西北工业大学学报

XIBEI GONGYE DAXUE XUEBAO

2021年10月 ISSN 1000-2758 第39卷增刊 **CODEN XGDUE2** 次 目 非最小相位高超声速飞行器自适应鲁棒容错控制 一种闭路制导下提高姿态控制精度的方法 多级推杆缓冲仿真与试验研究 依托道路矢量拓扑信息无依托新型航天发射技术 0Cr18Ni10Ti 动态力学性能及其冲击吸能应用 改进隐马尔科夫模型的地面装备退化状态识别 橡胶最大主伸长率对堵盖开裂性能影响研究 高转速涡轮发动机转子临界转速计算 高频脉冲负载下的飞行器结构分析 ------安国琛 王辉 顾龙飞 穆维民 雷良 (54) 移动机器人的多传感器信息融合 李永强 唐旭东 李兆凯 周云虎 (59)

[期刊基本参数] CN 61-1070/T * 1957 * b * A4 * 107 * zh * P * ¥ 30.00 * 300 * 17 * 2021-10

Kalman 滤波和 LSTM 网络在时序控制补偿中的应用研究
·····································
运载火前具至段妥控喷官多模型控制里构技不
多飞行器固定时间收敛编队控制方法
张可 赵恩娇 钟泽南 赵玉新 (78)
小样本条件下异源图像迁移学习的红外目标检测与识别
龚任杰 郑智辉 丛龙剑 徐振涛 韦海萍 唐波 李全运 (84)
基于深度 BP 神经网络的智能信息融合技术
袁英 郁丰 踪华 陈阳 (89)
小行星着陆段自主轨迹分段规划方法
万怡星 徐瑞 李朝玉 朱圣英 梁子璇 尚海滨 (96)
美军战时征用民商卫星模式研究
张鑫伟 张召才 王翰林 (101)

2

英文摘要修改:左连凯

JOURNAL OF NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

Oct. 2021 Vol.39 Supplement ISSN 1000 – 2758 CODEN XGDUE2

Abstracts

9	WEI Qizhao, QI Ruiyun and JIANG Bin
	Robust adaptive fault tolerant control for non-minimum phase hypersonic vehicle
16	LUO Yin and WANG Xiaofang
	A control scheme of improving attitude control under closed-loop guidance
21	LIU Wang, GUO Jinyan, ZHANG Xiao, ZHOU Qiao, ZHANG Guodong, XING Chunpeng
	and JIA Yankui
	Simulation and experimental study on buffer of multistage cylinder
26	ZHANG Jun, YUAN Xincheng and LIU Zhun
	New type of space launch technology without support based on road vector topology information
31	RAN Zhiguo, HE Chuntao, LI Lijun, WANG Jian and YANG Jie
	Dynamic mechanical behaviors of 0Cr18Ni10Ti and impact energy absorption application
40	GUO Sen, WANG Dawei, ZHANG Shaowei, FENG Anan and HE Wenhai
	Equipment degradation state recognition method based on improved hidden Markov model
46	ZHANG Meng, YANG Dawang, LI Xiuming, DUAN Jiaqian and YANG Ming
	Effect of maximum principal elongation of rubber material on cracking performance of nozzle closure
53	HAN Taoyi, LI Jiyong, ZHAO Yu, XIONG Jie and LI Fang

Critical speed calculation of high speed turbine engine

4	四北 上 业 天 字 按 报 — — — — — — — — — — — — — — — — — —
58	AN Guochen, WANG Hui, GU Longfei, MU Weimin and LEI Liang
	The mechanical analysis method of the aircraft structural with high frequency load
65	LI Yongqiang, TANG Xudong, LI Zhaokai and Zhou Yunhu
	Multi-sensor information fusion for mobile robots
71	LU Bo, YANG Chao and XU Qi
	Application of Kalman filter and LSTM network in time sequence control compensation
77	JI Gang, WANG Ling and YU Chunmei
	Multi-model control reconstruction technology for the attitude control nozzle of the launch vehicle vacuum
	section
83	ZHANG Ke, ZHAO Enjiao, ZHONG Zenan and ZHAO Yuxin
	Fixed time convergence based multiple flight vehicles formation control method
88	GONG Renjie, ZHENG Zhihui, CONG Longjian, XU Zhentao, WEI Haiping, TANG Bo
	and LI Quanyun
	Infrared target detection and recognition based on transfer learning with small samples
95	YUAN Ying, YU Feng, ZONG Hua and CHEN Yang
	Intelligent information fusion technology based on deep BP neural network
100	WAN Yixing, XU Rui, LI Zhaoyu, ZHU Shengying, LIANG Zixuan and SHANG Haibin
	Autonomous trajectory segmentation planning method for asteroid landing phase
107	ZHANG Xinwei, ZHANG Zhaocai and WANG Hanlin
	Study on the US military requisition mechanism of civil and commercial satellites

非最小相位高超声速飞行器自适应鲁棒容错控制

魏启钊^{1,2},齐瑞云^{1,2},姜斌^{1,2}

(1.南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 211106;

【2.南京航空航天大学 先进飞行器导航、控制与健康管理工业和信息化部重点实验室, 江苏南京 211106

摘 要:针对具有非最小相位特性的高超声速飞行器纵向动力学模型,考虑舵面发生卡死和失效故 障、系统参数不确定的问题,提出了一种基于输出重定义形式的自适应鲁棒容错控制方法。对于高 度子系统中由于升降舵和升力耦合产生的不稳定内动态,重定义系统输出,将俯仰角作为系统新的 输出,对新内动态进行一些坐标变换,设计出俯仰角期望的跟踪指令。对于系统重定义后的高度和 速度子系统,将未知非线性函数参数化并写成未知气动参数和函数向量的乘积形式,采用自适应学 习律估计未知气动参数和故障参数,基于 Lyapunov 稳定性定理进行了系统稳定性理论分析,通过 仿真验证了所给方法的有效性。

关键 词:非最小相位;高超声速飞行器;自适应控制;容错控制 中图分类号:V448.2 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2021)S0-0001-09

高超声速飞行器在模型上表现出强非线性,由 于其复杂的飞行环境和高马赫的飞行速度,气动参 数变化明显,另外由于模型结构的特点,高超声速飞 行器还表现出非最小相位特性,存在状态约束,输入 饱和等诸多难点,给控制器设计带来了挑战^[1]。高 超声速飞行器模型中的非最小相位特性是由于升降 舵-升力耦合导致的,如果直接运用反步法或者动 态逆的方法,虽然保证了系统输出的跟踪控制,但模 型中的不稳定内动态没法得到镇定,系统最终会不 稳定。

目前高超声速飞行器非最小相位控制器的设计 主要有3种解决思路:①忽略升降舵和升力之间的 耦合项,将其作为系统的不确定项处理。系统被简 化为最小相位系统。文献[2]将弹性模态、输入-输 出耦合、升降舵-升力耦合视为不确定项,得到了面 向控制模型。高度子系统被近似为严反馈形式。采 用近似反步法和自适应控制解决了速度子系统和高 度子系统的跟踪控制。但该方法只适用于非最小相 位特性较弱的模型。②在模型中引入鸭翼,借助鸭 翼偏转方向与升降舵相反,于是让鸭翼和升降舵按 一定增益的形式同时偏转,可以消除掉升降舵和升 力之间的耦合。文献[3]对非最小相位高超声速飞 行器模型进行了说明,并提出鸭翼作为冗余舵面。 但是鸭翼带来的气动热问题对飞行器的热防护提出 了苛刻的要求,目前工程上难以实现。③输出重定 义,也是目前学术界最主要采用的方法。文献[4] 提出了3种不同的输出重定义形式:内动态俯仰角 误差作为新输出:俯仰角和高度误差加权形式作为 新输出;俯仰角、高度和高度的积分项加权作为新输 出。并分别设计控制器,仿真分析了3种方法的跟 踪性能。但期望的内动态指令难以计算,给控制器 设计带来了一定困难。文献[5]采用了俯仰角作为 新输出的重定义形式,经过一些坐标变换和状态定 义,利用小增益定理证明了内外动态的稳定性,给出 了俯仰角跟踪指令,并分析了小增益取值的不同对 跟踪性能的影响。文献[6-7]在此基础上分别采用 鲁棒自适应控制和复合学习控制处理不确定性,提 高了系统的鲁棒性。输出重定义的一种特殊形式是 标准型法,文献[8]基于微分同胚理论,选取适当的 坐标变换将系统化为 B-I 标准型,采用线性反馈项 镇定内动态和系统误差,用鲁棒控制处理了非线性 项。文献[9]进一步采用动态滑模控制.处理了高

收稿日期:2021-04-15

基金项目:国家自然科学基金(61873127,62020106003)资助

作者简介:魏启钊(1996—),南京航空航天大学硕士研究生,主要从事飞行器容错控制研究。

度子系统的不确定性问题。文献[10]借用滑模的 思想进行了输出重定义,将非线性系统分为内动态 和外动态子系统,将内动态子系统在平衡位置线性 化,针对这两个子系统逐层设计控制策略,并采用非 因果稳定逆计算了期望的内动态即理想内动态。实 现了比较精确的跟踪。

高超声速飞行器是一个庞大的系统,由数以万 计的元件组成。飞行过程中执行器或传感器发生故 障都可能导致系统不稳定,飞行器对故障尤其敏感。 文献[11]考虑高超声速飞行器存在升降舵偏角卡 死故障,基于反馈线性化得到的纵向动态方程,用扩 张状态观测器对速度、高度高阶项及故障项在线观 测,将得到的观测信息用于基于预测控制的容错控 制器设计中。文献[12]针对高超声速飞行器执行 器部分失效和卡死故障,将自适应控制技术和神经 网络相结合,设计自适应神经网络容错控制器,能解 决系统参数不确定和故障下的稳定跟踪。文献 [13]考虑了攻角约束和执行器故障,用神经网络逼 近不确定非线性函数,基于障碍 Lyapunov 函数设计 了反步法和复合学习的控制律,并用自适应控制对 故障进行了补偿。文献[14]首先引入辅助变量,重 新选取坐标,考虑外部干扰、不确定性和执行器故 障,将模型转化成面向控制器设计的多变量二阶系 统,设计了非线性自适应故障容错控制器。文献 [15]基于同样的模型,设计了非奇异终端滑模面, 能够保证跟踪误差有限时间收敛。文献[16]考虑 突变增益故障和偏置故障,将自适应神经网络控制 和有限时间预设性能控制相结合,可以保证跟踪误 差收敛到一定范围内。文献[17]针对直接力、气动 力复合容错控制问题,考虑发动机损失故障,设计了 自适应滑模容错控制器。文献[18]考虑了控制方 向不确定的高超声速飞行器容错控制问题,利用 Nussbaum 增益函数对控制方向自适应估计,解决了 舵面反偏故障这种特殊的故障形式。

目前考虑非最小相位特性的高超声速飞行器容 错控制器设计的研究还比较少,而且非最小相位系 统使得控制器不仅要保证输出的稳定跟踪还要使得 内动态能够收敛有界。故障的发生加大了控制器设 计的难度。本文针对带有舵面故障的非最小相位高 超声速飞行器纵向模型,基于输出重定义的策略,将 高度子系统输出重定义为俯仰角,并通过设计俯仰 角跟踪指令,设计了自适应鲁棒容错控制器。仿真 测试表明,系统输出高度和速度能够实现对给定期 望指令的有效跟踪,而且对外界干扰具有一定鲁 棒性。

非最小相位高超声速飞行器纵向 模型

 1.1 考虑故障的吸气式高超声速飞行器非最小相 位模型

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T\cos(\theta - \gamma) - D}{m} - g\sin\gamma \\ \dot{h} = V\sin\gamma \\ \gamma = \frac{L + T\sin(\theta - \gamma)}{mV} - \frac{g}{V}\cos\gamma \end{cases}$$
(1)
$$\dot{\theta} = Q \\ \dot{Q} = \frac{M}{I_{yy}} \end{cases}$$

式中: *V*,*h*,*γ*,*θ*和*Q*分别为速度、高度、航迹角、俯仰 角和俯仰角速率,是系统的5个状态量。高度*h*和 速度*V*为输出量。*m*,*g*,*I*,*y*分别为飞行器质量、重力 加速度和转动惯量。*T*,*D*,*L*,*M*分别为推力、阻力、 升力和俯仰力矩。表达式为

$$\begin{cases} T = \bar{q}S[C_{T,\phi}(\alpha)\Phi + C_{T}(\alpha)] \\ D = \bar{q}SC_{D}(\alpha) \\ L = \bar{q}S[C_{L}(\alpha) + C_{L}^{\delta_{e}}\delta_{F}] \\ M = z_{T}T + \bar{q}S\bar{c}(C_{M}(\alpha) + C_{M}^{\delta_{e}}\delta_{F}) \end{cases}$$
(2)

式中

$$\begin{cases} C_{T,\phi}(\alpha) = C_T^{\phi\alpha^3} \alpha^3 + C_T^{\phi\alpha^2} \alpha^2 + C_T^{\phi\alpha} \alpha + C_T^{\phi} \\ C_T(\alpha) = C_T^3 \alpha^3 + C_T^2 \alpha^2 + C_T^1 \alpha + C_T^0 \\ C_D(\alpha) = C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^{\alpha} \alpha + C_D^0 \\ C_L(\alpha) = C_L^{\alpha} \alpha + C_L^0 \\ C_M(\alpha) = C_M^{\alpha^2} \alpha^2 + C_M^{\alpha} \alpha + C_M^0 \\ \bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2, \rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h - h_0}{h_*}\right) \end{cases}$$
(3)

 \bar{q} 表示动压,S表示参考面积, \bar{c} 表示平均气动 弦长, ρ 表示空气密度, Φ 表示油门开度, δ_F 是考虑 故障后的舵面偏转角值。 $\alpha = \theta - \gamma$ 表示攻角,其余 均为常数。模型参数数值具体见文献[3]。

本文考虑如下形式的故障

 $\delta_{ei} = f_{ei}u_e + (1 - \lambda_i)\overline{u}_{ei}, i = 1 \equiv 2 \qquad (4)$ 式中: u_e 是实际舵面输入指令,通常为标称模型下 的控制器设计指令, $\lambda_i \in \{0,1\}, f_{ei}$ 满足 $0 \leq f_{ei} \leq 1$, 表示第*i*个舵面发生失效故障时的失效系数。*ū_{ei}*则 表示第*i*个舵面发生卡死故障时的卡死位置,通常 是一个常值。

各参数与飞行器舵面发生故障的关系如下 所示:

1) 没有故障发生:当第 i 个舵面没有发生故障 时, $f_{i} = 1, \lambda_{i} = 1_{o}$

2) 失效故障: 当第*i*个舵面发生失效故障时, 0 ≤ f_{ei} < 1, λ_i = 1。当 f_{ei} = 0时, 舵面完全失效; 当 0 < f_{ei} < 1时, 舵面部分失效。不考虑 2 个舵面同时 完全失效的情况。

3) 卡死故障: 当第i个舵面发生卡死故障时, $f_{ei} = 0, \lambda_i = 0_o$

考虑模型具有冗余舵面,用 s₁,s₂ 表示左右 2 个 舵面的分配系数,将上述舵面故障模型代入高超声 速飞行器原模型,可得到发生故障时输入舵面偏角 与设计的容错控制律的关系如下

$$\delta_{F} = m_{1}u_{e} + m_{2}$$

$$\sum_{i}^{2} s_{i}f_{ei}, m_{2} = \sum_{i}^{2} s_{i}(1 - \lambda_{i})_{\circ}$$
(5)

1.2 面向控制模型

式中: m1 =

为后续控制器设计说明方便,建立面向控制的 模型。定义速度跟踪误差 $e_v = V - V_r$ 和航迹角跟踪 误差 $e_x = \gamma - \gamma_r$,飞行器纵向模型(1)可以写为

$$\begin{split} \vec{e}_{V} &= f_{V} + g_{V} \Phi - \dot{V}_{r} + d_{1} \quad (6) \\ \begin{cases} \dot{e}_{\gamma} &= f_{\gamma} + g_{\gamma 1} \Phi + g_{\gamma 2} \delta_{F} - \dot{\gamma}_{r} \\ \dot{\theta} &= Q \quad (7) \\ \dot{Q} &= f_{q} + g_{q 1} \Phi + g_{q 2} \delta_{F} + d_{2} \\ f_{V} &= \frac{\bar{q}S(C_{T}(\alpha)\cos\alpha - C_{D}(\alpha))}{m} - g \sin\gamma \\ g_{V} &= \frac{\bar{q}SC_{T}^{\phi}(\alpha)\cos\alpha}{m} \\ f_{\gamma} &= \frac{(\bar{q}SC_{L}(\alpha) + \bar{q}SC_{T}(\alpha)\sin\alpha - mg\cos\gamma)}{mV} \\ g_{\gamma 1} &= \frac{\bar{q}SC_{T}^{\phi}(\alpha)\sin(\alpha)}{mV}, g_{\gamma 2} = \frac{\bar{q}SC_{L}^{\delta_{e}}}{mV} \\ f_{q} &= \frac{z_{T}\bar{q}SC_{T}(\alpha) + \bar{q}\bar{c}SC_{M}(\alpha)}{I_{yy}} \\ g_{q 1} &= \frac{z_{T}\bar{q}SC_{T}^{\phi}(\alpha)}{I_{yy}}, g_{q 2} = \frac{\bar{q}\bar{c}SC_{M}^{\delta_{e}}}{I_{yy}} \quad (8) \\ \vec{x} \oplus : d_{1}, d_{2} \neq M \ \mathcal{R} \mp \vec{t} \vec{t} = l \vec{t} \vec{t} \vec{t} \vec{t} \vec{t} = b \vec{t} \vec{t} \vec{t} \vec{t} = b \vec{t} \vec{t} \vec{t} = b \vec{t} \vec{t} = b \vec{t} \vec{t} = b \vec{t} \vec{t} = b \vec{t} = b$$

2 控制器设计

本文的控制目标是针对纵向模型(1)式,设计 控制器实现飞行器的高度 h 和速度 V 能跟踪上期望 的指令 h, 和 V,,并对舵面故障有容错能力,系统的 状态量和油门当量、舵面偏转角保持在合理的范围 内,对外界干扰具有一定鲁棒性。

从(6)至(7)式可以看出,速度子系统由油门开 度控制,不具有非最小相位特性。而在高度子系统 中,如果将高度作为输出直接设计控制器,俯仰角和 俯仰角速率等内部动态的稳定性无法得到保证。文 献[4]对外动态方程和内动态方程线性化后进行根 轨迹分析,发现在零输入情况下,高度环是稳定的, 俯仰角环是不稳定的,因此高度子系统的输出被重 定义为俯仰角 θ,设计控制器后可以保证所有状态 是渐进稳定的。

控制器设计分为2个部分:对速度子系统设计 控制器,得到输入油门开度的控制量;在高度子系统 中设计舵面偏转角时,将油门开度视为已知量,通过 舵面的作用将其抵消掉,这样分离成单输入单输出 系统,简化了控制器设计步骤。

2.1 速度子系统自适应控制器设计

由于速度控制器不存在故障所以只需对其进行 自适应参数估计,考虑气动参数不确定和外界干扰, 将含有未知气动参数的函数 f_v和 g_v 参数化为

$$f_{V} = \boldsymbol{f}_{V1}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\theta}_{V1} - g \sin \gamma \qquad (9)$$

$$g_V = \boldsymbol{f}_{V2}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\theta}_{V2} \tag{10}$$

式中

$$\boldsymbol{f}_{V1} = \frac{\bar{q}S}{m} [\alpha^{3} \cos\alpha, \alpha^{2} \cos\alpha, \alpha \cos\alpha, \cos\alpha, \alpha \cos\alpha, -\alpha^{2}, -\alpha, -1]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{\theta}_{V1} = [C_{T}^{3}, C_{T}^{2}, C_{T}^{1}, C_{T}^{0}, C_{D}^{\alpha^{2}}, C_{D}^{\alpha}, C_{D}^{0}]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{f}_{V2} = \frac{\bar{q}S}{m} [\alpha^{3} \cos\alpha, \alpha^{2} \cos\alpha, \alpha \cos\alpha, \cos\alpha]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{\theta}_{V2} = [C_{T}^{\phi\alpha^{3}}, C_{T}^{\phi\alpha^{2}}, C_{T}^{\phi\alpha}, C_{T}^{\phi}]^{\mathrm{T}}$$

 $f_{\gamma_1}, f_{\gamma_2}$ 是已知函数, $\theta_{\gamma_1}, \theta_{\gamma_2}$ 是未知参数向量。控制 输入指令油门开度 ϕ 设计如下

$$\Phi = \frac{1}{f_{V2}^{T} \hat{\theta}_{V2}} (-k_{V} e_{V} - f_{V1}^{T} \hat{\theta}_{V1} + g \sin \gamma + (11)$$
$$\dot{V}_{r} - \hat{d}_{1M} \tanh(\frac{e_{V}}{\tilde{\epsilon}_{1}}))$$

式中: $k_V > 0$ 为待设计参数, $\hat{\theta}_{V1}$ 和 $\hat{\theta}_{V2}$ 是对未知气动

参数的估计值。â_™是对未知干扰上界的估计值。 自适应参数更新律如下

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}_{V1} = \boldsymbol{\gamma}_{f_V} (e_V \boldsymbol{f}_{V1} - k_{V1} \hat{\boldsymbol{\theta}}_{V1})$$
$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_{V2} = \boldsymbol{\gamma}_{g_V} (\boldsymbol{\Phi} e_V \boldsymbol{f}_{V2} - k_{V2} \hat{\boldsymbol{\theta}}_{V2})$$
(12)

â_m的更新律如下

$$\dot{\hat{d}}_{1M} = \gamma_{d1} \left(e_V \tanh\left(\frac{e_V}{\tilde{\varepsilon}_1}\right) - k_{1M} \hat{d}_{1M} \right)$$
(13)

式中: $\gamma_{f_{V}}, \gamma_{g_{V}}, k_{v_{1}}, k_{v_{2}}, \gamma_{d_{1}}, k_{1M}, \gamma_{d_{1}}, \tilde{\varepsilon}_{1}$ 均为大于0的待设计参数。

2.2 高度子系统自适应容错控制器设计

上文中说明了重定义输出为俯仰角的原因,但 设计俯仰角 θ 动态方程的控制器只能保证高度 h 有 界却不能实现跟踪,设计期望的俯仰角指令可以改 变高度和航迹角动态方程的极点位置,从而改变高 度和航迹角的动态过程,实现对指令的跟踪。

根据文献[5],基于微分同胚原理,选取以下坐 标变换

$$\xi_2 = e_{\gamma} + \mu_1 Q + \mu_2 e_V \tag{14}$$

式中

$$\begin{cases} \mu_1 = -\frac{I_{yy}C_L^{\delta_e}}{\bar{c}mC_M^{\delta_e}V_r} \\ \mu_2 = \frac{1}{V_r} \left(\frac{z_T C_L^{\delta_e}}{\bar{c}C_M^{\delta_e}} \frac{1}{\cos\alpha_r} - \tan\alpha_r \right) \end{cases}$$
(15)

α, 是指系统输出跟踪时的攻角值, 满足下面的三次 方程

$$a_{\alpha_3}\alpha_r^3 + a_{\alpha_2}\alpha_r^2 + a_{\alpha_1}\alpha_r + a_{\alpha_0} = 0$$
 (16)

式中

$$\begin{aligned} a_{\alpha_{0}} &= C_{L}^{0} - \frac{C_{L}^{\delta_{e}} C_{M}^{0}}{C_{M}^{\delta_{e}}} - \frac{z_{T} C_{L}^{\delta_{e}} C_{D}^{0}}{\bar{c} C_{M}^{\delta_{e}}} - \frac{2mg}{\rho S V_{r}^{2}} \left(1 + \frac{z_{T} C_{L}^{\delta_{e}} \gamma_{r}}{\bar{c} C_{M}^{\delta_{e}}}\right) \\ a_{\alpha_{1}} &= C_{L}^{\alpha} - \frac{C_{L}^{\delta_{e}} C_{M}^{\alpha}}{C_{M}^{\delta_{e}}} - \frac{z_{T} C_{L}^{\delta_{e}} C_{D}^{\alpha}}{\bar{c} C_{M}^{\delta_{e}}} + C_{D}^{0} + \frac{2mg\gamma_{r}}{\rho S V_{r}^{2}} \\ a_{\alpha_{2}} &= C_{D}^{\alpha} - \frac{C_{L}^{\delta_{e}} C_{M}^{\alpha^{2}}}{C^{\delta_{e}}} - \frac{z_{T} C_{L}^{\delta_{e}} C_{D}^{\alpha^{2}}}{\bar{c} C_{M}^{\delta_{e}}}, a_{\alpha_{3}} = C_{D}^{\alpha^{2}} \end{aligned}$$

通过航迹角误差构建如下积分变量

$$\dot{\xi}_1 = e_{\gamma} = \xi_2 - \mu_1 Q - \mu_2 e_V$$
 (17)
构建如下的坐标变换

$$\chi_1 = k_1 \xi_1 + \alpha_r, \quad \chi_2 = \xi_2 + \chi_1$$
(18)
式中 · 0 < k. < 1 是待设计的常数。

俯仰角的期望指令设计为

$$\theta_r = -\chi_1 + \gamma_r + \alpha_r = -k_1\xi_1 + \gamma_r$$
(19)
文献[5]通过对新变量 χ_1, χ_2 求导得到(20)式

$$\dot{\chi}_{1} = -a_{1}(\chi_{1} - \chi_{2} + \mu_{1}Q + \mu_{2}e_{V}) + d_{\chi_{1}}$$

$$\dot{\chi}_{2} = -a_{2}\chi_{1} - a_{3}\chi_{2} + \Lambda_{1}e_{\theta} + b_{2}Q + b_{3}e_{V} + d_{\chi_{2}} + \Lambda_{1}(\theta_{r} + \chi_{1} - \gamma_{r} - \alpha_{r})$$
(20)

通过代入(18)式,根据文献给出的小增益定理 可知,重定义后的跟踪误差有界时,上述内动态*X*₁, *X*₂有界,具体说明见原始文献[5]。

step1 由公式(18)给出的俯仰角跟踪指令,定 义俯仰角跟踪误差为 $e_{\theta} = \theta - \theta_r$,则公式(7) 写为

$$\dot{e}_{\theta} = \dot{\theta} - \dot{\theta}_r = Q - \dot{\theta}_r \tag{21}$$

根据文献[5]反步法设计思想,设计俯仰角速 律虚拟控制律如下

$$Q_r = -k_q e_\theta - k_1 e_\gamma + \gamma_r$$
(22)
n2 定义 e = 0 - 0 公式(7) 中方程重写为

$$\dot{e}_{q} = F + G\delta_{F} + E + d_{2}$$
(23)

式中

ste

$$\begin{cases} F = f_q + g_{q1}\Phi + k_1(f_{\gamma} + g_{\gamma 1}\Phi) \\ G = g_{q2} + k_1g_{\gamma 2} \\ E = -k_q^2 e_{\theta} + k_q e_q - k_1 \gamma_r - \gamma_r \end{cases}$$
将故障模型(4)代入(23)式得

$$\dot{e}_q = F_q + G_q u_e + E + d_2$$
 (24)

式中

$$\begin{cases} F_q = F + m_2 G \\ G_q = m_1 G \end{cases}$$

同样地,将未知函数 F_q 和 G_q 进行参数估计,同时对故障系数估计

$$F_{q} = \boldsymbol{f}_{q1}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\theta}_{q1} - k_{1} \frac{g \cos \gamma}{V}$$
(25)

$$G_q = \boldsymbol{f}_{q2}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\theta}_{q2} \tag{26}$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{f}_{q1} &= \left[\frac{\bar{q}S\boldsymbol{z}_{T}}{\boldsymbol{I}_{yy}}(\alpha^{3},\alpha^{2},\alpha,1), \frac{\bar{q}S\bar{c}}{\boldsymbol{I}_{yy}}(\alpha^{2},\alpha,1), \\ &\frac{\bar{q}S\boldsymbol{z}_{T}}{\boldsymbol{I}_{yy}}(\alpha^{3},\alpha^{2},\alpha,\boldsymbol{\Phi}), \frac{\bar{q}S\boldsymbol{k}_{1}}{\boldsymbol{m}V}(\alpha,1,\alpha^{3}\mathrm{sin}\alpha, \\ &\alpha^{2}\mathrm{sin}\alpha,\alpha\mathrm{sin}\alpha,\mathrm{sin}\alpha,\alpha^{3}\boldsymbol{\Phi}\mathrm{sin}\alpha,\alpha^{2}\boldsymbol{\Phi}\mathrm{sin}\alpha, \\ &\alpha\boldsymbol{\Phi}\mathrm{sin}\alpha,\boldsymbol{\Phi}\mathrm{sin}\alpha), \bar{q}S\left(\frac{\bar{c}}{\boldsymbol{I}_{yy}},\frac{k_{1}}{\boldsymbol{V}}\right)\right]^{\mathrm{T}} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\theta}_{q1} &= \left[C_{T}^{3}, C_{T}^{2}, C_{T}^{1}, C_{T}^{0}, C_{M}^{\alpha^{2}}, C_{M}^{\alpha}, \\ C_{M}^{0}, C_{T}^{\phi\alpha^{3}}, C_{T}^{\phi\alpha^{2}}, C_{T}^{\phi\alpha}, C_{T}^{\phi}, \\ C_{L}^{\alpha}, C_{L}^{0}, C_{T}^{3}, C_{T}^{2}, C_{T}^{1}, C_{T}^{0}, C_{D}^{\alpha^{2}}, C_{D}^{\alpha}, C_{D}^{0}, C_{T}^{\phi\alpha^{3}}, \\ C_{T}^{\phi\alpha^{2}}, C_{T}^{\phi\alpha}, C_{T}^{\phi}, m_{2}(C_{M}^{\delta_{e}}, C_{L}^{\delta_{e}}) \right]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{f}_{q2} &= \bar{q}S \left[\frac{\bar{c}}{I_{w}}, \frac{k_{1}}{mV} \right]^{\mathrm{T}}, \ \boldsymbol{\theta}_{q2} = m_{1} \left[C_{M}^{\delta_{e}}, C_{L}^{\delta_{e}} \right]^{\mathrm{T}} \end{aligned}$$

定义误差向量
$$\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} e_{\theta} & e_{q} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}, 则有$$

 $\boldsymbol{\dot{\varepsilon}} = \boldsymbol{A}_{\varepsilon}\boldsymbol{\varepsilon} + \boldsymbol{B}_{\varepsilon}(F_{q} + G_{q}u_{e} + E + d_{2})$ (27)

式中

 $\boldsymbol{A}_{\varepsilon} = \begin{bmatrix} -k_q & 1\\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \ \boldsymbol{B}_{\varepsilon} = \begin{bmatrix} 0\\ 1 \end{bmatrix}$

设计舵面偏转角控制律如下

$$u_{e} = \frac{1}{f_{q2}^{\mathrm{T}} \hat{\boldsymbol{\theta}}_{q2}} \left(\boldsymbol{K}_{e} \boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{f}_{q1}^{\mathrm{T}} \hat{\boldsymbol{\theta}}_{q1} + k_{1} \frac{\mathrm{g} \mathrm{cos} \boldsymbol{\gamma}}{V} + \Lambda - \hat{d}_{2M} \mathrm{tanh} \left(\frac{e_{q}}{\tilde{\boldsymbol{\varepsilon}}_{2}} \right) \right)$$
(28)

自适应参数更新律如下

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}_{q1} = \boldsymbol{\gamma}_{F} (e_{q} \boldsymbol{f}_{q1} - k_{q1} \hat{\boldsymbol{\theta}}_{q1})$$
$$\dot{\boldsymbol{\theta}}_{q2} = \boldsymbol{\gamma}_{G} (u_{e} e_{q} \boldsymbol{f}_{q2} - k_{q2} \hat{\boldsymbol{\theta}}_{q2})$$
(29)

同样地

$$\dot{\hat{d}}_{2M} = \gamma_{d2} \left(e_q \tanh\left(\frac{e_q}{\tilde{\varepsilon}_2}\right) - k_{2M} \hat{d}_{2M} \right)$$
(30)

式中: K_{ε} 是使得 $A_{\varepsilon} + B_{\varepsilon}K_{\varepsilon}$ 为 Hurwitz 矩阵的值。 $\gamma_{F}, \gamma_{C}, k_{q}, k_{q1}, k_{q2}, \gamma_{d2}, k_{2M}, \gamma_{d2}, \tilde{\varepsilon}_{2}$ 均为大于0的待设 计参数。

3 系统稳定性分析

假设1 对于公式(6)和(7),外界干扰 d₁和 d₂ 具有未知上界 d_{1M}和 d_{2M}, | d₁ | < d_{1M}, | d₁ | < d_{1M}。

3.1 速度子系统稳定性分析

定理1 对于速度子系统(6),设计给出的油门 开度(11)和自适应更新律(12)至(13),速度跟踪误 差 e_{v} ,参数估计误差 $\hat{\theta}_{v_{1}} = \theta_{v_{1}} - \hat{\theta}_{v_{1}}$ 和 $\tilde{\theta}_{v_{2}} = \theta_{v_{2}} - \hat{\theta}_{v_{2}}$, 以及干扰上界估计误差 $\tilde{d}_{1M} = d_{1M} - \hat{d}_{1M}$ 一致最终有 界。

证明 选取如下的 Lyapunov 函数

$$L_{v} = \frac{1}{2} \left(e_{v}^{2} + \gamma_{f_{v}}^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{v_{1}}^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{v_{1}} + \gamma_{g_{v}}^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{v_{2}}^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{v_{2}} + \gamma_{d_{1}}^{-1} \tilde{d}_{1M}^{2} \right)$$

$$(31)$$

对上述函数求导可得

$$\dot{L}_{V} = e_{V}\dot{e}_{V} - \gamma_{f_{V}}^{-1}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V1}^{\mathrm{T}}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_{V1} - \gamma_{g_{V}}^{-1}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V2}^{\mathrm{T}}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_{V2} - \gamma_{d1}^{-1}\tilde{d}_{1M}\hat{d}_{1M}$$
(32)

将公式(6),控制律(11)和自适应更新律(12)至 (13)代入公式(32)得

$$\dot{L}_{V} = -k_{V}\mathbf{e}_{V}^{2} + e_{V}\boldsymbol{f}_{V1}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\tilde{\theta}}_{V1} + e_{V}\boldsymbol{f}_{V2}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\tilde{\theta}}_{V2}\boldsymbol{\Phi} -$$

$$e_{V}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V1}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{f}_{V1} - e_{V}\boldsymbol{\Phi}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V2}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{f}_{V2} + k_{V1}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V1}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{\theta}}_{V1} + k_{V2}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V2}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{\theta}}_{V2} + e_{V}\left(d_{1} - d_{1M}\mathrm{tanh}\left(\frac{e_{V}}{\tilde{\boldsymbol{\varepsilon}}_{1}}\right)\right) + k_{1M}\tilde{d}_{1M}\hat{d}_{1M} = -k_{V}e_{V}^{2} + k_{V1}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V1}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{\theta}}_{V1} + k_{V2}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V2}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{\theta}}_{V2} + k_{1M}\tilde{d}_{1M}\hat{d}_{1M} + e_{V}\left(d_{1} - d_{1M}\mathrm{tanh}\left(\frac{e_{V}}{\tilde{\boldsymbol{\varepsilon}}_{1}}\right)\right) \right)$$
(33)

根据如下不等式

$$0 \leq |\eta| - \eta \tanh\left(\frac{\eta}{\tilde{\varepsilon}_0}\right) \leq \alpha_0 \tilde{\varepsilon}_0, \tilde{\varepsilon}_0 > 0, \eta \in \mathbf{R}$$
$$\alpha_0 = \exp(-\alpha_0 \tilde{\varepsilon}_0)$$

$$e_{V}\left(d_{1} - d_{1M} \tanh\left(\frac{e_{V}}{\tilde{\varepsilon}_{1}}\right)\right) \leq d_{1M}\alpha_{1}\tilde{\varepsilon}_{1}$$

$$k_{V1}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V1}^{T}\hat{\boldsymbol{\theta}}_{V1} \leq \frac{1}{2}k_{V1}(\|\boldsymbol{\theta}_{V1}\|^{2} - \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V1}^{T}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V1})$$

$$k_{V2}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V2}^{T}\hat{\boldsymbol{\theta}}_{V2} \leq \frac{1}{2}k_{V2}(\|\boldsymbol{\theta}_{V2}\|^{2} - \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V2}^{T}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V2})$$

$$k_{1M}\tilde{d}_{1M}\hat{d}_{1M} \leq \frac{1}{2}k_{1M}(d_{1M}^{2} - \tilde{d}_{1M}^{2}) \qquad (34)$$

则

$$\dot{L}_{V} \leq -k_{V}e_{V}^{2} - \frac{1}{2}k_{V1}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V1}^{T}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V1} - \frac{1}{2}k_{V2}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V2}^{T}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{V2} - \frac{1}{2}k_{1M}\tilde{d}_{1M}^{2} + \frac{1}{2}k_{V1} \| \boldsymbol{\theta}_{V1} \|^{2} + \frac{1}{2}k_{V2} \| \boldsymbol{\theta}_{V2} \|^{2} + \frac{1}{2}k_{1M}d_{1M}^{2} + d_{1M}\alpha_{0}\tilde{\varepsilon}_{1} \leq -\kappa_{V}L_{V} + p_{1} \quad (35)$$

式中: $\kappa_{V} = \min(2k_{V}, k_{V1}\gamma_{f_{v}}, k_{V2}\gamma_{g_{v}}, k_{1M}\gamma_{d1}), p_{1} = \frac{1}{2}k_{V1} \|\boldsymbol{\theta}_{V1}\|^{2} + \frac{1}{2}k_{V2} \|\boldsymbol{\theta}_{V2}\|^{2} + \frac{1}{2}k_{1M}d_{1M}^{2} + d_{1M}\alpha_{0}\tilde{\varepsilon}_{1}$ 根据 Lyapunov 定理可知定理 1 得证。

3.2 高度子系统稳定性分析

定理 2 对于高度子系统(7),设计给出的舵面 偏转角(28)和自适应更新律(29),(30),误差向量 $\varepsilon = [e_{\theta} \quad e_{q}]^{T}, 参数估计误差 \tilde{\theta}_{q1} = \theta_{q1} - \hat{\theta}_{q1} 和 \tilde{\theta}_{q2} =$ $\theta_{q2} - \hat{\theta}_{q2}, 以及干扰上界估计误差 \tilde{d}_{1M} = d_{1M} - \hat{d}_{1M} -$ 致最终有界。

证明 选取如下的 Lyapunov 函数

$$L_{q} = \frac{1}{2} \left(e_{\theta}^{2} + e_{q}^{2} + \gamma_{F}^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{q1}^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{q1} + \gamma_{G}^{-1} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{q2}^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{q2} + \gamma_{d1}^{-1} \tilde{d}_{2M}^{2} \right)$$
(36)

对 Lyapunov 函数求导可得

$$\dot{L}_{q} = e_{\theta}\dot{e}_{\theta} + e_{q}\dot{e}_{q} - \gamma_{F}^{-1}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{q1}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\theta}}_{q1} - \gamma_{C}^{-1}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{q2}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\theta}}_{q2} - \gamma_{d2}^{-1}\tilde{d}_{2M}\dot{\hat{d}}_{2M}$$
(37)

$$\pm l \dot{\boldsymbol{x}} = \pi \boldsymbol{x} + \boldsymbol{x} +$$

代入控制律可得

$$\dot{L}_{q} = -k_{q}e_{q}^{2} - k_{e}e_{\theta}^{2} + e_{q}\left(d_{2} - d_{2M} \tanh\left(\frac{e_{q}}{\tilde{\varepsilon}_{2}}\right)\right) + k_{2M}\tilde{d}_{2M}\tilde{d}_{2M} + k_{e1}\tilde{\theta}_{e1}^{T}\hat{\theta}_{e1} + k_{e2}\tilde{\theta}_{e2}^{T}\hat{\theta}_{e2} \qquad (38)$$

同速度子系统证明,可以得到以下不等式

$$L_q \leq -\kappa_q L_q + p_2 \tag{39}$$

式中: $\kappa_q = \min(2k_q, 2k_e, k_{q1}\gamma_F, k_{q2}\gamma_G, k_{2M}\gamma_{d2}), p_2 =$ $\frac{1}{2}k_{q1} \| \boldsymbol{\theta}_{q1} \|^2 + \frac{1}{2}k_{q2} \| \boldsymbol{\theta}_{q2} \|^2 + \frac{1}{2}k_{2M}d_{2M}^2 + d_{2M}\alpha_2 \tilde{\boldsymbol{\varepsilon}}_2$ 使用文献[5] 中分析得到的结论, 重定义后的误差 e_V, e_q, e_θ 一致最终有界, 可以得出原来的外部动态误 差 e_V 也是有界的。

4 仿真校验

仿真在 MATLAB2018a 环境下进行, 仿真时间 设置为 300 s, 初始状态量的取值为 $h_0 = 25$ 908 m, V_0 = 2 393 m/s, $\gamma_0 = 0$, $\theta_0 = 0.05$ rad, $Q_0 = 0$ 。速度参考 指令 V_r 由一个惯性环节(C/(Ts + 1))和二阶滤波 器 $w_n^2/(s^2 + 2\xi w_n + w_n^2)$ 串联得到, C = 304.8, T = 0.07, $\xi = 0.8$, $w_n = 0.04$ 。飞行器在爬升高度时为保 持恒动压的条件下, 设计了航迹角跟踪指令 $\gamma_r = arcsin(2h, V_r/V_n^2)$, 速度最终上升 304.8 m/s, 高度期



图 1 速度跟踪情况和速度跟踪误差曲线

望跟踪指令 h_r 由 $\dot{h}_r = V_r \sin \gamma_r$ 微分方程产生。舵面 分配系数设置为 $s_1 = s_2 = 0.5$ 。

控制器参数设置:

速度子系统观测器参数及其控制器参数设置为

 $\begin{aligned} k_{v} &= 5, \gamma_{fv} = 2 \times 10^{-9}, \gamma_{gv} = 2 \times 10^{-8}, \\ k_{v1} &= k_{v2} = 0.1, \gamma_{d1} = 0.01, k_{1M} = 5, \tilde{\varepsilon}_{1} = 0.01 \\ &\bar{\alpha}_{g} = 4, K_{\varepsilon} = [-8, -1], k_{1} = 11, \end{aligned}$

 $\gamma_F = 3 \times 10^{-9}, \ \gamma_G = 3 \times 10^{-8},$

$$k_{q1} = k_{q2} = 0.1$$
, $\gamma_{d2} = 0.01$

$$k_{2M} = 10, \ \tilde{\varepsilon}_2 = 0.01$$

干扰设置具体说明如下:

外界干扰: $d_1 = d_2 = 0.1 \sin(0.1t)$

首先考虑总体舵面发生失效或卡死故障:

1) 0~150 s,系统无故障;

2) 150~200 s, 舵面 2 发生失效故障, 失效 50%;

3) 200 s 后, 舵面 1 发生卡死故障, 舵面偏转角 卡死在 5°。

仿真结果如图1至3所示,从图中可知,所设计 的基于输出重定义的自适应容错控制算法能够实现 速度指令、航迹角指令以及高度指令的跟踪。当系 统在稳定状态下时,舵面发生失效和卡死故障后,都 能迅速恢复到期望的指令信号范围附近。



图 2 航迹角跟踪情况和航迹角跟踪误差曲线



图 3 高度跟踪情况和高度跟踪误差曲线

系统其他 2 个状态量俯仰角和俯仰角速度的动态变化曲线如图 4 至 5 所示,可以看出,原系统的不稳定内动态最终趋向于稳定。



图 6 和图 7 分别为控制输入信号油门开度和舵 面偏转角的变化曲线。在 150 s 和 200 s 分别发生 50%失效故障和卡死故障后,控制输入均出现一定 的振荡,但都在短时间内恢复到了新的平衡位置。 这表明设计的容错控制器对故障具有一定的容忍 能力。



5 结 论

对于具有非最小相位特性的高超声速飞行器纵 向模型,给出了一种基于输出重定义形式的自适应 容错鲁棒控制器,通过重新定义系统输出为俯仰角, 将系统转变为内动态稳定的子系统,通过一定坐标 变换,设计了需要跟踪的俯仰角指令。分别对速度 子系统和重新定义过的高度子系统设计了自适应鲁 棒容错控制器,用双曲正切函数抑制了外界干扰对 系统的影响,采用自适应更新律进行对未知气动参 数和外界干扰上界的估计,并根据故障类型进行了

神经网络可以更好的处理系统中的不确定性,一些

观测器的方法对故障和干扰有更加良好的效果,后

续将研究更加有效的方法。

舵面故障建模,采用自适应估计故障参数值。通过 Lyapunov 定理证明了系统的稳定性,仿真校验说明 了本文方法的有效性。

本文处理故障和干扰的方法具有一定局限性,

参考文献:

- [1] 张超凡,宗群,董琦,等.高超声速飞行器模型及控制若干问题综述[J].信息与控制,2017,46(1):90-102
 ZHANG Chaofan, ZONG Qun, Dong Qi, et al. A survey of models and control problems of hypersonic vehicles [J]. Information and Control, 2017, 46(1):90-102 (in Chinese)
- [2] 叶林奇,宗群,张超凡. 非最小相位高超声速飞行器自适应控制[C]//中国控制会议,杭州, 2015 YE Linqi, ZONG Qun, ZHANG Chaofan. Adaptive control for a non-minimum phase hypersonic vehicle model[C]//Chinese Control Conference, Hangzhou, 2015 (in Chinese)
- [3] PARKER J T, SERRANI A, YUKOVICH S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(3): 856-869
- [4] YE Linqi, ZONG Qun, CRASSIDIS J L, et al. Output-redefinition-based dynamic inversion control for a nonminimum phase hypersonic vehicle[J]. IEEE Trans on Industrial Electronics, 2017, 65(4): 3447-3457
- [5] FIOREENTINI L, SERRANI A. Adaptive restricted trajectory tracking for a non-minimum phase hypersonic vehicle model[J]. Automatica, 2012, 48(7): 1248-1261
- [6] 路遥,王青,董朝阳. 输出重定义的高超声速飞行器鲁棒自适应控制律设计[J]. 宇航学报, 2014, 35(3): 331-339
 LU Yao, WANG Qing, DONG Chaoyang. A study on output redefinition robust adaptive control method for hypersonic vehicle
 [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(3): 331-339 (in Chinese)
- [7] XU Bin, WANG Xia, Shi Zhongke. Robust adaptive neural control of nonminimum phase hypersonic vehicle model[J]. IEEE Trans on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2019, 51(2): 1107-1115
- [8] 晁涛,王雨潇,王松艳,等.考虑非最小相位特性的高超声速飞行器轨迹跟踪控制[J].系统工程与电子技术,2018,466(7):137-142
 CHAO Tao, WANG Yuxiao, WANG Songyan, et al. Trajectory tracking control for non-minimum phase hypersonic vehicles[J].

Systems Engineering and Electronics, 2018, 466(7): 137-142 (in Chinese)

- [9] WANG Yuxiao, CHAO Tao, WANG Songyan, et al. Byrnes-Isidori-based dynamic sliding-mode control for nonminimum phase hypersonic vehicles [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 95: 105478-105488
- [10] HU Xiaoxiang, HU Changhua, SI Xiaosheng, et al. Robust sliding mode-based learning control for mimo nonlinear nonminimum phase system in general form[J]. IEEE Trans on Cybernetics, 2019, 49(10): 3793-3805
- [11] 胡超芳, 陶晔, 高志飞, 等. 基于预测控制的高超声速飞行器容错控制器设计[J]. 控制与决策, 2017, 32(11): 2085-2089

HU Chaofang, TAO Ye, GAO Zhifei, et al. Fault tolerant controller design based on predictive control for hypersonic vehicles [J]. Control and Decision, 2017, 32(11): 2085-2089 (in Chinese)

- [12] 朱平, 江驹, 余朝军,等. 高超声速飞行器自适应神经网络容错控制[J]. 飞行力学, 2020, 171(1): 38-43
 ZHU Ping, JIANG Ju, YU Chaojun, et al. Adaptive neural network fault-tolerant control of hypersonic vehicle[J]. Flight Dynamics, 2020, 171(1): 38-43 (in Chinese)
- [13] XU Bin, SHI Zhongke, SUN Fuchun, et al. Barrier Lyapunov function based learning control of hypersonic flight vehicle with AOA constraint and actuator faults[J]. IEEE Trans on Cybernetics, 2018, 49(3): 1047-1057
- [14] 李传明,孙经广. 基于非线性函数的高超声速飞行器容错控制[J]. 航空兵器,2019,26(3): 10-18
 LI Chuanming, SUN Jingguang. Fault-tolerant control for hypersonic vehicles based on nonlinear function[J]. Aero Weaponry, 2019, 26(3): 10-18 (in Chinese)
- [15] SUN Jinguang, SONG Shenmin, WU Guanqun. Fault-tolerant track control of hypersonic vehicle based on fast terminal sliding mode[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2017, 54(6): 1305-1316

- [16] ZHU Supeng, XU Tao, WEI Caisheng, et al. Learning-based adaptive fault tolerant control for hypersonic flight vehicles with abrupt actuator faults and finite time prescribed tracking performance[J]. European Journal of Control, 2021, 58(9): 17-26
- [17] 董旺,齐瑞云,姜斌. 空天飞行器直接力/气动力复合容错控制[J]. 航空学报,2020,41(11): 83-96 DONG Wang, QI Ruiyun, JIANG Bin. Composite fault tolerant control for aerospace vehicles with swing engines and aerodynamic fins[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(11): 83-96 (in Chinese)
- [18] 徐斌彦, 齐瑞云, 姚雪莲. 高超声速飞行器舵面故障 Nussbaum 增益自适应容错控制[J]. 战术导弹技术, 2017(4): 103-112

XU Binyan, QI Ruiyun, YAO Xuelian. Nussbaum gain adaptive fault tolerant control for hypersonic vehicle with elevator faults [J]. Tactical Missile Technology, 2017(4): 103-112 (in Chinese)

Robust adaptive fault tolerant control for

non-minimum phase hypersonic vehicle

WEI Qizhao^{1,2}, QI Ruiyun^{1,2}, JIANG Bin^{1,2}

1.College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;

2.Key Laboratory of Navigation, Control and Health-Management Technologies of Advanced Aerocraft,

Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China

Abstract: A robust adaptive fault-tolerant controller based on output redefinition is proposed for non-minimum phase Hypersonic vehicle models with parametric uncertainties and elevator faults. First, for the unstable internal dynamics caused by the coupling of elevator and lift in the altitude subsystem, the system output is redefined, the pitch angle is taken as the new output of the system, some coordinate transformations are performed on the new internal dynamics, and the desired tracking command for the pitch angle is designed. For the redefined altitude and velocity subsystem of the system, the unknown nonlinear function is parameterized and written as the product of unknown aerodynamic parameters and function vectors, and the adaptive law is used to estimate the unknown aerodynamic parameters and failure value.Finally, the stability of the system is analyzed via the Lyapunov approach. The effectiveness of the proposed method is verified by the simulation results.

Keywords: non-minimum phase; hypersonic vehicle; adaptive control; fault tolerant control

一种闭路制导下提高姿态控制精度的方法

骆银. 王晓芳

(北京理工大学 宇航学院,北京 100081)

摘 要:为满足弹道导弹闭路制导对姿态跟踪精度的要求,提出了一种基于预测函数控制的控制方法。在弹体飞行过程中,控制系统通过预测函数控制的滚动优化、反馈校正,可以有效地抑制规律 不明的信号,得到稳定的控制指令。仿真结果表明,基于预测函数控制的姿态控制器可在具有强干 扰和模型失配的情况下良好地实现闭路制导控制指令,具有较高的控制精度和较强的鲁棒性。

关	键	词:闭路制导	;预测函数控制;鲁棒性	
中图	1分支	送号:TG765	文献标识码:A	文章编号:1000-2

在弹道导弹总体设计的精度指标设计过程中, 弹道导弹的控制系统是一个关键环节。目前弹道导 弹的制导方法主要分为摄动制导和显式制导两大 类。随着计算机科学的进步,方法误差小精度高的 显式制导越发受到人们的关注和研究^[1]。其中,基 于"虚拟目标"法来求解"需要速度"的闭路制导是 一种高效、高精度的显式制导方法,它的方法误差比 较小,对导航仪器的精度要求不高^[2-3]。闭路制导 需要实时测得导弹的实际速度和位置,然后通过导 弹当前状态(位置、速度)和目标位置计算得到落点 偏差,再重新预测导弹飞行的需要速度,生成制导指 令,对导弹进行导引和控制。但是传统的闭路制导 控制器鲁棒性差,抗干扰能力弱,降低了弹道导弹制 导控制精度。王晓东^[4]提出了一种具有积分性质 的姿态控制器,这种方法是在原来的控制方案上并 联一个积分通路来提高闭环系统性能,可以有效控 制姿态偏差,但是这种方法降低了系统的稳定性,并 且使用范围有限。

预测控制算法具有对模型精度要求低、能够在 线计算、实时性好、控制精度高的特点^[5]。随着计 算机技术的进步和现代控制理论的发展,众多学者 对预测控制开展了深入的研究,并提出了多种预测 控制方法。其中,"预测函数控制"就是在传统的模 型预测控制的基础上引入基函数概念,提出的一种 控制方法^[68]。在保留了预测模型、滚动优化、反馈

文章编号:1000-2758(2021)S0-0010-07

校正的基本原理上,预测函数控制将控制输入的结构作为关键问题,将控制输入看作一组基函数的线性组合,避免了由于输入规律不明信号带来的问题。 预测函数控制具有算法简单、计算量小、跟踪快速、 鲁棒性好和精度高等特点。

本文将预测函数控制理论应用于闭路制导的姿态控制中,通过预测函数控制将弹体导引到关机点关机、达到需要速度,相比传统的 PID 控制,这种方案既满足了制导精度的要求,又保证了制导控制的 鲁棒性。

1 弹体模型的建立

弹体空间运动方程表征了弹体运动规律,是分 析、计算和模拟弹体运动的基础。

1.1 坐标系定义

在建立坐标系的时候,应该尽量使得力、力矩和 运动参数被投影在各个坐标轴上,使得弹体模型的 建立和求解更加直观简明。在建模和求解的研究过 程中,常用的几组坐标系如下。

1) 地面发射坐标系 Oxyz

坐标原点与发射点 O 固连, Ox 轴在发射平面内 指向发射瞄准方向, Oy 轴垂直于发射点水平面指向 上方; Oz 轴与 xOy 平面相互垂直, 成右手空间直角 坐标系。

收稿日期:2021-04-15

作者简介:骆银(1997—),北京理工大学硕士研究生,主要从事航空宇航科学与技术研究。

2) 弹体坐标系 Ox₁y₁z₁

坐标原点 O 为弹体质心; Ox1 轴和弹体的纵轴 一致, 背离弹体头部方向为负; Oy1 轴与 Ox1 轴垂直, 位于弹体的纵向对称面内, 向下为负; Oz1 轴与 Ox1, Oy1 轴相互垂直并构成右手系。

3) 弹道坐标系 Ox₂y₂z₂

坐标原点 O 为弹体质心; Ox₂ 轴和弹体质心的 速度矢量 V 方向保持一致; Oy₂ 轴位于包含速度矢 量的铅垂平面内, 且与 Ox₂ 轴垂直, 方向向下为负; Oz₂ 轴与 Ox₂, Oy₂ 轴相互垂直构成右手系。弹道坐 标系与弹体坐标系一样, 随弹体的运动而运动。

1.2 弹体空间运动方程

为描述弹体空间运动的情况,在飞行过程中可 将弹体看作一个刚体,由文献[9]可得弹体在速度 坐标系中的一般空间运动方程为

 $m\dot{v} = P_e - C_x q S_M + mg_r \frac{y + R}{r} \sin\theta + mg_r \frac{x}{r} \cos\theta$ $mv\dot{\theta} = (P_e + C_y^{\alpha} qS_M)\alpha + mg_r \frac{y + R}{r} \cos\theta$ $mg_r \frac{x}{-\sin\theta} + R'\delta_z$ $mv\dot{\psi}_v = (P_e + C_y^{\alpha} qS_M)\beta - mg_r \frac{y+R}{r}\sin\theta \cdot \psi_v$ $mg_r \frac{z}{r} + R'\delta_y$ $\dot{x} = v \cos\theta$ $\dot{y} = v \sin\theta$ $\vec{z} = -v\psi_{r}$ $F_{\vartheta}(\delta_{\vartheta}, x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \vartheta_{\tau}, \dot{\vartheta}_{\tau}, \cdots) = 0$ $F_{\psi}(\delta_{\psi}, x, \gamma, z, \dot{x}, \dot{\gamma}, \dot{z}, \psi_T, \dot{\psi}_T, \cdots) = 0$ $F_{\gamma}(\delta_{\gamma}, x, \gamma, z, \dot{x}, \dot{\gamma}, \dot{z}, \gamma_{T}, \dot{\gamma}_{T}, \cdots) = 0$ $A_{\vartheta} = \frac{a_0^{\vartheta} M_{z_1}^{\delta}}{M_{z_1}^{\delta} + a_0^{\vartheta} M_{z_1}^{\delta}}$ $\alpha = A_{\vartheta}(\vartheta_{pr} - \theta)$ $A_{\psi} = \frac{a_0^{\psi} M_{y_1}^{\delta}}{M_{y_1}^{\delta} + a_0^{\psi} M_{y_1}^{\delta}}$ $\beta = -A_{\mu} \cdot \psi_{\nu}$ $\vartheta = \theta + \alpha$ $\psi = \psi_r + \beta$ $\delta_z = a_0^{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{pr})$ $\delta_{v} = a_{0}^{\psi} \psi$

$$r = \sqrt{x^2 + (y + R)^2 + z^2}$$

$$h = r - R$$

$$m = m_0 - \dot{m}t$$
(1)

2 闭路制导控制指令及 PID 控制 方法

需要速度是指飞行器在当前位置矢量 r(t),以 速度 $v_R(t)$ 关闭发动机,完成其制导任务,或者满足 所要求的终端条件的速度,这里的 $v_R(t)$ 即定义为 需要速度。在闭路导引段,实时确定需要速度 v_R 和 弹体实际 v 的矢量差 v_g 即速度差(速度增益),然后 控制弹体推力的加速度 a_r 方向与 v_g 方向一致,使速 度增益 v_g 迅速减小,当 $v_g = 0$ 时关闭发动机,导弹关 机继续飞行就可命中目标,闭路制导原理图如图 1 所示。



图 1 闭路制导原理图

导弹通过改变姿态实现速度增益为零的控制指 令。按导弹推力 a_T 方向与 v_g 方向一致的原则,对 v_g 定义2个欧拉角 ϑ_g, ψ_g

$$\begin{cases} \vartheta_g = \arctan(v_{gy}/v_{gx}) \\ \psi_g = \arctan(-v_{gz}/\sqrt{v_{gx}^2 + v_{gy}^2}) \end{cases}$$
(2)

式中: v_{gx} , v_{gy} , v_{gz} 为当前点速度增益 v_{g} 在发射坐标系下的分量; ∂_{g} , ψ_{g} 为弹体在当前点由速度增益确定的俯仰角、偏航角。

弹体实际的俯仰角、偏航角可由弹体推力 a_r来求得

$$\begin{cases} \vartheta = \arctan(\Delta v_y / \Delta v_x) \\ \psi = \arctan(-\Delta v_z / \sqrt{(\Delta v_x)^2 + (\Delta v_y)^2}) \end{cases}$$
(3)

式中: $\Delta v_x \setminus \Delta v_y \setminus \Delta v_z$ 为当前一定步长间隔下相邻2个时刻导弹速度的差在发射坐标系下的分量。

传统闭路制导中,通常采用 PID 控制方法实现

控制方程:

$$\begin{cases} \delta_{z} = k_{p1}(\vartheta_{R} - \vartheta) + k_{i1} \int (\vartheta_{R} - \vartheta) dt - k_{d1} \vartheta \\ \delta_{y} = k_{p2}(\psi_{R} - \psi) + k_{i2} \int (\psi_{R} - \psi) dt - k_{d2} \psi \end{cases}$$
(4)

式中: ϑ , ψ 为弹体的实际俯仰角、偏航角; k_{ij} , $k_$

采用上述 PID 控制时,这种控制方案有时候精 度低,控制效果差,抗干扰能力弱,当弹体参数变化 时,PID 控制参数需要自适应调节,在线计算量大。

3 基于预测函数控制的控制方法

3.1 预测函数控制原理

预测函数控制是根据历史信息和选定的未来一 段预测时域内的控制量预测未来预测时域内每个采 样周期的过程输出。这些输出为当前时刻和预测时 域内控制量的函数,其中控制量的线性组合加权系 数由反馈校正的优化目标函数计算出。为了防止控 制量剧烈变化或严重超调,一般在优化目标函数中 都考虑使过程输出以参考轨迹最优地去跟踪期望的 设定值,计算出当前控制量后输出给控制器,在下一 时刻,根据新测量数据重新按上述步骤计算控制量, 控制原理如图2所示。由于预测函数控制采用的是 不断在线的在一段预测时域内的滚动优化,且优化 过程中不断通过过程实际输出和预测模型输出的误 差进行反馈校正,具有很强的鲁棒性,能在一定程度 上克服预测模型误差、控制对象时变和不确定干扰 的影响。



图 2 预测函数控制原理图

在本文中,被控对象为导弹,控制目标是使系统

的输出迅速准确地跟踪控制指令信号。对滚转稳定的轴对称导弹,俯仰运动与偏航运动相似,统称为侧向运动,在后文中的控制方法设计和分析中仅研究俯仰运动,根据文献[10],被控对象传递函数为

$$\frac{\vartheta}{\delta_z} = \frac{k_{\vartheta}(T_{\alpha}s+1)}{s(T_m^2 s^2 + 2\zeta T_m s+1)}$$
(5)

预测函数控制结构图^[11-12]如图 3 所示。其中: 预测模型为对被控对象辨识得到的模型,也叫做被 控对象内模; $\vartheta_{s}(k)$ 为k时刻的设定值,即k时刻按 (2)式解算得到的俯仰角大小; $\vartheta_{r}(k)$ 为参考轨迹; $\delta_{s}(k)$ 为预测函数控制器输出的控制信号,即k时刻 的升降舵偏指令; $\vartheta(k)$ 为被控对象输出的测量值, 称作过程实际输出,即k时刻被控对象的俯仰角; $\vartheta_{m}(k)$ 为预测模型输出,即k时刻预测模型的俯仰 角;e(k)为过程实际输出和预测模型输出的误差; d(k)为外部干扰。



图 3 预测函数控制结构图^[11-12]

3.2 预测函数控制算法

对于高阶渐进稳定的对象可以通过拟合简化得 到一阶加纯滞后对象,或者采用 PID 控制构成被控 回路,将此回路看作需要控制的广义对象,通过调节 控制参数使其成为一阶加纯滞后的广义对象。对被 控对象(导弹)进行辨识,通过阶跃响应法得到被控 对象的等效模型作为预测模型 G_m。

$$G_m(s) = \frac{K_m}{T_m s + 1} e^{-T_d s} \tag{6}$$

式中: K_m, T_m, T_d 为辨识得到的模型参数。

为使得控制过程平缓,防止严重超调和控制量 剧烈变化等现象,根据预测输出值和过程实际输出 值,设定一条逐渐趋向俯仰角指令的曲线,称为参考 轨迹。本文的参考轨迹采用一阶指数形式

$$\vartheta_{r}(k+i) = \vartheta_{g}(k+i) - \beta^{i} [\vartheta_{g}(k) - \vartheta(k)]$$
(7)

式中: $\vartheta_r(k+i)$ 为k+i时刻的参考轨迹值; $\vartheta_g(k+i)$ 为k+i时刻的设定值; $\beta = e^{[-T_{s'}(T_r/3)]}, 0 < \beta < 1;$

 T_s 为采样周期; T_r 为参考轨迹的期望闭环响应时间, 也叫时间常数。

本问题应选取2个基函数,即采用阶跃函数和 斜坡函数时有

 $δ_z(k+i) = μ_1 + μ_2 i \quad i = 0, 1, 2, P - 1$ (8) 式中: $δ_z(k+i)$ 为k+i时刻的控制量; $μ_1, μ_2$ 为基函数的加权系数,需要每次优化计算得到;P 为预测优化时域长度。

控制过程中的优化计算不是一次离线进行的, 而是反复在线进行的,这种滚动优化使模型失配、时 变、干扰等引起的不确定性及时得到弥补,提高了系 统的控制效果。预测函数控制的目的就是使得导弹 俯仰要对参考轨迹进行良好跟踪,因此要使得优化 目标函数在选定的预测时域 P 内,过程实际输出与 参考轨迹差值的平方和最小,则优化目标函数为

 $J_{P} = \min((\vartheta_{m}(k + P_{1}) + e(k + P_{1}) - \vartheta_{r}(k + P_{1}))^{2} + (\vartheta_{m}(k + P_{2}) + e(k + P_{2}) - \vartheta_{r}(k + P_{2}))^{2})$ (9)

式中: P_j , $\vartheta_m(k + P_j)$, $e(k + P_j)$, $\vartheta_r(k + P_j)$, j = 1, 2分别为 2 个预测时域、相应的模型输出、误差及参考 轨迹值。

优化的目的就是寻找一组最优系数 μ_1,μ_2 ,在 预测时域内使导弹俯仰角尽可能接近参考轨迹,即 使得目标函数 J(k) 最小,在 k 时刻有

 $\partial J(k)/\partial \mu_1(k) = 0$, $\partial J(k)/\partial \mu_2(k) = 0$ (10) 可得控制量方程

$$\delta_{z}(k) = \frac{G_{2}(P_{2})X_{1} - G_{2}(P_{1})X_{2}}{G_{1}(P_{1})G_{2}(P_{2}) - G_{1}(P_{2})G_{2}(P_{1})} (11)$$

式中

$$G_1(P_j) = K_m (1 - \beta_m^{P_j})$$

$$G_2 = K_m (1 - \beta_m) \left(\sum_{i=1}^{P_j - 1} i \cdot \beta_m^{P_j - i - 1} \right)$$

$$X_1 = \vartheta_r (k + P_1) - \beta_m^{P_2} \vartheta_m (k) - e(k + P_1)$$

$$X_2 = \vartheta_r (k + P_2) - \beta_m^{P_2} \vartheta_m (k) - e(k + P_2)$$

4 仿真校验

4.1 某弹道导弹闭路制导仿真

根据某弹道导弹数据进行闭路制导仿真计算, 控制器参数见表1、初始条件见表2。

表1 控制器参数

	PID 控制			预测函	数控制	
k_{p1}	k_{i1}	k_{d1}	T_s/s	T_r/s	P_1	P_2
1.850	1.250	0.105	1	21	2	18

表 2 某弹道导弹发射初始条件

参数	数值
发射点经度 $\lambda_{M}/(\circ)$	128
发射点纬度 $B_M/(°)$	0
发射点高度 H _M /m	20
发射方位角 A/rad	5.863
关机时间 t _{gi} /s	130
目标点经度 $\lambda_r/(\circ)$	-30
目标点纬度 $B_{r}/(\circ)$	40
目标点高度 H_T /m	0

2种控制方案仿真结果见图 4~5 及表 3。



由图4至5可知2种控制方案均能控制导弹在 关机点(130s)附近达到需要速度,导弹达到需要速 度后关闭发动机,速度增益为零,相较 PID 控制方 案,预测函数控制方案控制精度和效率更高。

表 3 2 种闭路制导方法脱靶量对比 m

基于 P	ID 控制	基于预测	函数控制
纵向偏差 横向偏差		纵向偏差	横向偏差
141.41	126.13	115.20	96.41

由表 3 可知,预测函数控制方案的落点精度比 传统的 PID 控制方案的落点精度高,减小了导弹的 脱靶量,可以更好地与末制导交接。

4.2 控制系统抗干扰能力分析

对2种控制器在输入端加入20%的阶跃强干扰 进行数学仿真,仿真参数同上文,仿真曲线见图6 至7。



图 7 预测函数控制舵偏曲线

由图 6、图 7 可知,相较 PID 控制,在持续强干 扰情况下,预测函数控制响应迅速、无明显超调,且 舵偏曲线平缓无震荡,表明预测函数控制能很好地 克服扰动,具有较强的抗干扰能力。

在强干扰情况下进行全弹道仿真,仿真结果见 表 4。

表 4 脱靶量对比 m			
PID	控制	预测函	数控制
纵向偏差 横向偏差		纵向偏差	横向偏差
231.65	174.23	137.94	127.52

同表3相比,2种控制方案脱靶量均有增大,但 是预测函数控制方案能更好地克服干扰的影响,具 有较强的鲁棒性。

4.3 控制系统预测模型失配分析

预测函数控制系统中预测模型是对被控对象 (导弹)辨识得到,实际应用中由于被控对象的复杂 性、非线性、时变性等,辨识得到的模型与被控对象 真实模型往往存在差异,即出现模型失配情况。

表 5 预测模型参数

模型精确			;	模型失配	ļ
K_m	T_m	T_d	K _m	T_m	T_d
2.64	32.2	34	1.36	23	24

仿真结果如表6所示:

表 6 脱靶量对比

m	

PID	控制	预测函	数控制
纵向偏差 横向偏差		纵向偏差	横向偏差
115.20	96.41	193.72	146.51

由表6可知,当模型严重失配情况下,虽然脱靶 量有所增大,但是仍在接受范围之内,表明控制系统 在模型严重失配的情况下仍具有良好的控制品质, 具有较强的鲁棒性。

5 结 论

针对弹道导弹实现闭路制导的姿态控制问题, 本文提出了一种基于预测函数控制的姿态控制器, 并且在导弹具有强干扰和模型失配的情况下对控制 器进行了仿真验证。本控制器具有不严格依赖模型 精度、控制精度高、鲁棒性强的优点,具有广阔的军 事应用前景。

参考文献:

- [1] 李连仲. 远程弹道导弹闭路制导方法研究[J]. 系统工程与电子技术, 1980(4): 1-17
 LI Lianzhong. Research on closed-circuit guidance method of long-range ballistic missile [J]. System Engineering and Electronics, 1980(4): 1-17 (in Chinese)
- [2] 廖洪昌,陈奇昌,王明海,等.远程弹道导弹闭路制导方法建模与仿真[J].弹箭与制导学报,2006(S6):363-366 LIAO Hongehang, CHEN Qiehang, WANG Minghai, et al. Modeling and simulation of long-range ballistic missile closed-circuit guidance method[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006(S6): 363-366 (in Chinese)
- [3] 王继平,王明海,杨建明,等.一种新的闭路制导导引方法[J]. 航天控制,2007(5):58-61
 WANG Jiping, WANG Minghai, YANG Jianming, et al. A new closed-circuit guidance method[J]. Aerospace Control, 2007 (5):58-61 (in Chinese)
- [4] 王晓东. 闭路制导下提高姿态控制精度方案研究[J]. 航天控制, 2002(04): 33-38
 WANG Xiaodong. Research on improving the accuracy of attitude control under closed-circuit guidance[J]. Aerospace Control, 2002(04): 33-38 (in Chinese)
- [5] 谢启. 预测函数控制技术及其应用研究[D]. 浙江: 浙江工业大学, 2003
 XIE Qi. Predictive function control technology and application research[D]. Zhejiang: Zhejiang University of Technology, 2003 (in Chinese)
- [6] 苏成利. 非线性模型预测控制的若干问题研究[D]. 浙江:浙江大学, 2006
 SU Chengli. Research on several problems of nonlinear model predictive control[D]. Zhejiang: Zhejiang University, 2006 (in Chinese)
- [7] 沈国良. 预测函数控制的改进算法研究[D]. 浙江: 浙江大学, 2007
 SHEN Guoliang. Research on improved algorithm of predictive function control[D]. Zhejiang: Zhejiang University, 2007 (in Chinese)
- [8] TANG W Q, CAI Y L. Predictive functional control-based missile autopilot design [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(5): 1450-1455
- [9] 陈克俊, 刘鲁华, 孟云鹤. 远程火箭飞行动力学与制导[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014,1
 CHEN Kejun, LIU Luhua, MENG Yunhe. Long-range rocket flight dynamics and guidance[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014,1 (in Chinese)
- [10] 林德福, 王辉, 王江. 战术导弹自动驾驶仪设计与制导律分析[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2012
 LIN Defu, WANG Hui, WANG Jiang. Design of tactical missile autopilot and analysis of guidance law[J]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2012 (in Chinese)
- [11] 王国玉. 预测函数控制及其在火电厂中的应用研究[D]. 河北: 华北电力大学, 2003
 WANG Guoyu. Predictive functional control and application in thermal power plants [D]. Hebei: North China Electric Power University, 2003 (in Chinese)
- [12] 王国玉,韩璞,王东风. 预测函数控制及其应用研究[J]. 系统仿真学报, 2002, 14(8): 1087-1091
 WANG Guoyu, HAN Pu, WANG Dongfeng. Predictive function control and application research [J]. Journal of System Simulation, 2002, 14(8): 1087-1091 (in Chinese)

A control scheme of improving attitude control under closed-loop guidance

LUO Yin, WANG Xiaofang

(School of Astronautics, Beijing University of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to meet the requirement of closed-loop guidance of ballistic missile for attitude tracking accuracy, a control method based on predictive function control is proposed in this paper. In the process of missile flight, the rolling optimization and feedback correction of predictive function control can effectively suppress the signal with unknown law and obtain stable control command. The simulation results show that the attitude controller based on PFC can achieve the closed-loop guidance control command well in the case of strong disturbance and model mismatch. In conclusion that PFC controller has high control accuracy and strong robustness.

Keywords: closed-loop guidance; predictive functional control; robustness

多级推杆缓冲仿真与试验研究

刘旺,郭锦炎,张筱,周峤,张国栋,邢春鹏,贾延奎 (北京航天发射技术研究所,北京 100076)

摘 要:针对多级推杆运动过程中推杆级间缓冲问题,提出了一种基于有限元动力学仿真的推杆级 间缓冲仿真方法。该方法将外径6 mm,壁厚为1 mm 的 304 不锈钢作为级间缓冲材料,通过调整 304 不锈钢的本构模型并结合试验验证,获得 304 不锈钢在冲击力作用下的最优本构模型。通过 该方法并结合试验验证,研究了 304 不锈钢的本构模型对级间缓冲效果的影响规律。结果表明, 304 不锈钢的 MTS(Mechanical Threshold Stress)本构模型与试验吻合情况较好,将其应用于多级推 杆级间缓冲中,可极大地降低级间缓冲载荷。

关 键 词:多级推杆;缓冲;本构模型;304 不锈钢 中图分类号:V553.1 **文献标识码:**A **文章编号:**1000-2758(2021)S0-0017-05

多级推杆依靠各级推杆间的有序运动,将弹体 以特定速度弹射出去,是未来冷发射的关键技术之 一。当推杆高速运动结束时,多级推杆之间所产生 的巨大振动和冲击,严重降低了多级推杆的稳定性 和可靠性。因此,多级推杆技术发展的关键之一,就 在于如何提高多级推杆的缓冲能力。为提高多级推 杆的缓冲能力,结合工程实际,选取 304 不锈钢作为 多级推杆级间缓冲材料,通过缓冲材料自身弹塑性 变形吸收能量,降低多级推杆承受的冲击过载峰值。

本构模型作为缓冲材料的最基本力学性能,对 仿真结果的可靠性起到决定性作用^[1-2]。本构模型 建立了材料在受力过程中的应力和应变关系,大量 学者对材料的本构模型进行了研究。Bodner 等提 出了 Bodner-Partom 模型,认为材料变形过程中应变 率由弹性和非弹性两部分构成^[3],该模型需要对参 数反复调整,给工程应用带来了困难。Johnson 等提 出了 Johnson-Cook 模型,该模型主要适用于撞击、冲 击、侵彻等问题^[4],在有限元仿真中得到广泛应用。 Zerilli 等提出 Zerilli-Armstrong 模型,该模型总结了 应变率、温度对金属材料变形过程中应力影响^[5]。 Follansbee 等提出 Mechanical Threshold Stress(MTS) 模型,该模型在描述材料在大应变率、大应变变形时 的动态力学性能时表现优异^[6]。陈驹等研究了高 温对不锈钢材料的影响规律,提出了高温下不锈钢 材料本构表达式^[7]。郑宝峰等试验研究了 304 不锈 钢材料的力学性能^[8]。王元清等对不锈钢材料进 行了单向拉伸试验,得到了相关力学参数^[9]。段文 峰等通过单向拉伸试验,获得了不同厚度不锈钢的 名义应力-应变曲线^[10]。

结合工程实际,本文选取了 304 不锈钢管作为 缓冲材料,其本构模型的选取是仿真的关键。

1 本构模型

本文选取 Φ6 mm×1 mm 的 304 不锈钢管作为 多级推杆级间缓冲材料,为了获得不锈钢管的缓冲 效果,对不锈钢管压缩性能进行了仿真计算,有限元 仿真模型如图 1 所示。边界条件为:①上圆盘、下圆 盘设置为刚体,不考虑上、下圆盘的变形影响;②下 圆盘设置为固定约束,赋予上圆盘特定的速度向下





收稿日期:2021-04-15

缓慢运动;③分别赋予不锈钢管 MTS 本构曲线或 Johnson-Cook 本构曲线。

为了优选 304 不锈钢的本构模型,分别对 4 组 Ф6 mm×1 mm 的 304 不锈钢管开展了准静态压缩 试验,压缩试验系统如图 2 所示。其中,下圆盘为固 定台面,上圆盘在油压机的驱动下,以特定的速度缓 慢向下运动,不锈钢管受上、下圆盘的挤压变形吸 能,并通过油压机采集位移载荷曲线。



图 2 不锈钢压缩试验系统

为了获取304不锈钢管缓冲特性的一般规律. 对数据进行了无量纲化。仿真和试验过程中,提取 相对压缩载荷 F/F_{max} 和相对变形量 b/D 关系,如图 3 所示,其中 b 为不锈钢管的实际变形量,D 为不锈 钢管的外径,F为不锈钢管实际压缩载荷,F_{max}为试 验件最大压缩位移时对应的压缩载荷。通过仿真与 试验数据对比可知:①随着相对变形量的增加,相 对压缩载荷随之不断增加。② 当相对变形量 b/D 在 0~0.4 范围时, 304 不锈钢管的 MTS 本构模型与 试验吻合较好;当相对变形量 b/D 在 0.4~0.5 范围 时,弹塑性本构模型与试验存在一定的误差:当相对 变形量b/D大于0.5时,弹塑性本构模型与试验存在 较大误差。③当相对变形量 b/D 在 0.15 ~ 0.35 范 围时,304 不锈钢管的 Johnson-Cook 本构模型与试 验吻合较好:当相对变形量 b/D 在 0~0.15 范围或大 于 0.35 时, Johnson-Cook 本构模型与试验存在误差 较大。

根据 4 组不锈钢管准静态压缩试验结果,计算 出相对吸能效果 *E/E_{max}*和相对变形量 *b/D*的关系, 如图 4 所示,其中 *E* 为不锈钢管平均吸收的能量, *E_{max}*为最大压缩位移时吸收的能量。通过试验数据 可知:①随着不锈钢管压缩行程的不断增加,不锈钢 管吸收的能量也不断增加。②当相对变形量 *b/D* 在 0.15~0.35 范围时,相对吸能效果 *E/E_{max}*和相对 变形量 *b/D* 几乎呈线性关系,具有较好的缓冲吸能 特性。



图 4 吸能效果与相对变形量关系曲线

综上可知,304 不锈钢管在压缩过程中,当相对 变形量小于 0.4 时,MTS 本构模型与试验一致性较 好,更符合不锈钢管压缩工况。随着不锈钢管压缩 变形量的增加,吸能效果不断增加,同时压缩载荷 (缓冲载荷)也不断增加。综合考虑吸能效果和缓 冲效果,选取相对变形量 *b/D* 为 0.3 时,作为 304 不 锈钢管极限变形量,记此时的压缩载荷为 *F*_{0.3}。考 虑工程实际,选取典型的第九、十级推杆为研究对 象,选用 304 不锈钢管的 MTS 本构模型,对第九、十 级的级间缓冲效果进行了仿真和试验研究。

2 仿真计算

为了获得多级推杆的缓冲规律,针对第九、十级 推杆开展有限元动力学仿真分析,仿真模型如图 5 所示,边界条件为:①第九、十级推杆设置为刚体,不 考虑第九、十级推杆的变形影响;②第九级推杆设置 固定约束,赋予第十级推杆以特定的速度运动;③赋 予 304 不锈钢圆管 MTS 本构模型。



图 5 多级推杆缓冲模型

根据仿真结果,提取相对缓冲载荷 F/F_{0.3}随时 间 t 的变化曲线,如图 6 所示,F 为不锈钢管实际缓 冲载荷,F_{0.3}为相对变形量为 0.3 时对应的压缩载 荷。从图中可知:①约在 0.05 ms 时刻,相对缓冲载 荷急剧上升,此时缓冲开始;②约在 2.45 ms 时刻, 相对缓冲载荷急剧下降,此时缓冲结束;③第九、十 级推杆缓冲时间约为 2.4 ms,在缓冲期间内,相对缓 冲载荷在 0.3~0.5 范围内波动,最大相对缓冲载荷 约为 0.5;④2.45 ms 后,十级推杆由于缓冲作用,速 度不断下降,约在 3.3 ms 时达到缓冲载荷达到 0。



图 6 缓冲载荷与时间关系曲线

根据有限元仿真结果,提取不锈钢管相对变形量 b/D 随时间 t 变化曲线,如图 7 所示。从图中可知:①在 0~2 ms 范围内,不锈钢管相对变形量不断增加,压缩过程中吸收的能量也不断增加;②约在 2 ms 时刻,不锈钢管达到最大相对变形量并趋于稳定,最大相对变形量约为 0.24。





3 试验验证

为了验证仿真结果,对第九、十级推杆缓冲效果 进行了试验研究,试验系统如图 8 所示。试验原理 为:①抛光弹内放置火药,点燃火药产生高压燃气, 并通过抛光弹内喷管流出;②流出燃气在第十级推 杆内形成较大压力,推动十级推杆向上运动;③当十 级推杆运动到位后,挤压级间不锈钢管,不锈钢管变 形吸能,起到缓冲作用;④九级推杆受到运动冲击 后,带动滑动筒向上运动,将冲击载荷传递给冲击力 传感器,获得第九、十级推杆间冲击载荷,即缓冲 载荷。



图 8 缓冲试验系统

共开展 2 次第九、十级推杆级间缓冲试验,相对 缓冲载荷 F/F_{0.3}随时间 t 变化曲线如图 9 所示。从 图中可知:①约在 0.3 ms 时,相对缓冲载荷急剧上 升,此时缓冲开始;②约在 2.5 ms 时刻,相对缓冲载 荷急剧下降,此时缓冲结束;③第九、十级推杆缓冲



图 9 缓冲载荷与时间关系曲线

时间约为 2.2 ms, 在缓冲期间内, 相对缓冲载荷在 0.25~0.5 范围内波动, 最大相对缓冲载荷约为 0.5; ④试验后, 测量不锈钢管的相对变形量约为 0.28。

综上,试验与仿真结果吻合良好,验证了仿真模型的准确性,但仿真与试验仍存在一定的误差,这将 在后续研究中进一步优化仿真模型。

4 结 论

本文通过仿真并结合试验验证,研究了缓冲材 料的本构模型对级间缓冲效果的影响规律。对 304 不锈钢管的压缩吸能效果进行了仿真研究,并开展 压缩试验,结果表明 MTS 本构模型与试验吻合较 好。采用 304 不锈钢管 MTS 本构模型,对第九、十 级推杆级间缓冲进行了仿真,并开展缓冲试验研究, 结果表明仿真与试验结果吻合较好,但由于仿真中 接触设置的原因,造成试验与仿真结果存在一定的 误差,后续将在仿真模型中进行改进。

参考文献:

- [1] 刘俊,石云波,马游春.高过载测试中缓冲材料的试验分析[J].中北大学学报,2005,26(5):381-384
 LIU Jun, SHI Yunbo, MA Youchun. Experimental analysis of cushion material in the over loading test[J]. Journal of North University of China, 2005, 26(5): 381-384 (in Chinese)
- [2] 李星星. 304 不锈钢本构模型参数识别研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2012
 LI Xingxing. Research on the constitutive model parameters identification of 304 stainless steel [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2012 (in Chinese)
- [3] BODNER S R, PARTOM Y. Constitutive equations for elastic-viscoplastic strain-hardening materials [J]. Journal of Applied Mechanics, 1975, 42: 385-389
- [4] JOHNSON G R, COOK W H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures [C] // Proceedings of the 7th International Symposium on Ballistics, The Hague: Netherlands, 1983: 541-547
- [5] ZERILLI F J, ARMSTRONG R W. Dislocation mechanics based constitutive relations for material dynamics calculations [J]. Journal of Applied Physics, 1987, 61: 1816-1825
- [6] FOLLANSBEE P S, KOCKS U F. A constitutive description of the deformation of copper based on the use of the mechanical threshold stress as an internal state variable [J]. Acta Metall, 1988, 36: 81-93
- [7] 陈驹,金伟良,杨立伟.建筑用不锈钢的抗火性能[J].浙江大学学报,2008,42(11):1983-1989
 CHEN Ju, JIN Weiliang, YANG Liwei. Behaviour of constructional stainless steel at elevated temperatures [J]. Journal of Zhejiang University, 2008, 42(11): 1983-1989 (in Chinese)
- [8] 郑宝锋,舒赣平,沈晓明.不锈钢材料常温力学性能试验研究[J].钢结构,2011,26(5):1-7
 ZHENG Baofeng, SHU Ganping, SHEN Xiaoming. Experimental study on material properties of stainless steel at room temperature[J]. Steel Construction, 2011, 26(5):1-7 (in Chinese)
- [9] 王元清,常婷,石永久. 循环荷载下奥氏体不锈钢的本构关系试验研究[J]. 东南大学学报, 2012, 42(6): 1175-1179
 WANG Yuanqing, CHANG Ting, SHI Yongjiu. Experimental study on constitutive relationship in austenitic stainless steel under cyclic loading[J]. Journal of Southeast University, 2012, 42(6): 1175-1179 (in Chinese)
- [10] 段文峰, 邓泽鹏, 刘文渊, 等. 不锈钢 S30408 材料本构模型试验研究[J]. 钢结构, 2016, 31(5): 37-41

DUAN Wenfeng, DENG Zepeng, LIU Wenyuan, et al. Experimental study of the constitutive model of stainless steel S30408 [J]. Steel Construction, 2016, 31(5): 37-41 (in Chinese)

Simulation and experimental study on buffer of multistage cylinder

LIU Wang, GUO Jinyan, ZHANG Xiao, ZHOU Qiao, ZHANG Guodong, XING Chunpeng, JIA Yankui

(Beijing Institute of Space Launch Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to reduce the impact force of multistage cylinders, a simulation method of the buffer between multistage cylinders based on finite dynamic simulation is proposed. In this method, 304 stainless steel is used as buffer material, and the optimal constitutive model of buffer material is obtained by various kinds of constitutive models. Then the obtained constitutive model is imported to the simulation method, and effect of the constitutive model of 304 stainless steel on buffer is studied by means of simulation and experiment. Results show that the elastic-plastic constitutive model of stainless steel is in good agreement with the experimental results. This model may provide some guidance for reducing the impact force of multistage cylinder, and the application of stainless steel to multistage cylinder can greatly reduce the buffer load.

Keywords: multistage cylinder; buffer; constitutive model; 304 stainless steel

依托道路矢量拓扑信息无依托 新型航天发射技术

张俊,袁心成,刘准

(北京航天自动控制研究所,北京 100854)

摘 要:无依托航天机动发射技术是一种涉及多学科交叉的热门工程应用技术,急需攻克其无依 托、高精度、快速、低成本等核心关键技术。提出一种依托道路矢量拓扑信息无依托航天机动发射 技术,设计一种基于路网曲线特征和惯性测量的数据融合方法,利用已有道路网的曲线特征与惯导 轨迹进行匹配,保证机动过程中,"即停即发"高精度无依托发射技术,具有很高的应用价值。阐述 了所提方法的基本架构、原理,并通过建模、仿真、实际跑车试验验证所提算法的可行性。

关键 词:矢量道路数据;拓扑信息;辅助惯性导航;自主定位技术;机动发射
 中图分类号:V448.2
 文献标识码:A
 文章编号:1000-2758(2021)S0-0022-05

由于军事应用和技术的敏感性,国外针对无卫 星导航定位环境下矢量道路数据的辅助惯性导航核 心技术的研究一直处于技术封锁状态,其关键技术 细节罕有公开报道。相关技术的研究大都是将矢量 道路数据作为第三方辅助信息对组合导航系统进行 校正,而对于如何利用矢量道路数据进行无源辅助 导航的公开文献相对较少。Scott和Drane^[1-2]提出 了采用地图中道路信息对车辆的位置进行估计和修 正,从而缩小位置误差,提高定位精度。Bonnifait^[3] 系统介绍了智能车辆采用 GIS 信息进行自主导航的 实用性,提出在不依靠卫星导航定位的条件下,采用 预存的地理信息(如道路等)可作为导航定位修正 的空间约束条件,以提高定位的精度。

近年来,由于矢量道路数据辅助导航的众多优势,基于矢量道路数据的辅助惯性导航也受到了国内研究学者的重视,但对该项技术的研究还处于起步探索阶段^[4],且基本上都是围绕着仿真方法和少量实地跑车的实验展开的。其主要原因在于惯性导航设备价格昂贵,精度有限,且实用性不强。因此,其主要研究成果集中在基于矢量道路数据的无源辅助导航原理和方法验证、矢量道路网数据库的构建方法以及基于矢量道路数据的辅助惯性导航匹配算

法等方面^[5]。国外文献针对基于矢量道路数据的 辅助惯性导航定位技术更偏重于基本原理的介绍和 宏观性的描述^[6],对核心方法和关键技术的描述相 对较少。国内虽然也开展了广泛的研究,但整体上 处于一个起步阶段,如何有效地利用矢量道路信息 对惯性导航进行误差校正是该技术的核心所在,本 文针对辅助惯性导航定位系统涉及到的基本架构、 关键算法、工程化验证试验进行了深入的研究。

基于矢量道路数据的辅助惯性导航 定位技术总体架构设计

根据应用需求,采用多源信息融合技术将矢量 道路数据的辅助惯性导航定位技术模块组合在一 起,利用矢量道路数据在无源环境下对惯性导航系 统进行辅助定位校正。惯导系统作为主导航系统需 要进行长时间的工作,且要保持较高的定位精度,因 此误差校正模型采用间接法和反馈校正(闭环校 正)^[7-11]。本文设计的矢量道路数据的总体架构设 计技术路线如图1所示。

收稿日期:2021-04-15

作者简介:张俊(1979—),北京航天自动控制研究所高级工程师,主要从事地面导航及滤波算法研究。



图 1 基于矢量道路数据的辅助惯性导航定位总体架构设计

2 方案可行性验证的外场试验

增刊

1)试验具体路线和技术状态统计如表1所示。
 表1 试验概述

序 号	名称	考核	试验里 程/km	试验时间/ s
7	酒店—在密云城区内行 驶—出城区行驶到密云 水库—再绕回密云城区 内一最后停在酒店门口 完成最后试验	考核点	128	15 499 (约 4.3 h)
8	酒店—在密云城区内行 驶—出城区行驶到密云 水库—再绕回密云城区 一回到酒店—出密云城 区进入京承高速—顺时 针绕五环—最后停在晋 元桥	考核点	269	25 051 (约 6.9 h)

2) 试验考核标准和方式

在地图内的跑车试验停稳后,在预定考核点停 车后将组合导航结果与考核点位置进行比较,考核 点位置由事先差分 GPS 测量。

3) 试验地图内各考核点由差分 GPS 提供的参 考经纬度信息列表:

表 2 考核点位置信息

考核点编号	经度/(°)	纬度/(°)	高程/m
晋元桥考核点	116.223 06	39.918 84	50.79
密云城区第一个考核点	116.862 42	40.372 27	61.69
密云城区第二个考核点	116.854 15	40.364 22	60.62
密云城区第三个考核点	116.848 35	40.370 03	59.81
密云山区第一个考核点	116.830 80	40.594 02	198.69
密云山区第二个考核点	116.895 53	40.566 56	202.95
密云山区第三个考核点	117.032 21	40.564 37	156.87

4) 试验用地图匹配数字基准图:



图 2 密云城区数字基准图



图 3 密云山区数字基准图

3 试验过程及结果

3.1 试验1

1) 试验过程

先在密云城区数字基准图内行驶,出城区基准 图后再进入密云山区数字基准图内行驶,出密云山 区数字基准图后再进入密云城区数字基准图内 行驶。

具体过程:从酒店出发,在密云城区数字基准图 内绕密云城区一圈后,绕密云水库一圈,进入密云山 区数字基准图,绕密云山区后出山区基准图,再回到 密云城区数字基准图内,最后回到酒店门口,共行驶 里程约 128 km,行驶时间约为 15 499 s。



图 4 基于矢量道路数据的辅助惯性导航与 GPS 轨迹图

表 3 试验 1 地图内的考核情况

考核点编号	导航经度/	导航纬度/	导航高程/	经度误差/	纬度误差/	径向误差/	高程误差/
	(°)	(°)	m	m	m	m	m
密云城区3第1次	116.848 37	40.370 02	59.77	1.98	1.11	2.28	-0.04
密云城区1第1次	116.862 44	40.372 26	61.65	1.99	1.11	2.28	-0.04
密云山区 1	116.830 82	40.594 02	198.64	2.16	0.00	2.16	-0.05
密云山区 2	116.895 48	40.566 59	203.34	-5.36	-3.34	6.31	0.39
密云山区 3	117.032 22	40.564 35	156.57	1.07	2.23	2.47	-0.3
密云城区1第2次	116.862 29	40.37222	61.64	-12.91	5.57	14.06	-0.05
密云城区3第2次	116.848 34	40.37	59.74	-0.99	3.34	3.48	-0.07

3.2 试验2

1) 试验过程

先在密云城区数字基准图内行驶,出密云城区 数字基准图后再进入密云山区数字基准图内行驶, 出密云山区数字基准图后再回到密云城区数字基准 图内行驶,出密云城区数字基准图后再进入晋元桥 数字基准图内行驶。

具体过程:从酒店出发,在密云城区数字基准图

内绕密云城区一圈出密云城区数字基准图,再进入 密云山区数字基准图绕密云山区一圈出密云山区数 字基准图,再回到密云城区数字基准图,再出密云城 区数字基准图进入京承高速,顺时针绕五环大半圈 再进入晋元桥数字基准图,终点晋元桥。共行驶里 程约 269 km,行驶时间约为 25 051 s(约 6.9 h)。

2) 试验结果

24



图 5 组合导航与 GPS 轨迹图

表4 试	验 2	地图	内的	考核	情况
------	-----	----	----	----	----

考核点编号	导航经度/	导航纬度/	导航高程/	经度误差/	纬度误差/	径向误差/	高程误差/
	(°)	(°)	m	m	m	m	m
密云城区3第1次	116.848 44	40.369 94	59.79	8.93	10.02	13.42	-0.02
密云城区2第1次	116.854 29	40.364 27	60.53	13.85	-5.57	14.93	-0.09
密云城区1第1次	116.862 43	40.372 24	61.63	0.99	3.34	3.48	-0.06
密云山区 1	116.830 77	40.594 13	198.43	-3.24	-12.25	12.67	-0.26
密云山区 2	116.895 50	40.566 54	202.68	-3.21	2.23	3.91	-0.27
密云山区 3	117.032 22	40.564 37	156.83	1.07	0.00	1.07	-0.04
密云城区1第2次	116.862 29	40.372 29	61.64	-12.91	-2.23	13.10	-0.05
密云城区3第2次	116.848 34	40.369 97	59.74	-0.99	6.68	6.75	-0.07
密云城区2第2次	116.854 22	40.364 35	60.53	6.92	-14.47	16.04	-0.09
晋元桥1第1次	116.223 03	39.918 75	50.48	-2.02	10.02	10.22	-0.31
晋元桥1第2次	116.222 99	39.918 73	50.33	-4.71	12.25	13.12	-0.46

3.3 试验小结

试验结果表明:该算法非常适用长时间、大范 围、进出地图的高精度定位的使用,并且导航精度良 好。全程对比 GPS 数据,系统组合导航轨迹和 GPS 的轨迹完全吻合,说明导航能够反映真实行驶轨迹。 并且径向误差控制 20 m 以内,高程在 1 m 以内,符 合试验指标要求。

4 结 论

基于矢量道路数据的辅助惯性导航定位技术能 够对移动载体上的惯性导航系统进行误差校正,实 现在无源环境下自主、隐蔽、长时间、高精度的导航 定位,是目前陆地移动载体无源导航定位研究的重 点问题。

参考文献:

[1] SCOTT C A, DRANE C R. Increased accuracy of motor vehicle position eslimation by utilizing map data, vehicle dynamics, and other information sources [C] // Proceedings of IEEE Vehicle Navigation & Information Systems, 1994

[2] Pl Bonnifait. Autonomous navigation in urban areas using GIS-managed information [J]. International Journal of Vehicle Autonomous System, 2008, 6(1/2): 83-103

- [3] WANG J H, GAO Y. Land vehicle dynamics-aided inertial navigation [J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic System, 2010, 46(4): 1638-1653
- [4] 李琴. 车载移动测量系统的数据处理及应用[J]. 测绘通报, 2014(增刊1): 129-132
 LI Qin. Data processing and application of vehicle mobile measurement system[J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2014 (suppl 1): 129-132 (in Chinese)
- [5] 刘艳. 基于矢量地图的 GPS 车辆轨迹实时校正研究[D]. 合肥:中国科学技术大学, 2005 LIU Yan. Research on real-time correction of GPS vehicle trajectory based on vector map[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2005 (in Chinese)
- [6] DISSANAYAKE G, SUKKARIEH S, NEBOT E, et al. The aiding of a low-cost strapdown inertial measurement unit using vehicle model constraints for land vehicle applications [J]. IEEE Trans on Robotics and Automation, 2001, 17(5): 731-747
- [7] 曹梦龙, 崔平远. 即时定位与制图辅助的 INS/GPS 组合导航系统[J]. 中国惯性技术学报, 2007, 15(4): 431-434
 - CAO Menglong, CUI Pingyuan [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2007, 15(4): 431-434 (in Chinese)
- [8] 徐田来. 车载组合导航信息融合算法研究与系统实现[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2007
 XU Tianlai. Research and system implementation of vehicle-mounted integrated navigation information fusion algorithm[D].
 Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007 (in Chinese)
- [9] 肖维丽,岳春生,奚玲.基于匹配误差的导航图路网数据预处理技术研究[J].信息工程大学学报,2014,15(3):375-379 XIAO Weili, YUE Chunsheng, XI Ling. Research on network data preprocessing technology of navigation chart based on matching error[J]. Journal of the University of Information Engineering, 2014, 15(3): 375-379 (in Chinese)
- [10] 李磊磊,陈家斌,杨黎明,等. 基于道路信息的智能地图匹配算法[J]. 中国惯性技术学报, 2016, 24(2): 170-174 LI Leilei, CHEN Jiabin, YANG Liming, et al. Intelligent map matching algorithm based on road information [J]. Chinese Journal of Inertial Technology, 2016, 24(2): 170-174 (in Chinese)
- [11] 李翔, 张江水, 盖世豪, 等. 一种基于路网曲线特征和惯导测量数据的辅助导航定位方法[J]. 测绘科学技术学报, 2013, 30(2): 210-213

LI Xiang, ZHANG Jiangshui, GAI Shihao, et al. An aided navigation and positioning method based on road network curve characteristics and inertial navigation measurement data[J]. Journal of Surveying and Mapping Science and Technology, 2013, 30(2): 210-213 (in Chinese)

New type of space launch technology without support based on road vector topology information

ZHANG Jun, YUAN Xincheng, LIU Zhun

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: Space mobile launch technology is a popular engineering application technology involving multidisciplinary cross-discipline, and it is urgently needed to overcome its core key technologies such as unsupported, high-precision, fast, and low-cost. This paper proposes a space mobile launch technology based on road vector topology information, designs a data fusion method based on road network curve characteristics and inertial measurement, and uses the curve characteristics of the existing road network to match the inertial navigation trajectory. Ensure that during the maneuvering process, " stop and launch " high-precision mobile launch technology. Has high application value. The basic structure and principle of the method are explained, and the feasibility of the algorithm is verified through modeling, simulation, and actual sports car experiments.

Keywords: vector road data; topology information; auxiliary inertial navigation; autonomous positioning technology; mobile launch

0Cr18Ni10Ti 动态力学性能及其冲击吸能应用

冉治国,何春涛,李利军,王坚,杨杰

(北京机械设备研究所,北京 100854)

摘 要:对不锈钢 0Cr18Ni10Ti 进行了分离式霍普金森压杆(SHPB)冲击试验,获得了不同应变率 下材料的动态力学响应,采用 Cowper-Symonds 本构模型对其力学性能进行拟合,获得了相关的模型参数。利用不锈钢 0Cr18Ni10Ti 的高延展性和韧性,设计了一个依靠径向扩张变形从而吸收冲 击能量的圆管,并采用拟合得到的材料本构模型对该圆管进行了低速冲击仿真,分析结果表明采用 该不锈钢制成的圆管具有较为理想的缓冲力-位移响应,且载荷波动小,是一种较为理想的吸能 装置。

材料在动态冲击下的力学响应越来越受到重视,常用的材料动态力学性能测试方法包括霍普金森杆、旋转飞轮拉伸机、高速拉伸试验机、落锤等。 而分离式霍普金森压杆(split hopkinson pressure bar,SHPB)作为研究材料动态力学性能的典型性装 置而受到广泛的关注^[1-2]。SHPB 在一维应力波假 设和试样应力均匀假设的基础上,通过测定两压杆 上的动态应变从而推导出试样上的动态应力-应变 响应^[2-3],试样的应变率范围可达 10²~10⁴/s。经历 几十年的发展,其技术越来越完善和成熟,并逐步发 展为可以测量试样动态压缩、拉伸、剪切、扭转等性 能的装置。

吴青松等^[4]利用 SHPB 技术对某应变率敏感的 低合金钢进行冲击压缩试验,并同时采用 FEM 方法 对试验过程进行分析,当试样的应变大于 2%时试 验结果与仿真分析结果吻合良好。胡昌明等^[5]利 用 SHPB 技术对 45 号钢在不同温度环境与不同应 变率下的力学响应进行了测试,并采用 J-C 模型对 其本构进行了模拟。陈刚等^[6]等利用静态试验机 与 SHPB 装置对 45 号钢进行了常温到高温下的冲 击试验,采用修正的 J-C 模型进行拟合,并用 Taylor 杆进行了仿真试验与火炮冲击试验,结果表明通过 SHPB 拟合的材料本构有效。何著等^[7]对 0Cr17Ni4Cu4Nb 沉淀型不锈钢进行了常温下的 SHPB冲击试验,采用 Cowper-Symonds 模型对其本 构进行 拟合,并估算了误差。尚兵等^[8]对 0Cr17Mn5Ni4Mo3Al不锈钢在多种温度与不同应变 率下的动态响应进行了测试,并采用 J-C 模型进行 了修正,修正后的动态应力-应变与实测结果吻合 较好。

0Cr18Ni10Ti 作为一种最为常用的不锈钢,具有 韧性和延展性,广泛用于航空航天、化工等领域,因 而开展对 0Cr18Ni10Ti 在冲击载荷下的动态响应研 究很有必要。许泽建等^[9] 对 0Cr18Ni10Ti 焊接接头 进行了不同温度与应变率下的 SHPB 试验,认为随 着温度的升高,应变率对材料性能的强化效应会降 低。本文将在常温下对 0Cr18Ni10Ti 进行 SHPB 试 验,获得其在冲击载荷下的动态力学响应,进而拟合 得到用于描述其动态响应的本构模型。

最后,利用 0Cr18Ni10Ti 延展性强的特点,设计 了一个利用径向扩张变形从而吸收冲击动能的圆 管,并采用通过 SHPB 试验获得的本构模型进行仿 真分析,分析结果表明该采用 0Cr18Ni10Ti 制成的 圆管具有较为理想的缓冲力-位移响应,载荷波动 小,是一种较为理想的吸能装置。

收稿日期:2021-04-15 基金项目:国防基础科研重大专项(JCKY2016204A601)资助 作者简介:冉治国(1985—),北京机械设备研究所高级工程师,主要从事复合材料结构优化设计、冲击动力学仿真等研究。

1 材料动态力学试验

1.1 SHPB 试验装置与原理

典型的 SHPB 试验系统如图 1 所示,该装置中 有 2 段分离压杆,即输入杆与输出杆,每根压杆上贴 有用于测量杆上应变的高灵敏度动态应变片,2 根 压杆之间放置被测的试件。高压腔里的压缩气体推 动子弹加速至预定速度,并撞击到输入杆上,从而在 输入杆内产生一个大小不变的压缩应力波。当输入 杆撞击到试件时,应力波在界面上产生反射和透射, 一部分反射回输入杆,另一部分传递到试件上,试件 在应力波作用下产生高速塑性变形,从而实现对试 件的冲击加载。同样,试件上的应力波进一步传递 至输出杆上,通过两压杆上的应变片可测得加载波 形和透射波形,进而可推导出试件上的动态应力-应变响应。



图 I SHPD 风短系统小息图

其测试原理如下:设入射波、反射和透射波的位 移分别为

$$u_{\rm I} = f(x - c_0 t)$$

$$u_{\rm R} = g(x + c_0 t)$$
(1)

$$u_{\rm T} = h(x - c_0 t)$$

式中: c₀ 为冲击压缩波在压杆中的传播速度,

$$c_0 = \sqrt{\frac{E}{\rho}}$$

则试件左边界面的位移、应变及质点速度为

$$u_{1} = f(x - c_{0}t) + g(x + c_{0}t)$$

$$\varepsilon_{1} = \frac{\partial u_{1}}{\partial x} = f' + g' = \varepsilon_{1} + \varepsilon_{R}$$

$$v_{1} = \frac{\partial u_{1}}{\partial t} = c_{0}(-f' + g') = c_{0}(-\varepsilon_{I} + \varepsilon_{R})$$

$$u_{1} = \int_{0}^{t} v_{1} d\tau = c_{0} \int_{0}^{t} (-\varepsilon_{I} + \varepsilon_{R}) d\tau$$
同冊 试体右端的位移,应变及质点速度分别为

$$u_{2} = h(x - c_{0}t)$$

$$\varepsilon_{2} = h' = \varepsilon_{T}$$

$$v_{2} = -c_{0}h' = -c_{0}\varepsilon_{T}$$

$$u_{2} = -c_{0}\int^{t} (\varepsilon_{T}) d\tau$$
(3)

试件中的平均应变为

$$\varepsilon_{s} = \frac{u_{2} - u_{1}}{l_{0}} = \frac{c_{0}}{l_{0}} \int_{0}^{t} (\varepsilon_{I} - \varepsilon_{R} - \varepsilon_{T}) d\tau \qquad (4)$$

式中: *l*₀ 为试件的初始长度,由试件两侧轴力相等, 从而

$$\varepsilon_{\rm I} - \varepsilon_{\rm R} = \varepsilon_{\rm T}$$
 (5)

于是(4)式化为

$$\varepsilon_{s} = \frac{u_{2} - u_{1}}{l_{0}} = -\frac{2c_{0}}{l_{0}} \int_{0}^{t} (\varepsilon_{R}) d\tau$$
 (6)

试件中的动态应力为

$$\sigma_s = \frac{EA}{A_0} \varepsilon_{\rm T} \tag{7}$$

式中: *E*,*A*,*A*₀ 分别为杆的弹性模量、截面积和试件的初始截面积。

应变率是试件在载荷下变形快慢的参数,可由 试件的应变(6)式求得

$$\dot{\varepsilon}_{\rm s} = -\frac{2c_0}{l_0}\varepsilon_{\rm R} \tag{8}$$

综上即可得到冲击压缩试验过程中试样的动态应力 -应变参数。

1.2 试验过程与数据处理

采用 SHPB 试验方法对不锈钢 0Cr18Ni10Ti 样 件进行测试,样件为直径 6 mm,高 3 mm 的圆饼形 状,所有测试均在室温下进行。通过控制高压腔里 的气压,实现子弹的不同撞击速度,进而实现试样的 不同应变率冲击压缩。样件应变率 *ε*_s = 1 293/s 时 入射波、反射波与透射波的典型曲线如图 2 所示。



图 2 典型的入射波、反射波和投射曲线

经过(1)~(8)式的换算,该试样在不同应变率 下的动态响应见图 3。



从图 3 可以看出,0Cr18Ni10Ti 具有明显的应变 率效应,相同应变下,高应变率时的应力明显高于低 应变率时的应力;试件平均应变率为 5 149/s 时的 屈服应力是 1 293/s 时屈服应力的 1.4 倍。

1.3 材料本构模型与拟合

用于描述材料应变率强化的模型有多种,主要包括 Johnson-Cook (J-C)模型、Cowper-Symonds (C-S)模型、Steinberg-Guinan模型等,其中 J-C 模型包含了应变、应变率、温度等因素,C-S 模型不包含温度项,但模型参数更多。在不考虑温度对材料性能的影响下,采用 C-S 模型更能精确表征材料的动态性能。

Cowper-Symonds 本构模型表达式为

$$\frac{\sigma_{s}}{\sigma_{0}} = 1 + \left(\frac{\varepsilon}{D}\right)^{\frac{1}{q}}$$
(9)

式中: σ_0 为静态屈服应力; ε 为应变率; D_q 为材料 常数。

针对不同应变率下的应力 – 应变响应进行 C-S 模型拟合,可得 σ_0 = 268 MPa, D = 7125.5, q = 2.0。

2 吸能圆管建模与分析

针对径向扩胀吸能圆管(简称胀管)进行几何 建模,并进一步采用显式动力学数值方法对其进行 轴向冲击压缩分析。具有典型尺寸的圆管分别如图 4 所示。其中,胀管模型包括胀管与锥环两部件,锥 环角采用文献中推荐的角度^[10],即 25°,胀管有效长 度为 100 mm,外径 21.6 mm,壁厚 1 mm。



胀管为薄壁结构,采用4节点四边形单元对其 离散。锥环径向尺寸相比薄壁结构的胀管大,且为 实体结构,因而对锥环采用刚体本构模型。锥环以 3 200 mm/s的恒定速度冲击管件。

胀管采用延展性较好的金属材料 0Cr18Ni10Ti, 有限元模型中采用带 C-S 应变率强化的双线性的弹 塑性模型。

薄壁金属胀管具有轴对称特性,胀管的径向由 于挤压而发生稳定的扩张,从图5可看出,胀管在胀 环的挤压下,其内径发生了均匀的扩张,其扩张量约 为2.4 mm,由图4可知,理论扩张量为2.5 mm,两者 基本一致。



胀管在轴向冲击过程中的冲击力-位移响应见 图 6。当胀环完全进入胀管中后,胀管的冲击力响 应比较平稳。



图 6 胀管冲击力-位移曲线

薄壁金属圆管作为吸能元件,在使用过程中应 避免产生过大的冲击力,本文针对冲击力比较稳定 的一段进行分析。冲击力在轴向位移上的积分即为 圆管所吸收的能量,根据图 6 的冲击力——位移响 应积分可得胀管总吸能 1 635 J。因胀管在稳定工 作时的冲击力比较稳定,因此其总吸能与位移之间 为近似线性关系,如图 7 所示。

平均力是冲击力-位移响应的几何平均值,胀 管平均力 *F*_m为 18 173.8 N。波动系数用于表征冲 击力响应的不均匀程度,波动系数越大,冲击力越不 均匀。其定义为冲击力的幅值差与平均力之比,据 此可得胀管冲击力波动系数为 0.48,其稳定性较好。



图 7 胀管总吸能-位移曲线

吸能效率可表征吸能圆管的吸能效果,根据其 定义分析可得胀管的吸能效率为0.82,吸能效率高 于压溃形的吸能管件。

3 结 论

本文对典型不锈钢 0Cr18Ni10Ti 进行了常温下 的 SHPB 试验,获得了材料的动态力学响应,并用 C-S 本构模型进行了拟合。最后采用该不锈钢设计 了依靠径向扩张变形从而吸收冲击能量的管件;采 用拟合得到的材料本构模型对该圆管进行了低速冲 击仿真,分析结果表明采用该不锈钢制成的管件具 有较为理想的冲击力-位移响应,载荷波动小,是一 种较为理想的吸能装置。

参考文献:

- [1] 常列珍,张治民. SHPB 实验技术及其发展[J]. 机械管理开发,2006,5(10): 29-31
 CHANG Liezhen, ZHANG Zhimin. The experiment technology and development of SHPB[J]. Mechanical Management and Development, 2006,5(10): 29-31 (in Chinese)
- [2] 胡时胜,王礼立,宋力,等. Hopkinson 压杆技术在中国的发展回顾[J]. 爆炸与冲击,2014,34(6):641-657
 HU Shisheng, WANG Lili, SONG Li, et al. Review of the development of Hopkinson pressure bar technique in China[J].
 Explosion and Shock Waves, 2014,34(6): 641-657 (in Chinese)
- [3] 李铭,韩铭定,王仁. 动态拉伸及循环加载实验技术[J]. 实验力学,1990,5(2):144-151
 LI Ming, HAN Mingding, WANG Ren. Experimental technique for dynamic tension and cyclic loading [J]. Journal of Experimental Mechanics, 1990,5(2): 144-151 (in Chinese)
- [4] 吴青松,欧阳页先. 某低合金钢 SHPB 动态压缩试验的数值模拟[J]. 武汉工程职业技术学院学报,2007,19(2): 1-4
 WU Qingsong, OUYANG Yexian. Numerical simulation for the SHPB dynamic compression test of a low alloy steel[J]. Journal of Wuhan Engineering Institute, 2007,19(2): 1-4 (in Chinese)
- [5] 胡昌明,贺红亮,胡时胜. 45 号钢的动态力学性能研究[J]. 爆炸与冲击,2003,23(2):188-192
 HU Changming, HE Hongliang, HU Shisheng. A study on dynamic mechancial behaviors of 45 steel[J]. Explosion and Shock

Waves, 2003, 23(2): 188-192 (in Chinese)

- [6] 陈刚,陈忠富,陶俊林,等. 45 钢动态塑性本构参量与验证[J]. 爆炸与冲击,2005,25(5): 451-456
 CHEN Gang, CHEN Zhongfu, TAO Junlin, et al. Investigation and validation on plastic constitutive parameters of 45 steel[J].
 Explosion and Shock Waves, 2005,25(5): 451-456 (in Chinese)
- [7] 何著,赵寿根,杨嘉陵,等. 0Cr17Ni4Cu4Nb 不锈钢动态力学性能研究[J]. 材料科学与工程学报,2007,25(3): 418-421
 HE Zhu, Zhao Shougen, YANG Jialing, et al. Experimental investigation of the dynamic material property of stainless steel:
 0Cr17Ni4Cu4Nb[J]. Journal of Materials Science & Engineering, 2007, 25(3): 418-421 (in Chinese)
- [8] 尚兵,盛精,王宝珍,等.不锈钢材料的动态力学性能及本构模型[J].爆炸与冲击,2008,28(6):527-531
 SHANG Bing, SHENG Jing, WANG Baozhen, et al. Dynamic mechanical behavior and constitutive model of stainless steel[J].
 Explosion and Shock Waves, 2008,28(6): 527-531 (in Chinese)
- [9] 许泽建,李玉龙,刘明爽,等.不锈钢 0Cr18Ni10Ti 焊接头高温、高应变率下的动态力学性能[J]. 金属学报,2008,44(1): 98-104

XU Zejian, LI Yulong, LIU Mingshuang, et al. Dynamic mechanical properties of stainless steel 0Cr18Ni10Ti welded joint at elevated temperatures and high strain rates[J]. Acta Metallurgica Simica, 2008,44(1): 98-104 (in Chinese)

MA Yanting. Research on energy absorption characteristics and optimization design of the expansion tube buffer [D]. Qinhuangdao; Yanshan University, 2014 (in Chinese)

[10] 马彦婷. 胀管式缓冲器吸能特性及优化设计研究 [D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2014

Dynamic mechanical behaviors of 0Cr18Ni10Ti and impact energy absorption application

RAN Zhiguo, HE Chuntao, LI Lijun, WANG Jian, YANG Jie

(Beijing Institute of Mechanical Equipment, Beijing 100854, China)

Abstract: The stainless steel of 0Cr18Ni10Ti was studied by split Hopkinson press bar (SHPB) experiment, and dynamic mechanical behaviors were obtained under different strain rates. Cowper-Symonds constitutive model was applied and parameters were determined. An expansion tube with material 0Cr18Ni10Ti used to absorb impact energy was designed, and finite element method was introduced to simulate low speed impact on such a tube. Analysis result shows that the impact force versus displacement curve was perfect, and the load fluctuation is small. Generally, such an expansion tube is perfect for impact energy absorption.

Keywords: stainless steel;0Cr18Ni10Ti;dynamic behavior;impact energy absorption tube

改进隐马尔科夫模型的地面装备退化状态识别

郭森,王大为,张绍伟,冯安安,何文海

(上海机电工程研究所,上海 201109)

摘 要:传统隐马尔科夫模型(HMM)解决地面装备中关键设备退化状态识别问题时,在学习训练 过程中参数容易局部收敛导致识别精度较低,针对这一问题,提出一种基于自适应粒子群优化的改 进 HMM 算法。在基础粒子群算法中加入惯性权重因子,并根据算法迭代结果对算法各因子大小 进行动态控制,增强该算法的全局搜索能力。改进后的粒子群算法融入 HMM 模型训练过程参数 学习的优化过程,能够提高 HMM 的训练精度。将其应用到地面装备中油机电站的退化状态识别 当中,对实测振动数据进行分析,与标准算法相比,发现所提算法对油机处于不同退化状态的分类 准确率都有所提升,整体识别精度达到 96.4%。结果表明,基于自适应粒子群优化的 HMM 退化状 态识别方法能够有效解决传统模型的局部收敛问题。

关键 词:地面装备;退化状态识别;隐马尔科夫模型(HMM);自适应优化;粒子群算法(PSO) 中图分类号:TH17 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2021)S0-0032-09

伴随着装备集成化程度越来越高,其综合保障的难度也逐渐增大,关键在于要能够实时掌握装备关键设备的健康状况动态变化过程,以便于调整维修策略,实现装备基于状态的维修^[1-2]。但是,设备退化状态属于定性的分类,各状态间并没有明确的界限,同时状态很难直接观测,只能通过显性监测数据的分析判断隐性状态,支持向量机(SVM)等经典分类方法并不能得到理想识别结果。

隐马尔科夫模型(HMM)在 20 世纪 70 年代末 由 Baum 创建^[3],通过概率矩阵将显性观测与隐性 状态相联系,容错率高,分类能力强,因其强大的识 别能力在语音识别领域取得了巨大成功^[4],并逐渐 在图像处理、设备状态识别、故障诊断等模式识别方 面应用^[5-8]。在将 HMM 应用于装备的状态识别过 程中也出现一些不足,主要是由于该模型训练采用 Baum-Welch 算法,在参数寻优时会出现局部收敛情 况^[9-10],导致模型精度下降,在使用时需要适应性改 进。针对这一问题,许多学者引入群体智能优化算 法对 HMM 模型参数训练过程进行优化,提高学习 效率及精度。文献[9]将粒子群算法(PSO)引入 HMM 的参数优化过程,实现全局优化的目的,并将 改进后的模型应用到对报警信息识别和预测中;文 献[11]将鸟群算法(BSA)与 Baum-Welch 算法相结 合,可以有效跳出局部极值点,相对传统的 HMM 训 练算法能够取得更好的训练结果;文献[12]提出一 种带极值扰动的自适应粒子群算法,将改进后的粒 子群算法引入到 HMM 的训练中,对其初始参数进 行了优化,结果表明改进后的 HMM 具有较高的识 别能力。

本文提出一种基于自适应粒子群算法优化的 HMM 方法,在 PSO 算法中增加惯性权重因子,通过 动态控制惯性权重因子及加速因子的大小,改进 PSO 算法的全局搜索能力,提高寻优效率。并且, 利用改进的 PSO 算法对 HMM 参数学习过程进行优 化。将其应用到地面典型设备油机电站不同退化状 态下振动信号的分析处理当中,与传统方法相比,诊 断的效率和精度得到了有效地提升。

1 粒子群算法及其改进

1.1 PSO 算法基本原理

PSO 算法是一种用于非线性函数优化的集群

收稿日期:2021-04-15

作者简介:郭森(1995—),上海机电工程研究所助理工程师,主要从事导弹装备故障预测与健康管理研究。
智能优化算法^[13],在解决大规模非线性问题中具有 更高的优化效率和更好的优化结果。该算法将各个 备选解称为"粒子",全部的粒子集合称作"种群"。 PSO 算法首先生成初始种群,即在可行解空间当中 随机初始化生成一群粒子,并根据要优化的目标函 数确定与之相对应的适应度值。优化过程就是初始 种群在可行解空间内部飞行,并寻找最大或最小适 应度值的过程,粒子飞行的方向与距离由速度决定。

其数学过程描述如下:

设搜索空间维数为 *D*,总粒子数为 *N*,第 *i* 个粒 子的位置表示为向量 $x_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{iD})$,第 *i* 个粒 子当前搜索到的最优位置为 $p_{\text{best}}^i = (P_{i1}, P_{i2}, \dots, P_{iD})$,整个粒子群当前搜索到的最优位置为 $g_{\text{best}} = (g_1, g_2, \dots, g_D)$,第 *i* 个粒子的位置变化率(即速度) 为向量 $v_i = (v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{iD})$,则粒子 *i* 的 *d* 维速度和 位置可按照(1) ~ (2) 式进行迭代更新

$$\begin{aligned} v_{id}(t+1) &= v_{id}(t) + c_1 r_1(p_{id}(t) - x_{id}(t)) + \\ c_2 r_2(g_d(t) - x_{id}(t)) & (1) \\ x_{id}(t+1) &= x_{id}(t) + v_{id}(t+1), \end{aligned}$$

$$1 \le i \le N, 1 \le d \le D$$

式中: c_1 , c_2 为正数,称作加速因子。 c_1 调节粒子飞向自身最好位置方向上的步长; c_2 调节粒子飞向全局最好位置方向步长。 r_1 、 r_2 为[0,1]的随机数。

通过比较更新前后各粒子的适应度值,对单个 粒子最优位置及全局最优位置进行更新,直到满足 迭代终止条件。

1.2 PSO 算法的自适应改进

与其他群体智能算法相比, PSO 算法概念简 单,易于编程实现求解,但在优化过程中同样会面临 易于陷入局部极值点、搜索精度不高、收敛速度慢的 问题。为此引入惯性权重因子ω,对粒子飞行速度 进行调节,提高 PSO 算法的收敛速度及全局搜索能 力,使其能够快速得到全局最优结果^[14]。惯性权重 因子ω对速度的调节原理如(3)式所示

 $v_{id}(t+1) = \omega v_{id}(t) + c_1 r_1(p_{id}(t) - x_{id}(t)) + c_2 r_2(g_d(t) - x_{id}(t))$ (3)

 $c_2 r_2(g_d(t) - x_{id}(t))$ 由(3)式可以看出,引入的 ω 代表的上一代粒

子状态对当前粒子状态的影响程度,ω取值越大,则 上一代粒子状态对与当前粒子的状态影响越大;反 之,影响则越小。同时,算法的全局搜索能力也会随 着ω的增大而提高。因此,通过控制惯性权重因子 ω的大小,可以改进粒子群算法的全局搜索能力,当 ω值取为常数1时,(3)式即退化为基本粒子群算法的速度更新公式。

为了进一步提高粒子群算法的优化性能,提升 算法效率,采用基于距离控制因子的自适应调整策 略^[12]来动态修正惯性权重 ω 及加速因子 c_1, c_2 ,原 理如(4) 式所示

$$\begin{cases} D(t) = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^{N} (x_i - p_{\text{best}}^i(t))}}{N} \\ C(t) = \frac{D(t)}{\max(D)} \\ \omega = C(t) \\ c_1 = 2 \times C(t) \\ c_2 = 2 - c_1 \end{cases}$$
(4)

式中: *D*(*t*) 表示各粒子到全局最优值的平均距离; max(*D*) 表示至今平均距离的最大值;*C* 表示距离控 制因子,即各粒子到全局最优点的平均距离与平均 距离最大值的比值。

2 隐马尔科夫模型及其优化

2.1 隐马尔科夫模型

(2)

HMM 类似于一阶 Markov 过程,不同点是 HMM 是一个双内嵌式随机过程,即 HMM 是由 2 个随机 过程组成,一个是状态转移序列,它对应着一个单纯 Markov 过程;另一个是每次转移时输出的符号组成 的符号序列^[3]。其中,状态转移随机过程是不可观 测的,只能通过另一个随机过程的输出观察序列 观测。

HMM 可以通过5个参数来进行定量描述:

1) 系统状态空间 $Q_i \in (q_1, q_2, \dots, q_N)$,其中 N 为状态数目;

2) 观测值序列 $O_i \in (o_1, o_2, \dots, o_M)$,其中 M 为 系统观测值数目;

3) 系统的初始状态概率分布则记为向量 $\pi = (\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_N);$

4) 系统状态转移矩阵 $A = \{a_{ij}\}_{N \times N}$, 其中 $a_{ij} = P(Q_{i+1} = Q_j \mid O_i = q_i), 1 \le i, j \le N;$

5) 观测值转移概率矩阵 $B = \{b_{jk}\}_{N \times M}$,其中 $b_{jk} = P(O_t = V_k | Q_t = q_i), 1 \le j \le N, 1 \le k \le M_o$

通常 HMM 模型记为 $\lambda = (N, M, \pi, A, B)$, 简记 为 $\lambda = (\pi, A, B)$ 。一部分随机过程由参数 $\pi \pi A$ 表 示,另一部分用参数 B 来表示。

在实际工程应用当中,HMM 主要解决 3 个问题:评估问题、解码问题和学习问题。评估问题主要 解是在模型 λ 和观测序列 $P(O|\lambda)$ 已知的条件下, 计算在此模型下产生该观测序列的概率 $P(O|\lambda)$, 可以利用 Forward-Backward 算法进行求解;解码问 题主要是在模型 λ 和观测序列 O 已知的条件下,确 定此模型下产生相应观测序列的最优状态序列 Q, 可以利用 Viterbi 算法加以解决;学习问题即 HMM 模型的参数寻优,通过对多个观测序列O进行学习, 对 HMM 模型参数 $\lambda = (\pi, A, B)$ 进行调整,使得 $P(O|\lambda)$ 最大,可以利用 Baum-Welch 算法进行 训练。

解决 HMM 参数学习问题的 Baum-Welch 算法 是通过迭代逐步逼近极大化似然函数的下界实现 的,它只能保证收敛到对数似然函数序列的局部极 值点,而非全局极值点。在 HMM 理论中,通过训练 数据集对 HMM 参数进行训练时,不同的初始模型 参数对训练结果有较大影响,在初始模型参数适当 时才能求得与全局最优值接近的局部极大值。较其 他参数而言,观测值概率矩阵初始值对训练结果有 较大影响^[15-16],故使用优化算法对其初值选取进行 优化。

2.2 基于自适应 PSO 的初始参数优化

利用改进的 PSO 算法对隐马尔科夫模型初始 参数优化的流程如图 1 所示。优化过程中,每一个 粒子代表一个初始参数即观测值转移概率矩阵 B, 选择 Forward-Backward 算法作为适应度函数,计算 每个粒子的输出似然概率值 $P(O|\lambda)$ 作为粒子适应 度值,并据此来选择更优的个体粒子,选取的原则 为:适应度值越大的粒子位置越优。利用 Forward-Backward 算法计算 $P(O|\lambda)$ 的原理如(5) 式所示

$$\begin{cases} P(0 \mid \lambda) = \sum_{i=1}^{N} \alpha_{i}(i)\beta_{i}(i) \\ \alpha_{i}(i) = P(0_{1}, 0_{2}, \cdots, 0_{i}, Q_{i} = q_{i} \mid \lambda) \\ \beta_{i}(i) = P(0_{i+1}, 0_{i+2}, \cdots, 0_{T} \mid Q_{i} = q_{i}, \lambda) \\ 1 \leq t \leq T - 1, 1 \leq i \leq N \end{cases}$$
(5)

式中: T 为观测序列时间长度; $\alpha_i(i)$ 通过前向算法 迭代计算; $\beta_i(i)$ 通过后向算法迭代计算。

通过对比每次迭代后各粒子的适应度值对粒子 群个体最优位置 p_{best} 和全局最优位置 g_{best} 进行更新, 粒子的速度按(3)式进行自适应更新,根据粒子速



图 1 HMM 初始参数优化流程

度来更新整个粒子群,反复迭代直至满足终止条件, 得到最优的初始观测值转移概率矩阵。

基于自适应 PSO-HMM 的退化状 态识别

在改进粒子群优化算法的基础上,本文提出一种基于自适应 PSO-HMM 的装备退化状态识别方法,状态识别流程如图 2 所示。退化状态识别主要分为两个方面,一方面是不同退化状态下 HMM 模型的建立,另一方面是利用建立的不同状态下 HMM 模型对待识别数据进行处理,得到诊断结果。

3.1 数据准备

基于 HMM 的退化状态识别属于数据驱动的分 类方法,要求采用包含设备各状态特征的历史数据 进行充分训练,才能对设备实时采集的数据进行识 别。状态识别数据主要来源于处于不同退化状态下 地面装备运行时采集的振动信号,随振动产生的噪 声如短时脉冲等,对包含状态信息的有用信号产生掩盖,对产品状态识别精度、退化程度的准确判断会造成严重干扰,而基于传统降噪方法处理时,计算复杂、费时费力。研究表明,在分析突发性故障信号时,数学形态滤波法更有优势^[17]。因此,采用多尺度形态滤波器对原始振动数据进行去噪预处理,为

后续进行特征提取、模型训练提高效率和精度。同时,为了全面反映设备运行的振动特征,从多个特征 域提取设备的状态信息,主要包括时域范围内的均 值、方差、均方根值、波形因子、峰值因子、脉冲因子、 裕度因子、峭度因子、歪度因子等,频域范围内的幅 频特性,时频域的小波包能量谱,共23 维特征。



图 2 基于自适应 PSO-HMM 的退化状态识别流程

振动特征集构造完毕之后,引入核主元分析 (KPCA)方法对其进行维数约简,融合多个复杂性 能指标,删除冗余,保留主要成分,减少模型训练时 间。同时,由于不同特征之间量化方式有所差别,数 值相差较大,且不符合 HMM 模型处理数据的基本 要求,因此需要将筛选后的振动特征集进行归一化 处理并在同一等级划分标准上进行量化,作为状态 的显性观测值,完成 HMM 模型训练之前的数据准 备工作。

3.2 HMM 模型训练

HMM 模型训练过程主要有两部分,一是利用自适应 PSO 算法对模型初始参数进行优化,二是根据参数初始化结果采用 Baum-Welch 算法对模型参数进行寻优,得到油机电站不同状态的 HMM 模型。

首先,将降维量化后的不同磨损状态振动特征 集按一定比例随机划分为训练集与测试集;然后,随 机确定 HMM 中的初始分布矩阵 π、状态转移概率 矩阵A,并按图2所示流程,以(5)式为目标函数,利 用自适应 PSO 算法优化求解令模型输出似然概率 值 P(O \λ) 最大的初始观测值转移概率矩阵 B;最 后,将优化后矩阵B作为利用Baum-Welch算法进行 不同状态 HMM 模型学习训练的观测值概率矩阵初 始值,其余2个初始参数按左-右型马尔科夫链特征随机选取,利用不同状态振动特征训练集分别训练 多个退化状态的 HMM 模型 λ_i ,对参数进行迭代优 化,直至满足终止条件,完成 HMM 模型训练工作, 得到不同状态的模型 λ_i ,并采用测试用特征数据集 对模型训练效果验证,分析模型状态识别能力。

3.3 退化状态识别

完成油机电站各状态下 HMM 模型的建立之后,即可以针对实测数据进行状态分类,根据模型的输出结果来判断油机的健康状态退化程度。

根据图 2 所示流程,待识别油机振动数据也需 要进行预处理进行去噪,之后提取故障特征并降维 量化处理,形成待识别数据集。将经降维量化之后 的特征集输入至经过训练的各状态 HMM 模型,采 用 Forward-Backward 算法计算各模型输出结果即对 数似然概率值,选择似然概率值较大的模型对应油 机待识别数据所属的退化状态,完成状态识别。

4 仿真校验

4.1 振动特征提取

本文采用油机电站实际振动数据对上述自适应 PSO-HMM 退化状态识别方法进行仿真,试验选用 康明斯 EQB190-20 型号油机,设置 5 种不同磨损状 态(包括正常状态、轻度退化、中度退化、重度退化、 故障状态),采用加速度传感器采集油机缸盖振动 信号,采样频率设置为 200 kHz,采集的数据包括五 种状态下各 250 组振动数据,总计 1 250 组样本。 在此基础上分析自适应 PSO 算法优化性能及优化 之后 HMM 退化状态识别的精度。

首先对各组数据先进行高通滤波,然后采用多 尺度形态滤波方法进行去噪,结果示例如图3所示。



图 3 振动信号降噪结果



提取混合域振动特征,并使用 KPCA 方法对混 合域特征进行降维和归一化处理,其3 维特征累积 贡献率即达到90%以上,如图4所示,3种状态基本 能够分离。将主元累积贡献率设置为96%时,混合 域特征维度降低为7维,继续增加维度,累积贡献率 并无明显提高。因此,选择此7维特征进行量化处 理,每种状态随机选取200组样本作为训练数据用 于 HMM 模型训练,剩余样本作为待识别数据用于 测试模型分类准确率。



图 4 KPCA 降维结果

4.2 基于自适应 PSO 的初始参数优化

初始观测值转移概率矩阵 B 的取值对隐马尔 科夫模型的训练结果会产生较大影响,因此将 HMM 模型的初始参数 B 作为算法优化目标,以 Forward-Backward 算法作为适应度函数,计算每个粒子的输 出似然概率值作为粒子适应度值。采用降维量化后 的训练数据集进行算法的优化,并与标准 PSO 算法 优化结果进行对比。2 种算法对不同状态的模型初 始参数优化结果如图 5 所示。





图 5 各状态模型参数优化训练曲线

从几种不同状态的模型参数优化曲线可以看出,与标准 PSO 算法相比,无论是在最终的适应度收敛值上,还是收敛速度方面,经过自适应改进的 PSO 算法表现都更加优异,证明自适应 PSO 算法的 全局寻优能力要优于标准的 PSO 算法。

4.3 HMM 模型训练与识别结果

将选取的各状态训练数据集量化之后用于 HMM 模型训练,HMM 模型状态数设置为 3,量化级 数设置为 25,初始状态转移概率矩阵随机选取。将 经过自适应 PSO 算法优化的结果作为 Baum-Welch 算法的初始参数,分别对油机正常状态、轻度退化状态、中度退化状态、重度退化状态、故障状态的HMM 模型进行训练。

训练完成之后,将剩余 250 组测试数据集分别 输入已训练的各状态 HMM 模型,对训练的模型识 别精度进行测试,并将测试结果与经标准 PSO 算法 优化的 HMM 模型及传统 HMM 模型分类结果进行 对比。标准 PSO-HMM 及自适应 PSO-HMM 的输出 似然概率值如图 6 至 7 所示。



图 6 标准 PSO-HMM 算法输出结果



图 7 自适应 PSO-HMM 算法输出结果

根据输出似然概率值最大原则确定测试样本的 状态识别结果,并计算各算法的识别精度。同时采 用支持向量机(SVM)算法用相同数据进行训练、测 试,将分类结果与自适应 PSO-HMM 算法识别结果 进行对比分析。各算法分类正确率如表1所示。

	表1 不同算	法分类结果对	
		分类准确率	
状态	经典 SVM	标准 PSO-HMM	自适应 PSO-HMM
正常状态	98	86	100
轻度退化	88	88	92
中度退化	92	90	96
重度退化	90	84	94
故障状态	96	86	100
综合识别	92.8	86.8	96.4

自适应 PSO-HMM 算法识别效果最优,经典 SVM 算法次之,标准 PSO-HMM 算法识别能力最弱。 从中可以看出,引入群体智能优化算法能够提高传 统 HMM 模型的识别精度。并且经过自适应改进粒 子群算法优化的 HMM 方法对油机电站的运行状态 识别精度要比标准 PSO-HMM 算法精度更高,其中 油机正常状态的分类正确率提升了 14%,轻度退化 状态分类准确率提升了 4%,中度退化状态分类准确率提升了 6%,重度退化状态分类准确率提升了 10%,故障状态分类准确率则提升 14%。整体分类 准确率达到 96.4%,与标准 PSO-HMM 相比提高了 9.6%。此外,由于经典 SVM 算法中核函数及惩罚 因子等参数的选择对模型分类结果影响较大,因而 模型识别能力要弱于自适应 PSO-HMM 算法。

不同算法训练耗时如表 2 所示,由于群体智能 优化算法的引入,HMM 训练耗时有所增加,但前期 对油机振动数据进行特征提取后采用 KPCA 方法进 行降维处理,有效提升后续算法的训练效率,一定程 度上降低了由于自适应 PSO 算法所带来的模型训 练时间上的影响。而且,对标准 PSO 算法进行自适 应改进后,能够更快找到全局最优值,有效减少算法 迭代次数,缩短训练时长。

表 2 不同算法训练耗时对比

模型	训练耗时/s	测试时间/s
经典 SVM	31.497	0.106
标准 PSO-HMM	92.297	0.127
自适应 PSO-HMM	60.382	0.125

本文提出了一种基于自适应粒子群优化的 HMM 装备退化状态识别方法,对标准 PSO 算法进 行了自适应改进,在此基础上对 HMM 初始参数进 行了优化,并给出了基于自适应 PSO-HMM 退化状 态识别流程。为了验证该方法的有效性,利用油机 电站不同状态的实测振动数据,将自适应 PSO-HMM 与标准 PSO-HMM 两种分类方法进行了对比,得到以下结论:

1) 经过距离因子自适应改进的 PSO 算法较标 准算法有更优的全局搜索能力和更快的收敛速度;

2) 自适应 PSO-HMM 的识别精度比标准 PSO-HMM 更高,整体分类准确率能够达到 96.4%,提高 9.6%。

参考文献:

- [1] 冯玉光,徐望,顾均元,等. 导弹装备健康管理及其关键技术研究[J]. 兵器装备工程学报, 2017, 38(1): 7-11
 FENG Yuguang, XU Wang, GU Junyuan, et al. Study of missile equipment health management and key technology[J]. 2017, 38(1): 7-11 (in Chinese)
- [2] 郭璐, 毛勇, 姚会举. 面向装备综合保障设计的大数据系统研究[J]. 空天防御, 2019,2(1): 70-75 GUO Lu, MAO Yong, YAO Huiju. Research on big data system orient to integrated support design of equipment[J]. Air & Space Defense, 2019, 2(1): 70-75 (in Chinese)
- [3] BAUM L E, EAGON J A. An inequality with applications to statistical estimation for probabilistic functions of Markov processes and to a model for ecology[J]. Bull Amer Math Soc, 1967, 73(3): 360-363
- [4] 崔天宇. 基于 HMM 的语音识别系统的研究与实现[D]. 长春: 吉林大学, 2016
 CUI Tianyu. Research and implementation of speech recognition system based on HMM[D]. Changchun: Jilin University, 2016 (in Chinese)
- [5] 王恒,季云,朱龙彪,等.基于 HDP-CHMM 的机械设备性能退化评估[J].振动、测试与诊断,2018,38(4):733-737 WANG Heng, JI Yun, ZHU Longbiao, et al. Performance degradation evaluation of mechanical equipment based on HDP-CHMM[J]. Journal of Vibration Measurement & Diagnosis, 2018, 38(4):733-737 (in Chinese)
- [6] 王刚,陈捷,洪荣晶,等. 基于 HMM 和优化的 PF 的数控转台精度衰退模型[J]. 振动与冲击, 2018, 37(6): 7-13 WANG Gang, CHEN Jie, RONG Hongjing, et al. Model for the positional accuracy degradation of NC rotary tables based on the hidden Markov model and optimized particle filtering[J]. Journal of Vibration and Shock, 2018, 37(21): 7-13 (in Chinese)
- [7] 李奕江,张金萍,李允公.基于 VDM-HMM 的滚动轴承磨损状态识别[J].振动与冲击,2018,37(21):61-67
 LI Yijiang, ZHANG Jinping, LI Yungong. Wear state recognition of rolling bearings based on VMD-HMM [J]. Journal of Vibration and Shock, 2018, 37(21):61-67 (in Chinese)
- [8] ADITIYA N A, DHARMAWAN M R, DAROJAH Z, et al. Fault diagnosis system of rotating machines using hidden Markov model(HMM)[C]//International Electronics Symposium on Knowledge Creation and Intelligent Computing, 2017: 177-181
- [9] 耿宁. 基于粒子群优化的隐马尔科夫模型的复合攻击预测方法[J]. 通信电源技术, 2015, 32(3): 69-71
 GENG Ning. Approach to forecasting multi-step attack using hidden Markov model based on particle swarm optimization[J].
 Telecom Power Technology, 2015, 32(3): 69-71 (in Chinese)
- [10] 江金源. 基于 HMM 的滚动轴承故障诊断方法研究及硬件实现[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2018 JIANG Jinyuan. Research and hardware implementation of rolling bearing fault diagnosis based on HMM[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018 (in Chinese)
- [11] 丁超然,刘三明,王帅,等. 基于改进连续隐马尔科夫模型的风机齿轮箱故障诊断[J]. 电力学报, 2019, 34(1): 68-78 DING Chaoran, LIU Sanming, WANG Shuai, et al. Fault diagnosis of fan gearbox based on improved continuous hidden Markov model[J]. Journal of Electric Power, 2019, 34(1): 68-78 (in Chinese)
- [12] 朱嘉瑜,高鹰. 基于改进粒子群算法的隐马尔科夫模型训练[J]. 计算机工程与设计, 2010, 31(1): 157-160
 ZHU Jiayu, GAO Ying. Adaptive particle swarm optimization for hidden Markov model training[J]. Computer Engineering and Design, 2010, 31(1): 157-160 (in Chinese)
- [13] KENNEDY J. The particle swarm: social adaptation of knowledge [C] // Proceedings of IEEE International Conference on

Evolutionary Computation, Indianapolis, Indiana, 1997

[14] 张金玉. 装备智能故障诊断与预测[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013

ZHANG Jinyu. Intelligent fault diagnosis and prognosis for equipment[M]. Beijng: National Defence Industry Press, 2013 (in Chinese)

- [15] 何栋磊,黄民. 基于遗传算法优化 HMM 的刀具磨损状态监测研究[J]. 机床与液压, 2017, 45(15): 106-108
 HE Donglei, HUANG Min. Research on tool wear state monitoring based on optimized HMM by genetic algorithm[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2017, 45(15): 106-108 (in Chinese)
- [16] 张西宁, 雷威, 杨雨薇, 等. 采用自适应基因粒子群算法优化隐马尔科夫模型的方法及应用[J]. 西安交通大学学报, 2018, 2(8): 1-8
 ZHANG Xining, LEI Wei, YANG Yuwei, et al. Adaptive genetic particle swarm algorithm for optimization hidden Markov

ZHANG Xining, LEI Wei, YANG Yuwei, et al. Adaptive genetic particle swarm algorithm for optimization hidden Markov models with applications[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 2(8): 1-8 (in Chinese)

[17] 王金东, 张隆宇, 赵海洋, 等. 状态形态学滤波与 EWT 故障特征提取方法研究[J]. 噪声与振动控制, 2018, 38(5): 192-197

WANG Jindong, ZHANG Longyu, ZHAO Haiyang, et al. Fault feature extraction method based on mathematical morphology filtering and adaptive empirical wavelet transform[J]. Noise and Vibration Control, 2018, 38(5): 192-197 (in Chinese)

Equipment degradation state recognition method based on improved hidden Markov model

GUO Sen, WANG Dawei, ZHANG Shaowei, FENG Anan, HE Wenhai (Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: Aiming at the problem that parameters learning algorithm of hidden Markov model(HMM) for surface equipment state recognition easily converges to local optimal solutions, an improved HMM is proposed based on adaptive particle swarm optimization(PSO). An inertial weight factor is joined in the basic PSO. It is controlled dynamically based on the iterative results of the algorithm. Therefore global search capability of the new algorithm is improved. The adaptive method is integrated to parameters learning algorithm of HMM, which contributed to optimize the initial parameters of HMM. The new model is applied to state recognition for diesel engine with different degradation state. Actual engine vibration data is analyzed. The correct classification rate of the proposed method reached 96.4%, better than the traditional method based on PSO. The results verify that the proposed state recognition method has a better performance than the traditional algorithm.

Keywords: surface equipment; degradation state recognition; HMM; adaptive optimization; PSO

橡胶最大主伸长率对堵盖开裂性能影响研究

张猛,杨大望,李修明,段佳倩,杨明

(上海航天动力技术研究所,上海 201109)

摘 要:针对某型号固体火箭发动机用橡胶堵盖承压状态下开裂的问题,基于开裂能密度对于橡胶 材料的开裂机理及准静态拉伸载荷下的力学行为开展研究,得出橡胶材料的开裂性能主要与材料 的最大主伸长率有关,且橡胶材料在准静态拉伸载荷作用下主要呈现超弹性,在150%应变范围 内,Ogden 超弹性本构模型可以较好地表征其力学行为;基于 Abaqus 有限元软件及承压试验对不 同最大主伸长率橡胶材料承压状态下橡胶堵盖的应力场分布规律展开研究,得出其最大应力区域 为内型面根部,且橡胶材料的最大主伸长率提高 13%,最大应力降低 4.5%,当最大主伸长率提高 94%,其最大应力降低约 29%,即相同工况下,橡胶材料最大主伸长率越高,堵盖中最大应力越小, 因此通过调整橡胶材料的最大主伸长率可以有效地降低橡胶堵盖结构的开裂风险。

关 键 词:固体火箭发动机;橡胶堵盖;裂纹;最大主伸长率 中图分类号:V255 **文献标识码:**A **文章编号:**1000-2758(2021)S0-0041-06

堵盖是固体火箭发动机喷管的重要组成部分之一,通常采用粘接的方式固定在发动机喷管内型面上,在发动机存储、运输以及挂飞过程中起到密封防 潮的作用,同时为发动机提供满足要求的点火压强。 目前堵盖的材料主要有硬铝^[1]、纯铜^[2]等金属堵盖 以及橡胶堵盖两类。有很多学者^[34]对堵盖的作用 及打开性能开展了研究,研究方法也逐渐成熟,但主 要针对金属堵盖,而橡胶堵盖由于结构及性能较为 复杂,研究尚不充分。

典型的橡胶堵盖结构为工字型回转体结构,该 结构适用于单向承压和双向承压多种工况,是目前 应用较广泛的橡胶堵盖结构形式。橡胶堵盖在承压 状态有产生裂纹的情况,裂纹在导弹多次挂飞时,由 于高空环境与发动机内压强差的循环作用会逐步扩 展,甚至形成贯穿裂缝,进而导致堵盖失去密封作 用,严重影响固体火箭发动机乃至导弹的正常工作。 橡胶堵盖通常由橡胶层和夹布层两部分结构组成, 其中夹布层主要起承载能力,橡胶层主要起密封 作用。

橡胶堵盖中橡胶材料作为一种高分子聚合物, 由生胶进行混炼然后经硫化使其内部分子链相互交 联而成^[5-6],在混炼及硫化过程中有诸多因素如配 方及水分等都将对橡胶的强度及最大主伸长率等性 能产生一定的影响,而橡胶材料的强度及最大主伸 长率也会进而影响到堵盖的密封性能。因此有必要 对承压状态下橡胶材料的受力状态及其影响因素进 行分析,为橡胶堵盖的设计、优化以及固体火箭发动 机及导弹的正常工作提供保证。

1 橡胶裂纹产生机理

当橡胶堵盖内型面承受均布压强作用时,属于 多轴载荷作用工况,此时橡胶材料的撕裂能与开裂 能密度 W_c 及裂纹尺寸 a 乘积呈正比^[7],具体表达 式为

$$T = 2kW_c a \tag{1}$$

式中, k 是最大主伸长率 λ_{max} 的函数

$$k = \frac{2.95 - 0.08(\lambda_{\max} - 1)}{\lambda_{\max}^{1/2}}$$
(2)

₩。满足^[8]

$$\mathrm{d}W_c = f(Y)\,\mathrm{d}\lambda_{\max} \tag{3}$$

$$f(Y) = Y_1 / Y_2 \tag{4}$$

收稿日期:2021-04-15

作者简介:张猛(1994—),上海航天动力技术研究所助理工程师,主要从事固体火箭发动机结构设计研究。

$$Y_{1} = l_{1,p}^{2} \lambda_{1}^{-1} \left[-p\lambda_{1}^{-2} + 2\frac{\partial\psi}{\partial(\lambda_{1}^{2})} \right] + l_{2,p}^{2} \left[-p\lambda_{1}^{-2B} + 2\frac{\partial\psi}{\partial(\lambda_{2}^{2})} \right] \left(\frac{\partial B}{\partial\lambda 1} \ln\lambda_{1} + \frac{B}{\lambda_{1}} \right) + (1 - l_{1,p}^{2} - l_{2,p}^{2}) \left[-P\lambda_{1}^{2(B+1)} + 2\frac{\partial\psi}{\partial(\lambda_{3}^{2})} \right] \cdot \left[-(B+1)\lambda_{1}^{-1} - \frac{\partial B}{\partial\lambda_{1}} \ln\lambda_{1} \right]$$
(5)
$$Y_{2} = l_{1,p}^{2} \lambda_{1}^{-2} + l_{2,p}^{2} \lambda_{1}^{-2B} + (1 - l_{2}^{2} - l_{2}^{2}) \lambda^{2(B+1)}$$
(6)

$$\lambda_2 = \lambda_1^B$$

B 为双轴度因子^[8]。

根据(1)~(6)式可知,橡胶材料的最大主伸长 率对其开裂性能具有重要影响,本文以固体火箭发 动机橡胶堵盖为研究对象,对该影响开展研究。

2 材料性能试验研究

为提高研究结果的精确性,对堵盖用橡胶材料 开展单轴拉伸试验,试验所用试件对照标准 GB/T 528-2009 中 I 型哑铃试件,利用标准裁刀对硫化胶 片进行裁剪,试件具体形状及参数如图 1a)所示。





b) 哑铃型试件



拉伸试验过程按照标准 GB/T 528-2009 中的要求进行。该试验在室温下进行,所用的试件为标准 哑铃型试件,由切片机裁剪硫化橡胶片获得,见图 1b)。

试验用橡胶共3种:5171(A型)、5171(B型)、 5860。每种取3组,其应力-应变关系如图2所示。



图 2 橡胶材料应力-应变曲线

通过橡胶材料的应力-应变曲线可知,当承受 准静态拉伸载荷作用时,上述3种曲线变化趋势基 本一致,并呈现非线性,这是由于橡胶是一种高分子 聚合物,其内部由大量混乱分布的分子链组成,当橡 胶材料受到拉伸载荷作用时,无规则分布的分子链 逐渐向相对规则的状态变化,该阶段中橡胶材料表 现的较"软",当橡胶材料继续被拉伸,将进入应变 硬化阶段,该阶段中橡胶分子链呈现拉直状态,同时 橡胶中由于硫化导致的内部结晶区及硬化区将同时 产生作用,斜率增大,导致整体呈现非线性,并呈现 超弹特性^[9-10]。同时从图 2 中可知每种橡胶拉伸应 力-应变曲线基本一致,因此分别任取其中一组数 值作为有效数据进行超弹性本构模型拟合(如图 3 所示),通过对各常用超弹性本构模型进行数据拟 合发现,Ogden 超弹性本构模型可以较好地表征上 述 3 种橡胶的力学行为,其拟合所得模型参数见表 1,并根据试验结果计算得到 3 种橡胶的最大主伸长 率如表 2 所示。



	Since 1944 and a second second	M±M192
橡胶	$\mu_i(i=1,2,3)$	$\alpha_i(i=1,2,3)$
	-475.33	0.78
5171(A型)	233.36	1.81
	247.27	-0.54
	-532.36	1.2
5171(B型)	261.29	2.06
	275.81	0.12
	-31.45	3.67
5860	24.86	4.33
	10.97	-3.73

表 1 各橡胶材料 Ogden 本构模型拟合参数

表 2 各橡胶材料最大主伸长率

橡胶种类	最大主伸长率/%
5171(A型)	175
5171(B型)	197.7
5860	340.3

3 橡胶堵盖承压状态仿真研究

3.1 有限元模型

为进一步研究橡胶堵盖承压状态的力场分布规 律,利用 Abaqus 有限元计算软件对其进行 0.3 MPa 承压状态仿真研究。由于橡胶堵盖是对称结构,取 1/2 模型进行计算,其有限元模型及网格划分情况 如图 4 所示,其中橡胶材料单元类型为 C3D8H。



3.2 边界条件

在对称面上施加对称边界条件;内型面施加 0.3 MPa均布压强;外型面为粘接面,因此设置为固 定约束。

3.3 结果讨论

利用上述模型对 0.3 MPa 橡胶堵盖承压状态进行仿真研究,仿真计算结果如图 5 至 6 所示。





图 5 橡胶堵盖位移场分布

根据仿真结果可知,橡胶堵盖承压状态下,橡胶 层中应力最大区域为内型面根部,且当可看到5171 (A型)最大应力 5.08 MPa,最大位移为 17.42 mm。 5171(B型)时,其最大主伸长率增加13%,最大应 力为4.85 MPa,降低了4.5%,最大位移为17.71 mm。 当胶料调整为5860时,其最大主伸长率增大94%, 材料韧性进一步提高,其最大应力降低为3.59 MPa, 降低 29%,最大位移增加为 18.37 mm,可见当同一 结构在相同受力状态下,随着材料的最大主伸长率 的增大,其变形会相应增大,导致受力面积进一步增 大,从而使根部倒角处的受力状态得到更进一步的 缓解,因此出现最大应力随着材料最大主伸长率增 加而逐渐减小的趋势。综上所述,在堵盖的设计及 优化过程中,通过调整材料的最大主伸长率可有效 地降低堵盖结构橡胶材料产生裂纹风险。

试验校验 4

为了进一步验证仿真分析结果,对上述3种胶 料的堵盖进行了 0.3 MPa 承压试验,试验装置如图 7 所示,试验后对其结构完整性进行检查,统计其开 裂情况,详见表3。



图 7 承压试验装置

表 3 承压试验结果

试验	- 防火	裂纹情况		
轮次	加又不平 -	1#	2#	3#
1	5171(A型)	1:长10 mm	1:长 6.1 mm 2:长 6.3 mm	无
2	5171(B型)	无	无	无
3	5860	无	无	无

由表3可知,当橡胶材料为延伸率较低的5171 (A型)时,其在相同承压状态下有2个堵盖在根部 产生不同数量的裂纹,开裂概率较高,而选用其他2 种延伸率较高的橡胶时,由于橡胶分子链的伸展状 态更高,对根部的受力状态起到了更好程度的缓解, 因此在承压状态下均未产生裂纹。

5 结 论

本文针对某固体火箭发动机用橡胶堵盖开裂问题,基于橡胶材料开裂能理论、Abaqus有限元软件 及相关试验,对橡胶堵盖承压状态下橡胶层受力特 性及橡胶堵盖用橡胶材料在准静态下拉伸载荷作用 下的力学行为开展研究,结果表明:①橡胶材料裂纹的产生与演化主要与橡胶材料的开裂能密度相关, 而开裂能密度由材料的最大主伸长率决定;②橡胶 材料作为一种高分子聚合物,在准静态拉伸载荷下 应力-应变行为呈现超弹性,采用 Ogden 超弹性本 构模型可以有效地表征目前橡胶堵盖常用的几种橡 胶材料力学特征;③相同受力状态下,当橡胶材料最 大主伸长率提高 13%,其最大应力降低 4.5%,当最 大主伸长率提高 94%,其最大应力降低约 29%,即 最大主伸长率越高,材料韧性越好,其开裂风险越 低,因此在设计产品时选择材料时,需充分考虑该材 料性能及使用工况,谨慎选择。

参考文献:

 [1] 陈昌将,陆一智,何快,等. 某固体火箭发动机喷管金属堵盖结构性能研究[C]//中国航天第三专业信息网第三十八届 技术交流会暨第二届空天动力联合会,2017
 CHEN Changjiang, LU Yizhi, HE Kuai, et al. Research on the structure performance of a solid rocket motor nozzle closure[C]
 //The 38th Technical Exchange Conference of China Aerospace Third Professional Information Network and the 2nd Aerospace

// The 38th Technical Exchange Conference of China Aerospace Third Professional Information Network and the 2nd Aerospace Power Federation, 2017 (in Chinese)

- [2] 屠小昌,王占利,王小娟. 硬质泡沫喷管堵盖试验及研究[J]. 固体火箭技术,2004,27(1): 81-83
 TU Xiaochang, WANG Zhanli, WANG Xiaojuan. Test and research on the blocking of hard foam nozzle closure[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2004, 27(1): 81-83 (in Chinese)
- [3] 史宏斌,侯晓,钟伟芳. 受冲压作用固体发动机喷管堵盖应力分析[J]. 固体火箭技术,1997,20(4):18-21
 SHI Hongbin, HOU Xiao, ZHONG Weifang. The analysis of SRM nozzle closure under quick pressurization[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1997, 20(4): 18-21 (in Chinese)
- [4] 谢国君,支小敏,王影,等. 喷管堵盖开裂失效分析[J]. 宇航材料工艺, 2014, 3: 101-103
 XIE Guojun, ZHI Xiaomin, WANG Ying, et al. Failure analysis of nozzle closure[J]. Aerospace Material Technology, 2014, 3: 101-103 (in Chinese)
- [5] CAO L M, ZHENG A X, CAO X W, et al. Morphology and nonisothermal crystallization of dynamically vulcanized PP/EPDM blends in situ compatibilized via magnesium dimethacrylate[J]. Polym Test, 2017, 62: 68-78
- [6] 周颖,王蒙,何玮頔,等.动态硫化三元乙丙橡胶/聚丙烯橡胶:流变、结晶和动态力学性能[J].高分子材料科学与工程,2020,36:32-39
 ZHOU Ying, WANG Meng, HE Weidi, et al. Dynamically vulcanized EPDM/PP rubber:rheological,crystalline and dynamic

mechanical properties[J]. Polymer Material Science and Engineering, 2020, 36: 32-39 (in Chinese)

- [7] AT-BACHIR M, MARS W V, VERRON E. Energy release rate of small cracks in hyperelastic materials [J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2012, 47: 22-29
- [8] 王小莉. 橡胶隔振器多轴疲劳寿命预测方法研究[D]. 广州: 华南理工大学,2014
 WANG Xiaoli. Studies on life prediction of multiaxial fatigue for rubber isolators[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2014 (in Chinese)
- [9] MARS W V. Multiaxial fatigue of rubber[D]. USA: The University of Toledo, 2001
- [10] 张猛. 着陆过程航空轮胎热力学特型研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2019
 ZHANG Meng. Study on thermal-mechanical characteristics of aircraft tires during landing[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019 (in Chinese)

Effect of maximum principal elongation of rubber material on cracking performance of nozzle closure

ZHANG Meng, YANG Dawang, LI Xiuming, DUAN Jiaqian, YANG Ming

(Shanghai Space Propulsion Technology Research Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: Aiming at the problem of cracking of a certain Type of rubber nozzle closure under pressure, based on the cracking energy density, the cracking mechanism of rubber materials and the mechanical behavior under quasi-static tensile load were studied, and it was consluded that the cracking energy density of rubber materials is mainly related to the maximum principle elongation of the material, and the rubber material is mainly hyperelastic under quasi-static tensile load, in the 150% strain range, the Ogden hyperelastic constitutive model can fit its mechanical behavior well; Based on the Abaqus finite element software and pressure-bear test, the distribution law of the stress distribution of nozzle closure in different maximum main elongation rubber materials is carried out, and the maximum stess mainly distribute in the root of the inner surface, moreover, when the maximum main elongation of the rubber material increase 94%, the maximum stress reduce 29%, that is, under the same conditions, the larger the maximum principal elongation of rubber material is, the smaller the maximum stress of the nozzle closure is, so the risk of cracking of nozzle closure structure can be effectively reduced by adjusting the maximum main elongation of the rubber material.

Keywords: solid rocket motor; nozzle closure; crack; maximum principal elongation

高转速涡轮发动机转子临界转速计算

韩涛翼,李纪永,赵彧,熊杰,李芳

(四川航天中天动力装备有限责任公司,四川成都 610100)

摘 要:当涡轮发动机工作转速与临界转速重合时会发生共振,因此需对涡轮发动机的临界转速进 行计算。基于此,对某型高转速涡轮发动机的临界转速进行了求解。将转子支承结构分为支架和 轴承两部分,其中分析了转子的传力路径,并简化了支架三维模型,采用 ANSYS 对支架进行静力学 分析和谐响应分析,得到了支架静刚度和动刚度。通过支架刚度和轴承刚度耦合得到了综合静刚 度和综合动刚度,进而得到综合静、动刚度下,转子的各阶振型和临界转速。结果表明:支架静刚度 不随载荷的变化而变化,支架动刚度随转速增加而减小,综合动刚度下的转子临界转速高于综合静 刚度下的转子临界转速,可为今后的研究提供参考。

转子系统振动是发动机整机振动的主要来 源^[1]。当发动机工作转速与其转子系统的临界转 速重合时,剧烈的共振会造成严重的破坏,如 WP6、 WP7 系列发动机曾多次出现因共振而导致涡轮部 分断裂的情况^[2]。研究发动机转子系统的临界转 速特性对发动机故障分析以及设计方案改进具有指 导意义^[3]。国内外诸多学者在这一方面进行了深 入的研究。文献[4]针对同向转子和反向转子系 统,采用传递矩阵法计算了临界转速。文献[5]将 改进的整体传递矩阵方法运用于顺转双转子系统临 界转速计算。文献[6]采取有限元法计算了航空发 动机双转子系统的临界转速。计算转子临界转速一 般采用传递矩阵法和有限元法,与传递矩阵法相比, 有限元法求解精度更高^[7]。

在影响涡轮发动机转子临界转速的诸多因素 中,支承刚度是最主要的因素之一^[8-9]。文献[10] 对比了静刚度、动刚度和整机模型对转子临界转速 的计算结果,结果表明转子支承动刚度模型得到的 转子动力学特性与整机模型计算结果更为接近。文 献[11]研究表明,采用动刚度模型使得临界转速更 接近于整机模型计算结果。文献[12]采用3种整 机模型对转子临界转速进行计算,并对计算过程及 结果进行了对比分析,发现转子-支承动刚度整机 模型在计算速度与结果准确性两方面均具有优势。 文献[13]的研究表明支承静刚度模型与部件模型 有较大误差,而支承动刚度模型计算得到的临界转 速与采用部件系统模型的计算结果更为接近,但是 随着临界转速阶次增大,其误差也随之增大。

基于以上研究,本文针对某型高转速涡轮发动 机转子,计算了支架部分的静、动刚度,并与轴承刚 度耦合得到综合静刚度与综合动刚度。而后分别采 用综合静刚度与综合动刚度获得了转子的振型和临 界转速,并对结果进行了对比分析,以期为今后的研 制工作提供参考。

1 高转速涡轮发动机转子系统

高转速涡轮发动机转子系统由电机转子、离心 叶轮、涡轮轴和涡轮组成。转子系统由2个角接触 球轴承提供支撑,定距轴套对轴承起定位作用,三维

收稿日期:2021-04-15

作者简介:韩涛翼(1992—),四川航天中天动力装备有限责任公司助理工程师,主要从事发动机总体设计研究。

通信作者:李纪永(1985—),四川航天中天动力装备有限责任公司高级工程师,主要从事发动机总体设计研究。



图1 转子系统示意图

本款发动机轴向扩压器叶片与机匣存在间隙, 故轴向扩压器与机匣之间不存在直接传力。轴向扩 压器与发动机其他部件通过螺栓连接,转子产生的 力由轴承经轴承座套传向轴向扩压器,再经轴向扩 压器传向发动机其余部件,最终传向发动机安装节。

本文将轴承座套和轴向扩压器定义为轴承支 架。轴承与轴承座套过盈配合,轴承座套与轴向扩 压器通过螺栓连接,如图2所示。



图 2 转子支承示意图

2 刚度计算

支承刚度是影响转子系统临界转速的主要因 素,也是计算转子临界转速的必要条件。

2.1 支架静支承刚度计算

支架部分由轴向扩压器和轴承座套组成。

2.1.1 支架模型简化

在采用有限元软件进行计算时,由于叶片特征 复杂,要达到较高的计算精度需划分大量的网格,会 严重影响计算效率,因此有必要对轴向扩压器三维 模型进行简化。轴向扩压器简化方案如图 3 所示, 采用等质量和转动惯量的简化方式,将周向导叶用 外圆周凸缘替代。



2.1.2 支架静刚度计算

将简化后的模型装配后使用 ANSYS Workbench 进行计算,由于轴向扩压器通过螺栓与发动机其余 部分相连,因而在轴向扩压器外周螺栓孔处施加固 定约束,如图 4 所示。



图 4 轴向扩压器约束示意

分别单独对前后轴承腔施加径向载荷,加载方 案见图 5。载荷大小分别为 50,500,1 000 N,计算 结果显示支架最大径向变形(以下简称变形)均出 现在加载区域内,与之对应变形值见表1,其中δ₁为 前轴承腔变形值,δ₂为后轴承腔变形值。



表 I 变形计算结果				
载荷/N	δ_1 /mm	δ_2/mm		
50	2.49×10 ⁻⁵	4.77×10^{-5}		
500	2.49×10^{-4}	4.77×10^{-4}		
1 000	4.98×10^{-4}	9.53×10 ⁻⁴		

通过载荷与变形值的比值来等效径向静刚度 (以下简称为静刚度),结果见表 2,其中 K₁ 为前轴 承腔静刚度,K,为后轴承腔静刚度,可见静刚度为 定值,不随载荷大小而变化。

载荷/N	$K_1/(\mathrm{N}\cdot\mathrm{mm}^{-1})$	$K_2/(\mathrm{N}\cdot\mathrm{mm}^{-1})$
50	2.01×10^{6}	1.05×10^{6}
500	2.01×10^{6}	1.05×10^{6}
1 000	2.01×10^{6}	1.05×10^{6}

表 2 静刚度计算结果

2.1.3 支架动刚度计算

采用 ANSYS Workbench 对支架进行谐响应分 析,计算其动刚度。分别单独对前后轴承腔施加 50 N径向载荷,激振频率为0~1 150 Hz,求解频率 点数为12个,提取最大变形值,用载荷与变形值的 比值等效刚度,将激振频率转化为等效转速,得到径 向动刚度值(以下简称动刚度)见表 3,其中 K,为前 轴承腔动刚度,K₄为后轴承腔动刚度。

动刚度曲线如图6所示,可见随着转速增加,轴 承腔动刚度减小,且减小趋势加快。

表 3 动刚度计算结果

转速/(r・min⁻¹)	$K_3/(\mathrm{N}\cdot\mathrm{mm}^{-1})$	$K_4/(\mathrm{N}\cdot\mathrm{mm}^{-1})$
3 000	5.42×10 ⁷	1.86×10 ¹⁰
9 000	5.38×10 ⁷	1.85×10^{10}
15 000	5.31×10 ⁷	1.83×10 ¹⁰
21 000	5.19×10 ⁷	1.79×10^{10}
27 000	5.04×10 ⁷	1.74×10^{10}
33 000	4.85×10 ⁷	1.68×10 ¹⁰
39 000	4.62×10 ⁷	1.61×10 ¹⁰
45 000	4.36×10 ⁷	1.53×10 ¹⁰
51 000	4.05×10 ⁷	1.43×10 ¹⁰
57 000	3.71×10^{7}	1.32×10 ¹⁰
63 000	3.33×10 ⁷	1.19×10 ¹⁰
69 000	2.91×10 ⁷	1.04×10^{10}



图6 动刚度曲线

2.2 轴承刚度计算

轴承为角接触球轴承,参数如表4所示。

表4 轴承参数

内径/	外径/	宽度/	滚珠数	接触角/	滚珠直
mm	mm	mm		(°)	径/mm
15	32	9	10	15	4.763

发动机最大转速为 60 000 r/min,转子系统总 质量为 m = 2.06 kg,根据《航空发动机设计手 册》^[14],采用平衡等级 G1,转子单位质量的允许剩 余不平衡量为 0.16 g · mm/kg,则总不平衡量为 0.33 g · mm。根据(1)式,转速按 15%最大超转即 69 000 r/min,计算不平衡量带来的径向惯性载荷为 35.28 N。

$$F_r = m\omega^2 r \tag{1}$$

转子由 2 个轴承提供支承,由于轴承存在游隙, 因而在转子转动过程中可能存在只有一个轴承受力 的情况,此种情况轴承径向载荷最大,最大径向载荷 等于径向载荷与转子重力之和,根据(2)式,最大径 向载荷 *F*_{max} = 55.55 N。

$$F_{\rm max} = F_r + mg \tag{2}$$

根据《航空发动机手册》^[15],对于纯径向变形, 角接触球轴承径向变形计算公式为

$$\delta_r = \frac{0.000 \ 44}{\cos\alpha} \left(\frac{Q_0^2}{D_b}\right)^{\frac{1}{3}}$$
(3)

式中: Q_0 为受载最大的滚动体负荷, D_b 为滚动体直 径, α 为接触角。其中 Q_0 用滚珠平均受力代替,即

$$Q_0 = \frac{F_{\max}}{n} \tag{4}$$

式中, n 为滚珠数。

将各参数带入(3)式可得轴承径向变形 $\delta_r = 8.49 \times 10^{-4} \text{ mm}$ 。用轴承最大径向载荷与径向变形比值等效轴承径向刚度(简称轴承刚度),得轴承刚度 K_b 为65417.04 N/mm。

2.3 支承综合刚度计算

支承综合刚度 K_i 由轴承刚度 K_b 和支架刚度 K_c 共同决定,根据《航空发动机手册》^[15],结合现有结构,支承刚度可表示为

$$K_{\rm i} = \frac{K_{\rm b}K_{\rm c}}{K_{\rm b} + K_{\rm c}} \tag{5}$$

在本文中,支架刚度 K_{e} 体现为前后轴承腔的刚度。将轴承刚度 K_{h} 和前后轴承腔静刚度 K_{1} 、 K_{2} 分

別代入(5) 式,可得前后支承综合静刚度分别为 K_{ils} = 63 355 N/mm, K_{i2s} = 61 580 N/mm。将轴承刚度 K_b 和前后轴承腔动刚度 K_3 、 K_4 分别代入(5) 式,计 算得前后支承综合动刚度 K_{ild} 和 K_{i2d} 见表5。由表5 可知 K_{ild} 和 K_{i2d} 为定值,分别为 K_{ild} = 65 300 N/mm 和 K_{i2d} = 65 400 N/mm。这是由于在数值上轴承腔 动刚度比轴承刚度大 3 个数量级以上,因此由(5) 式得到的综合动刚度趋近于轴承刚度。

表 5 综合动刚度

转速/ (r・min ⁻¹)	$K_{\rm ild}/(\rm N\cdot mm^{-1})$	$K_{i2d}/(N \cdot mm^{-1})$
3 000	6.53×10 ⁴	6.54×10 ⁴
9 000	6.53×10 ⁴	6.54×10^4
15 000	6.53×10^4	6.54×10^4
21 000	6.53×10^4	6.54×10^4
27 000	6.53×10^4	6.54×10^4
33 000	6.53×10^4	6.54×10^4
39 000	6.53×10 ⁴	6.54×10^{4}
45 000	6.53×10^4	6.54×10^4
51 000	6.53×10^4	6.54×10^4
57 000	6.53×10^4	6.54×10^{4}
63 000	6.53×10^4	6.54×10^4
69 000	6.53×10^4	6.54×10^4

3 临界转速计算

根据转子装配关系,采用等效质量点的方式对 离心叶轮和涡轮进行简化,使得简化前后二者的质 量、质心和转动惯量不变,如图7所示。



图 7 转子简化模型

转子系统采用前后两处轴承支撑,轴承刚度值 采用前文所得综合刚度,综合静刚度和综合动刚度 下的临界转速计算结果见表6至7,坎贝尔图如图8 所示。

表 6 临界转速(综合静刚度) 进动频率/Hz 临界转速/ 阶次 进动方向 稳定性 0.1 5×10^{4} 1×10^{5} $(\mathbf{r} \cdot \min^{-1})$ $(r \cdot min^{-1})$ $(\mathbf{r} \cdot \min^{-1})$ $(\mathbf{r} \cdot \min^{-1})$ 1 无 不稳定 无 0 0 0 36 002 2 Æ 稳定 449.4 658.6 790.8 3 反 稳定 22 376 453.3 273.7 177.7 反 稳定 4 38 460 641.0 641.0 641.0 5 Æ 稳定 63 093 731.3 1 021.7 1 135.6 反 稳定 33 090 458.9 307.6 6 732.7

表7 临界转速(综合动刚度)

			此用杜注(进动频率/Hz		
阶次	进动方向	稳定性	[−] 価券转速/ (r・min ⁻¹)	临界转速/ $(\mathbf{r} \cdot \min^{-1})$ $(\mathbf{r} \cdot \min^{-1})$ $(\mathbf{r} \cdot \min^{-1})$	5×10^4 (r · min ⁻¹)	$\frac{1 \times 10^5}{(r \cdot min^{-1})}$
1	无	不稳定	无	0	0	0
2	正	稳定	36 392	452.8	664.0	797.1
3	反	稳定	22 506	456.8	273.7	178.6
4	正	稳定	38 460	641.0	641.0	641.0
5	正	稳定	65 390	738.2	1 040.9	1 199.8
6	反	稳定	33 276	739.5	461.7	309.1



图 8 坎贝尔图

51

一、二阶振型均为俯仰+弯曲振型,如图9至10 所示。采用综合静刚度进行计算,转子一、二阶临界

转速分别为 36 002 和 63 093 r/min。

采用综合动刚度时,转子一、二阶临界转速分别



图9 转子振型图(静刚度)

4 结 论

本文将转子支承分为支架和轴承两部分,分别 计算了支架静刚度和动刚度,而后与轴承刚度耦合 得到前、后支承的综合静刚度和综合动刚度,之后采 用综合静刚度和综合动刚度获得了转子的临界转 速,并对转子振型进行了分析,结论如下:

1)前、后轴承腔静刚度不随载荷的变化而 变化;

参考文献:

- [1] 马威猛,王建军.基于 ANSYS 的转子动力学分析[C]//第二十三届全国振动与噪声控制学术会议,沈阳,2010 MA Weimeng, WANG Jianjun. Rotor dynamics based on ANSYS[C]//The 23rd Notional Conference on Vibration and Noise Control, Shenyang, 2010 (in Chinese)
- [2] 陈予恕,张华彪. 航空发动机整机动力学研究进展与展望[J]. 航空学报, 2011, 32(8): 1371-1391
 CHEN Yushu, ZHANG Huabiao. Review and prospect on the research of dynamics of complete aero-engine systems[J]. Journal of Aeronatics, 2011, 32(8): 1371-1391 (in Chinese)
- [3] 王科,魏法杰.用经济可承受性思想指导航空装备建设[J].航空科学技术,2006(6):13-16
 WANG Ke, WEI Fajie. The applications of economic affordability in the manufacture of aviation arming[J]. Aeronautical Science & Technology, 2006(6): 13-16 (in Chinese)
- [4] CUNTER E J, BARRETT L E, ALLAIRE P E. Design of nonlinear squeeze-film dampers for aircraft engines [J]. Journal of Lubrication Technology, 1997, 99(1): 57-64
- [5] 徐可君,张龙平.整体传递矩阵法求解双转子系统临界转速的改进[J].海军航空工程学院学报,2013,28(2):133-136 XU Kejun, ZHANG Longping. Improvement method of dual-rotor critical speed based on the whole transfer matrix method[J]. Journal of Naval Aernautical and Astronautical, 2013, 28(2), 133-136 (in Chinese)

为 36 392 和65 390 r/min。



图 10 转子振型图(动刚度)

 2)前、后轴承腔的动刚度随转速的增加而 降低;

3)前、后支承的综合动刚度不随转速的变化而 变化;

4) 采用综合静刚度和综合动刚度得到的转子 一、二阶振型,均为俯仰+弯曲振型。采用综合静刚 度时,转子一、二阶临界转速分别为 36 002 r/min 和 63 093 r/min。采用综合动刚度时,转子一、二阶临 界转速分别为 36 392 r/min 和 65 390 r/min。

- [6] 张欢,陈予恕. 航空发动机转子系统的动态响应计算[J]. 动力与控制学报, 2014, 12(1), 36-43 ZHANG Huan, CHEN Yushu. Dynamic response calculation of a aero-engine's dual-rotor system[J]. Journal of Dynamics and Control, 2014, 12(1): 36-43 (in Chinese)
- [7] 顾家柳. 转子动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985 GU Jialiu. Rotor dynamics [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1985 (in Chinese)
- [8] NELSON H D, MC VAUGH J M. The dynamics of rotor-bearing systems using finite elements [J]. Journal of Eng for Indus Trans ASME, 1976, 98(2): 593-600
- [9] GASCH R. Vibration of large turbo-rotors in fluid-film bearing on an elastic foundation [J]. Journal of Sound and Vib, 1976, 41 (1): 53-73
- [10] 洪杰,王华,肖大为,等.转子支承动刚度对转子动力特性的影响分析[J]. 航空发动机,2008,34(1):23-37
 HONG Jie, WANG Hua, XIAO Dawei, et al. Effects of dynamic stiffness of rotor bearing on rotordynamic characteristics[J].
 Aeroengine, 2008, 34(1):23-37 (in Chinese)
- [11] 唐振寰. 微型发动机整机振动分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009
 TANG Zhenhuan. Research on micro turbine engine vibration[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009 (in Chinese)
- [12] 赵文涛. 考虑实测支承动刚度的航空发动机整机振动建模及验证[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012
 ZHAO Wentao. Research on the whole engine vibration modeling and validation of aero-engine considering dynamic stiffness of the tested casing bearing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese)
- [13] 王向辉. 组合压气机部件振动参数化设计方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013
 WANG Xianghui. Parametric design research on combined compressor vibration[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013 (in Chinese)
- [14] 付才高. 航空发动机设计手册第 19 册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000
 FU Caigao. Aero-engine handbook(19)[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000 (in Chinese)
- [15] 林基恕. 航空发动机设计手册第 12 册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000

LIN Jishu. Aero-Engine Handbook(12)[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000 (in Chinese)

Critical speed calculation of high speed turbine engine

HAN Taoyi, LI Jiyong, ZHAO Yu, XIONG Jie, LI Fang

(Sichuan Aerospace Zhongtian Power Equipment Co., Ltd, Chengdu 610100, China)

Abstract: During the working process of the turbine engine, its working speed coincides with the critical speed leading to resonance, so it is necessary to calculate the critical speed. Based on this, the critical speed of a high speed turbine engine is solved. In this paper, the supporting structure can be divided into two parts: bracket and bearing. The force transmission path of the rotor is analyzed, and the 3D model of the bracket is simplified. Finally, the static and dynamic stiffness of the bracket are computed by static analysis and harmonic response analysis using ANSYS. The comprehensive static stiffness and comprehensive dynamic stiffness are obtained through coupling bracket stiffness are acquired. The results show that the static stiffness of the bracket is unchanged with the load, but the dynamic stiffness of the bracket decrease when the rotation speed increase. The critical speed of the rotor calculated through the comprehensive dynamic stiffness is higher than that of utilizing the comprehensive static stiffness, which can provide a reference for future research.

Keywords: rotor system; dynamic stiffness; static stiffness; critical speed

高频脉冲负载下的飞行器结构分析

安国琛, 王辉, 顾龙飞, 穆维民, 雷良

(上海机电工程研究所,上海 201109)

摘 要:随着姿轨控发动机高频脉冲技术的突破,飞行器结构在周期性高频负载下可能产生共振的 问题日益突出。针对该问题建立某飞行器结构件的有限元模型,以此为例进行静力学特性分析及 动力学仿真。分析了不同模态下的固有频率以及长时间稳态受力、周期性负载等工况下的结构响 应和受力情况,得到了相应的变形、应力和安全裕度。所研究的力学仿真过程提供了一种可行的高 频脉冲负载下的力学分析方法。

关键 词:高频脉冲负载:飞行器结构件:模态分析:力学仿真 中图分类号:V414 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2021)S0-0054-05

随着快响应阀门技术的发展,越来越多的飞行 器采用高频脉冲工作的姿轨控动力系统来完成姿态 维持和轨道调整^[1-2]。与动力系统长时间稳态工作 相比, 高频脉冲负载容易引起飞行器结构共振^[3-5]。 飞行器结构件用于飞行器其他设备的排布与固定, 为其他设备正常工作提供稳定的环境并保持飞行器 的结构状态。高频脉冲负载可能导致结构件变形或 损坏,进而改变飞行器的质量特性并影响其他设备 稳定工作。随着具备高频脉冲工作能力的姿轨控发 动机等动力系统的广泛应用,需要仿真研究飞行器 结构的共振频率和可能导致的变形,分析结构在动 力载荷下的响应,从而在设计阶段避免振动带来的 负面影响。

随着近年来计算机仿真技术的不断发展,在设 计初期通过力学仿真对设计进行优化可以大大缩短 研制周期^[49]。本文对模态特性和冲击振动进行了 仿真分析,提供了一种可行的高频脉冲负载下的力 学分析方法。

中间隔层 尾部圆环结构 框架结构前端面 0.200 0.000 0.100 0.050 0.150 a) 视角 I 内部梁 主结构梁 0.000 0.200 0.150 0.050 视角Ⅱ

图1 模型结构

b)

有限元模型的建立 1

1.1 模型简化及网格划分

本文研究的结构件由前部框架结构和后部圆环 段组成,如图1所示。前部框架结构较复杂,包括前

端面、中间隔层、外侧的主结构梁、内部连接前端面 和中间隔层的梁。后部圆环段与动力系统相连,前

收稿日期:2021-04-15

作者简介:安国琛(1990—),上海机电工程研究所工程师,主要从事飞行器设计研究。

部框架前端面及两侧横梁与其他设备相连。结构件 采用铝合金 5A05^[4],其力学性能为密度 2.7 g/cm³、 模量 为 72 000 MPa、泊松比 0.33、屈服强度为 125 MPa。为了提高仿真计算效率,对结构进行简 化处理:去掉尺寸较小的圆角、孔等。采用网格局部 加密的四面体网格。



图 2 网格示意图

2 仿真模拟及结果分析

2.1 模态仿真及结果分析

对尾部圆环结构后端面添加固定约束,约束状态下模态振型仿真结果如图3所示。表1列出约束状态下前六阶的固有频率及模态振型最大变形位置。图3为约束状态下前六阶的模态振型。对于结构件,因为尾部圆环结构与后端设备固连,所以前六阶模态振型主要发生在前端框架结构上;随着频率升高,结构变形位置后移。从表1可以看出,最低固有频率134 Hz,高于现在大部分脉冲动力系统能达到的开关频率,因此可以认为结构件可以有效地避免因动力系统高频脉冲工作引起的共振。

表1 前六阶振型

模态	固有	振型最大变形位置	
阶数	频率		
1	134	框架结构前端面	
2	194	框架结构前端面一侧	
3	276	框架结构前端面与主结构梁相交处	
4	547	连接前端面和中间隔层的内部梁	
5	710	主结构梁中部	
6	748	内部梁和中间隔层的相交处	



2.2 受力仿真及结果分析

2.2.1 长时间稳态受力

采用静力分析方法,输入条件见图 4a)。对尾 部圆环结构后端面添加固定约束,框架结构前端面、 连接前端面和中间隔层的内部梁分别设置 15 N、 30 N受力。图 4b)至 4c)为仿真计算得到的结构受 力及变形情况。应力主要集中在 2 个位置:主结构、 梁与其他结构的相交处,最大应力为 2.3 MPa。主



安全裕度计算公式如(1)式所示

$$M_{\rm s} = \sigma / f \sigma_{\rm max} - 1 \tag{1}$$

 $M_{\rm s}$ 为安全裕度; σ 为最大许用应力; $\sigma_{\rm max}$ 为理 论计算得到的最大应力;f为安全系数,取为1.5。铝 合金 5A05 屈服强度为 125 MPa。可得 $M_{\rm s}$ > 35,可 知结构满足静力分析要求。



图 4 稳态受力

2.2.2 瞬态动力学分析

按照图 5a) 中环境条件进行瞬态动力学仿真, 前端面施加力 F_1 ,内部横梁施加力 F_2 。仿真计算时 间持续至 1 s。变形及应力如图 5c) 至 5d)。图 5c) 至 5d) 中变形与应力随负载周期性变化,最大变形 4.5×10⁻⁵ m,最大应力 5.5 MPa。由公式(1)可得 M_s >14,可知结构满足瞬态动力学分析分析要求。



图 5 瞬态动力学分析

3 结 论

针对高频脉冲负载可能引起的飞行器结构共振 问题,为了缩减飞行器结构件进行环境试验的周期 和成本,以采用脉冲发动机的某飞行器结构件为例, 在设计阶段对结构件的模态和冲击特性进行动力学

参考文献:

有限元仿真。主要分析了前六阶模态的固有频率和 变形情况,得到了在长时间稳态受力、周期性负载等 工况下的变形和应力、安全裕度等数据。结果表明, 该结构固有频率远高于负载脉冲频率,并且各种工 况下安全裕度均不小于14。本文提供了在设计阶 段运用动力学仿真避免因高频脉冲引起结构共振的 可行方法,可以在飞行器结构设计中得到合理应用。

- [1] 程兴华. 固体脉冲发动机设计及优化[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007
 CHENG Xinghua. Design and over all optimization for solid pulse rocket motor[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007 (in Chinese)
- [2] 史晓鸣,高帆,张记华,等.防空导弹伺服振动问题及其地面试验验证[J].空天防御,2018,1(2):33-36
 SHI Xiaoming, GAO Fan, ZHANG Jihua, et al. Servo vibration of air defense missile and its ground testing verification[J]. Air & Space Defense, 2018, 1(2): 33-36 (in Chinese)
- [3] 贾锐.水下航行器壳体结构动态设计方法研究[D].西安:西北工业大学,2007
 JIA Rui. Dynamic design method for hull structure of underwater vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007 (in Chinese)
- [4] 吴孟武,黄春江. 某星载电子设备的力学仿真分析[J]. 电子机械工程, 2015, 31(5): 49-56
 WU Mengwu, HUANG Chunjiang. Mechanical simulation analysis of a space-borne electronic equipment [J]. Electro-Mechanical Engineering, 2015, 31(4): 49-56 (in Chinese)
- [5] 邵萍.双塔斜拉桥主体结构力学研究[D].南京:东南大学,2006
 SHAO Ping. Mechanical investigation of the mian structure of double-tower cable stayed bridge [D]. Nanjing: Southeast University, 2006 (in Chinese)
- [6] 严磊.风力发电机支撑体系结构设计研究[D].天津:天津大学,2008 YAN Lei. Research on structure design of wind turbine supporting system[D]. Tianjin: Tianjin University, 2008 (in Chinese)
- [7] 周冠杰,赵玉洁. 星载雷达结构设计的特点[J]. 电子机械工程, 2008, 24(2): 35-40
 ZHOU Guanjie, ZHAO Yujie. Characteristics of structure design for spaceborne radar [J]. Electro-Mechanical Engineering, 2008, 24(2): 35-40 (in Chinese)
- [8] 王恒海, 邵奎武. 星载雷达发射机支撑架结构优化设计及动力学分析[J]. 电子机械工程, 2011, 27(1): 39-46
 WANG Henghai, SHAO Kuiwu. Optimized design and dynamics analysis of supporting frame of space-borne radar transmitter
 [J]. Electro-Mechanical Engineering, 2011, 27(1): 39-46 (in Chinese)
- [9] 郑正. 基于 ANSYS 对塑料齿轮的结构静力学分析[J]. 制造业自动化, 2010, 32(5): 163-166
 ZHENG Zheng. Static analysis of plastic gear structure based on ANSYS[J]. Manufacturing Automation, 2010, 32(5): 163-166 (in Chinese)

The mechanical analysis method of the aircraft structural with high frequency load

AN Guochen, WANG Hui, GU Longfei, MU Weimin, LEI Liang

(Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: With the breakthrough of the high frequency pulse technology of the attitude control engine, the potential resonance problem of aircraft structural parts with periodic high frequency load is becoming more and more prominent. Based on the simulation model , the natural frequencies of different modes were analyzed. The static and dynamic analysis of the aircraft structure was carried out for the possible resonance problem for aircraft using impulse power. The structure response and stress situation of the long time steady-state stress and periodic load were analyzed. The deformation, stress and safety margin were obtained. This paper provides a feasible method for mechanical analysis under high frequency pulse load.

Keywords: high frequency load; aircraft structure; modality analysis; mechanical simulation

移动机器人的多传感器信息融合

李永强1, 唐旭东1, 李兆凯1, 周云虎2

(1.北京机械设备研究所,北京 100854; 2.哈尔滨工业大学 机械电子工程系,黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要:为了提高移动机器人的感知能力,使机器人具有更高的自主性,在移动机器人需要感知姿态的部位装配 MEMS 传感器,包括三轴加速度计和陀螺仪。可以通过对其读数进行数据融合,得 到机器人的位姿信息。通过互补滤波算法、扩展卡尔曼滤波算法进行传感器信息融合,采用四元数 法得到机器人关节的位姿,为机器人对自身状态估计以及在复杂环境下做出相应的决策提供依据。 以 Vicon 三维运动系统中记录的位姿变化为标准,对2种算法的准确性进行对比。

关 键 词:互补滤波算法;扩展卡尔曼滤波算法;多传感器信息融合

中图分类号:TP242.6 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2021)S0-0059-07

移动机器人或者飞行器在运动时,需要感知自 身的位姿状态,以实现姿态的自主可控。

在体积较小或者运动范围有限的移动机器人 上,应用较多的是 MEMS 传感器,其集成有加速度 计和陀螺仪,通过将两者的信息进行融合可得到机 器人的位姿信息^[1-3]。为了使机器人集成度更高, 尺寸更小,本文实验的机器人采用在 PCB 板上焊接 MEMS 惯性测量单元(IMU) MPU6500 芯片的方案。 MPU6500 集成有三轴加速度计和三轴陀螺仪,能测 量机器人运动时各关节绕三轴的加速度和角速度, 通过 AD 采集其输出原始信号,通过低通滤波器对 原始数据的的高频噪声进行滤波,将滤波后的数据 利用数据融合算法模型进行处理,可以解算出相应 的姿态。

姿态融合较为成熟的算法是卡尔曼滤波^[46], 本文考虑到姿态融合过程中非线性的因素,采用互 补滤波算法、扩展卡尔曼滤波算法对采集数据进行 多传感器信息融合处理。

1 基于四元数法的位姿模型

姿态解算算法有欧拉法和四元数法,使用欧拉法时,当运动目标的俯仰角经过 90°或-90°时,姿态 矩阵将出现奇异点,从而造成万向节死锁现象,使用 四元数法可以避免这种情况,而且计算量小,精度 高。因此融合算法采用输出四元数的方法。

四元数由一个实数 q_0 和3个虚数 q_1i,q_2j,q_3k 组成,是一个四维复数,可以用来表示坐标系的方向^[7]。表达式为式(1)或(2)

$$\boldsymbol{Q} = q_0 + q_1 \boldsymbol{i} + q_2 \boldsymbol{j} + q_3 \boldsymbol{k} \tag{1}$$

$$\boldsymbol{Q} = \begin{bmatrix} q_0 & q_1 & q_2 & q_3 \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中, $\{q_0,q_1,q_2,q_3\} \in \mathbf{R}_{\circ}$

四元数物理意义可由图 1 和关系式(5) 得到, 坐标系 B由 A绕自身坐标系下的轴⁴t旋转 θ 得到,旋 转矩阵为 ${}^{a}_{e}R$,可以用四元数 ${}^{a}_{e}q$ 表示该旋转关系,在



图 1 坐标系 A 与 B 关系示意图

收稿日期:2021-04-15

作者简介:李永强(1995—),北京机械设备研究所工程师,主要从事机器人系统控制、舵机伺服控制研究。

用四元数法进行求解位姿的时候,常用的是单位四 元数,单位四元数的范数为1,即

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$$
 (3)
两者的关系如(4)式。

$$\begin{bmatrix} A_{B} \hat{\boldsymbol{q}} = \begin{bmatrix} q_{0} & q_{1} & q_{2} & q_{3} \end{bmatrix} = \\ \begin{bmatrix} \cos \frac{\theta}{2} & -r_{x} \sin \frac{\theta}{2} & -r_{y} \sin \frac{\theta}{2} & -r_{z} \sin \frac{\theta}{2} \end{bmatrix}$$
(4)

$$\begin{bmatrix} 2q_0^2 + 2q_1^2 - 1 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2q_0^2 + 2q_2^2 - 1 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & 2q_0^2 + 2q_3^2 - 1 \end{bmatrix}$$
(5)

2 基于滤波器算法的信息融合

2.1 基于滤波器的数据预处理

移动机器人在运动的过程中,惯性单元的输出 误差包括安装误差和测量误差,测量误差又分为动 态误差、静态误差和随机误差。其中安装误差、静态 误差、动态误差需要通过实验进行标定,利用标定后 的参数补偿掉误差。而随机噪声误差需要通过软件 滤波的方式进行处理。环境因素或者机器人本身都 会引入脉冲噪声和高频信号噪声。在机器人运动过 程中加速度和陀螺仪数据变化较慢,相对于 MEMS 传感器采样频率,属于低频信号。在利用 AD 进行 对 IMU 传感器采样过程中,虽然经过了中值滤波, 但是采集到的信号中仍然存在较大的噪声。

通过 Matlab 对采集的原始信号进行快速傅里 叶变换(FFT)求频谱,可以发现采集加速度及陀螺 仪信号均存在较大较高频率的噪声,而且不同组的 噪声频率会发生变化,故在利用采集到的传感器数 据进行融合之前需要使用低通滤波器对信号进行滤 波处理,递推滤波器传递函数如(6)式所示。

$$\hat{H}(z) = \frac{\sum_{i=0}^{N} f_i z^{-i}}{1 + \sum_{i=1}^{L} g_i z^{-i}}$$
(6)

2.2 显式互补滤波算法

利用互补滤波器(ECF)将传感器信息融合,进 行姿态解算的基本思路是利用陀螺仪的动态稳定性 估计实时姿态,陀螺仪通过积分得到姿态角,在较短 时间内能获得准确的数据。同时由于陀螺仪随时间 积分累计漂移误差的固有缺陷,需要一个不随时间 变化的传感器来进行修正,加速度计短期内精度比 较差,动态响应比较慢,因此将两者互补的特性结合 起来,能提高姿态估计的精度^[8]。

在姿态估计方法中可以使用磁强计利用地球磁 场方向进行进一步修正,由于本文设计的移动机器 人关节尺寸较小,且电力推进系统和其他干扰会引 起磁场扰动,因此基于陀螺仪和加速度计使用互补 滤波算法进行姿态融合,互补滤波算法实现方式如 图 2 所示。



图 2 互补滤波器和四元数姿态融合算法

互补滤波器的主要假设是机器人近乎处于静止状态,除了重力加速度外,并没有其他额外的加速度运动。首先将重力加速度归一化后,由大地坐标系 e 通过方向余弦矩阵转换到机器人载体坐标系 b 上,即互补滤波器对重力加速度最优的估计值。

由(5)式可知

$$\boldsymbol{g}_{b} = {}^{b}_{e}\boldsymbol{R}\boldsymbol{g} = {}^{b}_{e}\boldsymbol{R}\boldsymbol{g} = {}^{b}_{e}\boldsymbol{R} \times \begin{bmatrix} 0\\0\\1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2(q_{1}q_{3} - q_{0}q_{2})\\2(q_{2}q_{3} + q_{0}q_{1})\\2q_{0}^{2} + 2q_{3}^{2} - 1 \end{bmatrix}$$
(7)

(7)式得到的是重力加速度的标准方向在移动 机器人坐标系上的投影,将它与固定在载体坐标系 上加速度传感器测量的数据值进行矢量的叉乘,可 以得到修正误差 e,加速度计测量的加速度为 a_b,归 一化后的测量加速度为 a_o

$$\boldsymbol{a} = \frac{\boldsymbol{a}_b}{\mid \boldsymbol{a}_b \mid} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{e} = \boldsymbol{a}_b \times \boldsymbol{g}_b \tag{9}$$

物理含义为从加速度测量得到的矢量到由方向 余弦推算的矢量之间需要旋转修正的补偿误差,即 俯仰角与横滚角的修正矢量,这个误差通过低通滤 波器进行滤波后,即可对陀螺仪进行修正。为了实 现稳态控制而且消除长时间的时间累积误差,使用 比例——积分(PI)控制器进行修正,修正值为δ,k_ρ 为比例项系数,k,为误差积分项系数。

$$\delta = k_p e + k_I \int e \tag{10}$$

陀螺仪测量的角速度为 $\overline{\boldsymbol{\Omega}}$,结合四元数导数公式,可得到四元数修正后的导数为

$$\dot{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2} \hat{\boldsymbol{q}} \otimes \boldsymbol{P}(\overline{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\delta})$$
(11)

式中, q 是单位四元数, 用来进行移动机器人姿态估 计; $P(\cdot)$ 是纯四元数的操作, $P(\overline{\Omega}) = (0, \overline{\Omega})$ 。通过 一阶龙格库塔法对四元数进行递推运算。

$$\boldsymbol{q}(t+T) = \boldsymbol{q}(t) + T\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{q}}{\mathrm{d}t} = \boldsymbol{q}(t) + T\dot{\boldsymbol{q}} \quad (12)$$

可得下一时刻的四元数,并将四元数单位化得 到更新后的单位四元数。

$$\boldsymbol{q}_{k+1} = \boldsymbol{q}_k + \boldsymbol{\dot{q}}\Delta t \tag{13}$$

$$\hat{q}_{k+1} = \frac{q_{k+1}}{|q_{k+1}|}$$
(14)

2.3 扩展卡尔曼滤波算法

1960年,卡尔曼发表了用递归方法解决离散数 据线性滤波问题的论文。卡尔曼滤波器提供了一种 可以高效计算的方法对过程状态进行估计,并能使 估计的均方误差最小。卡尔曼滤波将现代控制理论 中的状态空间的思想与最优滤波理论结合,可以处 理时变多维的信号。由于卡尔曼滤波采用递推进行 计算,存储量和计算量比较小,能通过计算机在线实 时计算。卡尔曼滤波器适用于线性系统,而根据加 速度和陀螺仪信号进行四元数的推算属于非线性系 统,需要使用扩展卡尔曼滤波算法(EKF)^[9]。

EKF 的基本思想是通过一阶泰勒展开的方式, 将非线性状态函数以及观测方程进行线性化,转化 成卡尔曼滤波的形式,扩展卡尔曼滤波算法过程如 图 3 所示。



在实际应用扩展卡尔曼滤波时,将非线性关系 线性化后,再借助雅克比矩阵进行迭代运算。在数 字信号处理器中进行循环迭代运算,可以实时计算 输出期望的状态变量,实现的流程如图4所示。



图 4 离散卡尔曼滤波器的流程图

基于扩展卡尔曼滤波算法,可将四元数作为状态变量,建立起四元数姿态估计算法。

状态向量为

$$\boldsymbol{q} = \begin{bmatrix} q_0 & q_1 & q_2 & q_3 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$
(15)
由四元数导数的性质,可得以下关系式

$$\boldsymbol{q}_{k} = \frac{1}{2} \boldsymbol{q}_{k} \otimes \boldsymbol{\omega}$$
(16)

$$\boldsymbol{q}_{k+1} = \boldsymbol{q}_k + \boldsymbol{\dot{q}}_k \Delta t \tag{17}$$

状态方程为

$$\boldsymbol{q}_{k+1} = \left(\frac{1}{2}\Delta t \cdot \hat{\boldsymbol{w}} + \boldsymbol{I}_{4\times 4}\right)\boldsymbol{q}_k + \boldsymbol{w}(t) \quad (18)$$

式中,w(t)代表过程激励噪声。

$$\boldsymbol{q}_{k} \otimes \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\hat{\omega}} \boldsymbol{q}_{k}$$
$$\boldsymbol{\hat{\omega}} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\omega}_{z} & -\boldsymbol{\omega}_{y} & \boldsymbol{\omega}_{x} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{\omega}_{y} & \boldsymbol{\omega}_{z} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\omega}_{x} \\ -\boldsymbol{\omega}_{x} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\omega}_{z} & \boldsymbol{\omega}_{y} \\ \boldsymbol{0} & -\boldsymbol{\omega}_{x} & -\boldsymbol{\omega}_{y} & \boldsymbol{\omega}_{z} \end{pmatrix}$$
(19)

观测方程为

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \boldsymbol{q}_k \boldsymbol{g} \boldsymbol{q}_k^* + \boldsymbol{v}(t)$$
(20)

式中: q_k^* 代表共轭四元数;v(t)代表观测噪声。

使用扩展卡尔曼滤波融合算法进行姿态融合, 具体的运算过程如下:

1) 读取陀螺仪数据,获得角速度值 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$; 2) 计算离散状态转换矩阵

$$\boldsymbol{A}_{k} = \boldsymbol{I} + \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}_{nb}^{n}T \qquad (21)$$

图 3 扩展卡尔曼滤波算法过程

$$\boldsymbol{\Omega}_{nb}^{n} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{x} & -\omega_{y} & -\omega_{z} \\ \omega_{x} & 0 & \omega_{z} & -\omega_{y} \\ \omega_{y} & -\omega_{z} & 0 & \omega_{x} \\ \omega_{z} & \omega_{y} & -\omega_{x} & 0 \end{bmatrix}$$
(22)

3) 计算先验状态估计

$$\hat{\boldsymbol{q}}_{k}^{-} = \boldsymbol{A}_{k} \hat{\boldsymbol{q}}_{k-1}^{-} \qquad (23)$$

4) 计算先验噪声协方差矩阵

$$\boldsymbol{P}_{k}^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{A}_{k} \boldsymbol{P}_{k-1} \boldsymbol{A}_{k}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{Q}_{k}$$
(24)
计管班古比切体

$$\boldsymbol{H}_{k} = \frac{\partial h[i]}{\partial q[j]} = \begin{bmatrix} -2q_{2} & 2q_{3} & -2q_{0} & 2q_{1} \\ 2q_{1} & 2q_{0} & 2q_{3} & 2q_{2} \\ 2q_{0} & -2q_{1} & -2q_{2} & 2q_{3} \end{bmatrix}$$
(25)

$$\boldsymbol{h}(\boldsymbol{q}_{k}) = \begin{bmatrix} 2q_{1}q_{3} - 2q_{0}q_{2} \\ 2q_{0}q_{1} + 2q_{2}q_{3} \\ 1 - 2(q_{1}^{2} + q_{2}^{2}) \end{bmatrix}$$
(26)

6) 计算卡尔曼增益

$$\boldsymbol{K}_{k} = \boldsymbol{P}_{k}^{-} \boldsymbol{H}_{k}^{\mathrm{T}} (\boldsymbol{H}_{k} \boldsymbol{P}_{k}^{-} \boldsymbol{H}_{k}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{V}_{k} \boldsymbol{R}_{k} \boldsymbol{V}_{k}^{\mathrm{T}})^{-1}$$
(27)
7) 读取加速度数据

$$z_k = \frac{\left[a_x \quad a_y \quad a_z\right]}{g} \tag{28}$$

8) 计算后验状态估计

$$\hat{q}_{k} = \hat{q}_{k}^{-} + K_{k}(z_{k} - h(\hat{q}_{k}^{-}))$$
 (29)
9) 计算后验误差协方差矩阵

$$\boldsymbol{P}_{k} = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_{k}\boldsymbol{H}_{k})\boldsymbol{P}_{k}^{-}$$
(30)

将利用扩展卡尔曼滤波算法进行将传感器信号 融合,不断迭代更新四元数的过程总结成示意图的 形式,如图5所示。



图 5 扩展卡尔曼滤波求解四元数框图

3 仿真校验

为了验证2种算法结算位姿的准确性,使用

Vicon 三维运动捕捉系统对移动机器人关节运动进行捕捉,并将运动过程记录下来保存为欧拉角的变化过程,作为参考量。

Vicon 运动捕捉系统在生物力学、工效学、运动 医学、机器人开发、海洋研究等学科是必不可少的空 间定位分析工具,目前已经在国内外各科研领域广 泛使用。其工作原理是光学摄像头本身发射红外光 线,照射到覆盖有特殊涂层的 marker 点小圆球产生 反射,进而由高速光学摄像头捕捉到图像,数据传输 到软件进行处理,从而得到 marker 点在当前空间环 境中的 6 自由度位置,从而与三维对象在虚拟空间 中进行交互作业。

本实验采用的三维运动捕捉系统由 8 个红外相 机组成,均匀分布在被测关节四周。在移动机器人 关节上固定 3D 打印的三轴相互正交支架,并在三 根轴端点放置红外反射 marker 点,可在 Vicon 三维 运动捕捉系统中记录标架运动的轨迹,从而得出移 动机器人关节姿态变化情况,通过 Vicon 三维运动 捕捉系统作为参考,可以验证融合算法的准确性,如 图 6 所示。



图 6 Vicon 三维运动捕捉系统测量平台

建立坐标系系统如图 7 所示。图 7 中 x,y,z 轴 为 3D 坐标系中 3 个坐标轴,其正方向端点 marker 点 的坐标,在 Vicon 坐标系下对应的 x_v, y_v, z_v 方向上的 坐标值分别记为 $c_{i_{end}}, c_{i_{end}};$ 其负方向端点 marker 点的坐标,在 Vicon 坐标系 3 个方向上坐标值记为



a) 3D支架及世界坐标系 b) Vicon坐标系 c) 传感器坐标系

图 7 坐标系系统

这些点可以在相机坐标系中确定 3 个相互正交 的单位向量 $c_{x_M}, c_{y_M}, \pi_{x_M}$,用来表示 3D 支架 $x, y, z \equiv$ 轴在相机坐标系中的方向,如(31)式所示。这些向 量可以定义旋转矩阵 $^{C}_{M}$ 用来描述移动机器人关节 在 Vicon 相机坐标系下的运动情况,如(32) 式所示

$$c_{\hat{x}_{M}} = \frac{c_{i_{\text{end}}} - c_{i_{\text{start}}}}{\|c_{i_{\text{end}}} - c_{i_{\text{start}}}\|}$$

$$c_{\hat{y}_{M}} = \frac{c_{j_{\text{end}}} - c_{j_{\text{start}}}}{\|c_{j_{\text{end}}} - c_{j_{\text{start}}}\|}$$

$$c_{\hat{z}_{M}} = \frac{c_{k_{\text{end}}} - c_{k_{\text{start}}}}{\|c_{k_{\text{end}}} - c_{k_{\text{start}}}\|}$$
(31)

$${}^{C}_{M}\boldsymbol{R} = \begin{bmatrix} c_{\hat{x}_{M}} & c_{\hat{y}_{M}} & c_{\hat{z}_{M}} \end{bmatrix}$$
(32)

由于带 marker 点的支架结构的测量误差和安装 误差,由(33) 式定义的旋转矩阵不能被认为是正交 的,因此不表示纯旋转。Bar-Itzhack 提供了一种方 法^[10],可以从不精确和非正交的旋转矩阵中提取最 佳的四元数。该方法需要构造对称的4×4矩阵 K, 由(33) 式定义,其中 r_{nn} 对应于 $_M^c R$ 中第 m 行第 n 列 的元素。最优四元数 $_M^c \hat{q}$ 对应于 K 的最大特征值的 归一化特征向量。(34) 式定义的最优四元数按传 统默认的四元数元素顺序排列,其中 v_1,v_2,v_3 和 v_4 为归一化后的特征向量^[11]。

$$\boldsymbol{K} = \frac{1}{3} \begin{bmatrix} r_{11} - r_{22} - r_{33} & r_{21} + r_{12} & r_{31} + r_{13} & r_{23} - r_{32} \\ r_{21} + r_{12} & r_{22} - r_{11} - r_{33} & r_{32} + r_{23} & r_{31} - r_{13} \\ r_{31} + r_{13} & r_{32} + r_{23} & r_{33} - r_{11} - r_{22} & r_{12} - r_{21} \\ r_{23} - r_{32} & r_{31} - r_{13} & r_{12} - r_{21} & r_{11} + r_{22} + r_{33} \end{bmatrix}$$
(33)
$$\overset{C}{}_{M} \hat{\boldsymbol{q}} = \begin{bmatrix} v_{4} & v_{1} & v_{2} & v_{3} \end{bmatrix}$$

将旋转矩阵通过 Matlab 可以转换成四元数,或 者转换成欧拉角,可对关节姿态进行标定,作为验证 2 种姿态融合算法准确性的参照。

开展试验时,将移动机器人关节在 Vicon 运动 捕捉系统下分别绕世界系的 3 个轴和任意旋转轴做 往复运动,运动 150 s 左右,采集 MPU6500 加速度 计及陀螺仪数据、记录下 Vicon 三维运动捕捉系统 记录的 marker 的位置数据。通过以上方法计算出 3D 支架运动的欧拉角变化,作为参照。将加速度计 和陀螺仪采集到的数据分别用互补滤波算法、扩展 卡尔曼滤波算法得到移动机器人关节运动的欧拉 角,得到横滚角、俯仰角、偏航角的曲线图及估计的 欧拉角误差曲线图,如图 8 所示。



图 8 欧拉角测量与估计结果及误差曲线

图 8 中轨迹线表示参考欧拉角、互补滤波算法 及扩展卡尔曼滤波算法得出的欧拉角。移动机器人 开始处于静止状态,运动一段时间后停止在起始的 静止位置,以起始位置 3D 支架的坐标系 {*x_f*,*y_f*,*z_f*} 为世界坐标系 {*x_e*,*y_e*,*z_e*}。在起始与最终停止位置静止状态时,2种算法估算的欧拉角与参考欧拉角之间的误差为静态误差,如表1所示,运动过程中的误差为动态误差,如表2所示。

12	1 欧江用肝心区	左	
姿态融合算法类型	横滚角/°	俯仰角/°	偏航角/°
互补滤波算法	0.272	-0.321	0.52
扩展卡尔曼滤波算法	0.232	-0.305	-1.59

表1 欧拉角静态误差

表 2 欧拉角动态误差

姿态融合算法类型	横滚角/°	俯仰角/°	偏航角/°	
互补滤波算法	-3.01~2.46	-3.58~3.74	-34.01~28.49	
扩展卡尔曼滤波算法	-2.96~2.32	-3.49~3.82	-35.98~27.40	

由表中数据可以发现以下规律:

 利用2种滤波算法进行姿态角估算时,横滚 角和俯仰角精确度较高,偏航角误差较大。这是因 为使用加速度计修正陀螺仪得出的姿态时,在重力 方向上无修正作用,且随着时间的推移,陀螺仪的漂 移现象严重,导致偏航角产生较大误差。可以采用 增加磁力计的方法,进行偏航角的修正。

2) 2 种算法估算姿态角中横滚角和俯仰角静态误差范围在±0.33°,动态误差范围±4°,差了一个数量级,而且在运动姿态变化较剧烈的情况下,误差会更大。这是因为融合算法推导最初的假设是物体近乎处于静止状态,加速度计测量量为重力加速度,在运动物体由于运动引入的额外加速度会导致对重力加速度方向的错误判断,进而引起较大的误差。运动误差的减小可以减小增益,使得重力方向的偏差降低到可接受的水平或利用扩展卡尔曼滤波时,将运动引起的加速度计算进加速度项,通过修正雅克比矩阵项得以改善。

3)2种方法进行传感器数据融合,计算姿态角时,扩展卡尔曼滤波算法的横滚角和俯仰角的动态误差和静态误差均略小于显式互补滤波算法。互补滤波器算法的优点是算法较简单,运算量小,并且能在一定程度补偿不同传感器的优劣势,但是对每个传感器分配的权重固定,不能有效地根据实际传感器数据进行优化调整。扩展卡尔曼滤波算法能基于

最小方差进行无偏估计,采用最优化误差估计的方 法动态调整各传感器的权重,实现自适应滤波,能达 到更高的精度。

4 结 论

本文通过采用互补滤波器算法和扩展卡尔曼滤 波器算法,将移动机器人中加速度计及陀螺仪传感 器信息进行融合,通过四元数法计算移动机器人的 位姿,使移动机器人具有一定程度的自我感知能力, 为复杂环境中的运动控制提供信息。2种算法基本 思路均是利用陀螺仪动态稳定性能好的优点,进行 估计实时姿态,由于陀螺仪随时间积分累计漂移误 差的缺陷,需要加速度计这种不随时间变化影响的 传感器进行修正。

验证传感器信息融合效果实验中,采用 Vicon 三维运动捕捉系统进行移动机器人关节运动的捕 捉,作为运动的参考。采集到关节传感器数据后,通 过建立互补滤波算法和扩展卡尔曼滤波算法模型, 输出四元数,再将四元数转换成欧拉角,从而得到各 关节姿态。通过实验发现六维惯性单元计算出的横 滚角、俯仰角精度较高,偏航角精度较差;静态误差 小于动态误差;互补滤波算法计算量较小,而扩展卡 尔曼滤波算法效果好于互补滤波算法。

参考文献:

- [1] MOHAMMADI A, REZAPOUR E, MAGGIORE M, et al. Maneuvering control of planar snake robots using virtual holonomic constraints
 [J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 2016, 24(3): 884-899
- [2] MORI M, HIROSE S. Three-dimensional serpentine motion and lateral rolling by active cord mechanism ACM-R3[C]//IEEE/ RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2002: 829-834

- [3] 高琴. 基于振荡器的蛇形机器人 CPG 运动控制方法[D]. 大连:大连理工大学, 2017
 GAO Qin. CPG motion control method of snake-like robot based on oscillator[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2017 (in Chinese)
- [4] KOCH K, YANG Y. Robust Kalman filter for rank deficient obsenation mode[J]. Journal of Geodesy, 1998, 72(8): 436-449
- [5] 杨元喜. 动态系统的抗差 Kalman 滤波[J]. 测绘学院学报, 1997(2): 79-84
 YANG Yuanxi. The resistance of dynamic systems is Kalman filtering[J]. Journal of the Institute of Survey-ing and Mapping, 1997(2): 79-84 (in Chinese)
- [6] MOHAMED A H, SCHWARZ K P. Adaptive Kalman flering for INS/GPS[J]. Joural of Geodesy, 1999, 73: 193-203
- [7] MARTINELLI A. Vision and IMU data fusion: closed-form solutions for attitude, speed, absolute scale, and bias determination
 [J]. IEEE Trans on Robotics, 2012, 28(1): 44-60
- [8] EUSTON M, COOTE P, MAHONY R, et al. A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV[C] // IEEE/ RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2008: 340-346
- [9] SABATELLI S, GALGANI M, FANUCCI L, et al. A double-stage Kalman filter for orientation tracking with an integrated processor in 9-D IMU[J]. IEEE Trans on Instrumentation and Measurement, 2013, 62(3): 590-598
- [10] BAR-ITZHACK I Y. New Method for Extracting the Quaternion from a Rotation Matrix [J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 23(6): 1085-1087
- [11] NI Fenglei, LI Yongqiang, ZHOU Yunhu, et al. Connectors based on 2-way SMA actuator for self-reconfigurable chain robots [C] // IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, Changchun, 2018: 1003-1008

Multi-sensor information fusion for mobile robots

LI Yongqiang¹, TANG Xudong¹, LI Zhaokai¹, Zhou Yunhu²

(1.Beijing Institute of Mechanical Equipment, Beijing 100854, China;

2. Department Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

Abstract: In order to improve the perception ability of the mobile robot and make the robot have higher autonomy, MEMS sensors, including three-axis accelerometer and gyroscope, are installed in the position of the mobile robot that needs to perceive the attitude. The position and pose information of the robot can be obtained by data fusion of its readings. In this paper, the complementary filtering algorithm and the extended Kalman filtering algorithm are used for sensor information fusion, and the quaternion method is used to obtain the position and pose of the robot joint, which provides the basis for the robot to estimate its own state and make the corresponding decision in the complex environment. Finally, the accuracy of the two algorithms is compared with the changes of position and pose recorded in VICON 3D motion system.

Keywords: complementary filtering algorithm; extended Kalman filter algorithm; multi-sensor information fusion

Kalman 滤波和 LSTM 网络在时序控制 补偿中的应用研究

卢波,杨超,许琦

(北京航天自动控制研究所,北京 100854)

摘 要:针对上面级火箭飞行时间长、时序控制精度高的使用要求,提出一种 Kalman 滤波和长短程 记忆(long short term memory,LSTM)深度学习网络的上面级火箭时序控制补偿方法。对时序控制 原理和误差来源进行分析,针对时序回采时间基准误差大的问题,采用 Kalman 滤波方法实现时序 控制测量误差估计,输出测量误差估计值。同时,采用多层单路输入 LSTM 深度学习网络作为误差 预测网络,将上面级火箭前 1/2 段测量时序的 Kalman 滤波估计输出序列作为 LSTM 网络的训练数 据,预测后 1/2 段较大的飞行时序控制误差,实现时序控制的误差补偿。仿真结果表明,对 10 h 长 时飞行上面级火箭随机 100 路时序控制结果进行误差补偿,可以将 6.23 ms 最大时序控制误差减 少到 2.92 ms 范围内,该方法具有良好的时序控制补偿效果。

关 键 词:上面级火箭;时序控制;Kalman 滤波;LSTM 中图分类号:V475.1 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2021)S0-0066-06

时序控制装置是运载火箭控制系统的重要组成 部分,它按照系统要求的时间序列给出各类火工品 的引爆信号和其他功能的时间控制信号,实现发动 机点火、关机以及各级分离等功能^[1]。在深空探测 或多星组网发射领域,航天运载器普遍采用上面级 火箭来提升运载火箭的运载能力和组网入轨能力。 相比基础级运载火箭,上面级火箭飞行时间更长,从 基础级的几十分钟提升到1~10 h,甚至更长时间。 如欧空局的 EPS 上面级火箭的滑行飞行时间为 6 h^[2],俄罗斯的 Breeze M 上面级最长工作时间超 过24 h^[3]。我国的远征一号上面级火箭的飞行时间 也接近 6 h^[4]。作为飞行时间更长的上面级火箭, 相比基础级火箭,受到飞行时间的影响,其时序控制 装置的时间基准会存在更大的时钟漂移,直接影响 到上面级火箭时序控制精度。

对于飞行时间在几十分钟内的基础级火箭,时 序控制装置晶振的频率漂移较小,对于时序控制精 度影响有限。但对于上面级火箭,其时序控制装置 的时间基准误差对于时序控制的精度会产生决定性 的影响。在长时间工作的模式下,时序控制装置晶 振的长时老化对时序控制输出精度的影响就会显现,同时短时频率和相位波动也是时序控制误差的来源之一。另一方面时序控制装置在软件、硬件的设计和使用方面造成的延时、抖动也会对时序控制精度带来影响。文献[5-7]对晶振的误差模型进行了分析,并提出了晶振驯服方法,对晶振的长时稳定性和短时抖动进行补偿。但这些文献都集中在晶振的输出补偿方法方面,对于中、高精度的温补晶振而言,已经采用了相应的补偿方法。但在时序控制装置的使用方面,时序补偿方法未见相关文献。

随着以深度学习为代表的人工智能技术的发展和应用,卷积神经网络(CNN)、长短程记忆网络(LSTM)、生成式对抗网络(GAN)等深度学习方法在特征识别、趋势预测等领域有着广泛的应用^[8-9]。其中LSTM在循环神经网络(RNN)的基础上增加遗忘门,消除了RNN网络存在梯度消失或梯度爆炸的问题,在语音处理、数据预测、故障诊断等领域得到了广泛应用。本文提出了一种Kalman 滤波和LSTM深度学习网络的时序控制补偿方法,利用Kalman 滤波方法降低在线时序测试的输出误差,获取时序控

收稿日期:2021-04-15

作者简介:卢波(1982—),北京航天自动控制研究所高级工程师,主要从事智能控制与通信技术研究。

制输出误差的估计;利用上面级火箭模拟飞行或飞 行过程中前半段误差数据,采用 LSTM 深度学习网 络预测上面级火箭飞行中更大的后半段时序控制误 差,补偿长时间飞行时序控制输出,从而减少长时飞 行时序控制误差。

1 时序控制误差与时间基准影响分析

1.1 时序控制

时序控制装置的原理框图如图 1 所示,对于长时飞行应用,时序控制的基准时钟采用精度较高的外部时间基准。时序回采电路主要用于判断时序是否发送,采用精度较低的内部时间基准。时序输出和时序回采经过数字电路、继电器、光耦或 ADC 电路等,输出和回采时间均存在一定的延时和抖动。

无论是内部还是外部时间基准,时钟基准源都 存在长期和短期的频率稳定性漂移问题,前者主要 是晶振老化的影响,后者为阿伦方差抖动,最终都会 影响输出时序精度。



图 1 时序控制装置组成

1.2 晶振长时老化漂移

晶体振荡器的频率稳定度主要受温度、供电、负载和老化等因素的影响。其中,时序控制装置的工作环境温度、负载和供电均比较稳定,在不受外界干

扰的情况下,晶振的老化是影响其长期稳定性的主要原因。晶振输出频率老化的情况表现为随着工作时长的增加,输出频率呈现一定程度的变化。文献[5]描述了温控(OCXO)晶振老化的数学模型,其呈现对数函数或其线性组合的关系,如(1)式所示。其中A为老化系数,B为初始时刻频率。老化系数A 直接决定了晶振长期稳定性。

$$f(t) = A \ln(t) + B, t > 0$$
 (1)

1.3 晶振非确定性随机噪声

晶振非确定性随机噪声主要包括频率随机游 走、相位随机游走、频率闪烁噪声、相位闪烁噪声、相 位白噪声^[10],其噪声功率谱密度如(2)式所示。

 $S_{y}(f) = h_{2}f^{2} + h_{1}f + h_{0} + h_{-1}f^{-1} + h_{-2}f^{-2}$ (2) 式中: $S_{y}(f)$ 为频率噪声功率谱密度; $f < f_{h}$ 为工作频 率; f_{h} 为晶振输出频率最大值; h_{2} 为相位白噪声系 数; h_{1} 为相位闪烁噪声系数; h_{0} 为频率白噪声系数; h_{-1} 为频率闪烁噪声系数; h_{-2} 为频率随机游走噪声 系数。

由于晶振的频率随机变化非正态分布,一般采 用阿仑(Allan)方差表征频率稳定度,阿仑方差与噪 声功率谱密度的关系如(3)式所示。

$$\sigma_y^2(\tau) = 2 \int_0^{+\infty} S_y(f) \left[\frac{\sin^2(\pi f \tau)}{\pi f \tau} \right]^2 \mathrm{d}f \qquad (3)$$

依据(2)式和(3)式可知选择不少于 5 个 τ 值, 可以计算出不少于 5 个方差 $\sigma_y^2(\tau)$ 值, 计算出 h_n , n = -2, -1,0,1,2。一组典型的温控(OCXO) 晶 振 Allan 方差噪声系数值如表 1 所示^[11]。

Allan 方差用于表述频率稳定度的计算方法如 (4)式所示。

$$\sigma_{y}^{2}(\tau) = \lim_{n \to \infty} \frac{1}{2(n-1)} \sum_{i=1}^{n-1} (y_{i+1} - y_{i})^{2} \quad (4)$$

因此参考(2)式、(4)式和表 1 的数据,分别计 算相位白噪声、频率白噪声和频率随机游走噪声,可 采用几何插值的方法模拟相位闪烁噪声、频率闪烁 噪声^[12]。随机游走噪声高于另外 4 项噪声 2~3 数 量级,为主要成分。因此主要叠加相位白噪声、频率 白噪声和频率随机游走噪声,对表 1 中温补晶振 (TCXO)进行仿真,仿真结果如图 2 所示。

表 1 Allan 方差噪声系数值^[11]

晶振类型	h_{-2}	h_{-1}	h_0	h_1	h_2
TCXO	2.42×10 ⁻²²	2.42×10 ⁻²¹	3.87×10 ⁻²²	2.50×10 ⁻²³	2.22×10^{-26}
OCXO	4.03×10 ⁻²⁶	3.63×10 ⁻²⁵	2.62×10 ⁻²²	2.01×10 ⁻²³	2.22×10^{-26}



2 时序测量误差估计

本文采用 Kalman 滤波方法实现时序测量误差 估计。在 Kalman 滤波过程中,首先对时序控制的测 量误差进行建模。如图1所示,时序测量部分为时 序控制装置的回采电路,其测量误差主要受内部晶 振频率稳定度和非确定性随机噪声影响。测量系统 的误差输入为单位白噪声,晶振带来的测量误差输 出为晶振长时漂移和随机噪声的叠加。同时在信号 回采过程中,软件采用循环采集的方式,循环采集周 期为T₀。因此,在时序控制回采信号中会叠加方差 为T₀的采样误差,最终的测量误差是晶振长时漂 移、随机噪声和回采噪声的叠加。以5×10⁻⁶频率稳 定度和表1中所示参数的TCXO晶振、飞行时间 $10 h_T_0 = 1 ms$ 为例,在整个飞行过程中随机选择 100个时序控制输出信号,时序控制测量误差仿真 结果如图 3 所示。时序控制回采误差由于晶振时钟 漂移的原因,随着时间的增加逐渐变大。



采用 Kalman 滤波方法对测量误差进行估计,获得时序误差输出的估计结果,消除部分内部晶振对回采测量带来的误差。Kalman 滤波过程如(5)~(8)式所示^[13]:

状态变量 X 的状态方程

$$\boldsymbol{x}_{k} = \boldsymbol{\Phi}_{k-1} \boldsymbol{x}_{k-1} + \boldsymbol{w}_{k-1} \tag{5}$$

量测变量 Z 的测量方程

$$\boldsymbol{z}_k = \boldsymbol{H}_k \boldsymbol{x}_k + \boldsymbol{v}_k \tag{6}$$

预测结果

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k}(-) = \boldsymbol{\Phi}_{k-1}\hat{\boldsymbol{x}}_{k-1}(+)$$

$$\boldsymbol{P}_{k}(-) = \boldsymbol{\Phi}_{k-1}\boldsymbol{P}_{k-1}(+)\boldsymbol{\Phi}_{k-1}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{\Gamma}_{k-1}\boldsymbol{Q}_{k-1}\boldsymbol{\Gamma}_{k-1}^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{\overline{T}}\boldsymbol{\overline{T}}\boldsymbol{\beta}\boldsymbol{\overline{E}}\boldsymbol{\overline{E}}$$

$$\boldsymbol{K}_{k} = \boldsymbol{P}_{k}(-)\boldsymbol{H}_{k}^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{H}_{k}\boldsymbol{P}_{k}(-)\boldsymbol{H}_{k}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{R}_{k}]^{-1}$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k}(+) = \hat{\boldsymbol{x}}_{k}(-) + \boldsymbol{K}_{k}[\boldsymbol{z}_{k} - \hat{\boldsymbol{x}}_{k}(-)]$$

$$(7)$$

 $\boldsymbol{P}_{k}(+) = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_{k}\boldsymbol{H}_{k})\boldsymbol{P}_{k}(-)(\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_{k}\boldsymbol{H}_{k})_{k}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{K}_{k}\boldsymbol{R}_{k}\boldsymbol{K}_{k}^{\mathrm{T}}$ (8)

式中: k 时刻状态预测估计结果为 $\hat{x}_{k}(-)$,量测滤波 修正结果为 $\hat{x}_{k}(+)$; $\boldsymbol{\Phi}_{k-1}$ 为状态转移矩阵; \boldsymbol{H}_{k} 为量 测矩阵; \boldsymbol{R}_{k} 为测量噪声的方差阵; \boldsymbol{Q}_{k} 为状态噪声的 方差阵。

因此,本节以 5×10⁻⁶频率稳定度和表 1 中所示 参数的 TCXO 晶振作为时序回采测量时间基准,以 5×10⁻⁷频率稳定度和表 1 中所示参数的 OCXO 晶振 作为时序控制时间基准。以飞行时间 10 h、T₀ = 1 ms为例,依据(5)~(8)式的 Kalman 滤波过程,时 序控制装置实时采集时序控制信号作为量测方程的 输入,状态噪声的方差为时序控制时间基准的时间 漂移误差,测量噪声的方差为回采测量时间基准的 时间漂移误差。Kalman 滤波误差估计结果如图 4 所示,以时序控制误差模拟真值为基准,时序回采测


试输出结果最大值为 7.79 ms, Kalman 滤波估计输 出结果最大值为 0.85 ms。相比回采测量输出结果, Kalman 滤波估计输出能够显著减少回采时间基准 带来的测量误差。

3 LSTM 深度学习网络及误差补偿 预测

如图 4 所示的仿真结果表明,随机选取的 100 个时间点输出时序控制信号中,前 50 个时间点由于 飞行时间相对较短,时序控制误差真值在 2.5 ms 范 围内。而后 50 个时间点时序控制误差在 6.5 ms 范 围内。在采用 Kalman 滤波方法后,回采测量误差可 以比较准确地估计出误差真值。因此,在此基础上 本文采用 LSTM 深度学习网络预测时序输出误差, 从而实现对时序控制误差的准确补偿。LSTM 深度 学习网络以飞行时间前 1/2 段时序回采测量时序误 差的 Kalman 滤波结果作为 LSTM 深度学习网络的 训练数据,用来预测飞行时间后 1/2 段时序控制误 差结果,实现对时序控制误差的补偿。

LSTM 深度学习网络在 RNN 网络的基础上,增加遗忘门,保留时间序列中的特征信息,解决 RNN 网络梯度消失或梯度爆炸的问题。如图 5 所示,采用 LSTM 深度学习网络作为时序控制误差的预测模型。经分析和仿真验证,为实现时序控制误差的准确预测,经过参数调试,LSTM 网络模型输入层的输出值为 1 个,即误差补偿结果,隐含层为 3 层,隐藏层节点数 20 个,输出层输出值为 1 个,隐含层的传递函数为正切 S 型传递函数,输出层采用线性传递函数,学习率 0.006,模型迭代次数为 100,可以获得优化的误差预测输出。



图 5 LSTM 网络时序误差预测模型

采用图 5 所示 LSTM 网络时序误差预测模型对 图 4 模拟的时序控制序列进行时序误差预测,结果 如图 6 所示。在此基础上,以时序误差预测结果为 补偿值对时序控制序列的生成时间进行补偿,补偿 后时序误差输出结果与原误差真值结果的对比如图 7 所示。仿真结果表明,经过 LSTM 网络时序控制 误差补偿后,时序控制误差的最大值由 6.23 ms 减 少到 2.92 ms。



4 结 论

本文分析了上面级火箭长时飞行过程中时序控 制误差的来源。针对上面级火箭时序控制和时序回 采测量应用的特点,时序回采测量误差包含时序控 制时间基准和时序测量时间基准的误差,本文采用 Kalman 滤波的方法对回采测量误差进行估计,获得 时序误差估计序列。通过建立 LSTM 深度学习网 络,以上面级火箭前 1/2 段飞行时间内时序控制的 误差估计结果为训练数据,预测上面级火箭后 1/2 段飞行时序误差值,对时序误差进行补偿。通过对 10 h 飞行时间和 100 个随机时序控制信号的仿真, 采用 Kalman 滤波和 LSTM 深度学习网络的时序控 制误差补偿方法,可有效减少时序控制误差,仿真结 果表明经补偿后时序控制误差最大值由 6.23 ms 减 少到 2.92 ms。

参考文献:

- [1] 宋征宇. 运载火箭时序控制系统"标准型"的研究[J]. 航天控制, 1998(2): 28-33
 SONG Zhengyu. The standard prototype study of launch vehicle sequential control system[J]. Aerospace Control, 1998(2): 28-33 (in Chinese)
- [2] MILLER B P. The impact of reliability on the economics of geostationary commercial communication satellites [C] // 17th International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, Yokohama, Japan, 1998
- [3] KINNERSLEY M, MISKI T, SCHUMACHER I, et al. The rockot launch vehicle-the competitive launch solution for satellite systems[C]//21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, Yokohama, Japan, 2003
- [4] 周佑君,叶成敏. 远征上面级研制技术发展[J]. 宇航总体技术,2020,4(6):9-15
 ZHOU Youjun, YE Chengmin. The development and progress of yuanzheng upper stage technology [J]. Aerospace Systems Engineering Technology, 2020, 4(6): 9-15 (in Chinese)
- [5] 何力睿,章巍,熊嘉明,等.保持模式下恒温晶振频率补偿方法[J].导航定位与授时,2019,6(1):87-91
 HE Lirui, ZHANG Wei, XIONG Jiaming, et al. A frequency compensation method of OCXO in hold mode[J]. Navigation
 Positioning & Timing, 2019, 6(1):87-91 (in Chinese)
- [6] 薛毅聪,龚航,刘增军,等. 基于 GNSS 的晶振驯服方法分析[J]. 全球定位系统,2017,42(4):38-42 XUE Yicong, GONG Hang, LIU Zengjun, et al. Analysis of crystal oscillator taming method based on GNSS[J]. GNSS World of China, 2017, 42(4): 38-42 (in Chinese)
- [7] 韩文博. 一种恒温晶振老化趋势拟合算法[J]. 电子测试, 2018(2): 47-48
 HAN Wenbo. A new method of calculating the aging trend of constant temperature[J]. Test, 2018(2): 47-48 (in Chinese)
- [8] 高强,姜忠昊. 基于 GAN 等效模型的小样本库扩增研究[J]. 电测与仪表,2019, 56(6): 76-81 GAO Qiang, JIANG Zhonghao. Amplification of small sample library based on GAN equivalent model [J]. Electrical Measurement & Instrumentation, 2019, 56(6): 76-81 (in Chinese)
- [9] 张雯鹤,黄国策,董淑福. 基于 LSTM 的短波频率参数预测[J]. 空军工程大学学报,2019, 20(3): 59-64 ZHANG Wenhe, HUANG Guoce, DONG Shufu. A prediction of frequency parameters based on LSTM for high frequency communication[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2019, 20(3): 59-64 (in Chinese)
- [10] 寇艳红,张其善. GPS 接收机中晶振误差的模拟方法[J]. 电子与信息学报,2004,26(8):1319-1324
 KOU Yanhong, ZHANG Qishan. A method for simulating the crystal oscillator errors in GPS receiver[J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2004, 26(8): 1319-1324 (in Chinese)
- [11] 金天, 王丽华, 黄丙胜. 基于 Kalman 滤波的 GPS 跟踪环路晶振闪烁噪声建模方法[J]. 中国空间科学技术,2012(5): 34-39
 - JIN Tian, WANG Lihua, HUANG Bingsheng. Modeling method for oscillator flicker noise in Kalman based GPS tracking loop [J]. Chinese Space Science and Technology, 2012(5): 34-39 (in Chinese)
- [12] 冯爱,林敏.利用几何插值法合成 1/f 噪声[J].中国计量学院学报,2002,13(2):109-112
 FENG Ai, LIN Min. Application of geometry interpolation to synthesize 1/f noises[J]. Journal of China University of Metrology, 2002, 13(2): 109-112 (in Chinese)
- [13] 王可东. Kalman 滤波基础及 MATLAB 仿真[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2019: 35-38
 WANG Kedong. The basis of Kalman filter and Matlab simulation[M]. Beijing: Beihang University Press, 2019: 35-38 (in Chinese)

LU Bo, YANG Chao, XU Qi

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: The upper-stage rocket has a long flight time and high timing control precision. In this paper, a compensation method of upper-stage rocket timing control based on Kalman filter and LSTM network is proposed. Based on the analysis of timing control principle and error source, aiming at the problem that timing testing time reference error is large, Kalman filter method is used to realize the measurement error estimation of timing control, and output the measurement error estimation value. At the same time, the multi-layer single-input LSTM deep learning network is used as the error prediction network, and the Kalman filter estimated output sequence of the first half of the upper stage rocket is used as the training data of the LSTM network to predict the larger flight timing control error in the second half of the rocket, and realize the error compensation of timing control. The simulation results show that the maximum timing control error of 6.23 ms can be reduced to the range of 2.92 ms by using the error compensation method for the random 100-path timing control results of the upper stage rocket with a long flight time of 10 h, and the method has good timing control compensation effect.

Keywords: upper stage rocket; timing control; Kalman filter; LSTM

运载火箭真空段姿控喷管多模型控制重构技术

纪刚、汪玲、禹春梅

(北京航天自动控制研究所,北京 100854)

摘 要:姿控喷管是运载火箭真空滑行飞行段使用的常见执行机构,飞行中出现故障的情况下,既要快速地进行故障确认,还要及时地实现控制重构,确保姿态稳定,特殊条件下可保证飞行姿态指向的稳定。以姿控喷管的配置形式为基础,对多种故障模型进行研究形成了故障集合,根据故障辨识的结果自适应的调整控制集合,实现了在极性故障和典型接插插反故障下的控制重构技术,并进行了仿真验证。

关 键 词: 姿控喷管; 姿控系统; 运载火箭; 控制重构 中图分类号: V475.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-2758(2021) S0-0072-06

航天科技发展迅猛,运载火箭领域已经形成了 高密度发射状态,市场对于运载火箭的安全、可靠和 低成本等性能提出了更高的要求。国内外运载火箭 均出现过因姿控喷管故障导致发射失利的案例,当 前运载火箭制导控制系统在面对典型非致命的动 力、控制机构等故障时缺乏自适应能力,导致对非灾 难性故障的应对能力不足[1]。20世纪50年代至70 年代,航天器的故障诊断与重构过程主要基于地面 遥测数据来完成。20世纪70年代至90年代,第二 代航天器的故障诊断和重构技术,尤其是基于硬件 冗余的故障诊断与重构技术得到了很大发展。20 世纪90年代至21世纪初,基于解析冗余的自主诊 断重构技术被广泛应用于第三代航天器系统。自 21 世纪初开始,逐步形成了航天器集成健康管理系 统.从保障任务完成的顶层目标出发实现对航天器 的综合故障检测与重构^[2]。国内外学者在航天器 的故障诊断和控制重构方面取得了丰硕的成果,也 在各型卫星平台上实现了应用,有大量文献资料,在 此不再赘述。然而,长征系列运载火箭近几年几次 重大失利,运载火箭故障辨识和控制重构研究应用 需求凸显。马卫华等提出运载火箭需要具备高空飞 行段姿控喷管常开、常闭、极性等非致命故障在线快 速、准确辨识的能力,做到"自知者明"[3]。李学锋 提出当箭体姿态偏离理论值达到一定程度时,暂停

故障通道的姿态控制,然后在线辨识姿控喷管极性, 按照辨识结果对控制指令重新进行分配,解决姿控 喷管极性故障引起的火箭姿态发散问题^[4]。对于 液体运载火箭姿控喷管故障诊断国内文献很少,张 亚婷等提出了姿控喷管的故障诊断方法,即通过设 计观测器,对比观测器输出信号和真实信号的残差, 判定故障是否发生^[5]。张凯等提出的基于跟踪微 分器的姿控喷管故障检测较好地解决了刚体模型下 的故障辨识问题,但没有对故障类型和程度给予评 价^[6]。但综合来看,故障诊断和控制重构在轨道运 行的航天器上研究较多,也得到了应用,运载火箭有 所研究但应用很少。

本文针对运载火箭飞行的工况进行研究,在对 动力学模型进行研究的基础上,参考 2004 年发布的 国际标准^[7]将对姿控喷管的自主诊断等级进行了 划分,针对不同故障给出模式集合和控制重构集合, 提出了运载火箭真空滑行段姿控喷管控制重构解决 策略,并进行了仿真。

1 真空滑行段动力学方程

运载火箭真空滑行段箭体运动状态与卫星存在 一定的类似,都可采用姿控喷管进行姿态稳定控制, 无气动干扰,且运行在轨道上。卫星根据需求还可

收稿日期:2021-04-15

作者简介:纪刚(1979—),北京航天自动控制研究所高级工程师,主要从事飞行器导航制导与控制研究。

以配置飞轮、磁力矩器等执行机构,而火箭末级属于 一次性飞行,飞行时间短,仅采用姿控喷管进行姿态 控制。同时装填了液体燃料的卫星,与液体运载火 箭在模型描述上也存在着一定相似性,但其影响则 在于刚体运动-燃料晃动运动的耦合程度。运载火 箭真空滑行段飞行,利用小型贮箱的燃料供给,确保 姿控喷管正常工作,燃料重量相比主发动机氧化剂 箱和燃烧剂箱的重量可以忽略。一般真空滑行段, 为确保火箭主要液体的晃动沉底,利用沉底发动机 提供沿箭体坐标系 x₁方向的过载,确保液体沉底, 同时也保证了在进行姿态控制系统设计时所用的模 型符合小扰动线性化的要求,其模型表达参考文献 [8-9]描述如下

$$\begin{cases} \omega_{x_{1}} + K_{\gamma}d_{3} - \sum_{p} \left(d_{hyp}^{"} \Delta \ddot{y}_{p} + d_{hzp}^{"} \Delta \ddot{z}_{p} \right) = \\ K_{\gamma}M_{bx-g} + M_{bx-b} \\ \omega_{y1} + K_{\psi}b_{3} + \left(J_{x_{1}} - J_{z_{1}} \right) / J_{y_{1}}\omega_{z_{1}}\omega_{x_{1}} - \\ \sum_{p} \left(b_{4p}\ddot{z}_{p} - b_{5p}z_{p} \right) = K_{\psi}M_{by-p} + M_{by-b} \\ \omega_{z_{1}} + K_{\varphi}b_{3} + \left(J_{y_{1}} - J_{x_{1}} \right) / J_{z_{1}}\omega_{x_{1}}\omega_{y_{1}} - \\ \sum_{p} \left(b_{4p}\ddot{y}_{p} - b_{5p}y_{p} \right) = K_{\varphi}M_{bz-f} + M_{bz-b} \end{cases}$$
(1)
$$\ddot{y}_{p} + 2\xi_{hp}\Omega_{p}\dot{y}_{p} + \Omega_{p}^{2}y_{p} = -E_{pz}\omega_{z_{1}} - \\ c_{3}VK_{\varphi} + \sum_{p} c_{4p}^{\varphi}V\ddot{y}_{p} + K_{\varphi}F_{by-f} + F_{by-c} \\ \ddot{z}_{p} + 2\xi_{hp}\Omega_{p}\dot{z}_{p} + \Omega_{p}^{2}z_{p} = -E_{pz}\omega_{y_{1}} - c_{3}VK_{\psi} + \\ \sum_{p} c_{4p}^{\psi}V\ddot{z}_{p} + K_{\psi}F_{bz-p} + F_{bz-c} \end{cases}$$

式中: K_{φ} , K_{ψ} , K_{γ} 分别为俯仰、偏航和滚动通道的控制指令。 ω_{z_1} , ω_{y_1} , ω_{x_1} 和 J_{z_1} , J_{y_1} , J_{x_1} 分别为绕箭体坐标系 o_1z_1 , o_1y_1 , o_1x_1 轴的角速度和转动惯量, y_p , z_p 分别为法向和横向晃动位移。

在(1) 式动力学方程中,控制指令 $K_{\varphi}, K_{\psi}, K_{\gamma}$ 需要图 1 中的姿控喷管喷流产生的反作用力来实现火箭的稳定飞行。

图 1 所示的典型姿控喷管配置方式、极性关系 如表 1 所示。

通道	正偏差	负偏差
俯仰	1#	3#
偏航	4#	2#
滚动	6# 8#	5# 7#

表1 极性对应关系



图 1 姿控喷管典型配置方式

晃动,一般是指贮箱中液体自由表面的周期性运动^[9]。在火箭真空滑行段,姿控喷管工作会对晃动运动产生激励,对(1)式推导并忽略小项后,绕箭体坐标系 z₁轴的角加速度可以表示为

$$\omega_{z_1} = -K_{\varphi} \cdot \frac{b_3 - \sum b_{4p} c_3 V}{1 - \sum b_{4p} E_{pz}}$$
(2)

(2)式表示角加速度与姿控喷管指令、控制力 矩、弹道参数有关,偏航通道类似,滚动燃料贮箱串 联形式可不考虑晃动的影响。(2)式的结论对于姿 控喷管的故障辨识具有重要的参考作用。

2 控制重构技术

2.1 故障模式

运载火箭动态强烈,真空滑行段如果出现姿控 喷管故障,需要及时进行定位并处理,避免对后续飞 行段造成重大影响。以(2)式为对象,姿控喷管发 生故障导致的后果,应该包含推力大幅度下降、推力 不受控无法实现关闭和指令执行极性错误,这3类 故障模式均可对飞行造成影响,由于推力变化幅度 不同影响也不尽相同,本文不做更细的分类。为描 述方便,本文将这3类故障称为常闭、常开和极性 故障。

将运载火箭真空滑行段姿控喷管故障对(1)式 所述对象的影响分为3级:Ⅰ级,致命故障不处理造 成飞行失利;Ⅱ级,重大故障系统可能导致飞行品质 大幅下降;Ⅲ级,一般故障自身具备一定容错能力可 不处理。根据3个等级故障后果,提出进行控制重 构基本应对模式,如表2所示。

第39卷

表 2 运载火箭姿控喷管控制重构模式

故障模式	影响分析	处理模式
无故障	无影响	不做处理
	单喷管单方向需用	多次执行打开操作,
告闭劫陪	时会造成姿态不稳	气质性常闭故障无
市内以陸	定甚至发散,非需用	有效应对措施,需与
	方向无后果	结合单机开展研究
	单方向单姿控喷管	多次执行关闭操作,
冶工壮应	配置可能姿态无法	气质性常开故障无
吊开似陧	调整甚至发散,燃料	有效应对措施,需与
	快速耗尽	结合单机开展研究
	杀统形成 丁 正区顷,	
	安念加速度反散且	
招州劫陪	不做处理无恢复可	快速诊断并实现控
似正以障	能;液体晃动不再服	制及时重构
	从线性模型,液位传	
	感器误判	

表 2 给出了 3 类典型故障模式下的控制重构模 式,可以看出,极性故障是必须进行处理的模式,而 常开、常闭故障模式更为复杂.从(1)式的研究中主 要得到的是动力学参数的表现,而据此辨识出来的 常闭故障表现为推力接近零,但姿控喷管电磁阀是 否还是打开、燃料是否依然在排出,并不能确定。常 开故障理论上有手段进行有效的辨识,但对于燃料 的消耗问题难有有效的处理措施,即便从模型上实 现了控制重构,但依然存在燃料耗尽后的失控问题。 火箭出现如图 1 中 5#和 6#或者 7#和 8#姿控喷管接 插接反,导致控制能力丧失是一种特殊的极性故障 形式。

2.2 姿态控制系统重构

给出采用姿控喷管作为执行机构的运载火箭姿 态控制系统原理框图,如图2所示。



(1)式表示的模型中晃动方程在系统稳定的情况下可以视为被动运动,在重构方法的研究中可以 不用考虑,采用(3)式所示模型进行研究。

$$\dot{H} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{H} = \boldsymbol{M}_c \tag{3}$$

式中: *H* 为总角动量, *H* = *J* $\boldsymbol{\omega}$, $\boldsymbol{\omega}$ = $[\boldsymbol{\omega}_{x_1}, \boldsymbol{\omega}_{y_1}, \boldsymbol{\omega}_{z_1}]^{\mathrm{T}}$

∈ **R**³ 为绕箭体坐标系 o_1z_1 , o_1z_1 和 o_1z_1 轴的角速度, **J** = diag[J_{x_1} , J_{y_1} , J_{z_1}] ∈ **R**^{3×3} 为绕箭体坐标系 o_1x_1 , o_1y_1 和 o_1z_1 轴的转动惯量, $M_{ci} = [K_{\varphi}T_{13}, K_{\psi}T_{24}, K_{\gamma}T_{5678}]$ 为绕箭体坐标系 o_1x_1 , o_1y_1 和 o_1z_1 轴的控制 力矩,控制律计算中采用箭体系下的角偏差。

(3)式中可得到的测量信息维数为3,控制量信 息为3,测量信息维数在姿控喷管正常和故障的条 件下均满足大于等于控制维数的条件,姿控喷管故 障有效辨识的条件是存在的,可以对绕心运动状态 进行辨识,进而得到动力学上的姿控喷管工作状态。

可重构性是指在资源配置一定的情况下,系统 发生故障后恢复全部或部分性能的能力^[10]。在资 源配置比较充分的情况下,实现姿态控制重构是可 行的^[11]。但面对本文的研究对象,以及针对姿控喷 管的故障类型,常开、常闭的故障模式从一定程度上 可以采用多余度配置的方式实现,仅通过控制算法 没法得到根本解决。因此仅存在正反馈极性故障和 接插插反的特殊故障模式下的控制重构。

根据故障形式,建立如下的故障模型集

$$M_{ej} = \{M_{e1}, M_{e2}, \cdots, M_{em}\}$$
 (4)

(4)式中至少包含3个通道正反馈极性故障,滚动 通道力偶形式姿控喷管接插插反故障。故障模型集 对应的重构模式集

$$\boldsymbol{C}_{ej} = \{ C_{e1}, C_{e2}, \cdots, C_{em} \}$$
(5)

自适应控制重构策略

$$S_{ej} = \{S_{e1}, S_{e2}, \cdots, S_{em}\}$$
 (6)

构造如图 3 所示的多模型自适应控制重构系统,(4)式代表在已知故障类型下的所有解析模型,(5)式代表可调系统模块中的控制重构模式,(6)式代表的重构策略则协调处理故障辨识的结果,并对可调系统中的控制重构模式实现执行、评估和撤销的功能,故障辨识的结果同时激活参考模型集中对应的子模型。



图 3 多模型自适应控制重构

多模型自适应控制依赖故障辨识的结果进行, 其与传统的自适应控制系统相比,在可知故障类型 下,故障模型集中各自对应的重构模式集对应关系 可以预先设计确定。根据模糊集合理论,故障类型 的集合与各种故障征兆的模糊集合之间存在一定的 逻辑关系,结合火箭动力学模型,可以给出故障类型 的结论。

当出现正反馈极性故障,故障模型集中,参考模型为

$$\begin{cases} J_{x_1}\omega_{x_1} + (J_{z_1} - J_{y_1}) \cdot \omega_{y_1} \cdot \omega_{z_1} = K_{\gamma'}T_{5678} \\ J_{y_1}\omega_{y_1} + (J_{x_1} - J_{z_1}) \cdot \omega_{x_1} \cdot \omega_{z_1} = K_{\psi'}T_{24} \\ J_{z_1}\omega_{z_1} + (J_{y_1} - J_{x_1}) \cdot \omega_{x_1} \cdot \omega_{y_1} = K_{\varphi'}T_{13} \end{cases}$$
(7)

(7)式右函数则存在单个或者多个方程出现综 合效果 $K_i T_j = -K_{i(i=\varphi,\psi,\gamma)} T_{j(j=1-8)}$ 的情况,闭环控制 呈现正反馈特征,实现反馈闭环的控制力矩 M_{ci} 出 现执行效果上的反号错误。根据奈氏稳定性原理, 此时火箭将会出现单方向加速发散,最终导致系统 测量错误,燃料耗尽。

定义 P_i 为极性故障标志,其中 $i = \varphi, \psi, \gamma$ 。当 $P_i = 1$ 则认为本通道出现极性故障,否则无极性故障。对应控制指令重构方式如(8) 式所示。

$$\begin{cases} \text{if } P_{\varphi} = 1, \ K_{\varphi} = -K_{\varphi} \\ \text{else } K_{\varphi} = K_{\varphi} \\ \text{fif } P_{\psi} = 1, \ K_{\psi} = -K_{\psi} \\ \text{else } K_{\psi} = K_{\psi} \\ \text{fif } P_{\gamma} = 1, \ K_{\gamma} = -K_{\gamma} \\ \text{else } K_{\gamma} = K_{\gamma} \end{cases}$$
(8)

当出现滚动通道接插插反极性故障,故障模型 集中,参考模型变为

$$\begin{cases} J_{x_1}\omega_{x_1} + (J_{z_1} - J_{y_1}) \cdot \omega_{y_1} \cdot \omega_{z_1} = 0 \\ J_{y_1}\omega_{y_1} + (J_{x_1} - J_{z_1}) \cdot \omega_{x_1} \cdot \omega_{z_1} = K_{\psi}T_{24} \pm K_{\gamma}M_{x_1} \\ J_{z_1}\omega_{z_1} + (J_{y_1} - J_{x_1}) \cdot \omega_{x_1} \cdot \omega_{y_1} = K_{\varphi}T_{13} \end{cases}$$
(9)

(9)式中 M_{x_1} 为力偶配置的姿控喷管在接插插 反故障模式下,不仅丧失了对滚动通道的控制能力, 同时对偏航通道产生了附加的干扰力矩。对偏航通 道的影响决定于图1所示的姿控喷管配置方式,若 非此则也可能对俯仰和偏航通道同时产生影响, $|M_{x_1}| \ge T_{24}$ 甚至导致系统整体发散。

对应控制指令重构方式如(10)式所示。

$$K_{\varphi} = K_{\varphi}, \ K_{\psi} = K_{\psi}, \ K_{\gamma} = 0 \qquad (10)$$

控制重构下的控制律解算,必须始终进行姿态 角偏差解耦,以确保(7)式和(10)式的正确性。

极性错误和滚动通道接插插反错误从合理性的 角度,只可能出现一次,因此极性故障的逻辑规则设 计至为关键,如图4所示。



为杜绝出现误重构,和误重构后的退出能力,至 少需要遵循如下几个规则。

规则1 是否为第一次姿控喷管开启? 是,则继续;否,则退出极性故障判断且不再辨识极性故障。

规则2 是否认为是极性故障? 是则进行故障 重构;否,则退出极性故障判断且不再辨识极性 故障。

规则3 重构后控制效果是否合理?是,重构 控制确认,不再撤销;否,则重构撤销不再继续重构。

3 仿真分析

假设俯仰、偏航和滚动通道箭体系角偏差均为 2°,箭体系角速度均为 0.1°/s,箭体跟踪程序角运 动。第一种正反馈极性错误以俯仰通道为例,在负 角偏差出现需要控制时,图 5 俯仰角偏差单方向加 速发散,图 6 角速度持续变大,导致偏航和滚动通道 最终失去控制。

系统正确的辨识到极性故障,并快速实现控制 重构后,姿态实现重新稳定,图7可以看出重构曲线 与正常状态几乎完全一样,差异部分由重构过程 造成。



接插插反故障模式,主要考虑图 1 中 5#和 6#、 7#和 8#接插插反的情况。仿真条件同前,图 8、图 9 可以看出,任何一个接插插反,当出现滚动控制指令 时,滚动失去了控制能力,同时对偏航通道姿态造成 较大影响,最终三通道姿态角偏差均失去控制。由 图 10 至 11 可以看出,接插插反故障在各姿控喷管 不能独立控制的情况下,重构对三通道的控制指令, 依然可以确保俯仰、偏航通道的飞行速度矢量方向 的正确。





图 11 滚动接插插反故障重构下箭体角速度

2 种典型的极性故障进行控制重构后,箭体姿态均重新实现了稳定,证明了方法的可行性。

4 结 论

本文结合运载火箭真空滑行段火箭解析模型, 对典型姿控喷管配置下常开、常闭和极性故障下的 影响进行了分析。在典型可重构极性故障的模式 下,采用了多模型自适应控制重构的方法,实现了对 火箭姿态稳定,具有工程实践的价值。未来在系统 可以获取更多姿控喷管信息和操作权限的条件下, 对于常开、常闭等故障模式也在一定程度上可以实 现控制重构。

参考文献:

- [1] 包为民. 航天飞行器控制技术研究现状与发展趋势[J]. 自动化学报,2013,39(6): 697-702
 BAO Weimin. Present situation and development tendency of aero-space control techniques[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(6): 697-702 (in Chinese)
- [2] 王大轶,屠园园,符方舟,等. 航天器控制系统的自主诊断重构技术[J]. 控制理论与应用,2019,36(12): 1966-1978
 WANG Dayi, TU Yuanyuan, FU Fangzhou, et al. Autonomous diagnosis and reconfiguration technology of spacecraft control system[J]. Control Theory & Applications, 2019,36(12): 1966-1978 (in Chinese)
- [3] 马卫华,禹春梅,路坤锋,等."会学习"运载火箭的制导控制技术[J]. 航天控制,2020,38(2): 3-8
 MA Weihua, YU Chunmei, LU Kunfeng, et al. Guidance navigation and attitude control technology of "self-learning" launch vehicle[J]. Aerospace Control, 2020,38(2): 3-8 (in Chinese)
- [4] 李学锋. 运载火箭智慧控制系统技术研究[J]. 宇航总体技术,2018,2(2):43-48
 LI Xuefeng. Research on GNC system of new generation intelligent launch vehicle [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018,2(2):43-48 (in Chinese)
- [5] 张亚婷,张惠平,郑总准.基于解析模型的姿控喷管故障诊断方法研究[C]//第十九届航天控制技术学术年会,北京,2017

ZHANG Yating, ZHANG Huiping, ZHENG Zongzhun. Study on fault diagnosis of attitude control nozzles based on analytical model[C] // The 19th Aerospace Control Technology Annual Conference, Beijing, 2017 (in Chinese)

- [6] 张凯,杨小龙,杨宇和.基于跟踪微分器的姿控喷管故障检测[J]. 宇航学报, 2020, 41(2): 182-190
 ZHANG Kai, YANG Xiaolong, YANG Yuhe. Fault detection of attitude control nozzles based on tracking-differentiator[J].
 Journal of Astronautics, 2020, 41(2): 182-190 (in Chinese)
- [7] ISO. Space systems-unmanned spacecraft operability[S]. 2004: 14590
- [8] 徐延万. 控制系统(上)[EB/OL]. (2020-04-29)[2021-04-15]. https://book.douban.com/subject/4932812/
- [9] 龙乐豪.总体设计[EB/OL]. (2020-04-29)[2021-04-15]. https://xueshu.baidu.com/usercenter/paper/show? paperid = 04f361216007bf209294bdb5380f85a3&site = xueshu_se
- [10] WU N E, ZHOU K M, SALOMON G. Control reconfigurability of linear time-invariant systems [J]. Automatica, 2000, 36(11): 1767-1771
- [11] 樊雯,程月华,姜斌,等. 卫星控制系统的可重构性分析[J]. 宇航学报,2014,35(2):185-191
 FAN Wen, CHENG Yuehua, JIANG Bin, et al. Reconfigurability analysis for satelliteattitude control systems [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(2): 185-191 (in Chinese)

Multi-model control reconstruction technology for the attitude control nozzle of the launch vehicle vacuum section

JI Gang, WANG Ling, YU Chunmei

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: Attitude control nozzle is a common actuator used in the vacuum taxi flight section of a carrier rocket. In the event of a failure during flight, it is necessary to quickly confirm the failure and realize the control reconfiguration in time to ensure stable attitude. The stability of the flight attitude can be guaranteed under special conditions. Based on the configuration form of the attitude control nozzle, this paper studies a variety of fault models to form a fault set. According to the results of the fault identification, the control set is adjusted adaptively, and it is realized under the polarity fault and the typical plug-in reverse fault. The control reconfiguration technology of the company has been verified by simulation.

Keywords: attitude control nozzle; attitude control system; launch vehicle; control refactoring

多飞行器固定时间收敛编队控制方法

张可,赵恩娇,钟泽南,赵玉新

(哈尔滨工程大学智能科学与工程学院,黑龙江哈尔滨 150001)

摘 要:采用领导-跟随者策略,基于固定时间收敛控制方法研究了多飞行器系统编队飞行控制问题。为提高编队控制系统的抗干扰能力,提出跟随飞行器视线系下的编队控制模型,采用精确线性 化方法对模型进行解耦线性化。针对解耦后的双积分系统,采用固定时间收敛理论设计编队飞行 控制器。基于 Lyapunov 函数方法分析了编队控制系统的稳定性,得到了能够保证编队时间在固定 时间内收敛的充分条件。仿真结果验证了所提编队控制算法的有效性,能够实现编队队形的快速 编成。

关 键 词:多飞行器;固定时间收敛;精确线性化;协同控制 中图分类号:V249 **文献标识码:**A **文章编号:**1000-2758(2021)S0-0078-06

多飞行器协同作战模式是当下研究的重点,通 过合理配置飞行器的编队队形扩大对目标搜索面 积,协同搜索,可尽早发现目标,通过战术数据链共 享目标信息,还能够通过配置不同类型的导引头获 取目标的电磁、声、光电信号,提高对目标整体感知 能力。文献[1]基于有限时间理论设计了带有视线 高低角和视线方位角约束的协同制导率。有限时间 控制系统具有鲁棒性强,抗干扰性好,收敛速度快等 特点^[2],但是系统的收敛时间会随系统初始状态的 变化而变化,为了克服有限时间控制的不足,文献 [3]提出了一种固定时间收敛特性的分布式优化控 制算法,使系统的收敛时间的上界值不依赖初始条 件。文献[4]利用多个导弹从平面内各个期望的方 向击中移动目标,实现协同攻击。此外,现阶段实现 协同导航高精度位置输出也得益于编队队形的高精 度控制^[5-8]。

卫星信号被干扰、遮挡以及欺骗攻击等导致的 全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)定位设备无法正常输出导航参数的情形称为 GNSS 拒止环境(denied environments)^[9]。本文考虑 到在与目标较近的距离上,在 GNSS 拒止环境下研 究多飞行编队控制问题。建立编队控制的模型并采 用微分几何线性化方法将其线性化,分析编队形成 的必要条件,基于合理的探测构型解决拒止环境下 的目标搜索问题。通过线性化解耦将其简化为双积 分系统,并研究了双积分系统的固定时间控制问题, 在此基础上,实现多飞行器编队控制。

1 多飞行器编队控制模型

1.1 编队控制模型的建立

如图 1a) 所示,飞行器编队由领导者 *l* 与跟随者 *i*,*j*组成。*R_i*,*R_j*,*q_i*,*q_j*是可测量的编队队形参数。由 图可知,当编队队形参数满足设计要求时,编队队形 保持。因此每一个飞行器控制好自身的编队队形参 数即可协同完成编队的控制,领导者负责协调期望 的编队队形参数。因此以第*i* 个飞行器设计的编队 控制器可推广至同一编队任意成员。领导飞行器 *l* 与跟随飞行器*i* 在视线系之间的相对运动关系如图 1b) 所示,*R_i* 表示飞行器编队成员*i* 到领导者 *l* 之间

收稿日期:2021-04-15 **基金项目:**国家自然科学基金(61903099)、黑龙江省自然科学基金(LH2020F025)与重庆市教 育委员会科学技术研究计划(KJZD-K20200470)资助

作者简介:张可(1996—),哈尔滨工程大学硕士研究生,主要从事多飞行器协同控制研究。

通信作者:赵恩娇(1989—),女,哈尔滨工程大学预聘副教授,主要从事多飞行器协同制导、编队控制、协同估计研究。



图 1 多飞行器间的相对位置关系

的相对距离, q_i 表示飞行器编队成员 i 到领导者 l 在 惯性系下方位角, V_i , θ_i 分别表示飞行器编队成员 i的速度和航迹角, V_l , θ_l 分别表示飞行器领导者的速 度和航迹角。定义领导者航迹坐标系如下:领导飞 行器质心位置为原点,领导者速度方向为正方向。 q_d 表示在领导者航迹坐标系下,跟随飞行器的期望 方位角。飞行器 i 与领导者 l 之间的相对运动关系 可以用(1)式来描述。

$$\begin{cases} \dot{R}_{i} = V_{l}\cos(\theta_{l} - q_{i}) - V_{i}\cos(\theta_{i} - q_{i}) \\ R_{i}\dot{q}_{i} = V_{l}\sin(\theta_{l} - q_{i}) - V_{i}\sin(\theta_{i} - q_{i}) \end{cases}$$
(1)
继续对(1)式求导整理可得(2)式

$$\begin{cases} \ddot{R}_{i} = R_{i}\dot{q}_{i}^{2} - g\omega_{lRi} - gN_{\theta i}\sin(q_{i} - \theta_{i}) + \\ gN_{Vi}\cos(q_{i} - \theta_{i}) \\ \ddot{q}_{i} = -\frac{2\dot{R}_{i}}{R_{i}}\dot{q}_{i} + g\omega_{lqi} + gN_{\theta i}\cos(q_{i} - \theta_{i}) + \\ gN_{Vi}\sin(q_{i} - \theta_{i}) \end{cases}$$
(2)

式中, ω_{IRi} 和 ω_{lqi} 表示领导飞行器法向过载在跟随飞 行器 *i* 视线上的投影。为方便对编队控制模型的可 控性分析, 以领导飞行器不机动情形为例, $\omega_{IRi} = \omega_{lqi}$ = 0, 令 $x_1 = R_i, x_2 = \dot{R}_i, x_3 = q_i, x_4 = \dot{q}_i, u_1 = gN_{\thetai}, u_2 = gN_{Vi}$ 。则(2)式可以写为如(3)式所示的仿射形式。 $\dot{x} = f(x) + g_1u_1 + g_2u_2$ (3)

式中

$$\begin{aligned} \boldsymbol{x} &= \begin{bmatrix} x_1 & x_2 & x_3 & x_4 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{g}_1 &= \begin{bmatrix} 0 & \sin(x_3 - \theta) & 0 & \cos(x_3 - \theta) \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{g}_2 &= \begin{bmatrix} 0 & \cos(x_3 - \theta) & 0 & -\sin(x_3 - \theta) \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{f} &= \begin{bmatrix} x_2 & x_1 x_4^2 & x_4 & \frac{-2x_2 x_4}{x_1} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \\ \mathring{\mathcal{K}}$$
选择如下李代数集合 \boldsymbol{E}

 $E_{c} = \{g_{1}, g_{2}, [f, g_{1}], [f, g_{2}]\}$ (4) 式中: [a, b]表示李括号 $[a, b] = L_{b}a - L_{a}b, L_{b}a$ 表

式中: [a,b] 表示学哲号 $[a,b] = L_b a - L_a b, L_b a$ 表示李导数 $L_b a = \nabla ba$ 。经过计算可得

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{f}, \boldsymbol{g}_1 \end{bmatrix} = \boldsymbol{L}_{g_1} \boldsymbol{f} - \boldsymbol{L}_{f} \boldsymbol{g}_1 = \begin{bmatrix} -s_{\eta} & x_4 c_{\eta} - 2x_1 x_4 c_{\eta} & -c_{\eta} & -x_4 s_{\eta} + 2 \frac{x_4 s_{\eta} + x_2 c_{\eta}}{x_1} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$
$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{f}, \boldsymbol{g}_2 \end{bmatrix} = \boldsymbol{L}_{g_2} \boldsymbol{f} - \boldsymbol{L}_{f} \boldsymbol{g}_2 = \begin{bmatrix} -c_{\eta} & -x_4 s_{\eta} + 2x_1 x_4 s_{\eta} & s_{\eta} & -x_4 c_{\eta} + 2 \frac{x_4 c_{\eta} - x_2 s_{\eta}}{x_1} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$

式中, $c_{\eta} = \cos(x_3 - \theta)$, $s_{\eta} = \sin(x_3 - \theta)$ 。由于 det(E_e) = $-1 \neq 0$,可知矩阵 E_e 满秩,则系统可控。

严格编队飞行是指,飞行器编队成员之间的相对位置保持不变。假设跟随者 i 与编队领导者 l 之间编队可形成。编队形成之后,在领导者飞行器速度参考坐标系下,其相对位置保持不变, $R_i = R_d$, $q_i = q_d + \theta_i$ 。其导数满足条件(5)式

$$\begin{cases} \dot{R}_i = 0\\ \dot{q}_i = \dot{\theta}_l + \dot{q}_d \end{cases}$$
(5)

式中, *q_d* 通常为 0。将严格编队条件(5) 式代入编 队控制模型(1), 可得(6) 式

$$\begin{cases} V_l \cos(\theta_l - q_i) = V_i \cos(\theta_i - q_i) \\ V_l \sin(\theta_l - q_i) = V_i \sin(\theta_i - q_i) + R_d \frac{g N_{\theta l}}{V_l} \end{cases}$$
(6)

 $x_4 s_\eta = s_\eta = x_4 c_\eta + 2 - \frac{x_1}{x_1}$ 交叉相乘之后采用三角恒等变换可得(7)式

$$V_i V_l \sin(\theta_l - \theta_i) = R_d g N_{\theta l} \cos(q_d)$$
(7)
分析(7)式,有

情况1 若领导飞行器不机动,则法向过载为 $N_{\theta l} = 0$,可推知 $\theta_l = \theta_i$,即飞行器编队成员航向一致。同时由(6) 第一式,可得 $V_i = V_l$,即编队成员速度一致。

情况 2 若领导飞行器常值机动,则法向过载 为 $N_{\theta l} = \text{const}, V_i = \frac{R_d g N_{\theta l} \cos(q_d)}{V_l \sin(\theta_l - \theta_i)}$,可见成员飞行器 速度是常值,但不一定与领导飞行器一致。

情况3 若领导飞行器非常值机动,与情况2相 同分析可得, $V_i = \frac{R_d g N_{\theta l} \cos(q_d)}{V_l \sin(\theta_l - \theta_i)}$,此时飞行器速度与 领导飞行器法向过载相关,是时变的。 综上可知,多飞行器可严格编队要求多飞行器 速度可调。

1.2 多飞行器编队控制模型精确线性化

根据假设条件,得到第*i*个飞行器和领导者1的 动力学方程如(8)式所示。

$$\begin{cases} \dot{V}_{i} = gN_{Vi} \\ \dot{\theta}_{i} = \frac{gN_{\theta i}}{V_{i}} \\ \dot{V}_{l} = gN_{Vl} \\ \dot{\theta}_{l} = \frac{gN_{\theta l}}{V_{l}} \end{cases}$$
(8)

根据参考文献[10],对非线性编队模型(1)线性化。 选取状态变量和控制向量如(9)至(10)式所示。

$$\boldsymbol{x}_{i} = \begin{bmatrix} R_{i} & q_{i} & V_{i} & \theta_{i} & V_{l} & \theta_{l} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$
(9)

$$\boldsymbol{u}_i = \begin{bmatrix} N_{Vi} & N_{\theta i} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{10}$$

此时第*i*个飞行器的动力学模型及编队控制模型改写为

$$\dot{\boldsymbol{x}}_i = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}_i) + \boldsymbol{C}(\boldsymbol{x}_i)\boldsymbol{u}_i \qquad (11)$$

式中

$$f(\mathbf{x}_{i}) = \begin{bmatrix} V_{l}\cos(\theta_{l} - q_{i}) - V_{i}\cos(\theta_{i} - q_{i}) \\ V_{l}\sin(\theta_{l} - q_{i}) - V_{i}\sin(\theta_{i} - q_{i}) \\ R_{i} \\ 0 \\ R_{i} \\ 0 \\ gN_{Vl} \\ \frac{gN_{\theta l}}{V_{l}} \end{bmatrix}$$
(12)
$$gN_{Vl} \\ \frac{gN_{\theta l}}{V_{l}} \\ C(\mathbf{x}_{i}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ g & 0 \\ 0 & \frac{g}{V_{i}} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(13)
选取一个光滑向量函数(14)
$$\boldsymbol{\phi} = [\boldsymbol{\phi}_{1} \quad \boldsymbol{\phi}_{2}]^{\mathrm{T}} = [R \quad q]^{\mathrm{T}}$$
(14)
得到

$$z_{i} = \begin{bmatrix} \phi_{1} \\ \phi_{2} \\ L_{j}\phi_{1} \\ L_{j}\phi_{2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R \\ q \\ \dot{R} \\ \dot{q} \end{bmatrix}$$
(15)

非线性系统(11)转化为如(16)式所示的线性 系统

$$\dot{\boldsymbol{z}}_i = \boldsymbol{H}\boldsymbol{z}_i + \boldsymbol{M}\boldsymbol{v}_i \qquad (16)$$

式中, v_i 为控制指令。

$$\boldsymbol{H} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0}_{2\times 2} & \boldsymbol{I}_2 \\ \boldsymbol{0}_{2\times 2} & \boldsymbol{0}_{2\times 2} \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{M} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0}_{2\times 2} \\ \boldsymbol{I}_2 \end{bmatrix}$$
(17)

 v_i 与 u_i 的之间的关系满足

$$\boldsymbol{v}_i = \boldsymbol{\alpha}_i(\boldsymbol{x}_i) + \boldsymbol{\beta}_i(\boldsymbol{x}_i)\boldsymbol{u}_i$$
(18)

式中, $\boldsymbol{\alpha}_i(\boldsymbol{x}_i) 与 \boldsymbol{\beta}_i(\boldsymbol{x}_i)$ 的表达式如(19) 至(20) 式 所示。

$$\boldsymbol{\alpha}_{i} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{L}_{f}^{2} \, \boldsymbol{\phi}_{1} \\ \boldsymbol{L}_{f}^{2} \, \boldsymbol{\phi}_{2} \end{bmatrix}$$
(19)

$$\boldsymbol{\beta}_{i}(\boldsymbol{x}_{i}) = \begin{bmatrix} L_{c_{1}}\boldsymbol{L}_{f}\boldsymbol{\phi}_{1} & L_{c_{2}}\boldsymbol{L}_{f}\boldsymbol{\phi}_{1} \\ L_{c_{1}}\boldsymbol{L}_{f}\boldsymbol{\phi}_{2} & L_{c_{2}}\boldsymbol{L}_{f}\boldsymbol{\phi}_{2} \end{bmatrix}$$
(20)

经过以上线性化之后,可以线性设计控制器,根据(16)式的结果,可知非线性编队控制模型(1)被线性化之后,且解耦成双积分环节

$$\begin{bmatrix} \ddot{R}_i \\ \ddot{q}_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_{Ri} \\ v_{qi} \end{bmatrix}$$
(21)

2 固定时间收敛方法的控制器设计

2.1 双积分系统的固定时间收敛控制

观察发现,(21)式中的2个通道均可以写成以 下统一的形式

$$\begin{cases} \dot{y_1} = y_2\\ \dot{y_2} = u \end{cases}$$
(22)

其输出方程为

$$\boldsymbol{z} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{y}_1 & \boldsymbol{y}_2 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{23}$$

设计控制律 *u*,使得状态 *y*₁ 在固定时间内收敛 到其期望值 *y*_{1d}。控制律为

$$\begin{cases} u = \dot{y}_{2d} + e_1 + k_3 \operatorname{sig}(e_2)^{\alpha_2} + k_4 \operatorname{sig}(e_2)^{\beta_2} \\ \dot{y}_{2d} = \ddot{y}_{1d} + (k_1 \alpha \mid e_1 \mid^{\alpha - 1} + k_2 \beta \mid e_1 \mid^{\beta - 1}) \dot{e}_1 \quad (24) \\ \dot{e}_1 = \dot{y}_{1d} - y_2 = \dot{y}_{1d} - (y_{2d} - e_2) \end{cases}$$

式中, e_1 定义为期望状态与实际状态 y_1 之差, y_{2d} 为 中间变量,其物理意义为状态 y_2 的期望值,其表达 式为 $y_{2d} = y_{1d} + k_1 \operatorname{sig}(e_1)^{\alpha} + k_2 \operatorname{sig}(e_1)^{\beta}$, e_2 定义为期 望中间状态与实际状态 y_2 之差。 k_1 , k_2 , k_3 , k_4 均为 正数, $\alpha, \alpha_2 \in (0,1)$, $\beta, \beta_2 \in (1,\infty)$ 。

定理1 对于线性系统(22),不管系统状态 y₁ 的初始值如何,控制输入(24)可使得系统状态 y₁ 在

固定时间内收敛到期望状态 y_{1d}。

证明 令 $e_1 = y_{1d} - y_1$, $e_2 = y_{2d} - y_2$, $y_{2d} = \dot{y}_{1d} + k_1 \operatorname{sig}(e_1)^{\alpha} + k_2 \operatorname{sig}(e_1)^{\beta}$, 定义 Lyapunov 函数如(25) 式所示

$$V(e_1, e_2) = \frac{1}{2}e_1^2 + \frac{1}{2}e_2^2$$
(25)

求导可得

$$\dot{V}(e_1, e_2) = e_1 \dot{e}_1 + e_2 \dot{e}_2 = e_1(-k_1 \operatorname{sig}(e_1)^{\alpha} - k_2 \operatorname{sig}(e_1)^{\beta}) + e_2(\dot{e}_2 + e_1)$$
(26)

$$h (24) 式 可 知, u = \dot{y}_{2d} + e_1 + k_3 \operatorname{sig}(e_2)^{\alpha_2} + k_4 \operatorname{sig}(e_2)^{\beta_2}, \dot{e}_2 = -k_3 \operatorname{sig}(e_2)^{\alpha_2} - k_4 \operatorname{sig}(e_2)^{\beta_2}, \\ f \neq k_4 \operatorname{sig}(e_2)^{\beta_2}, \dot{e}_2 = -k_3 \operatorname{sig}(e_2)^{\alpha_2} - k_4 \operatorname{sig}(e_2)^{\beta_2}, \\ f \neq k_4 \operatorname{sig}(e_2)^{\beta_2} = -k_4 \operatorname{sig}(e_1)^{\tilde{\alpha}} - k_2 \operatorname{sig}(e_1)^{\tilde{\beta}}) + e_2(-k_3 \operatorname{sig}(e_2)^{\tilde{\alpha}} - k_4 \operatorname{sig}(e_2)^{\tilde{\beta}}) \leq -k_1 |e_1|^{\tilde{\alpha}+1} - k_2 |e_1|^{\tilde{\beta}+1} - k_3 |e_2|^{\tilde{\alpha}+1} - k_4 |e_2|^{\tilde{\beta}+1} \leq -\rho |e_1|^{\tilde{\alpha}+1} - \sigma |e_1|^{\tilde{\beta}+1} = \rho |e_2|^{\tilde{\alpha}+1} - \sigma |e_2|^{\tilde{\beta}+1} \leq -\rho |e_1|^{\tilde{\alpha}+1} - \sigma |e_2|^{\tilde{\beta}+1} \leq -\rho |e_1^2|^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} - \sigma |e_2^2|^{\frac{\tilde{\beta}+1}{2}} - \rho |e_2^2|^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} - \sigma |e_2^2|^{\frac{\tilde{\beta}+1}{2}}$$

$$(27)$$

式中, $\tilde{\alpha} = \min \{ \alpha, \alpha_2 \}, \tilde{\beta} = \min \{ \beta, \beta_2 \}, 0 < \rho \leq \min \{ k_1, k_3 \}, 0 < \sigma \leq \min \{ k_2, k_4 \}_{\circ}$

$$\dot{V}(e_{1},e_{2}) \leq -\rho \left(\frac{e_{1}^{2}}{2}^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} + \frac{e_{2}^{2}}{2}^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} \right) - \sigma \left(\frac{e_{1}^{2}}{2}^{\frac{\tilde{\beta}+1}{2}} - \frac{e_{2}^{2}^{\frac{\tilde{\beta}+1}{2}}}{2} \right) \leq \\ -\rho \left(\frac{e_{1}^{2}}{2} + \frac{e_{2}^{2}}{2} \right)^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} - \sigma \left(\frac{e_{1}^{2}}{2} + \frac{e_{2}^{2}}{2} \right)^{\frac{\tilde{\beta}+1}{2}} \leq \\ -\rho V(e_{1},e_{2})^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} - \sigma V(e_{1},e_{2})^{\frac{\tilde{\beta}+1}{2}} \qquad (28)$$

根据文献[11]可知,该系统是固定时间收敛的。

2.2 飞行器编队固定时间收敛控制

设第 *i* 个飞行器与领导者之间的期望队形由 R_{di},q_{di} 描述。定义编队相对距离误差为 $e_{Ri} = R_{di} - R_i, R_i^d$ 为中间变量,其物理意义为相对速度 \dot{R}_i 的期 望值,其表达式为 $\dot{R}_i^d = \dot{R}_{id} + k_1 \operatorname{sig}(e_{Ri})^{\alpha} + k_2 \operatorname{sig}(e_{Ri})^{\beta}, e_{Ri}$ 定义为期望相对速度与实际相对速 度 \dot{R} 之差,其表达式为 $e_{Ri} = \dot{R}_i^d - \dot{R}_i$;定义编队相对方 位误差为 $e_{qi} = q_{di} - q_i, q_i^d$ 为中间变量,其物理意义为 方位角速率 \dot{q}_i 的期望值,其表达式为 $\dot{q}_i^d = \dot{q}_{id} +$ $k_1 \operatorname{sig}(e_{qi})^{\alpha} + k_2 \operatorname{sig}(e_{qi})^{\beta}, e_{qi}$ 定义为期望方位角速率 与实际方位角速率q之差,其表达式为 $e_{qi} = q_i^d - q_i$ 。 根据如上定义,设计飞行器 2 个通道的控制指令如 (29) 至(30) 式所示。

$$\begin{cases} v_{Ri} = \ddot{R}_{i}^{d} + e_{Ri} + k_{3} \operatorname{sig}(e_{Ri})^{\alpha_{2}} + k_{4} \operatorname{sig}(e_{Ri})^{\beta_{2}} \\ \ddot{R}_{i}^{d} = \ddot{R}_{di} + (k_{1}\alpha + e_{Ri})^{\alpha_{-1}} + k_{2}\beta + e_{Ri}^{\beta_{-1}})\dot{e}_{Ri} \quad (29) \\ \dot{e}_{Ri} = \dot{R}_{di} - \dot{R}_{i} = \dot{R}_{di} - (\dot{R}_{i}^{d} - e_{Ri}) \\ v_{qi} = \ddot{q}_{i}^{d} + e_{qi} + k_{3} \operatorname{sig}(e_{qi})^{\alpha_{2}} + k_{4} \operatorname{sig}(e_{qi})^{\beta_{2}} \\ \ddot{q}_{i}^{d} = \ddot{q}_{di} + (k_{1}\alpha + e_{qi})^{\alpha_{-1}} + k_{2}\beta + e_{qi}^{\beta_{-1}}\dot{e}_{qi} \quad (30) \\ \dot{e}_{qi} = \dot{q}_{di} - \dot{q}_{i} = \dot{q}_{di} - (\dot{q}_{i}^{d} - e_{qi}) \end{cases}$$

通过(29) 至(30) 式可得指令 $v_i = \begin{bmatrix} v_{Ri} & v_{qi} \end{bmatrix}^T$, 根据(18) 式的指令转化关系,编队中第i个跟随飞 行器的控制指令为

$$\boldsymbol{u}_i = \boldsymbol{\beta}_i^{-1} (\boldsymbol{v}_i - \boldsymbol{\alpha}_i) \tag{31}$$

定理2 编队控制器(31)式使得第*i*个飞行器 与领导者组成的编队能够在固定时间内收敛,完成 期望的编队队形。

证明 将控制器(31)式代入(18)式,可得如 (21)式所示的双积分系统。定义 Lyapunov 函数为

$$\begin{cases} V(\boldsymbol{e}_{i}) = V_{R}(\boldsymbol{e}_{i}) + V_{q}(\boldsymbol{e}_{i}) \\ V_{R}(\boldsymbol{e}_{i}) = \frac{1}{2}(e_{Ri}^{2} + e_{Ri}^{2}) \\ V_{q}(\boldsymbol{e}_{i}) = \frac{1}{2}(e_{qi}^{2} + e_{qi}^{2}) \end{cases}$$
(32)

由定理 1 知, $V_R(\boldsymbol{e}_i)$ 和 $V_q(\boldsymbol{e}_i)$ 均固定时间收敛,因此满足

$$\begin{cases} \dot{V}_{R}(\boldsymbol{e}_{i}) < -\rho_{R}V_{1}(\boldsymbol{e}_{i})^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} - \sigma_{R}V_{1}(\boldsymbol{e}_{i})^{\frac{\tilde{\beta}+1}{2}} \\ \dot{V}_{q}(\boldsymbol{e}_{i}) < -\rho_{q}V(\boldsymbol{e}_{i})^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} - \sigma_{q}V(\boldsymbol{e}_{i})^{\frac{\tilde{\beta}+1}{2}} \end{cases} (33) \\ \text{Rigc}$$

$$\dot{V}(\boldsymbol{e}_{i}) = \dot{V}_{R}(\boldsymbol{e}_{i}) + \dot{V}_{q}(\boldsymbol{e}_{i}) < -\rho_{R}V_{R}(\boldsymbol{e}_{i})^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} - \sigma_{R}V_{R}(\boldsymbol{e}_{i})^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} - \rho_{q}V_{q}(\boldsymbol{e}_{i})^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} - \sigma_{q}V_{q}(\boldsymbol{e}_{i})^{\frac{\tilde{\beta}+1}{2}} < -\rho_{Rq}(V_{R}(\boldsymbol{e}_{i}) + V_{q}(\boldsymbol{e}_{i}))^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} - \sigma_{Rq}(V_{R}(\boldsymbol{e}_{i}) + V_{q}(\boldsymbol{e}_{i}))^{\frac{\tilde{\alpha}+1}{2}} - \sigma_{Rq}(V_{R}(\boldsymbol{e}_{i}) + V_{q}(\boldsymbol{e}_{i}))^{\frac{\tilde{\beta}+1}{2}}$$
(34)

系统是固定时间收敛的。

3 仿真验证

仿真中假设飞行器自动驾驶仪具有时间常数为 0.2 的延迟,采样周期及编队控制周期为 15 ms。仿 真中限制切向过载为0.4,法向过载限制为5。 表1 跟随者飞行器初始位置

跟随者	$V/(\mathbf{m} \cdot \mathbf{s}^{-1})$	<i>θ</i> ∕(°)	x∕m	y∕m	R_d/m	$q_d/(\circ)$
1	240	5	-11 000	800	3 000	-30
2	240	0	-11 000	-800	3 000	30

在圆形编队指令下,多飞行器的编队队形在 100 s以内形成,多飞行器航迹如图 2 所示。根据此 前分析的编队可编成条件,编队成形以后飞行器编 队成员速度为常值,与领导者飞行器速度不相同,这 从图 3 中的速度变化曲线中可以看出。图 4 至 5 展 示了编队过程中的切向过载及法向过载变化曲线。 圆形编队过程中,过载指令平滑且都在可用过载以 内,说明编队模型是正确的。从图 6 所示的编队形 成可以看出,相对距离保持在 3 000 m。从图 7 看出 其方位角不是一个常值,根据前文结果可知惯性系 下的方位角是线性增加的 $q_i = q_d + \theta_l$,这符合领导飞 行器常值机动的圆形编队特点。



4 结 论

本文研究了基于固定时间收敛的多飞行器编队 控制问题。首先建立了编队控制模型并分析了编队 可编成条件,基于微分几何线性化方法得到了编队 控制线性化模型。针对得到的线性化的双积分系统,研究固定时间控制方法,最后将理论研究结果应 用到飞行器编队控制模型中,通过多种情形下的仿 真结果验证了编队控制模型与算法的准确性和有 效性。

参考文献:

[1] 唐博,席建祥,刘太阳,等.俯冲段高超声速飞行器有限时间协同制导律设计[J].北京航空航天大学学报,2021(7): 1-18

TANG Bo, XI Jianxiang, LIU Taiyang, et al, Design of finite time cooperative guidance law for hypersonic vehicles in dive phase[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021(7): 1-18 (in Chinese)

- [2] 陈刚,李志勇. 集合约束下多智能体系统分布式固定时间优化控制[J]. 自动化学报, 2021(7): 1-11 CHEN Gang, LI Zhiyong, Distributed fixed-time optimization control for multi-agent system with set constraints [J]. Acta Automation Sinica, 2021(7): 1-11 (in Chinese)
- [3] 刘凡,杨洪勇,杨怡泽,等.带有不匹配干扰的多智能体系统有限时间积分滑模控制[J].自动化学报,2019,45(4): 749-758

LIU Fan, YANG Hongyong, YANG Yize, et al, Design of finite time cooperative guidance law for hypersonic vehicles in dive

phase[J]. Acta Automation Sinica, 2019,45(4): 749-758 (in Chinese)

- [4] 吕腾,李传江,郭延宁,等. 有向拓扑下无径向速度测量的多导弹协同制导[J]. 宇航学报, 2018, 39(11): 1238-1247
 LYU Teng, LI Chuanjiang, GUO Yanning, et al. Cooperative guidance without radial velocity measurement for multiple missiles under directed topologies[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(11): 1238-1247 (in Chinese)
- [5] 李青昱. 面向航天器相对导航的分布式滤波算法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2020 LI Qingyu. Research on the distributed filtering algorithm on spacecraft relative navigation [J]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020 (in Chinese)
- [6] 刘晓洋,李瑞涛,徐胜红.基于测距/测速信息的无人机协同导航算法研究[J]. 战术导弹技术,2019(2):73-77,112 LIU Xiaoyang, LI Ruitao, XU Shenghong. Research on cooperative navigation algorithm of UAV based on ranging/speed measurement information[J]. Tactical Missile Technology, 2019(2):73-77,112 (in Chinese)
- [7] 刘晓洋, 徐胜红. 无人机编队分层式协同导航仿真研究[J]. 计算机仿真,2019,36(10): 44-48
 LIU Xiaoyang, XU Shenghong. Simulation research on hierarchical cooperative navigation of UAV formation [J]. Computer Simulation, 2019, 36(10): 44-48 (in Chinese)
- [8] 晏超然,黄雪梅,张康.基于惯导/数据链测距的相对导航方法研究[J]. 计算机仿真,2020,37(5): 55-60,109
 YAN Chaoran, HUANG Xuemei, ZHANG Kang. Relative navigation based on inertial navigation/data link ranging [J].
 Computer Simulation, 2020,37(5): 55-60,109 (in Chinese)
- [9] 田俊曦. GNSS 拒止环境下的多飞行器协同导航关键技术研究[D]. 成都:电子科技大学, 2020 TIAN Junxi. Research on the key technology of multi-UAVs cooperative navigation in GNSS-denied environments[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2020 (in Chinese)
- [10] ZHAO E J, CHAO T, WANG S Y, et al. Finite-time formation control for multiple flight vehicles with accurate linearization model[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 90-98
- [11] CHEN Q, XIE S Z, SUN M X, et al. Adaptive nonsingular fixed-time attitude stabilization of uncertain spacecraft[J]. IEEE Trans on Aerospace & Electronic Systems, 2018, 54(6): 2937-2950
- [12] 王宏伟, 宋晓娟, 吕书锋. 充液航天器的鲁棒固定时间终端滑模容错控制[J]. 控制理论与应用, 2021,38(2): 235-244
 WANG Hongwei, SONG Xiaojuan, LYU Shufeng. Robust fixed-time terminal sliding mode fault tolerant control for liquid-filled spacecraft[J]. Control Theory & Application, 2021,38(2): 235-244 (in Chinese)

Fixed time convergence based multiple flight vehicles formation control method

ZHANG Ke, ZHAO Enjiao, ZHONG Zenan, ZHAO Yuxin

(College of Intelligent Systems Science and Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: In this paper, the formation control method is studied for multiple flight vehicles. The leader-follower strategy is adopted, and the multiple flight vehicle control problem is studied based on the fixed-time convergence control method. To improve the anti-jamming ability of formation control, a formation control model under the light of sight of the followers is proposed, and the formation flight of the model is theoretically analyzed. Hereafter, the model is decoupled by a precise linearization method. The stability of the formation control system is analyzed based on Lyapunov function method, and a sufficient condition is obtained to guarantee the convergence of the formation system in a fixed time. Aiming at the decoupled double integral system, a formation flight controller is designed based on the fixed-time convergence theory. The simulation result illustrates the effectiveness of the formation control method.

Keywords: multiple flight vehicles; fixed-time convergence; accurate linearization; cooperative control

小样本条件下异源图像迁移学习的 红外目标检测与识别

龚任杰,郑智辉,丛龙剑,徐振涛,韦海萍,唐波,李全运

(北京航天自动控制研究所,北京 100854)

摘 要:针对小样本条件下红外目标检测任务中缺少足够的训练样本,网络泛化能力不理想的问题,提出了一种基于迁移学习的红外目标检测算法。论证了使用可见光图像通过迁移学习技术训练红外图像目标检测算法的可行性。设计了一种基于注意力机制的域自适应方法的深度神经网络,通过可见光数据迁移学习实现小样本条件下的红外目标检测与识别。通过 VisDrone2019 数据集、Street Scece 红外数据集进行验证。结果表明:所提算法实现小样本条件下高精度的红外目标 检测与识别。

关键 词:红外目标检测;异源图像;迁移学习;注意力机制;泛化能力;域自适应
 中图分类号:TP391.4
 文献标识码:A
 文章编号:1000-2758(2021)S0-0084-05

从 20 世纪 80 年代以来,红外成像目标检测与 跟踪技术受到各国国防机构的普遍重视。美国率先 开始了对该技术的研究,并将其作为"国家安全防 御体系"的一个重要课题;法国研制了舰载的 VAMPIR DIBV 型红外检测跟踪系统;随后,加拿大 也开始研制新型的红外检测跟踪系统——SIRIUS; 此外,英国、以色列和俄罗斯等军事强国也相继投入 大量的人力物力进行红外检测跟踪系统的研制。

虽然军用红外系统蓬勃发展,但是目前民用的 红外图像数量依旧较少。目前互联网中的红外图像 数量难以支撑需要大量数据驱动的深度学习目标检 测算法。

在国内红外图像数据来源相对匮乏情况下,仅 仅利用微量红外图像从头开始训练模型或对已有模 型进行微调,网络非常容易过拟合^[1]。本文提出一 种基于注意力机制的域自适应红外目标检测算法, 利用少量红外数据与大量的可见光数据共同训练通 用目标检测器。本方法能够很好地应对新的任务场 景,实现在新任务环境下小样本快速检测,从而完成 目标的检测与识别。

1 迁移学习

迁移学习(transfer learning)是机器学习中的一 个重要研究领域,其目标是将某个领域或任务上学 习到的知识或模式应用到不同但相关的领域或问 题中。

数据依赖是深度学习中最严峻的问题之一,与 传统机器学习方法相比,深度学习极其依赖大规模 训练数据,模型的性能和所需的数据量大小几乎呈 线性关系。迁移学习是机器学习中解决训练数据不 足问题的重要工具,迁移学习放宽了训练数据和测 试数据必须独立同分布的假设,同时目标域中的模 型也不需要从头开始训练。通过迁移学习可以显著 降低目标域对训练数据和训练时间的需求^[2-3]。

2 基于可见光图像迁移学习的目标 检测

可见光图像由于数量较多,使用 Yolo、Faster R-CNN等算法在大多数情况下可以达到预期的性能

收稿日期:2021-04-15

作者简介:龚任杰(1993—),北京航天自动控制研究所工程师,主要从事计算机视觉、目标检测与跟踪技术研究。

要求。但是红外图像很难获取大量样本,导致红外 目标数据的训练样本有限。采用可见光图像迁移学 习方法可以用于缓解红外目标数据量小的问题。

当前的目标检测算法大多基于数据驱动的深度 学习方法,因此要得到性能强大、检测结果鲁棒的目 标检测器,往往需要充足丰富的数据源作为支撑。 在红外图像数据来源相对匮乏情况下,仅仅利用微 量红外图像从头开始训练或进行微调,网络非常容 易过拟合。

另外一方面大多数目标检测模型都是基于特定 场景的,即利用不同的场景训练对应的检测模型。 对于红外目标检测网络来说,由于缺少足够的训练 样本,网络很难有较强的泛化能力,相比之下,自然 图像易于获取并且已有很多公开的数据集可以使 用。如何利用数据丰富的自然图像数据来辅助提高 红外图像目标检测的性能是亟需解决的问题。研究 表明可以利用一个通用模型解决多个任务或跨多个 域的同一任务。即相比于使用单一域数据集域训练 专用网络,将多个不同域的数据集组合起来,利用单 个神经网络同时学习几个分布差异巨大的视觉域会 有更佳的性能。

对于目标检测任务,如果针对每个特定数据集 都训练一个专用模型,往往是比较费时。通过对不 同域的数据训练好的模型参数(以 Faster R-CNN 的 模型为例)进行统计分析,分析结果如图1所示^[4]。



图 1 不同域模型统计分析结果

通过对不同域的数据训练好的模型参数进行统 计分析发现: 1) 不同域的数据集显示的模型参数分布差异 较大;

2)不同网络层的统计分布是有差异的。前面的层负责校正域的偏移,相比后面的层有更明显的差异;RPN 层也是一样的,尽管他们是与类别无关的;

3)许多层之间的数据集有相似的统计分布。
 这点对中间层来说比较明显。

因此将红外图像数据与可见光图像数据结合起 来训练一个通用的目标检测器是可行的^[48],本文 提出一种多模态迁移域自适应的红外目标检测 算法。

3 红外目标检测网络设计

3.1 SENet

SENet(Squeeze-and-Excitation Networks)^[3],是 ImageNet 2017 竞赛的冠军模型,SENet 主要包含 Squeeze 和 Excitation 两个部分,如图 2 所示。 Squeeze 部分,即为压缩部分,其目的是将空间信息 提取出来,使得感受区域更广。Excitation 部分用于 全面捕获通道相关性,对每个通道的重要性进行预 测,通过基于通道依赖性的门控机制为每个通道学 习特定采样的激活,控制每个通道的激励。

卷积神经网络捕捉到的只是局部的信息,假如 卷积核是 7×7,那么感受野的大小也只有 7×7。但 是一张图片的每一个像素点之间都是互相有联系 的,之前使用局部感受野的网络都忽略掉了全局像 素点之间的关联信息,使得实验效果不够理想。而 且也没有考虑过通道之间的全局关联信息。SENet 通过考虑各通道之间的全局关联信息,解决通道之 间关联性弱的问题。



图 2 SENet 网络结构

3.2 算法整体框架

本文提出了一种基于异源图像迁移学习的红外 目标检测网络,如图 3 所示。网络采用基于注意力 机制的域自适应迁移方法,以期实现复杂背景下的 不同类型、不同尺度的红外目标检测与识别。基本 检测框架采用 Faster R-CNN^[9],其中特征提取部分 是共享的, RPN 层与输出层是域相关的。



图 3 红外目标检测网络结构

不同域之间通过 SEnet 激活不同的数据域,并 利用注意力机制确定响应,使适配器能够匹配到不 同数据域,即网络在不同域场景下获得不同的激活 值,而域注意力机制对其进行加权,使得网络偏向权 重更大的场景。域注意力机制结构^[4,9-11] 如图 4 所示。



图 4 域注意力机制结构

3.3 域自适应目标检测训练策略

第一阶段:随机选取不同数据集的方式训练2~ 3个 epoch(每个 epoch的迭代次数为所有训练集中 包含最多样本的数据集的迭代次数),保证检测网 络有良好的初始化效果。

第二阶段:使用均等概率挑选数据集的方式训 练,迭代次数为少量样本数据集(红外数据)训练 6 ~10个 epoch 所需要的迭代次数,避免不同数据集 包含样本量的差异巨大带来的训练偏差,充分学习 每个不同域数据的数据特性。

4 实验结果

4.1 实验环境及参数设计

VisDrone2019数据集由天津大学机器学习与数 据挖掘实验室 AISKYEYE 队伍负责收集,全部基准 数据集由无人机捕获,如图 5 所示。本实验采用 VisDrone2019数据集中的 8 492 张车辆数据训练目 标检测模型。



图 5 VisDrone2019 数据集

Street Scene 数据集是采用中波红外制冷探测器在街边拍摄的红外图像数据集,只对数据集中的车辆进行标注,本文共使用 250 张图像数据,200 张图像用于训练,50 张图像用于测试。

试验训练集由 1 000 张训练集外的 VisDrone2019数据集中车辆可见光图像和 Street Scene 中选取的 50 张红外图像组成,测试集由 Street Scene 中的 200 张图像组成。本文使用 Faster R-CNN 在 VisDrone数据集下训练得到的模型作为预 训练权重,第一次直接进行 Finetune,利用可见光图 像预训练模型进行参数迁移。第二次网络采用所提 出的基于注意力机制的域自适应迁移方法,分别使 用 0 张、50 张、200 张红外图像和 1000 张可见光图 像混合进行训练。

4.2 试验结果

试验结果如表 1 至 2 所示,在使用 50 张和 200 张红外数据时,基于注意力机制的域自适应迁移方 法的指标有明显提升。

数据集	训练集和验	亚均准确索
	证集/测试集	十均准매平
VisDrone ^{1 000} + StreetScene ⁰	1 000/50	0.486 6
VisDrone ^{1 000} + StreetScene ⁵⁰	1 050/50	0.704 0
VisDrone ^{1 000} +StreetScene ²⁰⁰	1 200/50	0.780 0

表1 Finetune 结果

表 2 基于注意力机制的域自适应迁移方法

数据集	训练集和验 证集/测试集	平均准确率
VisDrone ^{1 000} +StreetScene ⁰	1 000/50	0.486 6
VisDrone ^{1 000} + StreetScene ⁵⁰	1 050/50	0.798 3
VisDrone ^{1 000} +StreetScene ²⁰⁰	1 200/50	0.887 9

图 6 为使用 0 张红外图像和 1 000 张可见光图 像训练的模型检测结果,图 7 至 8 为使用不同算法 对 50 张红外图像和 1 000 张可见光图像训练后的 检测结果:

在红外目标检测时,使用可见光图像模型进行 简单模型迁移虽然有效,但是存在许多漏检和虚警 情况。车辆部分被遮挡时几乎无法检测,模型的泛 化能力较差。采用了基于注意力机制的域自适应方 法,利用少量红外数据与大量的可见光数据来协同 训练通用目标检测器,让红外图像数据集与可见光 图像共享特征提取部分,充分发挥了每个数据集的 作用,较好的完成了知识迁移过程。



图 6 0 张红外图像和 1 000 张可 见光图像训练的检测结果

图 7 50 张红外图像和 1 000 张可

见光图像直接 finetune 的

检测结果



图 8 50 张红外图像和 1 000 张可见 光图像采用域自适应迁移 方法的检测结果

法,采用基于注意力机制的域自适应方法,实现小样 本条件下的红外目标检测与识别。

5 结 论

本文提出一种基于迁移学习的红外目标检测算

参考文献:

- [1] 赵永强, 饶元, 董世鹏, 等. 深度学习目标检测方法综述[J]. 中国图象图形学报, 2000, 25(4): 629-654
 ZHAO Yongqiang, RAO Yuan, DONG Shipeng, et al. Survey on deep learning object detection [J]. Journal of Image and Graphics, 2000, 25(4): 629-654 (in Chinese)
- [2] PAN S J, YANG Q. A survey on transfer learning[J]. IEEE Trans on Knowledge and Data Engineering, 2010, 22: 1345-1359
- [3] HU J, SHEN L, SUN G, et al. Squeeze-and-excitation networks [J]. IEEE Trans on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2020, 42(8): 2011-2023
- [4] WANG Xudong, CAI Zhaowei, GAO Dashan, et al. Towards universal object detection by domain attention [C] // 2019 IEEE/ CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2019: 7281-7290
- [5] HE W, ZHENG H, LAI J. Domain attention model for domain generalization in object detection [C] // Chinese Conference on Pattern Recognition and Computer Vision, 2018
- [6] ARRUDA V F, TM PAIXÃO, BERRIEL R F, et al. Cross-domain car detection using unsupervised image-to-image translation:

- [7] SAITO K, et al. Strong-weak distribution alignment for adaptive object detection [C] //2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2019: 12448-12457
- [8] KIM Taekyung, et al. Diversify and match: a domain adaptive representation learning paradigm for object detection [C] // 2019 IEEE Winter Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2019: 12448-12457
- [9] REN S, HE K, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: towards real-time object detection with region proposal networks[J]. IEEE Trans on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 2017, 39(6): 1137-1149
- [10] HSU Hankai, et al. Progressive domain adaptation for object detection [C] // 2020 IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision, 2020: 738-746
- [11] XU C D, ZHAO X R, JIN X, et al. Exploring categorical regularization for domain adaptive object detection [C] // 2020 IEEE/ CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2020

Infrared target detection and recognition based on transfer learning with small samples

GONG Renjie, ZHENG Zhihui, CONG Longjian, XU Zhentao, WEI Haiping, TANG Bo, LI Quanyun

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: In infrared target detection and recognition, aiming at the problem of the unsatisfactory of network generalization capability due to the limited number of infrared samples, this thesis proposes an infrared target detection algorithm based on transfer learning. Firstly, this thesis demonstrates the feasi-bility of the infrared target detection using transfer learning with visible images. In order to achieve the goals of infrared target detection with small samples, the algorithm designs a deep neural network based on domain adaptation. The verification of the VisDrone2019 UAV data sets and Street Scene infrared images data sets shows that it implements high-precision infrared target detection algorithms to complete tasks with small samples.

Keywords: infrared target detection; multi-modality image; transfer learning; attention mechanism; generalization ability; domain adaptation

基于深度 BP 神经网络的智能信息融合技术

袁英^{1,2}, 郁丰^{1,2}, 踪华³, 陈阳^{1,2}

(1.南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 210016;

2.空间光电探测与感知工业和信息化部重点实验室, 江苏 南京 210016;

3. 宇航智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100854

摘 要:为了克服利用传统滤波算法进行信息融合的缺陷,提出基于深度 BP 神经网络的智能信息融合思路。深度 BP 神经网络具有强大的学习能力和非线性映射能力,可实现对卫星轨道动力学模型的模拟,并能结合观测值对轨道参数进行修正,为非标准多传感器信息融合问题提供智能化的解决方案。将其应用到基于星光角距的自主天文导航系统中,仿真结果表明:无需精确的模型支撑,深度 BP 神经网络能够代替卡尔曼滤波完成信息融合并达到相当的精度。

关键 词:深度 BP 神经网络;智能信息融合;扩展卡尔曼滤波;组合导航
 中图分类号:V11 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2021)S0-0089-07

随着科学技术与计算机能力的不断进步,人们 建立了越来越复杂精密的系统来更加有效可靠地完 成科学任务。然而系统的复杂性与所要求的精确性 之间存在尖锐矛盾。为此,通过模拟人类学习和自 适应能力,人们提出了智能控制的思想^[1]。

人工神经网络(artificial neural network, ANN), 是 20 世纪 80 年代以来人工智能领域兴起的研究热 点。最近十多年来,人工神经网络的研究工作不断 深入,已经取得了很大的进展,其在模式识别、智能 机器人、自动控制、预测估计、生物、医学、经济、航天 等领域已成功地解决了许多利用传统方法难以解决 的实际问题,表现出了良好的智能特性^[2]。

作为对多源信息进行综合处理的技术,信息融合是一门跨学科的综合理论和方法,同时在不同的应用领域信息融合有着不同的作用和研究方法,因此信息融合理论算法和研究方法也非常之广泛,不少应用领域的研究人员根据各自的具体应用背景,提出了许多比较成熟而有效的融合方法^[3]。传统的估计理论和识别算法为信息融合技术奠定了不可或缺的理论基础,但同时缺陷也非常明显,以卡尔曼滤波为例,利用它来进行信息融合的缺点主要有^[4]:

1) 需要精确的系统物理模型和噪声模型,对于

某些应用场景不太现实。

 2)需求每个传感器的系统和测量协方差矩阵 的先验信息,某些情况下很难准确确定。

3) 当观测量缺失时,精度会严重下降。

 4)一些状态误差的弱可观测性可能会导致其 他状态误差的估计值不稳定。

为了解决这些问题,抑制滤波器发散,提高系统 鲁棒性,得到全局最优融合估计结果,自适应融合滤 波算法成为人们研究的重点。而神经网络由于其强 大的自组织性、学习能力、并行处理能力和非线性映 射能力,为非标准多传感器信息融合系统下的状态 融合估计研究提供了新的思路与途径,日益成为信 息融合估计的一种有效方法。

航天系统是现代典型的复杂大系统,人工智能已经在故障诊断,误差预报与消除、模型建立等方面得到了应用^[5-8]。在卫星导航领域,为了弥补传统滤波算法的不足,文献[9]将在测量更新部分给出的滤波增益和新息信息作为 BP 神经网络的输人向量。以 Kalman 状态估计值与参考真值之间的差值作为 BP 神经网络的输出向量。BP 神经网络离线对满足精度的样本数据进行训练,使得输出数据逼近估计值与真实值的差值。将此差值信息输送给Kalman 滤波,调整状态估计值,得到最终改进后状

基金项目:国家自然科学基金面上项目(61673212)资助

作者简介:袁英(1997—),南京航空航天大学博士研究生,主要从事自主导航、智能信息融合等研究。

态估计结果。文献[10]提出一种基于 BP 神经网络 分段学习和分段预测的自适应 Kalman 滤波算法,以 Kalman 滤波预测残差向量作为神经网络输入,自适 应地估计自主定轨 Kalman 滤波噪声系统协方差矩 阵(*Q* 阵)。

但目前来说,公开文献中尚未有完全通过神经 网络来进行信息融合的先例。因此基于人工智能的 卫星多源信息融合具有前瞻性,有望加快卫星导航 系统的智能化发展。本文面向基于星光夹角的天文 自主导航,借鉴传统卡尔曼滤波器处理数据的流程, 探究基于深度 BP 神经网络的智能信息融合技术, 为信息融合问题提供一种智能化的解决方案。

1 深度 BP 神经网络的结构与反向传 播算法

深度 BP 神经网络是包含多个隐藏层的全连接 网络,具备处理线性不可分问题的能力。图 1 为标 准 BP 神经网络的结构。假设输入神经元个数为 *M*,隐藏层神经元个数为*I*,输出层神经元个数为*J*。 从第*m*个输入*x_m*到第*i*个隐藏层神经元*k_i*的连接权 值为ω_{*mi*},从*k_i*到第*j*个输出的连接权值为ω_{*ij*}。



图 1 标准 BP 神经网络结构

网络的实际输出为 $Y(n) = [y_1, y_2, \dots, y_j]$, 网络 的期望输出为 $D(n) = [d_1, d_2, \dots, d_j]$ 。输入层的输 出即网络的输入信号 $X(n) = [x_1, x_2, \dots, x_m]$, 用 u 和 v 分别代表隐藏层和输出层的输入与输出。隐藏层 第 i 个神经元的输入 $u_i(n)$ 为 x_m 的加权和

$$\iota_i(n) = \sum_{m=1}^{M} \omega_{mi}(n) \cdot x_m(n) \tag{1}$$

假设 $f(\cdot)$ 为隐藏层的传递函数,则隐藏层第 i

个神经元的输出 $v_i(n)$ 为

$$v_i(n) = f(u_i(n))$$
(2)

输出层第 j 个神经元的输入为

$$u_j(n) = \sum_{i=1}^{l} \omega_{ij}(n) \cdot v_i(n)$$
(3)

假设 g(·) 为输出层的传递函数,输出层第 j 个 神经元的输出为

$$v_j(n) = g(u_j(n))$$
(4)

输出层第 j 个神经元的误差为

$$e_j(n) = d_j(n) - v_j(n)$$
(5)

第n次迭代网络的总误差为

$$e(n) = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^{J} e_j^2(n)$$
 (6)

上述过程即 BP 神经网络的前向计算过程,接 下来要进行误差反向传播来更新网络权值。首先调 整隐藏层与输出层之间的权值 ω_{ij} 。计算误差对 ω_{ij}

的梯度 $\frac{\partial e(n)}{\partial \omega_{ij}(n)}$,再沿着该方向反向进行调整

$$\Delta \omega_{ij}(n) = -\eta \frac{\partial e(n)}{\partial \omega_{ij}(n)}$$

$$\omega_{ij}(n+1) = \Delta \omega_{ij}(n) + \omega_{ij}(n)$$
(7)

$$\eta$$
为学习率, $\frac{\partial e(n)}{\partial \omega_{ii}(n)}$ 可由求偏导得到。根据微

分的链式规则,有

$$\frac{\partial e(n)}{\partial \omega_{ij}(n)} = \frac{\partial e(n)}{\partial e_j(n)} \cdot \frac{\partial e_j(n)}{\partial v_j(n)} \cdot \frac{\partial v_j(n)}{\partial u_j(n)} \cdot \frac{\partial u_j(n)}{\partial \omega_{ij}(n)}$$
(8)

由于e(n)是 $e_j(n)$ 的二次函数,其微分为一次函数

$$\frac{\partial e(n)}{\partial e_j(n)} = e_j(n), \quad \frac{\partial e_j(n)}{\partial v_j(n)} = -1$$
(9)

输出层传递函数的导数

$$\frac{\partial v_j(n)}{\partial u_j(n)} = g'(u_j(n)), \quad \frac{\partial u_j(n)}{\partial \omega_{ij}(n)} = v_i(n) \quad (10)$$

因此梯度值为

$$\frac{\partial e(n)}{\partial \omega_{ij}(n)} = -e_j(n) \cdot g'(u_j(n)) \cdot v_i(n) \quad (11)$$

权值修正值为

$$\Delta \omega_{ij}(n) = \eta e_j(n) \cdot g'(u_j(n)) \cdot v_i(n) \quad (12)$$
引人局部梯度的概念

$$\delta_{j}(n) = -\frac{\partial e(n)}{\partial u_{j}(n)} = -\frac{\partial e(n)}{\partial e_{j}(n)} \cdot \frac{\partial e_{j}(n)}{\partial v_{j}(n)} \cdot \frac{\partial v_{j}(n)}{\partial u_{j}(n)} = e_{j}(n) \cdot g'(u_{j}(n))$$
(13)

局部梯度指明权值所需要的变化,它等于该神经元的误差信号与传递函数导数的乘积。g(·)一般采用线性函数,其导数为1。代入(13)式,可得

 $\Delta \omega_{ii}(n) = \eta \delta_i(n) \cdot v_i(n) = \eta e_i(n) \cdot v_i(n) (14)$

上述过程即权值 ω_{ij} 的调整过程,接下来对输入 层与隐藏层之间的权值进行修正。 $\Delta\omega_{mi}(n)$ 的形式 与 $\Delta\omega_{ii}(n)$ 相同

$$\Delta \omega_{mi}(n) = \eta \delta_i(n) \cdot v_m(n) \tag{15}$$

 $v_m(n)$ 为输入层的输出, $v_m(n) = x_m(n)$ 。 此时局部梯度函数的定义为

$$\delta_{i}(n) = -\frac{\partial e(n)}{\partial u_{i}(n)} = -\frac{\partial e(n)}{\partial v_{i}(n)} \cdot \frac{\partial v_{i}(n)}{\partial u_{i}(n)} =$$

$$-\frac{\partial e(n)}{\partial v_{i}(n)}f'(u_{i}(n))$$
(16)

由于隐藏层不可见,无法直接求解误差对该层 输出值的偏导数 $\frac{\partial e(n)}{\partial v_i(n)}$ 。 $\frac{\partial e(n)}{\partial v_i(n)}$ 可由上一层计算的 局部梯度推导得出

$$\frac{\partial e(n)}{\partial v_i(n)} = \sum_{j=1}^J \delta_j(n) \omega_{ij}$$
(17)

将(17)式代入(16)式中可得

$$\delta_j(n) = f'(u_i(n)) \cdot \sum_{j=1}^J \delta_j(n) \omega_{ij} \qquad (18)$$

至此,3 层 BP 网络的一轮权值调整完毕,显然 局部梯度的计算需要用到上一步计算的结果,前一 层的局部梯度是后一层局部梯度的加权和。因此 BP 网络更新权值时只能从后向前逐层计算。

反向传播算法使得神经网络能够学习到输入输 出的映射关系。理论上深度 BP 神经网络具有实现 任意非线性映射的能力,即具有进行状态预报以及 信息融合的潜力。下面几节将借鉴扩展卡尔曼滤波 器(extended kalman filter,EKF)的数据处理过程,探 究采用深度 BP 网络代替卡尔曼滤波进行信息融合 的技术方案。

2 扩展卡尔曼滤波器过程分析

扩展卡尔曼滤波器是实际应用中最常用的状态 估计器。EKF 通过对非线性函数的 Taylor 展开式进 行一阶线性化截断,忽略其余高阶项,从而将非线性 问题转化为线性,将卡尔曼线性滤波算法应用于非 线性系统中。当误差源为互不相关且均值为零的高 斯白噪声时,EKF 可对线性化之后的系统进行最优 估计。

EKF 可以分成 2 个主要部分:时间更新以及量 测更新。时间更新过程负责通过状态预报模型、按 照时间步长向前推算当前状态变量和误差协方差矩 阵的取值,进而构造先验估计;而测量更新过程则通 过观测信息对先验估计进行校正。EKF 的迭代方 程组如下^[11]

$$\hat{X}_{k+1/k} = f(\hat{X}_{k/k})$$

$$P_{k+1|k} = \Phi_{k+1|k} P_{k|k} \Phi_{k+1|k}^{T} + \Gamma_{k} Q_{k} \Gamma_{k}^{T}$$

$$K_{k+1} = P_{k+1|k} H_{k+1}^{T} (H_{k+1} P_{k+1|k} H_{k+1}^{T} + R_{k+1})^{-1}$$

$$\hat{X}_{k+1/k+1} = \hat{X}_{k+1/k} + K_{k+1} (Z_{k} - h(\hat{X}_{k+1/k}))$$

$$P_{k+1|k+1} = (I - K_{k+1} H_{k+1}) P_{k+1|k} (I - K_{k+1} H_{k+1})^{T} + K_{k+1} R_{k+1} K_{k+1}^{T}$$
(19)

式中: X 代表状态量; Z 代表观测量; W 和 V 分别代 表系统噪声和测量噪声; Γ 是 W 的系数矩阵; P 阵代 表协方差矩阵; K 是滤波增益; σ 是状态转移矩阵; 符号 \hat{X} 代表它是 X 的估计值。经过初始化后, 卡尔 曼滤波器可以根据方程组(19)进行迭代, 实时地对 轨道参数进行估计。如果初值相对准确, 观测模型 可观测度足够高, 则 EKF 能够快速收敛。

3 深度 BP 神经网络信息融合方案

星敏感器能够测量恒星星光矢量,红外地平仪 能够测量卫星与地球边缘切线的方向矢量。基于星 光角距的天文导航系统以上述2个矢量之间的夹角 作为量测信息,其原理简单、成本低、技术成熟、可靠 性好,模型如图2所示。



图 2 基于星光角距的天文导航测量模型示意图

测量方程为

$$\gamma = a\cos\left(-s \cdot \frac{r_i}{|r_i|}\right) + \varepsilon \qquad (20)$$

式中:γ是恒星与近天体之间的星光角距测量值;s 是恒星指向单位矢量;可由星空敏感器辨识后利用 星表计算得到;r_i为航天器的位置参数;也即待估 量;ε是角度测量误差。

传统的基于星光角距的天文导航技术通过轨道 动力学方程进行状态预报,并结合先进的滤波算法 来完成信息融合,进而完成导航任务。反向传播算 法使得深度 BP 神经网络具有了模拟逼近复杂非线 性模型的能力,而无论是轨道动力学模型还是信息 融合过程都可以认为是一个复杂非线性映射的过 程。借鉴方程组(19)对数据的处理过程,提出基于 深度 BP 神经网络信息融合方案,如图 3 所示。



图 3 基于深度 BP 神经网络的信息融合方案

网络的训练难度与非线性程度成正相关。信息 融合作为对多源信息的综合处理过程,是一个极其 复杂的过程。若想通过一个网络来模拟所有过程, 直接得到轨道参数,实现导航,那么神经网络需要有 足够的深度(隐藏层数和节点数足够多),同时训练 样本要足够长、训练次数要足够多。简言之,训练成 本极大,但是对应地,太高的复杂度增加了网络陷入 局部极值的风险,即便通过足量的训练也不能完全 学习到输入输出的映射关系,训练的效果不一定能 满足需求。因此,本方案采用多个网络来模块化分 解任务,每个神经网络的需求更加明确单一,可以以 相对简单的结构得到更加满意的训练效果,最终提 升信息融合的性能精度。图 3 中各个深度 BP 神经 网络模块的效用为:

1) 神经网络状态模拟器 N1:这个模块用以模 拟状态方程,根据当前时刻的状态对下一时刻的状 态进行初步估计;

 神经网络信息提取器 N2:这个模块用以提 取观测值中的有效信息,结合 N1 的输出以及观测 信息,计算量测矩阵;

神经网络信息融合器 N3:这个模块完成信息的融合,主要涉及滤波增益的计算、系统不确定度的估计、状态的量测更新。

4 仿真校验

面向基于星光角距的天文导航问题,采用深度 BP 神经网络来拟合航天器初始状态、观测量和运行 轨道之间的非线性关系。在网络训练阶段,BP 神经 网络输出与卡尔曼滤波器输出相比较得到误差信 号,误差通过梯度下降算法从输出层经各中间层逐 层修正网络连接权值,直到精度满足需求。在网络 使用阶段,BP 神经网络利用训练好的权值进行前向 计算,最终对轨道参数进行估计。

神经网络模块 N1~N3 的具体训练参数、训练 效果如下所示。

1) 神经网络状态模拟器 N1:

输入:状态初值;维数:6。

输出:状态预报值;维数:6。

隐藏层层数:3层;每层节点数:[20,50,20]

训练算法:SCG 算法。

网络训练好后,放入测试集中循环验证,神经网络状态模拟器 N1 的位置与速度误差如图 4 至 5 所示。



图 4 N1 位置误差

2) 神经网络信息提取器 N2:

网络信息提取器 N2 的误差如图 6 所示。
3)神经网络信息融合器 N3:
输入:状态预报值、H 阵;维数:12。
输出:状态估计值;维数:6 维。

输出:H阵;维数:6。

训练算法:SCG 算法。

训练算法:SCG 算法。

输入:状态预报值、观测值;维数:10。

隐藏层层数:3层;每层节点数:[20,50,20]

隐藏层层数:3层:每层节点数:[20,50,20]

络信息融合器 N3 的位置与速度误差如图 7 至 8 所

网络训练好后,放入测试集中循环验证,神经网

网络训练好后,验证时使用测试集的数据(即 未参与训练的数据)放入测试集中循环验证,神经



图 5 N1 速度误差



图 6 N2 误差

15



图 7 N3 位置误差

图 8 N3 速度误差

从图4至8可以看出,每个神经网络模块都完成了各自的任务,最终在循环测试中估算出了轨道的参数,并能达到和卡尔曼滤波器相当的精度。这证明了神经网络具有模拟复杂非线性模型以及进行信息融合的能力。

5 结 论

面向基于星光角距的天文导航,本文提出了基 于深度 BP 神经网络的智能信息融合思路。无需任 何物理模型的辅助,该技术就可以实现对导航参数 的准确估计。文中给出的仿真实例说明了该方法的 有效性。

参考文献:

- [1] GUPTA M M, RAO D H. On the principles of fuzzy neural networks [J]. Fuzzy Sets and Systems, 1994, 68(1): 1-8
- [2] 袁曾任. 人工神经元网络及其应用[M]. 北京:清华大学出版社,1999: 2-10 YUAN Cengren. Artificial neural network and its application [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1999: 2-10 (in Chinese)
- [3] 王炯琦. 信息融合估计理论及其在卫星状态估计中的应用[D]. 湖南:国防科技大学,2008
 WANG Jiongqi. Information fusion estimation theory and its applications in satellite state estimation [D]. Hunan: National University of Defense Technology, 2008 (in Chinese)
- [4] ABOELMAGD N, AHMED E, MOHAMED B. GPS/INS integration utilizing dynamic neural networks for vehicular navigation [J]. Information Fusion, 2001, 12: 48-57
- [5] PENG H, BAI X L. Comparative evaluation of three machine learning algorithms on improving orbit prediction accuracy [J]. Astrodynamics, 2019, 3(4): 325-343
- [6] 朱陵凤. 神经网络在导航卫星钟差预报中的应用[J]. 宇航计测技术, 2016, 36(3): 41-45 ZHU Lingfeng. Application of neural network in satellite clock error prediction [J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2016, 36(3): 41-45 (in Chinese)
- [7] CLAES J M H. Thermosphere modelling using machine learning artificial neural networks to forecast thermospheric densities and generalize beyond the properties of an acceleration data set[R]. AE5810, 2019
- [8] JAAKKO P, HELENA L, SIMO A, et al. Improvement of GPS and BeiDou extended orbit predictions with CNNs[C]//2018 European Navigation Conference, 2018
- [9] 刘庆元,郝立良,黄书捷,等. 神经网络辅助的 GPS/MEMS/INS 组合导航算法[J]. 测绘科学技术学报, 2014, 31(4): 336-341

LIU Qingyuan, HAO Liliang, HUANG Shujie, et al. A new study of neural network aided GPS/MEMS/INS integrated system [J]. Journal of Geomatics Science and Technology, 2014, 31(4): 336-341 (in Chinese)

[10] 尚琳. 基于 BP 神经网络的自主定轨自适应 Kalman 滤波算法[J]. 宇航学报, 2013, 34(7): 926-931

SHANG Lin. An adaptive Kalman filtering algorithm for autonomous orbit determination based on BP Neural Network [J]. Journal of Astronautic, 2013, 34(7): 926-931 (in Chinese)

[11] 刘建业. 导航系统理论与应用[M]. 西安: 西北工业大学出版社,2010: 322-324
 LIU Jianye. Navigation system theory and application[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2010:322-324

Intelligent information fusion technology based on deep BP neural network

YUAN Ying^{1,2}, YU Feng^{1,2}, ZONG Hua³, CHEN Yang^{1,2}

(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2.Key Laboratory of Space Photoelectric Detection and Perception, Nanjing 210016, China;

3. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerospace Intelligent Control, Beijing 100854, China

Abstract: An intelligent information fusion technology based on deep BP neural network is proposed, which can overcome the shortcomings of traditional filtering algorithms. Deep BP neural network obsesses powerful self-learning and nonlinear mapping abilities, it can simulate orbit dynamics model and correct orbital parameters based on the observations, which provide an intelligent solution to non-standard multi-sensor information fusion problems. The technology is applied to complete celestial navigation based on starlight angle. Numerical simulations have demonstrated that, without accurate physical models, deep BP neural network can realize information fusion and achieve considerable accuracy compare to the extended Kalman filter.

Keywords: deep BP neural network; intelligent information fusion; extended Kalman filter; integrated navigation

小行星着陆段自主轨迹分段规划方法

万怡星^{1,2},徐瑞^{1,2},李朝玉^{1,2},朱圣英^{1,2},梁子璇^{1,2},尚海滨^{1,2}

(1.北京理工大学 宇航学院,北京 100081; 2.深空自主导航与控制工信部重点实验室,北京 100081)

摘 要:大多数小行星的形状都是不规则的,其附近的引力场十分复杂。且小行星所处的环境未 知,这就导致小行星附近的飞行任务变得极其困难。而在远离地球的深空,又存在着通信延迟、环 境不确定等问题,着陆过程中需要赋予探测器自主轨迹规划的能力。以小行星自主着陆为研究对 象,利用分段规划的方法对小行星着陆段轨迹进行求解。采用多面体模型近似小行星的引力场,在 此基础上对小行星动力学进行分析。运用 RRT 算法对导航点序列进行初步规划,再利用最优控制 原理对导航点之间的轨迹进行精确求解,最终实现探测器在小行星着陆段的自主轨迹规划。

关 键 词:小行星着陆;RRT 算法;分段规划方法 中图分类号:V57 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2021)S0-0096-05

轨迹规划的目标是根据深空探测器的位置信 息、约束条件及目标飞行区域或目标飞行点制定相 应的机动策略,如探测器的机动点、机动时间及机动 大小等,生成连接初始位置和目标位置且满足一系 列工程约束的飞行轨迹,使得探测器能够在不确定 的环境下快速并安全抵达目标期望位置。

根据规划方法可以将轨迹规划分为连续轨迹优 化和离散搜索两种。连续轨迹优化主要根据飞行任 务设置优化指标。Hargraves 等^[1]提出的配点法将 控制变量和状态变量离散化,并将整个任务时间分 成多段,每段的2个端点称为节点,两节点用多项式 表示状态变量随时间变化。Dixon 等^[2]通过对坐标 进行变换的方法,使得协态变量的意义比之前更有 利于理解,从而使初始猜测便于提供。Hesthaven 等^[3]使用基于 Language 差值的数值微分在积分节 点上近似导数项,从而得到离散动力学方程。

离散搜索法则通过节点拓展的方式搜索出轨迹 经过的节点。Bornschlegl 等^[4]将轨道投射到一个有 向图,用图中的点表示导航点,有向线段表示连接导 航点的弧。Yang 等^[5]使用 A*算法进行轨迹规划, 定义了三维搜索空间并将空间划分为多个不同节 点,将潜在的障碍物和危险区域用基本几何形状或 其组合表示,通过满足一定的数学条件,使某一段轨 迹处于障碍物和危险区域之外。

连续优化方法所生成的是平滑的轨迹,但随着 约束的增多,求解也更困难,且在长时间飞行的状态 下,其他星体的引力产生的摄动力会使实际轨迹与 优化轨迹产生偏差。而离散搜索方法虽然能处理各 项约束,但其生成的轨迹是不平滑的。本文将结合 离散搜索和连续轨迹优化的方法,先将轨迹分为多 段,对导航点进行序列规划,再求解各导航点之间的 最优轨迹。

1 小行星着陆段动力学

1.1 多面体模型

多面体模型^[6]将小行星划分为多个小的体积 微元 *S*,记其质量为 dm。

每个体积微元对引力场中的任一点 P 所产生的 引力势为

$$\nabla U = -G \frac{1}{R} \mathrm{d}m \tag{1}$$

则检验点 P 在小行星引力场中的引力势为

$$U = -G \iiint_{M} \frac{1}{R'} dm = -G\rho \iiint_{V} \frac{1}{R'} dV \qquad (2)$$

收稿日期:2021-04-15

基金项目:上海航天科技创新基金、民用航天预研项目(KJSP2020020302)与国家自然科学基金(61976020)资助

作者简介:万怡星(1996—),女,北京理工大学硕士研究生,主要从事深空探测轨迹规划研究。



图 1 多面体模型引力势求解图

式中: *G* 为万有引力常数; *p* 为小行星密度; *R'* 为体积微元指向检验点的矢量。图 2 所示为小行星 433Eros 的多面体模型。



图 2 小行星 433Eros 的多面体模型

1.2 小行星附近的动力学模型

分析探测器在小行星引力场中的运动时,采用 小行星的固连坐标系,即坐标系原点位于小行星质 心,3个坐标轴与小行星的3个惯量主轴重合。将 探测器看作运动的质点,设小行星的自旋角速度为 ω,探测器的位置矢量为r,则探测器在引力场中的 动力学方程^[7]为

 $\ddot{r} + 2\omega \times \dot{r} + \omega \times (\omega \times r) + \dot{\omega} \times r = - \nabla U + a_c$ (3)

式中, a。为探测器所受外力产生的加速度。

2 轨迹导航点序列规划

在小行星复杂的环境中,探测器往往不能通过 一次规划顺利抵达目标位置,在过程中需要将飞行 轨迹划分为多段求解,首先需要对每一段的导航点 进行求解。本文采用 RRT 算法^[8],将探测器的运动 空间划分为多个网格,每个网格点对应可能存在的 导航点,称为"节点",连接各节点的线段即为导航 点之间的飞行轨迹。



在小行星复杂的动力学环境中,探测器往往不 能通过一次规划顺利抵达目标位置,在过程中需要 将飞行轨迹划分为多段求解,首先需要对每一段的 导航点进行求解。

RRT 搜索算法实现步骤如下:

 将空间划分为多个网格,网格的顶点为节 点,节点表示可能存在的导航点,节点间的线段为飞 行轨迹,小行星所在的区域设为障碍物;

2) 在网格中添加起始节点和目标着陆点,将起 始节点设为树的根节点;

3) 在空间中的非障碍区域随机生成一个导航点;

4) 遍历树上现存的导航点,计算每个导航点到 该随机点的代价函数,筛选出代价函数最小的导航 点作为临近点,并以临近点与随机点的方向作为树 的生长方向;

5) 从临近点向目标着陆点生长出新的导航点, 生长的长度为设定的步长;

6)判断新生成的导航点是否与小行星发生碰撞,若无碰撞则添加到树上,若发生碰撞则删除该导航点;

7) 重复步骤 5)~6),直到生长的新导航点接近目着陆点,表示导航点序列规划成功;

8) 从终点开始回溯父节点,即可得到规划所得的导航点序列。

3 最优轨迹规划

在得到导航点序列后,需要对相邻的导航点之 间的轨迹进行求解。在远离地球的小行星附近,由 于探测器携带的燃料有限,需要对飞行轨迹进行优化,使探测器尽可能消耗更少的燃料。该优化问题可用最优控制^[9]描述,如下

$$J = \boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{x}(t_f), t_f) \int_{t_0}^{t_f} L(\boldsymbol{x}(t), \boldsymbol{u}(t), t) \, \mathrm{d}t \qquad (4)$$

状态方程为

$$\dot{\boldsymbol{x}}(t) = f(\boldsymbol{x}(t), \, \boldsymbol{u}(t), t) \tag{5}$$

初始约束条件为

$$\boldsymbol{r}(t_0) = \boldsymbol{r}_0, \ \boldsymbol{v}(t_0) = \boldsymbol{v}_0 \tag{6}$$

末端约束条件为

$$\boldsymbol{r}(t_f) = \boldsymbol{r}_f, \ \boldsymbol{v}(t_f) = \boldsymbol{v}_f \tag{7}$$

利用间接法^[10]求解以上最优控制问题。

 $H = L(\boldsymbol{x}(t), \boldsymbol{u}(t), t) + \lambda f(\boldsymbol{x}(t), \boldsymbol{u}(t), t) \quad (8)$

通过协态方程及横截条件即可将问题转化为两 点边值问题(TPBVP),进而求解出导航点之间的最 优轨迹。

本文采用小推力发动机实现机动,故优化指标 可表示为

$$J = \frac{1}{I_s pg_e} \int_{t_0}^{t_f} \| \boldsymbol{u}(t) \| dt$$
(9)

对应的状态方程为

c .

$$\begin{cases} \mathbf{r} = \mathbf{v} \\ \mathbf{v} = f(\mathbf{r}, \mathbf{v}, \boldsymbol{\omega}) + U(\mathbf{r}) + \frac{\mathbf{u}}{m} \\ \mathbf{m} = -\frac{\|\mathbf{u}\|}{I_{sp}g_e} \end{cases}$$
(10)

式中

$$f(\boldsymbol{r},\boldsymbol{v},\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 2\omega \dot{y} + \omega^2 x\\ 2\omega \dot{x} + \omega^2 y\\ 0 \end{bmatrix}$$
(11)

4 仿真校验

以小行星 433Eros 作为研究目标,采用 RRT 算

法对小行星附近的导航点进行序列规划,基于间接 法求解出相邻导航点之间的最优轨迹。本文选取了 2 个着陆点,应用 Matlab 仿真平台对以上规划方法 进行校验。

表1 探测器参数及位置条件

参数	值
发动机比冲/s	400
初始质量/kg	1 500
发动机最大推力/N	10
初始位置矢量/m	$[17\ 600, -60, 60]$
初始位置速度/(m・s ⁻¹)	[1.5,2,0]
着陆点位置矢量/m	[0,0,13 000]

由初始位置到着陆点的轨迹规划,导航点规划 时间为1.44 s,共搜索到3个中间导航点,导航点规 划结果如表2所示。图3为探测器从初始位置降落 到着陆点时的轨迹。

表 2 导航点规划结果

参数	值
规划时间/s	1.44
中间节点个数	3
起始节点位置/m	$[17\ 600, -60, 60]$
导航点1位置/m	[14 282,4 448,2 185]
导航点2位置/m	[12 342,7 459,3 046]
导航点3位置/m	[8 129,9 946,2 015]
目标位置/m	[0,0,6 500]

由表2可知,使用 RRT 算法对着陆路径上的导航点进行搜索和序列规划仅需1.44 s,所需规划时间较短,规划效率较高。其中搜索到3个路径上的中间导航点作为轨迹优化的节点。

由图 4 可知,以路径上的导航点作为轨迹优化 的节点,每一段连接导航点的轨迹均为凸形曲线,从 初始位置出发到达目标着陆点,完整的轨迹也是一 条凸形曲线。





5 结 论

在形状不规则的小行星着陆段,本文首先利用 RRT算法对导航点序列进行规划,再通过间接法求 解导航点之间的轨迹。按此方法对小行星着陆段的 轨迹进行规划,结合了连续轨迹优化和离散搜索的 特点,能够快速得到安全且节省燃料的平滑着陆 轨迹。

参考文献:

- HARGRAVES C R, PARIS S W. Direct trajectory optimization using nonlinear programming and collocation [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1986, 10(4): 338-342
- [2] DIXON L C W, BIGGS M C. The advantages of adjoint-control transformations when determining optimal trajectories by Pontryagin's maximum principle[J]. Aeronautical Journal, 2016, 76(735): 169-174
- [3] HESTHAVEN J S, GOTTLIEB S, GOTTLIEB D. Spectral methods for time-dependent problems [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2007: 37-61
- [4] BORNSCHLEGL E, GUETTIER C, PONCET J C. Automatic planning for autonomous spacecrafts constellation [C] // 2nd NASA International Workship on Planning and Scheduling for Space, 1999
- [5] YANG I, ZHAO Y. Real-time trajectory planning for autonomous aerospace vehicles amidst static obstacles [C] // 1st UAV Conference, 2002
- [6] 崔祜涛,张振江,余萌. 多面体模型的 Eros433 引力场计算与分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2012, 44(3): 17-22
 CUI Hutao, ZHANG Zhenjiang, YU Meng. Computing and analysis of gravity field of Eros433 using polyhedron model[J].
 Journal of Harbin Institute of Technology, 2012, 44(3): 17-22 (in Chinese)
- [7] 李俊峰,曾祥远. 不规则小行星引力场内的飞行动力学[J]. 力学进展, 2017, 47(1): 429-451
 LI Junfeng, ZENG Xiangyuan. Flight dynamic in the gravitational fields of irregular asteroids [J]. Advances in Mechanics, 2017, 47(1): 429-451 (in Chinese)
- [8] PEREZ-HURTADO I, PEREZ-JIMENEZ M J, ZHANG G, et al. Robot path planning using rapidly-exploring random trees: a

membrane computing approach[C] //7th International Conference on Computers Communications and Control, 2018: 37-46 [9] 王朝珠,秦化淑.最优控制理论[M].北京:科学出版社, 2003

WANG Chaozhu, QIN Huashu. Optimal control theory[M]. Beijing: Science Press, 2003 (in Chinese)

[10] BAOYIN H, LI J, JIANG F. Practical techniques for low-thrust trajectory optimization with homotopic approach [J]. Technology of Dynamics and Control, 2012,35(1): 245-258

Autonomous trajectory segmentation planning method for asteroid landing phase

WAN Yixing^{1,2}, XU Rui^{1,2}, LI Zhaoyu^{1,2}, ZHU Shengying^{1,2}, LIANG Zixuan^{1,2}, SHANG Haibin^{1,2}

(1.School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;) 2.Key Laboratory of Autonomous Navigation and Control for Deep Space Exploration,

Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100081, China

Abstract: Most asteroids are irregular in shape, and the gravitational field around them is very complicated. And the environments around asteroids are currently unknown to human. Therefore, flying missions near asteroids has become extremely difficult. In deep space, far away from the earth, there are problems such as communication delay and uncertain environment. The ability to carry out autonomous trajectory planning is required for space-craft. The thesis takes asteroids as the research object, uses the segmentation planning method to get the trajectory of the asteroid landing section. First, the polyhedral model is used to approximate the gravitational field of the asteroid, and on this basis, the dynamics of the asteroid is analyzed. And the RRT algorithm is used to make a preliminary plan for the navigation point sequence, and the optimal control principle is used to accurately solve the trajectory between the navigation points. Finally, the autonomous trajectory planning of the probe and the asteroid landing phase can be realized.

Keywords: asteroid landing; RRT algorithm; segmentation planning method

美军战时征用民商卫星模式研究

张鑫伟,张召才,王翰林

(北京空间科技信息研究所,北京 100086)

摘 要:美军战时征用历经不同发展阶段,从一战时期对汽车、舟船等运力征用,到二战时期对民用 飞机运力征用等等,其征用对象根据技术发展水平和战争需求也不断变化。美国国防能力建设在 征用飞机和舰船方面已经具有成熟经验,并得到战争检验,在航天领域也开展了相关的论证和思 考,并根据航天领域的特殊性,以商业服务采购的形式实现了民商卫星补充国防能力的目的。研究 分析美军战时征用民商卫星的相关模式及实践,结合我国国情提出相关思考。

关键 词:战时征用;军民融合;服务采购;民航预备队

中图分类号:E11 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2021)S0-0101-07

自 1957 年人类发射第一颗人造卫星以来,航天 始终在国防能力建设中发挥着重要作用,增强航天 装备体系、提高军事航天能力,始终是各主要国家国 防建设的重点内容。但自冷战结束后,各国在重视 加强军事航天能力建设的同时,开始关注航天发展 效益与可持续性,更加强调采取多样化手段增强航 天能力建设。

美国自20世纪80年代开始,逐步探索商业通 信卫星、商业遥感卫星服务军事能力建设的模式和 途径,借鉴组建民用航空预备队、征用民商用舰船等 思路,开展了征用民商卫星的相关机制探索,并在此 过程中实践建立了成熟的航天商业服务采购模式, 以政府预算采购服务的形式,把民商用卫星纳入军 事航天能力体系,提高了军事航天能力建设的效益。 本文全面研究分析美国战时征用民商卫星的相关模 式及发展实践,结合我国国情提出相关思考。

1 战时征用民商卫星的价值效能

战时征用,其狭义概念而言,是在战争状态下的 军事征用行为;如果将平战结合理念纳入其中,则战 时征用的广义概念等同于军事征用。同时有必要指 出,战时征用也属于国防动员的大范畴之内,是国防动员的构成要素之一^[1]。

战时征用民商卫星,是为了解决战时的天基装 备能力不足问题,通过民商用卫星的能力补充来提 高军事作战能力。考虑到当前发展阶段,通信卫星 和遥感卫星目前基本实现了军、民、商等不同领域并 进发展,商业化程度比较高,而导航卫星目前的四大 全球系统和两个区域增强系统基本都是政府发展的 军民两用系统,因此本研究把战时征用民商卫星限 定在战时征用民商用通信卫星和遥感卫星两方面。 整体看,战时征用民商卫星可以达到以下效果:①整 体提升战场信息获取与传输能力。战时征用民商卫 星,利用通信星座全球随域接入、遥感星座全球快速 重访等能力,使得战场信息获取(缩短重访时间、分 辨率多样化、谱段多样化)和传输(全球组网)能力 得到极大增强。同时,征用地面站等设备,可以增强 地面数据接收和处理能力;②显著增强天基装备体 系弹性。征用民商卫星,使其纳入战时的天基装备 体系,能够有效地实现天基能力分散,避免能力过于 集中而导致一旦空间系统遭遇攻击天基能力大面积 受损的情况。通过能力分散增强体系弹性,既能够 增强己方天基能力在对抗环境下的生存系数,也能

收稿日期:2021-04-15

作者简介:张鑫伟(1984—),北京空间科技信息研究所高级工程师,主要从事航天战略咨询与空间科技信息情报研究。

通信作者:张召才(1984—),北京空间科技信息研究所高级工程师,主要从事航天战略咨询与空间科技信息情报研究。

够提高敌方攻击天基系统的成本;③实现军民深度 融合发展。在战时征用机制启动前,政府资助的军 事航天装备、民用航天系统和市场机制发展的商业 航天系统是并行存在的。通过战时征用机制,可以 打破政府资源和社会资源的壁垒,实现军民融合发 展。此举能够在保持军星适度规模的前提下,有效 整合在轨资源,既满足国防军事需求,又避免过渡投 入建设的问题,能够有效提高经费投入效益;④避免 突发态势下的快响能力不足。在突发态势下,存在 过顶军事卫星系统不能满足战场环境需求(频率干 扰、环境感知、云层覆盖、天时条件),或战场位置导 致军事卫星系统无法短期内过顶等一系列问题,进 而导致天基装备无法快速响应军事作战需求。建立 战时征用模式,能够有效避免突发态势下的快响能 力不足问题。

2 美军战时征用民商卫星的探索实践

美军战时征用历经不同发展阶段,其征用对象 根据技术发展水平和战争形态需求也不断变化,从 一战时期对汽车、舟船等运力征用,到二战时期对民 用飞机运力征用,再发展到信息化战争下的高技术 资源征用。1991年海湾战争后,信息化战争又初露 端倪,征用对象范围又进一步扩大到了包括民用卫 星、无线电频谱资源等信息领域。如 2003 年 3 月, 在伊拉克战争中,美英联军动员征用了大量民商用 卫星,不间断地为战争提供关键的支持。

就具体征用机制看,军事卫星和民用卫星一般 都是由政府投资建设,其运管部门和应用主体不同, 并且政府民用卫星属于公益型资产,不以盈利为目 的,因此战时征用民用卫星可以在政府框架下的部 门间协调完成。其征用模式的重点是建立完善政府 部门间资源共享和能力共享(包括卫星资产及服务 能力、地面站资产及服务能力,以及相应的专业运管 人员、地面处理分发人员及其服务能力)机制,不涉 及经济利益补偿。商业卫星是私营公司以商业盈利 为目的建设的空间系统,其本质是以商业服务换取 盈利,因此战时征用商业卫星的机制设计,要重点考 虑军方和商业公司在合同框架下征用机制,并且需 要兼顾商业公司利益,以及商业卫星能力与军事卫 星能力协同问题。

美国空军分别对征用政府部门民用卫星和征用 商业公司商业卫星进行了相关模式的研究探索,并 且主要是局限在遥感卫星领域进行了研究。

2.1 美军征用政府民用卫星的模式探索

美国兰德公司受美国空军委托,研究了美国国 防部在紧急状态下征用美国国家海洋与大气管理局 (NOAA)运管的民用卫星的可行性和操作模式^[2]。 由于美国国防部和 NOAA 同属于美国政府部门,双 方仅需在政府框架下建立合作机制即可实现民用卫 星征用。兰德公司基于当时的发展情况,研究得出 的结果表明:美国政府条令和部门间协议清晰定义 了美国国防部可以在紧急状态下征用 NOAA 气象 卫星,同时,NOAA运管人员及其气象卫星资产也参 与了美国国防部的军事演习,双方在平时或紧急状 态下均合作良好。但是,国防部征用 NOAA 卫星资 产仍有一系列问题亟待解决,包括:①国防部接管 NOAA 资源后, NOAA 民用卫星地面站运管人员的 继续使用问题有待研究。NOAA 统计了地面站民用 人力资源,尝试识别其中仍保有预备役义务并在国 家紧急状态下待命征召的人员。在此基础上, NOAA 尝试与国防部建立专门在国防动员期间支持 军事行动的后备力量,创建隶属于美国空军预备役 的第6505遥测遥控公司。一旦发生征用, NOAA 民 用卫星地面运管人员中的预备役人员将转移至该单 位。这些人员将获得正常的预备役培训、福利以及 退休优惠:②一旦遭受恐怖袭击或军事攻击,NOAA 地面站备份问题有待研究。NOAA 地面站包括冗余 设备,但与主站位于同一地点。NOAA 建议美国国 防部调查研究 NOAA 地面站的脆弱性,确定采用移 动式或分散的固定式地面控制设施的费用,评估可 操作性:③国防部用户和 NOAA 卫星操作控制中心 之间缺少安全通信链路;④ NOAA"泰罗斯" (TIROS)极轨卫星与国防部"国防气象卫星计划" (DMSP)卫星之间的设计差异化在变大。两者之间 原本约有 70% 的部组件相同,随着设计差异化加 大,互操作性将会降低,进而导致征用成本增加。 NOAA 建议美国国防部评估设计差异趋势,并考虑 提高卫星及地面站互操作性的措施;⑤NOAA 与国 防部遥测遥控地面站之间互操作性较差。美国国防 部 DMSP 卫星遥测遥控站可以操控 NOAA 极轨卫 星,但 NOAA 地面站无法控制 DMSP 卫星,其主要 原因是地面站软件不兼容。

2.2 美军创建商遥预备队的模式探索

美国空军基于民航预备队(CRAF)的理念^[3], 在 2000 年向国会提出了商遥预备队(CRIF)概念。 美国空军提出,航空运力和商业卫星成像能力在发展阶段上具有相似性,根据美国民航预备队的创建 历程,可以侧面判定美国成立商遥预备队的可行性, 特别是在政府削减开支、商业成像能力快速发展以 及 CRAF 的成功经验背景下,美国发展商遥预备队 是必然趋势,但在 2000 年的条件下尚不具备可操作 性。创建商遥预备队必须解决以下几个问题:在概 念框架分析方面,需要明确合同模式,力量构成,以 及地面处理、生产与分发模式等;在组织架构方面, 需要明确管家部门、执行部门以及组织架构;在商遥 预备队的参与主体方面,需要明确商业公司所处的 商业环境(行业的商业化程度)、以及商业公司卫星 成像能力与政府卫星成像能力的竞争问题,建立商 业遥感卫星安全保密通信与保密数据技术^[45]。

但从公开渠道的检索信息看,美国空军后续没 有再就创建商遥预备队的模式进行深研究。而同 期,美国军方通过商业服务采购的方式,支持并极大 地促进了美国商业遥感卫星能力发展。美国国防部 作为美国商业遥感公司的最大单一用户,也在商业 遥感卫星的发展中受益颇多。结合美国空军 2000 年开展相关模式研究探索时所涉及的关键问题,以 及商业遥感卫星发展阶段,可以判定:商业遥感卫星 自 2000 年以来,无论是在轨资产数量、遥感卫星能 力(时间分辨率、空间分辨率、光谱分辨率、定位精 度,以及可见光学、红外、雷达成像和视频等不同机 制)均已实现巨大进步,就在轨资产规模看已经具 备了创建商遥预备队的现实基础。同期,美国军方 采购商业遥感服务也获得巨大发展,并且美国以外 的其他国家在政府层面和商业层面也发展了大量遥 感卫星,因此,创建商遥预备队已经不具有现实 需求。

2.3 关于美军征用民商卫星的研究结论

从目前发展情况看,美国战时征用民商卫星主 要是以商业服务采购的形式呈现,并未出现类似战 时征用民商舟船、民商飞机的形式。美国空军早期 开展的相关研究在公开渠道也未见继续深入推进, 可以判定美军已经在事实上放弃推行类似民航预备 队的"战时征用民商卫星"实践,相关的理论研究探 索也比较少。究其原因,本研究认为主要是:①战时 征用民商卫星是信息化战争状态下的需求,其征用 对象是卫星,但本质是卫星通信服务和卫星遥感服 务,这两者以服务形态满足用户需求时呈现出显著 差异;②通信卫星所有权与卫星通信使用权紧密关 联,就这一点而言,与船只/飞机运力具有很强的相 似性,某一时刻的服务能力有上限,一旦超出总需求 则无法提供服务。展开讲,美军对船只运力和飞机 运力的征用,必须完全依附于征用船只装备和飞机 装备实现,即"运力"服务与"装备"硬件无法分离, 征用"运力"必须通过征用"装备"实现,并且"运 力"作为一种服务,可以拆分给不同用户使用,但总 "运力"是有上限的。卫星通信服务与此相似,总链 路容量也有上限,一旦超出容量限制则无法提供更 多服务。但是,当前全球商业卫星在轨资产数量庞 大, 商业化程度极高, 并且随着高通量技术发展等, 在轨容量已经供大于求,军方通过商业服务采购即 可满足平时和战时需求:③遥感卫星所有权与卫星 遥感使用权具有可分离性。卫星遥感服务以遥感卫 星获取的遥感图像及相应的增值信息为核心,这导 致卫星遥感服务具有无限复制性,其服务能力可以 同时满足任意用户需求^[6-8]。即卫星遥感所提供的 "服务",在商业卫星获取遥感图像数据并下传至地 面后,无论美军是否征用商业卫星,卫星遥感"服 务"均与卫星装备完全脱离。这使得以征用卫星 "装备"的形式创建"商遥预备队"不再具有排他性。 美国政府立法要求的"快门控制权"[9-13],尽管不是 为解决上述问题而设计,但该要求实质上解决了商 业卫星在"征用"模式下无法完全为政府军方所用 的安全隐忧。

基于上述研判,本研究认为:在当前在轨运行商 业卫星资产规模庞大的背景下,美军战时征用商业 卫星理念发生变化,已经不再严格复制战时征用民 船/飞机的模式,而是选择通过商业服务采购的形式 满足军事需求,同时该模式也能够最大程度保障卫 星资产所有方的经济利益。

3 美军商业卫星服务采购模式

3.1 美军商业通信卫星服务采购研究

商业通信卫星服务采购一般包括转发器租用、 端到端解决方案或商业搭载服务等,这已经成为构 成美军通信卫星体系能力的重要要素。目前,美军 通信卫星体系主要按照技术与应用特点划分为防 护、宽带、窄带、数据中继以及商业租用等五大系列, 可共同完成对全球各大区域的多重覆盖,保障美军 不同区域、级别和类别的任务需求。



图 1 美军通信卫星体系

3.1.1 采购管理机制

就管理部门而言,美国政府民用机构与军方的 商业卫星通信服务采购应分别交由总务管理局 (GSA)和国防信息系统局(DISA)负责,但从 2009 年开始,两者渠道合并,满足军方用户需求的解决方 案则主要通过合作来共同完成。

就采购流程看,主要分为以下几个阶段:

 1)需求开发与初步接触:军方用户首先与卫星 支持中心取得联系,申请采购能满足其特定任务需 求的商业卫星通信解决方案;

2)需求完善与出资审核:商业卫星通信中心继续与用户协调细化需求确认其具体的使用区域、终端类型、调制解调器以及链路参数要求等,以此为基础,进行服务性能评估和方案成本预估;

3)合同开发与方案评估:商业卫星通信中心将用户的正式采购文件包发送至国防信息技术合同办公室检查和处理,并随后完成招投标、技术评价和成本评估;

4) 合同授予与提供服务:如果国防信息技术合同办公室推荐的承包商不能满足信息保障的最低要求,那么需要同时获得用户认可备忘录以及制定核准机构的许可(DAA)才能向该承包商授予合同。

3.1.2 重点采购项目

美国国防部开展的较为成熟和大规模的商业服务采购活动主要有3个:国防信息系统局主导与总务管理局合作进行的"未来商业卫星通信服务采购"计划;国防信息系统局单独开展的铱星"增强卫星移动服务"(EMSS)计划以及美国海军开展的"商业宽带卫星"计划。

 1)"未来商业卫星通信服务采购"计划。2009 年7月,美国总务管理局与国防信息系统局共同启 动"未来商业卫星通信服务采购"项目,该计划由此 为政府和军方用户建立一个统一服务采购市场,借 助总务管理局的多种供应渠道,优化服务交付和降 低服务成本,并确保所有用户都可以使用具备政府 信息保障和保护等特点的服务。该采购计划主要包 括转发器容量租赁服务、用户注册服务、定制化端到 端解决方案服务。其中,转发器容量租赁服务支持 军方租赁并使用任意商用频段内的专用卫星带宽资 源,由供应商规定容量参数和价格,地面网络设施、 终端设备等都需要军方自己筹备:"即插即用"式用 户注册服务支持军方购买任意商用频段内之前就存 在的 FSS 或 MSS 解决方案,相关的标准、接口等都 已经有了明确的规定,甚至地面辅助组件、终端设 备、网络设施等都有商业现货产品,购买的只是运营 商设定好速率、带宽、总流量的计价收费式服务,军 方用户与其他用户差别不大,都可视作运营商卫星 网络的注册用户:定制化端到端解决方案服务是商 业公司为军方用户提供的一站式解决方案服务,用 户负责提出特定的通信需求,由供应商提供解决方 案,包括带宽、电信港接入、设备、地面电路、网络管 理和工程服务等多个元素。

2)"增强卫星移动服务"计划。该计划主要针 对美国的铱星系统为国防部战场士兵提供保密卫星 通信服务,计划涉及铱卫星相关的通信服务和辅助 设备,包括铱星的电话、寻呼机、保密模块、外围设备 以及有源或无源的 SIM 卡等。除了在匈牙利、波 兰、朝鲜和北斯里兰卡以外,全球各地的美军士兵都 可以使用铱星的卫星电话。除了简单的商业卫星通 信服务以外,配备了保密模块后,2 台铱星电话就可 以具备绝密通信能力。"增强卫星移动服务"在铱 星商业卫星通信服务的基础上增加了许多新的特 性,可支持多种国防通信需求,自合同之初就在美军 内广泛应用,具备保密通信、优先级区分、话音/数 据/短消息/寻呼等多种服务类型。据统计,2011年 在 EMSS 合同下,每天使用铱星的终端设备数量可 达1644台、高优先级呼叫的次数为21185、通话时 长 168 331 min、数据传输时长 58 210 min、寻呼次数 达到 848、短消息数量达 728 条。

3)"商业宽带卫星"计划:该项目于 2008 年开 始投资研发,主要目标包括采购商业卫星容量以及 研发各种舰船以及航母上使用的系列卫星通信终 端,以充分应用商业通信资源,大幅提高海军所有舰 船的通信能力,增强海军海上态势感知能力。"商
业宽带卫星"计划基于舰船类型与通信需求开发3种新型终端,即小型舰船终端(SSV)、单位级别终端(ULV)和编队级别终端(FLV),实现数据传输速率大幅增长,从而支持复杂任务要求,增强海军的军事卫星通信能力,提升海上作战人员分享信息和情报的效率。

3.2 美军商业遥感卫星服务采购

3.2.1 采购管理机制

美国国家情报总监办公室(ODNI)负责制定采 购战略,美国国家地理空间情报局(NGA)实施采购 服务和集中管理数据,具体使用部门负责提出需求 和研制应用系统。其中,NGA 具有代表美国国防部 采购商业图像的法定权力,收集国防部、作战司令 部、武装力量和情报界的所有地理空间图像采集需 求,并进行优先级管理。同时,出于国家安全和外交 政策的考虑,美国对商业遥感卫星系统采取控制运 行的做法,以限制某些数据的收集和产品的分发,例 如,最高分辨率的确定、供货的时间,以及只允许向 美国政府或其批准的用户分发数据等,通过授权许 可证的方式限制商业系统的应用范围。具体如下: 国防部和国务院联合保留限制商业遥感数据的权 利:商务部负责要求获得许可证的公司按照国防部 和国务院所认为的、必要的措施来限制其成像卫星 图像的搜集和/或分发,并负责监督这些公司的执行 情况:NGA 负责所有的商业遥感与国家安全有关的 事务,规定对于敏感的或先进的信息、系统、技术以 及部件的出口,要一事一议:NOAA 负责商业遥感卫 星公司的审批立项,颁发运营牌照,前提是在美国政 府的管辖或制约下,美国政府在授予 NOAA 的许可 证管理条例中增加了严格的限制条款和条件。



图 2 美国军方采购遥感卫星数据流程

首先由总部进行需求论证,收集各使用部门的需求, 包括军事司令部、国防与情报机构、相关政策决策者 等,由 ODNI负责制定商业遥感数据采购战略,由 NGA具体执行数据和服务采购,负责数据获取、分 析、开发和存档。

就采购模式而言,针对政府和军方大客户,商业 遥感卫星服务采购一般包括3种服务的方式:①直 接接入方式,即用户可以通过地面站直接向卫星下 达成像任务并直接接收数据;②订单请求方式,即用 户首先提出成像申请,由商业公司下达成像任务,再 由用户的地面站接收数据产品;③存档图像库访问 方式,无需动用卫星,直接获取地面已存档的图像数 据,例如数字地球公司(digital globe)拥有超过 5.07 亿平方千米高分辨率图像,用户可根据实际需求 选取^[14-15]。

3.2.2 重点采购项目

自从 2003 年美国政府发布《美国商业遥感政策》,NGA 就逐渐成为美国商业图像数据的主要采购机构,与美国商业运营商签订了一系列采购合同,典型代表包括"清晰视景"计划(clear view)、"未来视景"计划(next view)和"增强视景"计划(enhanced view)^[16]。每项计划中既包括数据服务采购,也包括对商业遥感卫星公司的资助和扶持,具体计划时间和总费用如表1所示。

表1 NGA 采购项目情况介绍

合同	价值/ (亿美元)	协议
"清晰视景" 计划	5	与美国商业卫星图像运营商签
		订"照付不议"合同, NGA 为获
		取图像,同意提供最小资金等级
		支持。如果没有达到资金等级,
		商业运营商仍然获得已付资金。
"未来视景" 计划(1)	5	其他采购计划。NGA 为商业运
		营商开发第二代商业成像卫星,
		提供资金支持。卫星系统开发
		必须符合 NGA 给出的卫星高性
		能说明书,NGA 可以用低于市场
		价格采购数据和卫星系统的优
		先使用权。
"未来视景"	4.35	与上相同。
计划(2)		
	73	总周期 10 年,采购成像能力更
"增强视景"		高的数据,采用预付款的方式,
计划		资助商业运营商开发第三代商
		业成像卫星。

4 结 论

通过研究美国战时征用的相关理念,以及美军 现行的商业卫星服务采购模式,本研究判定,美军战 时征用理念从资产所有权的临时性占有转变为服务 使用权的商业性采购。这一理念转变既与战争形态 演进和技术发展密不可分,也更符合美国国防动员 的相关法律要求。具体来看:

1) 战争形态演进到信息化战争阶段,航天能力成为必不可少的作战力量要素,是探索战时征用民商卫星的现实需求。当前的信息化战争首要强调的是制信息权,也就是说,信息获取与传输已经成为决定战争走向的重要作战力量构成要素,与之相应的是,军事航天装备已经成为信息化战争不可或缺的要素。美军在保持高额军事预算投入、持续完善军事航天装备体系的同时,积极引入商业航天力量,通过商业服务采购的形式补强军事航天能力,满足平

战需求。

2)应用卫星所有权与卫星应用服务使用权具 有可剥离性,是采取商业卫星服务采购而非传统征 用模式的可行基础。卫星装备具有天然的高技术属 性,其在军事战争所发挥的作用主要以服务形态呈现,是信息获取过程的敏感器(遥感卫星)和信息传 输过程的链路节点(通信卫星),服务使用权与卫星 所有权可以完全分离。

3)注重利用市场经济价值规律保护征用对象 利益,是商业卫星服务采购获得成熟发展的必要前 提。美国国防动员高度强调在法律框架下保护征用 对象的经济利益,传统的战时征用模式因其突发性 而存在先征用、后补偿的情况,商业服务采购一般以 合同的形式预先付款,能够有效保障商业运营商利 益。同时,政府注重采取各种优惠政策和经济补偿 措施,为商业运营商发展商业卫星系统提供更加有 力的保障,发挥经费保障对支持国防事业的行为鼓 励和引导的作用。

参考文献:

- [1] 游维荣. 我国政府应急征用制度研究[D]. 重庆: 西南政法大学, 2014
 YOU Weirong. Research on emergency requisition system of the chinese government[D]. Chongqing: Southwest University of Political Science and Law, 2014 (in Chinese)
- [2] MILANESE J J, POEHLMANN K M. National oceanic and atmospheric administration: civil assets for department of defense use [EB/OL]. (1990-08-15)[2021-02-12]. https://www.rand.org/dam/rand/pubs/notes/2009/N2961.pdf
- [3] DOUGLAS B Rider. Establishing a commercial reserve imagery fleet obtaining surge imagery capacity from commercial remote sensing satellite systems during crisis[R]. AU/ACSC/152/2000-04, 2000
- [4] ROBERT A Fabian. Force protection in an era of commercially available satellite imagery: space blockade as a possible solution [R]. ADA400933, 2002
- [5] BIRK R J, STANLEY T, SNYDER G I. Government programs for research and operational uses of commercial remote sensing data[J]. Remote Sensing of Environment, 2003, 88(1/2): 3-16
- [6] MCKENNA S S. The final frontier: news media's use of commercial satellite imagery during wartime [R]. AU/ACSC/7210/ AY06, 2006
- [7] IVANCIC W D, PAULSEN P E, MILLER E M. Secure, autonomous, intelligent controller for integrating distributed emergency response satellite operations [C] // 2013 IEEE Aerospace Conference, 2013
- [8] HOVERSTEN M R. US national security and government regulation of commercial remote sensing from outer space [J]. Air Force Law Review, 2001, 50: 253-277
- [9] HAYS P, HOUCHI R. Commercial spysats and shutter control-The military implications of US policy [C] // Space 2000 Conference and Exposition, 2000
- [10] VANNONI M G. The potential uses of commercial satellite imagery in the middle east [R]. SAND99-1441C, 1999
- [11] WALDROP E S. Integration of military and civilian space assets: legal and national security implications [J]. Air Force Law Review, 2004, 55: 157-231
- [12] GRUNDHAUSER LARRY K. Sentinels rising. Commercial high-resolution satellite imagery and its implications for US national security[R]. ADA529857, 1998

- [13] TAHU G J, BAKER J C. Expanding global access to civilian and commercial remote sensing data: Implications and policy[J]. Space Policy, 1998, 14(3): 179-188
- [14] SWEDBERG E C. The effect on operational and tactical surprise by US military forces due to the proliferation of unclassified satellite imaging systems [R]. ADA299374, 1995
- [15] PHILIPPE P. Spot satellite family: Past, present, and future of the operations in the mission and control center [C] // Proceedings of the Second International Symposium on Ground Data Systems for Space Mission Operations, 1992
- [16] LA Fleur J. Government, media focus on commercial satellite images[J]. The News Media & The Law, 2003, 27(3):37

Study on the US military requisition mechanism of civil and commercial satellites

ZHANG Xinwei, ZHANG Zhaocai, WANG Hanlin

(Beijing Institute of Space Science and Technology Information, Beijing 100086, China)

Abstract: US military requisition mechanism experienced several stages, including civil cars and ships requisition during World War One, civil airplanes requisition during World War Two. The military requisition object changed together with the technology development and the warfare needs. US established the effective military requisition on mechanism of civil/commercial satellites, and attempted to demonstrate the feasibility of military requisition on satellites. US Air Force designed the CRIF mechanism, and finally established the commercial satellite service acquisition mechanism. This paper analyzed the US military requisition mechanism of civil and commercial satellite service acquisition mechanism. On the basis, some suggestions are given.

Keywords: military requisition; military-civil fusion; commercial service acquisition; CRAF

编辑部版权页声明

本刊已许可中国学术期刊(光盘版)电子杂志社在中国知网及其系 列数据库产品中以数字化方式复制、汇编、发行、信息网络传播本刊全 文。该编辑部著作权使用费与本刊稿酬一并支付。作者向本刊提交文 章发表的行为即视为同意本编辑部上述声明。

《西北工业大学学报》编辑部

陕西省西安市 西北工业大学 710072 Northwestern Polytechnical University (NWPU) Xi'an, Shaanxi 710072 The People's Republic of China

西北工业大学学报

(双月刊 第 39 卷(5 增刊备案	1957年创刊) 增) 2021年10月 号:611070202101	(Bimonthly Founded in 1957) Vol.39 (Supplement) Oct. 2021
主管单位	中华人民共和国工业和信息化部	Administered by: Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
主办单位	西北工业大学	Sponsored by Northwestern Polytechnical University
编辑出版	西北工业大学学报编辑委员会	Edited and Published by the Editorial Board of Journal of Northwestern Polytechnical University
主 编	胡 沛 泉	Chief Editor Hu Peiquan
印 刷	北京科信印刷有限公司	Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd
国外发行	中国国际图书贸易总公司	Dirstributed by China International Book Trading Corporation
国内发行	陕西省报刊发行局	
订 购 处	全国各地邮局(所)	
电子信箱	xuebao@ nwpu.edu.cn	E-mail xuebao@ nwpu.edu.cn

中国标准连续出版物号: ISSN 1000-2758 CN 61-1070/T

国外发行代号 BM913 国内邮发代号 52-182

NWPU Journal

定 价:30.00 元