

# 自动着舰纵向飞行控制系统操纵性能优化

董然<sup>1</sup>, 张鲲鹏<sup>2</sup>, 王啸枫<sup>1</sup>, 王立鹏<sup>3</sup>, 李佳桐<sup>4</sup>

1. 北京石油化工学院信息工程学院, 北京 102617
2. 中国船舶工业系统工程研究院航空系统研究所, 北京 100094
3. 哈尔滨工程大学智能科学与工程学院, 哈尔滨 150001
4. 中船重工集团公司第704研究所, 上海 200031

**摘要** 自动着舰引导系统能辅助高性能舰载机实现全自动安全、平稳着舰, 其飞行控制系统须具备良好操纵性能。基于系统稳定性理论、F/A-18A 舰载机测试数据和控制系统时域响应优化方法, 提出了一种参数设计方法, “自内向外”逐环优化了自动着舰纵向飞行控制系统参数。仿真验证表明, 该系统经参数整定后的指令响应优于 F/A-18A 的测试结果。

**关键词** 自动着舰; 操纵性; 纵向控制; 飞行数据

舰载机着舰阶段环境干扰强、控制变量多且精度要求高, 操作难度很大。为缓解飞行员压力、提高着舰成功率, 美国于 20 世纪 50 年代开始研究自动着舰技术, 并于 20 世纪 80 年代初率先实现真正意义上的全自动着舰, 即通过自动着舰引导系统 (automatic carrier landing system, ACLS) 使高性能固定翼舰载机“无需手控、全天候、全自动”回收<sup>[1]</sup>。自 20 世纪 80 年代正式列装至今, ACLS 不断升级完善, 目前已应用于多个机型, 例如用于保障 F-18 和

F-35 舰载机自动上舰的 AN/SPN-46 系统, 以及引导中型无人旋翼机“火力侦察兵”全自动回收的 UCARS 系统。在飞行员无法胜任的极端着舰环境下 (如大雾和沙尘天气), ACLS 发挥了难以替代的重要作用<sup>[1-4]</sup>。

ACLS 主要由甲板运动补偿系统和自动飞行控制系统 (automatic flight control system, AFCS) 组成, AFCS 分为舰载、机载两部分: 舰载部分负责解算着舰引导律, 机载部分按具体功能又分为控制增

收稿日期: 2020-04-17; 修回日期: 2020-08-31

基金项目: 国家自然科学基金项目 (61803116); 国防科工局技术基础科研项目 (JSZL2017206B005); 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目 (3072019CFJ0405)

作者简介: 董然, 讲师, 研究方向为海上作业与保障技术, 电子邮箱: dongran@bupt.edu.cn

引用格式: 董然, 张鲲鹏, 王啸枫, 等. 自动着舰纵向飞行控制系统操纵性能优化[J]. 科技导报, 2020, 38(21): 144-149; doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2020.21.018



为保证 ACLS 短周期响应品质,图 1 中,俯仰角速率控制回路的结构与飞行员着舰模式下 CAS 的相同:引入比例-积分控制目的是提升系统响应速度、消除稳态误差,其中积分增益通常取值较大以获得平坦的低频响应,有利于紊流环境下的快速配平;为使内回路频率响应相位超前,避免放大指令信号中噪声,在反馈支路引入滞后-超前滤波器<sup>[8-9]</sup>。根据被控对象机构特点,设置舵面偏转范围 $-25^{\circ}\sim+17^{\circ}$ 、速率限制在 $\pm 40(^{\circ})/s$ 以内,俯仰速率指令限制在 $\pm 3(^{\circ})/s$ 以内。不考虑结构模态影响,故未设计结构滤波器。

F/A-18A 的自动着舰控制律将舰载机进场高度变化率作为被控量。考虑到舰载机着舰阶段速度基本保持不变,由  $\dot{h}$  的偏量表达式(2)可知,控制  $\dot{h}$  等效为控制  $\gamma$ ,而为了改善系统阻尼,有必要控制舰载机垂向加速度(法向过载)。

$$\begin{cases} \dot{h} = v_1 \sin \gamma \\ \Delta \dot{h} = \Delta v_1 \sin \gamma_* + v_{1*} \cos \gamma_* \Delta \gamma \approx v_{1*} \cos \gamma_* \Delta \gamma \end{cases} \quad (2)$$

APCS 能自动补偿推力以保持舰载机迎角和速度,使飞行员可专注于控制飞行姿态和航迹。因此,即使采用飞行员控制进场模式,通常也要接通 APCS<sup>[8-10]</sup>。F/A-18A 的 APCS 控制策略是保持迎角

恒定,简化相应控制律后得到图 1 中 APCS 控制律。

$$\Delta \delta_{pl} = \left( K_{\alpha p} + K_{\alpha i} \cdot \frac{1}{s} \right) \Delta \alpha + K_e \Delta \delta_{ec} + K_q \Delta q + K_{nz} \frac{\Delta n_z}{v_{1*}} \quad (3)$$

式中,  $\delta_{ec}$  为升降舵偏转指令;  $K_{\alpha p}$ 、 $K_{\alpha i}$ 、 $K_e$ 、 $K_q$ 、 $K_{nz}$  均为控制增益。

ACLS 引导律通常采用比例-积分-微分(PID)控制结构<sup>[9]</sup>。经系统测试发现,引导律中微分环节对改善控制效果帮助不大,而积分环节会增加 ACLS 响应超调,易造成“颠簸进场”。因此,图 1 引导律中仅保留比例环节,这与 F-4J、F/A-18A 舰载机自动着舰引导律的构成一致<sup>[8,11]</sup>。

## 2 控制系统参数设计

### 2.1 准备工作

为使图 1 系统具备良好操纵性能,需对其参数进行优化设计。首先,量化设计目标:考虑到 F/A-18A 自动着舰的技术状态相对固化,参数设计过程以 F/A-18A 的 ACLS 仿真和试飞结果为依据,设计目标是系统指令响应性能不低于 F/A-18A 的测试结果,具体要求见表 1。

表 1 ACLS 纵向操纵性能要求

序号	响应类型	阶跃响应要求
1	下滑道指令响应	超调 5% 以下,调节时间 10 s 以内,无稳态误差
2	高度变化率指令响应	超调 20% 以下,调节时间 5 s 以内,无稳态误差
3	俯仰角速度响应	对于杆指令信号,俯仰角速率回路的响应调节时间约 3 s,且响应曲线光滑、具有单一波峰,允许出现较大超调
4	迎角和速度保持	舰载机迎角在系统响应指令后 5 s 内回到配平值

注:数据来源于美国海军发布的舰载机进场着舰规范或 F/A-18A 的测试结果<sup>[4, 8-9, 12]</sup>。

在被控状态的响应速度上,俯仰角速率变化最快,制约整个系统的调节过程,姿态变化次之,速度、高度响应最慢。因此,根据“时标分离”设计思想,参数优化工作宜从最内环的角速度控制回路起、自内向外逐步扩展。

纯凭经验调参来优化系统时域响应,效率较低,可使用软件优化功能作为辅助,典型的响应优

化工具如 MATLAB 软件 SIMULINK 库中的“Signal Constraints”模块,能根据预设性能指标对控制系统参数进行自动校正,操作界面如图 2 所示。

然而,软件优化工具并非“万能”,预设待定参数初始值 and 变化范围将直接影响参数自寻优过程的效率及效果。为此,可根据系统稳定性理论事先缩小待定参数取值范围。

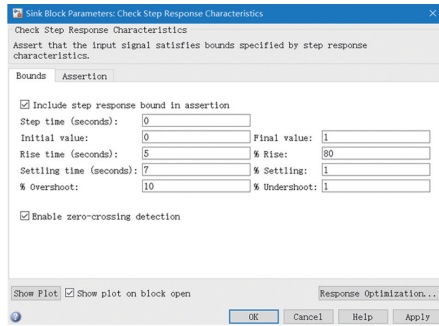


图2 期望阶跃响应的设置界面

综合以上分析,针对自动着舰飞行控制系统纵向操纵性能提升问题,结合理论计算、F/A-18A 舰载机的测试数据以及控制系统优化设计方法,提出一种参数设计方法。

## 2.2 设计步骤

由于俯仰角速度控制回路的指令响应性能对系统整体响应能力影响较大,参数调校工作宜从该回路开始,具体步骤如下。

步骤1:不考虑滞后-超前滤波器,忽略平尾动作过程,先利用MATLAB软件计算俯仰角速率控制回路的传递函数,然后根据赫尔维茨判据缩小待定参数 $K_0$ 、 $K_I$ 和 $K_p$ 的取值范围。

步骤2:利用SIMULINK库“Check Step Response Characteristics”模块优化俯仰角速率控制回路对幅度0.01 rad/s角速率指令的阶跃响应。根据步骤2结果选择参数取值范围(规定 $T_1 > T_2$ ),并根据表2设定调节时间3 s、稳态误差1%、超调量200%等指标,得到与F/A-18A测试数据较为接近的优化结果,选取相应参数为: $K_0=1.174$ 、 $K_I=522.268$ 、 $K_p=362.242$ 、 $T_1=1.766$ 、 $T_2=0.766$ 。

步骤3:固定步骤2参数设计结果,采用与上一步类似的优化策略校正参数 $K_h$ 和 $K_{\dot{h}}$ ,即用MATLAB软件计算 $\Delta \dot{h}$ 响应的传递函数,根据赫尔维茨判据缩小待定参数取值范围,设置15%以内的正、负超调量,4.5 s调节时间,1%稳态误差等阶跃性能指标。根据式(2),本步的设计目的是稳定舰载机进场航迹。

步骤4:固定前两步优化结果,接入APCS进行参数整定。由舰载机迎角、航迹角和俯仰角之间的关系式(4)可知,上一步设计方法无法保证 $\Delta \alpha$ 收敛到0,又不易界定 $\Delta \alpha$ 对 $\Delta \dot{h}_c$ 的阶跃响应指标,因此本步需凭借经验完成调试,主要调节 $K_e$ 和 $K_{\alpha}$ 两个参数<sup>[13]</sup>。本步操作可能会影响步骤3的设计效果。

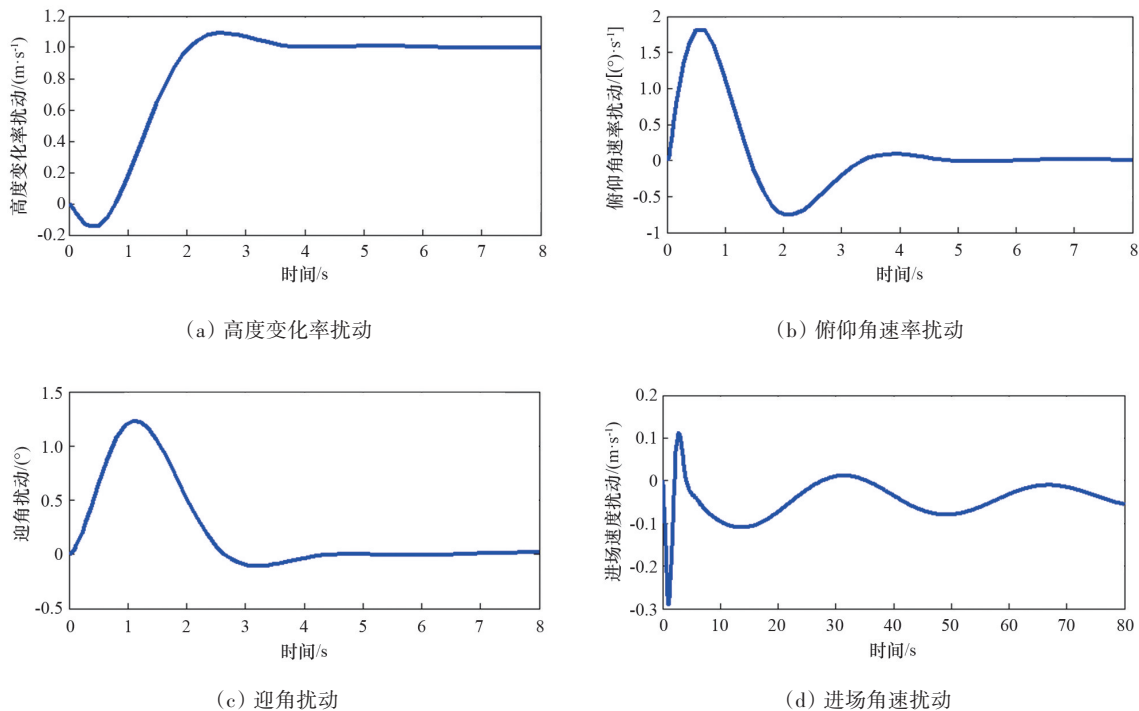


图3 控制系统内回路参数设计结果

$$\Delta\theta = \Delta\alpha + \Delta\gamma \quad (4)$$

步骤5:固定APCS参数,返回步骤3进行相应参数优化,之后再完成步骤4,重复几次,直至高度变化率和迎角的响应都满足设计要求,即实现了全部内回路参数的校正,结果如下: $K_h=1$ 、 $K_{\dot{h}}=0.023$ 、 $K_q=120$ 、 $K_e=4$ 、 $K_{\alpha}=40$ 、 $K_{\alpha P}=-95$ 、 $K_{\dot{\alpha}}=20$ 。

相应的仿真结果如图3所示。

步骤6:固定前面已校正好的系统参数,再用“Check Step Response Characteristics”优化外回路(引导律)的比例增益,设定 $\Delta h$ 阶跃响应指标为正负超调3%以内,调节时间不大于8s,且无稳态误差。表3给出两个满足要求的优化结果。

表3 引导律参数校正结果

序号	外回路响应指标				引导律参数 $K_H$
	上升时间/s	调节时间/s	超调量/%	负超调/%	
1	5(输出从0升至终值95%)	5.5	1.5	3	0.337
2	5(输出从0升至终值94%)	6.0	0	3	0.329

### 3 结论

为提升自动着舰纵向飞行控制系统操纵性能,将理论计算、F/A-18A舰载机测试数据和控制系统时域响应优化方法相结合,实现了一种系统参数设计方法,得到以下结论。

1) 相比基于工程经验的参数调试手段,提出的参数设计方法效率更高,一方面得益于现有软件优化功能,另一方面在于选取了F/A-18A测试结果作为俯仰角速度控制回路的参数校正目标。

2) 提出的参数设计方法具有“逐环确定”的特点,即在校正某条控制回路的参数时并不改变其他回路参数;按照步骤1~步骤6完成自动着舰纵向飞行控制系统参数整定后,系统对指令的响应能力优于F/A-18A舰载机的测试结果。即便如此,由于系统各回路之间存在耦合,提出的方法不能保证参数设计结果的最优性。

3) 提出的参数设计方法旨在改善自动着舰飞行控制系统的操纵性能,尚未兼顾系统频域特性、抗扰鲁棒性等,方法的综合性、实用性有待进一步评估和完善。

#### 参考文献(References)

[1] Zhen Z, Jiang S, Jiang J. Preview control and particle fil-

tering for automatic carrier landing[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2018, 54(6): 2662-2674.

[2] Prickett A L, Parkes C J. Flight testing of the F/A-18E/F automatic carrier landing system[C]//Proceedings of 2001 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2001: 2593-2612.

[3] Liggett M. RQ-8A fire scout VTUAV environmental control system development[C]//Proceedings of AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. St. Louis, Missouri: AIAA, 2002: 1-8.

[4] Denison N A. Automated carrier landing of an unmanned combat aerial vehicle using dynamic inversion[D]. Wright-Patterson Air Force Base: Graduate School of Engineering and Management, Air Force Institute of Technology, 2007.

[5] Rudowsky T, Cook S, Hynes M, et al. Review of the carrier approach criteria for carrier-based aircraft: NAWCAD-PAX/TR-2002/71[R]. Patuxent River, MD: Naval Air Warfare Center Aircraft Division, 2002.

[6] Xia G, Dong R, Xu J, et al. Linearized model of carrier-based aircraft dynamics in final-approach air condition [J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(1): 33-47.

[7] 余锋. 台湾海峡上空的新幽灵波音揭示X-45N舰载侦查无人机的设计特点[J]. 国际航空, 2007(8): 50-52.

[8] Urnes J M, Hess R K. Development of the F/A-18A automatic carrier landing system[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1985, 8(3): 289-295.

[9] Huff R K, Kessler G K. Enhanced displays, flight controls

- and guidance systems for approach and landing: AD/A244869[R]. Patuxent River, MD: Naval Air Test Center Rept., 1991.
- [10] Craig S, Ringland R, Ashkenas I. An analysis of navy approach power compensator problems[J]. *Journal of Aircraft*, 1972, 9(10): 737-743.
- [11] Hess R K, Urnes J M, Moomaw R F, et al. H-Dot automatic carrier landing system for approach control in turbulence[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1981, 4(2): 177-183.
- [12] Bischoff D E. Development of longitudinal equivalent system models for selected U.S. navy tactical aircraft: AD/A109488[R]. Warminster, PA: Naval Air Development Center, 1981.
- [13] 董然, 原新, 张智, 等. 进场动力补偿器对自动着舰系统的影响[J]. *飞行力学*, 2017, 35(1): 34-38.

## Longitudinal maneuverability optimization of flight control in autonomous carrier landing

DONG Ran<sup>1</sup>, ZHANG Kunpeng<sup>2</sup>, WANG Xiaofeng<sup>1</sup>, WANG Lipeng<sup>3</sup>, LI Jiatong<sup>4</sup>

1. College of Information Engineering, Beijing Institute of Petrochemical Technology, Beijing 102617, China
2. Aviation System Research Department, SERI, Beijing 100094, China
3. College of Intelligent Systems Science and Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China
4. No.704 Research Institute, China Shipping Industry Corporation, Shanghai 200031, China

**Abstract** Automatic carrier landing system (ACLS) permits high performance carrier-based aircraft to achieve autonomous safe and stable landing, thus its flight control system requires good maneuverability. In this paper, based on system stability theories, test data of F/A-18A fighter aircraft, and the response optimization tools of MATLAB, a novel parameter design method is proposed, and applied to optimizing the parameters of ACLS longitudinal flight control system in a loop by loop and from inside to outside manner. Simulation results show that the system with calibrated parameters has a better performance in responding to the command signal than that of F/A-18A aircraft.

**Keywords** automatic carrier landing; maneuverability; longitudinal control; test flight data ●



(责任编辑 王丽娜)