

doi: 10.7690/bgzdh.2022.07.005

## 基于改进动态逆的纵向着舰控制律设计

刘玥帆<sup>1</sup>, 李琛峰<sup>2</sup>, 李煜<sup>3</sup>

(1. 杭州应用声学研究所, 杭州 310023; 2. 中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089;  
3. 西北工业大学自动化学院, 西安 710129)

**摘要:** 针对舰尾气流和甲板运动影响着舰精度的问题, 提出一种基于自适应动态逆的纵向着舰控制律设计方法。建立舰载机模型、舰尾流和甲板运动模型, 基于自适应动态逆控制设计纵向自动驾驶仪, 并在 Lyapunov 稳定意义下证明了控制器的稳定性; 设计着舰引导律和迎角恒定的动力补偿器; 采用 Monte Carlo 模拟方法对建立的自动着舰控制系统进行仿真验证。仿真结果表明: 该自动着舰控制律具有更好鲁棒性, 能够削弱舰尾流和甲板运动的影响, 提高了着舰的精度。

**关键词:** 自动着舰控制系统; 自适应动态逆; 舰尾流; 甲板运动补偿; Monte Carlo 模拟

**中图分类号:** V249.1 **文献标志码:** A

## Design of Longitudinal Landing Control Law for Warship Based on Improved Dynamic Inversion

Liu Yuefan<sup>1</sup>, Li Chenfeng<sup>2</sup>, Li Yu<sup>3</sup>

(1. Hangzhou Applied Acoustics Research Institute, Hangzhou 310023, China;

2. AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Company Ltd., Xi'an 710089, China;

3. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

**Abstract:** Aiming at the problem that the ship wake airflow and deck motion affect the landing accuracy, a longitudinal control law design method based on selfadaptive dynamic inversion is proposed. The longitudinal autopilot is designed based on adaptive dynamic inversion control, and the stability of the controller is proved in the sense of Lyapunov stability; The Monte Carlo simulation method is used to verify the automatic carrier landing control system. Imulation result show that that control law has better robustness, can weaken the influence of ship wake and deck motion, and improve the precision of automatic carry landing.

**Keywords:** automatic carrier landing control system; selfadaptive dynamic inversion; ship wake; deck motion compensation; Monte Carlo simulation

### 0 引言

由于受到着舰环境和着舰条件的影响, 舰载机着舰相比于陆基飞机着陆更为复杂和危险, 根据美国海军对舰载机着舰统计, 舰载机进场和着舰的时间虽然仅占飞行时间的 4%, 但事故率高达 44.4%, 并且着舰阶段时间约占 1%, 事故率高达 20.1%; 因而, 舰载机驾驶员被称为“刀尖上的舞者”<sup>[1]</sup>。如何提高舰载机着舰的成功率一直是世界难题, 同时也是学者们研究的热点<sup>[2-5]</sup>。提升自动着舰系统的鲁棒性, 对提高舰载机着舰成功率和精度都有着重要意义。

着舰最后阶段的舰尾气流对飞行姿态的干扰以及复杂海况引起航母甲板的不确定偏移都会降低着舰的精度和成功率, 这就要求在设计自动着舰系统时, 必须采取有效措施来削弱舰尾气流和甲板运动

的干扰影响。通常, 采用鲁棒性强的控制算法设计自动着舰系统来抵御舰尾气流的干扰, 并且设计有效的甲板补偿器使得舰载机运动与甲板运动同步, 进而提高着舰精度<sup>[6]</sup>。文献[7]提出一种自适应模糊控制方法设计舰载机着舰控制系统, 通过调用襟翼通道控制权限提供直接升力, 实现快速的航迹跟踪。针对舰尾流影响, 文献[8]在固定参数寻优的基础上加入内回路补偿指令以实现对舰尾流的抑制。文献[9-10]基于  $L_1$  自适应控制设计了自动着舰系统控制律, 用  $L_1$  自适应控制的鲁棒性来减弱舰尾流对舰载机的影响。考虑舰尾气流和甲板运动的影响, 笔者基于自适应动态逆控制方法设计舰载机纵向的自动着舰控制律, 在舰尾流和甲板运动影响下, 采用 Monte Carlo 随机实验验证所设计的自动着舰系统的鲁棒性和准确性。

收稿日期: 2022-03-03; 修回日期: 2022-04-06

基金项目: 国家自然科学基金(62073266); 航空科学基金(201905053003)

作者简介: 刘玥帆(1994—), 男, 陕西人, 硕士, 从事飞行控制以及数据库与控制方法研究。E-mail: 475218292@qq.com。

### 1 舰载机着舰模型的建立

首先需要建立舰载机纵向动力学和运动学模型，为后续控制律设计提供可靠的模型支撑。不考虑横航向运动，舰载机俯仰角速度  $q$ 、俯仰角  $\theta$ 、迎角  $\alpha$ 、航迹倾斜角  $\gamma$  以及高度  $H$  动态方程如下：

$$\dot{q} = M/I_{yy}; \tag{1}$$

$$\dot{\theta} = q; \tag{2}$$

$$\dot{\gamma} = (T_{\max} \delta_t \sin \alpha + L - mg \cos \gamma)/mV; \tag{3}$$

$$\dot{H} = V \sin \gamma. \tag{4}$$

其中： $m$  为舰载机质量； $V$  为速度； $I_{yy}$  为绕  $y$  轴的动量矩； $T_{\max}$  为发动机最大推力； $\delta_t$  为油门开度，通常  $\delta_t \in [0, 1]$ ；此外， $M$  和  $L$  分别为俯仰力矩和升力，其展开形式如下：

$$\begin{aligned} M &= QS\bar{c}(C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{mq}q + C_{m\delta_e}\delta_e); \\ L &= QS(C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{Lq}q + C_{L\delta_e}\delta_e). \end{aligned} \tag{5}$$

式中： $Q = \rho V^2/2$  为动压， $V$  为速度， $\rho$  为大气密度； $S$  为舰载机机翼面积； $\bar{c}$  为平均气动弦长； $\delta_e$  为升降舵； $C_{m*}$  为与俯仰力矩相关的气动导数；同理， $C_{L*}$  为与升力相关的气动导数，通常这些气动导数由实际风洞实验或者 CFD 软件模拟计算得到。

### 2 着舰环境建模

由于舰载机着舰任务的特殊性，考虑到在着舰过程中大气紊流以及海浪波动造成的甲板运动都会降低着舰的成功率和着舰精度；因此，需要在自动着舰控制律设计过程中采取有效措施予以克服。首先对舰载机着舰过程中大气紊流和甲板运动进行定量描述。

笔者主要采用 MIL-F-8785C 军用标准来模拟舰载机距离航母 800 m 内的舰尾气流。通常舰尾气流由 4 部分组成：1) 自由大气紊流分量  $u_1, v_1, w_1$ ；

- 2) 雄鸡尾流  $u_2, w_2$ ；3) 尾流的周期性分量  $u_3, w_3$ ；
- 4) 尾流的随机分量  $u_4, v_4, w_4$ 。

各部分的具体表达式详见参考文献[10]，则总的舰尾气流  $u_{\text{total}}, v_{\text{total}}, w_{\text{total}}$  可表示为：

$$\begin{aligned} u_{\text{total}} &= u_1 + u_2 + u_3 + u_4; \\ v_{\text{total}} &= v_1 + v_4; \\ w_{\text{total}} &= w_1 + w_2 + w_3 + w_4. \end{aligned} \tag{6}$$

甲板平台随着海浪的波动而做平动和转动运动，其中平动包括垂荡、横荡和纵荡，转动运动包括纵摇、艏摇和横摇运动，笔者只考虑纵向的纵摇和垂荡运动。描述了中等海况下的纵摇和沉浮运动的拟合函数：

$$\begin{aligned} \theta_{\text{deck}} &= 0.5 \sin(0.6t) + 0.3 \sin(0.63t) + 0.25; \\ Z_{\text{deck}} &= 1.22 \sin(0.6t) + 0.3 \sin(0.2t). \end{aligned} \tag{7}$$

甲板的纵向运动  $H_{\text{deck}}$  与期望着舰点处的纵摇运动  $Z_{\text{deck}}$  和沉浮运动  $\theta_{\text{deck}}$  有关，两者之间的具体关系如下：

$$H_{\text{deck}} = Z_{\text{deck}} - 40.38\theta_{\text{deck}}. \tag{8}$$

### 3 自动着舰控制律设计

基于自适应动态逆的舰载机着舰纵向着舰控制律主要由基于自适应动态逆的自动驾驶仪、基于 PID 的着舰引导律以及迎角恒定的动力补偿控制器 3 部分构成。其中，基于 PID 的着舰引导律通过调整舰载机俯仰角，进而跟踪上指令信号，实现期望的下滑轨迹运动。而基于自适应动态逆的自动驾驶仪通过调整升降舵使舰载机跟踪上俯仰角指令。迎角恒定的动力补偿系统的设计思想：反馈迎角的变化量来调节发动机推力，使舰载机在姿态控制过程中始终保持所期望的下滑迎角  $\alpha_0$ ，进而保证航迹角对俯仰角具有良好的跟踪性能；因此，迎角恒定的动力补偿系统在保证迎角可控性的同时增强了下滑轨迹响应。纵向自动着舰控制律结构如图 1 所示。

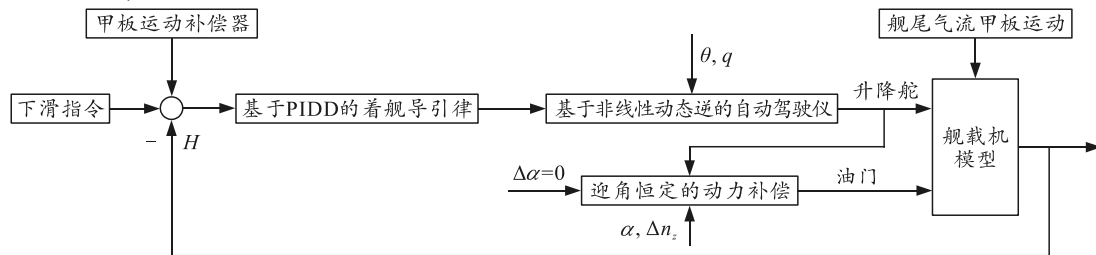


图 1 纵向自动着舰控制系统整体结构

由于常规非线性动态逆 (nonlinear dynamic inversion, NDI) 控制方法具有快速性好、解耦能力强的特点，因此被广泛应用于飞行控制设计中并成

功进行试飞验证<sup>[11-13]</sup>。与此同时，也暴露出该方法对模型不确定性和外部干扰缺少必要的鲁棒性；因此，笔者采用自适应策略对 NDI 控制进行改进，提

高 NDI 控制对干扰和不确定性的鲁棒性, 进而基于自适应 NDI (adaptive NDI, ANDI) 控制设计纵向着舰控制律, 用于削弱舰尾流对舰载机着舰的影响, 最终提高着舰精度。

考虑扰动对舰载机的影响, 式(2)描述的舰载机俯仰角动态可变为:

$$\dot{q} = f(x) + G(x)\Lambda\delta_e + \sigma(t). \quad (9)$$

其中:

$$\begin{aligned} f(x) &= \frac{QSc}{I_{yy}}(C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{mq}q); \\ G(x) &= \frac{QSc}{I_{yy}}C_{m\delta_e}. \end{aligned} \quad (10)$$

式中:  $f(x)$  为与升降舵无关的非线性项;  $G(x)$  为控制输入非线性项;  $x$  为舰载机状态;  $\Lambda$  为升降舵控制效能, 并且满足  $\Lambda \in (0, 1]$ , 当  $\Lambda=0$  表示升降舵完全丧失控制能力, 而  $\Lambda=1$  表示升降舵处于理想的状态;  $\sigma(t)$  为干扰的总和, 包括舰载机模型不确定性和舰尾流影响, 根据舰尾流成因可知  $\sigma(t)$  通常有界。

根据时标分离理论<sup>[14]</sup>可知: 由于俯仰角和俯仰角速度的响应速度不同, 因而采用串级控制完成舰载机俯仰角控制。具体来说, 舰载机俯仰角控制律分为俯仰角速度对俯仰角的控制和升降舵对俯仰角速度的控制 2 部分。其中, 俯仰角速度对升降舵的自适应动态逆控制律设计如下:

$$\delta_e = (G(x)\hat{\Lambda})^{-1}(v_q - f(x)) - \hat{\sigma}(t). \quad (11)$$

式中:  $\hat{\sigma}(t)$  和  $\hat{\Lambda}$  为  $\sigma(t)$  和  $\Lambda$  的估计值, 它们由自适应律计算出;  $v_q$  为角速度期望动态, 由线性控制器设计, 并且满足  $a > 0$ 。

$$v_q = -a(q - q_c). \quad (12)$$

基于投影算子的自适应律设计如下:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\sigma}}(t) &= \Gamma_1 \text{proj}(\hat{\sigma}(t), -\tilde{q}(t)); \\ \dot{\hat{\Lambda}}(t) &= \Gamma_2 \text{proj}(\hat{\Lambda}(t), -G(x)\tilde{q}(t)). \end{aligned} \quad (13)$$

在自适应律中:  $\Gamma_1$  和  $\Gamma_2$  为自适应增益:  $\text{proj}(\cdot, \cdot)$  为投影算子符, 具体为:

$$\text{Proj}(\theta, y) \triangleq \begin{cases} \frac{\theta_i^{\max} - \theta_i}{\varepsilon} y_i & \text{if } \theta_i > \theta_i^{\max} - \varepsilon, \text{ and } y_i > 0 \\ \frac{\theta_i - \theta_i^{\min}}{\varepsilon} y_i & \text{if } \theta_i < \theta_i^{\min} + \varepsilon, \text{ and } y_i < 0 \\ y_i & \text{其他} \end{cases}. \quad (14)$$

下面在 Lyapunov 意义下证明基于 ANDI 的俯仰

角速度控制器的稳定性。首先定义误差量:

$$\begin{aligned} \tilde{q}(t) &= q(t) - q_c(t); \quad \tilde{\sigma}(t) \triangleq \hat{\sigma}(t) - \sigma(t); \\ \tilde{\Lambda}(t) &\triangleq \hat{\Lambda}(t) - \Lambda(t). \end{aligned} \quad (15)$$

选取 Lyapunov 候选函数:

$$V(t) = \tilde{q}(t)\tilde{q}(t)/2 + \tilde{\sigma}(t)\tilde{\sigma}(t)/2\Gamma_1 + \tilde{\Lambda}(t)\tilde{\Lambda}(t)/2\Gamma_2. \quad (16)$$

显而易见对于任意  $t > 0$ , 都有  $V(t) \geq 0$ 。对 Lyapunov 函数求导:

$$\dot{V}(t) = \tilde{q}(t)\dot{q}(t) + \tilde{\sigma}(t)\dot{\hat{\sigma}}(t)/\Gamma_1 + \tilde{\Lambda}(t)\dot{\hat{\Lambda}}(t)/\Gamma_2. \quad (17)$$

进一步, 将式(9)、(11)以式(13)代入方程(17), 可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= -a\tilde{q}^2(t) - \tilde{q}(t)\tilde{\sigma}(t) - \tilde{q}(t)G(x)\tilde{\Lambda}(t)\delta_e(t) + \\ &\quad \tilde{\sigma}(t)\dot{\hat{\sigma}}(t)/\Gamma_1 + \tilde{\Lambda}(t)\dot{\hat{\Lambda}}(t)/\Gamma_2 = -a\tilde{q}^2(t) - \\ &\quad \tilde{\sigma}(t)(\text{proj}(\hat{\sigma}(t), -\tilde{q}(t)) + \tilde{q}(t)) - \tilde{\Lambda}(t)(\text{proj}(\hat{\Lambda}(t), \\ &\quad -G(x)\tilde{q}(t)) + G(x)\tilde{q}(t)) \leq -a\tilde{q}^2(t). \end{aligned} \quad (18)$$

因此, 当  $a > 0$  时, 基于 ANDI 的俯仰角度控制系统在干扰影响下是稳定。

考虑到式(2)中, 俯仰角速度与俯仰角速度存在显式关系, 因此采用比例控制器设计俯仰角控制律:

$$q_c = K_\theta(\theta_c - \theta). \quad (19)$$

其中: 比例增益  $K_\theta > 0$ ;  $\theta_c$  为俯仰角指令信号, 这里由着舰导引律解算给出。

在基于 ANDI 俯仰角控制的基础上, 采用的 PID 方法<sup>[15]</sup>设计纵向导引律, 设计结果为:

$$\theta_c = \theta_0 + K_1 \left( K_H + \frac{K_{H_i}}{s} + K_{H_d}s + K_{H_{dd}}s^2 \right) (H_c - H). \quad (20)$$

式中:  $\theta_0$  为平飞时俯仰角;  $H_c$  为高度指令;  $K_1, K_H, K_{H_i}, K_{H_d}$  和  $K_{H_{dd}}$  为增益系数。

采用比例-积分控制方法设计迎角恒定的动力补偿系统。为了抑制升降舵二等偏转对速度和迎角的影响, 在补偿系统的控制结构中引入升降舵操纵指令  $\Delta\delta_e$ 。引入法向过载信息  $\Delta n_z$  来增加阻尼, 进而保证舰载机具有阻尼良好的长周期运动模式<sup>[16]</sup>。综上所述, 迎角恒定的动力补偿系统控制律的整体结构为:

$$\Delta\delta_T = (K_\alpha + K_{\alpha_i}/s)\Delta\alpha + K_{n_z}\Delta n_z - K_{\delta_e}\Delta\delta_e. \quad (21)$$

式中  $K_\alpha, K_{\alpha_i}, K_{n_z}$  和  $K_{\delta_e}$  为增益系数。

由于受到海浪影响, 舰载机着舰平台不再是固定的, 而是随海浪的运动而运动。因而甲板的受迫运动严重影响舰载机着舰成功率和着舰点的精度。通常在舰载机下滑指令中根据甲板运动而加入相应甲板运动补偿指令, 使舰载机运动与甲板运动同步,

进而消除甲板运动对舰载机着舰的影响<sup>[17]</sup>。由于甲板运动的频带为 0.2~0.8 rad/s，因此设计甲板补偿器  $G_{DMC}(j\omega)$ 使之在式(22)中成立：

$$G_{DMC}(j\omega)G_{ACLS}(j\omega)|_{\omega=0.2-0.8 \text{ rad/s}} \approx 1。 \quad (22)$$

文献[18]通常在自动着舰系统中采用式(23)的结构形式设计甲板补偿系统：

$$G_{DMC}(s) = K_{DMC} \left( \frac{\tau_{DMC}s + 1}{T_{DMC}s + 1} \right) \left( \frac{s^2 + 2\xi_{DMC}\omega_{DMC}s + \omega_{DMC}^2}{(T_{DMC}s + 1)^3} \right)。 \quad (23)$$

采用最小二乘法来确定甲板补偿系统(23)中的各个参数，最终甲板补偿器设计结果如下：

$$G_{DMC}(s) = \frac{2.93s^3 + 1.36s^2 + 1.45s + 0.29}{0.0625s^4 + 0.5s^3 + 1.5s^2 + 2s + 1}。 \quad (24)$$

### 4 实验结果与分析

选取高度为 400 m，速度为 80 m/s 作为舰载机的初始平飞条件，此时，飞机配平状态  $\theta = \alpha = 8.1^\circ$ 。假设初始时刻舰载机距离航母 5 300 m，航母以 16 m/s 的速度前行。在下滑阶段，给定舰载机自动着舰系统 3.5 m/s 斜率的下滑指令，当舰载机与航母相距 1 000 m 时加入舰尾气流和甲板运动干扰。

由于甲板运动和舰尾气流扰动具有不确定性，因此引入 Monte Carlo 模拟来验证所设计的纵向自动着舰系统对干扰的鲁棒性。在初始条件等因素一定的前提下，仅改变甲板运动和随机舰尾流，进行 100 组模拟着舰仿真，仿真结果如图 2—4 所示。

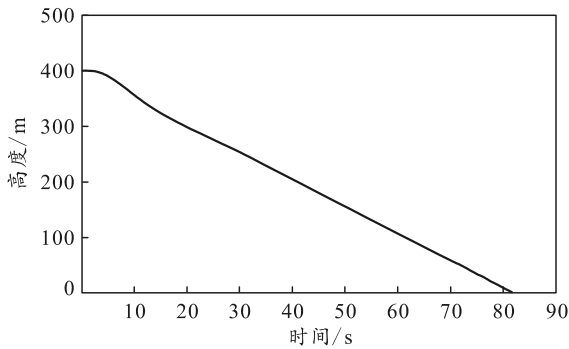


图 2 高度变化

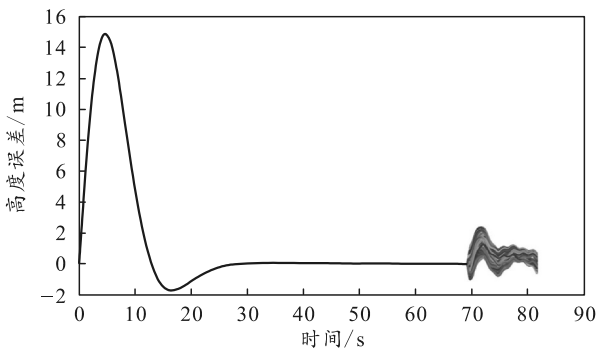


图 3 高度误差

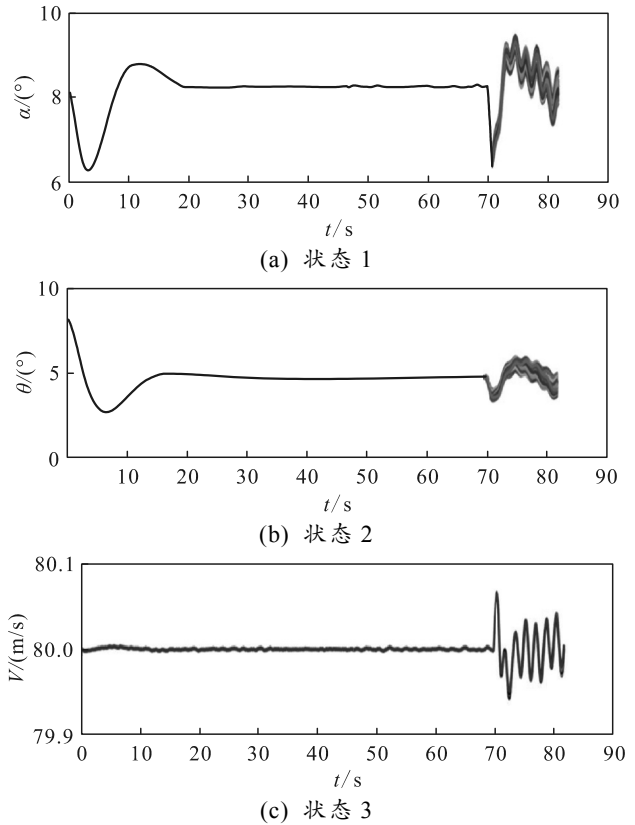


图 4 舰载机状态变化

从仿真结果能看出，所设计的基于 ANDI 的纵向自动着舰系统能够达到满意的着舰效果。在着舰最后阶段(70 s)，迎角俯仰角因甲板运动和舰尾气流不同而发生变化，但在自动着舰控制律的调整下，状态都快速地趋于收敛。整体上来看，Monte Carlo 模拟仿真证明了所设计的自动着舰系统的鲁棒性以及甲板运动补偿器的有效性，基于 ANDI 控制所设计的自动着舰系统能够明显削弱舰载机在着舰末端受到的舰尾流和甲板运动的干扰影响，提高舰载机的着舰精度。

为了突出笔者所提方法的着舰性能，采用常规 PID 着舰控制方法作为对比仿真组，对比结果如图 5—7 所示。

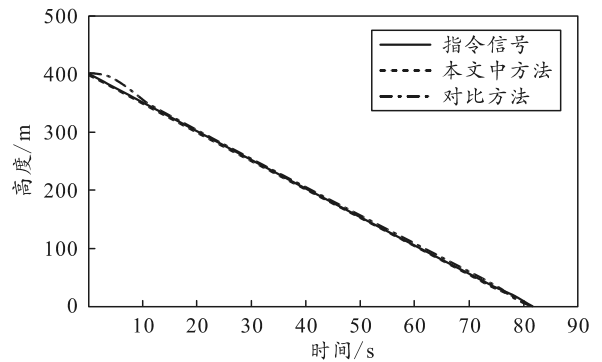


图 5 高度对比

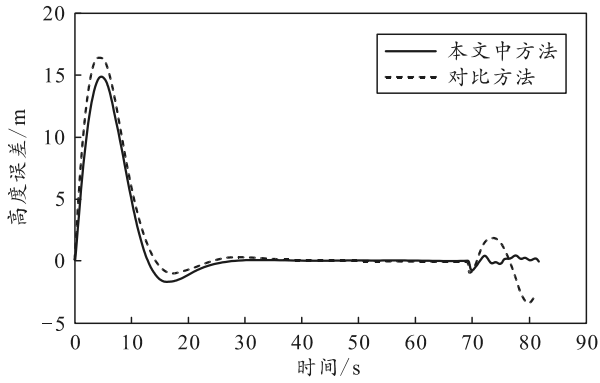
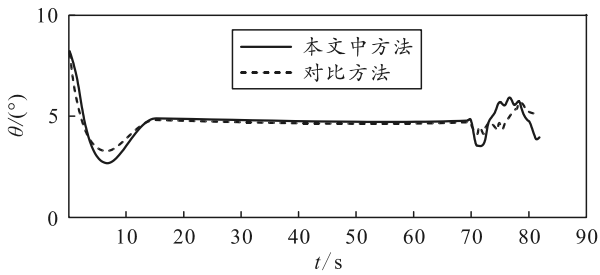
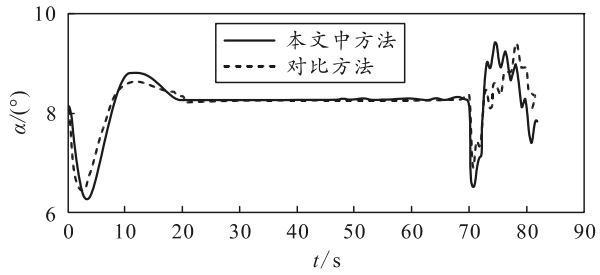


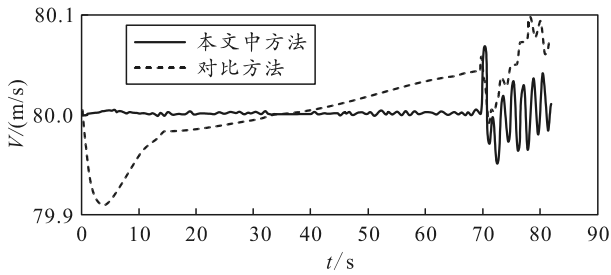
图 6 高度误差对比



(a) 状态 1



(b) 状态 2



(c) 状态 3

图 7 舰载机状态对比

从仿真结果来看，在相同调节时间的前提下，笔者所提方法在调整高度的过程中超调量更小。在加入甲板运动和舰尾流干扰(约 70 s)后，舰载机状态发生突变，相比而言，笔者所提方法控制效果更好，不仅高度误差更小，而且具有收敛的趋势，而对比方法虽然高度误差满足着舰要求，但仍存在一定的波动。

为了进一步验证所设计甲板运动补偿器的有效性，对比加入甲板运动补偿器前后舰载机的着舰轨迹，仿真结果如图 8—10 所示。

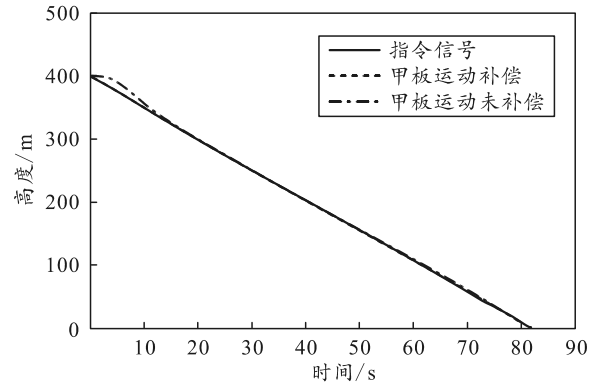


图 8 加入甲板运动补偿前后的高度对比

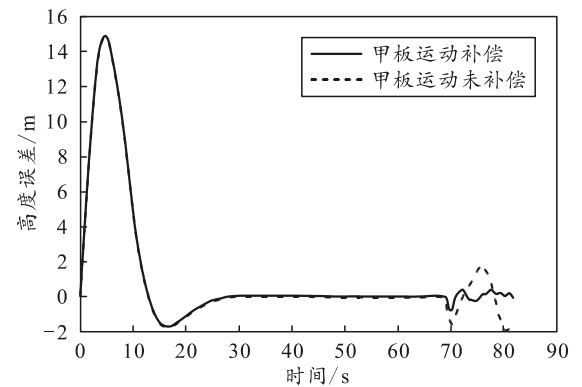
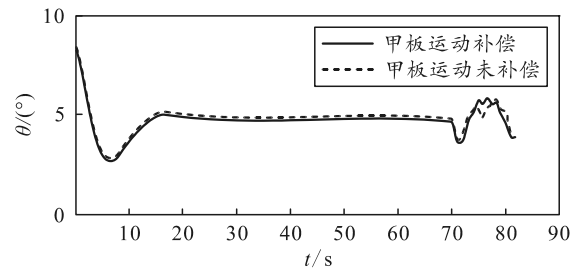
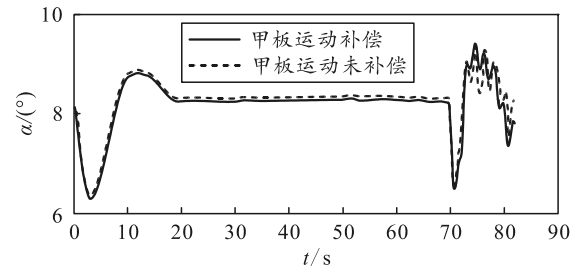


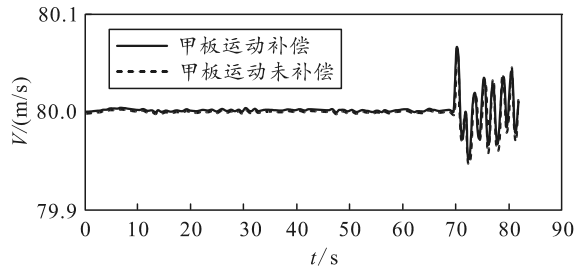
图 9 加入甲板运动补偿前后的高度误差对比



(a) 状态 1



(b) 状态 2



(c) 状态 3

图 10 加入甲板运动补偿前后的舰载机状态对比

从对比结果来看, 加入甲板运动补偿器后, 舰载机着舰误差保持在 $\pm 0.5\text{ m}$ 之内, 而在相同条件下, 未加甲板运动补偿的着舰误差则在 $\pm 2\text{ m}$ 之内; 因此, 所设计的甲板运动补偿能够有效缩小着舰误差, 提高了舰载机着舰准确性。

### 5 结束语

笔者基于 ANDI 控制方法设计了舰载机自动着舰控制律, 并且验证其鲁棒性和准确性。考虑到舰尾流和甲板运动对舰载机着舰精度的影响, 分别采用自适应动态逆控制方法提高控制律的鲁棒性以及加入甲板运动补偿器的策略来削弱甲板运动干扰的影响, 进一步提高舰载机着舰的安全性和着舰精度。仿真实验通过 Monte Carlo 模拟和对比实验证明了所设计的自动着舰控制律的鲁棒性和先进性, 以及甲板运动补偿器的有效性, 能够有效削弱舰尾气流和甲板运动对着舰的干扰影响。该研究对提高舰载机着舰精度以及自动着舰控制系统的鲁棒性作出了一定的贡献。

### 参考文献:

[1] 杨智博. 舰载机自动着舰系统纵向控制策略研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2020.

[2] 高丽, 吴文海, 梅丹, 等. 舰载机自动着舰控制系统设计与仿真[J]. 兵工自动化, 2016, 35(3): 86-89.

[3] 吴文海, 张杨, 胡云安, 等. 舰载机着舰非线性反演控制方法研究进展[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(7): 1578-1587.

[4] 朱齐丹, 杨智博, 鲁鹏, 等. 基于动态递归神经网络的自动着舰系统设计[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2019(9): 6.

[5] RUI D, DUAN H. Lévy flight based pigeon-inspired optimization for control parameters optimization in  
\*\*\*\*\*  
(上接第 11 页)

[15] DIEHL P U, NEIL D, BINAS J, et al. Fast-classifying, high-accuracy spiking deep networks through weight and threshold balancing[C]// International Joint Conference on Neural Networks. IEEE, 2015.

[16] BODO R, IULIA-ALEXANDRA L, HU Y, et al. Conversion of Continuous-Valued Deep Networks to

automatic carrier landing system[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 61: 11-20.

[6] 张永花. 舰载机着舰过程甲板运动建模及补偿技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

[7] 孙笑云, 江驹, 甄子洋, 等. 舰载飞机自适应模糊直接力着舰控制[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(2): 359-366.

[8] 张智, 李佳桐, 董然, 等. 针对舰艇流抑制的 ACLS 纵向控制律优化设计[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2016, 37(6): 10.

[9] LI Y, LIU X, ZHAO H, et al. Design of control law for Carrier-based Aircraft based on L1 adaptive control[C]// 2018 IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference (GNCC). IEEE, 2018: 1-6.

[10] 李煜, 刘小雄, 李吉宽, 等. 基于 L1 自适应着舰纵向控制与特性分析[J]. 计算机测量与控制, 2018, 26(12): 120-124.

[11] 杜金刚. 基于动态逆方法的飞行控制系统设计与仿真[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.

[12] 吕永玺, 章卫国, 史静平, 等. 基于改进动态逆方法的非定常气动力下过失速机动控制律设计[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(3): 9.

[13] 刘重, 高晓光, 符小卫, 等. 基于反步法和非线性动态逆的无人机三维航路跟踪制导控制[J]. 兵工学报, 2014, 35(12): 2030-2040.

[14] CHOW J, KOKOTOVIC P. Two-time-scale feedback design of a class of nonlinear systems[J]. Automatic Control, IEEE Transactions on, 1978, 23(3): 438-443.

[15] 郭锁凤. 先进飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 210-226.

[16] 张玉洁, 杨一栋. 保持飞行迎角恒定的动力补偿系统性能分析[J]. 飞行力学, 2006, 24(4): 30-33.

[17] 曲浩, 郭润兆, 丁兴志. 舰载机着舰纵向甲板运动补偿系统设计[J]. 航空科学技术, 2016, 27(12): 13-17.

[18] 张智. 航母舰载机全自动引导着舰技术[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2016: 134-139.

\*\*\*\*\*  
Efficient Event-Driven Networks for Image Classification[J]. Frontiers in Neuroscience, 2017, 11: 682.

[17] LIANG S, KHOO Y, YANG H. Drop-Activation: Implicit Parameter Reduction and Harmonious Regularization[J]. Communications on Applied Mathematics and Computation, 2020, 3(3): 293-311.