

考虑时变转动惯量与环境扰动的 受油机平稳输油控制

谷波¹, 寿莹鑫²

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.东南大学 自动化学院, 江苏 南京 210096)

摘 要:针对空中加油的输油段持续姿态稳定问题,考虑时变转动惯量和环境扰动等影响因素,提出了受油机的快速鲁棒控制方法,保证控制系统受扰后快速收敛。针对受油机姿态动力学模型,引入燃油输送、加油机尾流、大气紊流等不确定干扰,建立面向控制的时变转动惯量姿态模型。考虑受油机长时间姿态保持的控制目标,采用误差鲁棒积分技术建立快速收敛控制律,提升系统不确定和外界扰动的鲁棒能力,保证输油任务平稳完成。基于 Lyapunov 理论进行闭环系统的稳定性分析,证明了跟踪误差信号的有界性。3 种控制算法对比和蒙特卡洛测试的数字仿真结果表明,在大气突风、紊流、加油机尾流等外界干扰作用下,所提出的鲁棒控制方法能够保证存在动力学不确定与时变转动惯量的受油机姿态系统受扰后快速收敛至平衡位置,有效提升输油过程的稳定能力。

关 键 词:空中加油;平稳输油段;误差鲁棒积分控制;时变转动惯量;姿态动力学模型

中图分类号:V249.1

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2025)05-0936-10

空中加油技术通过飞行过程中加油机和受油机之间的输油通路,实现燃油输送补充,扩大了飞机的任务半径、延长了飞机任务执行时间、提高了飞机利用率。海湾战争与科索沃战争中数万次空中加油任务为战争胜利提供了坚实的后盾。美国空军、海军等都进行了多次加油试飞验证,完成了全球鹰等无人机的空中加油。

空中加油任务可按照规范流程分为 5 个阶段,分别为会合、编队、对接、输油、退出^[1-2]。其中输油段是指保持受油机与加油机相对位置不变,三轴姿态需持续稳定,以完成燃油输送。输油过程中受油机的插头与加油机锥套持续啮合,若姿态偏离稳定,插头与锥套脱离,加油任务失败;甚至脱离后的锥套受到加油机尾流、紊流等影响,容易与受油机发生空中碰撞,威胁飞行安全。由此可见,在空中加油输油段,快速姿态稳定是提升任务成功率和降低安全风险

的必要保障。

燃油输送时,输油泵的传输压力约 0.345 MPa。受油机持续被注入燃油后,转动惯量和质心位置持续发生偏移,姿态动力学模型中的气动特性发生改变,飞机偏离平衡位置^[3]。同时,持续时间较长的燃油输送过程中,受油机始终与加油机处于超密集编队飞行过程。前方飞行的加油机产生以翼尖涡流为主的尾流^[4],飞行环境中存在的大气紊流和阵风,都将加剧对受油机姿态稳定的干扰。

本文的主要目标是面向空中加油输油过程,设计鲁棒抗扰控制器保证时变转动惯量受油机在风场干扰与动力学不确定下的快速姿态稳定。国内外学者面向输油段的变质量飞机的稳定控制研究相对较少。Pachter 等^[5]利用 2 个升力系数与 8 个飞行质量组合后的 16 个模型来表征不同燃油量下的受油机质量特性,并将气流与传输过程视为总体扰动,最终建立了不同质量下的飞机模型;采用多输入多输出定量反馈技术设计受油机输油过程的控制系统,保证受油机自身位置稳定。Waishek 等^[6]结合飞机动量与动量矩变化,详细推导了燃油质量和时变转动惯量对飞机运动学与动力学模型的影响。Wang

收稿日期:2024-08-28

基金项目:国家自然科学基金(62403131)与江苏省卓越博士后计划(2024ZB267)资助

作者简介:谷波(1980—),博士研究生

通信作者:寿莹鑫(1995—),博士后 e-mail:101300368@seu.edu.cn

等^[7]更深入考虑发动机消耗和油箱的影响,并优化建立在惯性系下的简化通用模型,为后续受油机控制提供了模型基础。基于高阶多项式的输油轨迹生成和基于 LQR 的飞行控制律,实现了转动惯量显著变化下的姿态稳定控制,受油机的迎角、侧滑角等都稳定收敛于平衡点^[8-10]。针对受油机动力学模型中气动未知问题,安帅等^[11]采用模型逼近器设计了反步法控制,保证了硬式加油过程中的变质量受油机位置、速度、姿态等状态稳定。任锦瑞等^[12]引入了加性分解技术将受油机模型转换为主模型与辅助模型,并分别设计 PI 控制和反馈线性化控制解决状态跟踪与稳定问题。

然而大多数控制算法鲁棒性能仍然较弱,无法精准地处理平稳输油任务过程中,姿态系统面临不确定和扰动时的快速收敛需求。双环滑模控制、滑模观测控制、有限时间滑模控制、快速有限时间滑模控制、固定时间滑模控制、预设时间滑模控制等鲁棒控制技术^[13-18]被应用于受油机控制中,既保证闭环系统的渐近收敛又保证系统在一定时间内快速到达稳定模态。为了保持滑模技术消除扰动影响的鲁棒

能力,避免系统状态高阶导数的需求,误差鲁棒积分技术 (robust integral of the sign of the error, RISE)^[19-22]利用高增益比例、积分误差反馈等构建模型结构,进一步提升了控制系统的收敛稳定能力。

面向空中加油过程中输油段的长时间姿态平稳需求,本文考虑时变转动惯量和环境风场、加油机尾流等扰动影响,基于 RISE 技术设计受油机的鲁棒姿态控制技术。当飞机受扰姿态偏离时,控制系统具备快速收敛和长期保持稳定姿态的能力,保证输油任务安全顺利。

1 模型转换与问题描述

1.1 受油机姿态运动模型

考虑如下的受油机姿态动力学模型

⎧⎩⎨ϕ˙=p+qsinϕtanθ+rcosϕtanθθ˙=qcosϕ−rsinϕψ˙=qsinϕsecθ+rcosϕsecθ(1)

⎧⎩⎨p˙=JyJz−Jz2−Jxz2rq+(Jx−Jy+Jz)Jxzpq+JzL+JxzNJxJz−Jxz2q˙=Jz−Jypr−Jxz(p2−r2)+MJyṙ=Jx2−JxJy+Jxz2pq−(Jx−Jy+Jz)Jxzqr+JxzL+JxNJxJz−Jxz2(2)

式中:ϕ表示滚转角;θ表示俯仰角;ψ表示偏航角;p表示滚转角速度;q表示俯仰角速度;r表示偏航角速度;Jx,Jy,Jz,Jxz表示转动惯量;L=qSwBwCL,M=qSwCwCM,N=qSwBwCN分别表示滚转力矩、俯仰力

矩、偏航力矩;q表示动压;Sw,Bw和Cw分别表示参考机翼面积、展长和平均气动弦长;CL,CM,CN表示气动舵偏转相关的气动力矩系数,其拟合函数如(3)式所示。

⎧⎩⎨CL=CL0+CLα(α)+CLpBwp2V+CLrBwr2V+CLδaδa+CLδrδrCM=CM0+CMα(α)+CMqCwr2V+CMδeδeCN=CN0+CNα(α)+CNpBwp2V+CNrBwr2V+CNδaδa+CNδrδr(3)

式中:δa表示副翼;δe表示升降舵;δr表示方向舵;V表示飞行速度;Ci表示气动力矩i关于j变量的系

数,i=L,M,N,j=0,α,p,q,r,δa,δe,δr,上标0表示气动力矩基准系数。

1.2 动力学模型扰动

结合输油过程中燃油注入导致的时变惯量与建模或加工等导致的不确定惯量,姿态动力学模型中引入(4)式所示的转动惯量。

$$\begin{cases} J_x = J_{x0} + \Delta J_x + j_x m(t) \\ J_y = J_{y0} + \Delta J_y + j_y m(t) \\ J_z = J_{z0} + \Delta J_z + j_z m(t) \\ J_{xz} = J_{xz0} + \Delta J_{xz} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $J_{i0}, \Delta J_i, j_i$ 分布表示转动惯量的基准值、不确定值和时变系数, $i = x, y, z, xz, \bar{i} = x, y, z; m(t)$ 表示燃油输送过程的时变受油机质量。

结合燃油输送过程中的质心 $\mathbf{x}_M$ 与压心 $\mathbf{x}_p$ 的位置偏移,合外气动力 $\mathbf{F}_a$ 会产生旋转力矩,姿态动力学模型中引入(5)式所示的附加气动力矩 $\mathbf{d}_a$ 。

$$\mathbf{d}_a = (\mathbf{x}_M - \mathbf{x}_p) \times \mathbf{F}_a = [d_{aL}, d_{aM}, d_{aN}]^T \quad (5)$$

典型大气环境风场中的紊流风为连续随机脉动,常用国军标^[23]中的冯卡门模型表征紊流风。稳定输油过程中远端气流经加油机机翼、机身、加油装置等结构后叠加了复杂空间流场,形成了中心线和翼下等加油位置的下洗和侧洗的尾流干扰。采用修正马蹄窝模型^[24]计算双机相对距离和航向,结合诱导风速和诱导风梯度的关系得到诱导角速度。

根据大气环境风场与加油机尾流所引起的线速度和角速度变化,通过迎角、侧滑角和马赫数等变化,进一步引起三轴气动力矩系数发生变化。因此,姿态动力学模型中引入三轴风扰力矩为

$$\begin{cases} d_{wL} = \bar{q} S_w B_w (C_{L*} - C_L) \\ d_{wM} = \bar{q} S_w C_w (C_{M*} - C_M) \\ d_{wN} = \bar{q} S_w B_w (C_{N*} - C_N) \end{cases} \quad (6)$$

式中, C_{i*} 和 C_i 分别表示风扰后和标称的三轴力矩系数, $i = L, M, N$ 。

1.3 面向控制的姿态模型转换

定义系统状态量为 $\boldsymbol{\gamma} = [\varphi, \theta, \psi]^T, \boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T$, 输入量 $\mathbf{u} = [\delta_a, \delta_e, \delta_r]^T$, 姿态动力学模型的矩阵形式为

$$\begin{cases} \mathbf{R}\dot{\boldsymbol{\gamma}} = \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\dot{\mathbf{J}}\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\Omega}\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{f} + \mathbf{g}\mathbf{u} + \mathbf{d} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{R}, \mathbf{f}, \mathbf{g}, \mathbf{J}$ 的表达式根据动力学模型(1)和(2)获得, 其中 $\mathbf{J} = \mathbf{J}_0 + \Delta\mathbf{J} + \mathbf{J}_t, \mathbf{d} = \mathbf{d}_w + \mathbf{d}_a, \mathbf{d}_w = [d_{wx}, d_{wy}, d_{wz}]^T$ 。

假设1 不确定转动惯量 $\Delta\mathbf{J}$ 是有界的且满足 $\|\Delta\mathbf{J}\| \leq \tau_1$; 时变惯量 $\mathbf{J}_t$ 是不确定的但其导数 $\|\dot{\mathbf{J}}_t\| = \left\| \frac{\partial \mathbf{J}_t}{\partial m(t)} \frac{\partial m(t)}{\partial t} \right\| \leq \sqrt{3} j_{\max} \dot{m}(t) = \tau_2; \tau_1$ 和 τ_2 是存在但未知的正常数。

假设2 风扰力矩 $\mathbf{d}_w$ 和附加气动力矩 $\mathbf{d}_a$ 是有界的且满足 $\|\mathbf{d}_w\| \leq \tau_3, \|\mathbf{d}_a\| \leq \tau_4$ 和 $\|\dot{\mathbf{d}}_w\| \leq \tau_5, \|\dot{\mathbf{d}}_a\| \leq \tau_6, \tau_i$ 是存在但未知的正常数, $i = 3, 4, 5, 6$ 。

假设3 气动力矩的舵效函数 $\mathbf{g}$ 是已知的有界函数, 且满足 $\|\mathbf{g}\| \leq \tau_7, \tau_7$ 是存在但未知的正常数。

定义辅助状态量 $\mathbf{x}_1 = \boldsymbol{\gamma}$ 和 $\mathbf{x}_2 = \mathbf{R}^{-1}\boldsymbol{\omega}$, 姿态动力学模型被转换如(8)式所示。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{x}_2 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = (\mathbf{J}_0 \mathbf{R})^{-1} (-\boldsymbol{\Omega} \mathbf{J}_0 \mathbf{R} \mathbf{x}_2 - \mathbf{J}_0 \dot{\mathbf{R}} \mathbf{x}_2 + \mathbf{f} + \mathbf{g}\mathbf{u} + \boldsymbol{\Psi}) \end{cases} \quad (8)$$

式中, $\boldsymbol{\Psi} = \mathbf{d}_w + \mathbf{d}_a - \Delta\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} - \mathbf{J}_t\dot{\boldsymbol{\omega}} - \boldsymbol{\Omega}\Delta\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\Omega}\mathbf{J}_t\boldsymbol{\omega} - \dot{\mathbf{J}}_t\boldsymbol{\omega}$ 表示集总扰动。

根据假设1~3, 集总扰动 $\boldsymbol{\Psi}$ 满足如(5)式所示的不等式。

$$\begin{aligned} \|\boldsymbol{\Psi}\| &= \tau_3 + \tau_4 + \tau_1 \|\dot{\boldsymbol{\omega}}\| + \tau_1 \|\boldsymbol{\omega}\|^2 + \tau_2 \|\boldsymbol{\omega}\| + \sqrt{3} j_{\max} m(t) \|\dot{\boldsymbol{\omega}}\| + \sqrt{3} j_{\max} m(t) \|\boldsymbol{\omega}\|^2 \leq \\ &\kappa_1 + \kappa_2 \max\{\|\dot{\boldsymbol{\omega}}\|, \|\boldsymbol{\omega}\|, \|\boldsymbol{\omega}\|^2\} + \kappa_3(t) \max\{\|\dot{\boldsymbol{\omega}}\|, \|\boldsymbol{\omega}\|^2\} \end{aligned} \quad (9)$$

式中: $\kappa_1 = \tau_3 + \tau_4$ 和 $\kappa_2 = \max\{\tau_1, \tau_2\}$ 表示未知正常数; $\kappa_3(t) = \sqrt{3} j_{\max} m(t)$ 表示有界量。

1.4 控制目标

平稳输油任务阶段的受油机姿态控制目标是: 通过设计基于 RISE 的鲁棒控制律使得姿态角 $\boldsymbol{\gamma}$ 能够在面临时变不确定转动惯量和外界扰动力矩时, 快速精准地跟踪上给定的期望指令 $\boldsymbol{\gamma}_d$ 。

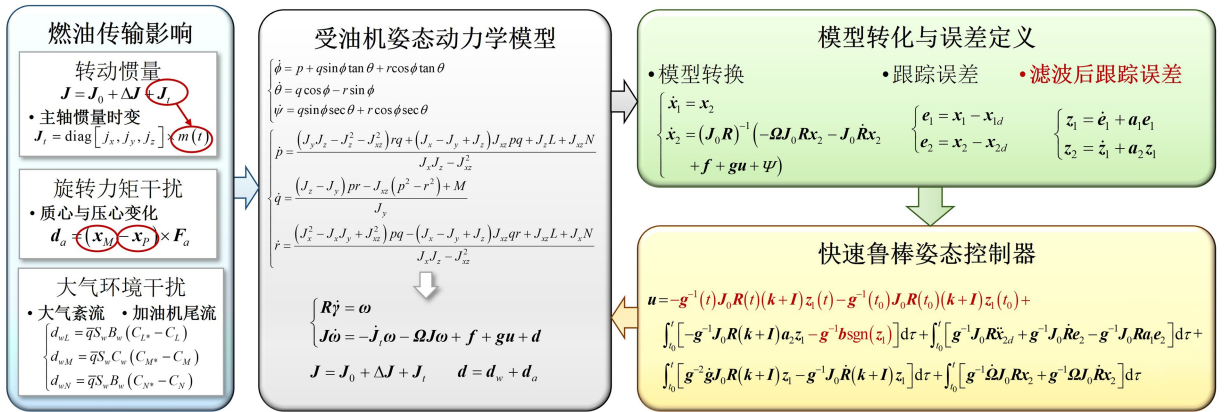


图1 考虑时变转动惯量与环境扰动的受油机平稳输油控制框架图

2 基于 RISE 的鲁棒控制器

2.1 姿态系统参考模型

结合姿态角响应的飞行品质需求,综合期望的阻尼比 ζ 和无阻尼自然频率 ω_n ,建立的参考模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{1d} = \mathbf{x}_{2d} \\ \dot{\mathbf{x}}_{2d} = -2\zeta\omega_n\mathbf{x}_{2d} - \omega_n^2\mathbf{x}_{1d} + \omega_n^2\gamma_d \end{cases} \quad (10)$$

定义跟踪误差为 $\mathbf{e}_1 = \mathbf{x}_1 - \mathbf{x}_{1d}$ 和 $\mathbf{e}_2 = \mathbf{x}_2 - \mathbf{x}_{2d}$ 。根据动力学模型(8)和参考模型(10),对跟踪误差 $\mathbf{e}_2$ 进行二次求导后

$$\ddot{\mathbf{e}}_2 = (\mathbf{J}_0\mathbf{R})^{-1}(-\mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}\mathbf{e}_2 - \dot{\Omega}\mathbf{J}_0\mathbf{R}\mathbf{x}_2 - \Omega\mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 - \Omega\mathbf{J}_0\mathbf{R}\dot{\mathbf{x}}_2 - \mathbf{J}_0\ddot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 - \mathbf{J}_0\ddot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 + \mathbf{g}\ddot{\mathbf{u}} + \ddot{\Psi}) - \ddot{\mathbf{x}}_{2d} \quad (11)$$

式中, $\ddot{\Psi} = (\dot{\mathbf{d}}_w + \dot{\mathbf{d}}_a - \Delta\mathbf{J}\ddot{\omega} - \dot{\mathbf{J}}_t\dot{\omega} - \mathbf{J}_t\ddot{\omega} - \dot{\Omega}\Delta\mathbf{J}\dot{\omega} + \dot{\mathbf{f}} - \Omega\Delta\mathbf{J}\dot{\omega} - \dot{\Omega}\mathbf{J}_t\dot{\omega} - \Omega\mathbf{J}_t\dot{\omega} - \dot{\mathbf{J}}_t\dot{\omega} - \ddot{\mathbf{J}}_t\dot{\omega} + \mathbf{g}\ddot{\mathbf{u}})$ 。

假设4 假设 $\|\dot{\mathbf{f}}\| \leq \tau_8 + \tau_9\|\omega\| + \tau_{10}\|\dot{\omega}\|$, τ_8, τ_9 和 τ_{10} 是存在但未知的正常数。

假设5 受油机的气动舵偏转满足饱和约束: $\delta_a \in [-30^\circ, 30^\circ]$, $\delta_e \in [-30^\circ, 30^\circ]$, $\delta_r \in [-30^\circ, 30^\circ]$ 。

根据假设1~5,集总扰动的导数 $\ddot{\Psi}$ 满足不等式(12)

$$\begin{aligned} \|\ddot{\Psi}\| &= \tau_5 + \tau_6 + \tau_8 + \tau_1\|\ddot{\omega}\| + (2\tau_2 + \tau_{10})\|\dot{\omega}\| + 2\tau_1\|\dot{\omega}\|\|\omega\| + \tau_9\|\omega\| + \tau_2\|\omega\|^2 + 30\sqrt{3}\tau_7 + \\ &\sqrt{3}j_{\max}m(t)\|\ddot{\omega}\| + 2\sqrt{3}j_{\max}m(t)\|\dot{\omega}\|\|\omega\| \leq \\ &\kappa_4 + \kappa_5\max\{\|\ddot{\omega}\|, \|\dot{\omega}\|, \|\dot{\omega}\|\|\omega\|, \|\omega\|, \|\omega\|^2\} + \kappa_3(t)\max\{\|\ddot{\omega}\|, 2\|\dot{\omega}\|\|\omega\|\} \end{aligned} \quad (12)$$

式中, $\kappa_4 = \tau_5 + \tau_6 + \tau_8 + 30\sqrt{3}\tau_7$ 和 $\kappa_5 = \max\{2\tau_1, 2\tau_2 + \tau_{10}, \tau_9\}$ 表示未知正常数。

2.2 RISE 误差动力学模型

定义滤波后的跟踪误差为 $\mathbf{z}_1 = \dot{\mathbf{e}}_1 + \mathbf{a}_1\mathbf{e}_1$ 和 $\mathbf{z}_2 = \dot{\mathbf{z}}_1 + \mathbf{a}_2\mathbf{z}_1$,其中 $\mathbf{a}_1 \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 和 $\mathbf{a}_2 \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 是待设计的控制参数。根据(8)、(10)~(11)式可得

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_2 &= \dot{\mathbf{e}}_2 + \mathbf{a}_1\dot{\mathbf{e}}_1 + \mathbf{a}_2\mathbf{z}_1 = \\ &(\mathbf{J}_0\mathbf{R})^{-1}(-\Omega\mathbf{J}_0\mathbf{R}\mathbf{x}_2 - \mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 + \mathbf{g}\mathbf{u} + \mathbf{f} + \Psi) - \dot{\mathbf{x}}_{2d} + \mathbf{a}_1\dot{\mathbf{e}}_1 + \mathbf{a}_2\mathbf{z}_1 \end{aligned} \quad (13)$$

进一步对滤波后误差(13)式进行求导可得 $\dot{\mathbf{z}}_2 = (\mathbf{J}_0\mathbf{R})^{-1}(-\mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}\mathbf{e}_2 - \dot{\Omega}\mathbf{J}_0\mathbf{R}\mathbf{x}_2 - \Omega\mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 - \Omega\mathbf{J}_0\mathbf{R}\dot{\mathbf{x}}_2 - \mathbf{J}_0\ddot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 - \mathbf{J}_0\ddot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 + \mathbf{g}\ddot{\mathbf{u}} + \ddot{\Psi}) - \ddot{\mathbf{x}}_{2d} + \mathbf{a}_1\ddot{\mathbf{e}}_1 + \mathbf{a}_2\dot{\mathbf{z}}_1$ (14)

令 $\Lambda_1 = (\mathbf{J}_0\mathbf{R})^{-1}(-\Omega\mathbf{J}_0\mathbf{R}\dot{\mathbf{x}}_2 - \mathbf{J}_0\ddot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 - \mathbf{J}_0\ddot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 + \ddot{\Psi}) + \mathbf{a}_1\dot{\mathbf{e}}_2 + \mathbf{a}_2\dot{\mathbf{e}}_2$, $\Lambda_2 = (\mathbf{J}_0\mathbf{R})^{-1}(-\mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}\mathbf{e}_2 - \dot{\Omega}\mathbf{J}_0\mathbf{R}\mathbf{x}_2 - \Omega\mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2) + \mathbf{z}_1 - \ddot{\mathbf{x}}_{2d} + \mathbf{a}_2\mathbf{a}_1\mathbf{e}_2$, (14)式可被简化为

$$\dot{\mathbf{z}}_2 = -\mathbf{z}_1 + (\mathbf{J}_0\mathbf{R})^{-1}\mathbf{g}\ddot{\mathbf{u}} + \Lambda_1 + \Lambda_2 \quad (15)$$

令 $\Lambda_{1d} = -(\mathbf{a}_1 + \mathbf{a}_2)\dot{\mathbf{x}}_{2d}$,当选择合适的 $\mathbf{b}$ 满足如(16)式所示的充分条件。

$$\lambda_{\max}(\mathbf{b}) \leq \|\Lambda_{1d}\| + \|\mathbf{a}_2^{-1}\dot{\Lambda}_{1d}\| \quad (16)$$

则存在函数 Λ_{1d} 满足不等式(17)。

$$\int_{t_0}^t \mathbf{z}_2[\Lambda_{1d} - \mathbf{b}\text{sgn}(\mathbf{z}_1)]d\tau \leq \eta_1 \quad (17)$$

式中, η_1 是正常数且满足

$$\eta_1 = \mathbf{z}_1(t_0)\Lambda_{1d}(t_0) - \lambda_{\max}(\mathbf{b})\|\mathbf{z}_1(t_0)\| \quad (18)$$

定义辅助函数矩阵 $\tilde{\Lambda}_1 = \Lambda_1 - \Lambda_{1d}$,则

$$\begin{aligned} \tilde{\Lambda}_1 &= (\mathbf{J}_0\mathbf{R})^{-1}(-\Omega\mathbf{J}_0\mathbf{R}\dot{\mathbf{x}}_2 - \mathbf{J}_0\ddot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 - \mathbf{J}_0\ddot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 + \ddot{\Psi}) + \\ &\mathbf{a}_1\dot{\mathbf{x}}_2 + \mathbf{a}_2\dot{\mathbf{x}}_2 \end{aligned} \quad (19)$$

定义辅助信号 $\xi = [\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2]^T$ 。根据不等式

(12), 不等式(20) 成立。

$$\tilde{\mathbf{A}}_1 \leq \eta_2(\xi) \|\xi\| \quad (20)$$

式中, $\eta_2(\xi)$ 是与 ξ 相关的非减边界函数。

2.3 鲁棒控制律

设计鲁棒控制律为

$$\begin{aligned} \mathbf{u} = & -\mathbf{g}^{-1}(t)\mathbf{J}_0\mathbf{R}(t)(\mathbf{k} + \mathbf{I})\mathbf{z}_1(t) - \\ & \mathbf{g}^{-1}(t_0)\mathbf{J}_0\mathbf{R}(t_0)(\mathbf{k} + \mathbf{I})\mathbf{z}_1(t_0) + \\ & \int_{t_0}^t [-\mathbf{g}^{-1}\mathbf{J}_0\mathbf{R}(\mathbf{k} + \mathbf{I})\mathbf{a}_2\mathbf{z}_1 - \mathbf{g}^{-1}\mathbf{b}\text{sgn}(\mathbf{z}_1)]\mathrm{d}\tau + \\ & \int_{t_0}^t [\mathbf{g}^{-1}\mathbf{J}_0\mathbf{R}\ddot{\mathbf{x}}_{2d} + \mathbf{g}^{-1}\mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}\mathbf{e}_2 - \mathbf{g}^{-1}\mathbf{J}_0\mathbf{R}\mathbf{a}_1\mathbf{e}_2]\mathrm{d}\tau + \\ & \int_{t_0}^t [\mathbf{g}^{-2}\dot{\mathbf{g}}\mathbf{J}_0\mathbf{R}(\mathbf{k} + \mathbf{I})\mathbf{z}_1 - \mathbf{g}^{-1}\mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}(\mathbf{k} + \mathbf{I})\mathbf{z}_1]\mathrm{d}\tau + \\ & \int_{t_0}^t [\mathbf{g}^{-1}\dot{\mathbf{Q}}\mathbf{J}_0\mathbf{R}\mathbf{x}_2 + \mathbf{g}^{-1}\mathbf{Q}\mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2]\mathrm{d}\tau \end{aligned} \quad (21)$$

式中, $\mathbf{I} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 表示单位矩阵, $\mathbf{k} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 和 $\mathbf{b} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 是待设计的控制参数。

对控制输入 $\mathbf{u}$ 求导后可得

$$\begin{aligned} \mathbf{g}\dot{\mathbf{u}} = & -\mathbf{J}_0\mathbf{R}(\mathbf{k} + \mathbf{I})\mathbf{z}_2 - \mathbf{b}\text{sgn}(\mathbf{z}_1) - \mathbf{J}_0\mathbf{R}\mathbf{z}_1 + \mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}\mathbf{e}_2 + \\ & \dot{\mathbf{Q}}\mathbf{J}_0\mathbf{R}\mathbf{x}_2 + \mathbf{Q}\mathbf{J}_0\dot{\mathbf{R}}\mathbf{x}_2 + \mathbf{J}_0\mathbf{R}\ddot{\mathbf{x}}_{2d} - \mathbf{J}_0\mathbf{R}\mathbf{a}_1\mathbf{e}_2 \end{aligned} \quad (22)$$

3 控制系统稳定性分析

定理 1 考虑姿态动力学模型(7), 在假设 1~5 下, 设计鲁棒控制律(21), 则 Lyapunov 函数(23) 中的误差信号 $\mathbf{z}_1$ 和 $\mathbf{z}_2$ 以及闭环系统的跟踪误差 $\mathbf{e}_1$ 和 $\mathbf{e}_2$ 是有界的。

证明 选择如(23)式所示的 Lyapunov 函数进行闭环系统的稳定性分析。

$$Y_1 = \frac{1}{2}\mathbf{z}_1^T\mathbf{z}_1 + \frac{1}{2}\mathbf{z}_2^T\mathbf{z}_2 + P \quad (23)$$

式中, $P = \eta_1 - \int_{t_0}^t \mathbf{z}_2^T[\mathbf{A}_{1d} - \mathbf{b}\text{sgn}(\mathbf{z}_1)]\mathrm{d}\tau$ 。

定义辅助信号 $\boldsymbol{\varepsilon} = [\xi^T, \sqrt{P}]^T$ 。结合不等式(17), 函数 Y_1 是正定的且满足如下的有界性

$$\frac{1}{2}\|\boldsymbol{\varepsilon}\|^2 \leq Y_1 \leq \|\boldsymbol{\varepsilon}\|^2 \quad (24)$$

对函数(23)求导后可计算为

$$\begin{aligned} \dot{Y}_1 = & \mathbf{z}_1^T\dot{\mathbf{z}}_1 + \mathbf{z}_2^T\dot{\mathbf{z}}_2 + \dot{P} = \mathbf{z}_1^T\mathbf{z}_2 - \\ & \mathbf{z}_1^T\mathbf{a}_2\mathbf{z}_1 + \mathbf{z}_2^T\mathbf{z}_2 - \mathbf{z}_2^T[\mathbf{A}_{1d} - \mathbf{b}\text{sgn}(\mathbf{z}_1)] \end{aligned} \quad (25)$$

将(14)~(15)式以及控制律(21)式代入 Lyapunov 函数的导数(25)式中, 可重新整理为

$$\dot{Y}_1 = -\mathbf{z}_1^T\mathbf{a}_2\mathbf{z}_1 - \mathbf{z}_2^T(\mathbf{k} + \mathbf{I})\mathbf{z}_2 + \mathbf{z}_2^T\mathbf{A}_1 - \mathbf{z}_2^T\mathbf{A}_{1d} \quad (26)$$

函数 $\dot{Y}_1$ 可以被整理为

$$\begin{aligned} \dot{Y}_1 \leq & -\eta_3\|\xi\|^2 + [\|\mathbf{z}_2\|\eta_2(\xi)\|\xi\| - \\ & \|\mathbf{k}\|\|\mathbf{z}_2\|^2] \leq -\left[\eta_3 - \frac{\eta_2^2(\xi)}{4\|\mathbf{k}\|}\right]\|\xi\|^2 \end{aligned} \quad (27)$$

式中, $\eta_3 = \min\{1, \lambda_{\min}(\mathbf{a}_2)\}$ 。

当选择合适的 $\mathbf{k}$ 满足充分条件

$$\lambda_{\min}(\mathbf{k}) > \frac{\eta_2^2(\xi)}{4\eta_3} \quad (28)$$

则满足 Y_1 不等式(29)。

$$\dot{Y}_1 \leq -\eta_4\|\xi\|^2 \quad (29)$$

式中, η_4 表示正常数。

根据不等式(24) 和(29), 存在吸引域。

$$\begin{aligned} \mathbf{D} = & \{\boldsymbol{\varepsilon} \in \mathbf{R}^{3 \times 3} \mid \|\boldsymbol{\varepsilon}\| \leq \eta_2^{-1}(2\sqrt{\eta_3\lambda_{\min}(\mathbf{k})})\} \\ \mathbf{S} = & \left\{\boldsymbol{\varepsilon} \in \mathbf{D} \mid \|\boldsymbol{\varepsilon}\|^2 \leq \frac{1}{2}(\eta_2^{-1}(2\sqrt{\eta_3\lambda_{\min}(\mathbf{k})}))^2\right\} \end{aligned} \quad (30)$$

由此可知 $\lim_{t \rightarrow \infty} \eta_4\|\xi\|^2 = 0, \forall \boldsymbol{\varepsilon}_0 \in \mathbf{S}$, 因此根据辅助信号定义可知 $\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{z}_2(t) = 0, \forall \boldsymbol{\varepsilon}_0 \in \mathbf{S}$, 进一步根据滤波后跟踪误差定义可知 $\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{z}_1(t) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} \dot{\mathbf{z}}_1(t) = 0, \forall \boldsymbol{\varepsilon}_0 \in \mathbf{S}, \lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{e}_1(t) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{e}_2(t) = 0, \forall \boldsymbol{\varepsilon}_0 \in \mathbf{S}$ 。

注释 1 通过增加控制参数 $\lambda_{\min}(\mathbf{k})$, 吸引域 $\mathbf{S}$ 将增大至包含任意初始条件, 由此吸引域(30) 可被重新计算为

$$\|\boldsymbol{\varepsilon}(t_0)\| \leq \frac{\sqrt{2}}{2}\eta_2^{-1}(2\sqrt{\eta_3\lambda_{\min}(\mathbf{k})}) \quad (31)$$

换言之, 控制参数需要满足

$$\lambda_{\min}(\mathbf{k}) > \frac{1}{4\eta_3}\eta_2^{-1}(\sqrt{2}\|\boldsymbol{\varepsilon}(t_0)\|) \quad (32)$$

$$\begin{aligned} \|\boldsymbol{\varepsilon}(t_0)\| = & \left\{\frac{1}{2}(\mathbf{e}_2(t_0) + \mathbf{a}_1\mathbf{e}_1(t_0))^T(\mathbf{e}_2(t_0) + \right. \\ & \left. \mathbf{a}_1\mathbf{e}_1(t_0)) + P(t_0) + \frac{1}{2}[(\dot{\mathbf{e}}_2(t_0) + \mathbf{a}_1\mathbf{e}_2(t_0)) + \right. \\ & \left. \mathbf{a}_2(\mathbf{e}_2(t_0) + \mathbf{a}_1\mathbf{e}_1(t_0))]^T[(\dot{\mathbf{e}}_2(t_0) + \right. \\ & \left. \mathbf{a}_1\mathbf{e}_2(t_0)) + \mathbf{a}_2(\mathbf{e}_2(t_0) + \mathbf{a}_1\mathbf{e}_1(t_0))]\right\}^{1/2} \end{aligned} \quad (33)$$

式中, $\mathbf{u}(t_0) = 0, \mathbf{J}_t(t_0) = 0, \mathbf{d}(t_0) = 0$ 。

4 面向平稳输油任务的仿真分析

本文通过数字仿真验证所提出鲁棒控制方法的有效性。受油机输油前质量 $m_0 = 9\,295\text{ kg}$, 标称转

动惯量 $J_0 = \begin{bmatrix} 75\,907 & 0 & -1\,335 \\ 0 & 85\,816 & 0 \\ -1\,335 & 0 & 12\,915 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

仿真测试过程中,受油机的初始姿态设为 $\boldsymbol{\gamma}(t_0) = [10^\circ, 10^\circ, 10^\circ]^T$, 初始姿态角速度设为 $\boldsymbol{\omega}(t_0) = [2, -5, 6]^T (^\circ)/\text{s}$, 稳定输油的任务空域为 $H = 1\,200 \text{ m}$, 空速为 $V = 100 \text{ m/s}$; 期望的平稳输油状态设为 $\boldsymbol{\gamma}_d = [0^\circ, 4.18^\circ, 0^\circ]^T$, 期望的阻尼比设为 $\boldsymbol{\zeta} = \boldsymbol{I}_{3 \times 3}$, 期望的无阻尼自然频率设为 $\boldsymbol{\omega}_n = \boldsymbol{I}_{3 \times 3}$ 。

4.1 控制算法对比仿真测试

时变不确定惯量矩阵设为 $\Delta J = 0.05 J_0, J_t =$

$\text{diag}([1, 0.8, 0.9])(9\,295 + 25t)$; 离散阵风尺度设为 50 m , 阵风强度设为 15 m/s ; 大气紊流风干扰尺度设为 $[530, 265, 265] \text{ m}$, 紊流风干扰强度设为速度均方值 $[1.5, 2.12, 2.12] \text{ m/s}$; 质心偏移范围选择 4% 平均气动弦长范围。仿真过程中,飞机从初始时刻即遭遇风干扰,控制器参数设置为 $\boldsymbol{a}_1 = 2\boldsymbol{I}_{3 \times 3}, \boldsymbol{a}_2 = 2\boldsymbol{I}_{3 \times 3}, \boldsymbol{b} = 3\boldsymbol{I}_{3 \times 3}, \boldsymbol{k} = 8\boldsymbol{I}_{3 \times 3}$ 。

为了验证所提出的 RISE 鲁棒控制方法在收敛速度和收敛精度以及鲁棒性能的优势,本节中采用经典 PID 控制技术以及鲁棒控制技术 SMC 作为对比,仿真对比结果如图 2~6 所示。

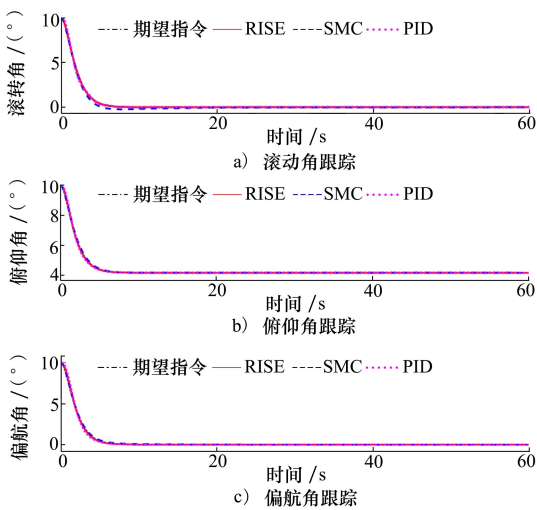


图 2 姿态角跟踪响应图

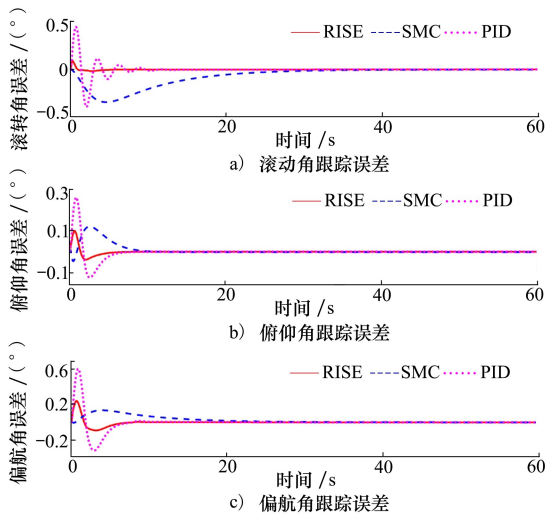


图 3 姿态角跟踪误差图

$p_d = k_\varphi(\varphi - \varphi_d), q_d = k_\theta(\theta - \theta_d), r_d = k_\psi(\psi - \psi_d)$ (34)

$$\begin{cases} \delta_a = k_p^p(p - p_d) + k_p^i \int_0^t [p(\tau) - p_d(\tau)] d\tau \\ \delta_e = k_q^p(q - q_d) + k_q^i \int_0^t [q(\tau) - q_d(\tau)] d\tau \\ \delta_r = k_r^p(r - r_d) + k_r^i \int_0^t [r(\tau) - r_d(\tau)] d\tau \end{cases} \quad (35)$$

式中: $k_p^p = k_q^p = k_r^p = 1.2, k_p^i = k_q^i = k_r^i = 0.4, k_\varphi = k_\theta = k_\psi = 5$ 。

定义滑模面 $\boldsymbol{s} = \boldsymbol{e}_2 + \boldsymbol{k}_s \boldsymbol{e}_1$, 结合有限时间收敛性能设计气动舵偏输入为

$$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{g}^{-1}(-\boldsymbol{J}_0 \boldsymbol{R} \boldsymbol{k}_{s1} \boldsymbol{s} - \boldsymbol{J}_0 \boldsymbol{R} \boldsymbol{k}_{s2} \boldsymbol{s}^l - \boldsymbol{J}_0 \boldsymbol{R} \boldsymbol{k}_s \boldsymbol{e}_2 + \boldsymbol{\Omega} \boldsymbol{J}_0 \boldsymbol{R} \boldsymbol{x}_2 + \boldsymbol{J}_0 \dot{\boldsymbol{R}} \boldsymbol{x}_2 + \boldsymbol{J}_0 \boldsymbol{R} \dot{\boldsymbol{x}}_{2d} - \boldsymbol{f} - \hat{\boldsymbol{\Psi}}) \quad (36)$$

式中,扰动估计值 $\hat{\boldsymbol{\Psi}}$ 是通过(37)式的观测器获得

$$\begin{cases} \dot{\hat{\boldsymbol{\Psi}}} = \boldsymbol{k}_\Psi(\boldsymbol{J}_0 \boldsymbol{R} \boldsymbol{s} + \boldsymbol{s}_f) \\ \dot{\hat{\boldsymbol{s}}}_f = \boldsymbol{J}_0 \boldsymbol{R} \boldsymbol{k}_{s1} \boldsymbol{s} + \boldsymbol{J}_0 \boldsymbol{R} \boldsymbol{k}_{s2} \boldsymbol{s}^l - \boldsymbol{J}_0 \dot{\boldsymbol{R}} \boldsymbol{s} + (\boldsymbol{J}_0 \boldsymbol{R})^{-1} \boldsymbol{s} \end{cases} \quad (37)$$

式中, $\boldsymbol{k}_s = \boldsymbol{I}_{3 \times 3}, \boldsymbol{k}_{s1} = 5\boldsymbol{I}_{3 \times 3}, \boldsymbol{k}_{s2} = 5\boldsymbol{I}_{3 \times 3}, l = 0.3, \boldsymbol{k}_\Psi = 10\boldsymbol{I}_{3 \times 3}$ 。

图 2 中展示了 3 种不同的控制器驱使下,系统姿态角跟踪响应结果,在时变转动惯量、不确定气动系数以及风干扰等影响下,滚转角、俯仰角和偏航角均跟踪上了期望指令。但从图 3 中的跟踪误差曲线看出, PID 控制下跟踪误差存在较大的超调量,且误差在 10 s 内振荡收敛; SMC 控制下跟踪误差超调量减少且收敛平缓,但最大的滚转跟踪误差在 25 s 后才收敛;本文所提出的 RISE 控制方法降低了跟踪误差超调量,保证了姿态角误差分别在 2.3, 4, 5.9 s 内平稳快速地收敛到零附近。从图 3 看出, RISE 控制器作用下,跟踪误差最大值不超过 0.25° , 系统能够准确地执行姿态指令,持续保持输油过程中受油

机姿态稳定,为插头与加油锥套之间稳定连接提供姿态保障。

3种控制方法的气动舵偏转如图4所示,其幅值与变化率均在实际舵面能力范围内。从图5可知,RISE控制器作用下, z_1 在6s后收敛于零附近。图6展示出滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度最终稳定于零值,受油机受扰下姿态稳定。

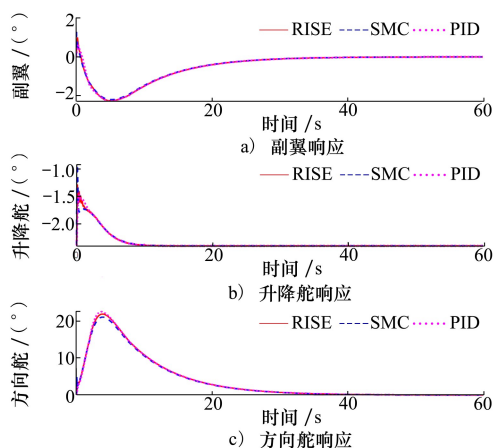


图4 控制输入响应图

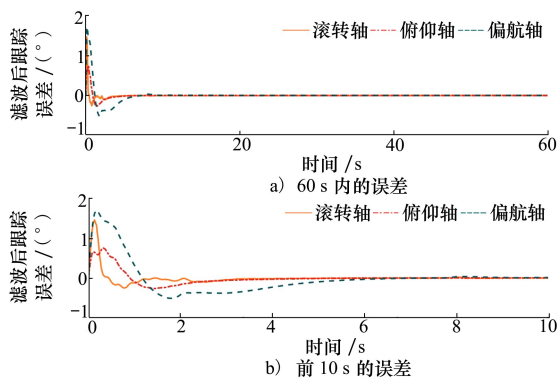


图5 RISE控制方法下的滤波后跟踪误差响应图

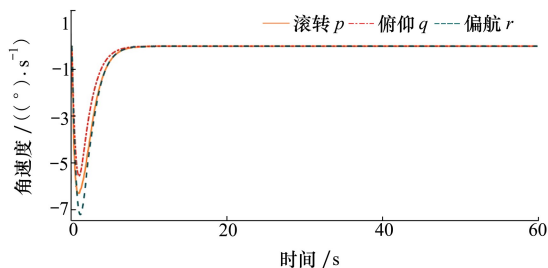


图6 RISE控制方法下的姿态角速度响应图

4.2 不同工况的蒙特卡洛仿真测试

考虑时变转动惯量、质心偏移与风扰动等偏差,开展蒙特卡洛仿真测试。其中转动惯量不确定项

ΔJ 的偏差范围设置为 $\pm 20\%$,时变系数 j_x, j_y, j_z 均设置为 $\pm 20\%$;质心偏移的偏差范围设置为 10% ;离散阵风尺度和强度分别偏差 $45 \sim 55$ m和 $10 \sim 20$ m/s,大气紊流风尺度和强度设置为 $\pm [30, 15, 15]$ m和 $\pm [0.5, 0.7, 0.7]$ m/s。随机选择单一偏差项和全部扰动偏差以及无扰动对RISE控制各进行200次仿真,所有扰动偏差服从正态分布。

图7~8中分别展示了RISE控制算法在不同干扰条件下的俯仰角跟踪误差 $e_1(2)$ 分布和滤波后跟踪误差 $z_1(2)$ 均方值的表现。在图7中 $e_1(2)$ 主要集中在 $0.04^\circ \sim 0.12^\circ$ 之间,最大误差为 0.028° 但出现频率极低;系统受扰后仍然具备较高的抗干扰能力。

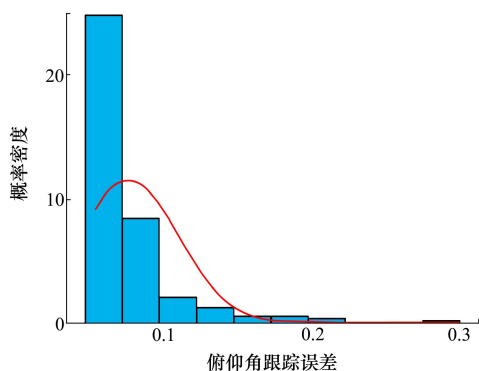


图7 扰动偏差下的俯仰角跟踪误差分布分析图

图8中展示了3种不同扰动对受油机姿态系统的稳定性影响,无扰动下 $z_1(2)$ 均方值中位数约为0.05且分布范围最窄;在时变转动惯量和质心偏移条件下, $z_1(2)$ 中位数分别约为0.1和0.12,虽然分布范围略有增加,但误差仍集中在可控范围内,异常值数量有限;风扰动对稳定性影响最大,误差均方差中位数为0.15,最大误差接近0.35,但系统仍存在较好的鲁棒性。

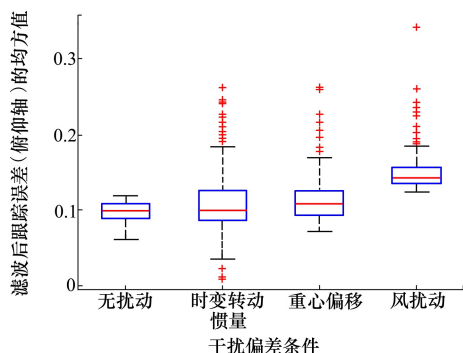


图8 扰动偏差下的滤波后跟踪误差均方根箱线图

5 结 论

本文面向空中加油任务的输油段,考虑受油机姿态持续稳定需求,研究了基于 RISE 的鲁棒控制方法。针对存在时变转动惯量和环境风与加油机尾流干扰的姿态动力学模型,引入滤波后跟踪误差信号,建立基于误差数据的积分控制输入,保证控制系统在受扰后快速收敛至平衡状态。通过 Lyapunov 定理分析了闭环系统的稳定性,不同算法对比和蒙

特卡洛仿真结果表明本文的控制算法在受油机受到系统不确定和外界扰动影响下,姿态角能够平稳快速地跟踪期望指令,有效提高了系统控制稳定能力。

在未来的工作中,可以考虑输油过程中软管以及加油机对受油机的影响,建立组合体动力学进行稳定控制。此外空中加油过程风扰动的类型未知,无法准确建模其对系统的影响,需要完善影响分析定位扰动影响;且 RISE 控制结果与增稳系统的适配也是工程应用中亟需考虑的问题。

参考文献:

- [1] 华艺欣, 邹泉, 田海铭. 软式自主空中加油控制策略仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(2): 262-270
HUA Yixin, ZOU Quan, TIAN Haiming. Control strategy and simulation for probe and drogue aerial autonomous refueling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(2): 262-270 (in Chinese)
- [2] 钟德星, 李永强, 李严桢. 无人机自主空中加油技术现状及发展趋势[J]. 航空科学技术, 2014, 25(5): 1-6
ZHONG Dexing, LI Yongqiang, LI Yanrui. State-of-art and tendency of autonomous aerial refueling technologies for unmanned aerial vehicles[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(5): 1-6 (in Chinese)
- [3] 吴慈航, 闫建国, 钱先云, 等. 受油机指定时间姿态稳定控制[J]. 航空学报, 2022, 43(2): 373-381
WU Cihang, YAN Jianguo, QIAN Xianyun, et al. Predefined-time attitude stabilization control of receiver aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(2): 373-381 (in Chinese)
- [4] 全权, 魏子博, 高俊, 等. 软管式自主空中加油对接阶段中的建模与控制综述[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2390-2410
QUAN Quan, WEI Zibo, GAO Jun, et al. A survey on modeling and control problems for probe and drogue autonomous aerial refueling at docking stage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2390-2410 (in Chinese)
- [5] PACHTER M, HOUPIS C, TROSEN D. Design of an air-to-air automatic refueling flight control system using quantitative feedback theory[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 1997, 7(6): 561-580
- [6] WAISHEK J, DOGAN A, BLAKE W. Derivation of the dynamics equations of receiver aircraft in aerial refueling[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 586-598
- [7] WANG Haitao, DONG Xinmin, XUE Jianping, et al. Modeling and simulation of a time-varying inertia aircraft in aerial refueling[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(2): 335-345
- [8] MAO W. Effects of mass variation on the dynamics of receiver aircraft during aerial refueling[D]. Davis: University of California, 2008
- [9] 刘娇龙, 薛建平, 董新民, 等. 空中加油变质量建模与干扰补偿控制[J]. 飞行力学, 2013(4): 321-325
LIU Jiaolong, XUE Jianping, DONG Xinmin, et al. Modeling of aircraft with variable mass in aerial refueling and design of disturbance compensation controller[J]. Flight Dynamics, 2013(4): 321-325 (in Chinese)
- [10] VENKATARAMANAN S, DOGAN A. Nonlinear control for reconfiguration of UAV formation[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2003
- [11] AN Shuai, YUAN Suozhong. Relative position control design of receiver UAV in flying-boom aerial refueling phase[J]. ISA Transactions, 2018, 73: 40-53
- [12] REN Jinrui, QUAN Quan, MA Haibiao, et al. Additive-state-decomposition-based station-keeping control for autonomous aerial refueling[J]. Science China Information Sciences, 2021, 64(11): 219202

- [13] 张超凡, 董琦. 考虑输入饱和的固定翼无人机自适应增益滑模控制[J]. 航空学报, 2020, 41(增刊1): 723755
ZHANG Chaofan, DONG Qi. Adaptive-gain sliding mode control for fixed-wing UAVs with input saturation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(suppl.1): 723755 (in Chinese)
- [14] LIU Bojun, HOU Mingshan, WU Cihang, et al. Predefined-time back-stepping control for a nonlinear strict-feedback system[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2021, 31(8): 3354-3372
- [15] 李钊星, 王霞, 王敏文, 等. 基于奇异摄动分解的弹性飞机乘坐品质控制[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(5): 831-841
LI Zhaoxing, WANG Xia, WANG Minwen, et al. Singular perturbation decomposition-based ride quality control of elastic aircraft [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(5): 831-841 (in Chinese)
- [16] 夏济宇, 周洲, 王正平, 等. 基于 NLESO 的倾转动力无人机垂直起降模态轨迹跟踪控制[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(1): 1-10
XIA Jiyu, ZHOU Zhou, WANG Zhengping, et al. Trajectory tracking control of tilt-propulsion UAV vertical take-off and landing mode based on NLESO[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(1): 1-10 (in Chinese)
- [17] XU Bin, SHOU Yingxin, WANG Xia, et al. Finite-time composite learning control of strict-feedback nonlinear system using historical stack[J]. IEEE Trans on Cybernetics, 2023, 53(9): 5777-5787
- [18] EZABADI M, EMAMI S A. Finite-time fault-tolerant control of a spacecraft using composite learning in the presence of moment of inertia uncertainty and external disturbances[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 150: 109185
- [19] WEN Haowei, YUE Xiaokui, WANG Zheng, et al. Adaptive RISE control for asymptotic rigid-body attitude tracking with additive disturbances[J]. ISA Transactions, 2021, 117: 54-69
- [20] YANG Guichao, ZHU Tao, YANG Fengbo, et al. Output feedback adaptive RISE control for uncertain nonlinear systems[J]. Asian Journal of Control, 2023, 25(1): 433-442
- [21] YANG Guichao. Asymptotic tracking with novel integral robust schemes for mismatched uncertain nonlinear systems[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2023, 33(3): 1988-2002
- [22] HARRISON A, DIEU N N J, ALOMBAH N H, et al. Robust nonlinear MPPT controller for PV energy systems using PSO-based integral backstepping and artificial neural network techniques[J]. International Journal of Dynamics and Control, 2024, 12(5): 1598-1615
- [23] 国防科学技术工业委员会. 有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质[S]. GJB185—86, 1986
COSTIND. Flying qualities of manned aircraft(fixed-wing)[S]. GJB185—86, 1986 (in Chinese)
- [24] THOMAS P R, BHANDARI U, BILLOCK S, et al. Advances in air to air refuelling[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 71: 14-35

Steady fuel transfer control of receiving aircraft considering time-varying inertia moment and environmental disturbance

GU Bo¹, SHOU Yingxin²

(1.School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.School of Automation, Southeast University, Nanjing 210096, China)

Abstract: To address the issue of sustained attitude stability during the fuel transfer phase of aerial refueling, considering the impacts of time-varying rotational inertia and environmental disturbances, a rapid robust control method for the receiving aircraft is proposed. This method ensures quick convergence of the control system after disturbances. For the attitude dynamics model of the receiving aircraft, uncertainties such as fuel input, tanker wake, and atmospheric turbulence are introduced to establish a time-varying rotational inertia attitude model oriented towards control. Considering the control objective of maintaining long-term attitude stability of the receiving aircraft, an error robust integral technique is employed to establish a fast-converging control law, enhancing the system's robustness against uncertainties and external disturbances, ensuring the smooth completion of the fuel transfer task. The stability of the closed-loop system is analyzed based on Lyapunov theory, proving the boundedness of the tracking error signal. The digital simulation results of the comparison of three control algorithms show that under the influence of external disturbances such as atmospheric gusts, turbulence, and tanker wake, the proposed robust control method can ensure that the attitude system of the receiving aircraft with dynamic uncertainty and time-varying moment of inertia converges quickly to the equilibrium position after being disturbed, effectively improving the stability of the fuel transfer process.

Keywords: aerial refueling; steady oil transfer phase; error robust integral control; time-varying rotational inertia; attitude dynamics model

引用格式:谷波, 寿莹鑫. 考虑时变转动惯量与环境扰动的受油机平稳输油控制[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(5): 936-945

GU Bo, SHOU Yingxin. Steady fuel transfer control of receiving aircraft considering time-varying inertia moment and environmental disturbance[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2025, 43(5): 936-945 (in Chinese)