中国科学: 技术科学 2025 年 第 55 卷 第 4 期: 729 ~ 740
SCIENTIA SINICA Technologica techcn.scichina.com
《中国科学》杂志社 SCIENCE CHINA PRESS
论 文

考虑飞行品质的“魔毯”鸽群优化控制律设计

武岚博[1], 段海滨[1*], 范彦铭[2], 邓亦敏[1]

1. 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100083
2. 中国航空工业集团公司沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035
* E-mail: hbduan@buaa.edu.cn

收稿日期: 2024-06-29; 接受日期: 2024-08-01; 网络版发表日期: 2025-03-25
国家自然科学基金(批准号: 62350048, T2121003, U20B2071)资助项目

摘要 针对如何将飞行品质与“魔毯”着舰控制律设计相结合, 本文首先构建了一种简化的“魔毯”着舰控制架构并考虑飞行品质设计了一种基于非线性动态逆和干扰观测器的进场功率补偿系统. 在此基础上, 将飞行品质引入优化过程, 设计了基于飞行品质的目标函数, 以此将飞行品质引入“魔毯”着舰控制律设计. 本文还设计了一种两阶段的改进鸽群优化算法提高着舰控制律性能, 仿真实验表明, 两阶段优化策略能够在消耗相同计算资源的情况下大大提升鸽群优化算法跳出局部最优的能力, 且所提出的进场功率补偿系统能够通过有效调节舰载机推力提升着舰阶段的飞行品质.

关键词 飞行品质, 魔毯, 着舰, 舰载机, 鸽群优化, 直接升力, 进场功率补偿

1 引言

“魔毯”着舰起源于2016年[1], 是一种结合了直接升力的精确着舰技术, 最初应用于F-18舰载机. 其又名精确着舰模模式(precision landing mode, PLM). 2018年, 其在F-35上进行了成功部署测试[2]. 2022年, 通过引入地面控制车辆, 魔毯技术又得到了进一步的发展[3]. 国内对于“魔毯”技术的研究还处于跟进状态. 吴文海等人[4]对“魔毯”着舰技术的关键技术进行了分析并给出了具体的飞行轨迹角速率和轨迹角增量模态的设计. 汪杰等人[5,6]分析了“魔毯”着舰的稳定性并基于小扰动线性模型构建了舰载机侧向对中修正过程. 朱玉莲[7,8]对“魔毯”轨迹角速率和轨迹角增量控制模态进行了具体的仿真与分析. 柳仁地等人[9]提出了一种基于强化学习的舰载机着舰直接升力控制技术.

飞行品质(flying quality, FA)通常包含飞机操纵性、稳定性、操控舒适度、操纵响应特性以及飞行性能限制. 早期控制律设计缺乏对于飞行品质的考虑, 经常会有飞行员诱发震荡[10]. Hess[11]结合飞行员模型对飞机的操纵品质进行了分析. Balas等人[12]分析了飞行品质的要求并结合多个型号的飞机控制方法的设计指出控制器的设计应当结合飞机的操纵品质, 他们还引入了最坏情况分析策略对飞行品质进行了分析. Carter等人[13]针对F-18这一经典的舰载机进行了飞行品质的分析. Berry等人[14]分析了着陆任务中的飞行品质并

引用格式: 武岚博, 段海滨, 范彦铭, 等. 考虑飞行品质的“魔毯”鸽群优化控制律设计. 中国科学: 技术科学, 2025, 55: 729–740
Wu L B, Duan H B, Fan Y M, et al. PIO based MAGIC CARPET control design considering flying quality (in Chinese). Sci Sin Tech, 2025, 55: 729–740, doi: 10.1360/SST-2024-0157

© 2025 《中国科学》杂志社

指出传统飞机在速度降低时会有“低头”的趋势. Huo等人[15]针对F-16进行了一种能够保障飞行品质的极点配置控制方法. Nguyen等人[16]针对非线性模型对战斗机飞行品质进行了评估, 研究发现在大迎角下该模型表现出了更好的评估能力. Ryu等人[17,18]建立了一种非线性飞行员模型来辅助评估飞行品质. 甄旭东等人[19]对短距起飞垂直降落飞行器的飞行品质进行了研究. 万慧雯等人[20]提出了一种基于飞行品质的高超声速飞行器控制参数设计方法.

鸽群优化算法(pigeon inspired optimization, PIO)是一种先进的启发式算法[21], 其受鸽群归巢思想启发, 主要由两个算子构成. 很多研究人员将其应用到了飞行器参数控制寻优问题中[22,23]. 进场功率补偿系统(approaching power compensation system, APCS)是PLM中极为重要的一部分. 在着舰过程中, APCS能够对油门加入补偿, 减小舰载机的速度变化. APCS最早由美国学者提出[24]. 其设计思路有两种: 一种是基于速度的APCS设计[25]; 另一种是基于迎角的APCS设计[26,27]. 在全自动着舰(automatic carrier landing system, ACLS)架构中, 大多数设计采用基于迎角的APCS设计, 基于迎角的APCS设计能够在维持恒定迎角的同时兼顾速度保持[28].

现有的研究存在着以下缺陷: 文献中对于“魔毯”着舰控制律的设计大都需要对飞机进行精确建模来计算解耦环节参数, 在实际工程中这种策略十分不便; 很多关于飞行品质的工作都是在频域进行分析的, 需要等效拟配的传递函数或者线性模型[29], 不便于在参数寻优过程中和优化方法结合. 飞行器控制参数优化过程中采用传统优化算法(如粒子群优化算法(particle swarm optimization, PSO)、遗传算法(genetic algorithm, GA))容易陷入局部最优. 此外, 文献中的工作大多数止步于飞行品质的分析, 缺乏飞行品质在具体控制器设计中的应用实例.

基于上述分析, 本文首先构建了一种简化的“魔毯”着舰控制架构并考虑飞行品质设计了一种基于非线性动态逆和干扰观测器的APCS. 在此基础上, 将飞行品质引入优化过程, 设计了基于飞行品质的目标函数, 以此将飞行品质引入“魔毯”着舰控制律设计. 为了防止优化陷入局部最优, 本文还设计了一种两阶段的优化策略, 在消耗相同计算资源的情况下大大提升了优化算法跳出局部最优的能力.

2 问题建模

2.1 算法设计

假设地面坐标系为惯性坐标系, 舰载机为刚体, 并且其质量以及重心不随时间变化. 舰载机在空间位置为(x,y,z), 绕机体轴转动的角速度为(p,q,r), 沿机体轴运动的线速度为(u,v,w), 舰载机的滚转角、俯仰角和偏航角分别为(ϕ,θ,ψ). 根据刚体的六自由度运动理论, 舰载机在空间导航方程组为[30]

$$\begin{bmatrix}\dot{x}\\ \dot{y}\\ \dot{z}\end{bmatrix}=R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi)\begin{bmatrix}u\\ v\\ w\end{bmatrix}. \tag{1}$$

舰载机运动方程组为

$$\begin{bmatrix}\dot{\phi}\\ \dot{\theta}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1 & \sin(\phi)\tan(\theta) & \cos(\phi)\tan(\theta)\\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi)\\ 0 & \sin(\phi)\sec(\theta) & \cos(\phi)\sec(\theta)\end{bmatrix}\begin{bmatrix}p\\ q\\ r\end{bmatrix}. \tag{2}$$

设(F_x,F_y,F_z)为除重力外, 其他力在三个机体轴上的分量, 则力方程组为

$$\begin{bmatrix}\dot{u}\\ \dot{v}\\ \dot{w}\end{bmatrix}=g\begin{bmatrix}-\sin(\theta)\\ \sin(\phi)\cos(\theta)\\ \cos(\phi)\cos(\theta)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0 & r & -q\\ -r & 0 & p\\ q & -p & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}u\\ v\\ w\end{bmatrix}+\frac{1}{m}\begin{bmatrix}F_x\\ F_y\\ F_z\end{bmatrix}. \tag{3}$$

设$(\bar{L},M,N)$分别为滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩, 则力矩方程组为

$$\begin{bmatrix}\dot{p}\\ \dot{q}\\ \dot{r}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}(c_1r+c_2p)q\\ c_5pr-c_6(p^2-r^2)\\ (c_8p-c_2r)q\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}c_3\bar{L}+c_4N\\ c_7M\\ c_4\bar{L}+c_9N\end{bmatrix}, \tag{4}$$

其中, $c_1\sim c_9$是跟舰载机转动惯量有关的常数.

$$\begin{aligned}&c_1=\frac{(I_y-I_z)I_z-I_{xz}^2}{\Sigma},\quad c_2=\frac{(I_x-I_y+I_z)I_{xz}}{\Sigma},\\ &c_3=\frac{I_z}{\Sigma},\quad c_4=\frac{I_{xz}}{\Sigma},\quad c_5=\frac{I_z-I_x}{I_y},\\ &c_6=\frac{I_{xz}}{I_y},\quad c_7=\frac{1}{I_y},\quad c_8=\frac{I_x(I_x-I_y)+I_{xz}^2}{\Sigma},\\ &c_9=\frac{I_x}{\Sigma},\quad \Sigma=I_xI_z-I_{xz}^2.\end{aligned} \tag{5}$$

设舰载机速度为V, 引入迎角α和侧滑角β后, 利用上面的公式及机体坐标系和气流坐标系之间的转换矩阵$S_{\alpha\beta}$, 就可以将力方程组转换成另外一种形式:

$$S_{\alpha\beta}=\begin{bmatrix}\cos\alpha\cos\beta & \sin\beta & \sin\alpha\cos\beta\\ -\cos\alpha\sin\beta & \cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta\\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha\end{bmatrix}, \tag{6}$$

$$\begin{cases}\dot\beta=\dfrac{-T\cos\alpha\sin\beta+Y+G_{ya}}{mV}+p\sin\alpha-r\cos\alpha,\\ \dot\alpha=\dfrac{-T\sin\alpha-L+G_{za}}{mV\cos\beta}+q-(p\cos\alpha+r\sin\alpha)\tan\beta,\\ \dot V=\dfrac{T\cos\alpha\cos\beta-D+G_{xa}}{m},\end{cases} \tag{7}$$

其中, T为发动机推力, 这里假设发动机推力通过舰载机质心, 并与机体轴x平行. (G_{xa},G_{ya},G_{za})为重力在气流坐标系三个轴上的分量, D为阻力, Y为侧力, L为升力, 它们三者分别沿气流坐标系的三个轴.

$$\begin{aligned}G_{xa}=&mg(\cos\phi\cos\theta\sin\alpha\cos\beta\\&+\sin\phi\cos\theta\sin\beta-\sin\theta\cos\alpha\cos\beta),\end{aligned} \tag{8}$$

$$\begin{aligned}G_{ya}=&mg(\cos\theta\sin\phi\cos\beta\\&+\sin\beta(\cos\alpha\sin\theta-\sin\alpha\cos\phi\cos\theta)),\end{aligned} \tag{9}$$

$$G_{za}=mg(\cos\phi\cos\theta\cos\alpha+\sin\theta\sin\alpha). \tag{10}$$

考虑的舰载机模型具有以下操纵面, δ_e为升降舵偏, δ_a为副翼偏转角, δ_r为方向舵舵偏, δ_f为襟翼偏转角. 模型中的气动力和力矩可以通过气动导数计算得到:

$$\begin{bmatrix}D\\Y\\L\end{bmatrix}=\frac{1}{2}\rho V^2S\begin{bmatrix}C_{D0}+C_{D\alpha}\alpha+C_{Df}\delta_f\\C_{Y\beta}\beta\\C_{L0}+C_{L\alpha}\alpha+C_{L\delta_e}\delta_e+C_{L\delta_f}\delta_f\end{bmatrix}, \tag{11}$$

$$\bar q=0.5\rho V^2, \tag{12}$$

$$\begin{cases}\bar L=\bar qSbC_{\bar L},\\ M=\bar qSbC_M,\\ N=\bar qSbC_N,\end{cases} \tag{13}$$

其中, ρ是大气密度, S为机翼面积, b为机翼翼展.

$$\begin{cases}C_{\bar L}=C_{l\beta}\beta+C_{lp}\dfrac{pb}{2V}+C_{lr}\dfrac{rb}{2V}+C_{l\delta_a}\delta_a+C_{l\delta_r}\delta_r,\\ C_M=C_{m0}+C_{m\alpha}\alpha+C_{mq}\dfrac{qc}{2V}+C_{m\delta_e}\delta_e+C_{m\delta_f}\delta_f,\\ C_N=C_{n\beta}\beta+C_{np}\dfrac{pb}{2V}+C_{nr}\dfrac{rb}{2V}+C_{n\delta_a}\delta_a+C_{n\delta_r}\delta_r,\end{cases} \tag{14}$$

其中, $C_{l\beta},C_{lp},C_{lr},C_{l\delta_a},C_{l\delta_r}$为滚转力矩系数, $C_{m0},C_{m\alpha},C_{mq},C_{m\delta_e},C_{m\delta_f}$为俯仰力矩系数, $C_{n\beta},C_{np},C_{nr},C_{n\delta_a},C_{n\delta_r}$为偏航力矩系数. δ_a和δ_r分别为升降舵和副翼控制量[31].

2.2　作动器建模

(1) 发动机油门

舰载机的发动机相比于其他执行结构而言具有较大的时间延迟, 其油门杆输入到推力输出的动态响应特性由发动机本身的性质决定. 油门传递函数模型是将发动机油门的动态特性等效为一个四阶传递函数, 该模型描述了从油门杆指令到推力响应的动态特性[28]:

$$\frac{\delta_T}{\delta_{PL}}=\frac{2.994(s^3+3.5s^2+9.18s+3.13)}{s^4+6.5s^3+18.25s^2+26.28s+9.37}. \tag{15}$$

(2) 操纵舵面

襟翼和升降舵均采用简化的一阶传递函数模型, 其公式如下:

$$\frac{\delta(s)}{\delta_c(s)}=\frac{T_s}{s+T_s}, \tag{16}$$

其中, $\delta(s)$为操纵舵面实际偏转角, 其中$\delta_c(s)$为机载计算机给出的偏转指令, T_s为时间常数. 其具体参数详见表1[28].

2.3　着舰流程

在进行着舰时, 舰载机纵向首先在恒定的高度保持平飞, 当飞至距离航母恰当的距离时有平飞切换至下滑, 直至成功着舰, 如图1所示.

相应地, 构建着舰流程中高度指令$H_{\rm com}$如下[26]:

$$H_{\rm com}=\begin{cases}H_{\rm const}, & \text{if } Z_s+X_L\tan\gamma_{\rm ref}\geqslant H_{\rm const},\\ Z_s+X_L\tan\gamma_{\rm ref},\\ \qquad \text{if } X_L\geqslant 0 \text{ and } Z_s+X_L\tan\gamma_{\rm ref}<H_{\rm const},\\ Z_s, & \text{if } X_L<0,\end{cases} \tag{17}$$

其中, $H_{\rm const}$为初始平飞高度, Z_s为航母甲板距离海平面的高度, X_s为航母x坐标, X_a为舰载机x坐标, $\gamma_{\rm ref}$为参考航迹角, 文中均取$\gamma_{\rm ref}=3.5°$, 舰载机距离甲板理想落点的距离X_L为

$$X_L=X_s-X_a. \tag{18}$$

表 1 作动器建模

Table 1 Actuator modeling

操纵舵面	偏转速度 (°/s)	偏转范围 (°)	T_s
升降舵	[–40,40]	[–24,10.5]	48
襟翼	[–40,40]	[–40,40]	20

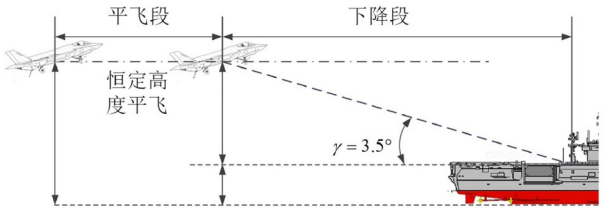


图 1 (网络版彩图)着舰流程

Figure 1 (Color online) Landing process.

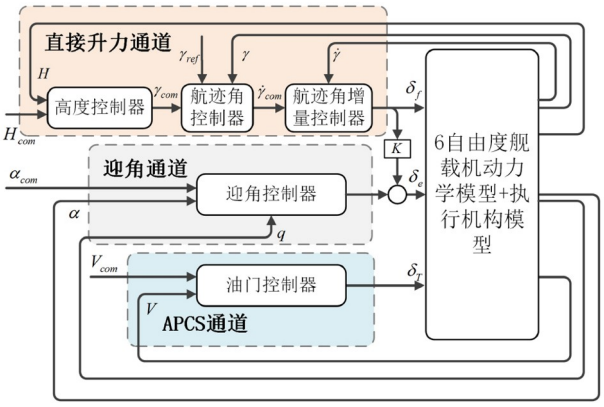


图 2 (网络版彩图)传统“魔毯”控制律设计

Figure 2 (Color online) Traditional MAGIC CARPET control design.

3 “魔毯”着舰控制律设计

现有的“魔毯”控制律设计通常分为三个通道，很多设计都在襟翼和升降舵之间引入了力矩解耦环节K使得襟翼偏转产生的额外俯仰力矩能够被升降舵所平衡[4~9].

本文在现有“魔毯”控制律设计的基础上提出了一种新的“魔毯”控制律设计方法. 如图2所示, 在传统“魔毯”控制架构中，迎角回路引入了飞机初始绕y轴角速度q作为反馈; 而根据动力学方程, 有

$$\dot{\alpha} = -p\cos\alpha\tan\beta + q - r\sin\alpha\tan\beta - \frac{\dot{\chi}\cos\gamma\sin\mu}{\cos\beta}, \tag{19}$$

其中，$\dot{\chi}$是航迹坐标系下航迹角的导数，μ是航迹坐标系下的侧滑角. 仅考虑舰载机的纵向运动，横侧向状态量β,μ,p均可视为小量；且在实际仿真过程中，γ小于5°, 亦可视为小量, 式(19)可以简化为

$$\dot{\alpha} \approx -p\cdot\beta + q - r\cdot\alpha\cdot\beta - \dot{\chi}\cdot\mu \approx q. \tag{20}$$

由简化后的式(20)可以看出，在迎角控制回路中引入角速度q基本相当于引入迎角的导数；因此在用PID控制器设计迎角通道的情况下，可以移除角速度q的反馈进行简化.

忽略横向速度，舰载机着舰时的航迹角可以表示为

$$\gamma = \arcsin\frac{\dot{H}}{V}. \tag{21}$$

由式(21)可以看出，在舰载机着舰速度恒定的情况下，控制高度沿着式(17)所示的高度指令变化相当于控制了航迹角. 考虑到“魔毯”架构是以速度控制油门，速度能够保持在一个恒定值附近，因此在设计直接升力通道时可以省略航迹角控制器进行简化.

传统控制架构需要引入解耦环节参数K来抵消襟翼偏转附带的俯仰力矩以维持迎角恒定，对于实际的飞机，襟翼相对于升降舵更靠近重心. 在同样的舵偏下，升降舵对俯仰力矩的影响远大于襟翼对于俯仰力矩的影响，$C_{m\delta_e} > C_{m\delta_f}$. 因此在俯仰通道的控制中，可以将升降舵影响视为输入, 襟翼影响视为扰动项; 在没有引入解耦环节的情况下，小部分襟翼偏转用于平衡襟翼带来的俯仰力矩扰动，其余用于迎角控制，依然能够维持舰载机的稳定飞行. 考虑到解耦环节参数K需要对舰载机进行精确建模确定小扰动方程方能计算得到[7]；不便于实际工程应用，因此可以移除解耦环节K进行简化. 所设计的简化控制架构如图3所示.

3.1 迎角通道设计

不同于传统ACLS纵向采用两个输入$[\delta_T, \delta_e]$来控制三个状态量，“魔毯”技术由于引入了直接升力控制，其纵向采用三个输入$[\delta_T, \delta_e, \delta_f]$来控制三个状态量$[\alpha, \gamma, V]$[7]. 襟翼偏转产生的额外升力可以通过升降舵自动平衡，无需辅助参数帮助解耦. 在所提出的控制架构中，迎角通道采用PID控制器. k_1, k_2, k_3为PID控制参数; α_{com}为迎角指令, 通常设在舰载机的配平迎角附近; δ_{e0}为舰载机升降舵初始偏转量.

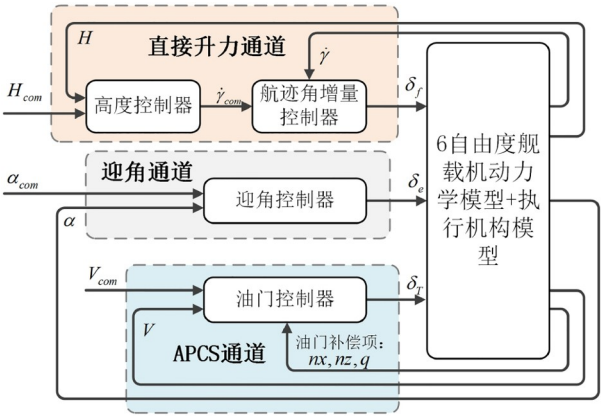


图 3　(网络版彩图)简化“魔毯”控制律设计

Figure 3　(Color online) A simplified MAGIC CARPET control design.

$$\delta_e = \left(k_1 + \frac{k_2}{s} + k_3 s\right)(\alpha_{\rm com} - \alpha) + \delta_{e0}. \tag{22}$$

3.2　直接升力通道设计

高度指令$H_{\rm com}$生成的方式见式(17). 由于在高度指令生成的过程中已经考虑了航迹角，因此在直接升力通道中无需再引入舰载机航迹角作为反馈，从而直接根据高度指令生成航迹角导数指令，再根据航迹角导数指令控制襟翼偏转提供直接升力. k_4, k_5, k_6为PID控制参数，k_7, k_8为PD控制参数，δ_{f0}为舰载机襟翼初始偏转量.

$$\dot{\gamma}_c = \left(k_4 + \frac{k_5}{s} + k_6 s\right)(H_{\rm com} - H_a), \tag{23}$$

$$\delta_f = (k_7 + k_8 s)(\dot{\gamma}_c - \gamma) + \delta_{f0}. \tag{24}$$

3.3　进场功率补偿通道设计

根据文献[32]，舰载机推力损失若造成舰载机速度骤然降低，飞行员心理负担会加重，因此为了减缓着舰过程中舰载机速度的变化(加速度)，引入垂直方向的加速度n_z和水平方向的加速度n_x作为补偿项. 同时襟翼在提供直接升力的过程中会带来俯仰力矩的变化，进一步可能会影响迎角；为降低这种影响，也引入俯仰角速率q作为补偿项.

根据舰载机的六自由度动力学写出速度导数$\dot{V}$与推力δ_T之间的关系，再反解出推力[30].

$$\dot{V} = f_v + g_v \delta_T + d_v, \tag{25}$$

$$\delta_T = \frac{-f_v + k_{10} e_v - \hat{d}_v}{g_v} + k_{11} n_x + k_{12} q + k_{13} n_z, \tag{26}$$

其中，d_v为外界干扰，$\hat{d}_v$为外界干扰的观测值. k_9, k_{10}为干扰观测器参数，k_{11}, k_{12}, k_{13}为补偿项参数.

$$e_v = V_{\rm com} - V, \tag{27}$$

$$f_v = \frac{-D - mg\sin\gamma}{m}, \tag{28}$$

$$g_v = \frac{\cos\alpha\cos\beta}{m}. \tag{29}$$

再根据文献[30]得到干扰项$\hat{d}_v$的干扰观测器值，如式(27)和(28)所示.

$$\hat{d}_v = p_v + k_9 V, \tag{30}$$

$$\dot{p}_v = -k_9(k_9 V + p_v + f_v + g_v \delta_T). \tag{31}$$

4　控制参数优化

4.1　适应度函数设计

根据中华人民共和国国家军用标准GJB 3719-1999，美国国防部联合军种飞行器规范指南JSSG-2001A[33]以及其他相关文献，舰载机着舰时的飞行指标要求如下:

(1) 舰载机着舰时，为了增加飞行员的操纵安全感，法向加速度应该尽量在±0.5g以内.

(2) 舰载机在着舰的过程中，进场下滑速度V应该尽可能处在58.3514~70.13 m/s. 根据一级飞行品质要求，dγ/dV<0.1166° s/m. 根据二级飞行品质要求，dγ/dV<0.2916° s/m. 根据三级飞行品质要求，dγ/dV<0.4665° s/m.

(3) 着舰时刻落点误差不宜过大.

(4) 舰载机接触甲板时刻的速度不宜过大，着舰航迹角一般不大于6°. 若舰载机速度为70 m/s，则着舰时刻纵向速度最大值应为70×sin(6°)=7.317 m/s.

采用一元线形回归的方式来估计dγ/dV. 将舰载机着舰末端10 s航迹角与速度的数据提取出来，进行一元线形回归，得到斜率k与截距b，斜率k即可代表dγ/dV的大小. 综上所述，考虑着舰指标的适应度函数F设计为

$$F = \sum_{i=1}^{9} F_i, \tag{32}$$

其中，F_1代表舰载机对于迎角的跟踪能力.

$$F_1=\sum_{i=1}^{T}w_1\left|\alpha-\alpha_{\rm com}\right|. \tag{33}$$

F_2代表舰载机对于高度的跟踪能力.

$$F_2=\sum_{i=1}^{T}w_2\left|H-H_{\rm com}\right|. \tag{34}$$

F_3代表舰载机对于速度的跟踪能力.

$$F_3=\sum_{i=1}^{T}w_3\left|V-V_{\rm com}\right|. \tag{35}$$

F_4代表舰载机对于航迹角的跟踪能力.

$$F_4=\sum_{i=1}^{T}w_4\left|\gamma-\gamma_{\rm ref}\right|. \tag{36}$$

F_5代表舰载机落点误差.

$$F_5=w_5\left|X_L\right|. \tag{37}$$

F_6代表舰载机的dγ/dV.

$$F_6=w_6k. \tag{38}$$

F_7代表舰载机的纵向加速度.

$$F_7=\begin{cases}\sum_{i=1}^{T}w_7|nz|, & \text{if } |nz|>0.5g,\\ 0, & \text{else.}\end{cases} \tag{39}$$

F_8代表舰载机与甲板接触时刻的纵向速度.

$$F_8=\begin{cases}w_8\left|V_Z(\text{end})\right|, & \text{if } \left|V_Z(\text{end})\right|>7.31,\\ 0.\end{cases} \tag{40}$$

仅优化F_6进而优化飞行品质易引发油门推力大小及速度的振荡, 因此引入F_9进行补偿以避免该现象.

$$F_9=w_9|\dot{V}|. \tag{41}$$

4.2 基于解耦控制的两阶段鸽群优化策略

对于复杂, 多参数控制器优化问题, 传统控制器参数优化策略是采用启发式算法, 直接设计适应度函数进行优化[22,23,28], 这种方法极容易陷入局部最优而导致效率低下.

本节基于解耦的控制器提出了一种两阶段优化策略, 即首先根据控制器参数设计过程尝试出一组较优参数, 而后固定一部分(例如APCS参数)对控制器进行优化, 得到“最优”直接力通道参数和迎角通道参数; 进而固定直接力通道参数和迎角通道参数为“最优”, 优化APCS参数, 得到最后的优化结果. 仿真表明, 相对于传统的一步优化所有参数的策略, 这种优化策略能够在消耗大致相同计算资源的情况下, 得到更优的控制参数.

$$V_i(t)=V_i(t-1)\mathrm{e}^{-Rt}+rand\cdot\left(X_g-X_i(t-1)\right), \tag{42}$$

$$X_i(t)=X_i(t-1)+V_i(t). \tag{43}$$

式(37)和(38)展示了地图指南针算子中鸽群根据磁罗盘信息更新速度与位置的过程, $V_i(t)$代表了鸽子i在t时刻的速度, $X_i(t)$代表了鸽子i在t时刻的位置, X_g代表了种群的全局最优位置. R为地图指南针算子, 通常取0.01[28].

$$N_p(t)=\frac{N_p(t-1)}{2}, \tag{44}$$

$$X_c(t)=\frac{\sum X_i(t)F(X_i(t))}{N_p(t)\sum F(X_i(t))}, \tag{45}$$

$$X_i(t)=X_i(t-1)+rand\cdot\left(X_c(t)-X_i(t-1)\right). \tag{46}$$

在地标算子阶段, 鸽群种群数量$N_p(t)$每次减半, 其每次朝着适应度函数$F(X_i(t))$的加权平均中心$X_c(t)$集中, $rand$为0~1之间的随机数, 如式(39)~(41)所示[21]. 与传统优化流程不同, 在两阶段优化策略需要分别经历两轮地图指南针算子和地标算子. 第一轮寻找直接升力通道和迎角通道的最优参数; 第二轮寻找APCS的最优参数, 如图4所示.

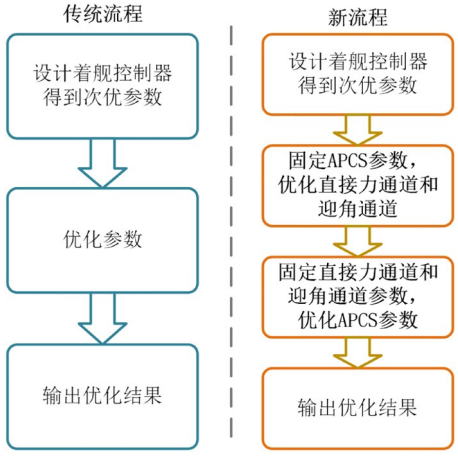


图 4 (网络版彩图)基于解耦控制的两阶段鸽群优化

Figure 4 (Color online) A two-stage PIO based on the decoupled controller.

5　实验仿真

5.1　仿真条件

航母初始位置设定为[3000,0,0] m, 舰载机初始位置设定为[0,0,100] m. 初始[p,q,r]均为0°/s, 初始航迹角和迎角设定为[0,8,11]°, 舰载机初始速度V_{a0}=70 m/s, 航母初始速度V_{s0}=10 m/s. 迎角指令$\alpha_{\rm com}$ = 8.1°, 速度指令$V_{\rm com}$=69.96 m/s. 仿真采用定步长, 时间间隔为0.01 s. 舰载机推力最小为10000 N.

5.2　控制参数寻优仿真

由于仿真过程中角度是以弧度为单位, 因此为平衡角度项与米制项, 积分项与非积分项之间大小的差异, 设定$w_{1\sim8}$分别为20, 1, 1, 20, 50, 3000, 100, 3000. 经前期的控制器设计, $k_{1\sim13}$次优参数分别为5, 2, 5, 2, 1, 10, 0.295, 0.017, 0.1, 0.2, 1000, 1000, 1000. 由于优化过程最消耗计算资源的是适应度函数的计算, 因此为了控制两种优化策略消耗大致相同的计算资源, 设定传统优化策略种群大小80, 进化次数60次; 两阶段优化策略每一阶段种群大小60, 进化次数40次. 各个控制参数的范围如表2所示.

利用PIO[21], PSO[34]以及GA, 分别采用传统的单一阶段优化策略以及所提出的两阶段优化策略进行参数寻优对比. 表3给出了两种优化策略优化结果的适应度对比. 可以看出, 在消耗大致相同计算资源的情况下, 采用两阶段优化策略可以明显提升优化参数找到更优解的能力, 特别是PIO. 表4给出了两种优化策略下参数优化的结果.

表 2　优化约束

Table 2　Optimize constraints

参数	最大	最小
$k_{1\sim10}$	100	20000
$k_{11\sim13}$	0	−20000

表 3　适应度比较

Table 3　Adaptability comparison

算法	最佳适应度	
	传统优化策略	两阶段优化策略
PSO	30795.846	26963.570
PIO	36533.787	26579.558
GA	41480.339	27805.183

将两组优化后的参数输入simulink模型中进行仿真对比, 其结果如图5~7所示.

从图6可以看出, 所设计的控制器在没有解耦环节K的情况下依然能够很好地维持住舰载机的迎角. 其中较大的迎角波动出现在25 s左右, 这是由于舰载机由平飞段切换为下滑端, 为了准确地跟踪高度指令, 襟翼拉满以提供直接升力, 如图5所示. 从图6可以看出, 两阶段优化策略得到的控制参数维持舰载机恒定迎角的能力要明显好一些. 图7展示了在两组控制参

表 4　优化结果对比

Table 4　Comparison of optimization results

参数	传统优化策略	两阶段优化策略
k_1	14.148	47.697
k_2	22.225	19.446
k_3	4.0460	3.6760
k_4	31.147	33.876
k_5	7.0140	0.0000
k_6	14.313	36.5438
k_7	0.0000	51.222
k_8	1.0940	64.169
k_9	1.0000	1.0000
k_{10}	10.795	0.0000
k_{11}	1052.3	12027
k_{12}	218.09	−20000
k_{13}	−159.19	1663.1

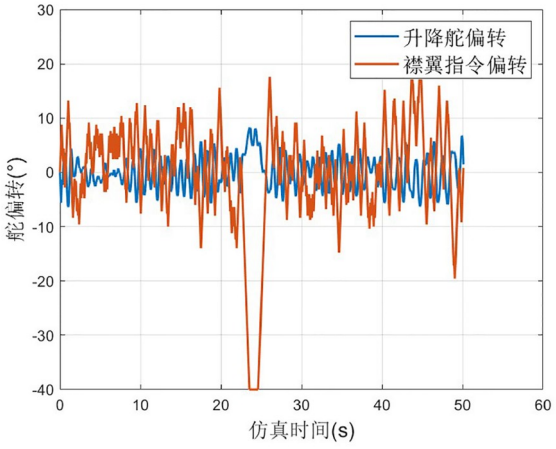


图 5　(网络版彩图)着舰阶段升降舵与襟翼变化

Figure 5　(Color online) Elevator and flap changes during landing phase.

数下舰载机飞行直至着舰过程中高度的变化, 并给出着舰前几秒的轨迹放大图. 在传统手动着舰过程中, 飞行员需在着舰前调整高度下滑率以避免着舰速度过大产生的冲击; 而在“魔毯”控制架构中, 由于很好地控制了着舰速度以及航迹角, $V_Z(\mathrm{end})\approx 70\times\sin 3.5°=4.27$ m/s小于安全着舰所要求的7.317 m/s, 因此在着舰末端无需调整高度下滑率.

由图7可以看出, 在两阶段优化策略得到的控制参数下, 舰载机对高度的跟踪能力明显较好, 其具有更小的超调量和更快的收敛速度. 仿真结果表明, 在针对解耦的复杂问题中, 采用两阶段优化策略能够显著提升

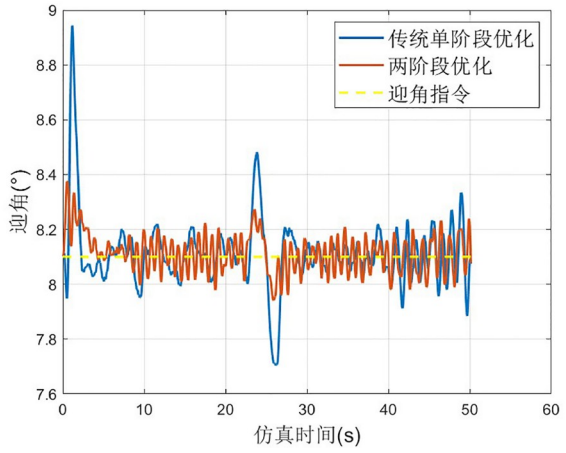


图 6 (网络版彩图)不同优化策略下迎角保持

Figure 6 (Color online) Angle of attack maintenance under different optimization strategies.

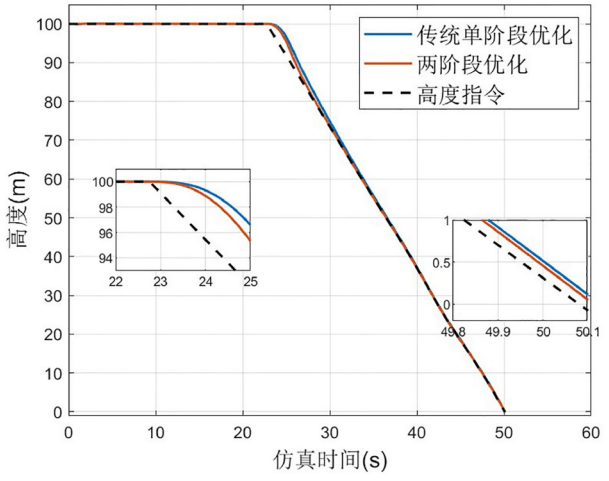


图 7 (网络版彩图)不同优化策略下高度指令跟踪

Figure 7 (Color online) Height command tracking under different optimization strategies.

启发式算法寻优的能力, 在消耗相同计算资源的情况下得到更优的控制参数.

5.3 飞行品质优化对比

为了验证所设计适应度函数的有效性, 本小节对不考虑飞行品质的适应度函数和考虑飞行品质的适应度函数进行优化对比. 其中传统适应度函数计算方式如式(47)所示. 优化过程均采用两阶段优化策略, 分别采用PSO, PIO, GA进行优化, 表5给出了两种适应度函数下控制参数的寻优结果.

$$F_{old}=\sum_{i=1}^{5}F_i, \tag{47}$$

将优化后的参数输入simulink模型中进行仿真对比, 其结果如图8~13所示.

图8和图9分别展示了考虑飞行品质优化和不考虑飞行品质优化下着舰过程中舰载机迎角与航迹角的变化过程. 可以看出两种优化结果下, 考虑了飞行品质优化后其航迹角波动明显更小. 舰载机着舰过程中以相对较大的迎角波动与速度波动换取了更好的着舰品质.

由图10可以看出, 考虑了舰载机着舰飞行品质以后, 舰载机着舰过程中高度变化更为平稳, 航迹角的超调量也更小. 由于$\mathrm{d}\gamma/\mathrm{d}V$不方便直接衡量, 根据式(48)求得着舰过程中$\mathrm{d}\gamma/\mathrm{d}V$的变化, 如图11所示.

表 5 飞行品质优化结果对比

Table 5 Comparison of flight quality optimization results

参数	不考虑飞行品质	考虑飞行品质
k_1	53.417	20.195
k_2	19.105	0
k_3	5.388	5.5491
k_4	49.357	19.5123
k_5	0	0
k_6	32.898	93.594
k_7	35.484	15.979
k_8	55.96	11.914
k_9	1	22.576
k_{10}	82.507	0
k_{11}	−12110	4118.7
k_{12}	1538.9	−19104
k_{13}	2508.2	13216

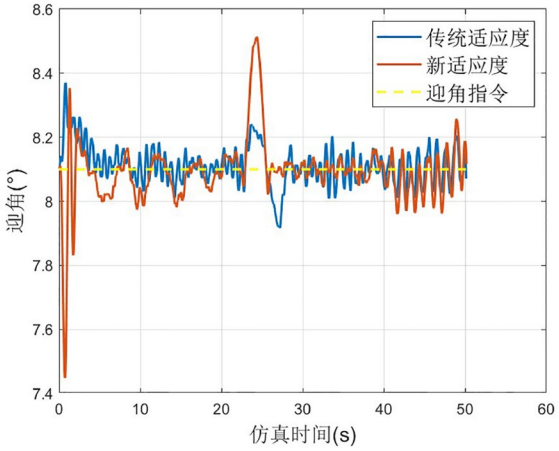


图 8　(网络版彩图)不同适应度下迎角保持

Figure 8　(Color online) Angle of attack maintenance under different fitness function.

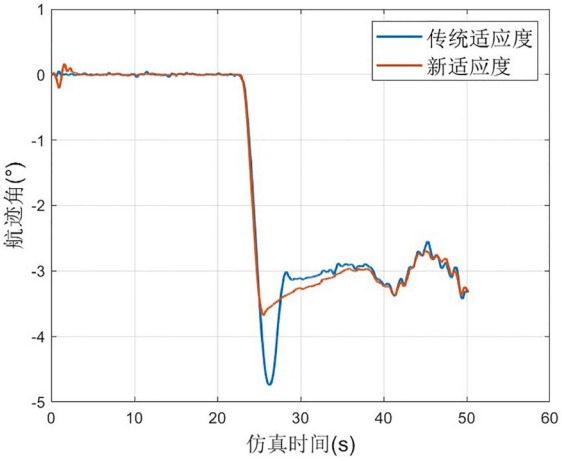


图 9　(网络版彩图)不同适应度下航迹角对比

Figure 9　(Color online) Comparison of flight path angle under different fitness function.

$$\frac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}V}=\frac{\mathrm{d}\gamma/\mathrm{d}t}{\mathrm{d}V/\mathrm{d}t}=\frac{\dot{\gamma}}{\dot{V}}. \tag{48}$$

如图11所示，绘制出三级飞行品质要求，$\mathrm{d}\gamma/\mathrm{d}V<0.4665°$ s/m；并统计着舰过程中舰载机飞行品质超过三级的时间, 计算其在着舰流程中的百分比. 在采用不考虑飞行品质的适应度函数的优化结果中，超过三级飞行品质的时间占比为45.712%；而采用考虑飞行品质的适应度函数优化后，其超过三级飞行品质的时间占比降至44.619%.

分析着舰过程中油门与速度的变化可以看出，采用考虑飞行品质的适应度函数优化后，其着舰中油门波动幅度增大，速度也会出现一定幅度的波动. 如图12和图13所示. 这表明此优化得到的参数更适用于着舰下滑段，特别是舰载机接近航母甲板的着舰前夕. 仿真初始阶段的不稳定是由于仿真中个别信号是以阶跃形式给出的. 通过调节油门有效抵抗甲板运动以及舰尾流所带来的不稳定性. 通过补偿项，舰载机牺牲了一定的速度稳定能来减缓$\mathrm{d}\gamma/\mathrm{d}V$的变化率，提升飞行员的操纵品质.

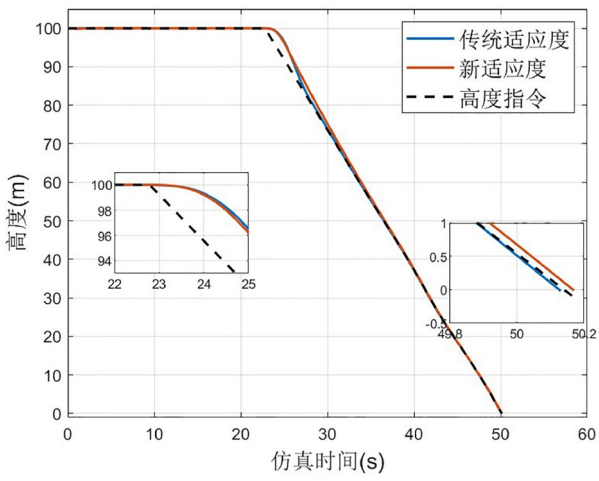


图 10　(网络版彩图)不同适应度下高度指令跟踪

Figure 10　(Color online) Height command tracking under different fitness function.

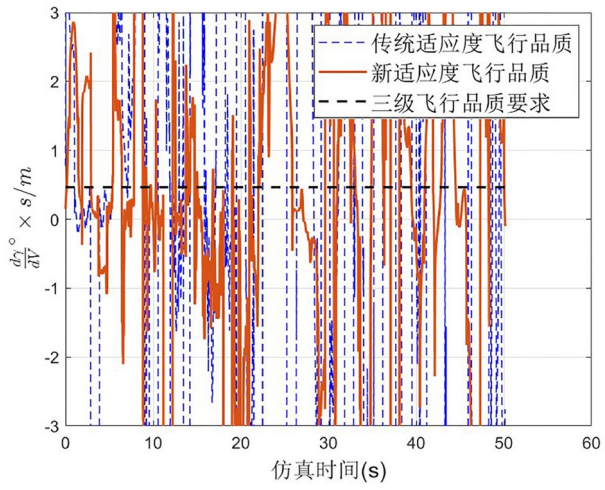


图 11　(网络版彩图)飞行品质比较

Figure 11　(Color online) Comparison of flying quality.

6　总结

本文首先构建了一种简化的“魔毯”着舰控制律架

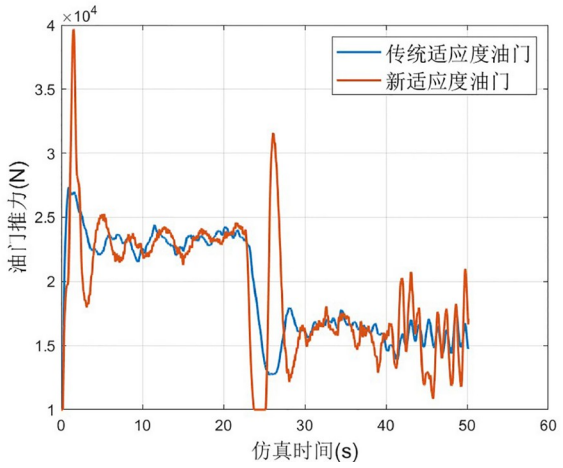


图 12 (网络版彩图)油门大小比较

Figure 12 (Color online) Comparison of throttle.

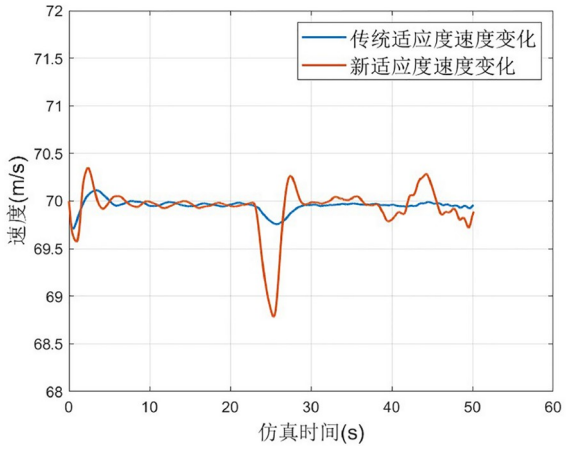


图 13 (网络版彩图)速度大小比较

Figure 13 (Color online) Comparison of velocity.

构, 移除了解耦环节K以及俯仰角速率q反馈, 并在高度指令生成中引入航迹角进而移除航迹角控制器, 简化了控制律设计流程. 通过设计的一种基于非线性动态逆的APCS, 引入n_x与n_z, 为通过油门调节飞行品质提供了可能. 在此基础上, 本文提出了一种基于解耦控制器的两阶段优化策略, 仿真结果表明在消耗相同计算资源的情况下能够显著提高鸽群优化算法对于控制器参数的寻优能力. 最后本文将时域飞行品质指标引入适应度函数, 将控制参数设计与飞行品质有机结合, 提高了“魔毯”着舰控制器参数设计的合理性.

参考文献

1 Denham J W. Project MAGIC CARPET: Advanced controls and displays for precision carrier landings. In: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego, 2016. AIAA 2016-1770

2 Wilson M. F-35 carrier suitability flight testing. In: 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Atlanta, 2018. AIAA 2018-3678

3 Mccarley Z A, Montague C. ATARI-MAGIC CARPET goes remote. In: AIAA SCITECH 2022 Forum. San Diego, 2022. AIAA 2022-1828

4 Wu W H, Wang J, Gao L, et al. MAGIC CARPET landing technology analysis (in Chinese). Syst Eng Electron Tech, 2018, 40: 2079–2091 [吴文海, 汪节, 高丽, 等. MAGIC CARPET着舰技术分析. 系统工程与电子技术, 2018, 40: 2079–2091]

5 Wang J, Zhu F X, Han W, et al. Stability of MAGIC CARPET ship landing control (in Chinese). Electro-Opt Control, 2024, 31: 67–73 [汪节, 朱飞翔, 韩维, 等. MAGIC CARPET着舰控制的稳定性. 电光与控制, 2024, 31: 67–73]

6 Wang J, Han W, Yin D W, et al. Comprehensive direct side force control carrier landing (in Chinese). Electro-Opt Control, 2024, 31: 77–82 [汪节, 韩维, 尹大伟, 等. 综合直接侧力控制着舰. 电光与控制, 2024, 31: 77–82]

7 Zhu Y L. Research on carrier-based aircraft “MAGIC CARPET” landing technology (in Chinese). Dissertation for Master’s Degree. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020 [朱玉莲. 舰载机“魔毯”着舰技术研究. 硕士学位论文. 南京: 南京航空航天大学, 2020]

8 Zhu Y L, Zhen Z Y, Ji Y X, et al. Direct lift control method for carrier-based aircraft landing (in Chinese). Electro-Opt Control, 2020, 27: 1–5 [朱玉莲, 甄子洋, 季雨璇, 等. 舰载飞机着舰直接力控制方法. 电光与控制, 2020, 27: 1–5]

9 Liu R D, Jiang J, Zhang Z, et al. Direct lift control technology for carrier-based aircraft landing based on reinforcement learning (in Chinese). J Beijing Univ Aeronaut Astronaut, doi: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0403 [柳仁地, 江驹, 张哲, 等. 基于强化学习的舰载机着舰直接升力控制技术. 北京航空航天大学学报, doi: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0403]

10 Shafer M F, Steinmetz P. Pilot-induced oscillation research: Status at the end of the century. In: Pilot-Induced Oscillation (PIO). Edwards, 1999

11 Hess R. Analysis of aircraft longitudinal handling qualities. In: Guidance and Control Conference. Albuquerque, 1981. AIAA 1981-1771

12 Balas G, Hodgkinson J. Control design methods for good flying qualities. In: AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Chicago, 2009.

AIAA 2009-6319
13 Carter J, Stoliker P. Flying quality analysis of a JAS 39 Gripen ministick controller in an F/A-18 aircraft. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. 2000. AIAA 2000-4444
14 Berry D, Sarrafian S. Validation of a new flying quality criterion for the landing task. In: Astrodynamics Conference. 1986. AIAA 1986-2126
15 Huo Y, Ioannou P, Mirmirani M. An intelligent flight control design with guaranteed flying quality. In: 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2006. AIAA 2006-1477
16 Nguyen D H, Lowenberg M H, Neild S A, et al. Flying qualities assessment using nonlinear frequency response analysis. In: AIAA Scitech 2021 Forum. 2021. AIAA 2021-0759
17 Ryu S, Andrisani D. Longitudinal flying qualities prediction for nonlinear aircraft. J Guid Control Dyn, 2003, 26: 474–482
18 Ryu S, Andrisani D. Controller design for longitudinal flying qualities improvement in nonlinear aircraft. In: Atmospheric Flight Mechanics Conference. 2000. AIAA 2000-3988
19 Zhen X D, Wang Z A, Hu R C, et al. Research on flight quality of short takeoff and vertical landing aircraft (in Chinese). J Beihang Univ, 2024, 50: 1576–1585 [甄旭东, 王子安, 胡润昌, 等. 短距起飞垂直降落飞行器飞行品质研究. 北京航空航天大学学报, 2024, 50: 1576–1585]
20 Wan H W, Huang J C, Cao R, et al. Design of control parameters of hypersonic aircraft based on flight quality (in Chinese). J Nanjing Inst Technol (Nat Sci Ed), 2023, 21: 1–8 [万慧雯, 黄家才, 曹瑞, 等. 基于飞行品质的高超声速飞行器控制参数设计. 南京工程学院学报(自然科学版), 2023, 21: 1–8]
21 Duan H B, Qiao P. Pigeon-inspired optimization: a new swarm intelligence optimizer for air robot path planning. Int J Intell Comput Cybernet, 2014, 7: 24–37
22 Zhao J, Zhou R. Pigeon-inspired optimization applied to constrained gliding trajectories. Nonlinear Dyn, 2015, 82: 1781–1795
23 Deng Y M, Duan H B. Control parameter design for automatic carrier landing system via pigeon-inspired optimization. Nonlinear Dyn, 2016, 85: 97–106
24 Subrahmanyam M B. H-infinity design of F/A-18A automatic Carrier Landing System. J Guid Control Dyn, 1994, 17: 187–191
25 Lungu M. Backstepping and dynamic inversion control techniques for automatic landing of fixed wing unmanned aerial vehicles. Aerosp Sci Tech, 2022, 120: 107261
26 Zhou D, Zheng Z, Guan Z, et al. Barrier Lyapunov function based fixed-time control for automatic carrier landing with disturbances. Proc Inst Mech Eng Part G-J Aerosp Eng, 2023, 237: 177–190
27 Guan Z, Ma Y, Zheng Z, et al. Prescribed performance control for automatic carrier landing with disturbance. Nonlinear Dyn, 2018, 94: 1335–1349
28 Dou R, Duan H B. Lévy flight based pigeon-inspired optimization for control parameters optimization in automatic carrier landing system. Aerosp Sci Tech, 2017, 61: 11–20
29 Giles R F. An analytical investigation of short-period flying qualities. J Aircraft, 1972, 9: 103–107
30 Yuan Y, Duan H, Zeng Z. Automatic carrier landing control with external disturbance and input constraint. IEEE Trans Aerosp Electron Syst, 2022, doi: 10.1109/TAES.2022.3202142
31 Buttrill C S, Arbuckle P D, Hoffler K D. Simulation model of a twin-tail, high performance airplane. Technical Report. NASA, 1992
32 Craig S J, Ringland R F, Ashkenas I L. An analysis of navy approach power compensator problems. J Aircraft, 1972, 9: 737–743
33 Chen C, Xie Y, Ding X. Approach requirements for carrier-based aircraft in JSSG-2001A (in Chinese). Aviation Standard Quality, 2013, 4: 4–6, 43 [陈晨, 谢勇, 丁祥. JSSG-2001A中舰载飞机进近要求. 航空标准化与质量, 2013, 4: 4–6, 43]
34 Kennedy J, Eberhart R. Particle swarm optimization. In: Proceedings of ICNN'95-International Conference on Neural Networks. Perth: IEEE, 1995

PIO based MAGIC CARPET control design considering flying quality

WU LanBo[1], DUAN HaiBin[1], FAN YanMing[2] & DENG YiMin[1]

[1] *School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;*
[2] *Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Aviation Industry Corporation of China (AVIC), Shenyang 110035, China*

To combine flying quality with MAGIC CARPET controller design, a simplified MAGIC CARPET control architecture is designed, and an innovative approach power compensation system based on nonlinear dynamic inversion and disturbance observer is put forward, considering flying quality. By adding flying quality to the fitness function design, the flying quality is considered in the MAGIC CARPET control design. A two-stage pigeon inspired optimization (PIO) is introduced to enhance the PIO's ability to escape local optima while utilizing the same computational resources. Simulation results demonstrate that this two-stage optimization approach effectively navigates the solution space, providing superior outcomes compared with traditional methods. Furthermore, the newly designed approaching power compensation system enhances flying quality by dynamically adjusting throttle commands during the landing phase. This adjustment ensures smoother and more precise landings, ultimately contributing to improved overall flight performance. The results highlight the efficacy of our approach in combining robust control architecture with enhanced flying quality, offering a promising solution for advanced flight control systems.

flying quality, MAGIC CARPET, landing, carrier-based aircraft, pigeon inspired optimization (PIO), direct lift, approaching power compensation system

doi: 10.1360/SST-2024-0157