

基于模型参考模糊自适应的舰尾流抑制方法

焦鑫 江驹 王新华 甄子洋

(南京航空航天大学自动化学院, 南京, 210016)

摘要:舰尾流扰动是造成舰载机着舰误差的重要原因,为抑制舰尾流的影响,提高着舰精度,本文提出了一种基于模型参考模糊自适应系统(Model reference fuzzy adapting system, MRFAS)的舰载机着舰飞行控制律设计方法。以某舰载飞机为研究对象,在设计过程中,将自适应控制和模糊参数整定有机结合,构建了舰载机着舰的智能 H 飞行控制系统,加入不同海况下的舰尾流,对其舰尾流抑制效果以及该系统的自适应性能进行了仿真验证。结果表明,该设计方法不仅能够有效抑制舰尾流,使着舰误差精度提高约 7.2%,而且可以提高跟踪理想下滑轨迹的快速性,同时利用该方法设计的飞控系统具有很强的自适应能力,从而更好地保证飞机的着舰安全。

关键词:舰载飞机;模糊自适应;模糊参数自整定;舰尾流抑制

中图分类号:V249 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2013)03-0396-06

Air Wake Rejecting Method Based on Model Reference Fuzzy Adapting System Control

Jiao Xin, Jiang Ju, Wang Xinhua, Zhen Ziyang

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Air wake disturbance of carrier-based aircraft is an important cause for carrier landing error. For air wake rejecting and error precision increasing, a control law design method for carrier-based aircraft landing is presented based on model reference fuzzy adapting system(MRFAS). The research object is one of certain carrier-based aircraft. In the designing process, adaptive control and fuzzy parameter adapting are combined, so that the intelligent H flight control system model of carrier-based aircraft landing is established. Meanwhile, the air wake in different sea states is also considered, which realizes the intelligent rejecting control of air wake and the adapting of parameters. Besides, the simulation results of its restrain effect on air wake and the adaptive performance of this system are presented. The results indicate that the new method can not only efficiently restrain the air wake, which increases the error precision by about 7.2%, but also can increase the quickness of tracking of the desirable slide track. Meanwhile, a flight control system designed by the method would be provided with strong adaptive ability, so that it can ensure the safety of aircraft landing.

Key words: carrier-based aircraft; fuzzy adapting system (MRFAS); fuzzy parameter adapting; air wake rejecting

舰载飞机作为航母的主要攻击力量,其关键技术是如何保障其在十分恶劣的着舰环境下安全、准确地着舰^[1-2]。着舰时的空气紊流扰动是着舰误差的一个重要来源,特别是舰尾流,若不加修正,仍采用原来的由姿态飞行控制系统所构成的着舰引导

系统,则会使飞机产生很大的着舰误差^[3],文献[4]对不同海况下的舰载机着舰进行了实验,总结出不同海况下的舰载机着舰误差;文献[5]研究了舰尾流对飞机着舰的影响;文献[6,7]研究了舰尾流对舰载机下滑特性和安全性的影响,表明舰尾流严重

基金项目:国家自然科学基金(71071076)资助项目;航空科学基金(2010ZA52002)资助项目。

收稿日期:2012-04-27;**修订日期:**2012-08-27

通信作者:江驹,男,教授,博士生导师,1963年出生,E-mail:jiangju@nuaa.edu.cn。

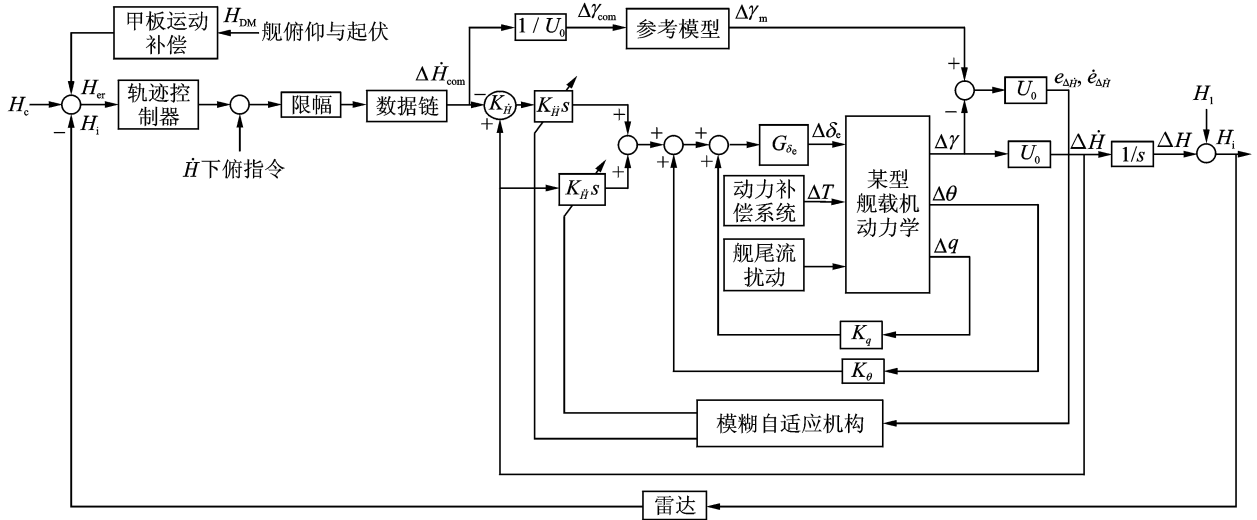


图2 MRFAS 飞控系统结构框图

2 模型参考自适应系统各组成模块设计

2.1 参考模型的选取

根据模型参考自适应控制的原理,参考模型的阶次不应高于系统本身的阶次。因此选择参考模型为一个标准的二阶环节 $\Phi(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2}$, 其中 $\xi = 0.707$, 由于飞机的轨迹角响应时间约为 $10 \sim 15$ s, 所以取调节时间 $t_s = 10$ s。根据欠阻尼二阶系统的动态过程 $t_s = \frac{3.5}{\xi\omega_n}$ 得到 $\omega_n \approx 0.5$, 所以

$$\text{系统的参考模型为 } \Phi(s) = \frac{0.25}{s^2 + 0.707s + 0.25}。$$

2.2 模糊自适应机构的设计

模糊自适应机构采用模糊整定 PD 参数的设计方法,模糊控制器是二输入二输出的形式,它以垂直速度变化量 $e_{\Delta H}$ 及其变化率 $\dot{e}_{\Delta H}$ 作为输入, ΔK_p 及 ΔK_d 作为输出整定参数 $K_{\rho 0}$ 及 $K_{\delta 0}$ 。模糊自适应机构设计框图如图3所示。

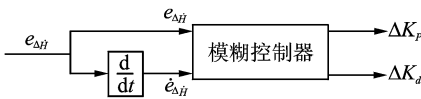


图3 模糊自适应机构设计框图

模糊控制器的输入输出论域分别为 $[-3, 3]$ 和 $[-0.5, 0.5]$, 模糊子集均为 $\{NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB\}$, 分别代表负大、负中、负小、零、正小、正中、正大, 模糊子集的隶属度函数曲线形状选择三角形。根据以往实际经验, 针对不同阶

段, 总结出 ΔK_p 及 ΔK_d 的整定原则^[9,10]:

当 $e_{\Delta H}$ 较大时, 为使系统具有较好的跟踪性能, 应取较大的 ΔK_p 和较小的 ΔK_d ;

当 $e_{\Delta H}$ 和 $\dot{e}_{\Delta H}$ 处于中等大小时, 为使系统响应超调较小, ΔK_p 应取小些, 此时 ΔK_d 的取值对系统影响较大;

当 $e_{\Delta H}$ 较小时, 为使系统具有较好的稳定性, ΔK_p 应取大一些, 同时为避免系统在设定值附近出现振荡, 并考虑抗干扰性, 当 $\dot{e}_{\Delta H}$ 较大时, ΔK_d 可适当取小些, 而 $\dot{e}_{\Delta H}$ 较小时, ΔK_d 可适当取大些。

根据模糊控制整定 PD 参数的原则, 制定出模糊规则表, 如表1所示。

表1 模糊控制规则

$e_{\Delta H}$	$\dot{e}_{\Delta H}$						
	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	PB/PS	PB/NS	PM/NB	PM/NB	PS/NB	ZO/NM	ZO/PS
NM	PB/PS	PB/NS	PM/NB	PS/NM	PS/NM	ZO/NS	ZO/ZO
NS	PM/ZO	PM/NS	PM/NM	PS/NM	ZO/NS	NS/NS	NS/ZO
ZO	PM/ZO	PM/NS	PS/NS	ZO/NS	NS/NS	NM/NS	NM/ZO
PS	PS/ZO	PS/ZO	ZO/ZO	NS/ZO	NS/ZO	NM/ZO	NM/ZO
PM	PS/PB	ZO/NS	NS/PS	NM/PS	NM/PS	NM/PS	NB/PB
PB	ZO/PB	ZO/PM	NM/PM	NM/PM	NM/PS	NB/PS	NB/PB

3 舰尾流干扰下系统控制性能数值仿真验证

根据图1所设计的飞控系统结构框图, 加入所设计的参考模型及模糊自适应机构进行系统数值仿真。在仿真过程中, 分别加入3~6级海况下的雄鸡尾流模型, 对比观察加入智能 \dot{H} 和传统 \dot{H} 飞控系统后的飞机着舰误差及舵面偏转大小。着舰误差越小, 着舰精度越高, 说明飞控系统对舰尾流

的抑制效果更好。

3.1 加入 3 级海况舰尾流的系统控制性能数值仿真

飞机加入 3 级海况下的雄鸡尾流^[8]扰动后,采用基于 MRFAS 整定 PD 参数的智能 \dot{H} 飞控系统与采用传统 \dot{H} 飞控系统后的舰载机着舰下滑轨迹对比如图 4 所示,着舰高度误差对比如图 5 所示,升降舵舵面偏转对比如图 6 所示。

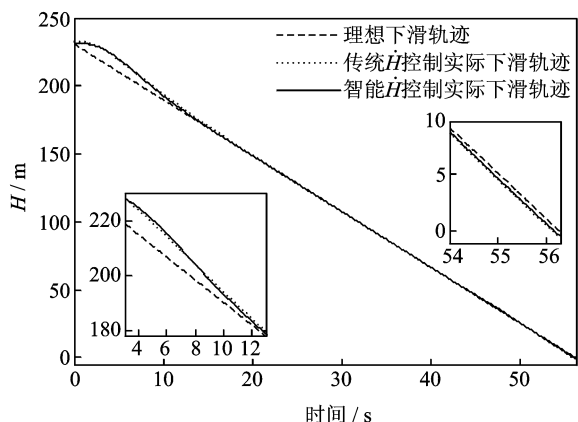


图 4 3 级海况下舰载机着舰下滑轨迹对比

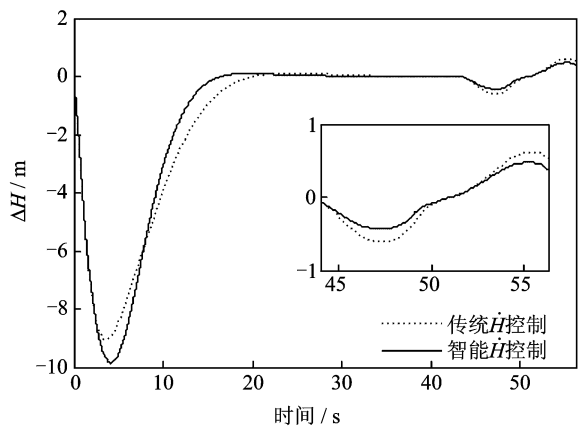


图 5 3 级海况下舰载机着舰高度误差对比

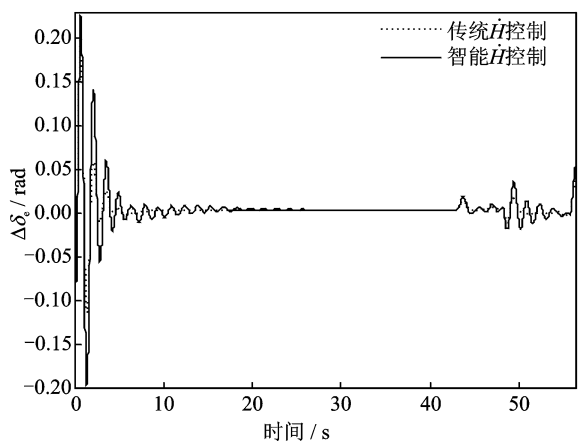


图 6 3 级海况下舰载机着舰过程中升降舵偏转量对比

由图 4 可以看出,飞机在加入 3 级海况下的雄鸡尾流扰动后,采用智能 \dot{H} 飞控系统和采用传统 \dot{H} 飞控系统后,在着舰下滑过程中都可以迅速跟踪理想下滑轨道。

由图 5 可以看出,采用智能 \dot{H} 飞控系统使舰载机着舰过程中加入 3 级海况的雄鸡尾流扰动后,其着舰高度误差明显小于利用传统 \dot{H} 飞行控制系统所产生的高度误差。当飞机到达甲板时,利用传统 \dot{H} 飞行控制系统使舰载机着舰产生的高度误差为 0.522 7 m,由于舰载机是以 3.5° 下滑角下滑,所以水平着舰误差约为 8.540 8 m;与此相比,智能 \dot{H} 飞控系统使舰载机着舰产生的高度误差为 0.485 0 m,水平着舰误差约为 7.924 8 m,从而使着舰精度提高了约 7.21%。

由图 6 可以看出,采用智能 \dot{H} 飞控系统,虽然对雄鸡尾流的抑制效果好,但是其升降舵舵偏信号变化幅度较大。

3.2 加入 6 级海况舰尾流的系统控制性能数值仿真

采用基于 MRFAS 整定 PD 参数的智能 \dot{H} 飞控系统后,加入 6 级海况下的雄鸡尾流^[8]后,舰载机着舰下滑轨迹如图 7 所示,其与传统 \dot{H} 飞行控制系统的着舰高度误差对比如图 8 所示,升降舵舵面偏转对比如图 9 所示。

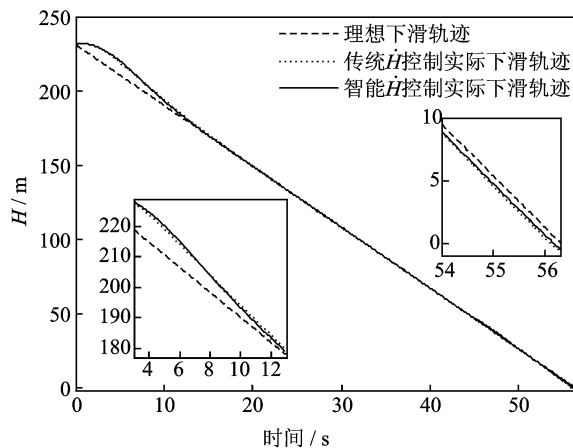


图 7 6 级海况下舰载机着舰下滑轨迹对比

由图 7 可以看出,飞机在加入 6 海况下的雄鸡尾流扰动后,采用智能 \dot{H} 飞控系统和采用传统 \dot{H} 飞控系统后,在着舰下滑过程中都可以迅速跟踪理想下滑轨道。

由图 8 所示,采用智能 \dot{H} 飞控系统使舰载机着舰过程中加入 6 级海况的雄鸡尾流扰动后,其着舰高度误差同样小于采用传统 \dot{H} 飞行控制系统所

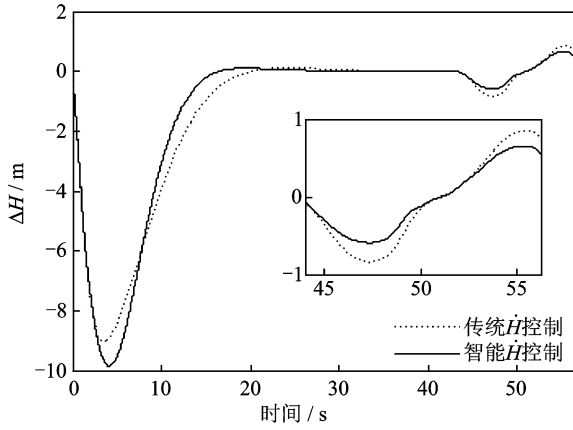


图8 6级海况下舰载机着舰高度误差对比

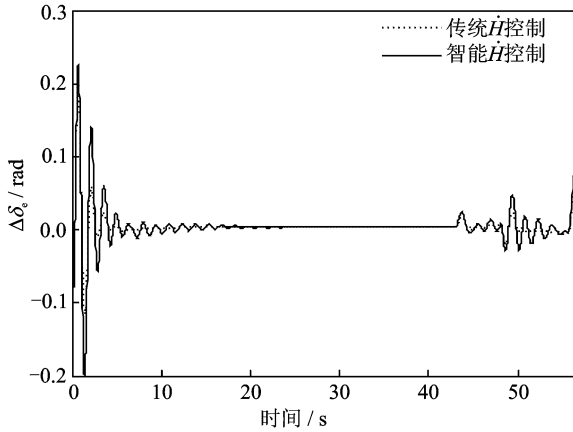


图9 6级海况下舰载机着舰过程中升降舵偏转量对比

产生的着舰高度误差。当飞机到达甲板时,采用传统 \dot{H} 飞行控制系统的飞机着舰高度误差为 0.718 8 m,由于舰载机是以 3.5° 下滑角下滑,所以水平着舰误差约为 11.745 1 m;与此相比,智能 \dot{H} 飞控系统使舰载机产生的高度误差为 0.667 0 m,水平着舰误差约为 10.898 7 m,从而使着舰精度提高了约 7.21%。

由图 9 可以看出,采用智能 \dot{H} 飞控系统,飞机在加入雄鸡尾流后,其升降舵偏信号变化幅度较大。

3.3 加入不同海况舰尾流的系统控制性能数值仿真

舰载机通常是在 6 级海况以下着舰,采用智能 \dot{H} 飞控系统后,本文对加入 3~6 级海况下的雄鸡尾流^[8]后的舰载机着舰下滑过程均进行了仿真验证,但迫于对文章篇幅的限制,现仅对不同海况下的雄鸡尾流抑制效果进行了总结,如表 2 所示。

由表 2 可以看出,采用智能 \dot{H} 飞控系统使舰载机对不同海况下,虽然飞机的舵偏信号都变大

了,但是其舰尾流抑制效果均明显好于采用传统 \dot{H} 飞行控制系统的舰载机对舰尾流的抑制效果,着舰误差精度提高量约为 7.2%。

表 2 不同海况下舰尾流的抑制效果对比

海况等级	3级	4级	5级	6级
\dot{H} 控制的高度差/m	0.522 7	0.588 0	0.653 4	0.718 8
\dot{H} 控制的水平着舰误差/m	8.540 8	9.607 8	10.676 5	11.745 1
智能 \dot{H} 控制的高度差/m	0.485 0	0.545 7	0.606 4	0.667 0
智能 \dot{H} 控制的水平着舰误差/m	7.924 8	8.916 7	9.908 5	10.898 7
精度提高量/%	7.21	7.19	7.19	7.21

3.4 智能 \dot{H} 飞控系统参数调节能力数值仿真验证

在实际工程中,有很多不确定性因素的存在,所以系统的参数调节能力就显得尤为重要。为了验证所设计的基于 MRFAS 的智能 \dot{H} 飞控系统的参数调节能力,现将图 2 中 $K_{\dot{H}}$ 及 $K_{\ddot{H}}$ 初始参考值均设为 0,则整个系统完全由 MRFAS 来进行调节,在加入 6 级海况雄鸡尾流的情况下,舰载机的着舰下滑轨迹如图 10 所示。

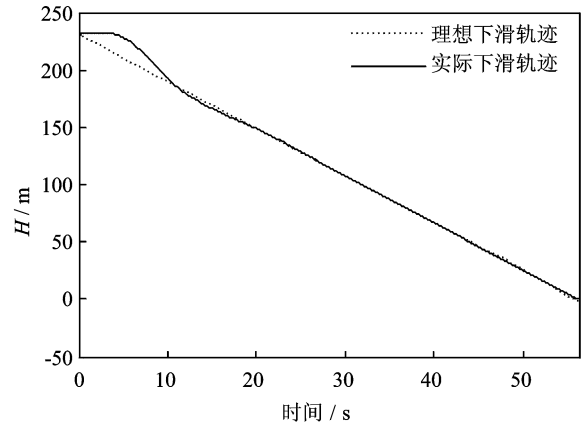


图10 6级海况下舰载机着舰下滑轨迹

由图 10 所示,大约 10 s 后,系统进入微调,18 s 左右系统稳定。飞机着舰时的高度误差为 22.41 m,水平误差为 15.73 m,在安全着舰范围内。有以上结论可知在 6 级海况下,即使参数出现变化,甚至达到 0 时,系统仍然可以进行控制,具有非常强的参数调节能力,保证舰载机的着舰安全。

4 结束语

本文在传统 \dot{H} 飞行控制系统的基础上,提出了一种基于 MRFAS 的智能 \dot{H} 飞控系统。通过对 3~6 级海况下的舰尾流抑制效果进行仿真验证得

知,采用该系统后虽然升降舵舵偏信号较大,但是其抑制效果明显好于采用传统 H 飞行控制系统的舰载机对舰尾流的抑制效果,舰载机着舰精度提高约为 7.2%,且跟踪理想下滑轨迹的快速性提高。同时,通过对参数调节能力进行仿真验证得知,该系统具有很强的参数调节能力,能够对一定范围内变化的环境进行自调整,从而更好地保证飞机的着舰安全。

参考文献:

- [1] Jeremy S, Srinivasan A, Christopher M, et al. Ship airwake sensitivities to modeling parameters [R]. AIAA-2005-1105, 2005.
- [2] Arunajatesan S, Shipman J D, Sinha N. Towards numerical modeling of coupled VSTOL-Ship airwake flowfields[R]. AIAA-2004-0052, 2004.
- [3] 杨一栋. 舰载飞机着舰导引与控制[M]. 北京:国防工业出版社,2007.
Yang Yidong. Landing guidance and control of carrier aircraft[M]. Beijing: National Defence Industrial Press, 2007.
- [4] Denison, Nicholas A. Automated carrier landing of an unmanned combat aerial vehicle using dynamic inversion[R]. ADA469901. Ohio, USA: [s. n.], 2007.
- [5] 胡国才,王奇,刘湘一,等. 舰尾流对舰载机着舰轨迹和动态响应的影响研究[J]. 飞行力学,2009,27(6): 18-25.
Hu Guocai, Wang Qi, Liu Xiangyi, et al. Influence of carrier air wake on carrier-based aircraft landing trajectory and dynamic response[J]. Flight Dynamics, 2009,27(6):18-25.
- [6] 耿建中,姚海林,张宏. 舰尾流对舰载飞机下滑特性影响研究[J]. 系统仿真学报,2009,21(18):5940-5943.
Geng Jianzhong, Yao Hailin, Zhang Hong. Studies on effect of air wake on slope and landing property of carrier aircraft [J]. Journal of System Simulation, 2009,21(18):5940-5943.
- [7] 许东松,刘星宇,王立新. 变化风场对舰载飞机着舰安全性影响[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(1): 77-81.
Xu Dongsong, Liu Xingyu, Wang Lixin. Influence of changeful wind on landing safety of carrier-based airplane[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010,36(1):77-81.
- [8] Jiao Xin, Jiang Ju, Wang Xinhua, et al. Research on effects of sea states on air wake[C]//The 6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications. Beijing, China: Research Publishing Services, 2011:38.
- [9] 张睿彬. 模糊参数自整定 PID 控制器的设计与仿真研究[J]. 中原工学院学报,2007,18(1):65-67.
Zhang Ruibin. Design and simulation study of fuzzy parameter self-tuning PID controller [J]. Journal of Zhongyuan University of Technology, 2007,18(1): 65-67.
- [10] 满翠芳,江驹,王新华,等. 舰载机动力补偿系统模糊逻辑设计技术[J]. 南京航空航天大学学报,2010,42(5):656-660.
Man Cuifang, Jiang Ju, Wang xinhua, et al. Carrier-based aircraft power compensator system design based on fuzzy logic techniques[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010,42(5):656-660.