doi: 10.7690/bgzdh.2025.04.010

基于滑模的自主空中加油制导与控制一体化

朱子睿, 袁锁中

(南京航空航天大学自动化学院,南京 211106)

摘要:为提高受油机跟踪会合的快速性和准确性,提出一种基于滑模的空中加油制导与控制一体化(integrated guidance and control, IGC)设计方法。为将制导与控制回路关联,采用滑模面整合多个中间控制变量,从而将制导指令转化为所需的舵面输入。通过与传统制导与控制独立设计方法比较,制导控制一体化设计可以有效提升受油机的跟踪性能,缩短会合对接所需的时间。研究结果表明,该设计方法对空中加油系统开发有一定的参考价值。

关键词:空中加油;制导控制一体化;滑模制导

中图分类号: V249.122 文献标志码: A

Integration of Guidance and Control for Autonomous Aerial Refueling Based on Sliding Mode

Zhu Zirui, Yuan Suozhong

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: To improve the rapidity and accuracy of receiver aircraft tracking rendezvous, an design method of integrated guidance and control (IGC) for aerial refueling based on sliding mode is proposed. To link the guidance and control loop, a sliding mode surface is used to integrate multiple intermediate control variables to convert the guidance command into the required control surface input. Compared with the traditional independent design method of guidance and control, the integrated design of guidance and control can effectively improve the tracking performance of the receiver aircraft and shorten the time required for rendezvous and docking. The results show that the design method has a certain reference value for the development of aerial refueling system.

Keywords: aerial refueling; integration of guidance and control; sliding mode guidance

0 引言

目前,空中加油技术的需求正在逐渐扩大。由 于有效载荷的影响,飞行器的作战效能受限。为了 消除这一限制,空中加油技术的发展显得额外重要, 空中加油有助于产生更高的有效载荷,并可能同时 执行多个任务。本文中的重点是引导并控制受油机 与加油机完成自主会合,并实现精确跟踪加油机。

纯追踪制导(pure parsuit guidance, PPG)已经 被应用于加油会合和导弹制导等方面,当受油机的 航向与目标航向有偏差时,PPG 将引导受油机机动 至移动目标的尾追位置^[1]。当受油机接近目标时, 单纯的追踪制导往往对目标的机动变得敏感,因此 可能会导致指令分歧的问题。在过去的研究中,研 究者通过滑模方法^[2]开发了一种纯追踪制导,称为 "基于滑模的纯追踪制导(sliding mode-PPG, SM-PPG)"; SM-PPG 对不确定目标机动有着较强 的抗干扰能力。SM-PPG 基于 PPG 的"3 维平面中 使用视线(line of sight, LOS)"的概念,创新性地 采用滑模技术实现^[3]。Galzi 等^[4]应用高阶滑模

收稿日期: 2024-08-07; 修回日期: 2024-09-26

(hgher order sliding mode, HOSM)来设计无人机编队 2 维平面中的制导律。在导弹应用方面,有研究者提出了一种具有零脱靶量制导概念的滑模制导和自动驾驶仪方法^[5],相比于独立的制导和控制方法表现出更好的性能。文献[6]提出了非最小相位系统的滑模控制。非最小相位动力学被认为是不确定的,HOSM缓解了与滑模控制(sliding mode control,SMC)有关的这种问题,即HOSM适用于具有平滑控制的任意相对阶系统。

针对以上问题,笔者提出了一种制导与控制一体化(IGC)技术应用于空中加油方面。文中引入了 若干中间控制变量以及二阶滑模面,将制导与控制 回路关联,同时避免了常规情况下飞机中出现非最 小相位的行为。引入了二阶滑模面,将调优参数减 少到仅2个。制导和控制一体化设计是在 SM-PPG 的基础下实现的。因其消除了耗时的(时间和人力) 迭代制导和控制回路,IGC 方法在设计方面具有巨 大的前景。笔者将设计的 IGC 技术与制导控制独立 设计下加油系统的性能进行比较。建立会合运动模

第一作者:朱子睿(1999一),男,山西人,硕士。

型;提出基于滑模的制导控制一体化设计方案;通 过仿真验证制导控制一体化设计系统的性能。

1 会合对接运动学关系

如图 1 所示,假设一架速度为 V_R 的受油机跟踪加油机,为了引导受油机跟踪加油机并实现对接,要求受油机视线 (LOS) 矢量 R 和受油机的速度矢量 V_R 应指向同一方向,即设计目标为:



图 1 受油机与加油机的相对位置关系

为使上式成立为设计目标,选取滑模面为如下 形式:

$$\boldsymbol{S}_{s} = (V_{R} \times \boldsymbol{R}) / V_{R} R_{\circ}$$
(2)

式中, R = ||R||, $V_R = ||V_R||$ 。速度矢量和 LOS 矢量分别转化为速度坐标系的三轴分量。

$$V_{R} = \begin{bmatrix} V_{R} & 0 & 0 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}};$$
(3)
$$R = \begin{bmatrix} x_{R} & v_{R} & z_{R} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}},$$
(4)

x_R, *y_R*, *z_R*分别为受油机在加油机航迹坐标中三轴的距离。将式(3)和(4)代入式(2)中,滑模面可转化为:

式中:

$$\boldsymbol{S}_{s} = \begin{bmatrix} 0 & s_{1} & s_{2} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \circ$$
 (5)

$$s_1 = -z_R / R, \ s_2 = -y_R / R_{\circ}$$
 (6)

控制的目标是使式(5)中的滑模面矢量 S_s 收敛 到零向量,或者变量 s_1 、 s_2 趋近于零,即实现纵向 与侧向的跟踪误差为 0。

2 制导控制一体化设计

本研究的目的是减小式(6)中速度轴变量 s₁、s₂ 使其趋近于零。求出式(6)中 s₁、s₂ 的一阶导数。

 $s'_{1} = a\dot{\gamma} + b_{1} ; s'_{2} = a\dot{\chi}\cos\gamma + b_{2} .$ (7) 式中: $\dot{\gamma}, \dot{\chi}$ 为受油机的航迹角速率和航向角速率; $a = -x_{R} / R; \quad b_{1} = -y_{R}\dot{\chi}\tan\gamma / R - V_{T,z} / R + z_{R} \{x_{R}(V_{T,x} - V_{R}) + y_{R}V_{T,y} + z_{R}V_{T,z}\} / R^{3}; b_{2} = -z_{R}\dot{\chi}\tan\gamma / R - V_{T,y} / R - y_{R} \{x_{R}(V_{T,x} - V_{R}) + y_{R}V_{T,y} + z_{R}V_{T,z}\} / R^{3} . \gamma, \chi$ 分别为受 油机的纵向航迹角和侧向航迹角,构成第 1 个中间 变量。 $V_{T,i}$ 为加油机在速度轴分量。航迹角 γ, χ 和气 流角 α, μ 的关系可表示为:

$$\dot{\gamma} = (L + F_T \sin \alpha) \cos \frac{\mu}{mV_R} - g \cos \frac{\gamma}{V_R} \equiv f_\gamma(\alpha, \mu) ;$$

$$\dot{\chi} \cos \gamma = (L + F_T \sin \alpha) \sin \frac{\mu}{(mV_R)} \equiv f_\chi(\alpha, \mu) .$$
(8)

式中: *m*,*g*分别为受油机的质量和重力常数; *L*,*F*_T 分别为升力和推力。假设受油机没有侧滑且推力不 变,由式(8)可知, γ, χ 可由 α, μ 控制。式(7)可以用 式(8)化为:

$$s'_{1} = af_{\gamma}(\alpha, \mu) + b_{1}; \ s'_{2} = af_{\chi}(\alpha, \mu) + b_{2^{\circ}}$$
 (9)

由式(9)可知: s₁, s₂动力学方程由 α, μ 控制, 另 外,受油机的侧滑运动并未考虑在内。为解决此问 题,利用侧滑角 β 添加额外的滑模面:

$$s_3 = \beta_{\circ}$$
 (10)

为使侧滑角在所有坐标系中衰减,将 s₃的一阶 导数取为:

$$s'_3 = \dot{\beta} \ . \tag{11}$$

α, β, μ构成第2个中间控制变量,将式(8)代入
 式(9),可以得出s'₁、s'₂的导数,即:

 $s_{1}'' = a(c_{11}\dot{\alpha} + c_{12}\dot{\mu}); s_{2}'' = a(c_{21}\dot{\alpha} + c_{22}\dot{\mu})$ 。 (12) 式中的系数分别为: $c_{11} = (q_{D}S_{w}C_{L\alpha} + F_{T}\cos\alpha)\cos\mu/(mV_{R}); c_{12} = -(L + F_{T}\sin\alpha)\sin\mu/(mV_{R}); c_{21} = (q_{D}S_{w}C_{L\alpha} + F_{T}\cos\alpha)\sin\mu/(mV_{R}); c_{22} = (L + F_{T}\sin\alpha)\cos\mu/(mV_{R})$ 。 式中 q_{D} 、 S_{w} 、 $C_{L\alpha}$ 分别为受油机的动压、机翼面积和升力曲线斜率。

根据得出的 3 个滑模面 s₁、s₂、s₃,定义一个新的滑模面矢量。

$$\boldsymbol{\sigma} = \begin{pmatrix} s_1'' + 2\zeta \omega_n s_1' + \omega_n^2 s_1 \\ s_2'' + 2\zeta \omega_n s_2' + \omega_n^2 s_2 \\ s_3' + 2\zeta \omega_n s_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{pmatrix} .$$
(13)

式中: ζ 为阻尼系数,设定其值为 $\sqrt{2}/2$; ω_n 为自 然频率,其值将被作为设计参数。滑模面矢量中的 最高阶项对应快速状态变量(机体角速率),次高项 对应慢速状态变量(迎角、倾斜角、侧滑角),一阶 变量 s_1 、 s_2 对应航迹角。如果动力学达到上式的滑 模流形,滑模面矢量将随着时间推移收敛为零。期 间角速率、气流角、航迹角也将收敛,收敛时间由 设计参数 ω_n 决定,将式(12)代入式(13)中得出:

$$\boldsymbol{\sigma} = G_s \begin{pmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\mu} \end{pmatrix} + \boldsymbol{g}_s \, . \tag{14}$$

式中的系数矩阵 G_s, g_s 分别为:

$$\boldsymbol{G}_{s} = \begin{bmatrix} ac_{11} & 0 & ac_{12} \\ ac_{21} & 0 & ac_{22} \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}; \quad \boldsymbol{g}_{s} = \begin{bmatrix} 2\zeta\omega_{n}s_{1}' + \omega_{n}^{2}s_{1} \\ 2\zeta\omega_{n}s_{2}' + \omega_{n}^{2}s_{2} \\ 2\zeta\omega_{n}\beta \end{bmatrix}.$$

受油机迎角、侧滑角和倾斜角的一阶导数可以 通过它们与机体角速率的关系来描述, $\omega = (p q r)^{T}$,即:

$$(\dot{\alpha} \quad \dot{\beta} \quad \dot{\mu})^{\mathrm{T}} = B_{s}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{d}_{s^{\circ}}$$
(15)

式中的矩阵参数 B_s , \mathbf{d}_s 分别为: $B_s = \begin{bmatrix} -\cos\alpha \tan\beta & 1 & -\sin\alpha \tan\beta \end{bmatrix}$

 $\begin{bmatrix} \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ \cos \alpha / \cos \beta & 0 & \sin \alpha / \cos \beta \end{bmatrix}; \mathbf{d}_{s} = (\mathbf{d}_{s,1} \quad \mathbf{d}_{s,2} \quad \mathbf{d}_{s,3})^{\mathrm{T}} \circ$

 $d_{s,1}=(mg\cos\mu\cos\gamma-L-F_T\sin\alpha)/(mV_R\cos\beta); d_{s,2}=(mg\sin\mu\cos\gamma+Y-F_T\cos\alpha\cos\beta)/(mV_R); d_{s,3}=\{(-mg\cos\mu\cos\gamma\tan\beta+Y\cos\mu\tan\gamma+L(\tan\beta+\sin\mu\tan\gamma)+F_T(\sin\alpha\tan\beta-\cos\mu\tan\gamma\cos\alpha)+\sin\mu\tan\gamma\sin\alpha)\}/(mV_R\cos\gamma)$ 。式中 Y 为受油 机受到的侧力,则式(14)的滑模面矢量可化为:

$$\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{G}_{s} \boldsymbol{B}_{s} \begin{pmatrix} \boldsymbol{p} \\ \boldsymbol{q} \\ \boldsymbol{r} \end{pmatrix} + \boldsymbol{G}_{s} \boldsymbol{d}_{s} + \boldsymbol{g}_{s} \quad (16)$$

因机体角速率 ω 可以驱动新的滑模面矢量 σ 变 为零向量, ω 被作为第 3 个中间控制变量, 对上式 进行求导可得:

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = \boldsymbol{G}_{s}\boldsymbol{B}_{s}\begin{pmatrix}\dot{p}\\\dot{q}\\\dot{r}\end{pmatrix} + \boldsymbol{d}_{4} \quad . \tag{17}$$

$$\vec{\mathbf{x}} \stackrel{\text{tr}}{:} \mathbf{d}_4 = \left[\frac{\mathbf{d}}{\mathbf{d}t} \left[\mathbf{G}_s B_s\right]\right] \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \dot{\mathbf{g}}_s + \frac{\mathbf{d}}{\mathbf{d}t} \left(\mathbf{G}_s \mathbf{d}_s\right) = \dot{\mathbf{g}}_s + \mathbf{d}_5;$$

$$\mathbf{d}_{5} = \left[\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}[\mathbf{G}_{s}B_{s}]\right] \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(\mathbf{G}_{s}\mathbf{d}_{s}), \ \mathbf{d}_{5} \ \mathrm{ite} \ \mathrm{ite} \ \mathrm{ite} \ \mathrm{otherwise}$$

的干扰向量。

受油机机体角速率与舵面输入的关系,可由受 油机的角运动方程表示为:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = B_f \boldsymbol{u} + \mathbf{d}_f ; \quad B_f = \boldsymbol{M}_c \boldsymbol{g}_{x1} \boldsymbol{g}_{x2} ;$$
$$\mathbf{d}_f = \boldsymbol{M}_c \boldsymbol{g}_{x2} \boldsymbol{f}_{x1} + \boldsymbol{f}_{x2} \circ \qquad (18)$$
$$\vec{\mathbf{x}} \div : \quad \boldsymbol{M}_c = \begin{bmatrix} b & 0 & 0 \\ 0 & \vec{c} & 0 \\ 0 & 0 & b \end{bmatrix} \boldsymbol{\cdot} \boldsymbol{q}_D \boldsymbol{\cdot} \boldsymbol{S}_W;$$

$$g_{x1} = \begin{bmatrix} C_{l\delta_a} & 0 & C_{l\delta_r} \\ 0 & C_{m\delta_e} & 0 \\ C_{n\delta_a} & 0 & C_{n\delta_r} \end{bmatrix}; \quad g_{x2} = \begin{bmatrix} c_3 & 0 & c_4 \\ 0 & c_7 & 0 \\ c_4 & 0 & c_9 \end{bmatrix};$$

$$f_{x1} = \begin{bmatrix} C_{l0} + C_{l\beta}\beta + C_{lp}(b/V_r)p/2 + C_{lr}(b/V_r)r/2 \\ C_{m0} + C_{m\alpha}\beta + C_{mq}(\overline{c}/V_r)q/2 \\ C_{n0} + C_{n\beta}\beta + C_{np}(b/V_r)p/2 + C_{nr}(b/V_r)r/2 \end{bmatrix};$$

$$f_{x2} = \begin{bmatrix} (c_1r + c_2p)q \\ c_5pr - c_6(pq - r^2) \\ (c_8p - c_2r)q \end{bmatrix}, \quad \vec{x} \div; \quad \vec{c} \ \vec{\Sigma} \neq \vec{b} \ \vec{\Xi} \ \vec{dx};$$

b 为翼展; $C_{l\delta_a}$ 、 $C_{l\delta_r}$ 、 C_{l0} 、 $C_{l\beta}$ 、 C_{lp} 、 C_{lr} 为受油 机的滚转力矩系数; $C_{m\delta_e}$ 、 C_{m0} 、 $C_{m\alpha}$ 、 C_{mq} 为受油 机的俯仰力矩系数; $C_{n\delta_a}$ 、 $C_{n\delta_r}$ 、 C_{n0} 、 $C_{n\beta}$ 、 C_{np} 、 C_{nr} 为受油机的偏航力矩系数; 系数矩阵 $c_1 \sim c_9$ 为:

$$\begin{bmatrix} c_{1} \\ c_{2} \\ c_{3} \\ c_{4} \\ c_{8} \\ c_{9} \end{bmatrix} = \frac{1}{\left(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^{2} \right)} \begin{bmatrix} I_{z}(I_{y} - I_{z}) - I_{xz}^{2} \\ I_{xz}(I_{z} + I_{x} - I_{y}) \\ I_{z} \\ I_{xz} \\ I_{xz}^{2} + I_{x}(I_{x} - I_{y}) \\ I_{x} \end{bmatrix};$$

$$\begin{bmatrix} c_{5} \\ c_{6} \\ c_{7} \end{bmatrix} = \frac{1}{I_{y}} \begin{bmatrix} I_{z} - I_{x} \\ I_{xz} \\ 1 \end{bmatrix}^{\circ}$$
(19)

式中: I_x , I_y , I_z 为受油机的惯性矩; I_{xx} , I_{xz} , I_{zz} 为受油 机的惯性积。

结合以上各式,滑模面矢量导数可化为:

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}} = G_s B_s B_f \boldsymbol{u} + G_s \mathbf{d}_s \mathbf{d}_f + \dot{\boldsymbol{g}}_s + \mathbf{d}_5 \ . \tag{20}$$

SOSM^[6]可应用于式(13)中的滑模面结构,实现 在有限的时间内收敛。本文中仅使用一种简单的一 阶滑模方法。因此,选择 SMIGC 的李雅普诺夫函 数为:

$$V_{L} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\sigma} \quad (21)$$

对上述李雅普诺夫函数进行求导可得:

$$\dot{V}_L = \boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}} (G_s B_s B_f \boldsymbol{u} + G_s \mathbf{d}_s \mathbf{d}_f + \dot{\boldsymbol{g}}_s + \mathbf{d}_5) \,. \tag{22}$$

为了实现滑模面收敛,并使李雅普诺夫函数导数始终为负,构造如下的舵面控制:

 $\boldsymbol{u} = -(G_s B_s B_f)^{-1} \{G_s \mathbf{d}_s \mathbf{d}_f + \dot{\boldsymbol{g}}_s + \text{diag}[\text{sgn}(\sigma_i)]\boldsymbol{\eta}\} \circ (23)$ 式中: σ_i 为 σ 的第 i 个元素; $\boldsymbol{\eta} = (\eta_1 \ \eta_2 \ \eta_3)^{\mathrm{T}} \\ \exists \eta_i > |\mathbf{d}_{5,i}| \circ$ 将构造的舵面控制代入李雅普诺夫函数导数 中得:

$$\dot{V}_{L} = -\sum_{i=1}^{3} \eta_{i} |\sigma_{i}| + \sum_{i=1}^{3} \mathbf{d}_{5,i} \sigma_{i} \mathbf{0}$$
 (24)

当干扰 d_5 忽略不计时,为保证函数在 1/k 秒内 收敛,设置 η_i 为:

$$\eta_i = k \left| \sigma_{i \max} \right| \qquad k \ge 0 \ . \tag{25}$$

式中 max 为 σ_i 的可能最大值。

3 速度控制

本文中制导控制一体化设计方法和制导控制独 立设计的方法都采用相同的动态逆速度控制器,以 实现受油机与加油机会合时速度一致。

受油机速度方程为:

 $\dot{V}_{R} = (F_{T} \cos \alpha \cos \beta - D)/m - g \sin \gamma$ 。 (26) 式中: D 为受油机受到的阻力; F_{T} 为受油机发动机 的推力,由式(25)可得,受油机的推力指令为:

$$F_{T_{\text{cmd}}} = (mU_V + mg\sin\gamma + D)/\cos\alpha\cos\beta \,\,. \tag{27}$$

式中: $U_V = K_U(V_{cmd} - V_R)$; $V_{cmd} = K_V(V_T - V_R) + K_R(R - R_d)$; U_V 为速度的模拟输入; V_{cmd} 为前飞速度指令; K_U 、 K_V 、 K_R 为比例系数; R_d 为期望距离。

推力指令以百分比形式可以写为:

 $\delta_t = F_{T \text{cmd}} / T_{\text{max}} \, . \tag{28}$

式中 T_{max}为受油机最大推力。

4 仿真

笔者使用某型无人机(非线性六自由度)作为受 油机的模型,通过仿真演示制导控制一体化空中加 油系统的性能。笔者给出了具有代表性的研究结 果。其中表1给出了仿真的初始条件,表2给出了 参数设置。为了进行比较,笔者还给出了 SMG 和 动态逆(DI)控制器(SMG/DI)^[7]的仿真结果。在 SMG/DI和 SMIGC 仿真中,都采用相同的动态逆速 度控制器,排除可能由不同速度控制产生的性能差 异。初始环境设定为:加油机直线飞行,受油机在 加油机的左后方,并且高度低于加油机。

表 1 位	方真变量
-------	------

初始变量	前向 坐标/m	横向 坐标/m	纵向 高度 <i>h</i> /m	初始 速度/(m/s)	
受油机	0	0	5 000	230	
加油机	6 000	2 000	6 000	150	
	表	2 参数设	置		
期望距离/m	自然频率/(rad/s)		系	系 数/s ⁻¹	
0	$\pi/3$			5	

图 2-8 为受油机跟踪加油机的仿真结果。

图 2 中, 2 种方法都能制导和控制受油机跟踪 加油机。在仿真开始的阶段, 2 种设计方法的曲线 有所不同: 与 SMG/DI 相比,采用 SMIGC 的受油 机轨迹变化更快。



图 2 受油机和加油机的飞行路径轨迹

图 3-4 为受油机和加油机相对距离在惯性坐标 系下的侧向误差和纵向误差响应曲线。可以看出, SMIGC 方法下受油机在侧向和纵向跟踪的速度更 快,时间更短。





图 4 侧向和纵向误差响应曲线(SMIGC)

图 5-6 中受油机和加油机之间的相对距离逐渐 接近预定的期望值。在 PPG/DI 情况下, LOS 误差 角缓慢减小, 而在 SMIGC 方法下, LOS 角迅速减 小并收敛于 0, 相对于 PPG/DI 方法减小得更快。





由图 7-8 可以看出:采用制导控制一体化设计, 受油机在收到制导指令之后, 舵面能够迅速地偏转 控制受油机开始跟踪加油机,并且控制指令不会出 现通常滑模面相关的在配平点附近抖动的现象。



5 结论

笔者提出一种基于滑模的制导控制一体化方 法,并应用于空中加油方面。SMIGC方法需要调优 的参数个数远远小于制导控制独立设计的个数。通 过仿真验证,将2种方法的性能进行了比较,结果 表明:与制导控制独立设计相比,制导控制一体化 下的空中加油系统跟踪性能更好,在开始跟踪时, 受油机响应更迅速,体现出更好的控制性能。

18 - 20

参考文献:

- [1] YAMASAKI T, ENOMOTO K, TANAKA D, et al. Automatic Control for Chase Aircraft[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2006, 7(2): 145-154.
- [2] YAMASAKI T, BALAKRISHNAN S N. Guidanceand Control for Chase UAV via Sliding Mode Approach[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2010, 43(15): 57-62.
- [3] HARL N, BALAKRISHNAN S N. Co-Ordinated Rendezvous of Unmanned Air Vehicles to a Formation Using a Sliding Mode Approach[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(1): 105-119.
- [4] GALZI D, SHTESSEL Y. UAV formations control using

(上接第 17 页)

结束语 4

笔者对现有指挥信息系统指挥方式、命令协议、 交互体制等进行梳理和分析,对总体结构、流程设 计以及应用的关键技术进行分析,构建基于指挥信 息系统的炮兵任务链技术。分析结果表明,炮兵任 务链技术在一定程度上能为指控系统智能化发展探 索提供思路和经验支撑。

参考文献:

- [1] 陆可钦, 王爱杰. 炮兵指挥自动化系统及其发展特点 分析[J]. 电脑开发与应用, 2005, 18(z1): 96.
- [2] 温万泉, 王东亚. 复杂电磁环境下炮兵指挥信息系统 面临的问题及对策[J]. 兵工自动化, 2009, 28(10):

(上接第 36 页)

- [16] 刘晓燕, 向国立, 袁丽艳. 基于无线传感器网络的城市 大气环境污染遥感监测研究[J]. 环境科学与管理, 2021, 46(12): 133-137.
- [17] MUDA R, LEWIS E, O'KEEFFE S, et al. Detection of high level carbon dioxide emissions using a compact optical fibre based mid-infrared sensor system for applications in environmental pollution monitoring[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2009, 178(1): 012008.

high order sliding modes[C]//Proceedings of the American Control Conference. IEEE, 2006.

- [5] SHIMA T, IDAN M, GOLAN O M. Sliding-mode control for integrated missile autopilot guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics: A Publication of t-he American Institute of Aeronautics and Astronautics Devoted to the Technology of Dynamics and Control, 2006, 29(2): 250-260.
- [6] SHKOLNIKOV I A, SHTESSEL Y B. Aircraft Nonminimum Phase Control in Dynamic Sliding Manifolds[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 24(3): 566-572.
- [7] 龚全铨, 袁锁中, 张进. 基于滑模的自主空中加油会合 跟踪制导与控制[J]. 应用科学学报, 2016, 34(2): 215 - 226

- [3] 黄小宁、刘伟. 从美军信息战计划谈我军炮兵指挥系 统现状及发展方向[J]. 火力与指挥控制, 1997, 22(1): 3-7.
- [4] 潘子健, 董树军. 信息化条件下炮兵作战指挥决策过 程建模研究[J]. 舰船电子工程, 2012, 32(5): 4-7.
- [5] 郑昌兴、严明.关于军事智能化研究的几点思考[J]. 军民两用技术与产品, 2019(10): 20-24.
- [6] 陈培彬. 炮兵指挥决策中优选作战方案的神经网络模 型[J]. 火力与指挥控制, 2006, 31(2): 78-80.
- [7] 曹明明, 刘立煌. 浅析信息化条件下炮兵作战指挥[J]. 科技资讯, 2011(7): 229-229.
- [8] 魏凡,王世忠,郝政疆.面向智能化战争的电子信息装 备需求和方向分析[J]. 中国电子科学研究院学报, 2019, 14(10): 1105-1110.

- [18] 吴焕萍, 张永强, 孙家民, 等. 气候信息交互显示与分 析平台(CIPAS)设计与实现[J].应用气象学报,2013, 24(5): 631-640.
- [19] 曹梅, 李海龙, 肖然. 深圳市重大天气过程互联网数据 变化与气象服务[J]. 广东气象, 2018, 40(5): 51-53.
- [20] 王彬,韩同欣,李楠. 气象私有云环境下存储架构设 计与性能分析[J]. 计算机技术与发展, 2017, 27(5): 20-24, 29.
- [21] 沈文海. 从云计算看气象部门未来的信息化趋势[J]. 气象科技进展, 2012, 2(2): 49-56.