

文章编号:1674-8190(2022)04-140-07

基于Hdot指令的舰载机两种动力补偿控制系统研究

张杨,周益,颜仙荣,尹大伟,钱国红

(海军研究院 92728 部队,上海 200436)

摘要: 舰载机着舰时采用动力补偿系统可在很大程度上减轻飞行员的操纵负担,提高动态响应速度和控制精度。针对舰载机的两种动力补偿控制系统开展研究,基于Hdot指令对迎角保持和速度保持两种进场动力补偿系统分别进行设计和仿真,分析两种补偿系统在风干扰情况下的动力补偿响应情况,并对比仿真结果分析其基本原理。结果表明:迎角保持动力补偿系统稳定迎角的能力大于速度保持动力补偿系统,轨迹控制也比速度保持动力补偿系统快。

关键词: Hdot 飞行指令;进场动力补偿;舰尾流干扰;迎角保持;速度保持

中图分类号: V271.4⁺92; V249

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.04.16

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on Two Kinds of Power Compensator System of Carrier-based Aircraft Based on Hdot Command

ZHANG Yang, ZHOU Yi, YAN Xianrong, YIN Dawei, QIAN Guohong

(Unit 92728 of the Chinese People's Liberation Army, Naval Academy, Shanghai 200436, China)

Abstract: The use of power compensation system can greatly reduce the burden of pilot control, and can improve the dynamic response speed and control accuracy. This article focuses on the research of two carrier-based aircraft power compensation control systems. Firstly, based on the Hdot command, the two approach power compensation systems of angle of attack and speed control are designed. Secondly, the simulation analysis is carried out for the two approach power compensation control systems, and the approach dynamic compensation response of the two compensation systems in the case of air-wake disturbance is further analyzed, and their basic principles are analyzed through the simulation results: the ability of the angle of attack power compensation system to stabilize the angle of attack is greater than that of the constant speed, and the trajectory control is also faster than the constant speed power compensation system.

Key words: Hdot flight control command; approach power compensation; airwake disturbance; angle of attack holding; speed holding

收稿日期: 2021-07-04; 修回日期: 2021-11-28

基金项目: 国家自然科学基金(60674090); 中国博士后科学基金(2015M572693)

通信作者: 张杨, 2906517@163.com

引用格式: 张杨, 周益, 颜仙荣, 等. 基于Hdot指令的舰载机两种动力补偿控制系统研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(4): 140-146.

ZHANG Yang, ZHOU Yi, YAN Xianrong, et al. Research on two kinds of power compensator system of carrier-based aircraft based on Hdot command[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(4): 140-146. (in Chinese)

0 引言

舰载机着舰相比岸基飞机降落,着舰环境更为复杂^[1]。传统基于控制姿态 θ 的着舰飞控系统无法有效抑制舰尾流的干扰,鲁棒性较差,着舰精度较低。而Hdot着舰飞控系统可明显抑制大气紊流的扰动。以美国F-14A飞机为例,传统的姿态 θ 控制系统纵向着舰误差为54.7 ft(1 ft=0.304 8 m),而采用由气压高度表/加速度计获得Hdot的控制系统误差为23.7 ft,经过不断改进和试验,由SPN-42垂直误差/加速度计获得Hdot的纵向着舰误差仅为21.6 ft^[2]。

同时,舰载机着舰低动压处于速度—阻力的反区,造成速度不稳定,此时舰载机的飞行轨迹不可控。引入动力补偿系统(APCS)可确保舰载机的长周期稳定性,提高舰载机着舰轨迹的动态响应速度和控制精度^[3]。APCS主要用来自动调节舰载机的着舰速度和高度,通过油门自动调节来控制飞机进场速度并使其保持恒定值。一方面可实现速度的稳定,另一方面实现轨迹的跟踪控制,因此可在很大程度上减轻飞行员的操纵负担。国内外对APCS进行了设计研究,张玉洁等^[4]证明飞行迎角恒定系统可在加快飞机的动态响应、保持稳态迎角不变的同时,保持速度恒定,与速度保持系统达到同样的效果;钟涛^[5]针对F/A-18A引入飞机姿态控制系统来解决俯仰控制不稳定的问题,在满足一级飞行品质的条件下,设计PID参数完成对速度保持进场动力补偿系统的设计,解决航迹角无法稳定跟踪俯仰角的问题;焦晓辉等^[6]对基于迎角恒定,引入迎角、法向加速度和舵面反馈信号的动力补偿系统的参数进行优化;满翠芳等^[7]提出了一种模糊自适应PID控制参数整定方法,将模糊控制思想和PID控制技术有机地结合起来,实现了舰载机进场动力补偿系统智能化设计和PID参数在线自整定;R. Urnes等^[8]对基于Hdot指令的动力补偿系统开展了速度APCS仿真分析。

可以看出,目前关于动力补偿系统的研究,多是基于控制姿态 θ 进行设计的,而针对抑制舰尾流干扰的Hdot飞控系统的研究鲜少。基于此,本文针对抗舰尾流干扰的Hdot着舰飞控系统,对其两

种APCS进行理论分析和仿真研究。首先对迎角保持APCS和速度保持APCS两种进场APCS进行设计,其次进行基于Hdot指令下APCS的仿真分析,然后分析风干扰情况下的动力补偿响应情况,最后通过仿真结果对比分析两种APCS的原理并给出初步结论。

1 基于Hdot指令的两种APCS设计

Hdot着舰飞控系统从物理概念上讲相当于由控制飞机的姿态角 θ 改为直接控制飞机高度的变化率,而控制飞机高度变化率又可以看成是直接控制着舰轨迹角 γ 。这是因为 $\dot{H} = U_0 \sin \gamma$, $\Delta \dot{H} \approx U_0 \Delta \gamma$,所以控制 $\Delta \dot{H}$ 相当于控制 $\Delta \gamma$,从而有效地抑制大气扰动。传统的控制姿态 θ 飞行控制系统如图1所示,而本文Hdot着舰飞控系统如图2所示。

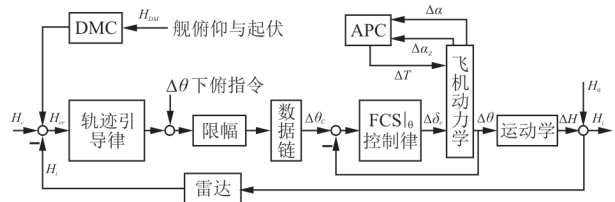


图1 姿态 θ 指令下的飞行控制系统

Fig. 1 Flight control system under attitude command

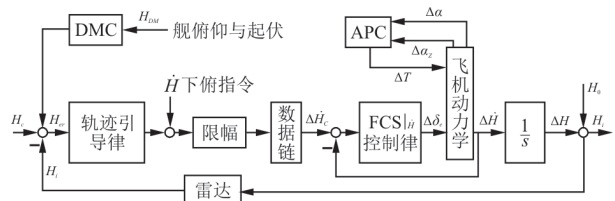


图2 Hdot指令下的飞行控制系统

Fig. 2 Flight control system under Hdot command

为了使舰载机轨迹角对姿态角有良好的跟踪能力,必须对发动机进行推力控制,形成速度恒定($\Delta U = 0$)或迎角恒定($\Delta \alpha = 0$)的飞行/推力综合控制^[9]。之前的发动机推力由飞行员操纵,飞行员必须集中注意力同时操纵舰载机舵面和发动机油门,飞行员负担极大^[10],而APCS可以很好地解决以上问题。

APCS有两种方案^[11-12],一种是保持速度恒定的APCS,将速度反馈到发动机,本文写作 $APCS|_{\Delta u=0}$;另一种是保持迎角恒定的APCS,将迎角反馈到发动机,本文写作 $APCS|_{\Delta \alpha=0}$ 。

1.1 速度保持动力补偿系统

APCS_{|Δu=0} 的工作原理是反馈飞机的速度变化信号 Δu, 经过一定的控制规律变换后引入油门, 通过改变发动机油门偏度来改变推力, 从而达到保持速度恒定的目的, 进而使飞机航迹角 Δγ 跟踪上俯仰角 Δθ 的变化^[13]。

有 APCS 时, 飞机 Δγ 对 Δθ 的响应结构图如图 3 所示, 可以看出: APCS_{|Δu=0} 的主要输入信号是飞机的水平速度变化量 Δu, 该信号主要来源于大气数据计算机。APCS_{|Δu=0} 相当于增加速度稳定导数, 抑制由姿态变化引起的速度变化, 改善长周期运动阻尼。该方法的不足是存在跟踪静差。

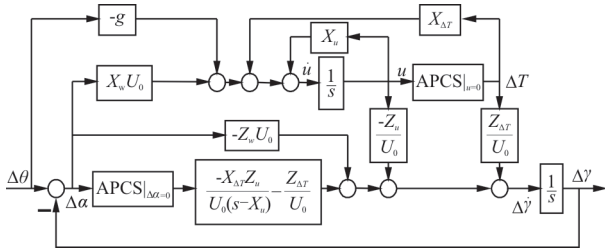


图 3 有 APCS 时 Δγ 对 Δθ 的响应结构图
Fig. 3 Structure diagram of Δγ response to Δθ with APCS

本文设计的 APCS(\dot{H})_{|Δu=0} 传递函数表示为

$$APCS(\dot{H})|_{\Delta u=0} = W_u^T(s) = \frac{k_E}{T_E s + 1} \frac{1}{T_\delta s + 1} \cdot \left[-K_T \frac{s + k_x}{s} \right] \quad (1)$$

式中: k_E, K_T, k_x 为 APCS(\dot{H})_{|Δu=0} 控制器设计参数; T_δ, T_E 为惯性参数。

1.2 迎角保持动力补偿系统

APCS_{|Δα=0} 的工作原理是通过引入迎角变化量 Δα 及其积分信号 Δα̇ 反馈调节发动机油门, 改变发动机推力, 使舰载机姿态始终保持在设计的基准迎角 α₀。同时可将法向过载 (Δa_z) 信息引入油门, 改善飞机长周期运动的阻尼特性。另外, 为了抑制舵面偏转对飞行速度和迎角的影响, 引入升降舵偏转信息 (Δδ_e), 即当迎角增大时, 相当于升降舵有一上偏扰动 (-Δδ_e), 此时飞机抬头, 阻力增大, 应使油门增大产生正的推力增量使迎角减小, 故在升降舵信号前引入一个负号。本文设计的 Hdot 指令下的迎角保持动力补偿系统 APCS(\dot{H})_{|Δα=0} 如图 4 所示。

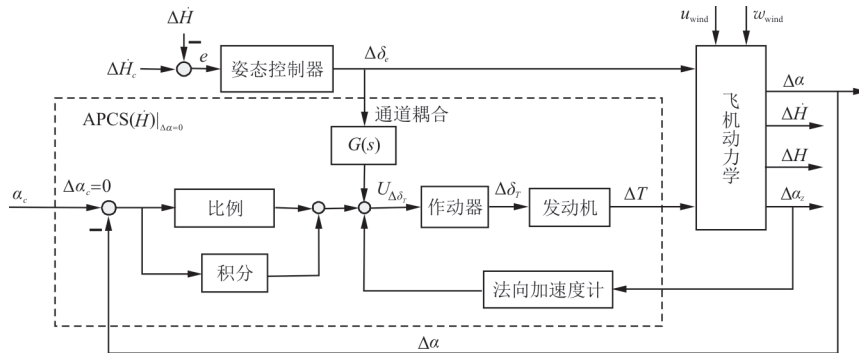


图 4 Hdot 指令下的迎角保持动力补偿系统
Fig. 4 Constant power compensation system for angle of attack under Hdot command

Hdot 指令下 APCS(\dot{H})_{|Δα=0} 的设计思路为: 由迎角的变化量 Δα 调节发动机的推力, 使舰载机在着舰控制时始终保持设计的基准迎角 α₀ (Δα = 0)。其传递函数为

$$APCS(\dot{H})|_{\Delta \alpha=0} = W_a^T(s) = \frac{k_e}{T_E s + 1} \frac{1}{T_\delta s + 1} \cdot \left[\frac{k_a}{T_a s + 1} + \frac{k_{al}}{s} \right] \quad (2)$$

式中: k_e, k_a, k_{al} 为 APCS(\dot{H})_{|Δα=0} 控制器设计的增

益参数。

2 基于 Hdot 指令下的两种 APCS 仿真分析

将整个飞行控制系统分为纵向和侧向两个方向进行控制律设计。本文只考虑纵向方向同时考虑 APCS 的设计。其飞行控制系统具有如下表达式^[4]:

$$\begin{cases} \dot{u} = X_u u + X_w w - g\Delta\theta + X_{\Delta T}\Delta T \\ \dot{w} = U_0\Delta\theta + Z_u u + Z_w w + Z_{\delta_e}\Delta\delta_e \\ \Delta\ddot{\theta} = M_{uu}u + M_{ww}w + M_{\dot{w}}\Delta\dot{w} + M_q\Delta\dot{\theta} + M_{\delta_e}\Delta\delta_e \\ \Delta\delta_e = \frac{20}{s+20} [K_{\dot{H}}(\Delta\dot{H} - \Delta\dot{H}_c) + K_{\ddot{H}}\Delta\ddot{H}] \\ \Delta a_z = \dot{w} - U_0\Delta\dot{\theta} \end{cases} \quad (3)$$

本文设计的基于 Hdot 指令的舰载机升降舵控制律可表示为

$$\Delta\delta_e(s) = \frac{1}{T_{\delta_e}s + 1} \cdot [K_H\Delta H + K_{\dot{H}}(\Delta\dot{H} - \Delta\dot{H}_c) - K_{\ddot{H}}\Delta\ddot{H}] \quad (4)$$

式中: $K_H, K_{\dot{H}}$ 为控制律增益参数; $K_{\ddot{H}}$ 为反馈增益。引入 $\Delta\ddot{H}$ 反馈, 是为了通过预测舰载机高度变化率的趋势, 有效增加系统的阻尼和相位裕度, 以加快系统的动态响应特性。

此时, 两种 APCS 的控制律分别为

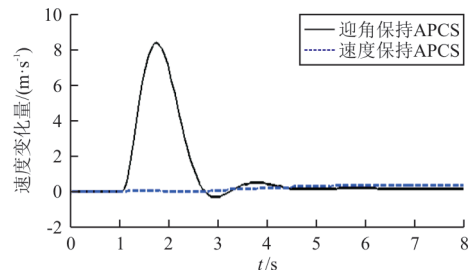
$$\begin{cases} \Delta\delta_T(\Delta u = 0) = W_u^{\delta_T}(s)\Delta u = \frac{k_E}{T_E s + 1} \frac{1}{T_{\delta} s + 1} \cdot \left[-K_T \frac{s + k_x}{s} \right] \cdot \Delta u \\ \Delta\delta_T(\Delta\alpha = 0) = W_\alpha^{\delta_T}(s)\Delta\alpha = \frac{k_e}{T_E s + 1} \frac{1}{T_{\delta} s + 1} \cdot \left[\frac{k_a}{T_a s + 1} + \frac{k_{al}}{s} \right] \cdot \Delta\alpha \end{cases} \quad (5)$$

在 APCS 控制器参数选择上, 本文不同于传统的控制律参数调节方法, 而是采用随机射线法寻优方法。以 $APCS(\dot{H})|_{\Delta u=0}$ 系统设计为例, 首先, 取目标函数 $J = \int_{t_0}^{t_f} t|e(t)|^{3/2} dt$, 其中 $e(t) = \Delta\theta(t) - \Delta\gamma(t) = \Delta\alpha(t)$ 。采用随机射线法寻优方法, 可得 K_T, k_e 等参数。然后, 取目标函数 $J = \int_{t_0}^{t_f} t|e(t)| dt$, 对 k_E 进行寻优。

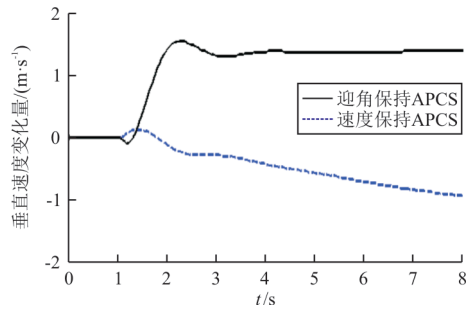
此时目标函数中的 $e(t) = \Delta\theta_c - \Delta\gamma$, 经寻优最终可得参数 k_E 。同理, $APCS(\dot{H})|_{\Delta\alpha=0}$ 系统经以上方法可得 k_{al}, k_a, k_e 等参数。

2.1 不考虑风干扰

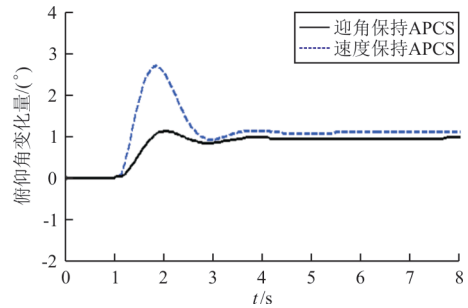
参考文献[14]中的某型舰载机纵向线性模型数据, 在舰载机着舰状态进行配平时的速度为 70 m/s, 轨迹角为 -3.5° 。首先, 在不考虑风干扰情况下进行仿真, 在 1 s 时加入 1.2 m/s 的 Hdot 指令。选择 1.2 m/s 的原因是在轨迹角能理想跟踪俯仰角的情况下, 1° 姿态角变化引起 1° 轨迹角变化, 在 240 km/h 的着舰速度能理想保持的情况下, 1° 的轨迹角变化量在几何上等价于 1.2 m/s 高度的变化量(Hdot)。仿真结果如图 5 所示。



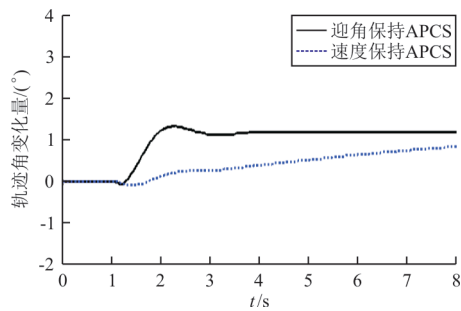
(a) 速度变化量



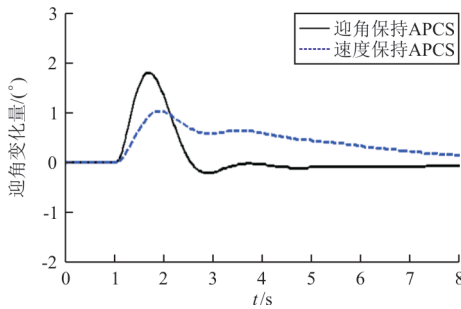
(b) 垂直速度变化量



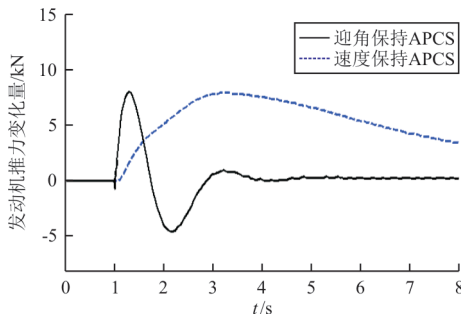
(c) 俯仰角变化量



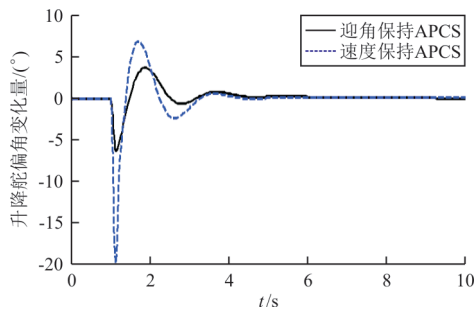
(d) 轨迹角变化量



(e) 迎角变化量



(f) 发动机推力变化量



(g) 升降舵偏角变化量

图 5 Hdot 指令下的两种 APCS 仿真

Fig. 5 Two APCS simulations under Hdot command

从图 5 可以看出：

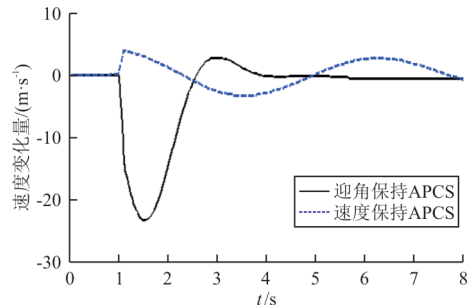
(1) 速度响应方面， $APCS|_{\Delta w=0}$ 比 $APCS|_{\Delta \alpha=0}$

性能好。 $APCS|_{\Delta w=0}$ 在 0.3 s 内在较小范围内波动，且在指令输入后的 4 s 左右实现跟踪误差收敛到 0；

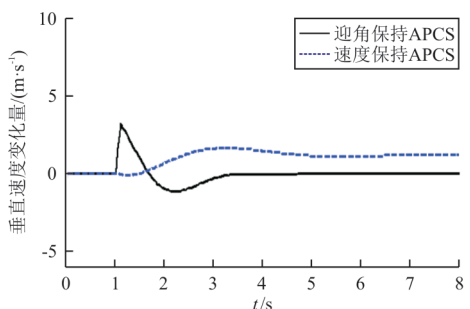
(2) 在俯仰角、轨迹角和迎角的响应方面， $APCS|_{\Delta \alpha=0}$ 比 $APCS|_{\Delta w=0}$ 性能更优。 $APCS|_{\Delta \alpha=0}$ 响应更快，在 9 s 左右实现轨迹稳态跟踪；但是 $APCS|_{\Delta w=0}$ 比 $APCS|_{\Delta \alpha=0}$ 的发动机推力变化大，超调量较大。

2.2 考虑风干扰

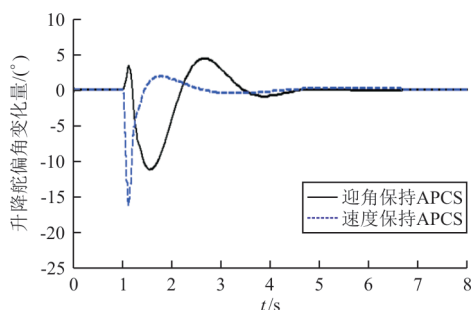
仿真 1 s 后考虑单位脉冲的垂直风干扰，研究垂直方向舰载机响应。考虑风干扰情况的 Hdot 指令下两种 APCS 仿真结果如图 6 所示。



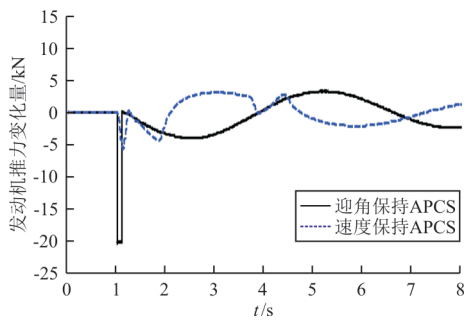
(a) 速度变化量



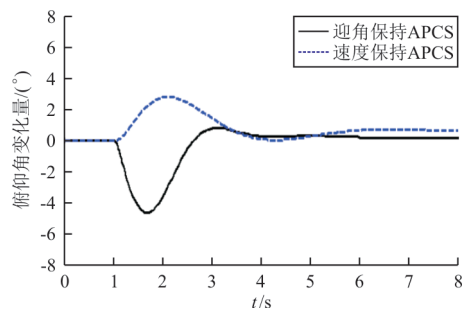
(b) 垂直速度变化量



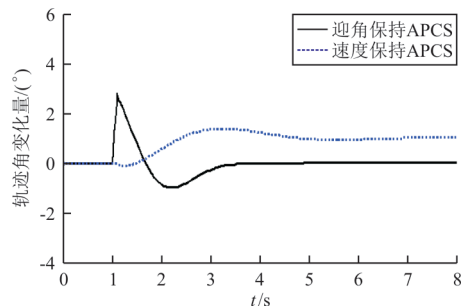
(c) 升降舵偏角变化量



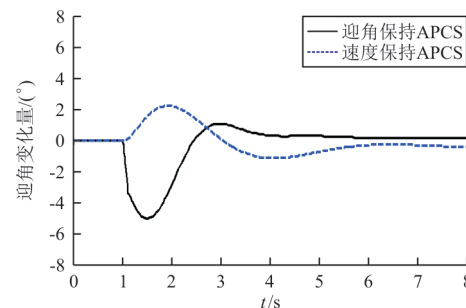
(d) 发动机推力变化量



(e) 俯仰角变化量



(f) 轨迹角变化量



(g) 迎角变化量

图6 风干扰下的Hdot指令下的两种APCS仿真

Fig. 6 Two APCS simulations under Hdot command with wind interference

从图6可以看出:迎角保持APCS直接对法向的迎角进行控制,抑制迎角使得法向的姿态和轨

迹等影响减弱,因此仿真图中的跟踪误差可实现快速收敛到0;而速度保持APCS是间接地抑制法向干扰,其最直接的是抑制速度,因此时间响应上较慢。

通过分析可得以下结论:

(1) 迎角保持APCS在轨迹角、高度、俯仰角和迎角的受扰抑制方面,性能优于速度保持APCS。

(2) 速度保持APCS在速度的受扰抑制方面,性能优于迎角保持APCS。

3 结论

迎角保持APCS稳定迎角的能力大于速度保持APCS,其轨迹控制也比速度保持APCS要快。着舰飞机法向迎角、轨迹等响应远比切向速度的响应重要,因此采用迎角保持APCS控制效果更好,这也和美军的试飞结论相同。

目前已经有全权限数字控制发动机FADEC的飞机服役,例如F-22、F-35等。若舰载机装备使用FADEC,则不需要再配置APCS。FADEC可通过总线接收飞控的数据及指令,在自动着舰过程维持恒定的迎角/空速。而现在发动机控制则需要单独配置APCS以满足自动着舰要求。未来的发展趋势是,可以采用全权限的数字控制发动机FADEC取代目前的机械操纵APCS,精度更高,效率也会更高。

参考文献

- [1] 段卓毅,王伟,耿建中,等. 舰载机人工进场着舰精确轨迹控制技术[J]. 航空学报, 2019, 40(4): 6-20.
DUAN Zhuoyi, WANG Wei, GENG Jianzhong, et al. Precision trajectory control technology for ship-borne aircraft manual approach to ship[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(4): 6-20. (in Chinese)
- [2] DAVIES W D T, NOURY R. AN/SPN-42 automatic carrier landing system: AD74-35209 [R]. New York: Bell Aerospace Company, 1974.
- [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.
WU Wenhai, ZHANG Yang, HU Yun'an, et al. Research progress of nonlinear inversion control method for ship-borne

- aircraft landing [J]. *Systems Engineering and Electronic Technology*, 2008, 40(7): 1578-1587. (in Chinese)
- [4] 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.
ZHANG Yujie, YANG Yidong. Performance analysis of power compensation system with constant flight angle of attack[J]. *Flight Mechanics*, 2006, 24(4): 30-33. (in Chinese)
- [5] 钟涛. 舰载机进场动力补偿系统设计[J]. *应用科技*, 2013, 40(2): 40-43.
ZHONG Tao. Design of carrier-borne aircraft approach power compensation system[J]. *Applied Science and Technology*, 2013, 40(2): 40-43. (in Chinese)
- [6] 焦晓辉, 王晓江, 陈胜杰. 舰载机进场动力补偿系统设计与仿真[J]. *计算机仿真*, 2014, 31(11): 60-63.
JIAO Xiaohui, WANG Xiaojiang, CHEN Shengjie. Design and simulation of carrier-borne aircraft approach power compensation system[J]. *Computer Simulation*, 2014, 31(11): 60-63. (in Chinese)
- [7] 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. Fuzzy logic design technology of ship-borne dynamic compensation system [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 42(5): 656-660. (in Chinese)
- [8] URNES R, MOOMAW R F, HUFF R W. Hdot automatic carrier landing system for approach control in turbulence [J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2012, 4(2): 177-183.
- [9] ZHU Qiang, YANG Zi. Intelligent power compensation system based on adaptive sliding mode control using soft computing and automation[J]. *International Journal of Computer System Science & Engineering*, 2019, 34(4): 179-189.
- [10] 朱齐丹, 李新飞, 吕开东. 基于滑模变结构控制的舰载机动力补偿系统设计[J]. *飞行力学*, 2012, 30(3): 33-37.
ZHU Qidan, LI Xinfei, LYU Kaidong. Design of dynamic compensation system for ship-borne aircraft based on sliding mode variable structure control [J]. *Flight Mechanics*, 2012, 30(3): 33-37. (in Chinese)
- [11] 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.
DONG Ran, YUAN Xin, ZHANG Zhi, et al. Influence of approach power compensator on automatic landing system [J]. *Flight Mechanics*, 2017, 35(1): 34-38. (in Chinese)
- [12] 汪节, 吴文海, 高丽, 等. 飞机反区速度矢量不稳定及其控制的机理[J]. *国防科技大学学报*, 2018, 40(5): 126-135.
WANG Jie, WU Wenhai, GAO Li, et al. Aircraft anti-zone velocity vector instability and its control mechanism [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2018, 40(5): 126-135. (in Chinese)
- [13] 张志冰, 甄子洋, 江驹, 等. 舰载机自动着舰引导与控制综述[J]. *南京航空航天大学学报*, 2018, 50(6): 734-744.
ZHANG Zhibing, ZHEN Ziyang, JIANG Ju, et al. Review on development in guidance and control of automatic carrier landing of carrier-based aircraft[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2018, 50(6): 734-744. (in Chinese)
- [14] ZHANG Yang, WU Wenhai, WANG Jie, et al. Prescribed performance adaptive constrained backstepping controller for carrier-based longitudinal landing with magnitude constraints [C] // 36th Chinese Control Conference. Dalian: CAA, 2017: 856-861.

作者简介:

张 杨(1989—),男,博士,工程师。主要研究方向:舰载机总体与飞行控制等。

周 益(1979—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:空气动力学及飞机总体。

颜仙荣(1979—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:短垂起降飞机及飞机总体。

尹大伟(1980—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:动力及飞机总体。

钱国红(1971—),男,硕士,正高级工程师。主要研究方向:飞机总体。

(编辑:马文静)