

舰载飞机自动着舰仿真系统建模

刘敏杰¹, 赵振宇², 陈峭东¹

(1. 中航一集团 洛阳电光设备研究所, 河南 洛阳 471009; 2. 西北工业大学, 陕西 西安 710072)

摘要: 舰载飞机自动着舰系统建模是现代航空母舰舰载飞机系统的关键技术之一, 是构建舰载飞机着舰仿真系统的核心内容。围绕舰载飞机自动着舰引导和控制结构, 分别建立了海浪和航母甲板运动、舰尾流、甲板运动补偿模型和舰载飞机引导控制等关键数学模型; 最后采用模块化设计思想, 按照舰载飞机着舰仿真系统各部分功能划分了软件模块, 定义了各模块输入、输出关系; 构建了仿真程序流程, 完成了舰载飞机自动着舰仿真系统设计。

关键词: 自动着舰系统; 舰载飞机; 着舰引导; 飞行控制; 仿真

中图分类号: V271.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2009)02-0024-04

着舰是舰载飞机最危险的任务之一。为了提高着舰的成功率, 美国海军提出并首先实现了自动着舰引导系统(Automatic Carrier Landing System, ACLS)^[1-3]。20世纪80年代以后, ACLS日益完善, 实现了真正意义上的全自动着舰。1984年6月, F/A-18A舰载飞机使用的ACLS通过认证, 开始装备美国海军^[1]。当前国内主要研究进近舰/着舰控制等内容^[1-3], 还没有实现航母和舰载的综合仿真系统。舰载机着舰仿真系统是用软件实现舰载飞机着舰过程, 验证舰载机着舰系统各部分模型, 为ACLS的设计和改进行服务。

1 着舰引导和控制基本结构

舰载飞机着舰指飞机从进入跟踪雷达截获窗到着舰为止的阶段。跟踪雷达截获窗离航母约3.2 km - 6.4 km。着舰阶段, 舰载飞机一般按3.5°下滑角等方式实施硬着舰。ACLS的引导和控制结构见图1。

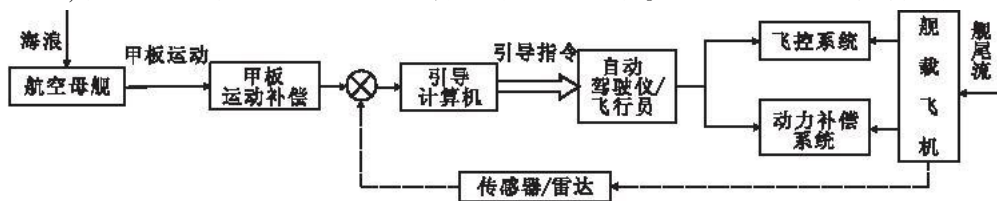


图1 舰载飞机自动着舰引导和控制的基本结构

Fig. 1 Structure of ACLS

舰载飞机着舰阶段有I、IA、II、III四种模式, 模式I为ACLS。模式IA与模式I不同之处在于飞机按模式I飞行至离舰约800 m处, 飞行员接管飞机, 转入菲涅尔透镜人工目视着舰。模式II与模式I不同之处在于飞机的引导命令不与飞行控制系统耦合, 引导误差处理信息通过仪表和平显显示给飞行员, 飞行员按显示值的指示操纵飞机保持在要求的下滑轨迹上, 当飞行员能见到航母时, 飞行员采用菲涅尔透镜人工目视着舰。模式III是人工着舰模式。

自动着舰基本原理为: 飞机进场进入跟踪雷达截获窗后, 跟踪雷达捕获飞机, 并一直跟踪直到其着舰。雷达跟踪天线测量飞机相对于航母的位置信息, 航母稳定平台测量甲板运动信息, 两种信息一起送入计算

* 收稿日期: 2008-10-23

基金项目: 国防科技重点实验室基金资助项目(20075185013)

作者简介: 刘敏杰(1978-), 男, 山西夏县人, 工程师, 主要从事军用航电火控系统总体设计和仿真建模研究。

E-mail: famsfams@163.com

机,经数据稳定处理,从雷达信号中滤去航母甲板的横滚、俯仰、偏航以及起伏影响,从而得到飞机在惯性空间坐标系中位置。将飞机惯性空间坐标信息与事先存储于计算机中的理想着舰轨迹进行比较产生轨迹引导误差,一方面通过地-空数据链发送给飞机,由机上显示设备显示给飞行员作为监视信息;另一方面经引导律计算形成引导指令发送至机上数据链接收机,经解码后耦合到飞行控制系统,由飞机自动纠正轨迹偏差。

2 系统主要模型

2.1 海浪模型

目前,较多采用随机过程理论来分析海浪现象,即谱分析法。大量观察结果表明,海浪属于狭带谱的正态随机过程,其幅值服从雷利分布。本文采用 Longue-Higgins 模型。假定海面只在平面内产生波浪,且波浪只有一个固定的前进方向,将海面上一固定点的水面波动 $\eta(x, t)$ 用多个随机余弦波的叠加来描述,即

$$\eta(x, t) = \sum_{n=1}^{\infty} a_n \cos(\omega_n t - k_n x + \varepsilon_n) \quad (1)$$

式中: a_n 为第 n 个余弦组成波的振幅,是服从雷利分布的随机变量; ω_n 为第 n 个余弦组成波的圆频率; k_n 为第 n 个余弦组成波的波数; ε_n 为第 n 个余弦组成波的初相位; x 为波点位置; t 为时间。

2.2 航母甲板运动模型

航母甲板运动的频谱为一典型的窄带过程,根据一航母实测的海上运动的频谱模型,将其进行解析表达。其简化的成形滤波器形式为^[1]:

$$G(s) = as / (s^2 + 2\zeta\omega_0 s + \omega_0^2) \quad (2)$$

设航母甲板运动的频谱峰值为 $(S_x)_{\max}$, 峰值功率一半对应的两频率之差定义为带宽 b , ω_0 为 $(S_x)_{\max}$ 对应频率,则:

$$G(s) = b \sqrt{(S_x)_{\max}} s / (s^2 + bs + \omega_0^2) \quad (3)$$

从航母频谱图线上读取带宽、峰值频率和功率谱密度最大值,就能获得成形滤波器参数,将白噪声通过成形滤波器即可获得航母甲板运动情况。

2.3 舰尾流模型

美军标 MIL-F-8785C 推荐的舰尾流模型认为着舰时大气的扰动速度 U_g, V_g, W_g (水平、侧向、垂直方向扰动速度)由四部分组成^[4]: ①随机的海面大气紊流 U_1, V_1, W_1 ; ②稳态的航母尾流扰动 U_2, W_2 ; ③航母运动引起的周期性扰动 U_3, W_3 ; ④随机航母尾流扰动 U_4, V_4, W_4 。

$$U_g = U_1 + U_2 + U_3 + U_4, \quad V_g = V_1 + V_4, \quad W_g = W_1 + W_2 + W_3 + W_4$$

2.4 纵向甲板运动补偿

纵向的甲板运动主要为甲板的沉浮运动和俯仰运动,这两种运动引起飞机期望着舰点的高度变化:

$$H_D = Y_s + X_F \vartheta_s \quad (4)$$

式中: Y_s 为甲板的沉浮运动量; ϑ_s 为甲板的俯仰角; X_F 为甲板的俯仰运动中心到期望着舰点的距离。为了补偿甲板运动引起的期望着舰点的高度变化,将此高度变化信号通过相位超前网络 G_{DMC} 后,加入飞机的理想下滑高度指令。

2.5 侧向甲板运动补偿

侧向甲板运动补偿用于补偿海浪等因素导致甲板中心线偏移而引起的着舰侧向偏差,见图2。侧向引导系统的功能是使飞机沿雷达测量轴 ox 着舰,使 z_x 为0。故要求雷达测量轴 ox 跟踪甲板中心线 ox_s 。

设航母甲板的偏航角为 Ψ , 雷达测量轴 ox 的偏航角为 Ψ_{cl} , 跟踪误差为 Ψ_m 。 Ψ_{cl} 对 Ψ 的传递函数(ox 对 ox_s 的跟踪策略)为 $\omega_\psi^2 / (s^2 + 2\xi_\omega \omega_\psi s + \omega_\psi^2)$ 。设 z_{x0}

为无甲板运动时飞机相对于测量轴 ox 的侧偏, z_{xs} 为飞机相对于甲板中心线 ox_s 的侧偏, $x(t)$ 为飞机离航空母舰着舰点的水平距离,由图2可见:

$$z_x = (z_{x0} - x \tan \psi_{cl}) \cos \psi_{cl} \quad (5)$$

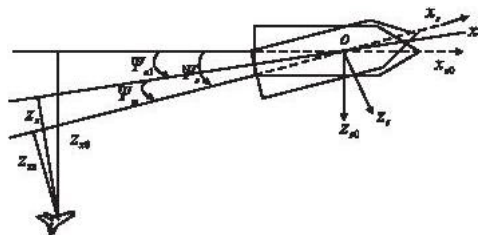


图2 侧向甲板运动补偿示意图

Fig. 2 Lateral deck motion compensation

即 $z_x = z_{x0} \cos \psi_{c1} - x \sin \psi_{c1}$ 。通常由于 $\Psi_{c1} \leq 0.7^\circ$, 所以 $z_x = z_{x0} - x\psi_{c1}$, $z_{xs} = z_{x0} - x\psi_s$

侧向甲板运动补偿思想:给飞机增加横滚指令 $\Delta\varphi_{ac}$, 使该指令所产生的飞机侧偏速率 $\Delta\dot{z}_a$ 等于测量轴 ox 跟踪甲板中心线 ox_s 时所对应的侧偏速率 $\Delta\dot{z}_{c1}$ 。由飞机运动学, 对应 $\Delta\varphi_{ac}$ 产生的相应航迹偏转角及偏转速率为 $\Delta\chi \approx g \Delta\varphi_{ac} / v_0 s$, 故:

$$\Delta\dot{z}_a = v_0 \Delta\chi = g \Delta\varphi_{ac} / s \tag{6}$$

而 ox 跟踪 ox_s 时所对应的侧偏速率为:

$$\Delta\dot{z}_{c1} = d(x\psi_{c1}) / dt = x\dot{\psi}_{c1} + \dot{x}\psi_{c1} \tag{7}$$

根据 $\Delta\dot{z}_a = \Delta\dot{z}_{c1}$ 的补偿设计思想, 有:

$$\Delta\varphi_{ac} = [\dot{x}\psi_{c1} + 2\dot{x}\psi_{c1} + x\ddot{\psi}_{c1}] / g \tag{8}$$

2.6 飞机引导和控制模型

舰载飞机运动模型采用六自由度非线性全量飞机运动方程^[5-6]。舰载飞机着舰时, 理想下滑指令和纵向甲板运动补偿信号叠加获得飞机理想高度信号, 当舰载飞机出现高度偏差时, 经过引导律解算得到飞机的高度变化率指令, 通过数据链发送给舰载飞机, 引导律采用 PIDDD(比例、积分、微分、二次微分)。

舰载飞机的纵向控制采用带俯仰角速度和高度方向加速度、高度变化率反馈的飞行控制系统, 由于舰载飞机着舰速度较低, 往往具有轨迹不稳定性, 故在飞控系统中加入保持迎角恒定的动力补偿系统(APCS), 由迎角的变化量 $\Delta\alpha = \alpha_{ref} - \alpha$ 及其积分调节发动机油门位置, 使飞机的轨迹角对俯仰姿态角有良好的跟踪响应, 同时引入法向加速度反馈增加阻尼。为抵消平尾偏转对飞机速度和迎角的影响, 在 APCS 中还将平尾偏角引入油门控制。

侧向引导系统的功能是使飞机沿雷达测量轴 ox 着舰, 使 z_x 为 0, 当飞机出现侧向偏差 z_{ex} 时, 经过引导律解算得到舰载飞机的滚转姿态角指令 $\Delta\varphi_c$ 及侧向甲板运动补偿横滚指令 $\Delta\varphi_{ac}$, 通过数据链发送给飞机。引导律采用 PID。舰载飞机的横侧向飞行控制采用带滚转角、滚转角速度反馈的副翼操纵主通道, 同时偏转方向舵进行协调控制。

3 仿真软件设计

舰载飞机着舰仿真系统软件主要包含以下模块:①舰尾大气紊流模块:输入海情, 输出舰尾大气紊流三个分量。②航母甲板运动模块:输入海情, 输出航母甲板运动。③着舰引导模块:输入航母甲板运动情况和飞机运动参数, 输出引导指令(高度变化率、滚转角)。④飞行控制模块:输入引导指令和飞机运动参数, 输出控制面偏角指令(平尾、副翼、方向舵、推力)。⑤空气动力系数模块:输入飞机运动参数, 输出飞机空气动力系数。⑥飞行动力学模块:输入控制面偏角指令, 输出飞机运动参数。⑦飞机配平模块:输入飞机初始状态运动参数, 输出飞机配平时的姿态、迎角、舵面偏角作为飞机运动方程积分的初始条件。⑧视景模块:输入飞机、航母运动参数, 进行视景, 可选择飞行员视景或外部视景。⑨网络控制模块:照相机固定在甲板引导系统处, 根据着舰过程产生舰载机进近连续图像, 压缩为标准格式后通过以太网送出。⑩其他扩展模块:根据需要可增加外部输入模块和复飞决策模块^[7-8]。

程序采用 Visual C++ 6.0 开发, 计算程序完成后, 联结视景系统即可实现具有复飞决策功能的实时可视化仿真。系统根据需要可以由 3 台计算机通过以太网联网组成, 其中主终端计算机完成所有着舰仿真计算并显示飞行员视景。其计算结果通过网络传送给另外 2 台计算机, 分别显示为外部视景和舰上观察点视景。主终端程序流程见图 3。

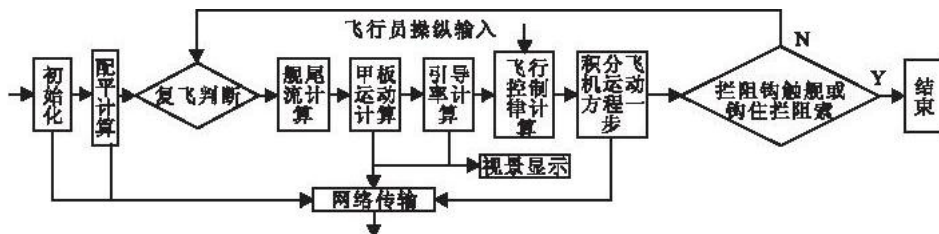


图3 主终端程序流程

Fig. 3 Flow chart of main terminal

4 结束语

本文基于着舰引导和控制结构及相关数学模型,将各功能模块联结在一起,设计完成了舰载飞机着舰仿真系统,联结视景以后即可实现具有复飞决策功能的自动航空母舰着舰系统的实时可视化仿真。该系统可以为自动着舰引导系统的设计和改进以及相关研究服务。

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.
PENG Jing. Research on the Automatic Guide and Control of Carrier-based Airplane Approach and Landing[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001. (in Chinese)
- [2] PIO Fitzgerald. Flight Control System Design for Autonomous UAV Carrier Landing [D]. US: Cranfield University, 2004.
- [3] 李英杰, 吴文海, 韩维元. 舰载机自动着舰引导的相关技术[J]. 飞机设计, 2004, (3): 61-64.
LI Yingjie, WU Wenhai, HAN Weiyuan. Techniques Involved in Automatic Carrier Landing System [J]. Aircraft Design, 2004, (3): 61-64. (in Chinese)
- [4] 军用规范-有人驾驶飞机的飞行品质(MIL-F-8785C)的背景资料和使用指南[R]. 西安: 飞行力学杂志社, 1985.
Background Material and Guidance of Military Criterion - MIL-F-8785C [R]. Xi'an: Flight Dynamics Office, 1985.
- [5] 董彦非, 张恒喜. 空战模拟中飞行品质的引入[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2001, 2(1): 23-25.
DONG Yanfei, ZHANG Hengxi. Introduce Flying Quality to Air Combat Simulation [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2001, 2(1): 23-25. (in Chinese)
- [6] 陈廷楠. 飞机飞行性能品质与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
CHEN Tingnan. Aircraft Flying Performance, Quality and Control [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2007. (in Chinese)
- [7] 余 勇, 杨一栋, 代世俊. 舰载飞机复飞决策技术研究与时空可视化仿真[J]. 飞行力学, 2002, 20(2): 30-34.
YU Yong, YANG Yidong, DAI Shijun. Study on Wave off Decision Techniques and Real-time Visible Simulation of Carrier-based Aircraft [J]. Flight Dynamics, 2002, 20(2): 30-34. (in Chinese)
- [8] Reigle M E. A Revised Critical State Identification Scheme for the Wave-off Decision Device[R]. AD-732760.
(编辑: 姚树峰, 徐敏)

Automatic Carrier Landing Simulation System Modeling

LIU Min-jie¹, ZHAO Zhen-yu², CHEN Shao-dong¹

(1. Luoyang Institute of Optic-Electronic Equipment, Avic I, 471009, Henan, China; 2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China)

Abstract: Automatic carrier landing system modeling is the key part of construction of simulation system. Firstly, the fundamental of automatic carrier landing system is expounded. Then, on the foundation of automatic carrier landing guidance and control structure, the wave and carrier deck motion equations, carrier air wake model, deck motion compensation model and aircraft induct model are established. Finally, the simulation modules are divided with the blocking design concept in terms of different functions, and, the input and output paths are defined. The design of carrier landing simulation system is accomplished by constructing the simulation program flow.

Key words: automatic carrier landing system; carrier-based aircraft; carrier landing; flight control; simulation