [\sin \mu (\alpha_k + \sigma) - \beta_k \cos \mu] + [(C - D\beta_w) \cos \mu + (L + D\alpha_w) \sin \mu] \\ -mv_k \frac{d\gamma}{dt} &= T [-\cos \mu (\alpha_k + \sigma) - \beta_k \sin \mu] + [(C - D\beta_w) \sin \mu - (L + D\alpha_w) \cos \mu] + mg \cos \gamma \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中 α_w 、 β_w 分别为突风迎角和突风侧滑角。

其中

$$\left. \begin{aligned} \alpha_w &= \alpha - \alpha_k \\ \beta_w &= \beta - \beta_k \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

α 和 β 由 2 部分组成: 一部分是由风速造成的 α_w 和 β_w , 另一部分是由航迹速度造成的 α_k 和 β_k 。着舰时舰尾流风速远小于舰载机空速 v_a , 可近似求出 α_w 及 β_w 值

收稿日期: 2015-12-02; 修回日期: 2015-12-30

作者简介: 高 丽(1982—), 女, 山东人, 博士, 讲师, 从事先进飞行控制技术研究。

$$\left. \begin{aligned} \alpha_w &\approx (w - w_k) / v_a = -w_w / v_a \\ \beta_w &\approx (v - v_k) / v_a = -v_w / v_a \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

相对于大地坐标系的运动学方程为

$$\begin{bmatrix} dx_g / dt \\ dy_g / dt \\ dz_g / dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{kg} \\ v_{kg} \\ w_{kg} \end{bmatrix} = T_{gk} \begin{bmatrix} v_k \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = v_k \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} \quad (4)$$

假设舰载机具有对称平面 $Ox_b z_b$ ，因而

$I_{xy} = I_{yz} = 0$ 。舰载机转动动力学方程为

$$\begin{bmatrix} I_x dp / dt - I_{xz} dr / dt \\ I_y dq / dt \\ I_z dr / dt - I_{xz} dp / dt \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} (I_z - I_y)qr - I_{xz}pq \\ (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ (I_y - I_x)pq + I_{xz}qr \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_{roll} \\ M \\ N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ Te \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

根据机体坐标系与大地坐标系之间的转换关系，进而可得转动运动学方程

$$\begin{bmatrix} d\phi / dt \\ d\theta / dt \\ d\psi / dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

另外侧滑角、航迹速度迎角及航迹滚转角有如下关系

$$\left. \begin{aligned} \sin \beta &= \cos \gamma [\sin \phi \sin \theta \cos(\psi - \chi) - \cos \phi \sin(\psi - \chi)] - \sin \gamma \sin \phi \cos \theta \\ \sin \alpha_k &= \{ \cos \gamma [\cos \phi \sin \theta \cos(\psi - \chi) + \sin \phi \sin(\psi - \chi)] - \sin \gamma \cos \phi \cos \theta \} / \cos \beta \\ \sin \mu &= \{ \sin \gamma [\sin \phi \sin \theta \cos(\psi - \chi) - \cos \phi \sin(\psi - \chi)] + \cos \gamma \sin \phi \cos \theta \} / \cos \beta \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

将气动数据及上述动力学和运动学方程，并考虑舰尾流及甲板运动的影响，在 Matlab 环境中建立舰载机着舰非线性全量仿真模型。假设舰载机着舰下滑采取 $\gamma = -3.5^\circ$ 、 $\psi = 0^\circ$ 及 $\chi = 0^\circ$ 的常值状态，以一定的初值，求解出舰载机下滑状态的配平值。以该配平结果为初始条件，利用建立的着舰数学模型对扰流存在下，着舰下滑过程进行舰载机特性仿真分析，并作为后文控制律仿真和分析的基础。

1.2 着舰引导控制系统安全性的影响因素

舰载机着舰环境非常复杂。着舰时除了受到舰尾流等扰动的影响；母舰还会受浪涌影响产生纵摇、横摇、上下起伏等甲板运动，使甲板上的着舰点成为三自由度活动点；这些因素极大地增加了舰载机的着舰难度，严重影响着舰安全。

根据 MIL-F-8785C 军用规范，舰载机进近下

滑飞行进入距舰尾 800 m 水平距离范围后，受舰尾流扰动影响明显，航迹及各姿态角将发生变化。以下仿真说明舰尾流对着舰航迹的影响。

如图 1 所示，舰尾流中的周期性扰动及随机扰动对着舰航迹几乎不存在影响；而稳态尾流分量及随机自由大气紊流分量将使着舰航迹上偏于理想下滑道，产生较大的着舰误差。在着舰过程中，随机自由大气紊流分量使着舰航迹不断的上偏，并且上偏量随着作用时间的延长不断增大，对着舰航迹控制造成严重影响；稳态尾流分量同样使舰载机上偏，但是由于稳态尾流值由距舰尾距离的变化规律决定，因此上偏量在一定距离之后趋于平稳。

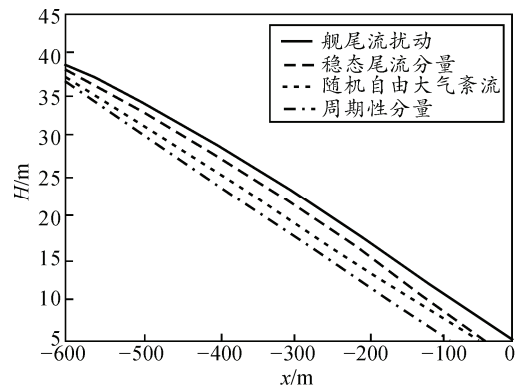


图 1 舰尾流对舰载机着舰航迹的影响

航母在航行时，由于受到风浪等因素的影响，会产生各种不规则运动，以纵摇、横摇和升沉对航母的影响最为显著。图 2 说明甲板运动使舰载机产生了着舰误差，其中纵摇与升沉运动对舰载机着舰点相对于理想着舰点产生的误差起主要作用，而横摇影响不大。

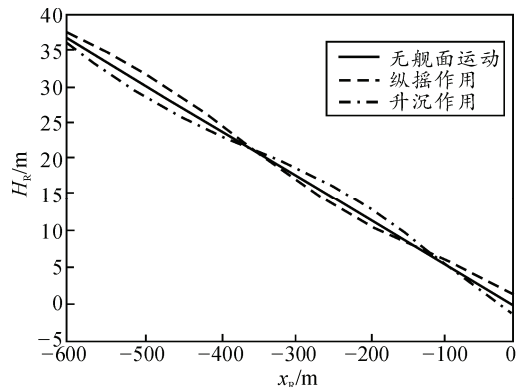


图 2 甲板运动对舰载机着舰航迹的影响

另外，着舰引导系统引导信息的误差、舰面效应、人的因素等也直接影响着舰的准确性与安全性。为了克服这些不利因素，必须开发对航迹跟踪控制性能好，对各种不确定性抗干扰能力强，具有鲁棒性的自动着舰引导控制系统。

2 舰载机着舰引导控制系统设计

2.1 着舰飞行控制系统结构

传统着舰控制律设计中，早期一般通过姿态角控制实现航迹控制，后来引入 \dot{H} 反馈以加快纠偏速度、有效抑制气流扰动。舰载机着舰引导控制系统基本结构如图 3 所示，引导律的作用是滤除噪声并

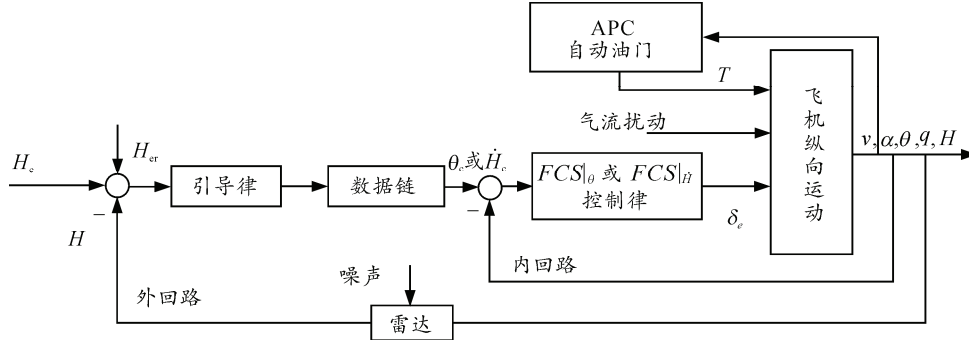


图 3 自动着舰引导系统仿真结构

2.2 L_1 自适应姿态控制器设计

具有迎角恒定的动力补偿系统的飞机动力学具有短周期特性；因此，设计姿态控制系统时可采用短周期动力学。不考虑重力和推力的影响，刚体飞机俯仰动力学可以表示^[10]为

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= (A + \Delta A)x(t) + b(\lambda u_c + f(t, x)) \\ y(t) &= c^T x(t) \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中： $A = \begin{bmatrix} Z_\alpha & 0 & Z_q \\ 0 & 0 & 1 \\ M_\alpha & 0 & M_q \end{bmatrix}$ ； $b = \begin{bmatrix} Z_{\delta_c} \\ 0 \\ M_{\delta_c} \end{bmatrix}$ ； $c^T = [0 \quad 1 \quad 0]$ ；

$x = [\alpha \quad \theta \quad q]^T$ 。其中： α 是迎角， θ 是俯仰角， q 是俯仰角速度；控制 u 为升降舵偏转角 δ_c ； ΔA 表示未知系统矩阵不确定性； λ 是符号已知的未知常数，表示伺服控制舵面的故障； $f(t, x)$ 表示未知被控对象俯仰力矩非线性不确定性以及外部时变干扰。

控制指令信号

$$u_c(t) = u_n(t) + u_{ad}(t) \quad (9)$$

设计标称固定增益控制器 $u_n(t)$ 稳定飞机并且使得输出 $y(t)$ 跟踪指令 $r(t)$

$$u_n(t) = -K_x^T x(t) + K_g r(t) \quad (10)$$

式中 K_x^T 和 K_g 分别为标称反馈和前馈增益矩阵， $r(t)$ 是分段连续且有界的向量，并且 $|r(t)| \leq r_0$ 。指令输入 $r(t) = \theta_{cmd}(t)$ 。

当不存在不确定性 ($\Delta A = 0, \lambda = 1, f = 0$) 时，线

将着舰过程中的高度误差转化为姿态角或升降速度指令，飞控系统控制律按照通过数据链传输的引导指令控制飞机沿理想下滑轨迹安全着舰。

笔者针对具有不确定动力学影响、控制舵面故障以及非线性干扰的姿态控制问题，设计 L_1 自适应增广控制器，作为下滑着舰控制的内回路控制器，研究其对着舰轨迹的跟踪能力以及抗干扰能力。

性闭环动态具有形式如下：

$$\dot{x}_m = \underbrace{(A - bK_x^T)}_{A_m} x_m + \underbrace{bK_g}_{b_m} r \quad (11)$$

式中 A_m 是 Hurwitz 的。闭环系统 (11) 一般作为自适应设计的参考模型。

由式 (9)~式 (11)，闭环系统 (8) 可表示为

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A_m x(t) + b_m r(t) + b(\lambda u_{ad}(t) + \\ &\theta_1(t) \|x(t)\|_\infty + \sigma(t) + k_x^T x(t) + k_r r(t)) \end{aligned} \quad (12)$$

考虑如下状态预测器

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= A_m \hat{x}(t) + b_m r(t) + b(\hat{\lambda} u_{ad}(t) + \\ &\hat{\theta}_1^T(t) \|x(t)\|_\infty + \hat{\sigma}^T(t) + \hat{k}_x^T x(t) + \hat{k}_r r(t)) \\ \hat{y}(t) &= c^T \hat{x}(t) \quad \hat{x}(0) = x_0 \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

自适应参数估计由以下自适应律^[6]生成

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\theta}}_1(t) &= \Gamma_\theta \text{Proj}(\hat{\theta}_1(t), -\|x(t)\|_\infty \tilde{x}^T(t) P b) \quad \hat{\theta}_1(0) = \hat{\theta}_0; \\ \dot{\hat{\sigma}}(t) &= \Gamma_\sigma \text{Proj}(\hat{\sigma}(t), -\tilde{x}^T(t) P b) \quad \hat{\sigma}(0) = \hat{\sigma}_0; \\ \dot{\hat{\lambda}}(t) &= \Gamma_\lambda \text{Proj}(\hat{\lambda}(t), -u_{ad}(t) \tilde{x}^T(t) P b) \quad \hat{\lambda}(0) = \hat{\lambda}_0; \\ \dot{\hat{k}}_x(t) &= \Gamma_{k_x} \text{Proj}(\hat{k}_x(t), -x(t) \tilde{x}^T(t) P b) \quad \hat{k}_x(0) = 0; \\ \dot{\hat{k}}_r(t) &= \Gamma_{k_r} \text{Proj}(\hat{k}_r(t), -r(t) \tilde{x}^T(t) P b) \quad \hat{k}_r(0) = 0. \end{aligned} \quad (14)$$

式中： $\tilde{x}(t) = \hat{x}(t) - x(t)$ 是预测器误差； $\Gamma = \Gamma_i (i = \theta, \sigma, \lambda, k_x, k_r)$ 是自适应增益； P 是 Lyapunov 方程 $A_m^T P + P A_m = -Q, Q > 0$ 的解。投影算子^[11]确保自适应估计值不会超出各自的有界集：

$$\hat{\theta}_1(t) \in [-\theta_b, \theta_b], \quad \hat{\sigma}(t) \in [-\sigma_b, \sigma_b], \quad \hat{\lambda}(t) \in [\lambda_1, \lambda_u],$$

$$\hat{k}_x(t) \in [-L_x, L_x], \quad \hat{k}_r(t) \in [-L_r, L_r].$$

自适应控制律可由如下反馈回路生成^[6]

$$u_{ad}(s) = -kD(s)r_u(s). \quad (15)$$

式中 $r_u(t) = \hat{\lambda}u_{ad}(t) + \hat{\theta}_1(t)\|x(t)\|_\infty + \hat{\sigma}(t) + \hat{k}_x^T x(t) + \hat{k}_r r(t)$ ，
于是由式(13)~式(15)构成 L_1 控制器。

3 仿真与分析

仿真初始条件：下滑道入口高度 115 m，速度 52 m/s，基准迎角 4.27°，航迹下滑角 -3.5°，最后 8 s 加入扰动气流。PID 控制器利用 Matlab 工具进行非线性优化后得到参数为： $K_p = 0.612$ 、 $K_i = 0.099$ 、 $K_D = 0.827$ 、 $K_{DD} = 0.000$ 。系统具有不确定性：30% 升降舵效率故障，即 $\lambda = 0.7$ ；俯仰静不稳定性增加 20%，即 $M_{\alpha f} = 1.2M_{\alpha}$ 。假设甲板运动能够准确预测并补偿，并且动力补偿系统能够使得迎角保持恒定。

由图 4 可知：无不确定性时，标称控制器能够理想跟踪下滑线；具有上述不确定性时，迎角、俯仰角以及航迹角均受到较大的扰动，标称控制器的最终着舰垂直误差为 0.470 m，水平误差为 7.683 m，满足着舰规范要求，但不位于理想着舰偏差区，需要进一步减小偏差。

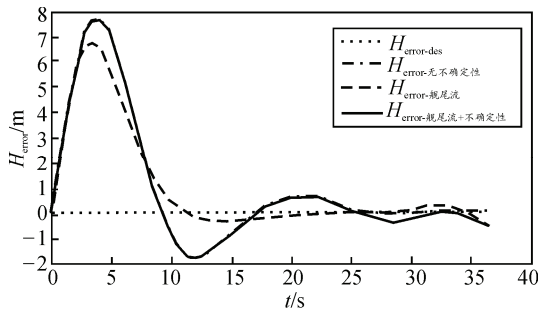


图 4 标称控制器下滑高度误差

由图 5 可知：考虑上述不确定性时，自适应补偿使得迎角、俯仰角以及航迹角均未受到较大的扰动，俯仰角和航迹角的变化趋势类似，应用 L_1 自适应控制器使得对气流扰动的抑制作用和处理其他不确定性的能力大大改善，最终着舰垂直误差为 -0.190 m，水平误差 -3.107 m，即在理想着舰点下方，满足着舰规范要求。

由上述分析和仿真结果表明： L_1 自适应着舰控制律能够较好地抑制舰尾流扰动，并且处理参数不确定性以及作动器故障等情况，能够保证控制舵面的偏转不超出伺服控制的饱和约束。

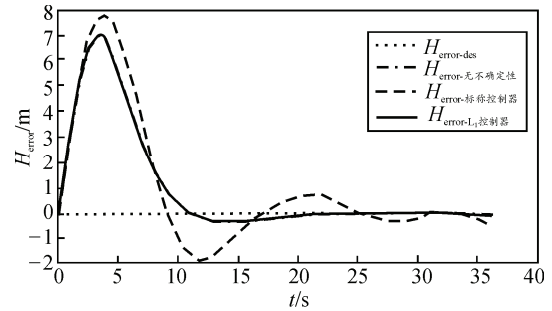


图 5 L_1 自适应控制器下滑高度误差

4 结论

笔者设计 L_1 自适应增广控制器解决舰尾流扰动、参数不确定性、舵面故障以及非线性干扰影响问题，并应用于纵向着舰控制中以提高着舰精度。仿真表明， L_1 自适应着舰姿态内回路控制器对着舰轨迹具有精确跟踪能力及抗干扰能力。

参考文献：

- [1] 彭兢. 舰载飞机进舰着舰的自动引导和控制研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2001: 71-117.
- [2] Nicholas A. Automated Carrier Landing of an Unmanned Combat Aerial Vehicle Using Dynamic Inversion[D]. Department of the Air Force Air University, 2007: 19-30.
- [3] Steinberg L, Marc, Anthony B P. A Comparison of Neural, Fuzzy, Evolutionary, and Adaptive Approaches for Carrier Landing[C]. Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. AIAA-2001-4085, 2001.
- [4] 邓娟. 舰载飞机自动着舰纵向控制系统设计的理论与仿真研究[D]. 上海: 复旦大学, 2010: 55-80.
- [5] 黄得刚, 章卫国, 邵山, 等. 舰载机自动着舰纵向控制系统设计[J]. 控制理论与应用, 2014, 31(12): 1731-1739.
- [6] Cao C, Hovakimyan N. Design and Analysis of a Novel L_1 Adaptive Control Architecture with Guaranteed Transient Performance[J]. IEEE Transactions on Automatic Control. 2008, 53(2): 586-591.
- [7] Wang J, Hovakimyan N, Cao C. Verifiable Adaptive Flight Control: Unmanned Combat Aerial Vehicle and Aerial Refueling[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(1): 75-87.
- [8] 肖业伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 77-81.
- [9] 胡国才, 王奇, 刘湘一, 等. 舰尾流对舰载飞机着舰轨迹和动态响应的影响[J]. 飞行力学, 2009, 27(6): 18-25.
- [10] Amir A, Hovakimyan N. Design Examples: Adaptive Tracking Control in The Presence of Input Constraints for a Fighter Aircraft and a Generic Missile[C]. San Francisco, CA: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2005: AIAA-2005-6444.
- [11] Pomet J B, Praly L. Adaptive Nonlinear Regulation: Estimation From the Lyapunov Equation[J]. IEEE Transactions in Automatic Control. 1992, 37(6): 729-740.