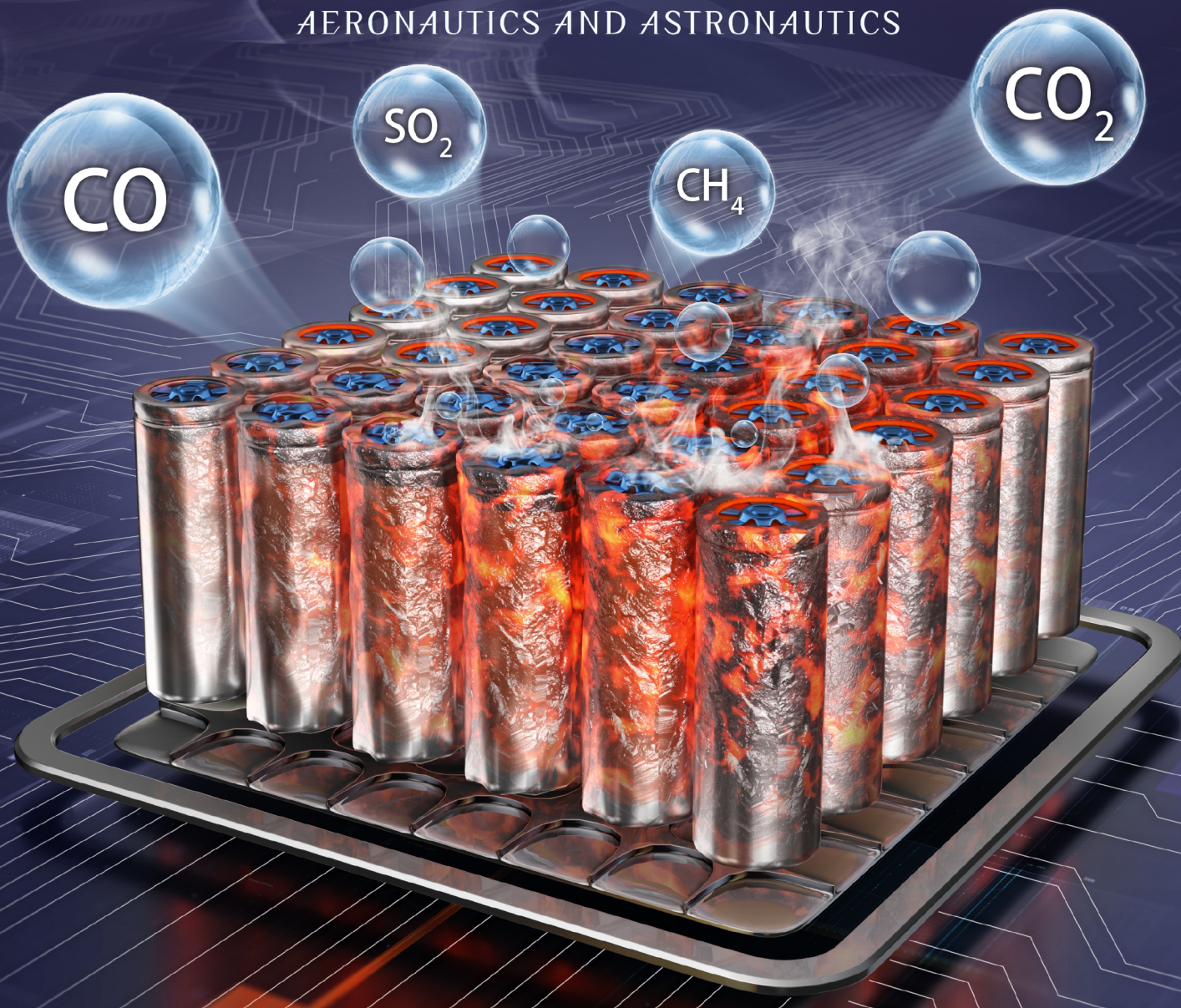
主管单位:中华人民共和国工业和信息化部
主办单位:北京航空航天大学

ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



循环老化三元锂离子电池热失控气体毒性研究

张青松　曲奕润

6 2024
Vol.50

北京航空航天大学学报

第 50 卷　第 6 期　（总第 376 期）　2024 年 6 月

目　　次

循环老化三元锂离子电池热失控气体毒性研究 …… 张青松，曲奕润（1761）
基于反吸引速度更新机制的改进蜉蝣算法 …… 毛清华，王迎港，牛晓辉（1770）
中断离港航班恢复的改进 NSGA2 算法 …… 陈可嘉，吴钧涛（1784）
基于规则的多轴特种车辆稳定性集成控制 …… 程洪杰，杨健福，刘志浩，李若亭，高蕾（1794）
航空电推进电机多层波浪形拓扑及散热设计方法 …… 徐金全，林华鹏，郭宏（1806）
不确定电液伺服系统的时变输出约束自适应滤波控制 …… 潘昌忠，何广，李智靖，周兰，熊培银（1819）
基于改进 FPPN 的飞控系统故障传播路径分析方法 …… 张晓瑜，张凤琪，郭润夏，吴军（1829）
基于非监督对比学习的火星地形特征提取方法 …… 杨博，魏翔，于贺，刘超凡（1842）
基于 LSTM 的机场飞行区活动目标潜在冲突预测 …… 王兴隆，尹昊，贺敏（1850）
一种基于决策树的比特币不可达节点发现方法 ……
…… 李锐光，朱佳伟，吴阜东，高家奇，徐大伟，祝烈煌（1861）
某型航空用矩形截面弹簧逆止器设计 …… 来进勇，关文卿，骆光照，晁世元（1868）
GNSS-I/MR 河流边界及水位测量理论与仿真 …… 王峰，杨鹏瑜，杨东凯（1877）
方形通道内超临界压力二氧化碳传热恶化数值研究 …… 王彦红，李雨健，李洪伟，东明（1888）
铝合金板冲压摩擦试验机开发与试验 …… 李小强，张贺刚，王烁，李高峰，孟庆阔，张永生（1898）
简短关联可编辑环签名及其区块链修正应用 …… 王杰昌，刘玉岭，张平，刘牧华，李杰（1911）
折叠翼飞行器气动弹性变体飞行仿真平台 …… 徐浩，韩景龙，奚勇，贾成龙，孙钊（1921）
基于马尔可夫决策过程的边缘云业务迁移算法 …… 马安华，潘甦（1931）
基于梯度搜索与进化机制的多目标混合算法 …… 诸才承，唐智礼，赵鑫，曹凡（1940）
矿用正铲液压挖掘机人机协同控制 …… 董宝祥，秦涛，杨旭，李运华（1952）
基于多级联混沌加密的 MP-WFRFT 安全通信方法 …… 王西康，孟庆微，许华，齐子森，张悦（1960）
基于分布式模型预测的无人机编队避障控制 …… 秦明星，王忠，李海龙，刘鑫（1969）
面向时间触发流量调度的虚拟网络嵌入方法 …… 熊峰，李峭，李继，冯嘉颖（1982）
基于多项分布的导弹命中精度贝叶斯验收方案设计 …… 刘昊邦，史宪铭，屈金标，荣丽卿（1991）
球舱方位通道动力学建模及参数辨识 …… 李一健，周江华，张晓军（2001）
红外抑制器混合管壁肋片强化传热和引射特性 …… 吴忠诚，单勇，张靖周，杨宗耀（2009）
面向可见光-红外图像的跨模态行人再识别方法 …… 孙义博，王蓉，张琪，林榕辉（2018）
基于精化预积分的 GNSS/IMU/视觉多源融合定位方法 ……
…… 贾晓雪，赵冬青，肖国锐，杨显赐，杨朝永，赖路广（2026）
基于全矩阵椭圆成像法的加筋板结构损伤检测 …… 章盟，樊程广，余孙全（2033）
基于卷积神经网络的多偏移干涉相位滤波方法 …… 李涵，钟何平，张鹏，唐劲松（2043）

期刊基本参数：CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 290 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 29 * 2024-06

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　苏　磊　卞欢欢　王　茜　李亚泰）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 50 No. 6 (Sum 376) June 2024

CONTENTS

Research on toxicity of gases of thermal runaway released from ternary lithium-ion batteries featuring cyclic aging process
…… ZHANG Qingsong, QU Yirun (1761)
Improved mayfly optimization algorithm based on anti-attraction velocity update mechanism
…… MAO Qinghua, WANG Yinggang, NIU Xiaohui (1770)
Improved NSGA2 algorithm for disrupted departure flights recovery
…… CHEN Kejia, WU Juntao (1784)
Rule-based integrated stability control of multi-axle special vehicle
…… CHENG Hongjie, YANG Jianfu, LIU Zhihao, LI Ruoting, GAO Lei (1794)
Multi-layer wave-shaped topology and thermal design method for aero-electric propulsion motors
…… XU Jinquan, LIN Huapeng, GUO Hong (1806)
Adaptive filtered control for uncertain electro-hydraulic servo systems with time-varying output constraints
…… PAN Changzhong, HE Guang, LI Zhijing, ZHOU Lan, XIONG Peiyin (1819)
A fault propagation path analysis method for flight control system based on improved FPPN
…… ZHANG Xiaoyu, ZHANG Fengqi, GUO Runxia, WU Jun (1829)
Martian terrain feature extraction method based on unsupervised contrastive learning
…… YANG Bo, WEI Xiang, YU He, LIU Chaofan (1842)
Potential conflict prediction of mobile targets in airfield areas based on LSTM
…… WANG Xinglong, YIN Hao, HE Min (1850)
A decision tree-based discovery method for Bitcoin unreachable nodes
…… LI Ruiguang, ZHU Jiawei, WU Fudong, GAO Jiaqi, XU Dawei, ZHU Liehuang (1861)
Design of rectangular cross-section spring anti-reverse device for a certain type of aviation
…… LAI Jinyong, GUAN Wenqing, LUO Guangzhao, CHAO Shiyuan (1868)
Theories and simulations of river boundary and level measurement using GNSS-I/MR
…… WANG Feng, YANG Pengyu, YANG Dongkai (1877)
Numerical study on heat transfer deterioration of supercritical-pressure carbon dioxide in a square channel
…… WANG Yanhong, LI Yujian, LI Hongwei, DONG Ming (1888)
Development and experimental of friction tester for aluminum alloy sheet stamping
…… LI Xiaoqiang, ZHANG Hegang, WANG Shuo, LI Gaofeng, MENG Qingkuo, ZHANG Yongsheng (1898)
Short linkable-and-redactable ring signature and its blockchain correcting application
…… WANG Jiechang, LIU Yuling, ZHANG Ping, LIU Muhua, LI Jie (1911)
Aeroelastic morphing flight simulation platform for a folding wing aircraft
…… XU Hao, HAN Jinglong, XI Yong, JIA Chenglong, SUN Zhao (1921)
Edge cloud service migration algorithm based on Markov decision process
…… MA Anhua, PAN Su (1931)
Multi-objective hybrid algorithm based on gradient search and evolution mechanism
…… ZHU Caicheng, TANG Zhili, ZHAO Xin, CAO Fan (1940)
Human-machine collaborative control of forward shovel hydraulic mining excavators
…… DONG Baoxiang, QIN Tao, YANG Xu, LI Yunhua (1952)
MP-WFRFT secure communication method based on multi-cascade chaotic encryption
…… WANG Xikang, MENG Qingwei, XU Hua, QI Zisen, ZHANG Yue (1960)
Obstacle avoidance control of UAV formation based on distributed model prediction
…… QIN Mingxing, WANG Zhong, LI Hailong, LIU Xin (1969)
Time-triggered traffic scheduling-oriented virtual network embedding method
…… XIONG Feng, LI Qiao, LI Ji, FENG Jiaying (1982)
Design of Bayesian acceptance scheme for missile hit accuracy based on multinomial distribution
…… LIU Haobang, SHI Xianming, QU Jinbiao, RONG Liqing (1991)
Dynamic modeling and parameter identification of balloon-borne gondola azimuth channel
…… LI Yijian, ZHOU Jianghua, ZHANG Xiaojun (2001)
Heat transfer enhancement and ejection characteristics of mixing pipe with ribs for infrared suppressor
…… WU Zhongcheng, SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, YANG Zongyao (2009)
A cross-modality person re-identification method for visible-infrared images
…… SUN Yibo, WANG Rong, ZHANG Qi, LIN Ronghui (2018)
A GNSS/IMU/vision multi-source fusion localization method based on refined pre-integration
…… JIA Xiaoxue, ZHAO Dongqing, XIAO Guorui, YANG Xianci, YANG Chaoyong, LAI Luguang (2026)
An elliptical damage detection method using full matrix capture for stiffened plate
…… ZHANG Meng, FAN Chengguang, YU Sunquan (2033)
Multi-shift interferometric phase filtering method based on convolutional neural network
…… LI Han, ZHONG Heping, ZHANG Peng, TANG Jinsong (2043)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0534

循环老化三元锂离子电池热失控气体毒性研究

张青松*，曲奕润

(中国民航大学 民航热灾害防控与应急重点实验室，天津 300300)

摘　　要：为研究高能量密度锂离子电池循环老化过程中热失控特性变化及释放气体的毒性危害，对不同循环老化程度的三元锂离子电池进行热滥用实验，利用气体传感器阵列，基于有效剂量分数模型对热失控气体毒性危害进行定量分析。结果表明，高镍含量三元锂离子电池循环性能差，200次循环老化后，电池健康状态低于70%。老化电池更容易进入热失控状态，热失控反应更剧烈但释放能量少，释放气体燃烧效率低。在密闭空间内，电池热失控释放窒息性气体危害性比刺激性气体更高，150次循环老化电池的窒息性气体毒性累积效应比新鲜电池早638 s达到临界值1。随老化程度增加，最终电池的刺激性气体毒性即时效应与气体致死毒性即时效应降低，与新鲜电池相比，100次循环老化后，电池的刺激性气体毒性即时效应降低0.34，气体致死毒性即时效应降低0.19。研究结果可为老化电池安全性评估及热失控预警提供数据支撑。

关　键　词：三元锂离子电池；热失控；循环老化；气体传感器阵列；气体毒性分析
中图分类号：X949
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1761-09

能源危机和环境污染推动着能源结构的不断变化，可再生能源取代化石能源已成为新时代追求的目标。因锂离子电池具有能量密度高、循环寿命长、成本低等优点，其被认为是最有前途的储能装置，广泛应用于运输、储能站及便携式电子设备[1-2]。然而，锂离子电池中存在易燃材料和强氧化剂，当暴露在滥用条件下或存在制造缺陷时，内部可能会发生放热反应，当反应释放热量超过电池散发热量时，就会导致温度和压力迅速升高，进一步加快反应速度，最终导致热失控。锂离子电池热失控反应通常伴随热量释放、易燃有毒气体排放、火灾和爆炸等现象[3-5]。对于大型电池组而言，其中一个故障电池产生的热量会加热相邻电池，造成电池热失控多米诺效应，最终导致整个电池组热级联[6]。随着NCM811等高能量密度锂离子电池投入使用，该问题将更加严重，成为其在电动汽车中大规模应用的主要障碍。

迄今为止，有不少学者对锂离子电池热失控特性进行了大量研究。Liu等[7]为研究荷电状态(state of charge, SOC)对单个电池热失控过程的影响，对243 A·h的$LiFePO_4$电池进行热滥用实验，记录了燃烧动力学参数，结果表明，随着SOC的增加，热释放率和总热释放率峰值均呈增加趋势，说明锂离子电池火灾危险性随SOC增加而增加，同时，CO、CO_2、HF、NO、SO_2气体产量也随着SOC的增加而增加，并且CO和HF的毒性比其他气体大。Mao等[8]为研究SOC与火焰对锂离子电池热失控行为的影响，对300 A·h大型$LiFePO_4$电池进行了一系列热失控实验，结果表明，锂离子电池热失控释放气体具有灾难性毒性，热失控严重程度和热释放能力随SOC的增加而增加，火焰能加速热失控的发生，但对表面峰值温度影响不大。Ribière等[9]对2.9 A·h

收稿日期：2022-06-22；**录用日期**：2022-07-22；**网络出版时间**：2022-09-05 16:46
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220905.1411.006
基金项目：国家自然科学基金民航联合基金重点支持项目 (U2033204)
* **通信作者**. E-mail：nkzqsong@126.com

引用格式：张青松，曲奕润. 循环老化三元锂离子电池热失控气体毒性研究 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（6）：1761-1769.
ZHANG Q S，QU Y R. Research on toxicity of gases of thermal runaway released from ternary lithium-ion batteries featuring cyclic aging process [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（6）：1761-1769（in Chinese）.

的 $LiMn_2O_4$(LMO)电池进行了热失控实验,发现热失控严重程度同样随 SOC 的增加而增加。Mao 等[10]研究了 18650 型 NCM 电池热失控行为,电池热失控除了释放大量热量外,热失控气体的排放在某些情况下会造成更严重的后果。Lecocq 等[11]对 $LiFePO_4$ 锂离子电池热失控释放气体毒性进行了评估,发现随 SOC 增加,CO_x 的排放量增加,但 HF 和 SO_2 在 LiFSI 锂盐条件下排放量减少。Chen 等[12]为研究不同大气压力下锂离子电池热失控行为,分别在合肥和拉萨进行实验,发现在低压条件下电池热失控燃烧强度弱。

到目前为止,大多数研究都是针对新鲜电池,即未老化电池,研究主要集中在荷电状态、电池组成和环境压力对锂离子电池热失控特性的影响,很少有实验研究老化对电池热失控行为的影响。然而,电池组件的性能在老化过程中可能会发生变化,这对整个电池生命周期内保持较高的安全水平至关重要。Larsson 等[13]对不同老化状态的锂离子电池进行了热滥用实验,发现所有电池均进入热失控状态并释放出烟雾和气体,全部电池热失控均检测到 HF 排放,老化电池虽也发生热失控,但反应程度较低,不同老化程度电池热失控温度有所不同,电池在 100~200 次循环间存在局部最低温度。Zhang 等[14]研究了锂离子电池在深度老化后的安全性变化,发现与新鲜电池相比,老化电池阻抗显著增加,容量急剧下降,发热率增加,但总发热量减少。这些研究对热失控释放有毒气体的分析主要集中在气体的类型,未对热失控气体毒性进行有效量化。

本文通过对不同循环次数下高能量密度的 NCM811 锂离子电池进行热滥用实验,从温度特性、电压、质量损失和气体排放等方面研究了锂离子电池热失控行为,利用气体传感器阵列对 CO_2、CO、CH_4、HF、HCN、SO_2 和 O_2 的体积分数进行实时检测,基于有效剂量分数模型对气体毒性进行了定量分析。通过对不同循环老化程度电池热失控特征参数及释放气体毒性进行分析,能够更加准确地评估老化电池的安全性,从而为健康评估和故障诊断技术提供理论支撑,同时可为应急疏散、优化电池安全管理系统及筛选适用于二次生命的电池提供指导。

1 锂离子电池循环老化测试

1.1 循环老化电池样品

本文使用的电池样品为同一批次 18650 型商用 NCM811 锂离子电池,正极材料为 $LiNi_{0.8}Co_{0.1}Mn_{0.1}O_2$,电解质有机溶剂由 $LiPF_6$、碳酸乙烯酯 (ethylene carbonate, EC) 和碳酸甲乙酯 (ethyl methyl carbonate, EMC) 等组成,其容量为 3.5 A·h,额定电压为 3.635 V。为获得不同循环老化状态的电池,本文使用蓝电电池测试系统 LANHE CT2001B 以恒流-恒压的方式对新出厂未经充放电操作的电池进行循环,放电深度(depth of discharge, DOD)为 100% 时电压介于 2.5 和 4.2 V 之间。采用 3 400 mA(1 C)电流进行充放电,截止充电电流为 50 mA。电池在环境温度下循环,平均温度为 24℃。首次充电后,进行 3 次完整的充放电循环,第 3 个循环的放电容量为被测电池标准容量,之后分别将电池继续循环 0 次、50 次、100 次、150 次与 200 次,本文给出的循环次数不包括用于测量电池容量的 3 个充放电循环。

1.2 电池老化特性分析

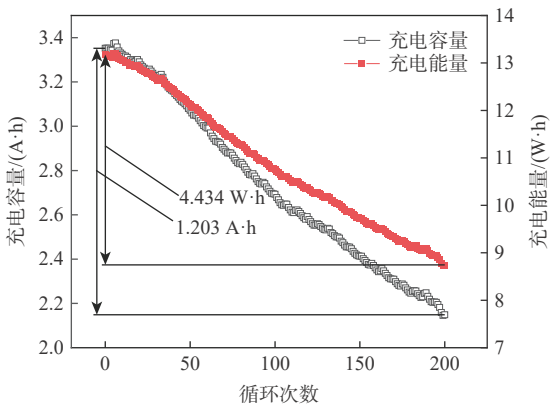
使用蓝电电池测试系统记录老化过程中容量与能量的变化,通过 Origin 软件对容量、能量衰减曲线进行拟合。为进一步了解循环老化对电池性能的影响,计算不同老化程度电池最终的健康状态(state of health, SOH)、库伦效率及能量效率。其中,电池健康状态是电池当前容量 Q 与标准容量 Q_0 的比值;库伦效率是同循环过程中电池放电容量 Q_{dch} 与充电容量 Q_{ch} 的比值;能量效率是同循环过程中电池放电能量 E_{dch} 与充电能量 E_{ch} 的比值。具体计算公式为:$H = Q/Q_0$;$\eta_Q = Q_{dch}/Q_{ch}$;$\eta_E = E_{dch}/E_{ch}$。

1.3 电池老化行为

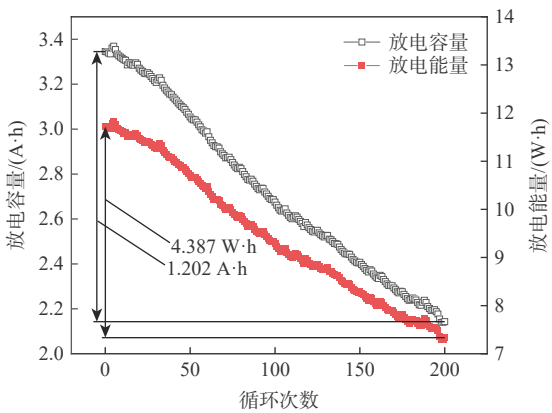
图 1 记录了 200 次循环老化过程中 NCM811 锂离子电池充放电容量和能量的动态变化。新鲜的 18650 型三元锂离子电池在 1 C 充电时可获得 3.35 A·h 以上的有效容量及 13.18 W·h 以上的有效能量,符合电动汽车实际应用需求。然而,高镍含量电池能量密度的提升是以牺牲循环寿命、安全性等其他性能为前提,与磷酸铁锂或含镍量较低的锂离子电池相比,其循环性能较差[15-16]。Ni 元素含量决定了电池容量,增加正极材料含镍量可有效提高电池能量密度,但由于 Ni^{2+} 与 Li^+ 半径相似,在插层结构中易发生位错导致锂镍混排,Li^+ 在层状结构中脱嵌能力随 Ni^{2+} 含量增加而降低,循环性能也随之减弱[17]。在 200 次循环老化过程中,测试电池充电容量从 3.352 A·h 衰减至 2.149 A·h,放电容量从 3.345 A·h 衰减至 2.143 A·h,充电能量从 13.178 W·h 衰减至 8.744 W·h,放电能量从 11.721 W·h 衰减至 7.334 W·h。当电池循环老化约 100 次时,其剩余容量衰减至初始容量的 80%。将 4 节经历 200 次循环老化的测试电池充放电容量和能量曲线进行线性拟合,拟合结果如表 1 所示。

表 2 记录了不同循环老化程度电池的健康状

态 H、库伦效率η_Q、能量效率η_E与内阻情况。可以看出, 在循环老化过程中, 电池内阻随循环老化次数增加而增大, 电池健康状态呈相反趋势, 在 200 次循环老化后, 电池健康状态低于 70%。在电池循环老化过程中, 库伦效率变化不明显, 均在 99.3% 以上, 而能量效率存在较为明显的衰减现象, 相比于新鲜电池, 200 次循环老化电池能量效率从 88.7% 衰减为 83.5%, 降低比例为 5.2%, 能量效率的降低主要源于循环老化过程中电池充放电电压变化幅度的差异性。



(a) 充电



(b) 放电

图 1　循环老化过程中锂离子电池容量和能量的动态变化

Fig. 1　Dynamic changes of lithium battery capacity and energy during cyclic aging

表 1　容量和能量衰减曲线的线性拟合

Table 1　Linear fitting of capacity and energy decay curves

参数	截距	斜率	R^2
充电容量	3.391 9	−0.006 29	0.927 81
放电容量	3.382 3	−0.006 29	0.934 36
充电能量	13.312 0	−0.023 05	0.926 83
放电能量	11.884 7	−0.023 17	0.931 94

表 2　电池主要性能参数

Table 2　Main performance parameters of battery

循环次数	H/%	η_Q/%	η_E/%	内阻/mΩ
0	100.0	99.75±0.41	88.7±0.3	27.2±0.2
50	91.3±1.3	99.97±0.11	88.0	27.7±0.3
100	77.3±1.7	99.80±0.24	85.3±0.7	28.6±0.5
150	72.9±2.9	99.85±0.18	84.3±0.7	29.7±0.6
200	66.8±3.2	99.71±0.41	83.5±0.5	30.5±0.5

2　锂离子电池热滥用实验

2.1　电池样品

使用蓝电电池测试系统, 以恒流-恒压的方式将循环至不同老化程度的电池均充至 100% SOC, 将充电后的电池置于温度为 24℃ 的恒温箱中 24 h, 以保证电池的稳定性。

2.2　实验装置

图 2 为锂离子电池热失控实验平台。本文测试系统主要由 2 部分组成, 包括热滥用密封实验装置和热失控气体分析系统。

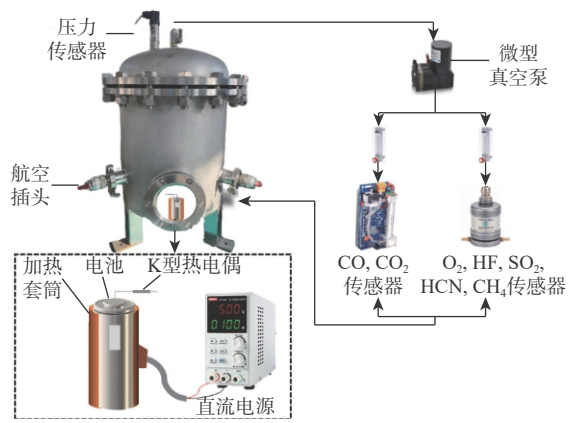


图 2　实验平台示意图

Fig. 2　Schematic diagram of experimental platform

密封实验舱的体积为 50 L, 实验舱的顶端配备 2 个出气孔: 一个出气孔连接压力传感器, 用来监测实验舱内气压; 另一个出气孔与底部进气孔配合, 采用真空泵作为动力牵引, 使实验舱内部气体经过滤和除湿后不断在外气路循环。在对电池进行加热前, 将密封实验装置四周螺丝拧紧密封好, 以防止内外气体交换。

利用自主搭建的气体传感器阵列系统在线监测锂离子电池热失控全过程释放气体体积分数变化, 该系统基于一系列多传感技术的气体传感器搭建。CO、CO_2 传感器为 Gascard NG 红外气体传感器, 包括 1 个红外源、1 个气体取样单元、2 个红外滤光片和 1 个匹配的孪生元件探测器, 可提供真正的双波长红外感应, 具有低漂移、高精度、低功耗、快速响应的优点, 传感器量程均为 0～30%, 测量精度为 0.01%, 要求流量在 0.2～1.2 L/min 的范围内, 输出 4～20 mA 电流信号, 响应时间为 10 s。O_2、

SO_2、HF、HCN传感器为基于电化学原理的物联型传感器，O_2传感器量程为0～25%，测量精度为0.01%；SO_2传感器量程为0～100×10^{-6}，测量精度为0.01×10^{-6}；HF传感器量程为0～10×10^{-6}，测量精度为0.01×10^{-6}；HCN传感器量程为0～100×10^{-6}，测量精度为0.1×10^{-6}。CH_4传感器为基于红外原理的物联型传感器，量程为30%，测量精度为0.01%，要求流量范围为0.3～0.5 L/min，输出4～20 mA电流信号，响应时间≤30 s。所有热电偶、压力传感器、电压和气体传感器均以每秒采集一次数据的频率进行数字采样。

2.3 实验方法

如图2所示，将同类型的CO、CO_2传感器串联后与串联的气杯式O_2、SO_2、HF、HCN、CH_4传感器并联。在正式实验之前，电池去除塑料包装后，在侧表面焊接一个K型热电偶，在正负极焊接电线，记录加热过程中电池表面温度和电压变化，再将锂离子电池装进加热套筒进行电连接，并固定在实验舱底部；在实验舱内部电池上方5 cm位置固定安装一个K型热电偶，以测量电池释放气体的温度。实验舱通过螺丝密封，实验前，将传感器通电预热10 min，开启真空泵，将气体从实验舱中抽出，利用转子流量计控制通过传感器的2条气路流量均为0.4 L/min，当气路中气流稳定且所有热电偶达到环境温度后，打开加热套筒，利用直流电源为加热套筒提供40 W稳定功率，对锂离子电池进行持续加热，当电池进入热失控时，立即关掉加热套筒电源。

2.4 不同老化程度电池热失控特性

在循环老化过程中，锂离子电池正负极活性材料损失，阻抗显著增加。阴极经历了2次粒子开裂、阴极电解质界面(cathode electrolyte interface, CEI)形成和过渡金属离子溶出，部分Li^+从阴极不可逆地转移到阳极与电解质反应生成固体电解质界面(solid electrolyte interface, SEI)，同时，溶解在阴极中的过渡金属离子易于通过分离器沉积在阳极表面，导致SEI膜的加速生长，SEI膜增厚。SEI膜在热失控早期阶段起着非常重要的作用，当电池内部温度达到90～120℃时，SEI膜会受热分解产生热量，对于老化电池，增稠的SEI膜具有较低的热稳定性，可以在较低的温度下分解、释放热量。同时，阳极的锂镀层具有高反应性，随着电池温度的升高，电镀锂与电解液发生反应，释放副反应热[18]。

对不同老化程度的电池进行热滥用，所有电池均发生热失控。其中，200次循环老化电池在热失控时外壳膨胀破裂，根据实验结果，选取并分析了安全阀开启到热失控开始的时间间隔Δt、压力第1次下降温度T_{drop}、安全阀开启温度T_{vent}、热失控起始温度T_{TR}、气体最高温度T_{gmax}、最大压力P_{max}、质量损失ΔM等7个关键参数，从而表征循环老化对电池热失控危险性的影响。如表3所示，随着循环老化次数的增加，安全阀打开至热失控开始的时间间隔明显缩短，热失控起始温度降低，说明老化程度越高，电池稳定性越差，越容易达到热失控状态。相比于其他低老化程度电池，200次循环老化电池压力第1次下降温度与安全阀开启温度均明显下降。电池热失控气体最高温度随老化程度增加而降低，说明老化过程中内部材料能量水平降低，热失控时释放的能量减少，这是由于循环老化消耗了部分活性材料，当温度急剧上升时，内部化学反应加快，参与反应的活性物质数量减少，副反应剧烈程度降低，同时，电解液消耗显著减少了电池热失控过程中的放热，因此，释放热量减少。150次循环内，随老化程度增加，电池热失控最大压力和质量损失增加，热失控更剧烈，有更多物质喷出。

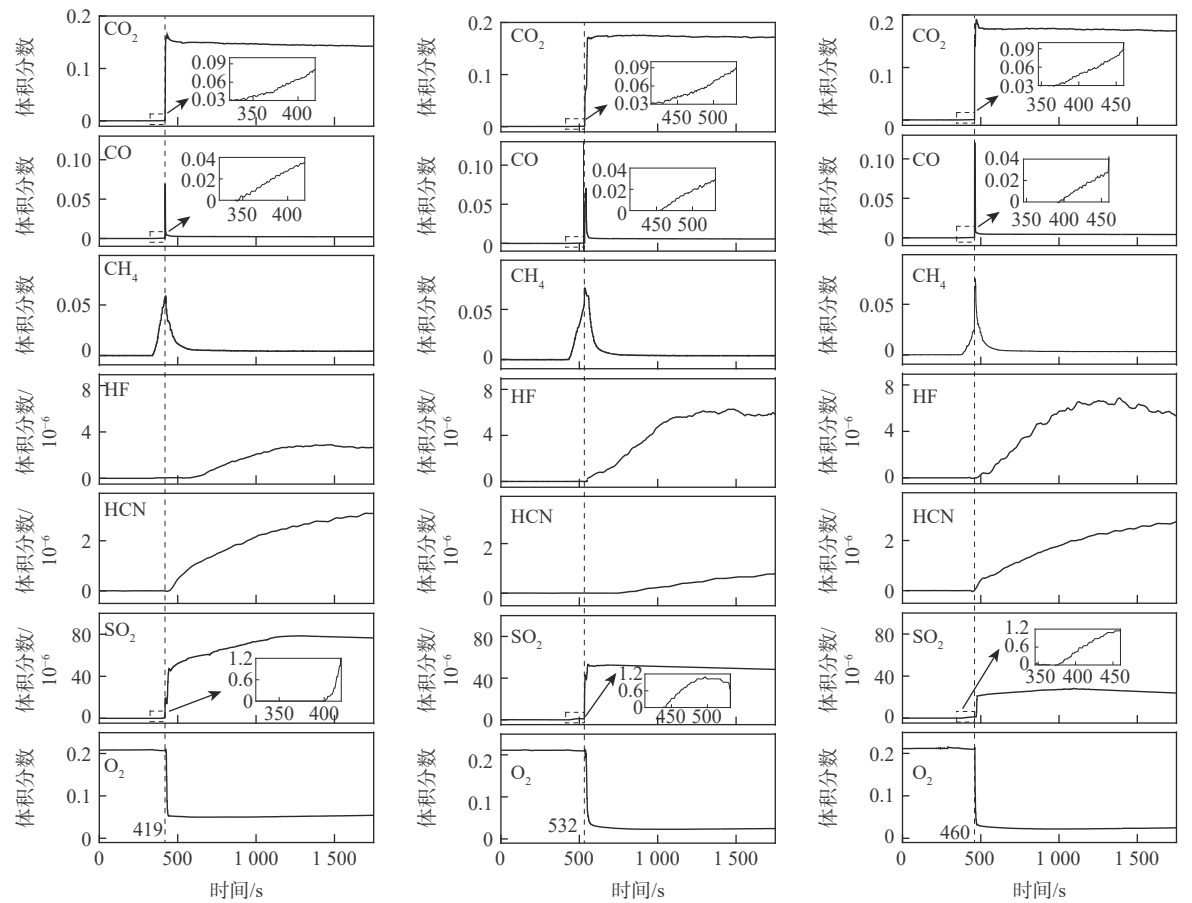
表3 不同老化程度电池关键参数

Table 3 Key parameters of batteries with different aging degrees

循环次数	Δt/s	T_{drop}/℃	T_{vent}/℃	T_{TR}/℃	T_{gmax}/℃	P_{max}/MPa	ΔM/g
0	153±41	138.19±4.73	149.22±2.63	206.24±3.54	878.55±29.23	0.278 7±0.027 2	27.86±0.22
50	135±23	133.43±3.24	146.24±2.98	198.97±3.25	671.65±23.61	0.300 2±0.032 7	29.45±0.19
100	106±16	130.78±4.65	144.39±3.21	186.43±2.97	646.96±58.48	0.306 4±0.041 6	30.67±0.21
150	71±20	130.37±2.79	150.49±3.87	181.48±4.12	474.63±47.37	0.317 4±0.037 2	31.34±0.16
200	63±13	121.70±2.37	142.81±2.10	179.82±2.67	355.93±37.92	0.287 1±0.011 8	19.70±0.24

2.5 基于气体传感器阵列的热失控全过程气体分析

锂离子电池热失控另一个关键风险因素是有毒和易燃气体的释放。在热滥用过程中，气体产物可能来自有机溶剂的蒸发、内部物质的热分解和化学反应及喷出物质的燃烧，组分极其复杂[19-21]，本文主要关注窒息性和刺激性气体。图3记录了不同老化程度的三元锂离子电池经历热滥用全过程时CO_2、CO、CH_4、HF、HCN、SO_2和O_2体积分数随时间的动态变化，虚线代表热失控起始时间。可以看出，当安全阀打开后，CO_2、CO、SO_2和CH_4传感器检测到气体上升信号，其他气体没有被检测到，这



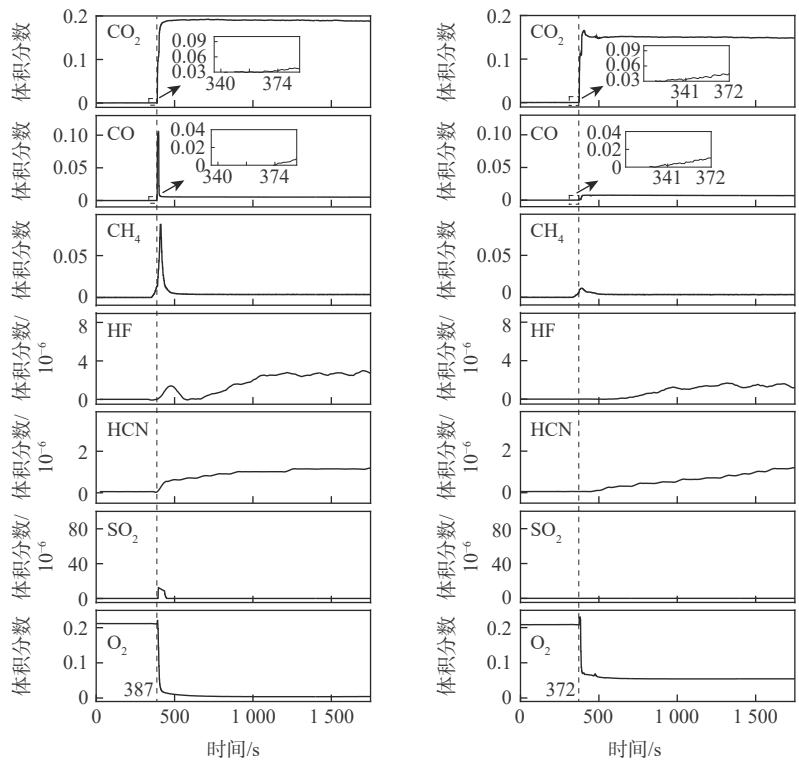


图 3　不同老化程度电池热滥用全过程气体分析

Fig. 3　Gas analysis in whole process of thermal abuse of batteries with different aging degrees

是因为安全阀打开前电池内部温度低、化学反应慢、程度低, 释放气体量少, 相比于低循环老化的电池, 150 次与 200 次循环老化电池气体上升信号不明显。之后热失控阶段气体体积分数直线上升, 这

是因为此时电池内部发生非常剧烈不可控的链式放热反应，电池内部温度急剧升高，释放出大量气体。CO和CH_4在释放后被点燃，因此，在热失控时体积分数迅速上升后又下降，同时气体燃烧消耗大量O_2，导致O_2体积分数急剧下降。所有老化程度电池在热失控后均释放出HF和HCN这2种有毒气体，在200次循环老化电池热滥用过程中没有检测到SO_2。图3表明，使用气体传感器能比较灵敏、准确地监测到锂离子电池热失控事件，可用于锂离子电池热失控早期预警和应急管理。

对重复实验结果进行分析，确定了不同老化程度锂离子电池热失控最终气体成分中CO_2、CO、CH_4、HF、HCN、SO_2和O_2的体积分数及热失控过程中CO和CH_4的最大体积分数，结果如表4所示。老化电池热失控最终气体中，HCN体积分数低于新鲜电池，CO体积分数高于新鲜电池，SO_2体积分数随老化程度增高而降低，150次与200次循环老化电池最终气体中没有检测到SO_2，推测是由于释放的热量不足以支持生成大量SO_2。150次循环内，电池热失控过程中CO和CH_4的最大体积分数随老化程度增高而增大，剩余O_2体积分数及最终CH_4体积分数变化趋势与之相反，且老化电池热失控最终气体中CO_2和HF体积分数高于新鲜电池，这是由于循环老化锂离子电池由于金属锂的高反应性，电镀锂将与电解液发生反应，从而进一步导致气体生成。而200次循环老化电池由于释放热量少，气体没有发生剧烈燃烧，氧化程度低，剩余O_2体积分数高，最终气体产物中CO和CH_4体积分数高，CO_2体积分数低，且热失控过程中CO和CH_4的最大体积分数及最终HF、SO_2气体体积分数均低于其他低老化程度电池。CO与CO_2体积分数比值可以反映电池热失控释放气体燃烧效率，0次、50次、100次、150次、200次循环老化电池的CO与CO_2体积分数比值分别为0.016 2、0.034 7、0.024 8、0.028 2、0.042 6，可以看出，老化电池CO与CO_2体积分数比值更大，说明老化电池燃烧效率低，这是由于老化电池热失控喷射更剧烈，且释放热量少，导致不完全燃烧。

表4 不同老化程度电池热失控后气体分析

Table 4 Gas analysis after thermal runaway of batteries with different aging degrees

循环次数	$C_{CO_2}/10^{-2}$	$C_{CO}/10^{-2}$	$C_{CH_4}/10^{-2}$	$C_{HF}/10^{-6}$	$C_{HCN}/10^{-6}$	$C_{SO_2}/10^{-6}$	$C_{O_2}/10^{-2}$	$C_{max,CO}/10^{-2}$	$C_{max,CH_4}/10^{-2}$
0	17.29±0.82	0.28±0.07	0.52±0.08	2.61±0.29	3.06±0.24	56.34±15.66	4.13±0.85	6.87±1.49	6.12±0.34
50	18.14±0.46	0.63±0.10	0.47±0.05	6.26±0.41	1.02±0.34	34.96±13.64	2.32±0.70	7.09±1.63	7.25±0.21
100	17.71±0.43	0.44±0.14	0.41±0.01	6.59±0.65	2.57±0.22	20.95±8.52	2.27±0.30	10.44±1.59	7.50±0.47
150	19.18±0.75	0.54±0.12	0.37±0.02	2.79±0.32	1.15±0.29	<0.01	0.88±0.57	10.56±1.35	8.72±0.39
200	15.71±0.55	0.67±0.09	0.48±0.14	1.95±0.29	1.76±0.35	<0.01	4.76±0.68	2.84±0.62	1.05±0.03

3 热失控释放气体毒性分析

3.1 基于IDLH的热失控气体毒性初步分析

在锂离子电池热失控过程中，CO的来源可能是可燃物不完全燃烧及EC、DMC、DEC与金属锂的还原反应。除窒息性气体外，本文还检测和分析了主要刺激性气体。HF是一种有强腐蚀性和剧毒的气体，其主要来源于$LiPF_6$电解质盐及PVDF黏结剂[20,22]，HF易溶于水且能与碱性物质反应。SO_2主要来源于作为还原型添加剂从而促进SEI膜形成的硫基添加剂[23]。立即威胁生命与健康浓度(immediately dangerous to life or health,IDLH)是对人体造成死亡或永久损害及丧失逃生能力时的体积分数。CO_2、CO、HCN、HF和SO_2的IDLH值分别为0.04、1.2×10^{-3}、5×10^{-5}、3×10^{-5}和1×10^{-4}，结合表4可以看出，热失控最终气体中CO和CO_2的体积分数远超IDLH限值，而HCN、HF和SO_2的体积分数未达到IDLH限值。

3.2 毒性有效剂量分数计算方法

为评估不同老化程度电池热失控后混合气体的毒性效应，本文引入了ISO 13571[24]和ISO 13344[25]中描述的有毒气体模型。这些模型可以对气体毒性进行定量评估，目前已广泛用于评估建筑材料、室内装饰材料及车辆的火灾毒性。

ISO 13571[24]将气体对人的危害区分为窒息性和刺激性，分别用有效剂量分数X_{FED}和X_{FEC}进行评估。当X_{FED}或X_{FEC}值为1时，意味着50%的人将无法安全逃生。分数有效剂量(fractional effective dose, FED)模型中提到CO和HCN是2种主要窒息性气体，窒息性气体会导致组织细胞缺氧，无法维持正常生命活动，同时吸入CO_2会刺激呼吸，导致呼吸加深加快，增加其他有毒气体的吸收速率，X_{FED}值不仅取决于气体体积分数，还与暴露时间密切相关，具体公式为

$$\begin{cases} X_{\mathrm{FED}} = \sum_{t_1}^{t_2} \dfrac{V_{\mathrm{CO_2}} C_{\mathrm{CO}}}{35\,000} \Delta T + \sum_{t_1}^{t_2} \dfrac{(V_{\mathrm{CO_2}} C_{\mathrm{HCN}})^{2.36}}{1.2\times 10^6} \Delta T \\ V_{\mathrm{CO_2}} = \exp(C_{\mathrm{CO_2}}/5) \end{cases} \quad (1)$$

式中：C 为每种气体的体积分数；ΔT 为时间增量。

Ribière[9] 和 Peng[26] 等通过研究发现，锂离子电池热失控释放的 HF 与 SO_2 气体毒性比其他刺激性气体大得多，因此，本文利用 HF 与 SO_2 体积分数计算 X_{FEC}。分数有效浓度（fractional effective concentration, FEC）模型中涉及的刺激性气体毒性是瞬时的，直接由体积分数决定，具体公式为

$$X_{\mathrm{FEC}} = \frac{C_{\mathrm{HF}}}{V_{\mathrm{HF}}} + \frac{C_{\mathrm{SO_2}}}{V_{\mathrm{SO_2}}} \quad (2)$$

式中：V 为预计会导致丧失能力的临界体积分数，V_{HF} 为 500 μL/L，$V_{\mathrm{SO_2}}$ 为 150 μL/L。

ISO 13344[25] 中利用 FED 模型估算待测有毒气体 30 min 致死性。根据电池热失控释放气体实际情况，可简化为

$$L_{\mathrm{FED}} = \left(\frac{C_{\mathrm{CO}}}{\mathrm{LC50(CO)}} + \frac{C_{\mathrm{HF}}}{\mathrm{LC50(HF)}} + \frac{C_{\mathrm{HCN}}}{\mathrm{LC50(HCN)}} + \frac{C_{\mathrm{SO_2}}}{\mathrm{LC50(SO_2)}} \right) C_{\mathrm{CO_2}} + Z_{\mathrm{A}} + \frac{21 - C_{\mathrm{O_2}}}{21 - 5.4} \quad (3)$$

式中：LC50(CO) 为 CO 的 LC50 值，取值为 5 700 μL/L；LC50(HF) 为 HF 的 LC50 值，取值为 2 900 μL/L；LC50(HCN) 为 HCN 的 LC50 值，取值为 165 μL/L；LC50(SO_2) 为 SO_2 的 LC50 值，取值为 1 400 μL/L；Z_{A} 为酸中毒因子，计算式为 $C_{\mathrm{CO_2}} \times 0.05$。

3.3　基于气体毒性动力学模型的毒性风险分析

根据式（1）～式（3）中的有效剂量分数计算方法，结合图 3 中 CO、CO_2、HCN、O_2、SO_2 和 HF 实时体积分数数据，绘制了热失控气体毒性动力学模型，将不同老化程度电池热失控起始时间均调整到同一时刻 370 s，如图 4 所示。图 4(a)为反映窒息性气体毒性累积效应的 FED 模型，图 4(b)为反映刺激性气体毒性即时效应的 FEC 模型，图 4(c)为反映气体致死毒性即时效应的 FED 模型。可以看出，所有老化程度电池 X_{FED} 值均超过临界值 1，而 X_{FEC} 值均未达到临界值，说明相比于刺激性危害，在密闭空间内锂离子电池热失控释放气体的窒息性危害更大。由图 4(a)可以看出，0 次、50 次、100 次、150 次、200 次循环老化电池分别在热失控后 841 s、241 s、368 s、203 s、290 s 时 X_{FED} 值达到临界值 1，说明老化电池热失控释放气体的窒息性会更快达到灾难程度。150 次循环老化电池的窒息性气体毒性累积效应比新鲜电池早 638 s 达到临界值 1。200 次循环老化电池在热失控早期释放气体的 X_{FED} 值较低，但在热失控开始 540 s 后，X_{FED} 值超过其他低老化程度电池。由图 4(b)可以看出，新鲜电池热失控释放气体刺激性更强，随电池循环老化程度增加，热失控释放气体刺激性减弱。100 次循环老化后，电池的刺激性气体毒性即时效应降低 0.34。如图 4(c)所示，由于热失控时所有有毒气体的最大排放量几乎同时出现，导致混合气体致死毒性评估值 L_{FED} 达到最大值，150 次循环内的老化电池最大 L_{FED} 值均高于新鲜电池，而热失控结束最终混合气体 L_{FED} 值随老化程度增加而降低。100 次循环老化后，电池热失控释放气体致死毒性即时效应

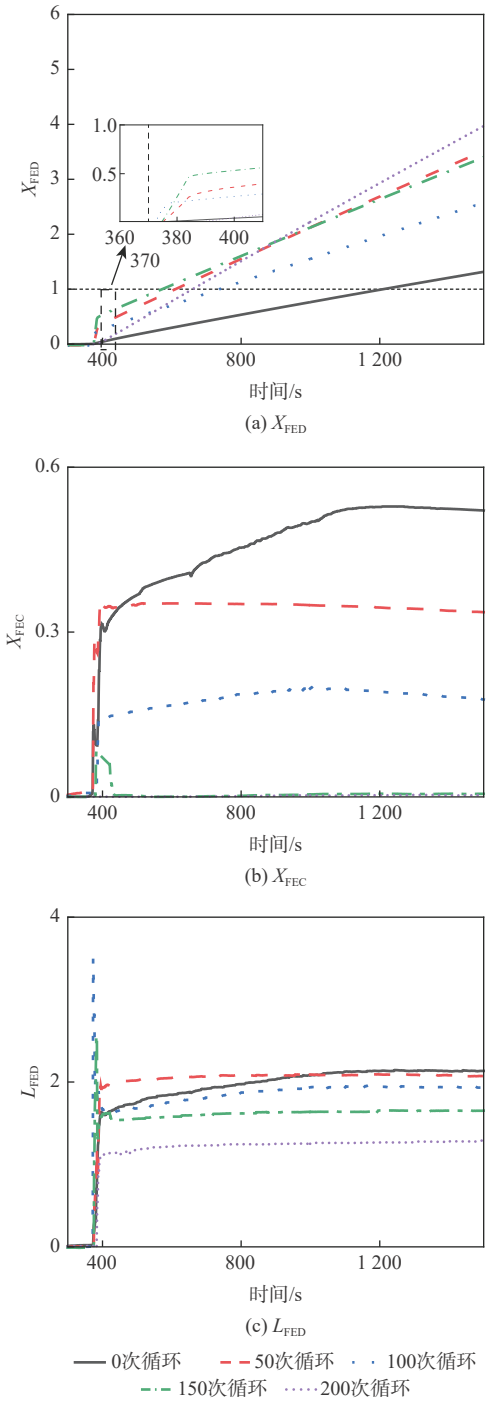


图 4　不同老化程度电池热失控气体毒性动力学模型

Fig. 4　Thermal runaway gas toxicity kinetic model for batteries with different aging degrees

降低0.19。

4 结 论

本文以高能量密度的NCM811锂离子电池作为研究对象，探究了循环老化对电池电特性、热失控特性及释放气体毒性的影响。主要结论如下：

1）NCM811高镍含量锂离子电池由于镍锂混排情况严重，具有较差的循环性能，在循环老化过程中，容量衰减明显。随老化程度增加，电池库伦效率保持稳定，能量效率下降，内阻增大。

2）在经历热滥用时，所有电池均发生热失控，循环老化使电池内部材料能量水平降低，热失控时释放能量减少，但老化电池相对于新鲜电池热稳定性和热安全性更低，150次循环内随老化程度增加，电池热失控最大压力和质量损失增加，热失控更剧烈，有更多物质喷出，200次循环老化电池在经历热滥用时外壳膨胀破裂。因此，对于老化电池的使用，应考虑增加排气和热失控冲击处理的措施。

3）所有老化程度电池在安全阀打开后均捕捉到CO、CO_2和CH_4气体增长信号，CH_4上升信号最明显，热失控后检测到HF和HCN气体且排放持续时间长，SO_2体积分数随老化程度增高而降低，150次与200次循环老化电池最终气体中没有检测到SO_2。可将CO、CO_2和CH_4作为锂离子电池全生命周期热失控早期有效故障特征，为应急处置提供时间裕度，避免热失控进一步发展。

4）老化电池热失控剧烈且释放热量少，导致燃烧效率低通常会产生更多的有毒气体。本文基于有效剂量分数模型对不同老化程度电池热失控最终气体毒性进行分析，发现老化电池窒息性气体毒性累积效应高于新鲜电池，会更快达到灾难浓度，随老化程度增加，最终气体X_{FEC}与L_{FED}值降低。电池热失控释放窒息性气体的影响比刺激性气体更显著，所有老化程度电池X_{FED}值均超过临界值1，说明气体具有灾难性毒性。

研究结果有助于新材料的设计和有毒气体风险评估，为应急救援疏散提供理论支撑与定量参考。未来需要用更安全、更环保的锂盐取代$LiPF_6$，同时添加剂的使用也需要考虑其对气体毒性的影响。

参考文献（References）

[1] ZHANG Q S, LIU T T, WANG Q. Experimental study on the influence of different heating methods on thermal runaway of lithium-ion battery[J]. Journal of Energy Storage, 2021, 42: 103063.

[2] 张青松, 曲奕润, 郝朝龙, 等. 三元锂离子电池热失控气体原位分析[J]. 高电压技术, 2022, 48(7): 2817-2825.
ZHANG Q S, QU Y R, HAO C L, et al. In-situ analysis of thermal runaway gas in ternary lithium-ion battery[J]. High Voltage Engineering, 2022, 48(7): 2817-2825(in Chinese).

[3] 张青松, 赵启臣. 过充循环对锂离子电池老化及安全性影响[J]. 高电压技术, 2020, 46(10): 3390-3397.
ZHANG Q S, ZHAO Q C. Effects of overcharge cycling on the aging and safety of lithium ion batteries[J]. High Voltage Engineering, 2020, 46(10): 3390-3397(in Chinese).

[4] 张青松, 刘添添, 郝朝龙, 等. 锂离子电池热失控气体快速检测及危险性方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(9): 2227-2233.
ZHANG Q S, LIU T T, HAO C L, et al. Rapid analysis method of thermal runaway gas composition and risk of lithium ion battery[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(9): 2227-2233(in Chinese).

[5] 张青松, 罗星娜, 程相静, 等. 基于锂离子电池温降指数的细水雾添加剂筛选方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1073-1079.
ZHANG Q S, LUO X N, CHENG X J, et al. Method for screening fine water mist additive based on temperature drop index of lithium-ion battery[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1073-1079(in Chinese).

[6] 张青松, 刘添添, 赵子恒. 锂离子电池热失控气体燃烧对热失控传播影响的量化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(1): 17-22.
ZHANG Q S, LIU T T, ZHAO Z H. Quantitative method of influence of thermal runaway gas combustion on thermal runaway propagation of lithium-ion battery[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(1): 17-22(in Chinese).

[7] LIU P J, LI Y Q, MAO B B, et al. Experimental study on thermal runaway and fire behaviors of large format lithium iron phosphate battery[J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 192: 116949.

[8] MAO B B, LIU C Q, YANG K, et al. Thermal runaway and fire behaviors of a 300 Ah lithium ion battery with $LiFePO_4$ as cathode[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2021, 139: 110717.

[9] RIBIÈRE P, GRUGEON S, MORCRETTE M, et al. Investigation on the fire-induced hazards of Li-ion battery cells by fire calorimetry[J]. Energy & Environmental Science, 2012, 5(1): 5271-5280.

[10] MAO B B, CHEN H D, JIANG L, et al. Refined study on lithium ion battery combustion in open space and a combustion chamber[J]. Process Safety and Environmental Protection, 2020, 139: 133-146.

[11] LECOCQ A, ESHETU G G, GRUGEON S, et al. Scenario-based prediction of Li-ion batteries fire-induced toxicity[J]. Journal of Power Sources, 2016, 316: 197-206.

[12] CHEN M Y, LIU J H, HE Y P, et al. Study of the fire hazards of lithium-ion batteries at different pressures[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 125: 1061-1074.

[13] LARSSON F, BERTILSSON S, FURLANI M, et al. Gas explosions and thermal runaways during external heating abuse of commercial lithium-ion graphite-$LiCoO_2$ cells at different levels of ageing[J]. Journal of Power Sources, 2018, 373: 220-231.

[14] ZHANG G X, WEI X Z, CHEN S Q, et al. Revealing the impact of fast charge cycling on the thermal safety of lithium-ion batteries[J]. ACS Applied Energy Materials, 2022, 5(6): 7056-7068.

[15] 王康康, 高飞, 杨凯, 等. 不同健康状态等级的储能磷酸铁锂电池熵变系数及放电产热研究[J]. 高电压技术, 2017, 43(7): 2241-2248.

WANG K K, GAO F, YANG K, et al. Research of $LiFePO_4$/cenergy storage batteries entropy coefficient and discharge heat generation based on the state of health[J]. High Voltage Engineering, 2017, 43(7): 2241-2248(in Chinese).

[16] GAO Y, JIANG J C, ZHANG C P, et al. Aging mechanisms under different state-of-charge ranges and the multi-indicators system of state-of-health for lithium-ion battery with $Li(NiMnCo)O_2$ cathode [J]. Journal of Power Sources, 2018, 400: 641-651.

[17] 彭继明，陈玉华，刘世成，等. 不同镍钴锰比对 xLi_2MnO_3-$(1-x)LiMO_2$ 正极材料的结构和电化学性能的影响[J]. 化工学报, 2016, 67(7): 2950-2955.
PENG J M, CHEN Y H, LIU S C, et al. Effect of Ni/Co/Mn molar-ratio on structure and electrochemical properties of xLi_2MnO_3-$(1-x)LiMO_2$ cathode material[J]. CIESC Journal, 2016, 67(7): 2950-2955(in Chinese).

[18] REN D S, HSU H, LI R H, et al. A comparative investigation of aging effects on thermal runaway behavior of lithium-ion batteries [J]. eTransportation, 2019, 2: 100034.

[19] DIAZ F, WANG Y, WEYHE R, et al. Gas generation measurement and evaluation during mechanical processing and thermal treatment of spent Li-ion batteries[J]. Waste Management, 2019, 84: 102-111.

[20] YANG H, ZHUANG G V, ROSS P N. Thermal stability of $LiPF_6$ salt and Li-ion battery electrolytes containing $LiPF_6$[J]. Journal of Power Sources, 2006, 161(1): 573-579.

[21] WILKEN S, TRESKOW M, SCHEERS J, et al. Initial stages of thermal decomposition of $LiPF_6$-based lithium ion battery electrolytes by detailed Raman and NMR spectroscopy[J]. RSC Advances, 2013, 3(37): 16359-16364.

[22] KAWAMURA T, OKADA S, YAMAKI J I. Decomposition reaction of $LiPF_6$-based electrolytes for lithium ion cells[J]. Journal of Power Sources, 2006, 156(2): 547-554.

[23] ZHANG S S. A review on electrolyte additives for lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2006, 162(2): 1379-1394.

[24] ISO. Life-threatening components of fire-guidelines for the estimation of time to compromised tenability in fires: ISO 13571[S]. Geneva: ISO, 2012.

[25] ISO. Estimation of the lethal toxic potency of fire effluents: ISO 13344[S]. Geneva: ISO, 2015.

[26] PENG Y, YANG L Z, JU X Y, et al. A comprehensive investigation on the thermal and toxic hazards of large format lithium-ion batteries with $LiFePO_4$ cathode[J]. Journal of Hazardous Materials, 2020, 381: 120916.

Research on toxicity of gases of thermal runaway released from ternary lithium-ion batteries featuring cyclic aging process

ZHANG Qingsong*, QU Yirun

(Key Laboratory of Civil Aviation Thermal Hazards Prevention and Emergency Response, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Thermal abuse experiments were carried out on ternary lithium-ion batteries with a range of cyclic aging degrees in order to investigate the changes in thermal runaway characteristics and the harmful effects of released gases during the cyclic aging process of high-energy-density lithium-ion batteries. Additionally, a gas sensor array was used to carry out quantitative analysis on the toxicity of pyrolysis gases based on fraction model of effective dose. The results demonstrated that the ternary lithium-ion battery with high nickel content was equipped with poor cyclic performance since the health state of the battery was lower than 70% after 200 cycles of aging. Aging batteries tended to transform into a state of thermal runaway, which reacted more drastically with less energy released, consequently, the combustion efficiency of the released gas is low. The detriments of asphyxiating gases released during the thermal runaway of batteries were more harmful than irritating gases in a confined space, and the cumulative effect of asphyxiating gas toxicity of batteries after 150 times of cyclic aging process tended to reach the critical value, which is one, 638 s earlier than fresh batteries. With the aging degree increasing, immediate toxic effects of irritant gases and immediate effects of gas lethal toxicity weakened. Compared with fresh batteries, immediate toxic effects of irritant gases after 100 times of cyclic aging process decreased by 0.34, and immediate effects of gas lethal toxicity decreased by 0.19. The study's findings can offer data support for the assessment of safety and the aging process's thermal runaway warning.

Keywords: ternary lithium-ion battery; thermal runaway; cyclic aging; gas sensor array; analysis on gas toxicity

Received: 2022-06-22; **Accepted**: 2022-07-22; **Published Online**: 2022-09-05 16:46

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220905.1411.006

Foundation item: Key Program of the Joint Fund for Civil Aviation Research with National Natural Science Foundation of China (U2033204)

* **Corresponding author**. E-mail: nkzqsong@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0550

基于反吸引速度更新机制的改进蜉蝣算法

毛清华*，王迎港，牛晓辉
(燕山大学 经济管理学院，秦皇岛 066004)

摘　　要：针对蜉蝣算法 (MA) 前期收敛速度较慢、后期寻优精度不高等问题，提出一种基于反吸引速度更新机制的改进蜉蝣算法 (MMOA)。采用改进型 Tent 混沌序列初始化蜉蝣种群，使蜉蝣分布更加均匀，提升了种群的多样性；结合 MA 的特点，引入反吸引速度更新机制指导蜉蝣速度更新，平衡算法的全局搜索和局部寻优能力，进而提升算法的收敛性能；对全局最优蜉蝣进行逐维的重心反向学习变异，降低各维度间的干扰，帮助算法跳出局部最优并加速收敛。基于 12 个标准测试函数和部分 CEC2017 测试函数进行对比仿真实验，结果表明：MMOA 较灰狼优化 (GWO) 算法、MA 等算法在收敛速度、寻优精度和稳定性等方面都具有明显优势。

关 键 词：蜉蝣算法；改进 Tent 混沌；反吸引速度；逐维变异；重心反向学习
中图分类号：TP301.6
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1770-14

群智能算法模拟自然界中生物的行为特点，在一定范围内搜索解空间中的最优解。近年来，群智能算法的应用领域越来越广泛，新型群智能算法不断涌现，如灰狼优化 (grey wolf optimizer, GWO) 算法[1]、樽海鞘群算法 (salp swarm algorithm, SSA)[2]、蝴蝶优化算法 (butterfly optimization algorithm, BOA)[3]、海鸥优化算法 (seagull optimization algorithm, SOA)[4]、平衡优化器 (equilibrium optimizer, EO) 算法[5] 等。

受蜉蝣生物活动的启发，Zervoudakis 和 Tsafarakis[6] 在 2020 年提出了蜉蝣优化算法 (mayfly optimization algorithm, MA)。MA 是一种结合了粒子群优化 (particle swarm optimization, PSO) 算法[7]、遗传算法 (genetic algorithm, GA) [8] 和萤火虫优化算法 (firefly optimization algorithm, FA)[9] 等经典优化算法优点的群体智能算法，具有更好的性能。有研究证明，MA 在多个领域都有很好的应用。Abd Elaziz 等[10] 提出了一种基于 MA 优化的随机向量函数连接 (random vector functional link, RVFL) 网络预测模型，并通过实验验证了方案预测的准确性和优越性，证明了 MA 对模型预测性能的提升起到促进作用。Hu 等[11] 利用 MA 求解无人机基站部署问题，通过与其他 3 种算法的方案进行对比，MA 的方案具有最优的部署效果。为进一步提升 MA 的实用效果，国内外学者对其进行了多方面的改进。Shaheen 等[12] 提出了一种改进混沌蜉蝣算法 (chaotic mayfly optimization algorithm, CMOA)，采用 logistic 混沌映射初始化蜉蝣种群，通过求解质子交换隔膜燃料电池 (proton exchange membrane fuel cell, PEMFC) 模型，证明了 CMOA 算法的优越性。Liu 等[13] 根据能谱统计指数设计了一种改进蜉蝣算法，用于轴承的故障诊断，实验表明，该算法具有更快的收敛速度。李浩等[14] 将 MA 引入社区发现，通过改进的交叉操作和变异操作可提高进化效率，并且对最优解的边界点进行局部搜索，增强了算法的局部寻优能力。邵瑞凝等[15] 为解决光伏阵列重构问题，在

收稿日期：2022-06-29；**录用日期**：2022-08-15；**网络出版时间**：2022-09-16 16:03
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220915.1717.003
基金项目：国家自然科学基金 (71704151)
* **通信作者**. E-mail：maoqh@ysu.edu.cn

引用格式：毛清华，王迎港，牛晓辉. 基于反吸引速度更新机制的改进蜉蝣算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（6）：1770-1783.
MAO Q H，WANG Y G，NIU X H. Improved mayfly optimization algorithm based on anti-attraction velocity update mechanism [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（6）：1770-1783（in Chinese）.

MA 中引入阵列内部列向量重新排列和阵列间列向量交换的策略, 使其在重构时具有更快的收敛速度和更高的扩展性。

虽然以上研究均在各自领域验证了 MA 及其改进方案的有效性, 取得了较好的寻优效果, 但现有改进仍存在一定的缺点: 改进方案较为单一, 算法性能提升有限; 仅针对特定问题进行改进, 普适度较低; MA 寻优机制存在的缺陷未得到改善, 收敛速度与寻优精度有待进一步提升。因此, 本文针对 MA 存在的缺陷进行了较为全面的分析与改进, 提出了一种改进蜉蝣算法 (modified mayfly optimization algorithm, MMOA)。①算法采用改进型 Tent 混沌序列初始化蜉蝣种群, 提高了初始解的质量, 为全局寻优奠定基础; ②根据 MA 寻优机制存在的缺陷, 创新性地提出反吸引速度更新公式指导蜉蝣速度更新, 结合其余改进策略有效提升了算法的收敛速度与精度; ③利用逐维重心反向学习变异策略对最优蜉蝣进行扰动, 进一步加快收敛的同时, 提高算法跳出局部最优的能力。

1　蜉蝣算法

1.1　雄性蜉蝣的更新

假设 x_i^t 为雄性蜉蝣 i 第 t 次迭代时的位置, 其位置更新表达式为

$$x_i^{t+1} = x_i^t + v_i^{t+1} \tag{1}$$

式中: v_i^{t+1} 为第 $t+1$ 次迭代时雄性蜉蝣 i 的速度。

雄性蜉蝣会成群结队朝更优方向进化, 因此, 它们的速度会根据个体历史最优位置与种群当前最优位置进行调整。当蜉蝣个体成为种群当前最优蜉蝣时, 其将在水面上表演婚礼舞蹈。因此, 雄性蜉蝣速度更新公式为

$$v_{ij}^{t+1} = \begin{cases} g v_{ij}^t + a_1 \mathrm{e}^{-\beta r_p^2}\left(\boldsymbol{P}_{\mathrm{best},ij} - x_{ij}^t\right) + a_2 \mathrm{e}^{-\beta r_g^2}\left(\boldsymbol{G}_{\mathrm{best},j} - x_{ij}^t\right) & f(\boldsymbol{x}_i) > f(\boldsymbol{G}_{\mathrm{best}}) \\ g v_{ij}^t + dr & f(\boldsymbol{x}_i) \leqslant f(\boldsymbol{G}_{\mathrm{best}}) \end{cases} \tag{2}$$

式中: x_{ij}^t 为雄性蜉蝣 i 在维度 j 上的第 t 次迭代时的位置; $f(\boldsymbol{x}_i)$ 为蜉蝣 i 的适应度; v_{ij}^t 为第 t 次迭代时雄性蜉蝣 i 在维度 j 上的速度; g 为惯性系数; a_1 和 a_2 为正吸引系数, 分别用于衡量认知贡献和社会成分贡献; $\boldsymbol{P}_{\mathrm{best}}$ 为个体历史最优位置; $\boldsymbol{G}_{\mathrm{best}}$ 为种群最优位置; β 为控制蜉蝣能见范围的能见度系数; d 为婚礼舞蹈系数; r 为 $[-1,1]$ 区间内的随机数; r_p 为蜉蝣当前位置与 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{best}}$ 的距离; r_g 为蜉蝣当前位置与 $\boldsymbol{G}_{\mathrm{best}}$ 的距离。

距离计算公式为

$$\|\boldsymbol{x}_i - \boldsymbol{X}_i\| = \sqrt{\sum_{j=1}^{n}\left(x_{ij} - X_{ij}\right)^2} \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{x}_i$、$\boldsymbol{X}_i$ 分别为 2 个蜉蝣的空间位置。

1.2　雌性蜉蝣的更新

雌性蜉蝣不会像雄性蜉蝣一样聚集, 雄性蜉蝣适应度优于雌性蜉蝣时, 会吸引雌性蜉蝣向其靠近以完成交配, 否则雌性蜉蝣会随机飞行。假设 y_i^t 为雌性蜉蝣 i 第 t 次迭代时的位置, 其位置更新表达式为

$$y_i^{t+1} = y_i^t + v_i^{t+1} \tag{4}$$

速度更新公式为

$$v_{ij}^{t+1} = \begin{cases} g v_{ij}^t + a_2 \mathrm{e}^{-\beta r_m^2}\left(x_{ij}^t - y_{ij}^t\right) & f(\boldsymbol{y}_i) > f(\boldsymbol{x}_i) \\ g v_{ij}^t + fr & f(\boldsymbol{y}_i) \leqslant f(\boldsymbol{x}_i) \end{cases} \tag{5}$$

式中: y_{ij}^t 为雌性蜉蝣 i 在维度 j 上的第 t 次迭代时的位置; r_m 为雌性蜉蝣和雄性蜉蝣之间的距离; f 为随机游走系数; 其余系数同雄性蜉蝣。

1.3　蜉蝣交配

为产生更优质的子代蜉蝣, 雌雄蜉蝣按照适应度值进行排序, 最优的雄性蜉蝣和最优的雌性蜉蝣进行交配, 次优的雌雄蜉蝣进行交配, 每次交配后产生 2 个子代, 依此类推。子代蜉蝣产生公式为

$$c_1 = LM + (1-L)F \tag{6}$$

$$c_2 = LF + (1-L)M \tag{7}$$

式中: c 为子代蜉蝣; M 为父本; F 为母本; L 为 $[-1,1]$ 范围内服从高斯分布的随机数。子代蜉蝣的初始速度均设置为 0。

1.4　速度限制与蜉蝣变异

当蜉蝣更新出一个远离全局最优或个体最优位置的速度时, 其可能会出现飞出搜索空间的情况。因此, 给蜉蝣的速度增加一个限制。假设每个蜉蝣能产生一个指定的最大速度 $V_{\max}$, 若蜉蝣超出最大速度则被调整:

$$v_{ij}^{t+1} = \begin{cases} V_{\max} & v_{ij}^{t+1} > V_{\max} \\ -V_{\max} & v_{ij}^{t+1} < -V_{\max} \end{cases} \tag{8}$$

$$V_{\max} = R_{\mathrm{rand}}(x_{\max} - x_{\min}) \qquad R_{\mathrm{rand}} \in (0,1] \tag{9}$$

蜉蝣的婚礼舞蹈和随机游走能帮助算法跳出局部最优, 然而, 后期这 2 个系数较大的取值可能会使蜉蝣飞到一个较差的搜索区域。因此, 使婚礼舞蹈系数与随机游走系数随迭代次数递减, 公式如下:

$$d_t = d_0 d_{\mathrm{damp}}^t \qquad 0 < d_{\mathrm{damp}} < 1 \tag{10}$$

$$f_t = f_0 f_{\mathrm{damp}}^t \qquad 0 < f_{\mathrm{damp}} < 1 \tag{11}$$

式中：d_0、f_0为设置的初始值；d_{damp}和f_{damp}分别为婚礼舞蹈系数阻尼和随机飞行系数阻尼。

为避免算法被局部极值吸引从而出现过早收敛情况，将正态分布的随机数加入到所选子代蜉蝣中进行突变，变异机率为k，P_{pop}为种群数量，$\lceil P_{\text{pop}} \times k \rceil$为子代蜉蝣变异个数，变异公式为

$$c_n = c_n + \sigma N(0,1) \tag{12}$$

式中：σ为正态分布的标准差；$N(0,1)$为平均值0、方差1的标准正态分布随机数。

2 改进的蜉蝣算法

2.1 改进型Tent混沌序列初始化种群

Tent混沌序列具有随机性、遍历性和规律性的特征，利用这些特征进行优化搜索，可有效保持种群多样性，抑制算法落入局部最优，使全局搜索能力得到改善。Tent混沌序列的表达式如下：

$$z_{n+1} = \begin{cases} 2z_n & 0 \leqslant z \leqslant \dfrac{1}{2} \\ 2(1-z_n) & \dfrac{1}{2} < z \leqslant 1 \end{cases} \tag{13}$$

式中：n为粒子序号，$n = 1,2,\cdots,N$。

Tent混沌序列中存在小周期，并且存在不稳周期点。为避免Tent混沌序列在迭代时落入小周期和不稳定周期点，在原有的Tent混沌映射表达式上引入一个随机变量[16]，改进后的Tent混沌映射表达式如下：

$$z_{n+1} = \begin{cases} 2z_n + S_{\text{rand}}(0,1)\dfrac{1}{N} & 0 \leqslant z \leqslant \dfrac{1}{2} \\ 2(1-z_n) + S_{\text{rand}}(0,1)\dfrac{1}{N} & \dfrac{1}{2} < z \leqslant 1 \end{cases} \tag{14}$$

式中：N为序列内粒子的个数；$S_{\text{rand}}(0,1)$为范围在[0,1]区间的随机数。

引入随机变量不仅仍然保持了Tent混沌映射的随机性、遍历性、规律性，而且能够有效避免迭代时落入小周期和不稳定周期点内。引入的随机变量既保持了随机性，又将随机值控制在一定的范围之内，保证了Tent混沌的规律性。根据Tent混沌映射的特性，本文利用改进的Tent混沌映射表达式，在可行域中产生Tent混沌序列来对蜉蝣种群进行初始化。

2.2 反吸引速度更新机制

在标准MA中，蜉蝣种群为了到达全局最优位置，雄性蜉蝣会在最优雄性蜉蝣个体的吸引下朝其靠近，雌性蜉蝣会在雄性蜉蝣吸引下朝其移动以完成交配行为。观察蜉蝣的速度更新公式，雌雄蜉蝣的速度更新公式中都含有$v_n = \mathrm{e}^{-\beta r_n^2}$。蜉蝣的移动速度由个体间的距离决定，距离越远，蜉蝣获得的速度越小，距离越近，获得的速度越大。迭代初期，蜉蝣间距离较远，蜉蝣的移动速度极其缓慢，无限接近于0，尽管最优蜉蝣个体有更大的概率跳出局部最优，但是较为影响算法的收敛速度；而迭代后期，蜉蝣间距离较近，蜉蝣会获得很大的移动速度，并不有利于后期进行精细的局部搜索，容易导致算法早熟。为提高算法前期的收敛速度，增强后期的局部搜索能力，本文创新性地提出了一种反吸引速度更新公式：

$$v_n^* = \mathrm{e}^{\frac{-P\beta}{\pi(1+r_n^2)}} \tag{15}$$

式中：r_n为蜉蝣间的距离；P为取值大于0的任意实数；v_n^*为本文设计的蜉蝣间相对运动速度。

修改后的雄性蜉蝣速度更新公式为

$$v_{ij}^{t+1} = \begin{cases} gv_{ij}^t + a_1 v_p^* \left(P_{\text{best},ij} - x_{ij}^t\right) + a_2 v_{\text{g}}^* \left(G_{\text{best},j} - x_{ij}^t\right) & f(\boldsymbol{x}_i) > f(\boldsymbol{G}_{\text{best}}) \\ gv_{ij}^t + dr & f(\boldsymbol{x}_i) \leqslant f(\boldsymbol{G}_{\text{best}}) \end{cases} \tag{16}$$

修改后的雌性蜉蝣速度更新公式为

$$v_{ij}^{t+1} = \begin{cases} gv_{ij}^t + a_2 v_m^* \left(x_{ij}^t - y_{ij}^t\right) & f(\boldsymbol{y}_i) > f(\boldsymbol{x}_i) \\ gv_{ij}^t + fr & f(\boldsymbol{y}_i) \leqslant f(\boldsymbol{x}_i) \end{cases} \tag{17}$$

式中：$v_p^* = \mathrm{e}^{\frac{-P\beta}{\pi(1+r_p^2)}}$；$v_g^* = \mathrm{e}^{\frac{-P\beta}{\pi(1+r_g^2)}}$；$v_m^* = \mathrm{e}^{\frac{-P\beta}{\pi(1+r_m^2)}}$。

与v_n相反，蜉蝣间的距离越远，v_n^*的值越大，距离越近，v_n^*的值越小。迭代前期，蜉蝣较大的移动速度有利于算法收敛；迭代中期，由于变异策略的引入，可以避免蜉蝣因移动速度过快出现聚集现象，导致种群多样性减少，同时蜉蝣的移动速度快速降低；迭代后期，较小的移动速度提高了算法的局部搜索能力。参数$P = 2$时，反吸引速度v_n^*与v_n的值随蜉蝣间距离r_n变化曲线如图1所示。参数P的取值大小可以控制v_n^*的下降速度，同时决定了v_n^*的最终取值。分别取P值为0.25、0.5、1和2时，v_n^*随r_n变化曲线如图2所示。

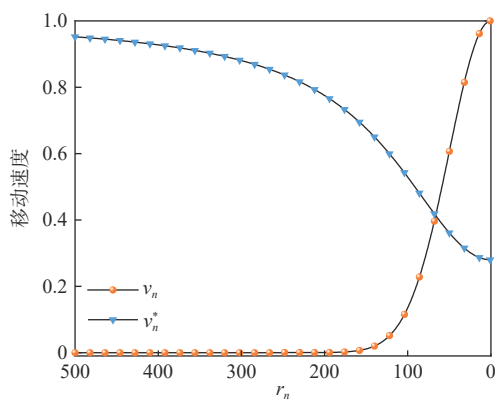


图1 v_n^*与v_n对比

Fig. 1 Comparison of v_n^* and v_n

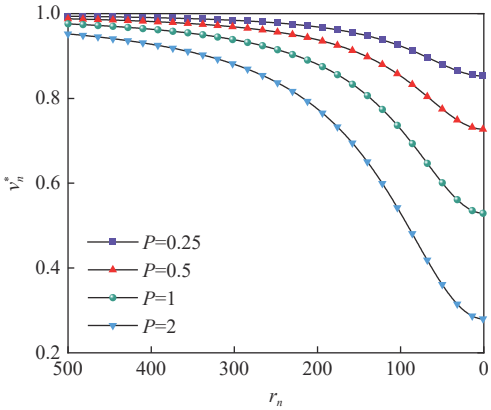


图 2　v_n^*变化曲线

Fig. 2　v_n^* change curves

随着参数P取值的增加, v_n^*的下降速度越来越快, 最终取值随之越来越小。v_n^*较大的取值意味着更快的收敛速度, 而较小的取值则为算法提供了更好的局部搜索能力。当参数P取值过小时, 尽管算法具有更快的收敛速度, 但是精度不足, 容易导致算法早熟。当参数P取值过大时, 蜉蝣移动速度过小又可能会导致算法不收敛。因此, 参数P适当的取值对于平衡算法的收敛速度与精度尤为重要。

2.3　逐维重心反向学习变异策略

为提高 MA 跳出局部的能力, 本文引入一种逐维重心反向学习的变异策略[17]。由于最优蜉蝣决定了种群的进化方向, 对最优蜉蝣个体进行逐维的重心反向学习变异, 可以有效扩大搜索空间, 促进蜉蝣种群朝更优方向进化, 避免算法陷入局部最优。

设当前迭代次数的全局最优蜉蝣个体为$\boldsymbol{G}_{\text{best}}=(G_{\text{best},1},G_{\text{best},2},\cdots,G_{\text{best},D})$, 其在第$i$维的反向解为$\breve{\boldsymbol{G}}_{\text{best}}=(G_{\text{best},1},G_{\text{best},2},\cdots,\breve{G}_{\text{best},i},\cdots,G_{\text{best},D})$, 其中, $\breve{G}_{\text{best},i}$由式 (18) 计算得到:

$$\breve{G}_{\text{best},i}=2qM_i-G_{\text{best},i} \tag{18}$$

式中: q为[0,1]区间内均匀分布的随机数; M_i为重心M在第i维的分量, $i=1,2,\cdots,D$。

由于无法判断最优蜉蝣变异后的位置是否优于变异前, 使用贪婪原则, 若变异后的最优蜉蝣适应度优于变异前, 则替换; 反之, 仍沿用变异之前的最优蜉蝣位置。公式如下:

$$\boldsymbol{G}_{\text{best}}=\begin{cases}\boldsymbol{G}_{\text{best}} & f(\boldsymbol{G}_{\text{best}})\leqslant f(\breve{\boldsymbol{G}}_{\text{best}})\\ \breve{\boldsymbol{G}}_{\text{best}} & f(\boldsymbol{G}_{\text{best}})>f(\breve{\boldsymbol{G}}_{\text{best}})\end{cases} \tag{19}$$

逐维变异可以有效避免维间干扰, 提高变异效率; 重心反向学习策略可以扩大搜索空间, 增加种群多样性的同时, 提升算法的收敛精度。仅对最优蜉蝣进行逐维的重心反向学习变异, 可引导蜉蝣种群朝更优的方向进化; 而贪婪原则的引入, 则可以进一步提高算法的收敛速度。

为验证逐维重心反向学习变异策略对算法收敛速度的影响, 仅将该策略嵌入 MA, 记为 OMA, 选取部分标准测试函数, 参照测试函数的理论最优值设定一个固定寻优值, 算法寻优的停止条件为小于固定寻优值, 记录 MA 与 OMA 完成寻优时的迭代次数。测试函数的维度均设置为 30, 蜉蝣种群个数为 50, 算法在测试函数上独立运行 31 次的结果如表 1 所示, 迭代次数指标取中位数。

由表 1 可知, OMA 与 MA 在 6 个标准测试函数上寻优至相同的精度, OMA 所需的迭代次数大幅度减少, 寻优效率有较为明显的优势, 证明逐维重心反向学习变异策略的引入有效提升了 MA 的收敛速度。

表 1　寻优结果对比

Table 1　Comparison of optimization results

函数	固定寻优值	迭代次数	
		MA	OMA
Sphere	1.00×10^{-5}	428	37
Schwefel's 1.2	25	550	26
Rosenbrock's	10	586	17
Quartic	1.00×10^{-10}	430	32
Ackely's	5	459	11
Penalized1	1.00×10^{-15}	833	66

2.4　改进算法流程

基于对 MA 的改进, 本文所提 MMOA 的流程如图 3 所示。

2.5　算法时间复杂度分析

假设算法中种群总规模为N, 空间维度为D, 最大迭代次数为$i_{\max}$, 参数初始化的时间为t_1, 分布到每一维的时间为t_2, 求解函数适应度时间为$T(D)$, 则初始阶段 MA 的时间复杂度为

$$T_1=O(t_1+N(T(D)+Dt_2)) \tag{20}$$

设雄性蜉蝣、雌性蜉蝣在每一维位置更新所需时间相同, 均为t_3, 雌雄蜉蝣交配产生子代蜉蝣所需时间为t_4, 则此阶段时间复杂度为

$$T_2=O(N(Dt_3+T(D)+t_4)) \tag{21}$$

子代蜉蝣根据式 (12) 进行变异所需时间为t_5, 比较蜉蝣种群适应度优劣和择优更新的时间分别为t_6和t_7, 则此阶段的时间复杂度为

$$T_3=O(N(Dt_5+T(D)+t_6)+t_7) \tag{22}$$

综上, MA 的时间复杂度为

$$T=T_1+i_{\max}(T_2+T_3)=O(D+T(D)) \tag{23}$$

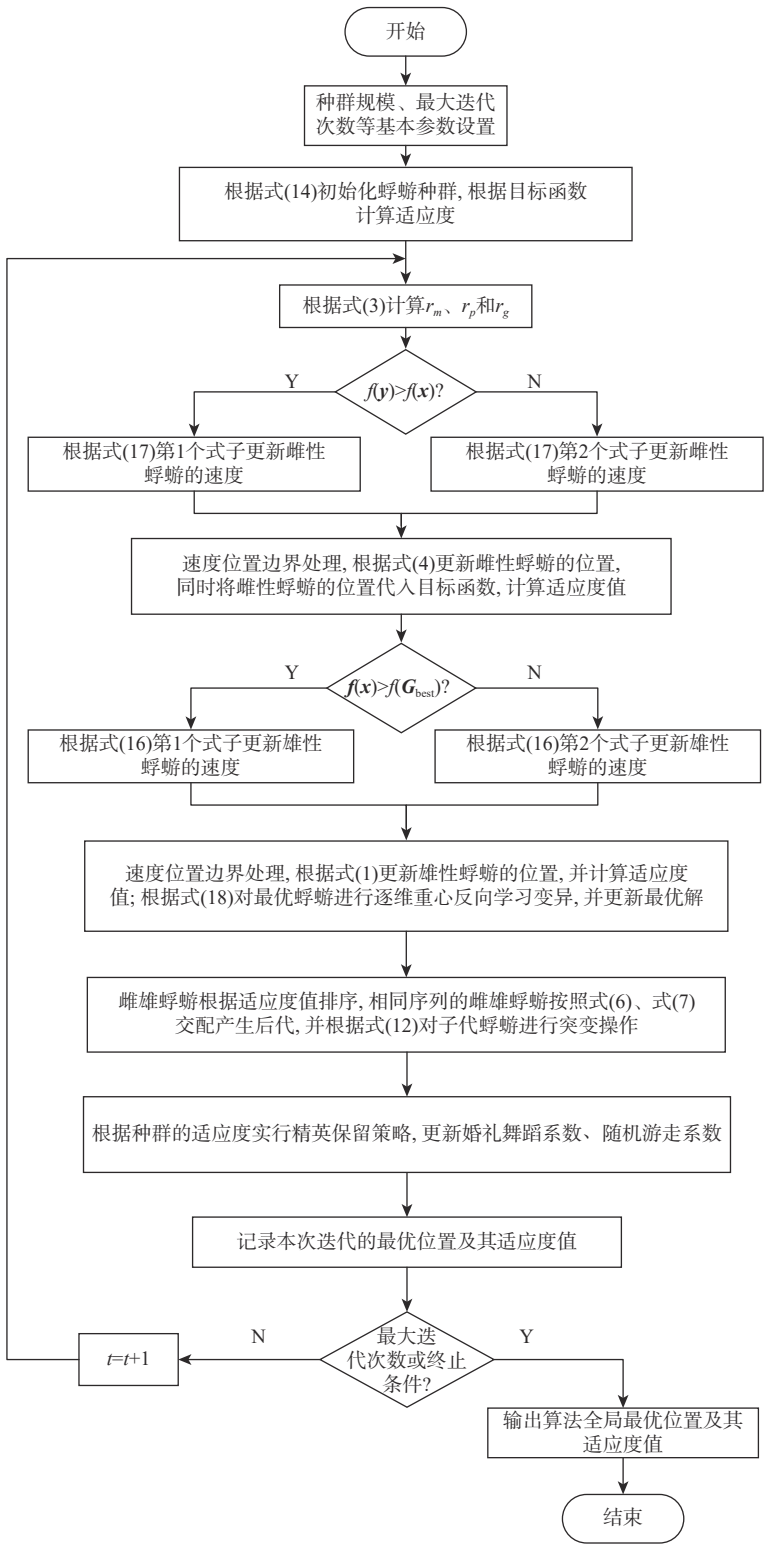


图 3 MMOA 流程

Fig. 3 MMOA flow chart

在 MMOA 中, 利用改进 Tent 混沌初始化种群位置的时间为$O(ND)$, 则初始阶段 MMOA 的时间复杂度为

$$T_4 = O(t_1 + N(T(D) + Dt_2)) + O(ND) \tag{24}$$

由于反吸引速度更新公式不含随迭代变化的变量, 不影响算法的时间复杂度。逐维重心反向学习变异扰动全局最优蜉蝣的时间为Dt_8, 依据贪婪原则择优比较时间为t_9, 则逐维重心反向学习变异策略的时间复杂度为

$$T_5 = O(N(T(D) + Dt_8) + t_9) \tag{25}$$

因此, MMOA 的时间复杂度为

$$T' = T_4 + i_{\max}(T_2 + T_3 + T_5) = O(D + T(D)) \quad (26)$$

由于 $T' = T$, 表明 MMOA 的时间复杂度同 MA 保持一致。

3　仿真实验与结果分析

为全面验证 MMOA 的寻优性能, 以及每种改进策略的有效性, 本文仿真实验分为 5 个部分进行:

1) 比较本文引入的参数 P不同取值对 MMOA 性能的影响, 寻得参数适当的取值, 使算法性能最为优异。

2) 将单策略改进 MA 与标准 MA 和 MMOA 进行对比, 验证各改进策略的有效性。

3) 将 MMOA 与典型群智能算法性能进行寻优对比, 并进行 Wilcoxon 秩和检验, 以验证本文 MMOA 的优越性和显著性。

4) 将 MMOA 与新型的改进蜉蝣算法进行对比, 进一步验证本文改进方案的优越性。

5) 在 CEC2017 测试集的部分函数上进行寻优对比, 以验证 MMOA 求解复杂问题的有效性和鲁棒性。

本文选取了 12 个维度可变的经典标准测试函数和部分 CEC2017 测试集中的函数, 包括单峰、多峰、混合和复合类型的函数。标准测试函数的具体信息如表 2 所示, 选取的部分 CEC2017 测试函数的具体信息如表 3 所示。

表 2　标准测试函数

Table 2　Standard test functions

类型	函数	函数名称	取值范围	最优解
单峰函数	f_1	Sphere	[−100,100]	0
	f_2	Schwefel's 2.22	[−10,10]	0
	f_3	Schwefel's 1.2	[−100,100]	0
	f_4	Schwefel's 2.21	[−100,100]	0
	f_5	Rosenbrock's	[−30,30]	0
	f_6	Step	[−100,100]	0
	f_7	Quartic	[−1.28,1.28]	0
多峰函数	f_8	Rastrigin's	[−5.12,5.12]	0
	f_9	Ackely's	[−32,32]	0
	f_{10}	Griewank's	[−600,600]	0
	f_{11}	Penalized1	[−50,50]	0
	f_{12}	Penalized2	[−50,50]	0

3.1　参数 P对改进算法的性能影响

本文提出了反吸引速度公式用于蜉蝣的速度更新, 并引入了参数 P来平衡算法的收敛速度与精度。为确定参数 P的取值对于算法收敛性能影响的规律, 设置对照实验, 使用 MMOA 求解测试函数时, 仅改变参数 P的取值使其在区间(0,4]内递增, 最小取值及取值间隔均为 0.05。选取标准测试函数 f_3 和 f_7, 记录 MMOA 求解至理论最优值时的迭代次数。选取 CEC03 测试函数, 由于 CEC 测试函数较为复杂, 难以求得理论最优, 记录 MMOA 迭代 1 000 次的适应度值。

表 3　部分 CEC2017 测试函数

Table 3　Some CEC2017 test functions

函数	特征	取值范围	最优解
CEC03	UN	[−100,100]	300
CEC06	MN	[−100,100]	600
CEC09	MN	[−100,100]	900
CEC12	HF	[−100,100]	1 200
CEC15	HF	[−100,100]	1 500
CEC18	HF	[−100,100]	1 800
CEC21	CF	[−100,100]	2 100
CEC24	CF	[−100,100]	2 400
CEC27	CF	[−100,100]	2 700

注: UN表示单峰函数, MN表示简单多峰函数, HF表示混合函数, CF表示组合函数。

MMOA 相较于 MA 仅增加了参数 P, MA 中, g取值为 0.8, $a_1 = 1, a_2 = 1.5, \beta = 2$, 婚礼舞蹈系数 d为 5, 随机游走系数 f为 1, d_{damp}和 f_{damp}分别设置为 0.8 和 0.99。测试函数的维度均设置为 30, 蜉蝣种群个数为 50, 算法在测试函数上独立运行 31 次。为更直观地观察参数 P的取值对算法收敛性能的影响, 图 4 给出了算法收敛至理论最优值时的收敛次数(取中位数)随参数 P取值的变化曲线, 图 5 给出了算法在 CEC03 测试函数上迭代 1 000 次的适应度值(取平均数)随参数 P取值的变化曲线。

由图 4 可见, P的取值可以很大程度上影响 MMOA 的收敛性能。初始时, 参数 P的取值较小, 蜉蝣在整个迭代过程中都具有很快的移动速度, 蜉蝣种群会以极快的速度接近最优蜉蝣位置, 导致算法过早收敛, 逐维重心反向学习变异策略的引入虽

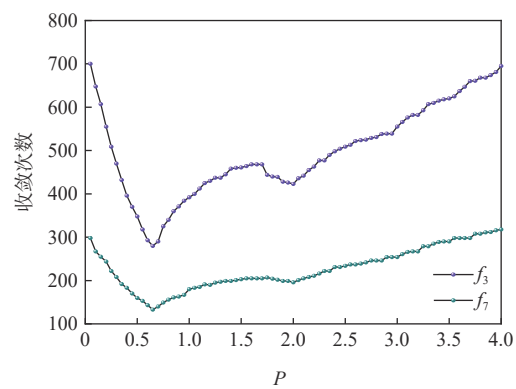


图 4　算法收敛次数随参数 P取值的变化曲线

Fig. 4　Variation curves of algorithm convergence times with value of parameter P

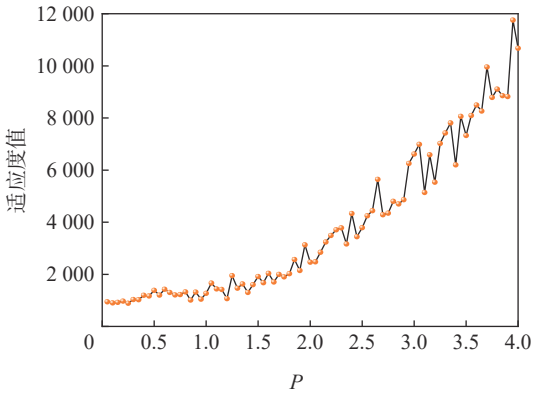


图5 适应度值随参数P取值的变化曲线

Fig. 5 Variation curve of fitness value with value of parameter P

然避免了算法早熟这一现象，但算法在$P=0.05$时与$P=0.65$时相比，相同迭代次数收敛精度较低，算法需要更长时间的迭代才可以求得理论最优，求解函数f_3和f_7分别需要700次和298次迭代。随着参数P取值的增加，算法收敛至理论最优时所需的迭代次数逐渐减少，$P=0.65$时，求解函数f_3和f_7需要280次和133次迭代，算法性能得到较大提升。为寻得参数P的最佳取值，在0.65附近继续细化P的取值范围，经过多次实验，发现$P=0.63$时算法性能最为优异，仅需272次和125次迭代即可求得函数f_3和f_7的理论最优值，算法收敛性能得到较好的平衡。随着参数P取值继续增加，蜉蝣种群的移动速度在迭代过程中快速降低，当$P=4$时，蜉蝣在迭代后期会以极小的移动速度缓慢接近最优解，因此，算法求得理论最优时所需的收敛次数也会随之增加。

由图5可知，随着P取值的增加，MMOA的适应度平均值呈曲折增加趋势，这是因为CEC测试函数较为复杂，算法求解存在不稳定性。蜉蝣种群在CEC测试函数上不易出现聚集的现象，P取值较小时，蜉蝣全程移动速度较大，而较大的移动速度有利于算法全局收敛。CEC03测试函数仅有一个全局极值，因此，P取值较小时算法收敛效果较好；随着P取值由2增加至4，算法收敛精度下降较为明显。

综上所述，在标准测试函数上，$P=0.63$时算法收敛性能得到较好的平衡；求解CEC单峰函数时，P较小的取值有利于算法全局收敛；当P取值较大时，蜉蝣较小的移动速度有利于算法进行精细的局部搜索，可以用于求解精密的实际问题。为方便起见，本文后续实验中参数P均设置为0.63。

3.2 与不同改进策略对比

将标准MA中仅引入改进型Tent混沌映射种群初始化的算法记为TMA，仅引入反吸引速度更新公式替换原蜉蝣速度更新公式的算法记为VMA，仅引入逐维重心反向学习变异策略的算法记为OMA。为验证各改进策略的有效性，将MMOA与MA、TMA、VMA、OMA在表2和表3的部分测试函数上进行寻优对比，求解表2标准测试函数时最大迭代次数设置为500，求解表3中CEC2017测试函数时最大迭代次数设置为1 000，蜉蝣种群个数为50，空间维度分别取10、50和100，MA及其变体的参数设置同3.1节，各算法独立运行30次的结果如表4所示。

由表4可知，在求解标准测试函数时，函数的维度从10维增至50维再增加至100维，MMOA的求解精度和稳定性基本保持不变，在单峰测试函数f_4上，随着其维度从50维增至100维，MMOA的收敛精度甚至有进一步的提升。随着CEC测试函数维度的增加，MMOA的求解精度和稳定性略有下降，这是因为CEC测试函数本身较为复杂，随着维度的增加求解会更加困难。TMA相较于MA，无论在标准测试函数还是CEC测试函数上，寻优性能均有所提升，但提升相对有限。随着维度的增加，TMA的求解精度明显降低，证明了改进型Tent混沌初始化种群策略虽然有效，但仍需寻优机制的改变才能进一步提升MA的性能。VMA在标准测试函数上效果并不理想，在较高维度的标准测试函数上，求解精度下降更为明显，然而在CEC测试函数上却表现良好，这是因为VMA中，蜉蝣前期较快的移动速度使得种群在标准测试函数的解空间内快速聚集，多样性减少导致算法早熟，而CEC测试函数经过偏移、旋转等操作使得寻优困难蜉蝣种群不易聚集，从而使得VMA在后期以较小的移动速度进行精细的局部搜索寻得更优解。OMA在标准测试函数与CEC测试函数上均有良好的表现，随着测试函数维度增加，其收敛精度变化较小。在多峰测试函数f_8和f_{12}上OMA与MMOA收敛到了同样的精度，在CEC09、CEC15上表现优异，证明逐维重心反向学习变异策略能够有效避免维间干扰，改善MA易陷入局部最优的问题。

3种策略从不同方面对MA进行了改进，单一策略改进的MA相较于标准MA寻优性能有不同程度的提升，但提升相对有限，求解不同类型函数时收敛精度和稳定性不足。融合3种改进策略的MMOA，无论在标准测试函数还是CEC测试函数上，寻优性能始终优于其余4种算法，且随着函数维度的增加，MMOA均能保持较高的鲁棒性。最优蜉蝣逐维重心反向学习变异策略指引蜉蝣种群朝更优方向进化，对标准MA性能的提升起主导作

表 4　不同策略寻优结果

Table 4　Optimal results of different strategies

函数	算法	平均值			标准差		
		d=10	d=50	d=100	d=10	d=50	d=100
f_1	MA	5.53×10^{-36}	2.78×10^{-2}	1.38×10^{2}	9.57×10^{-36}	5.17×10^{-2}	1.53×10^{2}
	TMA	8.42×10^{-38}	3.96×10^{-5}	7.87×10^{1}	1.52×10^{-37}	1.96×10^{-4}	8.57×10^{1}
	VMA	4.38×10^{-13}	2.76×10^{-2}	1.93×10^{1}	4.77×10^{-13}	4.57×10^{-2}	7.57×10^{1}
	OMA	2.30×10^{-120}	8.09×10^{-96}	7.93×10^{-95}	3.55×10^{-120}	1.41×10^{-95}	1.08×10^{-94}
	MMOA	0	0	0	0	0	0
f_4	MA	3.50×10^{-4}	1.79×10^{1}	2.98×10^{1}	5.91×10^{-4}	4.75×10^{1}	3.96×10^{1}
	TMA	1.22×10^{-4}	1.85	3.19	1.39×10^{-4}	4.55	5.07
	VMA	4.97×10^{-1}	2.69×10^{1}	3.65×10^{1}	1.06	3.95×10^{1}	4.29×10^{1}
	OMA	4.15×10^{-49}	5.06×10^{-48}	9.41×10^{-48}	2.19×10^{-48}	2.39×10^{-48}	3.45×10^{-48}
	MMOA	7.02×10^{-300}	1.14×10^{-284}	8.99×10^{-288}	0	3.25×10^{-284}	9.35×10^{-288}
f_8	MA	3.16	6.32×10^{1}	1.54×10^{2}	4.83	8.83	3.71×10^{1}
	TMA	1.06	3.28×10^{1}	1.39×10^{2}	2.52	4.13	2.75×10^{1}
	VMA	1.46	4.54×10^{1}	1.28×10^{2}	1.67	5.82	2.11×10^{1}
	OMA	0	0	0	0	0	0
	MMOA	0	0	0	0	0	0
f_{12}	MA	1.10×10^{-3}	4.26×10^{-2}	1.68	3.41×10^{-3}	1.05×10^{-1}	2.95
	TMA	3.66×10^{-4}	1.42×10^{-2}	1.31	2.01×10^{-3}	7.63×10^{-2}	1.86
	VMA	1.51×10^{-3}	8.80×10^{-3}	3.91×10^{-1}	3.80×10^{-3}	2.21×10^{-2}	2.57×10^{-1}
	OMA	1.35×10^{-32}	1.35×10^{-32}	1.35×10^{-32}	5.57×10^{-48}	5.57×10^{-48}	5.57×10^{-48}
	MMOA	1.35×10^{-32}	1.35×10^{-32}	1.35×10^{-32}	5.57×10^{-48}	5.57×10^{-48}	5.57×10^{-48}
CEC03	MA	3.00×10^{2}	3.01×10^{5}	7.46×10^{5}	8.54×10^{-12}	9.68×10^{4}	1.66×10^{5}
	TMA	3.00×10^{2}	2.75×10^{5}	6.71×10^{5}	7.54×10^{-14}	9.21×10^{4}	1.68×10^{5}
	VMA	3.00×10^{2}	7.68×10^{4}	3.90×10^{5}	6.68×10^{-14}	4.42×10^{4}	1.33×10^{5}
	OMA	3.00×10^{2}	2.53×10^{5}	5.09×10^{5}	7.01×10^{-14}	7.95×10^{4}	1.76×10^{5}
	MMOA	3.00×10^{2}	5.57×10^{4}	2.56×10^{5}	3.50×10^{-14}	2.27×10^{4}	4.95×10^{4}
CEC09	MA	1.01×10^{3}	1.17×10^{4}	2.41×10^{4}	1.24×10^{2}	2.09×10^{3}	2.96×10^{3}
	TMA	9.84×10^{2}	1.10×10^{4}	2.29×10^{4}	6.76×10^{1}	1.59×10^{3}	2.23×10^{3}
	VMA	9.53×10^{2}	1.12×10^{4}	2.31×10^{4}	5.49×10^{1}	2.14×10^{3}	2.47×10^{3}
	OMA	9.42×10^{2}	1.07×10^{4}	2.03×10^{4}	4.31×10^{1}	1.51×10^{3}	1.71×10^{3}
	MMOA	9.05×10^{2}	9.57×10^{3}	1.79×10^{4}	3.25×10^{1}	7.41×10^{2}	1.42×10^{3}
CEC15	MA	1.84×10^{3}	8.33×10^{3}	1.03×10^{4}	1.56×10^{3}	3.05×10^{3}	7.19×10^{3}
	TMA	1.72×10^{3}	6.94×10^{3}	9.53×10^{3}	4.57×10^{2}	2.61×10^{3}	6.59×10^{3}
	VMA	1.66×10^{3}	5.83×10^{3}	8.82×10^{3}	3.64×10^{2}	3.88×10^{3}	6.24×10^{3}
	OMA	1.56×10^{3}	5.77×10^{3}	8.21×10^{3}	1.17×10^{2}	3.45×10^{3}	6.43×10^{3}
	MMOA	1.52×10^{3}	5.38×10^{3}	8.05×10^{3}	3.11×10^{1}	1.89×10^{3}	5.66×10^{3}

用, 与改进型 Tent 混沌初始化策略一起提升蜉蝣种群的多样性, 并与反吸引速度更新机制协同作用, 避免种群多样性降低的同时, 协调了算法的全局搜索和局部开发能力。3 种改进策略相辅相成, 有效提升了 MA 的寻优性能。

3.3　与典型群智能算法性能对比

为对比 MMOA 与其他典型群智能算法的优劣, 选取了较为经典的 GWO 算法、PSO 算法和近年提出的 SOA 算法、哈里斯鹰 (Harris hawk optimization, HHO) 算法、标准 MA, 分别在表 2 中的 12 个标准测试函数下运行, 维度取 30, 各算法的种群总数量均设置为 50, MA 和 MMOA 中, 雌雄蜉蝣数量均为 25, 最大迭代次数为 500 次, 为减少实验的偶然误差, 各算法在标准测试函数上独立运行 30 次。对比算法的参数设置为: GWO 算法中, $a_{\max}=2$, $a_{\min}=0$, r_1、$r_2\in[0,1]$; PSO 算法中, $\omega=0.9$, $c_1=c_2=1.5$; SOA 算法中, $f_c=2, u=1, v=1$; HHO 算法中, $\beta=1.5$。

3.3.1 寻优精度分析

选取最优值、平均值和标准差3个指标进行算法性能的比较，最优值可以反映算法的寻优精度，而平均值和标准差可以检验算法的有效性和稳定性。6种群智能算法在12个标准测试函数上的运行结果如表5所示。

由表5可知，MMOA在f_1、f_2、f_3、f_5、f_6、f_7、f_8和f_{10}这8个测试函数上均可以求得理论最优值，在函数f_4上虽未能求得理论最优值，但其寻优精度远远优于其余5种算法。

f_1～f_7为单峰测试函数，通常用来评价算法的开发能力。观察表5发现，MMOA在各个单峰函数上的各项指标均优于其余5种算法，在除了f_2和f_4以外的其余函数上，最优值、平均值和标准差均为0。MMOA求解函数f_2时最优值为0，证明其具有求得理论最优值的能力，平均值尽管不为0，但也收

表5 标准测试函数下寻优结果

Table 5 Optimal results under standard test functions

函数	算法	最优值	平均值	标准差	函数	算法	最优值	平均值	标准差
f_1	GWO	3.23×10^{-35}	3.17×10^{-33}	3.42×10^{-33}	f_7	GWO	1.48×10^{-62}	8.37×10^{-60}	4.30×10^{-59}
	PSO	5.17×10^{3}	1.26×10^{4}	4.26×10^{3}		PSO	1.49×10^{1}	1.48×10^{1}	7.25
	SOA	6.31×10^{-15}	3.63×10^{-13}	8.53×10^{-13}		SOA	1.94×10^{-27}	4.85×10^{-28}	8.91×10^{-28}
	HHO	2.86×10^{-112}	2.92×10^{-98}	1.57×10^{-97}		HHO	5.38×10^{-209}	6.22×10^{-198}	6.58×10^{-198}
	MA	8.99×10^{-7}	2.49×10^{-5}	3.68×10^{-5}		MA	5.18×10^{-10}	1.44×10^{-10}	3.39×10^{-10}
	MMOA	0	0	0		MMOA	0	0	0
f_2	GWO	9.88×10^{-21}	8.08×10^{-20}	6.12×10^{-20}	f_8	GWO	7.42	2.26	3.40
	PSO	4.83×10^{1}	1.67×10^{3}	4.27×10^{3}		PSO	3.35×10^{2}	3.12×10^{2}	2.83×10^{1}
	SOA	3.74×10^{-10}	4.52×10^{-9}	5.85×10^{-9}		SOA	2.10×10^{-12}	1.78	7.02
	HHO	1.89×10^{-54}	2.84×10^{-53}	1.09×10^{-52}		HHO	0	0	0
	MA	4.55×10^{-5}	7.90×10^{-3}	2.03×10^{-2}		MA	2.59×10^{1}	2.70×10^{1}	9.02
	MMOA	0	3.39×10^{-306}	7.32×10^{-306}		MMOA	0	0	0
f_3	GWO	8.52×10^{-12}	1.92×10^{-8}	4.43×10^{-8}	f_9	GWO	6.13×10^{-14}	4.35×10^{-14}	5.75×10^{-15}
	PSO	2.70×10^{4}	4.40×10^{4}	8.20×10^{3}		PSO	1.89×10^{1}	1.62×10^{1}	1.45
	SOA	1.08×10^{-8}	2.31×10^{-6}	3.82×10^{-6}		SOA	1.99×10^{1}	1.99×10^{1}	1.70×10^{-3}
	HHO	1.31×10^{-86}	5.35×10^{-85}	2.89×10^{-84}		HHO	4.44×10^{-15}	7.64×10^{-15}	1.08×10^{-15}
	MA	8.79×10^{-1}	1.74×10^{1}	2.28×10^{1}		MA	6.23	4.93	1.22
	MMOA	0	0	0		MMOA	8.88×10^{-16}	8.88×10^{-16}	0
f_4	GWO	2.58×10^{-8}	2.32×10^{-8}	1.82×10^{-8}	f_{10}	GWO	0	3.20×10^{-3}	6.80×10^{-3}
	PSO	5.77×10^{1}	5.86×10^{1}	5.02		PSO	1.44×10^{2}	1.09×10^{2}	3.31×10^{1}
	SOA	1.01×10^{-4}	3.24×10^{-4}	3.37×10^{-4}		SOA	1.01×10^{-12}	1.78×10^{-2}	2.71×10^{-2}
	HHO	2.85×10^{-53}	2.73×10^{-51}	1.25×10^{-50}		HHO	0	0	0
	MA	5.28	6.76	3.15		MA	5.60×10^{-2}	4.44×10^{-1}	6.66×10^{-1}
	MMOA	2.85×10^{-305}	3.02×10^{-297}	8.52×10^{-297}		MMOA	0	0	0
f_5	GWO	1.71×10^{-14}	6.83×10^{-2}	3.35×10^{-1}	f_{11}	GWO	2.014×10^{-32}	1.87×10^{-32}	1.36×10^{-33}
	PSO	9.32×10^{3}	1.95×10^{4}	1.04×10^{4}		PSO	5.79	7.29	1.83
	SOA	1.54×10^{-12}	7.53×10^{-11}	1.87×10^{-10}		SOA	4.75×10^{-17}	1.15×10^{-16}	2.69×10^{-16}
	HHO	0	0	0		HHO	1.57×10^{-32}	1.57×10^{-32}	5.57×10^{-48}
	MA	7.53×10^{1}	4.89×10^{1}	3.51×10^{1}		MA	4.49×10^{-8}	3.46×10^{-2}	7.38×10^{-2}
	MMOA	0	0	0		MMOA	1.57×10^{-32}	1.57×10^{-32}	5.57×10^{-48}
f_6	GWO	2.87×10^{-31}	2.76×10^{-31}	8.11×10^{-32}	f_{12}	GWO	4.06×10^{-32}	9.39×10^{-32}	1.40×10^{-31}
	PSO	1.28×10^{4}	1.26×10^{4}	4.26×10^{3}		PSO	5.79	6.75	2.16
	SOA	2.00×10^{-13}	3.63×10^{-13}	8.53×10^{-13}		SOA	4.26×10^{-17}	1.96×10^{-16}	2.55×10^{-16}
	HHO	0	0	0		HHO	1.35×10^{-32}	1.35×10^{-32}	5.57×10^{-48}
	MA	1.14×10^{-5}	2.49×10^{-5}	3.68×10^{-5}		MA	9.58×10^{-8}	5.50×10^{-3}	9.40×10^{-3}
	MMOA	0	0	0		MMOA	1.35×10^{-32}	1.35×10^{-32}	5.57×10^{-48}

敛到了很高的精度。在函数 f_4 上, MMOA 在 500 次迭代内未能寻得理论最优值, 但算法也并未停滞, 经过多次实验发现, 算法在迭代到 520 次左右时仍可以求得理论最优值。因此, MMOA 在单峰函数上不但具有较高的寻优精度, 而且稳定性好, 鲁棒性强。

f_8～f_{12} 为多峰测试函数, 由于多峰函数具有多个局部极值, 导致算法很容易被局部极值吸引出现早熟的现象, 通常用来检验算法的搜索能力和跳出局部最优的能力。MMOA 在函数 f_8 和 f_{10} 上均能求得理论最优值, 求解函数 f_9 时, MMOA 虽未能求得理论最优, 但具有最高的寻优精度, 相较于 MA 提升了 16 个数量级。在函数 f_{11} 和 f_{12} 上, MMOA 与其余 5 种算法中性能最为优异的 HHO 算法具有相同的寻优精度, 相较于 MA 平均寻优精度提升了约 30 个数量级。MMOA 在多峰函数上同样具有良好的表现, 证明了其具有较强的搜索能力和跳出局部最优的能力。

3.3.2　收敛曲线分析

为更加直观地观察各算法的收敛性和跳出局部最优的能力, 图 6 展示了 6 种算法在 12 个标准测试函数上的迭代收敛曲线。

图 6(a)～(g) 给出了 6 种优化算法在单峰函数上的收敛曲线,由于函数特性不一, MMOA 求解单

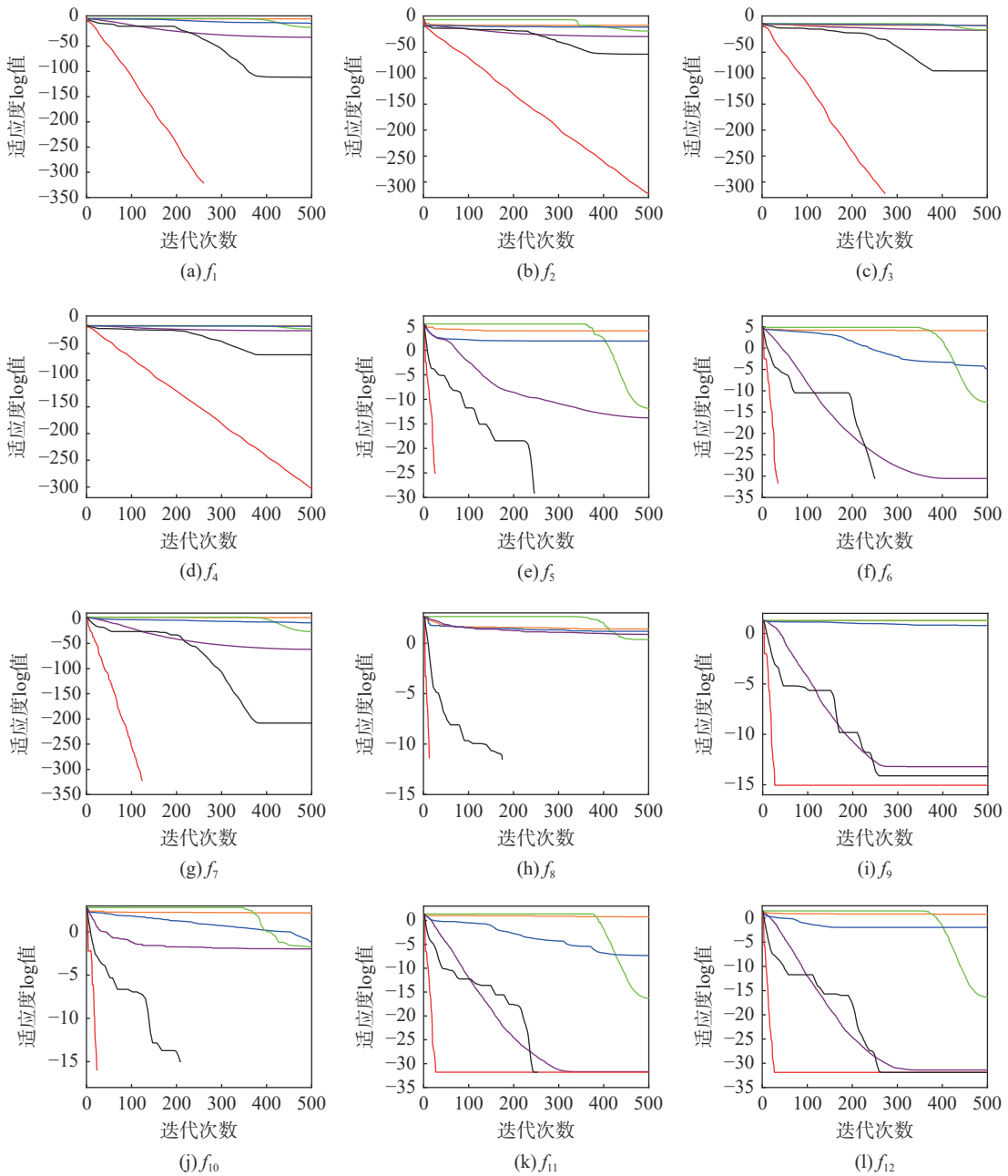


图 6　标准测试函数平均收敛曲线

Fig. 6　Standard test function average convergence curves

峰函数时速度有所差别，但均优于其余5种算法。MMOA可以稳定求解，不存在停滞期，而其余5种算法均存在不同程度的停滞。由于改进型Tent混沌初始化种群与逐维重心反向学习变异策略丰富了种群的多样性，使算法具有优秀的全局寻优性能，同时反吸引速度公式会使蜉蝣在迭代后期以相对较小的速度移动，算法得以进行精细的局部搜索。

图6(h)～(l)给出了6种优化算法在多峰函数上的收敛曲线，在函数f_8和f_{10}上，MMOA和HHO算法均可以收敛到理论最优，但MMOA的收敛速度远远优于后者，求解函数f_8和f_{10}仅需要约15次和25次迭代，而HHO算法均在200次左右的迭代才可以收敛到理论最优。在其余多峰函数上，MMOA也均能在迭代25次左右收敛到很高的精度，HHO算法和GWO算法收敛到同样的精度需要200或300多次迭代。MMOA在具有很高的收敛精度的同时，收敛速度远远快于其余5种算法。由于反吸引速度公式指导蜉蝣速度更新，大大提高了算法前期的收敛速度，同时逐维重心反向学习变异策略的引入，提高算法跳出局部最优的能力。

3.3.3 Wilcoxon秩和检验

为进一步验证MMOA的有效性和优越性，通过Wilcoxon秩和检验进行算法的显著性分析。各算法独立运行30次的数据在5%的显著性水平上进行检验，当$p<0.05$时，认为2种算法之间存在显著性差异；$p>0.05$时，则认为2种算法之间的差异性不明显，说明2种算法寻优性能相当。表6给出了MMOA与GWO、PSO、SOA、HHO、MA在12个标准测试函数下的Wilcoxon秩和检验p值。

从表6可知，除了MMOA与HHO算法在部分函数上寻优性能相当之外，大部分的p值均小于0.05，表明MMOA与其余5种算法之间存在较为明显的差异性，且寻优性能显著。

表6 Wilcoxon秩和检验p值

Table 6 Wilcoxon rank sum test p-value

函数	MMOA & GWO	MMOA & PSO	MMOA & SOA	MMOA & HHO	MMOA & MA
f_1	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}
f_2	2.86×10^{-11}	2.86×10^{-11}	2.86×10^{-11}	2.63×10^{-11}	2.86×10^{-11}
f_3	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}
f_4	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}	3.02×10^{-11}
f_5	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	N/A	1.21×10^{-12}
f_6	1.20×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	N/A	1.21×10^{-12}
f_7	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}
f_8	4.87×10^{-11}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	N/A	1.21×10^{-12}
f_9	8.77×10^{-13}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	6.12×10^{-14}	1.21×10^{-12}
f_{10}	1.10×10^{-2}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	N/A	1.21×10^{-12}
f_{11}	1.20×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	N/A	1.21×10^{-12}
f_{12}	1.20×10^{-12}	1.21×10^{-12}	1.21×10^{-12}	N/A	1.21×10^{-12}

注：N/A表示两者之间无法比较，性能相当。

3.4 与新型改进蜉蝣算法性能对比

由于MA过于新颖，当前对其的改进并不多，可供对比的改进蜉蝣算法十分有限。选取文献[18]中提出的增强全局搜索和自适应的蜉蝣算法MIWMA与MMOA在通用的标准测试函数下进行算法性能的对比，算法的参数设置、种群规模及测试函数的维度等均以文献[18]中的条件为准，最大迭代次数为500。由于MIWMA是在不含惯性权重的MA上进行的改进，公平起见，将惯性系数g设置为1。实验对比结果如表7所示。

由表7可知，MMOA在5个单峰测试函数上的寻优结果完全优于MIWMA，在函数f_1、f_3和f_7上，MMOA均能求得理论最优，而MIWMA的收敛精度较为一般。函数f_7的维度设置为200，MIWMA的平均收敛精度仅为10^{-5}，而函数超高的维度并不影响MMOA寻得理论最优。在多峰函数f_8～f_{10}上，MIWMA与MMOA寻优性能相当，而在多峰函数f_{11}上，从平均值来看，MMOA相较于MIWMA提

表 7　MIWMA 和 MMOA 性能对比

Table 7　Performance comparison of MIWMA and MMOA algorithms

函数	最优值		平均值		标准差	
	MIWMA	MMOA	MIWMA	MMOA	MIWMA	MMOA
f_1	3.81×10^{-143}	0	1.40×10^{-135}	0	6.50×10^{-134}	0
f_2	3.42×10^{-69}	9.06×10^{-253}	2.05×10^{-60}	9.55×10^{-242}	9.61×10^{-60}	2.26×10^{-241}
f_3	3.15×10^{-135}	0	2.55×10^{-113}	0	1.70×10^{-112}	0
f_4	5.55×10^{-70}	3.16×10^{-240}	1.88×10^{-60}	3.34×10^{-234}	1.17×10^{-59}	7.28×10^{-234}
f_7	4.17×10^{-7}	0	5.62×10^{-5}	0	4.08×10^{-5}	0
f_8	0	0	0	0	0	0
f_9	8.88×10^{-16}	8.88×10^{-16}	8.88×10^{-16}	8.88×10^{-16}	0	0
f_{10}	0	0	0	0	0	0
f_{11}	5.45×10^{-14}	1.57×10^{-32}	6.43×10^{-13}	1.57×10^{-32}	6.72×10^{-13}	5.53×10^{-48}

升了 19 个数量级, 从标准差来看, 提升了 35 个数量级。进一步证明了本文改进策略先进有效, 比 MIWMA 寻优能力更强, 稳定性更高, 是一种更为高效的 MA。

3.5　求解 CEC2017 测试函数测试集

为进一步验证 MMOA 的鲁棒性, 对表 3 中的 9 个 CEC2017 测试函数进行优化求解, 选取标准 MA、在标准测试函数上表现良好的 HHO 算法及 3 种新型改进算法进行寻优结果对比。3 种改进算法分别为改进黏菌算法 AFSMA[19]、精英反向与其他策略结合改进的鲸鱼优化算法 EGSWOA[20] 及自适应灰狼算法 IGWO[21], 3 种改进算法的数据来自于文献 [19-21], 实验条件以文献设置为准, 测试函数的维度取 30, 种群规模为 30, 最大迭代次数为 500 次, 为减少实验的偶然误差, 算法在测试函数上独立运行 30 次。对比结果如表 8 所示。

由表 8 可知, 9 个 CEC2017 测试函数中, MMOA 在 6 个函数上的平均值、7 个函数上的标准差优于其余 5 种对比算法, 虽然在部分函数上 MMOA 的寻优结果不是最优, 但总体来看仍具有最好的寻优优势。在多峰函数 CEC09 上, MMOA 的平均值仅劣于 IGWO 算法, 但具有最小的标准差, 证明算法稳定性优异。在复合函数 CEC24 和 CEC27 上, MMOA 的表现略有逊色, 但相较于标准 MA 仍有较大的提升。观察 9 个 CEC2017 测试函数上的寻优结果, MMOA 完全优于 MA 和在标准测试函数上表现较好的 HHO 算法。总体来说, 以 MMOA 求解 CEC2017 的单峰、多峰及混合函数时表现良好, 在复合函数上仍有提升空间。

表 8　CEC2017 测试函数下寻优结果

Table 8　Optimal results under CEC2017 test functions

函数	算法	平均值	标准差
CEC03	AFSMA	4.80×10^{4}	1.44×10^{4}
	EGSWA	8.39×10^{4}	6.63×10^{3}
	IGWO	1.84×10^{4}	3.46×10^{3}
	HHO	5.59×10^{4}	8.15×10^{3}
	MA	1.35×10^{5}	6.39×10^{4}
	MMOA	1.09×10^{4}	3.41×10^{3}
CEC06	AFSMA	6.24×10^{2}	1.02×10^{1}
	EGSWA	6.83×10^{2}	1.21×10^{1}
	IGWO	7.02×10^{2}	1.11×10^{2}
	HHO	6.69×10^{2}	9.50
	MA	6.67×10^{2}	7.48
	MMOA	6.19×10^{2}	5.84
CEC09	AFSMA	5.05×10^{3}	1.56×10^{3}
	EGSWA	1.08×10^{4}	1.32×10^{3}
	IGWO	1.14×10^{3}	3.32×10^{3}
	HHO	8.78×10^{3}	1.37×10^{3}
	MA	6.03×10^{3}	1.25×10^{3}
	MMOA	4.10×10^{3}	4.99×10^{2}
CEC12	AFSMA	3.37×10^{6}	3.13×10^{6}
	EGSWA	2.02×10^{9}	8.57×10^{8}
	IGWO	4.86×10^{6}	4.14×10^{6}
	HHO	1.09×10^{8}	1.37×10^{8}
	MA	1.43×10^{7}	1.55×10^{7}
	MMOA	1.85×10^{6}	1.57×10^{6}
CEC15	AFSMA	1.33×10^{4}	1.33×10^{4}
	EGSWA	7.88×10^{7}	8.33×10^{7}
	IGWO	6.04×10^{4}	4.06×10^{4}
	HHO	1.17×10^{5}	6.78×10^{4}
	MA	2.23×10^{4}	1.82×10^{4}
	MMOA	2.29×10^{3}	4.75×10^{3}
CEC18	AFSMA	2.45×10^{6}	2.72×10^{6}
	EGSWA	1.84×10^{7}	1.82×10^{7}
	IGWO	4.56×10^{5}	2.91×10^{5}
	HHO	4.49×10^{6}	8.33×10^{6}
	MA	2.02×10^{5}	1.96×10^{5}
	MMOA	1.58×10^{5}	1.52×10^{5}
CEC21	AFSMA	2.45×10^{3}	3.67×10^{1}
	EGSWA	2.67×10^{3}	5.12×10^{1}
	IGWO	3.21×10^{3}	1.31×10^{2}
	HHO	2.73×10^{3}	9.21×10^{1}
	MA	2.58×10^{3}	5.01×10^{1}
	MMOA	2.43×10^{3}	3.59×10^{1}
CEC24	AFSMA	2.98×10^{3}	4.81×10^{1}
	EGSWA	3.44×10^{3}	1.16×10^{2}
	IGWO	2.74×10^{3}	6.83×10^{2}
	HHO	3.54×10^{3}	1.69×10^{2}
	MA	3.73×10^{3}	1.75×10^{2}
	MMOA	3.27×10^{3}	1.40×10^{2}
CEC27	AFSMA	3.25×10^{3}	2.09×10^{1}
	EGSWA	3.20×10^{3}	1.80×10^{-9}
	IGWO	3.21×10^{3}	7.02×10^{2}
	HHO	3.58×10^{3}	2.12×10^{2}
	MA	4.55×10^{3}	7.31×10^{2}
	MMOA	3.32×10^{3}	1.93×10^{2}

4 结 论

1）MMOA采用改进型Tent混沌映射初始化蜉蝣种群，丰富了种群的多样性；对MA的速度更新机制进行改进，提出了反吸引速度更新公式，平衡了算法的收敛速度与精度；为避免蜉蝣移动速度过快导致算法早熟，引入逐维重心反向学习变异扰动最优解，提升了算法的全局搜索能力。

2）MMOA引入的参数P的取值可以极大地影响算法性能，综合算法在各函数上的表现，确定参数P的取值为0.63。

3）MMOA中的各改进策略对MA有不同方面的提升，相辅相成更能提升算法性能。

4）在12个标准测试函数上进行寻优对比，并进行Wilcoxon秩和检验，验证了MMOA在求解速度、收敛精度、跳出局部最优能力及稳定性各方面相较于对比算法具有显著优势；与新型的改进蜉蝣算法的对比，验证了MMOA的优越性；对部分CEC2017测试函数的求解结果也进一步证明了MMOA的有效性和鲁棒性。

下一步考虑继续改进MA寻优机理，或将其他智能算法的优点融入MA，开发MA的改进多目标版本，如引入新型的非支配排序方法，或将文化框架与MA相结合提出改进多目标MA，并将MMOA应用到实际问题中，进一步验证本文算法的性能。

参考文献（References）

[1] MIRJALILI S, MIRJALILI S M, LEWIS A. Grey wolf optimizer [J]. Advances in Engineering Software, 2014, 69: 46-61.

[2] MIRJALILI S, GANDOMI A H, MIRJALILI S Z, et al. Salp swarm algorithm[J]. Advances in Engineering Software, 2017, 114: 163-191.

[3] ARORA S, SINGH S. Butterfly optimization algorithm: A novel approach for global optimization[J]. Soft Computing, 2019, 23(3): 715-734.

[4] DHIMAN G, KUMAR V. Seagull optimization algorithm: Theory and its applications for large-scale industrial engineering problems[J]. Knowledge-Based Systems, 2019, 165: 169-196.

[5] FARAMARZI A, HEIDARINEJAD M, STEPHENS B, et al. Equilibrium optimizer: A novel optimization algorithm[J]. Knowledge-Based Systems, 2020, 191: 105190.

[6] ZERVOUDAKIS K, TSAFARAKIS S. A mayfly optimization algorithm[J]. Computers & Industrial Engineering, 2020, 145: 106559.

[7] 王尔申, 贾超颖, 曲萍萍, 等. 基于混沌粒子群优化的北斗/GPS组合导航选星算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(2): 259-265.
WANG E S, JIA C Y, QU P P, et al. BDS /GPS integrated navigation satellite selection algorithm based on chaos particle swarm optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(2): 259-265(in Chinese).

[8] 王志华, 王浩帆, 程漫漫. 基于启发式遗传算法的模糊测试样本集优化方案[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(2): 217-224.
WANG Z H, WANG H F, CHENG M M. Fuzzing testing sample set optimization scheme based on heuristic genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(2): 217-224(in Chinese).

[9] 刘景森, 毛艺楠, 李煜. 具有振荡约束的自然选择萤火虫优化算法[J]. 控制与决策, 2020, 35(10): 2363-2371.
LIU J S, MAO Y N, LI Y. Natural selection firefly optimization algorithm with oscillation and constraint[J]. Control and Decision, 2020, 35(10): 2363-2371(in Chinese).

[10] ABD ELAZIZ M, SENTHILRAJA S, ZAYED M E, et al. A new random vector functional link integrated with mayfly optimization algorithm for performance prediction of solar photovoltaic thermal collector combined with electrolytic hydrogen production system[J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 193: 117055.

[11] HU A H, DENG Z L, YANG H, et al. An optimal geometry configuration algorithm of hybrid semi-passive location system based on mayfly optimization algorithm[J]. Sensors, 2021, 21(22): 7484.

[12] SHAHEEN M A M, HASANIEN H M, EL MOURSI M S, et al. Precise modeling of PEM fuel cell using improved chaotic mayfly optimization algorithm[J]. International Journal of Energy Research, 2021, 45(13): 18754-18769.

[13] LIU Y H, CHAI Y, LIU B W, et al. Bearing fault diagnosis based on energy spectrum statistics and modified mayfly optimization algorithm[J]. Sensors, 2021, 21(6): 2245.

[14] 李浩, 杨海潇, 张兰, 等. 改进离散蜉蝣算法的多目标动态网络社区发现[J]. 计算机科学与探索, 2023, 17(4): 942-952.
LI H, YANG H X, ZHAMG L, et al. Improved discrete mayfly algorithm for multi-objective dynamic network community detection[J]. Journal of Frontiers of Computer Science and Technology, 2023, 17(4): 942-952(in Chinese).

[15] 邵瑞凝, 杨博, 束洪春, 等. 基于改进蜉蝣算法的光伏阵列最优重构方法[J]. 电力系统自动化, 2022, 46(11): 142-150.
SHAO R N, YANG B, SHU H C, et al. Improved mayfly algorithm for optimal PV array reconfiguration[J]. Automation of Electric Power Systems, 2022, 46(11): 142-150(in Chinese).

[16] 张娜, 赵泽丹, 包晓安, 等. 基于改进的Tent混沌万有力搜索算法[J]. 控制与决策, 2020, 35(4): 893-900.
ZHANG N, ZHAO Z D, BAO X A, et al. Gravitational search algorithm based on improved Tent chaos[J]. Control and Decision, 2020, 35(4): 893-900(in Chinese).

[17] 罗强, 季伟东, 徐浩天, 等. 一种最优粒子逐维变异的粒子群优化算法[J]. 小型微型计算机系统, 2020, 41(2): 259-263.
LUO Q, JI W D, XU H T, et al. Particle swarm optimization with global best particle dimension-by-dimension mutation[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2020, 41(2): 259-263(in Chinese).

[18] 王义, 张达敏, 邹诚诚. 增强全局搜索和自适应蜉蝣算法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2022, 54(11): 137-150.
WANG Y, ZHANG D M, ZOU C C. Enhance global search and adaptive mayfly algorithm[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2022, 54(11): 137-150(in Chinese).

[19] ABDEL-BASSET M, MOHAMED R, CHAKRABORTTY R K, et al. An efficient binary slime mould algorithm integrated with a novel attacking-feeding strategy for feature selection[J]. Computers & In-

dustrial Engineering, 2021, 153(11): 107078.

[20] 肖子雅, 刘升. 精英反向黄金正弦鲸鱼算法及其工程优化研究[J]. 电子学报, 2019, 47(10): 2177-2186.
XIAO Z Y, LIU S. Study on elite opposition-based golden-sine whale optimization algorithm and its application of project optimization[J]. Acta Electronica Sinica, 2019, 47(10): 2177-2186(in Chinese).

[21] NADIMI-SHAHRAKI M H, TAGHIAN S, MIRJALILI S. An improved grey wolf optimizer for solving engineering problems[J]. Expert Systems with Applications, 2021, 166: 113917.

Improved mayfly optimization algorithm based on anti-attraction velocity update mechanism

MAO Qinghua*, WANG Yinggang, NIU Xiaohui

(School of Economics and Management, Yanshan University, Qinhuangdao 066004, China)

Abstract: To address the problem that the mayfly optimization algorithm (MA) has a slow convergence speed in the early stage and not high accuracy in the later stage of the search, a modified mayfly optimization algorithm (MMOA) based on the anti-attraction speed update mechanism is proposed. Firstly, an improved Tent chaotic sequence is used to initialize the mayfly population, which makes the mayfly distribution more uniform and improves the diversity of the population. Secondly, in order to enhance the algorithm's convergence performance, an anti-attraction speed update mechanism is presented to direct the mayfly speed update depending on the properties of the MA. Finally, the dimension-by-dimension centroid opposition-based learning strategy is performed on the global best mayfly, which reduces the interference between dimensions, helps the algorithm jump out of the local optimum and accelerates the convergence. Based on a comparison of simulation experiments using 12 conventional test functions and a few CEC2017 test functions, the findings indicate that MMOA clearly outperforms algorithms such as grey wolf optimizer (GWO) and MA in terms of convergence speed, stability, and optimization accuracy.

Keywords: mayfly algorithm; improved Tent chaos; anti-attraction velocity; dimension-by-dimension mutation; centroid opposition-based learning

Received: 2022-06-29; **Accepted**: 2022-08-15; **Published Online**: 2022-09-16 16:03

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220915.1717.003

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (71704151)

* **Corresponding author**. E-mail: maoqh@ysu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0552

中断离港航班恢复的改进NSGA2算法

陈可嘉*，吴钧涛
(福州大学 经济与管理学院，福州 350108)

摘　　要：为解决因突发事件产生的航空公司航班中断问题，对中断的离港航班进行恢复，构建最小化航空公司总延误成本和最小化乘客总延误时间的双目标优化模型，设计基于支配强度的自适应非支配排序遗传算法(ANSGA2-DS)。提出3种改进操作：快速支配排序方法、新的拥挤距离和自适应精英保留策略。通过福州长乐国际机场某航空公司的运行数据对所提算法进行验证，实验结果表明：与传统的先规划先服务方法相比，所提算法得到的解有大幅优化；与ε约束法相比，所提算法的求解时间总体上低于ε约束法，且求解结果接近ε约束法所得最优结果；与NSGA2、MOEAD等多目标优化算法相比，所提算法表现出更优的性能，能够有效且高效地解决问题,为航空公司达成优化的解决方案提供基础。

关　键　词：航空运输；中断航班恢复；多目标遗传算法；离港航班；双目标优化
中图分类号：V355
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1784-10

航空公司在运输业中扮演着越来越重要的角色。2020年，中国机场乘客吞吐量超过85.7亿人次，但因突发事件导致的航班中断也变得越来越普遍，造成严重的航班延误和经济损失[1]。根据2020年中国民用航空局统计数据，航班准点率仅为88.5%，航班延误造成了约500亿美元的直接经济损失。航空公司的原始航班时刻表通常因中断而变得不可行[2]，这些中断可分为内部原因和外部原因，内部原因包括不可预测的维护问题、机器故障和机组不可用等，外部原因包括空中交通管制、机场设施限制、恶劣天气、地震和其他灾害等。中断事件令航空公司运输供应能力下降，并打破供需平衡，导致航班延误。

航空公司的典型中断恢复包括4个过程：航班时刻表恢复、飞机恢复、机组人员恢复和乘客恢复[3]。换言之，发生中断时，需要先恢复航班时刻表，航班时刻表恢复是做出航班重新分配时隙或取消决定。由于航空运输的快速发展和航班延误的严重情况，近年来，航空公司的中断恢复问题吸引了大量科研人员进行研究。在延误成本方面，Manyem[4]从机场、航空服务提供商的角度进行中断到达航班的恢复，从地面等待的角度建立所有航班延误成本最小化的整数规划模型；Evler等[5]研究了一组最优的中断计划恢复选项对不确定到达航班时间的敏感性,建立最小化航空公司计划恢复成本模型；Lee等[6]通过优化中断恢复决策以响应已实现的中断和对未来中断的预判，建立动态随机整数规划模型，其目标函数包括最小化受扰航班的恢复成本，如燃料、延误、交换和取消成本。另外，减少乘客的延误时间作为恢复目标之一也吸引了学者进行研究，乘客的延误时间增加会给乘客带来不好的出行体验，影响航空公司形象。Mccarty和Cohn[7]将航班中断问题建立为两阶段随机规划问题，构建使所有乘客的预期总延

收稿日期：2022-06-29；**录用日期**：2022-09-14；**网络出版时间**：2022-10-14 15:59
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221014.1329.004
基金项目：国家社会科学基金(18BGL003)
*通信作者. E-mail：kjchen@fzu.edu.cn

引用格式：陈可嘉，吴钧涛. 中断离港航班恢复的改进NSGA2算法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1784-1793.
CHEN K J，WU J T. Improved NSGA2 algorithm for disrupted departure flights recovery[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1784-1793 (in Chinese).

误时间最小化的混合整数线性规划模型; Xu 和 Prats[8] 考虑燃油消耗的情况, 最小化飞机乘客的到达延误时间, 从而在拥堵区域之前的延误吸收和目的地机场的延误恢复方面提高空中流量管理的效果。

上述研究多数只关注延误成本或延误时间中的一个目标, 但快速变化的市场环境使得竞争日益激烈, 对多个目标进行优化更加符合实际。Liu 等[9] 提出了多目标航空公司恢复问题, 包含 5 个目标函数, 即总航班延误时间目标、航班责任交换目标、延误时间方差、延误航班数目标和超过 30 min 的长期延误航班数目标; Ji 等[10] 在中断管理中根据航班优先级的词典偏好恢复航班时刻表, 从航班优先级和恢复成本的目标进行考虑。在航班恢复过程中, 同时考虑航空公司和乘客的多目标离港航班恢复研究较少, 如何兼顾航空公司的总延误成本及乘客的总延误时间 2 个目标是对中断航班恢复问题研究的重要方向。目前, 求解多目标问题常见的方法有 ε 约束法(ε-constraint approach, ECA)、理想点法和构建 Pareto 解集等。前 2 种方法主要将多目标问题转化为单目标问题, 这种先决策后搜索的求解模式在一定程度上降低了方法的求解难度, 但破坏了多目标优化问题本身的物理意义; 而 Pareto 解集能够形成多个可行解, 有利于决策者根据不同偏好进行决策。各种形成 Pareto 解集的启发式算法在求解中断恢复问题中表现出不错的性能。Hu 等[11] 研究了航线中断的多目标航班恢复问题, 以航班延误及取消总成本最小和延误时间最小为目标, 设计引入邻域搜索的启发式算法, 为航空公司提供航班重新编排计划; Shao 等[12] 基于多机场系统的中断恢复问题, 以最小化航空公司所有航班延误时间和最小化所有时段的风险概率为目标, 提出了一种带智能领域搜索的多目标算法; 田文等[13] 考虑各航空公司中效率与公平的共同优化目标, 采用非支配排序遗传算法进行求解。

本文解决的是航班离港时隙重新分配问题, 提出了同时考虑航空公司总延误成本及乘客总延误时间的双目标优化模型, 从航空公司的偏好角度重新安排离港航班, 并设计了基于支配强度的自适应非支配排序遗传算法 (adaptive non-dominated sorting genetic algorithm-Ⅱ based on dominant strengths, ANSGA2-DS), 通过与其他多目标算法比较, 验证了本文算法可以有效处理乘客和航空公司的偏好, 对中断离港航班进行更加科学合理的恢复。

1　模型构建

1.1　问题描述

航班恢复问题的本质目标是航班在发生异常情况时尽快重新安置乘客, 每个恢复计划都应保持航班、飞机、机组人员和客流的流量平衡。航班恢复的基本策略是航班延误和航班取消。对于较小的中断事件, 延误可能是直观的恢复策略; 如果延误时间是可接受的, 并且不会破坏系统中的流量平衡, 则实施延误策略可能是有效的。取消航班是对航班中断的快速反应, 但因为大量乘客将被重新安置或溢出, 而且还可能中断航班和飞机、机组人员的联系, 被取消航班需要重新安排飞机、机组人员和客流的路线, 成本高昂, 所以取消通常被视为最后的恢复策略。航班延误或取消后, 每个可用或未取消航班将有其原始时间和恢复后时间; 相应地, 中断离港航班恢复有原始离港时间和恢复后离港时间。本文中, 空管分配的时隙比原始离港时间晚, 航空公司需要根据空管提供的初始时隙分配计划, 结合偏好重新分配时隙, 从而完成对中断离港航班的恢复。

本文针对中断离港航班恢复问题构建双目标优化模型, 模型优化目标分别为航空公司总延误成本最小化和乘客总延误时间最小化。此外, 尽可能降低延误成本是各航空公司的首要偏好, 需要在总延误成本和乘客总延误时间之间找到一个折中方案, 为航空公司运营达成可接受的解决方案提供基础。

1.2　问题假设

1) 飞机使用跑道、滑行道和其他机场资源没有限制。

2) 保留机组轮换、维修计划和机组分配。

3) 飞机和机组人员资源充足, 不得重新安排。

4) 只考虑在起飞机场的延误成本和延误时间, 不考虑延迟产生的传播延误。

5) 空管分配的时隙数量等于原始航班的数量, 航空公司不考虑航班取消。

6) 航班只能延误或准时, 不能提前起飞。

1.3　目标函数

1) 航空公司总延误成本最低。航空公司总延误成本的目标函数如下:

$$\min Z_1 = \sum_{i\in I}\sum_{j\in J} x_{ij} n_i \varphi(s_j - r_i) \tag{1}$$

$$\varphi(t)=\begin{cases}0.03t & 0\leqslant t<5\\ 0.035+0.17(t-5) & 5\leqslant t<15\\ 0.035+0.17\times(15-5)+0.58(t-15) & 15\leqslant t<30\\ 0.03\times5+0.17\times(15-5)+0.58\times(30-15)+1.3(t-30) & 30\leqslant t<45\\ 0.03\times5+0.17\times(15-5)+0.58\times(30-15)+1.3\times(45-30)+1.86(t-45) & 45\leqslant t<60\\ 0.03\times5+0.17\times(15-5)+0.58\times(30-15)+1.3\times(45-30)+ & \\ \quad 1.86\times(60-45)+1.79(t-60)+10 & 60\leqslant t<75\\ 0.03\times5+0.17\times(15-5)+0.58\times(30-15)+1.3\times(45-30)+ & \\ \quad 1.86\times(60-45)+1.79\times(75-60)+1.55(t-75)+10 & 75\leqslant t<120\\ 0.03\times5+0.17\times(15-5)+0.58\times(30-15)+1.3\times(45-30)+1.86\times(60-45)+ & \\ \quad 1.79\times(75-60)+1.55\times(120-75)+1.39(t-120)+15 & 120\leqslant t<150\end{cases}\tag{2}$$

式中：I为中断航班集合；J为可用时隙集合；i为航班编号；j为时隙编号；n_i为航班i的乘客数，$i\in I$；r_i为航班i的原始离港时间，$i\in I$；s_j为时隙j的时间，$j\in J$；x_{ij}为0-1变量，$x_{ij}=1$表示航班i使用时隙j，$x_{ij}=0$表示不使用；$s_j-r_i=t$为航班延误时间；$x_{ij}n_i\varphi(s_j-r_i)$为与航班延误相关的成本；$\varphi(t)$为航班延误成本函数的数学表达式，采用Santos等[14]提出的分段线性航班延误成本函数，该函数是单位延误成本随延误时长的增加而变化的成本损失分段函数，考虑了航空公司提供的补偿成本和软成本估算的组合，其中，补偿成本指航空公司根据国际法规和乘客用户规则及延误的持续时间向乘客提供住宿、饮食、现金等实质补偿，软成本指航空公司未来潜在的收入损失，如乘客由于糟糕的飞行体验可能决定未来不再选择该家航空公司的损失。

2）乘客总延误时间最小。乘客的满意程度对航空公司产生很大影响，因此，应尽量将乘客的总延误时间降到最低，相应的目标函数如下：

$$\min Z_2=\sum_{i\in I}\sum_{j\in J}x_{ij}(s_j-r_i)n_i\tag{3}$$

1.4 约束条件

$$\begin{cases}\sum_{j\in J}x_{ij}=1 & \forall i\in I & (4a)\\ \sum_{i\in I}x_{ij}=1 & \forall j\in J & (4b)\\ \sum_{i\in I}\sum_{j\in J}x_{ij}=N & \forall i\in I,\forall j\in J & (4c)\\ x_{ij}(s_j-r_i)\geqslant 0 & \forall i\in I,\forall j\in J & (4d)\\ x_{ij}(s_j-r_i)\leqslant t_{\max} & \forall i\in I,\forall j\in J & (4e)\\ x_{ij}=\{0,1\} & \forall i\in I,\forall j\in J & (4f)\end{cases}$$

约束(4a)确保每个航班被重新分配到一个时隙；约束(4b)要求每个时隙只属于一个航班；约束(4c)中N为航班的数量，规定分配所有时隙资源，并且不浪费时隙资源；约束(4d)指出每个航班不能在原始时间前起飞；约束(4e)中$t_{\max}$为航班最大延误时间，表示每个航班延误不超过最大延误时间；约束(4f)将决策变量定义为0-1变量。

2 算法设计

本文研究的中断离港航班恢复问题是双目标优化问题。NSGA2是Deb等[15]提出的一种典型的多目标优化算法，主要通过引入快速非支配排序方法、拥挤距离计算和精英保留策略，得到Pareto解集。考虑到离港航班恢复问题的特征，为提升算法的性能，本文在NSGA2的基础上，采用改进快速支配排序方法、新的拥挤距离计算和自适应精英保留策略进行改进，提出ANSGA2-DS，求出满足航空公司和乘客偏好需求的Pareto非劣解集合。ANSGA2-DS算法流程如图1所示。

算法改进的具体步骤如下：

步骤1 算法初始化。根据离港航班恢复问题，随机生成N_p个个体构成初始化种群，并进行个体编码。如图2所示，每个个体代表一个离港航班恢复方案，由整数1到N个随机排列的基因组成，基因的位置对应可用的时隙，每个基因的值表示指定航班的编号。以个体A_k(k为种群中的第k个个体，$k\in N_p$)：(3-1-2-4-5-6-7-8)-(252 519.67-265 044)-(null-null-null)为例，其中，(3-1-2-4-5-6-7-8)表示8个时隙的随机排列，第1位上的“3”表示将第3个时隙分配给航班1，第2位上的“1”表示将第1个时隙分配给航班2，以此类推；(252 519.67-265 044)表示在该方案中，航空公司的总延误成本和乘客的总延误时间分别为252 519.67美元和265 044 min；(null-null-null)是由于在初始化阶段，并未计算非支配等级、支配强度和拥挤距离，都表示为null。

步骤2 约束处理。在初始化种群后，对每个个体进行检查，判断是否存在重复的个体，以及违反约束(4e)和(4f)(即$x_{ij}(s_j-r_i)<0$或$x_{ij}(s_j-r_i)>t_{\max}$，

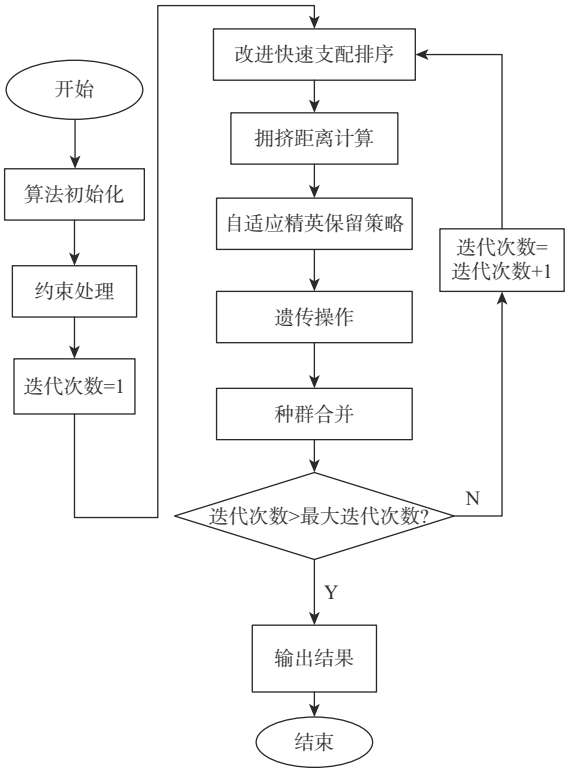


图 1　ANSGA2-DS 流程

Fig. 1　Flow of ANSGA2-DS

$\forall i \in I, \forall j \in J$) 的个体。如果存在, 选择种群中违反条件的个体进行重新生成, 直到种群中的所有个体符合问题中的约束条件。

步骤 3　改进快速支配排序。进行约束处理后, 使用改进快速支配排序方法[16] 对个体进行分级排序, 其伪代码如下。

输入: 所有种群个体。

输出: 种群个体的非支配集和非支配等级 rank_{A_k}。

初始化: 非支配集=∅, 集合 Q=∅, 集合 E=∅, 比较集←种群所有个体, rank_{A_k}=0。

while 比较集≠∅ do

　A_1 为比较集中的第 1 个个体

　Q←支配 A_1 的所有个体

　if Q≠∅ then

　　$A_2 \in Q$, 为 Q 中的第 1 个个体

　　E←支配 A_2 的所有个体

　　if E≠∅ then

　　　A_k 为与 A_1 和 A_2 互为非支配的所有个体

　　　非支配集=非支配集$\cup A_1 \cup A_2 \cup A_k$

　　　$\varnothing \leftarrow A_k \in \{A_k \prec A_1 \cup A_k \prec A_2\}$

　　else $A_k \prec A_1 \cup A_k \prec A_2$

　　　非支配集=非支配集$\cup A_1 \cup A_2$

　　　比较集 $\leftarrow A_k \in \{A_k \succ A_1 \cup A_k \succ A_2\}$

　　end if

　else　非支配集←A_1

　end if

　$\text{rank}_{A_k} = \text{rank}_{A_k} + 1$

end while

当种群中的所有个体完成分级排序后, 引入个体优劣性能判断指标——支配强度。支配强度 ξ_{A_k} 的计算式如(5)所示。其中, 个体 A_k 属于非支配集, 多目标优化问题的子目标个数为 M, $f_g^{\max}$ 和 $f_g^{\min}$ 分别为第 g 个子目标的最大值和最小值。

$$\xi_{A_k} = \sum_{g=1}^{M} \left(\frac{f_g(A_k) - f_g^{\min}}{f_g^{\max} - f_g^{\min}} \right) \tag{5}$$

非支配集中, 个体的支配强度越小, 其大部分子目标的优化结果越好, 进入下一代种群的概率就越大。本文通过支配强度保证性能更优异的个体优先获得遗传, 提高了算法解集的质量。

步骤 4　拥挤距离计算。拥挤距离的基本思想是: 通过计算同一非支配层中每个个体与其相邻 2 个个体的距离, 来比较个体的密集程度, 判断个体的分布是否均匀。传统 NSGA2 算法的拥挤距离仅仅关注相邻个体之间的距离, 在不同子目标上, 拥挤距离差异程度较大的个体被遗传的概率较小, 不利于解集分布性的维护。因此, 本文采用了一种新的考虑方差的拥挤距离[17]:

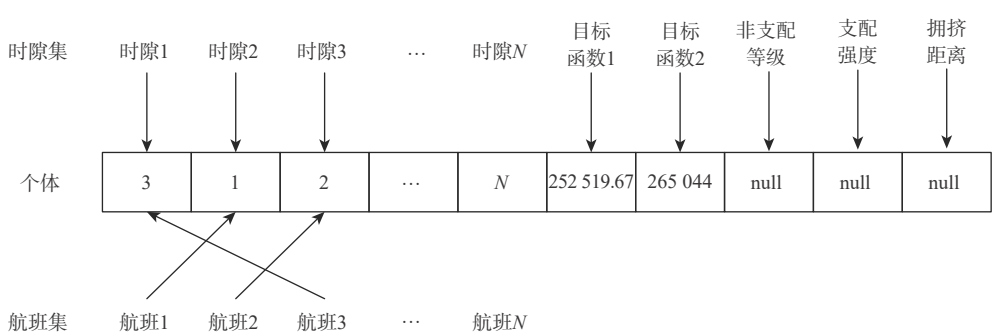


图 2　编码方案

Fig. 2　Coding scheme

$$D_{A_k}=c_{A_k}\Big/\left\{\frac{1}{M}\sum_{g=1}^{M}\left[\left(\left|f_g^{A_{k+1}}-f_g^{A_{k-1}}\right|-\frac{c_{A_k}}{M}\right)^2\right]^{-1}+1\right\} \tag{6}$$

式中：传统拥挤距离 $c_{A_k}=\sum_{g=1}^{M}\left|f_g^{A_{k+1}}-f_g^{A_{k-1}}\right|$，$f_g^{A_{k+1}}$和$f_g^{A_{k-1}}$分别为个体$A_{k+1}$和个体$A_{k-1}$的第$g$个子目标的值。

经过上述改进快速支配排序和新的拥挤距离计算，每个个体A_k有3个属性：非支配等级rank_{A_k}、支配强度ξ_{A_k}和拥挤距离D_{A_k}。在非支配集中，先比较非支配等级，再比较支配强度，最终比较拥挤距离。对于任何2个个体A_k和B_k，如果$\mathrm{rank}_{A_k}>\mathrm{rank}_{B_k}$或$\mathrm{rank}_{A_k}=\mathrm{rank}_{B_k}\cap\xi_{A_k}<\xi_{B_k}$或$\mathrm{rank}_{A_k}=\mathrm{rank}_{B_k}\cap\xi_{A_k}=\xi_{B_k}\cap D_{A_k}>D_{B_k}$，则个体$A_k$优于个体$B_k$。通过上述比较，能使种群中更优的个体更好地分布在Pareto边界上。

步骤5 自适应精英保留策略。传统精英保留策略选取的规模通常取一个固定的数值，不利于解集的收敛。自适应精英保留策略在进化的早期阶段，控制精英个体的保留规模，算法可以搜索更多的新随机个体；在进化的后期阶段，随着非支配集规模的增加，保留的精英个体数量也在增加，算法能够尽快收敛到Pareto边界。在第w代进化过程中，种群中精英个体保留规模E_w的计算公式如下：

$$E_w=N_p\alpha_w \tag{7}$$

$$\alpha_{w+1}=\alpha_w(1+\ln(\rho+1)) \tag{8}$$

式中：α_w和α_{w+1}分别为第w代和第w+1代进化过程中精英保留的影响因素；ρ为非支配集规模与种群规模N_p的比值。此外，为保持精英个体的适度规模，当$\alpha_w>0.8$时，令$\alpha_w=0.8$；当$\alpha_w<0.2$时，令$\alpha_w=0.2$。

步骤6 遗传操作算子设计。对于交叉和变异，本文采用NSGA2的模拟二进制交叉和多项式变异的方法来产生子代[14]。将个体之间的基因交换位置后，为防止出现重复基因的个体，根据交换基因片段的映射关系找到非重复基因，并将其映射后的基因数换至非交换片段的重复基因数。例如，在个体A_1(1,2,3,4,5,6,7,8)的片段(3,4,5,6)与个体A_2(3,5,8,1,7,4,2,6)的片段(8,1,7,4)进行等位交换时，需根据交换基因片段的映射关系找到非重复基因，映射关系为(1⇄4⇄6,8⇄3,7⇄5)，并将其映射后的基因数换至非交换片段的重复基因数，避免基因片段重复，最终个体A_1变为(6,2,8,1,7,4,5,3)。

步骤7 种群合并。将父代种群中通过自适应精英保留策略选择的精英个体与父代种群中通过遗传操作产生的个体混合，组成下一代种群。

3 算例分析

3.1 算例选取

本文依据航班数量和中断持续时间的不同，结合福州长乐国际机场某航空公司的运行数据，生成3种场景下的离港航班时刻表(见表1)，验证ANSGA2-DS算法的有效性。在表1中，A、B、C 3种场景航班数量和航班中断程度均逐渐增加，反映了实际中可能遇到的不同规模场景，从而验证算法在不同规模场景下的求解性能。

表2～表4显示3种场景的详细数据，包括每个中断航班的原始离港时间、分配的时隙时间和乘客人数。每个分配的时隙长度为5 min，将时隙用其开始时间来指代，如场景A的时隙1分配给航班1，即航班1→时隙1：[1145,1150)。

表1 3种场景的信息

Table 1 Information of three scenarios

场景	航班数	中断持续时间/min	可分配的时隙数量
A	8	193	8
B	14	215	14
C	25	289	25

表2 场景A的信息

Table 2 Information of scenario A

航班号	原始离港时间	分配的时隙时间	乘客人数
1	11:10	11:45	134
2	11:25	12:20	330
3	11:47	12:16	182
4	11:59	12:55	149
5	12:05	13:55	222
6	12:28	13:58	379
7	12:55	14:00	112
8	12:59	14:23	310

表3 场景B的信息

Table 3 Information of scenario B

航班号	原始离港时间	分配的时隙时间	乘客人数
1	13:30	14:06	248
2	13:40	14:17	330
3	13:45	14:49	332
4	13:55	14:53	207
5	13:59	14:58	225
6	14:20	14:59	218
7	14:29	15:08	150
8	14:29	15:20	137
9	14:40	15:32	167
10	14:48	15:36	129
11	14:50	15:47	83
12	14:51	15:57	283
13	14:54	16:05	180
14	15:37	17:05	332

表 4　场景 C 的信息

Table 4　Information of scenario C

航班号	原始离港时间	分配的时隙时间	乘客人数
1	16:20	16:50	134
2	16:25	16:58	109
3	16:34	17:37	317
4	16:40	17:55	339
5	17:48	18:32	129
6	17:55	19:58	285
7	18:23	20:05	300
8	18:40	20:11	225
9	18:49	20:15	134
10	19:15	20:22	78
11	19:45	20:25	109
12	19:48	20:30	285
13	19:59	20:32	167
14	19:59	20:46	225
15	20:13	20:51	233
16	20:27	21:55	86
17	20:30	22:00	137
18	20:38	22:04	135
19	20:40	22:32	285
20	20:56	22:41	112
21	21:00	22:50	317
22	21:09	22:59	285
23	21:15	23:00	202
24	21:25	23:05	134
25	22:30	23:09	129

3.2　评价指标

1) 公平价格。在竞争激烈的市场环境中, 乘客的偏好不容忽视。延误时间过长会影响乘客满意度, 降低乘客对航空公司的忠诚度。从长远来看, 航班延误严重的航空公司将失去市场份额和利润, 航空公司也应尽最大努力减少乘客的延误时间。为量化航空公司总延误成本和乘客总延误时间之间的权衡, 本文采用公平价格进行评价[18]。将航空公司总延误成本作为效率指标, 将乘客总延误时间作为公平指标。对于每个 Pareto 解, 可以根据式 (9) 计算公平价格 $F(T)$:

$$F(T)=(C(T)-C^*)/C^* \tag{9}$$

式中: $C(T)$ 为乘客总延误时间 T 时的航空公司总延误成本值; C^* 为最优的航空公司总延误成本值。

2) 反向世代距离。反向世代距离 (inverted generational distance, IGD) 的数学公式为

$$I=\sqrt{\sum_{i=1}^{|P^*|}d_o^2}\Big/|P^*| \tag{10}$$

式中: P^* 为真实 Pareto 解集; $|P^*|$ 为 P^* 的解集数; d_o 为解集 P^* 中的第 o 个解与 Pareto 边界最近解之间的欧氏距离。

IGD 是算法收敛性和多样性的度量, IGD 值越小, 该算法获得的解越接近真实 Pareto 边界[19]。

3.3　算法对比

3.3.1　参数选择

众所周知, 参数的取值对算法的计算性能有很大影响。ANSGA2-DS 算法有 3 个关键参数: 种群大小 N_p、交叉概率 p_c 和变异概率 p_m。为获得 3 个关键参数的最佳组合, 减少实验次数, 采用田口正交试验法[20], 调整算法中的参数, 观察解的数量、时间和质量。选取场景 B, 通过多次运行每个参数组合(见表 5), 使用解的数量、解的时间和具有最佳值的平均间距[21] 来评估参数组合。根据解的数量最大化、解的时间最短化和平均间距最小化的原则, 最佳参数组合为 N_p=80, p_c=0.8, p_m= 0.3。相关实验在计算机配置为 Intel i5-5200U 处理器, 4 GB 内存的 MATLAB R2018b 环境下进行。

表 5　不同参数组合结果

Table 5　Results of different parameter combination values

实验编号	组合参数			求解时间/s	解的数量	Z_1/美元	Z_2/min	平均间距/%
	N_p	p_m	p_c					
1	40	0.1	0.8	92.73	6	252 519.67	265 044	4.85
2	40	0.2	0.3	64.71	5	253 105.21	270 816	7.36
3	40	0.3	0.5	76.58	4	252 137.38	265 281	4.80
4	80	0.1	0.3	158.69	8	253 409.55	275 075	6.52
5	80	0.2	0.5	182.62	7	253 223.97	264 024	4.73
6	80	0.3	0.8	220.19	7	252 830.51	262 543	3.99
7	120	0.1	0.5	248.54	6	253 572.43	267 058	5.49
8	120	0.2	0.8	328.45	8	252 246.05	263 460	4.12
9	120	0.3	0.3	236.78	8	252 798.59	280 937	8.47

3.3.2　结果分析

为考察 ANSGA2-DS 算法的性能, 将其与传统先规划先服务 (first scheduling first serve, FSFS) 方法、ECA 方法在 3 种不同场景中运行的结果进行比

较(见表6),计算目标函数的最优值、最大公平价格等。可以看出,无论是ECA方法还是ANSGA2-DS算法,延误成本和延误时间最优值都要优于传统FSFS方法;ANSGA2-DS算法在中断程度最高的场景C中,延误成本比FSFS方法低28.1%,延误时间比FSFS方法低31.6%。由于ECA方法的解是全局最优解,其2个目标函数的最优值要优于ANSGA2-DS算法生成的局部最优解,但使用ANSGA2-DS算法得到的解与ECA方法的解之间的平均间距较小,最大公平价格也在可接受的范围内;ANSGA2-DS算法在保证求解质量的情况下有更快的求解速度;随着中断程度的增加,ANSGA2-DS算法的优势更加明显。

进一步,通过相同的算例对ANSGA2-DS、NSGA2[15]和基于分解的多目标进化算法(multi-objective optimization algorithm based on decomposition, MOEAD)[22]进行测试。图3中列出了在相同的参数设置下,3种算法在3种场景中解的分布结果。可知,基于支配排序方法、拥挤距离计算和精英保留策略的算法(即ANSGA2-DS和NSGA2)的表现优于MOEAD算法。在所有场景下,ANSGA2-DS算法的Pareto解个数和边界质量都优于NSGA2和MOEAD算法,并且随着航班数量和中断程度的增加,优势变得更加显著。

表7考察了3种算法对目标函数最优值、最大公平价格和反向世代距离的权衡。可以看到,3种算法的公平性最大代价随着场景规模的增加而减小,而目标函数最优值随着场景规模的增加而增

表6 FSFS、ECA和ANSGA2-DS的计算结果

Table 6 Computational results of FSFS, ECA and ANSGA2-DS

场景	Z_1/美元			Z_2/min			求解时间/s			Pareto解个数			最大公平价格/%	ANSGA2-DS与ECA的平均间距/%
	FSFS	ECA	ANSGA2-DS	FSFS	ECA	ANSGA2-DS	FSFS	ECA	ANSGA2-DS	FSFS	ECA	ANSGA2-DS		
A	282 825.07	134 789.56	135 268.1	212 552	149 608	149 832		14.57	23.42		7		14.23	4.88
B	389 964.38	251 490.85	253 142.78	301 887	243 765	259 467		345.91	40.73		6		5.61	4.71
C	739 695.86	524 925.70	531 868.435	638 448	416 997	436 982		9 316.28	149.95		4		4.36	6.26

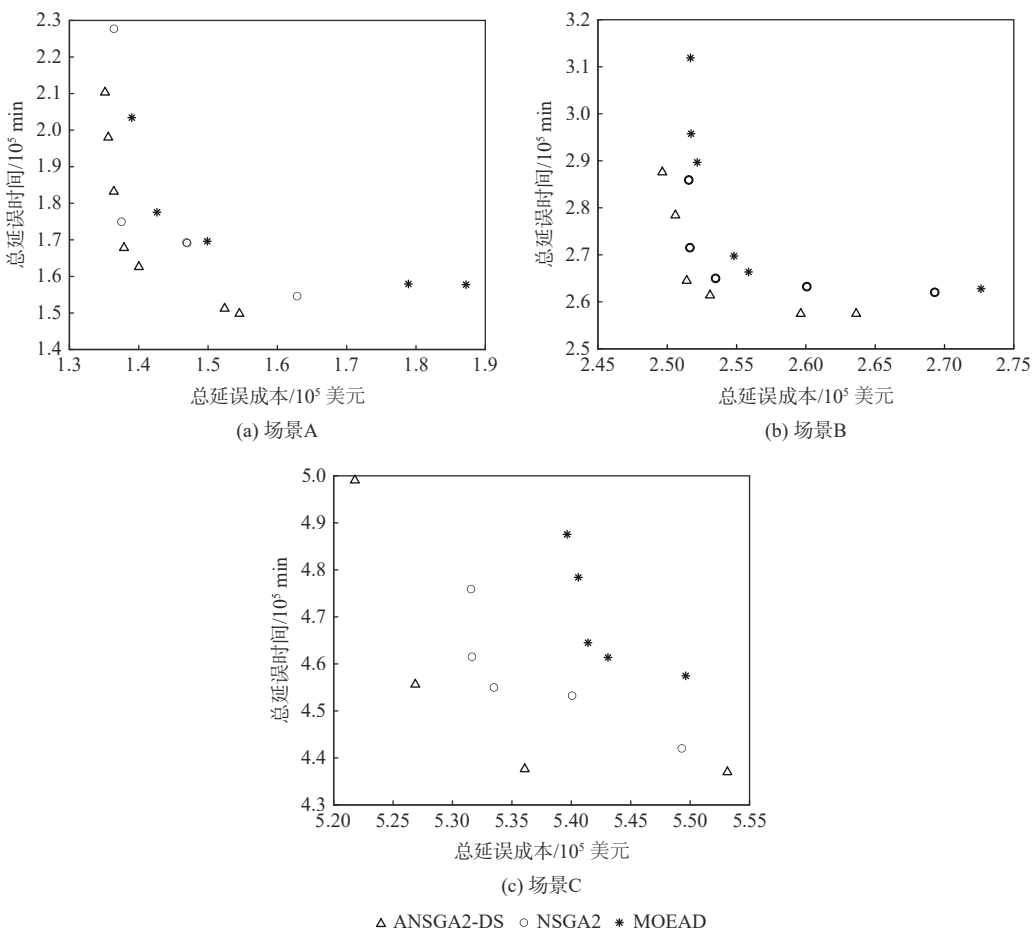


图3 ANSGA2-DS、NSGA2和MOEAD在3种场景中解的分布

Fig. 3 Distribution of solutions of ANSGA2-DS, NSGA2 and MOEAD in three scenarios

大。在 3 种场景下, NSGA2 算法的表现比 MOEAD 算法好, 而 ANSGA2-DS 算法无论是每个目标函数最优值还是公平性最大代价, 更都优于 NSGA2 和 MOEAD 算法。在中断程度最高的场景 C 中, ANSGA2-DS 算法相比于 NSGA2 算法最优航空公司总延误成本降低 0.87%, 最优乘客总延误时间降低 1.14%。而就反向世代距离而言, ANSGA2-DS 算法相较于 NSGA2 算法和 MOEAD 算法, 在不同规模场景下的数值上均绝对占优。实验结果证明了改进快速支配排序方法、考虑方差的拥挤距离计算和自适应精英保留策略等增强了算法的能力, ANSGA2-DS 算法在处理中断程度较大的航班恢复问题上, 相比于 NSGA2 算法和 MOEAD 算法表现出优越性。

图 4 和图 5 给出了在最大数据规模的场景 C 中, FSFS、ANSGA2-DS、NSGA2、MOEAD 算法获得的每一航班的延误成本和延误时间。可以看出, 多目标优化算法得到的解集总体上优于传统 FSFS 方法得到的解集, 而在 3 种多目标优化算法中, ANSGA2-DS 算法得到的解相对更好。然而, 即使在使用 ANSGA2-DS 算法得到的航班计划中, 仍有比使用 FSFS 方法获得的解决方案更糟糕的个别航班计划, 如航班 2 和航班 10。这是因为在多目标方案中, 牺牲了航班 2, 以换取其他航班延误成本的降低。但就总体而言, 72% 的中断航班计划得到了恢复, 并实现了成本和时间的权衡。航空公司可以根据具体的航班分配偏好来对生成的可选方案进行选择。

表 7　ANSGA2-DS、NSGA2 和 MOEAD 的最优值、最大公平价格与反向世代距离的比较

Table 7　Comparison of the optimal value, the maximum price of fairness and IGD among ANSGA2-DS, NSGA2 and MOEAD

场景	Z_1/美元			Z_2/min			最大公平价格/%			反向世代距离/10^5		
	ANSGA2-DS	NSGA2	MOEAD	ANSGA2-DS	NSGA2	MOEAD	ANSGA2-DS	NSGA2	MOEAD	ANSGA2-DS	NSGA2	MOEAD
A	135 268.1	136 414.04	138 989.7	149 832	154 586	157 940	14.23	19.38	23.71	1.18	1.36	1.58
B	253 142.78	254 551.42	255 670.78	259 467	262 036	265 789	5.61	7.05	8.33	2.83	2.91	2.98
C	531 868.44	536 551.42	540 642.78	436 982	442 036	457 467	4.36	5.82	7.12	6.48	6.70	7.42

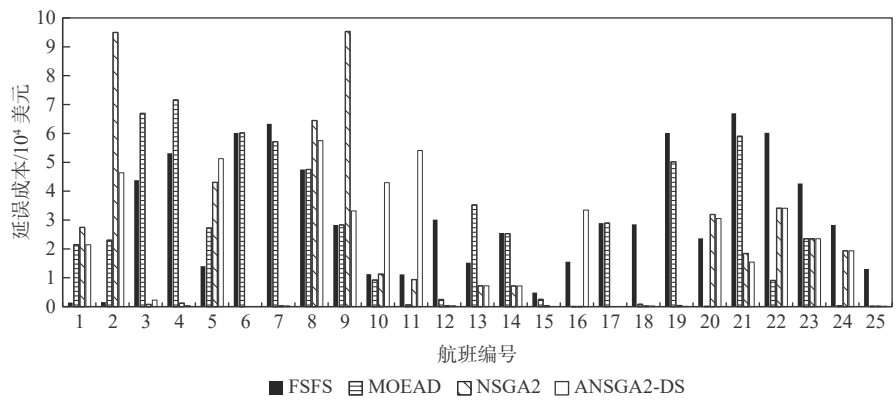


图 4　不同算法中每个航班延误成本的比较

Fig. 4　Comparison of each flight delay cost in different algorithms

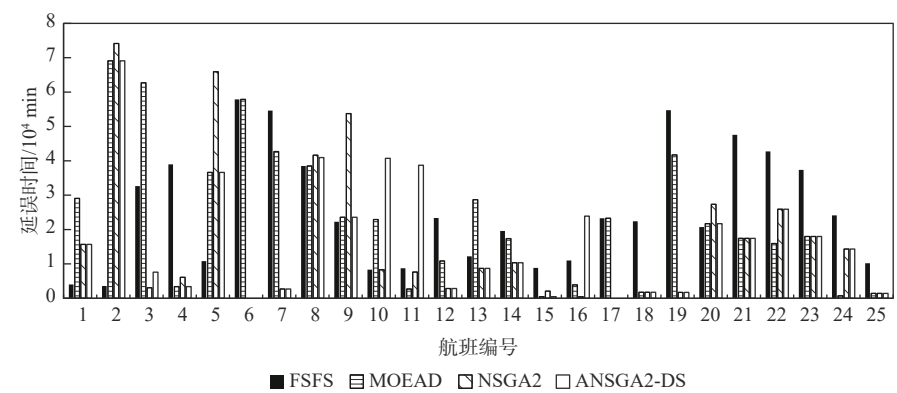


图 5　不同算法中每个航班延误时间的比较

Fig. 5　Comparison of each flight delay time in different algorithms

4 结 论

1）研究了航空公司在中断情况下的离港航班恢复问题，以最小化航空公司总延误成本和最小化乘客总延误时间为目标构建了一个双目标整数规划模型。

2）在NSGA2算法的基础上，采用快速支配排序方法、考虑方差的新拥挤距离和自适应精英保留策略进行改进，提出了ANSGA2-DS算法

3）根据福州长乐国际机场某航空公司的运行数据，对改进后的算法进行验证，实验结果表明，ANSGA2-DS相比于FSFS方法不仅降低了航空公司的总延误成本，而且缩短了乘客的总延误时间，算法求解时间总体上低于ECA方法所需的求解时间，并且求解结果接近ECA方法所得最优结果。与NSGA2、MOEAD等其他多目标优化算法相比，ANSGA2-DS在目标函数最优值、最大公平价格、反向世代距离等指标上均表现出更优的性能，在求解中断离港航班恢复问题上能够获得较好的时隙分配方案，具有一定的指导意义。

下一步研究可考虑将航班恢复与恢复后乘客再安排等结合，使问题更加细化。此外，本文仅以福州长乐国际机场的数据对所用模型和算法进行验证略显不够充分和典型，在今后研究工作中，将考虑对其他大型枢纽机场开展研究。

参考文献（References）

[1] 何坚, 果红艳, 姚远, 等. 基于有效中转时间预测的不正常航班恢复技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 384-393.
HE J, GUO H Y, YAO Y, et al. Irregular flight recovery technique based on accurate transit time prediction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 384-393(in Chinese).

[2] MANYEM P. Disruption recovery at airports: Ground holding, curfew restrictions and an approximation algorithm[J]. Journal of the Operations Research Society of China, 2021, 9(4): 819-852.

[3] SU Y, XIE K X, WANG H J, et al. Airline disruption management: A review of models and solution methods[J]. Engineering, 2021, 7(4): 435-447.

[4] MANYEM P. Disruption recovery at airports: Integer programming formulations and polynomial time algorithms[J]. Discrete Applied Mathematics, 2018, 242: 102-117.

[5] EVLER J, ASADI E, PREIS H, et al. Airline ground operations: Optimal schedule recovery with uncertain arrival times[J]. Journal of Air Transport Management, 2021, 92: 102021.

[6] LEE J, MARLA L, JACQUILLAT A. Dynamic disruption management in airline networks under airport operating uncertainty[J]. Transportation Science, 2020, 54(4): 973-997.

[7] MCCARTY L A, COHN A E M. Preemptive rerouting of airline passengers under uncertain delays[J]. Computers & Operations Research, 2018, 90: 1-11.

[8] XU Y, PRATS X. Linear holding for airspace flow programs: A case study on delay absorption and recovery[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2019, 20(3): 1042-1051.

[9] LIU T K, CHEN C H, CHOU J H. Optimization of short-haul aircraft schedule recovery problems using a hybrid multiobjective genetic algorithm[J]. Expert Systems with Applications, 2010, 37(3): 2307-2315.

[10] JI C L, GAO M G, ZHANG X, et al. A novel rescheduling algorithm for the airline recovery with flight priorities and airport capacity constraints[J]. Asia-Pacific Journal of Operational Research, 2021, 38(5): 328-340.

[11] HU Y Z, LIAO H, ZHANG S, et al. Multiple objective solution approaches for aircraft rerouting under the disruption of multi-aircraft[J]. Expert Systems with Applications, 2017, 83: 283-299.

[12] SHAO Q, SHAO M X, BIN Y P, et al. Flight recovery method of regional multiairport based on risk control model[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2020, 2020: 7105381.

[13] 田文, 杨帆, 尹嘉男, 等. 航路时空资源分配的多目标优化方法[J]. 交通运输工程学报, 2020, 20(6): 218-226.
TIAN W, YANG F, YIN J N, et al. Multi-objective optimization method of air route space-time resources allocation[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2020, 20(6): 218-226(in Chinese).

[14] SANTOS B F, WORMER M M E C, ACHOLA T A O, et al. Airline delay management problem with airport capacity constraints and priority decisions[J]. Journal of Air Transport Management, 2017, 63: 34-44.

[15] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-Ⅱ[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.

[16] 赖文星, 邓忠民. 基于支配强度的NSGA2改进算法[J]. 计算机科学, 2018, 45(6): 187-192.
LAI W X, DENG Z M. Improved NSGA2 algorithm based on dominant strength[J]. Computer Science, 2018, 45(6): 187-192(in Chinese).

[17] 蔡卓森, 戴凌全, 刘海波, 等. 基于支配强度的NSGA-Ⅱ改进算法在水库多目标优化调度中的应用[J]. 武汉大学学报 (工学版), 2021, 54(11): 999-1007.
CAI Z S, DAI L Q, LIU H B, et al. Application of improved NSGA-Ⅱ algorithm based on dominance strength in multi-objective operation of cascade reservoirs[J]. Engineering Journal of Wuhan University, 2021, 54(11): 999-1007(in Chinese).

[18] ZOGRAFOS K G, JIANG Y. A bi-objective efficiency-fairness model for scheduling slots at congested airports[J]. Transportation Research Part C:Emerging Technologies, 2019, 102: 336-350.

[19] FIGUEIREDO E M N, LUDERMIR T B, BASTOS-FILHO C J A. Many objective particle swarm optimization[J]. Information Sciences, 2016, 374: 115-134.

[20] MONTGOMERY D C. Design and analysis of experiments[M]. New York: John Wiley & Sons, 2020.

[21] BACH L, HASLE G, WØHLK S. A lower bound for the node, edge, and arc routing problem[J]. Computers & Operations Re-

search, 2013, 40(4): 943-952.

[22] ZHANG Q F, LI H. MOEA/D: A multiobjective evolutionary algorithm based on decomposition[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2007, 11(6): 712-731.

Improved NSGA2 algorithm for disrupted departure flights recovery

CHEN Kejia*, WU Juntao

(School of Economics and Management, Fuzhou University, Fuzhou 350108, China)

Abstract: To solve the problem of airline flight disruption caused by emergencies, this paper recovers the disrupted departure flight. A bi-objective optimization model for minimizing airline delay cost and passenger delay time is constructed. An adaptive non-dominated sorting genetic algorithm-Ⅱ based on dominant strengths (ANSGA2-DS) is designed. The novel crowding distance, the adaptive elitist retention technique, and the quick dominant sorting approach are the three enhanced operations that are given. The proposed algorithm is verified by the operation data of an airline in Fuzhou Changle International Airport. The experimental results reveal that, compared with the traditional first scheduling first serve method, the algorithm proposed in this paper can reduce the costs greatly. In contrast to the ε-constraint approach, the ε-constrained approach requires a longer solution time, and the resulting solution results are similar to those of the ε-constrained approach. Compared with the NSAG2 algorithm and the MOEAD algorithm, the algorithm proposed in this paper shows better performance. The proposed algorithm can solve the problem effectively and efficiently, and provide a basis for airlines to reach an optimized solution.

Keywords: air transportation; disrupted flight recovery; multi-objective genetic algorithm; departure flight; bi-objective optimization

Received: 2022-06-29; **Accepted**: 2022-09-14; **Published Online**: 2022-10-14 15:59

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221014.1329.004

Foundation item: National Social Science Foundation of China (18BGL003)

* **Corresponding author**. E-mail: kjchen@fzu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0569

基于规则的多轴特种车辆稳定性集成控制

程洪杰*，杨健福，刘志浩，李若亭，高蕾
(火箭军工程大学 导弹工程学院，西安 710025)

摘　　要：为提升多轴特种车辆的主动安全性与操纵稳定性，以某重型5轴特种车辆为研究对象，基于自适应协调控制策略，设计了集成主动后轮转向(ARS)与差动制动力矩分配(DBTD)的分层稳定性集成控制策略。决策层基于规则决策出ARS与DBTD子控制系统的协调控制指令；分配层基于前馈+反馈控制策略实现主动转向轮转向角的分配；基于滑膜控制与既定规则实现车轮差动制动力矩的分配。通过Trucksim与Simulink联合仿真对所提控制策略的控制效果进行验证，对比分析了高速高附转向与低速低附转向2种极限工况下稳定性控制车辆与无控制车辆的运动状态。结果表明：在集成控制系统控制下的车辆，对于高速高附工况，车辆的横摆角速度与质心侧偏角的幅值相比于无控制车辆分别降低了46%与63%，对于低速低附工况，车辆的横摆角速度与质心侧偏角的幅值相比于无控制车辆分别降低了47%与58%，集成控制系统能有效提升车辆高速高附转向时的行驶稳定性与低速低附转向时的转向灵敏度和路径跟随性能。

关　键　词：特种车辆；主动转向；差动制动；集成控制；规则控制
中图分类号：U461.6
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1794-12

近年来，车辆的稳定性控制(vehicle stability control, VSC)已经成为车辆底盘安全设计的重点研究领域[1]。国内外很多学者对此提出了许多先进的控制方式，目前，运用比较广泛的主要有差动制动、主动转向、主动悬架、主动防侧倾稳定杆等4种[2-3]。其中，差动制动与主动转向的作用方式都是通过控制轮胎力(侧向力与制动力)作用于车身，进而控制与影响车辆侧倾和横摆运动[4-5]；主动悬架与主动防侧倾稳定杆是通过控制车身的姿态与运动来改善车辆的运动状态[6-7]。

随着车载电子技术的发展，围绕单一执行机构的单一控制方式已经不能很好地满足车辆稳定性控制的要求。单一的执行机构往往会受到执行器能力的限制，进而影响控制系统的控制效果[8-9]。许多学者致力于对多种控制方式进行集成来控制车辆的稳定性，利用各种控制方式彼此功能互补，拓宽控制系统的控制范围与控制效果。李韶华等[10]基于主动比例转向控制与直接横摆力矩控制开展了3轴重型车辆的稳定性集成控制研究，结果表明，6WS+DYC关于车辆稳定性的控制效果明显优于6WS控制和DYC控制。孙船斌等[11]采用Takagi-Sugeon方法建立车辆的3自由度横摆侧倾模型，开展了主动前轮转向(active front wheel steering, AFS)和DYC的集成控制研究，基于设计的状态反馈模糊分布控制器有效提升了执行器能力的利用率和车辆强非线性转向稳定性的控制效果。付翔等[12]以零质心侧偏角为控制目标，设计了前馈+反馈的主动后轮转向(active rear wheel steering, ARS)控制器，并与所设计的四轮转矩控制器协调控制，有效提高了车辆的行驶稳定性与安全性。Ahmadian等[13]基于稳定性指标的调度机制实现了AFS与DYC的自适应协调，有效减小了车辆轮胎的侧偏角与侧向加速度，提高了车辆在不同机动条件下的操纵稳定性与路径跟随性能。

现代特种车辆大多具有整备质量大、质心高、

收稿日期：2022-06-30；录用日期：2022-08-22；网络出版时间：2022-09-08 15:42
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220908.1307.001
*通信作者. E-mail：2375496114@qq.com

引用格式：程洪杰，杨健福，刘志浩，等. 基于规则的多轴特种车辆稳定性集成控制[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1794-1805. CHENG H J，YANG J F，LIU Z H，et al. Rule-based integrated stability control of multi-axle special vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1794-1805 (in Chinese).

车身长、轮距窄的特点, 战时面对复杂的行驶环境, 很容易发生侧倾、侧翻等失稳现象[14]。然而, 部分型号特种车辆的后轮还不具备主动转向的功能, 且由于车辆轴数多、执行机构复杂, 使得车辆稳定性控制技术, 尤其是集成控制技术的研究并未得到良好的关注[15]。因此, 如何基于底盘的主动安全技术提升多轴特种车辆的行驶稳定性的研究具有非常重要的意义。基于所研究特种车辆的后轮已具备主动转向的条件, 以及车辆的制动方式为传统的机械制动的方式, 本文设计了适合该车型的稳定性集成控制器, 开展了车辆的稳定性集成控制研究。

1　控制系统结构

控制系统由信号输入层、决策层、分配层和执行层 4 部分组成, 如图 1 所示。

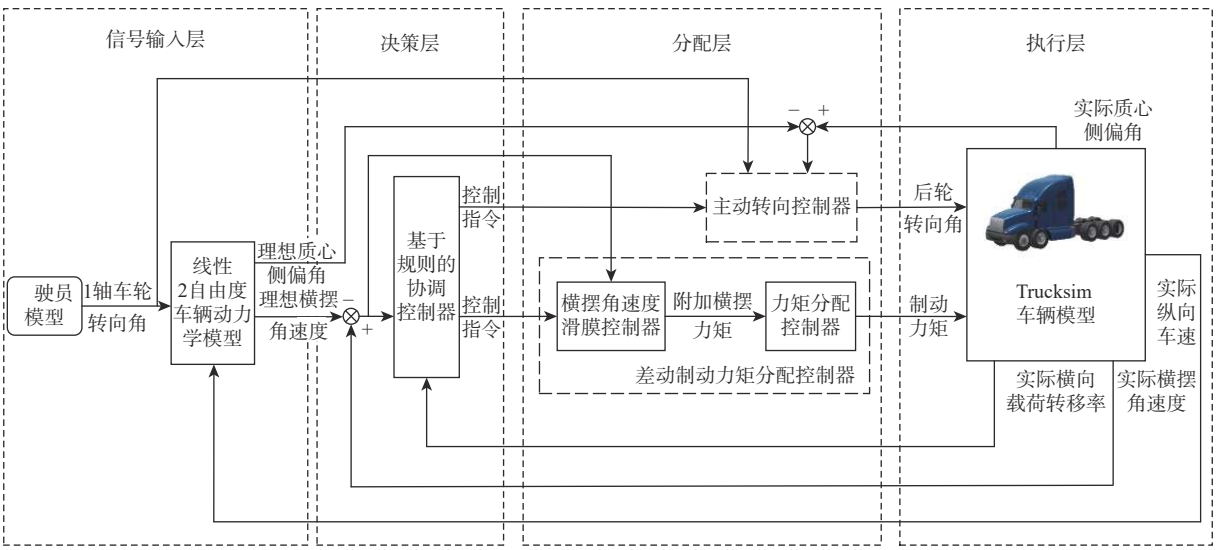


图 1　控制系统结构

Fig. 1　Control system structure

信号输入层主要包括驾驶员模型和线性 2 自由度车辆动力学模型, 作用是为决策层和分配层提供相应的信号输入量与车辆的期望运动状态。决策层的作用是基于车辆的运动状态, 判断是否需要对车辆进行稳定性控制, 并在需要对车辆进行稳定性控制时, 决策出各控制子系统之间协调工作的控制指令。分配层由主动转向控制器与轮胎纵向力分配控制器组成, 而车轮纵向力分配控制器又由附加横摆力矩控制器与纵向力分配器组成。各子控制器根据收到的协调控制指令参与控制过程, 并计算出控制量发送给执行层。执行层指车辆模型执行分配层发送来的控制量, 并反馈车辆的实际运动状态。

2　控制系统设计

2.1　车辆动力学模型

线性 2 自由度车辆动力学模型是反映车辆侧向和横摆 2 个运动动力学特性的基本模型, 在车辆的操纵稳定性研究中具有重要的应用。模型对应车辆的轮胎侧偏特性被假定处于线性区域, 左右侧轮胎的侧偏特性相同, 转向角为小转向角输入, 车身及悬架假定为刚性系统, 运动状态处于理想运动状态。为表示车辆的期望运动状态, 作为车辆横向稳定性研究的基础, 建立与本文研究车辆相对应的线性 2 自由度车辆动力学模型, 如图 2 所示。图中: $\delta_i(i=1,2,3,4,5)$为 1～5 轴车轮的转向角, 3 轴为非转向轴, $\delta_3=0$; α_i为 1～5 轴车轮的侧偏角; l_i为 1～5 桥车轴到质心的距离, 为后文描述方便, 定义 l_i为带正负的变量, 规定位于质心前的车轴与质心的距离为正值, 位于质心后的车轴与质心的距离为负值; F_{yi}为 1～5 轴车轮的侧向力; v为车辆质心处的实际速度; v_x和v_y分别为实际速度在车身坐标系的x轴和y轴上的分速度; ω_z为整车绕质心的横摆角速度; β为质心侧偏角; ΔM_z为附加横摆力矩。

基于牛顿第二定律和欧拉第二定律, 图 2 所示的车辆模型存在如下侧向动力学方程和绕质心处的力矩平衡方程:

$$\begin{cases} F_{y1}\cos\delta_1+F_{y2}\cos\delta_2+F_{y3}+F_{y4}\cos\delta_4+ \\ \quad F_{y5}\cos\delta_5=m(\dot{v}_y+\omega_z v_x) \\ F_{y1}l_1\cos\delta_1+F_{y2}l_2\cos\delta_2+F_{y3}l_3+F_{y4}l_4\cos\delta_4+ \\ \quad F_{y5}l_5\cos\delta_5=J_{zz}\dot{\omega}_z \end{cases} \tag{1}$$

式中: m为整车质量; J_{zz}为整车绕车身坐标系z轴的转动惯量。

基于简化模型时的小角度假设, 有: $\beta\approx\tan\beta=v_y/v_x$, $\cos\delta_i\approx1$, 车辆稳态转向运行时, 纵向车速为常数, 因此, $\dot{\beta}=\dot{v}_y/v_x$, 从而式 (1) 可简化为

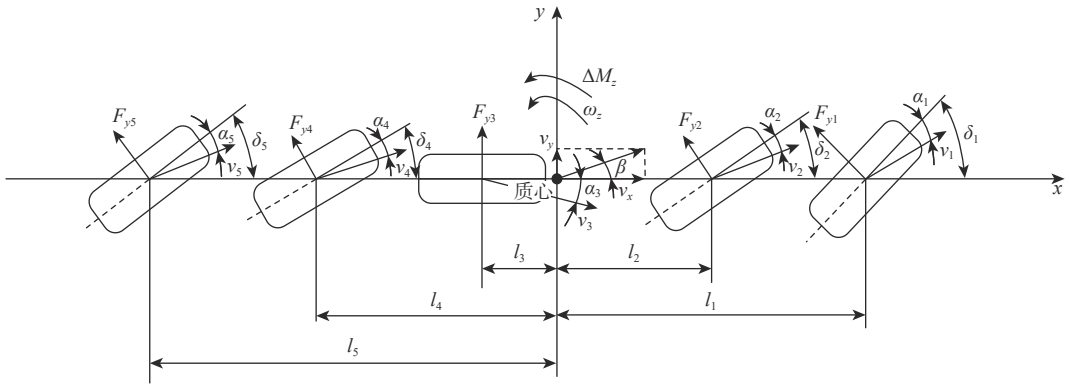


图2 5轴车辆线性2自由度模型

Fig. 2 Linear two-degree-of-freedom model of a five-axle vehicle

$$\begin{cases}\dot{\beta}=\dfrac{1}{mv_x}\displaystyle\sum_{i=1}^{5}F_{yi}-\omega_z\\ \dot{\omega}_z=\dfrac{1}{J_{zz}}\displaystyle\sum_{i=1}^{5}F_{yi}l_i\end{cases}\tag{2}$$

基于轮胎侧偏特性处于线性区域的假设，各轴车轮的侧向力为

$$F_{yi}=C_i\alpha_i=C_i\left(\frac{v_y+l_i\omega_z}{v_x}-\delta_i\right)=C_i\left(\beta+\frac{l_i\omega_z}{v_x}-\delta_i\right)\tag{3}$$

式中：$C_i(i=1,2,3,4,5)$为1～5轴车轮的等效侧偏刚度，等于左右侧轮胎侧偏刚度之和，即$C_i=C_{il}+C_{ir}$。

将式(3)代入式(2)得车辆线性2自由度模型的状态空间表达式为

$$\begin{bmatrix}\dot{\beta}\\ \dot{\omega}_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{\sum_{i=1}^{5}C_i}{mv_x} & \dfrac{\sum_{i=1}^{5}C_il_i}{mv_x^2}-1\\ \dfrac{\sum_{i=1}^{5}C_il_i}{J_{zz}} & \dfrac{\sum_{i=1}^{5}C_il_i^2}{J_{zz}v_x}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\beta\\ \omega_z\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\dfrac{-C_1}{mv_x} & \cdots & \dfrac{-C_5}{mv_x}\\ \dfrac{-C_1l_1}{J_{zz}} & \cdots & \dfrac{-C_5l_5}{J_{zz}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta_1\\ \vdots\\ \delta_5\end{bmatrix}\tag{4}$$

基于阿克曼转向原理，单轨模型2、4、5轴车轮的转向角与1轴车轮的转向角间存在如下关系：

$$\begin{cases}\dfrac{l_2+l_3}{\tan\delta_2}=\dfrac{l_1+l_3}{\tan\delta_1}\\ \dfrac{l_4-l_3}{\tan\delta_4}=\dfrac{l_1+l_3}{\tan\delta_1}\\ \dfrac{l_5-l_3}{\tan\delta_5}=\dfrac{l_1+l_3}{\tan\delta_1}\end{cases}\tag{5}$$

仍由小角度假设，可将式(5)简化为

$$\begin{cases}\delta_2=k_1\delta_1\\ \delta_4=k_2\delta_1\\ \delta_5=k_3\delta_1\end{cases}\tag{6}$$

式中：$k_1=\dfrac{l_2+l_3}{l_1+l_3}$；$k_2=\dfrac{l_3-l_4}{l_1+l_3}$；$k_3=\dfrac{l_3-l_5}{l_1+l_3}$。

将式(6)代入式(4)，可得

$$\begin{bmatrix}\dot{\beta}\\ \dot{\omega}_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\dfrac{\sum_{i=1}^{5}C_i}{mv_x} & \dfrac{\sum_{i=1}^{5}C_il_i}{mv_x^2}-1\\ \dfrac{\sum_{i=1}^{5}C_il_i}{J_{zz}} & \dfrac{\sum_{i=1}^{5}C_il_i^2}{J_{zz}v_x}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\beta\\ \omega_z\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\dfrac{-C_1-k_1C_2-k_2C_4-k_3C_5}{mv_x}\\ \dfrac{-l_1C_1-l_2k_1C_2-l_4k_2C_4-l_5k_3C_5}{J_{zz}}\end{bmatrix}[\delta_1]\tag{7}$$

对式(7)两边进行拉氏变换，令初始条件为0，得到质心侧偏角β和横摆角速度ω_z对1轴车轮转向角δ_1的传递函数为

$$\begin{bmatrix}\dfrac{\beta(s)}{\delta_1(s)}\\ \dfrac{\omega_z(s)}{\delta_1(s)}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}s-\dfrac{\sum_{i=1}^{5}l_i^2C_i}{J_{zz}v_x} & \dfrac{\sum_{i=1}^{5}l_iC_i}{mv_x^2}-1\\ \dfrac{\sum_{i=1}^{5}l_iC_i}{J_{zz}} & s-\dfrac{\sum_{i=1}^{5}C_i}{mv_x}\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\dfrac{-C_1-k_1C_2-k_2C_4-k_3C_5}{mv_x}\\ \dfrac{-l_1C_1-l_2k_1C_2-l_4k_2C_4-l_5k_3C_5}{J_{zz}}\end{bmatrix}\Bigg/\left[s^2-\left(J_{zz}\sum_{i=1}^{5}C_i+m\sum_{i=1}^{5}l_i^2C_i\right)s/(J_{zz}mv_x)+\left(\sum_{i=1}^{5}C_i\sum_{i=1}^{5}l_i^2C_i-\left(\sum_{i=1}^{5}l_iC_i\right)^2+mv_x^2\sum_{i=1}^{5}l_iC_i\right)/(J_{zz}mv_x^2)\right]\tag{8}$$

由式(8)可得横摆角速度与质心侧偏角关于1轴车轮转向角的稳态增益分别为

$$G_{\omega_z ss}=\left.\frac{\omega_z(s)}{\delta_1(s)}\right|_{s=0}=\frac{v_x/L_e}{1+v_x^2K}\tag{9}$$

$$G_{\beta ss}=\frac{\beta(s)}{\delta_1(s)}\bigg|_{s=0}=\left(a\sum_{i=1}^{5}l_i^2C_i-b\sum_{i=1}^{5}l_iC_i+mv_x^2b\right)\Big/\left[\sum_{i=1}^{5}C_i\sum_{i=1}^{5}l_i^2C_i-\left(\sum_{i=1}^{5}l_iC_i\right)^2+mv_x^2\sum_{i=1}^{5}l_iC_i\right] \tag{10}$$

式中:

$$L_{\mathrm{e}}=\frac{\sum_{i=1}^{5}C_i\sum_{i=1}^{5}l_i^2C_i-\left(\sum_{i=1}^{5}l_iC_i\right)^2}{b\sum_{i=1}^{5}C_i-a\sum_{i=1}^{5}l_iC_i}$$

$$K=\frac{m\sum_{i=1}^{5}l_iC_i}{\sum_{i=1}^{5}C_i\sum_{i=1}^{5}l_i^2C_i-\left(\sum_{i=1}^{5}l_iC_i\right)^2}$$

$$a=C_1+k_1C_2+k_2C_4+k_3C_5$$

$$b=l_1C_1+l_2k_1C_2+l_4k_2C_4+l_5k_3C_5$$

2.2　主动转向控制器设计

主动转向控制器的主要作用是维持车辆的侧倾稳定性与轨迹跟踪能力, 当车辆因路面附着系数不够或轮胎侧向力达到饱和致使轨迹发生偏移无法按照期望的路径行驶时, 或者因车身出现较严重的侧倾而有侧滑甚至侧翻的失稳状态发生时, 控制器通过主动转向杆控制车轮转动一定的角度, 使车辆始终保持良好的轨迹跟踪能力与侧倾稳定性。而良好的轨迹跟踪能力与侧倾稳定性表征为车辆的质心侧偏角趋近为 0 的运动状态, 因此, 将零质心侧偏角作为控制器的控制目标。为防止诸如路面系数变化、轮胎刚度变化、侧向风干扰等因素造成质心侧偏角参数的摄动, 同时考虑控制器的控制效果与集成控制算法的计算速度, 基于 PID 反馈控制原理跟踪控制车辆的质心侧偏角, 结合阿克曼转向原理设计一种前馈+反馈的主动转向控制器, 控制器的结构如图 3 所示。图中: β_{d}为期望质心侧偏角; e_β为质心侧偏角的偏差, $e_\beta=\beta_{\mathrm{d}}-\beta$; $\delta_{4(\mathrm{l,r})0}$和$\delta_{5(\mathrm{l,r})0}$分别为 4 轴和 5 轴左右侧车轮主动转向角的前馈输入量; $\Delta\delta_{4(\mathrm{l,r})}$和$\Delta\delta_{5(\mathrm{l,r})}$分别为 4 轴和 5 轴车轮主动转向角的反馈输入量。

2.2.1　阿克曼转向模型

为求解 4 轴与 5 轴车轮的前馈输入角, 建立图 4 所示的阿克曼转向模型。由阿克曼转向原理可知, 当车辆处于稳定转向运行状态时, 过各车轮回转中心且与轮胎中性面垂直的垂线应交于同一瞬时转向中心。由于该型特种车辆的 3 轴车轮为非转向轴, 瞬时转向中心 o'位于 3 轴车轮中线的延长线上。图 4 中, B为车辆的轮距, $\delta_{i(\mathrm{l,r})}$为各轴左右侧车轮的转向角。

基于几何关系, 符合阿克曼转向模型车辆的同侧车轮转向角满足如下关系:

$$\begin{cases}\dfrac{\tan\delta_{1\mathrm{l}}}{\tan\delta_{4\mathrm{l}}}=\dfrac{\tan\delta_{1\mathrm{r}}}{\tan\delta_{4\mathrm{r}}}=\dfrac{l_1+l_3}{l_3-l_4}\\[2ex]\dfrac{\tan\delta_{1\mathrm{l}}}{\tan\delta_{5\mathrm{l}}}=\dfrac{\tan\delta_{1\mathrm{r}}}{\tan\delta_{5\mathrm{r}}}=\dfrac{l_1+l_3}{l_3-l_5}\end{cases} \tag{11}$$

同轴左右侧车轮转向角满足如下关系:

$$\begin{cases}\cot\delta_{1\mathrm{r}}-\cot\delta_{1\mathrm{l}}=\dfrac{B}{l_1+l_3}\\[2ex]\cot\delta_{4\mathrm{r}}-\cot\delta_{4\mathrm{l}}=\dfrac{B}{l_3-l_4}\\[2ex]\cot\delta_{5\mathrm{r}}-\cot\delta_{5\mathrm{l}}=\dfrac{B}{l_3-l_5}\end{cases} \tag{12}$$

设方向盘转向角为δ_{sw}, 方向盘到 1 轴车轮传动链的传动比为i_{sw}, 则 1 轴左侧车轮的转向角可简化表示为

$$\delta_{1\mathrm{l}}=\frac{\delta_{\mathrm{sw}}}{i_{\mathrm{sw}}} \tag{13}$$

由式(11)～式(13)可得

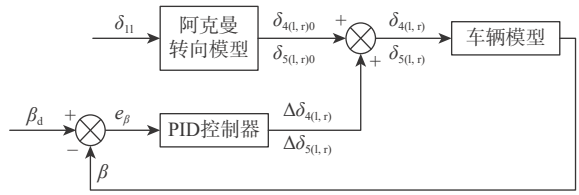


图 3　主动转向控制器结构

Fig. 3　Active steering controller structure

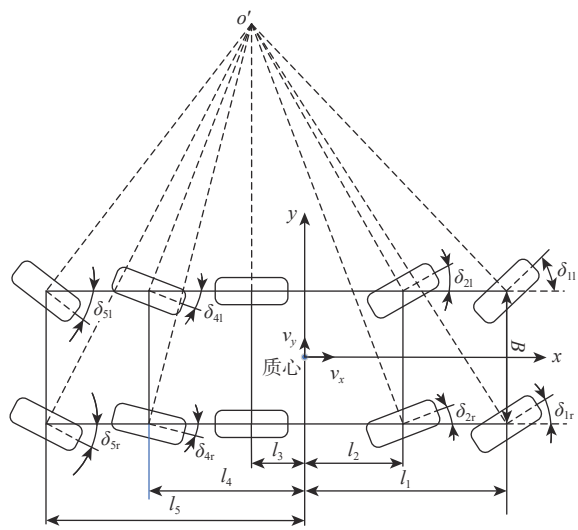


图 4　阿克曼转向模型

Fig. 4　Ackerman steering model

$$\begin{cases}\delta_{4l0}=\arctan\left(\dfrac{l_3-l_4}{l_1+l_3}\tan\left(\dfrac{\delta_{sw}}{i_{sw}}\right)\right)\\ \delta_{4r0}=\operatorname{arccot}\left(\dfrac{B_k}{l_3-l_4}+\dfrac{l_1+l_3}{l_3-l_4}\tan\left(\dfrac{\delta_{sw}}{i_{sw}}\right)\right)\\ \delta_{5l0}=\arctan\left(\dfrac{l_3-l_5}{l_1+l_3}\tan\left(\dfrac{\delta_{sw}}{i_{sw}}\right)\right)\\ \delta_{5r0}=\operatorname{arccot}\left(\dfrac{B_k}{l_3-l_5}+\dfrac{l_1+l_3}{l_3-l_5}\tan\left(\dfrac{\delta_{sw}}{i_{sw}}\right)\right)\end{cases} \tag{14}$$

2.2.2 PID反馈控制器

PID反馈控制器用于跟踪控制车辆的质心侧偏角，使其始终趋近于期望质心侧偏角，其反馈输出量为4轴与5轴车轮的附加主动转向角。

$$\Delta\delta_{i(l,r)}=P_1e_\beta+I_1\int e_\beta\mathrm{d}t+D_1\frac{\mathrm{d}e_\beta}{\mathrm{d}t} \tag{15}$$

式中：P_1、I_1、D_1分别为PID反馈控制器的比例系数、积分系数、微分系数。

基于上述分析，4轴与5轴车轮主动转向角的的总输入量为

$$\delta_{i(l,r)}=\delta_{i(l,r)0}+\Delta\delta_{i(l,r)} \tag{16}$$

2.3 差动制动力矩分配控制器设计

由于本文研究车辆的动力源仍为传统的依靠发动机提供总动力，再由动力传动系统传递至各轴车轮的单一驱动形式，难以通过驱动力矩在各轮上的分配来实现左右车轮的纵向力差。因此，本文采用差动制动的方式使左右车轮产生纵向力差，进而形成附加的横摆力矩来控制车辆的横摆稳定性。差动制动控制不仅执行机构简单可行，且对于因驾驶员的错误操作导致侧滑、侧偏等危险工况，能够通过降低车速有效缓解驾驶员的慌张情绪，避免由于没有及时修正错误驾驶而带来的严重后果。差动制动力矩分配控制器由横摆角速度滑膜控制器与力矩分配控制器组成，分别设计如下。

2.3.1 横摆角速度滑膜控制器设计

横摆角速度滑膜控制器用于跟踪控制车辆的横摆角速度，维持车辆的实际横摆角速度趋近于理想横摆角速度，进而保证车辆的横摆稳定性。车辆的期望横摆角速度等于横摆角速度的稳态增益$G_{\omega_z ss}$与1轴车轮的转向角δ_1的乘积，由稳态增益系数可得车辆的理想横摆角速度为

$$\omega_{zd0}=G_{\omega_z ss}\delta_1=\frac{v_x}{L_e(1+v_x^2K)}\delta_1 \tag{17}$$

由路面附着系数对车辆侧向加速度的限制得到车辆的理想横摆角速度应满足如下约束条件：

$$|\omega_{zd}|\leqslant\frac{\mu g}{v_x} \tag{18}$$

式中：μ为路面摩擦系数；g为重力加速度。

因此，车辆的期望横摆角速度为

$$\omega_{zd}=\min\left(|\omega_{zd0}|,\left|\frac{\mu g}{v_x}\right|\right)\operatorname{sgn}(\delta_1) \tag{19}$$

式中：$\operatorname{sgn}(\delta_1)$为1轴车轮转向角的符号函数。

设控制系统作用于车身的附加横摆力偶矩为ΔM_z，在附加横摆力矩的作用下，车辆绕质心新的力矩平衡方程为

$$\begin{aligned}J_{zz}\dot{\omega}_z=&F_{y1}l_1\cos\delta_1+F_{y2}l_2\cos\delta_2+F_{y3}l_3+\\&F_{y4}l_4\cos\delta_4+F_{y5}l_5\cos\delta_5+\Delta M_z+\xi_z\end{aligned} \tag{20}$$

式中：ξ_z为由于模型简化、参数扰动等造成的不确定项。

结合小角度假设和式(7)与式(20)，可得此时车辆横摆角速度的倒数为

$$\dot{\omega}_z=q_1v_y+q_2\omega_z+q_3\delta_1+q_4(\Delta M_z+\xi_z) \tag{21}$$

式中：$q_1=\left(\sum_{i=1}^{5}C_il_i\right)\Big/(J_{zz}v_x)$，$q_2=\left(\sum_{i=1}^{5}C_il_i^2\right)\Big/(J_{zz}v_x)$，$q_3=(-l_1C_1-l_2k_1C_2-l_4k_2C_4-l_5k_3C_5)/J_{zz}$，$q_4=1/J_{zz}$。

定义横摆角速度的跟踪误差为

$$e_\omega=\omega_z-\omega_{zd} \tag{22}$$

取滑膜函数为横摆角速度的跟踪误差与跟踪误差积分和：

$$s_{\omega_z}=e_{\omega_z}+\lambda\int_0^t e_{\omega_z}\mathrm{d}t \tag{23}$$

式中：λ为滑膜面系数，取$\lambda=2.5$。

$$\begin{aligned}\dot{s}_{\omega_z}=&\dot{\omega}_z-\dot{\omega}_{zd}+\lambda e_{\omega_z}=q_1v_y+q_2\omega_z+\\&q_3\delta_1+q_4(\Delta M_z+\xi_z)-\dot{\omega}_{zd}+\lambda e_{\omega_z}\end{aligned} \tag{24}$$

利用趋近率为指数趋近率的饱和函数来消除滑膜函数的抖振问题，即取

$$\dot{s}_{\omega_z}=-\varepsilon_{\omega_z}\operatorname{sat}(s_{\omega_z})-k_{\omega_z}s_{\omega_z}\qquad\varepsilon_{\omega_z}>0,k_{\omega_z}>0 \tag{25}$$

式中：ε_{ω_z}、k_{ω_z}为滑膜函数的趋近率系数。

将式(25)代入式(24)，得滑膜控制器的附加横摆力矩输出量为

$$\begin{aligned}\Delta M_z=\frac{1}{q_4}\big[&\dot{\omega}_{zd}-q_1v_y-q_2\omega_z-q_3\delta_1-\\&\varepsilon_{\omega_z}\operatorname{sat}(s_{\omega_z})-k_{\omega_z}s_{\omega_z}-\lambda e_{\omega_z}\big]\end{aligned} \tag{26}$$

2.3.2 基于规则的制动力矩分配

文献[16]研究结果表明，在车辆转向过程中，内后轮制动力产生朝内侧的横摆力矩最有效，而外前轮制动力产生朝外侧的横摆力矩最有效。由此设计了基于规则的制动力矩分配策略，具体思路为：当所需横摆力矩转向内侧时，优先制动内后轮；

当所需横摆力矩转向外侧时, 优先制动外前轮。

参照此种分配规则, 制定本文车辆的制动控制策略。首先, 根据横摆角速度判断车辆的转向状态, 其次, 确定所需横摆力矩的方向, 最后, 根据制动力分配规则实现该横摆力矩。车辆存在 4 种转向工况, 每种工况所需的横摆力矩都以能产生最大效益的制动轮为主制动轮, 同侧的其余车轮为次制动轮进行制动得到。次制动轮用于分担主制动轮的制动压力, 防止因主制动轮输出饱和而无法满足横摆力矩的需求。从主到次, 各轮的制动力按 50%∶25%∶15%∶7%∶3% 的比例进行分配, 如图 5 所示。

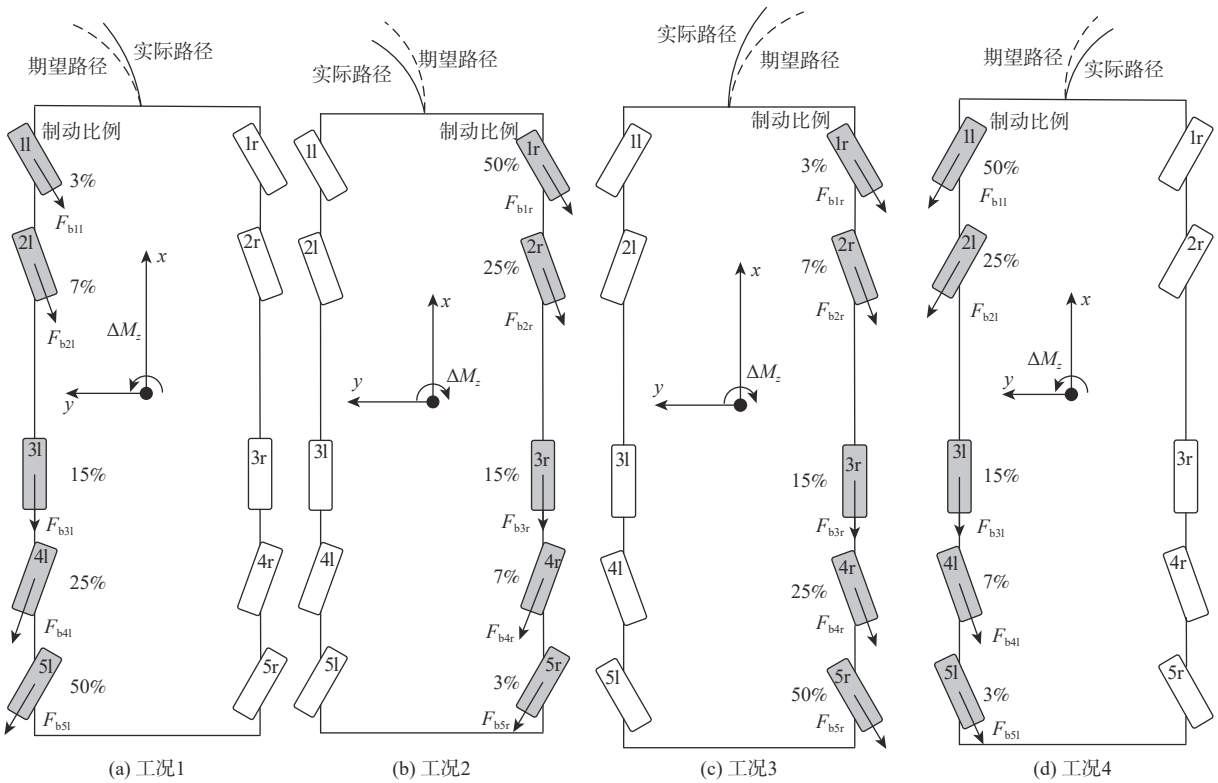


图 5　制动控制策略

Fig. 5　Braking control strategy

规定逆时针方向为横摆角速度与横摆力矩的正值方向。具体的制动控制规则如表 1 所示。

制动控制规则说明如下:

1) 当车辆的期望横摆角速度 $\omega_{zd}>0$, 且车辆的实际横摆角速度的绝对值 $|\omega_z|$ 小于期望横摆角速度的绝对值 $|\omega_{zd}|$ 时, 车辆处于左转与不足转向的运动状态, 此时, 车辆所需的附加横摆力矩的方向为逆时针方向, 而为了获得所需的附加横摆力矩, 制动策略为左侧车轮制动, 主制动轮为左后轮, 如图 5(a) 所示。

表 1　制动控制规则

Table 1　Braking control rules

理想横摆角速度判断	横摆角速度判断	制动控制策略
$\omega_{zd}>0$	$\|\omega_z\|<\|\omega_{zd}\|$	左侧车轮制动
	$\|\omega_z\|>\|\omega_{zd}\|$	右侧车轮制动
$\omega_{zd}<0$	$\|\omega_z\|<\|\omega_{zd}\|$	右侧车轮制动
	$\|\omega_z\|>\|\omega_{zd}\|$	左侧车轮制动

2) 当车辆的期望横摆角速度 $\omega_{zd}>0$, 且车辆的实际横摆角速度的绝对值 $|\omega_z|$ 大于期望横摆角速度的绝对值 $|\omega_{zd}|$ 时, 车辆处于左转与过多转向的运动状态, 此时, 车辆所需的附加横摆力矩的方向为顺时针方向, 制动策略采取右侧车轮制动, 主制动轮为右前轮, 如图 5(b) 所示。

3) 当车辆的期望横摆角速度 $\omega_{zd}<0$, 且车辆的实际横摆角速度的绝对值 $|\omega_z|$ 小于期望横摆角速度的绝对值 $|\omega_{zd}|$ 时, 车辆处于右转与不足转向运动状态, 此时, 车辆所需的附加横摆力矩的方向为顺时针方向, 制动策略采取右侧车轮制动, 主制动轮为右后轮, 如图 5(c) 所示。

4) 当车辆的期望横摆角速度 $\omega_{zd}<0$, 且车辆的实际横摆角速度的绝对值 $|\omega_z|$ 大于期望横摆角速度的绝对值 $|\omega_{zd}|$ 时, 车辆处于右转与过多转向的运动状态, 此时, 车辆所需的附加横摆力矩的方向为逆时针方向, 制动策略采取左侧车轮制动, 主制动轮为左前轮, 如图 5(d) 所示。

设各轮的制动力为$F_{bi(l,r)}$，制动力的合力为F_b，则根据滑膜控制器输出的附加横摆力矩计算各轮的制动力如下。

对处于图5(a)状态的车辆：

$$\begin{cases}\Delta M_z=\dfrac{B}{2}(F_{b1l}\cos\delta_{1l}+F_{b2l}\cos\delta_{2l}+F_{b3l}+\\ \quad F_{b4l}\cos\delta_{4l}+F_{b5l}\cos\delta_{5l})-l_1F_{b1l}\sin\delta_{1l}-\\ \quad l_2F_{b2l}\sin\delta_{2l}-l_4F_{b4l}\sin\delta_{4l}-l_5F_{b5l}\sin\delta_{5l}\\ F_{b1l}=0.03F_b\\ F_{b2l}=0.07F_b\\ F_{b3l}=0.15F_b\\ F_{b4l}=0.25F_b\\ F_{b5l}=0.5F_b\end{cases}\tag{27}$$

对处于图5(b)状态的车辆：

$$\begin{cases}\Delta M_z=\dfrac{B}{2}(F_{b1r}\cos\delta_{1r}+F_{b2r}\cos\delta_{2r}+F_{b3r}+\\ \quad F_{b4r}\cos\delta_{4r}+F_{b5r}\cos\delta_{5r})+l_1F_{b1r}\sin\delta_{1r}+\\ \quad l_2F_{b2r}\sin\delta_{2r}+l_4F_{b4r}\sin\delta_{4r}+l_5F_{b5r}\sin\delta_{5r}\\ F_{b1r}=0.5F_b\\ F_{b2r}=0.25F_b\\ F_{b3r}=0.15F_b\\ F_{b4r}=0.07F_b\\ F_{b5r}=0.03F_b\end{cases}\tag{28}$$

对处于图5(c)状态的车辆：

$$\begin{cases}\Delta M_z=\dfrac{B}{2}(F_{b1r}\cos\delta_{1r}+F_{b2r}\cos\delta_{2r}+F_{b3r}+\\ \quad F_{b4r}\cos\delta_{4r}+F_{b5r}\cos\delta_{5r})+l_1F_{b1r}\sin\delta_{1r}+\\ \quad l_2F_{b2r}\sin\delta_{2r}-l_4F_{b4r}\sin\delta_{4r}-l_5F_{b5r}\sin\delta_{5r}\\ F_{b1r}=0.03F_b\\ F_{b2r}=0.07F_b\\ F_{b3r}=0.15F_b\\ F_{b4r}=0.25F_b\\ F_{b5r}=0.5F_b\end{cases}\tag{29}$$

对处于图5(d)状态的车辆：

$$\begin{cases}\Delta M_z=\dfrac{B}{2}(F_{b1l}\cos\delta_{1l}+F_{b2l}\cos\delta_{2l}+F_{b3l}+\\ \quad F_{b4l}\cos\delta_{4l}+F_{b5l}\cos\delta_{5l})+l_1F_{b1l}\sin\delta_{1l}+\\ \quad l_2F_{b2l}\sin\delta_{2l}+l_4F_{b4l}\sin\delta_{4l}+l_5F_{b5l}\sin\delta_{5l}\\ F_{b1l}=0.5F_b\\ F_{b2l}=0.25F_b\\ F_{b3l}=0.15F_b\\ F_{b4l}=0.07F_b\\ F_{b5l}=0.03F_b\end{cases}\tag{30}$$

设车轮的滚动半径为R_w，则基于计算得到的各轮制动力可得作用于各轮的制动力矩为

$$T_{bi(l,r)}=F_{bi(l,r)}R_w\tag{31}$$

2.4 基于规则的协调控制策略

2.4.1 协调控制目的

车辆的稳定性集成控制算法对多种控制方式集成时必须要考虑2个问题：①在车辆存在失稳风险时，如何根据车辆的运动状态判断采取哪一种或哪几种控制方式对车辆进行稳定性控制；②当多种控制方式同时对车辆的稳定性进行控制时，如何分配各子控制系统的控制范围与控制比例。

优秀的集成控制系统应不仅能保证各子控制系统控制效果达到最大化，还应能保证各子控制系统协同工作时彼此互不干扰，弥补各自的缺点与限制，扩大控制系统的控制范围。因此，需要对各种控制方式工作时机的判断与工作方式的协调分配进行相应的分析与研究。

2.4.2 协调控制策略

本文的稳定性集成控制系统通过集成主动转向与差动制动2种控制方式对车辆的稳定性进行控制。主动转向控制系统主要用于车辆侧倾稳定性的控制，差动制动控制系统主要用于车辆横摆稳定性的控制，弥补高速工况下轮胎侧向力的不足与主动转向控制能力的限制。车辆的侧倾稳定性可表征为横向载荷转移率的变化，因此，本文将横向载荷转移率作为车辆防侧倾稳定性控制的判据，将车辆的横摆角速度及其与理想横摆角速度的差值作为车辆横摆稳定性控制的判据。参考文献[2]中横向载荷转移率阈值的取值，取LTR_d=0.55。基于规则制定如表2所示的协调控制策略。

表2 协调控制策略

Table 2 Coordinated control strategy

横向载荷转移率判断	横摆角速度判断	横摆角速度偏差判断	控制策略
$LTR<LTR_d$	$\lvert e_\omega\rvert<e_1$		不控制
	$\lvert e_\omega\rvert\geqslant e_1$		DYC
$LTR\geqslant LTR_d$	$\lvert e_\omega\rvert<e_1$		ARS
	$\lvert e_\omega\rvert\geqslant e_1$	$\mathrm{sgn}(a_y)=\mathrm{sgn}(e_\omega)$	ARS+DYC
		$\mathrm{sgn}(a_y)\neq\mathrm{sgn}(e_\omega)$	先ARS后DYC

协调控制策略的说明如下：

1）当$LTR<LTR_d$，$|e_\omega|<e_1$时，判定车辆为稳定状态，控制系统不对车辆进行稳定性控制。

2）当$LTR<LTR_d$，$|e_\omega|\geqslant e_1$时，判定车辆存在横

摆失稳的风险, 控制系统只通过差动制动的方式对车辆进行稳定性控制。

3) 当 $\mathrm{LTR} \geqslant \mathrm{LTR_d}$, $|e_\omega| < e_1$ 时, 判定车辆有侧倾失稳的风险, 控制系统只通过主动转向的方式对车辆进行稳定性控制。

4) 当 $\mathrm{LTR} \geqslant \mathrm{LTR_d}$, $|e_\omega| \geqslant e_1$, 且 $\mathrm{sgn}(a_y) = \mathrm{sgn}(e_\omega)$ 时, 判定车辆同时存在侧倾失稳与横摆失稳的风险, 并且两者所需横摆力矩的方向一致, 此时, 控制系统基于主动转向与差动制动同时对车辆进行稳定性控制。

5) 当 $\mathrm{LTR} \geqslant \mathrm{LTR_d}$, $|e_\omega| \geqslant e_1$, 且 $\mathrm{sgn}(a_y) \neq \mathrm{sgn}(e_\omega)$ 时, 判定车辆同时存在侧倾失稳与横摆失稳的风险, 但两者所需横摆力矩的方向相反, 此时, 控制系统先通过主动转向的方式, 再通过差动制动的方式对车辆进行稳定性控制。因为车辆的侧翻事故往往会带来比横摆失稳事故更严重的损失。

当 2 种控制方式协同工作时, 为消除 2 种控制方式频繁切换带来的控制系统抖振, 可通过定义一个横摆角速度差值的正阈值 e_2 对 2 种控制方式的输出权重进行如下定义。

定义后轮主动转向角关于控制总量的分配比例函数为

$$g(|e_\omega|) = \begin{cases} 0 & |e_\omega| < e_1 \\ \rho(|e_\omega|) & e_1 \leqslant |e_\omega| < e_2 \\ 1 & |e_\omega| \geqslant e_2 \end{cases} \tag{32}$$

式中: $\rho(|e_\omega|)$ 为关于 $|e_\omega|$ 的单调递减函数。

附加横摆力矩关于控制总量的分配比例函数为

$$f(|e_\omega|) = 1 - g(|e_\omega|) = \begin{cases} 1 & |e_\omega| < e_1 \\ 1-\rho(|e_\omega|) & e_1 \leqslant |e_\omega| < e_2 \\ 0 & |e_\omega| \geqslant e_2 \end{cases} \tag{33}$$

此时, 各子控制系统输出的控制量为

$$\begin{cases} \delta_{\mathrm{obi(l,r)}} = g(|e_\omega|)\delta_{i(\mathrm{l,r})} \\ \Delta M_{\mathrm{obz}} = f(|e_\omega|)\Delta M_z \end{cases} \tag{34}$$

3　仿真分析

为验证集成控制器对于车辆稳定性的控制效果, 基于 Trucksim 与 Simulink 联合仿真平台, 在高速高附与低速低附 2 种极限工况下分别进行集成控制车辆与无控制车辆的对比分析。车辆动力学模型的主要参数如表 3 所示。

表 3　车辆模型主要参数

Table 3　Main parameters of vehicle model

参数	数值
整车质量/kg	54 048
轮距/m	2.56
1轴距质心的轴距/m	5.784
2轴距质心的轴离/m	3.384
3轴距质心的轴离/m	1.116
4轴距质心的轴离/m	3.516
5轴距质心的轴离/m	5.916
质心高度/m	1.36
轮胎半径/m	0.628
整车绕x轴的转动惯量/(kg·m^2)	230 700
整车绕y轴的转动惯量/(kg·m^2)	852 500
整车绕z轴的转动惯量/(kg·m^2)	72 536.8

3.1　双移线工况测试

为验证集成控制器对于车辆在高速高附工况下高速行驶时稳定性的控制效果, 选取双移线工况作为测试实验工况, 设定路面的附着系数为 0.85, 车辆车速为 100 km/h, 集成控制车辆与无控制车辆在该工况下的对比结果如图 6 所示。

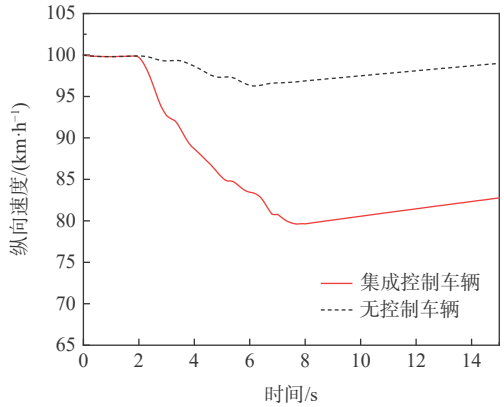
图 6(a) 与图 6(b) 分别为车辆车速的对比与行驶轨迹的对比, 由图 6(b) 可见, 集成控制车辆在经过双移线道路最后一个弯道时的侧向位移的超调量要比无控制车辆小 0.126 m, 集成控制车辆侧向位移进入稳态的时间为 7.6 s,而无控制车辆 9.5 s 时才达到稳态。

图 6(c) 与图 6(d) 分别为车辆横摆角速度与质心侧偏角的对比, 数据表明, 集成控制车辆横摆角速度偏差与质心侧偏角的幅值相较于无控制车辆分别降低了 46% 与 63%, 说明所设计的集成控制器对于车辆在高速与高路面附着系数的行驶稳定性有比较明显的提高。

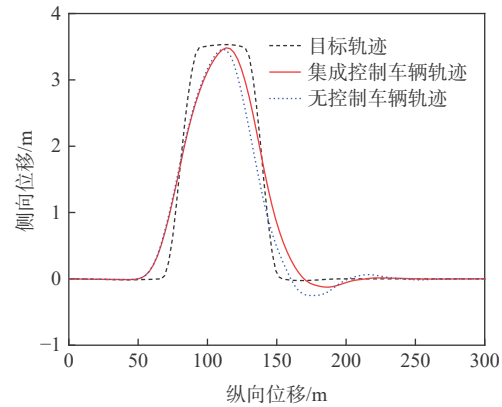
图 6(e) 为车辆 4 轴与 5 轴车轮转向角(后轮转向角)的对比, 可以看出, 集成控制车辆的后轮转向角正负向极值相差很小, 且左转向与右转向时峰值也较均匀, 说明在集成控制下的车辆运行更平稳, 这与车辆的横摆角速度偏差与质心侧偏角的幅值较无控制车辆小相对应。

图 6(f) 为集成控制车辆车轮的制动力矩, 可见, 在车辆的横摆角速度与名义值超过设定的阈值时, 车辆左右侧的各轴车轮的制动器能够按照既定的规则按比例对车轮进行制动。

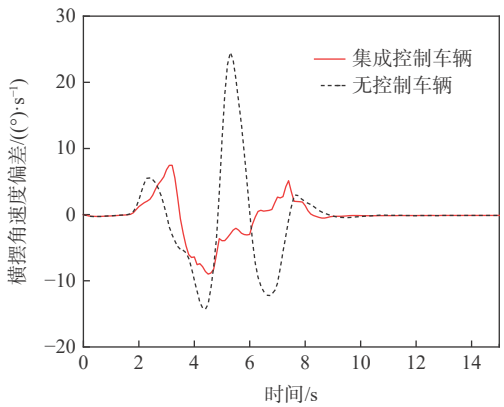
结果表明, 对于高速高附换道的行驶工况, 集成控制系统能够有效提升多轴特种车辆的行驶稳定性。



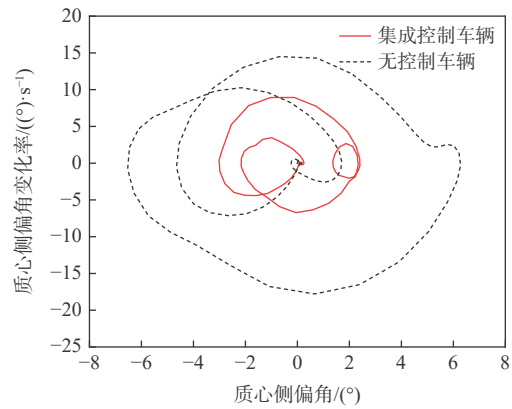
(a) 车速对比



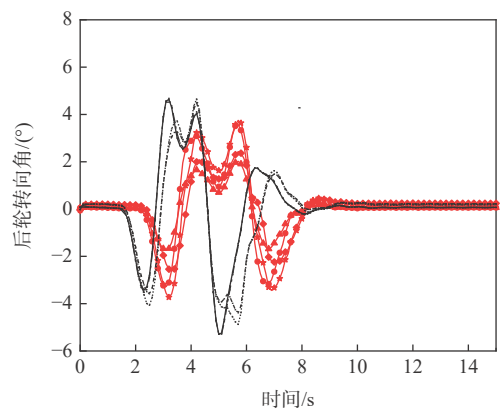
(b) 行驶轨迹对比



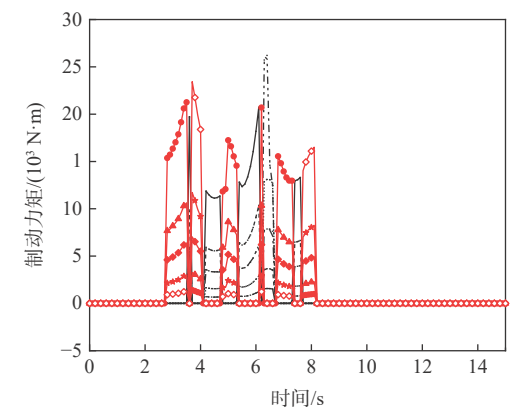
(c) 横摆角速度偏差对比



(d) 质心侧偏角变化率-质心侧偏角相图对比



(e) 后轮转向角对比



(f) 集成控制车辆车轮的制动力矩

图 6 双移线仿真测试结果

Fig. 6 Double shift line simulation test results

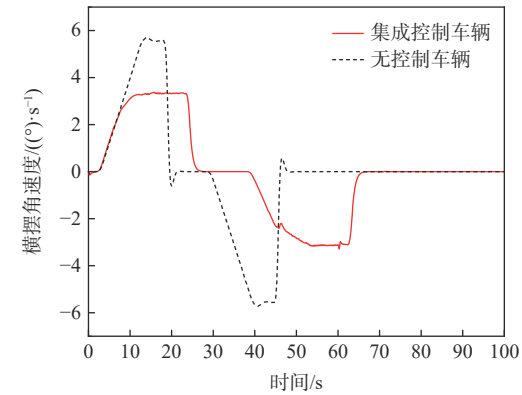
3.2 低附着路面测试

设定附着系数为 0.4 的 S 形路面进行仿真测试，仿真车速设为 60 km/h，车辆运动状态的对比如图 7 所示。

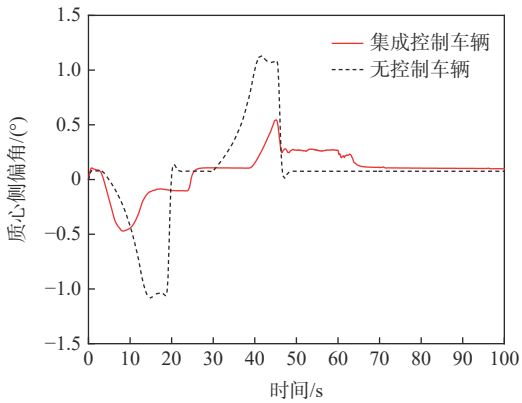
图 7(a) 为横摆角速度的对比，图 7(b) 为质心侧偏角对比，数据表明，集成控制器控制车辆的横摆角速度幅值与质心侧偏角幅值较无控制车辆分别降低了 47% 与 58%。

图 7(c) 为车辆后轮转向角的对比，数据表明，集成控制车辆的 4 轴与 5 轴左右车轮转向角的幅值约比无控制车辆分别增大了 0.49°与 1.23°，后轮转向角增大拓宽了轮胎侧向力的可利用裕度。

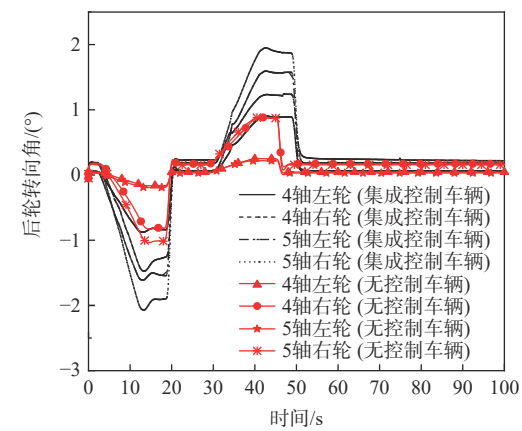
图 7(d) 为车辆行驶轨迹对比，由局部放大图可见，集成控制车辆与无控制车辆的都存在微小的过多转向，而集成控制车辆的转向过度要小于无控制车辆。



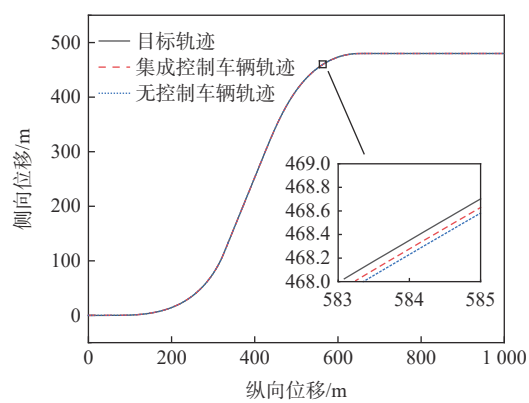
(a) 横摆角速度对比



(b) 质心侧偏角对比



(c) 后轮转向角对比



(d) 车辆行驶轨迹对比

图 7　低附着路面测试结果

Fig. 7　Test results of low adhesion pavement

结果表明, 集成控制系统能够改善车辆低速低附路面的转向灵敏度。

4　结　论

本文以某重型 5 轴特种车辆为研究对象, 基于自适应协调控制策略, 设计了前馈+反馈的主动后轮转向控制与差动制动力矩分配控制的稳定性集成控制系统, 对控制策略的控制效果进行了 Trucksim 与 Simulink 联合仿真验证, 对比分析了高速高附转向与低速低附转向 2 种极限工况下车辆的运动状态。主要结论如下:

1) 对于高速高附的换道行驶工况, 集成控制器控制车辆的横摆角速度偏差与质心侧偏角的幅值较无控制车辆分别降低了 46% 与 63%, 车辆后轮转向角的幅值较无控制车辆减小了 1.4°, 各轴车轮能够按照既定的规则按比例进行制动, 路径跟随性能也要好于无控制车辆。

2) 对于低速低附的转向行驶工况, 集成控制器控制车辆的横摆角速度与质心侧偏角的幅值较无控制车辆分别降低了 47% 与 58%, 集成控制器控制车辆 4 轴与 5 轴左右车轮转向角的幅值较无控制车辆分别增大了约 0.49°与 1.23°, 后轮转向角的增大提升了车辆低速与低附着路面上行驶的转向灵敏度, 改善了车辆的过多转向情况。

参考文献 (References)

[1] 毕凤荣, 孙浩轩, 张立鹏, 等. 4WID 车辆主动安全控制策略研究[J]. 天津大学学报 (自然科学与工程技术版), 2022, 55(2): 158-165.
BI F R, SUN H X, ZHANG L P, et al. Research on the active safety control of the 4WID vehicle[J]. Journal of Tianjin University (Science and Technology), 2022, 55(2): 158-165(in Chinese).

[2] 张不扬. 基于主动转向与差动制动的四轴商用车稳定性集成控制算法开发[D]. 长春: 吉林大学, 2019.
ZHANG B Y. Development of integrated stability control algorithm for four-axle commercial vehicle based on active steering and differential braking[D]. Changchun: Jilin University, 2019(in Chinese).

[3] AOUADJ N, HARTANI K, FATIHA M. New integrated vehicle dynamics control system based on the coordination of active front steering, direct yaw control, and electric differential for improvements in vehicle handling and stability[J]. SAE International Journal of Vehicle Dynamics, Stability, and NVH, 2020, 4(2): 119-133.

[4] 邓召文, 孔昕昕, 高伟. 重型半挂汽车列车主动转向控制策略研究[J]. 现代制造工程, 2021(10): 17-24.
DENG Z W, KONG X X, GAO W. Research on active steering control strategy of articulated heavy vehicles[J]. Modern Manufacturing Engineering, 2021(10): 17-24(in Chinese).

[5] 张为, 丁能根, 王健, 等. 汽车 DYC 滑模控制器设计及系统稳定性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(11): 1353-1357.
ZHANG W, DING N G, WANG J, et al. Vehicular DYC via SMC

and system stability analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(11): 1353-1357(in Chinese).

[6] 高坤明, 郭宗和, 于瑶瑶, 等. 重型车辆主动悬架的滑模控制器设计及优化[J]. 山东理工大学学报 (自然科学版), 2020, 34(4): 30-36.
GAO K M, GUO Z H, YU Y Y, et al. Design and optimization of sliding mode controller for active suspension of heavy vehicle[J]. Journal of Shandong University of Technology (Natural Science Edition), 2020, 34(4): 30-36(in Chinese).

[7] 赵强, 解利臣. 基于主动横向稳定杆的汽车防侧倾控制策略及算法研究[J]. 重庆理工大学学报 (自然科学), 2019, 33(12): 1-7.
ZHAO Q, XIE L C. Research on anti-roll control strategy and algorithm of automobile based on active anti-roll bar[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2019, 33(12): 1-7(in Chinese).

[8] 朱宏波. 车辆稳定性控制系统控制策略研究及验证[D]. 长春: 吉林大学, 2019.
ZHU H B. Research and validation on control strategy of vehicle electronic stability control system[D]. Changchun: Jilin University, 2019(in Chinese).

[9] WANG G D, LIU Y, LI S S, et al. New integrated vehicle stability control of active front steering and electronic stability control considering tire force reserve capability[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2021, 70(3): 2181-2195.

[10] 李韶华, 张志达, 周军魏. 全轮转向非线性重型车辆稳定性集成控制研究[J]. 振动与冲击, 2019, 38(9): 148-156.
LI S H, ZHANG Z D, ZHOU J W. Nonlinear integrated control for maneuvering stability of a heavy-duty vehicle with all-wheel steering[J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 38(9): 148-156(in Chinese).

[11] 孙船斌, 方琳, 童宝宏. 受饱和约束的车辆转向非线性鲁棒模糊分布控制[J]. 振动与冲击, 2022, 41(4): 77-85.
SUN C B, FANG L, TONG B H. Nonlinear robust fuzzy distributed control of vehicle steering with saturation constraint[J]. Journal of Vibration and Shock, 2022, 41(4): 77-85(in Chinese).

[12] 付翔, 杨凤举, 黄斌, 等. 主动后轮转向四轮独立驱动车辆的协调控制[J]. 江苏大学学报 (自然科学版), 2021, 42(5): 497-505.
FU X, YANG F J, HUANG B, et al. Coordinated control of active rear wheel steering and four wheel independent driving vehicle[J]. Journal of Jiangsu University (Natural Science Edition), 2021, 42(5): 497-505(in Chinese).

[13] AHMADIAN N, KHOSRAVI A, SARHADI P. Integrated model reference adaptive control to coordinate active front steering and direct yaw moment control[J]. ISA Transactions, 2020, 106: 85-96.

[14] 赵权, 李韶华, 刘欢, 等. 某特种车辆整车动力学性能分析与评价[J]. 车辆与动力技术, 2018(4): 28-32.
ZHAO Q, LI S H, LIU H, et al. Dynamic performance analysis and evaluation of a special vehicle[J]. Vehicle & Power Technology, 2018(4): 28-32(in Chinese).

[15] 刘明春. 8×8 轮毂电机驱动车辆操纵稳定性分析与控制研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
LIU M C. Study on handling stability analysis and control for 8 in-wheel motor drive vehicle[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015(in Chinese).

[16] KIM W, YI K, LEE J. An optimal traction, braking, and steering coordination strategy for stability and manoeuvrability of a six-wheel drive and six-wheel steer vehicle[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2012, 226(1): 3-22.

Rule-based integrated stability control of multi-axle special vehicle

CHENG Hongjie*，YANG Jianfu，LIU Zhihao，LI Ruoting，GAO Lei

(Missile Engineering Institute，Rocket Force University of Engineering，Xi'an 710025，China)

Abstract：In order to improve the active safety and handling stability of multi-axle special vehicles, taking a heavy-duty 5-axle special vehicle as the research object, based on the adaptive coordinated control strategy, an integrated active rear wheel steering (ARS) and differential Hierarchical stability integrated control strategy for differential braking torque distribution (DBTD). The decision-making layer decides the coordinated control instructions of the ARS and DBTD sub-control systems based on the rules. The distribution layer uses the feedforward and feedback control technique to achieve the distribution of the active steering wheel angle, and it uses the synovial film control and specified rules to realize the distribution of the wheel differential braking torque. The control effect of the control strategy is verified by the co-simulation of Trucksin and Simulink, and the motion states of the stability-controlled vehicle and the uncontrolled vehicle under the two extreme conditions of high-attachment high maneuvering steering and low-speed low-attachment steering are compared and analyzed. The findings demonstrate that, under high-speed and high-speed situations, the integrated control system-controlled vehicle's amplitudes of the yaw rate and side-slip angle are lowered by 46% and 63%, respectively, in comparison to the uncontrolled vehicle. With the working conditions, the yaw rate and the center of mass sideslip amplitude of the vehicle are reduced by 47% and 58% respectively compared with the uncontrolled vehicle. The integrated control system can effectively improve the driving stability of the vehicle during high-speed steering and low-speed low-speed steering. Steering sensitivity and path following performance.

Keywords：special vehicle; active steering; differential braking; integrated control; rules control

Received：2022-06-30；**Accepted**：2022-08-22；**Published Online**：2022-09-08 15：42

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220908.1307.001

* **Corresponding author**. E-mail：2375496114@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0498

航空电推进电机多层波浪形拓扑及散热设计方法

徐金全[1,2]，林华鹏[1]，郭宏[1,2,*]

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 宁波创新研究院，宁波 315800)

摘 要：针对航空电推进电机的散热问题，提出一种基于多层波浪形散热拓扑的航空电推进电机高效散热设计方法。航空电推进电机采用多层波浪形散热拓扑，建立电机等效热网络模型，确定等效热阻、对流换热系数等重要参数，完成电机温度精确计算，并通过CFD仿真验证所建立电机等效热网络模型的准确性和有效性。以此为基础，对比分析传统散热翅和多层波浪形散热拓扑对电机功率密度的影响。基于多层波浪形散热拓扑的等效热网络模型，采用遗传学习粒子群优化(GL-PSO)算法，完成航空电推进电机高效散热优化设计。优化结果表明：相比于原始方案，优化方案的机壳质量减轻15.1%，整个电机的功率密度提升0.06 kW/kg。

关 键 词：航空电推进电机；永磁同步电机；散热结构；热网络模型；电机功率密度
中图分类号：TM351
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-1806-13

继飞机二次能源逐步统一为电能形成多电/全电飞机之后，电推进技术成为飞机动力系统电气化的重要发展方向。电动飞机采用电推进技术，简化了飞机能源结构，提升了能源利用率和可靠性，降低了燃油消耗和排放，代表了航空电气化的高级阶段[1-2]。航空电推进电机作为电动飞机的核心部件，其性能直接影响电动飞机的性能和可靠性。目前，航空电推进电机存在功率密度低和散热困难的问题[3]，严重制约着电动飞机性能的进一步提升。因此，开展航空电推进电机散热技术研究，对显著提升航空电推进电机性能和发展电动飞机具有重要意义。

航空电推进电机高功率密度设计带来的电机温升问题不可忽略。准确的温升计算和散热结构设计方法在降低电机温度和提高电机功率密度等方面发挥着重要作用[4-5]。目前，航空电推进电机温度计算普遍采用的2种方法为有限元法和等效热网络法。关于电机温度场计算的有限元法是将电机连续的求解域离散化，用连续函数描述每个离散单元的解，形成关于节点温度的方程组，利用数值方法求解相关节点的温度。沈阳工业大学付佳玉[6]采用有限元法计算不同冷却方式下的电机温度场，完成了基于轴流风扇的160 kW的高速永磁电机散热结构设计。沈阳工业大学郭恩睿[7]采用周向螺旋水道作为电机冷却结构，建立高速永磁电机的三维温度场有限元计算模型，分析电机冷却结构尺寸参数对散热性能的影响规律。天津大学鞠宇宁[8]建立全封闭水冷永磁同步电机三维温度场有限元计算模型，研究了冷却水流速、水温对冷却效果的影响规律，以此为基础，采用内部轴向开孔通风、外部循环水冷的冷却结构，进一步提升了电机散热效果。等效热网络法将电机结构划分为一定数量的网格，热源分布于单元中各个节点上，各节点之间通过热阻连接成网络，建立节点温度方程组，求解各节点的温度。浙江大学汪文博[9]搭建热网络模型，给出了电机热阻计算表达式，提出了测试电机

收稿日期：2022-06-17；**录用日期**：2022-06-24；**网络出版时间**：2022-07-04 16:35
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220702.1024.001
基金项目：国家自然科学基金“叶企孙”科学基金(U2141226)；国家自然科学基金(52177028)；航空科学基金(201907051002)
*通信作者. E-mail：guohong@buaa.edu.cn

引用格式：徐金全，林华鹏，郭宏. 航空电推进电机多层波浪形拓扑及散热设计方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1806-1818. XU J Q，LIN H P，GUO H. Multi-layer wave-shaped topology and thermal design method for aero-electric propulsion motors[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1806-1818 (in Chinese).

热路关键参数的测试方法, 以此为基础, 完成电机各个部分的热阻计算, 并分析不同热阻参数对电机温升的影响。Tessarolo 和 Bruzzese[10] 采用集总参数热网络方法, 建立永磁同步直线电机的三维热网络模型, 利用永磁同步直线电机结构对称性增加节点数量, 以提升电机温度计算精度, 降低运算时间。华中科技大学曲荣海教授等[11] 提出了一种关于电机绕组的集总参数热网络模型, 采用分层策略将绕组分层为一系列圆环, 以此建立绕组部分热网络模型, 便于更为准确地计算电机绕组温度, 并通过试验验证了所建立的绕组等效热网络模型。上述研究成果表明, 有限元法的优点在于计算精度高和建模准确性高, 尤其是面对电机内部较为复杂的结构, 基于有限元法的电机温度场计算结果依然能保持很高的精度, 能够准确地反映电机整个区域内热交换的详细情况。然而, 有限元法也存在建模难度大、建模时间长、计算速度慢的缺点[12], 导致计算时间成本大幅增加。等效热网络法具有计算快速性的优点, 能够相对准确地描述电机温度分布, 得到电机各个部件的平均温度, 提高了电机散热结构设计的工作效率[13]。

关于强迫风冷条件下航空电推进电机散热结构拓扑的研究, 国内外专家学者做了大量工作[14-15]。文献 [16] 将一种带有外壳的散热翅作为电机的强迫风冷散热结构, 以研究翅片形状、翅片数量和翅片厚度对翅片结构冷却性能的影响, 并通过试验验证了直板翅片的散热效果优于倾斜翅片的散热效果。浙江大学范国云等[17] 采用一种锯齿形散热结构, 计算了锯齿形结构的不同尺寸参数, 并通过试验验证, 相比于光滑机壳表面, 电机额定工况时的绕组最高温度降低了 15%, 提升了电机的散热性能。大连理工大学张永存教授等[18] 提出了一种矩形蜂巢型的强迫风冷散热结构, 通过实验和仿真研究了电机散热性能和温度分布, 与传统散热翅结构相比, 蜂巢型强迫风冷散热结构的机壳最高温度降低 14%～17%, 散热性能得到有效提升。上述研究成果表明, 采用不同的散热结构拓扑, 电机散热效果也不相同。因此, 关于电机散热结构拓扑的研究至关重要, 以便于为提升电机散热能力和电机功率密度提供重要参考。

电机散热结构优化设计指在满足电机运行工况散热需求的前提下, 实现散热结构减重, 以提升电机功率密度。目前, 应用于电机优化设计的典型智能优化算法有田口算法、粒子群算法、遗传算法和蚁群算法等[19-22]。经典算法之间相互融合的改进型优化算法也取得了不错的优化效果。田口算法被引入遗传算法之中, 形成改进型的遗传算法, 使得改进的算法同时具备局部寻优能力和全局寻优能力, 将其应用到永磁电机的优化设计之中, 使得电机得到了较好的优化[23]。在粒子群算法架构的基础上, 将遗传算法的交叉、变异、选择操作融入其中, 并采用以粒子向样本学习的学习策略, 形成遗传学习粒子群优化(genetic learning particle swarm optimization, GL-PSO)算法。这样不仅保持了粒子群算法检索效率高和计算速度快等优点, 还避免了粒子群算法过早收敛的缺点, 使得全局性搜索能力大幅提升[24]。在散热结构拓扑确定的情况下, 选择合适的优化算法, 优化散热结构尺寸, 可以进一步完善电机散热优化设计。

目前, 在基于等效热网络法的电机散热结构设计中, 常采用单一等效热阻来描述电机机壳与周围空气的对流换热情况, 针对复杂的电机机壳结构, 其温度计算存在偏差较大的问题。而且, 目前关于电机散热结构拓扑对电机功率密度影响的研究较少。本文采用多层波浪形散热拓扑, 建立电机机壳部分的等效热网络模型, 结合散热结构尺寸参数和冷却条件, 推导得到电机散热结构的对流换热系数和等效热阻计算表达式, 解决当前等效热网络模型在复杂散热结构情况下的温度计算不准确问题。建立完整的电机等效热网络模型, 完成电机温度计算, 并通过 CFD 仿真验证所建立等效热网络模型的有效性和准确性, 从而完成航空电推进电机高效散热设计。以此为基础, 对比分析不同散热结构拓扑对电机功率密度的影响, 为航空电推进电机高效散热设计提供参考。同时, 在多层波浪形散热拓扑的基础上, 采用 GL-PSO 算法, 优化多层波浪形散热拓扑尺寸参数, 在满足散热条件的基础上, 最大限度降低散热结构自身质量, 以完成多层波浪形散热拓扑优化设计。

1　航空电推进电机结构和参数

航空电推进电机的基本结构如图 1 所示。电机额定功率为 20 kW, 额定转速为 3 000 r/min。20 kW 航空电推进电机的基本参数如表 1 所示。

电机定子绕组采用分数槽、集中双层绕组结构, 减小绕组端部尺寸; 转子支架采用辐条型结构, 以降低质量; 转轴、转子支架、转子铁心之间由内而外依次以键槽配合连接在一起; 永磁体采用轴向分段处理, 减小涡流损耗, 提高电机效率。电机采用多层波浪形结构来实现电机冷却效果, 改善电机散热性能, 进而提升电机功率密度。

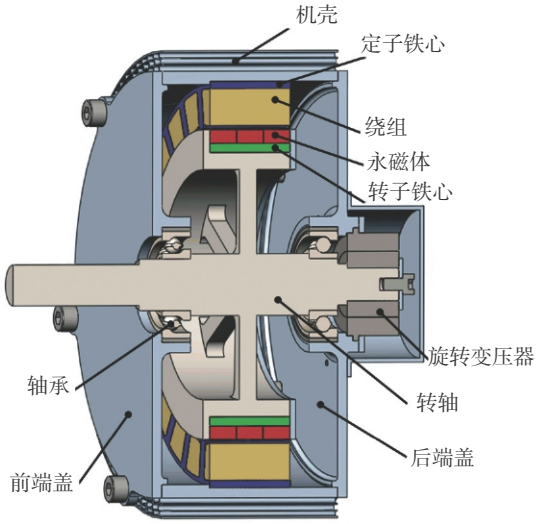


图1 航空电推进电机基本结构

Fig. 1 Basic structure of aero-electric propulsion motor

表1 航空电推进电机的基本参数

Table 1 Basic parameters of aero-electric propulsion motor

参数	数值
额定功率/kW	20
额定转速/(r·min^{-1})	3 000
相数	3
定子极数	22
定子槽数	24
定子外径/mm	198
定子内径/mm	153
气隙长度/mm	1.0
转子内径/mm	128.6
定子铁心轴向长度/mm	42

2 电机新型散热结构设计

电机散热结构采用多层波浪形结构，如图2所示。多层波浪形结构的优势在于扩大电机机壳的散热面积，提升电机的散热效果。

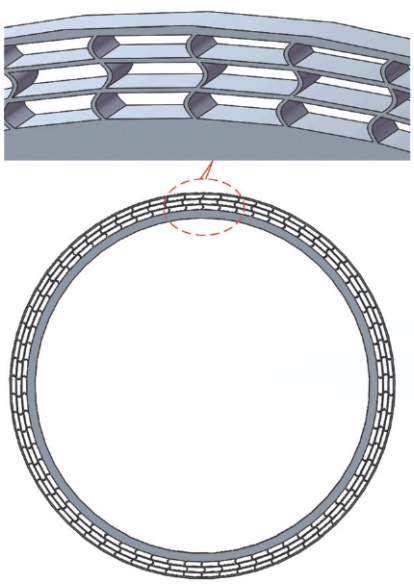


图2 多层波浪形散热结构

Fig. 2 Multi-layer wave-shaped heat dissipation structure

多层波浪形散热结构的尺寸参数包含层数、层间厚度、波浪厚度、波浪宽度、波浪数量及散热结构的轴向长度。其中，波浪结构采用$y=\sin x$函数曲线，波浪厚度表示为c，波浪宽度表示为w，如图3所示。

通过定义多层波浪形散热结构模型的尺寸参数，为电机散热结构的等效热阻准确计算提供基础。在本文中，多层波浪形散热结构模型的关键参数取值如表2所示。

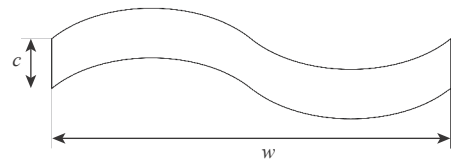


图3 波浪结构的尺寸参数

Fig. 3 Dimensional parameters of wave structures

表2 多层波浪形散热结构的尺寸参数

Table 2 Dimensional parameters of multi-layer wave-shaped heat dissipation structure

参数	数值
层数	3
层间厚度/mm	0.8
波浪厚度/mm	0.8
波浪宽度/mm	6 .28
波浪数量	80
轴向长度/mm	82

3 电机热网络建模与温度计算

3.1 等效热网络模型的基本假设

基于航空电推进电机的基本结构形式，本文采用等效热网络法对电机温度进行计算。在对电机等效热网络模型求解时，做出如下设定：

1）电机的温度分布在圆周方向上是均匀对称的。

2）强迫风冷时，电机散热结构内的空气流动保持均匀，忽略空气气流波动的影响。

3）电机内部热源均匀分布。

3.2 多层波浪形散热结构的热网络建模

针对目前单一等效热阻无法准确描述电机机壳与周围空气对流换热情况的问题，本文基于传热学基本原理，建立温度节点个数众多的机壳部分等效热网络模型，以实现电机机壳温度精确计算，并能够更准确地描述电机损耗产生的热量在径向、轴向上的散热情况。建立电机机壳部分的等效热网络模型，如图4所示。

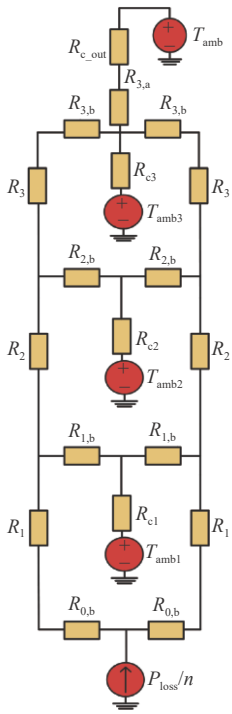


图 4　电机机壳的等效热网络模型

Fig. 4　Equivalent thermal network model of motor housing

将电机机壳轴向等分为 n 段, 彼此之间通过机壳的轴向传导热阻连接, 以准确计算机壳轴向方向上存在的温度梯度。

图 4 中的热阻是由传导热阻和对流热阻组成。其中, R_1、R_2 和 R_3 为机壳层间径向的传导热阻; $R_{0,b}$、$R_{1,b}$、$R_{2,b}$、$R_{3,b}$ 和 $R_{3,a}$ 为机壳层间圆周方向的传导热阻, 由于机壳每层是对称结构, 左右两侧传导热阻的阻值是相同的; R_{c1}、R_{c2} 和 R_{c3} 为机壳层间的对流热阻; R_{c_out} 为最外层机壳光滑表面的对流热阻; T_{amb}、T_{amb1}、T_{amb2} 和 T_{amb3} 为机壳层间的环境温度。

在图 4 中, 传导热阻 R 的计算表达式为

$$R=\frac{\delta}{\lambda A} \tag{1}$$

式中: λ为材料的导热系数; A 为散热面积; δ为热传导方向上的长度。

对流热阻 R_c 的计算表达式为

$$R_c=\frac{1}{hA} \tag{2}$$

式中: h 为对流换热系数。

3.3　多层波浪形散热结构的对流换热系数计算

对流换热系数的准确计算对于复杂散热结构建模的准确性非常重要。电机采用了强迫风冷的冷却方式, 风速为 25 m/s, 多层波浪形结构的轴向剖面为非圆形剖面通风道, 计算对流换热系数 h_c 适用式 (3)[25-26]:

$$\begin{cases} h_c=\dfrac{Nu\cdot\lambda}{L} \\ Nu=0.023Re^{0.8}Pr^{0.4} \\ Re=\dfrac{\rho vL}{\mu} \\ Pr=\dfrac{\mu c_p}{\lambda} \end{cases} \tag{3}$$

式中: Nu 为努塞尔数; L 为机壳轴向长度; Re 为雷诺数; Pr 为普朗特数; μ为空气黏性系数; ρ为空气密度; v 为空气在机壳表面流速; c_p 为空气比热容。

联立式(2)和式(3), 得到多层波浪形结构内部通风道的对流换热系数 h_c 和对流热阻 R_c, 计算表达式为

$$h_c=\frac{0.023(\rho v)^{0.8}c_p{}^{0.4}\lambda^{0.6}}{\mu^{0.4}L^{0.2}} \tag{4}$$

$$R_c=\frac{1}{h_cA_c} \tag{5}$$

式中: A_c 为机壳通风道内的表面积。

机壳最外侧为光滑表面, 计算其对流换热系数 h_{out}, 适用式 (6)[27]:

$$\begin{cases} h_{out}=\dfrac{Nu\cdot\lambda}{L} \\ Nu=0.664Re^{1/2}Pr^{1/3} \\ Re=\dfrac{\rho vL}{\mu} \\ Pr=\dfrac{\mu c_p}{\lambda} \end{cases} \tag{6}$$

联立式(2)和式(6), 得到多层波浪形结构机壳外表面的对流换热系数 h_{out} 和对流热阻 R_{out}, 计算表达式为

$$h_{out}=\frac{0.664(\rho v)^{1/2}c_p{}^{1/3}\lambda^{2/3}}{\mu^{1/6}L^{1/2}} \tag{7}$$

$$R_{out}=\frac{1}{h_{out}A_{out}} \tag{8}$$

式中: A_{out} 为机壳最外侧表面积。

如图 1 所示, 在轴向方向上, 机壳内侧的前端和后端均与空气层接触, 电机内部热量从此处向外传导效果较差。而机壳中间部分与定子铁心直接接触, 是电机内部热量向外传导的主要途径。因此, 将电机轴向方向上分为 3 段来分别计算散热结构表面的对流换热系数。在本文的电机方案中, 入风口处散热结构表面指前端盖到定子铁心前端这部分区域的机壳表面, 其轴向长度为 20 mm; 中间段指定子铁心与机壳接触的区域, 其轴向长度为 42 mm; 出风口处散热结构表面指后端盖到定子铁心后端这部分区域的机壳表面, 其轴向长度为 20 mm。根据机壳相关的尺寸参数和机壳通道内流过空气

的基本参数，通过式 (4) 计算得到电机轴向方向上的对流换热系数依次为：入风口处散热结构表面对流换热系数为 147.70 W/(m^2·℃)，中间段散热结构表面的对流换热系数为 91.91 W/(m^2·℃)，出风口处散热结构表面的对流换热系数为 76.28 W/(m^2·℃)。根据机壳相关的尺寸参数和机壳外表面流过空气的基本参数，通过式 (7) 计算得到机壳外表面的对流换热系数为 89.08 W/(m^2·℃)。各对流换热系数如表 3 所示。

表 3　电机机壳表面的对流换热系数

Table 3　Convection heat transfer coefficient of motor housing

接触面	对流换热系数/(W·(m^2·℃)$^{-1}$)
入风口处散热结构表面	147.70
中间段散热结构表面	91.91
出风口处散热结构表面	76.28
机壳外表面	89.08

3.4　电机整体热网络建模

结合电机散热结构和冷却条件，划分电机内部区域，采用节点表示各部件的温度，各节点以热阻的形式连接起来，建立电机整体等效热网络模型，如图 5 所示。将电机热网络中各个节点联立，热平衡方程式为

$$\boldsymbol{Q}=\boldsymbol{GT} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{Q}$ 为电机热源矩阵，由电机损耗产生，W；$\boldsymbol{G}$ 为电机热导矩阵，热导为热阻的倒数，W/℃；$\boldsymbol{T}$ 为电机热网络各个节点温度，℃。

通过式 (1)、式 (5) 和式 (8) 计算图 5 所包含传导热阻和对流热阻。

图 5 展示了电机整体的等效热网络模型，包含传导热阻、对流热阻、热源和各节点温度。虚线区域为机壳的等效热网络模型。其中，P_{mag}、P_{core1}、P_{core2}、P_{Cu} 分别为永磁体涡流损耗、定子铁心齿部损耗、定子铁心轭部损耗、铜耗；R_{eq1}、R_{eq2}、R_{eq3}、R_{eq4} 和 R_{eq5} 为轴向方向上的热网络剖面等效热阻；T_{amb} 为环境温度；T_{amb4}、T_{amb5}、T_{amb6}、T_{amb7} 和 T_{amb8} 为散热结构通风道内轴向方向上的空气温度；$R_{1\mathrm{a}}$ 为端盖传导热阻，$R_{2\mathrm{a}}$ 为端盖和机壳之间的接触热阻，$R_{3\mathrm{a}}$ 为机壳轴向传导热阻；R_4、R_5、R_6、R_7、R_8、R_9 分别为端盖和电机内部空气层的接触热阻、机壳和电机内部空气层的接触热阻、电机绕组和电机内部空气层的接触热阻、永磁体和电机内部空气层的接触

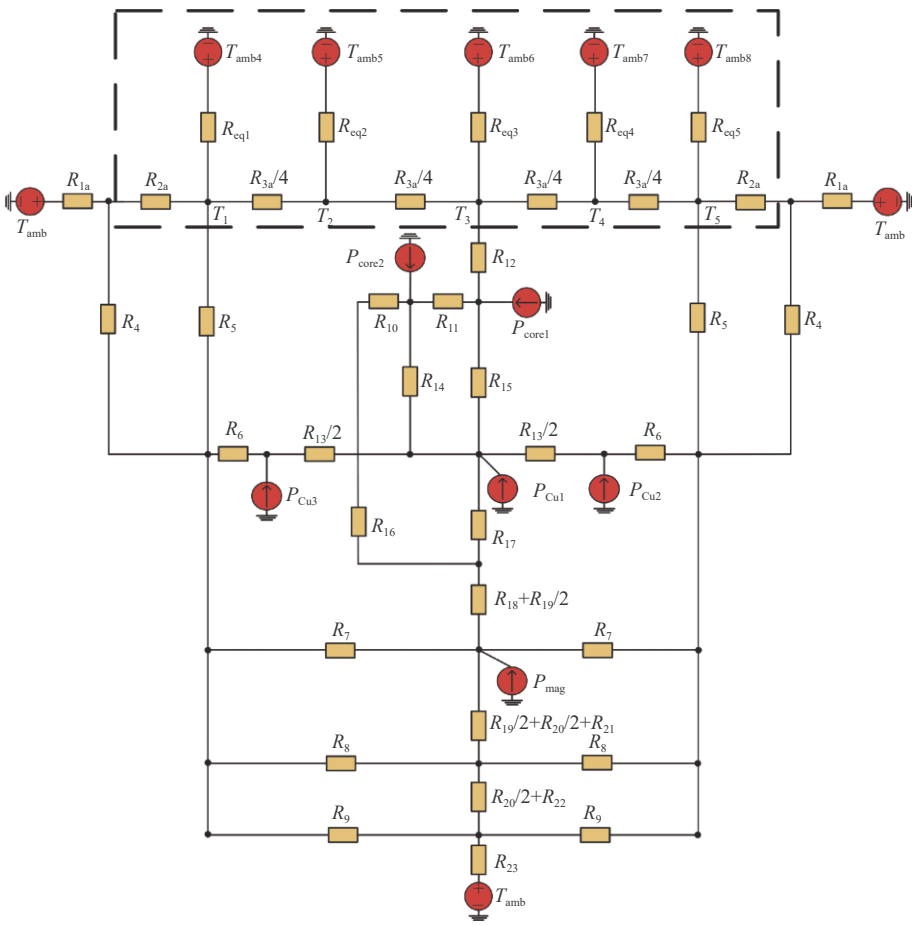


图 5　基于多层波浪形拓扑的电机等效热网络模型

Fig. 5　Equivalent thermal network model of motor based on multi-layer wave-shaped topology

热阻、转子铁心和电机内部空气层的接触热阻、转轴和电机内部空气层的接触热阻; R_{10} 为定子齿部的传导热阻; R_{11} 为定子齿部和定子轭部相连部分的传导热阻; R_{12} 为定子轭部和机壳之间的接触热阻; R_{13} 为电机绕组传导热阻; R_{14} 为定子齿部和电机绕组之间的接触热阻; R_{15} 为定子轭部和电机绕组之间的接触热阻; R_{16} 为定子齿部和气隙之间的接触热阻; R_{17} 为电机绕组和气隙之间的接触热阻; R_{18} 为转子护套的传导热阻; R_{19} 为永磁体的传导热阻; R_{20} 为转子铁心的传导热阻; R_{21} 为转子铁心和永磁体之间的接触热阻; R_{22} 为转子铁心和转轴之间的接触热阻; R_{23} 为转轴的传导热阻。电机内部接触热阻的阻值如表 4 所示。

表 4　电机的接触热阻

Table 4　Contact thermal resistance of motor

接触面	接触热阻/(℃·W^{-1})
定子铁心和机壳的接触面	0.043
定子铁心和定子槽绝缘层接触面	0.022
电机绕组和定子槽绝缘层接触面	0.028
永磁体和转子铁心接触面	0.013
转子铁心和转轴接触面	0.010

3.5　电机热网络温度计算

建立电机二维场电磁有限元计算模型, 如图 6 所示。

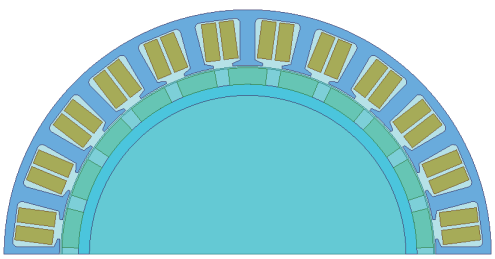


图 6　电机二维场电磁有限元模型

Fig. 6　2D field electromagnetic finite element model of motor

额定负载时, 电机铜耗的有限元计算结果为 451 W。额定负载时, 电机铁耗的有限元计算结果为 229 W, 如图 7 所示。额定负载时, 电机永磁体涡流损耗的有限元计算结果为 131 W, 如图 8 所示。

电机各部分热源通过电机损耗得到, 整理数据如表 5 所示。

电机散热过程为: 永磁体涡流损耗、铁耗、铜耗分别从永磁体、定子铁心、电机绕组热传导, 再通过机壳与外界空气对流换热完成。根据电机 25 m/s 强迫风冷的冷却条件和热源分布, 结合电机等效热网络模型进行电机温度计算, 其计算结果如表 6 所示。

在表 6 中, 机壳位置 1～机壳位置 5 为图 5 中

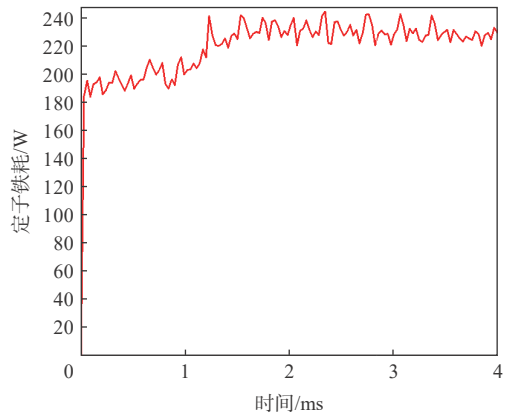


图 7　电机额定负载时定子铁耗

Fig. 7　Core loss of stator at rated load of motor

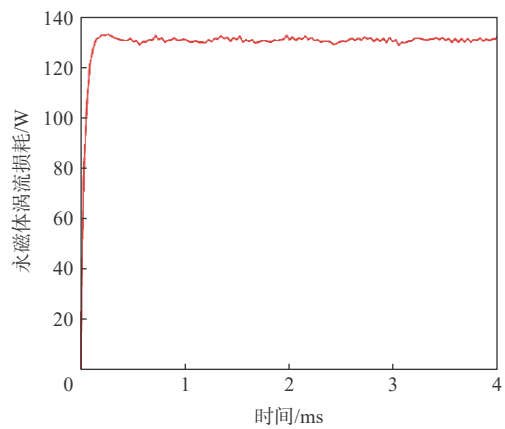


图 8　电机额定负载时永磁体涡流损耗

Fig. 8　Eddy loss of permanent magnet at rated load of motor

表 5　电机损耗

Table 5　Loss of motor　　W

定子铁耗	铜耗	永磁体涡流损耗
229	451	131

表 6　电机各部分温度计算结果

Table 6　Temperature calculation results of each part of motor

电机位置	温度/℃
机壳位置1	41.3
机壳位置2	42.5
机壳位置3	43.6
机壳位置4	44.7
机壳位置5	45.4
电机定子齿部	94.6
电机定子轭部	76.0
绕组端部最高温度	171.7
定子绕组平均温度	147.8
永磁体	114.3
转子铁心	112.7
转轴	110.6

机壳轴向方向上从前到后的5个节点T_1、T_2、T_3、T_4、T_5，温度依次为41.3℃、42.5℃、43.6℃、44.7℃、45.4℃。定子齿部温度为94.6℃，定子轭部温度为76.0℃，电机最高温度出现在电机的绕组端部171.7℃。定子绕组平均温度为147.8℃，永磁体温度为114.3℃，转子铁心温度为112.7℃，转轴温度为110.6℃。其中，机壳位置1～机壳位置5的温度依次升高，反映了电机散热结构存在轴向温度梯度。

4 CFD仿真验证

基于传热学基本原理，在强迫风冷的冷却条件下，电机机壳通风道内流动的空气符合流体力学中的Navier-Stokes方程，如下：

$$\begin{cases}\rho_1\left(\dfrac{\partial u}{\partial \tau}+u\dfrac{\partial u}{\partial x}+v_1\dfrac{\partial u}{\partial y}+w\dfrac{\partial u}{\partial z}\right)=\\ \qquad F_x-\dfrac{\partial p}{\partial x}+\eta\left(\dfrac{\partial^2 u}{\partial x^2}+\dfrac{\partial^2 u}{\partial y^2}+\dfrac{\partial^2 u}{\partial z^2}\right)\\ \rho_1\left(\dfrac{\partial v_1}{\partial \tau}+u\dfrac{\partial v_1}{\partial x}+v_1\dfrac{\partial v_1}{\partial y}+w\dfrac{\partial v_1}{\partial z}\right)=\\ \qquad F_y-\dfrac{\partial p}{\partial y}+\eta\left(\dfrac{\partial^2 v_1}{\partial x^2}+\dfrac{\partial^2 v_1}{\partial y^2}+\dfrac{\partial^2 v_1}{\partial z^2}\right)\\ \rho_1\left(\dfrac{\partial w}{\partial \tau}+u\dfrac{\partial w}{\partial x}+v_1\dfrac{\partial w}{\partial y}+w\dfrac{\partial w}{\partial z}\right)=\\ \qquad F_z-\dfrac{\partial p}{\partial z}+\eta\left(\dfrac{\partial^2 w}{\partial x^2}+\dfrac{\partial^2 w}{\partial y^2}+\dfrac{\partial^2 w}{\partial z^2}\right)\end{cases} \tag{10}$$

式中：ρ_1为流体密度；u、v_1、w分别为流体在τ时刻(x, y, z)处的速度分量；F_x、F_y、F_z分别为单位体积流体所受外力x、y、z方向上的分量；p为流体压强；η为流体的动力黏度。

在三维温度场中，电机求解域内的温度计算需满足的导热微分方程及其边界条件为

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 T}{\partial y^2}+\frac{\partial^2 T}{\partial z^2}+\frac{q}{\lambda}=0 \tag{11}$$

$$\begin{cases}T(x,y,z)\big|_{S_1}=T_{1a}\\ h(T-T_0)\Big|_{S_2}=-\lambda\dfrac{\partial T}{\partial \boldsymbol{n}}\end{cases} \tag{12}$$

式中：T为电机温度；q为热流密度；T_{1a}为边界S_1上的给定温度；h为S_2表面的对流换热系数；T_0为S_2表面的周围环境温度；$\boldsymbol{n}$为S_2表面的法向向量。

在建立CFD仿真模型和进行电机温度计算时，做出如下基本假设：

1）计算得到雷诺数Re>2 200，采用标准k-ε湍流模型求解。

2）热源发热量保持均匀分布，不计热辐射作用。

3）由于强迫风冷的空气流速为25 m/s，低于声速，空气为不可压缩的牛顿体，忽略物性参数的变化。

4）忽略强迫风冷时空气气流波动造成的影响。

由于波浪形机壳结构较复杂，需要精确的网格剖分以保证CFD计算精度。CFD仿真中网格划分相关说明如图9所示。

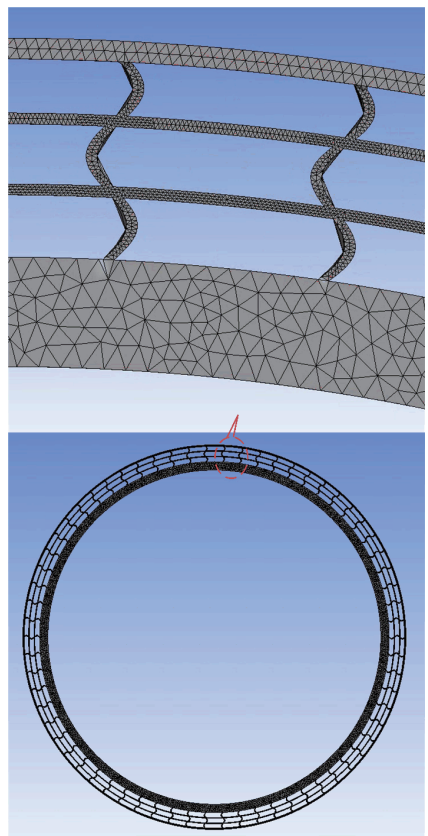


图9 机壳计算域网格剖分

Fig. 9 Mesh in computing domain of motor housing

为保证网格剖分的准确性，对波浪形曲线的局部区域网格进行加密，而且网格的数量和质量将直接影响CFD计算结果的准确性。因此，需要做网格独立性验证，以保证CFD数值模拟得到的电机温度结果不受网格数量变化的影响。

本文采用3组数量不同的网格进行网格独立性验证，这3组网格的数量分别为30万、80万、150万。在独立性验证中，以机壳表面温度作为参考量，来选择数量合适的网格结构，以完成电机温度场CFD仿真计算，如图10所示。

由图10可知，随着网格数量的不断增多，这3组网格结构的CFD仿真计算结果具有基本一致的趋势。相比于数量为30万的网格结构，数量为80万和150万的网格结构的计算结果十分接近，说明数量为80万的网格结构已具有很高的计算精度。在保证计算精度的前提下，尽可能减少计算量，提升CFD计算效率。最终采用数量为80万的网格结构。

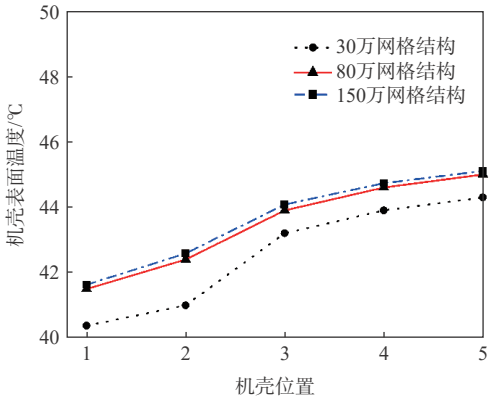


图 10　网格独立性验证

Fig. 10　Verification of mesh independence

电机采用强迫风冷的冷却方式，风速为 25 m/s，电机各部分损耗作为热源，其中，定子铁耗为 229 W，铜耗为 451 W，永磁体涡流损耗为 131 W。根据电机冷却条件和热源分布，结合电机 CFD 仿真模型进行电机温度场计算，其仿真结果如图 11 所示。可知，机壳位置 1～机壳位置 5 的温度分别约为 41.3℃、42.3℃、43.3℃、44.3℃、45.0℃，且依次升高。

整理电机散热结构部分的 CFD 仿真计算温度，结合电机等效热网络模型计算温度，对比分析所建立等效热网络模型计算温度与 CFD 仿真计算温度之间的误差，如表 7 所示。

通过表 7 可知，等效热网络模型计算温度与 CFD 仿真计算温度最小误差为 0.24%，最大误差为 0.89%，验证了所建立等效热网络模型的有效性和准确性。

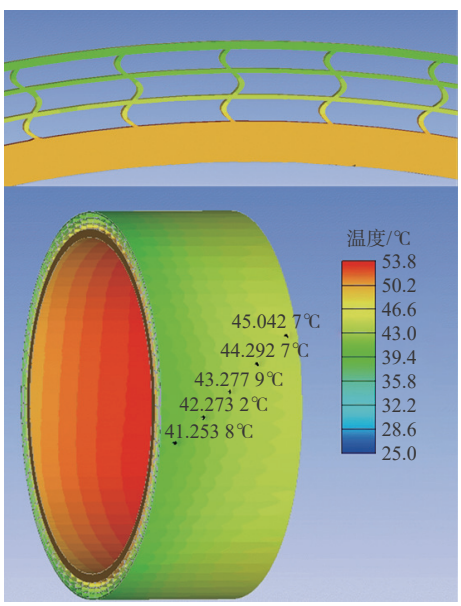


图 11　机壳 CFD 仿真结果

Fig. 11　CFD simulation results of motor housing

表 7　电机热网络计算温度与 CFD 仿真温度对比

Table 7　Comparison of temperatures calculated by thermal network model and simulated by CFD model

电机位置	热网络计算温度/℃	CFD仿真计算温度/℃	误差/%
机壳位置1	41.3	41.2	0.24
机壳位置2	42.5	42.3	0.47
机壳位置3	43.6	43.3	0.69
机壳位置4	44.7	44.3	0.89
机壳位置5	45.4	45.0	0.88

5　散热结构拓扑对电机功率密度的影响

分析散热结构拓扑对电机功率密度的影响，可以为航空电推进电机的高功率密度设计提供重要参考依据。本文选取传统散热翅结构和多层波浪形散热结构 2 种散热结构拓扑，设置相同冷却风速 25 m/s，保持电机机壳内部的电磁结构尺寸相同且电机损耗产生的热源相同，分别建立电机等效热网络模型，在电机绕组温度相同的情况下，对比 2 种散热结构拓扑质量，分析散热结构拓扑对电机功率密度的影响规律。其中，传统散热翅结构如图 12 所示。

传统散热翅结构的尺寸参数包含散热翅长度 F_{len}、散热翅宽度 F_{w}、散热翅数量 F_{num}、散热翅间距 F_{gap} 和散热翅轴向长度 F_{axial}，如图 13 所示。

基于散热翅拓扑的电机等效热网络模型如

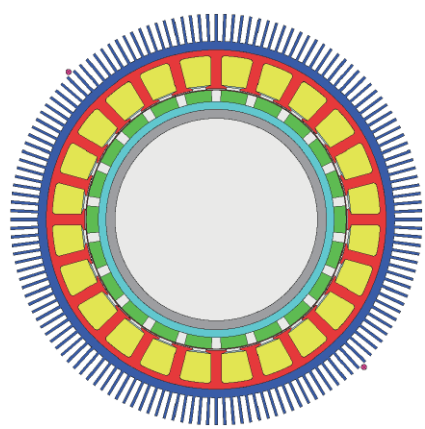


图 12　传统散热翅结构

Fig. 12　Traditional fin-shaped heat dissipation structure

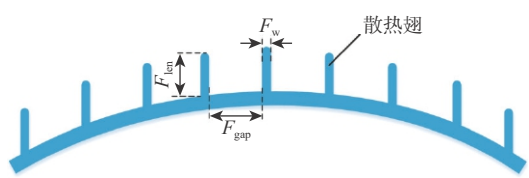


图 13　传统散热翅结构示意图

Fig. 13　Diagram of traditional fin-shaped heat dissipation structure

图 14 所示。其中，R_{fin1}、R_{fin2}、R_{fin3} 分别为机壳前段对流换热热阻、机壳中间段对流换热热阻、机壳后段对流换热热阻。通过定义传统散热翅结构的尺寸参数，为电机散热结构的等效热阻准确计算提供基础。传统散热翅的对流换热系数及其热阻计算公式为[13]

$$\begin{cases} h=\dfrac{\rho c_{\text{p}} v_2 D_{\text{h}}}{4L_{\text{m}}}(1-\text{e}^{-m}) \\ m=0.144\,8\dfrac{L_{\text{m}}^{0.946}}{D_{\text{h}}^{1.16}}\left(\dfrac{k}{\rho c_{\text{p}} v_2}\right)^{0.214} \\ R_{\text{fin}}=\dfrac{1}{hA} \end{cases} \tag{13}$$

式中：ρ为空气密度，kg/m^3；v_2 为散热翅风道内的风速，m/s；D_{h} 为水力直径，m；c_{p} 为空气比热容，kJ/(kg·C)；L_{m} 为散热结构轴向长度，m；k 为湍流系数，取值为 1.7～1.9；A 为散热面积，m^2；R_{fin} 为传统散热翅结构的对流换热热阻。

传统散热翅结构的尺寸参数取值如表 8 所示。

经过 CFD 计算，传统散热翅结构与多层波浪形散热结构的电机绕组温度计算结果、电机质量和电机功率密度如表 9 所示。

保持相同热源和电磁结构尺寸不变的条件下，电机绕组达到几乎相同温度时，传统散热翅结构电

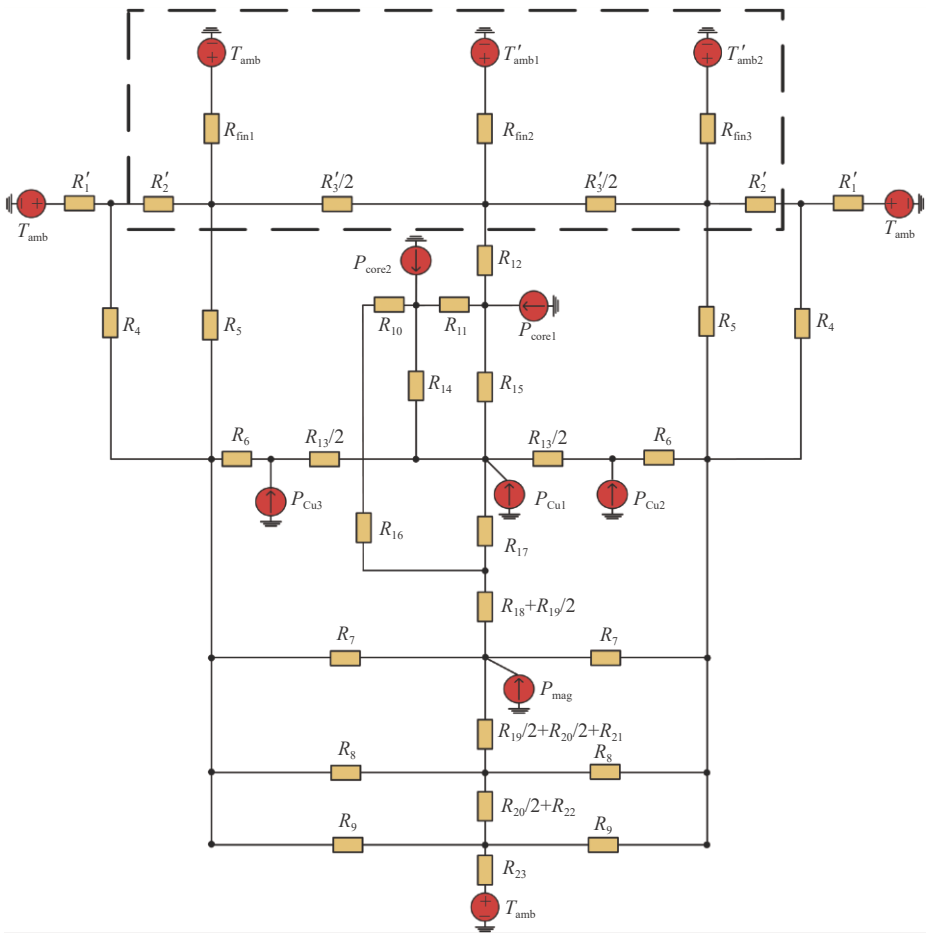


图 14　基于散热翅拓扑的电机等效热网络模型

Fig. 14　Equivalent thermal network model of motor based on fin-shaped heat dissipation topology

表 8　传统散热翅结构的尺寸参数

Table 8　Dimensional parameters of traditional fin-shaped heat dissipation structure

参数	数值
散热翅长度F_{len}/mm	16
散热翅宽度F_{w}/mm	1
散热翅间距F_{gap}/mm	4.5
散热翅数量F_{num}	142
散热翅轴向长度F_{axial}/mm	82

表 9　传统散热翅结构与多层波浪形散热结构电机性能对比

Table 9　Comparison of motor performance between traditional fin-shaped heat dissipation structure and multi-layer wave-shaped heat dissipation structure

散热结构	绕组最高温度/℃	机壳质量/kg	电机质量/kg	电机整体功率密度/(kW·kg^{-1})
传统散热翅结构	174.6	1.83	9.17	2.18
多层波浪形散热结构	173.4	1.39	8.73	2.29

机方案的机壳质量为 1.83 kg, 多层波浪形散热结构电机方案的机壳质量为 1.39 kg, 实现了减重 0.44 kg。传统散热翅结构的电机功率密为 2.18 kW/kg, 多层波浪形散热结构的电机功率密度为 2.29 kW/kg, 电机功率密度提升 0.11 kW/kg。

通过电机散热结构拓扑研究, 相比于传统散热翅结构, 多层波浪形散热结构在提升电机散热能力方面具有明显优势, 利于降低散热结构质量, 实现航空电推进电机散热结构轻量化设计, 进而提升电机功率密度。

6　散热结构优化设计

为准确衡量散热效果和体积、质量, 以多层波浪形散热结构为基础, 采用 GL-PSO 算法, 完成多层波浪形散热结构优化设计, 以实现满足电机散热需求的前提下尽可能降低机壳体积、质量, 从而提升电机功率密度。

电机强迫风冷散热结构优化设计包含优化算法机理、优化变量的选取、约束条件的设置、目标函数的建立, 采用 GL-PSO 算法, 计算电机整体的等效热网络模型, 以实现航空电推进电机强迫风冷散热结构优化设计。

6.1　优化算法的机理

GL-PSO 算法在粒子群算法基本架构的基础上引入遗传学习策略, 不仅保持了粒子群算法检索效率高和计算速度快等优点, 而且避免了粒子群算法过早收敛的缺点, 使得 GL-PSO 算法更具有全局性。GL-PSO 算法的新颖之处在于: 其利用遗传算法对粒子的个体最优解和全局最优解进行处理, 从而培育出样本, 捕捉历史搜索经验, 更具全局性。因此, 粒子可以向多样性良好的高质量样本学习, 以提升粒子的探索能力, 获得更好的优化方案。GL-PSO 算法的基本架构如图 15 所示。图中, 样本生成操作模块包含交叉操作、变异操作、选择操作。

交叉操作的计算表达式为

$$o_i=\begin{cases} r_{\mathrm{d}}p_i+(1-r_{\mathrm{d}})g_{\mathrm{d}} & f(p_i)>f(p_k) \\ p_k & \text{其他} \end{cases} \tag{14}$$

式中: g_{d}为当前全局最优解; p_i为当前个体最优解; r_{d} 为在 [0,1] 范围内的随机数; k 为 [1,M] 范围内的随机整数; M 为粒子数; o_i 为交叉操作生成的子代; f为适应度函数。

在交叉操作中, 具有较大适应度值的粒子 i 保存下来, 并且其个体最优解与当前全局最优解组合以形成子代 o_i。否则, 粒子 k 将替换粒子 i。

变异操作的计算表达式为

$$o_i=\mathrm{rand}(l_1,l_2) \qquad r_{\mathrm{d}}<p_{\mathrm{m}} \tag{15}$$

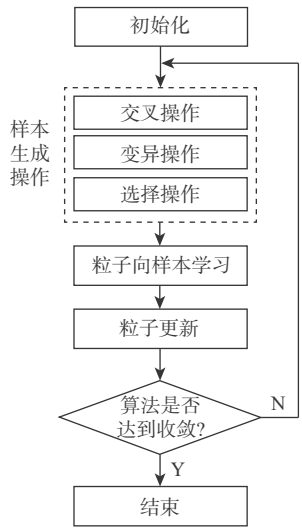


图 15　GL-PSO 算法流程

Fig. 15　Flowchart of GL-PSO algorithm

式中: l_1 为优化变量的下边界; l_2 为优化变量的上边界。子代以一定概率 p_{m} 变异并产生新的子代 o_i。

选择操作的计算表达式为

$$e_i=\begin{cases} o_i & f(o_i)>f(e_i) \\ e_i & \text{其他} \end{cases} \tag{16}$$

式中: e_i 为样本, 如果其适应度值较大, 则保持不变。

6.2　优化变量的选取

优化变量是选择对强迫风冷散热效果发挥重要作用的多层波浪形的结构尺寸参数。优化变量一共选取 3 个, 即波浪层数 F_{layer}、波浪厚度 F_{thk} 和波浪数量 F_{num2}。

机壳轴向长度与电机轴向长度相关, 不作为单独的优化变量出现。优化变量表示形式为

$$\begin{cases} x\in\{x_1,x_2,\cdots,x_n\} & x\in\mathbf{R}^n \\ x_i^{\mathrm{L}}<x_i<x_i^{\mathrm{U}} \end{cases} \tag{17}$$

式中: x_i^{L}、x_i^{U}分别为优化变量取值范围的上、下界。波浪层数 F_{layer} 为 [2,6] 取值范围的整数, 波浪厚度 F_{thk} 取值范围为 [0.4,2] mm, 波浪数量 F_{num2} 的取值范围为 [40,120]。

6.3　约束条件的设置

电机强迫风冷散热结构优化设计的约束条件包括电机性能约束和热约束, 如下: ①电机效率>95%; ②电机质量<10 kg; ③稳态时绕组最高温度<180℃。

稳态时, 绕组最高温度设置为 180℃, 在保证绕组最高温度为 180℃ 的条件下, 尽可能降低电机散热结构的质量, 以提升电机功率密度。

6.4　目标函数的建立

$$f_1(x_1,x_2,\cdots,x_n)=\max f_1(x) \tag{18}$$

式中: $f_1(x)$为电机功率密度, 在优化过程中, 该目标

函数是为了实现电机功率密度最大化，最大限度减轻电机散热结构的质量，以实现散热结构轻量设计。

6.5 优化结果

以电机等效热网络模型为基础，采用GL-PSO算法迭代计算，实现电机强迫风冷散热结构优化设计，结果如图16所示。曲线经过200次迭代达到收敛，其功率密度为2.35 kW/kg。

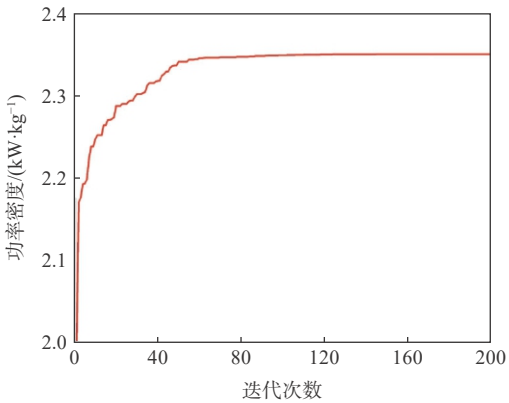


图16 多层波浪形散热结构优化结果

Fig. 16 Optimization results of multi-layer wave-shaped heat dissipation structure

在图16中，相邻2次迭代计算得到的适应度值之差的绝对值在一定范围内，认为是算法达到收敛，如式(19)所示。本文中，δ取值设定为0.01 kW/kg。

$$|f_{i+1}(x_1,x_2,\cdots,x_n)-f_i(x_1,x_2,\cdots,x_n)|<\delta \tag{19}$$

电机强迫风冷散热结构优化方案的电机功率密度为2.35 kW/kg。该方案的优化变量取值为：波浪层数为3层，波浪厚度为0.5 mm，波浪数量为66。此时，在25 m/s的强迫风冷条件下，电机绕组稳态时的最高温度为178.8℃，低于180℃，符合设计要求。将优化方案的优化变量取值整理，如表10所示。

如表11所示，原始方案机壳质量为1.39 kg，优化方案的机壳质量为1.18 kg，实现15.1%的减重效果。相应地，原始方案的电机功率密度为2.29 kW/kg，优化方案的电机功率密度为2.35 kW/kg，电机功率密度提升了0.06 kW/kg。

表10 多层波浪形散热结构优化方案的尺寸参数

Table 10 Dimensional parameters of multi-layer wave-shaped heat dissipation structure in optimized scheme

参数	数值
波浪层数F_{layer}	3
层间厚度/mm	0.5
波浪厚度F_{thk}/mm	0.5
波浪宽度/mm	6.28
波浪数量F_{num2}	66
轴向长度/mm	82

表11 多层波浪形散热结构原始方案和优化方案的电机功率密度对比

Table 11 Comparison of motor power densities of multi-layer wave-shaped heat dissipation structure between original scheme and optimized scheme

方案	绕组最高温度/℃	机壳质量/kg	电机质量/kg	电机整体功率密度/(kW·kg⁻¹)
原始方案	173.4	1.39	8.73	2.29
优化方案	178.8	1.18	8.52	2.35

7 结 论

本文通过建立航空电推进电机的等效热网络模型，完成多层波浪形散热结构对流换热系数和等效热阻的计算，实现电机温度精确计算，并通过CFD仿真验证了航空电推进电机散热设计方法的有效性和准确性。通过计算和分析，得到以下结论：

1）完成电机多层波浪形散热结构的热网络建模和温度计算，多层波浪形散热结构的等效热网络模型计算温度与CFD仿真计算温度的误差均在0.89%之内，验证了航空电推进电机散热设计方法的准确性。

2）基于航空电推进电机的等效热网络模型，分析电机散热结构对电机功率密度的影响。保持相同热源和电磁结构尺寸不变的条件下，电机绕组达到相同温度时，传统散热翅结构电机方案的功率密度为2.18 kW/kg，多层波浪形散热结构电机方案的功率密度为2.29 kW/kg，功率密度提升了0.11 kW/kg。相比于传统散热翅结构，多层波浪形散热结构在提升电机功率密度方面具有明显优势。

3）采用GL-PSO算法，完成航空电推进电机高效散热优化设计，机壳质量从原始方案的1.39 kg变成优化方案的1.18 kg，实现15.1%的减重效果，从而使得电机功率密度进一步提升。原始方案的电机功率密度为2.29 kW/kg，优化方案的电机功率密度为2.35 kW/kg，电机功率密度提升了0.06 kW/kg。

参考文献（References）

[1] 孔祥浩，张卓然，陆嘉伟，等. 分布式电推进飞机电力系统研究综述[J]. 航空学报，2018，39(1)：021651.
KONG X H，ZHANG Z R，LU J W，et al. Review of electric power system of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2018，39(1)：021651(in Chinese).

[2] 张卓然，于立，李进才，等. 飞机电气化背景下的先进航空电机系统[J]. 南京航空航天大学学报，2017，49(5)：622-634.
ZHANG Z R，YU L，LI J C，et al. Key technologies of advanced aircraft electrical machine systems for aviation electrification[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics，2017，

49(5): 622-634(in Chinese).

[3] DONG C F, QIAN Y P, ZHANG Y J, et al. A review of thermal designs for improving power density in electrical machines[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2020, 6(4): 1386-1400.

[4] 黄俊, 杨凤田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 57-68.
HUANG J, YANG F T. Development and challenges of electric aircraft with new energies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 57-68(in Chinese).

[5] MADONNA V, WALKER A, GIANGRANDE P, et al. Improved thermal management and analysis for stator end-windings of electrical machines[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(7): 5057-5069.

[6] 付佳玉. 高速大功率永磁电机流体场与温度场的计算分析[D]. 沈阳: 沈阳工业大学, 2020: 42-45.
FU J Y. Calculation and analysis of fluid field and temperature field of high-speed high-power permanent magnet motor[D]. Shenyang: Shenyang University of Technology, 2020: 42-45(in Chinese).

[7] 郭恩睿. 高速永磁电机设计及基于磁热耦合的热分析[D]. 沈阳: 沈阳工业大学, 2020: 37-52.
GUO E R. Design of high speed permanent magnet motor and thermal analysis based on magneto-thermal coupling[D]. Shenyang: Shenyang University of Technology, 2020: 37-52(in Chinese).

[8] 鞠宇宁. 全封闭永磁同步电机温度场分析及冷却结构设计[D]. 天津: 天津大学, 2018: 45-62.
JU Y N. Temperature field analysis and cooling structure design of fully enclosed permanent magnet synchronous motor[D]. Tianjin: Tianjin University, 2018: 45-62(in Chinese).

[9] 汪文博. 永磁同步电机的热路模型研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2014: 11-33.
WANG W B. Lumped-parameter thermal model analysis for PMSM[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014: 11-33(in Chinese).

[10] TESSAROLO A, BRUZZESE C. Computationally efficient thermal analysis of a low-speed high-thrust linear electric actuator with a three-dimensional thermal network approach[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(3): 1410-1420.

[11] FAN X G, LI D W, QU R H, et al. A dynamic multilayer winding thermal model for electrical machines with concentrated windings[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(8): 6189-6199.

[12] KRAL C, HAUMER A, HAIGIS M, et al. Comparison of a CFD analysis and a thermal equivalent circuit model of a TEFC induction machine with measurements[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2009, 24(4): 809-818.

[13] STATON D A, CAVAGNINO A. Convection heat transfer and flow calculations suitable for electric machines thermal models[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2008, 55(10): 3509-3516.

[14] AHMED H E, SALMAN B H, KHERBEET A S, et al. Optimization of thermal design of heat sinks: A review[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 118: 129-153.

[15] MUKKAMALA Y. Contemporary trends in thermo-hydraulic testing and modeling of automotive radiators deploying nano-coolants and aerodynamically efficient air-side fins[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2017, 76: 1208-1229.

[16] MESALHY O, RATH C, RINI D, et al. A parametric fin structure design study for cooling aerospace electro-mechanical actuators with high-speed axial fans[J]. Heat and Mass Transfer, 2020, 56(5): 1565-1577.

[17] FAN G Y, YUAN W, YAN Z G, et al. Thermal management integrated with three-dimensional heat pipes for air-cooled permanent magnet synchronous motor[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 152: 594-604.

[18] KONG D K, ZHANG Y C, LIU S T. Convective heat transfer enhancement by novel honeycomb-core in sandwich panel exchanger fabricated by additive manufacturing[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 163: 114408.

[19] 王亚权. 基于田口算法的永磁同步电机多目标优化设计[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2018: 37-54.
WANG Y Q. Multi-objective optimization design of permanent magnet synchronous motor based on Taguchi algorithm[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2018: 37-54(in Chinese).

[20] 王正豪. 基于改进多目标粒子群算法的无刷双馈电机优化研究与设计[D]. 沈阳: 东北大学, 2017: 46-60.
WANG Z H. Optimization research and design of brushless double-fed machine based on improved multi-objective particle swarm algorithm[D]. Shenyang: Northeastern University, 2017: 46-60(in Chinese).

[21] 曹雪景. 基于遗传粒子群算法的永磁同步电机多目标优化设计[D]. 合肥: 安徽大学, 2017: 45-63.
CAO X J. Multi-objective optimization and design of PMSM based on genetic particle swarm algorithm[D]. Hefei: Anhui University, 2017: 45-63(in Chinese).

[22] 李吉兴. 基于自适应遗传蚁群算法的永磁自启动同步电机的优化[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2015: 37-54.
LI J X. Optimization of line-start permanent magnet synchronous motor based on adaptive genetic ant colony algorithm[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2015: 37-54(in Chinese).

[23] 冯桂宏, 丁宏龙. 基于混合 Taguchi 遗传算法的永磁同步电机优化设计[J]. 电工电能新技术, 2015, 34(1): 23-27.
FENG G H, DING H L. Optimal design of permanent magnet synchronous motor based on hybrid Taguchi genetic algorithm[J]. Advanced Technology of Electrical Engineering and Energy, 2015, 34(1): 23-27(in Chinese).

[24] GONG Y J, LI J J, ZHOU Y C, et al. Genetic learning particle swarm optimization[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2016, 46(10): 2277-2290.

[25] WANG X, LI B, GERADA D, et al. A critical review on thermal management technologies for motors in electric cars[J]. Applied Thermal Engineering, 2022, 201: 117758.

[26] LI J, LU Y, CHO Y H, et al. Design, analysis, and prototyping of a water-cooled axial-flux permanent-magnet machine for large-power direct-driven applications[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2019, 55(4): 3555-3565.

[27] 杜静娟. 电动汽车用高效高功率密度电机的设计与研究[D]. 天津: 天津大学, 2017: 51-89.
DU J J. Design and study on high efficient high power density motor for electric vehicles application[D]. Tianjin: Tianjin University, 2017: 51-89(in Chinese) .

Multi-layer wave-shaped topology and thermal design method for aero-electric propulsion motors

XU Jinquan[1, 2], LIN Huapeng[1], GUO Hong[1, 2, *]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Ningbo Institute of Technology, Beihang University, Ningbo 315800, China)

Abstract: In view of the serious heat dissipation problem of aero-electric propulsion motors, an efficient heat dissipation design method of aero-electric propulsion motors based on multi-layer wave-shaped heat dissipation topology was proposed. The aero-electric propulsion motor adopted a multi-layer wave-shaped heat dissipation topology. In addition, the equivalent thermal network model of the motor was established, and important parameters such as contact thermal resistance and convection heat transfer coefficient were determined. The motor temperature was precisely calculated, and the accuracy and effectiveness of the thermal network model of the motor were verified by CFD simulation. On this basis, the effects of traditional fin-shaped heat dissipation topologies and multi-layer wave-shaped heat dissipation topologies on the power density of the motor were compared. Based on the equivalent thermal network model of the multi-layer wave-shaped heat dissipation topology, the genetic learning particle swarm optimization (GL-PSO) algorithm was used to optimize the efficient heat dissipation design of the aero-electric propulsion motor. The optimization results show that compared with the initial scheme, the weight of motor housing in the optimized scheme is reduced by 15.1%, and the power density of the motor is increased by 0.06 kW/kg.

Keywords: aero-electric propulsion motor; permanent magnet synchronous motor; heat dissipation structure; thermal network model; power density of motor

Received: 2022-06-17; **Accepted**: 2022-06-24; **Published Online**: 2022-07-04 16:35

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220702.1024.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China through Yeqisun Science Foundation (U2141226); National Natural Science Foundation of China (52177028); Aeronautical Science Foundation of China (201907051002)

* **Corresponding author**. E-mail: guohong@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0497

不确定电液伺服系统的时变输出约束自适应滤波控制

潘昌忠*，何广，李智靖，周兰，熊培银
(湖南科技大学 信息与电气工程学院，湘潭 411100)

摘　　要：针对电液伺服系统位置跟踪控制中存在的输出约束和不确定性问题，提出一种基于正切型时变障碍 Lyapunov 函数的输出约束自适应滤波控制方法。构造具有时变约束边界的正切型时变障碍 Lyapunov 函数，通过时变边界函数的参数设置，使系统输出具有较好的瞬态和稳态性能；设计径向基函数（RBF）神经网络及权重自适应学习律，在线逼近由模型不确定性和未知干扰组成的复合干扰，并将逼近值用于反馈控制；采用二阶指令滤波反步法设计状态反馈控制律和误差补偿机制，避免反步设计中“计算爆炸”的问题，同时消除滤波误差，提高系统位置跟踪精度；依据 Lyapunov 稳定性理论证明闭环系统中所有误差信号的收敛性。仿真结果表明：系统的稳态误差在所提方法下约为 3.48×10^{-8} m，相比于其他控制方法，跟踪误差始终约束在时变的约束边界内，跟踪精度和控制性能均得到提升。

关　键　词：电液伺服系统；时变障碍 Lyapunov 函数；径向基函数神经网络；指令滤波；误差补偿；反步法
中图分类号：TP273
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1819-10

电液伺服系统具有功率密度高、动态响应速度快、负载能力强等优点，被广泛应用于工业制造、军用及航空航天等领域，如注塑机、雷达驱动装置等[1-3]。但在实际应用中，电液伺服系统存在因油液泄漏、缸体摩擦、负载变化等引起的未建模动态及模型不确定性；而且电液伺服系统常用于比较复杂的工况环境中，不可避免地会受到各种未知干扰的影响。因此，研究模型不确定性和未知干扰影响的电液伺服系统的控制问题具有非常重要的实际应用价值。

为解决电液伺服系统的跟踪控制问题，国内外学者提出了许多有效的控制方法，诸如 PID 控制[4-5]、反步控制[6-8]、反馈线性化控制[9]等，但是这些传统的控制方法都无法保证系统在不确定性影响下的控制性能。为此，文献 [10-11] 设计了模糊 PID 控制器，克服了参数不确定性和外界干扰的影响；文献 [12] 提出了基于扩张观测器的反步滑模方法，但采用了反步设计方法，存在“计算爆炸”的问题；文献 [13] 利用二阶指令滤波器技术，提出了一种模糊自适应反步法，避免了“计算爆炸”的问题；文献 [14] 提出了一种基于指令滤波的输出反馈控制算法，实现了对系统模型状态及时变干扰的估计。然而，以上研究主要是提高电液伺服系统位置跟踪的稳态精度，较少考虑系统的输出约束问题和控制系统的瞬态性能。

在电液伺服系统的控制过程中，由于工作场景和安全的需要，通常会对系统的输出加以约束，以保证系统的瞬态性能和安全性。解决输出约束问题的主要方法有 Funnel 控制[15-16]、预设性能控制[17-18]和障碍 Lyapunov 函数[19-20]等。对于电液伺服系统，

收稿日期：2022-06-16；**录用日期**：2023-02-03；**网络出版时间**：2023-03-09 16:08
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230309.1305.005
基金项目：国家自然科学基金 (62173138)；湖南省自然科学基金 (2022JJ30263,2023JJ40286)；湖南省教育厅科研项目 (20A186,21C0329)
* **通信作者**. E-mail：pancz@hnust.edu.cn

引用格式：*潘昌忠，何广，李智靖，等. 不确定电液伺服系统的时变输出约束自适应滤波控制[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（6）：1819-1828.*
PAN C Z，HE G，LI Z J，et al. Adaptive filtered control for uncertain electro-hydraulic servo systems with time-varying output constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（6）：1819-1828（in Chinese）.

文献 [21] 提出了一种预设性能约束控制方法，采用加权性能函数设计了可调的时变输出约束，提高了系统的稳定裕度和瞬态性能；文献 [22-23] 基于对数型障碍 Lyapunov 函数设计了反步控制器，使得输出误差约束在常值边界内，保证了系统的安全性；文献 [24] 构造了一种不明确依赖于时间的时变对数型障碍 Lyapunov 函数，并设计了扩张观测器估计匹配和非匹配双通道上的扰动，提高了系统的瞬态和稳态性能。但是，当初始误差不够小时，传统的对数型障碍 Lyapunov 函数无法兼顾系统稳态和瞬态性能；且当约束边界足够大时，对数型障碍 Lyapunov 函数无法保证系统稳定性。针对此问题，文献 [25] 提出了一种正切型时变障碍 Lyapunov 函数，拓宽了传统对数型障碍 Lyapunov 函数的适用范围，并将其应用在柔性关节机械臂的控制中，提高了机械臂的跟踪控制性能。

基于上述分析，本文针对带有输出约束和不确定性影响的电液伺服系统的位置跟踪控制问题，提出一种基于正切型时变障碍 Lyapunov 函数的输出约束自适应滤波控制方法，使系统初始阶段具有较快的跟踪速度和较小的超调量，稳态阶段具有较小的稳态误差。首先，基于系统的位置跟踪误差，构造正切型时变障碍 Lyapunov 函数，将系统误差约束在指数衰减的时变边界内，解决输出约束的问题，并通过时变边界的参数预先设置，使系统具有较好的动态性能。其次，将系统存在的模型不确定性和未知外界干扰处理成一类复合干扰，设计径向基函数（radial basis function, RBF）神经网络和权重自适应学习律，实现复合干扰的在线逼近，并将逼近值用于状态反馈，提高控制器的鲁棒性。最后，引入二阶指令滤波技术和设计误差补偿机制，在状态反馈设计中避免反步设计因虚拟控制律多次求导导致的“计算爆炸”问题，同时消除了由滤波产生的滤波误差，提高了稳态控制精度。闭环控制系统的稳定性通过 Lyapunov 稳定性理论得以严格地证明，并通过仿真对比说明本文方法的有效性和优越性。

1 系统建模与问题描述

非对称缸电液伺服系统结构如图 1 所示。液压缸和伺服阀是电液伺服系统的重要组成部分。液压缸通过缸体活塞的移动来带动负载运动，伺服阀将控制器输入的微小电信号转换为大功率的液压输出，实现电液信号的转换和液压放大。图 1 中，m为负载和活塞的总质量，F_{L}为作用在活塞上的外负载力，A_1为液压缸无杆腔有效作用面积，A_2为液压缸有杆腔有效作用面积，x_{p}为活塞位移，

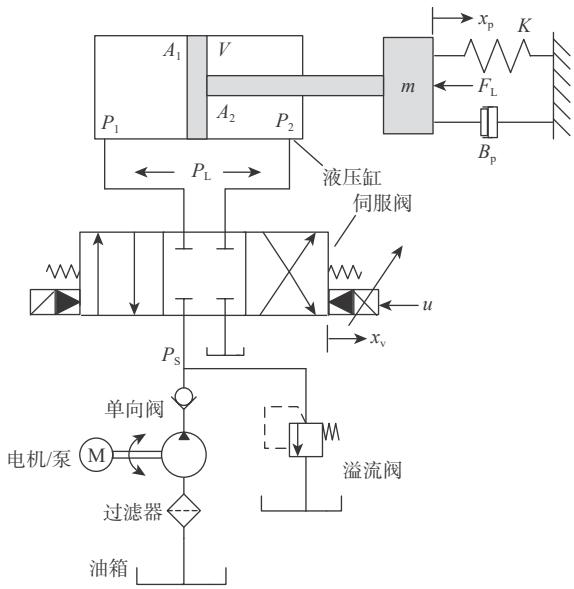


图 1 电液伺服系统结构

Fig. 1 Structure of electro-hydraulic servo system

x_{v}为伺服阀阀芯位移，B_{p}为活塞的黏性阻尼系数，u为伺服阀输入电压，K为弹性刚度系数，V为液压缸油腔总体积，P_1、P_2分别为液压缸左、右两腔压力，P_{L}为负载压力差，P_{S}为供油压力。

由牛顿第二定律得负载和活塞的动力学方程[26]为

$$m\ddot{x}_{\mathrm{p}} = (P_1A_1 - P_2A_2) - B_{\mathrm{p}}\dot{x}_{\mathrm{p}} - Kx_{\mathrm{p}} - F_{\mathrm{L}} \tag{1}$$

液压缸流量连续方程[27]为

$$\begin{cases} Q_1 = A_1\dot{x}_{\mathrm{p}} + C_{\mathrm{t}}(P_1 - P_2) + \dfrac{V_{01} + A_1x_{\mathrm{p}}}{\beta_{\mathrm{e}}}\dot{P}_1 \\ Q_2 = A_2\dot{x}_{\mathrm{p}} + C_{\mathrm{t}}(P_1 - P_2) + \dfrac{V_{02} - A_2x_{\mathrm{p}}}{\beta_{\mathrm{e}}}\dot{P}_2 \end{cases} \tag{2}$$

式中：Q_1和Q_2分别为液压缸进油口流量和出油口流量；V_{01}和V_{02}分别为无杆腔和有杆腔的初始容积伺服；β_{e}为体积弹性模量；C_{t}为液压缸总泄漏系数，包括内泄漏和外泄漏。

令$Q_{\mathrm{L}} = (Q_1 + Q_2)/2$，由于$A_1x_{\mathrm{p}} \ll V_{01}$，$A_2x_{\mathrm{p}} \ll V_{02}$，则由式 (2) 可得液压缸压力动态方程为

$$\dot{P}_{\mathrm{L}} = \frac{4\beta_{\mathrm{e}}}{V}(-A_{\mathrm{p}}\dot{x}_{\mathrm{p}} - C_{\mathrm{t}}P_{\mathrm{L}} + Q_{\mathrm{L}}) \tag{3}$$

式中：$A_{\mathrm{p}} = (A_1 + A_2)/2$；$V = V_{01} + V_{02}$，且

$$\begin{cases} V_{01} = \dfrac{1}{1+n^2}V \\ V_{02} = \dfrac{n^2}{1+n^2}V \end{cases} \tag{4}$$

其中：n为两腔的有效作用面积之比，即$n = n_2/n_1$。

伺服阀流量方程为[28]

$$Q_{\mathrm{L}} = C_{\mathrm{d}}\omega x_{\mathrm{v}}\sqrt{\frac{P_{\mathrm{S}} - P_{\mathrm{L}}\mathrm{sign}(x_{\mathrm{v}})}{\rho}} \tag{5}$$

式中: C_d为伺服阀口的流量系数; ω为伺服阀开口梯度; ρ为油液的密度; sign(·)为符号函数。

由于伺服阀大多为高频阀, 且阀频率远大于液压缸的频宽, 阀芯位移x_v与控制输入u的关系近似为$x_v = cu$, c为位移常数。本文将伺服阀和伺服放大器的输入输出特性等效成比例环节[29], 因此, 有$K_a = i/u$, $K_{sv} = x_v/u$, K_a为伺服阀放大器增益系数, K_{sv}为流量增益, i为伺服阀放大器输出电流。

令状态变量$\boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} x_1 & x_2 & x_3 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} = \begin{bmatrix} x_p & \dot{x}_p & \ddot{x}_p \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$, 联立式 (1)、式 (3) 和式 (5) 得电液伺服系统的状态空间方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \dot{x}_3 = f(\boldsymbol{x}) + g(\boldsymbol{x})u + d \\ y = x_1 \end{cases} \tag{6}$$

式中: $g(\boldsymbol{x}) = \dfrac{4A_p\beta_e C_d \omega K_a K_{sv}}{mV\sqrt{\rho}}\sqrt{P_S - P_L \mathrm{sign}(x_v)}$; y为系统位置输出; $d = -\dfrac{\dot{F}_L}{m} - \dfrac{4\beta_e C_t F_L}{mV}$; $f(\boldsymbol{x}) = l_1 x_1 + l_2 x_2 + l_3 x_3$, 且

$$\begin{cases} l_1 = -\dfrac{4\beta_e C_t F_L}{mV} \\ l_2 = -\dfrac{K}{m} - \dfrac{4\beta_e}{mV}\left(A_p^2 + C_t B_p\right) \\ l_3 = -\dfrac{B_p}{m} - \dfrac{4\beta_e C_t}{V} \end{cases} \tag{7}$$

在实际工作中, 电液伺服系统的负载质量m、黏性阻尼系数B_p、弹簧弹性刚度系数K及外负载力F_L等受控制对象和工作环境影响会发生变化, 因此, 函数$f(\boldsymbol{x})$和$g(\boldsymbol{x})$表示为

$$\begin{cases} f(\boldsymbol{x}) = f_0(\boldsymbol{x}) + \Delta f(\boldsymbol{x}) \\ g(\boldsymbol{x}) = g_0(\boldsymbol{x}) + \Delta g(\boldsymbol{x}) \end{cases} \tag{8}$$

式中: $f_0(\boldsymbol{x})$和$\Delta f(\boldsymbol{x})$分别为函数$f(\boldsymbol{x})$的标称和不确定部分; $g_0(\boldsymbol{x})$和$\Delta g(\boldsymbol{x})$分别为函数$g(\boldsymbol{x})$的标称和不确定部分。

当考虑不确定性影响时, 式 (6) 所示的状态空间方程可表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \dot{x}_3 = f_0(\boldsymbol{x}) + g_0(\boldsymbol{x})u + D \\ y = x_1 \end{cases} \tag{9}$$

式中: D为参数不确定性和外部干扰组成的复合干扰, $D = \Delta f(\boldsymbol{x}) + \Delta g(\boldsymbol{x})u + d$。

由于方程 (9) 含有复合干扰D, 不便于控制器设计, 本文采用具有较强非线性逼近能力和学习能力的 RBF 神经网络, 对未知复合干扰D进行逼近, 并利用逼近值来设计状态反馈控制器。

为更好地对控制器进行设计和稳定性分析, 本文给出如下引理和假设。

引理 1[30-31]　如果未知非线性函数$f(\boldsymbol{z})$: $\mathbf{R}^n \to \mathbf{R}$在数集$\Omega_z$上连续, 则存在神经网络$\boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{z})$, 以任意精度对$f(\boldsymbol{z})$进行逼近, 并表示为

$$f(\boldsymbol{z}) = \boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{z}) + \varepsilon \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{z}$为神经网络输入; $\boldsymbol{W}^* = \begin{bmatrix} W_1 & W_2 & \cdots & W_n \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为神经网络的理想权值; ε为神经网络的逼近误差, $|\varepsilon| \leqslant \varepsilon_N$; $\boldsymbol{h}(\cdot)$为高斯函数, 表示为

$$h_j(\boldsymbol{z}) = \exp\left(\left\|\boldsymbol{z} - \boldsymbol{c}_j\right\| / b_j^2\right) \qquad j = 1, 2, \cdots, n \tag{11}$$

式中: j为隐含层节点; $\boldsymbol{c}_j = \begin{bmatrix} c_{j1} & c_{j2} & \cdots & c_{jm} \end{bmatrix}$为第$j$个隐含层神经元的中心矢量值; $\boldsymbol{b} = \begin{bmatrix} b_1 & b_2 & \cdots & b_n \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为高斯函数的宽度矢量, $b_j > 0$为隐含层神经元j的高斯函数的宽度。

则未知函数$f(\boldsymbol{z})$的估计值定义为

$$\hat{f}(\boldsymbol{z}) = \hat{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{z}) \tag{12}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}$为理想权值$\boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}$的估计值。估计误差为$\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}} = \hat{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}} - \boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}$, $\hat{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}$的调节可在闭环 Lyapunov 函数的稳定性分析中进行设计。

假设 1　系统跟踪的期望指令信号x_d连续且一阶可导。

本文的控制问题表述为: 针对带有输出约束的不确定电液伺服系统, 设计自适应滤波控制律u, 使系统输出x_1快速准确地跟踪期望轨迹x_d, 并且跟踪误差$e_1 = x_1 - x_d$始终约束在如下预设的时变边界函数内:

$$E = (E_0 - E_\infty)\exp(-\beta t) + E_\infty \tag{13}$$

式中: E_0为边界函数的初始值, 其大小依据初始误差$|e_1(0)|$的大小设置, 满足$|e_1(0)| < E_0$; E_∞为边界函数稳态值, 满足$0 < E_\infty < E_0$; β为边界函数收敛速度。

2　时变输出约束自适应滤波控制设计

为实现电液伺服系统的控制目标, 首先, 构造正切型时变障碍 Lyapunov 函数; 其次, 基于该函数采用指令滤波反步法, 设计自适应滤波控制器和误差补偿机制; 最后, 基于 Lyapunov 稳定性理论证明系统误差的收敛性。

2.1　正切型时变障碍 Lyapunov 函数构造

为使电液伺服系统输出满足预设的输出约束条件, 可采用障碍 Lyapunov 函数对控制器进行设计, 但是传统障碍 Lyapunov 函数只能将系统误差限制在常值边界内。为使系统误差较小, 设置较小的常值边界就能得到良好控制性能, 但是如果系统的初始误差较大, 常值约束边界往往难以兼顾系统

的稳态和瞬态性能。

本文引入正切型时变障碍 Lyapunov 函数[25]，用时变约束边界替代常值约束边界来兼顾系统的稳态和瞬态性能。正切型时变障碍 Lyapunov 函数的表达式为

$$V_{\mathrm{b}}=\frac{E^2}{\pi}\tan\left(\frac{\pi e_1^2}{2E^2}\right) \tag{14}$$

在暂态阶段，β越小，误差收敛越慢，在稳态阶段，参数E_∞的大小决定稳态误差边界，其值越小，稳态误差越小。因此，能够通过预先设定时变约束边界的大小保证输出的同时满足稳态和瞬态性能要求。

值得说明的是，正切型时变障碍 Lyapunov 函数可将系统误差限制在时变约束边界内。当时变约束边界趋于无穷大时，正切型时变障碍 Lyapunov 函数等价为一般形式的 Lyapunov 函数，即$V_{\mathrm{b}}=e_1^2/2$。因此，正切型时变障碍 Lyapunov 函数也可适用非约束情况。

2.2 自适应滤波控制器设计

定义如下误差变量：

$$\begin{cases}e_1=x_1-x_{\mathrm{d}}\\ e_2=x_2-\alpha_1\\ e_3=x_3-\alpha_2\end{cases} \tag{15}$$

式中：$\alpha_i(i=1,2)$为经过二阶指令滤波器后的虚拟控制律。

二阶指令滤波器的结构如图 2 所示，其可避免反步设计中存在的“计算爆炸”问题。

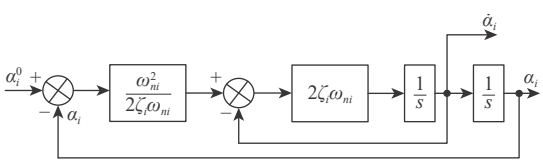


图 2 二阶指令滤波器结构

Fig. 2 Structure of second-order command filter

根据图 2，二阶指令滤波器的状态方程表示为

$$\begin{cases}\begin{bmatrix}\dot{\sigma}_{i1}\\ \dot{\sigma}_{i2}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0 & 1\\ -\omega_{ni}^2 & -2\zeta_i\omega_{ni}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\sigma_{i1}\\ \sigma_{i2}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0\\ \omega_{ni}^2\end{bmatrix}\alpha_i^0\\ \alpha_i=\sigma_{i1}\\ \dot{\alpha}_i=\sigma_{i2}\end{cases} \tag{16}$$

式中：σ_{i1}和$\sigma_{i2}(i=1,2)$为滤波器的状态；ζ_i为滤波器的阻尼，$\zeta_i\in(0,1]$；ω_{ni}为滤波器的带宽；α_i^0为待设计的标称虚拟控制律；α_i和$\dot{\alpha}_i$为滤波器的输出，滤波初始状态满足$\sigma_{i1}(0)=\alpha_i^0(0)$，$\sigma_{i2}(0)=0$。由文献 [32] 可知，当$\alpha_i^0$有界，$\dot{\alpha}_i^0$和$\ddot{\alpha}_i^0$有界且连续时，对于任意的$\varphi>0$，存在$\zeta_i$、$\omega_{ni}$，可使滤波误差$\tilde{\alpha}_i=\left|\alpha_i-\alpha_i^0\right|\leqslant\varphi$。理论上，可通过增大$\omega_{ni}$使滤波误差变得足够小。

虽然通过二阶指令滤波器可以避免“计算爆炸”的问题，但是也带来了滤波误差。为减小滤波误差，设计如下误差补偿机制：

$$\begin{cases}\dot{\eta}_1=-k_1\eta_1+\alpha_1-\alpha_1^0\\ \dot{\eta}_2=-k_2\eta_2+\alpha_2-\alpha_2^0\\ \dot{\eta}_3=-k_3\eta_3\end{cases} \tag{17}$$

式中：$k_i>0(i=1,2,3)$，为设计常数；$\eta_i(i=1,2,3)$为误差补偿信号，且$\eta_i(0)=0$。

由文献 [33] 可知，补偿信号满足：

$$\lim_{x\to 0}|\eta_i|\leqslant\frac{\varphi\Gamma}{k_i} \tag{18}$$

式中：Γ为正常数。

定义补偿后的跟踪误差为

$$\begin{cases}z_1=e_1-\eta_1\\ z_2=e_2-\eta_2\\ z_3=e_3-\eta_3\end{cases} \tag{19}$$

则本文设计的时变输出约束自适应滤波控制律为

$$\alpha_1^0=\dot{x}_{\mathrm{d}}-\left(2E\dot{E}+k_1E^2\right)\frac{\sin\left(\pi z_1^2/E^2\right)}{2\pi z_1}+\frac{z_1\dot{E}}{E}-\eta_2 \tag{20}$$

$$\alpha_2^0=\sigma_{12}-k_2e_2-\sec^2\left(\frac{\pi z_1^2}{2E^2}\right)z_1-\eta_3 \tag{21}$$

$$u=\frac{-f_0(\boldsymbol{x})-k_3e_3+\sigma_{22}-z_2-\hat{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})}{g_0(\boldsymbol{x})} \tag{22}$$

$$\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}=\gamma z_3\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x})-\gamma\hat{\boldsymbol{W}} \tag{23}$$

式中：γ为正常数。

由于$\lim\limits_{x\to 0}\left(\sin\left(\frac{\pi z_1^2}{E^2}\right)\Big/(2\pi z_1)\right)=0$，以及$g(\boldsymbol{x})>0$，式 (20) 和式 (22) 中不会出现奇异值。

式 (20)~式 (23) 的控制律具体推导过程如下：

步骤 1 对式 (19) 定义的z_1求导得

$$\dot{z}_1=\dot{e}_1-\dot{\eta}_1=e_2+\alpha_1-\dot{x}_{\mathrm{d}}-\dot{\eta}_1 \tag{24}$$

根据式 (14) 构造正切型时变障碍 Lyapunov 函数V_1为

$$V_1=\frac{E^2}{\pi}\tan\left(\frac{\pi z_1^2}{2E^2}\right) \tag{25}$$

对V_1求导可得

$$\dot{V}_1=\frac{2E\dot{E}}{\pi}\tan\left(\frac{\pi z_1^2}{2E^2}\right)+\sec^2\left(\frac{\pi z_1^2}{2E^2}\right)\cdot z_1\left(e_2+\alpha_1-\dot{x}_{\mathrm{d}}-\dot{\eta}_1-\frac{z_1\dot{E}}{E}\right) \tag{26}$$

将式 (17) 第 1 个等式和式 (20) 代入式 (26) 并整理得

$$\dot{V}_1=-k_1V_1+\sec^2\left(\frac{\pi z_1^2}{2E^2}\right)z_1z_2 \tag{27}$$

步骤 2　对式 (19) 定义的z_2求导得

$$\dot{z}_2 = \dot{e}_2 - \dot{\eta}_2 = e_3 + \alpha_2 - \dot{\alpha}_1 - \dot{\eta}_2 \tag{28}$$

构造 Lyapunov 函数$V_2 = \dot{V}_1 + z_2^2/2$, 对其求导得

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + z_2(e_3 + \alpha_2 - \dot{\alpha}_1 - \dot{\eta}_2) \tag{29}$$

将式 (17) 第 2 个等式和式 (21) 代入式 (29) 得

$$\begin{aligned}\dot{V}_2 = {}& \dot{V}_1 + z_2\left(e_3 + \alpha_2 - \dot{\alpha}_1 + k_2\eta_2 - \alpha_2 + \alpha_2^0\right) = \\ & -k_1V_1 + \sec^2\left(\frac{\pi z_1^2}{2E^2}\right)z_1z_2 + z_2\left(e_3 - \dot{\alpha}_1 + \right. \\ & \left. k_2\eta_2 + \sigma_{12} - k_2e_2 - \sec^2\left(\frac{\pi z_1^2}{2E^2}\right)z_1 - \eta_3\right) = \\ & -k_1V_1 - k_2z_2^2 + z_2z_3\end{aligned} \tag{30}$$

步骤 3　对式 (19) 定义的z_3求导得

$$\dot{z}_3 = f_0(\boldsymbol{x}) + g_0(\boldsymbol{x})u + D - \dot{\alpha}_2 - \eta_3 \tag{31}$$

由于式 (31) 中包含未知项D, 根据引理 1, 利用 RBF 神经网络对其进行逼近, 记逼近值$\hat{D} = \hat{\boldsymbol{W}}^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{X})$, 则未知项$D$可表示为

$$D = \hat{\boldsymbol{W}}^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{X}) + \varepsilon \tag{32}$$

式中: $\boldsymbol{X} = \begin{bmatrix} x_1 & x_2 & x_3 & u \end{bmatrix}$为神经网络输入。

构造 Lyapunov 函数V_3为

$$V_3 = V_2 + \frac{1}{2}z_3^2 + \frac{1}{2\gamma}\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}} \tag{33}$$

式中: $\tilde{\boldsymbol{W}}$为权值估计误差。

对式 (33) 求导得

$$\dot{V}_3 = \dot{V}_2 + z_3(f_0(\boldsymbol{x}) + D + g_0(\boldsymbol{x})u - \dot{\alpha}_2 - \dot{\eta}_3) + \frac{1}{\gamma}\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\dot{\hat{\boldsymbol{W}}} \tag{34}$$

将式 (22) 和式 (23) 代入式 (34) 得

$$\begin{aligned}\dot{V}_3 = {}& \dot{V}_2 + z_3\left(\boldsymbol{W}^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{X}) - \hat{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{X}) + \varepsilon - k_3e_3 + k_3\eta_3 - z_2\right) = \\ & \dot{V}_2 + z_3\left(\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}(\boldsymbol{X}) + \varepsilon - k_3e_3 - z_2\right) + \\ & \frac{1}{\gamma}\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\left(\gamma z_3\boldsymbol{h}(\boldsymbol{X}) - \gamma\hat{\boldsymbol{W}}\right) = \\ & -k_1V_1 - k_2z_2 - k_3z_3 - \tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{W}} - z_3\varepsilon\end{aligned} \tag{35}$$

本文提出的电液伺服系统的时变输出约束自适应滤波控制系统结构如图 3 所示。图中: 虚框内部分为本文设计的控制器结构, 包含控制误差补偿机制、虚拟控制律、实际控制律及 RBF 神经网络。

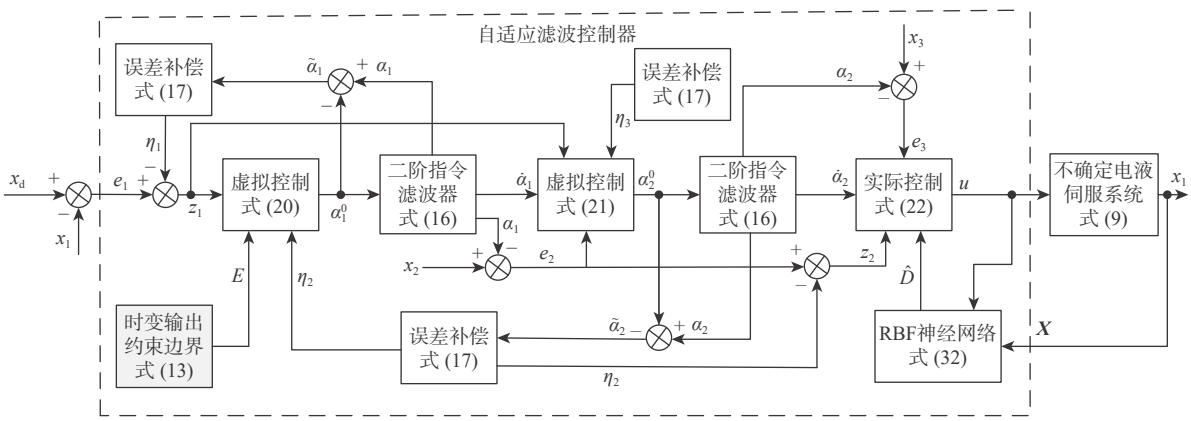


图 3　电液伺服系统的时变输出约束自适应滤波控制系统结构

Fig. 3　Structure of adaptive filtered control system with time-varying output constraints of electro-hydraulic servo system

2.3　稳定性分析

不确定电液伺服系统在 2.2 节自适应滤波控制器的作用下是稳定的, 且闭环控制系统的所有信号一致最终有界, 其稳定性由如下定理给出。

定理 1　对于带有输出约束的不确定电液伺服系统, 设计误差补偿机制 (17), 虚拟控制律 (20)、(21), 实际控制律 (22) 及自适应律 (23), 则闭环控制系统的所有信号是一致最终有界的, 且跟踪误差e_1被约束在式 (13) 描述的边界内。

证明　选取整个系统的 Lyapunov 函数为

$$V_{\mathrm{s}} = \frac{E^2}{\pi}\tan\left(\frac{\pi z_1^2}{2E_2}\right) + \frac{z_2^2}{2} + \frac{z_3^2}{2} + \frac{\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}}{2\gamma} \tag{36}$$

对式 (36) 求导, 并将式 (20)～式 (23) 代入式 (36) 得

$$\dot{V}_{\mathrm{s}} = -k_1V_1 - k_2z_2^2 - k_3z_3^2 - \tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{W}} + z_3\varepsilon \tag{37}$$

式中: $\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{W}} = \tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}} - \tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}^*$。

由杨氏不等式得

$$\begin{cases}\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}^* \leqslant \dfrac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}} + \dfrac{1}{2}\boldsymbol{W}^*\boldsymbol{W}^* \\ z_3\varepsilon \leqslant \dfrac{1}{2}\varepsilon^2 + \dfrac{1}{2}z_3^2\end{cases} \tag{38}$$

将式 (38) 代入式 (37) 得

$$\begin{aligned}\dot{V}_{\mathrm{s}} \leqslant {}& -k_1V_1 - k_2z_2^2 - \left(k_3 - \frac{1}{2}\right)z_3^2 - \\ & \frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{W}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}} + \frac{1}{2}\|\boldsymbol{W}^*\| + \frac{1}{2}\varepsilon^2\end{aligned} \tag{39}$$

式 (39) 可进一步表示为

$$\dot{V}_s \leqslant -\lambda V_s + \phi \tag{40}$$

式中：$\lambda = \min\left\{2k_1, 2k_2, 2\left(k_3 - \frac{1}{2}\right), \gamma\right\}$；$\phi = \frac{1}{2}\|\boldsymbol{W}^*\| + \frac{1}{2}\varepsilon^2$。

对式(40)积分得

$$0 \leqslant V_s(t) \leqslant \Phi(t) \tag{41}$$

式中：$\Phi(t) = \exp(-\lambda t)V_s(0) + \frac{\phi}{\lambda}\left(1 - \exp(-\lambda t)\right)$。

当$t \to \infty$时，$V_s(t) \to \phi/\lambda$，$V_s(t)$渐近收敛，收敛精度取决于λ。当$\lambda \gg \phi$，$V_s(t) \to 0$，$z_1 \to 0$，$z_2 \to 0$，$z_3 \to 0$。

由式(19)可知

$$e_i = \eta_i + z_i \tag{42}$$

根据式(18)可得

$$\lim_{x \to 0}|e_1| \leqslant \frac{\varphi\Gamma}{k_1} \tag{43}$$

由滤波器和k_0定义可知，通过调节滤波器参数ζ_i和ω_{ni}，以及控制器参数k_1、k_2和k_3，可使得跟踪误差e_1收敛至0附近的邻域内。另外，由式(36)和式(41)可得

$$\frac{E^2}{\pi}\tan\left(\frac{\pi z_1^2}{2E^2}\right) \leqslant \Phi(t) \tag{44}$$

解不等式得

$$|z_1| \leqslant \sqrt{\frac{2\arctan\left(\Phi\pi/E^2\right)}{\pi}}E < E \tag{45}$$

即补偿后的跟踪误差z_1约束在时变边界$(-E, E)$内。再由$|e_1| \leqslant |z_1| + |\eta_1|$，当增大控制器的参数$k_i(i = 1,2,3)$，并通过调节滤波器参数$\zeta_i$和$\omega_{ni}$，使得误差补偿信号$\eta_1$足够小时，系统跟踪误差$e_1$可约束在时变边界$(-E, E)$以内。 **证毕**

3 仿真结果与分析

为证明本文方法的控制效果，在MATALB/Simulink中搭建电液伺服系统的仿真程序。选取某650 mm轧机电液伺服系统作为研究对象[13]，为研究系统在不确定性影响下的控制性能，假设总质量m、黏性阻尼系数B_p、负载弹性刚度K和外负载力F_L分别按以下规律变化，即

$$\begin{cases} m = m_0(1 + 0.05\sin(\pi t)) \\ B_p = B_{p0}(1 + 0.05\sin(\pi t)) \\ K = K_0(1 + 0.09\sin(\pi t)) \\ F_L = F_{L0}(1 + 0.09\sin(\pi t)) \end{cases} \tag{46}$$

标称物理参数如表1所示。表中：m_0为负载和活塞总质量的标称值；K_0为弹簧弹性系数的标称值。

根据工程实际，定义期望位置轨迹为[13]

表1 某650 mm轧机电液伺服系统标称参数

Table 1 Nominal parameters of an electro-hydraulic servo system of 650 mm rolling mill

参数	数值
$K_a/(\mathrm{A\cdot V^{-1}})$	0.012 5
C_d	0.61
ω/m	0.025
$\rho/(\mathrm{kg\cdot m^{-3}})$	850
$K_{sv}/(\mathrm{m\cdot A^{-1}})$	0.01
m_0/kg	1 500
P_S/MPa	24
$C_t/(\mathrm{m^5\cdot(N\cdot s)^{-1}})$	5×10^{-16}
$V/\mathrm{m^3}$	3.768×10^{-3}
$K_0/(\mathrm{N\cdot m^{-1}})$	1.25×10^{9}
$A_p/\mathrm{m^2}$	0.012 56
β_e/Pa	7×10^{8}
$B_{p0}/(\mathrm{N\cdot s\cdot m^{-1}})$	2.25×10^{6}
F_{L0}/N	2×10^{6}

$$x_d = x_\infty\left(1 - \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right)\right) \tag{47}$$

式中：x_∞为状态x_1的稳态值；τ为时间常数。仿真时，分别选取$x_\infty = 5\times10^{-4}$ m，$\tau = 0.02$ s。电液伺服系统开始处于静止状态，初始位移$x_p = 3\times10^{-5}$ m，因此，初始状态为$\boldsymbol{x}(0) = \begin{bmatrix}3\times10^{-5} & 0 & 0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$m。在系统运动过程中，期望跟踪误差始终约束在时变的边界函数$E = \left(0.4\times10^{-4} - 0.2\times10^{-5}\right)\exp(-29t) + 0.2\times10^{-5}$内，即式(13)中，$E_0 = 0.4\times10^{-4}$，$E_\infty = 0.2\times10^{-5}$，$\beta = 29$。

在式(16)中，滤波器参数ω_{ni}和$\zeta_i(i = 1,2)$根据如下规则进行调节：ω_{ni}越大，跟踪效果越好，滤波器产生的跟踪误差越小，但过大的ω_{ni}又会增加高频噪声对系统的影响，因此，可以先将带宽选取得较大一些，以获得较小的跟踪误差。滤波器阻尼ζ_i越小，超调越大，当小于0.707时，滤波器将出现增益凸峰，但阻尼过大时又会导致系统带宽不足，因此，一般选择阻尼值为0.707。式(20)～式(22)中的控制器参数$k_i(i = 1,2,3)$的调节规则为：k_i越大，系统收敛速度越快，稳态误差越小，但过大的k_i将导致系统超调，同时需要较大的控制输入(电压)。

根据上述参数调节规则，并通过反复试验，最终选取滤波器参数和控制器参数为：$\omega_{n1} = 650$，$\omega_{n2} = 1\,500$，$\zeta_1 = \zeta_2 = 0.707$；$k_1 = 200$，$k_2 = 100$，$k_3 = 500$。RBF神经网络参数设置为$b_j = 5\times10^3$，$\gamma = 5\times10^3$，$\boldsymbol{c}_j = \begin{bmatrix}0 & 0.5 & 1 & 1.5 & 2\end{bmatrix}$。

为更好地体现本文方法的有效性和优越性，选择文献[8,13-14]的方法进行对比。文献[8]的控制器结构为

$$\begin{cases}\alpha_1=-k_1e_1+\dot{x}_{\rm d}\\ \alpha_2=-k_2e_2-e_1+\dot{\alpha}_1\\ u=-(f_0(\boldsymbol{x})+k_3e_3+e_2-\dot{\alpha}_2)/g_0(\boldsymbol{x})\end{cases}\tag{48}$$

式中: $\alpha_i(i=1,2)$为虚拟控制律。

文献 [13] 的控制器结构为

$$\begin{cases}\alpha_1^0=-k_1e_1+\dot{x}_{\rm d}-\eta_2\\ \alpha_2=-k_2e_2-z_1+\dot{\alpha}_1-\eta_3\\ u=-\dfrac{f_0(\boldsymbol{x})+\Delta\hat{f}(\boldsymbol{x})+k_3e_3+e_2-\dot{\alpha}_2}{g_0(\boldsymbol{x})+\Delta\hat{g}(\boldsymbol{x})}\end{cases}\tag{49}$$

式中: $\alpha_i^0(i=1,2)$为虚拟控制律; $\Delta\hat{f}(\boldsymbol{x})$和$\Delta\hat{g}(\boldsymbol{x})$为模糊系统输出。

文献 [14] 的控制器结构为

$$\begin{cases}\alpha_1^0=-k_1e_1+\dot{x}_{\rm d}-\eta_2\\ \alpha_2^0=-\phi(\hat{x}_2)+\dot{\gamma}_1-k_2(\hat{x}_2-\gamma_1)-v_1\\ u=-\dfrac{\delta(\hat{x}_2,\hat{x}_3)-\hat{x}_4+\dot{\gamma}_2-k_2(\hat{x}_3-\gamma_2)-\hat{v}_2}{\varphi(u,\hat{x}_3)}\end{cases}\tag{50}$$

式中: $\alpha_i^0(i=1,2)$为虚拟控制量; η_2为滤波补偿信号; $\dot{\gamma}_i(i=1,2)$为指令滤波器输出; $\hat{x}_i(i=2,3)$为状态x_i的估计值; $\hat{x}_4$为干扰的估计值; $v_i(i=1,2)$为误差补偿信号; $\phi(\cdot),\delta(\cdot)$和$\varphi(\cdot)$为与系统相关的非线性项, 具体表达式参见文献 [14]。

仿真中, 为保证对比的公平性, 4 种方法的控制器参数$k_i(i=1,2,3)$和滤波器参数都相同, 其他参数均与对应文献保持一致。电液伺服系统在 4 种控制器作用下的仿真结果如图 4～图 7 所示。其中, 图 4 为位置跟踪曲线, 图 5 为位置跟踪误差曲线, 图 6 为控制输入的变化曲线, 图 7 为本文方法 RBF 神经网络对复合干扰 D 的逼近效果。

由图 4～图 6 的仿真结果可知, 系统在 4 种控制器的作用下均可以跟踪上期望轨迹, 但是相比而言, 在瞬态阶段, 本文方法具有更快的跟踪速度, 且控制过程更为平顺。特别是, 本文方法能够保证跟踪误差始终约束在给定的时变边界$(-E,E)$内, 而文献 [8,13-14] 方法均会超出该边界值。另外, 由图 5

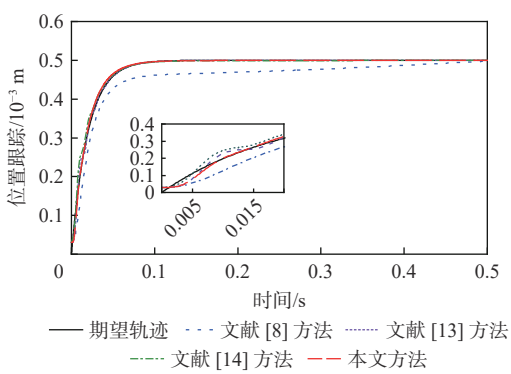


图 4　位置跟踪曲线

Fig. 4　Curves of position tracking

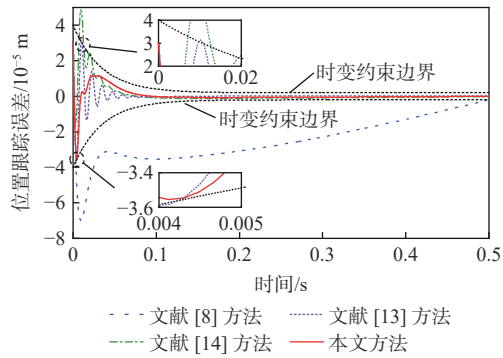


图 5　位置跟踪误差曲线

Fig. 5　Curves of position tracking error

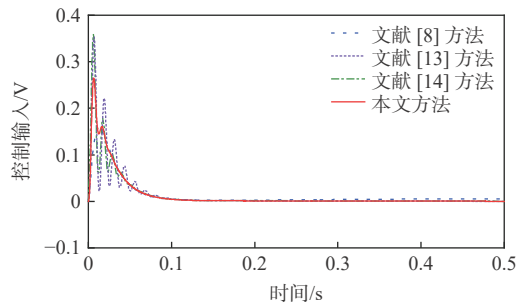


图 6　控制输入曲线

Fig. 6　Curves of control input

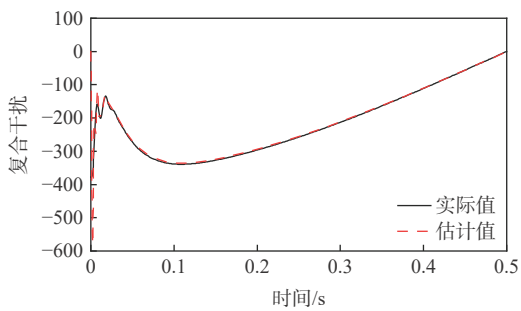


图 7　复合干扰逼近效果

Fig. 7　Approximation effect of compound disturbance

可知, 文献 [8] 方法在受到不确定性影响时, 跟踪误差相对其他方法存在明显的调节时间长、稳态误差大等问题, 主要原因在于其设计的控制器只适用于系统理想模型, 忽略了不确定性的影响。由图 7 还可知, 本文所设计的 RBF 神经网络可以快速逼近复合干扰D, 获得了较好的逼近效果。

为更好地进行对比, 定义 2 个量化性能指标: ①$t_{\rm s}$: 跟踪位置到达并保持在终值±2%内所需的最短时间; ②$e_{\rm s}$: $t=0.5$ s 时的稳态误差。这 2 个指标的对比数据如表 2 所示。可知, 本文方法在跟踪速度方面(即指标$t_{\rm s}$)与文献 [13-14] 非常接近, 且优于文献 [8]; 而在稳态误差方面(即指标$e_{\rm s}$), 本文方法明显要优于其他 3 种方法, 相对而言, 误差精度分别提升了约 98.2%、80.2% 和 75%。

综上可知, 不确定电液伺服系统在本文方法的

表2 不同控制方法下的性能指标对比

Table 2 Comparison of performance indices under different control methods

方法	t_s/s	e_s/m
文献[8]方法	0.45	1.97×10^{-6}
文献[13]方法	0.08	1.76×10^{-7}
文献[14]方法	0.05	1.39×10^{-7}
本文方法	0.07	3.48×10^{-8}

控制作用下获得了更好的瞬态和稳态性能，使系统具有更小的超调量和更快的跟踪速度，以及更高的稳态跟踪精度，实现了电液伺服系统输出对期望轨迹的高精度跟踪控制。

4 结 论

本文针对电液伺服系统位置跟踪控制中存在的输出约束和不确定性问题，提出了一种基于正切型时变障碍Lyapunov函数的输出约束自适应滤波控制方法，得到的结论如下：

1）构造了正切型时变障碍Lyapunov函数，利用指数衰减的时变边界约束系统输出误差，解决了输出约束的问题，提高了系统的瞬态性能。

2）设计了RBF神经网络和权重自适应学习律，实现了复合干扰的在线逼近，并将逼近值用于状态反馈，提高了系统的鲁棒性。

3）设计了指令滤波反步控制律及误差补偿机制，避免了“计算爆炸”的问题，同时消除了滤波误差，提高了系统的稳态控制精度。

4）严格证明了闭环控制系统的稳定性和收敛性，并通过仿真实验验证了本文方法相较于其他方法具有跟踪速度快、误差精度高和鲁棒性强等优点。

未来的研究工作将逐步搭建电液伺服系统实验平台，利用实验进一步验证本文方法的有效性和实用性。此外，在实际应用中，系统还可能受到非匹配干扰的影响，因此，还有必要研究非匹配干扰下的电液伺服系统干扰抑制与跟踪控制方法。

参考文献（References）

[1] MACALUSO A, JACAZIO G. Prognostic and health management system for fly-by-wire electro-hydraulic servo actuators for detection and tracking of actuator faults[J]. Procedia CIRP, 2017, 59: 116-121.

[2] 郭新平, 汪成文, 刘华, 等. 基于扩张状态观测器的泵控电液伺服系统滑模控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1159-1168.
GUO X P, WANG C W, LIU H, et al. Extended-state-observer based sliding mode control for pump-controlled electro-hydraulic servo system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1159-1168(in Chinese).

[3] 刘华, 汪成文, 郭新平, 等. 电液负载敏感位置伺服系统自抗扰控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 2131-2139.
LIU H, WANG C W, GUO X P, et al. Active disturbance rejection control method for position servo system based on electro-hydraulic load sensing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11): 2131-2139(in Chinese).

[4] FENG H, MA W, YIN C B, et al. Trajectory control of electro-hydraulic position servo system using improved PSO-PID controller [J]. Automation in Construction, 2021, 127: 103722.

[5] YUAN H B, NA H C, KIM Y B. System identification and robust position control for electro-hydraulic servo system using hybrid model predictive control[J]. Journal of Vibration and Control, 2018, 24(18): 4145-4159.

[6] ONDER M, BAYRAK A, AKSOY S. RISE-based backstepping control design for an electro-hydraulic arm system with parametric uncertainties[J]. International Journal of Control, 2022, 95(10): 2815-2827.

[7] YANG X B, ZHENG X L, CHEN Y H. Position tracking control law for an electro-hydraulic servo system based on backstepping and extended differentiator[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2018, 23(1): 132-140.

[8] 郭洪波, 李洪人. 基于Backstepping的阀控非对称缸电液伺服系统非线性控制[J]. 液压与气动, 2004(10): 38-40.
GUO H B, LI H R. Backstepping-based nonlinear control for asymmetric cylinder electro-hydraulic servo system[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2004(10): 38-40(in Chinese).

[9] MINTSA H A, VENUGOPAL R, KENNE J P, et al. Feedback linearization-based position control of an electrohydraulic servo system with supply pressure uncertainty[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2012, 20(4): 1092-1099.

[10] WRAT G, BHOLA M, RANJAN P, et al. Energy saving and fuzzy-PID position control of electro-hydraulic system by leakage compensation through proportional flow control valve[J]. ISA Transactions, 2020, 101: 269-280.

[11] 邵俊鹏, 王仲文, 李建英, 等. 电液位置伺服系统的规则自校正模糊PID控制器[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2010, 41(3): 960-965.
SHAO J P, WANG Z W, LI J Y, et al. Rule self-tuning fuzzy-PID controller ofelectro-hydraulic position servo system[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2010, 41(3): 960-965(in Chinese).

[12] 张震阳, 汪成文, 郭新平, 等. 基于ESO的电液位置伺服系统反步滑模控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(6): 1082-1090.
ZHANG Z Y, WANG C W, GUO X P, et al. Backstepping sliding mode control of electro hydraulic position servo system based on ESO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(6): 1082-1090(in Chinese).

[13] 方一鸣, 石胜利, 李建雄, 等. 基于指令滤波的电液伺服系统自适应反步控制[J]. 电机与控制学报, 2013, 17(9): 105-110.
FANG Y M, SHI S L, LI J X, et al. Adaptive backstepping control for electro-hydraulic servo system with input saturation based on command filter[J]. Electric Machines and Control, 2013, 17(9): 105-110(in Chinese).

[14] 王广文, 姚建勇. 基于指令滤波的电液伺服系统输出反馈控制[J]. 上海交通大学学报, 2019, 53(12): 1482-1487.
WANG G W, YAO J Y. Output feedback control of electro-hydraulic servo systems with command filter[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2019, 53(12): 1482-1487(in Chinese).

[15] MA H F, LI Y M, XIONG Z H. Design of funnel function-based discrete-time sliding mode control[J]. IET Control Theory & Applications, 2020, 14(16): 2413-2418.

[16] YANG X W, DENG W X, YAO J Y. Neural adaptive dynamic surface asymptotic tracking control of hydraulic manipulators with guaranteed transient performance[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2023, 34(10): 7339-7349.

[17] 董振乐, 杨英浩, 姚建勇, 等. 匹配和不匹配干扰共存时电液伺服系统预设性能渐近跟踪控制[J]. 中国机械工程, 2022, 33(20): 2437-2443.
DONG Z L, YANG Y H, YAO J Y, et al. Asymptotic prescribed-performance tracking control of electro-hydraulic servo systems undermatched and unmatched disturbance[J]. China Mechanical Engineering, 2022, 33(20): 2437-2443(in Chinese).

[18] LI Y M, TONG S C, LIU L, et al. Adaptive output-feedback control design with prescribed performance for switched nonlinear systems[J]. Automatica, 2017, 80: 225-231.

[19] NIE S C, QIAN L F, CHEN L M, et al. Barrier Lyapunov functions-based dynamic surface control with tracking error constraints for ammunition manipulator electro-hydraulic system[J]. Defence Technology, 2021, 17(3): 836-845.

[20] 王云飞, 赵继云, 满家祥, 等. 基于干扰观测器的状态受限多缸同步控制策略[J]. 华南理工大学学报 (自然科学版), 2022, 50(2): 93-101.
WANG Y F, ZHAO J Y, MAN J X, et al. Multi-cylinder synchronization control strategy with state constraint based on disturbance observer[J]. Journal of South China University of Technology (Natural Science Edition), 2022, 50(2): 93-101(in Chinese).

[21] GUO Q, LIU Y L, JIANG D, et al. Prescribed performance constraint regulation of electrohydraulic control based on backstepping with dynamic surface[J]. Applied Sciences, 2018, 8(1): 76.

[22] 徐张宝, 朱忠领, 马大为, 等. 考虑状态约束的液压系统自适应控制[J]. 西安交通大学学报, 2017, 51(1): 97-102.
XU Z B, ZHU Z L, MA D W, et al. Adaptive control of hydraulic systems with state constraints[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(1): 97-102(in Chinese).

[23] GUO Q, LI X C, JIANG D. Full-state error constraints based dynamic surface control of electro-hydraulic system[J]. IEEE Access, 2018, 6: 53092-53101.

[24] YANG G C. Dual extended state observer-based backstepping control of electro-hydraulic servo systems with time-varying output constraints[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2020, 42(5): 1070-1080.

[25] 陈强, 丁科新, 南余荣. 带有输出约束的柔性关节机械臂预设性能自适应控制[J]. 控制与决策, 2021, 36(2): 387-394.
CHEN Q, DING K X, NAN Y R. Prescribed performance adaptive control of flexible-joint manipulators with output constraints[J]. Control and Decision, 2021, 36(2): 387-394(in Chinese).

[26] 姚文龙, 亓冠华, 池荣虎, 等. 具有未知负载扰动的水井钻机电液伺服系统无模型自适应控制[J]. 控制理论与应用, 2022, 39(2): 231-240.
YAO W L, QI G H, CHI R H, etal. Model-free adaptive control for water well drilling rig electro-hydraulic servo with unknown load disturbance[J]. Control Theory & Applications, 2022, 39(2): 231-240 (in Chinese).

[27] 叶小华, 岑豫皖, 赵韩, 等. 基于液压弹簧刚度的阀控非对称缸建模仿真[J]. 中国机械工程, 2011, 22(1): 23-27.
YE X H, CEN Y W, ZHAO H, et al. Modeling and simulation of hydraulic spring stiffness-based asymmetrical cylinder controlled by valve[J]. China Mechanical Engineering, 2011, 22(1): 23-27(in Chinese).

[28] BESSA W M, DUTRA M S, KREUZER E. Sliding mode control with adaptive fuzzy dead-zone compensation of an electro-hydraulic servo-system[J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2010, 58(1): 3-16.

[29] GUANC, PAN S X. Adaptive sliding mode control of electro-hydraulic system with nonlinear unknown parameters[J]. Control Engineering Practice, 2008, 16(11): 1275-1284.

[30] HARTMAN E J, KEELER J D, KOWALSKI J M. Layered neural networks with Gaussian hidden units as universal approximations [J]. Neural Computation, 1990, 2(2): 210-215.

[31] PARK J, SANDBERG I. Universal approximation using radial-basis-function networks[J]. Neural Computation, 1991, 3(2): 246-257.

[32] FARRELL J A, POLYCARPOU M, SHARMA M, et al. Command filtered backstepping[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(6): 1391-1395.

[33] DONG W J, FARRELL J A, POLYCARPOU M M, et al. Command filtered adaptive backstepping[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2012, 20(3): 566-580.

Adaptive filtered control for uncertain electro-hydraulic servo systems with time-varying output constraints

PAN Changzhong*, HE Guang, LI Zhijing, ZHOU Lan, XIONG Peiyin

(School of Information and Electrical Engineering, Hunan University of Science and Technology, Xiangtan 411100, China)

Abstract: To address such problems as output constraints and uncertainties in the position tracking control of electro-hydraulic servo systems, an adaptive filter control method with output constrained was proposed based on the time-varying tangent barrier Lyapunov function. Firstly, a tangent barrier Lyapunov function with a time-varying constrained boundary was derived. By setting the parameters of the time-varying boundary function, the output of the system achieved good transient and steady performance.Secondly, a radial basis function (RBF) neural network and a weight adaptive learning law were designed to approximate the compound disturbance composed of model uncertainties and unknown disturbances online, and the approximate value was used for feedback control.Then, a second-order command filter backstepping method was used to design a state feedback control law and an error compensation mechanism, so as to avoid "computation explosion" in the backstepping design and eliminate the filtering error so that the position tracking accuracy of the system could be improved. Finally, the convergence of all error signals in a closed-loop system was proven by the Lyapunov stability theory. The simulation results show that the steady-state tracking error of the system under the proposed method is about 3.48×10^{-8} m.Compared with other control methods, the tracking error is always constrained within the time-varying constraint boundary, and control performance and tracking accuracy are both improved.

Keywords: electro-hydraulic servo systems; time-varying barrier Lyapunov function; radial basis function neural network; command filter; error compensation; backstepping method

Received: 2022-06-16; **Accepted**: 2023-02-03; **Published Online**: 2023-03-09 16:08

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230309.1305.005

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62173138); Hunan Provincial Natural Science Foundation of China (2022JJ30263, 2023JJ40286); Research Foundation of Education Bureau of Hunan Province, China (20A186,21C0329)

* **Corresponding author**. E-mail: pancz@hnust.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0520

基于改进FPPN的飞控系统故障传播路径分析方法

张晓瑜[1,*]，张凤琪[1]，郭润夏[1]，吴军[2]
(1. 中国民航大学 电子信息与自动化学院，天津 300300；2. 中国民航大学 航空工程学院，天津 300300)

摘 要：针对飞控系统多冗余、多闭环的结构特性，结合有向图模型和模糊Petri网(FPN)模型，构建飞控系统故障传播模糊概率Petri网(FPPN)模型，以解决飞控系统特定结构下的故障传播路径问题。改进的FPPN模型包含飞控系统有向图模型、故障传播特性量化计算模型和故障传播FPPN模型3个部分。采用面向对象技术分析飞控系统的功能行为和物理结构，综合复杂网络理论，构建系统故障传播有向图模型；引入Floyd算法，开展系统耦合关联分析，基于节点的度和边介数定义系统故障传播特性；在有向图模型的基础上，提出相应的结构映射规则，构建飞控系统故障传播FPPN模型，融合改进后的参数量化方法，设定2种推理算法对系统多冗余、闭环结构特性下的故障传播路径进行有效分析。通过数值分析与实例验证，获取飞控系统典型故障传播路径及路径上相关节点的状态值，验证所提方法的有效性。

关 键 词：飞控系统；复杂网络理论；有向图模型；模糊概率Petri网模型；故障传播路径分析
中图分类号：V249
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-1829-13

随着航空业的不断发展，飞机系统集成化不断提升。飞控系统作为典型的复杂机电系统[1]，内部结构通常呈现多闭环、多冗余等复杂特征，其交错复杂的控制回路构成了复杂网络[2]。民机的安全评估及故障的排查维修对保障飞机的安全运行具有重要意义。通过研究复杂系统的故障传播机理，有助于故障排除，提高维修效率，提升系统可靠性。在复杂系统中，由于系统本身的物理结构和系统功能的相互作用，系统内部组件之间存在直接或间接的耦合关联，进而为故障的传播提供了可能。根据故障的影响范围，可以分为局部故障传播和全局故障传播，全局故障传播会给系统安全运行造成严重后果[3]。因此，故障传播分析对保障系统安全具有重要意义，促使人们对故障传播过程进行了大量研究。为研究复杂网络中故障传播问题，已经建立了2种类型的仿真模型，即复杂网络模型和概率模型。

复杂网络模型基于图论定性或定量地表征整个网络的拓扑性质，能较好地用于建模和描述复杂系统中故障传播的本质[4]。张宏和吕悦晶[5]采用复杂网络理论研究车载自组织网络的脆弱性问题；Xu等[6]基于小世界网络理论提出了生态产业水网的故障传播特性，利用节点的度和介数中心性来识别水网的高负荷节点；文献[7-9]提出了节点脆弱性分析模型，用于识别系统的关键节点和薄弱环节，同时建立了级联故障传播模型来评估高风险故障传播路径，并进一步结合Dijkstra、Floyd、蚁群算法等路径搜索算法对网络中的故障传播进行了分析。以上研究可以看出，应用复杂网络理论连接具有不同特征节点和边来表示整个系统，有助于分析系统故障传播特性，具有实用性。然而，这些方法在故障传播问题的分析上，对网络拓扑特性过度关

收稿日期：2022-06-21；**录用日期**：2022-09-30；**网络出版时间**：2022-10-14 15:10
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221014.1035.001
基金项目：国家自然科学基金(62173331,52005500)；天津市教委科研计划(2018KJ238,2020KJ013)
*通信作者. E-mail：xy_zhang@cauc.edu.cn

引用格式：*张晓瑜，张凤琪，郭润夏，等. 基于改进FPPN的飞控系统故障传播路径分析方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1829-1841. ZHANG X Y，ZHANG F Q，GUO R X，et al. A fault propagation path analysis method for flight control system based on improved FPPN[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1829-1841 (in Chinese).*

注，从而忽略了实际网络中组件和链路的可靠性特征。

概率模型通常用来描述一个或多个随机变量间不确定性概率关系的数学模型，且不依赖于网络的拓扑特性。Mi 等[10]将动态故障树（dynamic fault tree, DFT）映射为等效贝叶斯网络 (Bayesian network, BN)，计算相关的可靠性参数和指标；此外，Chen 等[11]基于系统因果结构的 BN 模型，提出了用核密度估计（kernel density estimation, KDE）方法来估计概率密度函数，以代替传统 BN 的参数学习；Amrani 等[12]概述了与可靠性建模和评估相关的定量和定性方法，并评估了这些方法对机电系统可靠性分析的意义；此外，混合故障树[13]、蒙特卡罗[14]、马尔可夫链[15]等概率模型也被用于故障传播的分析。

虽然上述方法从多个方面对故障传播进行了研究，但仍存在一些问题。复杂网络理论多用来考虑网络结构的拓扑特性，忽视了系统组件及链路的可靠性特征。现有的概率模型主要集中研究故障数据、故障模式等，对专业知识和历史经验要求较高，忽视了系统内部组件间相互作用关系的影响。因此，将复杂网络模型与概率模型融合用于故障传播机理的分析是当前热门的方法[16-17]。其中，Petri 网作为一种具有良好可视化建模和描述系统并发、异步事件过程的工具，应用于多种领域，并形成了许多扩展形式。Liu 等[18]提出了一种灰色推理 Petri 网模型，改进了传统模糊 Petri 网（fuzzy Petri net, FPN）参数量化方法，用于大群体环境下的知识表示和推理；Shi 等[19]提出了一种基于模糊证据推理和 FPN 的失效模式和影响分析（failure mode and effects analysis, FMEA）方法，以得到更可靠的失效模式风险排序结果；Wang 等[20]定义了一个协同效应合并的 FPN，提出了相应的产生式规则、过渡触发式规则和推理算法，进行设备故障风险评估；Petri 网与模糊理论、概率理论相结合，以及基于矩阵的推理方式和多样性的参数量化方式，大大提升了 Petri 网的准确性与实用性，可用于复杂系统的故障传播分析建模[21-24]。

综合考虑飞控系统自身的结构特性及传统 FPN 的参数确定依据不充分等问题，本文构建一种改进的模糊概率 Petri 网（fuzzy probability Petri net, FPPN）模型，用于飞控系统故障传播路径的分析。与现有的故障传播路径建模方法不同，首先，基于有向图模型与复杂网络理论，分析系统网络结构特性，定义系统的故障传播特性。其次，针对系统闭环、多冗余的结构特性，提出相应模糊逻辑映射规则，构建系统故障传播 FPPN 模型。最后，针对构建的 FPPN 模型，提出 2 种推理算法，用于分析系统闭环与多冗余结构下的故障传播路径序列及路径上相关节点的状态值，并给出相应的约束条件。通过数值实验对本文方法进行实例验证，证明方法的准确性。

1 故障传播有向图模型

1.1 基于有向图分析的飞控系统结构模型

飞控系统作为复杂机电系统的代表，具有闭环、多冗余的特性。在实际操作过程中，飞行员通过侧杆、方向舵脚蹬和手柄向多套飞控计算机输入操纵指令，经计算机计算后转变为控制信号传入液压伺服作动机构，进一步通过机械装置控制舵面偏转来实现飞机的俯仰、横滚或偏航，每个舵面通过传感器监视偏转角度，并将检测数据反馈到相应的计算机，最终每个计算机根据反馈的数据调整输出命令来达到最终稳态。飞机电传操纵系统整体原理如图 1 所示。

由于 A320 飞控系统复杂的结构和工作原理，为降低子系统间的耦合，将 A320 飞控系统分割为方向舵子系统、升降舵子系统、可配平水平安定面子系统、副翼子系统、扰流板子系统等子系统，分别分析每个子系统内组件间的耦合关系，并建立故障传播关系。A320 飞控系统的组织架构[25]如图 2 所示。

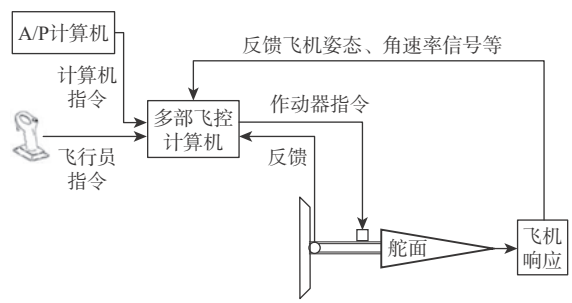


图 1 A320 电传操纵系统原理

Fig. 1 Fly-by-wire control system principle of A320

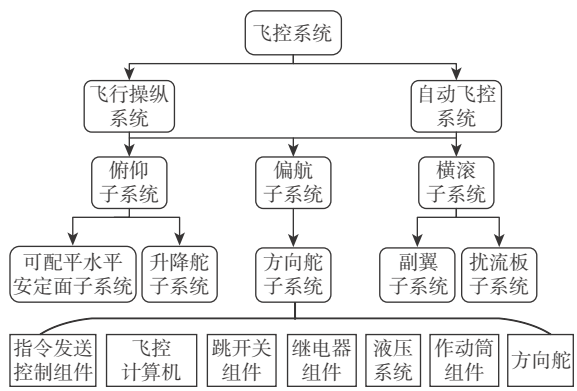


图 2 A320 飞控系统架构[25]

Fig. 2 Flight control system architecture of A320[25]

本文以方向舵子系统为例, 构建故障传播有向图模型(见图 3), 用于描述整个子系统组件间的耦合关系及表征整个网络的拓扑结构特性, 并对其故障传播结构进行学习。以飞机上的组件为单位进行建模, 可以反映一定精度范围内真实飞机的系统结构, 该建模方法可以保证模型较高的可靠性和稳定性。故障传播有向图将子系统中的各个组件抽象为图中的节点, 将组件之间的因果关系抽象为图中连接 2 个节点的有向边, 从而将子系统的传播关系建模为一个故障传播有向图 $G=\{P,E\}$。其中, $P=\{p_1,\cdots,p_i,\cdots,p_n\}$为节点的有限集合, n 为节点的总数; $E=\{e_{12},\cdots,e_{ij}\}$为具有因果关系节点的边集合, e_{ij}为节点 p_i到节点 p_j的有向边。

当系统内各个组件无故障时, 方向舵功能可以正常实现, 方向舵正常作动, 当其中一个组件出现故障后, 则导致方向舵功能失效或部分失效, 表现为方向舵的非正常作动。模型中各节点对应组件标号及名称如表 1 所示。

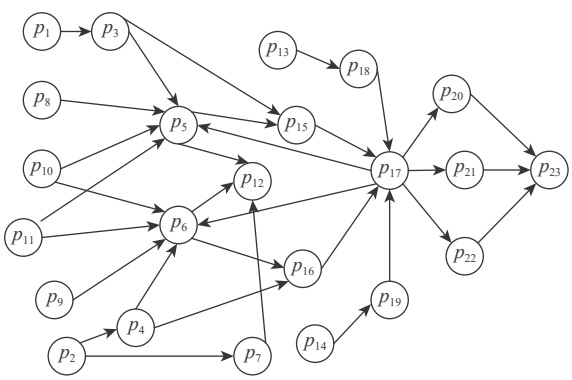


图 3　方向舵子系统故障传播有向图

Fig. 3　Directed graph of fault propagation of rudder system

1.2　基于有向图的故障传播特性分析

通过有向图模型, 可得系统的邻接矩阵和可达矩阵, 邻接矩阵可表示图中各节点间的直接耦合关系。由于邻接矩阵只能表示系统内部组件之间的直接耦合关系, 而单个组件的失效可以通过节点间的故障传播对整个系统造成影响。因此, 分析某组件故障对整个系统的影响, 需要分析组件间的间接耦合关系。本文引入 Floyd 算法计算各组件之间的故障传播路径, 其基本过程为: 直接输入邻接矩阵, 递归更新 n 次, 每次更新引入下一层节点, 直到引入所有节点, 得到系统的可达矩阵, 进而定量描述系统的拓扑结构特性。

复杂网络的拓扑结构决定了故障传播的重要因素。其中, 对于节点的拓扑特性, 主要是节点的聚类系数, 该属性可以影响故障传播的范围。事实上, 节点的聚类属性主要取决于节点的度, 包括节点的入度和出度, 一个节点的度越高, 对应传播路径更多, 传播范围更广。根据式 (1) 对节点的度做归一化计算, 可得节点传播特性 s_i, 即

$$s_i=d_i\Big/\sum_{i=1}^{n}d_i \tag{1}$$

式中: d_i为节点 p_i的度; n 为网络中节点的总数; $0\leqslant s_i\leqslant 1$。

复杂网络理论中, 每个节点都以其他节点无法替代的方式促进故障传播。然而, 边作为故障传播路径也是关键的元素。给定的网络中, 每一步故障以信息、能量等形式在每对节点之间交换, 沿着连接节点的最短路径传输。边的载荷值越大, 通过该边的节点越容易发生失效。因此, 采用边介数来表征边的拓扑结构特性, 边介数定义为通过其最短路径的个数。同理, 根据式 (2) 将边 e_{ij}的边介数做归一化计算, 可得边传播特性 S_{ij}, 即

$$S_{ij}=b_{ij}\Big/\sum b_{ij} \tag{2}$$

式中: b_{ij}为边 e_{ij}的边介数; $\sum b_{ij}$表示所有边介数的总和。

有向图模型能够描述系统基本的传播结构, 分

表 1　系统网络结构中各节点对应的部件编号

Table 1　Part number corresponding to each node in system network structure

节点p_i	名称
1	直流汇流条1
2	直流汇流条2
3	飞行增稳计算机 1 的供电跳开关
4	飞行增稳计算机2的供电跳开关
5	飞行增稳计算机 1
6	飞行增稳计算机 2
7	供电跳开关
8	飞行增稳计算机 1 面板控制按钮
9	飞行增稳计算机 2 面板控制按钮
10	方向舵配平复位按钮
11	方向舵配平按钮
12	方向舵配平指示器
13	交流汇流条1
14	交流汇流条2
15	方向舵配平继电器 1
16	方向舵配平继电器 2
17	方向舵配平作动筒
18	偏航阻尼作动筒 1 供电跳开关
19	偏航阻尼作动筒 2 供电跳开关
20	方向舵伺服控制器G
21	方向舵伺服控制器B
22	方向舵伺服控制器Y
23	方向舵舵面

析组件间的耦合关系，但无法体现飞控系统闭环、多冗余的结构特性对故障传播的影响。为更好地刻画系统的故障传播结构，引入FPN模型，针对系统闭环、多冗余的结构特性设定相应的模型映射规则，构建系统故障传播的FPPN模型[26]，进而分析系统内的故障传播行为表达。有向图模型与FPN模型之间的转换关系为：传统有向图模型的图结构模型、节点集合和有向边集3部分分别对应FPN模型的网络结构模型、库所集和有向弧集（变迁集）3部分。

2 飞控系统故障传播FPPN模型

2.1 基于FPPN的故障传播行为规则表达

改进后的FPPN模型定义为一个9元组$\Sigma=(P,T,F,\boldsymbol{I},\boldsymbol{O},\alpha,\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{M},\boldsymbol{X})$。其中，$P=\{p_1,p_2,\cdots,p_n\}$为有限库所/节点（下文统一表述为节点）集合，每个节点p_i对应一个系统组件；$T=\{t_1,t_2,\cdots,t_m\}$为有限变迁集合，每个变迁t_j对应一种功能实现的过程；$F\subseteq(P\times T)\cup(T\times P)$为有向弧集合，即变迁的输入弧和输出弧；$\boldsymbol{I}$为输入矩阵，表示节点到变迁的输入弧权值映射矩阵，对应矩阵内元素为w；$\boldsymbol{O}$为输出矩阵，表示变迁到节点的输出弧确信度值映射矩阵，对应矩阵内元素μ；α为节点状态值的映射关联函数，是介于0～1之间的实数；$\boldsymbol{\Gamma}$为变迁输出弧的阈值映射矩阵，对应矩阵内元素值为λ；$\boldsymbol{M}$为节点状态向量；$\boldsymbol{X}$为系统整体的状态矩阵。

FPPN模型的建立基于一系列的模糊逻辑规则，基本形式为

$$R:\text{IF } p_i \text{ THEN } p_j \tag{3}$$

式中：p_i和p_j为节点，且p_j是p_i对应的输出节点。

FPPN模型的基本映射规则如图4所示。

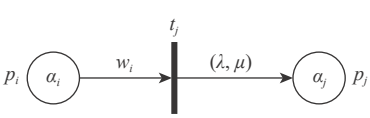


图4 FPPN模型的基本映射规则

Fig. 4 Basic mapping rule of FPPN model

在FPPN模型中，基于推理模式下的变迁发生规则，若满足式(4)，则变迁t_j可以被激活：

$$\alpha(p_i)w_i\geqslant\lambda(t_j) \tag{4}$$

变迁t_j被激活后，输入节点状态值$\alpha(p_i)$不变，输出节点状态值$\alpha(p_j)$根据式(5)更新，即

$$\alpha(p_j)=\alpha(p_i)w_i\mu \tag{5}$$

基于定义的FPPN模型的基本映射规则，结合飞控系统存在的交互、冗余和反馈关系，构建了输入组件冗余、输入功能冗余、输出冗余、闭环结构4类FPPN改进结构映射规则，如图5所示。

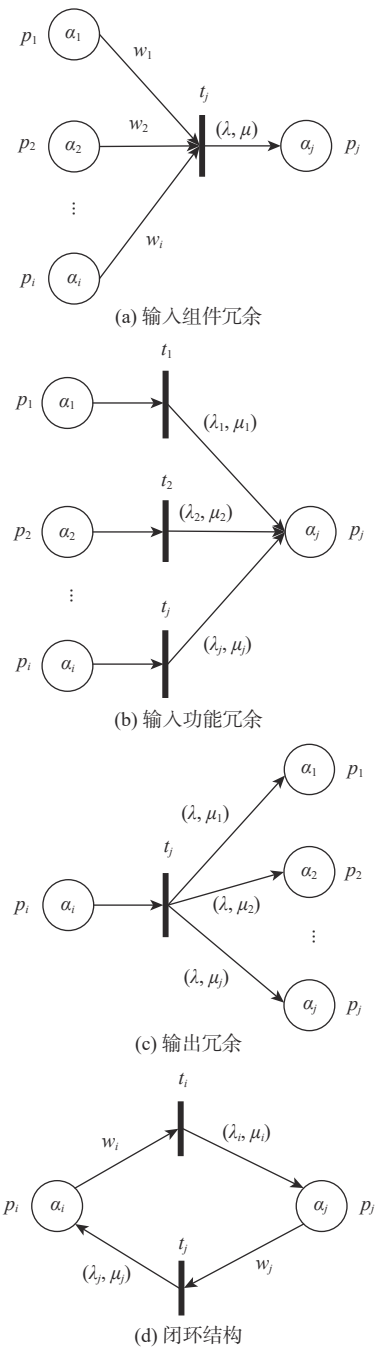


图5 FPPN改进结构映射规则

Fig. 5 Mapping rules of improved FPPN structure

1）类型1。输入组件冗余映射规则（见图5(a)），表示当存在多个备用组件可实现同一功能，即多个输入节点可触发同一变迁，对应模糊规则的“与”规则，用于描述系统的多冗余结构。设定输入节点权值取均值，且所有输入节点权值和为1，输出节点状态值$\alpha(p_j)$定义如下：

$$\alpha(p_j)=\left(\sum_{k=1}^{i}\alpha(p_k)w_k\right)\mu \tag{6}$$

2）类型2。输入功能冗余映射规则（见图5(b)），

表示一个组件受多个组件不同功能的控制, 对应模糊规则的“或”规则。设定输入节点权值均为 1, 输出节点状态值$\alpha(p_j)$定义如下:

$$\alpha(p_j)=\max_{1\leqslant k\leqslant i}\{\alpha(p_k)\mu_k\} \tag{7}$$

3) 类型 3。输出冗余映射规则(见图 5(c)), 表示某个组件的某个功能对不同组件的控制。设定输入节点权值均为 1, 输出节点状态值$\alpha(p_j)$定义如式 (5) 所示。

4) 类型 4。闭环结构映射规则(见图 5(d)), 表示系统内组件的闭环控制。设定输入节点权值均为 1, 输出节点状态值$\alpha(p_j)$定义如式 (5) 所示。

基于本节定义的 FPPN 改进结构映射规则, 将 1.1 节中方向舵子系统故障传播有向图模型更新为可做定量推理计算的方向舵子系统故障传播 FPPN 模型, 如图 6 所示。基于 4 类改进结构映射规则, 故障传播关系转换为每个节点状态值定量的计算更新, 从而量化表示系统内组件间的控制传播关系。通过该模型可进一步求解系统故障传播中高扩散强度的故障传播路径及其关键节点的状态值, 形成飞控系统闭环、多冗余结构下的故障传播推理模型。

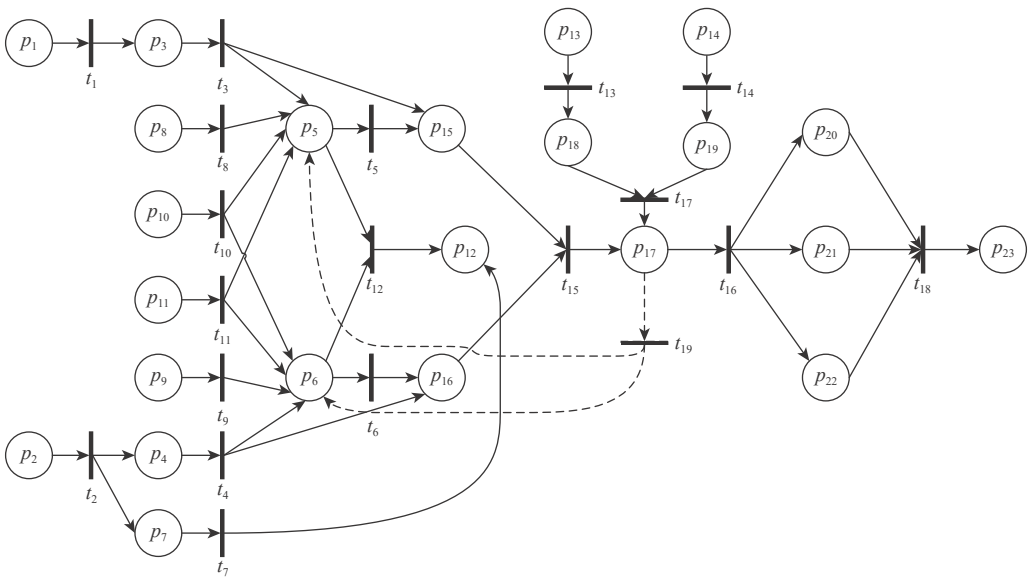


图 6　方向舵子系统故障传播 FPPN 模型

Fig. 6　FPPN model for fault propagation of rudder system

2.2　FPPN 故障传播推理模型

2.2.1　改进模型参数量化方法

现有方法在量化 FPN 模型的参数时,仅依靠历史积累的故障数据及专家经验知识进行量化, 忽略了系统内部元素之间的耦合关系对故障传播关系的影响。改进后的 FPPN 模型, 先基于复杂网络理论与有向图模型, 对系统的拓扑结构特性进行分析, 定义了故障传播特性, 再与历史故障数据相结合共同量化模型参数, 提高系统故障传播计算的可靠性[27]。

节点的失效特性采用组件的故障率进行量化。故障率为反映组件功能完整性的直观指标。因此, 组件的失效特性是研究故障传播的重要因素。组件的故障率通常取决于时间, 其随组件的生命周期而变化。定义节点的失效分布函数h_i服从指数分布函数, 如下:

$$h_i=1-\mathrm{e}^{-\varepsilon_i t} \tag{8}$$

式中: t 为时间变量; ε_i为组件的故障率系数。

在改进的 FPPN 模型中, 以 1.2 节定义的节点传播特性s_i与失效特性h_i共同表征节点的初始失效状态值α_i, 根据式 (9) 量化可得 FPPN 模型中节点的初始失效状态值α_i如下:

$$\alpha_i=\mathrm{e}^{s_i}h_i \tag{9}$$

式中: e^{s_i}为节点传播特性对故障传播过程的放大效应系数。

边的失效特性基于节点间因果关系作用的结果, 该关系会导致相邻组件之间的损害。本文根据制造商和运营商的数据来统计边的失效特性H_{ij}, 如下:

$$H_{ij}=\frac{f(ij)}{f(i)} \tag{10}$$

式中: $f(i)$为节点p_i出现故障的总次数; $f(ij)$为节点p_i出现故障时, 节点p_j受p_i影响而发生不正常作动的频率; $f(ij)\leqslant f(i)$, $0\leqslant H_{ij}\leqslant 1$。

在改进的 FPPN 模型中, 结合 1.2 节定义的边传播特性S_{ij}与边的失效特性H_{ij}, 共同量化得到

FPPN模型中的输出弧的确信度值μ_{ij}，如下：

$$\mu_{ij}=\mathrm{e}^{s_{ij}}H_{ij} \tag{11}$$

在FPPN模型中，故障传播路径定义为：当网络中某节点出现故障时，将按照一定的概率沿着有向边传播，直到逻辑上最后一个节点。路径越长，传播能力越弱，随着传播步长的增加，故障传播强度会逐级减小。此时，根据机电系统可靠性相关手册设定变迁的传播概率阈值$\lambda=10^{-8}$，即当传播强度小于阈值时，节点是安全的，故障将停止蔓延。当结构中出现闭环连接的复杂情况时，可能会出现故障不断循环传播的情况。实际上，很多机电系统都有闭环结构，为解决闭环故障传播路径问题，需要重新设定阈值，用于判定此循环是否会持续发生，该阈值称为限环阈值，设定限环阈值$\lambda=10^{-6}$。

2.2.2 故障传播路径推理算法

本文FPPN模型采用2种推理算法，分别对系统多冗余结构与闭环结构下故障传播路径进行分析。

1）算法1。在进行多冗余结构下的故障传播推理时，不考虑闭环结构，即不考虑图6中的反馈变迁t_{19}的影响，该算法是一种并行推理算法，通过式(12)～式(18)的矩阵计算来执行推理过程，可以有效处理模糊问题。

输入矩阵$\boldsymbol{S}^{(k)}$状态更新计算如下：

$$\boldsymbol{S}^{(k)}=\boldsymbol{M}_{k-1}\times\boldsymbol{I}^{\mathrm{T}} \tag{12}$$

允许矩阵$\boldsymbol{H}^{(k)}$状态更新计算如下：

$$\boldsymbol{H}^{(k)}=\lambda\xi\,\boldsymbol{S}^{(k)} \tag{13}$$

真值矩阵$\boldsymbol{J}^{(k)}$状态更新计算如下：

$$\boldsymbol{J}^{(k)}=\boldsymbol{S}^{(k)}\otimes(\boldsymbol{O}\circ\boldsymbol{H}^{(k)}) \tag{14}$$

状态向量$\boldsymbol{M}_k$更新计算如下：

$$\boldsymbol{M}_k=\boldsymbol{J}^{(k)}\oplus\boldsymbol{M}_{k-1} \tag{15}$$

允许矩阵$\boldsymbol{Q}^{(k)}$状态更新计算如下：

$$\boldsymbol{Q}^{(k)}=(\boldsymbol{S}^{(k)}*(\boldsymbol{O}\circ\boldsymbol{H}^{(k)}))\,\xi\,\boldsymbol{S}^{(k)} \tag{16}$$

影响矩阵$\boldsymbol{Y}_k$状态更新计算如下：

$$\boldsymbol{Y}_k=(\boldsymbol{X}_{k-1}\times\boldsymbol{I}^{\mathrm{T}})\otimes(\boldsymbol{O}\circ\boldsymbol{Q}^{(k)}) \tag{17}$$

状态矩阵$\boldsymbol{X}_k$更新计算如下：

$$\boldsymbol{X}_k=\mathrm{diag}(\boldsymbol{M}_k)\oplus\boldsymbol{Y}_k \tag{18}$$

在实现算法时，定义如下运算符：

① 运算符“⊕”。$\boldsymbol{A}\oplus\boldsymbol{B}=\boldsymbol{C}$，$\boldsymbol{A},\boldsymbol{B},\boldsymbol{C}\in\mathbf{R}^{m\times n}$且对应元素分别为$a_{ij}$，$b_{ij}$，$c_{ij}$，满足$c_{ij}=\max(a_{ij},b_{ij})$，$i=1,2,\cdots,m$，$j=1,2,\cdots,n$。

② 运算符“⊗”。$\boldsymbol{A}\otimes\boldsymbol{B}=\boldsymbol{D}$，$\boldsymbol{A}\in\mathbf{R}^{m\times p}$，$\boldsymbol{B}\in\mathbf{R}^{p\times n}$，$\boldsymbol{D}\in\mathbf{R}^{m\times n}$，其对应元素分别为$a_{ik}$，$b_{kj}$，$d_{ij}$，满足$d_{ij}=\max\limits_{1\leqslant k\leqslant p}(a_{ik}b_{kj})$，$i=1,2,\cdots,m$，$j=1,2,\cdots,n$。

③ 运算符“∘”。$\boldsymbol{A}\circ\boldsymbol{B}=\boldsymbol{C}$，$\boldsymbol{A},\boldsymbol{B},\boldsymbol{C}\in\mathbf{R}^{m\times n}$，其对应元素分别为$a_{ij}$，$b_{ij}$，$c_{ij}$，满足$c_{ij}=a_{ij}b_{ij}$，$i=1,2,\cdots,m$，$j=1,2,\cdots,n$。

④ 运算符“ξ”。$\boldsymbol{A}\,\xi\,\boldsymbol{B}=\boldsymbol{C}$，$\boldsymbol{A},\boldsymbol{C}\in\mathbf{R}^{m\times n}$，其对应元素分别为$a_{ij}$，$c_{ij}$，$\boldsymbol{B}\in\mathbf{R}^{1\times m}$，其对应元素为$b_i$，满足$c_{ij}=\begin{cases}1 & a_{ij}\leqslant b_i\\ 0 & a_{ij}>b_i\end{cases}$，$i=1,2,\cdots,m$，$j=1,2,\cdots,n$。

⑤ 运算符“$*$”。$\boldsymbol{A}*\boldsymbol{B}=\boldsymbol{C}$，$\boldsymbol{B},\boldsymbol{C}\in\mathbf{R}^{m\times n}$，其对应元素分别为$b_{ij}$，$c_{ij}$，$\boldsymbol{A}\in\mathbf{R}^{1\times m}$，其对应元素为$a_i$，满足$c_{ij}=\begin{cases}0 & a_ib_{ij}=\max\limits_{1\leqslant k\leqslant m}(a_kb_{kj})\\ \infty & \text{其他}\end{cases}$，$i=1,2,\cdots,m$，$j=1,2,\cdots,n$。

基于以上算子，定义模糊推理算法1的逻辑结构框图，如图7所示。

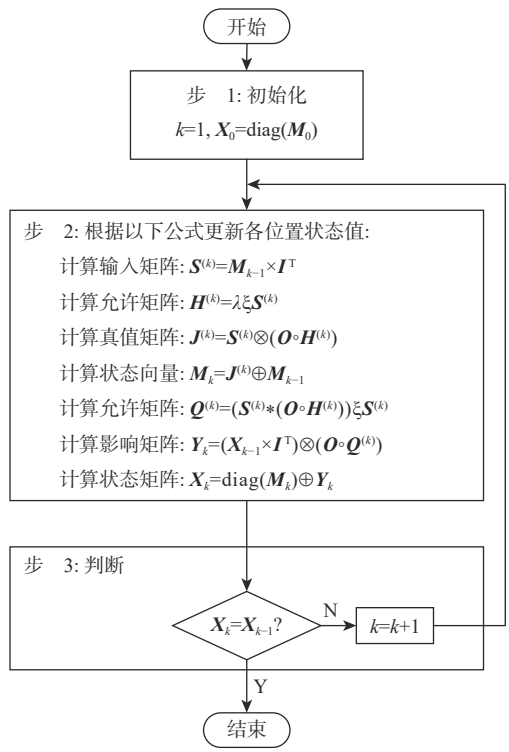


图7 模糊推理算法1流程

Fig. 7 Flow of fuzzy reasoning algorithm 1

该算法通过矩阵运算来执行推理过程，能有效处理模糊问题。算法的迭代过程主要取决于矩阵和预定义的操作。因此，该模型可以通过MATLAB实现，具体推理过程如下。

输入： $\boldsymbol{I},\boldsymbol{O},\boldsymbol{\Gamma}\in\mathbf{R}^{m\times n}$，$\boldsymbol{X}_0=\mathrm{diag}(\boldsymbol{M}_0)$且$\boldsymbol{X}_0\in\mathbf{R}^{n\times n}$，是一个对角矩阵。

输出： $\boldsymbol{X}_k\in\mathbf{R}^{n\times n}$，其中，对角线元素表示节点当前状态值，其他位置元素表示节点间的影响值。

步骤1 设置迭代次数$k=1$。

步骤2 根据推理算法中矩阵和方程之间的关系更新节点状态值，其中，影响矩阵$\boldsymbol{Y}_k$反映了第k次迭代中不同节点之间的故障影响率。因此，状态矩阵$\boldsymbol{X}_k$不仅包含状态向量$\boldsymbol{M}_k$，还包含故障节点对其

他节点的影响矩阵$\boldsymbol{Y}_k$。

步骤 3　判断$\boldsymbol{X}_k$和$\boldsymbol{X}_{k-1}$是否相等, 若不相等, 使$k=k+1$, 返回步骤 2; 否则, 执行步骤 4。

步骤 4　结束推理, 分析矩阵$\boldsymbol{X}_k$。

2) 算法 2。闭环结构中节点状态值的更新如下:

$$\alpha(p_j)=r\left(\mu_i\frac{\alpha(p_i)w_i}{\lambda(t_j)}\right) \tag{19}$$

式中: 函数$r(x)$定义为

$$r(x)=\begin{cases}x & 0<x<1\\ 1 & \text{其他}\end{cases} \tag{20}$$

为分析闭环结构下的故障传播问题, 在 FPPN 模型中定义了系统稳定度$R(\sigma)$和变迁发生序列可发生度$C(\sigma)$这 2 个指标, 判断故障是否会持续传播, 如下:

$$R(\sigma)=\min_{1\leqslant j\leqslant n}\left\{\alpha(p_j),\mu_i\frac{\alpha(p_i)w_i}{\lambda(t_j)}\right\} \tag{21}$$

$$C(\sigma)=\min_{1\leqslant j\leqslant n}\left\{\lambda(t_j)\right\} \tag{22}$$

式中: σ为闭环结构中变迁发生的序列。若系统中的故障在闭环结构传播过程中有$R(\sigma)\geqslant C(\sigma)$, 说明故障在该闭环结构内会持续传播, 该故障将会对系统安全运行造成影响; 否则, 该故障不会对系统造成影响, 系统稳定运行。

3　数值分析与实例验证

3.1　组件故障属性设置

3.1.1　组件失效分布函数

在飞控系统中, 典型的组件包括多种计算机、跳开关、继电器、作动筒等电子组件和机械组件, 飞控系统组件的寿命分布大多服从指数分布或威布尔分布。本文设定组件的初始失效分布函数服从式 (8) 定义的指数分布函数, 在实际问题中, 通过设定不同的故障率系数, 结合式 (8), 可得不同组件的失效分布函数。考虑到简化计算, 后续计算组件故障率系数均以$\varepsilon=1\times10^{-5}\ \text{h}^{-1}$为例, 对应失效分布函数曲线如图 8 所示。

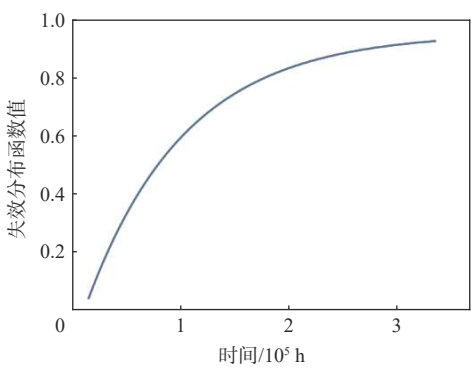


图 8　节点失效分布函数曲线

Fig. 8　Curve of node failure distribution function

3.1.2　组件故障传播属性

通过航空公司的组件可靠性数据采集系统, 统计飞控系统历史运行数据和维护记录, 整理得到方向舵子系统典型的故障事件, 结合式 (10), 利用概率统计分析数据, 计算网络中各有向边的失效特性, 如表 2 所示。

表 2　各边的失效特性

Table 2　Failure characteristics of each edge

e_{ij}	H_{ij}	e_{ij}	H_{ij}
(1,3)	0.008 3	(11,5)	0.007 3
(2,4)	0.008 3	(11,6)	0.007 3
(2,7)	0.009 7	(13,18)	0.008 6
(3,5)	0.008 9	(14,19)	0.008 6
(3,15)	0.009 3	(15,17)	0.007 9
(4,6)	0.008 9	(16,17)	0.007 9
(4,16)	0.009 3	(17,5)	0.006 5
(5,12)	0.007 8	(17,6)	0.006 5
(5,15)	0.008 8	(17,20)	0.009 3
(6,12)	0.007 8	(17,21)	0.009 3
(6,16)	0.008 8	(17,22)	0.009 3
(7,12)	0.010 0	(18,17)	0.008 7
(8,5)	0.007 6	(19,17)	0.008 7
(9,6)	0.007 6	(20,23)	0.009 5
(10,5)	0.006 9	(21,23)	0.009 5
(10,6)	0.006 9	(22,23)	0.009 5

3.2　FPPN 模型参数计算

3.2.1　节点初始状态值

由图 8 可知, 当$t\geqslant2\times10^5$ h 时, 失效曲线趋于稳定。因此, 在后续计算中, 取该时刻的失效值作为节点初始状态值。由式 (9) 可得, 节点初始状态值为: $\alpha_i=\text{e}^{s_i}(1-\text{e}^{-1\times10^{-5}\times2\times10^5})$。

3.2.2　确信度值量化分析

结合方向舵子系统故障传播有向图模型, 可得系统组件的邻接矩阵, 基于 Floyd 算法, 通过对迭代过程的分析, 可得所有的故障传播路径及故障传播的可达矩阵, 结合式 (1) 和式 (2), 可计算节点传播特性s_i和边传播特性S_{ij}, 如表 3 和表 4 所示。

根据网络中各节点和边的传播特性, 计算节点和边对应的传播放大效应系数, 如图 9 和图 10 所示。结果表明, 根据所定义的传播特性, 计算网络中节点和边对应的传播放大效应系数, FPPN 模型得到的传播放大效应系数均大于 1, 且随节点和边而变化。例如, 节点p_{17}的度数较高, 具有更多的传播路径, 传播范围较广, 其对应的传播放大效应系数为 1.153 5, 相比其他节点较大, 所有节点中传播放大效应系数值最小为 1.016 0; 而边$e_{15,17}$和边$e_{16,17}$

表 3 节点传播特性

Table 3 Node propagation characteristics

p_i	s_i	p_i	s_i
1	0.015 9	13	0.015 9
2	0.031 7	14	0.015 9
3	0.031 7	15	0.047 6
4	0.047 6	16	0.047 6
5	0.111 1	17	0.142 8
6	0.111 1	18	0.031 7
7	0.031 7	19	0.031 7
8	0.015 9	20	0.031 7
9	0.015 9	21	0.031 7
10	0.031 7	22	0.031 7
11	0.031 7	23	0.047 6
12	0.047 6		

表 4 边传播特性

Table 4 Edge propagation characteristics

e_{ij}	S_{ij}	e_{ij}	S_{ij}
(1,3)	0.023 4	(11,5)	0.010 6
(2,4)	0.021 3	(11,6)	0.010 6
(2,7)	0.004 2	(13,18)	0.023 4
(3,5)	0.008 5	(14,19)	0.023 4
(3,15)	0.031 4	(15,17)	0.089 7
(4,6)	0.006 3	(16,17)	0.089 7
(4,16)	0.034 1	(17,5)	0.052 3
(5,12)	0.018 2	(17,6)	0.052 3
(5,15)	0.070 5	(17,20)	0.048 3
(6,12)	0.016 0	(17,21)	0.048 3
(6,16)	0.070 5	(17,22)	0.048 3
(7,12)	0.004 2	(18,17)	0.042 7
(8,5)	0.021 3	(19,17)	0.042 7
(9,6)	0.021 3	(20,23)	0.014 2
(10,5)	0.010 6	(21,23)	0.014 2
(10,6)	0.010 6	(22,23)	0.014 2

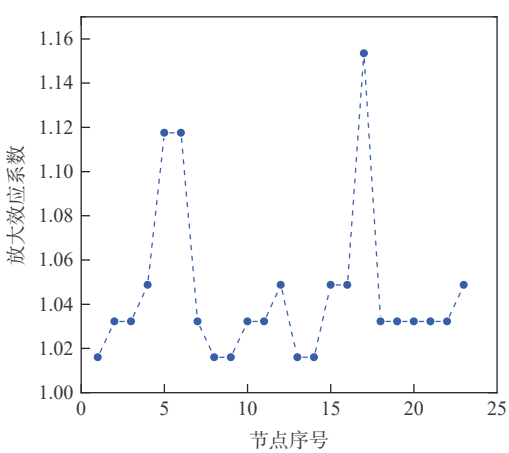


图 9 节点传播放大效应系数

Fig. 9 Amplification effect coefficient of node propagation

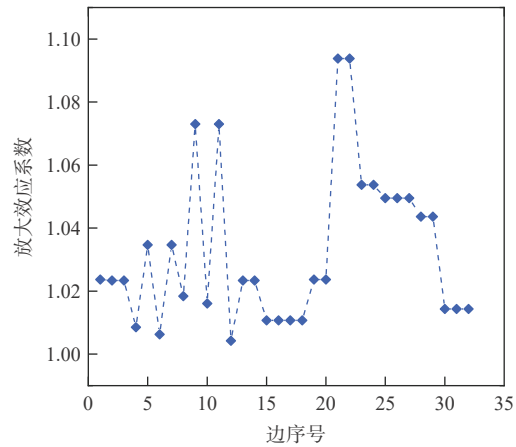


图 10 边传播放大效应系数

Fig. 10 Amplification effect coefficient of edge propagation

具有较高的边介数，通过该边的路径数较多，边负载较大，其对应的传播放大效应系数为 1.093 8，相比其他边较大，所有边中传播放大效应系数最小为 1.004 2。由此可见，本文方法可有效解决网络的拓扑特性影响节点和边的故障传播的问题。

确定传播放大效应系数后，依据式 (11) 计算可得改进 FPPN 模型的确信度值。改进 FPPN 模型与基础 FPN 模型的确信度值对比如图 11 所示。

由图 11 可知，改进 FPPN 模型计算每条输出弧的确信度值与基础 FPN 模型仅依据故障数据计算每条输出弧的确信度值相比，确信度值平均整体提高了 3.15%。由此可见，改进 FPPN 模型将系统节点和边的拓扑结构特性对故障传播影响的量化表示与故障数据相结合，利用拓扑性质对故障数据进行修正，共同表征节点的初始状态值和输出弧的确信度值。该方法改进了模型参数的量化方式，使量化结果更加符合故障传播的实际情况。

3.3 故障传播路径分析

通过分析飞控系统的结构，当系统内某组件出现故障时，故障传播会不同于常规的传播方式。首先，由于系统组件存在多组备用的情况，要进一步考虑系统冗余性设计对故障传播方式的影响；其次，对故障在闭环结构内的传播方式也需要进一步分析。针对以上 2 种结构特性，分别对系统的故障传播进行实例分析。

3.3.1 多冗余结构下的故障传播分析

系统结构的冗余特性源于组件的备份设计，为充分表现多冗余结构下的故障传播行为，选取具有相同功能特性组件作为初始故障节点进行实验分析。

1）假设 2 套飞行增稳计算机 p_5 和 p_6 同时作为初始故障节点，系统的初始状态向量 $\boldsymbol{M}_0$=[0,0,0,0,0.966 2,0.966 2,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0,0]，输入相应的初始矩阵 $\boldsymbol{I}$、$\boldsymbol{O}$、$\boldsymbol{\Gamma}$ 后，根据推理算法

1 进行迭代计算，可得到每一次迭代后系统相应的状态矩阵 $\boldsymbol{X}_k$，k 为模型迭代次数。在实验中，模型迭代次数为 6 次，根据最终的状态矩阵，将所有状态值大于 0 的受影响节点选出，得到图 12 所示的多节点故障传播路径分析图。图中：p_i(State: 0.966 2)中的数值为节点状态值，p_j(100%)中的数值为故障传播贡献率。

根据图 12 实验结果可知，当设定 p_5 和 p_6 同时作为初始故障节点时，系统中受影响的节点有 p_{12}、p_{15}、p_{16}、p_{17}、p_{20}、p_{21}、p_{22}、p_{23}，其余节点均不受影响。由于节点 p_{12}、p_{15}、p_{16} 受初始故障节点 p_5 和 p_6 直接影响，节点状态值相比其他节点较高，分别为 0.007 6、0.009 1、0.009 1；节点 p_{23} 受间接影响且传播路径较远，因此，节点状态值最小为

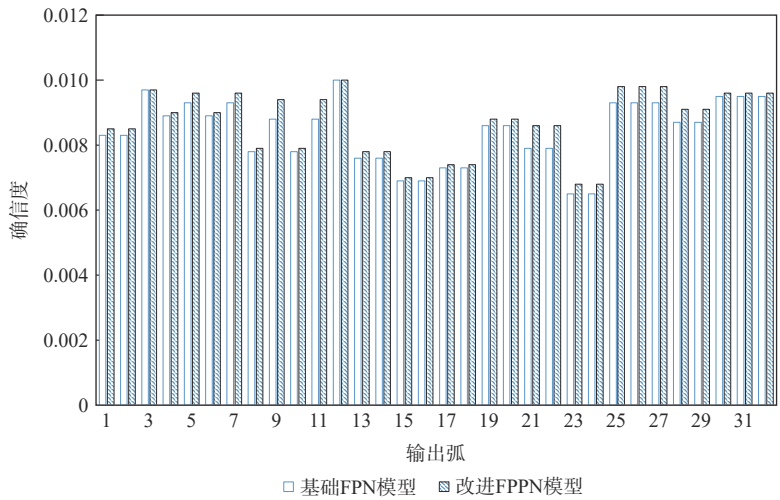


图 11　基础 FPN 模型与改进 FPPN 模型确信度对比

Fig. 11　Comparison of confidence values between basic FPN and improved FPPN models

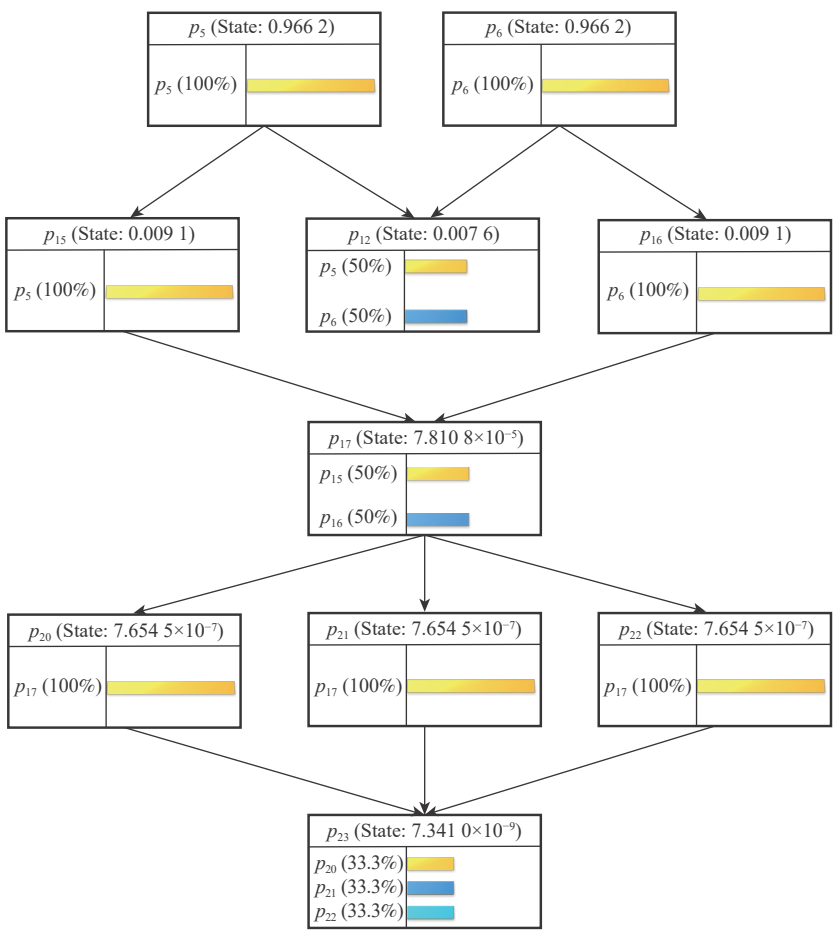


图 12　多节点故障传播路径分析图

Fig. 12　Multi-node fault propagation path analysis diagram

$7.341\,0\times10^{-9}$，其中，$3.670\,5\times10^{-9}$分别来自初始故障节点p_5(50%)和p_6(50%)。

2）假设2套飞行增稳计算机p_5和p_6的其中1套出现故障，以p_5故障为例，此时，系统的初始状态向量$\boldsymbol{M}_0$= [0,0,0,0,0.966 2,0,0,0,0

径上节点的状态值如图 15 所示。基于算法 2 计算更新各回路中各节点的状态值，经过一次迭代后，闭环 1 中节点 p_{17}、p_5、p_{15}的状态值更新为 1，闭环 2 中的节点 p_{17}、p_6、p_{16}的状态值更新为 1，经多次迭代后，多闭环系统稳定度 $R(\sigma)=1$，且变迁序列可发生度 $C(\sigma)=10^{-6}$，因此，$R(\sigma)>C(\sigma)$。

通过分析 2 个实验结果可知，在限环阈值 $\lambda=10^{-6}$ 的条件下，基于算法 2 的故障传播推理模型可准确获取受故障节点影响的所有闭环路径，且与系统实际闭环传播路径一致。通过比较分析系统稳定度和变迁序列可发生度 2 项指标可知，在系统闭环控制结构中，任何组件出现故障或不正常作动，均会导致其所在的闭环结构内的节点受到影响，且故障会持续传播，不断积累，直到闭环结构中所有节点状态值均达到 1，完全失效，符合实际传播情况。因此，增加闭环结构内组件的维护频率，将会大大提高系统运行的稳定性和安全可靠性。

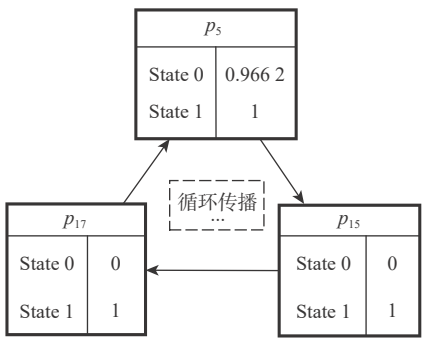


图 14　单闭环结构故障传播分析

Fig. 14　Fault propagation analysis of single closed-loop structure

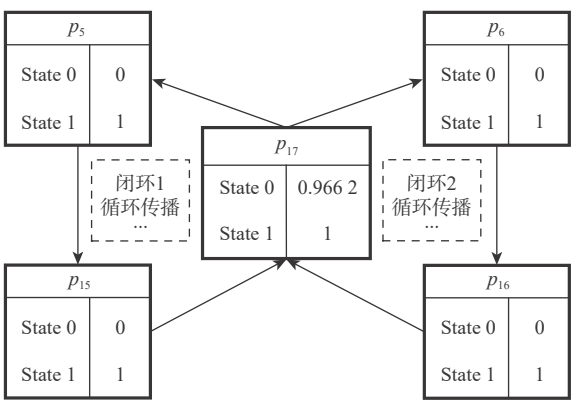


图 15　多闭环结构故障传播分析

Fig. 15　Fault propagation analysis of multiple closed-loop structure

4　结　论

1）本文构建了一种改进的 FPPN 模型，用于飞控系统故障传播路径的分析，能够有效解决飞控系统闭环、多冗余结构特性下故障传播的复杂性和随机性问题。

2）不同于传统 FPN 模型，改进 FPPN 模型综合有向图模型、复杂网络理论分析了系统网络结构拓扑特性对故障传播的影响，改进了模型参数量化的方法，使得模型中确信度值平均提高 3.15%，有效解决了网络的拓扑结构特性影响节点和边的传播特性的问题。

3）设计了多冗余结构和闭环结构下的故障传播路径推理算法，实验结果表明，本文故障传播路径推理算法可以准确获取受故障节点影响的所有故障传播路径，且不引入正常节点，同时能够定量计算受故障影响节点的状态值及节点间故障传播贡献率。

为使本文模型能更好地应用于其他机电系统，仍需改进模型参数优化算法，提高系统故障预测的准确性，为后续系统的维护提供有效的参考指南。

参考文献（References）

[1] ISERMANN R. Mechatronic systems—Innovative products with embedded control[J]. Control Engineering Practice, 2008, 16(1): 14-29.

[2] 康文文, 李浩敏. 基于模型的飞机系统架构多视图表达方法[J]. 系统工程与电子技术, 2021, 43(11): 3266-3277.
KANG W W, LI H M. Multi-view representation method of aircraft system architecture based on model[J]. Systems Engineering and Electronics, 2021, 43(11): 3266-3277(in Chinese).

[3] WANG C N, XING L D, PENG R, et al. Competing failure analysis in phased-mission systems with multiple functional dependence groups[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2017, 164: 24-33.

[4] 管祥民, 赵帅喆. 面向航空网络的机场风险传播网络[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(6): 1342-1351.
GUAN X M, ZHAO S Z. Airport risk propagation network oriented to aviation network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(6): 1342-1351(in Chinese).

[5] 张宏, 吕悦晶. 基于复杂网络的车载自组织网络脆弱性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1543-1549.
ZHANG H, LYU Y J. Vulnerability of vehicular ad hoc network based on complex network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1543-1549(in Chinese).

[6] XU Y F, WANG Z, JIANG Y, et al. Small-world network analysis on fault propagation characteristics of water networks in eco-industrial parks[J]. Resources, Conservation and Recycling, 2019, 149: 343-351.

[7] LIU X F, AN S Q. Failure propagation analysis of aircraft engine systems based on complex network[C]//Proceedings of the 3rd International Symposium on Aircraft Airworthiness. Amsterdam: Elseiver, 2014, 80: 506-521.

[8] LUAN L, SHEN G X, ZHANG Y Z, et al. Identification of key components of CNC lathe based on dynamic influence of fault propagation[J]. Applied Sciences, 2022, 12(12): 6187.

[9] 袁健宝, 王政, 徐一凡, 等. 基于复杂网络边负载分配理论的化工

过程级联故障风险传播路径[J]. 化工进展, 2019, 38(8): 3525-3533.
YUAN J B, WANG Z, XU Y F, et al. Risk propagation path of cascading fault in chemical process based on edge load distribution in complex network[J]. Chemical Industry and Engineering Progress, 2019, 38(8): 3525-3533(in Chinese).

[10] MI J H, LI Y F, YANG Y J, et al. Reliability assessment of complex electromechanical systems under epistemic uncertainty[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2016, 152: 1-15.

[11] CHEN X L, WANG J, ZHOU J L. Probability density estimation and Bayesian causal analysis based fault detection and root identification[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2018, 57(43): 14656-14664.

[12] AMRANI N B, SAINTIS L, SARSRI D, et al. Evaluating the predicted reliability of mechatronic systems: State of the art[EB/OL]. (2016-06-19)[2022-06-19]. http://arxiv.org/abs/1606.05875.

[13] SHARMA R K, SHARMA P. Qualitative and quantitative approaches to analyse reliability of a mechatronic system: A case[J]. Journal of Industrial Engineering International, 2015, 11(2): 253-268.

[14] KUBO K, JANG S, TAKASHI T, et al. Quasi-Monte Carlo sampling method for simulation-based dynamic probabilistic risk assessment of nuclear power plants[J]. Journal of Nuclear Science and Technology, 2022, 59(3): 357-367.

[15] PICCIALLI F, CUOMO S, GIAMPAOLO F, et al. Path prediction in IoT systems through Markov chain algorithm[J]. Future Generation Computer Systems, 2020, 109: 210-217.

[16] 阎芳, 向晨阳, 董磊, 等. DIMA 架构下飞机全电刹车系统故障传播行为分析与评估[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 324674.
YAN F, XIANG C Y, DONG L, et al. Analysis and evaluation of fault propagation behavior of aircraft all-electric brake system under DIMA architecture[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 324674(in Chinese).

[17] 申桂香, 栾兰, 张英芝, 等. 加工中心组件故障传播影响力评估[J]. 吉林大学学报 (工学版), 2022, 52(1): 63-69.
SHEN G X, LUAN L, ZHANG Y Z, et al. Fault propagation impact assessment of machining center components[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2022, 52(1): 63-69(in Chinese).

[18] LIU H C, LUAN X, LIN W L, et al. Grey reasoning Petri nets for large group knowledge representation and reasoning[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2020, 28(12): 3315-3329.

[19] SHI H, WANG L, LI X Y, et al. A novel method for failure mode and effects analysis using fuzzy evidential reasoning and fuzzy Petri nets[J]. Journal of Ambient Intelligence and Humanized Computing, 2020, 11(6): 2381-2395.

[20] WANG X L, LU F M, ZHOU M C, et al. A synergy-effect-incorporated fuzzy Petri net modeling paradigm with application in risk assessment[J]. Expert Systems with Applications, 2022, 199: 117037.

[21] LI W J, HE M, SUN Y B, et al. A novel layered fuzzy Petri nets modelling and reasoning method for process equipment failure risk assessment[J]. Journal of Loss Prevention in the Process Industries, 2019, 62: 103953.

[22] CHENG H B, HE Z Y, WANG Q, et al. Fault diagnosis method based on Petri nets considering service feature of information source devices[J]. Computers and Electrical Engineering, 2015, 46: 1-13.

[23] LI L, XIE Y F, CEN L H, et al. A novel cause analysis approach of grey reasoning Petri net based on matrix operations[J]. Applied Intelligence, 2022, 52(1): 1-18.

[24] 刘久富, 张信哲, 汪恒宇, 等. 部分可观 Petri 网故障的量子贝叶斯诊断[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(7): 1125-1134.
LIU J F, ZHANG X Z, WANG H Y, et al. Partial observable Petri nets fault diagnosis with quantum Bayesian learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(7): 1125-1134(in Chinese).

[25] 王国庆, 谷青范, 王淼, 等. 新一代综合化航空电子系统构架技术研究[J]. 航空学报, 2014, 35(6): 1473-1486.
WANG G Q, GU Q F, WANG M, et al. Research on the architecture technology for new generation integrated avionics system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(6): 1473-1486(in Chinese).

[26] ZHOU J F. A fuzzy Petri-net approach for fault analysis considering factor influences[J]. IEEE Access, 2020, 8: 72229-72238.

[27] WANG Y H, LI M, SHI H. A method of searching fault propagation paths in mechatronic systems based on MPPS model[J]. Journal of Central South University, 2018, 25(9): 2199-2218.

A fault propagation path analysis method for flight control system based on improved FPPN

ZHANG Xiaoyu[1,*]，ZHANG Fengqi[1]，GUO Runxia[1]，WU Jun[2]

(1. School of Electronic Information and Automation，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China；
2. School of Aeronautical Engineering，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China)

Abstract：In view of the multi-redundancy and multi-closed-loop structural characteristics of the flight control system, the directed graph model and the fuzzy Petri net (FPN) model were used, and a fuzzy probability Petri net (FPPN) model for fault propagation of the flight control system was constructed, so as to solve the fault propagation path of the flight control system with a specific structure. The improved FPPN model consisted of three parts:directed graph model of flight control system, quantitative calculation model for fault propagation characteristics, and FPPN model for fault propagation. A directed graph model of system fault propagation was built by analyzing the functional behavior and physical structure of the flight control system through object-oriented technology and utilizing complex network theory. The Floyd algorithm was introduced to carry out the system coupling correlation analysis, and the system fault propagation characteristics were defined based on the two indicators of node degree and edge betweenness. On the basis of the directed graph model, the corresponding structure mapping rules were proposed. The FPPN model for fault propagation of the flight control system was constructed. With the improved parameter quantization method, two reasoning algorithms were set to effectively analyze the fault propagation paths of the system with multi-redundancy and closed-loop structure characteristics. Through numerical analysis and example verification, the typical fault propagation path of the flight control system and the status value of the relevant nodes on the path were obtained, so as to verify the effectiveness of the proposed method.

Keywords：flight control system；complex network theory；directed graph model；fuzzy probability Petri net model；fault propagation path analysis

Received：2022-06-21；**Accepted**：2022-09-30；**Published Online**：2022-10-14 15：10

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221014.1035.001

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (62173331,52005500); Scientific Research Project of Tianjin Municipal Education Commission (2018KJ238,2020KJ013)

* **Corresponding author**. E-mail：xy_zhang@cauc.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0525

基于非监督对比学习的火星地形特征提取方法

杨博*，魏翔，于贺，刘超凡
(北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191)

摘 要：火星表面地形智能识别对火星车自主探测具有重要意义，火星地形图像的特征提取方法目前主要分为传统的浅层视觉特征提取和基于监督学习的深层特征提取2类。找回丢失图像信息、获取大量带标签数据是要解决的关键问题。为此，提出一种基于非监督对比学习的火星地形特征识别方法，通过建立图像字典数据集，用“问询”和“编码”2组神经网络分别将单个图像与“字典”数据集中其他图像进行对比，用相似度泛函作为损失函数对网络进行训练，从而实现对火星地形图像的特征识别。所提方法还具有对训练数据集之外的新类型地形图像识别能力，后续识别分类优越性突出。仿真结果表明：所提方法识别准确率为85.4%，对新类型地形图像的识别准确率为84.5%。

关 键 词：对比学习；非监督；深度学习；火星地形；特征提取
中图分类号：V448
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-1842-08

火星是目前地外天体探测的热点目标。2015年9月28日，美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)公布了火星表面存在液态水的证据[1]，2021年5月15日，中国“天问一号”着陆于火星表面预选着陆区，“祝融号”火星车开始了科研探测任务。研究人员可以从火星表面复杂地形区域获取更丰富和更准确的科学数据，而这也对火星车的障碍实时检测与表征能力提出了非常高的要求。

火星车车载相机获取火星表面地形图像，并进行特征提取，用以对火星车障碍的实时监测，实现自主导航与制导功能。例如，“嫦娥三号”在着陆过程中利用光学相机获取了着陆区灰度图像，通过被动视觉障碍检测技术，在国际上较早实现了地外探测器的在线障碍检测与规避操作[2]。

当前在计算机视觉任务中，深度学习方法被广泛应用，如图像分类[3]、目标探测[4]等。对于监督学习方法，样本标记会耗费大量的人力资源[5]，若标记样本数量不足，系统就会出现过拟合，导致泛化性能差[6]，其解决方法一般有2种：一种是生成更多的样本数据，如数据增强[7]、生成对抗网络[8]；另一种是使用其他样本集合中的标记样本，如预训练[9]、迁移学习[10-11]或元学习[12]，其本质都是要利用大量和标记样本相关领域的知识，来降低目标领域对标记样本的过分依赖。然而，上述方法要求特定任务和数据集高度相关，当目标领域与源领域之间有较大差异时，反而会产生负面效果[13]。此外，上述方法没有使用未标记样本数据，造成了大量信息损失。

非监督学习方法[14-16]是设计非监督信号从未标记的数据中学习知识，并将其传递给后续任务，而后续任务是已具有有限数量的标记样本，由此可以实现与监督学习相当的性能。

近年来，非监督对比学习[17-19]的研究取得了很大进展。其中，SimCLR[20]和Moco[21]是2个代表性的方法。前者通过对一幅嵌有有用特征的图像，进行2种数据增强处理，将处理后的图像及可学习的非线性变换，一起送入编码器进行大批量训练。

收稿日期：2022-06-22；录用日期：2022-09-02；网络出版时间：2022-09-22 19:24
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220921.1337.003
*通信作者. E-mail：yangbo@buaa.edu.cn

引用格式：杨博，魏翔，于贺，等. 基于非监督对比学习的火星地形特征提取方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1842-1849.
YANG B，WEI X，YU H，et al. Martian terrain feature extraction method based on unsupervised contrastive learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1842-1849 (in Chinese).

Moco[21] 方法是建立带序列的动态字典和移动平均编码器(输入增强处理的数据), 利用关键字查找过程模拟数据的对比过程。

对于火星车的自主避障而言, 仅仅实现对岩石、陨石坑等具有结构外形的障碍物识别是不够的, 还需要对常见的砂涟漪、尖锐岩石路面等对火星车自主运行产生明显阻碍的复杂地形进行识别, 而按照本文分析的“监督学习”方法的特点, 在难以大量获取火星表面图像情况下, 该方法局限了火星车行驶范围。因此, 本文利用非监督对比学习的特殊优势, 提出一种基于非监督对比学习的火星地形特征识别方法, 使用未标记的火星地形图像对编码神经网络进行训练, 针对数据集图像熵特征对损失函数进行调整, 得到适用于火星地形图像的特征提取器。其创新点在于: ①基于非监督学习设计适用于火星复杂地形的特征提取器, 相较于传统浅层视觉特征提取器、预训练模型、堆叠自编码器在后续分类任务中表现出更高的性能; ②本文设计的特征提取器泛化能力强, 具有对新类型火星地形图像特征提取和分类识别的能力。③利用动量更新实现编码神经网络之间的参数共享, 设计融合地形图像熵的损失函数。

1　数据获取及图像预处理

1.1　数据基本特征筛选

分析火星表面不同地形对火星车行驶的影响, 筛选出“好奇号”火星车拍摄到的近景地形图像, 将图像大小调整为 224×224 像素, 筛选出对火星车行驶最具影响的 5 类地形: 砂涟漪、尖锐岩石、细砂、粗砂和基岩, 其对火星车运行产生的影响如表 1 所示, 各类图像数目分别为 2 008、2 034、2 054、2 024、2 057, 并进一步划分为训练集和测试集, 其数量比为 0.9 和 0.1, 训练集元素数向下取整。5 类火星地形特性如表 1 所示。

1.2　熵值区域分割

每一类地形图像中存在特定细节丰富的区域, 用图像熵作为描述图像细节复杂度的评价标准, 其表达式为

$$H=-\sum_{i\in I}P(i)\log_2 P(i) \tag{1}$$

式中: i为灰度值; $I=\{0,1,\cdots,255\}$, 为图像灰度空间; $P(i)$为灰度值为i的像素点出现的频数。

数据集中 5 类地形图像熵的均值和方差如表 2 所示。

5 类地形图像熵分布如图 1 所示。由图 1 可知, 各类图像的熵值集中分布在 5.5～7.5, 由此可知, 根据图像熵区域分割能够有效提取图像样本。

表 1　5 类火星地形示例

Table 1　Examples of five types of Martian terrain

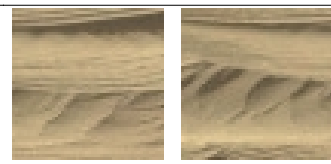
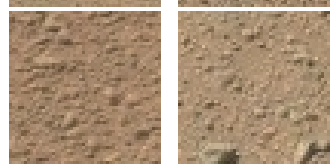
类别	典型图	影响
砂涟漪		导致车轮陷入沙坑无法运转
尖锐岩石		导致车轮破损
细砂		粒度小, 车轮滑转率小
粗砂		粒度大, 车轮滑转率大
基岩		硬度大, 可通行, 易损坏车轮

表 2　火星典型地形图像熵

Table 2　Entropy of typical Martian terrain images

类别	均值	方差
砂涟漪	6.321 1	0.477 7
尖锐岩石	6.601 1	0.271 5
细砂	7.135 4	0.008 8
粗砂	7.196 2	0.066 1
基岩	6.496 2	0.177 2

设图像熵值和其均值方差分别为m和σ, 原图像尺寸为w、h像素, 分割后的图像尺寸为w'、h', 当在(x_0,y_0)处时有

$$\left|\sum_{i\in I'}P(i)\log_2 P(i)-m\right|\leqslant\sqrt{\sigma} \tag{2}$$

式(2)满足时, 其中, I'为由位于$(x_0:x_0+w',\ y_0:y_0+h')$处的灰度值构成的灰度空间, 以$(x_0,y_0)$作为分割起始点, 其中, $1\leqslant x_0\leqslant w-w'$, $1\leqslant y_0\leqslant h-h'$, 遍历原图搜索求解。根据式(2)条件遍历求解, 得到满足要求的像素区域, 用矩形框标出, 如图 2 所示。

由图 2 可知, 矩形框中的图像纹理复杂度突出, 能够充分反映地形特征。

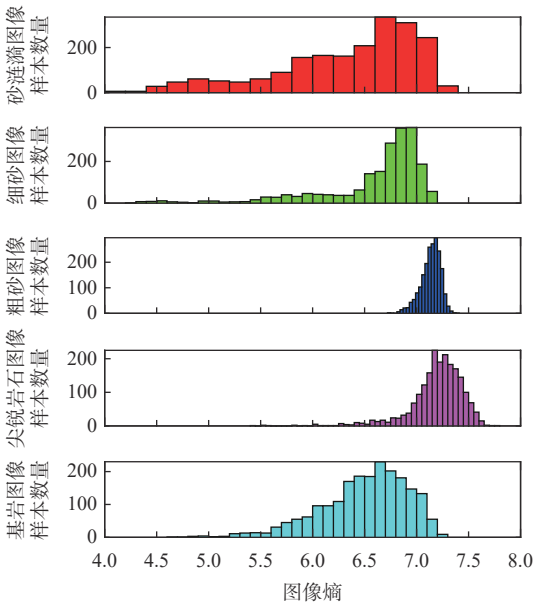


图1 火星典型地形图像熵分布

Fig. 1 Entropy of typical Martian terrain images distribution



图2 地形图像分割

Fig. 2 Terrain image segmentation

1.3 随机增强数据处理

为非监督学习引入随机增强数据处理技术，用于扩展数据集容量防止数据过拟合出现。

设给定的图像样本为x，分别对其进行随机增强，得到x_q和x_+，并将其看作一对相似的正样本。所做的增强处理如下：①将输入的样本进行颜色失真处理；②进行随机旋转任意角度处理；③进行随机放大1～2倍，再随机选取图像中心裁剪得到与输入样本相同尺寸的输出样本。将增强处理过的图像与原图对比如图3所示，可知增强处理过的图像在保持基本形态的前提下发生角度偏转、尺寸增大、颜色失真，保证了训练过程中不发生过拟合现象。

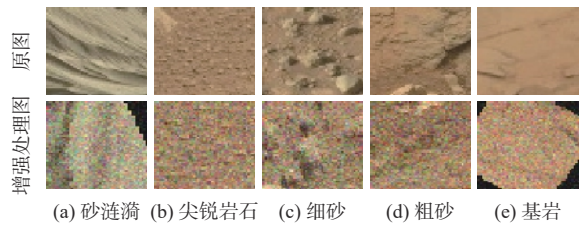


图3 增强处理示意图

Fig. 3 Schematic diagram of enhancement processing

2 对比学习特征提取

对比学习提取特征通过正负样本比较进行，为基于字典序查找的思路，因此，要建立带有序列和移动平均编码器的动态字典。

2.1 对比学习算法思路

图4为对比学习算法实施思路，其中，$\boldsymbol{q}$和$\boldsymbol{k}$分别为“问询”和“特征关键字”编码，$\boldsymbol{f}_q$和$\boldsymbol{f}_k$为其神经网络，$T_{1,2}(x)$为增锐处理函数。由图可知，其学习过程就是训练一个编码器来模拟“查找字典”的过程，即经过编码的输入样本应当与“字典”中相对应的关键字编码相似，而与其不相对应的关键字编码相异。

2.2 构建动态字典序

“字典”中存储的是通过编码后的特征关键字，称其为“特征编码器”。在特征提取时，将图像的视觉纹理特征作为辅助元素也同时添加到编码神

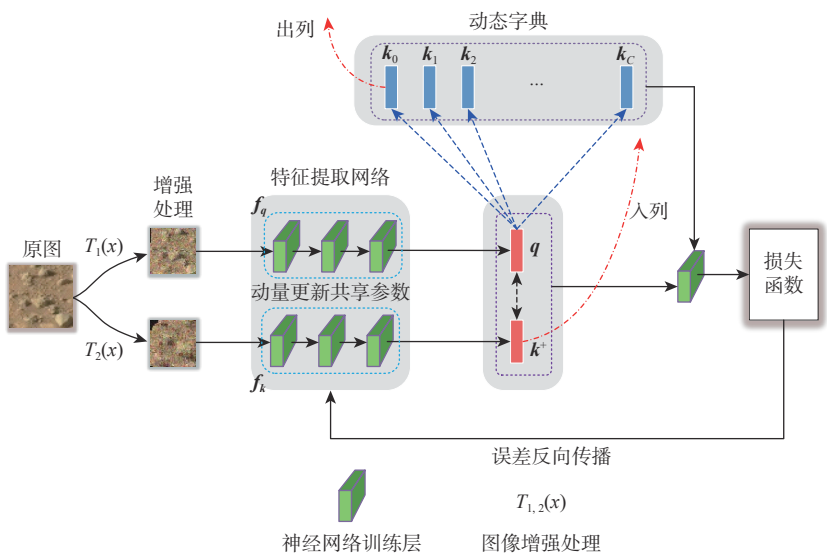


图4 对比学习算法实施思路

Fig. 4 Implementation ideas of contrastive learning algorithm

经网络的训练过程中, 把“编码器神经网络”设计为卷积神经网络, 并使该“特征编码器”通过与“问询编码器”之间的动量关系进行缓慢更新。

特征编码器中的特征关键字构成的序列按照“使当前批样本入列、最早批样本出列”的策略进行更新, 实施更新是通过调整比较损失函数的权重完成的, 由正样本之间的散度(即相对熵)决定权重大小的分派。散度(即相对熵)表示样本之间的相似性。

若用 D_{KL} 表示散度(即相对熵), 设 2 幅图像的灰度分布分别为 $P(i)$、$Q(i)$, 则其散度 D_{KL} 为

$$D_{\mathrm{KL}}(Q\|P)=\sum_{i\in I}Q(i)\log_2\left(\frac{Q(i)}{P(i)}\right) \tag{3}$$

此外, 有式(4)成立, 因此, 散度 D_{KL} 是非负的, 且当量分布相同时, 散度为 0。

$$\begin{aligned}D_{\mathrm{KL}}(Q\|P)&=-\sum_{i\in I}Q(i)\log_2\left(\frac{P(i)}{Q(i)}\right)=\\&-E\left(-\log_2\left(\frac{P(i)}{Q(i)}\right)\right)\geqslant-\log_2\left(E\left(\frac{P(i)}{Q(i)}\right)\right)=\\&-\log_2\left(\sum_{i\in I}\frac{Q(i)P(i)}{Q(i)}\right)=0\end{aligned} \tag{4}$$

2.3　对比损失函数的设计

设“问询”编码表示为

$$\boldsymbol{q}=\boldsymbol{f}_q\left(\boldsymbol{x}_q\right) \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{f}_q$ 为“问询”编码神经网络; $\boldsymbol{x}_q$ 为“问询”样本。

同理, 设“特征关键字”编码为

$$\boldsymbol{k}=\boldsymbol{f}_k(\boldsymbol{x}_k) \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{f}_k$ 为“特征关键字”编码神经网络; $\boldsymbol{x}_k$ 为“特征关键字”样本, 无须满足 $\boldsymbol{f}_q=\boldsymbol{f}_k$。“特征关键字”编码是由随机取样训练更新的编码器得到的, 故称字典是动态的。

以对比损失函数实时映射动态变化的特征编码空间里样本对之间的相似性为设计目标, 即假定在字典序中, 只有一个正样本与经过问询编码器编码的“问询”样本相匹配, 则对比损失函数的值为与正样本相似而与负样本不相似, 并以此作为网络的训练目标。用点积“·”表示向量之间相似性, 则对比损失函数表示为

$$L_q=-\sum_j\eta_j\log_2\frac{\exp\left(\boldsymbol{q}_j\cdot\boldsymbol{k}_{+,j}/\tau\right)}{\exp(\boldsymbol{q}_j\cdot\boldsymbol{k}_{+,j}/\tau)+\sum_{i=1}^{C}\exp\left(\boldsymbol{q}_j\cdot\boldsymbol{k}_i/\tau\right)} \tag{7}$$

式中: τ 为超参数; $\boldsymbol{q}_j$ 和 $\boldsymbol{k}_{+,j}$ 分别为批输入中第 j 对正样本 $\boldsymbol{x}_{q,j}$、$\boldsymbol{x}_{+,j}$ 的“问询”和“特征关键字”编码; 等式右端为 log 形式的 softmax 函数的 $C+1$ 类分类器, C 为字典序长度, 其目标是将 $\boldsymbol{q}_j$ 识别为 $\boldsymbol{k}_{+,j}$; η_j 为调节因子, 由一批训练数据中正样本之间的散度(见式(3))决定, 其表达式为

$$\eta_j=\frac{1/D_{\mathrm{KL}}\left(Q\left(\boldsymbol{x}_{q,j}\right)\|P\left(\boldsymbol{x}_{+,j}\right)\right)}{\sum_j 1/D_{\mathrm{KL}}\left(Q\left(\boldsymbol{x}_{q,j}\right)\|P\left(\boldsymbol{x}_{+,j}\right)\right)} \tag{8}$$

其中: $Q\left(\boldsymbol{x}_{q,j}\right)$、$P\left(\boldsymbol{x}_{+,j}\right)$ 为样本的灰度分布, 由式(6)可推出, 当正样本之间散度较小, 即相似度较高时, η_j 较大, 反之较小。用式(5)作为无监督情况下训练“问询”编码器和“特征关键字”编码器的目标函数。

对比损失函数设计特点如下。

1)“关键字编码器”在训练过程中利用序列的方法使“关键字样本”和“问询”样本一致地变化, 保证样本一致地趋向于能够反映自身独有特征。

2) 用动量更新方法弥补误差反向传播难的不足, 同时避免了 $\boldsymbol{f}_k$ 直接复制 $\boldsymbol{f}_q$ 的参数带来的训练结果差的问题。动量更新方式为

$$\boldsymbol{\theta}_k\leftarrow m\boldsymbol{\theta}_k+(1-m)\boldsymbol{\theta}_q \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{\theta}_k$ 和 $\boldsymbol{\theta}_q$ 分别为关键字编码器和问询编码器的网络参数分量; $m\in[0,1)$。$\boldsymbol{\theta}_q$ 在误差反向传播中进行更新。在仿真实验中通过选取较大的动量(如 $m=0.999$)使得 $\boldsymbol{\theta}_k$ 的更新速度远小于 $\boldsymbol{\theta}_q$, 保证训练过程中参数更新的一致性。

3　仿真验证及结果分析

由对比学习方法提取的特征能否准确地反映火星地形, 需要通过进一步的检验来证明。使用典型的线性分类器——支持向量机(support vector machine, SVM), 对火星地形图像进行分类, 通过分类准确率反映对比学习方法的特征提取效果。

编码神经网络能够提取图像特征在于其各个卷积层能够获取图像中的关键信息, 具有提取每类图像区别于其他图像特征的能力。用 ResNet18 网络作为编码器[22], 批输入维度为 16, 在其后添加全连接层作为输出层, 维度为 64, 输出结果是“问询 $\boldsymbol{q}$”和“关键字 $\boldsymbol{k}$”, 并进行 L2 正则化处理。

对比损失函数中的超参数 τ 取为 1。选取随机梯度更新法对编码器进行优化, 衰减率为 0.01, 误差反向传播更新动量为 0.9。

以方向梯度直方图(histogram of oriented gradient, HOG)特征提取方法、局部二值模式(local binary patterns, LBP)特征提取方法、预训练神经网络和堆叠自编码器(stacked autoencoder, SAE)为对

照，检验本文方法的性能。通过提取新一类火星地形特征并进行分类识别，检验本文方法对未知地形的特征提取能力。整个设计思路如图5所示。

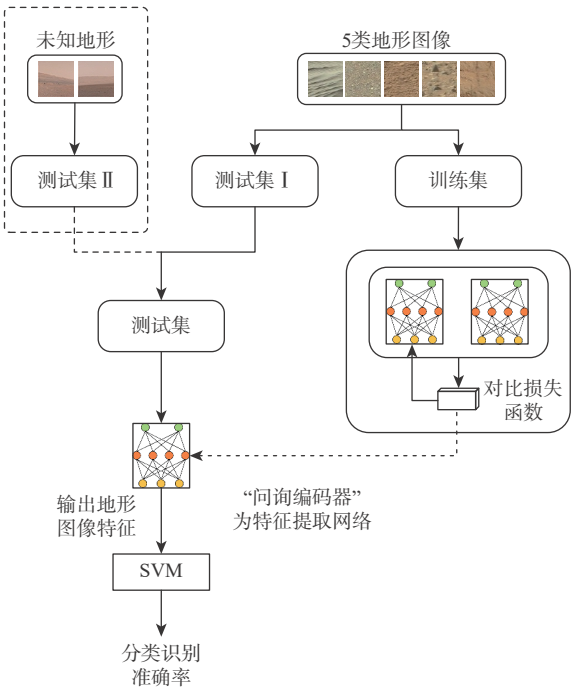
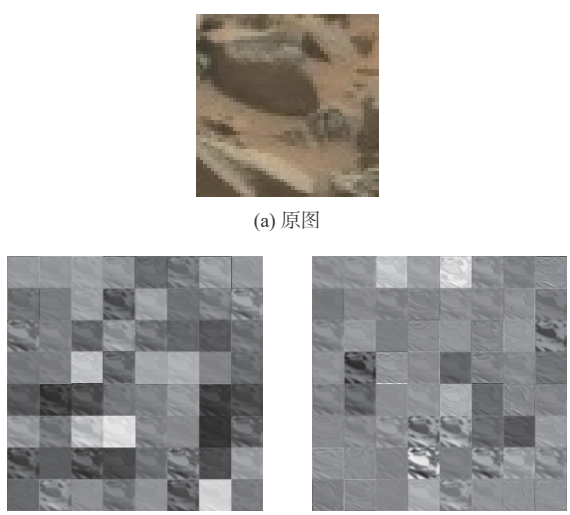


图5 仿真验证设计

Fig. 5 Design of simulation verification

图6为具有尖锐岩石地形的图像，以及经编码神经网络前2层卷积层提取出的特征图，由图可知，在2层卷积层64个通道的输出特征图中，网络准确地提取出了原图像的纹理特征。

当字典序长度为1 000，动量更新的权值为0.999 9时，分类器基于非监督对比学习方法提取的特征，对于5类火星地形的识别准确率为85.4%，混淆矩阵如图7所示，左上方矩形柜中上方数字为输出样本数，下方数字为该样本数占总样本比例，右侧及下侧矩形柜中的百分数分别为每类别的准确率和错误率。由图可知，分类器对于每类火星地形图像的识别准确率都达到了较高的水平，从而表明，本文方法能够比较准确地提取出火星地形图像的特征。



(a) 原图

(b) 第1层卷积层 (c) 第2层卷积层

图6 神经网络卷积层特征输出图

Fig. 6 Convolution layers characteristic output images of neural network

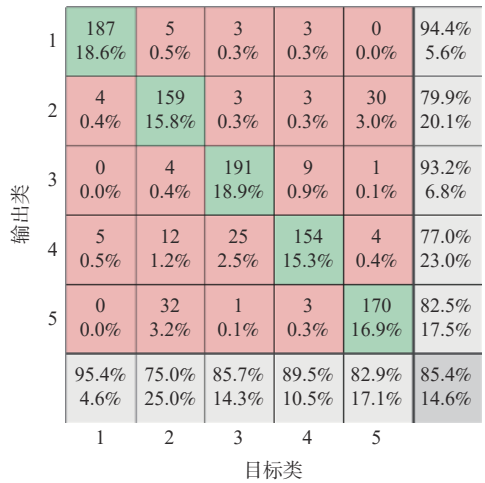


图7 分类识别混淆矩阵

Fig. 7 Confusion matrix of classification and recognition

不同的字典序长度和输出特征维度的识别准确率如图8所示。由图可知，随着字典序长度的加大，识别准确率逐渐上升，但由于样本类别数目较少(仅为5类)，字典序长度对识别准确率的影响并不显著；随输出特征维度的增大，识别准确率有较明显的提升，输出特征维度为128时识别准确率为86.7%，当输出特征维度仅为16时，识别准确率出现了大幅下滑，当输出维度较大时，其对识别准确率的提升作用逐渐减小。

采用HOG特征提取方法和LBP特征提取方法，对于5类火星地形的识别，准确率为62.1%和80.5%。采用预训练网络Resnet18和GoogLeNet提

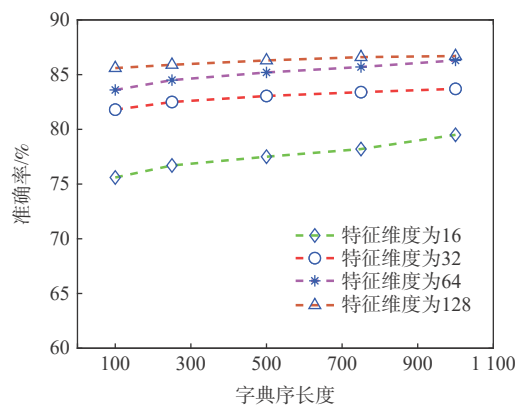


图8 不同参数下分类识别准确率

Fig. 8 Classification and recognition accuracy under different parameters

取图像特征, 分别将网络末尾的全局池化层“pool5”和“pool5-7×7_s1”的输出作为图像的特征表示, 对于 5 类火星地形的识别, 准确率为 81.4% 和 77.0%; 神经网络较浅层通常具有较高的空间分辨率, 从 Resnet18 网络的“res3b_relu”和 GoogLeNet 网络的“conv2-relu_3×3”提取图像特征, 对于 5 类火星地形的识别, 准确率为 83.8% 和 84.7%, 可见网络深层次特征对火星地形的反映能力较差。采用堆叠自编码器进行非监督学习提取图像特征, 隐含层维度为 512、输出层维度为 128, 对于 5 类火星地形的识别, 准确率为 74.8%。本文方法在特征维度为 128 时, 相较于传统的 HOG 特征和 LBP 特征提取方法的分类识别准确率高出 24.6% 和 6.2%; 相较于基于预训练网络 Resnet18 和 GoogLeNet 特征提取方法的分类识别准确率高出 2.9% 和 2%; 相较于基于堆叠自编码器的特征提取方法分类识别准确率高出 11.9%。不同方法下火星地形图像识别准确率如图 9 所示。

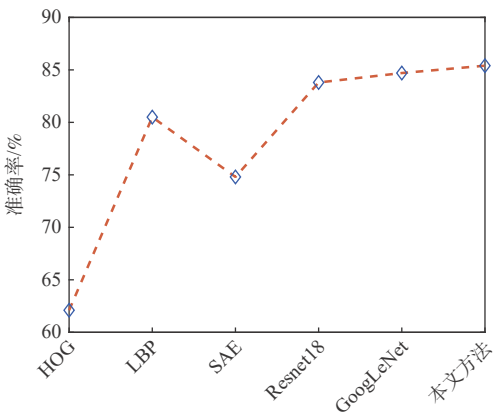


图 9　不同方法下地形图像识别准确率

Fig. 9　Recognition accuracy of terrain image under different methods

在火星数据库中选取不同于网络训练所用的 5 类地形的 147 张远景图像及 100 张多种地形混杂的图像, 将其视作不同于 5 类地形图像的新一类地形图像, 划分为训练集 222 张, 测试集 25 张, 如图 10 所示。

用训练完成的对比学习网络提取新一类地形图像特征, 并连同 5 类地形图像输入支持向量机进行训练, 验证得到的 6 类图像分类识别混淆矩阵如图 11 所示。由图可知, 6 类地形的分类识别率达到 84.5%, 每类地形都有较高的识别准确率。



(a) 远景　(b) 粗砂和尖锐岩石　(c) 细砂和尖锐岩石

图 10　火星远景及多种类型地形图像

Fig. 10　Martian vista and various terrain images

输出特征维度对添加新一类地形图像的分类识别准确率影响如图 12 所示。由图可知, 随输出特征维度的增长, 分类识别准确率也在上升, 上升速度减缓。

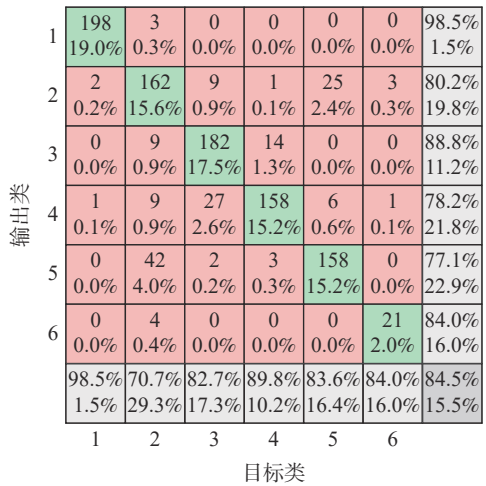


图 11　添加新一类地形图像分类混淆矩阵

Fig. 11　Classification confusion matrix with a new class of terrain image

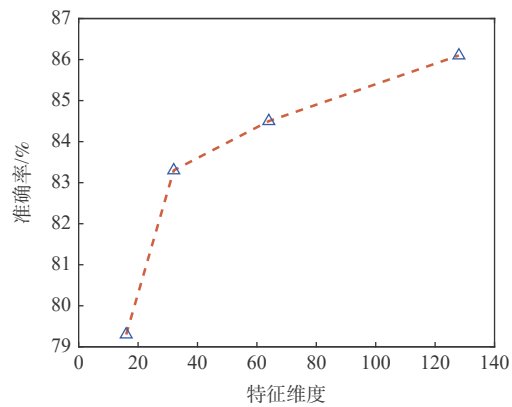


图 12　输出特征维度对识别准确率的影响

Fig. 12　Influence of output feature dimension on recognition accuracy

4　结　论

1) 本文方法对火星地形图像特征的提取有明显功效。仿真验证 5 类地形图像的分类识别准确率高达 85.4%。

2) 网络参数对特征提取有明显影响, 字典序长度(动态字典容量)越大及输出特征维度越高, 识别准确率越高, 但当输出特征维度、字典序长度不断加大时, 识别准确率趋于平稳。

3) 本文方法对火星远景和多种地形混杂图像

有较高的特征提取能力，在测试集的分类识别中准确率可达84.5%。

参考文献（References）

[1] OJHA L, WILHELM M, MURCHIE S, et al. Spectral evidence for hydrated salts in recurring slope lineae on Mars[J]. Nature Geoscience, 2015, 8(11): 829-832.

[2] 张洪华, 梁俊, 黄翔宇, 等. 嫦娥三号自主避障软着陆控制技术[J]. 中国科学:技术科学, 2014, 44(6): 559-568.
ZHANG H H, LIANG J, HUANG X Y, et al. Autonomous hazard avoidance control for Chang'E-3 soft landing[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2014, 44(6): 559-568 (in Chinese).

[3] LEE S J, CHEN T L, YU L, et al. Image classification based on the boost convolutional neural network[J]. IEEE Access, 2018, 6: 12755-12768.

[4] JIAO L C, ZHANG F, LIU F, et al. A survey of deep learning-based object detection[J]. IEEE Access, 2019, 7: 128837-128868.

[5] JU J, JUNG H, OH Y, et al. Extending contrastive learning to unsupervised coreset selection[J]. IEEE Access, 2022, 10: 7704-7715.

[6] SUN Q R, LIU Y Y, CHUA T S, et al. Meta-transfer learning for few-shot learning[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 403-412.

[7] SHORTEN C, KHOSHGOFTAAR T M. A survey on image data augmentation for deep learning[EB/OL]. (2022-04-19)[2022-04-23]. https://arxiv.org/abs/2204.08610.

[8] BOWLES C, CHEN L, GUERRERO R, et al. GAN Augmentation: Augmenting training data using generative adversarial networks [EB/OL]. (2018-10-25)[2022-04-23]. https://arxiv.org/abs/1810.10863.

[9] FRID-ADAR M, BEN-COHEN A, AMER R, et al. Improving the segmentation of anatomical structures in chest radiographs using U-net with an ImageNet pre-trained encoder[C]//Proceedings of the International Workshop on Reconstruction and Analysis of Moving Body Organs, International Workshop on Breast Image Analysis, International Workshop on Thoracic Image Analysis. Berlin: Springer, 2018: 159-168.

[10] CUI B G, CHEN X, LU Y. Semantic segmentation of remote sensing images using transfer learning and deep convolutional neural network with dense connection[J]. IEEE Access, 2020, 8: 116744-116755.

[11] GENG J, DENG X Y, MA X R, et al. Transfer learning for SAR image classification via deep joint distribution adaptation networks[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2020, 58(8): 5377-5392.

[12] LI H F, CUI Z Q, ZHU Z Q, et al. RS-MetaNet: Deep metametric learning for few-shot remote sensing scene classification[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2021, 59(8): 6983-6994.

[13] VU T H, JAIN H, BUCHER M, et al. DADA: Depth-aware domain adaptation in semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 7363-7372.

[14] JING L L, TIAN Y L. Self-supervised visual feature learning with deep neural networks: A survey[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2021, 43(11): 4037-4058.

[15] MISRA I, VAN DER MAATEN L. Self-supervised learning of pretext-invariant representations[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6706-6716.

[16] JAISWAL A, BABU A R, ZADEH M Z, et al. A survey on contrastive self-supervised learning[J]. Technologies, 2020, 9(1): 2.

[17] HJELM R D, FEDOROV A, LAVOIE-MARCHILDON S, et al. Learning deep representations by mutual information estimation and maximization[EB/OL]. (2018-08-20)[2022-04-23]. https://arxiv.org/abs/1808.06670v3.

[18] HÉNAFF O J, SRINIVAS A, DE FAUW J, et al. Data-efficient image recognition with contrastive predictive coding[EB/OL]. (2019-03-22)[2022-04-24].https://arxiv.org/abs/1905.09272.

[19] WU Z R, XIONG Y J, YU S X, et al. Unsupervised feature learning via non-parametric instance discrimination[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 3733-3742.

[20] CHEN T, KORNBLITH S, NOROUZI M, et al. A simple framework for contrastive learning of visual representations[C]//Proceedings of the 37th International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2020: 1597–1607.

[21] HE K M, FAN H Q, WU Y X, et al. Momentum contrast for unsupervised visual representation learning[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 9726-9735.

[22] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for image recognition[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.

Martian terrain feature extraction method based on unsupervised contrastive learning

YANG Bo*, WEI Xiang, YU He, LIU Chaofan

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Intelligent surface terrain recognition of Martian is significant for the autonomous exploration of Mars rovers. At present, the methods used for feature extraction of Martian terrain images are mainly divided into two categories: traditional shallow visual feature extraction and deep feature extraction based on supervised learning. However, these methods tend to lose image information and require a large amount of labeled data, which are key problems to be solved. A Martian terrain feature recognition method based on unsupervised contrastive learning was proposed. By establishing the image dictionary dataset, a single image was compared with other images in the dictionary dataset by using two groups of neural networks, namely "query" and "encode". Then, the similarity function was used as the loss function to train the network, so as to realize the feature recognition of Martian terrain images. The proposed method could also recognize new types of terrain images outside the training dataset and showed superior performance in subsequent recognition and classification tasks. Simulation results show that the recognition accuracy of the proposed method is 85.4%, and the recognition accuracy of new terrain images is 84.5%.

Keywords: contrastive learning; unsupervised; deep learning; Martian terrain; feature extraction

Received: 2022-06-22; **Accepted**: 2022-09-02; **Published Online**: 2022-09-22 19:24

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220921.1337.003

* **Corresponding author**. E-mail: yangbo@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0505

基于LSTM的机场飞行区活动目标潜在冲突预测

王兴隆[1,*]，尹昊[1]，贺敏[2]
(1. 中国民航大学 民航飞联网重点实验室，天津 300300；2. 南京莱斯信息技术股份有限公司，南京 210001)

摘 要：针对机场飞行区冲突不断的问题，提出一种基于长短期记忆(LSTM)网络预测机场飞行区活动目标潜在冲突的方法。根据复杂网络理论，以航空器和车辆2类活动目标为研究对象，建立飞行区活动目标网络，设置网络动态演化模型，输入运行数据计算多个网络特征指标，对指标时间序列进行主成分分析，拟合成潜在冲突指数；利用Keras框架搭建LSTM网络模型，将指标时间序列输入LSTM网络进行训练和预测，并与其他预测方法对比；用西安咸阳机场实际运行数据进行实验，将预测值与真实值进行对比，各项指标预测均方误差分别为1.608%、13.126%、0.072%、0.004%、0.014%。结果表明：通过建立飞行区活动目标网络模型，可以用网络特征指标从不同角度刻画潜在冲突；LSTM网络可以有效预测飞行区活动目标网络的潜在冲突，提醒相关人员预防冲突发生，降低冲突概率。

关 键 词：长短期记忆；飞行区；冲突预测；复杂网络；主成分分析
中图分类号：U8; V351.11
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-1850-11

飞行区是一个由多种元素构成的复杂系统，活动目标冲突等不安全事件时有发生。因此，合理分析飞行区的运行态势，并有效预测其存在的潜在冲突，可以使矛盾端口前移，对提高机场飞行区运行的安全性和稳定性具有重要意义。

目前国内外学者主要从跑道入侵检测、风险演化预测、冲突热点识别等方面研究飞行区冲突风险。Cai等[1]构建机场仿真环境进行仿真实验，提出基于优化YOLO框架的机场活动目标检测方法检测跑道入侵。Song等[2]针对跑道入侵因素之间的数据结构，利用广义可加模型提出一种基于数据驱动的高级统计学习和预测跑道入侵的方法。朱新平等[3]基于事件反馈的闭环控制框架提出航空器可控滑行路段概念，并制定其对应子模型的生成规则，实现滑行道冲突预测与避免控制。肖琴和罗帆[4]构建风险影响因素子系统的机场场面交通冲突演化系统动力学模型，对不同情境下的策略进行仿真，揭示场面交通冲突风险演化规律。Zhu等[5]提出了一种扩展混合Petri网(extended hybrid Petri-nets, EHP)对航空器滑行建模，利用EHP模型的混合状态提供预警条件，检测航空器在交叉口的碰撞冲突。Xia等[6]建立热点区域风险评估模型，提出考虑航空器滑行轨迹是否存在时空重叠的热点区域识别算法。

自然界中许多复杂系统都可以用复杂网络描述，空中交通领域的航空网络也不例外。Cai等[7]较早构建了中国航路网络结构，该网络以航路点为节点，根据2个航路点之间的实际航班量对边赋权，从而分析航路网络的特性。王兴隆和苗尚飞[8]建立中国空域扇区复杂网络模型，使用参数定量分析网络特征，提出空域扇区网络韧性的概念。王岩韬和刘毓[9]建立航班运行风险传播的复杂网络，分

收稿日期：2022-06-20；录用日期：2022-09-18；网络出版时间：2022-09-28 11:37
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220927.1150.003
基金项目：国家重点研发计划(2020YFB1600101)；国家自然科学基金(U2133207)；天津市教育委员会自然科学重点基金(2020ZD01)；中央高校基本科研业务费专项资金(3122020052)
*通信作者. E-mail：xinglong1979@163.com

引用格式：王兴隆，尹昊，贺敏. 基于LSTM的机场飞行区活动目标潜在冲突预测[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1850-1860. WANG X L，YIN H，HE M. Potential conflict prediction of mobile targets in airfield areas based on LSTM[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1850-1860 (in Chinese).

析如何控制关键节点来提高航班运行保障能力。黄洋等[10]以无人机为节点建立复杂网络, 分析无人机群的状态信息, 最重要无人机遵循鲁棒性最小原则进行避撞方向选择。

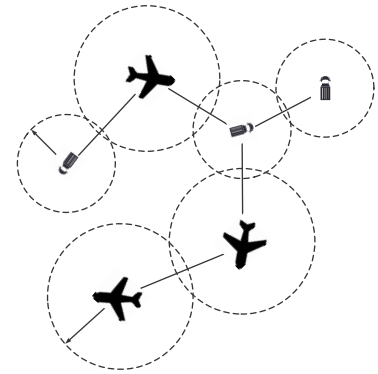
长短期记忆 (long short-term memory, LSTM) 网络适用于对时间序列进行处理和预测, 因此, 近年来被用以预测交通运输模型的特性。曾航等[11]较早基于相关系数热图优选致因指标, 再以步进搜索和 Adam 算法相结合的方式优化 LSTM 网络模型参数, 用优化后的模型预测航空安全。李昂等[12]基于管制员与航空器之间的关系建立相依网络, 分析网络演化规律, 用 LSTM 网络对管制系统的演化过程进行有效的预测。李忠斌[13]根据实际运行数据划分机场场面延误等级, 得到延误数据集, 提出一种基于 LSTM 网络的机场场面延误预测方法。尽管 LSTM 网络在飞行区的预测应用较少, 但十分适合研究飞行区活动目标网络这种具有高复杂性和不确定性系统的演化, 可以得到准确的预测结果。

综上可知, 目前关于复杂网络在空中交通领域的研究和应用集中于机场网络和航路网络, 但同样可以用于描述机场飞行区的运行情况, 对其建模分析; 机场飞行区运行安全研究以具体问题为主, 如对 2 架航空器在交叉口冲突的判断, 缺乏整体上的研究; LSTM 网络在交通网络的流量和时序等方面的预测应用较多, 效果较好; 因此, 本文提出一种基于 LSTM 网络预测机场飞行区活动目标潜在冲突的方法, 基于复杂网络理论建立飞行区活动目标网络, 宏观描述飞行区的潜在冲突, 分析网络演化规律, 用 LSTM 网络预测飞行区活动目标网络中的潜在冲突, 从而为保障机场飞行区运行安全提供理论基础。

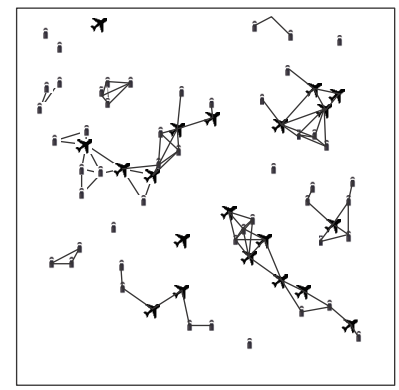
1　飞行区活动目标网络模型

1.1　网络建立规则

复杂网络的特征指标既可以描述节点的特性, 又可以描述整个网络的特性, 可以合理有效地表征飞行区活动目标网络的潜在冲突情况。根据复杂网络理论, 以飞行区内活动的航空器及车辆为节点, 以活动目标之间的潜在冲突关系为连边, 建立飞行区活动目标网络, 如图 1 所示。以每个活动目标的几何中心为圆心, 以一定长度为半径作圆, 其范围以内即为每个活动目标的受威胁区域, 该区域以内的物体将对其产生一定的影响, 而范围外则无影响; 当 2 个活动目标之间距离小于一定值时, 其受威胁区域产生重叠, 二者对彼此产生影响, 潜在冲突出现, 将二者用一条表示潜在冲突的边连接, 如图 1(a) 所示。将飞行区内所有活动目标和连边用复杂网络表示, 如图 1(b) 所示。



(a) 节点受威胁区域及连边关系



(b) 活动目标网络

图 1　活动目标网络示意图

Fig. 1　Schematic diagram of network of mobile targets

将飞行区活动目标网络表示为集合 $G=\{V,E\}$, 其中, $V=\{v_i,i=1,2,\cdots,n\}$, 表示节点集合, i为网络中节点; $E=\left\{e_{ij}\neq 0,v_i\in V,v_j\in V,i\neq j\right\}$, 表示连边集合, e_{ij}为节点 i与 j之间的连边, 且 e_{ij}的权重为 w_{ij}。用邻接矩阵 $\boldsymbol{A}=\left[\alpha_{ij}\right]_{n\times n}$表示网络中 n个节点的连接关系, 其中, α_{ij}为节点 i与 j的连接关系, 其表达式为

$$\alpha_{ij}=\begin{cases}1\\0\end{cases} \tag{1}$$

式中: 节点 i与节点 j存在连边则 $\alpha_{ij}=1$, 节点 i与节点 j无连边则 $\alpha_{ij}=0$。

1.2　网络特征指标

选取以下几个指标来表征飞行区活动目标网络单个节点的特性。

1) 度。度表示网络内与该节点有连边的节点总数, 表达式为

$$k_i=\sum_j\alpha_{ij} \tag{2}$$

在飞行区活动目标网络中, 一个节点的度 k_i可以表示与此活动目标之间存在潜在冲突的活动目

标的数量，航空器或车辆节点的度越大，其存在的潜在冲突风险越高。

2）点强。点强表示各个相邻节点对其产生的影响总和，表达式为

$$s_i = \sum_{j=1}^{n} \alpha_{ij} w_{ij} \tag{3}$$

式中：n为网络中节点的总数。

在飞行区活动目标网络中，一个节点的点强s_i可以反映出该活动目标与周围其他活动目标之间的潜在冲突情况及冲突的严重情况。

3）节点加权聚类系数。聚类系数表示某一节点的相邻节点也相连的可能性，表达式为

$$\dot{c}_i = \frac{2T_i}{k_i(k_i-1)} \tag{4}$$

式中：$\dot{c}_i$为节点i的聚类系数；T_i为网络中与节点i相连的由节点和连边构成的三角形个数；

加权聚类系数则是在此基础上考虑了边的权重大小的影响，其计算式为

$$c_i = \frac{2}{k_i(k_i-1)} \sum_{j,q} (\hat{w}_{ij}\hat{w}_{jq}\hat{w}_{iq})^{1/3} \tag{5}$$

式中：c_i为节点i的加权聚类系数；j和q分别为节点i的2个邻接节点；$\hat{w}_{ij}$由网络中的边权最大值决定，即

$$\hat{w}_{ij} = \frac{w_{ij}}{\max(w)} \tag{6}$$

对于网络中未构成三角形的节点，即当节点i的度$k_i < 2$时，规定其加权聚类系数c_i为0。

在飞行区活动目标网络中，一个节点的加权聚类系数c_i表示该活动目标周围的活动目标的汇聚程度；节点的加权聚类系数越大，其周围的聚集情况越严重，出现潜在冲突的可能性越大。

选取以下几个特征指标来表示网络整体的性质。

1）网络密度。网络密度表示网络中存在边的数量占网络最多可容纳边的数量的比重，表达式为

$$I_{\mathrm{ND}} = \frac{2e}{n(n-1)} \tag{7}$$

式中：e为网络中存在的边的个数。

网络密度的大小可以反映出飞行区活动目标网络的冲突饱和度，I_{ND}越大，网络中越多的节点有冲突连边，活动目标之间互相影响程度越大，网络中潜在冲突越大。

2）网络效率。节点对的效率表示二者之间最短路径距离的倒数，表达式为

$$I_{\mathrm{NE}ij} = \frac{1}{d_{ij}} \tag{8}$$

式中：$I_{\mathrm{NE}ij}$为节点i和j之间连边的效率；d_{ij}为节点i和j之间的最短路径距离，当二者之间无相连的边时，$d_{ij} = \infty$。

全局网络效率表示网络中任意一个节点联系到另一个节点所需的中转次数的平均值，表达式为

$$I_{\mathrm{NE}} = \frac{1}{n(n-1)} \sum_{i \neq j} \frac{1}{d_{ij}} \tag{9}$$

式中：I_{NE}为网络的全局效率。

在飞行区活动目标网络中，网络效率可以反映出网络的连通程度，即网络中节点之间的潜在冲突复杂程度。网络效率I_{NE}越大，对飞行区活动目标之间的冲突调配难度越大。

3）网络平均度。网络平均度是网络中所有节点的度的平均值，其数值可以反映出网络中平均每个活动目标节点周围与其存在潜在冲突的活动目标数量，计算式为

$$\bar{k} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} k_i \tag{10}$$

4）网络平均点强。网络平均点强是网络中所有节点点强大小的平均值，其大小可以反映出网络中潜在冲突情况，以及驾驶员所承受的平均压力，计算式为

$$\bar{s} = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^{n} \alpha_{ij} w_{ij} \tag{11}$$

5）平均加权聚类系数。网络的平均加权聚类系数是该时刻下网络内所有节点的加权聚类系数的平均值，表征飞行区活动目标网络的汇聚程度，其值越大，活动目标越汇聚，计算式为

$$\bar{c} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} \left(\frac{2}{k_i(k_i-1)} \sum_{j,q} (\hat{w}_{ij}\hat{w}_{jq}\hat{w}_{iq})^{1/3} \right) \tag{12}$$

2 网络动态模型设置

2.1 场景与约束条件

根据2 000国家大地坐标系[14]，以西安咸阳机场的主跑道中心点为坐标原点，跑道方向为x轴、垂直跑道方向为y轴，经旋转、平移坐标系后得到西安咸阳机场的飞行区结构示意图如图2所示，以此为参照，作为飞行区活动目标网络的建立基础。

采用活动目标的运行数据，将经纬度坐标转换后得到投影坐标，据此对飞行区活动目标网络的节点进行设置。

为方便研究，对西安机场场景下的飞行区及活

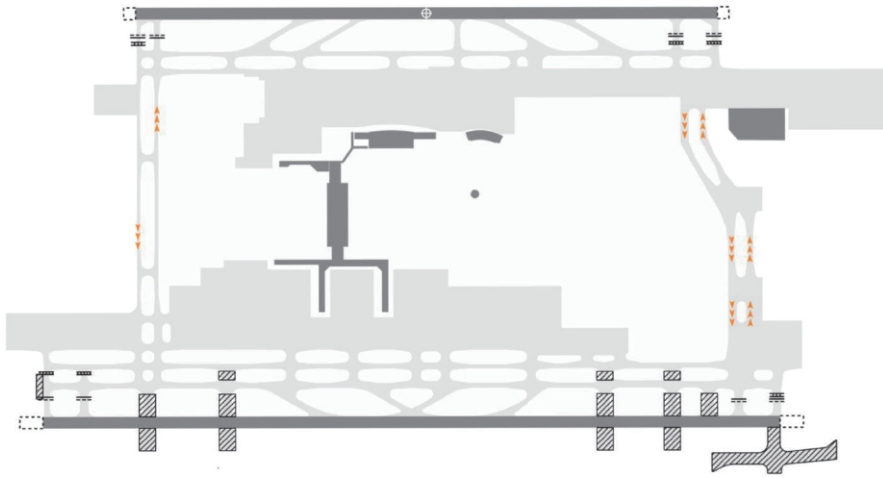


图 2　西安咸阳机场飞行区示意图

Fig. 2　Schematic diagram of airfield area of Xi'an Xianyang Airport

动目标网络动态模型进行以下约束。

1）在选取飞行区内研究范围时，活动目标主要集中在停机位、滑行道和跑道等位置，故将研究范围划设为 5 000 m×3 000 m。

2）在选取飞行区内的活动目标时，只考虑正在发生位移的航空器和车辆；航空器节点在离地后消失，在接地后出现；对于正在对航空器进行牵引、推出作业的车辆，其与航空器之间的距离较近但却无碰撞风险，故将其与航空器视为一个整体。

3）忽略航空器及车辆在垂直地面方向上可能产生的影响，只考虑活动目标的二维信息。

4）考虑管制员发现情况后的反应时间、下达指令的时间，以及驾驶员发现冲突情况后的反应时间、根据规定做出相应操作的时间、航空器及车辆的制动系统作用时间后，确定航空器节点的受威胁半径为 180 m，车辆节点的受威胁半径为 120 m。

第 1 节在建立网络模型计算边权时，仅考虑了航空器和车辆的相对位置因素，活动目标之间的相对速度也应用于评判其相互之间的冲突严重程度，故在计算网络边权时引入了迫近率。

迫近效应指的是飞行区活动目标网络中节点对的汇聚或离散态势，活动目标的位置、速度属性均需要考虑到，如图 3 所示。

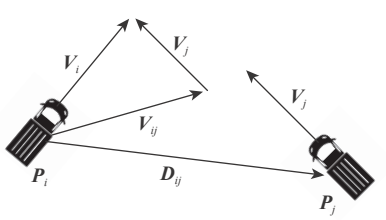


图 3　飞行区活动目标相对速度

Fig. 3　Relative speed of mobile targets in airfield area

$\boldsymbol{P}$和$\boldsymbol{V}$分别表示 2 个活动目标i和j的位置和速度，二者之间的相对距离向量和相对速度向量用$\boldsymbol{D}_{ij}$和$\boldsymbol{V}_{ij}$表示，其中，距离和相对速度分别为

$$\boldsymbol{D}_{ij}=\boldsymbol{P}_i-\boldsymbol{P}_j \tag{13}$$

$$\boldsymbol{V}_{ij}=\boldsymbol{V}_i-\boldsymbol{V}_j \tag{14}$$

则i和j之间的迫近率可表示为

$$v_{ij}^{\mathrm{p}}=\left\|\boldsymbol{V}_{ij}\right\|\cos\beta=\left\|\boldsymbol{V}_{ij}\right\|\frac{\boldsymbol{V}_{ij}\cdot\boldsymbol{D}_{ij}}{\left\|\boldsymbol{V}_{ij}\right\|\left\|\boldsymbol{D}_{ij}\right\|}=\frac{\boldsymbol{V}_{ij}\cdot\boldsymbol{D}_{ij}}{\left\|\boldsymbol{D}_{ij}\right\|} \tag{15}$$

式中：β为$\boldsymbol{D}_{ij}$和$\boldsymbol{V}_{ij}$的夹角；$\left\|\boldsymbol{V}_{ij}\right\|$为$i$和$j$之间相对速度的大小；$\left\|\boldsymbol{D}_{ij}\right\|$为$i$和$j$之间相对距离的大小。

可以看出，当$\boldsymbol{V}_{ij}\cdot\boldsymbol{D}_{ij}<0$时，2 个活动目标呈现发散的趋势，反之则呈汇聚趋势。

由于 2 个节点的相对速度越大或相对位置越近，两者之间的潜在冲突越严重，根据迫近率和相对距离，设置边权计算式为

$$w_{ij}=\frac{v_{ij}^{\mathrm{p}}}{\left\|\boldsymbol{D}_{ij}\right\|} \tag{16}$$

2.2　网络演化过程

根据 2.1 节的场景设置和约束条件，采用活动目标的运行数据进行网络演化，网络每 10 s 演化一次，共演化 1 000 min，即共 6 000 次，每次演化完成时根据网络中节点数量和位置关系，获得节点连边关系及边权大小，建立复杂网络模型。演化初始状态及演化第 100、200、500、700、1 000 min（演化完成时）的网络示意图如图 4 所示。

飞行区运行的车辆有牵引车、加油车、食品车、电源车、气源车、空调车、摆渡车和客梯车等，均属于航班保障专用设备，都是为保障航班顺利执行服务的。各种车辆前往同一位置对航空器进行服务时，会出现聚集的现象，产生诸多潜在冲突，影响飞行区运行安全。

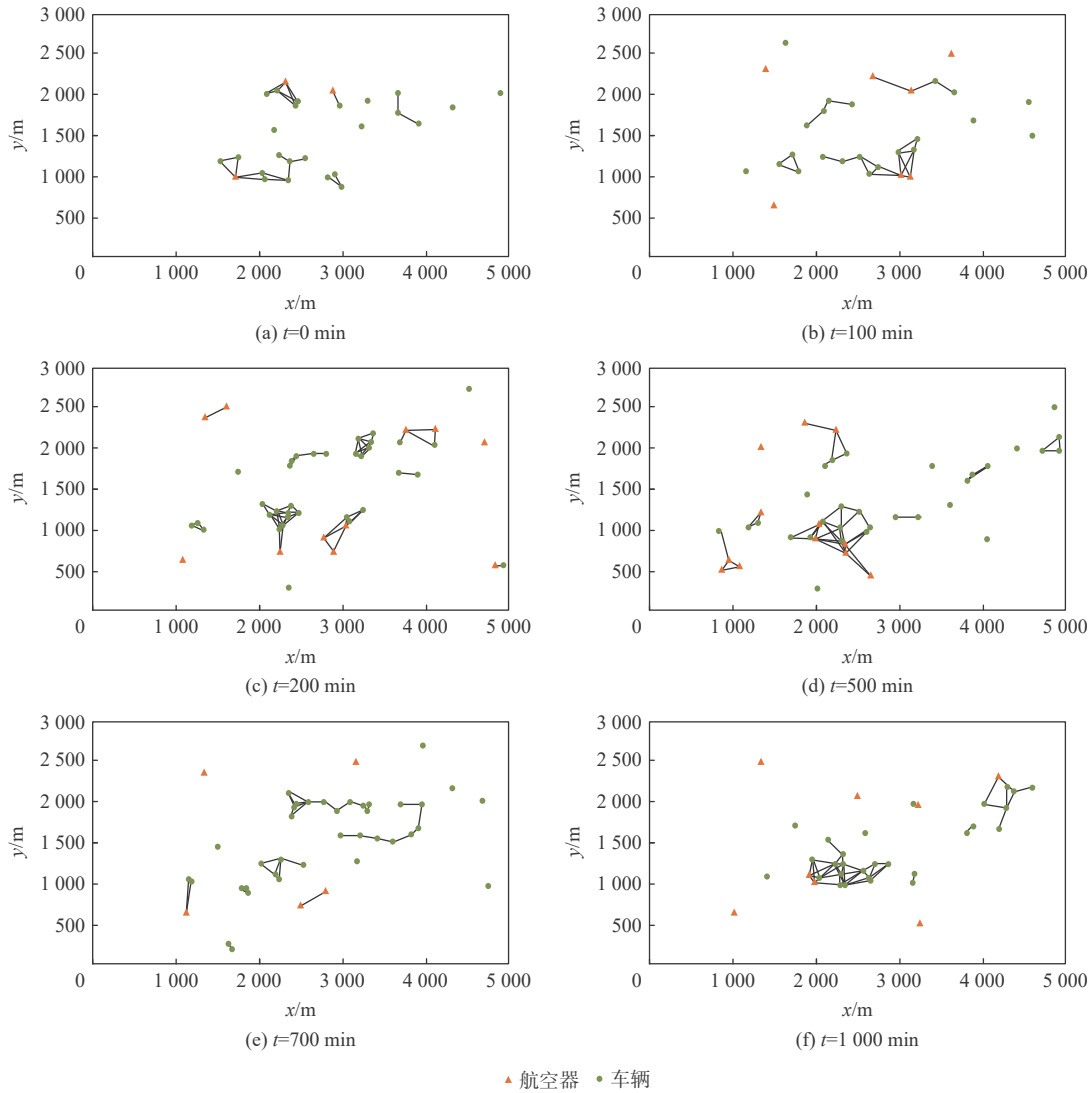


图4 飞行区活动目标网络演化过程

Fig. 4 Network evolution process of mobile targets in airfield area

3 网络特征指标分析

飞行区活动目标网络每演化一次，截取网络中各节点的位置和速度，对网络的5项特征指标进行计算，得到各指标的时间序列，如表1所示。

表1 网络演化特征指标

Table 1 Characteristic indicators of network evolution

演化次数	网络平均度	网络平均点强	平均加权聚类系数	网络密度	网络效率
1	1.866 6	1.408 4	0.416 6	0.064 3	0.095 3
2	1.931 0	1.479 8	0.445 9	0.068 9	0.101 4
3	2.000 0	2.347 8	0.391 9	0.071 4	0.092 7
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
6 000	2.923 0	2.933 9	0.345 2	0.076 9	0.125 3

为判断上述指标能否体现飞行区活动目标网络的综合性能，进一步得到更直观的潜在冲突程度变化，并分析5项指标中的信息含量，对网络平均度、网络平均点强、平均加权聚类系数、网络密度和网络效率5项指标的时间序列数据进行主成分分析[15]。

先判断数据是否适合进行主成分分析：通过计算得到检验统计量（kaiser-meyer-olkin，KMO）值如表2所示，KMO值高于0.5则说明适合主成分分析，相反则证明数据不符合主成分分析的要求，此条件为主成分分析的前提；除了KMO值检验外，还需要对数据进行Bartlett球形度检验（近似卡方，d_f，p），其检验标准为对应p值小于0.05。检验结果如表2所示，其中，d_f为自由度。

由表2可知：KMO值为0.578，大于0.5，满足主成分分析的前提要求；且数据通过Bartlett球形度

表2 KMO和Bartlett的检验

Table 2 Testing of KMO and Bartlett

KMO值	近似卡方	d_f	p
0.578	107.190	10	0.000

检验, 说明本文计算得到的飞行区活动目标网络特征指标时间序列数据适合进行主成分分析研究。

针对主成分提取情况及主成分提取信息量情况进行分析, 经计算得到各指标的特征根和方差解释率, 其分析结果如表 3 所示。主成分分析一共提取出 2 个主成分, 即编号 1 和编号 2 的成分, 二者特征根均大于 1, 且主成分的方差解释率为 51.899% 和 23.947%, 累积方差解释率为 51.899% 和 75.846%。

表 3　主成分及其贡献率

Table 3　Principal components and their contribution

编号	特征根	方差解释率/%	累积方差解释率/%
1	2.595	51.899	51.899
2	1.197	23.947	75.846
3	0.772	15.445	91.292
4	0.294	5.881	97.173
5	0.141	2.827	100.000

根据加权后的方差解释率计算得到 2 个主成分对应的权重分别为

$$51.899 \div 75.846 = 68.43\% \tag{17}$$

$$23.947 \div 75.846 = 31.57\% \tag{18}$$

计算得到各个指标与主成分 1 和主成分 2 之间的载荷系数值和公因子方差如表 4 所示, 载荷系数表示主成分与分析项之间的关系程度; 公因子方差表示分析项中可被提取的信息量, 即主成分能够解释每个指标的程度, 一般以 0.4 为标准, 其值越大, 主成分对指标的依赖性越强。

表 4　载荷系数和公因子方差

Table 4　Load factors and common factor variances

指标	载荷系数		公因子方差
	主成分1	主成分2	
网络平均度	0.950	0.076	0.908
网络平均点强	0.590	0.414	0.519
平均加权聚类系数	0.223	0.875	0.816
网络密度	0.818	−0.165	0.696
网络效率	0.791	−0.476	0.853

由表 4 主成分对于研究项的信息提取情况及主成分和研究项对应关系可知, 针对共同度而言, 网络平均度的公因子方差最高, 网络平均点强的提取值最低, 但整体上, 所有指标的共同度都高于 0.4, 证明主成分和研究项之间关联性较强, 关系相对紧密, 即指标时间序列数据中含有足够的可靠研究信息, 可以用于表征飞行区活动目标网络的潜在冲突特征。

取方差解释率较高的主成分 1 和主成分 2 进行分析, 得到成分得分系数如表 5 所示。

表 5　成分得分系数

Table 5　Component score coefficient

指标	成分得分系数	
	主成分1	主成分2
网络平均度	0.366	0.064
网络平均点强	0.227	0.346
平均加权聚类系数	0.086	0.731
网络密度	0.315	−0.138
网络效率	0.305	−0.398

表 5 中的成分得分系数表示每个指标所占主成分 1 及主成分 2 的比重。可以看出, 网络平均度占主成分 1 比重最高, 平均加权聚类系数占主成分 2 比重最高。

根据表 5 中的成分得分系数, 计算得到 2 个主成分和研究项之间的关系等式:

$$m_1 = 0.366\bar{k} + 0.227\bar{s} + 0.086\bar{c} + 0.315I_{ND} + 0.305I_{NE} \tag{19}$$

$$m_2 = 0.064\bar{k} + 0.346\bar{s} + 0.731\bar{c} - 0.138I_{ND} - 0.398I_{NE} \tag{20}$$

式中: m_1 和 m_2 分别为主成分 1 和主成分 2 的得分。

飞行区的潜在冲突指数 z 是方差解释率与成分得分的乘积累加后除以累积方差解释率计算得到, 其计算式为

$$z = (51.899m_1 + 23.947m_2) \div 75.846 \tag{21}$$

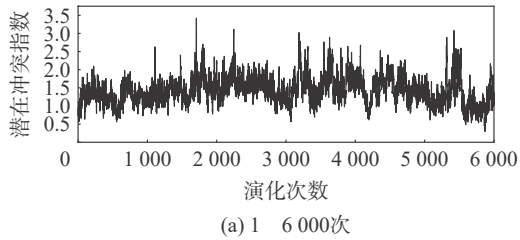
即

$$z = 0.271\bar{k} + 0.265\bar{s} + 0.230\bar{c} + 0.172I_{ND} + 0.083I_{NE} \tag{22}$$

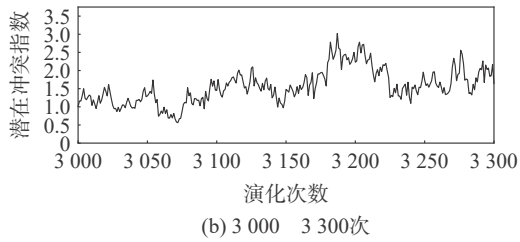
图 5 为飞行区活动目标网络潜在冲突指数, 将演化 6 000 次的飞行区活动目标网络潜在冲突指数绘制于一张图上, 如图 5(a)所示, 为更好地观察潜在冲突指数变化情况, 将演化 3 000～3 300 次放大如图 5(b)所示。

图 5 中潜在冲突指数会有上升和下降, 因为飞行区运行过程中不断有航空器起飞和落地, 车辆服务于航空器, 随着航空器数量变化而变化, 在不同时间段内受航班计划、天气、运行高峰等因素影响, 活动目标的数量不断变化, 潜在冲突指数也随之变化。

分析图 5 中的潜在冲突指数曲线可以发现, 其值大多在 1.0～2.0 波动, 个别时刻潜在冲突指数迅速上升, 有时甚至超过了 3.0, 这说明此刻飞行区内的潜在冲突正在急剧增加, 可能存在极大的风险隐患, 管制员和飞行员应当及时做出反应, 提高警惕, 预防事故的发生。



(a) 1 6 000次



(b) 3 000 3 300次

图5 飞行区活动目标网络潜在冲突指数

Fig. 5 Potential conflict indicators of network of mobile targets in airfield area

将历史运行数据输入到预测模型中，得到潜在冲突指数的时间序列预测结果，相关人员根据预测结果得知在哪个时刻潜在冲突指数较大，在冲突发生前做好准备，从而达到降低冲突概率的效果。

4 网络演化预测

4.1 参数设置

建立基于LSTM的指标时间序列预测模型，其预测流程如图6所示，其中，ADS-B为广播式自动相关监视，A-SMGCS为先进场面活动引导与控制系统，MAE为平均绝对误差，MRE为平均相对误差，MSE为均方误差，预测步骤如下。

步骤1 数据采集。每隔10 s采集飞行区内活动目标的位置、速度和移动方向数据，作为一次演化，共采集6 000次，即1 000 min。

步骤2 飞行区活动目标网络建立。每次演化后，计算各节点两两之间的距离和相对速度，当2个节点的受威胁区域重叠，将二者相连，从而构建该时刻下的飞行区活动目标网络。

步骤3 特征指标计算。每次演化后，计算该时刻下网络的各项特征指标，形成指标时间序列。

步骤4 输入数据处理。将指标时间序列进行标准化处理，并以5项指标前5 000次演化数据为训练集，后1 000次演化数据为测试集。

步骤5 LSTM网络参数设置。用Keras框架构建LSTM网络，时间步长为3，激活函数为sigmoid函数，损失函数为均方误差。

步骤6 数据训练。在LSTM网络中加载时间序列训练集数据进行训练，在损失函数停止优化时结束训练，得到该指标的预测模型；输入数据X_t进行预测，得到预测结果P_t，$t=1,2,\cdots,n$，X_t为t时刻的输入值，P_t为t时刻的输出值。

步骤7 预测结果评价。计算各项指标预测值与真实值之间的误差，以评价预测结果的准确性。

经过上述步骤，得到网络演化1 000次的5项

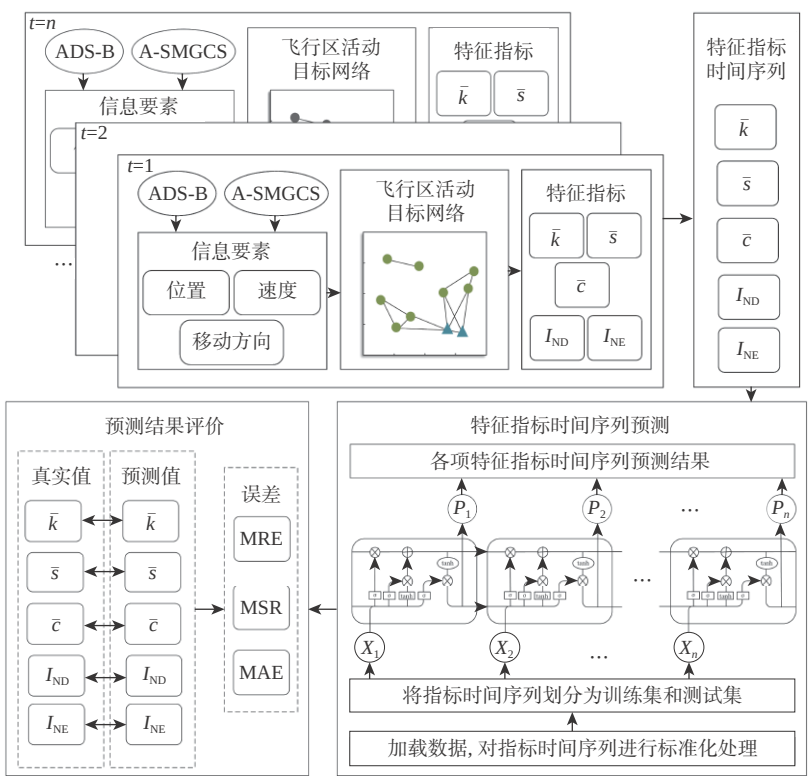


图6 飞行区活动目标网络潜在冲突预测流程

Fig. 6 Potential conflict prediction process of network of mobile targets in airfield area

指标的预测值, 如表 6 所示。

表 6　飞行区活动目标网络特征指标预测值

Table 6　Predicted value of characteristic indicators of network of mobile targets in airfield area

演化次数	网络平均度	网络平均点强	平均加权聚类系数	网络密度	网络效率
1	3.332 5	3.350 4	0.471 0	0.069 7	0.078 0
2	3.597 4	3.262 3	0.478 8	0.070 9	0.073 5
3	3.206 1	2.600 7	0.499 2	0.064 5	0.073 5
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
1 000	2.923 0	2.933 9	0.345 2	0.076 9	0.164 3

根据本节预测得到的 5 个指标的 1 000 次演化时间序列, 及式 (22) 中的潜在冲突指数计算式, 得到预测的潜在冲突指数变化曲线, 如图 7 所示。

由图 7 可知, 在对飞行区活动目标网络预测的 1 000 次中, 其潜在冲突指数在 300～520 次演化期间产生了较大值; 在 0～300 次演化、600～800 次演化过程中波动较小, 且其值较低, 不易发生冲突事件; 而在第 320 次演化前后、第 410 次演化前后及 450～550 次演化中, 潜在冲突指数波动较大, 且均产生了急剧上升的趋势, 在这些时刻飞行区的相关工作人员需要提高警惕, 管制人员需要仔细观察场面运行情况, 并对可能发生冲突的活动目标进行及时的调整和指挥, 以降低风险发生的可能性。

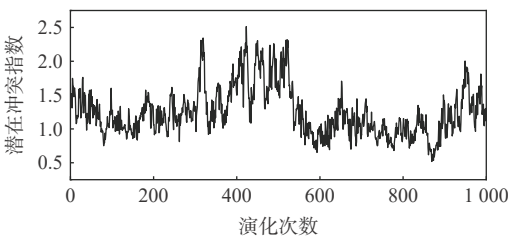


图 7　飞行区活动目标网络潜在冲突指数预测值

Fig. 7　Predicted value of potential conflict indicator of network of mobile targets in airfield area

4.2　预测结果分析

通过预测得到 5 项指标时间序列预测值, 和真实值对比如图 8～图 12 所示。

由图 8 可知, 网络平均度的值波动相对较小, 其预测值贴近真实值, 仅在演化第 580～600 次、第 860～890 次时出现了预测值偏离真实值较大的情况; 在演化第 500 次之前预测值稍低于真实值, 在演化第 500～1 000 次稍高于真实值; 此外, 虽在指标有下降趋势时其预测结果偏差稍大, 但在指标有上升趋势时其预测结果较为准确, 可以据此判断出飞行区内潜在冲突可能出现。

由图 9 可知, 由于某些时刻网络平均点强的变化十分剧烈, 该时刻其预测结果偏差较大, 如演化

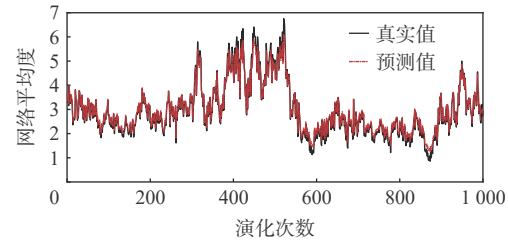


图 8　网络平均度预测值与真实值

Fig. 8　Predicted value and real value of average network degree

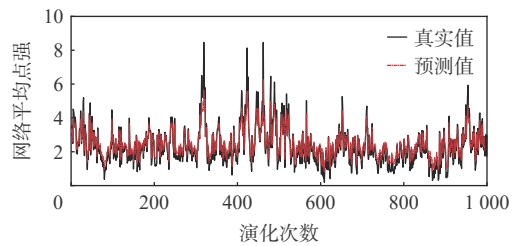


图 9　网络平均点强预测值与真实值

Fig. 9　Predicted value and real value of average network node weight

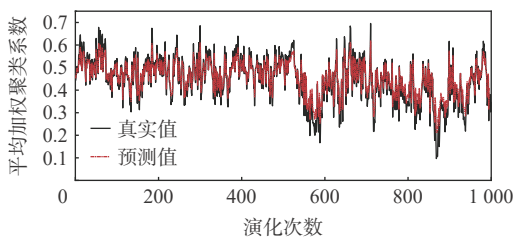


图 10　平均加权聚类系数预测值与真实值

Fig. 10　Predicted value and real value of average weighted clustering coefficient

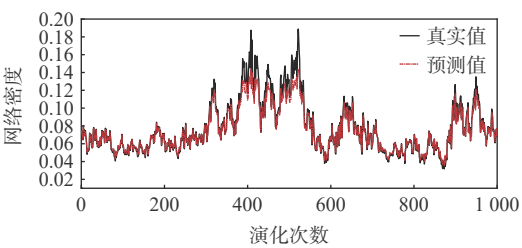


图 11　网络密度预测值与真实值

Fig. 11　Predicted value and real value of network density

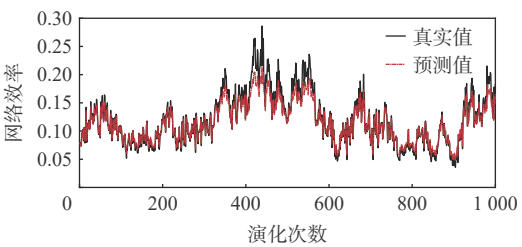


图 12　网络效率预测值与真实值

Fig. 12　Predicted value and real value of network efficiency

第 319 次、第 428 次和第 460 次时, 其真实值从 5 左右突然上升至 8 以上, 而预测值虽为 6 左右, 但

却准确预测出了其上升或下降的趋势；整体来看，预测值在真实值骤升时偏小，骤降时偏大。

由图 10 可知，平均加权聚类系数的预测结果较好，除波峰波谷外，其预测值几乎与真实值重合；仅有演化第 850～900 次时，其预测值偏离真实值较大，在这段时间内网络平均度和网络平均点强的预测结果也偏离真实值较大，可能原因为飞行区内某些活动导致潜在冲突情况波动较大，其活动目标的聚集程度发生了剧烈变化；在其后的 100 次演化中，预测结果逐渐恢复准确。

由图 11 可知，其预测结果在演化第 400 次之前及演化第 510 次之后均十分准确，在演化第 400～510 次时其预测结果偏离真实值较大，其原因为网络密度在这个区间内发生了强烈波动，其变化幅度巨大，预测困难；但预测值仍可以表示出网络密度上升或下降的趋势，具有参考价值。

由图 12 可知，网络效率的预测结果在演化第 400～550 次时偏离真实值较大，网络平均度、网络平均点强及平均加权聚类系数虽在此区间内波动不强，但由于活动目标的不断移动，潜在冲突的复杂程度也随之不断改变；此外，预测值可以充分体现出网络效率的波动情况。

由图 8～图 12 可知，预测结果十分接近真实值，证明 LSTM 网络预测结果可以充分反映各指标时间序列的走势，在实际运行过程中可为管制人员和航空器或车辆驾驶员提供一定的帮助，使其在可能发生碰撞时提高警惕，从而将飞行区运行风险端口前移，有效降低碰撞发生的可能性。

为进一步分析 LSTM 网络预测结果的准确性，采用以下误差值，对 5 项指标的预测结果分别进行计算。

1）平均绝对误差（mean absolute error, MAE），其值e_{MAE}计算式为

$$e_{\mathrm{MAE}}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}|\hat{y}_i-y_i| \tag{23}$$

2）平均相对误差（mean relative error, MRE），其值e_{MAR}计算式为

$$e_{\mathrm{MAR}}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\frac{|\hat{y}_i-y_i|}{\hat{y}_i} \tag{24}$$

3）均方误差（mean square error, MSE），其值e_{MSE}计算式为

$$e_{\mathrm{MSE}}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}(\hat{y}_i-y_i)^2 \tag{25}$$

根据式 (23)～式 (25) 计算得到真实场景下的各项指标预测值时间序列的误差，如表 7 所示。

可以看出，网络平均点强的预测值误差稍大，e_{MAE}、e_{MRE}和e_{MSE}均高于 10%，其余指标预测结果较好，各项指标预测均方误差分别为 1.608%, 13.126%, 0.072%, 0.004%, 0.014%，可以在实际飞行区运行指挥过程中供管制员和飞行员参考。

表 7 LSTM 网络预测结果误差

Table 7 Errors of LSTM network prediction results

%

指标	e_{MAE}	e_{MRE}	e_{MSE}
网络平均度	9.900	4.160	1.608
网络平均点强	27.820	16.914	13.126
平均加权聚类系数	2.072	5.822	0.072
网络密度	0.317	3.051	0.004
网络效率	0.724	5.385	0.014

4.3 预测方法对比

除 LSTM 网络外，时间序列预测的方法有很多种。其中，循环神经网络（recurrent neural network, RNN）[16] 以时间序列数据作为输入，时间序列的所有节点在演化方向进行链式递归，从而学习时间序列的非线性特征并对其进行预测；整合移动平均自回归（auto regressive integrated moving average, ARIMA）[17] 是一种被广泛使用的时间序列预测统计方法，其通过捕获时间序列数据的一组不同标准时间结构而对时间序列进行学习和预测。

为证明 LSTM 网络预测飞行区活动目标网络指标演化的优势，利用 RNN[16] 和 ARIMA[17] 分别对飞行区活动目标网络指标进行预测，得到预测结果平均相对误差，如表 8 所示。

表 8 LSTM 网络、RNN 和 ARIMA 预测的 e_{MRE}

Table 8 Predictive e_{MRE} of LSTM network, RNN, and ARIMA

%

指标	LSTM网络	RNN[16]	ARIMA[17]
网络平均度	4.160	9.351	6.168
网络平均点强	16.914	27.543	22.268
平均加权聚类系数	5.822	11.265	9.156
网络密度	3.051	8.155	7.698
网络效率	5.385	8.984	9.641

由表 8 可知，LSTM 网络的预测结果更为准确，5 项指标的 e_{MRE} 均低于其他 2 种预测法。

5 结 论

1）本文建立动态的飞行区活动目标网络，其网络特征指标可以描述航空器之间、车辆之间和航空器与车辆之间的关系，准确科学地描述整个飞行区内的运行过程，更好地从宏观角度管理并规划飞

行区。

2) LSTM 网络在飞行区活动目标网络指标演化的预测中相比于 RNN 和 ARIMA 具有更高的预测精度和可靠性, 预测结果误差较小, 采用 LSTM 网络能更准确地预测飞行区内活动目标之间的潜在冲突趋势。

3) LSTM 网络适合处理具有高复杂性和不确定性的飞行区内活动目标运行数据, 预测误差较小, 能有效预测飞行区内活动目标之间的潜在冲突趋势, 为提高飞行区运行安全提供帮助。

参考文献 (References)

[1] CAI C T, WU K J, YAN Y J. Rapid detection and social media supervision of runway incursion based on deep learning[J]. International Journal of Innovative Computing and Applications, 2018, 9(2): 98-106.

[2] SONG I, CHO I, TESSITORE T, et al. Data-driven prediction of runway incursions with uncertainty quantification[J]. Journal of Computing in Civil Engineering, 2018, 32(2): 04018004.

[3] 朱新平, 汤新民, 韩松臣. A-SMGCS 滑行道冲突预测与避免控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(4): 504-510.
ZHU X P, TANG X M, HAN S C. Conflict prediction and avoidance control for A-SMGCS taxiway[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(4): 504-510 (in Chinese).

[4] 肖琴, 罗帆. 机场场面交通冲突风险演化的 SD 模型研究[J]. 交通运输系统工程与信息, 2018, 18(6): 187-193.
XIAO Q, LUO F. SD model of risk evolution for airport surface traffic conflict[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2018, 18(6): 187-193(in Chinese).

[5] ZHU X P, TANG X M, HAN S C. Aircraft intersection collision conflict detection and resolution under the control of A-SMGCS[C]//Proceedings of the International Conference on Modelling. Piscataway: IEEE Press, 2012: 626-631.

[6] XIA Z H, ZHENG B, WAN J, et al. Recognition algorithm and risk assessment of airport hotspots[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University (Science), 2019, 24(6): 769-774.

[7] CAI K Q, ZHANG J, DU W B, et al. Analysis of the Chinese air route network as a complex network[J]. Chinese Physics B, 2012, 21(2): 028903.

[8] 王兴隆, 苗尚飞. 空域扇区网络结构特性分析及韧性评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 904-911.
WANG X L, MIAO S F. Structural characteristics analysis and resilience assessment of airspace sector network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 904-911 (in Chinese).

[9] 王岩韬, 刘毓. 基于复杂网络的航班运行风险传播分析[J]. 交通运输系统工程与信息, 2020, 20(1): 198-205.
WANG Y T, LIU Y. Flight operation risk propagation based on complex network[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2020, 20(1): 198-205 (in Chinese).

[10] 黄洋, 汤俊, 老松杨. 基于复杂网络的无人机飞行冲突解脱算法[J]. 航空学报, 2018, 39(12): 322222.
HUANG Y, TANG J, LAO S Y. UAV flight conflict resolution algorithm based on complex network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12): 322222 (in Chinese).

[11] 曾航, 张红梅, 任博, 等. 基于改进 LSTM 模型的航空安全预测方法研究[J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44(2): 569-576.
ZENG H, ZHANG H M, REN B, et al. Aviation safety prediction method research based on improved LSTM model[J]. Systems Engineering and Electronics, 2022, 44(2): 569-576 (in Chinese).

[12] 李昂, 聂党民, 温祥西, 等. 管制-飞行状态相依网络演化过程[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 324726.
LI A, NIE D M, WEN X X, et al. Evolution process of control-aircraft state interdependent network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 324726 (in Chinese).

[13] 李忠斌. 基于深度学习的机场场面延误的预测研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020: 49-63.
LI Z B. Research on airport scene delay prediction based on deep learning[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020: 49-63(in Chinese).

[14] 李小伟. P/H 机场坐标系与 2000 国家大地坐标系的转换[J]. 林业科技情报, 2020, 52(2): 108-109.
LI X W. Conversion between P/H airport coordinate system and CGCS2000[J]. Forestry Science and Technology Information, 2020, 52(2): 108-109 (in Chinese).

[15] DING C, HE X F. Cluster structure of K-means clustering via principal component analysis[C]//Proceedings of the Pacific-Asia Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. Berlin: Springer, 2004: 414-418.

[16] TAKASE S, SUZUKI J, NAGATA M. Input-to-output gate to improve RNN language models[C]//Proceedings of the Eighth International Joint Conference on Natural Language Processing. Taipei: A sian Tederation of Natural Language Processing, 2017, 2: 43-48.

[17] ROMANUKE V. ARIMA model optimal selection for time series forecasting[J]. Maritime Technical Journal, 2022, 224(1): 28-40.

Potential conflict prediction of mobile targets in airfield areas based on LSTM

WANG Xinglong[1,*], YIN Hao[1], HE Min[2]

(1. Key Laboratory of Internet of Aircrafts, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Nanjing Les Information Technology Co., Ltd., Nanjing 210001, China)

Abstract: In view of the problem of frequent conflicts in airfield areas, a method to predict the potential conflicts of mobile targets in airfield areas based on long short-term memory (LSTM) network was proposed. According to the complex network theory, aircraft and vehicles were taken as the research objects, and the network of mobile targets in the airfield area was established. The dynamic evolution model of the network was set, and the operation data was input to calculate multiple characteristic indicators of the network. In addition, the principal component analysis of the indicator time series was carried out to synthesize the potential conflict indicator. A LSTM network model was built by using the Keras framework, and the indicator time series were input into LSTM network for training and prediction and compared with other prediction methods. The actual operation data of Xi'an Xianyang Airport were used for experiments. The predicted values were compared with the real values. The mean square errors of the predicted results of each indicator were 1.608%, 13.126%, 0.072%, 0.004%, and 0.014%, respectively. The results show that the potential conflicts can be described from different perspectives by using characteristic indicators of the network after the network model of mobile targets in the airfield area is built. LSTM network can effectively predict the potential conflicts in the network of mobile targets in the airfield area, remind relevant personnel to prevent conflicts, and reduce the probability of conflicts.

Keywords: long short-term memory; airfield area; conflict prediction; complex network; principal component analysis

Received: 2022-06-20; **Accepted**: 2022-09-18; **Published Online**: 2022-09-28 11:37

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220927.1150.003

Foundation items: National Key R & D Program of China (2020YFB1600101); National Natural Science Foundation of China (U2133207); Natural Science Key Project of Tianjin Municipal Education Commission (2020ZD01); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122020052)

* **Corresponding author**. E-mail: xinglong1979@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0558

一种基于决策树的比特币不可达节点发现方法

李锐光[1,2]，朱佳伟[2]，吴阜东[3]，高家奇[3]，徐大伟[1,3]，祝烈煌[1,*]

(1. 北京理工大学 网络空间安全学院，北京 100081；2. 国家计算机网络应急技术处理协调中心，北京 100029；
3. 长春大学 网络安全学院，长春 130022)

摘　　要：不可达节点是指比特币网络中不接收外部连接请求的网络工作节点，发现、验证均较为困难。现有研究大多集中于可达节点，而对不可达节点的研究较少。为此，提出一种基于决策树算法的不可达节点发现方法，可以从大量比特币地址中自动分类发现不可达节点。实验结果表明：所提方法在实验数据集上分类准确率为95.73%，召回率为91.97%；在真实数据上进行实测，并利用网络空间搜索引擎进行验证，所提方法实际分类准确率为53.75%，召回率约为76.86%。对实验中发现不可达节点的总量、地理分布、所属网络服务商等进行统计分析，为比特币监管工作提供有力技术支撑。

关　键　词：比特币；不可达节点；可达节点；决策树；网络空间搜索引擎
中图分类号：TP393; TN919
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1861-07

比特币是最早上线运行的加密数字货币，采用了对等 (peer-to-peer, P2P) 网络、区块链、密码算法、共识算法等核心技术[1]，取得了巨大的成功。比特币网络是典型的P2P网络，所有参与节点自行组网，共同完成身份识别、地址管理、交易广播、竞争挖矿等网络功能[2]。从节点连接角度看，比特币网络可分为可见部分(可达节点)和不可见部分(不可达节点)。

可达节点是指可以接收连接请求，为网络提供公共服务的节点。按照“服务端/客户端”架构来看，可达节点是比特币网络的“服务端”。大多数可达节点都是全节点，存储了完整的比特币交易账本，一般开放固定端口(通常为8333)为比特币网络提供公共服务。可达节点可以通过主动探测的方法探测目标节点信息，其中文献[3]是较早报道和广泛使用的开源探测工具。

不可达节点是指不接收连接请求，不为网络提供公共服务的节点。不可达节点大多是部署于网络地址转换(network address translation, NAT)或防火墙后的网络节点，由于防火墙限制或人为设置为“不可连接”，故无法通过主动探测的方法发现，一般只能通过部署探针节点采集信息。目前对不可达节点研究还较少，采集方法还存在很大局限性，也缺少可靠的验证方法，因此，本文提出一种基于决策树算法的不可达节点发现方法。

本文的主要创新点为：①在文献[4]基础上，对比特币网络探测(Bitcoin network sniffer, BNS)系统采集到的海量比特币地址进行了细致分类。②采用本文方法对比特币地址自动分类识别出不可达节点，在实验数据集上准确率为95.73%，召回率为91.97%。③在真实数据集上对本文方法进行实验，并利用网络空间搜索引擎进行验证，分类准确率为53.75%，召回率为76.86%。④对已发现不可达节点的总量、地域分布、所属网络服务商等属性进行了

收稿日期：2022-06-30；**录用日期**：2022-08-26；**网络出版时间**：2022-12-08 09:52
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221207.1124.001
基金项目：国家重点研发计划 (2020YFB1006100)；国家自然科学基金 (62106060)
*通信作者. E-mail：liehuangz@bit.edu.cn

引用格式：李锐光，朱佳伟，吴阜东，等. 一种基于决策树的比特币不可达节点发现方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1861-1867. LI R G，ZHU J W，WU F D，et al. A decision tree-based discovery method for Bitcoin unreachable nodes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1861-1867 (in Chinese).

统计分析。

1 相关工作

近年来，全球比特币运营机构、第三方平台及学术研究人员对比特币网络开展了大量研究。

很多第三方平台开展了比特币节点探测。网站 Bitnodes.io 每隔 2 h 展示一次比特币网络节点快照，是目前较为权威的第三方网站。网络空间搜索引擎通常都设置了比特币节点、协议及矿机探测专题[5]，不断记录节点信息并提供公共查询服务，如 Fofa.so 和 Zoomeye.org 等。

在学术界，Donet 等[6]于 2013 年 11 月～2014 年 1 月间测量比特币网络，共采集到 8.72×10^5 个节点地址，并分析了节点地理分布、稳定性、交易传播时延等属性。Fadhil 等[7]于 2016 年测量了一周比特币网络，采集到 6 430 个可达节点和 313 676 个不可达节点。Park 等[8]于 2019 年探测比特币节点，在 37 天内采集到 10^6 个节点地址，并统计分析了地址类型（IPv6/IPv4/Onion）、地理分布、端口号、客户端版本等属性。

本文自行开发的 BNS 系统于 2021 年 9 月的实验中采集到约 4.14×10^6 个比特币节点地址。

之前研究较多集中于可达节点，关于不可达节点学术界也已有一些研究成果。Biryukov 等[9]于 2014 年提出一种不可达节点去匿名化方法，利用探针节点与全部服务节点（包含入口节点）相连，当不可达节点通过入口节点广播连接请求时，该请求将有很大概率被转发至探针节点，从而被记录，其认为全网约有 9×10^4 个不可达节点。Neudecker 等[10]于 2016 年对比特币网络进行仿真，分析网络中的广播交易，估计全网不可达节点总量约为 1.6×10^4 个。Wang 和 Pustogarov[11]于 2017 年在全球部署了 102 个探针广泛采集连接请求，从而估算全网共有 1.55×10^5 个不可达节点。Grundmann 等[12]于 2021 年监测地址广播消息获取节点地址，每天可以从中甄别出约 3.1×10^4 个活跃的不可达节点地址。Franzoni 和 Daza[13]详细研究了不可达节点在比特币网络中的作用及数量，提出一种改进的比特币交易广播协议，提升了网络的效率和安全性。Biryukov 和 Pustogarov[14]介绍了基于 Tor 的比特币工作原理，提出一种针对比特币网络的中间人攻击方法，详细分析了在攻击中不可达节点的时延问题。Mastan 和 Paul[15]提出一种对不可达节点的去匿名化方法，即收集网络中所有区块广播消息，从中分析 IP 地址和交易地址的关系。Pappalardo 等[16]研究了比特币网络中交易和区块的传播效率，认为比特币网络中整体传播效率较低。Sallal 等[17]对不同网络分簇算法进行了对比研究，探讨了不可达节点的作用。

2 比特币地址收集与分类

在文献 [4] 中，收集到 4.14×10^6 个比特币地址，本文对不同类别的地址进行了细致分类研究，作为识别不可达节点地址的基础。

2.1 地址收集

本文开发的比特币网络探测系统 BNS，可以同时与多个比特币节点建立连接，并通过地址请求协议交互机制不断收集地址，全部保存在 IP 地址数据库中。BNS 系统结构如图 1 所示，图中，实线表示数据流，虚线表示控制流。

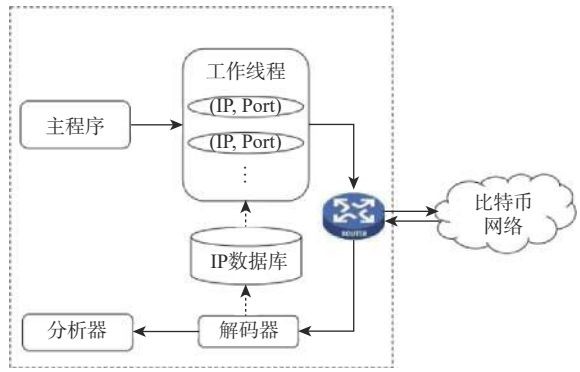


图 1 BNS 系统结构

Fig. 1 System structure of BNS

在 2021 年 9 月的实验中，BNS 系统采集到 4.14×10^6 个节点地址，保存在地址数据库中。从地址广播消息中可以提取节点 IP 地址（IP）、端口号（Port）、服务类型（Service）及节点包含的时间戳（Time）信息。同时，探测系统还记录了每个 IP 的反馈节点地址（From_IP）、系统探测时间（From_Time）、相同 IP 记录总条数（IP_Count）等信息。通过实验分析，本文发现在线活跃节点的属性值分布具有一定统计规律，这为通过机器学习算法对节点地址进行分类提供了可能。

2.2 地址分类

本文对全部比特币节点 IP 地址做了深入研究。这些地址中除一小部分是可以连接的，大部分都是无法连接的。在无法连接的节点地址中，又分几种不同情况：①在线的不可达节点，其虽然在线运行却不接收外部连接；②已经离线的节点，包括离线可达节点和离线不可达节点；③具有明显的编排规律的虚假节点。本文重点关注的是在线可达节点和在线不可达节点。

因此，本文把全部地址分为以下 5 个小类，如图 2 所示。

定义 1 可达地址。可达地址对应在线可达节

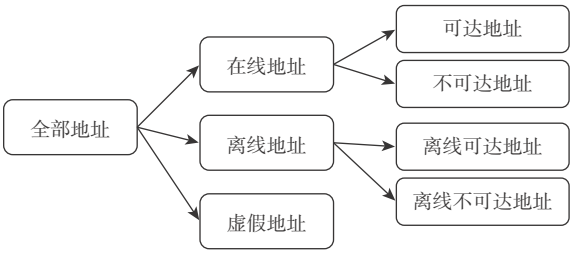


图 2　比特币地址分类

Fig. 2　Classification of Bitcoin addresses

点, 处于实时运行状态。大多是网络服务节点, 接收外部连接请求, 为网络运行提供公共服务。文献 [8] 在 37 天中累计发现 23 725 个可连接节点地址。

定义 2　不可达地址。不可达地址对应在线不可达节点, 也处于实时运行状态。虽然不接收外部连接请求, 但实时参加地址转发、消息广播等网络工作。文献 [12] 在每个观察日发现约 3.1×10^4 个活跃的在线不可达节点。

定义 3　离线可达地址。离线可达地址对应曾接入比特币网络的可达节点, 但目前已离线。节点离线的原因可能是: ①由于网络时延造成的暂时不可连接; ②一些节点已达连接上限呈现出的短暂“离线”; ③NAT 中动态分配的网络地址, 现已重新分配新地址; ④节点物理失效。

定义 4　离线不可达地址。离线不可达地址对应曾接入比特币网络的不可达节点, 但目前已离线。由于不可达节点数量众多且无法主动探测, 离线不可达节点数量未知。按照文献 [9] 的研究结论, 可以估计离线不可达节点数量为 5×10^5～6×10^5 个。

定义 5　虚假地址。虚假地址对应着虚假的比特币节点。在实验中发现了很多具有明显的编排规律且不活跃的节点地址, 既无法连接, 也无法通过任何网络搜索引擎检索到相关信息。这些地址估计是比特币研究人员或攻击者有意伪造并注入比特币网络中的。

3　不可达节点分类方法

本文提出一种基于决策树算法的不可达节点发现方法, 利用节点样本数据训练模型后, 可以从大量比特币地址中自动识别出不可达节点地址。

3.1　原理

不可达节点参与比特币网络地址广播, 其节点 IP 地址广泛存在于比特币网络中, 因此, 通过 BNS 系统采集到的海量比特币地址中一定包含有大量不可达节点地址。在 2.1 节中, 每条地址记录包含 IP、From_IP、Time、From_Time、Port、Service、IP_Count 等属性值。

在对部分已知不可达节点地址观察后发现, 其 Port、Service、IP_Count 等属性值具有一定的统计规律, 例如: ①Port 的取值绝大多数都是 8333; ②Service 在一定范围内取值; ③IP_Count 反映节点活跃程度, 数值相对较高(数值越高的越活跃)。这些统计规律为应用机器学习算法分类提供了可能。

决策树是一种经典的监督学习算法, 通常适用于样本数据量较少、分类目标明确、可解释性强的应用场景。本文应用场景较适合采用决策树算法。

3.2　构建样本集

样本集 D 由正例数据(不可达节点地址)和负例数据(离线可达节点、离线不可达节点、虚假节点地址)构成, 从 BNS 地址数据中选出, 数量为 10^5 条。

正例数据。本文记录了 BNS 系统一周内接收到的地址广播消息, 从中提取活跃节点的 IP 地址, 去除可达节点地址后剩下的就是不可达节点地址。从中甄别出不可达节点 IP 地址, 并从 IP 地址数据库中找到这些地址对应的全部记录, 共约 5×10^4 条作为正例数据。

负例数据。本文记录了 BNS 系统一周内未成功连接的全部节点地址, 从中去掉离线不可达节点地址, 剩下的就是离线可达节点和虚假节点地址。从地址数据库中找到这些地址对应的全部记录, 随机选取 5×10^4 条作为负例数据。

将正例数据和负例数据按照 1:1 混合后, 随机选取其中 70% 作为训练数据 D_{T}, 剩余 30% 作为验证数据 D_{V}。其中, D_{T} 用来训练机器学习模型, D_{V} 用来验证模型分类效果。选择 Port、Service、IP_Count 等属性作为分类属性。

3.3　构造决策树

决策树中每个节点表示一个特征, 每个分支表示特征的取值, 而每个叶节点表示一种分类结果。决策树构造中最重要的就是分类特征选择算法, 常见的有信息增益准则和基尼(Gini)系数准则。信息增益准则通过计算特征的信息增益或信息增益率确定分类特征, 而 Gini 系数准则通过计算特征的 Gini 系数确定分类特征。本文经实验后发现通过 Gini 系数构造的决策树具有更好的分类效果, 因此, 采用如下特征分类方法构造决策树。

在样本集 D 上, 样本特征有 K 个类别, 若样本属于第 k 类的概率为 p_k, 则样本集 D 的 Gini 系数为

$$G = 1 - \sum_{k=1}^{K} p_k^2 \tag{1}$$

假定属性 a 有 V 种可能取值 $\{a_1, a_2, \cdots, a_V\}$, 若使用属性 a 来对样本集 D 进行划分, 则会产生 V 个分

支，其中第v个分支包含了样本集D中所有在属性a上取值为a_v的样本，记作D_v。那么，利用属性a对样本集D进行划分的Gini系数为

$$G(a_v)=\sum_{v=1}^{V}\frac{|D_v|}{|D|}G(D_v) \tag{2}$$

接着，从根节点开始，对样本的所有特征逐项进行测量，按式(2)选择最佳分类特征，并将样本分配到下一级子节点，再选取其他特征进行测量和分配，直至达到叶节点为止，完成决策树的构造。

4 实验与优化

本文在CPU为2.7GB、RAM为8GB的计算机上开展分类实验，

在数据集D中选择Port、Service、IP_Count等作为分类特征，按3.3节算法构造决策树，在默认参数下分类准确率为85.84%，召回率为86.67%，F_1得分为0.862 5。

为进一步优化算法，本文对决策树深度进行调整，以获得最佳分类效果。当决策树深度为1～30时，分类效果如表1所示。

表1 决策树深度与分类效果

Table 1 Decision tree depth and classification effect

树深度	准确率/%	召回率/%	F_1
1	85.84	99.26	0.862 5
2	88.86	94.54	0.883 6
3	89.10	97.20	0.888 7
4	92.85	95.39	0.922 7
5	**95.72**	**91.98**	**0.950 6**
10	97.99	95.93	0.977 1
15	99.32	98.83	0.992 4
20	99.73	99.57	0.996 9
22	99.76	99.66	0.997 3
25	99.75	99.64	0.997 2
30	99.75	99.64	0.997 2

决策树在深度为22层时取得最佳分类效果，准确率为99.76%，召回率为99.66%，F_1得分为0.997 3。但超过22层后，决策树产生过拟合，分类效果逐步下降。

从运算复杂度来看，当决策树深度超过5层后，树的复杂度及运算时间将很快增加，如表1中加粗部分所示。综合考虑算法准确率及运算复杂度，实际中本文选择了深度为5的决策树。

当决策树深度为5层时，本文调整节点最小样本数量，对决策树生长进行限制。节点最小样本数量变化时对应分类效果如表2所示。当节点最小样本数量为200时，分类效果最佳(见表中加粗部分)。

表2 节点最小样本数与分类效果

Table 2 Node's minimum sample and classification effect

最小样本数	准确率/%	召回率/%	F_1
100	95.72	91.98	0.950 6
200	**95.73**	**91.97**	**0.938 1**
300	95.67	92.19	0.950 1
400	95.61	9.17	0.949 2
500	95.44	91.27	0.947 2
600	95.27	92.15	0.945 8

最终，设置决策树深度为5层，节点最小样本数量为200，在样本集D上分类准确率为95.73%，召回率为91.97%，F_1得分为0.938 1。决策树算法在优化后分类效果与默认参数下对比如表3所示。

表3 优化前后分类效果

Table 3 Classification effect before and after optimization

分类算法	准确率/%	召回率/%	F_1
决策树(默认参数)	85.84	86.67	0.862 5
决策树(优化后)	95.73	91.97	0.938 1

本文方法主要从大量比特币地址中主动分类识别比特币不可达节点地址，与目前使用的被动收集的方法有很大不同。

5 不可达节点的验证

5.1 基于网络空间搜索引擎验证

目前，对不可达节点验证一直缺少可靠的方法。因为一个节点“无法连接”并不能说明其就是不可达节点，造成节点“无法连接”的原因还有：①网络时延造成的节点短时间内“无法连接”；②个别节点接收连接数量已满，造成一段时间内呈现“无法连接”的状态。

本文基于网络空间搜索引擎对比特币节点进行验证。文献[5]中介绍网络空间搜索引擎的工作原理，其利用遍布全球的探针，一刻不停地对全网进行扫描，并通过多种协议探测网络中开放的端口、实体及服务。大多数网络空间搜索引擎都提供了对比特币协议的专题探测服务，其强大的探测能力为比特币节点的验证提供了条件。

本文验证方法为向网络空间搜索引擎输入IP地址，搜索引擎会返回全部关联检索记录。由于大多数网络空间搜索引擎已提供对比特币协议和8333端口的全网扫描服务，因此，若向搜索引擎输入一个比特币的IP地址，搜索引擎将返回对比特币协议和8333端口探测的全部信息。通过分析返回检索记录中的IP地址、开放服务、探测时间等信

息, 有可能判断出节点的大致类型。判断逻辑如下。

1) 一个比特币 IP 地址, 如果搜索引擎返回了提供比特币服务的检索记录, 且探测时间戳在搜索引擎扫描周期内, 那么该 IP 地址对应为在线可达节点。

2) 一个比特币 IP 地址, 如果搜索引擎返回了提供其他服务 [如超文本传输协议(hypertex transfer protocol, HTTP)、安全套接层(secure socket layer, SSL)等] 的检索记录, 但没有比特币服务记录, 且探测时间在搜索引擎扫描周期内, 那么该 IP 地址对应为在线不可达节点。

3) 一个比特币 IP 地址, 如果搜索引擎返回了提供比特币服务的检索记录, 但探测时间超出搜索引擎扫描周期, 则该 IP 地址对应为离线可达节点。

4) 一个比特币 IP 地址, 如果搜索引擎返回了提供其他服务的检索记录, 但没有提供比特币服务的记录, 且探测时间超出搜索引擎扫描周期, 则该 IP 地址对应为离线不可达节点。

5) 一个比特币 IP 地址, 若搜索引擎检索不到任何相关记录, 则对应为虚假节点。

网络空间搜索引擎检索记录与比特币节点类型判定对照表如表 4 所示。

表 4　检索记录与相应的节点类型

Table 4　Searching records and corresponding node types

检索记录	可达节点	不可达节点	离线可达节点	离线不可达节点	虚假节点
是否可以检索到记录	是	是	是	是	否
是否提供比特币服务	是	否	是	否	否
是否超出扫描周期	是	是	否	否	否

由表 4 可知: ①在线节点和离线节点的区别是检索记录是否为最新(在一个扫描周期内); ②可达节点和不可达节点的区别是检索记录是否提供比特币服务; ③真实节点与虚假节点的区别是搜索引擎是否返回有效检索记录。

5.2　真实数据实验

为验证本文方法对真实数据的分类效果, 开展了以下实验: 从 BNS 系统地址数据库中随机选取 10^5 条不重复的比特币记录, 利用本文方法进行分类实测, 得到不可达节点地址 10 583 个。

接着利用第 4 节的方法对这些不可达节点进行验证。搜索引擎一般都为会员提供批量 IP 地址查询服务。将 10 583 个待验证节点批量输入网络空间搜索引擎 Zoomeye 并收集全部返回检索记录, 按照表 4 的判断逻辑分析比特币节点类型, 判断结果如表 5 所示。

表 5　真实数据分类

Table 5　Real data classification

可达节点	不可达节点	离线可达节点	离线不可达节点	虚假节点	总计
0	5 688	113	2 338	2 444	10 583

由表 5 可知, 在 10 583 个待查节点中, 没有发现在线可达节点, 发现在线不可达节点 5 688 个, 离线可达节点 113 个, 离线不可达节点 2 338 个, 虚假节点 2 444 个。

这样, 经过网络空间搜索引擎的实际验证, 可以计算决策树模型在 10^5 条真实数据上的实际分类准确率、召回率及 F_1 值。其中, 分类准确率为

$$P_{\text{Precision}} = \frac{5\,688}{10\,583} \times 100\% = 53.75\% \tag{3}$$

下面估算一下召回率。由于不可能将 10^5 条比特币地址记录逐一输入网络空间搜索引擎进行验证, 所以本文采用了估算的方法。从这 10^5 条真实地址记录中随机抽取 1 000 个地址, 输入搜索引擎 ZoomEye 进行批量验证, 发现在线不可达节点 74 个。那么, 可以估算 10^5 条地址记录中的不可达节点总量约为 7 400 个。因此, 决策树模型分类召回率约为

$$P_{\text{recall}} \approx \frac{5\,688}{7\,400} \times 100\% = 76.86\% \tag{4}$$

决策树模型的 F_1 值为

$$F_1 = 2 \times \frac{P_{\text{precision}} P_{\text{recall}}}{P_{\text{precision}} + P_{\text{recall}}} = 0.632\,6 \tag{5}$$

综上, 决策树模型在 10^5 条真实数据上的实际分类效果如表 6 所示。

表 6　分类效果

Table 6　Classification results

数据集	准确率/%	召回率/%	F_1
实验数据集	95.73	91.97	0.938 1
真实数据	53.75	76.86	0.632 6

同时, 本文也与在实验数据集上的分类效果进行了对比。由于真实数据的复杂性远高于精选的实验数据集, 且存在很多不可预知的异常值, 因此, 本文方法在真实数据上的分类效果差于实验数据集, 实际分类准确率为 53.75%, 召回率约为 76.86%。经过误差分析可知, 网络空间中存在一部分不可达节点, 只开放比特币服务而未开放其他类型服务。这种情况无法通过搜索引擎进行验证, 会被判断为虚假节点, 从而给分类实验带来误差。

6　不可达节点分析

在第 4 节和第 5 节中, 本文方法发现并实际验

证了数千个真实的不可达节点，本节将对这些真实不可达节点予以进一步分析。

6.1 不可达节点总量

在文献[9-12]中，不可达节点总量只能靠估计。在本文中，只要将BNS系统发现的4.14×10^6条比特币地址记录逐一输入网络空间搜索引擎进行验证，就可以找到网络中出现过的所有不可达节点。然而，由于地址数量过于巨大，本文对不可达节点总量采用了估算的方法。

在5.2节中，曾抽取1 000条不重复的地址输入搜索引擎进行逐一验证，找到74个不可达节点。对BNS系统地址数据库中4.14×10^6条地址记录去重后还剩2.2×10^6条记录。这样，全网不可达节点总量S约为

$$S \approx \frac{74}{1\,000}\times 2\,200\,000 = 162\,800 \tag{6}$$

本文将这一结论与学术界之前工作进行了对比，文献[9]于2014年发现了9×10^4个不可达节点，文献[11]于2017年发现了1.55×10^5个，而本文于2021年发现了1.628×10^5个，可见不可达节点数量近年来呈现出不断增长态势。

6.2 不可达节点地理分布

本文利用网络空间搜索引擎Zoomeye查询了5 688个真实不可达节点IP地址的经纬度信息，统计了不可达节点的大洲分布比例，同时与文献[4]中的数据进行了比较，如表7所示。

由表7可知，比特币可达节点和不可达节点比例在全球各大洲的地理分布大致相同，在欧洲、美洲和亚洲占比最高。2类节点差异之处在于，亚洲地区不可达节点的全球占比显著高于可达节点，这可能是由于亚洲人口众多、比特币用户量更大的原因导致的。之前的相关文献[6-8]在统计比特币节点地理分布时未区分可达节点和不可达节点，本节较为细致地区分了节点类型及分布。

表7 节点地理分布

Table 7 Geographical distribution of nodes

地区	所占比例/%	
	可达节点[4]	不可达节点
欧洲	58.07	50.21
美洲	30.91	29.91
亚洲	9.43	18.18
大洋洲	1.36	1.16
非洲	0.22	0.54

6.3 不可达节点网络服务商

本文利用网络空间搜索引擎Zoomeye查询了实验中发现的5 688个真实不可达节点的所属网络服务商，返回结果5 117条。接着对所属网络服务商进行了统计，列出节点数量最多的前5家，如表8所示。

由表8可知，排名前5的网络服务商拥有不可达节点的数量占总量的25%，这一结论与文献[10]是吻合的。不可达节点网络服务的聚集效应也容易理解，因为不可达节点大部分都是通过知名网络服务商（云平台）接入网络的。

表8 所属网络服务商统计

Table 8 Statistics of networkservice providers

网络服务商	不可达节点数量	占比/%
amazon.com	372	7.3
hetzner.com	293	5.7
digitalocean.com	276	5.4
China Telecom	178	3.5
comcast.com	162	3.2

7 结 论

1）本文方法在实验数据集上分类准确率为95.73%，召回率为91.97%。

2）在利用网络空间搜索引擎对不可达节点地址进行验证后，本文方法在真实数据上分类准确率为53.75%，召回率约为76.86%。

3）对实验中发现的真实不可达节点的总量、地理分布、所属网络服务商等进行了统计分析。全网不可达节点总量约为1.628×10^5个；在美洲、欧洲和亚洲分布最多；所属网络服务商呈现出明显的聚集效应。

学术界之前对比特币网络的研究主要集中在可达节点，而不可达节点对网络节点数量、网络拓扑结构、消息传播路径研究具有重要意义，对分析网络拓扑结构、消息传播路径及交易溯源等具有较大价值。

参考文献（References）

[1] NAKAMOTO S. Bitcoin: A peer-to-peer electronic cash system[EB/OL]. (2009-03-19)[2022-04-22]. https://cdn.nakamotoinstitute.org/docs/bitcoin.pdf.

[2] 蔡晓晴, 邓尧, 张亮, 等. 区块链原理及其核心技术[J]. 计算机学报, 2021, 44(1): 84-131.
CAI X Q, DENG Y, ZHANG L, et al. The principle and core technology of blockchain[J]. Chinese Journal of Computers, 2021, 44(1): 84-131 (in Chinese).

[3] CASTROS. Bitcoin P2P network sniffer[EB/OL]. (2012-08-26)[2022-04-22]. https://github.com/sebicas/bitcoin-sniffer.

[4] LI R G, ZHU J W, XU D W, et al. Bitcoin network measurement and a new approach to infer the topology[J]. China Communications, 2022, 19(10): 169-179.

[5] LI R G, SHEN M, YU H, et al. A survey on cyberspace search engines[C]//Proceedings of the China Cyber Security Annual Conference. Berlin: Springer, 2020: 206-214.

[6] DONET J A , PÉREZ-SOLA C, HERRERA-JOANCOMARTÍ J. The bitcoin P2P network[C]//Proceedings of the International Conference on Financial Cryptography and Data Security. Berlin: Springer, 2014: 87-102.

[7] FADHIL M, OWENSON G, ADDA M. A Bitcoin model for evaluation of clustering to improve propagation delay in Bitcoin network[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computational Science and Engineering and IEEE International Conference on Embedded and Ubiquitous Computing and 15th International Symposiumon Distributed Computing and Applications for Business Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2016: 468-475.

[8] PARK S, IM S, SEOL Y, et al. Nodes in the Bitcoin network: Comparative measurement study and survey[J]. IEEE Access, 2019, 7: 57009-57022.

[9] BIRYUKOV A, KHOVRATOVICH D, PUSTOGAROV I. Deanonymisation of clients in Bitcoin P2P network[C]//Proceedings of the ACM SIGSAC Conference on Computer and Communications Security. New York: ACM, 2014: 15-29.

[10] NEUDECKER T, ANDELFINGER P, HARTENSTEIN H. Timing analysis for inferring the topology of the Bitcoin peer-to-peer network[C]//Proceedings of the International IEEE Conferences on Ubiquitous Intelligence & Computing, Advanced and Trusted Computing, Scalable Computing and Communications, Cloud and Big Data Computing, Internet of People, and Smart World Congress. Piscataway: IEEE Press, 2016: 358-367.

[11] WANG L, PUSTOGAROV I. Towards better understanding of Bitcoin unreachable peers[EB/OL]. (2017-09-20)[2022-04-27]. http://arxiv.org/abs/1709.06837.pdf.

[12] GRUNDMANN M, AMBERG H, HARTENSTEIN H. On the estimation of the number of unreachable peers in the Bitcoin P2P network by observation of peer announcements[EB/OL]. (2021-02-25)[2022-04-27]. http://arxiv.org/abs/2102.12774.pdf.

[13] FRANZONI F, DAZA V. Improving Bitcoin transaction propagation by leveraging unreachable nodes[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Blockchain. Piscataway: IEEE Press, 2020: 196-203.

[14] BIRYUKOV A, PUSTOGAROV I. Bitcoin over tor isn't a good idea[C]//Proceedings of the IEEE Symposium on Security and Privacy. Piscataway: IEEE Press, 2015: 122-134.

[15] MASTAN I D, PAUL S. A new approach to deanonymization of unreachable Bitcoin nodes[C]//Proceedings of the International Conference on Cryptology and Network Security. Berlin: Springer, 2018: 277-298.

[16] PAPPALARDO G, CALDARELLI G, ASTE T. The bitcoin peers network[EB/OL]. (2016-06-30)[2022-04-28]. http://blockchain.cs.ucl.ac.uk/wp-content/uploads/2016/11/P2PFISY2016_paper_32.pdf.

[17] SALLAL M, DE FRÉIN R, MALIK A, et al. An empirical comparison of the security and performance characteristics of topology formation algorithms for Bitcoin networks[J]. Array, 2022, 15: 100221.

A decision tree-based discovery method for Bitcoin unreachable nodes

LI Ruiguang[1, 2], ZHU Jiawei[2], WU Fudong[3], GAO Jiaqi[3], XU Dawei[1, 3], ZHU Liehuang[1, *]

(1. School of Cyberspace Science and Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. National Computer Network Emergency Response Technical Team Coordination Center of China, Beijing 100029, China;
3. School of Cyber Security, Changchun University, Changchun 130022, China)

Abstract: Unreachable nodes refer to nodes that don't accept connection requests in the Bitcoin network, which are difficult to detect and verify. The existing studies mostly focused on the reachable nodes, but less on the unreachable nodes. A new approach is proposed to find the unreachable nodes based on a decision tree model, which can automatically classify unreachable nodes from a large numberof Bitcoin addresses. The results show that the proposed approach got an accuracy of 95.73% and a recall of 91.97% on the experimental dataset. The author applied the approach to the real dataset and verified it by the cyberspace search engines. The proposed approach's accuracy was 53.75% and the recall was about 76.86%. The distribution of network providers, geographical areas, and the overall number of Unreachable nodes were discussed, which provided technical support for Bitcoin supervision.

Keywords: Bitcoin; unreachable nodes; reachable nodes; decision tree; cyberspace search engine

Received: 2022-06-30; **Accepted**: 2022-08-26; **Published Online**: 2022-12-08 09:52

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221207.1124.001

Foundation items: National Key R & D Program of China (2020YFB1006100); National Natural Science Foundation of China (62106060)

* **Corresponding author**. E-mail: liehuangz@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0750

某型航空用矩形截面弹簧逆止器设计

来进勇[1,2,3]，关文卿[1,2,3]，骆光照[1,*]，晁世元[2,3]

(1. 西北工业大学 自动化学院，西安 710072；2. 兰州万里航空机电有限责任公司，兰州 730070；
3. 甘肃省航空电作动重点实验室，兰州 730070)

摘 要：传统的防逆转装置存在体积与质量大的缺点，不适用于对质量指标极度敏感的航空类产品。为此，提出一种小巧轻便的新型矩形截面弹簧逆止器设计方法，通过对逆止器中矩形截面弹簧进行力学分析，明确矩形截面弹簧的受力与变形关系，分析矩形截面弹簧尺寸、配合套筒过盈量与逆止性能的变化特性。推导矩形截面弹簧逆止器逆止有效条件，并引入遗传算法进行求解；根据求得的结构参数，运用 CATIA 软件建立矩形截面弹簧逆止器结构模型，并导入 HyperWorks 软件进行校核分析。结合样件试制及测试，结果表明：所提方法与传统摩擦盘式方法相比同负载条件下质量可降低约 61%，仿真与实验对照验证所提方法的有效性。

关 键 词：矩形截面弹簧；逆止器；遗传算法；有限元分析；HyperWorks
中图分类号：V241.02; TH122
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-1868-09

逆止器是航空电作动装置的重要组成部分，其关系到电作动装置能否在有载悬停或顺载时防止倒转或顺滑，从而保证飞行安全。逆止器按照逆止原理分为啮合式和摩擦式 2 类。航空逆止器需传递扭转力矩，工作应力大，弹簧逆止器属于面接触摩擦式逆止器，具有逆止迅速、结构简单、质量轻等优点，特别适合对质量和安装空间要求较高的航空产品。弹簧扭转时主要承受弯曲应力，矩形截面钢丝比圆截面钢丝弯曲刚度大、弹簧储能高、弹力大，可以节省材料、缩小设备体积，因此,矩形截面弹簧非常适用于弹簧逆止器。矩形截面弹簧性能好坏直接影响逆止器是否能正常稳定工作，因此,对矩形截面弹簧的性能研究十分必要。

国外学者 Kish 等[1-2] 于 20 世纪末在直升机飞轮设计中提出传统圆截面钢丝弹簧逆止器概念，并在其随后的研究中给出了基本设计原理和方法。Kish[3] 还在防逆离合器设计中对弹簧结构、疲劳等方面展开了相关研究。常斌等[4] 建立了弹簧的优化数学模型。廖厚德[5] 总结了国内外重要用途扭转弹簧产品研究现状，指出航空领域应用中扭转弹簧应优先选用韧性较好的 50CrVA 材料。

目前工程中对圆形截面的拉伸、压缩与扭转应用相当普遍，其设计理论与方法已较为成熟。矩形截面相比圆截面，其接触面积增大故逆止效果更为出色，但矩形截面弹簧在逆止器应用方面的研究起步相对较晚[6]。舒荣福和王秀凤[7] 提出一种矩形截面螺旋弹簧的简化设计方法。分析矩形截面弹簧工作过程可知其变形过程为高度非线性问题[8]，涉及材料、几何及成形过程非线性，因此，难以用传统材料力学与弹性力学方法完成高精矩形截面弹簧设计。

近年来，随着有限元软件的推广，开始逐步运用有限元分析方法进行矩形截面弹簧设计与分析。严宏志等[9] 利用有限元分析研究逆止器的弹簧刚度和转速特性规律、不同转速下的疲劳寿命。于洋和张怡[10] 在钻井封隔器研制中利用等效组合

收稿日期：2022-08-31；录用日期：2022-11-01；网络出版时间：2023-02-08 10:36
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230207.1652.002
基金项目：国家自然科学基金联合基金 (U2013206)
*通信作者. E-mail：guangzhao.luo@nwpu.edu.cn

引用格式：来进勇，关文卿，骆光照，等. 某型航空用矩形截面弹簧逆止器设计 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（6）：1868-1876.
LAI J Y，GUAN W Q，LUO G Z，et al. Design of rectangular cross-section spring anti-reverse device for a certain type of aviation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（6）：1868-1876（in Chinese）.

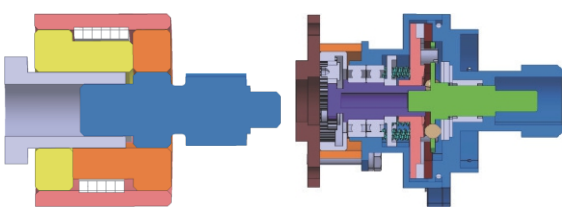
弹簧方法设计矩形截面弹簧, 并进行三维模型的有限元分析, 获得了矩形截面弹簧的轴向刚度。王文骞[11] 对弹簧的卷绕成形及回弹进行了较为详细的数值分析, 建立了弹簧变形过程的力学分析简化模型并通过有限元分析验证模型的有效性。文献[12-14] 对螺旋弹簧参数优化展开了相关研究, 通过数值优化方法来解决弹簧各结构参数与性能指标复相关问题。国外学者也在矩形截面弹簧应用领域开展了一些相关研究, Tsubouchi 等[15] 设计了矩形截面螺旋弹簧作为一些机器人关节的联合机构。

总体而言, 矩形截面弹簧研究尚处于发展期, 对矩形截面弹簧在航空电作动逆止器中短时低频扭转工作时的应力及变形鲜有研究。航空产品对可靠性要求非常严格, 必须确保弹簧逆止器在设计指标内工作时不出现逆止失效问题。

本文首先对矩形截面弹簧逆止器各结构尺寸参数与逆止性能之间关系进行详尽分析, 研究矩形截面弹簧尺寸、配合套筒过盈量与逆止性能变化规律; 其次, 优化求解矩形截面弹簧逆止器的有效逆止条件; 最后, 利用仿真与实验进行本文方法的有效性验证。

1　矩形截面弹簧逆止器力学分析

图 1 为逆止器结构型式, 矩形截面弹簧式逆止器(见图 1 (a))属于一种新型的摩擦类逆止器, 与传统由弹簧预压动/静片多组叠加的摩擦盘式逆止器(见图 1 (b))相比结构简单, 同负载力矩规格的逆止器本体零件数量由 17 减少到 6 个, 质量由 410 g 降低到 160 g, 质量降低了约 61%, 同时体积缩小约 1/3。



(a) 矩形截面弹簧式　　(b) 摩擦盘式

图 1　逆止器结构型式

Fig. 1　Typical structure of anti-reverse rotation device

矩形截面弹簧逆止器典型结构由矩形截面弹簧、套筒及左右半圈组成。当半圈转动抵住矩形截面弹簧勾臂时, 矩形截面弹簧产生膨胀与套筒内壁发生接触, 从而产生摩擦阻力矩完成逆止功能要求。而当半圈转动抵住矩形截面弹簧勾臂使矩形截面弹簧收缩与套筒内壁分离时, 矩形截面弹簧与半圈一起转动不产生逆止效果。

1.1　矩形截面弹簧变形与受力分析

由于矩形截面弹簧逆止器利用弹性变形来实现逆止功能, 所以需要对矩形截面弹簧变形与截面参数之间的关系进行分析。图 2 为矩形截面弹簧受力分析示意图, 本文中的矩形截面弹簧只承受扭矩作用, 又因为密圈弹簧的螺旋角比较小可以假定取 0。对于矩形截面, 惯性矩 $I=bh^3/12$, 抗弯截面系数 $W_z=bh^2/6$, 其中, b 和 h 分别为矩形截面弹簧的宽度和高度, 矩形截面弹簧初始状态直径为 D, 弹簧截面弯矩大小为 M, 逆止负载扭矩大小为 T。

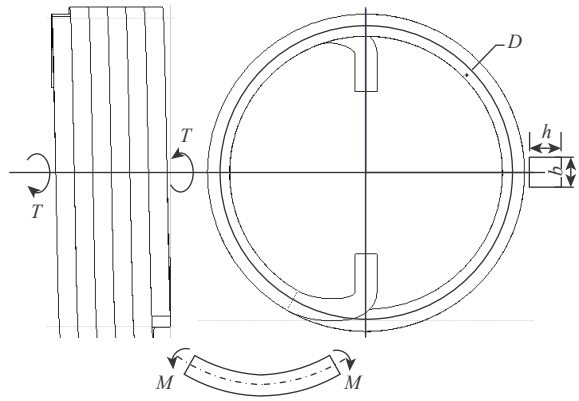


图 2　矩形截面弹簧受力分析示意图

Fig. 2　Schematic diagram of force analysis of rectangular cross-section spring

逆止器工作时, 矩形截面弹簧从两端勾臂开始径向膨胀同时产生回弹力, 当回弹力小于外部扭矩力时矩形截面弹簧继续径向膨胀, 此时通过弹簧外表面与套筒内表面接触摩擦力抵消外部扭矩力, 矩形截面弹簧中径半径 R 被套筒压缩为 R-ΔR(ΔR 为矩形截面弹簧与套筒过盈量)。逆止器扭转受力后弹簧勾臂端弹簧(见图 3 的 AB 段, 变形后为 A_1B 段)卷曲内缩与套筒脱离接触。将包角 θ_0 对应 A_1B 段弹簧作为分离体, 其受力情况如图 4 所示。由力和力矩平衡条件可知, 弹簧端部集中力 P_A 和 P_B 与弹簧圈端面压力 T_{θ_0}、包角 θ_0 对应集中力截面弯矩 M_{θ_0} 间存在如下关系:

$$\begin{cases} P_B = -P_A\cos\theta_0 \\ T_{\theta_0} = P_A\sin\theta_0 \\ M_{\theta_0} = P_A R\sin\theta_0 \end{cases} \tag{1}$$

取矩形截面弹簧套筒内任意膨胀角为 θ_1 的弹簧段 A_1C, 膨胀段内压力 $q\neq 0$, 则点 C 处截面弯矩为

$$\begin{aligned} M_{\theta_1} &= P_A(R-\Delta R)\sin(\theta_0+\theta_1)+P_B(R-\Delta R)\sin\theta_1+ \\ &\quad q(R-\Delta R)^2(1-\cos\theta_1)=(R-\Delta R)\cos\theta_1[T_{\theta_0}- \\ &\quad q(R-\Delta R)]+q(R-\Delta R)^2 \end{aligned} \tag{2}$$

因矩形截面弹簧膨胀段弹簧曲率保持不变, 故 $T_{\theta_0}=q(R-\Delta R)$, 代入式(2)得

$$\begin{aligned} M_{\theta_1} = q(R-\Delta R)^2 = M_{\theta_0} = EI\left(\frac{1}{R-\Delta R}-\frac{1}{R}\right)= \\ EI\left[\frac{R-(R-\Delta R)}{(R-\Delta R)R}\right]\approx EI\frac{\Delta R}{R^2} \end{aligned} \tag{3}$$

式中: E 为矩形截面弹簧材料弹性模量。

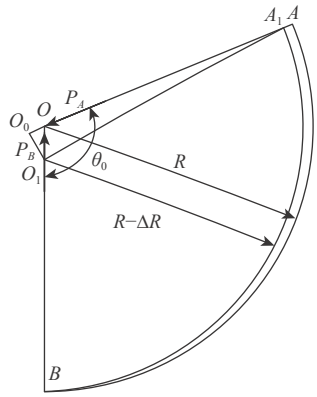
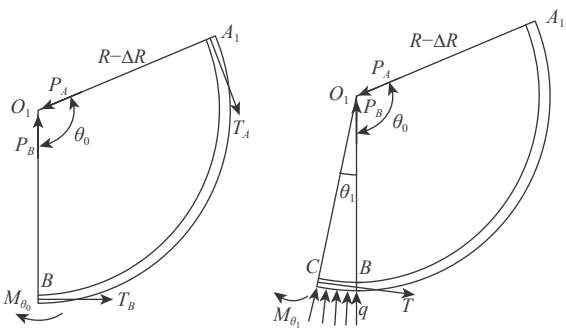


图3 矩形截面弹簧逆止工作变形示意图

Fig. 3 Schematic diagram of working deformation of rectangular cross-section spring



(a) 初始状态受力情况 (b) 工作状态受力情况

图4 矩形截面弹簧过渡段示意图

Fig. 4 Schematic diagram of transition section of rectangular cross-section spring

由式(1)和式(3)可知，弹簧径向压力q和端部力分别为

$$\begin{cases} q = T_{\theta_0}/(R-\Delta R) = M_{\theta_0}/(R-\Delta R)^2 = \\ \quad EI\Delta R/(R-\Delta R)^4 = Ebh^3\Delta R/12(R-\Delta R)^4 \\ P_A = T_{\theta_0}/\sin\theta_0 = EI\Delta R/[(R-\Delta R)^3\sin\theta_0] \end{cases} \tag{4}$$

由图3可知：$OA=R$，$OO_1=\Delta R$，$O_1A_1=R-\Delta R$，$O_0A_1=O_1A_1=R-\Delta R$，$O_1O_0\approx-\Delta R\cos\theta_0$，$A_1A=O_0O+OA-O_0A_1$。用能量法求$P_A$处弹簧挠度，代入式(4)中并简化为

$$\begin{cases} A_1A = \dfrac{\partial}{\partial P}\displaystyle\int_\theta^{\theta_0}\frac{M^2}{2EI}(R-\Delta R)\mathrm{d}\theta = \frac{R-\Delta R}{EI}\int_\theta^{\theta_0}M\frac{\partial M}{\partial P}\mathrm{d}\theta = \\ \quad \dfrac{P_A(R-\Delta R)^3}{EI}\displaystyle\int_\theta^{\theta_0}\sin^2\theta\mathrm{d}\theta = \frac{\Delta R}{\sin\theta_0}\left(\frac{\theta_0}{2}-\frac{\sin 2\theta_0}{4}\right) \\ A_1A = O_0O + OA - O_0A_1 = -\Delta R\cos\theta_0 + R - (R-\Delta R) = \\ \quad \Delta R(1-\cos\theta_0) \\ \dfrac{\theta_0}{2\sin\theta_0} - \dfrac{\cos\theta_0}{2} = 1-\cos\theta_0 \\ \dfrac{\theta_0}{\sin\theta_0} + \cos\theta_0 = 2 \end{cases} \tag{5}$$

由式(5)可知矩形截面弹簧两端过渡段包角为常数，θ_0与矩形截面弹簧尺寸参数和周径无关。解该方程可知$\theta_0\approx122.4°$。

当矩形截面弹簧与套筒接触时，得到

$$\begin{cases} \dfrac{\Delta R}{R-\Delta R} = \dfrac{\theta}{2\pi n} \\ \theta = \dfrac{2\pi n\Delta R}{R-\Delta R} \end{cases} \tag{6}$$

式中：θ为矩形截面弹簧初始工作扭转角；n为弹簧工作圈数。

在逆止器工作时，套筒内表面对矩形截面弹簧的径向压力为均布载荷q，在使用能量法积分计算时，需要假定在矩形截面弹簧勾臂A/B两端施加对称单位力偶。以弹簧勾臂任意一端为坐标原点，则均布载荷q在矩形截面弹簧扭转角θ截面处引起的弯矩为

$$M_\theta = \int_0^\theta (R-\Delta R)\sin\theta q(R-\Delta R)\mathrm{d}\theta = q(R-\Delta R)^2\int_0^\theta \sin\theta\mathrm{d}\theta = q(R-\Delta R)^2(1-\cos\theta) \tag{7}$$

在弹簧膨胀段的任意角处，考虑弹簧与轴之间的摩擦系数μ，取微分段$\mathrm{d}s$的弹簧为分离体，如图5所示。

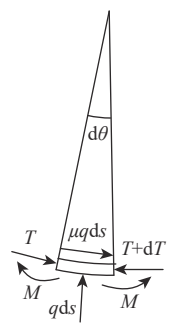


图5 矩形截面弹簧受力示意图

Fig. 5 Schematic diagram of force with rectangular cross-section spring

根据图5受力情况，由平衡条件得

$$\begin{cases} q\mathrm{d}s = T\mathrm{d}\theta \\ T = q\dfrac{\mathrm{d}s}{\mathrm{d}\theta} = q(R-\Delta R) \end{cases} \tag{8}$$

因$\mathrm{d}s=(R-\Delta R)\mathrm{d}\theta$，故

$$\theta_q = \int_l\frac{M(s)\mathrm{d}s}{EI} = \frac{q(R-\Delta R)^3}{EI}\int_0^{2\pi n}(1-\cos\theta)\mathrm{d}\theta = \frac{2q\pi n(R-\Delta R)^3}{EI} = \frac{24q\pi n(R-\Delta R)^3}{bh^3E} \tag{9}$$

矩形截面弹簧在弯矩M作用下总扭转角为

$$\theta_M = \int_l\frac{M\mathrm{d}s}{EI} = \int_0^{2\pi n}\frac{M_e(R-\Delta R)\mathrm{d}\theta}{EI} = \frac{24\pi nM_e(R-\Delta R)}{bh^3E} \tag{10}$$

矩形截面弹簧逆止工作时，在扭矩输出端阻力

矩 M_e 作用下弹簧逐圈扩张膨胀, 矩形截面弹簧不会立即逆止停转, 逆止过程中的某时刻, 膨胀后的部分矩形截面弹簧外侧受径向载荷 q, 即这一刻矩形截面弹簧扭转角 θ 由均布径向载荷 q 和力矩 M_e 共同作用 $\theta=\theta_q+\theta_M$, 代入式 (6)、式 (9) 和式 (10), 化简得

$$\begin{cases}\dfrac{\Delta R}{R-\Delta R}=\dfrac{12(R-\Delta R)}{bh^3E}[q(R-\Delta R)^2+M_e]\\ q=\dfrac{bh^3E\Delta R}{12(R-\Delta R)^4}-M_e/(R-\Delta R)^2\end{cases}\tag{11}$$

发生临界逆止时的摩擦力矩为

$$M_c=\mu[\pi nq2(R-\Delta R)](R-\Delta R)=2\mu\pi n(R-\Delta R)^2q\tag{12}$$

1.2　逆止有效工作条件

逆止器生效过程中矩形截面弹簧逐圈膨胀扩张, 弹簧在外力作用下压力逐渐增加, 径向分布压力也随之增大, 使矩形截面弹簧与套筒表面的摩擦力同步增大。由图 5 平衡条件可得

$$\begin{cases}\mathrm{d}T=\mu q\mathrm{d}s=\mu T\mathrm{d}\theta\\ \dfrac{\mathrm{d}T}{T}=\mu\mathrm{d}\theta\\ \displaystyle\int_{T_1}^{T_2}\frac{\mathrm{d}T}{T}=\int_0^{\theta}\mu\mathrm{d}\theta\\ \ln T\Big|_{T_1}^{T_2}=\mu\theta\Big|_0^{\theta}\end{cases}\tag{13}$$

根据欧拉公式, 矩形截面弹簧膨胀段任意角 θ 处的压力 $T=T_Be^{-\mu\theta}$, 故

$$\begin{cases}e^{-u\theta}=T/T_B\\ \theta=2\pi n=\dfrac{1}{\mu}\ln\dfrac{T_B}{T}\\ n=\dfrac{1}{2\pi\mu}\ln\dfrac{T_B}{T}\end{cases}\tag{14}$$

由图 4 力矩平衡条件可知, $T_B=T_A+M/(R-\Delta R)$, 同时把式(3)代入式(14), 可得矩形截面弹簧实现逆止所需的弹簧圈数为

$$n_{\min}>\frac{1}{2\pi\mu}\ln\frac{T_B}{T}=\frac{1}{2\pi\mu}\ln\frac{T_A+M/(R-\Delta R)^3}{EI\Delta R/(R-\Delta R)^3}=$$
$$\frac{1}{2\pi\mu}\ln\frac{T_A+EI\Delta R/(R-\Delta R)^3}{EI\Delta R/(R-\Delta R)^3}=$$
$$\frac{1}{2\pi\mu}\ln\left(\frac{T_A(R-\Delta R)^3}{EI\Delta R}+1\right)=$$
$$\frac{1}{2\pi\mu}\ln\left(\frac{12T_A(R-\Delta R)^3}{Ebh^3\Delta R}+1\right)\tag{15}$$

逆止工况时, 扭矩输出端抵住矩形截面弹簧勾臂, 其自由端可视为固定, 矩形截面弹簧逐圈扩张膨胀与套筒接触产生摩擦力, 当摩擦阻力矩 M_e 大于驱动力矩 M_a 时, 逆止生效。故需

$$\begin{cases}M_a\leqslant M_e\\ T_A(R-\Delta R)\leqslant M_e\\ \left(\dfrac{M}{R-\Delta R}-\dfrac{M}{(R-\Delta R)e^{2\pi\mu n}}\right)(R-\Delta R)\leqslant M_e\\ \dfrac{bh^3E\Delta R}{12(R-\Delta R)^2}\left(1-\dfrac{1}{e^{2\pi\mu n}}\right)\leqslant M_e\\ \Delta R\leqslant\dfrac{12(R-\Delta R)^2M_e}{bh^3E}\Big/\left(1-\dfrac{1}{e^{2\pi\mu n}}\right)\end{cases}\tag{16}$$

如果矩形截面弹簧与套筒过盈量 ΔR 过小, 在逆止过程中矩形截面弹簧膨胀变形产生的摩擦力将会不足, 导致逆止打滑, 可以通过弹簧刚度条件来确定过盈量 ΔR 的下限。对于材料许用应力为 σ 的矩形截面弹簧, 要求 $T_B<bh\sigma$, 则式(15)可以表示为

$$\begin{cases}n_{\min}>\dfrac{1}{2\pi\mu}\ln\dfrac{T_B}{T}=\dfrac{1}{2\pi u}\ln\dfrac{12(R-\Delta R)^3\sigma}{h^2E\Delta R}\\ \Delta R>\dfrac{12(R-\Delta R)^3\sigma}{h^2Ee^{2\pi\mu n}}\end{cases}\tag{17}$$

当摩擦系数 μ=0.17, R 取值范围为 10.3～11.3 mm, ΔR 取值范围为 0.13～0.23 mm 时, 式 (15) 计算结果如图 6 所示, 可知矩形截面弹簧逆止所需圈数正相关于弹簧半径, 负相关于套筒过盈量。

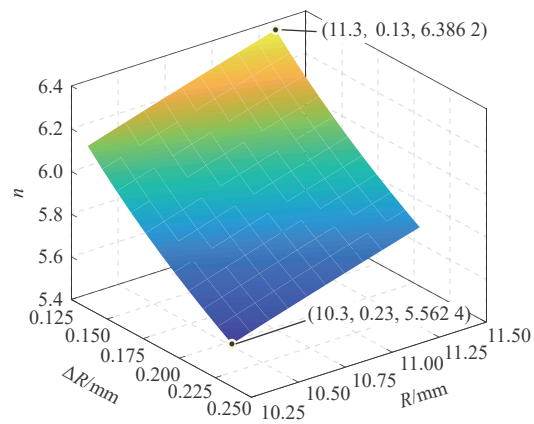


图 6　矩形截面扭转弹簧圈数与过盈量、半径关系

Fig. 6　Relationship between the number of coils and the amount of interference and radius with rectangular cross-section spring

矩形截面弹簧逆止所需圈数与摩擦系数关系如图 7 所示 (R=10.3 mm, ΔR=0.23 mm)。在弹簧外径和套筒过盈量确定条件下, 随着摩擦系数的增大满足逆止所需的弹簧圈数减少。

1.3　矩形截面弹簧圈数及过盈量的优化分析

由式 (15) 可知, 弹簧与套筒过盈量 ΔR、摩擦系数 μ、弹簧中径半径 R 与弹簧圈数 n 之间存在复相关性, 属于多变量最优化问题, 故本文运用遗传算法进行逆止器矩形截面弹簧最小圈数的自适应优化求解。遗传算法是通过借鉴生物的自然选择和遗传进化机制提出的一种全局最优算法, 通过模拟生物在自然选择中的进化过程, 依靠选择、交叉、变异等机制实现变量编码的更新迭代, 逐代优选出

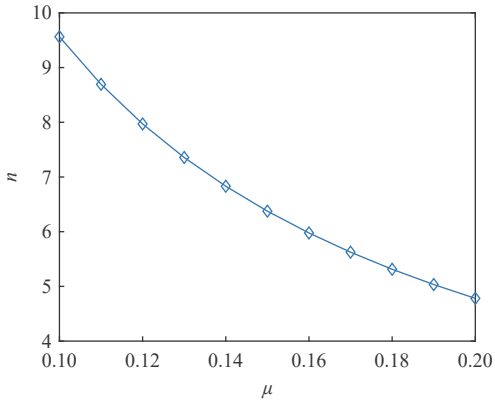


图7 矩形截面弹簧逆止所需圈数与摩擦系数关系

Fig. 7 Relationship between the numbers of turns required by rectangular cross-section spring and the coefficient of friction

满足目标要求的子代变量，该算法简单通用，鲁棒性强，适于并行处理，本文对弹簧半径和过盈量进行编码通过遗传算法求得矩形截面弹簧逆止器有效逆止所需圈数，优化计算流程如图8所示，采用随机遍历抽样，可以为较低适应度的个体提供被选择的机会，避免高适应度的个体垄断下一代。交叉从种群中随机选择2个个体进行染色体交换组合，可以将优秀特征遗传给子代，利于产生优秀个体，交叉概率在实际应用中的取值范围通常为0.4～0.99。同时为防止遗传算法在优化过程中陷入局部最优解，需对个体进行变异操作，变异概率一般≤0.1。本文综合考虑求解的多样有效性和求解效

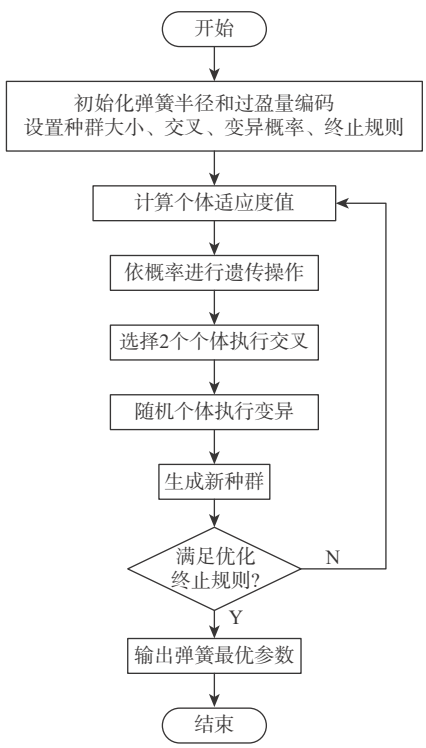


图8 遗传算法求解矩形截面弹簧圈数流程

Fig. 8 Flow of solving number of coils of rectangular cross-section spring by genetic algorithm

率，设定交叉概率为0.8、变异概率为0.02。遗传算法优化迭代过程如图9所示，遗传算法在50步内即可实现最优解的求取，收敛速度较快，并获得最优圈数为5.562 8。在迭代优化的过程中由于随机个体变异导致适应度值出现跳动，但求解结果的近似最优性得到保证。

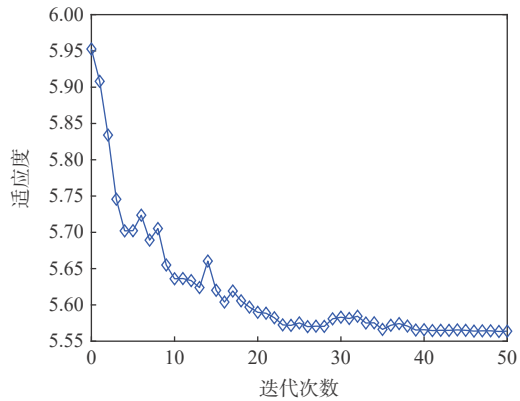


图9 遗传算法求解矩形截面弹簧圈数迭代结果

Fig. 9 Iterative results of solving the number of coils of rectangular cross-section spring by genetic algorithm

1.4 矩形截面弹簧逆止器有限元分析

通过有限元软件分析矩形截面弹簧各部分的变形位移和应力，可以验证1.1节中弹簧的受力变形分析。在进行有限元分析计算时，前处理工作是一个重要环节，前处理质量的好坏直接影响计算结果的精度和计算的规模，本文研究的矩形截面弹簧是一个包含相对复杂曲线的实体，在CATIA软件中建立几何模型后导入CAE前处理性能优异的HyperWorks软件，可以提高工程分析计算效率。

在逆止器工作矩形弹簧发生变形时，矩形截面同时承受扭转矩和压剪应力载荷，叠加弹簧曲率导致实际变形异常复杂。本文忽略影响权重较小的压剪应力载荷，视矩形截面为平面，分析扭矩作用下的矩形截面弹簧变形情况。

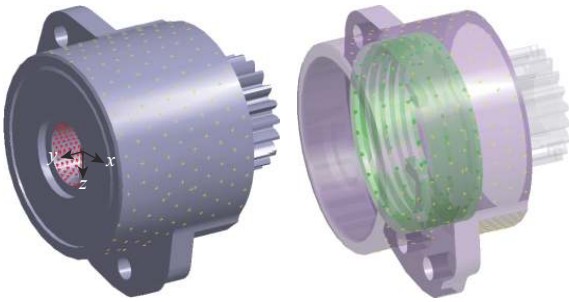
本文选用的矩形弹簧截面为1.2 mm×1.5 mm，根据图9优化结果弹簧有效圈数选为5.5，材料为50CrVA，其材料属性如表1所示，按照表中数据将材料属性定义完毕。

表1 矩形截面弹簧材料属性

Table 1 Material properties of rectangular section spring

材料	弹性模量/GPa	泊松比	力矩/(N·m)
50CrVA	208	0.3	6

有限元仿真初始条件设定矩形截面弹簧逆止器套筒固定，如图10所示，主动轴转矩为6 N·m(见图10(a))。分别建立逆止器主动轴、从动轴、矩形截面弹簧与套筒之间的接触条件(见图10(b))，设置库伦摩擦系数为0.17。



(a) 边界条件　　(b) 接触条件

图 10　逆止器有限元分析

Fig. 10　Finite element analysis of anti-reverse rotation device

按照本节仿真分析初始条件，将有限元模型提交计算得到后处理结果，如图 11 所示，逆止器中的矩形截面弹簧 Von-Mises 应力和等效变形分布分别如图 12 和图 13 所示。由图可知，矩形截面弹簧逆止变形后应力呈周期递减规律分布，即从外端的矩形截面弹簧勾臂开始到中心部位逐渐递减，而变形分布沿轴向较为均匀。最大应力值为 245.49 MPa，小于弹簧材料 50CrVA 的屈服强度 1 127 MPa，满足设计要求。

由于矩形截面弹簧轴向中心对称，可以只提取一半矩形截面弹簧的中面展开 Von-Mises 应力值（见图 14）和等效变形值（见图 15）进行分析。由图 14

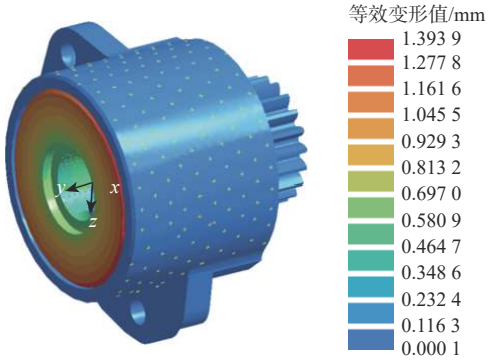


图 11　逆止器有限元分析结果

Fig. 11　Finite element analysis of anti-reverse rotation device results

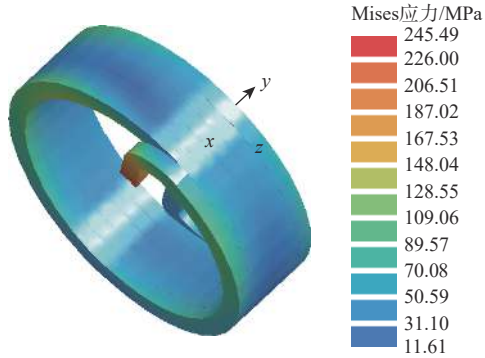


图 12　矩形截面弹簧 Von-Mises 应力

Fig. 12　Von-Mises stress of rectangular cross-section spring

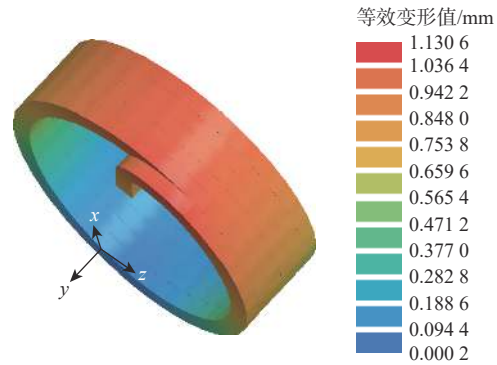


图 13　矩形截面弹簧等效变形

Fig. 13　Equivalent deformation of rectangular cross-section spring

和图 15 可知，矩形截面弹簧变形和应力均呈周期性分布。

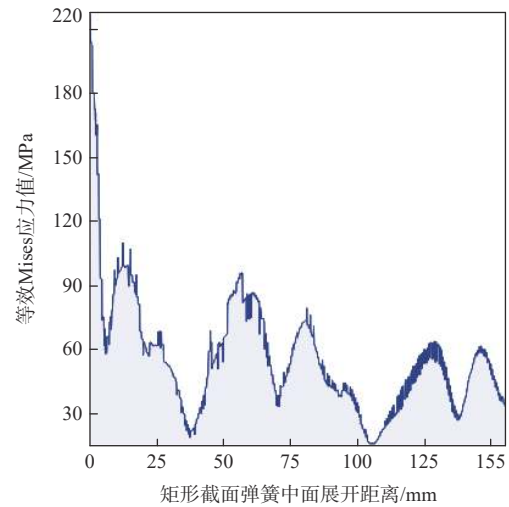


图 14　1/2 矩形截面弹簧中面展开等效 Mises 应力值

Fig. 14　Equivalent Mises stress value of middle plane expansion of 1/2 rectangular cross-section spring

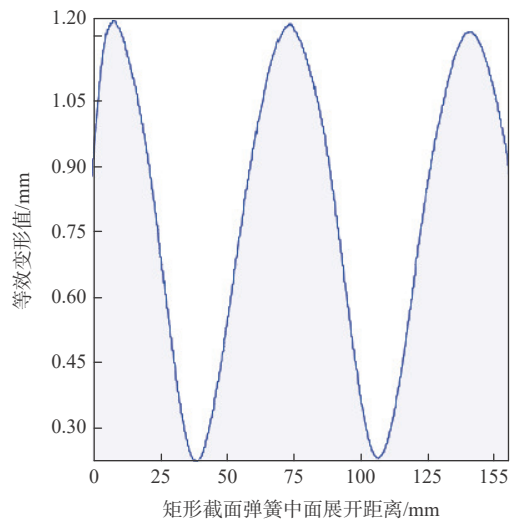


图 15　1/2 矩形截面弹簧中面展开等效变形值

Fig. 15　Equivalent deformation of middle plane expansion of 1/2 rectangular cross-section spring

2 样件实验及结果分析

结合某航空电作动装置逆止器需求，依据第 1 节设计分析方法及参数优化结果，自制 3 组不同结构参数矩形截面弹簧样件进行逆止器实验测试，如图 16 所示。

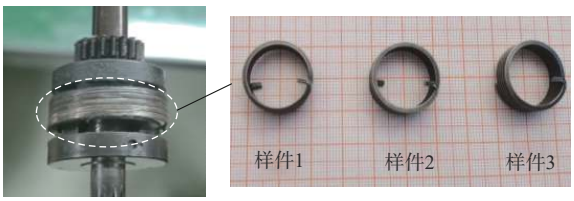


图 16 逆止器及矩形截面弹簧样件

Fig. 16 Anti-reverse rotation device and rectangular cross-section spring prototype

在 6 N·m 负载力矩和 10 500, 6 400, 200 r/min 不同转速条件下分别进行测试实验，实验台如图 17 所示，最大逆止力矩实验值和理论计算值如表 2 所示，不同转速下实际工作状态如表 3 所示。



图 17 矩形截面弹簧逆止器实验台

Fig. 17 Experiment of the rectangular cross-section spring anti-reverse device

样件 1、样件 2 和样件 3 最大逆止力矩理论值与实验值基本相符。样件 2 逆止状态最理想，样件 1 和样件 3 由于矩形截面弹簧外径和衬套内径实际过盈量较小或太大，造成无法逆止现象和出现噪声。

由表 2 可知，矩形截面弹簧逆止器逆止性能随弹簧外径与衬套内径过盈量的增加而提高，随弹簧外径的增加而减小，且两参数的变化对逆止性能影响显著，表明本文研究的必要性。实验测试与理论计算 9 组结果误差均不超 15%，考虑测试实验自身不可避免存在一定误差，可以认为本文的理论计算是准确可信的。由表 3 可知，当静态逆止力相同，工作转速小于 6 400 r/min 时，逆止器基本可正常使用，当转速为 10 500 r/min 时，逆止器工作过程出现无法逆止或发出刺耳的摩擦声音，工作后对逆止器弹簧进行检查，发现弹簧表面出现较大磨损，弹簧材料边缘出现毛刺。如图 18 所示实验数据表明，该型逆止器的矩形截面弹簧在工作转速过高时，最大逆止力矩会快速衰减易失效，在 6 400 r/min 工作转速范围内可实现航空电作动产品的可靠有效逆止。

表 2 不同矩形截面弹簧实验样件参数、计算和实验值

Table 2 Parameters, calculations and test values of test samples of springs with different rectangular cross-sections

样件	样件弹簧外径/mm	弹簧外径与衬套内径实际过盈量/mm	计算力矩/(N·m)	实验测试力矩/(N·m)
理论样件	21.58	0.2	9	<12.98
1组样件1	21.45	0.11	2.9	<3.15
1组样件2	21.45	0.23	6.1	<6.93
1组样件3	21.45	0.35	9.2	<9.91
2组样件1	21.12	0.11	2.1	<2.52
2组样件2	21.12	0.23	4.3	<4.98
2组样件3	21.12	0.35	6.5	<7.25
3组样件1	21.36	0.02	0.8	<0.91
3组样件2	21.36	0.2	5.3	<5.95
3组样件3	21.36	0.4	8.8	<9.35

表 3 不同转速下矩形截面弹簧工作状态

Table 3 Working state of rectangular section spring at different rotational speeds

样件	转速/($r \cdot min^{-1}$)	实验测试静态力矩/(N·m)	工作状态
样件1	200	<4	工作状态较好，偶尔出现无法逆止现象，声音平稳，拆解后弹簧状态良好
	6 400	<4	
	10 500	<4	无法逆止，拆解弹簧后，观察弹簧外表面良好
样件2	200	6.93	工作状态良好，声音平稳，拆解后弹簧状态良好
	6 400	5.95	
	10 500	<5	工作过程中声音刺耳，拆解弹簧后，观察外表面出现磨损
样件3	200	9.35	能够实现逆止功能，出现间断噪声
	6 400	7.25	
	10 500	<5	工作过程中声音刺耳，拆解弹簧后，观察外表面磨损严重，边缘出现毛刺

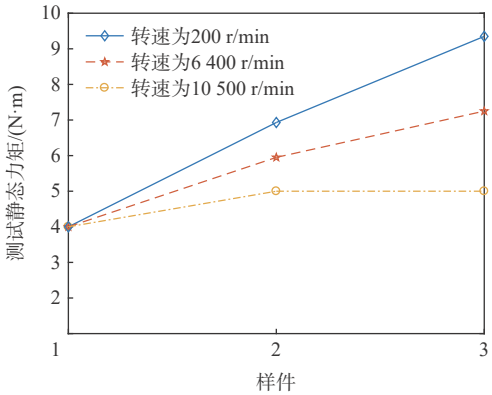


图 18　实验样件在不同转速下的测试力矩

Fig. 18　Test torque of spring prototype at different rotating speeds

3　结　论

1）本文通过对逆止器中矩形截面弹簧的力学分析, 推导出矩形截面弹簧受力与变形关系, 得到弹簧尺寸、套筒过盈量与逆止性能的变化特性。

2）完成矩形截面弹簧逆止器逆止有效性分析, 可知矩形截面弹簧逆止所需圈数正相关于弹簧外径, 负相关于套筒过盈量。

3）逆止器实验测试了矩形截面弹簧 5.5 圈时的逆止性能, 结果表明, 矩形截面弹簧逆止器在 6 400 r/min 工作转速范围内其逆止力矩理论值与实验值相符, 逆止状态较理想。

4）基于本文方法设计的 6 N·m 负载矩形截面弹簧逆止器质量仅为 160 g, 与同负载的传统摩擦盘式逆止器相比, 体积缩小约 1/3, 质量降低约 61%。

本文工作对于短时低频扭转矩形截面弹簧逆止器的设计具有理论指导和工程应用价值。

参考文献（References）

[1] KISH J G. Helicopter freewheel unit design guide[M]. Stantford: Applied Technology Laboratory, 1977 : 47-48.

[2] KEARNEY H L, ISABELLE C J, KISH J G, et al. Coil spring for overrunning spring clutches: US, 749449-A [P]. 1998-05-12.

[3] KISH J G. Overrunning spring clutch assembly: US, 934499-A [P]. 1990-06-19.

[4] 常斌, 鲍和云, 朱如鹏. 基于 Matlab 的超越弹簧离合器弹簧的优化设计[J]. 机械制造与自动化, 2012, 41(3): 107-109.
CHANG B, BAO H Y, ZHU R P. Optimal design of spring for spring overrunning clutch based on Matlab[J]. Machine Building & Automation, 2012, 41(3): 107-109(in Chinese).

[5] 廖厚德. 国内外重要用途弹簧钢丝产品现状[J]. 金属制品, 1995, 21(1): 5-8.
LIAO H D. Present situation of important spring steel wire products at home and abroad[J]. Metal Products, 1995, 21(1): 5-8(in Chinese).

[6] 张英会, 刘辉航, 王德成, 等. 弹簧手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 1997: 259-271.
ZHANG Y H, LIU H H, WANG D C, et al. Spring guide[M]. Beijing: Machinery Industry Press, 1997: 259-271(in Chinese) .

[7] 舒荣福, 王秀凤. 矩形钢丝圆柱螺旋弹簧的简化设计法[J]. 机械科学与技术, 1997, 16(2) : 245-248.
SHU R F, WANG X F. Regression analysis on design method for cylindric helical springs with rectangular wire[J]. Mechanical Science And Technology, 1997, 16(2): 245-248 (in Chinese).

[8] 王玉梅, 陈火红, 王军, 等. 基于 Marc 的螺旋钢弹簧卷制过程的仿真分析[J]. 计算机辅助工程, 2013, 22(S1): 427-430.
WANG Y M, CHEN H H, WANG J, et al. Simulation analysis of spiral steel spring coiling process based on Marc[J]. Computer Aided Engineering, 2013, 22(S1): 427-430 (in Chinese).

[9] 严宏志, 谭武中, 韩奉林, 等. 变截面弹簧设计及其刚度特性分析[J]. 机械科学与技术, 2014, 33(2): 298-302.
YAN H Z, TAN W Z, HAN F L, et al. Design and stiffness characteristic analysis of a variable cross-section spring[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2014, 33(2): 298-302 (in Chinese).

[10] 于洋, 张怡. 钻井封隔器用矩形截面弹簧的设计与校核[J]. 制造业自动化, 2015, 37(14): 107-109.
YU Y, ZHANG Y. Design and check of the spring with rectangular section used in drilling packer[J]. Manufacturing Automation, 2015, 37(14): 107-109 (in Chinese).

[11] 王文骞. 弹簧数控卷绕成形及回弹数值分析[D]. 洛阳: 河南科技大学, 2015: 13-24.
WANG W Q. Numerical analysis of spring CNC coiling forming and springback[D]. Luoyang: Henan University of Science and Technology, 2015: 13-24(in Chinese).

[12] GOBBI M, MASTINU G. On the optimal design of composite material tubular helical[J]. Meccanica, 2002, 36(5): 525-553.

[13] PAREDES M, SARTOR M, MASCLET C. An optimization process for extension spring design[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2001, 191(8-10): 783-797.

[14] PAREDES M, SARTOR M, DAIDIE A. Advanced assistance tool for optimal compression spring design[J]. Engineering with Computers, 2005, 21(2): 140-150.

[15] TSUBOUCHI T, TAKAHASHI K, KUBOKI T. Development of coiled springs with high rectangular ratio in cross-section[J]. Procedia Engineering, 2014, 81: 574-579.

Design of rectangular cross-section spring anti-reverse device for a certain type of aviation

LAI Jinyong[1, 2, 3], GUAN Wenqing[1, 2, 3], LUO Guangzhao[1, *], CHAO Shiyuan[2, 3]

(1. College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Lanzhou Wanli Aviation Electromechanical Co., Ltd., Lanzhou 730070, China;
3. Key Laboratory of Aircraft Electromechanical Actuators of Gansu Province, Lanzhou 730070, China)

Abstract: Due to its bulk and weight, the conventional anti-reverse mechanism is not appropriate for use in aircraft items that are very responsive to weight indicators. In this paper, a design method for the small and lightweight rectangular cross-section spring anti-reverse device is proposed. Through the mechanical analysis of the rectangular cross-section spring in the anti-reverse device, the relationship between the force and deformation of the rectangular cross-section spring is deduced. The anti-reverse performance with the size of the rectangular cross-section spring and the interference with the matching sleeve is studied. Genetic algorithms are used to determine and resolve the effective working conditions of the spring anti-reverse device with a rectangular cross-section. The structural model of the rectangular cross-section spring anti-reverse rotation device is established by CATIA software, which is imported into HyperWorks software for verification analysis. By the manufacture and measurement results of the designed prototype, it is shown that the weight of the rectangular section spring anti-reverse device designed based on this study can be reduced by 60% compared with the traditional friction disc type under the same load condition. The correctness and reliability of the design method are verified by comparing the simulation results with the experimental data.

Keywords: rectangular cross-section spring; anti-reverse rotation device; genetic algorithms; finite element analysis; HyperWorks

Received: 2022-08-31; **Accepted**: 2022-11-01; **Published Online**: 2023-02-08 10:36
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230207.1652.002
Foundation item: Joint Funds of National Natural Science Foundation of China (U2013206)
* **Corresponding author**. E-mail: guangzhao.luo@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0529

GNSS-I/MR 河流边界及水位测量理论与仿真

王峰[1]，杨鹏瑜[1]，杨东凯[1, 2, *]

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 国际创新学院，杭州 311115)

摘 要：从几何构型和理论模型2个角度探究全球导航卫星系统干涉/多径反射测量(GNSS-I/MR)技术提取河流边界和测量河流水位的可行性。基于河流/河岸介电常数的差异性和河岸相对于河流存在斜度的事实，定义对河流边界敏感的反-直比和实验变化率2个观测量。在希尔伯特变换估计的载噪比包络和相位的基础上，提出基于一元二次方程求解反-直比和线性拟合实验变化率的估计方法，以及3-阈值最大类间方差识别河流/河岸和循环拟合提取河流边界的方法。基于河流表面的实验变化率测量河流水位，通过搭建仿真平台和设计2种河流场景，仿真验证所提方法的有效性。仿真结果表明：在设定参数下，利用介电常数检测场景1和场景2河流边界的均方根误差分别为1.47 m和1.13 m；实验变化率检测场景1和场景2河流边界的均方根误差分别为0.49 m和0.35 m；场景1和场景2的测量高度和真实值的误差分别为0.09 m和0.13 m。

关 键 词：GNSS-IR；河流边界；河流水位；希尔伯特变换；最大类间方差；循环拟合
中图分类号：P237; TN87
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-1877-11

河流是指降水或由地下涌出地表的水汇集在地面低洼处，在重力作用下经常或周期地沿洼地流动的水体[1]，在维系地球水循环、能量平衡、气候变迁及灾害监测等方面具有重要作用[2]。随着人类活动强度的不断增加，河流已从自然属性演变为“自然-人类”二元属性。中国也是世界上旱涝灾害发生最频繁的国家之一。2020年长江、黄河、淮河等主要江河共发生21次编号洪水，其中，三峡水库出现建库以来最大入库流量75 000 m^3/s，太湖发生历史第3高水位的流域性大洪水，淮河、松花江均发生流域性大洪水[3]。

在河流监测方面目前常用手段为基于接触式缆道无线测流的水位站。该方式在财力、物力方面消耗巨大，且难以满足野外刮风、降雨、洪水汛期等复杂环境的需求，使得中国偏远、气候恶劣地区的水文站点稀疏或缺失，获得的河流水文信息有限[4]。遥感技术的发展使得摄像法[5]、甚高频(ultra-high frequency, UHF)地波雷达[6]、主被动微波雷达[7-8]及星载多光谱[9]等河流监测手段涌现，在一定程度上补充了较大尺度及欠发达地区河流的观测。光学监测方法的测量结果与研究区域的地物组成、气候条件(如云雾、降雨天气)及自身分辨率相关，且星载光学传感器仅能提取河流分布，而无法获得流速、水位等信息。同光学传感器类似，基于微波成像的星载合成孔径雷达(synthetic aperture radar, SAR)可在复杂气候条件下提供河流分布。

Hall和Cordey提出利用经地表反射的全球定位系统(global positioning system, GPS)信号探测地球表面物理参数的设想[10]。Martin-Neira提出无源反射和干涉系统(passive reflectomery and interferometry system, PARIS)概念，旨在利用海面反射的全球导航定位系统信号测量海面高度的可行性[11]。

收稿日期：2022-06-22；录用日期：2022-08-29；网络出版时间：2022-10-09 15:25
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221009.0936.006
基金项目：国家自然科学基金(42104031)
*通信作者. E-mail：yangdongkai@sina.com

引用格式：王峰，杨鹏瑜，杨东凯. GNSS-I/MR河流边界及水位测量理论与仿真[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1877-1887.
WANG F，YANG P Y，YANG D K. Theories and simulations of river boundary and level measurement using GNSS-I/MR[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1877-1887 (in Chinese).

该技术被称作全球导航卫星系统(global navigation satellite system, GNSS)反射测量(GNSS-reflectometry, GNSS-R)技术,通过接收、处理直达和经地表反射的GNSS信号提取2种信号在幅度、频率、相位及极化等的差异测量地表物理参数,具有探测成本低、设备质量轻和功耗小的特点[12]。GNSS干涉/多径反射测量(GNSS-interferometric/multipath reflectometry, GNSS-I/MR)技术作为一种典型的GNSS-R技术,利用GNSS接收机输出的信噪比、伪距及载波相位时序提取直反射信号的幅度、频率及相位差异,已被用于海面高度[13]、海面风速[14]、湖冰[15]、土壤湿度[16]、植被[17]及积雪厚度[18]等的探测。相比于双天线的GNSS-R,该技术采用成熟的商业化GNSS接收机终端,无需研制新的测量终端,且可利用现有的连续运行参考站(continuously operating reference stations, CORS),成熟度高,在陆基场景下部署简单。国内外学者已开展了利用GNSS-R探测内陆水体的研究。文献[19-20]将GNSS-IR技术分别用于测量湖泊和河流水位,分别获得了cm级和约0.30 m的测量精度。Li等利用飓风GNSS(cyclone GNSS, CYGNSS)计划的中频数据对中国青海湖进行了水位测量,初步论证了星载载波相位测量内陆水位的可行性[21]。但由于空间分辨率(50 ms积分时间:沿轨约400 m[22])的原因,该技术无法应用在中小型河流中。在河流流量探测方面,Warnock和Ruf通过定义时延波形关联宽度(associated GNSS-R width, AGW)利用CYGNSS中频数据反演了密西西比河流量,论证了星载GNSS-R探测河流流量的可行性[23]。文献[24-26]发现流动表面反射的GNSS信号相对于直射信号存在微小的多普勒偏差,该偏差与流体流速相关,表明GNSS-R技术在河流探测方面具有一定潜力。

作为地表水资源重要载体和水资源管理基本单元的河流,对其边界、流速、水位及流量等水文资料进行实时监测具有重要作用。本文将重点探究GNSS-IR提取河流边界和测量水位的方法,提出基于介电常数和实验变化率空间分布的河流边界提取方法,以及拟合相位斜率的短时水位测量方法,并通过仿真验证本文方法的有效性。

1 GNSS-I/MR模型

1.1 几何构型

图1为GNSS-I/MR几何构型,描述了GNSS卫星、镜面反射点及接收机之间的几何关系。当河流/河岸表面相对于GNSS信号相对光滑时,GNSS在河流/河岸表面发生镜面反射。当镜面反射点位于

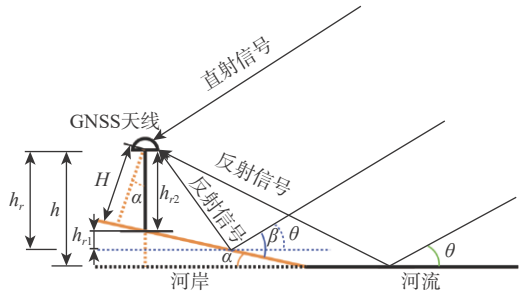


图1 GNSS-I/MR几何构型

Fig. 1 GNSS-I/MR geometry

河流表面时,反射信号相对于直射信号的距离差为

$$\tau_{dr}=2h_r\sin\theta=2h\sin\theta \tag{1}$$

式中:θ为GNSS卫星高度角;h为GNSS天线距河流表面的距离;h_r为GNSS天线距镜面反射点的垂直距离。通常河岸表面相对于河流表面存在一定斜度,且越靠近河流地势越低。当镜面反射点位于河岸且处于天线和河流之间时,GNSS信号入射角为$\theta+\alpha$,反射信号相对于直射信号的距离差为

$$\tau_{dr}=2H\sin(\theta+\alpha) \tag{2}$$

式中:α为河岸斜度;H为GNSS天线距河岸的垂直距离,可表示为

$$H=h_r\frac{\sin(\theta+\alpha)}{\sin(\theta+2\alpha)} \tag{3}$$

当镜面反射点位于河岸且处于天线另一侧时,GNSS信号入射角为$\theta-\alpha$,反射信号相对于直射信号的距离差为

$$\tau_{dr}=2H\sin(\theta-\alpha) \tag{4}$$

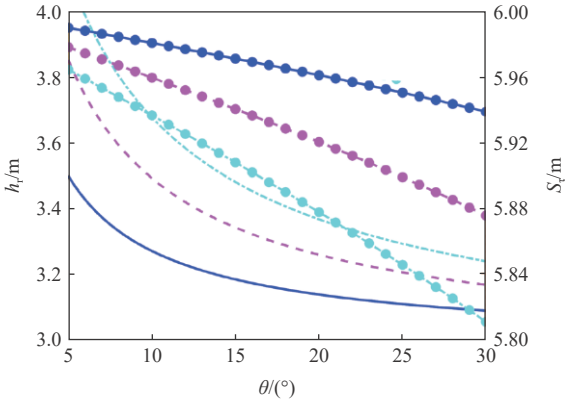
H满足:

$$H=h_r\frac{\sin(\theta-\alpha)}{\sin(\theta-2\alpha)} \tag{5}$$

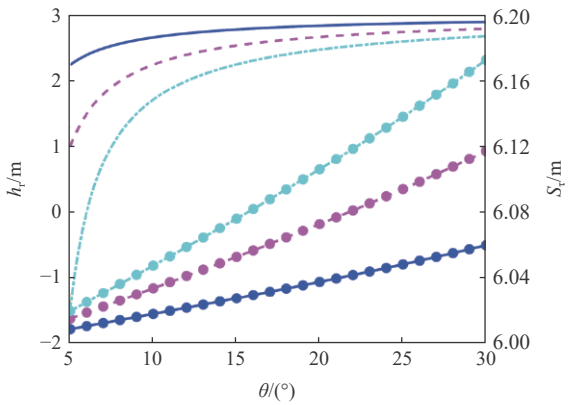
当GNSS天线固定时,H为固定值。图2为天线距河岸高度H为3 m时,不同河岸坡度的天线距镜面反射点垂直高度h_r随卫星高度角的变化。当镜面反射点位于河流和GNSS天线间时,h_r比H大;当镜面反射点河流位于天线另一侧时,h_r较H小;当镜面反射点河岸坡度越大,高度角越小,h_r与H的偏差越大。以高度角正弦值$\sin\theta$为自变量时,反射信号相对于直射信号的实验变化率S_τ与天线距反射面的垂直高度相关。当镜面反射点位于河流表面时,变化率与天线距镜面反射点的垂直高度满足S_τ=2h_r;而当镜面反射点在河岸且在河流一侧时,实验变化率S_τ满足:

$$S_\tau=2H\frac{\cos(\theta+\alpha)}{\cos\theta}=h_r\frac{\sin(2(\theta+\alpha))}{\sin(\theta+2\alpha)\cos\theta} \tag{6}$$

当镜面反射点位于另一侧时,实验变化率



(a) 镜面反射点位于GNSS天线和河流边界间



(b) 镜面反射点位于GNSS天线另一侧

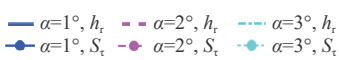


图 2　天线距镜面反射点垂直高度、实验变化率与卫星高度角的关系

Fig. 2　Relationship among vertical height from antenna to mirror reflection point, delay rate, and satellite elevation angle

满足:

$$S_\tau = 2H\frac{\cos(\theta-\alpha)}{\cos\theta} = h_r\frac{\sin(2(\theta-\alpha))}{\sin(\theta-2\alpha)\cos\theta} \tag{7}$$

由图 2 可知, 当镜面反射点位于 GNSS 天线和河流之间时, 随河岸斜度和高度角增加, 实验变化率 S_τ 减小; 而当镜面反射点位于另一侧时, 随河岸斜度和高度角增加, 实验变化率 S_τ 增加。由于河流和河岸表面的实验变化率存在差异, 因此, 可通过检测该差异识别河流和河岸表面。

1.2　信号模型

GNSS-I/MR 利用直达信号和地表反射信号的干涉效应测量地表物理参数, 其基本观测量为载噪比。当地表发生菲涅尔反射时, 载噪比表示为[27]

$$C = \overline{C} + \widetilde{C} = \frac{A_d^2 + A_r^2 + 2A_dA_r\cos\varphi_{dr}}{kT_{equ}} \tag{8}$$

式中: $\overline{C}$为序列缓变项; $\widetilde{C}$为序列振荡项; k 为玻尔兹曼常数; T_{equ} 为接收机等效温度; φ_{dr}为反射和直射信号的相位差, 表示为 $2\pi\tau_{dr}/\lambda$, λ 为 GNSS 信号波长; A_d 和 A_r 分别为直达和反射信号的幅度, 表示为

$$A_d = \sqrt{\frac{\lambda^2 G(\theta,\phi)P_TG_T}{4\pi R_{tr}^2}} \tag{9}$$

$$A_r = \sqrt{\frac{\lambda^2 P_TG_T}{4\pi(R_{ts}+R_{sr})^2}G_R(-\theta,\phi)|R_{RR}|^2 + G_L(-\theta,\phi)|R_{RL}|^2} \tag{10}$$

式中: P_T 和 G_T 分别为导航卫星发射功率和发射天线增益; ϕ为 GNSS 卫星方位角; R_{tr}、R_{ts} 和 R_{sr} 分别为导航卫星到 GNSS 天线、导航卫星到镜面反射点和镜面反射点到 GNSS 天线的距离, 均是卫星高度角的函数, 且满足关系 $R_{tr}\approx R_{ts}\gg R_{sr}$; $G_R(\cdot)$和$G_L(\cdot)$为 GNSS 天线的右旋和左旋圆极化增益; R_{RL}和R_{RR}分别为地表的左旋和右旋圆极化反射系数[28]:

$$\begin{cases} R_{RL} = \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\varepsilon_r\sin\theta-\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}{\varepsilon_r\sin\theta+\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}} - \dfrac{\sin\theta-\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}{\sin\theta+\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}\right) \\ R_{RR} = \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\varepsilon_r\sin\theta-\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}{\varepsilon_r\sin\theta+\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}} + \dfrac{\sin\theta-\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}{\sin\theta+\sqrt{\varepsilon_r-\cos^2\theta}}\right) \end{cases} \tag{11}$$

式中: ε_r为地表介电常数。图 3 为淡水和土壤湿度为 0.5 cm^3/cm^3 的土壤反射系数幅度$|R_{RR}|$随卫星高度角的变化。随高度角增加, 右旋圆极化的反射系数幅度减小, 而左旋圆极化的反射系数幅度增加, 即反射信号的右旋圆极化成分随高度角增加而减小, 而左旋圆极化成分增加。相比于土壤, 淡水的右旋圆极化的反射系数幅度更大, 而左旋圆极化的反射系数幅度更小。由式 (9) 和式 (10) 可知, 反射和直射信号的幅度比与反射系数幅度成正比:

$$\widetilde{r}_{rd} = \frac{A_r}{A_d} \approx \sqrt{\frac{G_R(-\theta,\phi)|R_{RR}|^2 + G_L(-\theta,\phi)|R_{RL}|^2}{G(-\theta,\phi)}} \tag{12}$$

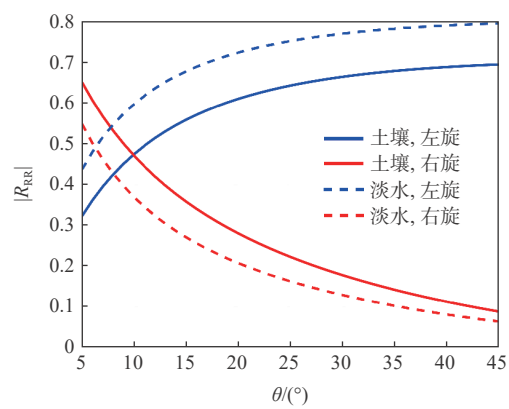


图 3　淡水和土壤表面反射系数幅度随卫星高度角的变化

Fig. 3　Variation of reflection coefficient amplitude of freshwater and soil with satellite elevation angle

图 4 为淡水和土壤湿度为 0.5 cm^3/cm^3 的土壤表面的 GPS L1 CA 码载噪比序列。随卫星高度角增加, 载噪比序列呈现一个缓变化叠加一个快振荡

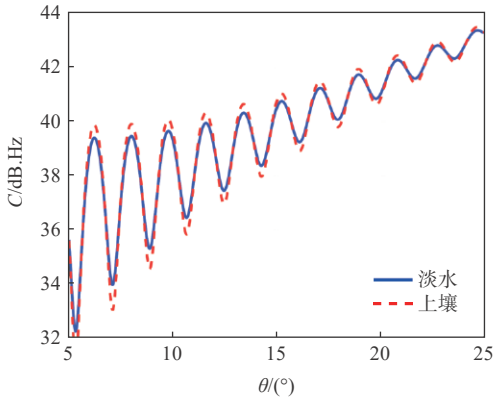


图4 淡水和土壤表面的GNSS-IR的载噪比

Fig. 4 Carrier-to-noise ratio of GNSS-IR from freshwater and soil surfaces

的趋势。缓变化由式(8)中A_{d}^2和A_{r}^2决定，而振荡项由式(8)中$2A_{\mathrm{d}}A_{\mathrm{r}}\cos\varphi_{\mathrm{dr}}$决定。在场景参数一致时，淡水和土壤的载噪比序列的缓变化基本呈现相似趋势。土壤的右旋圆极化反射较淡水强使其振荡项的包络幅度较淡水大。

2 河流边界及水位测量方法论

如图5所示，随导航卫星的运动，镜面反射点在地表形成轨迹。当GNSS天线位于河流附近时，镜面反射点轨迹的一部分落在河流表面，另一部分落于河岸上。由于淡水和土壤的介电常数不一样，使得河流和河岸反射信号的幅度不同；此外，由于大部分河岸相对河流倾斜，使得河流和河岸反射的GNSS信号相对于直达信号的实验变化率不同。因此，利用GNSS-IR载噪比的振荡$\tilde{r}_{\mathrm{rd}}$的包络幅度及反射信号相对于直射信号的实验变化率S_τ识别河流和河岸，并结合镜面反射点轨迹探测河流边界。

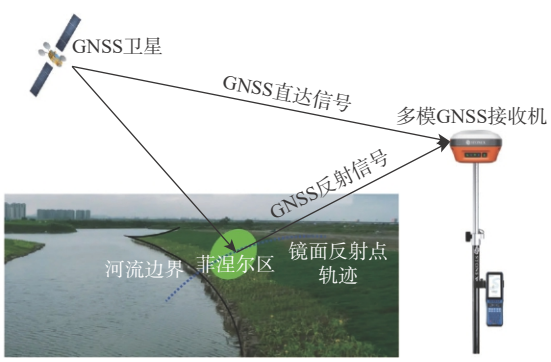


图5 河流探测示意图

Fig. 5 Schematic diagram of river detection

2.1 反射系数幅度和实验变化率估计

反射系数幅度的反演是从载噪比序列估计沿镜面反射点轨迹的河流或河岸反射系数幅度的过程。利用3阶多项式拟合载噪比序列得到式(8)的缓变化：

$$\overline{C}=\sum_{i=0}^{3}a_i\theta^i \tag{13}$$

式中：a_i为拟合系数。如图6所示，3阶多项式可很好的拟合载噪比缓变趋势项。

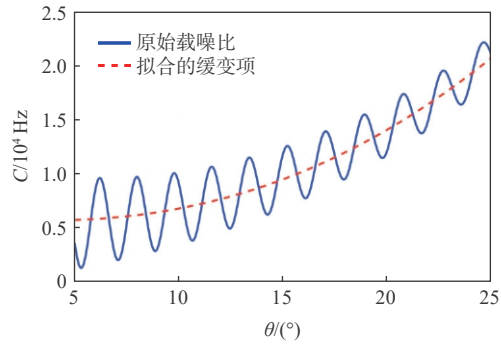


图6 原始载噪比序列和拟合的缓变趋势项

Fig. 6 Original carrier-to-noise ratio sequence and fitted slow trend term

从载噪比序列中减去缓变项得到振荡项：

$$\widetilde{C}=C-\overline{C}=\frac{2A_{\mathrm{d}}A_{\mathrm{r}}\cos\varphi_{\mathrm{dr}}}{kT_{\mathrm{equ}}} \tag{14}$$

利用缓变项对振荡项进行归一化：

$$r_{\mathrm{rd}}=\frac{\widetilde{C}}{\overline{C}}=\frac{2A_{\mathrm{d}}A_{\mathrm{r}}}{A_{\mathrm{d}}^2+A_{\mathrm{r}}^2}\cos\varphi_{\mathrm{dr}}=\frac{2\tilde{r}_{\mathrm{rd}}}{1+\tilde{r}_{\mathrm{rd}}^2}\cos\varphi_{\mathrm{dr}} \tag{15}$$

采用希尔伯特变换估计式(15)的包络和相位。希尔伯特变换为将输入信号或时序的相位进行90°相移的全通线性滤波器[29]：

$$\hat{r}_{\mathrm{rd}}=T[r_{\mathrm{rd}}]=\frac{1}{\pi}\int_{-\infty}^{+\infty}\frac{r_{\mathrm{rd}}}{\gamma-\theta}\mathrm{d}\theta \tag{16}$$

式中：$T[\cdot]$为希尔伯特算子。

式(15)的包络和相位即为

$$|r_{\mathrm{rd}}|=\sqrt{r_{\mathrm{rd}}^2+\left(\hat{r}_{\mathrm{rd}}\right)^2} \tag{17}$$

$$\hat{\varphi}_{\mathrm{dr}}=\mathrm{atan2}\left(\frac{\hat{r}_{\mathrm{rd}}}{r_{\mathrm{rd}}}\right) \tag{18}$$

图7为希尔伯特变换有效估计了归一化振荡的包络和相位。

归一化振荡包络$|r_{\mathrm{rd}}|$是反射和直射信号幅度比$\tilde{r}_{\mathrm{rd}}$的一元二次方程。根据一元二次方程求跟公式，$\tilde{r}_{\mathrm{rd}}$为

$$\tilde{r}_{\mathrm{rd}}=\frac{1-\sqrt{1-|r_{\mathrm{rd}}|^2}}{|r_{\mathrm{rd}}|} \tag{19}$$

已有的GNSS-IR估计振荡频率或实验变化率的方法是Lomb-Scargle (LS)谱估计[18-20]。该方法需数个完整周期的振荡进行谱估计，具有较低的时间分辨率。本文基于希尔伯特变换估计的相位，提出

线性拟合估计实验变化率的方法:

$$\widehat{S}_{\tau}=\underset{\{S_{\tau},b\}}{\arg\min}\left\{\sum_{i=1}^{M}\left|\frac{\lambda}{2\pi}\widehat{\varphi}_{\mathrm{dr}i}-(S_{\tau}\sin\theta+b)\right|^{2}\right\} \tag{20}$$

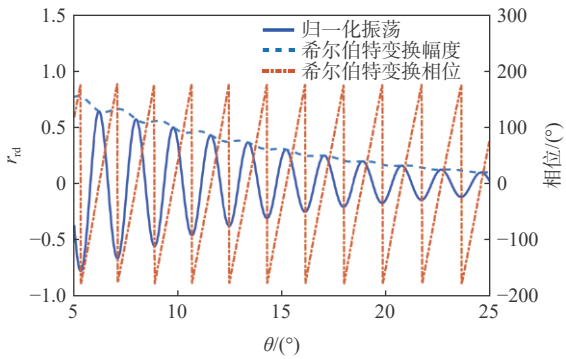


图 7　归一化振荡、希尔伯特变换估计的振荡包络和相位

Fig. 7　Normalized oscillation and estimated oscillation envelope and phase using Hilbert transform

式中: b 为线性函数的截距。图 8 为 GNSS 天线距反射面距离 3.08 m 时, 不同采样点数的线性拟合法和 LS 谱估计法估计的实验变化率 S_{τ}。

当导航卫星以约 0.005 (°)/s 变化时, 200 个采样点数对应约 1°的高度角变化和约 3 min 的时间间隔。由于未形成完整周期的振荡使得 LS 谱估计法无法正确估计实验变化率, 而线性拟合估计的变化率在真值 6.16 m 周围微小变化。当采样率为 400 时, 载噪比时序包含完整周期振荡, LS 谱估计和线性拟合法均正确估计实验变化率。线性拟合和 LS 谱估计的均方根误差分别为 0.05 m 和 0.27 m。随着采样点数的增加, 实验变化率的测量误差减小。当采样点数为 600 时, 线性拟合和 LS 谱估计

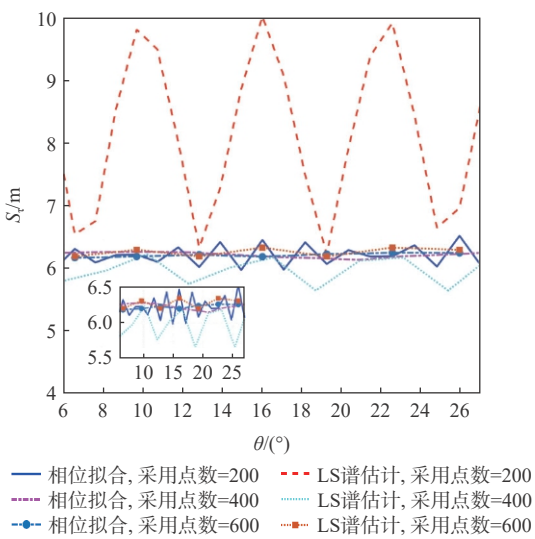


图 8　不同采用点数的线性拟合和 LS 谱估计的实验变化率

Fig. 8　Delay rate using linear fitting and LS spectrum with different sampling number

的测量误差分别为 0.02 m 和 0.08 m。这表明相位拟合法可利用更短时间间隔的载噪比序列测量实验变化率。

2.2　空间映射

网格化数据合成依据一定规则, 选择一段时间范围内的多颗 GNSS 卫星的数据, 形成某一观测网格单元的观测值。对高度角和方位角 2 个维度进行网格化, 形成网格化的高度角-方位角观测单元, 其中, 观测单元$\{i,j\}$内的高度角和方位角满足:

$$\begin{cases}(i-1)\Delta\theta\leqslant\theta<i\Delta\theta\\(j-1)\Delta\phi\leqslant\phi<j\Delta\phi\end{cases} \tag{21}$$

式中: $\Delta\theta$和$\Delta\phi$为高度角和方位角的网格间隔。将每天的 GNSS 卫星数据反演的反射系数幅度匹配到对应的网格内, 并利用最小二乘法得到对应网格的介电常数:

$$\widehat{\varepsilon}_{ij}=\underset{\varepsilon_{\mathrm{r}}}{\arg\min}\left\{\sum_{n=1}^{N}\left|\left|\widetilde{r}_{\mathrm{rd}n}(i,j)\right|-\left|\widetilde{r}_{\mathrm{rd}}(\varepsilon_{\mathrm{r}})\right|\right|^{2}\right\} \tag{22}$$

式中: $\widetilde{r}_{\mathrm{rd}}(\varepsilon_{\mathrm{r}})$为式 (12) 所示的反-直比理论模型; $|\widetilde{r}_{\mathrm{rd}n}(i,j)|$为网格$\{i,j\}$内反-直比的测量值; N为每天落入网格$\{i,j\}$的观测点数。通过对落入网格内的实验变化率估计值进行平均合成实验变化率的网格化数据:

$$\widehat{S}_{\tau ij}=\frac{1}{M}\sum_{n=1}^{M}S_{\tau n}(i,j) \tag{23}$$

式中: $S_{\tau n}(i,j)$为落入网格$\{i,j\}$的实验变化率估计值。

随导航卫星运动, 镜面反射点在地表形成运行轨迹。图 9 为卫星高度角和方位角与地表空间形成一一映射。以 GNSS 天线在水平面上的投影点为坐标原点, 并以水平面为 E-N 平面, 建立东-北-天直角坐标系。高度角-方位角域与空间域的映射关系为

$$\begin{cases}e=\dfrac{h}{\tan\theta}\sin\phi\\n=\dfrac{h}{\tan\theta}\cos\phi\end{cases} \tag{24}$$

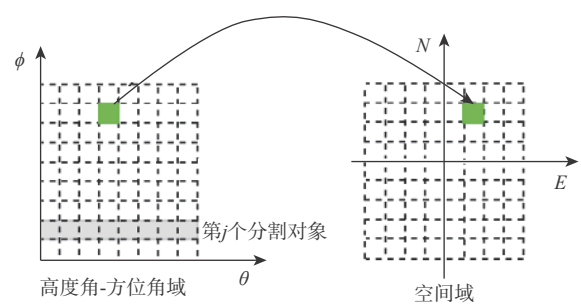


图 9　高度角-方位角域和空间域的映射示意图

Fig. 9　Schematic diagram of mapping from elevation angle-azimuth domain to space domain

通过映射关系可将高度角-方位角域的合成数据及提取的河流边界映射至空间域。

2.3 河流/河岸识别

利用介电常数及实验变化率的差异性可识别河流和河岸。最大类间方差是一种自适应阈值分割方法[30]。本文以如图9所示的每个方位角上的网格化数据为分割对象，采样3阈值的最大类间方差识别河流和河岸：

$$\left\{\hat{k}_{j1},\hat{k}_{j2},\hat{k}_{j3}\right\}=\underset{0<k_{j1}<k_{j2}<k_{j3}<L_j}{\arg\min}\left\{\sigma_{\mathrm{B}j}^2\left(k_{j1},k_{j2},k_{j3}\right)\right\} \tag{25}$$

式中：L_j为第j个方位角上的反射系数幅度或实验变化率的最大值；k_{j1}、k_{j2}和k_{j3}为第j个方位角上的3个分割阈值；$\sigma_{\mathrm{B}j}^2$为第j个方位角上的反射系数幅度或实验变化率的类间方差，定义为

$$\sigma_{\mathrm{B}j}^2=\sum_{i=0}^{3}\omega_{ji}\left(\mu_{ji}-\mu_{j\mathrm{T}}\right)^2 \tag{26}$$

式中：$\mu_{j\mathrm{T}}$为第j个方位角上反射系数幅度或实验变化率的均值；μ_{ji}为第j个方位角上的第i类的类内均值；ω_{ji}为第j个方位角上的第i类元素所占比例。当第j个方位角上同时有河流和河岸观测值时，分类对象呈现双峰特性。k_{j1}和k_{j3}分别位于河岸和河流观测值的聚集点附近，k_{j2}位于河流和河岸观测值的模糊区。当第j个方位角上仅有河流或河岸观测值时，分类对象呈单峰特性，k_{j1}～k_{j3}均在河流或河岸观测值附近。因此，根据k_{j1}和k_{j3}的差值可作为分类对象是否同时有河流和河岸观测值的判据。当差值大于设定判定既有河流又有河岸观测值，否则，仅含有河流或河岸观测值。k_{j2}可作为河流和河岸观测值的判据。观测值大于k_{j2}则判定为河流，小于k_{j2}判定为河岸。为降低噪声对判决的影响，被判定为河流或河岸的观测值数目大于设定阈值。河流和河岸的判决流程如图10所示，具体流程如下。

步骤1 读取第j个高度角的观测值。

步骤2 利用最大类间方差求解3个分割阈值。

步骤3 判决k_{j1}和k_{j3}的绝对差值是否大于设定阈值T_{h1}。当小于T_{h1}时，进入步骤4；当大于T_{h1}时，进入步骤5。

步骤4 求解所有第j个方位角上的观测值的均值m_j，m_j大于设定阈值T_{h4}判定第j个方位角上的观测值均为河流，小于判定第j个方位角上的观测值均为河岸。

步骤5 判定观测值数目$n_{>k_{j2}}$是否大于设定阈值T_{h2}且观测值数目$n_{>k_{j2}}$是否大于设定阈值T_{h3}。如不满足判决，进入步骤4；如满足，则进入步骤6。

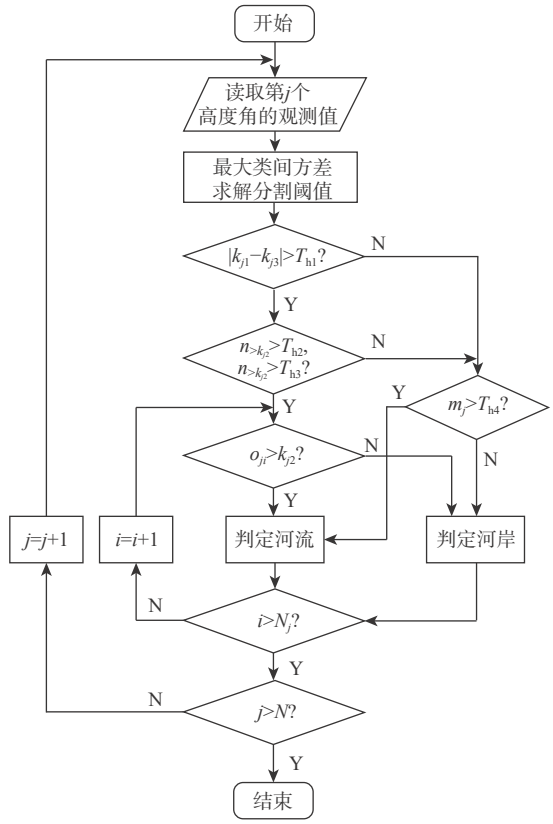


图10 河流/岸识别或判决流程

Fig. 10 Identification and judgement process for river and bank

步骤6 第j个方位角上的第i个观测值o_{ji}大于k_{j2}的判断为河流，小于k_{j2}的判定为河岸。

步骤7 当i≤第j个方位角观测值总数N_j时，跳转至步骤6进行下一个观测值的判决；当大于时，进入步骤8。

步骤8 当j≤方位角网格总数N时，跳转至步骤1处理下一个方位角观测值；当大于时，跳出循环，判决完毕。

阈值T_{h1}设置为$|o_{\mathrm{T1}}-o_{\mathrm{T2}}|/2$（其中，$o_{\mathrm{T1}}$和$o_{\mathrm{T2}}$分别为2个分类对象属性的理论值，即河流和河岸观测值的理论值）；T_{h2}和T_{h3}设置为分类对总数目的10%；T_{h4}设置为$|o_{\mathrm{T1}}+o_{\mathrm{T2}}|/2$。

2.4 河流边界提取

河流和河岸被识别后，以河流靠近河岸的点为河流边界点。检测的边界点的高度角和方位角构成的集合为$\{\theta_1,\phi_1;\theta_2,\phi_2;\cdots;\theta_M,\phi_M\}$。利用式(24)将集合映射至空间域$\{e_{\mathrm{b}1},n_{\mathrm{b}1};e_{\mathrm{b}2},n_{\mathrm{b}2};\cdots;e_{\mathrm{b}M},n_{\mathrm{b}M}\}$。假设在建立的直角坐标系内，视场内的河流边界呈线性：

$$n_{\mathrm{b}}=p_1e_{\mathrm{b}}+p_2 \tag{27}$$

式中：e_{b}和n_{b}分别为河流边界的东和北向坐标；p_1和p_2为河流边界的线性系数，可通过拟合检测的河流边界点得到：

$$\{\hat{p}_1,\hat{p}_2\}=\arg\min_{\{p_1,p_2\}}\left\{\sum_{i=1}^{M}|n_{bi}-(p_1e_{bi}+p_2)|^2\right\} \tag{28}$$

为提高河流边界提取精度, 本文采用循环拟合。具体流程如下。

步骤 1　利用式 (28) 拟合检测的河流边界点得到 p_1 和 p_2。

步骤 2　计算各检测的边界点到拟合的式 (27) 的距离:

$$d_i=\frac{|p_1e_{bi}-n_{bi}+1|}{\sqrt{p_1^2+1}} \tag{29}$$

步骤 3　判断检测边界点的最大距离是否大于设定阈值 T_{loop}。若大于阈值, 则剔除距离最大的边界点, 跳转至步骤 1; 若小于阈值, 则结束循环, 输出 p_1 和 p_2。

2.5　河流水位反演

识别河流和河岸后, 河流表面的实验变化率可用于测量 GNSS 天线到河流表面的垂直距离:

$$\hat{h}=\left\langle\frac{S_{\tau ij}}{2}\right\rangle\Bigg|_{(i,j)\in R_{\text{iver}}} \tag{30}$$

式中: $S_{\tau ij}|_{(i,j)\in R_{\text{iver}}}$ 为河流表面的实验变化率; $\langle\cdot\rangle$ 为均值算子。河流水位通过 GNSS 天线距水平面的距离减去测量的 GNSS 天线距河流表面的距离得到。

3　仿真验证

为验证本文提出的河流边界提取和水位测量方法, 本文搭建仿真平台, 利用真实导航卫星星历和假设的河流/岸建立仿真场景, 开展仿真验证。

3.1　仿真场景

仿真地点的经纬度坐标设置为 37.447 5°N, 119.010 0°E, 时间为 2021 年 6 月 19 日。本文设计 2 种仿真场景。由于本文假设天线视场内的河流边界为线性, 因此, 本文假设的第 1 个场景为斜率为 0 场景, 第 2 个场景为斜率非 0 场景, 如图 11 所示。第 1 种场景的侧视和俯视图如图 11(a) 和图 11(b) 所示, 其中, 河流为东西走向, 河流边界距 GNSS 天线的水平距离为 15 m, 河岸斜度为 1.9°, 河流边界的线性方程 $n_{\text{b}}=-15$。第 2 种场景的侧视和俯视图如图 11(c) 和图 11(d) 所示, 其中, 河流的方位角为 45°, GNSS 天线距河流边界的水平距离为 14.14 m, 河岸斜度为 1.9°, 河流边界的线性方程 $n_{\text{b}}=e_{\text{b}}-10$。2 种场景中 GNSS 天线距河流表面的垂直距离均为 3.5 m。

GNSS 卫星包括 GPS、Galileo、GLONASS 和北斗共 120 颗。卫星高度角限定在 5°～40°。图 12 为仿真时间段的天空视图。由图可知, 由于 GPS 和北斗在轨卫星较 GLONASS 和 Galileo 多, 覆盖了更多的方位角区域; GLONASS 较其他系统有更高的轨道倾角, 其方位向的覆盖区域更大; 四大系统的轨道均为倾斜轨道, 导致北向低高度角区域无覆盖, 使得北向探测能力差。

为更符合真实场景, 本文建立的仿真平台对产生的直射和反射信号加入高斯白噪声, 且天线增益采用实际天线的增益图。

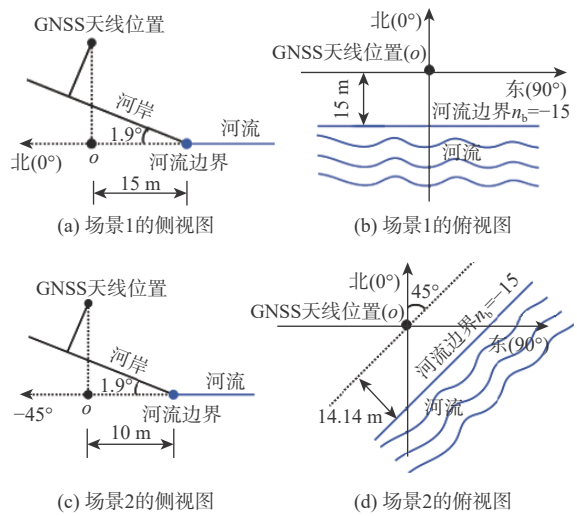


图 11　仿真场景的侧视和俯视图

Fig. 11　Side view and top view of simulation scenario

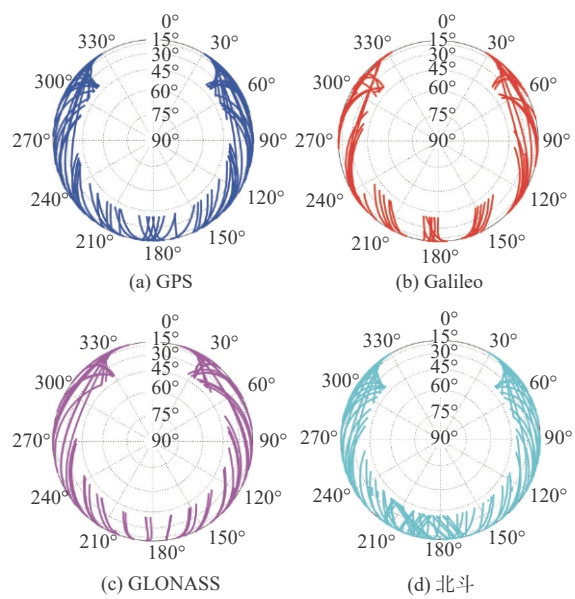


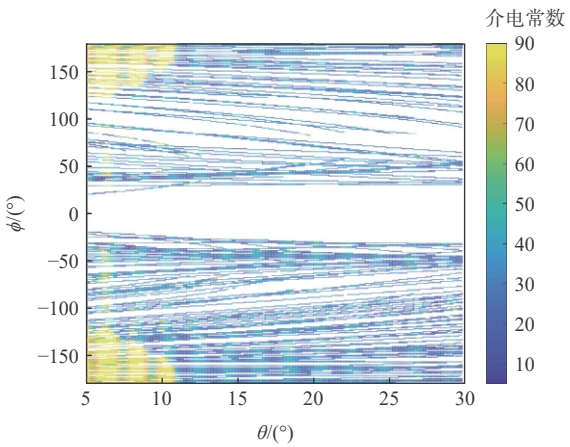
图 12　仿真时间段的天空视图

Fig. 12　Sky view of simulation

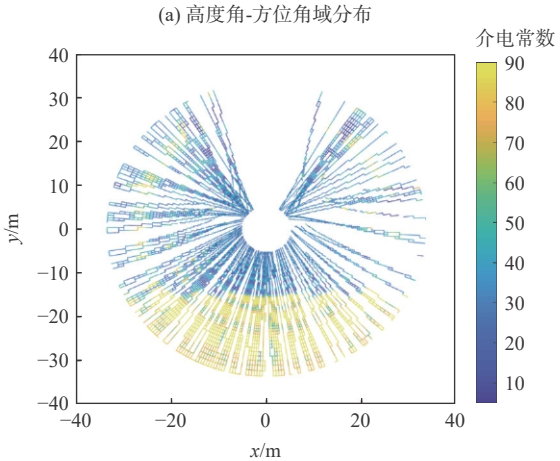
3.2　仿真结果

网格化介电常数的高度角和方位角间隔分别为 0.2°和 1.0°。由于实验变化率的空间分辨率较低, 因此, 数据合成的高度角和方位角间隔较介电常数低, 为 1.0°和 1.5°。图 13 为仿真场景 1 中反演

的介电常数在高度角-方位角域及空间域的分布。尽管由于希尔伯特变换估计的包络存在微弱振荡，使得反演的介电常数也随着高度角变化呈微弱周期性变化，但反演的介电常数在河流和河岸区域存在明显差异，且其空间分布和场景 1 的河流/河岸分布相一致。



(a) 高度角-方位角域分布

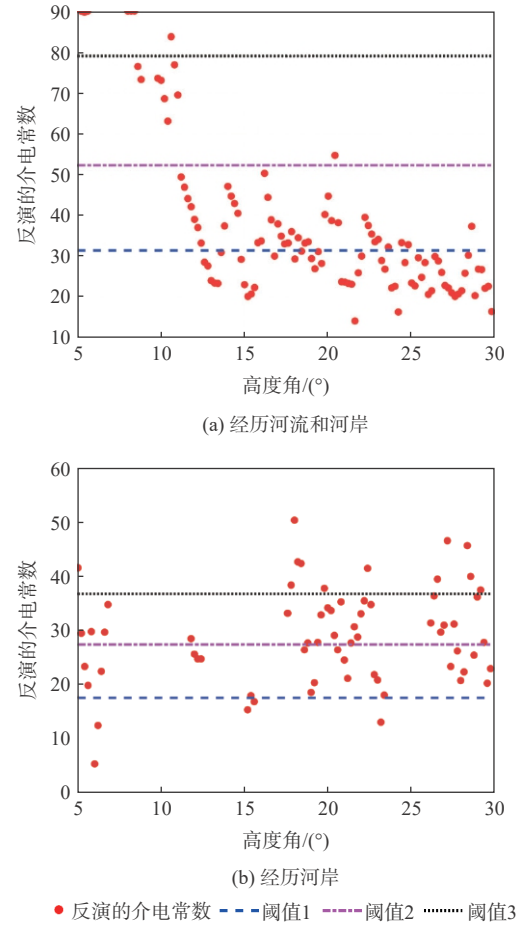


(b) 空间域的分布

图 13 场景 1 中反演的介电常数分布

Fig. 13 Distribution of retrieved dielectric constant for scenario 1

为确定最大类间方差法在分割河流和河岸的有效性，本文对图 13 中方位角为 146°～147°的全河岸和方位角为 0°～1°的既含河流又含河岸的介电常数进行分析，如图 14 所示，对于方位角为 0°～1°的分割对象，通过最大类间方差确定的 3 个阈值分别为 31.28、52.15 和 78.97。阈值 1 位于反演的河岸介电常数附近，阈值 3 位于反演的河流介电常数附近，且两阈值的差为 47.69；而阈值 2 将反演的介电常数有效分割为河流和河岸 2 个不同区间。方位角为 146°～147°的介电常数的 3 个阈值分别为 17.70、22.60 和 36.98，均位于河岸介电常数附近。阈值 1 和阈值 3 的差值为 19.28，显著小于方位角为 146°～147°的差值。因此，通过阈值 1 和阈值 3 的差值可判断分类对象的属性，而通过阈值 2 进行



(a) 经历河流和河岸

(b) 经历河岸

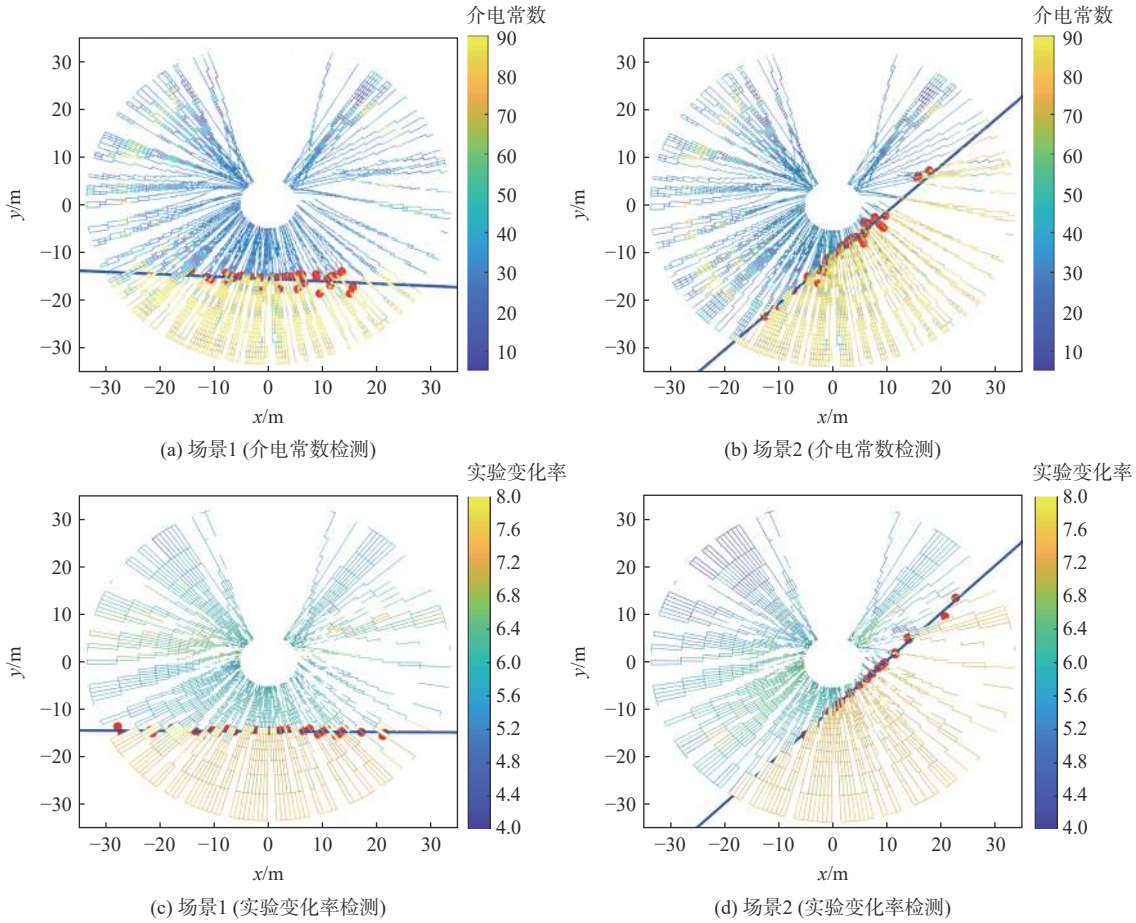
图 14 镜面反射点介电常数随高角度变化

Fig. 14 Dielectric constant of specular reflection point versus elevation angle

河流和河岸分割。

在利用反-直比识别河流和河岸时，本文设置的 T_{h1}～T_{h4} 分别为 20、8、8 和 55；而在利用实验变化率识别河流和河岸时，分别设置为 0.4、3、3 和 6.5。图 15 为利用 3.5 节所述方法检测的场景 1 和 2 的河流边界。设定 T_{loop} 为 4，利用介电常数检测的场景 1 和场景 2 的河流边界 $n_b = -0.05e_b - 15.81$ 和 $n_b = 0.99e_b - 11.06$。检测的河流边界点到真实边界的距离的均方根误差分别为 1.47 m 和 1.13 m。实验变化率检测的场景 1 和场景 2 的河流边界 $n_b = -0.01e_b - 14.84$ 和 $n_b = 1.00e_b - 9.66$。均方根误差分别为 0.49 m 和 0.35 m。不管是反-直比还是实验变化率，均能正确的提取河流边界。

图 16 为检测的河流边界点的均方根误差随设定阈值 T_{loop} 的关系。随着阈值 T_{loop} 的增大，检测的均方根误差越大。这表明在循环拟合过程中不断剔除最大误差的边界点可有效提高河流边界检测精度。利用式 (30) 测量 GNSS 天线距离河流表面的垂直高度。场景 1 和场景 2 的测量高度分别为 3.59 m 和 3.63 m，和真实值的误差分别为 0.09 m 和 0.13 m。



(a) 场景1 (介电常数检测)　(b) 场景2 (介电常数检测)

(c) 场景1 (实验变化率检测)　(d) 场景2 (实验变化率检测)

图 15　利用介电常数和实验变化率检测的仿真场景 1 和场景 2 的河流边界

Fig. 15　Detected river boundaries in simulation scenarios 1 and 2 using dielectric constant and delay rate

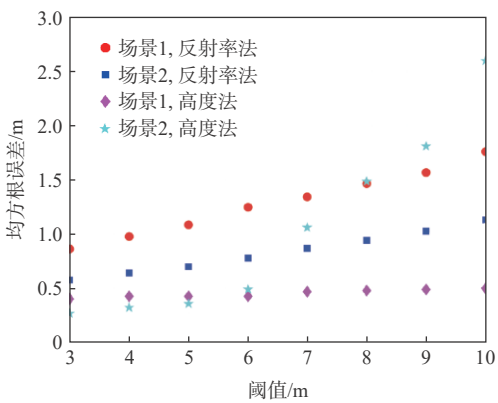


图 16　检测的河流边界的均方根误差与设定阈值 T_{loop} 的关系

Fig. 16　Relationship between root mean square error of detected river boundary and set threshold T_{loop}

4　结　论

本文从几何构型和理论模型角度探究了 GNSS-I/MR 提取河流边界和测量河流水位的可行性。

1）基于河流和河岸介电常数的差异性和河岸相比于河流有一定斜度的事实，本文提出了对河流边界敏感的反-直比和实验变化率 2 个观测量，并提出了基于 3-阈值最大类间方差的河流/河岸识别方法和循环拟合的河流边界提取方法。

2）为验证本文方法在河流边界提取和水位测量方面的有效性，搭建了仿真平台，并设计了 2 种河流场景实验开展了仿真验证。仿真结果表明反-直比和实验变化率均能有效提取河流边界，通过利用河流表面的实验变化率可测量河流水位。在设定参数下，利用介电常数检测的场景 1 和场景 2 的河流边界的均方根误差分别为 1.47 m 和 1.13 m；实验变化率检测的场景 1 和场景 2 的河流边界均方根误差分别为 0.49 m 和 0.35 m；场景 1 和场景 2 的测量高度和真实值的误差分别为 0.09 m 和 0.13 m。

参考文献（References）

[1] 伍光和, 王乃昂, 胡双熙, 等. 自然地理学[M]. 4 版. 北京: 高等教育出版社, 2008: 202-222.
WU G H, WANG N A, HU S X, et al. Physical geography[M]. 4th ed. Beijing: Higher Education Press, 2008: 202-222 (in Chinese).

[2] 吴炳方. 流域遥感[M]. 北京: 科学出版社, 2019: 42.
WU B F. Watershed remote sensing[M]. Beijing: Science Press, 2019: 42 (in Chinese).

[3] 中华人民共和国应急管理部. 2020 年全国自然灾害基本情况[EB/OL]. (2021-01-08)[2021-03-22]. https://www.mem.gov.cn/xw/yjglbgzdt/202101/t20210108_376745.shtml.

Ministry of Emergency Management of the People's Republic of China. Baisc information of natural disasters in China in 2020 [EB/OL]. (2021-01-08)[2021-03-22]. https://www.mem.gov.cn/xw/yjglbgzdt/202101/t20210108_376745.shtml(in Chinese).

[4] 史卓琳, 黄昌. 河流水情要素遥感研究进展[J]. 地理科学进展, 2020, 39(4): 670-684.
SHI Z L, HUANG C. Recent advances in remote sensing of river characteristics[J]. Progress in Geography, 2020, 39(4): 670-684 (in Chinese).

[5] KINOSHITA R, UTAMI T, UENO T. Image processing for aerial photographs of flood flow[J]. Journal of the Japan Society of Photogrammetry and Remote Sensing, 1990, 29(6): 4-17.

[6] COSTA J E, CHENG R T, HAENI F P, et al. Use of radars to monitor stream discharge by noncontact methods[J]. Water Resources Research, 2006, 42(7): W07422.

[7] LYZENGA D R. Passive remote sensing techniques for mapping water depth and bottom features[J]. Applied Optics, 1978, 17(3): 379-383.

[8] VILLADSEN H, ANDERSEN O B, STENSENG L, et al. CryoSat-2 altimetry for river level monitoring—Evaluation in the Ganges-Brahmaputra River Basin[J]. Remote Sensing of Environment, 2015, 168: 80-89.

[9] BRAKENRIDGE G R, NGHIEM S V, ANDERSON E, et al. Space-based measurement of river runoff[J]. Eos, Transactions American Geophysical Union, 2005, 86(19): 185-188.

[10] HALL C D, CORDEY R A. Multistatic scatterometry[C]//Proceedings of the International Geoscience and Remote Sensing Symposium, 'Remote Sensing: Moving Toward the 21st Century'. Piscataway: IEEE Press, 2002: 561-562.

[11] MARTIN-NEIRA M. A pasive reflectometry and interferometry system (PARIS) application to ocean altimetry[J]. ESA Journal, 1993, 17(4): 331-355.

[12] 杨东凯, 王峰. GNSS 反射信号海洋遥感方法及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2020: 15-16.
YANG D K, WANG F. Method and application of ocean remote sensing based on GNSS reflection signal[M]. Beijing: Science Press, 2020: 15-16 (in Chinese).

[13] DAHL-JENSEN T S, ANDERSEN O B, WILLIAMS S D P, et al. GNSS-IR measurements of inter annual sea level variations in Thule, Greenland from 2008—2019[J]. Remote Sensing, 2021, 13(24): 5077.

[14] 王笑蕾, 何秀凤, 陈殊, 等. 地基 GNSS-IR 风速反演原理及方法初探[J]. 测绘学报, 2021, 50(10): 1298-1307.
WANG X L, HE X F, CHEN S, et al. Preliminary study on theory and method of ground-based GNSS-IR wind speed[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2021, 50(10): 1298-1307 (in Chinese).

[15] GHIASI Y, DUGUAY C R, MURFITT J, et al. Application of GNSS interferometric reflectometry for the estimation of lake ice thickness[J]. Remote Sensing, 2020, 12(17): 2721.

[16] 孙波, 梁勇, 汉牟田, 等. 基于 GPS 多星三频数据融合的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(6): 1089-1096.
SUN B, LIANG Y, HAN M T, et al. A method for GNSS-IR soil moisture inversion based on GPS multi-satellite and triple-frequency data fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1089-1096 (in Chinese).

[17] LI Y W, YU K G, CHANG X, et al. Estimation of wheat height with SNR observations collected by low-cost navigational GNSS chip and RHCP antenna[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 1809, 19: 8024905.

[18] LARSON K M, NIEVINSKI F G. GPS snow sensing: Results from the EarthScope Plate Boundary Observatory[J]. GPS Solutions, 2013, 17(1): 41-52.

[19] REINKING J. GNSS-SNR water level estimation using globaloptimization based on interval analysis[J]. Journal of Geodetic Science, 2016, 6(1): 80-92.

[20] ZEIGER P, FRAPPART F, DARROZES J, et al. SNR-based water height retrieval in rivers: Application to high amplitude asymmetric tides in the Garonne River[J]. Remote Sensing, 2021, 13(9): 1856.

[21] LI W Q, CARDELLACH E, FABRA F, et al. Lake level and surface topography measured with spaceborne GNSS-reflectometry from CYGNSS mission: Example for the Lake Qinghai[J]. Geophysical Research Letters, 2018, 45(24): 13332-13341.

[22] CARDELLACH E, LI W Q, RIUS A, et al. First precise spaceborne sea surface altimetry with GNSS reflected signals[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2019, 13: 102-112.

[23] WARNOCK A, RUF C. Response to variations in river flowrate by a spaceborne GNSS-R river width estimator[J]. Remote Sensing, 2019, 11(20): 2450.

[24] BAI W H, XIA J M, WAN W, et al. A first comprehensive evaluation of China's GNSS-R airborne campaign: Part II-river remote sensing[J]. Science Bulletin, 2015, 60(17): 1527-1534.

[25] WANG F, ZHANG B, YANG D K, et al. Sea-state observation using reflected BeiDou GEO signals in frequency domain[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2016, 13(11): 1656-1660.

[26] ZHANG Y, YAN Z Y, YANG S H, et al. Research on shore-based river flow velocity inversion model using GNSS-R raw data[J]. Remote Sensing, 2022, 14(5): 1170.

[27] NIEVINSKI F G, LARSON K M. Forward modeling of GPS multipath for near-surface reflectometry and positioning applications[J]. GPS Solutions, 2014, 18(2): 309-322.

[28] 洪学宝, 张波, 杨东凯, 等. 地基 GNSS-R 功率测量应用中的天线方向性影响分析[J]. 北京理工大学学报, 2021, 41(6): 658-664.
HONG X B, ZHANG B, YANG D K, et al. Antenna directivity effect analysis for ground-based GNSS-R power measurement applications[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2021, 41(6): 658-664 (in Chinese).

[29] 何宜军, 陈忠彪, 李洪利. 海洋数据处理分析方法[M]. 北京: 科学出版社, 2021.
HE Y J, CHEN Z B, LI H L. Ocean data processing and analysis method[M]. Beijing: Science Press, 2021 (in Chinese).

[30] OTSU N. A threshold selection method from gray-level histograms[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1979, 9(1): 62-66.

Theories and simulations of river boundary and level measurement using GNSS-I/MR

WANG Feng[1]，YANG Pengyu[1]，YANG Dongkai[1, 2, *]

(1. Department of Electronic Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. Zhongfa Aviation Institute，Beihang University，Hangzhou 311115，China)

Abstract: This paper explored the feasibility of extracting the river boundary and measuring the river level using global navigation satellite system-interferometric/multipath reflectometry (GNSS-I/MR) from its geometry and theoretical models. Based on the difference in the dielectric constant between the bank and river and the fact that the bank has a slope relative to the river, two observational variables sensitive to river boundary, namely the reflected-to-direct ratio and the delay rate were defined. According to the estimated envelope and phase of carrier-to-noise ratio using Hilbert transform, this paper proposed the estimation method of the reflected-to-direct ratio based on a univariate quadratic equation and that of the delay rate based on linear fitting, as well as a 3-threshold maximum interclass variance-based algorithm to recognize river/bank and a looped fitting-based algorithm to extract the river boundary. The river level was measured based on the delay rate of the river surface. By setting up a simulation platform and designing two river scenarios, the effectiveness of the proposed method was verified through simulation.

Keywords: GNSS-IR; river boundary; river level; Hilbert transform; maximum interclass variance; looped fitting

Received：2022-06-22；**Accepted**：2022-08-29；**Published Online**：2022-10-09 15：25
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221009.0936.006
Foundation item：National Natural Science Foundation of China (42104031)
* **Corresponding author**. E-mail: yangdongkai@sina.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0533

方形通道内超临界压力二氧化碳传热恶化数值研究

王彦红[1]，李雨健[1]，李洪伟[1,*]，东明[2]
(1. 东北电力大学 能源与动力工程学院，吉林 132012；2. 大连理工大学 能源与动力学院，大连 116024)

摘 要：基于二氧化碳代替碳氢燃料进行航空发动机热防护的应用，开展方形冷却通道内超临界二氧化碳传热恶化数值研究。探究沿通道轴向和周向的换热特征，通过温度、局部流量、流线的分布情况揭示传热恶化的原因，进一步通过边界层分析阐述传热恶化的演变过程。考察运行压力和壁面粗糙度对换热的影响机制。获得不同运行压力和壁面粗糙度下的传热恶化临界热流密度，建立临界热流密度预测准则。结果表明：通道顶部壁面附近高温类气态层、局部流量减小和流线畸变是传热恶化的特征，缓冲层出现湍动能剧减和流速峰值是传热恶化的原因。提高运行压力和增大壁面粗糙度有利于抑制传热恶化问题，所建准则(误差±15%)可实现对传热恶化临界热流密度的良好预测。

关 键 词：方形通道；超临界压力；二氧化碳；传热恶化；边界层
中图分类号：V231.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-1888-10

再生冷却在超燃冲压发动机热防护中广泛应用[1-2]。再生冷却通道紧靠燃烧室壁面，冷却剂采用吸热型碳氢燃料，其在高温下出现热裂解结焦积碳，可能造成冷却通道阻塞甚至局部传热恶化烧穿[3-4]。该问题的一种解决方案是附加闭式布雷顿循环，以超临界二氧化碳取代碳氢燃料流过冷却通道带走燃烧室壁面热量，而碳氢燃料在换热器中通过高温二氧化碳预热后喷射到燃烧室进行燃烧[5]。因此，再生冷却条件下通道内超临界二氧化碳的换热研究需要重视。

国内外学者对再生冷却通道内吸热型碳氢燃料的换热开展了较多研究。Hu等[6]探究了方形通道中火箭推进剂3号(rocket propellant-3, RP-3)航空煤油的换热问题，顶壁面温度高于底壁面，底壁面热流密度高于顶壁面，强浮升力是壁温和热流周向不均的原因。Sun等[7]考察了顶壁面和底壁面加热方形通道内RP-3航空煤油的湍流换热机制，周向非对称加热和浮升力综合作用引起强二次流和热流再分配。张卓远等[8]比较了顶壁面、侧壁面、底壁面3种加热方式与重力耦合产生不同二次流对换热的影响，顶壁面加热时具有最优的综合换热效果。这些研究表明，再生冷却通道的典型工作特征是外表面仅有单侧施加热流且热流密度极高，固壁非均匀热传导和变热物性存在强耦合机制。

现今超临界二氧化碳换热研究主要针对圆形通道的情况。Wang等[9]提出浮升力和热加速是半周加热竖直圆管周向非均匀传热恶化的原因，浮升力对向上流动和向下流动依次产生增强换热和削弱换热的作用。Bae等[10]进行了非均匀加热竖直圆管换热研究，提出传热恶化预测准则。Jajja等[11]对非均匀加热水平圆管换热的研究发现，热加速对传热恶化具有加剧作用，浮升力致使换热出现周向差别。Wang等[12]提出全周加热水平通道内壁面热流密度周向非均匀分配，顶壁面热流密度最大，底

收稿日期：2022-06-22；录用日期：2022-08-07；网络出版时间：2022-09-16 17:59
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220915.1739.004
基金项目：吉林省教育厅科技项目(JJKH20220100KJ)；东北电力大学青年博士科研助推计划(BSZT02202102)
*通信作者. E-mail：lihongwei@neepu.edu.cn

引用格式：王彦红，李雨健，李洪伟，等. 方形通道内超临界压力二氧化碳传热恶化数值研究[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1888-1897. WANG Y H，LI Y J，LI H W，et al. Numerical study on heat transfer deterioration of supercritical-pressure carbon dioxide in a square channel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1888-1897 (in Chinese).

壁面热流密度最小, 底壁面换热显著强于顶壁面。Diao 等[13] 提出通道倾斜角度影响浮升力作用, 改变温度、流速、湍动能、壁面剪切力的分布情况, 导致通道周向非均匀换热问题。文献 [14-15] 认为螺旋管中浮升力和离心力综合作用引起管截面二次流, 起到增强换热作用。再生冷却通道采用水代替碳氢燃料的换热研究已有探究[16], 而再生冷却通道内超临界压力二氧化碳的换热研究还少见报道。许婉婷等[17] 研究发现, 方形通道内二氧化碳的换热效果优于相同水力直径的其他通道, 主要针对太阳能吸热器的运用, 其为全周均匀加热且不考虑固壁热传导机制。

针对方形通道外表面单侧高热流密度的应用环境, 本文开展了超临界压力二氧化碳换热数值研究。探究了传热恶化的形成和演变机制, 考察了提高运行压力对传热恶化的削弱机制。通道内壁面设置粗糙度可以有效改善再生冷却通道的换热性能[18-20], 本文同时考察了壁面粗糙度对换热的影响。最后, 建立了不同运行压力和壁面粗糙度下传热恶化的临界热流密度预测准则。

1　数值模型

1.1　方通道模型

图 1 为方形通道示意图。通道外边长为 3 mm, 内边长为 2 mm, 水平布置。进口绝热段和出口绝热段长度均为 150 mm, 进口给定质量流速和流体温度, 出口为静压边界。中间加热段长度为 600 mm, 顶部外表面施加均匀热流密度。流固之间为耦合面, 其他壁面为绝热面。

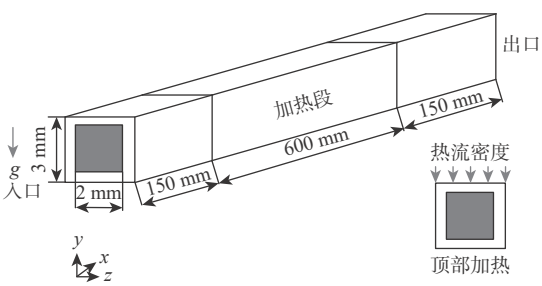


图 1　方形通道示意图

Fig. 1　Schematic diagram of square channel

1.2　数学模型

连续性方程:

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i}=0 \tag{1}$$

式中: ρ 为密度; u 为流速。

动量守恒方程:

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu_e\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)-\frac{2}{3}\mu_e\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\right]-\frac{\partial p}{\partial x_i}+\rho g_i \tag{2}$$

式中: μ_e 为有效动力黏度, e 为有效值; g 为重力加速度; p 为压力。

能量守恒方程:

$$\frac{\partial(\rho u_i c_p T)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_i}\left(K_e\frac{\partial T}{\partial x_i}\right)+\frac{\partial u_i}{\partial x_i}\left[\mu_e\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)-\frac{2}{3}\mu_e\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}\right] \tag{3}$$

式中: c_p 为定压比热容; k_e 为有效热导率; T 为温度。

重整化群(renormalization group, RNG) k-ε 湍流模型:

$$\frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_i}\left(a_k\mu_e\frac{\partial k}{\partial x_i}\right)+G_\mathrm{k}+G_\mathrm{b}-\rho\varepsilon \tag{4}$$

$$\frac{\partial(\rho u_i \varepsilon)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_i}\left(a_\varepsilon\mu_e\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i}\right)+C_{1\varepsilon}(G_\mathrm{k}+C_{3\varepsilon}G_\mathrm{b})\frac{\varepsilon}{k}-\rho C_{2\varepsilon}\frac{\varepsilon^2}{k}-R_\varepsilon \tag{5}$$

式中: k 为湍动能; ε 为耗散率; G_k 为源于剪切力的湍流产生项; G_b 为源于浮升力的湍流产生项; $C_{1\varepsilon}$=1.42, $C_{2\varepsilon}$=1.68, $C_{3\varepsilon}$=0.084 5; R_ε 为附加项。

固体热传导方程:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\lambda\frac{\partial T}{\partial x_i}\right)=0 \tag{6}$$

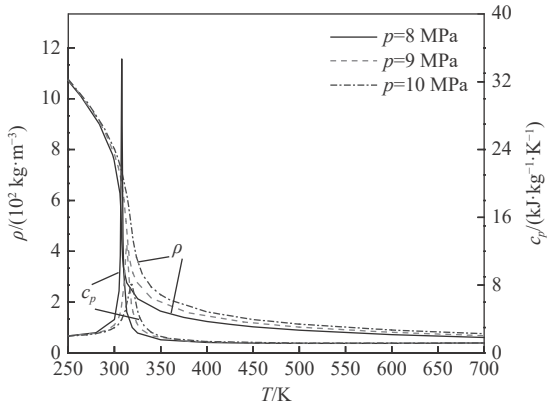
式中: λ 为热导率。

图 2 为超临界压力下二氧化碳 4 个热物性参数随温度的变化情况[12]。通道固壁热导率为 20 W/(m·K)。通过 Fluent 19.0 求解数学模型, 计算设置与文献 [21] 相同。

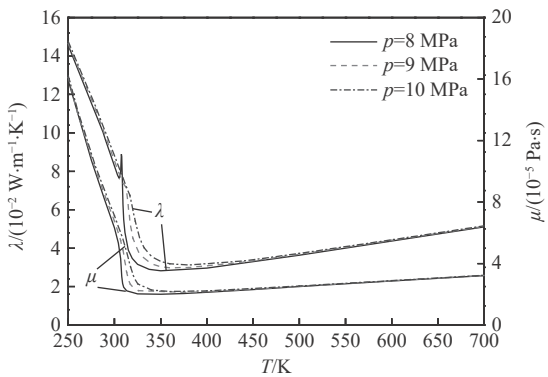
固壁区域划分 10 层网格, 通道内壁面附近流体域加密网格。图 3 为主流温度随局部加热长度的变化情况, 以进行网格无关性分析。横坐标为局部加热长度, 纵坐标为主流温度。二氧化碳的质量流速 G=5 000 kg/(m^2·s), 进口温度 T_in=300 K, 外表面热流密度 q=2 MW/m^2, 压力 p=8 MPa。本文设计了 5 种网格方案(方截面网格数量×流动方向网格数量), 即 2 200×900、3 040×900、3 800×900、3 040×600、3 040×1 200。可以看到, 网格为 3 040×900 时满足数值计算的网格无关性要求, 继续提高网格数量对计算结果影响基本可以忽略。图 4 为通道截面网格情况。

1.3　模型验证

取用文献 [22] 方形通道中超临界二氧化碳的换热实验数据验证湍流模型。选取 Standard k-ε[15]、RNG k-ε、Realizable k-ε[15]、剪切应力输运(shear



(a) 密度和比热容



(b) 热导率和动力黏度

图 2 热物性随温度的变化情况[12]

Fig. 2 Thermal physical properties variations with temperature[12]

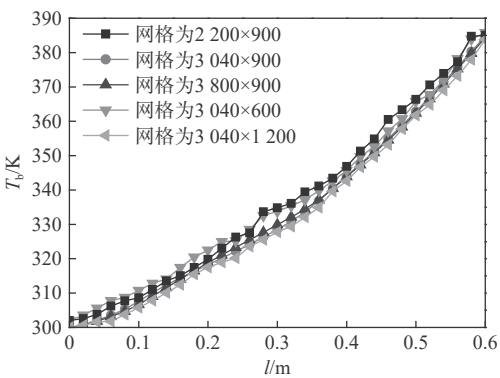


图 3 网格无关性分析

Fig. 3 Grid independence analysis

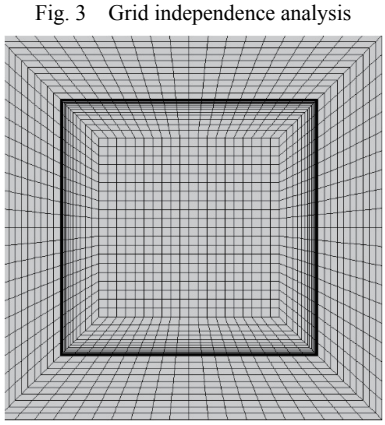


图 4 方截面网格

Fig. 4 Square-section grid

stress transport, SST) k-ω[15] 这 4 种湍流模型。实验中水平方管加热长度为 1 320 mm, 外边长为 5 mm, 内边长为 4 mm。运行压力为 8 MPa, 质量流速为 523 kg/(m^2·s), 进口温度为 300 K, 通道全周均匀加热热流密度为 70 kW·m^{-2}。图 5 为管内壁温度随局部加热长度的变化情况。可以看到, RNG k-ε 湍流模型计算结果与实验数据吻合较好, 两者的偏差不超过 5.50%, 相比其他 3 种湍流模型的预测精度更高, 可以用于方通道中超临界二氧化碳换热的数值研究。

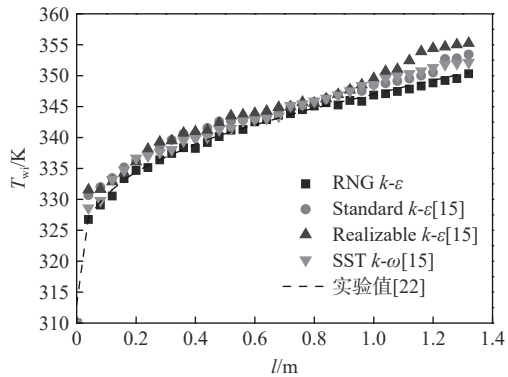


图 5 管内壁温度随局部加热长度的变化情况 (q=70 kW·m^{-2})

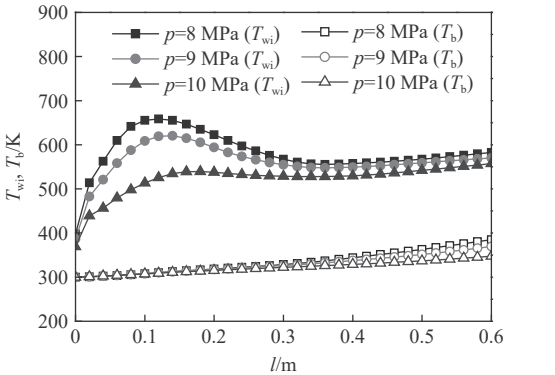
Fig. 5 Variation of inner-wall temperature with local heating length (q=70 kW·m^{-2})

2 数值结果与分析

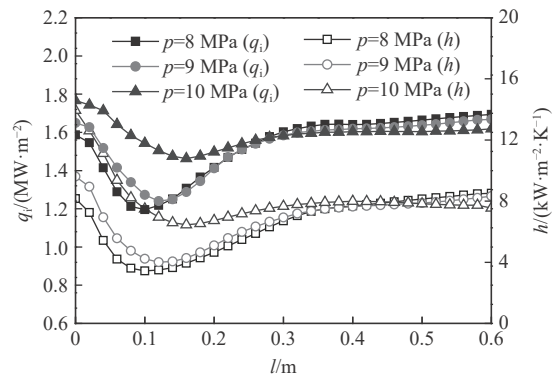
2.1 运行压力对换热的影响

图 6 为不同运行压力下通道顶部换热参数沿流动方向的变化情况。G=5 000 kg/(m^2·s), T_{in}=300 K, q=2 MW/m^2, p=8～10 MPa。图中, h 为换热系数。由图可知, 通道上游内壁温度先急剧增大后陡然减小, 出现壁温突增, 内壁面热流密度和换热系数出现谷值, 即显著的传热恶化(heat transfer deterioration, HTD)问题。通道上游不同压力下流体温度基本无差别。随着压力提高, 通道上游内壁温度下降, 内壁热流密度提高, 换热系数增大, 传热恶化受到削弱。说明传热恶化出现时壁面温度和热流密度分布具有耦合作用, 两者共同作用决定了换热的恶化和恢复过程。即换热系数取决于热流密度和换热温差, 初始热流密度减小而换热温差增大, 换热系数急剧减小; 随后热流密度增大而换热温差减小, 换热系数逐渐恢复。该现象是异常固壁热传导和流体强变热物性的综合结果。通道下游内壁温度、内壁热流密度、换热系数、主流温度沿流动方向均平缓变化, 呈现正常换热的特征, 压力影响不显著。

图 7 为压力等于 8 MPa 时通道不同壁面壁温和热流密度的轴向分布情况。可以看到, 通道上游



(a) 内壁温度和主流温度



(b) 内壁热流密度和换热系数

图 6　不同压力下换热参数沿流动方向的变化情况

Fig. 6　Heat transfer parameters variations along the flow direction at different pressure conditions

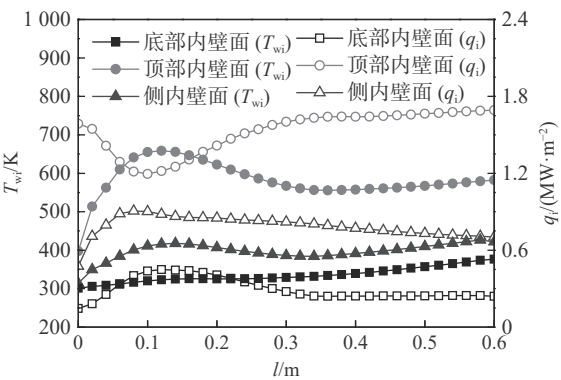
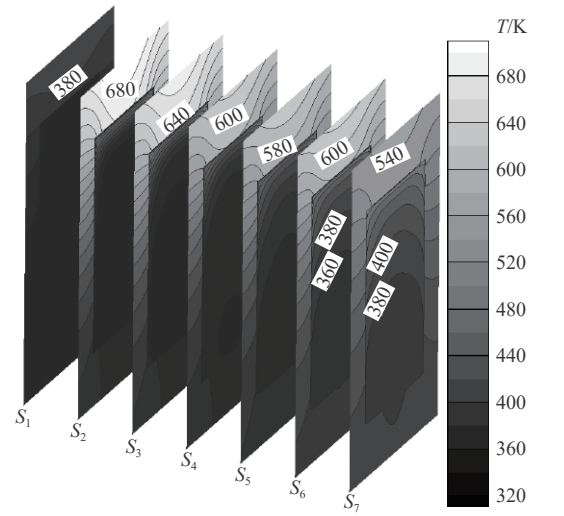


图 7　不同壁面内壁温度和热流密度的轴向分布情况

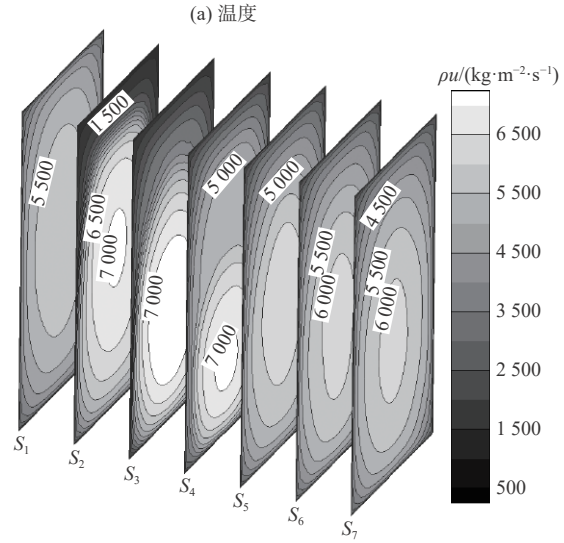
Fig. 7　Inner-wall temperature and heat flux axial distributions at different wall surfaces

顶部内壁面热流密度减小最为显著, 侧壁面和底壁面热流密度出现峰值, 说明顶部更多的热流通过热传导传递到侧壁面和底壁面吸收, 侧壁面和底壁面附近流体不同程度的对通道起到冷却作用。顶部内壁面壁温最高, 壁温突增最显著, 侧壁面壁温减小且壁温突增减弱, 底壁面壁温最低, 观察不到壁温突增现象。说明传热恶化从顶部内壁面中线位置沿通道周向逐渐减弱直至消失, 热流周向分配和热物性趋缓是造成该现象的原因。通道下游没有出现异常的壁温和热流密度分布特征。

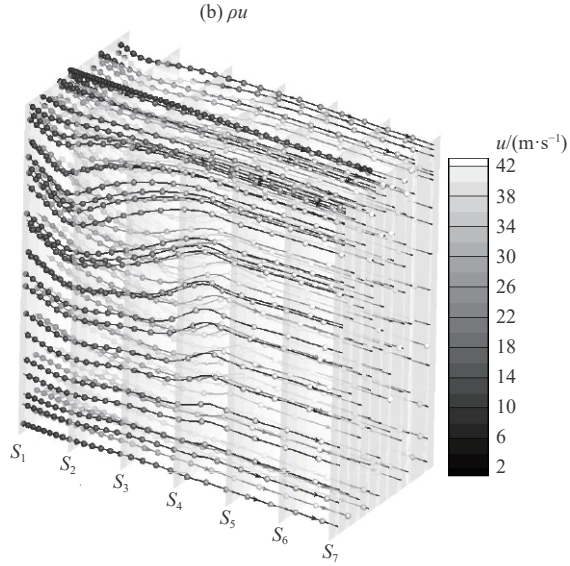
图 8 为压力等于 8 MPa 时温度、局部质量流速 ρu、流线(流速)的分布情况。S_1: l=0 m; S_2: l=0.1 m; S_3: l=0.2 m; S_4: l=0.3 m; S_5: l=0.4 m; S_6: l=0.5 m; S_7: l=0.6 m。可以看到, S_2 和 S_3 位置, 顶部固体域出现



(a) 温度



(b) ρu



(c) 流线 (流速)

图 8　固体和流体参数的分布

Fig. 8　Solid and fluid parameters distributions

局部高温区，说明传热恶化阻碍了顶部热量的吸收，固体域得不到有效的冷却。这2个位置顶部壁面附近局部质量流速 ρu 减小，对应的流量减小，出现了不利于换热的小流量层。该小流量层覆盖壁面，形成隔热层，阻碍了热流由壁面向流体的传递，这是出现传热恶化的原因。换热恶化区顶部壁面附近为高温流体，其密度较小，比体积较大，对中心冷流体形成挤压作用，迫使高质量流速等值线向通道截面下部偏移。因此，流线出现畸变，产生先向下偏移再向上恢复的流动过程。

通过边界层内流动换热参数分布情况进一步阐述传热恶化的形成机理和演变过程。Wen和Gu[23]认为竖直通道中超临界流体的传热恶化源于边界层内湍动能和湍流剪切项的异常下降。Kao等[24]提出速度边界层相比热边界层较厚时，湍流强度异常减小，出现再层流化，这是超临界流体传热恶化的原因。Zhang等[25]提出浮升力显著影响缓冲层内流速和湍流剪切力，导致了超临界流体传热的恶化和恢复过程。因此，通过边界层内流体参数的异常分布情况可以深入揭示传热恶化的形成和演变机理。图9为边界层内温度、密度、比热容、热导率、湍动能和流速随无量纲距离 y^+ 的变化情况，压

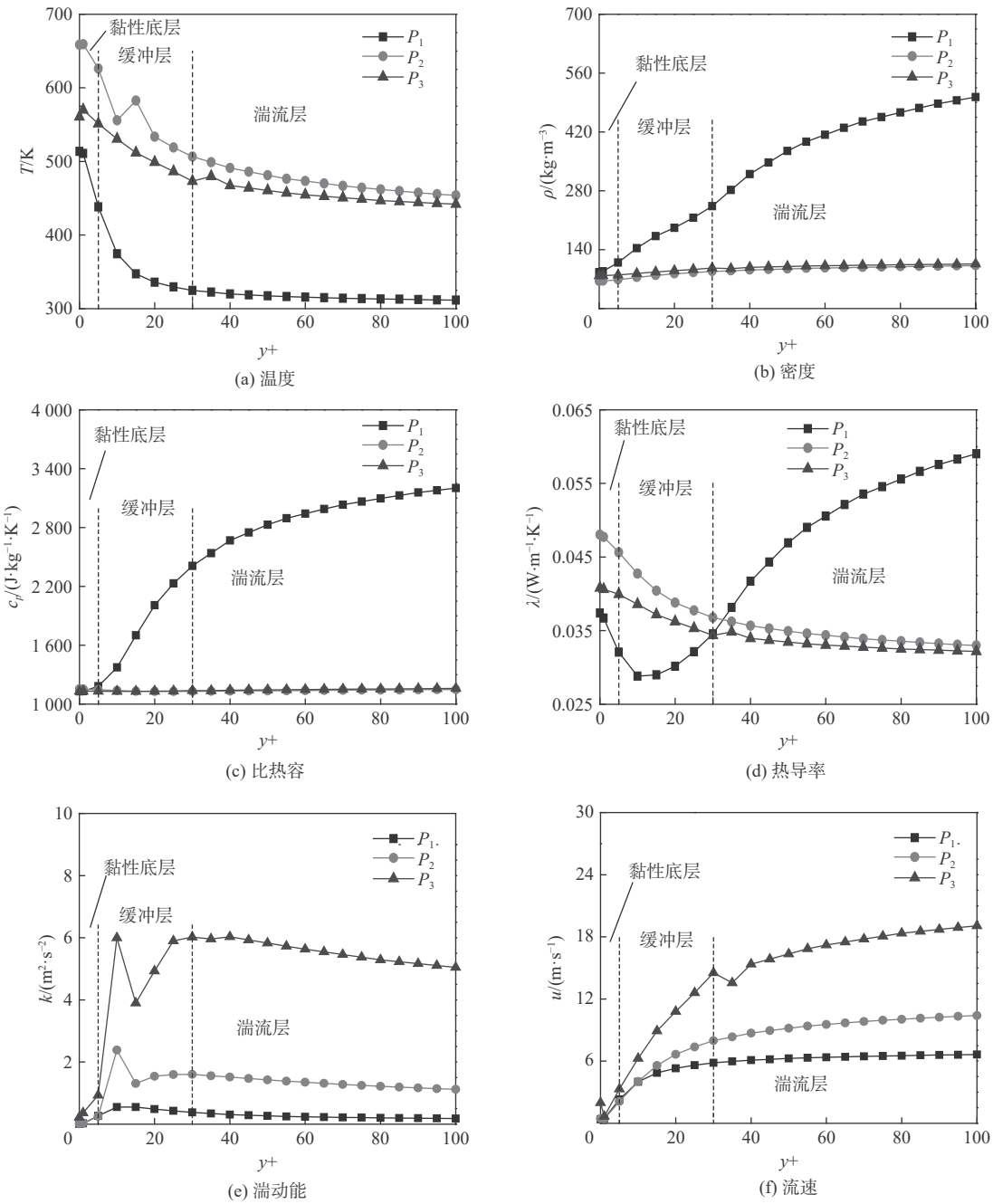


图9 边界层流体参数的分布

Fig. 9 Fluid parameters distributions in the boundary layer

力为 8 MPa。黏性底层 $y^+\leqslant 5$, 缓冲层 $5<y^+<30$, 湍流层 $y^+\geqslant 30$。P_1 为传热恶化起始位置, P_2 为壁温峰值位置, P_3 为换热完全恢复位置。由图可知, P_2 和 P_3 位置边界层内温度相比 P_1 位置较为平缓, 尤其是黏性底层和缓冲层。P_1 位置缓冲层密度高且变化梯度大, 比热容高, 之后位置缓冲层基本为跨越高比热容后的低密度流体, 密度低于 100 kg·m^{-3}, 处于类气态, 膨胀性极强, 形成类气态隔热层, 对应于换热恶化和换热恢复过程, 故换热系数整体下降。正常换热时边界层内流速分布如 P_1 位置, P_2 和 P_3 位置湍动能在缓冲层阶跃式剧减, 出现湍流强度下降, 即再层流化层。同时, P_2 和 P_3 位置缓冲层流速出现峰值, 即“M”型异常流速。因为缓冲层剪切作用极其微弱, 流体微团的旋度极小, 湍流强度急剧降低, 流速分布畸变, 出现再层流化问题, 极大地限制了湍流交混作用, 阻隔热量传输到湍流层。出现传热恶化后, 缓冲层热导率增加, 湍流层热导率表现减小的特征。

图 10 为不同压力时温度、ρu、流速(流线)的分布情况。选取通道中心纵截面(z=0 mm), 左侧为进口, 右侧为出口。由图可知, 随着运行压力提高, 顶部固体高温区和近壁面流体高温区范围均缩小, 说明高压力下传热恶化受到削弱。随着运行压力提高, 近壁小流量层减薄, 高质量流速等值线范围缩小, 流线畸变减弱。这是因为高压力下流体密度增大, 流速减小, 类膜态效应减弱; 高压力下密度随温度的变化趋缓, 通道截面密度差别减小, 小流量层减薄, 对中心流体的挤压作用减弱。

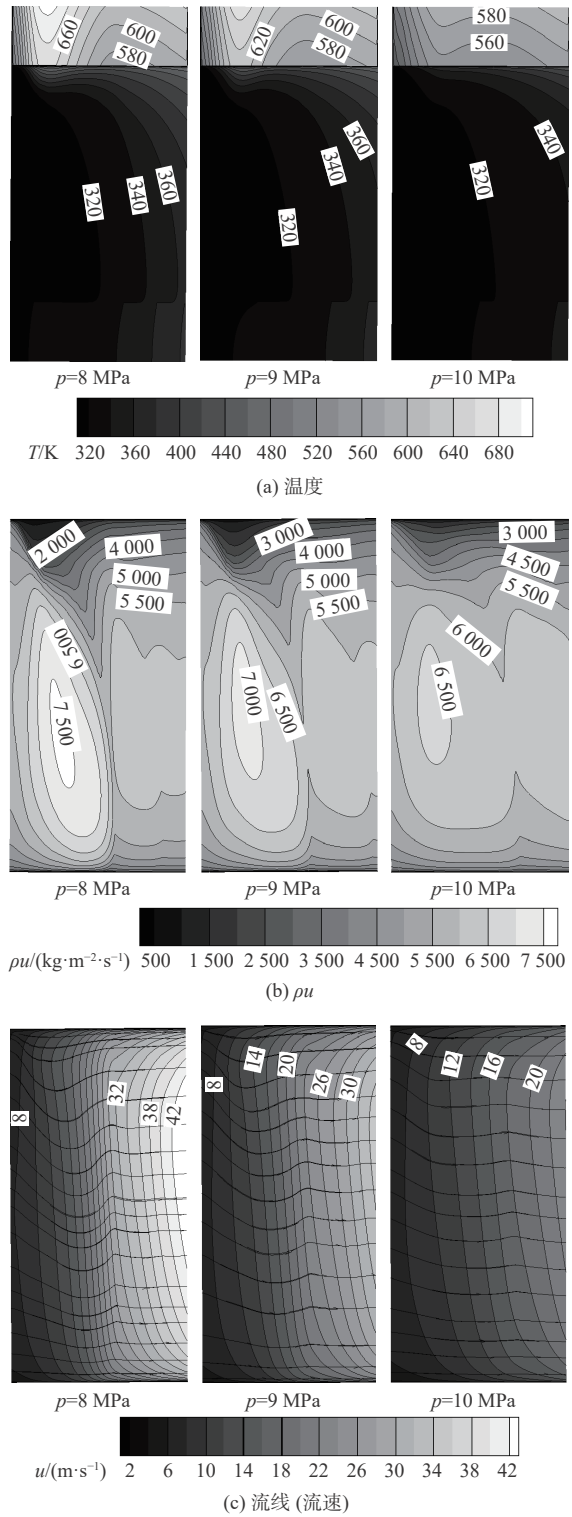


图 10　不同压力下固体域与流体域参数分布情况

Fig. 10　Parameters distributions in solid and fluid domains at different pressure conditions

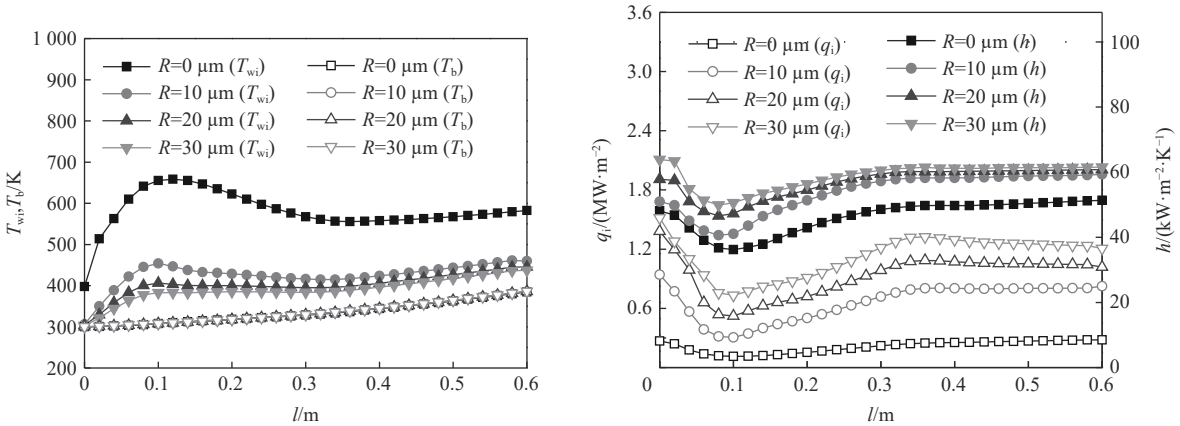
2.2　壁面粗糙度的影响

通道内壁面设置壁面粗糙度, 壁面粗糙度范围为 0～30 μm。图 11 为不同壁面粗糙度 R 下通道顶部换热参数沿流动方向的变化情况。压力为 8 MPa, 其他运行参数与图 4 相同。由图可知, 设置壁面粗糙度后壁温整体下降, 内壁热流密度提高, 换热系数增大。说明设置壁面粗糙度促使热流更多的通过顶壁面附近流体吸收, 而壁面粗糙度通过增强边界层湍流交混实现换热强化和壁温下降, 传热恶化得到一定程度的削弱。随着壁面粗糙度增大, 壁温继续下降, 内壁热流密度逐渐增大, 强化换热作用有所增强。

图 12 为不同壁面粗糙度下温度、ρu、流速(流线)的分布情况。可以看到, 设置壁面粗糙度后顶部固体高温区和近壁流体高温区范围减缩, 高壁面粗糙度时甚至观察不到。设置壁面粗糙度后近壁小流量层减薄、流线畸变减弱, 而壁面粗糙度增大对两者的影响微弱。同时可以看到, 设置壁面粗糙度后高流速区前移, 故换热得到显著增强。

2.3　传热恶化预测

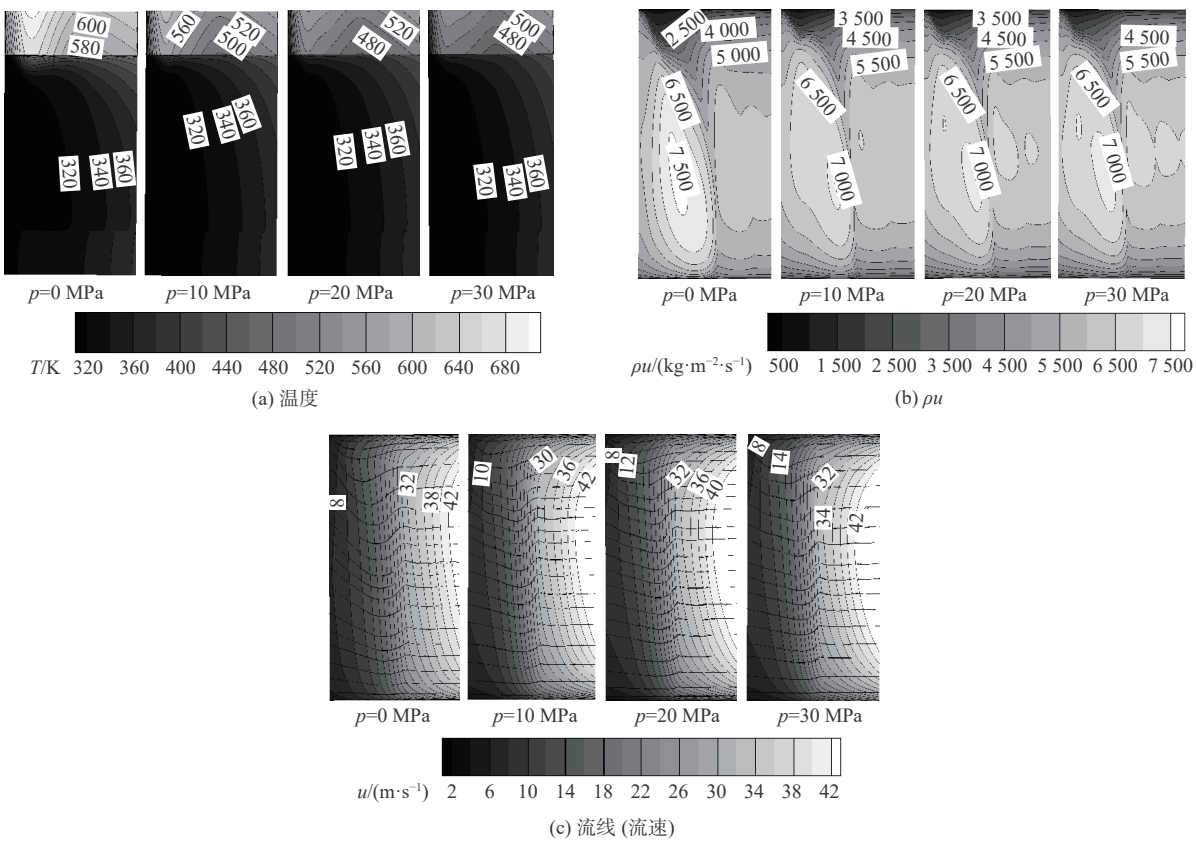
建立传热恶化临界热流密度准则, 对于传热恶化预测十分重要。每隔 0.1 MW/m^2 作为一个热流密度间隔, 取相邻正常换热工况和传热恶化工况对应的平均热流密度作为临界值。图 13 为不同运行



(a) 内壁温度和主流温度　　(b) 内壁热流密度和换热系数

图 11　不同壁面粗糙度下换热参数沿流动方向的变化

Fig. 11　Heat transfer parameters variations along the flow direction at different wall roughness conditions



(a) 温度　　(b) ρu

(c) 流线 (流速)

图 12　不同壁面粗糙度下固体域与流体域参数分布

Fig. 12　Parameters distributions in solid and fluid domains at different wall roughness conditions

压力和壁面粗糙度 Ra 下临界热流密度的分布情况。质量流速的范围为 5 000～9 000 kg/(m^2·s)。随着质量流速提高，临界热流密度近似线性增大，运行压力提高和壁面粗糙度增大均使临界热流密度升高，传热恶化更难出现。

基于图 13 的数据，考虑壁面粗糙度的影响，提出如下临界热流密度准则：

$$q_{cr}=1.26\times10^{-3}\left(\frac{1+d}{1+d-Ra}\right)^{1.2}\left(\frac{c_{p,pc}}{\beta_{pc}}\right)^{0.38}G^{0.93} \quad (7)$$

式中：d 为通道水力直径；β 为热膨胀系数；下标 pc 表示拟临界值。

图 14 为临界热流密度预测值与数值结果的误差分析。由图可知，两者的相对偏差基本处于±15% 的范围，该预测准则可以用于方形通道单侧加热条件下超临界二氧化碳的传热恶化预测，其适用的运行压力为 8～10 MPa，质量流速为 5 000～9 000 kg/(m^2·s)，壁面粗糙度为 0～30 μm。

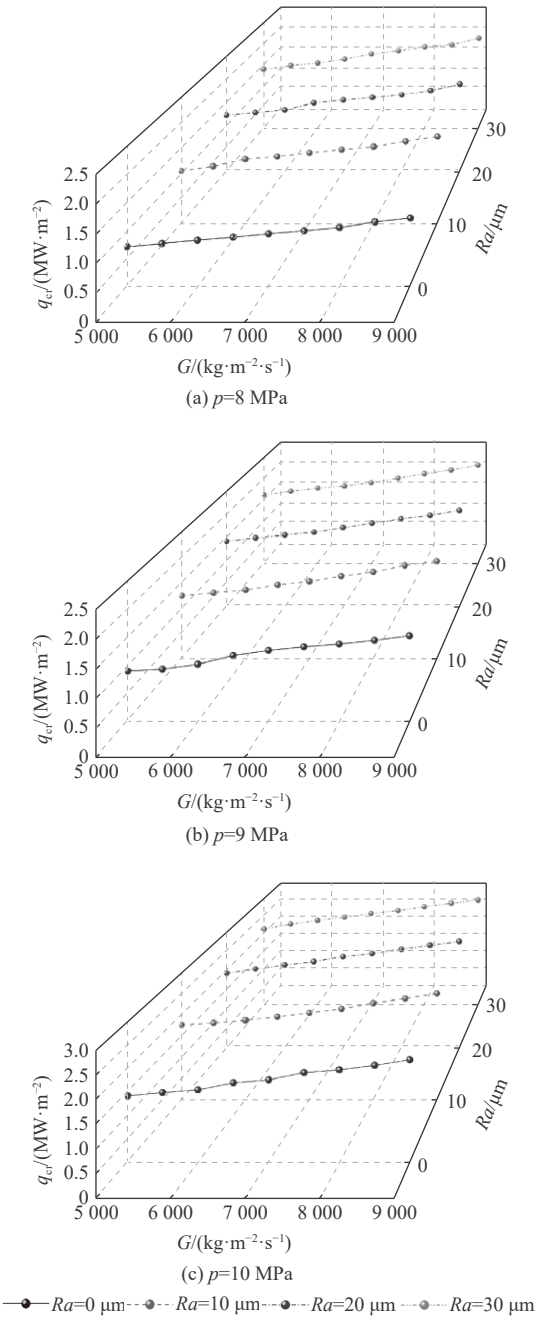


图 13　不同压力下临界热流密度的分布

Fig. 13　Critical heat flux distributions at different pressure conditions

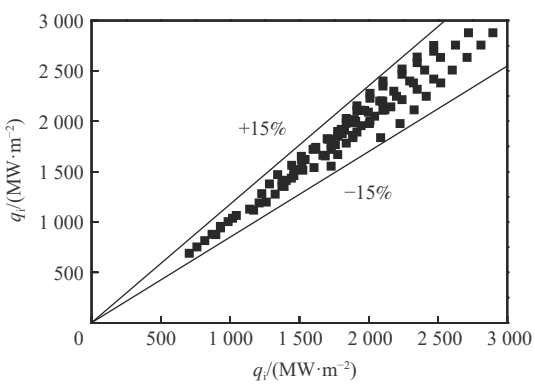


图 14　临界热流密度的误差分析

Fig. 14　Error analysis of the critical heat flux density

3　结　论

对顶部加热方形通道内超临界二氧化碳换热开展数值研究, 得到如下结论:

1) 通道上游存在突出的传热恶化问题, 表现为壁温突增和热流密度异常下降, 其源于类气态效应导致的小流量隔热层。缓冲层出现湍动能剧减和流速峰值, 导致剪切力极弱, 湍流强度急剧减小, 出现再层流化是深层的机理原因。

2) 随着运行压力提高, 密度增大且梯度减小, 近壁小流量层减薄, 流线畸变减弱, 顶部固体高温区和近壁面流体高温区范围均缩小, 传热恶化受到削弱。

3) 设置壁面粗糙度后湍流交混增强, 近壁小流量层减薄, 流线畸变减弱, 流速增大, 顶部固体高温区和近壁流体高温区范围减缩, 起到显著增强换热的作用。

4) 综合考虑运行压力和壁面粗糙度对传热恶化的抑制作用, 提出了传热恶化临界热流密度预测准则。

参考文献 (References)

[1] TAO Z, CHENG Z Y, ZHU J Q, et al. Correction of low-Reynolds number turbulence model to hydrocarbon fuel at supercritical pressure[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 77: 156-167.

[2] ZHANG C J, XU G Q, SUN J N, et al. Modified k-ε model for RP-3 kerosene in a horizontal circular tube at supercritical pressure[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 102: 1403-1411.

[3] XU K K, MENG H. Numerical study of fluid flows and heat transfer of aviation kerosene with consideration of fuel pyrolysis and surface coking at supercritical pressures[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 95: 806-814.

[4] XU K K, SUN X, MENG H. Conjugate heat transfer, endothermic fuel pyrolysis and surface coking of aviation kerosene in ribbed tube at supercritical pressure[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2018, 132: 209-218.

[5] 周星宇, 章思龙, 秦江, 等. 半圆形截面 Zigzag 型通道对超临界碳氢燃料裂解流动换热特性的影响规律[C]//第六届空天动力联合会议论文集. 北京: 中国科协航空发动机产学联合体, 2021: 2503-2513.

ZHOU X Y, ZHANG S L, QIN J, et al. Influence of semicircular cross-section Zigzag channel on pyrolysis flow and heat transfer characteristics of supercritical hydrocarbon fuel[C]//Proceedings of the 6th JCAP. Beijing: CAST Alliance for Aero-Engine Industry and Academy, 2021: 2503-2513.

[6] HU J Y, ZHOU J, WANG N, et al. Numerical study of buoyancy's effect on flow and heat transfer of kerosene in a tiny horizontal square tube at supercritical pressure[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 141: 1070-1079.

[7] SUN X, MENG H, ZHENG Y. Asymmetric heating and buoyancy

effects on heat transfer of hydrocarbon fuel in a horizontal square channel at supercritical pressures[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 93: 105358.

[8] 张卓远, 黄世璋, 高效伟. 超临界压力下正癸烷在水平矩形冷却通道内的流动传热数值模拟[J]. 航空学报, 2018, 39(12): 122297.
ZHANG Z Y, HUANG S Z, GAO X W. Numerical simulation of heat transfer of n-decane under supercritical pressure in horizontal rectangular cooling channels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12): 122297 (in Chinese).

[9] WANG L, PAN Y C, DER LEE J, et al. Convective heat transfer characteristics of supercritical carbon dioxide in vertical miniature tubes of a uniform heating experimental system[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 167: 120833.

[10] BAE Y Y, KIM H Y, KANG D J. Forced and mixed convection heat transfer to supercritical CO_2 vertically flowing in a uniformly-heated circular tube[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2010, 34(8): 1295-1308.

[11] JAJJA S A, ZADA K R, FRONK B M. Experimental investigation of supercritical carbon dioxide in horizontal microchannels with non-uniform heat flux boundary conditions[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 130: 304-319.

[12] WANG X C, XIANG M J, HUO H J, et al. Numerical study on nonuniform heat transfer of supercritical pressure carbon dioxide during cooling in horizontal circular tube[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 141: 775-787.

[13] DIAO L, CHEN Y, LI Y X. Nonuniform heat transfer of supercritical pressure carbon dioxide under turbulent cooling condition in circular tubes at various inclination angles[J]. Nuclear Engineering and Design, 2019, 352: 110153.

[14] ZHANG S J, XU X X, LIU C, et al. The buoyancy force and flow acceleration effects of supercritical CO_2 on the turbulent heat transfer characteristics in heated vertical helically coiled tube[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 125: 274-289.

[15] WANG K Z, XU X X, WU Y Y, et al. Numerical investigation on heat transfer of supercritical CO_2 in heated helically coiled tubes[J]. The Journal of Supercritical Fluid, 2015, 99: 112-120.

[16] 黄志豪, 李光熙, 唐桂华, 等. 单侧加热方形通道内超临界水传热研究[J]. 化工学报, 2022, 73(4): 1523-1533.
HUANG Z H, LI G X, TANG G H, et al. Numerical investigation on heat transfer of supercritical water in a side-heated square channel[J]. CIESC Journal, 2022, 73(4): 1523-1533 (in Chinese).

[17] 许婉婷, 许波, 王鑫, 等. 方形微通道内超临界 CO_2 流动换热特性研究[J]. 化工学报, 2022, 73(4): 1534-1545.
XU W T, XU B, WANG X, et al. Heat transfer characteristics of supercritical CO_2 in square microchannels[J]. CIESC Journal, 2022, 73(4): 1534-1545 (in Chinese).

[18] PIZZARELLI M, NASUTI F, ONOFRI M, et al. Heat transfer modeling for supercritical methane flowing in rocket engine cooling channels[J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 75: 600-607.

[19] 张萌, 孙冰. 甲烷跨临界传热恶化影响因素分析[J]. 推进技术, 2020, 41(2): 382-389.
ZHANG M, SUN B. Analysis of influence factors for methane transcritical heat transfer deterioration[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(2): 382-389 (in Chinese).

[20] 张萌, 孙冰. 人工粗糙度对矩形弯曲管道流动与传热数值模拟[J]. 火箭推进, 2020, 46(1): 20-27.
ZHANG M, SUN B. Numerical simulation of flow and heat transfer in a curved rectangular channel with artificial roughness[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(1): 20-27 (in Chinese).

[21] 王彦红, 陆英楠, 李素芬, 等. 周向非均匀加热水平圆管内超临界正癸烷换热特性[J]. 化工学报, 2021, 72(3): 1342-1353.
WANG Y H, LU Y N, LI S F, et al. Heat transfer characteristics of supercritical n-decane in horizontal circular tubes with circumferentially non-uniform heating[J]. CIESC Journal, 2021, 72(3): 1342-1353 (in Chinese).

[22] KIM J K, JEON H K, LEE J S. Wall temperature measurements with turbulent flow in heated vertical circular/non-circular channels of supercritical pressure carbon-dioxide[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2007, 50(23-24): 4908-4911.

[23] WEN Q L, GU H Y. Numerical simulation of heat transfer deterioration phenomenon in supercritical water through vertical tube[J]. Annals of Nuclear Energy, 2010, 37(10): 1272-1280.

[24] KAO M T, LEE M, FERNG Y M, et al. Heat transfer deterioration in a supercritical water channel[J]. Nuclear Engineering and Design, 2010, 240(10): 3321-3328.

[25] ZHANG G, ZHANG H, GU H Y, et al. Experimental and numerical investigation of turbulent convective heat transfer deterioration of supercritical water in vertical tube[J]. Nuclear Engineering and Design, 2012, 248: 226-237.

Numerical study on heat transfer deterioration of supercritical-pressure carbon dioxide in a square channel

WANG Yanhong[1], LI Yujian[1], LI Hongwei[1,*], DONG Ming[2]

(1. School of Energy and Power Engineering, Northeast Electric Power University, Jilin 132012, China;
2. School of Energy and Power Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: Based on the use of carbon dioxide rather than hydrocarbon fuel for aero-engine thermal protection, a numerical study was conducted to examine the deterioration of supercritical carbon dioxide heat transfer in a square cooling channel. The heat transfer characteristics along the axial and circumferential directions of the channel were studied, and the reasons for the deterioration of heat transfer were explained through the distributions of temperature, local mass flux and streamlining. The evolution process of heat transfer deterioration was further elaborated by the boundary layer analysis. The effect mechanisms of operating pressure and wall roughness on heat transfer were investigated. The critical heat fluxes for heat transfer deterioration at different operating pressures and wall roughness conditions were obtained, and the critical heat flux prediction criterion was established. The findings indicate that the features of heat transfer deterioration include the streamline distortion, local mass flux reduction, and high-temperature gas-like layer close to the channel's top wall. The severe reduction of turbulent kinetic energy and the peak of velocity in the buffer layer are the reasons for deteriorated heat transfer. Increasing the operating pressure and increasing the wall roughness can help to suppress the deteriorated heat transfer. The established criterion (error ±15%) has a good prediction for the critical heat flux of heat transfer deterioration.

Keywords: square channel; supercritical pressure; carbon dioxide; heat transfer deterioration; boundary layer

Received: 2022-06-22; **Accepted**: 2022-08-07; **Published Online**: 2022-09-16 17:59

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220915.1739.004

Foundation items: Science and Technology Project of Education Department of Jilin Province (JJKH20220100KJ); Young Doctoral Research Boost Program of Northeast Electric Power University (BSZT02202102)

* **Corresponding author**. E-mail: lihongwei@neepu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0542

铝合金板冲压摩擦试验机开发与试验

李小强[1,*]，张贺刚[2]，王烁[1]，李高峰[3]，孟庆阔[1]，张永生[1]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191；2. 航发智造 (北京) 科技有限公司，北京 100083；
3. 首钢集团有限公司技术研究院，北京 100041)

摘　　要：针对铝合金板冲压成形对摩擦测试的需求，确定考虑加热条件下铝合金板材冲压摩擦伺服压力摩擦测试平台的总体设计方案，开发适用于铝合金板材成形的小载荷高精度多功能摩擦试验机系统。该系统由运动组件、加热系统及控制系统组成。运动组件实现上模具和夹头的运动支撑；加热系统实现模具与试件单独加热；在伺服控制模式下，结合外部力传感器和光栅尺，实现试件压力和模具间隙高精度高稳定性控制。实际应用检验该试验机对不同因素的区分度和重复性，并设计正交试验，探索不同因素对铝合金板材摩擦的影响。结果表明：试验机性能稳定，重复性好；影响摩擦系数因素的重要次序为：模具温度、压力、速度、润滑剂；温度越低，压力越大，速度越快，摩擦系数越小；同一种类型的润滑剂对摩擦系数的影响较小。随着压力的增大，摩擦系数减少的趋势越来越小，逐渐趋于平稳。

关 键 词：摩擦试验机；铝合金板冲压；伺服控制；摩擦试验；摩擦学行为
中图分类号：TG115.5+8
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1898-13

铝合金作为重要的汽车轻量化材料，具有比强度高、耐腐性和抗冲击性能好等特点，越来越多的应用于汽车车门、发动机罩的内外板制造中[1-2]。在铝合金板冲压过程中，板表面的氧化层坚硬，容易导致模具磨损；另外模具工件间高接触应力区还会导致板料表面氧化膜脱落，暴露出的材料活性较强，易发生模具与工件之间黏着[3]。因此，模具工件间的摩擦行为对铝合金板冲压成形非常关键，定性和定量评估摩擦行为显得尤为重要。但是在典型的板料成形过程中，影响摩擦的因素有很多，如材料性能、表面粗糙度、温度、拉深速度、接触压力等参数[4]。所以模具板料间摩擦行为的准确评估非常困难，因此，需建立高精度高稳定性的摩擦测试平台。

板材摩擦试验机是基于各种模拟摩擦测试方法发展而来的专用测试平台，用于对一种或几种测试方法提供准确的力、位移、速度和温度参数，保证摩擦测试输出结果的准确性，使摩擦试验精确、高效、便捷。Dohda 等[5] 综述了多种类型的摩擦试验机，其中大多是应用于高强度钢板的摩擦测试。加拿大 IRDI 公司用来测定拉延筋摩擦系数的试验机主要通过竖直液压缸给试件提供恒定的正压力[6]，该试验机缺乏一定温度下的试验功能，拉伸方向液压缸缺乏调速功能，自动化程度较低。北京航空航天大学研发的板材成形拉延摩擦性能试验机[7] 可用于平板滑动摩擦试验、拉延阻力测量试验及钢板镀锌层剥离试验，不适用于小载荷(载荷≤10kN)测试，且只能模具加热。张建忠等[8] 设计了一种针对径向轴承的微载荷摩擦试验机，可进行径向轴承速度和载荷连续变化条件下的摩擦性能研究。Marzouki

收稿日期：2022-06-29；**录用日期**：2022-07-22；**网络出版时间**：2022-11-03 09:34
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221102.1832.005
基金项目：国家自然科学基金 (52075025); 中央高校基本科研业务费专项资金 (YWF-22-L-504)
* **通信作者**. E-mail：lixiaoqiang@buaa.edu.cn

引用格式：李小强，张贺刚，王烁，等. 铝合金板冲压摩擦试验机开发与试验 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（6）：1898-1910.
LI X Q，ZHANG H G，WANG S，et al. Development and experimental of friction tester for aluminum alloy sheet stamping [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（6）：1898-1910 （in Chinese）.

等[9]开发了一种高温针盘式摩擦试验机, 模具与板料的接触表面积为直径 4 mm 的销, 运动轨迹是阿基米德型螺旋线, 该装置能够评估不同材料的模具和板料的摩擦学性能。Cao 等[10]使运动的板料与模具材料制成的圆柱体接触, 设计了专门用于表征钣金成形中模具磨损的设备。Yanagida 等[11]开发了热平板拉伸试验机, 可在高温下测量摩擦系数, 具有结构设计简单、便携等优点, 但该试验机由液压提供动力, 拉伸速度为 30 mm/s, 不适合铝合金板材的小压力、快速拉伸性能。Tian 等[12]设计了一种用于高强钢的热拉伸摩擦试验机可进行高温下的摩擦试验, 但只能对试件加热, 而不能对模具加热。张逸青[13]设计了一款往复摩擦磨损试验机测试系统, 采用平面接触的滑动摩擦形式, 具有对试样施加重载的能力。美国 Interlaken SP 系列试验系统[14]是一种金属板材冲压及成形模拟试验系统, 属于全数字控制的电液伺服全闭环系统, 其工装与模具更换不便, 安装精度不好保证, 另外其最小型号液压控制压力为 330 kN, 拉力为 257 kN, 不适用于铝合金小载荷测试, 设备速度相较于实际成形速度较慢, 只能模具加热, 而不能进行试件加热。

对于可以施加小载荷的试验机, 雷玉兰等[15]采用伺服电机为主动件开发了 10 kN 的压力机, 可根据压下位移或压力进行运动行程控制。张春波等[16]设计了一款用伺服电机实现压力、位移控制的摩擦焊机, 但均无法用于摩擦测试。Shi 等[17]设计了一种用于测试铝合金的摩擦装置, 该测试装置可在模具和金属板之间实现纯滑动, 测试原理类似于平板滑动摩擦, 该摩擦试验台在炉内进行试验, 可用于高温下的摩擦试验, 但该装置通过重物的重力来提供压力, 力控制精度不高, 且模具和材料只能同时加热。

现有国内外摩擦测试平台大多以钢板为研究对象, 采用液压控制压力, 在铝合金摩擦测试所要求的小载荷范围内存在控制压力不稳定, 无法定性和定量评估铝合金板与模具之间的摩擦行为。此外为提高铝合金板成形性能, 国内外发展了温成形、带中间退火的多道次成形、伺服压力机成形等新工艺, 因此, 铝合金摩擦测试装置需要具有加热、高速拉伸等功能。现有摩擦试验机有些不具备加热功能, 有些只能同时对模具和板料加热, 无法全部实现对实际生产过程中热板冷模、热板热模、冷板热模和冷板冷模 4 种工艺下的摩擦模拟测试。因此, 针对日益增长的汽车铝合金板需求, 而没有合适铝合金板材摩擦测试设备的现状, 本文提出一款适用于铝合金的小载荷高精度多功能摩擦测试装置。

本文根据铝合金板材摩擦试验需求, 确定了摩擦试验机的总体设计方案, 对模具和试件运动组件、加热系统进行开发。根据板材摩擦试验方法对试验平台的功能需求, 进行控制系统的开发与研究, 实现了试件压力和模具间隙值高精度高稳定性控制。验证了试验机性能, 并设计正交试验, 研究了不同因素对铝合金板材摩擦的影响。

1　总体技术方案

1.1　摩擦测试原理

在板料成形过程中的不同区域, 由于材料流动、模具外形和温度等的影响, 其摩擦状况有很大差异。板料成形过程中摩擦行为研究非常困难。目前主要采取的摩擦测试方法有直接测量法和模拟测量法[18]。直接测量法是使用传感器直接安装于成形模具, 测试模具与试件某一接触区压力、切向阻力等参数, 从而得到平均摩擦系数的测试方法。这种方法理论上测试准确, 由于受尺寸的限制, 只能测量有限个点的摩擦, 实际操作非常困难[19]。而模拟测量法是针对不同的成形工艺, 设计出与成形过程相近似的模拟试验装置, 并对该成形过程的摩擦进行测试, 因而得到比较广泛的运用。常用的有平板滑动摩擦试验和拉延筋摩擦试验。

1.1.1　平板滑动摩擦试验

平板滑动摩擦试验[20]由 2 个平板模具夹着试件, 对试件施加正压力, 拉动试件一侧, 使试件在模具间滑动, 通过测量板料滑动时正压力和拉力值得到近似摩擦系数值, 后来, 法国雷诺公司将平板滑动模具的上模具改为半圆形[7], 如图 1 所示, 更易于装配。同样通过压紧力压紧的方法, 重复摩擦, 得到正压力和拉力基于库伦摩擦理论公式如(1)所

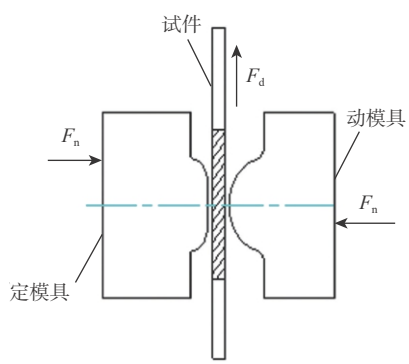


图 1　平板滑动摩擦试验示意图

Fig. 1　Schematic diagram of flat plate sliding friction test

示，用于计算摩擦系数。该方法一定程度上较好地模拟法兰处压边力作用下的摩擦条件。具有装备简单，易于操作的优点，但模具或试件上的任何表面缺陷会对结果产生不利影响。

$$\mu = \frac{F_d}{2F_n} \tag{1}$$

式中：μ为摩擦系数；F_d为试件滑动时的拉力；F_n为试件滑动时的正压力。

1.1.2 拉延筋摩擦试验

拉延筋摩擦试验装置由Sanchez[21]研发，Trzepieciński和Lemu[22]也对拉延筋试验进行了介绍。本试验需要2套尺寸一样的模具：一套辊子可自由转动，测得试验压力F_c和拉力F_R；另一套模具辊子固定，使用压力F_c进行试验，测得拉力F_P，然后用式(2)得到摩擦系数值。

$$\mu = \frac{F_P - F_R}{\pi F_c} \tag{2}$$

NOVELIS公司对滚动拉延筋装置进行了简化，如图2所示，使用控制间隙法得到一组压力和拉力数值，通过线下拟合的方式来得到摩擦系数。此种装置更易于制造和安装，能较精确的得到摩擦系数和评价润滑状态，其表示方法如下：

$$P_d = P_f + P_b \tag{3}$$

$$P_b = AtT_s\varphi(t/r_b + t/r_d) \tag{4}$$

$$P_f = 2\mu P_c \tag{5}$$

式中：P_d为拉力；P_f为摩擦力；P_b为弯曲力和拉直力之和；A为常数；t为板料厚度；T_s为拉伸强度；φ为卷曲角；r_b为拉延筋圆角；r_d为凹槽圆角；P_c为压力。

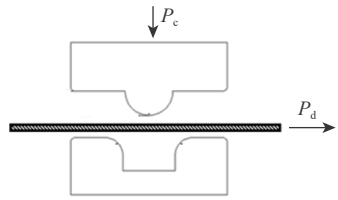


图2 固定拉延筋摩擦试验示意图

Fig. 2 Schematic diagram of fixed draw bead friction test

1.2 设计需求

铝合金板材摩擦试验机参数指标如表1所示。

表1 铝合金板材摩擦试验机参数指标

Table 1 Parameters index of aluminum alloy sheet friction tester

压力控制范围/N	载荷控制精度/%	拉力提供范围/N	试验速度范围/(mm·s^{-1})	有效拉伸范围/mm	温度控制范围/℃	温度控制精度/℃	板料厚度范围/mm	模具对中精度/mm	模具间隙控制/mm
≤2 500	≤±1	≤2 800	≤100	≤150	室温～300	≤±1	0.7-1.5	≤±0.1	≤±0.02

1.3 总体方案

根据本文铝合金板材摩擦试验要求，模具和试件都要有可加热功能，并且温控独立。试验时，试件与模具是接触的，若试件与模具加热区在同一区域，势必会影响另一部件的温度。所以模具与试件加热应分不同区域进行，模具使用内部安装的加热棒与温度传感器进行温控，而试件使用加热炉在试件拉伸的反方向进行加热，达到温度时再进行拉伸。

本文摩擦试验机结构形式如图3所示，试件压力竖直向下，拉力水平向右，可满足3种试验方法需求，加热炉在模具左侧，试件拉伸反方向布置，可实现试件与模具的独立加热，加热炉可配滑动底座，在室温试验时让出试件安装空间；模具上下布置，且都位于桌面以上，上下模具安装拆卸便捷。

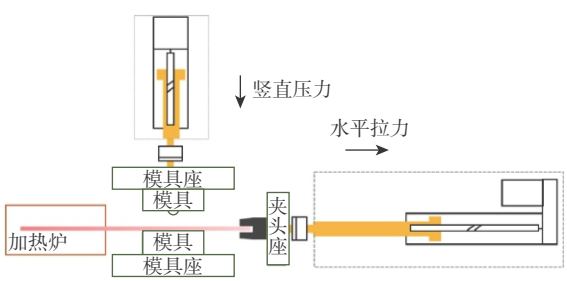


图3 铝合金板材摩擦试验系统示意图

Fig. 3 Schematic diagram of aluminum alloy sheet friction test system

2 关键技术

2.1 压力精确控制

2.1.1 伺服压力控制试验分析

本文摩擦试验机正压力控制精度要求±1%满量程(full scale, F.S.)，伺服控制方式有力矩、速度和位置控制模式，需找到适合本文试验系统的最佳控制方式。

伺服压力试验借助于力传感器，对压力进行闭环反馈控制，伺服电机根据指令控制压头运动对固定板上的试件施加压力，再根据力传感器的反馈信号进行调整，整个试验系统原理如图4所示，控制原理如图5所示。伺服系统内部采用位置模式和力矩模式分别试验，并对试验数据进行

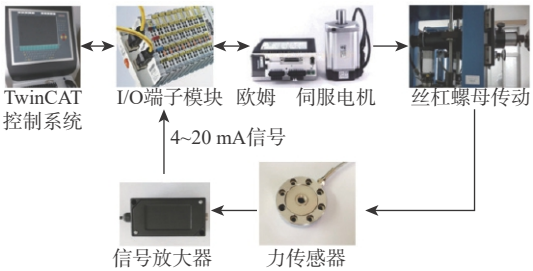


图 4　试验系统原理

Fig. 4　Test system principle

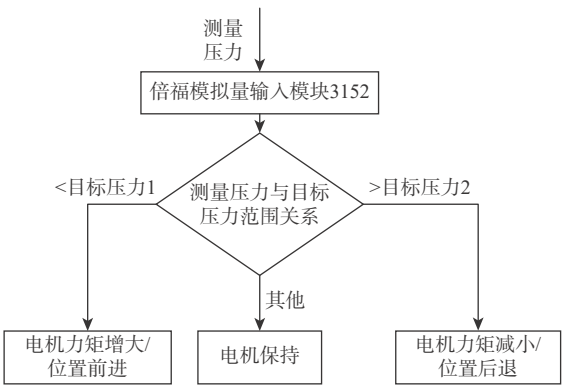


图 5　试验控制原理

Fig. 5　Test control principle

对比。

试验结果如图 6 所示，通过位置模式与力矩模式在实际压力为 500～2 500 N 范围内波动对比，可以发现，对于位置模式，随着设定力值的增大，控制效果变好，但对比力矩模式下的波动范围仍较大，可对机械传动系统进行改进或控制模式内部优化。对于力矩模式，试验所用传动形式可行，所取得的试验效果虽然在小力值（500 N）时较大（−1.21%～2.00%），但经后续优化可以进一步提高精度。

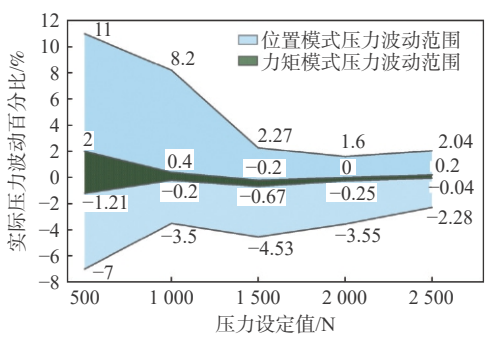


图 6　位置模式与力矩模式下实际压力波动对比

Fig. 6　Comparison of actual pressure fluctuations in position mode and torque mode

2.1.2　试件压力精确伺服控制方式

根据伺服力控制试验，试件的压力控制采用力矩模式比位置模式更能得到较好的稳定性，但摩擦试验系统的竖直向还需高精度间隙值控制，若使用力矩控制模式就能使用 TwinCAT NC 软件控制，即间隙值的控制需在可编程逻辑控制器（programmable logic controller, PLC）根据力矩值来写 PID 控制程序，控制轴的位移量，并且要考虑速度、加速度、软限位等问题，难度较大。直接换用位置模式，换用位移量来对压力进行控制，因原系统为近似刚性传动，虽然伺服电机最小步距可达 4.8×10^{-6} mm，但受限于最大加速度，小步距要达到设定值非常慢，无法采用。

鉴于以上情况，考虑在传动系统中添加弹性元件改善系统刚度，以使单位位移对应更小的力值变化，且特性曲线斜率变化不能太大。如图 7 所示，普通圆柱弹簧的特性曲线近似一条斜线，但占用空间较大。碟簧体积小，特性曲线与圆柱弹簧类似，可以采用。

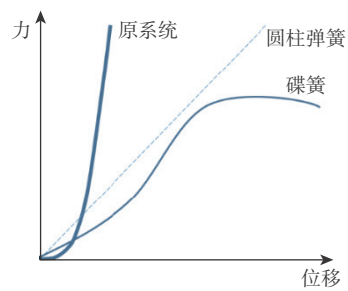


图 7　原系统与弹簧特性曲线对比

Fig. 7　Comparison of original system and spring characteristic curve

加入碟簧改进后的传动系统如图 8 所示，因此，现有系统使用位置模式对试件进行压力控制时，上位机显示模间隙值一直为光栅尺反馈量，在平板滑动试验过程中，系统内部的控制共使用编码器位置、光栅尺位置及力传感器值 3 个反馈量，可实现试件压力的精确控制。

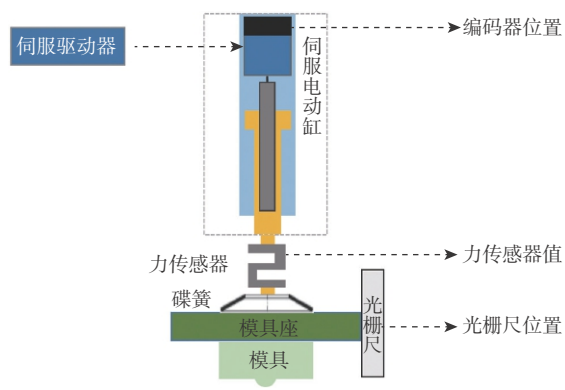


图 8　现有竖直向传动系统及反馈量

Fig. 8　Existing vertical drive system and feedback

2.2 铝合金试件加热试验分析

试件加热区与试验区在2个不同区域进行，试件一端达到一定温度后进行拉伸，试验数据只取用温度均匀的那一段数据。由此，就需要通过单端开口式加热方法来确定加热炉加热温度范围、加热炉尺寸及试验机拉伸行程等问题。

试验原理如图9所示。开始加热后，各路热电偶采集板料各测温点温度，分别输出0～50 mV直流电压信号，电压放大变送器将热电偶输出电压放大为0～10 V直流电压信号，数据采集卡接收并处理各个通道上的数据，之后通过USB接口传输到计算机上，LabVIEW程序可设置采集频率并把采集到的电压数据转换成温度数据。根据采集到的各测温点温度随时间的变化曲线，即可得到室温下板料升降温速率，与炉口温度梯度分布。

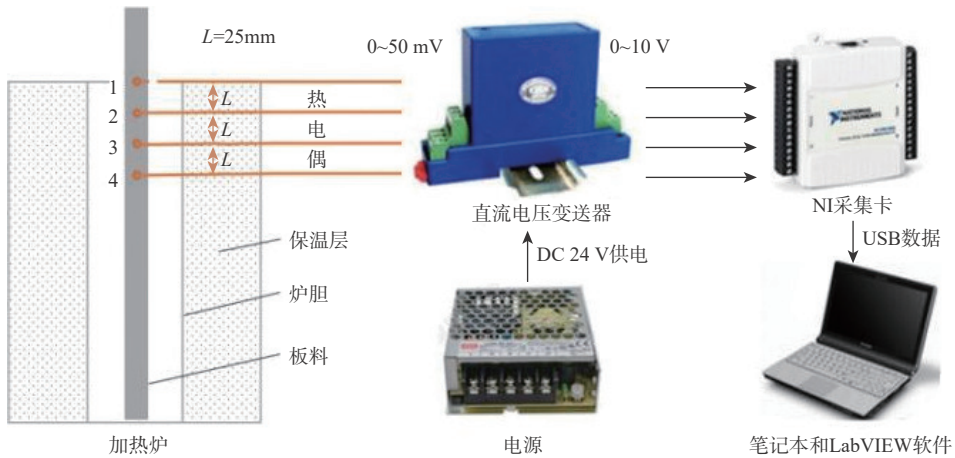


图9 试验原理示意图

Fig. 9 Schematic diagram of test principle

试验选择6016-T4铝合金板料，试验环境温度为16 ℃，设定温度为500 ℃，根据现有板料与温度测量特性，试验分组如表2所示。

表2 试验分组明细

Table 2 Test group details

编号	长度/mm	宽度/mm	厚度/mm	表面状态
a	350	25	0.8	出厂防锈漆
b	350	25	1.2	
c	350	35	0.8	
d	350	35	1.2	

如图10所示，将热电偶丝两线相互缠绕用鳄鱼夹夹紧在板料一定位置上（由炉口向内间距为L，均匀分布4个测温点），使其保持良好接触。加热炉一端用保温棉堵死，板料通过加热炉进行加热。加热炉到达设定温度后，LabVIEW开始采集数据，同时将板料放置于加热炉中。根据LabVIEW实时显示温度达到设定温度时，继续采集数据并将板料连同热电偶取出，置于室温中降温。显示温度达到50 ℃左右时，停止采集数据，试验结束。



图10 热电偶夹持与现场试验图

Fig. 10 Thermocouple clamping and field test chart

图11为a、b、c、d这4组试件各测温点温度变化曲线，温度1～温度4分别对应试件上的4个测温点温度。可以看出各试件炉温设置为500 ℃，初始温升迅速，越接近设定温度时其温升速度越小；各测温点在室温中冷却时，温度越高其降温速度越快，最终各测温点一同下降到室温，且a、c组升降温速度比b、d组快；温度1～温度3测温点温度梯度b组最小约为40 ℃，d组最大约为60 ℃，且温度梯度最大值都出现在加热炉设定值附近；a、b组温度3和温度4几乎没有温度差值，c组有较小差值，d组最大，差值约为10 ℃左右。

由以上分析可以得出，铝合金升温降温速率都很快，且与试件厚度有关，厚度越大越慢；炉口向内50 mm处试件温度基本均匀，可依据此选择加热炉型号和试件行程。温度梯度过大，试件暴露于室温下降温过快难满足试验要求，所研发试验系统的加热炉需进行保温。

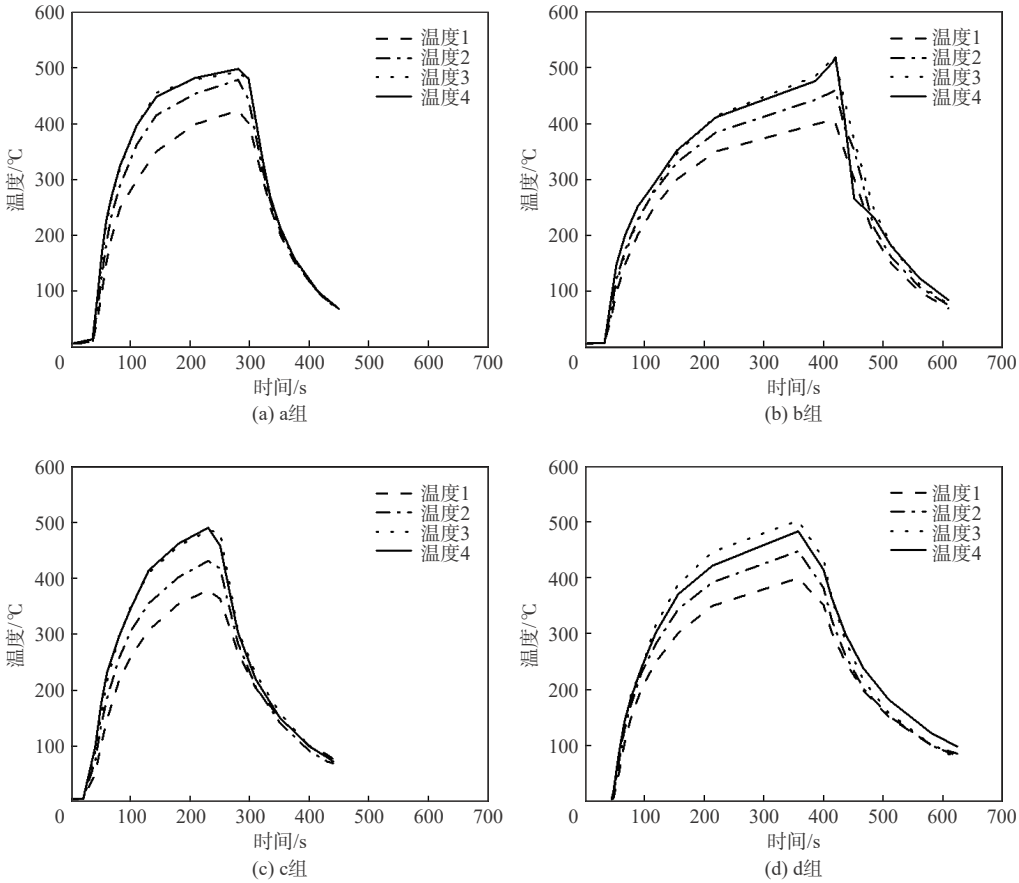


图 11　各试件 4 个测温点变化

Fig. 11　Change of four temperature measurement points of each test piece

3　摩擦试验机系统开发

3.1　运动组件开发

运动组件是铝合金板材摩擦试验系统的重要组成部分，作为执行器负责上模具和夹头的运动支撑，进而提供试件所需压力、拉力、拉伸速度和拉伸位移，从功能上讲分为模具运动组件和试件运动组件。

模具运动组件组成如图 12 所示。试件压力的施加终端机构是安装于模具座上的上模具。而上模具运动是由 *z* 向伺服电机、*z* 向电动缸和碟簧，结合 *z* 向力传感器和光栅尺沿导轨进行。伺服电机直接与电动缸相连，中间无减速机构，系统输出动态特性好。电缸活塞杆下端直接与力传感器和碟簧相连，用于监测传动链的压力值。碟簧直接与模具座相连，此处碟簧的作用为伺服电机使用位置控制模式来控制压力输出，用于使系统特性曲线由纯刚性变为弹性，使得电机单位步距所引起的压力变化减小，便于压力控制。光栅尺与模具座刚性连接，直接测量模具实际位置，用于模具间隙高精度控制。

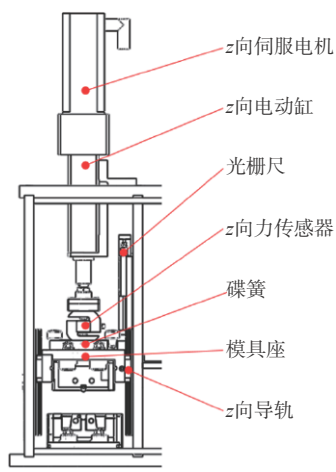


图 12　模具运动组件组成

Fig. 12　Tool moving component

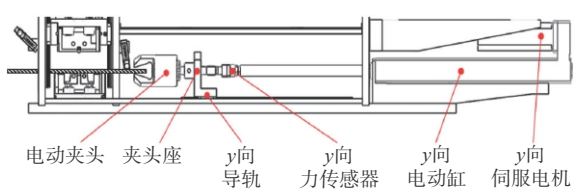


图 13　试件运动组件组成

Fig. 13　Specimen moving component

试件运动组件如图 13 所示，试件由电动夹头夹持通过水平伺服电动缸做恒速运动，通过力传感器监测试件拉伸力大小用于摩擦系数计算。定位

与拉伸组件是试件运动的执行机构，由定位器、夹持器、导轨、力传感器、y向电动缸和y向伺服电机构成。伺服电机与电动缸通过同步带并联，这样的结构虽然动态性差但可节省大量空间。水平电机额定转速为3 000 r/min，电缸导程为5 mm，同步带传动比为1:1，故水平拉伸速度，理论上最大可达250 mm/s，可满足铝合金高速拉伸摩擦试验需求。电动缸的活塞杆直接与力传感连接，电动夹头在最左侧，与夹头座相连，夹头座与力传感器相连，夹头座可以在导轨上滑动。此种结构稳定、紧凑，可完成试件拉伸时的速度、位置控制，并对拉伸力进行实时监测。

3.2 加热系统开发

加热系统方案如图14所示，在试件的初始位置安装双端开口的加热炉对试件进行热辐射加热，从加热炉加热后达到模具接触面，铝合金板降温迅速，因此，在加热炉出口处添加保温通道及在模具接触面前添加专用铝板的红外测温仪用于测量铝合金板拉伸时的真实温度值。

试件在设备上定位安装后，拉伸反向一端在加热炉进行加热，达到设定温度后，由夹持器带动试件向右进行拉伸运动，同时，安装于下模具座下的红外测温仪可实时测量试件在模具区的温度值，结合加热炉温度设定值和拉伸速度可得到二者对应

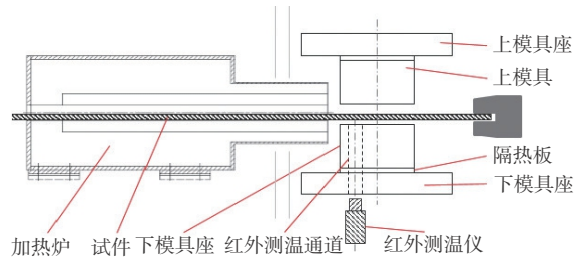


图14 试件加热方案

Fig. 14 Specimen heating scheme

关系，进而以更合适的加热炉温度进行试验。加热炉采用PID温度控制器进行加热温度控制，与模具加热互不干扰，采用不同仪表控制。上下模具各依靠两加热棒进行加热，由安装在压头的热电偶进行温度测量，连接至PID温控器进行模具的温度闭环控制。

3.3 控制系统开发

3.3.1 控制系统总体设计

控制系统以倍福TwinCAT3控制软件、EtherCAT现场总线、端子模块和倍福双通道伺服驱动器为基础，并结合力、位置、温度传感器进行搭建。本文摩擦试验系统的控制系统方案如图15所示。试件拉伸速度和位置采用半闭环系统，主控制器根据试验设置，通过伺服驱动器的内部闭环来控制伺服电机动作，控制拉伸速度和位移。

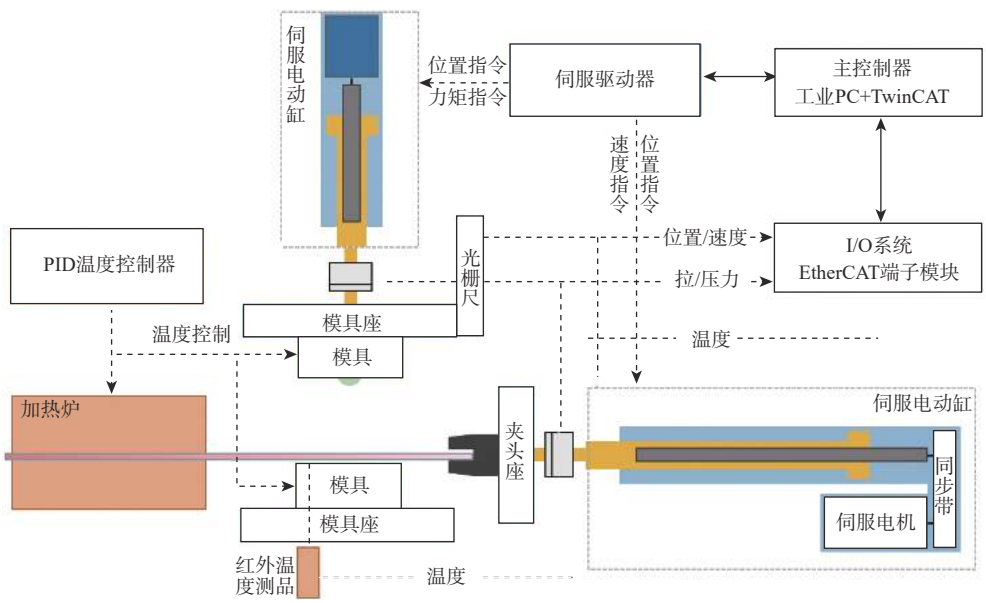


图15 系统控制方案

Fig. 15 System control scheme

试件压力和位移控制为全闭环系统，主控制器根据试验设置压力、间隙值，以及力、位置传感器反馈值输出控制指令，通过伺服驱动器来控制伺服电机动作，达到精准控制试件压力和模具间隙的目的。试件拉伸速度和位置采用半闭环系统，主控制器根据试验设置，通过伺服驱动器的内部闭环来控制伺服电机动作，控制拉伸速度和位移；试件在模具接触前的温度（红外测温仪）和试件拉伸力只在控制软件中实时显示和存储，不进行闭环控制；此外，主控系统还配置接近开关，组成设备前窗和设

备运动的限位保护系统。

3.3.2　控制软件设计与开发

根据倍福 TwinCAT 软件的特点，本文控制软件设计方案将以 VS2015 为平台，分为下位机和上位机 2 部分，下位机负责电机的实时控制及传感器数据直接采集和处理，由 TwinCAT3 内部的 PLC、数控（numerical control, NC）和输入/输出（input/output, I/O）接口组成。上位机由 C#语言开发，负责试验数据设置、显示和计算，集成数据库进行数据存储、导入和导出，为人机交互的窗口。下位机和上位机共同组成控制软件，完成试验参数的设置，对模具压力、位置和试件拉伸速度进行自动化检测和控制，以及试验数据采集和处理工作。

下位机以集成于 VS2015 的 TwinCAT3 为平台，进行组态配置和 PLC 编程。组态配置主要是连接控制硬件，并设置滤波、电机控制、限位等配置，PLC 编程则是对传感器传回的数据进行处理，并输出信号控制电机动作，如图 16 所示。

控制软件上位机是人机交互的窗口，可进行试验设置、数据监控、数据处理和保存等功能。本文上位机也是基于 VS2015 平台，使用 C#语言进行开发，并配套 mysql 数据库进行数据存储。其组成与功能如图 17 所示。

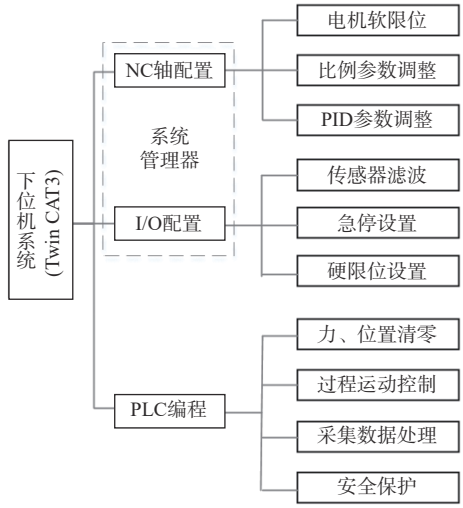


图 16　下位机组成与功能

Fig. 16　Lower machine composition and function

上位机主界面主要作用是显示摩擦试验机试验过程中的试件压力、试件拉力、拉伸行程、试件温度、模具间隙、时间、试件温度及试验过程中的曲线绘制等信息，如图 18 所示。

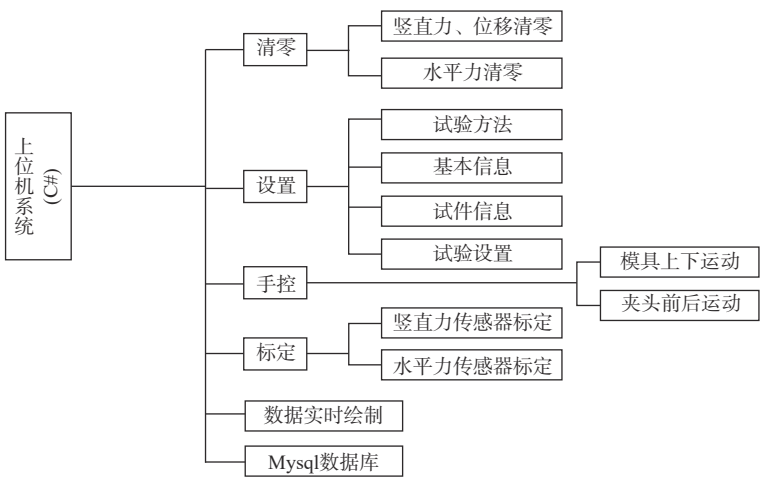


图 17　上位机组成与功能

Fig. 17　Upper machine composition and function

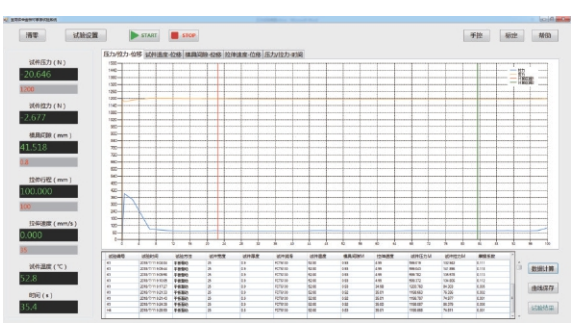


图 18　上位机界面

Fig. 18　Upper PC interface

4　试验机系统力精度分析

试验机调试运行后，经检验各项参数都符合精度要求，试验的采集数据才有意义，本文试验机参数包含力、速度、位移和温度等实时监测量，还包括模具对中精度、平行度和模具粗糙度等固定量，本文将采用标准力传感器对设备力反馈值做精度检验。

4.1　试件压力精度分析

竖直方向机构是试件压力施加机构，根据结

构，试件压力经模具、模具座、导轨、光栅尺、碟簧传导，由竖直力传感器监测，但由于零部件安装轴线问题及导轨摩擦力影响，试件压力的检测存在一定误差，如图 19 所示，本文采用标准的力传感器直接检测试件压力值，以小步距控制试件压力加载，并记录标准传感器力值和对应系统力值，计算相对误差，用于评估系统精度。

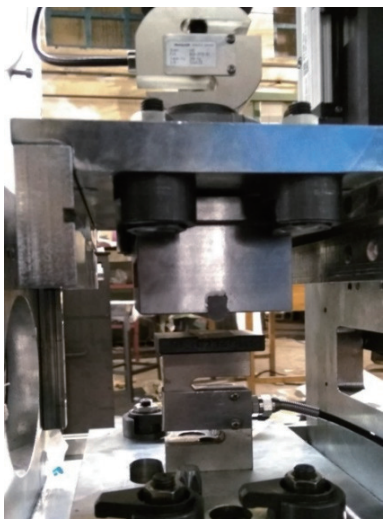


图 19 试件压力精度检测

Fig. 19 Specimen pressure accuracy test

图 20 为试件压力全量程相对误差分布，由图可知，系统压力值保持较好，小载荷时偏差为正，然后逐渐减小到反向偏差，相对误差保持在 0.5% 内，系统压力值精度符合要求。

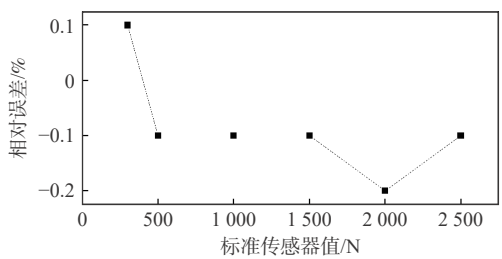


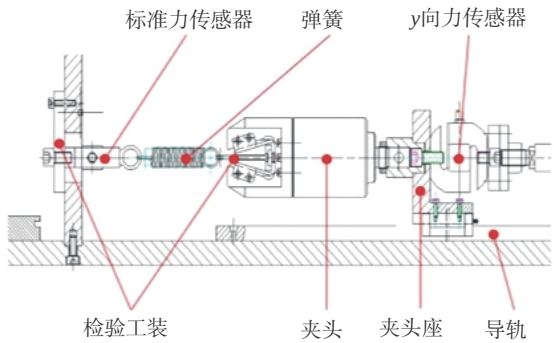
图 20 压力测量值相对误差分布

Fig. 20 Relative error distribution of pressure measurement

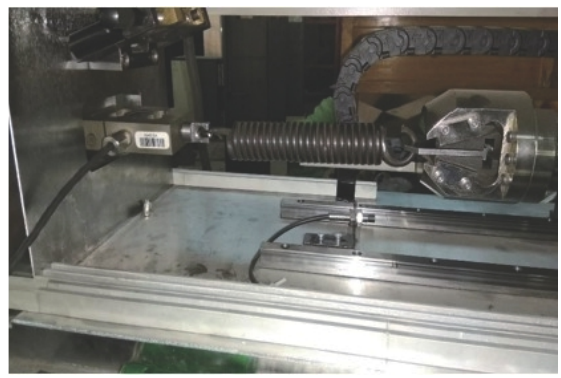
4.2 试件拉力精度分析

水平方向机构是试件拉伸施加机构，根据结构，试件拉伸力经夹头、夹头座、导轨传导，由 y 向力传感器监测，但由于零部件安装轴线问题及导轨摩擦力影响，试件拉伸力的检测存在一定误差。如图 21 所示，试件拉伸力检验采用标准的力传感器直接检测模具与试件压力值，计算相对误差，用于评估系统精度。

图 22 为标准传感器检验数据和全量程相对误差分布。可以看出，系统压力值与标准传感器的偏差值都为正，小载荷时相对误差数值较小，随载荷



(a) 试件拉伸力检验方案



(b) 试件拉伸力检验实物图

图 21 试件拉力精度检测

Fig. 21 Samples tension accuracy test

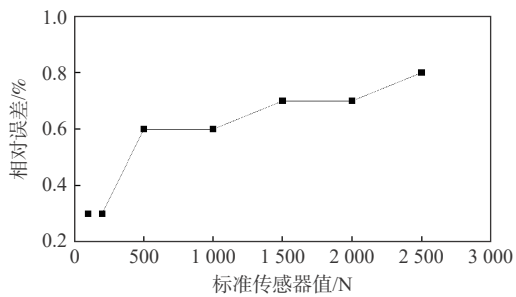


图 22 拉力测量值相对误差分布

Fig. 22 Relative error distribution of tension measurement

增大相对误差增大，但都保持在 1% 内。

5 摩擦试验分析

5.1 摩擦试验区分度测试与分析

本文摩擦试验机如图 23 所示，板材摩擦试验中，试验结果受多重因素的影响，因此，本文试验机应具有对不同因素水平的区分能力，针对影响摩擦的因素，通过平板滑动试验评估试验机对不同因素水平的区分能力。

图 24 为模具与试件的安装，试验条件设置如表 3 所示，按照图 24 将平板滑动的上下模具安装到摩擦试验机上，试件由后端进入，定位器定位，手戴防护手套将试件移动至夹头处夹紧，定位器旋转，让出空间。在软件的试验设置中输入试件设定



图 23　铝合金摩擦试验机

Fig. 23　Aluminium alloy friction tester

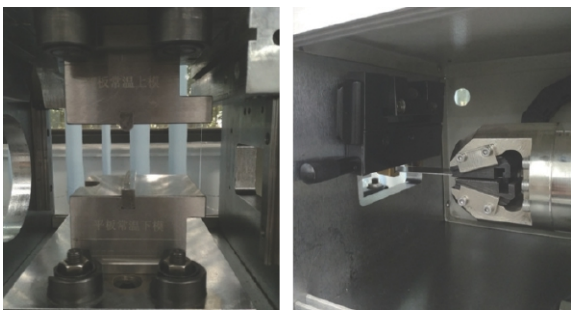


图 24　模具与试件安装

Fig. 24　Tools and specimen installation

表 3　区分度试验设置

Table 3　Distinction test setup

材料	润滑剂	压力/N	取样角度/(°)	温度/℃
5182铝合金	FCT6130	400	0	室温
6016铝合金	ALUB VS	1 100	90	100

压力和拉伸行程, 试验将在 10 mm/s 的速度下进行, 选取合适测量曲线段, 计算结果并输出。试验每组做 3 个试件, 分别计算出摩擦系数后再取平均值, 舍弃压力数据波动较大的试验。

对所得到的各试验结果取其平均摩擦系数进行对比, 如图 25 所示。经分析, 本文试验机对不同材料、不同润滑条件、不同取样角度及不同温度下摩擦区分明显, 试验机性能符合设计要求。

5.2　摩擦试验重复性测试与分析

保持试验结果的可重复性, 是各种试验装置必须具备的指标。试验装置随着试验时间不同, 由于装置本身系统误差的变化造成相同试验条件下得到的结果不同, 这种情况下试验结果是不可靠的。因此, 本文试验机应具有高度的试验结果可重复性, 在不同的时间点采用相同的试验条件, 通过平板滑动试验评估试验机结果可重复性效果。

试验分别在室温和 100 ℃ 下进行, 设置压力为 1 100 N, 拉伸速度为 10 mm/s, 行程为 100 mm, 在 FCT6130 润滑条件下分别间隔 1 天、3 天和 6 天使用相同试验条件和试件进行重复性试验, 摩擦测试结果如图 26 所示。

从试验结果可知, 在室温下, 平均摩擦系数 $\bar{\mu}_1$=0.069, 标准差 S_1=0.000 71, 变异系数 V_1=1.03%。在 100 ℃ 下, 平均摩擦系数 $\bar{\mu}_2$=0.118, 标准差 S_2=

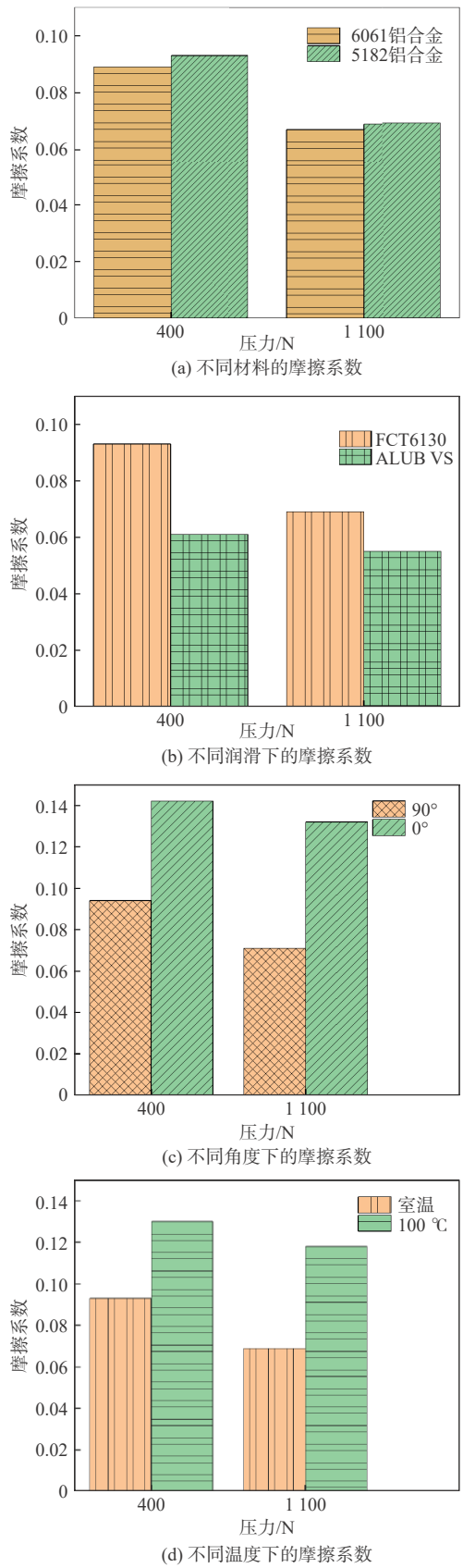


图 25　摩擦试验区分度测试结果对比

Fig. 25　Comparison of friction discrimination test results

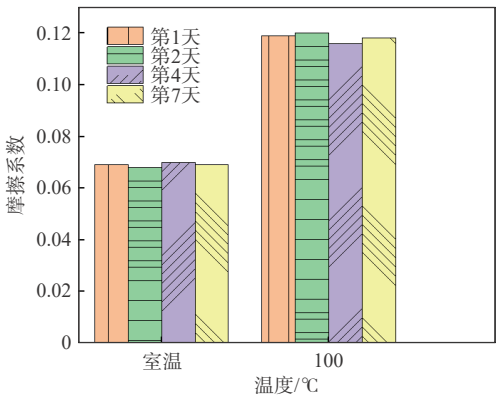


图 26 不同温度下的重复性试验

Fig. 26 Repeatability test at different temperatures

0.001 48, 变异系数 V_2=1.25%。通过润滑油在室温和 100 ℃ 条件下的全面对比, 4 次试验的全部摩擦系数值标准差较小, 表明试验结果不受时间的影响, 试验机具有良好的稳定性。

5.3 铝合金板材摩擦试验分析

利用现有试验机开展 5182 铝合金摩擦系数测试试验, 探索润滑情况、温度、压力和拉伸速度对摩擦系数的影响。

设计正交试验, 试验中用到 F(FCT6130)、A(ALUB VS) 和 Q(QUAKER 61MAL) 这 3 种润滑剂均属于油基润滑剂。铝合金摩擦试验件如图 27 所示。表 4 为不同工况下的摩擦系数, 表 5 为不同工况下摩擦系数的极差分析, 可以看出, 润滑情况的极差为 0.015 3, 温度的极差为 0.040, 压力的极差为 0.032 3, 速度的极差为 0.029 7。故各因素的重要次序为: 模具温度、压力、速度、润滑剂。试验结果表明: 温度越低, 压力越大, 速度越快, 摩擦系数就越小。

分析产生上述现象的原因, 加热会造成试件表面发生黏着, 增大摩擦系数。随着拉伸速度的增加, 板料与模具的黏着就会相应降低, 摩擦减少的趋势也比较明显, 润滑对摩擦系数的影响最小, 这可能与 3 种润滑剂均属于油基润滑有关。

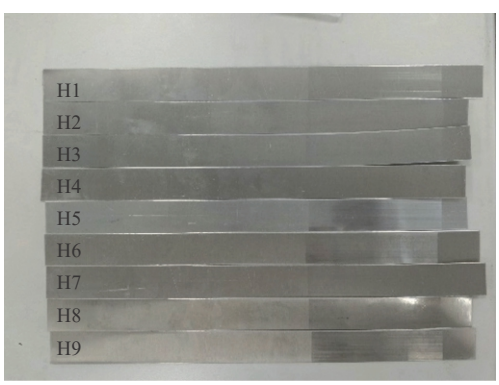


图 27 铝合金摩擦试验件

Fig. 27 Aluminium alloy friction specimen

表 4 不同工况下的摩擦系数

Table 4 Friction coefficients under different operating conditions

序号	润滑剂	模具温度/℃	压力/N	拉伸速度/(mm·s^{-1})	摩擦系数
H1	F	室温	600	5	0.099
H2	F	100	1 200	20	0.080
H3	F	150	1 800	35	0.077
H4	A	室温	1 200	35	0.032
H5	A	100	1 800	5	0.080
H6	A	150	600	20	0.115
H7	Q	室温	1 800	20	0.058
H8	Q	100	600	35	0.098
H9	Q	150	1 200	5	0.117

表 5 正交试验分析结果

Table 5 Analysis results of orthogonal experiments

j	K_{j1}	K_{j2}	K_{j3}	R_j
1	0.085 3	0.075 7	0.091 0	0.015 3
2	0.063	0.086	0.103	0.040
3	0.104	0.076 3	0.071 7	0.032 3
4	0.098 7	0.084 3	0.069 0	0.029 7

注: K_{ji}表示表4中j列i组摩擦系数之和的平均值, R_j为极差, 即j列中每个因数的最大K_{ji}与最小K_{ji}之差。(j=1,2,3,4,分别应对表4中的第2~第5列, i=1,2,3, 分别对应表4中第j列中的3个分组, 数值相同为1组)。

根据平板滑动摩擦试验所依据的经典库伦摩擦理论, 压力不应是摩擦系数测试的影响因子, 或者说影响不应那么大。为进一步探究压力对摩擦的影响, 本文分别在 400, 1 100, 1 800, 2 500 N 压力下测试铝合金板材的摩擦系数, 具体的试验条件如表 6 所示。

表 6 压力对摩擦影响试验设置

Table 6 Experimental settings for effect of pressure on friction

试验材料	取样方向/(°)	润滑剂	拉伸速度/(mm·s^{-1})	温度	压力/N
5182 铝合金	90	FCT6130	10	室温	400, 1 100, 1 800, 2 500

根据试验数据, 得到不同压力条件下的摩擦系数分布如图 28 所示, 从图中可知, 随着压力的增大, 摩擦系数减少, 且减少的趋势越来越小, 逐渐趋于平稳, 经分析是由于板料表面存在微观不平度的峰尖, 压力越大, 该峰尖会被压得越平, 当压力大到一定值时, 该峰尖对摩擦系数的影响即可忽略不计, 此时摩擦系数的值趋于平稳。

为进一步探究拉伸速度对摩擦系数的影响, 在 1 000 N 的压力下, 测试拉伸速度分别为 1, 10, 30, 100 mm/s 的铝合金板材的摩擦系数, 具体的试验条件如表 7 所示。

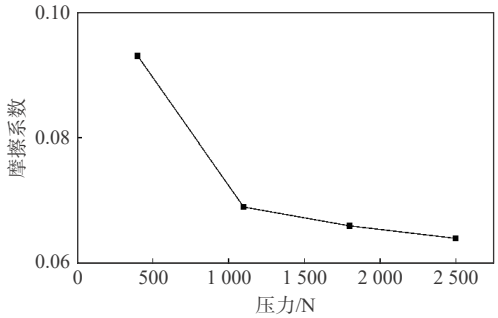


图 28　不同压力下的摩擦系数分布

Fig. 28　Friction coefficient distribution under different pressures

表 7　拉伸速度对摩擦影响试验设置

Table 7　Experimental settings for the effect of speed on friction

试验材料	取样方向/(°)	润滑剂	拉伸速度/($mm \cdot s^{-1}$)	温度	压力/N
5182铝合金	0	FCT6130	1, 10, 30, 100	室温	1 000

根据试验数据, 得到不同拉伸速度条件下的摩擦系数分布如图 29 所示, 由图可知, 随着拉伸速度的增大, 摩擦系数减少。

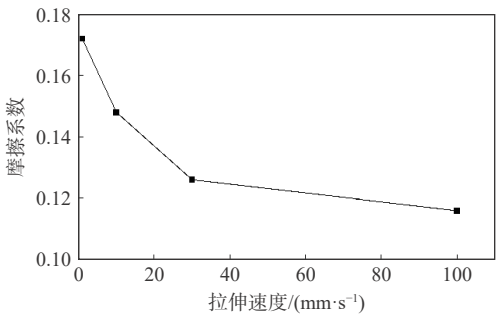


图 29　不同拉伸速度下的摩擦系数分布

Fig. 29　Friction coefficient distribution under different speeds

6　结　论

1) 本文试验机由运动组件、加热系统和控制系统组成, 其模具和试件独立加热, 实现了对实际生产过程中热板冷模、热板热模、冷板热模和冷板冷模 4 种工艺下的摩擦模拟测试。

2) 通过在伺服控制位置模式与外部力传感器和光栅尺的结合, 实现了试件压力和模具间隙值的高精度高稳定性控制。

3) 采用试验机所得摩擦测试结果不受时间的影响, 试验机具有良好的稳定性和对不同因素的区分度。

4) 影响 5182 铝合金板摩擦系数因素的重要次序为: 模具温度、压力、速度、润滑剂。温度越低, 压力越大, 速度越快, 摩擦系数就越小; 随着压力的增大, 摩擦系数减少的趋势越来越小, 逐渐趋于平稳; 同一种类型的润滑剂对摩擦的影响相对较小。

参考文献（References）

[1] 王凯, 何勇灵, 孟广威. 客车铝合金车架设计与典型工况分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1780-1786.
WANG K, HE Y L, MENG G W. Design and analysis of an aluminum alloy bus frame under typical conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1780-1786(in Chinese).

[2] 尹尚豹. 5754 铝合金板热成形性能研究及应用[D]. 武汉: 华中科技大学, 2016: 1-3.
YIN S B. Investigation and application of thermal formability of 5754 aluminum alloy sheet[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2016: 1-3(in Chinese).

[3] 居龙. 5000 系铝合金汽车板成形性能研究[D]. 北京: 北京科技大学, 2015: 40-42.
JU L. Investigations for formability of 5000 series aluminum alloy sheets for automotive application[D]. Beijing: University of Science and Technology Beijing, 2015: 40-42(in Chinese).

[4] BONG H J, LEEM D, KIM J H, et al. Practical determination of friction coefficient of Al 3003 for forming of backward extruded part using simple tip test and inverse finite element analysis[J]. Metals and Materials International, 2016, 22(3): 356-363.

[5] DOHDA K, BOHER C, REZAI-ARIA F, et al. Tribology in metal forming at elevated temperatures[J]. Friction, 2015, 3(1): 1-27.

[6] 罗红宇, 李东升, 吕晓东, 等. 拉延筋/摩擦试验机测控系统设计与实践[J]. 塑性工程学报, 2004, 11(5): 33-36.
LUO H Y, LI D S, LU X D, et al. Practice & design on measure and control system of drawbead/friction simulator[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2004, 11(5): 33-36 (in Chinese).

[7] 王亮, 李东升, 罗红宇. 板材成形拉延摩擦试验机系统设计与实践[J]. 塑性工程学报, 2009, 16(6): 107-112.
WANG L, LI D S, LUO H Y. Design and application of drawing-friction testing system used in sheet metal forming[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2009, 16(6): 107-112 (in Chinese).

[8] 张建忠, 汪久根, 马家驹, 等. 微载荷含油轴承摩擦性能研究 Ⅱ. 摩擦试验分析[J]. 摩擦学学报, 2006, 26(5): 472-477.
ZHANG J Z, WANG J G, MA J J, et al. Tribological characteristics of porous bearings under microload Ⅱ. Experimental study of friction[J]. Tribology, 2006, 26(5): 472-477 (in Chinese).

[9] MARZOUKI M, KOWANDY C, RICHARD C. Experimental simulation of tool/product interface during hot drawing[J]. Wear, 2007, 262(3-4): 235-241.

[10] CAO J, ZHOU R, WANG Q, et al. Strip-on-cylinder test apparatus for die wear characterization[J]. CIRP Annals, 2009, 58(1): 251-254.

[11] YANAGIDA A, KURIHARA T, AZUSHIMA A. Development of tribo-simulator for hot stamping[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2010, 210(3): 456-460.

[12] TIAN X W, ZHANG Y S, WANG Z, et al. Design of a tribo-simulator for the high strength steel friction and wear investigation in hot stamping[J]. Advanced Materials Research, 2011, 421: 147-150.

[13] 张逸青. 重载荷往复式摩擦磨损试验机[J]. 轴承, 2016, 435(2): 53-56.
ZHANG Y Q. Heavy load reciprocating friction and wear tester[J].

Bearing, 2016, 435(2): 53-56(in Chinese).

[14] Interlaken Technology Company. Draw bead simulator[EB/OL]. (2022-03-28)[2022-06-01].https://interlaken.com/docs/DBS.pdf.

[15] 雷玉兰, 韩光超, 盛超杰, 等. 10 kN 超声辅助塑性成形压力机设计与试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(8): 1622-1629.
LEI Y L, HAN G C, SHENG C J, et al. Design of 10 kN ultrasonic-assisted plastic forming press machine and experiment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(8): 1622-1629 (in Chinese).

[16] 张春波, 周军, 梁武, 等. 位置控制模式及力控制模式交互作用的轴向摩擦焊接装置以及摩擦焊接工艺: CN109623134A[P]. 2019-04-16.
ZHANG C B, ZHOU J, LIANG W, et al. Position control mode and force control mode interaction axial friction welding device and friction welding technology: CN109623134A[P]. 2019-04-16 (in Chinese).

[17] SHI Z, WANG L, MOHAMED M, et al. A new design of friction test rig and determination of friction coefficient when warm forming an aluminium alloy[J]. Procedia Engineering, 2017, 207: 2274-2279.

[18] BAY N, OLSSON D D, ANDREASEN J L. Lubricant test methods for sheet metal forming[J]. Tribology International, 2008, 41(9): 844-853.

[19] LI M, KLAMECKI B E, WEINMANN K J. SN-Gage and instrurnented pin: To measure shear and normal tool forces in sheet metal foming[J]. Transactions of Namrusme, 1992, 20: 103-109.

[20] SHI M F, MEULEMAN D J. An evaluation of interface friction in different forming models for coated steel sheets[C]//Proceedings of the SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 1992: 135-142.

[21] SANCHEZ L R. Characterisation of a measurement system for reproducible friction testing on sheet metal under plane strain[J]. Tribology International, 1999, 20: 575-586.

[22] TRZEPIECIŃSKI T, LEMU H G. Frictional conditions of AA5251 aluminium alloy sheets using drawbead simulator tests and numerical methods[J]. Strojniški Vestnik – Journal of Mechanical Engineering, 2014, 60(1): 51-60.

Development and experimental of friction tester for aluminum alloy sheet stamping

LI Xiaoqiang[1,*], ZHANG Hegang[2], WANG Shuo[1], LI Gaofeng[3], MENG Qingkuo[1], ZHANG Yongsheng[1]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Hangfa Intelligent Manufacturing (Beijing) Technology Co., Ltd., Beijing 100083, China;
3. Research Institute of Technology of Shougang Group Co., Ltd., Beijing 100041, China)

Abstract: The overall design concept of the servo pressure and friction test platform for aluminum alloy sheets under heating circumstances was designed with the aim of meeting the need for friction testing of aluminum alloy sheet stamping. A small-load high-precision multi-functional friction testing machine system suitable for aluminum alloy sheet forming was developed. The system consists of a mechanical system, a heating system and a control system. The mechanical system realizes the movement support of the upper tool and chuck. The heating system realizes the separate heating of tools and specimens. In the servo control mode, combined with the external force sensor and the grating ruler, the force and displacement control double closed loop system is realized, which realizes the high precision and stability control of the specimen pressure and the tool gap. Finally, the orthogonal experiment was designed to explore the influence of different factors on the friction of aluminum alloy blank. The results show that the friction tester has stable performance and good repeatability. The important order of factors affecting friction coefficient is tool temperature, pressure, speed, and lubricant. The lower the temperature, the greater the pressure, the faster the speed, and the smaller the friction coefficient. The same type of lubricant has less influence on the coefficient of friction. The tendency of the coefficient of friction decreasing decreases with increasing pressure and eventually becomes more steady.

Keywords: friction tester; aluminum alloy sheet stamping; servo control; friction test; tribological behaviour

Received: 2022-06-29; **Accepted**: 2022-07-22; **Published Online**: 2022-11-03 09:34

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221102.1832.005

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (52075025); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-22-L-504)

* **Corresponding author**. E-mail: lixiaoqiang@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0557

简短关联可编辑环签名及其区块链修正应用

王杰昌[1]，刘玉岭[2,*]，张平[3]，刘牧华[3]，李杰[1]

(1. 郑州大学 体育学院，郑州 450000；2. 中国科学院 信息工程研究所，北京 100190；
3. 河南科技大学 数学与统计学院，洛阳 471023)

摘　　要：关联可编辑环签名（LRRS）可提升区块链的匿名性，防止双花攻击，修正区块链数据，但其签名大小随环成员的增多而增大。针对该问题，结合已有LRRS和简短关联环签名方案，利用动态累加器对环成员的公钥进行累加计算，依据原知识证明签名（SPK）构造出新的SPK，提出简短LRRS（SLRRS）方案，基于该签名又提出新的区块链修正协议。在随机谕言机模型下，证明所提签名具有不可伪造性、匿名性、关联性。性能评估表明：随着环成员的增多，已有签名的大小在增大，而所提签名不变；同时此类签名所消耗的时间均在增多，而所提签名的时间增速较缓且最少。

关　键　词：知识证明签名；动态累加器；简短关联可编辑环签名；时间更新变色龙哈希；区块链修正

中图分类号：TP309.2

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1911-10

由于区块链[1]具有不可篡改性、匿名性、去中心化等优点，该系统正成为国内外研究的热点。随着区块链的发展，研究者发现其不可篡改性实则一把双刃剑[2]。DAO及ATN事件中的智能合约漏洞使得人们有修正区块链的需求[3]，区块链上存在的一些错误信息和虚假新闻，借助系统的公开性和不可篡改性广泛传播，危害性极大，迫切需要技术来修正链上数据[4]。Ateniese等[5]将传统区块链的哈希函数(即SHA-256)更换为变色龙哈希，利用其独有特性，在不改变哈希值的情况下修改历史区块，提出区块链修正方案。

为提升匿名性，区块链系统中应用了环签名[6]。Ren等[7]提出一个保护隐私的事务级可修正区块链，利用对称加密、环签名保护交易数据和用户身份。基于改进的门限环签名，任艳丽等[8]提出可删除的区块链。关联环签名[9](linkable ring signatures, LRS)因其关联性，可有效避免区块链中的双花攻击，所以被很多学者研究和使用。Kyazhin和Popov [10]利用LRS[9]提出一个区块链电子投票系统。为解决环签名匿名性撤销难、不具备隐私保护和灵活认证机制等问题，张小松等[11]提出一种可编辑、不可抵赖、关联的环签名。Huang等[12]提出时间更新变色龙哈希(time updatable chameleon Hash, TUCH)及关联可编辑环签名(linkable-and-redactable ring signature, LRRS)，并用其分别替换传统区块链中的哈希函数和数字签名，即椭圆曲线数字签名算法(elliptic curve digital signature algorithm, ECDSA)，构建了匿名且可修正的区块链。后来Huang等[13]修改了LRRS，提出修订的关联可编辑环签名(revised linkable-and-redactable ring signature, R-LRRS)，基于此构建了双向匿名拍卖协议。但是随着环成员的增多，LRRS[12]和R-LRRS[13]签名大小均在增大。

收稿日期：2022-06-30；**录用日期**：2022-08-26；**网络出版时间**：2022-12-14 13:50
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221213.1533.007
基金项目：国家重点研发计划(2021YFF0307203)；国家自然科学基金(U1904119)；河南省科技攻关项目(222102210079,232102210138)；河南省高等学校重点科研项目(23A520046)
*通信作者. E-mail：liuyuling@iie.ac.cn

引用格式：王杰昌，刘玉岭，张平，等. 简短关联可编辑环签名及其区块链修正应用[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1911-1920. WANG J C，LIU Y L，ZHANG P，et al. Short linkable-and-redactable ring signature and its blockchain correcting application[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1911-1920 (in Chinese).

简短关联环签名[14-15]先使用累加器对公钥环进行累加计算，再进行知识证明签名，在继承LRS匿名性和关联性的同时，其签名大小固定不变，不会随环成员数量的变化而变化[16]，大大节省了存储空间。但该签名不具备可编辑性。

为解决上述问题，本文根据原有的简短关联环签名[14-15]和LRRS[12]，首先，利用动态累加器对公钥环进行累加计算，构造出新的知识证明签名（signatures based on proofs of knowledge, SPK），提出简短关联可编辑环签名（short linkable-and-redactable ring signatures, SLRRS）。然后，对本文签名进行安全性证明和性能评估。最后，基于该签名提出区块链修正协议。

1 相关理论

1.1 困难问题假设

强RSA假设[15]：给定N（其为2个安全随机素数的乘积，长为η比特），以及一个随机数$z\in \mathrm{QR}_N$，其中，QR_N表示模N的二次剩余集合，找出满足条件$u^e=z(\mathrm{mod}\,N)$且$e>1$的$u\in \mathbf{Z}_N^*$和$e\in \mathbf{N}$是困难的。

G为一个素数阶为q的乘法循环群，其生成元为g，有以下假设：

群上的离散对数假设（简称DL）。给定$g^a\in G$，其中$a\in {}_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q$，则计算$a$是困难的；

计算性Diffie-Hellman假设（简称CDH）。给定$g,g^a,g^b\in G$，其中$a,b\in {}_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q$，计算$g^{ab}$是困难的；

判定性Diffie-Hellman假设（简称DDH）。给定$g,g^a,g^b,g^c\in G$，其中$a,b,c\in {}_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q$，判定$c=ab$是困难的；

若群G上的CDH问题是困难的，但DDH问题是简单的，则称G为间隙Diffie-Hellman（GDH）群。$<g,g^a,g^b,g^c>$为Diffie-Hellman（DH）四元组，当且仅当$c=ab \bmod q$。

1.2 动态累加器

累加器可以把一个集合中的所有元素压缩成一个很短的数值，同时为集合中每个元素生成其隶属于该集合的证据[17]。而动态累加器增删元素的更新操作的时间复杂度，独立于集合大小[18]。

动态累加器[18]$(\{X_\eta\},\{F_\eta\})$主要由下面4个算法组成。

1）启动算法。输入安全参数1^η，输出公共参数$p_{\mathrm{public}}=\{X_\eta,F_\eta,N,f,u,U_f\}$。$X_\eta$为累加器的输入域，$N=pq$（$p,q$为素数），$N$的长度为$\eta$比特，$F_\eta$为一个模$N$的幂的函数族；对于函数$f\in F_\eta$，若输入$(u,x)\in U_f\times X_\eta$（其中，$u\in U_f$，$x\in X_\eta$，$U_f=\{u\in \mathrm{QR}_N:u\neq 1\}$），则$f$的输出值$f(u,x)=u^x \bmod N\in U_f$。

2）累加值生成算法。输入公共参数p_{public}，以及集合$X=\{x_1,x_2,\cdots,x_n\}\subset X_\eta$，输出集合$X$中所有元素的累加值$v=f(u,X)=u^{\prod y_i} \bmod N\in U_f$。

3）成员隶属关系证据生成算法。输入公共参数p_{public}及$x_\pi\in X$，其中，$\pi\in[1,2,\cdots,n]$，生成$x_\pi\in X$的证据$w=f(u,X\backslash\{x_\pi\})=u^{\prod_{i\neq\pi}x_i} \bmod N\in U_f$。

4）成员隶属关系验证算法。输入公共参数p_{public}、集合X上的累加值v、元素x_π及证据w，验证$f(w,x_\pi)=v$。若等式成立，则$x_\pi\in X$，否则，$x_\pi\notin X$。

另外，该累加器还具有准交换性、累加值及证据可更新性等性质。

定理1 在强RSA假设下，上述动态累加器是安全的，即对任意的概率多项式时间（probabilistic polynomial time, PPT）敌手A：

$$\Pr[f\leftarrow F_\eta;u\leftarrow U_f;(x^*,w^*,X)\leftarrow A(f,U_f,u):X\subset X_\eta\wedge x^*\notin X\wedge f(w^*,x^*)=f(u,X)]=\mathrm{negl}(\eta)$$

其中：x^*、w^*分别为敌手A输出的集合元素及其对应的证据；negl( )为可忽略函数。

1.3 知识证明签名

文献[15,19]提出SPK。若证明者想向验证者证明其知道离散对数$\{(x):y=g^x \bmod q\}$的知识，并用这个知识对消息m进行签名，可通过以下协议来实现。

证明者。随机选取$r\in {}_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q$，计算$c=H(m\|y\|g\|g^r)$，$s=r-cx(\mathrm{mod}\,q)$，其中，$H$为抗碰撞单向哈希函数；然后将$(c,s)$传送给验证者。

验证者。检验$c=H(m\|y\|g\|g^sy^c)$，若等式成立，验证者接受证明者的证明；否则拒绝。

此处称(c,s)为证明者根据y关于g的离散对数，对消息m进行的知识证明签名，记为$S_{\mathrm{PK}}\{(x):y=g^x \bmod q\}(m)$。

1.4 时间更新变色龙哈希

变色龙哈希函数是一种带陷门的特殊抗碰撞哈希函数，陷门持有者可轻易地找到哈希碰撞；对于未知陷门者，变色龙哈希函数与传统哈希函数一样具有抗碰撞性[4]。在此基础上，TUCH的输入增加了时间变量，如果时间发生了更新，陷门持有者仍可找到哈希碰撞。

下面为GDH群上的TUCH[12]，包含6个算法：

1）TUCH的建立算法$\mathrm{TUCH.Setup}(\lambda)\rightarrow p_{\mathrm{TUCH}}=\{G,q,H_1,H_2,\Delta t\}$。输入一个安全参数$\lambda$，选择一个生成元为$g$的GDH群$G$，阶为$q$；设哈希函数$H_1:\{0,1\}^*\rightarrow G$，$H_2:\{0,1\}^*\rightarrow \mathbf{Z}_q$，定义$\Delta t\in G$为一个全局时间间隔。

2）TUCH的密钥生成算法$\mathrm{TUCH.KeyGen}(p_{\mathrm{TUCH}})\rightarrow(\mathrm{tk},\mathrm{hk})$。输入系统参数$p_{\mathrm{TUCH}}$，选择陷门密钥

$\mathrm{tk}=\tau\leftarrow{}_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q^*$, 计算哈希密钥$\mathrm{hk}=\varphi=g^{\tau}$;

3) TUCH 的哈希算法 $\mathrm{TUCH.Hash}(\mathrm{hk},\mathrm{ID_C},m,t,\alpha)\rightarrow(\hbar,r)$。输入哈希密钥$\mathrm{hk}=\varphi$, 定制的身份$\mathrm{ID_C}\in\{0,1\}^*$, 消息$m\in\{0,1\}^*$, 当前时间$t\in\mathbf{Z}_q$, 随机数$\alpha\leftarrow{}_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q^*$, 计算$h=H_1(\mathrm{ID_C})$, 设变色龙随机数$r=(g^{\alpha t},\varphi^{\alpha t})$, 计算变色龙哈希$\hbar=g^{\alpha t}h^{H_2(m)t}$, 输出$(\hbar,r)$。

4) TUCH 的验证算法 $\mathrm{TUCH.Verify}(\mathrm{hk},\mathrm{ID_C},(m,\hbar,r),t)\rightarrow(\perp,0\text{ or }1)$。输入哈希密钥$\mathrm{hk}=\varphi$, 定制身份$\mathrm{ID_C}$, 当前时间$t\in\mathbf{Z}_q$, 三元组$(m,\hbar,r)$。检查$<g,g^{\alpha t},\varphi,\varphi^{\alpha t}>$是否为有效的 DH 四元组(即$<g,g^{\alpha t},g^{\tau},g^{\tau\alpha t}>$形式), 若不是, 则输出$\perp$, 表示输入导致算法无法继续执行; 否则, 计算$h=H_1(\mathrm{ID_C})$, 如果$\hbar=g^{\alpha t}h^{H_2(m)t}$成立, 则输出 1; 否则, 输出 0。

5) TUCH 的碰撞算法 $\mathrm{TUCH.Forge}(\mathrm{tk},\mathrm{ID_C},m',(m,\hbar,r),t)\rightarrow(r'\text{ or }\perp)$。输入陷门密钥$\mathrm{tk}=\tau$, 定制身份$\mathrm{ID_C}$, 新消息$m'$, 三元组$(m,\hbar,r)$。运行 $\mathrm{TUCH.Verify}(\mathrm{hk},\mathrm{ID_C},(m,\hbar,r),t)$以验证其有效性, 如果输出 0, 则返回$\perp$并中止; 否则, 计算$h=H_1(\mathrm{ID_C})$及新的变色龙随机数$r'=(g^{\alpha' t},\varphi^{\alpha' t})=(g^{\alpha t}h^{(H_2(m)-H_2(m'))t},\varphi^{\alpha t}h^{\tau(H_2(m)-H_2(m'))t})$, 然后检查$<g,g^{\alpha' t},\varphi,\varphi^{\alpha' t}>$是否为有效的 DH 四元组(即$<g,g^{\alpha' t},g^{\tau},g^{\tau\alpha' t}>$形式), 如果无效, 则输出$\perp$; 否则, 检查$g^{\alpha t}h^{H_2(m)t}=g^{\alpha' t}h^{H_2(m')t}$, 若等式成立, 则输出$r'$; 否则, 输出$\perp$。

6) TUCH 的更新算法 $\mathrm{TUCH.Update}(\mathrm{tk},\mathrm{ID_C},(m,\hbar,r,t),\Delta t)\rightarrow(r''\text{ or }\perp)$。输入陷门密钥$\mathrm{tk}=\tau$, 定制身份$\mathrm{ID_C}$, 四元组$(m,\hbar,r,t)$, 及一个时间间隔$\Delta t$。首先, 运行 $\mathrm{TUCH.Verify}(\mathrm{hk},\mathrm{ID_C},(m,\hbar,r),t)$以验证其有效性, 如果输出 0, 则返回$\perp$并中止; 否则, 计算$h=H_1(\mathrm{ID_C})$并更新变色龙随机数$r''=(g^{\alpha''(t+\Delta t)},\varphi^{\alpha''(t+\Delta t)})=(g^{\alpha t}h^{H_2(m)(-\Delta t)},\varphi^{\alpha t}h^{\tau H_2(m)(-\Delta t)})$, 然后, 检查$<g,g^{\alpha''(t+\Delta t)},\varphi,\varphi^{\alpha''(t+\Delta t)}>$是否为有效的 DH 四元组(即$<g,g^{\alpha''(t+\Delta t)},g^{\tau},g^{\tau\alpha''(t+\Delta t)}>$形式), 如果不满足, 则输出$\perp$; 否则, 检查$g^{\alpha t}h^{H_2(m)t}=g^{\alpha''(t+\Delta t)}h^{H_2(m)(t+\Delta t)}$, 若等式成立, 则输出$r''$; 否则, 输出$\perp$。

1.5 安全模型

1.5.1 签名定义

SLRRS 包括以下 8 个算法。

1) 建立算法 $\mathrm{SLRRS.Setup}(\lambda)\rightarrow p_{\mathrm{SLRRS}}$。输入安全参数$\lambda$, 输出系统参数$p_{\mathrm{SLRRS}}$。

2) 用户密钥生成算法 $\mathrm{SLRRS.UKeyGen}(p_{\mathrm{SLRRS}})\rightarrow(\mathrm{pk}_i,\mathrm{sk}_i)$。输入系统参数$p_{\mathrm{SLRRS}}$, 输出用户的公私钥对$(\mathrm{pk}_i,\mathrm{sk}_i)$。

3) 哈希密钥生成算法 $\mathrm{SLRRS.HKeyGen}(p_{\mathrm{SLRRS}})\rightarrow(\mathrm{hk},\mathrm{tk})$。输入系统参数$p_{\mathrm{SLRRS}}$, 输出哈希密钥 hk 及陷门密钥 tk。

4) 签名算法 $\mathrm{SLRRS.Sign}(\mathrm{hk},L,m,x_\pi,t)\rightarrow\sigma_L^t(m)$。输入哈希密钥hk, 环$L$, 消息$m$, 签名者的私钥$x_\pi$, 及当前时间$t$, 输出签名$\sigma_L^t(m)$。

5) 验证算法 $\mathrm{SLRRS.Verify}(L,m,\sigma_L^t(m),\bar{t})\rightarrow(0\text{ or }1)$。输入消息$m$, 环$L$, 时间点$\bar{t}$, 以及签名$\sigma_L^t(m)$。若签名有效, 输出 1; 否则输出 0。

6) 编辑算法 $\mathrm{SLRRS.Redact}(\mathrm{tk},L,m',\sigma_L^t(m),t)\rightarrow(\perp\text{ or }\sigma_L^t(m'))$。输入陷门密钥tk, 环$L$, 新消息$m'$, 时间点$t$及签名$\sigma_L^t(m)$。若签名$\sigma_L^t(m)$无效, 则输出$\perp$; 否则输出$\sigma_L^t(m')$。

7) 更新算法 $\mathrm{SLRRS.Update}(\mathrm{tk},L,m,\sigma_L^t(m),t,\Delta t)\rightarrow(\perp\text{ or }\sigma_L^{t+\Delta t}(m))$。输入陷门密钥tk, 公钥环$L$, 消息$m$, 签名$\sigma_L^t(m)$, 时间点$t$及时间间隔$\Delta t$。若签名$\sigma_L^t(m)$无效, 则输出$\perp$; 否则输出$\sigma_L^{t+\Delta t}(m)$。

8) 关联算法 $\mathrm{SLRRS.Link}(\sigma_L^t(m_1),\sigma_L^t(m_2))\rightarrow(\mathrm{Linked\text{ or }Unlinked})$。输入 2 个有效的签名$\sigma_L^t(m_1)$, $\sigma_L^t(m_2)$, 若 2 个签名的关联标签相等, 则输出 Linked; 否则输出 Unlinked。

1.5.2 不可伪造性

不可伪造性游戏如下。

1) 初始化。挑战者运行 SLRRS.Setup 得到系统参数, 并将系统参数发送给敌手A。

2) 查询阶段。敌手A可以进行多项式次查询谕言机。

3) 伪造阶段。敌手A输出(m^*,L^*,t^*,σ^*), 若满足条件: ① 敌手进行第j次公钥加入查询, 加入谕言机O_{J}生成公私钥对$(\mathrm{pk}_j,\mathrm{sk}_j)$, 将公钥加入环中, 并返回公钥$\mathrm{pk}_j$; ② 敌手进行 hk 查询, hk 谕言机$O_{\mathrm{K}}$随机选择 tk, 生成 hk并返回给敌手; ③ 敌手输入(j,hk,m,L,t)进行签名查询, 若$(\mathrm{pk}_j,\mathrm{sk}_j)$由$O_{\mathrm{J}}$生成且$\mathrm{pk}_j\in L$, 则签名谕言机$O_{\mathrm{S}}$输出与$(j,\mathrm{hk},m,L,t)$相对应的签名$\sigma_L^t(m)$; 否则输出$\perp$; ④ 敌手输入$\mathrm{pk}_j$查询其对应的私钥, 腐化谕言机$O_{\mathrm{C}}$返回$\mathrm{sk}_j$; ⑤ $(\cdot,\mathrm{hk}^*,m^*,L^*,t^*)$从未被敌手查询过, 环$L^*$中的公钥均为$O_{\mathrm{J}}$生成, 且其对应的私钥均未被查询过。

则敌手A赢得不可伪造性游戏, 敌手赢得游戏的优势定义为

$$\begin{aligned}\mathrm{Adv}_A^{\mathrm{F}}=\Pr[&p_{\mathrm{SLRRS}}\leftarrow\mathrm{SLRRS.Setup}(\lambda),\\&(\mathrm{hk}^*,m^*,L^*,t^*,\sigma^*)\leftarrow A^{O_{\mathrm{J}},O_{\mathrm{K}},O_{\mathrm{S}},O_{\mathrm{C}}}(p_{\mathrm{SLRRS}}):\\&\mathrm{SLRRS.Verify}(\mathrm{hk}^*,m^*,L^*,t^*,\sigma^*)=1]\end{aligned}$$

定义 1　对于任意多项式时间敌手A, 若$\mathrm{Adv}_A^{\mathrm{F}}$是可忽略的, 则称该简短关联环签名是不可伪造的。

1.5.3 匿名性

匿名性游戏如下。

1) 初始化阶段。挑战者输入安全参数λ, 执行 SLRRS.Setup 生成系统参数p_{SLRRS}, 然后将参数发送给敌手A。

2）查询阶段。敌手A可适应性地查询公钥加入谕言机O_{J}和hk谕言机O_{K}。

3）挑战阶段。敌手A将哈希密钥hk^*、消息m^*、时间t^*及环L^*发送给挑战者，挑战者随机选择$\pi\in\{1,2,\cdots,n\}$，执行算法SLRRS.Sign，生成签名$\sigma_{L^*}^{t^*}(m^*)$，并将其返回给敌手A。

4）猜测阶段。敌手A收到签名后输出猜测$\pi'\in\{1,2,\cdots,n\}$。

敌手A在匿名性游戏中获胜的的优势定义为

$$\mathrm{Adv}_A^{\mathrm{Ano}}=\left|\Pr[\pi'=\pi]-\frac{1}{n}\right|$$

定义2 对任意多项式时间敌手A，若$\mathrm{Adv}_A^{\mathrm{Ano}}$是可忽略的，则称该签名是匿名的。

1.5.4 关联性

关联性游戏如下。

1）初始化阶段。挑战者运行算法SLRRS.Setup得到系统参数p_{SLRRS}，将系统参数发送给敌手A。

2）查询阶段。敌手A可适应性地查询谕言机。

3）伪造阶段。敌手A给出2个签名$\sigma_L^t(m_1)$、$\sigma_L^t(m_2)$，2个签名中分别包含相应的关联标签$\tilde{y}_1$、$\tilde{y}_2$，若满足条件：① $\mathrm{SLRRS.Verify}(L,m_i,\sigma_L^t(m_i),\bar{t})=1,i\in\{1,2\}$；② $\mathrm{SLRRS.Link}(\sigma_L^t(m_1),\sigma_L^t(m_2))\to\mathrm{Unlinked}$；③ 敌手$A$未发起过$(\mathrm{hk},m_1,L,t),(\mathrm{hk},m_2,L,t)$的签名查询；④ 环$L$中任一用户的公钥均由挑战者给出；⑤ 敌手$A$发起腐化查询的次数少于2次（敌手$A$至多拥有一个用户的私钥）。

则敌手A赢得关联性游戏，敌手A赢得游戏的优势定义为：$\mathrm{Adv}_A^{\mathrm{Lin}}=\Pr[A\ \mathrm{wins}]$。

定义3 于任意多项式时间敌手A，$\mathrm{Adv}_A^{\mathrm{Lin}}$是可忽略的，则称该签名是关联的。

2 简短关联可编辑环签名

本文方案结合简短关联环签名和LRRS的构造，先累加环成员公钥，再依据Camenisch和Stadler的知识证明签名构造出新的SPK，最后提出SLRRS方案。其包含8个算法（Setup, UKeyGen, HKeyGen, Sign, Verify, Redact, Update, Link），具体描述如下。

1）$\mathrm{SLRRS.Setup}(\lambda)\to p_{\mathrm{SLRRS}}$。输入安全参数$\lambda$，选择一个生成元为$g$的GDH群$G$，阶为$q$；设哈希函数$H:\{0,1\}^*\to\mathbf{Z}_q$，$H_1:\{0,1\}^*\to G$，$H_2:\{0,1\}^*\to\mathbf{Z}_q$；设$\Delta t\in\mathbf{Z}_q$为一个全局时间间隔，且$\Delta t>0$。输出系统参数$p_{\mathrm{SLRRS}}=\{G,q,g,H,H_1,H_2,\Delta t\}$。

2）$\mathrm{SLRRS.UKeyGen}(p_{\mathrm{SLRRS}})\to(\mathrm{pk}_i,\mathrm{sk}_i)$。输入$p_{\mathrm{SLRRS}}$，选择随机数$x_i\leftarrow_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q$作为用户的私钥，生成其公钥$y_i=g^{x_i}$。输出用户的公私钥对$(\mathrm{pk}_i,\mathrm{sk}_i)=(y_i,x_i)$。

3）$\mathrm{SLRRS.HKeyGen}(p_{\mathrm{SLRRS}})\to(\mathrm{hk},\mathrm{tk})$。输入系统参数$p_{\mathrm{SLRRS}}$，随机选择$\mathrm{tk}=\tau\leftarrow_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q^*$作为陷门密钥，计算哈希密钥$\mathrm{hk}=\varphi=g^{\tau}$，输出$(\mathrm{hk},\mathrm{tk})=(\varphi,\tau)$。

4）$\mathrm{SLRRS.Sign}(\mathrm{hk},L,m,x_\pi,t)\to\sigma_L^t(m)$。输入哈希密钥$\mathrm{hk}=\varphi=g^{\tau}$，公钥环$L=\{y_1,y_2,\cdots,y_n\}$，消息$m\in\{0,1\}^*$，签名者的私钥$x_\pi(1\leqslant\pi\leqslant n)$及当前时间$t\in\mathbf{Z}_q$，按以下步骤生成消息$m$的SLRRS签名。

① 运行动态累加器$(\{X_\eta\},\{F_\eta\})$计算证据：

$$w_\pi=f(u,L\backslash\{y_\pi\})=u^{\prod_{i\neq\pi}y_i}\bmod N \tag{1}$$

② 运行动态累加器计算累加值：

$$v=f(w_\pi,y_\pi)=w_\pi^{y_\pi}\bmod N=u^{\prod y_i}\bmod N \tag{2}$$

③ 计算知识证明签名

$$S_{\mathrm{PK}}\{(w_\pi,y_\pi,x_\pi):w_\pi=u^{\prod_{i\neq\pi}y_i}\bmod N\wedge y_i=g^{x_i}\}(m) \tag{3}$$

根据Camenisch和Stadler的S_{PK}构造新的S_{PK}：

证明者（即签名者）：选取$k\leftarrow_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q$，进行如下计算：

$$\omega=g^{w_\pi} \tag{4}$$

$$c=f(u,\{k,y_\pi\})=u^{ky_\pi}\bmod N \tag{5}$$

$$z=g^k \tag{6}$$

$$s=H(m,u,N,g^{x_\pi},\omega,c,z) \tag{7}$$

$$d=kcz+sx_\pi(\bmod q) \tag{8}$$

然后将(ω,c,z,s,d)传送给验证者，验证者检验：

$$s=H\left(m,u,N,\left(\frac{g^d}{z^{cz}}\right)^{s^{-1}\bmod q},\omega,c,z\right) \tag{9}$$

若式（9）成立，验证者接受证明；否则拒绝。

(ω,c,z,s,d)为证明者（即签名者）根据知识(w_π,y_π,x_π)对消息m进行的签名，即

$$S_{\mathrm{PK}}\{(w_\pi,y_\pi,x_\pi):w_\pi=u^{\prod_{i\neq\pi}y_i}\bmod N\wedge y_i=g^{x_i}\}(m)=(\omega,c,z,s,d) \tag{10}$$

④ 设$\mathrm{ID_C}=L$，计算$h=H_1(\mathrm{ID_C})$，关联标签为$\tilde{y}=h^{x_\pi}$；

⑤ 选择$\alpha\leftarrow_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q^*$，设置变色龙随机数$r=(g^{\alpha t},\varphi^{\alpha t})$，计算变色龙哈希值$\hbar=g^{\alpha t}h^{H_2(m)t}$。

⑥ 输出简短关联可编辑环签名：

$$\sigma_L^t(m)=(r,v,\tilde{y},S_{\mathrm{PK}})=(r,v,\tilde{y},\omega,c,z,s,d) \tag{11}$$

5）$\mathrm{SLRRS.Verify}(L,m,\sigma_L^t(m),\bar{t})\to(0\ \mathrm{or}\ 1)$。输入签名消息$m\in\{0,1\}^*$，公钥环$L=\{y_1,y_2,\cdots,y_n\}$，时间点$\bar{t}$，以及签名$\sigma_L^t(m)=(r,v,\tilde{y},S_{\mathrm{PK}})$，进行如下计算。

① 验证：

$$v=f(u,L) \tag{12}$$

若不相等，输出0；否则进行下一步；

② 验证式 (10) 的有效性, 若不通过, 则输出 0; 否则进行下一步;

③ 从 r 中提取 $g^{\alpha t}$, 然后验证:

$$\hbar = g^{\alpha t} h^{H_2(m)\bar{t}} \tag{13}$$

若不相等, 则意味着签名无效或过期, 输出 0; 否则, 输出 1。

6) SLRRS.Redact(tk, L, m', $\sigma_L^t(m)$, t) → (⊥ or $\sigma_L^t(m')$)。输入陷门密钥 $\mathrm{tk}=\tau$, 公钥环 $L=\{y_1,y_2,\cdots,y_n\}$, 新消息 $m'\in\{0,1\}^*$, 时间点 t 及签名 $\sigma_L^t(m)=(r,v,\tilde{y},S_{\mathrm{PK}})$。首先, 运行 SLRRS.Verify$(L,m,\sigma_L^t(m),t)$来验证签名的有效性, 若输出 0, 则返回⊥并终止运行; 否则, 设置 $\mathrm{ID_C}=L$, 计算新的变色龙随机数

$$r'=(g^{\alpha' t},\varphi^{\alpha' t})=(g^{\alpha t}h^{(H_2(m)-H_2(m'))t},\varphi^{\alpha t}h^{\tau(H_2(m)-H_2(m'))t}) \tag{14}$$

然后, 检查 $<g,g^{\alpha' t},\varphi,\varphi^{\alpha' t}>$ 是否为有效的 DH 四元组(即 $<g,g^{\alpha' t},g^{\tau},g^{\tau\alpha' t}>$ 形式), 若无效, 则输出⊥; 否则, 检查 $g^{\alpha t}h^{H_2(m)t}=g^{\alpha' t}h^{H_2(m')t}$, 若等式成立, 则输出一个编辑的签名:

$$\sigma_L^t(m')=(r',v,\tilde{y},S_{\mathrm{PK}}) \tag{15}$$

否则, 输出⊥。

7) SLRRS.Update(tk, L, m, $\sigma_L^t(m)$, t, Δt) →(⊥ or $\sigma_L^{t+\Delta t}(m)$)。输入陷门密钥 $\mathrm{tk}=\tau$, 公钥环 $L=\{y_1,y_2,\cdots,y_n\}$, 消息 $m\in\{0,1\}^*$, 签名 $\sigma_L^t(m)=(r,v,\tilde{y},S_{\mathrm{PK}})$, 时间点 t 及时间间隔 Δt。首先, 运行 SLRRS.Verify$(L,m,\sigma_L^t(m),t)$来验证签名的有效性, 若输出 0, 则返回⊥并终止运行; 否则, 设置 $\mathrm{ID_C}=L$, 计算新的变色龙随机数:

$$r''=(g^{\alpha''(t+\Delta t)},\varphi^{\alpha''(t+\Delta t)})=(g^{\alpha t}h^{H_2(m)(-\Delta t)},\varphi^{\alpha t}h^{\tau H_2(m)(-\Delta t)}) \tag{16}$$

然后, 检查 $<g,g^{\alpha''(t+\Delta t)},\varphi,\varphi^{\alpha''(t+\Delta t)}>$ 是否为有效 DH 四元组(即 $<g,g^{\alpha''(t+\Delta t)},g^{\tau},g^{\tau\alpha''(t+\Delta t)}>$ 形式), 若不满足, 则输出⊥; 否则, 检查 $g^{\alpha t}h^{H_2(m)t}=g^{\alpha''(t+\Delta t)}h^{H_2(m)(t+\Delta t)}$, 若等式成立, 输出在时间点 $t+\Delta t$ 的更新签名:

$$\sigma_L^{t+\Delta t}(m)=(r'',v,\tilde{y},S_{\mathrm{PK}}) \tag{17}$$

否则, 输出⊥。

8) SLRRS.Link($\sigma_L^t(m_1)$, $\sigma_L^t(m_2)$) → (Linked or Unlinked)。输入 2 个有效的签名 $\sigma_L^t(m_1)$、$\sigma_L^t(m_2)$, 提取其关联标签 $\tilde{y}_1,\tilde{y}_2$, 若 $\tilde{y}_1=\tilde{y}_2$, 则输出 Linked; 否则输出 Unlinked。

3　安全性分析

3.1　正确性

首先, 论证累加值的正确性:

$$v=f(w_\pi,y_\pi)=w_\pi^{y_\pi} \bmod N=u^{\prod y_i} \bmod N=f(u,L)$$

然后, 论证知识签名证明的正确性:

$$H(m,u,N,\left(\frac{g^d}{z^{cz}}\right)^{s^{-1} \bmod q},\omega,c,z)=$$

$$H(m,u,N,\left(\frac{g^d}{g^{kcz}}\right)^{s^{-1} \bmod q},\omega,c,z)=$$

$$H(m,u,N,\left(g^{d-kcz}\right)^{s^{-1} \bmod q},\omega,c,z)=$$

$$H(m,u,N,g^{s^{-1}(d-kcz) \bmod q},\omega,c,z)=$$

$$H(m,u,N,g^{x_\pi},\omega,c,z)=s$$

最后, 论证变色龙哈希的正确性: 若 $\bar{t}=t$, 则 $g^{\alpha t}h^{H_2(m)\bar{t}}=g^{\alpha t}h^{H_2(m)t}=\hbar$。

3.2　不可伪造性

定理 2　假设强 RSA 及 DL 问题是困难的, 那么 SLRRS 方案是不可伪造的。

证明: 在随机谕言机模型下, 假设敌手 A 以 ε 的优势赢得不可伪造性游戏, 那么一定存在模拟器 S 或打破动态累加器的安全性, 或以不可忽略的优势解决 DL 问题。

给定 DL 问题为已知 $(g,y=g^x)$, 求 x, 模拟器 S 将系统参数发送给 A, 在不可伪造性游戏期间, S 忠实地回答 A 的加入查询和 hk 查询, 并将公钥 $y_i=y^{\delta_i}$ 及哈希密钥 $\mathrm{hk}=\varphi=g^{\tau}$ 返回给 A。在每次加入查询及 hk 查询中, S 秘密保留其挑选的私钥 $\mathrm{sk}=\delta_i\in_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q$ 及陷门密钥 $\mathrm{tk}=\tau\in_{\mathrm{R}}\mathbf{Z}_q^*$。持有所有的私钥及陷门密钥, S 就能回答所有的腐化查询及签名查询。

游戏结束时, A 输出通过验证的 $(\mathrm{hk}^*,m^*,L^*,t^*,\sigma^*)$, 且 A 从未查询过环 L^* 成员的私钥, 同时也未对 $(\cdot,\mathrm{hk}^*,m^*,L^*,t^*)$ 进行过签名查询。本文 $L^*=\{\mathrm{pk}_{i_1},\mathrm{pk}_{i_2},\cdots,\mathrm{pk}_{i_{|L^*|}}\}=\{y_1,y_2,\cdots,y_{|L^*|}\}$(其中 $|L^*|$ 表示集合 L^* 元素的个数), $\sigma^*=(r^*,v^*,\tilde{y}^*,\omega^*,c^*,z^*,s^*,d^*)$, v^* 为 L^* 上的累加值。

设 $H(\,)$ 为随机谕言机, 敌手 A 至多进行 q_H 次哈希查询, 根据分叉引理[20], A 能以 $(1-e^{-1})\dfrac{\varepsilon}{q_H}$ 的概率输出 2 个有效的签名 $(r^*,v^*,\tilde{y}^*,\omega^*,c^*,z^*,s^*,d^*)$ 和 $(r^*,v^*,\tilde{y}^*,\omega^*,c^*,z^*,s_0^*,d_0^*)$, 其中 $s^*\neq s_0^*$。

根据签名机制, 模拟器 S 可得到以下两式成立:

$$d_0^*=k^*c^*z^*+s_0^*\delta_\pi^* (\bmod q) \tag{18}$$

$$d^*=k^*c^*z^*+s^*\delta_\pi^* (\bmod q) \tag{19}$$

两式相减可推出:

$$\delta_\pi^*=\frac{d_0^*-d^*}{s_0^*-s^*} (\bmod q) \tag{20}$$

则有:

$$y_\pi^* = y^{\delta_\pi^*} \tag{21}$$

$$w_\pi^* = f(u, L^* \backslash \{y_\pi^*\}) = u^{\prod_{i \neq \pi} y_i} \bmod N \tag{22}$$

S可提取知识$(w_\pi^*, y_\pi^*, \delta_\pi^*)$,同时满足$v^* = f(w_\pi^*, y_\pi^*)$。此时,分2种情况讨论:

1)$y_\pi^* \notin L^* = \{y_1, y_2, \cdots, y_{|L^*|}\}$,则$v^* = f(w_\pi^*, y_\pi^*)$,就意味着$S$可以用$(w_\pi^*, y_\pi^*, x_\pi^*)$攻破动态累加器的安全性;

2)$y_\pi^* \in L^* = \{y_1, y_2, \cdots, y_{|L^*|}\}$,则由$d = kcz + sx_\pi (\bmod q)$可推出:

$$y_\pi^s = g^{d - kcz} \tag{23}$$

S可将敌手A输出的2个签名代入式(23)可得

$$y^{s^* \delta_\pi^*} = g^{d^* - k^* c^* z^*} \tag{24}$$

$$y^{s_0^* \delta_\pi^*} = g^{d_0^* - k^* c^* z^*} \tag{25}$$

式(24)和式(25)相除可计算出:

$$y^{s^* \delta_\pi^* - s_0^* \delta_\pi^*} = g^{d^* - d_0^*} \tag{26}$$

进而可得

$$y = g^{\frac{d^* - d_0^*}{s^* \delta_\pi^* - s_0^* \delta_\pi^*} (\bmod q)} \tag{27}$$

模拟器S可以得到DL问题的一个有效解。

从以上2种情况的讨论可知,若敌手A伪造签名成功,则模拟器S要么破坏格上累加器的安全性,要么解决DL问题。结合定理1可知,这与强RSA及DL问题困难假设相矛盾,本定理得证。

3.3 匿名性

定理3 SLRRS方案具备匿名性。

证明 挑战者S与敌手A间的匿名性游戏如下。

1)初始化阶段。S输入安全参数λ,执行SLRRS.Setup生成系统参数p_{SLRRS},然后将参数发送给敌手A。

2)查询阶段。敌手A可适应性地进行公钥加入查询和hk查询,从S处得到环L^*及hk^*。

3)挑战阶段。敌手A将时间t^*、消息m^*、哈希密钥hk^*及环L^*发送给S,S随机选择$\pi \in \{1, 2, \cdots, n\}$,执行算法SLRRS.Sign,生成签名$\sigma_{L^*}^{t^*}(m^*) = (r, v, \tilde{y}, \omega, c, z, s, d)$,并将其返回给敌手$A$。

4)猜测阶段。敌手A收到签名后输出猜测$\pi' \in \{1, 2, \cdots, n\}$。

分析S生成的签名$\sigma_{L^*}^{t^*}(m^*) = (r, v, \tilde{y}, \omega, c, z, s, d)$,首先,对于$\omega$、$c$及累加值$v$,因$S$随机选择$\pi \in \{1, 2, \cdots, n\}$执行累加算法,所以$c$及证据$w_\pi$具有随机性,而$\omega$也随机分布于群$G$中;但无论$S$选择哪一个$\pi \in \{1, 2, \cdots, n\}$,最终所得的累加值$v$均一样。

其次,对于$\tilde{y}, z, s, d$,由于x_π随机选择于$\mathbf{Z}_q$中,关联标签$\tilde{y} = h^{x_\pi}$及g^{x_π}均随机分布于群G中,同时由于k随机选择于$\mathbf{Z}_q$中,所以z随机分布于群G中,进而$s = H(m^*, u, N, g^{x_\pi}, \omega, c, z)$随机分布于$\mathbf{Z}_q$中,而相应地$d = kcz + sx_\pi (\bmod q)$也随机分布于$\mathbf{Z}_q$中。

再次,对于变色龙随机数r的值,由于α随机选择于$\mathbf{Z}_q^*$中,$r = (g^{\alpha t}, \varphi^{\alpha t})$,所以$r$随机分布于$G \times G$上。

综上所述可知,签名$\sigma_{L^*}^{t^*}(m^*) = (r, v, \tilde{y}, \omega, c, z, s, d)$中,除了$v$值固定外,其他参数均具有随机性,对于敌手$A$,由签名信息$\sigma_{L^*}^{t^*}(m^*)$输出猜测$\pi' = \pi$的概率仅为$\frac{1}{n}$,$\text{Adv}_A^{\text{Ano}} = \left| \Pr[\pi' = \pi] - \frac{1}{n} \right|$是可忽略的,因此,SLRRS具备匿名性。

3.4 关联性

定理4 若SLRRS是不可伪造的,在随机谕言机模型下,对于任意多项式时间敌手A,签名方案满足关联性。

证明 假设敌手A能以不可忽略的优势ε赢得关联性游戏,则敌手A将与挑战者S进行如下交互。

1)初始化阶段。S输入安全参数λ,执行SLRRS.Setup生成系统参数p_{SLRRS},然后将系统参数发送给敌手A。

2)敌手A可适应性地进行公钥加入查询、hk查询、哈希查询、腐化查询及签名查询,S将查询结果返回给A。

① 加入查询:S将生成的公钥加入环中,并返回给A;

② hk查询:S随机选择tk,生成hk并返回给敌手A;

③ 腐化查询:A只能选择一个$y_i \in L$进行查询,S将其对应的私钥x_i返回给A,A只能获得一个用户的私钥;

④ H查询:A可以利用私钥x_i进行查询,S将s返回给A;

⑤ 签名查询:A选择时间$t \in \mathbf{Z}_q$、哈希密钥$\text{hk} \in G$、环$L = \{y_1, y_2, \cdots, y_n\}$、$m \in \{0,1\}^*$及$y_i \in L$进行查询,$S$执行算法SLRRS.Sign,用$y_i$对应的私钥$x_i$进行签名,生成$\sigma_L^t(m)$并返回给$A$。

3)A输出2个SLRRS签名$\sigma_L^t(m_1) = (r_1, v_1, \tilde{y}_1, \omega_1, c_1, z_1, s_1, d_1)$及$\sigma_L^t(m_2) = (r_2, v_2, \tilde{y}_2, \omega_2, c_2, z_2, s_2, d_2)$。

假设敌手A能在仅持有一个私钥的情况下以不可忽略的优势ε生成2个环签名$\sigma_L^t(m_1)$、$\sigma_L^t(m_2)$,并且SLRRS.Verify$(L, m_i, \sigma_L^t(m_i), \bar{t}) = 1, i \in \{1, 2\}$,因为本文SLRRS具有不可伪造性,所以只有当敌手A诚实地按签名机制生成$\sigma_L^t(m_1), \sigma_L^t(m_2)$时,这2个签名才能通过验证返回1。

另一方面,$\tilde{y}_1 = h^{x_1}$,$\tilde{y}_2 = h^{x_2}$,因敌手A仅拥有一个私钥,则有$x_1 = x_2$,此时有$\tilde{y}_1 = \tilde{y}_2$,则SLRRS.Link$(\sigma_L^t(m_1), \sigma_L^t(m_2)) \rightarrow$Linked。这与最初的假设相矛盾,所以敌手$A$的优势是可忽略的,定理得证。

4　性能评估

4.1　性能分析

本文 SLRRS 将在时间开销及存储开销方面与 LRRS[12] 及 R-LRRS[13] 进行对比分析, 对比如表 1 所示, 使用 n 表示环成员个数, 统一使用 T_{H} 表示方案中各种哈希运算的时间开销, 使用 T_{m}、T_{i}、T_{p}、T_{e} 分别表示群上的乘法、求逆、双线性对运算、幂运算的时间开销, 主要以这些运算衡量方案的时间开销, 忽略其他耗时较少的运算; 用 $\|\Omega\|$ 表示群或集合 Ω 中元素的比特长度。分别对签名生成、签名验证、编辑、更新等阶段所消耗的时间及签名大小进行分析。

由表 1 可知, 随着环成员的增多, 3 个签名 SLRRS 的时间开销都在增多; LRRS[12] 及 R-LRRS[13] 的签名大小也在增大, 但本文 SLRRS 签名大小不变。根据文献 [21] 和文献 [22], 一个双线性对运算时间大约是一个幂运算的 5 倍。在签名阶段, R-LRRS[13] 的时间开销可转化为 $(18n+9)T_{\mathrm{e}}+3nT_{\mathrm{m}}+(n+3)T_{\mathrm{H}}$, 显然本文 SLRRS 时间开销最少, R-LRRS 的最多。在验证阶段, R-LRRS 的时间开销可转化为 $(18n-9)T_{\mathrm{e}}+(3n-2)T_{\mathrm{m}}+(n+2)T_{\mathrm{H}}$, 显然本文的时间开销最少, R-LRRS 的最多。在编辑阶段, R-LRRS 的时间开销可转化为 $(15n+11)T_{\mathrm{e}}+(3n+2)T_{\mathrm{m}}+3T_{\mathrm{H}}+T_{\mathrm{i}}$, 本文 SLRRS 的时间开销最少。R-LRRS 不具备更新功能, 在更新阶段, 本文 SLRRS 的时间开销较 LRRS 少。

表 1　各签名方案性能对比

Table 1　Performance comparison of signature schemes

方案	签名生成	签名验证	编辑	更新	签名大小
LRRS[12]	$(5n+1)T_{\mathrm{e}}+(4n+2)T_{\mathrm{m}}+(n+2)T_{\mathrm{H}}+T_{\mathrm{i}}$	$(2n+2)T_{\mathrm{e}}+(3n+1)T_{\mathrm{m}}+(n+1)T_{\mathrm{H}}$	$(4n+2)T_{\mathrm{e}}+(7n+1)T_{\mathrm{m}}+(n+2)T_{\mathrm{H}}$	$2nT_{\mathrm{e}}+4nT_{\mathrm{m}}+(n+1)T_{\mathrm{H}}+2T_{\mathrm{i}}$	$(2n+1)\|G\|+n\|\mathbf{Z}_q^*\|+\|\mathbf{Z}_q\|$
R-LRRS[13]	$(3n+4)T_{\mathrm{e}}+3nT_{\mathrm{m}}+(n+3)T_{\mathrm{H}}+(3n+1)T_{\mathrm{P}}$	$(3n+1)T_{\mathrm{e}}+(3n-2)T_{\mathrm{m}}+(n+2)T_{\mathrm{H}}+(3n-2)T_{\mathrm{P}}$	$6T_{\mathrm{e}}+(3n+2)T_{\mathrm{m}}+3T_{\mathrm{H}}+(3n+1)T_{\mathrm{P}}+T_{\mathrm{i}}$		$(2n+1)\|G\|+n\|\mathbf{Z}_q^*\|+\|\mathbf{Z}_q\|$
SLRRS	$10T_{\mathrm{e}}+(n+5)T_{\mathrm{m}}+3T_{\mathrm{H}}$	$5T_{\mathrm{e}}+(n+3)T_{\mathrm{m}}+3T_{\mathrm{H}}+2T_{\mathrm{i}}$	$10T_{\mathrm{e}}+(n+9)T_{\mathrm{m}}+4T_{\mathrm{H}}+2T_{\mathrm{i}}$	$10T_{\mathrm{e}}+(n+9)T_{\mathrm{m}}+3T_{\mathrm{H}}+4T_{\mathrm{i}}$	$5\|G\|+2\|U_f\|+2\|\mathbf{Z}_q\|$

4.2　实验评估

本文的实验在一台笔记本电脑上进行, 笔记本的配置为英特尔酷睿 i7-10750H@ 2.60 GHz 处理器、512 GB 固态硬盘、8 GB 内存, 操作系统为 Win10, 使用 PBC-0.5.13 作为密码库。

图 1 为 3 个方案计算签名时间对比, 图 2 为 3 个方案验证阶段时间对比, 图 3 为 3 个方案编辑阶段时间对比。从这 3 张图中可以看出, 在签名、验证、编辑 3 个阶段, 随着环成员数的增大, 各方案所消耗的时间均在增多, 而本文 SLRRS 的时间开销增速较缓且最少, 具体原因见 4.1 节的分析, 此处不再赘述。

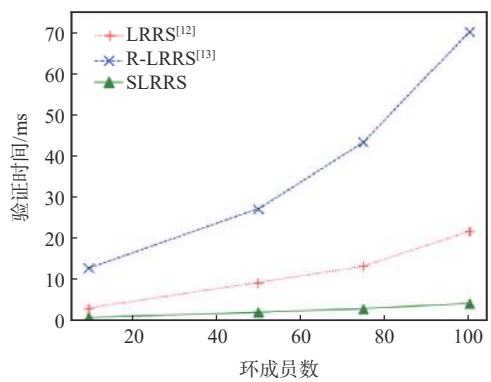


图 2　各方案验证阶段时间对比

Fig. 2　Time comparison of each scheme in verification stage

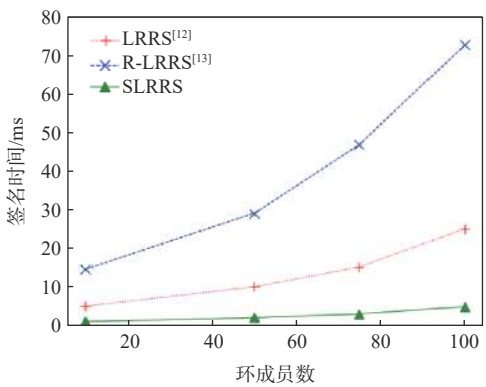


图 1　各方案签名阶段时间对比

Fig. 1　Time comparison of each scheme in signature stage

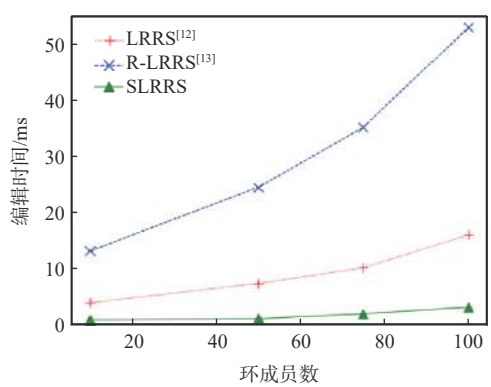


图 3　各方案编辑阶段时间对比

Fig. 3　Time comparison of each scheme in redaction stage

5 基于SLRRS的区块链修正协议

5.1 符号表示

区块链C_n为线性链条，区块记为$B_i=<a_i,m_i,\sigma(m_i),\mathrm{ctr}_i>,i\in[0,n]$，$B_0$和$B_n$分别为创世区块和最新区块（头部），$a_i\in\{0,1\}^K$是前一区块的哈希值，$m_i\in\{0,1\}^*$为当前区块数据，$\sigma(m_i)$为区块数据$m_i$的签名，$\mathrm{ctr}_i\in\mathbf{N}$为当前区块共识过程生成的随机数Nonce。若下一区块记为$B_{n+1}=<a_{n+1},m_{n+1},\sigma(m_{n+1}),\mathrm{ctr}_{n+1}>$，则其上链后形成的新区块链记为$C_{n+1}=C_n\|B_{n+1}$，区块间哈希链接$a_{n+1}=H_3(\mathrm{ctr}_n,F(a_n,m_n;\sigma(m_n)))$，其中，$H_3:\{0,1\}^*\to\{0,1\}^K$称为外哈希函数，$F:\{0,1\}^*\to\{0,1\}^K$称为内哈希函数，均抗碰撞。用$C^{\lceil l}$表示去掉最右边$l$个区块后的区块链，用$^{\rceil l}C$表示去掉最左边$l$个区块后的区块链。

5.2 区块链修正协议

为修正区块数据且不破坏哈希链路的完整性，本文采取了类似文献[12]的方法，将传统区块链中哈希函数和数字签名分别更换为TUCH和SLRRS，即在不改变外哈希函数H的情况下，将内哈希函数F设置为时间更新变色龙哈希函数，将签名设置为简短关联可编辑环签名。为便于观察分析，本文将区块B_i的时间更新变色龙哈希值$\hbar_i$也在B_i中显性标记出来，即$B_i=<a_i,m_i,\sigma_L^{t_i}(m_i),\mathrm{ctr}_i,(\hbar_i)>$，$i\in[0,n]$，其中，$\sigma_L^{t_i}(m_i)=(r_i,v_i,\tilde{y}_i,S_{\mathrm{PK}i})=(r_i,v_i,\tilde{y}_i,\omega_i,c_i,z_i,s_i,d_i)$。具体操作采用与文献[5]类似的策略，分2类情况。

5.2.1 中心化设定

主要针对私有链，在区块生成时，唯一的可信验证者（唯一记账人）V执行TUCH.KeyGen$\to(\mathrm{hk},\mathrm{tk})$并公布hk，然后用户$U_i$执行SLRRS.Sign$(\mathrm{hk},L,m_i,x_\pi,t_i)$生成简短关联可编辑环签名$\sigma_L^{t_i}(m_i)=(r_i,v_i,\tilde{y}_i,S_{\mathrm{PK}i})$；记账人将$m_i$、$\sigma_L^{t_i}(m_i)$等数据打包上链，生成$B_i$；生成下一区块$B_{i+1}$时，记账人根据$(\mathrm{hk},L,m_i,t_i,r_i)$执行TUCH.Hash生成$\hbar_i$，进而生成$a_{i+1}$。

若有历史区块数据需要编辑时，由V执行编辑操作，具体步骤如下所示。

区块链编辑算法：

输入 区块链C，修改位置集合$I\subseteq[0,n]$，新数据$\{m_i'\}_{i\in I}$，陷门密钥tk。

输出 编辑后的新区块链C'。

$C'\leftarrow C$;
提取C'的区块$\{B_0,B_1,\cdots,B_n\}$;
for $i=0,1,\cdots,n$ do
  if $i\in I$ then
    提取区块$B_i=<a_i,m_i,\sigma_L^{t_i}(m_i),\mathrm{ctr}_i,(\hbar_i)>$;
    SLRRS.Redact$(\mathrm{tk},L,m_i',\sigma_L^{t_i}(m_i),t_i)\to\sigma_L^{t_i}(m_i')=(r_i',v_i,\tilde{y}_i,S_{\mathrm{PK}i})$;
    $B_i'=<a_i,m_i',\sigma_L^{t_i}(m_i'),\mathrm{ctr}_i,(\hbar_i)>=<a_i,m_i',r_i',v_i,\tilde{y}_i,S_{\mathrm{PK}i},\mathrm{ctr}_i,(\hbar_i)>$;
    $C'\leftarrow C'^{\lceil n-i+1}\|B_i'\|^{\rceil i}C'$;
  end
end
return C'

5.2.2 去中心化设定

主要针对联盟链或公有链，此时进行区块链编辑操作的为验证者集合$VS=\{V_j\}_{j\in[1,J]}$（联盟链为记账人集合，公有链为算力排名靠前的矿工集合或全部矿工集合），需要利用秘密共享和安全多方计算，下面为半诚实模型下的安全多方计算协议：

1）Π_{sh}^1：每个验证者V_j随机选择$\tau_j\in\mathbf{Z}_q^*$，均参与计算$\varphi=\prod_{j=1}^{J}g^{\tau_j}$，每个验证者输出$(\varphi,\tau_j)$，本文$\mathrm{hk}=\varphi$（隐含$\mathrm{tk}=\tau:=\sum_{j=1}^{J}\tau_j$）。

2）Π_{sh}^2：一旦公共输入为$((\hbar_i,m_i,\sigma_L^{t_i}(m_i)),m_i')$（其中，$\sigma_L^{t_i}(m_i)=(r_i,v_i,\tilde{y}_i,S_{\mathrm{PK}i}),r_i=(g^{\alpha_i t_i},\varphi^{\alpha_i t_i})$），则验证者$V_j$均以各自的秘密输入$\tau_j(j=1,2,\cdots,J)$参与计算

$$\begin{cases}g^{\alpha' t_i}=g^{\alpha_i t_i}h^{(H_2(m_i)-H_2(m'_i))t_i}\\ \phi^{\alpha' t_i}=\phi^{\alpha_i t_i}h^{(H_2(m_i)-H_2(m'_i))t_i\sum_{j=1}^{J}\tau_j}\end{cases}$$

验证者们均可输出$r_i'=(g^{\alpha' t_i},\varphi^{\alpha' t_i})$，$\sigma_L^{t_i}(m_i')=(r_i',v_i,\tilde{y}_i,S_{\mathrm{PK}i})$。

若区块链需要更新时，由V或$\{V_j\}_{j\in[1,J]}$利用SLRRS.Update进行操作，具体过程与编辑操作类似，此处不再赘述。

本协议具有匿名性、唯一性、可验证性、可编辑性、可更新性、实用性等，这些性质由协议所基于签名的性质派生而来。

6 结 论

1）本文SLRRS具有不可伪造性、匿名性、关联性、可编辑性、可更新性。

2）随着环成员的增多，LRRS及R-LRRS的签名大小在增大，但本文SLRRS的签名大小不变。

3）在签名、验证、编辑等阶段，随着环成员数的增大，各签名方案所消耗的时间均在增多，而本文SLRRS的时间增速较缓且最少。

4）本文提出的签名方案可用于修正区块链。

随着后量子时代的到来，下一步致力于提出基于格的签名体制及区块链修正协议，确保区块链修正技术安全可控。

参考文献（References）

[1] YANG D, LONG C N, XU H, et al. A review on scalability of blockchain[C]//Proceedings of the 2nd International Conference on Blockchain Technology. New York: ACM, 2020: 1-6.

[2] 袁勇, 王飞跃. 可编辑区块链: 模型、技术与方法[J]. 自动化学报, 2020, 46(5): 831-846.
YUAN Y, WANG F Y. Editable blockchain: Models, techniques and methods[J]. Acta Automatica Sinica, 2020, 46(5): 831-846 (in Chinese).

[3] 李佩丽, 徐海霞, 马添军, 等. 可更改区块链技术研究[J]. 密码学报, 2018, 5(5): 501-509.
LI P L, XU H X, MA T J, et al. Research on fault-correcting blockchain technology[J]. Journal of Cryptologic Research, 2018, 5(5): 501-509 (in Chinese).

[4] 高伟, 陈利群, 唐春明, 等. 一次变色龙哈希函数及其在可修正区块链中的应用[J]. 计算机研究与发展, 2021, 58(10): 2310-2318.
GAO W, CHEN L Q, TANG C M, et al. One-time chameleon hash function and its application in redactable blockchain[J]. Journal of Computer Research and Development, 2021, 58(10): 2310-2318(in Chinese).

[5] ATENIESE G, MAGRI B, VENTURI D, et al. Redactable blockchain–or–rewriting history in Bitcoin and friends[C]//Proceedings of the IEEE European Symposium on Security and Privacy. Piscataway: IEEE Press, 2017: 111-126.

[6] RIVEST R L, SHAMIR A, TAUMAN Y. How to leak a secret[C]//Proceedings of the 7th International Conference on the Theory and Application of Cryptology and Information Security: Advances in Cryptology. New York: ACM, 2001: 552-565.

[7] REN Y L, CAI X J, HU M Q. Privacy-preserving redactable blockchain for internet of things[J]. Security and Communication Networks, 2021, 2021: 4485311.

[8] 任艳丽, 徐丹婷, 张新鹏, 等. 基于门限环签名的可删除区块链[J]. 通信学报, 2019, 40(4): 71-82.
REN Y L, XU D T, ZHANG X P, et al. Deletable blockchain based on threshold ring signature[J]. Journal on Communications, 2019, 40(4): 71-82(in Chinese).

[9] LIU J K, WEI V K, WONG D S. Linkable spontaneous anonymous group signature for ad hoc groups[C]//Proceedings of the 9th Australasian Conference on Information Security and Privacy. Berlin: Springer, 2004: 325-335.

[10] KYAZHIN S, POPOV V. Yet another E-voting scheme implemented using hyperledger fabric blockchain[C]//Proceedings of the 20th International Conference on Computational Science and Its Applications. Berlin: Springer, 2020, 12251: 37-47.

[11] 张小松, 黄可, 牛伟纳, 等. 一种可编辑、可链接、不可抵赖的环签名方法: CN110071812B[P]. 2021-06-08.
ZHANG X S, HUANG K, NIU W N, et al. Editable, linkable and non-repudiation ring signature method: CN110071812B[P]. 2021-06-08 (in Chinese).

[12] HUANG K, ZHANG X S, MU Y, et al. Scalable and redactable blockchain with update and anonymity[J]. Information Sciences, 2021, 546: 25-41.

[13] HUANG K, MU Y, REZAEIBAGHA F, et al. BA2P : Bidirectional and anonymous auction protocol with dispute-freeness[J]. Security and Communication Networks, 2021, 2021: 6690766.

[14] TSANG P P, WEI V K. Short linkable ring signatures for E-voting, E-cash and attestation[C]//Proceedings of the 1st Information Security Practice and Experience Conference. Berlin: Springer, 2005: 48-60.

[15] AU M H, CHOW S S M, SUSILO W, et al. Short linkable ring signatures revisited[C]//Proceedings of the 3rd European Public Key Infrastructure Workshop. Berlin: Springer, 2006: 101-115.

[16] YU B, LIU J K, SAKZAD A, et al. Platform-independent secure blockchain-based voting system[C]//Proceedings of the International Conference on Information Security. Berlin: Springer, 2018: 369-386.

[17] 严新成, 陈越, 贾洪勇, 等. 支持高效密文密钥同步演化的安全数据共享方案[J]. 通信学报, 2018, 39(5): 123-133.
YAN X C, CHEN Y, JIA H Y, et al. Secure data sharing scheme supporting efficient synchronous evolution for ciphertext and key[J]. Journal on Communications, 2018, 39(5): 123-133(in Chinese).

[18] CAMENISCH J, LYSYANSKAYA A. Dynamic accumulators and application to efficient revocation of anonymous credentials[C]//Proceedings of the 22nd Annual International Cryptology Conference. Berlin: Springer, 2002, 2442: 61-76.

[19] CAMENISCH J, STADLER M. Efficient group signature schemes for large groups (extended abstract)[C]//Proceedings of Annual International Cryptology Conference. Berlin: Springer, 1997: 410-424.

[20] 杨波. 现代密码学[M]. 4 版. 北京: 清华大学出版社, 2017: 273-274.
YANG B. Modern cryptography [M]. 4th ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2017: 273-274(in Chinese).

[21] LAUTER K. The advantages of elliptic curve cryptography for wireless security[J]. IEEE Wireless Communications, 2004, 11(1): 62-67.

[22] YOSHITOMI M, TAKAGI T, KIYOMOTO S, et al. Efficient implementation of the pairing on mobilephones using BREW[C]//Proceedings of the 8th International Conference on Information Security Applications. New York: ACM, 2007: 203–214.

Short linkable-and-redactable ring signature and its blockchain correcting application

WANG Jiechang[1]，LIU Yuling[2,*]，ZHANG Ping[3]，LIU Muhua[3]，LI Jie[1]

(1. Physical Education College，Zhengzhou University，Zhengzhou 450000，China；
2. Institute of Information Engineering，Chinese Academy of Sciences，Beijing 100190，China；
3. School of Mathematics and Statistics，Henan University of Science and Technology，Luoyang 471023，China)

Abstract：Linkable-and-redactable ring signatures (LRRS) could improve the anonymity of blockchain, prevent double-flower attacks and correct blockchain data, but its signature size increased with the increase of ring members. With the aim of addressing the issue, this paper combined the existing LRRS and short ring signature with a dynamic accumulator to gather the public keys of ring members. Subsequently, new signatures were created based on knowledge proofs (SPK) derived from the original SPK, a short LRRS (SLRRS) was suggested, and a new blockchain correcting protocol was suggested based on the signature. In the random oracle model, the proposed signature is proved to be unforgeable, anonymous and linkable. Performance analysis demonstrates that as the number of ring members rises, the size of the current signatures grows, but the size of the proposed signature stays constant. In addition, the duration of these signatures increases, but the proposed signature's time climbs the slowest.

Keywords：signatures based on proofs of knowledge；dynamic accumulator；short linkable-and-redactable ring signature；time updatable chameleon Hash；blockchain correcting

Received：2022-06-30；**Accepted**：2022-08-26；**Published Online**：2022-12-14 13：50

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221213.1533.007

Foundation items：National Key R & D Program of China (2021YFF0307203); National Natural Science Foundation of China (U1904119); Key Science and Technology Program of Henan Province (222102210079,232102210138); Key Scientific Research Project of Higher Institutions in Henan Province (23A520046)

* **Corresponding author**. E-mail：liuyuling@iie.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0536

折叠翼飞行器气动弹性变体飞行仿真平台

徐浩[1,2]，韩景龙[2,*]，奚勇[1]，贾成龙[1]，孙钊[1]

(1. 上海航天控制技术研究所，上海 201109；2. 南京航空航天大学 航空学院，南京 210016)

摘　　要：折叠翼飞行器的变体过程伴随质量分布、刚度分布及气动载荷分布的大幅动态变化，是一个高度复杂的动力学过程。为实现该过程各种动力学问题的有效分析，基于共享内存技术开发了一套高性能的耦合计算程序，并在此基础上整合了Adams多体动力学计算软件、非定常气动力计算程序及飞行控制技术，搭建了折叠翼的气动弹性变体飞行仿真平台。基于该平台，对折叠翼进行了气动弹性分析和飞行变体过程仿真，验证了平台强大的计算和分析能力。

关 键 词：折叠翼；变体飞行器；动力学仿真；气动弹性；飞行仿真

中图分类号：V212

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1921-10

折叠翼变体飞行器在飞行过程中能够通过机翼的折叠和展开，自主地改变构型，以适应飞行条件的变化[1]。这种变体过程伴随着质量分布、刚度分布及气动载荷分布的大幅动态变化，带来了很多新的动力学问题。固定构型下的气动弹性特性和变体过程中的动力学响应是研究人员关注的2个焦点，而研究的首要工作在于方法的建立。

对于固定构型下的结构动特性及气动弹性特性的研究，可以借助现有的商业气弹分析软件Nastran和Zaero作为仿真分析的平台[2-5]，研究内容包含机翼折叠角、外翼后掠角、铰链刚度等参数对结构动特性及颤振特性的影响。通过软件的二次开发，还可以对铰链间隙等非线性因素对气动弹性稳定边界的影响进行研究。而对于折叠过程动力学响应问题的研究，其涉及的多体动力学建模和非定常气动载荷建模相对复杂，目前还没有软件可以直接借用。文献[6-7]分别从多柔体结构和变体过程气动载荷建模方面开展研究，并对机身固定机翼折叠过程的动力学响应进行仿真和分析。对于更为真实的飞行变体过程，文献[8-9]通过对多柔体动力学软件Adams、涡格法计算程序及基于Simulink的飞行控制技术进行整合，搭建了一套气动弹性多体变体仿真平台，但关键的气动程序作为内部代码并没有公开，而且算例部分仅做了简单的风洞模拟演示，缺乏必要的飞行仿真验证[10]。

本文采用共享内存技术，开发了一套高性能的耦合计算程序，来实现不同软件之间的数据交换及同步仿真。在此基础上，对Adams多体动力学计算软件、基于偶极子网格法编写的非定常气动力计算程序及飞行控制技术进行整合，搭建折叠翼的气动弹性变体飞行仿真平台。基于该平台对折叠翼进行气动弹性响应计算和飞行变体过程仿真，以验证本文平台的基本性能。

1 仿真模型与仿真方法

1.1 折叠翼模型

典型的折叠翼飞行器半模型如图1所示，可视为一个柔性多体结构，每个柔性体都是一个子结构：机身(Ⅰ)、内翼(Ⅱ)、外翼(Ⅲ)和副翼(Ⅳ)。折叠角θ定义为机身与内翼之间的夹角，为保证折

收稿日期：2022-06-29；录用日期：2022-09-29；网络出版时间：2022-11-04 11:28
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221103.1727.004
基金项目：国家自然科学基金(11472133)
*通信作者. E-mail：hjlae@nuaa.edu.cn

引用格式：徐浩，韩景龙，奚勇，等. 折叠翼飞行器气动弹性变体飞行仿真平台[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1921-1930.
XU H，HAN J L，XI Y，et al. Aeroelastic morphing flight simulation platform for a folding wing aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1921-1930 (in Chinese).

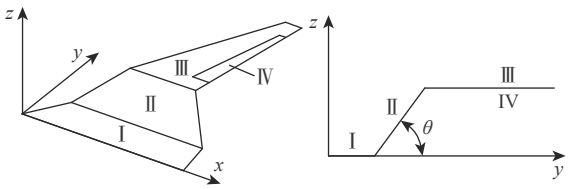


图1 折叠翼飞行器示意图

Fig. 1 Schematic diagram of a folding wing aircraft

叠翼的升力性能，外翼始终与机身保持平行。

1.2 耦合计算程序

变体过程仿真涉及到多体动力学和非定常气动力的建模与计算。虽然在这2方面都发展了相应的商业软件，但目前还没有软件可以同时对这2个问题进行有效的考虑。因此，本文基于共享内存技术开发了一套高性能的耦合计算程序，来实现结构与气动求解程序之间的耦合计算。耦合仿真流程如图2所示，具体流程如下：

1）基于FileMapping创建了一个共享内存，使得同一台计算机上运行的多个软件能够共享数据。软件之间数据交换可以用对内存的读/写指令来访问，从而大大提高数据的传递速度[11]。

2）通过建立/删除标志文件的方式来控制各软件的进程。每个时间步，一方开始计算先删除己方的标志文件，并生成另一方的标志文件。因为找不到己方的标志文件，程序会处于等待状态，直到另一方计算完成，重新生成己方的标志文件。如此，便可实现不同软件之间的同步迭代。

3）利用商业软件的二次开发功能，实现对耦合程序的访问。每个时间步，通过用户子程序输出必要的计算结果至共享内存，并从共享内存读取计算所需数据，提交求解器进行求解。

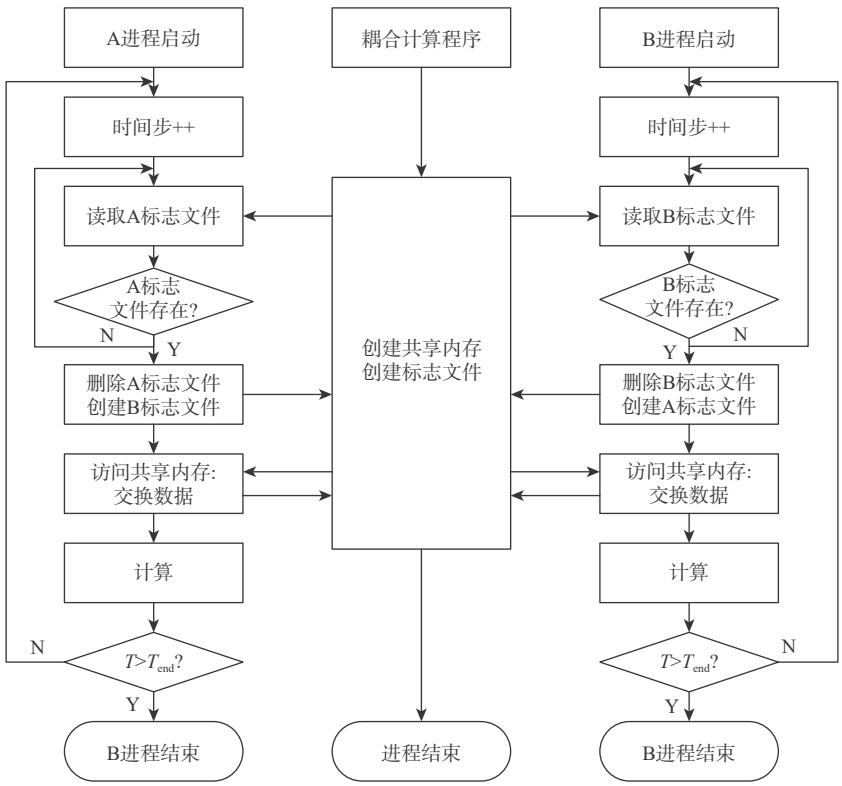


图2 耦合仿真流程

Fig. 2 Coupling simulation flow

2 气动弹性变体飞行仿真平台

采用本文开发的耦合计算程序，对Adams多体动力学计算软件、非定常气动力计算程序及飞行控制技术进行整合，搭建了折叠翼的气动弹性变体飞行仿真平台，如图3所示。

2.1 柔性多体结构建模

在结构建模中，对MSC. Nastran和MSC. Adams的能力进行整合，结合先进的有限元模型与多体动力学模型来模拟复杂的柔性多体系统。首先，基于Nastran软件，采用经典的Craig-Bampton模态综合法对折叠翼飞行器进行模态分析[12]，生成各子结构的模态中性文件。然后，将各子结构依次导入Admas/View，采用转动副进行组装，并在转动副上施加随时间变化的驱动，以控制机翼的折叠和展开。

此外，为实现气动力的加载，在结构节点处设置GFORCE广义力，并将使用方式设为SUBROUTINE，表示其大小通过子程序进行赋值，相应地编写

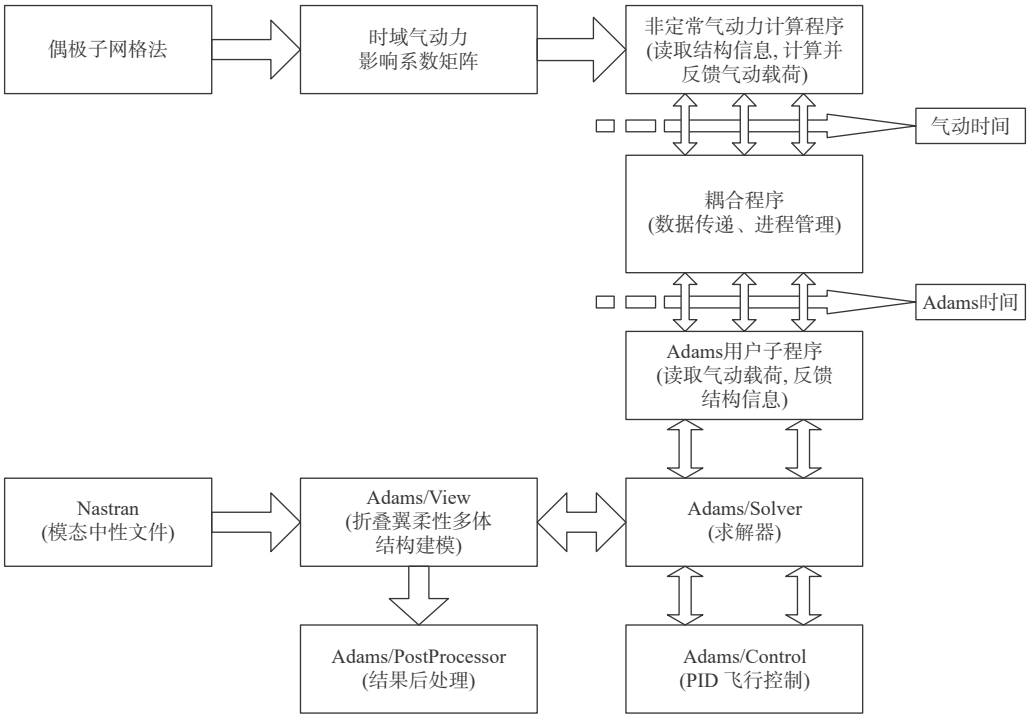


图 3　气动弹性变体飞行仿真平台

Fig. 3　Aeroelastic morphing flight simulation platform

SUBROUTINE GFOSUB 用户子程序[13]。子程序从 Adams/Solver 读取结构位移信息输出至共享内存, 供气动力计算程序使用, 并从共享内存读取气动程序计算所得气动载荷反馈给 Adams/Solver, 进行下一时间步结构位移的求解。Adams 全机仿真模型如图 4 所示(为保证模型的清晰, 图中只显示了部分的节点力 GFORCE)。

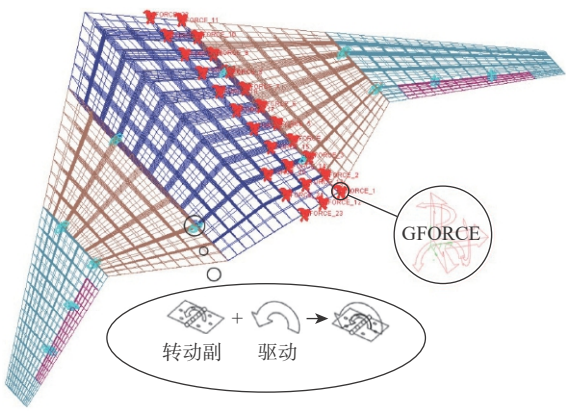


图 4　折叠翼 Adams 仿真模型

Fig. 4　Adams simulation model of folding wing

2.2　非定常气动力建模

与结构程序相反, 气动程序输出计算所得气动载荷至共享内存, 作为结构计算的输入, 并从共享内存读取结构位移, 进行下一时间步气动载荷的求解。

气动载荷具体采用气动力影响系数进行计算, 气动力影响系数则通过对经典偶极子网格法的推广得到[14]。考虑到折叠过程是一个大幅度的变体过程, 单一构型下的气动力影响系数矩阵不适合整个变体过程气动载荷的计算。因此, 本文参考文献 [7], 每隔 15°折叠角对折叠翼进行一次气动建模, 并通过折叠角的插值得到整个变体过程的气动模型。具体的建模流程如图 5 所示, 分解为如下步骤:

1) 选取若干中间构型进行偶极子网格法建模[15], 生成气动节点的气动力影响系数矩阵 $\boldsymbol{Q}_{\mathrm{a}}^{1}$, $\boldsymbol{Q}_{\mathrm{a}}^{2},\cdots,\boldsymbol{Q}_{\mathrm{a}}^{n}$, 单一构型下的气动载荷可以表示为

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{a}}=q_{\infty}\boldsymbol{Q}_{\mathrm{a}}^{i}(M_{\infty},k)\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}\qquad i=1,2,\cdots,n \tag{1}$$

式中: q_{∞}为来流动压; $\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}$为气动节点的位移; $\boldsymbol{f}_{\mathrm{a}}$为气动节点的气动力; M_{∞}为来流马赫数; k 为缩减频率。

2) 空气和结构单元的划分是独立进行的, 即气动和结构采用 2 套不同的网格, 网格节点互不重合, 为实现之间的耦合仿真, 采用样条矩阵 $\boldsymbol{G}_{\mathrm{ag}}$将气动模型转换到结构节点上[16], 得到结构节点的气动力影响系数矩阵 $\boldsymbol{Q}_{\mathrm{g}}^{1},\boldsymbol{Q}_{\mathrm{g}}^{2},\cdots,\boldsymbol{Q}_{\mathrm{g}}^{n}$, 结构节点的位移和载荷之间的关系可以表示为

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{g}}=q_{\infty}\boldsymbol{Q}_{\mathrm{g}}^{i}(M_{\infty},k)\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}\qquad i=1,2,\cdots,n \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}$为结构节点的位移; $\boldsymbol{f}_{\mathrm{g}}$为结构节点的气动力; $\boldsymbol{Q}_{\mathrm{g}}^{i}=\left(\boldsymbol{G}_{\mathrm{ag}}^{i}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_{\mathrm{a}}^{i}\boldsymbol{G}_{\mathrm{ag}}^{i}$, $\boldsymbol{G}_{\mathrm{ag}}^{i}$为第 i 个中间构型的样条矩阵, 采用无线板样条方法进行计算。

3) $\boldsymbol{Q}_{\mathrm{g}}^{i}$基于简谐条件推导, 不能直接用于时域任意运动下的非定常气动力的求解。因此, 在 Laplace

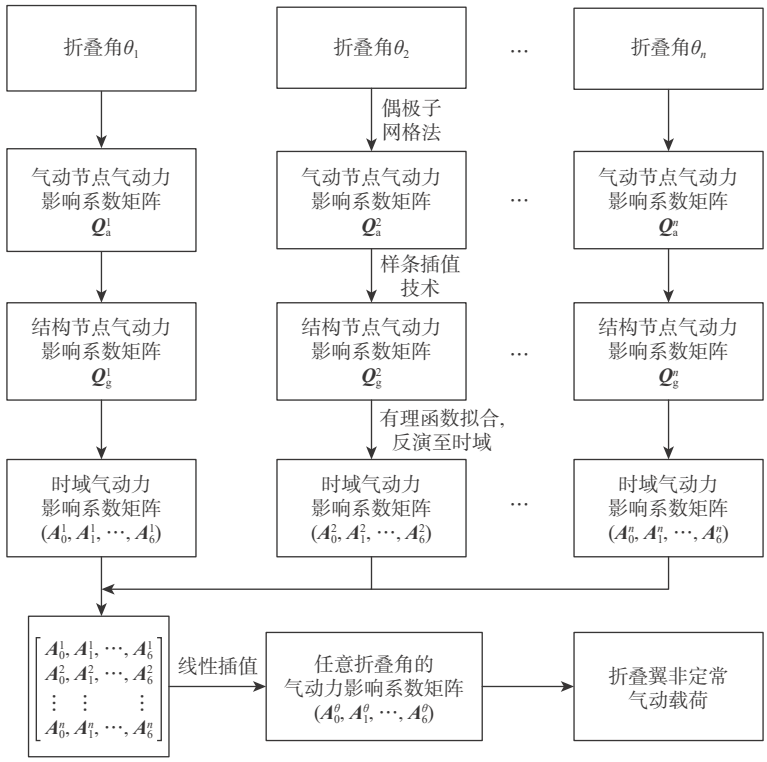


图5 气动力建模流程

Fig. 5 Aerodynamic modeling process

域对气动力影响系数矩阵进行Roger拟合[17]，拟合公式为

$$\boldsymbol{Q}(s)=\boldsymbol{A}_0+\boldsymbol{A}_1\frac{b}{V}s+\boldsymbol{A}_2\left(\frac{b}{V}s\right)^2+\sum_{j=3}^{6}\boldsymbol{A}_j s\left(s+\frac{V}{b}r_{j-2}\right)^{-1} \tag{3}$$

式中：b为参考半弦长；V为来流速度；r_{j-2}为给定的空气动力极点；$\boldsymbol{A}_i$为待拟合的气动力影响系数矩阵。

4）将拟合后的结果转换到时域，便可得到时域下结构节点的位移和载荷的关系。单一中间构型下的气动载荷可以表示为

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{g}}=q_\infty\left(\boldsymbol{A}_0^i\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}+\boldsymbol{A}_1^i\dot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{g}}\frac{b}{V}+\boldsymbol{A}_2^i\ddot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{g}}\frac{b^2}{V^2}+\sum_{j=3}^{6}\boldsymbol{A}_j^i\boldsymbol{y}_{j-2}\right) \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{A}_0^i,\boldsymbol{A}_1^i,\cdots,\boldsymbol{A}_6^i$为第$i$个中间构型的时域气动力影响系数矩阵；$\boldsymbol{y}_{j-2}$为气动力增广状态向量，满足：

$$\boldsymbol{y}_{j-2}(t+\Delta t)=\boldsymbol{y}_{j-2}(t)\left(1-\frac{V}{b}r_{j-2}\Delta t\right)+\left(\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}(t+\Delta t)-\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}(t)\right) \tag{5}$$

5）对折叠角进行插值，获取任意折叠角θ下的气动力影响系数矩阵$\boldsymbol{A}_0^\theta,\boldsymbol{A}_1^\theta,\cdots,\boldsymbol{A}_6^\theta$，插值公式为

$$\boldsymbol{A}^\theta=\boldsymbol{A}^{\theta_i}+\frac{\boldsymbol{A}^{\theta_{i+1}}-\boldsymbol{A}^{\theta_i}}{\theta_{i+1}-\theta_i}(\theta-\theta_i)\qquad \theta_i<\theta<\theta_{i+1} \tag{6}$$

任意折叠角θ下，折叠翼所受的非定常气动载荷可以表示为

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{g}}=q_\infty\left(\boldsymbol{A}_0^\theta\boldsymbol{u}_{\mathrm{g}}+\boldsymbol{A}_1^\theta\dot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{g}}\frac{b}{V}+\boldsymbol{A}_2^\theta\ddot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{g}}\frac{b^2}{V^2}+\sum_{j=3}^{6}\boldsymbol{A}_j^\theta\boldsymbol{y}_{j-2}\right) \tag{7}$$

2.3 飞行控制建模

在飞行控制建模方面，借助于Adams内置的Controls模块建立一个纵向增稳控制系统。以飞行器的俯仰角速度$\dot{\gamma}$和沉浮速度$\dot{h}$为反馈输入信号，采用简单的PID控制方法设计增稳控制律，驱动副翼δ偏转，以达到飞行器在沉浮和俯仰方向稳定的目的。控制规律为

$$\delta(t)=W_\gamma^\theta\left(K_{\mathrm{p}\gamma}^\theta\dot{\gamma}(t)+K_{\mathrm{i}\gamma}^\theta\int_0^t\dot{\gamma}(t)\mathrm{d}t+K_{\mathrm{d}\gamma}^\theta\frac{\mathrm{d}\dot{\gamma}(t)}{\mathrm{d}t}\right)+$$
$$W_h^\theta\left(K_{\mathrm{p}h}^\theta\dot{h}(t)+K_{\mathrm{i}h}^\theta\int_0^t\dot{h}(t)\mathrm{d}t+K_{\mathrm{d}h}^\theta\frac{\mathrm{d}\dot{h}(t)}{\mathrm{d}t}\right) \tag{8}$$

式中：W_γ^θ和W_h^θ分别为俯仰和沉浮方向的权重；$K_{\mathrm{p}\gamma}^\theta$、$K_{\mathrm{i}\gamma}^\theta$和$K_{\mathrm{d}\gamma}^\theta$为俯仰通道PID控制器的参数；$K_{\mathrm{p}h}^\theta$、$K_{\mathrm{i}h}^\theta$和$K_{\mathrm{d}h}^\theta$为沉浮通道PID控制器的参数。

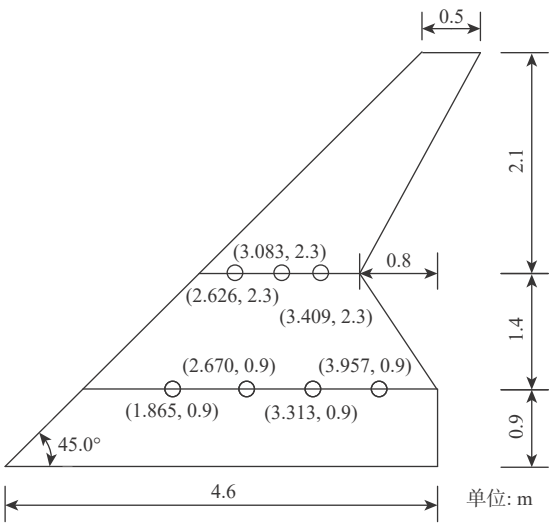
控制器参数的整定基于不同构型展开，再根据折叠角的变化，在各个控制器之间进行插值和切换。对于单个固定构型，在非平稳状态将折叠翼飞行器投入运行，按照先比例、后积分、最后微分的顺序分别对俯仰和沉浮通道的PID控制参数进行整定，再对两通道的权重系数进行整定，直至飞行器能够很快达到沉浮和俯仰方向的稳定，且不产生明显过调。

3　数值算例

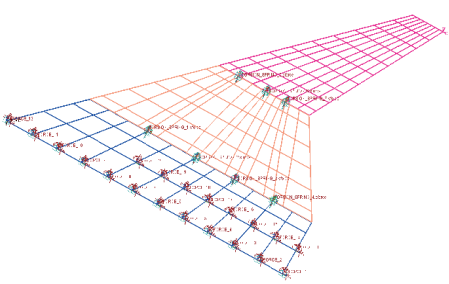
基于本文所搭建的仿真平台, 对折叠翼飞行器开展气动弹性响应计算及飞行折叠过程仿真, 以验证平台的基本性能。

3.1　折叠翼气动弹性响应计算

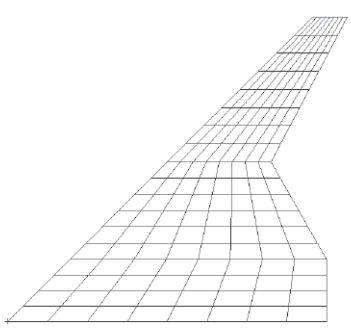
气动弹性分析模型如图 6 所示, 由机身、内翼和外翼 3 块铝板组成, 厚度分别为 5, 2, 2 cm。铝板通过铰链进行连接, 铰链刚度为 800 (kN·m)/rad, 位置如图 6(a) 中的圆圈所示。图 6 (b) 为组建好的 Adams 多柔体结构模型, 由 197 块 CQUAD4 板壳单元组成。图 6(c) 为偶极子网格法网格划分情况, 共由 144 个面元组成。本文气动弹性计算采用的飞行条件为: 高度为 2 km, 对应的空气密度为 1 kg/m^3。



(a) 几何尺寸



(b) Adams多柔体结构模型



(c) 气动网格划分策略

图 6　折叠翼气动弹性响应计算模型

Fig. 6　Model used in aeroelastic response calculation for folded wing

3.1.1　固定构型下的颤振边界计算

对不同折叠角下飞行器的颤振特性进行计算。图 7 为 90°折叠角时, 不同来流速度下, 受扰后后缘翼尖的时域响应。当来流速度为 183 m/s 时, 响应逐渐收敛; 当来流速度为 185 m/s 时, 响应逐渐发散; 当来流速度为 183.6 m/s 时, 响应保持简谐。因此, 在当前飞行高度下, 90°折叠角构型的颤振速度为 183.6 m/s, 颤振频率为 3.40 Hz。

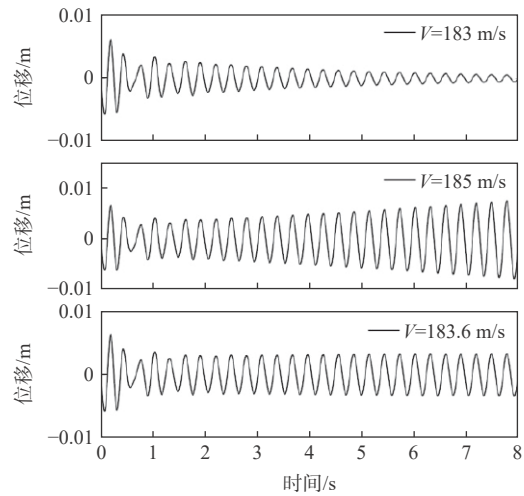


图 7　受扰后后缘翼尖时域响应($\theta = 90°$)

Fig. 7　Time domain response of disturbed trailing edge wing tip ($\theta = 90°$)

采用该时域方法, 每隔 15°折叠角进行一次颤振速度计算, 所得结果与 MSC. Nastran 频域计算结果对比如图 8 所示。可以看出: ①当折叠角小于 60°时, 颤振速度随折叠角的增加而减小, 当折叠角大于 60°时, 颤振速度随折叠角的增加而增大, 当折叠角为 60°左右时, 颤振速度最小为 128 m/s; ②折叠角从 90°变为 105°, 颤振频率发生了跳变, 从 3.43 Hz

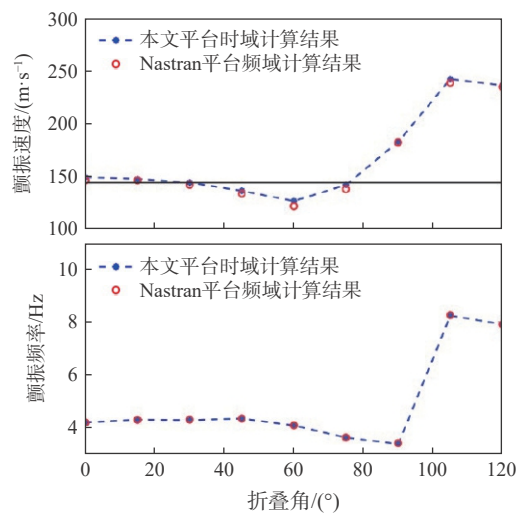


图 8　颤振计算结果对比

Fig. 8　Comparison of flutter characteristics

增加到了 8.26 Hz，说明颤振参与模态发生了改变，同时可以观察到的是颤振速度也发生了显著增加；③在不同折叠角下，颤振计算结果都吻合较好，验证了本文仿真平台在颤振计算方面的基本能力。

3.1.2 变体过程中的气动弹性响应计算

4.1.1 节基于固定折叠角进行颤振计算，这种计算在实际中是有意义的，因为飞行器完成变体之后将保持固定构型进行飞行。但变体过程的气动弹性特性同样值得研究，而且机翼的动态折叠还可能带来与固定构型不同的气动弹性现象。对变体过程进行气动弹性分析涉及到多柔体动力学和变体过程非定常气动力的建模，要比固定构型复杂得多。因此，目前只有极少数工作对该问题进行了研究[7]。

本文对这一复杂非线性气动弹性问题进行了仿真，以展示本文平台强大的计算和分析能力。参考文献 [7]，选取 145 m/s 的速度作为计算来流速度，如图 8 中的实线所示。根据固定构型的颤振计算结果，该速度将折叠区间分为 3 段：折叠角小于 30°和折叠角大于 76°的气动弹性稳定区间；折叠角大于 30°且小于 76°的气动弹性发散区间。采用 5 (°)/s 的角速度对机翼进行折叠，折叠过程后缘翼尖的气动弹性响应与文献 [7] 对比，结果如图 9 所示（图形下方的状态条显示的是固定构型的颤振计算结果）。可知：①折叠起始存在冲击，引起了翼面的扰动。当折叠角小于 30°时，扰动逐渐收敛，折叠角大于 30°，扰动又开始逐渐发散，这与固定构型气动弹性稳定边界基本吻合。不过，当折叠还远未达到 76°时，扰动便出现了收敛，且在 76°附近形成了明显的响应“凹坑”。这说明折叠过程的气动弹性稳定边界和固定构型存在差异。②对于折叠过程气动弹性响应这一复杂的非线性气动弹性问题，本文平台和文献 [7] 都计算出了同样的现象，响应曲线的变化趋势一致，收敛发散边界基本吻合，验证了本文平台对动态变体问题的计算和分析能力。由于本文算例重在展示平台的基本性能，此处不对该现象产生机理做过多分析，有兴趣的读者可以参阅文献 [7]。

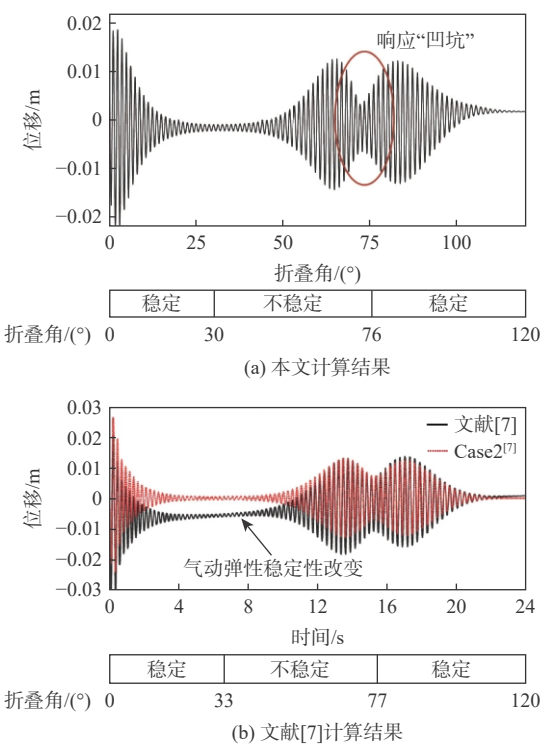


图 9 折叠过程的气动弹性响应

Fig. 9 Aeroelastic response during folding process

3.2 折叠翼飞行变体过程仿真

为完成飞行仿真，本文对仿真模型做了必要的修改。如图 10(a) 所示，保持飞行器的外形尺寸不变，采用 NACA63006 翼型改平板为梁肋、蒙皮结构，以提高模型的刚度和固有频率。此外，为保持飞行折叠过程的稳定，在外翼弦向 80%～100% 范围、展向 11%～83% 范围设置副翼，作为飞行折叠过程的控制面。飞行器总质量为 823 kg，其他主要几何参数如表 1 所示。折叠翼的 Adams 多柔体结构模型如图 4 所示，由 5 842 块 CQUAD4 板壳单元组成，气动模型网格划分情况如图 10(b) 所示，共由 152 个面元组成。

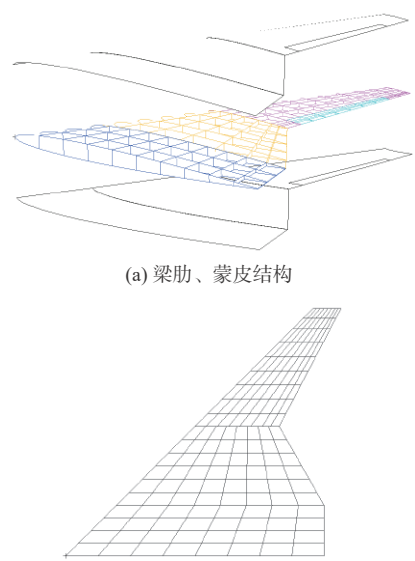


图 10 折叠翼飞行仿真模型

Fig. 10 Folding wing flight simulation model

表 1 飞行仿真模型主要几何参数

Table 1 Main geometric parameters of flight simulation model

折叠角/(°)	重心位置$\boldsymbol{x}_{cg}$/m	转动惯量I_y/(kg·m^2)
0	(2.12,0,0)	4 502
120	(2.12,0,0.24)	4 675

3.2.1　平飞对称折叠过程仿真分析

设定初始飞行高度为 2 km, 保持 100 m/s 的速度平飞。飞行器初始 10 s 保持展开状态, 用于初始配平计算。10 s 开始折叠, 40 s 折叠到位, 折叠到位后以折叠状态保持 1g 的法向过载继续平飞。折叠规律及飞行折叠过程的动力学响应如图 11 所示。

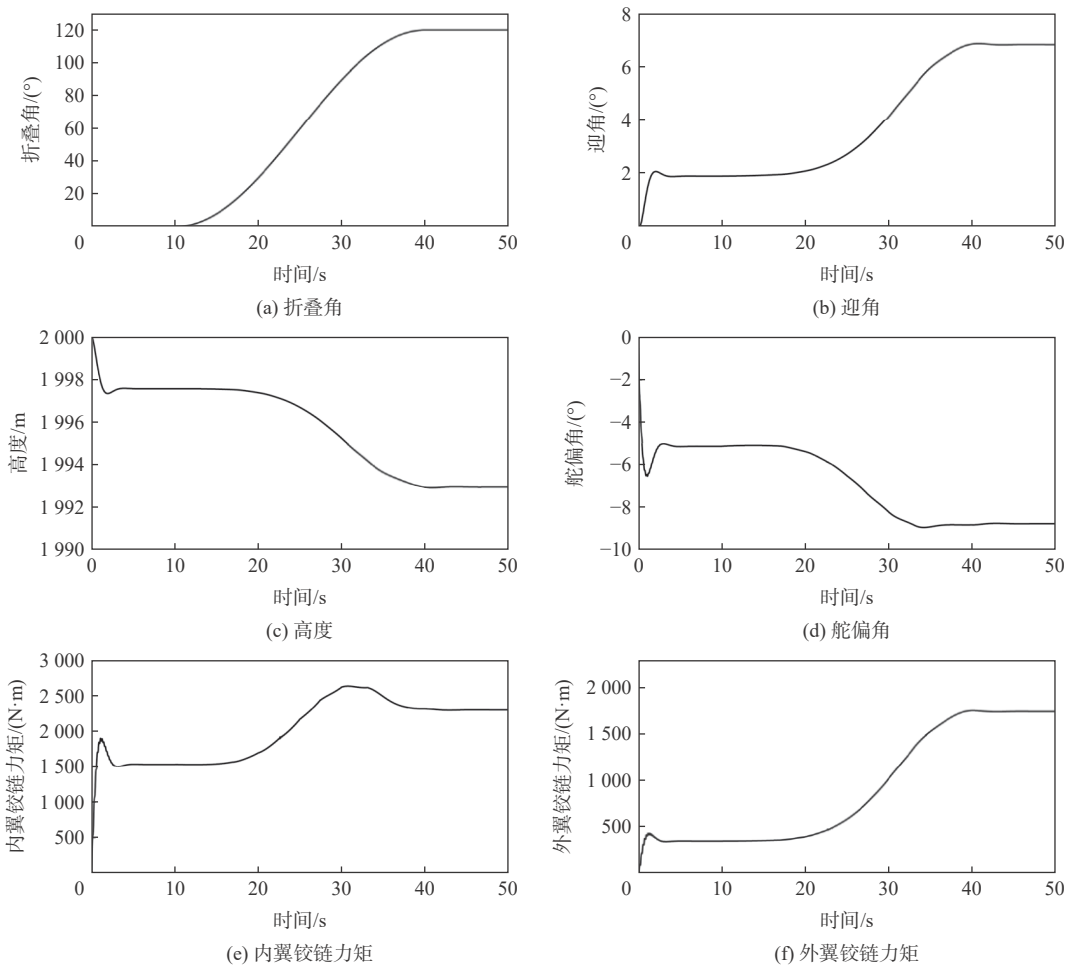


图 11　飞行折叠过程动力学响应

Fig. 11　Dynamic response during flight-folding process

从图 11 中可以看出, 6 s 左右飞行器达到了初始配平状态。初始配平迎角为 1.87°, 舵偏量为 −5.15°。10 s 机翼开始折叠, 随着折叠角的增大, 翼展面积不断减小, 飞行器高度下降。为保持纵向的平衡, 控制副翼向上偏转, 产生抬头力矩, 使得迎角增大, 以保持升力的平衡。40 s 机翼折叠到位, 到位后各参数很快稳定, 达到新的平衡状态, 即折叠构型的配平状态。此时较初始展开构型的平衡状态, 迎角增大到 6.83°, 舵面上偏到−8.78°。

除迎角、舵偏角变化外, 铰链力矩也一直是折叠翼设计关注的重点, 其大小是折叠翼驱动机构设计及结构强度校核的重要依据。本文通过飞行仿真可以对折叠过程的铰链力矩进行监测, 初始展开状态内翼驱动需要驱使内、外翼一起运动, 所承受的铰链力矩较大, 为 1 537 N·m, 此时外翼铰链力矩为 351 N·m。随着机翼的折叠, 内翼铰链力矩呈现出先增大后减小的趋势, 在 30.75 s(94°折叠角), 达到最大值 2 637 N·m。外翼铰链驱动力矩则随着折叠角的增加在不断增大, 折叠到位后达到最大值 1 762 N·m。

3.2.2　折叠速度对结果的影响

以更快的速度、更短的时间完成变体过程, 实现快速的攻防转换无疑是变体飞行器设计追求的目标之一。不过, 目前的研究还普遍采用稳态、准稳态的方法, 当折叠速度加快, 该方法的适用性还有待考证。本文以 5, 10, 20, 30 s 时间进行折叠的 4 种工况进行仿真, 研究折叠速度对变体过程动力学响应的影响, 探讨稳态仿真方法的适用性。飞行折叠过程的动力学响应如图 12 所示。可知: ①随着折叠速度的增加, 飞行器完成变体并达到稳定飞行状态所需的时间有所缩短; ②随着折叠速度的增加, 折叠过程的瞬态效应愈加明显, 折叠到位后的超调明显增大。

图 13 为中间构型动力学参数稳态和瞬态仿真

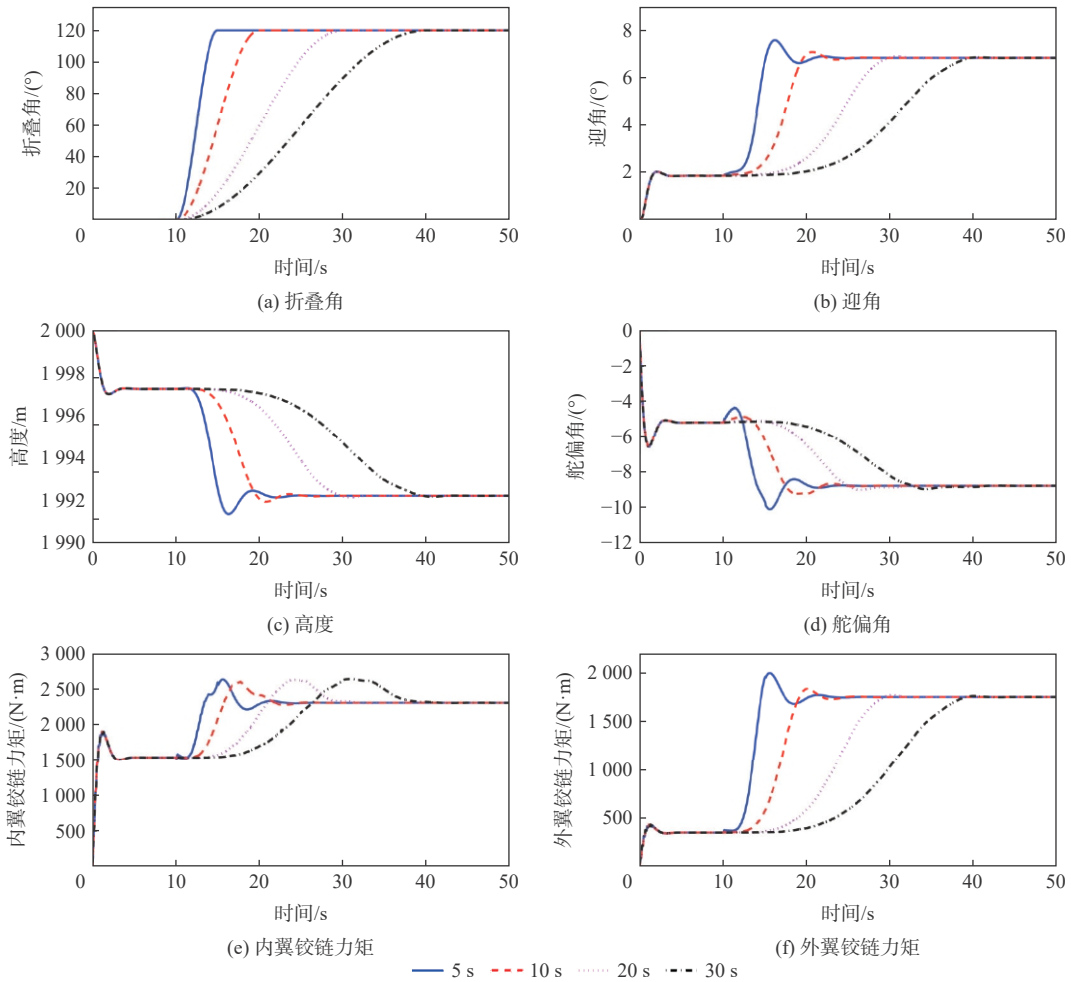


图 12 不同折叠速度下的动力学响应

Fig. 12 Dynamic response at different folding speeds

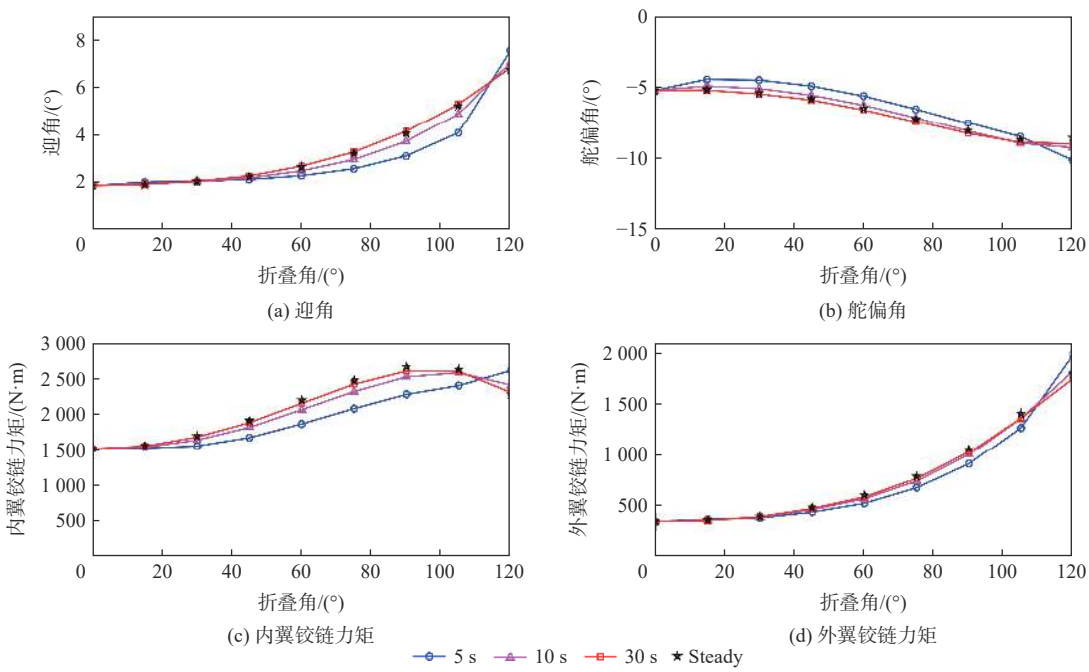


图 13 稳态和瞬态仿真结果对比

Fig. 13 Comparison of simulation results by steady-state and transient simulation

结果的对比。其中，“Steady”为基于 MSC. Nastran 软件进行静配平计算所得稳态仿真。可知：①对于缓慢变体过程（折叠时间为 30 s），本文瞬态仿真所得迎角与 MAC. Nastran 静配平计算结果最大相差

0.10°, 舵偏角最大相差 0.31°, 内、外翼铰链力矩最大相差分别为 2.2%、3.4%。本文平台缓慢变体过程仿真结果与 MAC. Nastran 静配平计算结果基本吻合, 验证了本文稳态/准稳态仿真结果。②对于快速变体过程(折叠时间为 5 s), 迎角稳态和瞬态最大计算差异为 1.17°, 舵偏角最大计算差异为 1.56°, 内、外翼铰链力矩最大计算差异分别为 18.6%、16.5%。稳态和瞬态仿真差异明显, 说明对于快速变体过程需要采用瞬态方法进行计算。

4　结　论

通过对 Adams 多体动力学计算软件、基于偶极子网格法的气动力计算程序及 PID 飞行控制技术的整合, 搭建了折叠翼的气动弹性变体飞行仿真平台, 并通过数值算例对平台的性能进行验证。结论如下:

1) 气动弹性和飞行变体仿真结果与商业软件及现有文献结果吻合良好, 验证了本文平台计算结果的有效性。

2) 本文平台具有强大的计算和分析能力, 不仅可以用于固定构型下静/动力学问题的计算, 还可以用于动态变体过程的仿真分析。

3) 机翼的动态折叠会带来与固定构型不同的气动弹性现象, 使得气动弹性稳定边界偏离固定构型计算结果。

4) 折叠速度增大到一定程度, 变体过程会出现明显的瞬态效应, 稳态方法仿真误差较大, 需要采用瞬态方法进行研究。

参考文献（References）

[1] RODRIGUEZ A. Morphing aircraft technology survey[C]//Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2007: 1258.

[2] LEE D H, WEISSHAAR T. Aeroelastic studies on a folding wing configuration[C]//Proceedings of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2005: 1996.

[3] SNYDER M P, SANDERS B, EASTEP F E, et al. Vibration and flutter characteristics of a folding wing[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 791-799.

[4] 顾鑫. 柔性折叠翼飞行器飞行动力学问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012: 24-34.
GU X. Flight dynamic studies of a flexible folding wing aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012: 24-34(in Chinese).

[5] 迟圣威. 折叠翼颤振理论分析和计算方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011: 36-44.
CHI S W. Theoretical and computational flutter study for folding wing configuration[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011: 36-44(in Chinese).

[6] ZHAO Y H, HU H Y. Prediction of transient responses of a folding wing during the morphing process[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 24(1): 89-94.

[7] HU W, YANG Z C, GU Y S. Aeroelastic study for folding wing during the morphing process[J]. Journal of Sound and Vibration, 2016, 365: 216-229.

[8] REICH G, BOWMAN J, SANDERS B, et al. Development of an integrated aeroelastic multi-body morphing simulation tool[C]//Proceedings of the 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2006: 1892.

[9] BOWMAN J, REICH G, SANDERS B, et al. Simulation tool for analyzing complex shape-changing mechanisms in aircraft[C]//Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2006: 6727.

[10] SCARLETT J, CANFIELD R, SANDERS B. Multibody dynamic aeroelastic simulation of a folding wing aircraft[C]//Proceedings of the 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2006: 2135.

[11] 沈怡飚, 何益康, 高四宏, 等. 基于同步仿真的卫星姿轨控软件验证方法[J]. 飞控与探测, 2018, 1(2): 23-27.
SHEN Y W, HE Y K, GAO S H, et al. A verification method of satellite attitude and orbit control software based on synchronous simulation[J]. Flight Control & Detection, 2018, 1(2): 23-27(in Chinese).

[12] 李增刚. ADAMS 入门详解与实例[M]. 2 版. 北京: 国防工业出版社, 2014: 127-135.
LI Z G. Detailed introduction and examples of ADAMS[M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2014: 127-135(in Chinese).

[13] 纪玉杰, 杨强, 孙志礼, 等. 应用 C 语言编写 ADAMS 用户自定义函数的研究[J]. 机械设计与制造, 2006(1): 101-103.
JI Y J, YANG Q, SUN Z L, et al. The research on writing user-written subroutine of ADAMS in C programming language[J]. Machinery Design & Manufacture, 2006(1): 101-103(in Chinese).

[14] 赵永辉. 气动弹性力学与控制[M]. 北京: 科学出版社, 2007: 310-319.
ZHAO Y H. Aeroelastic mechanics and control[M]. Beijing: Science Press, 2007: 310-319(in Chinese).

[15] 管德. 非定常空气动力计算[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991.
GUAN D. Unsteady aerodynamic calculation[M]. Beijing: Beihang University Press, 1991(in Chinese).

[16] HARDER R L, DESMARAIS R N. Interpolation using surface splines[J]. Journal of Aircraft, 1972, 9(2): 189-191.

[17] KARPEL M. Design for active flutter suppression and gust alleviation using state-space aeroelastic modeling[J]. Journal of Aircraft, 1982, 19(3): 221-227.

Aeroelastic morphing flight simulation platform for a folding wing aircraft

XU Hao[1, 2], HAN Jinglong[2, *], XI Yong[1], JIA Chenglong[1], SUN Zhao[1]

(1. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China;
2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The distribution of mass, stiffness, and aerodynamic load all significantly alter during the folding wing's deformation process, which is a highly complex dynamic process. This paper develops a high-performance coupled computing program based on shared memory technology to realize the effective analysis of the dynamic process. Based on this program, it integrates flight control technology, unsteady aerodynamic calculation software, and multi-body dynamics calculation software to build an aeroelastic morphing flight simulation platform. Finally, the powerful computing and analysis capabilities of the platform are demonstrated through the simulation of aeroelastic response and flight-folding process for a folding wing aircraft.

Keywords: folding wing; morphing aircraft; dynamics simulation; aeroelasticity; flight simulation

Received: 2022-06-29; **Accepted**: 2022-09-29; **Published Online**: 2022-11-04 11:28
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221103.1727.004
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11472133)
* **Corresponding author**. E-mail: hjlae@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0499

基于马尔可夫决策过程的边缘云业务迁移算法

马安华，潘甦*

(南京邮电大学 宽带无线通信与传感网技术教育部重点实验室，南京 210003)

摘 要：在移动互联网中，当用户位置发生改变时，业务迁移可用来提升服务质量(QoS)。基于此，提出一种基于马尔可夫决策过程的边缘云业务迁移算法。与对比算法相比，所提算法考虑了不同业务类型对QoS的差异化需求，并全面考虑了业务迁移过程中的收益及开销。所提算法将业务分为实时和非实时2类，将终端的业务运行状态和与服务器的距离作为状态空间，并基于与业务体验紧密相关的可用速率和时延2个QoS指标构建收益函数，同时将业务迁移过程中的系统资源消耗作为迁移开销，通过最大化全局收益来获取最优迁移策略。通过与对比算法的模拟比较，所提算法在多种场景下都有更高的全局收益。

关 键 词：业务迁移；马尔可夫决策过程；服务质量；迁移开销；业务类型
中图分类号：TN915.02
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-1931-09

近年来，随着移动互联网和云计算的迅速发展，移动流量高速增长，同时，各类新业务对服务质量(quality of service, QoS)要求也迅速提高，对网络和系统服务提出新的要求。传统的集中式系统架构变得不再适合新兴的业务场景，如用户在使用业务的过程中，移动到距离刚开始使用业务时很远的地方，在这种情况下，如果用户继续保持和初始服务器进行通信，会引起很高的时延，同时业务数据传输也会占用很多核心网络资源，导致用户体验较差。为解决新业务场景下用户移动带来的问题，5G网络使用了软件定义网络(software defined network, SDN)架构。SDN技术将网络设备的软硬件分开，使得网络设备的功能不再与特定的硬件绑定，能够更灵活地满足新业务形态的需求。

SDN允许网络服务跟随用户的移动进行迁移，文献[1-2]提出移动云、跟随云的概念，即云端数据中心及服务分布式部署，当用户位置发生变化时，可以动态地将用户的业务切换到距离用户最近的服务器，为用户提供服务，即进行业务迁移。文献[3]研究了如何使用Docker进行业务迁移的具体实现方法。文献[4]提出一种基于强化学习的业务迁移框架，可以根据不同的任务需求进行相应的训练优化。

迁移决策方法是业务迁移问题的核心。目前，有很多关于业务迁移决策方法的研究，主要集中在以下方面：①通过迁移提高QoS。例如，文献[5]研究了业务迁移机制，提出一种基于边缘认知计算(edge cognitive computing, ECC)的动态服务迁移机制，研究认知计算如何与边缘计算相结合来提升QoS。文献[6]提出一种使用强化学习的模型来进行业务迁移，针对单个用户进行训练，并可以考虑长期目标。文献[7]研究了哪些环节可能会产生延迟，以及如何消除时延。文献[8]关注延迟问题，目标是最小化所有设备的延迟加权和，提出一种计算资源评估的方法，使用凸优化理论进行计算资源的分配。文献[9]基于车联网场景，以时间延迟和可

收稿日期：2022-06-17；**录用日期**：2022-08-26；**网络出版时间**：2022-11-18 17:32
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221117.1816.004
基金项目：国家自然科学基金(61271235)
* **通信作者**. E-mail：supan@njupt.edu.cn

引用格式：马安华，潘甦. 基于马尔可夫决策过程的边缘云业务迁移算法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1931-1939.
MA A H，PAN S. Edge cloud service migration algorithm based on Markov decision process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1931-1939 (in Chinese).

用带宽为优化目标，重点研究了业务迁移过程的路由转移问题，并将分布式网络与传统集中式网络的时延和带宽指标进行对比。②降低系统资源消耗和提升资源利用率。例如，文献[10]针对特定的流媒体业务类型，从网络侧的角度出发，研究如何提高边缘服务器的缓存命中率和降低网络传输成本。文献[11]研究了高流动性的场景，关注了业务迁移的成本，将用户分为高流动用户和普通用户，算法注重提高网络资源的利用率。文献[12]针对汽车边缘网络场景，提出一种综合了网络性能、边缘服务器处理能力及终端移动状态的收益函数，并通过马尔可夫决策过程进行迁移决策，降低网络资源消耗。③既关注QoS，又关注系统资源消耗。例如，文献[13]对以往通过预测用户轨迹进行服务迁移的算法作了改进，提出一种不预测用户轨迹的方法，使用Lyapunov函数计算系统平衡点进行业务迁移，在满足时延的前提下优化系统能耗。文献[14]将用户和服务位置之间的距离作为一维模型参数来定义状态空间，使用马尔可夫决策过程进行迁移模型训练，并考虑了迁移开销，期望做出最优的策略。文献[15]关注业务迁移的成本和时延，通过预测车辆路线的方式进行业务迁移的协调，目标是满足时延需求，同时尽量降低迁移开销。文献[16]针对车联网应用场景，提出一种对现有切换程序的QoS进行感知的迁移算法，关注了时延、可靠性及迁移成本，保证服务时延的同时也关注了降低迁移成本。文献[17]针对车联网场景进行研究，模型考虑车辆的速度，将QoS和迁移成本建模为速度的函数，并通过强化学习来进行模型训练，使得系统效用最大化。文献[18]针对车联网场景，关注服务时延和迁移成本，使用马尔可夫过程进行模型优化，以最小化总服务时延和迁移成本。文献[19]提出一种概率业务迁移方法(probabilistic service migration approach, PDMA)的业务迁移决策模型，在保证业务时延要求的前提下，尽可能地降低云端资源消耗。文献[20]提出一种基于深度Q网络业务迁移(service migration with deep Q network, SMDQN)模型的业务迁移算法，考虑了业务时延和迁移开销，并通过马尔可夫决策过程建立系统模型。

上述研究存在以下问题：①所有研究鲜有区分业务类型。终端上使用的业务往往有多种，不同业务类型对QoS的要求不同。如在手机终端上，既有对时延要求很高的视频通话类实时应用，这类业务要求更多的迁移操作，以尽量降低时延，也有关注带宽而对时延要求不高的文件下载类应用，因此，需要综合考虑。②大部分的研究都是基于某个固定的阈值(时延要求)或使用实时收益进行决策判断，仅有少数研究考虑长期收益。这些研究对不同业务的差异化需求或影响因素考虑不足，即对算法约束条件表达不全面，在使用强化学习或马尔可夫过程的方法中，会导致训练出的所谓最佳策略在现实中效果可能较差，即算法鲁棒性低，同时还可能导致算法收敛性变差；另外，只关注当前决策时刻的收益来进行迁移决策，可能会导致从业务接入的全过程来看，所做的决策并不是全局最佳决策。

针对以上问题，本文提出一种基于马尔可夫决策过程的业务迁移算法，综合考虑了业务QoS及业务迁移的资源消耗，以及不同类型业务差异化的QoS需求。本文将与业务QoS最主要相关的时延及可用速率建立收益函数，并考虑迁移过程的开销，通过最大化业务接入全过程的全局收益来获取最佳迁移决策。

本文的创新点如下：

1）与对比算法相比，本文算法对不同业务类型进行了区分，考虑了不同业务类型对QoS的不同要求，综合考虑了业务的差异化QoS需求和迁移开销，能做出更优的迁移决策。

2）本文算法不基于固定的阈值进行迁移决策，而是基于系统收益动态地判断迁移条件，适应性更好，能够更灵活地适应不同的业务场景。

1 系统模型

1.1 业务场景

图1为无线蜂窝SDN，每个蜂窝服务区对应一个边缘云服务器。终端在使用业务的过程中会在不同的服务区之间移动，如图2所示，当终端从原服务区移动到新的服务区时，向该服务区的边缘云服务器发送业务迁移请求，服务器收到请求后，会在待迁移终端业务的QoS需求和系统迁移开销之间进行权衡，对于是否需要将终端当前服务器的服务迁移到新服务器作出决策。如果业务迁移请求

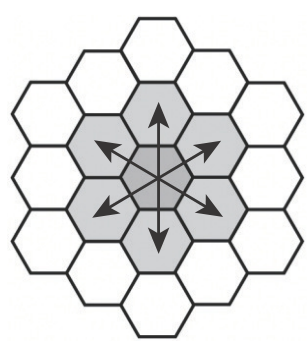


图1 无线蜂窝SDN

Fig. 1 Wireless cellular SDN

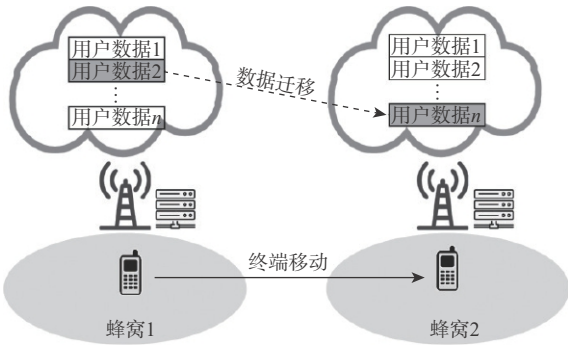


图 2　业务迁移过程

Fig. 2　Service migration process

被接受, 则用户的服务数据将从服务器 1 迁移到服务器 2, 否则用户继续与服务器 1 进行通信。

1.2　马尔可夫决策模型

1.2.1　终端移动模型

根据图 1 定义的网络模型, 终端在某蜂窝中开始使用业务, 此时终端与服务器处在同一蜂窝, 本文用 D 表示终端与服务器距离, 并定义该状态距离为 0(D=0)。由于终端处在不停移动的状态, 其有可能从当前蜂窝移动到其他相邻的蜂窝, 当终端位置发生变化时, 其与服务器的距离关系如图 3 所示。

图 3 中, 中心点表示终端开始使用业务的位置, 其他位置表示终端移动到该位置时与服务器的距离。可以看出, 与中心点同一距离的位置呈圈状分布, 虽然终端在二维的平面中移动, 但本文可以将其简化为一维模型, 并计算距离的变化概率。当终端移动时, 可能会发生距离变大、变小或不变 3 种情况, 图 4 表示简化为一维后的距离变化状态转移。

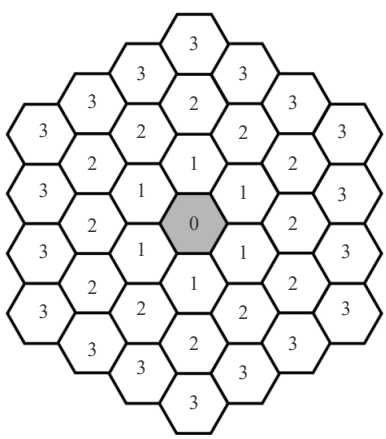


图 3　终端与服务器距离

Fig. 3　Distance between terminal and server

图 4 中, 圆圈内数字表示终端与服务器的距离, D_{m} 表示终端与服务器之间允许的最大距离, 当超出该距离时, 对终端使用的业务进行迁移, 将服务端相应数据转移到终端所在蜂窝的服务器上。

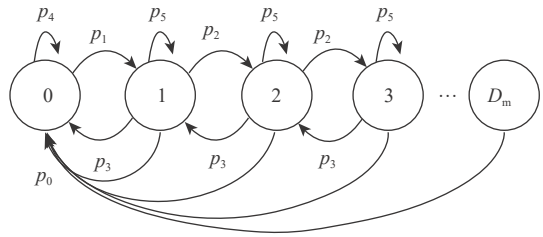


图 4　距离状态转移

Fig. 4　Distance state transition

假设终端从当前蜂窝移动到相邻蜂窝的概率为 p_{a}, 且各方向移动概率相同。结合蜂窝网络结构及文献 [21] 终端在蜂窝网络中的移动模型, 可以得到终端在蜂窝网络中移动时与服务器的距离变化概率如下:

$$\begin{cases} p_1 = p_{\mathrm{a}} \\ p_2 = \dfrac{1}{2}p_{\mathrm{a}} \\ p_3 = \dfrac{1}{6}p_{\mathrm{a}} \\ p_4 = 1 - p_{\mathrm{a}} \\ p_5 = 1 - \dfrac{2}{3}p_{\mathrm{a}} \end{cases} \tag{1}$$

p_0 代表执行迁移动作后, 距离默认归 0。根据图 4 及式(1), 可以得到终端与服务器距离状态转移概率矩阵为

$$\boldsymbol{P}^1 = \begin{bmatrix} p_{0,0} & p_{0,1} & \cdots & 0 \\ p_{1,0} & p_{1,1} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ p_{D_{\mathrm{m}},0} & 0 & \cdots & p_{D_{\mathrm{m}},D_{\mathrm{m}}} \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中: $p_{i,j}$ 为从距离 i 变化到距离 j 的概率, $i = 0,1,\cdots,D_{\mathrm{m}}$, $j = 0,1,\cdots,D_{\mathrm{m}}$。图 4 中未标出的概率一律为 0。

1.2.2　业务变化模型

本节分析用户终端上所运行业务的变化情况, 按照业务对 QoS 的不同要求, 将业务分为 2 类: ①实时类业务, 如视频通话、远程控制等对时延要求较高的业务; ②非实时类业务, 如文件下载、电子邮件等对时延无要求的业务。本文用 A_{r} 表示实时类业务, 用 A_{n} 表示非实时类业务, 用 1 和 0 分别表示是否有该类应用在终端上运行, 则终端上业务组合状态 $S_{\mathrm{t}} = \{A_{\mathrm{r}}, A_{\mathrm{n}}\}$ 共有 4 种情况, 分别为 {0,0},{0,1},{1,0},{1,1}。

假设终端同一时间只处理一个应用, 即每次只会有一个业务启动或停止, 则终端上业务状态变化的转移情况如图 5 所示。

假设业务接入和退出服从泊松分布, 令实时业务接入和退出概率分别为 a_{r} 和 d_{r}, 非实时业务接入和退出的概率为 a_{n} 和 d_{n}, 对应的实时业务和非实时业务不发生变化的概率分别为 $1-a_{\mathrm{r}}-d_{\mathrm{r}}$ 和 $1-a_{\mathrm{n}}-d_{\mathrm{n}}$,

根据图5所示状态转移情况，则终端业务状态变化转移的概率矩阵为

$$\boldsymbol{P}^2=\begin{bmatrix}(1-a_{\mathrm{r}}-d_{\mathrm{r}})(1-a_{\mathrm{n}}-d_{\mathrm{n}}) & (1-a_{\mathrm{r}}-d_{\mathrm{r}})a_{\mathrm{n}} & a_{\mathrm{r}}(1-a_{\mathrm{n}}-d_{\mathrm{n}}) & 0\\ (1-a_{\mathrm{r}}-d_{\mathrm{r}})d_{\mathrm{n}} & (1-a_{\mathrm{r}}-d_{\mathrm{r}})(1-a_{\mathrm{n}}-d_{\mathrm{n}}) & 0 & a_{\mathrm{r}}(1-a_{\mathrm{n}}-d_{\mathrm{n}})\\ d_{\mathrm{r}}(1-a_{\mathrm{n}}-d_{\mathrm{n}}) & 0 & (1-a_{\mathrm{r}}-d_{\mathrm{r}})(1-a_{\mathrm{n}}-d_{\mathrm{n}}) & (1-a_{\mathrm{r}}-d_{\mathrm{r}})a_{\mathrm{n}}\\ 0 & d_{\mathrm{r}}(1-a_{\mathrm{n}}-d_{\mathrm{n}}) & (1-a_{\mathrm{r}}-d_{\mathrm{r}})d_{\mathrm{n}} & (1-a_{\mathrm{r}}-d_{\mathrm{r}})(1-a_{\mathrm{n}}-d_{\mathrm{n}})\end{bmatrix} \tag{3}$$

本文限制终端每次只处理一个应用，因此，部分概率为0。

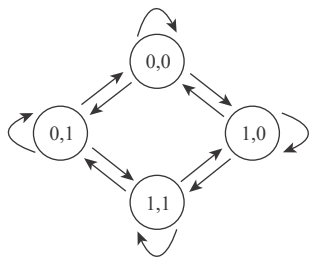


图5 业务状态转移

Fig. 5 Service state transition

1.2.3 马尔可夫模型定义

从终端移动模型及业务变化模型可以看出，终端的每个状态都只与上一个状态有关，并可以根据上一状态及终端移动和业务变化模型，推导出下一状态的概率。这符合马尔可夫模型的特征，因此，本文根据这2个参数来定义马尔可夫模型的状态空间：

$$\begin{cases}S=\{D,S_{\mathrm{t}}\}\\ D\in\{0,1,2,\cdots,D_{\mathrm{m}}\}\\ S_{\mathrm{t}}\in[\{0,0\},\{0,1\},\{1,0\},\{1,1\}]\end{cases} \tag{4}$$

在每个状态下，系统可以执行2种动作，即对业务进行迁移和不迁移。本文定义马尔可夫模型动作$a=\begin{cases}m_0\\ m_1\end{cases}$，其中，$m_0$表示不作业务迁移，$m_1$表示进行业务迁移操作。在状态$s$下，执行动作$a$，到达状态$s'$。本文考虑技术实现的复杂度问题，假设进行业务迁移时，同一终端上的所有业务统一进行迁移操作。

根据式(2)及式(3)的距离及业务状态转移矩阵，可以得到马尔可夫模型的状态转移矩阵为

$$\boldsymbol{P}=\boldsymbol{P}^1\otimes\boldsymbol{P}^2=\begin{bmatrix}p_{0,0}p^2 & p_{0,1}p^2 & \cdots & p_{0,D_{\mathrm{m}}}p^2\\ p_{1,0}p^2 & p_{1,1}p^2 & \cdots & p_{1,D_{\mathrm{m}}}p^2\\ \vdots & \vdots & & \vdots\\ p_{D_{\mathrm{m}},0}p^2 & p_{D_{\mathrm{m}},1}p^2 & \cdots & p_{D_{\mathrm{m}},D_{\mathrm{m}}}p^2\end{bmatrix} \tag{5}$$

式中：每个元素表示在状态s下经过动作a转移到状态s'的概率$P[s'|s,a]$；状态空间的全部状态数量为$4(D_{\mathrm{m}}+1)$，矩阵$\boldsymbol{P}$的大小为$4(D_{\mathrm{m}}+1)\times4(D_{\mathrm{m}}+1)$。

2 收益函数

1.2.3节定义了马尔可夫模型的状态空间及动作，在每个不同的状态下，采取不同的动作，会导致不同的状态变化，从而带来不同的收益。

对于终端来说，与业务体验最相关的是可用速率和时延。本文定义这2个QoS指标作为业务迁移的收益，并通过调节每种收益的权重参数，来区分实时业务和非实时业务对QoS的差异化需求。

2.1 速率收益

可用速率反映服务器的负载状况。服务器负载低时，提供的可用速率就高；服务器负载高时，提供的可用速率就低。可用速率满足业务需求时，业务可以达到最佳体验，此时系统收益最大，速率达不到业务要求时，体验降低，对应的系统收益也减小。

根据文献[22]对速率的研究，本文定义可用速率部分的收益函数$r_{\mathrm{b}}(s,a)$：

$$r_{\mathrm{b}}(s,a)=[A_{\mathrm{r}},A_{\mathrm{n}}]\cdot\left[a_1\exp\left(-\frac{(x-\partial_1)^2}{2\partial_1^2}\right),a_2\exp\left(-\frac{(x-\partial_2)^2}{2\partial_2^2}\right)\right] \tag{6}$$

式中：a_1和a_2分别为可用速率对实时业务和非实时业务的影响因子；x为云服务器为业务分配的速率，服务器对可用速率满足业务要求时，则为业务分配其需求的速率；∂_1和∂_2分别为终端上实时和非实时2类业务所要求的速率，当服务器分配的速率达到业务要求时，速率收益最大，当分配的速率低于业务需求时，会影响业务使用体验；函数$\exp\left(-\frac{(x-\partial_1)^2}{2\partial_1^2}\right)$表示速率对业务体验的影响。不同服务器负载状况不同，因此，不同的迁移动作a会导致不同的速率收益。

2.2 时延收益

根据文献[7-8]对用户业务时延的研究，可知用户终端时延与终端和为其提供服务的服务器之间的距离有关，完整的业务流程中，时延包括无线部分和有线部分。本文的业务模型中，无线时延与终端和服务器的距离无关，只有有线部分时延与距离有关。当终端和服务器处在同一蜂窝时，距离D为0，此时终端拥有最小的时延t_0，将t_0定义为基础

时延。当终端移动到其他位置时, 除基础时延外, 还增加不同蜂窝间数据传输的时延, 称该时延为加性时延, 加性时延与终端和服务器的距离成正比例关系。总时延是这两者的和, 可以看出, 总时延与距离也是线性关系。

对于注重时延的业务, 时延越大, 业务体验越差, 系统收益越小。考虑终端上同时存在实时和非实时 2 类业务, 定义时延收益函数如下:

$$r_{\mathrm{t}}(s,a)=[A_{\mathrm{r}},A_{\mathrm{n}}]\left[b_1\frac{1}{t_0+\kappa D},b_2\frac{1}{t_0+\kappa D}\right] \tag{7}$$

式中: b_1 为实时业务中时延对收益的影响权重, 实时业务非常关注时延, b_1 设置较大的值, 表示时延对实时业务收益影响较大; b_2 为时延对非实时业务收益的影响权重, 非实时业务对时延关注较小, b_2 设置较小的值, 表示时延对非实时业务收益影响较小; 经过不同的动作 a, 会导致终端与服务器之间的距离 D 发生变化, 因此, D 取决于与当前状态 s 及所执行的动作 a; κ为加性时延随距离变化的比例系数, 为正数。

2.3　迁移开销

每次进行迁移决策时, 如果进行迁移操作, 系统就需要将服务端的用户数据传输到新的服务器, 并在新服务器为终端建立服务, 这会消耗一定的系统资源, 同时在迁移操作的过程中, 服务也处于不可用的状态, 会有一定的业务体验下降。

由于业务属性的差异, 实时业务倾向于更小的时延以提升业务体验, 并通过频繁的迁移操作以获得更小的时延。但由于业务迁移操作存在系统资源的消耗, 需要考虑迁移过程的系统开销, 以便平衡开销与收益, 获取最优的迁移决策。

定义迁移开销函数如下:

$$r_{\mathrm{c}}(s,a)=ak_{\mathrm{c}}[A_{\mathrm{r}},A_{\mathrm{n}}][C_{\mathrm{r}},C_{\mathrm{n}}] \tag{8}$$

式中: a 为迁移动作变量, 不进行迁移时, 其取值为 0, 没有开销, 进行业务迁移时, 其取值为 1, 有迁移开销; k_{c} 为迁移开销对系统收益的影响参数, 系统性能越强, 影响越小, 其取值越小; 状态向量$[A_{\mathrm{r}},A_{\mathrm{n}}]$表示终端是否有该类业务在运行, 没有则不存在该类业务迁移开销; C_{r} 和 C_{n} 分别为实时和非实时类业务的迁移开销, 包括服务端的用户数据传输和对应的服务建立, 以及该过程造成的中断, 为简化分析, 本文假设 2 类业务迁移开销分别为固定值。

2.4　实时收益函数

综合 2.1 节～2.3 节收益及开销分析, 可以得到每次迁移决策的完整收益为

$$\begin{aligned}r(s,a)=&\,r_{\mathrm{b}}(s,a)+r_{\mathrm{t}}(s,a)-r_{\mathrm{c}}(s,a)=[A_{\mathrm{r}},A_{\mathrm{n}}]\cdot\\&\left[a_1\exp\left[-\frac{(x-\partial_1)^2}{2\partial_1^2}\right],a_2\exp\left[-\frac{(x-\partial_2)^2}{2\partial_2^2}\right]\right]+\\&[A_{\mathrm{r}},A_{\mathrm{n}}]\left[b_1\frac{1}{t_0+\kappa D},b_2\frac{1}{t_0+\kappa D}\right]-\\&ak_{\mathrm{c}}[A_{\mathrm{r}},A_{\mathrm{n}}][C_{\mathrm{r}},C_{\mathrm{n}}]\end{aligned} \tag{9}$$

2.5　全局收益

式 (9) 得到了每次迁移决策的系统收益, 但终端处在一直不停的运动当中, 其位置不断变化, 运行在终端上的业务也在不断变化, 某一状态下的最优决策, 从业务接入的全过程来看未必是最优的决策, 因此, 需要结合终端移动和业务接入退出模型来获取全局的最优决策。

将每次决策过程的实时收益累加, 得到全局收益, 目标是最大化全局收益, 并获取对应的迁移决策模型。全局收益函数为

$$R^A\left(s^0\right)=E_A\left\{\sum_{t=0}^{\infty}\varphi^t r\left(s^t,a^t\right)\right\} \tag{10}$$

式中: A 为由一系列在特定状态下所执行动作 a 的集合组成的业务迁移决策策略; s^0 为初始状态; $\varphi\in[0,1]$为调节参数, 用来调节当前收益和未来收益的重要性关系, $\varphi=0$时表示本文只考虑当前收益而不考虑未来收益, $\varphi=1$时表示本文将未来收益看作与当前收益同样重要; $E_A\left\{\sum_{t=0}^{\infty}\varphi^t r\left(s^t,a^t\right)\right\}$表示通过累积实时收益的期望得到的全局收益。

本文的目标是找出一个全局收益函数$R^{A^*}\left(s^0\right)$, 使得全局收益值达到最大:

$$R^{A^*}\left(s^0\right)=\max_{a^0\in A}E_A\left\{\sum_{t=0}^{\infty}\varphi^t r\left(s^t,a^t\right)\right\} \tag{11}$$

根据 1.2.3 节马尔可夫模型的分析可知, 根据当前状态推导出后续状态的概率。

定理 1　全局收益$R^A\left(s^0\right)$可以表示为

$$\begin{aligned}R^A\left(s^0\right)=&\sum_{s'\in S}P\left[s'|s^0,a^0\right]r\left(s^0,a^0\right)+\\&\sum_{s'\in S}\varphi P\left[s'|s^0,a^0\right]R^A(s')\end{aligned} \tag{12}$$

证明　由于每个状态都与前一个状态相关联, 全局收益与初始状态和每个状态下采取的动作相关, 将式(10)的第 1 项展开, 可得

$$R^A\left(s^0\right)=E_A\left\{r\left(s^0,a^0\right)+\varphi\sum_{t=0}^{\infty}\varphi^t r\left(s^{t+1},a^{t+1}\right)\right\} \tag{13}$$

将式(13)前一半展开, 可得

$$E_A\left\{r\left(s^0,a^0\right)\right\}=\sum_{s'\in S}P\left[s'|s^0,a^0\right]r\left(s^0,a^0\right) \tag{14}$$

将式(13)后一半进行变形,可得

$$E_A\left\{\varphi\sum_{t=0}^{\infty}\varphi^t r\left(s^{t+1},a^{t+1}\right)\right\}=\sum_{s'\in S}P\left[s'|s^0,a^0\right]\varphi E_A\left\{\sum_{t=0}^{\infty}\varphi^t r\left(s^{t+1},a^{t+1}\right)\right\} \tag{15}$$

将式(15)中 $E_A\left\{\sum_{t=0}^{\infty}\varphi^t r\left(s^{t+1},a^{t+1}\right)\right\}$ 用 $R^A(s')$ 替代,并将式(14)和式(15)相加,可得

$$R^A\left(s^0\right)=\sum_{s'\in S}P\left[s'|s^0,a^0\right]r\left(s^0,a^0\right)+\sum_{s'\in S}\varphi P\left[s'|s^0,a^0\right]R^A(s') \tag{16}$$

证毕

根据定理1,式(11)可以写为

$$R^{A^*}\left(s^0\right)=\max_{a^0\in A}\left\{\sum_{s'\in S}P\left[s'|s^0,a^0\right]r\left(s^0,a^0\right)+\sum_{s'\in S}\varphi P\left[s'|s^0,a^0\right]R^A(s')\right\} \tag{17}$$

通过应用不同的策略 A,可以获得不同的全局收益,本文的目标是找出一个最优策略 A^*,使得所有状态的收益总和达到最大,即是本文最终要找出的能够使用户体验和网络开销达到最优的迁移策略。

3 最优策略计算

本文使用迭代法获取全局最大收益,将全局收益初始化为0,在各个状态采取不同的动作,并计算实时收益,累加全局收益。不同动作组合形成的策略可以获得不同的全局收益,最终按照设定的条件,选出最大的全局收益,并得到对应的不同状态下最佳动作集合,即本文需要的最优策略。

迭代优化算法如下:

1. 初始化 $R^0(s)=0,t=0,\lambda>0$

2. 重复

3. 更新

$$R^{t+1}(s)=R^t(s)+\varphi\sum_{s\in S}\underset{a\in A}{P}\left[s^{t+1}|s^t,a^t\right]r\left(s^t,a^t\right)$$

4. 更新 $t=t+1$

5. 直到 $\left(R^{t+1}-R^t\right)/R^t<\lambda$

6. 获取 $\max\left\{R^A(s)\right\}$

7. 返回

$$\psi(s)=\arg\max_{a\in A}\left\{\sum_{s'\in S}P\left[s'|s^0,a^0\right]r(s,a)+\sum_{s'\in S}\varphi P[s'|s,a]R^t(s')\right\}$$

其中,λ用于控制模型的计算复杂度,取值越小,计算复杂度越高,模型精度越高。算法通过在每步累加已有收益及当前状态下执行不同动作获得的收益,直到满足本文设置的迭代停止条件。选出最大的全局收益,并输出对应的各状态下执行的动作集合 A,即本文需要的最佳迁移策略 A^*。

4 仿真及结果分析

本文使用图1所示的网络模型进行模拟仿真,从现有研究中选取2种既关注QoS又关注迁移资源消耗的算法作为对比算法:文献[19]基于固定阈值的算法和文献[20]未区分业务类型的马尔可夫决策过程的算法,同时还增加了与传统网络(不进行业务迁移)的对比。

实时业务以视频通话为参照,速率需求 ∂_1 为5 Mb/s,时延要求不超过150 ms;非实时业务以文件下载为参照,速率需求 ∂_2 为10 Mb/s,对时延无要求,2类业务有不同的到达率和离去率。对于时延敏感的实时类业务,将其时延收益函数权重参数设置较大,非实时业务则设置较小。对于速率要求较高的非实时业务,将其可用速率收益函数权重参数设置较大,而实时业务的速率收益权重参数则相对较小。实时类业务一般为计算型服务,非实时业务一般为资源型服务,在进行迁移时,非实时业务往往需要传输大量文件,因此,本文设置实时业务的迁移开销小于非实时业务。服务器提供的可用速率在3~20 Mb/s范围内随机变化(模拟服务器不同负载情况),调节参数 $\varphi\in[0,1]$,在不作特殊说明时默认为1。

详细仿真参数如表1所示。

图6为不同算法的时延比较,图中时延回落到30 ms处表示进行一次迁移操作。可以看出,传统网络时延随终端随机运动总体呈增加趋势,除传统网络外,其他算法时延都满足业务需求。文献[19]算法在时延超过阈值时会进行迁移操作,本文算法与文献[20]算法相比,迁移频次更高,这是因为本文将实时业务时延收益参数设置较大,算法会更多关注实时业务的时延需求,从而更积极地进行业务迁移。

表1 仿真参数

Table 1 Simulation parameters

实时业务到达率	实时业务离去率	非实时业务到达率	非实时业务离去率	t_0/ms	κ	D_m	k_c	p_a	∂_1/(Mb·s^{-1})	∂_2/(Mb·s^{-1})	a_1	a_2	b_1	b_2	C_r	C_n	λ
0.01	0.005	0.03	0.01	30	0.02	6	0.1	3/4	5	10	0.4	0.6	0.8	0.2	0.3	0.7	0.001

图 7 为不同调节参数下各算法的迁移开销情况。可以看出, 本文算法总体迁移开销最大, 文献 [20] 算法次之, 文献 [19] 算法开销较前两者都低, 这与图 6 反映出的各算法迁移频次相吻合。传统网络不进行业务迁移, 因此, 没有迁移开销。图 7 还显示出随着调节参数增大, 文献 [20] 算法迁移开销都呈下降趋势, 表明考虑未来收益越多, 这 2 种算法的迁移频次有所降低。

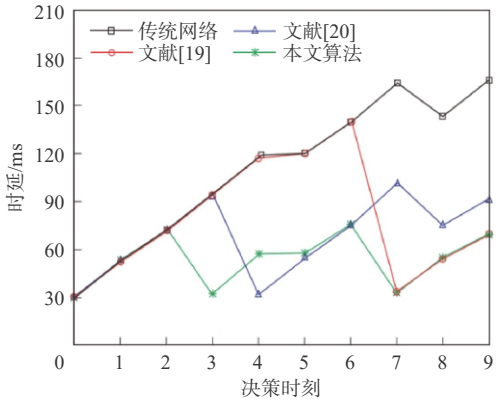


图 6　不同算法的时延比较

Fig. 6　Comparison of latency between different algorithms

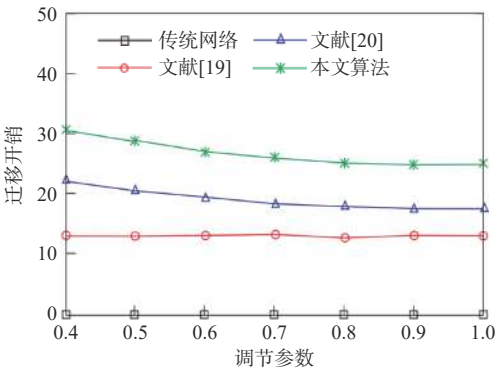


图 7　不同调节参数下迁移开销变化情况

Fig. 7　Changes of migration costs with different adjusting parameters

图 8 为各算法全局收益随调节参数的变化情况。可以看出, 本文算法取得了最大的全局收益, 虽然本文算法与其他算法相比迁移频次更高, 迁移开销更大, 但通过迁移动作可以从实时业务上获取更多的时延收益, 因此, 全局收益反而更大。文献 [20] 算法取得了第 2 的全局收益, 因为与文献 [19] 算法相比, 使用马尔可夫决策过程能够更好地平衡迁移收益和开销, 从而作出更优的选择。从图 8 还可以看出, 随着调节参数增大, 基于马尔可夫过程的 2 种算法收益也逐步变大, 本文算法与文献 [20] 算法之间的收益差距也同步变大, 在调节参数达到 0.9 后, 两者的收益上升趋势几乎停止。

图 9 和图 10 分别为只有实时业务和只有非实

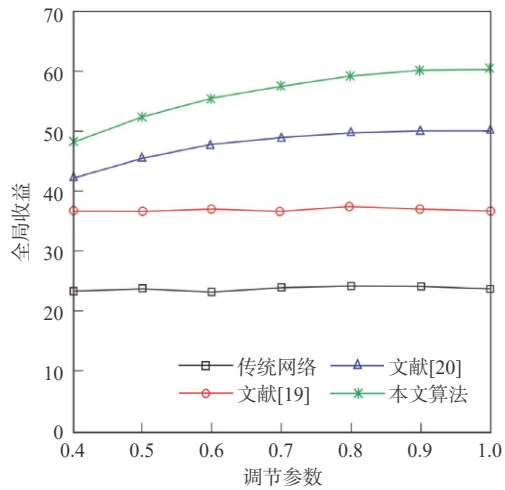


图 8　不同调节参数下全局收益变化情况

Fig. 8　Changes of overall revenue with different adjusting parameters

时业务时, 各算法的全局收益情况。可以看出, 基于马尔可夫过程的算法取得了比其他算法更高的收益, 本文算法与文献 [20] 算法之间的收益差距比 2 种业务类型都存在时更大, 这是因为在只有一种

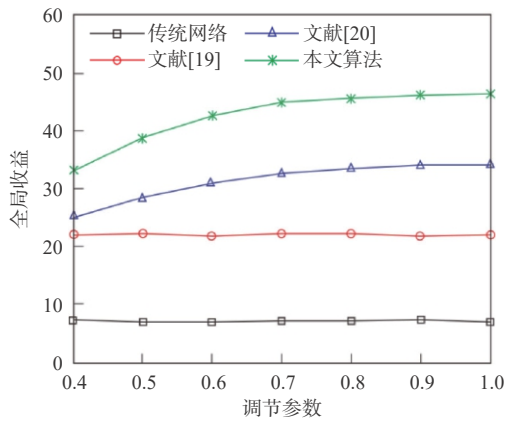


图 9　只有实时业务时全局收益变化情况

Fig. 9　Changes of overall revenue with only real-time services

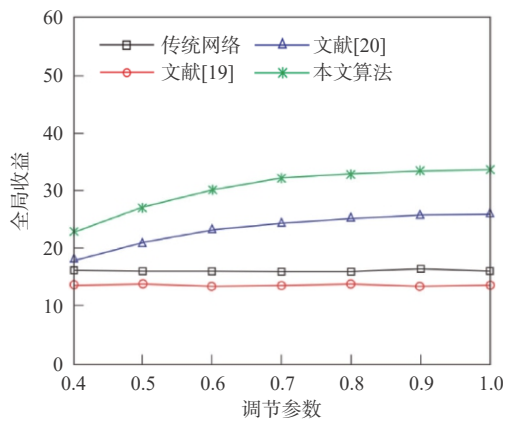


图 10　只有非实时业务时全局收益变化情况

Fig. 10　Changes of overall revenue with only non-real-time services

业务类型时，本文算法可以根据不同业务的QoS需求特点作出针对性的迁移策略，更好地满足差异化的业务需求，从而使算法优势进一步放大。

从图9和图10还可以观察到，文献[19]算法和传统网络在这2种场景下呈现出相反的收益表现。只有实时业务时，文献[19]算法获得了比传统网络更高的全局收益，但在只有非实时业务的场景下，传统网络获得的收益超过文献[19]算法。这是因为在只有非实时业务时，仍基于固定阈值进行业务迁移会导致不必要的迁移开销，而非实时业务没有时延的要求，传统网络不进行业务迁移，相比文献[19]算法，其更贴近业务需求，因此，取得了更高的收益。

5 结 论

本文基于马尔可夫决策过程进行了边缘云环境业务迁移决策算法的研究，结论如下：

1）本文算法考虑时延和可用速率2个QoS指标，以及业务迁移的系统开销，并通过不同的权重参数区分实时业务和非实时业务对QoS的差异化需求，能够很好地平衡用户的业务体验和迁移开销。

2）在多种业务类型并存的一般业务场景下，本文算法与对比算法相比，在提升业务体验和降低迁移开销之间能作出更优的决策，能够获得更高的全局收益。

3）在只有实时业务或只有非实时业务的单一业务类型场景下，由于本文算法考虑了不同业务类型的差异化QoS需求，与未区分业务类型的算法相比，其取得的全局收益优势更明显。

参考文献（References）

[1] FOH C H, SRIRAMA S N, WU J S, et al. Guest editors' introduction: Special section on mobile cloud computing[J]. IEEE Transactions on Cloud Computing, 2019, 7(2): 298-300.

[2] AISSIOUI A, KSENTINI A, GUEROUI A M, et al. On enabling 5G automotive systems using follow me edge-cloud concept[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2018, 67(6): 5302-5316.

[3] ADDAD R A, DUTRA D L C, BAGAA M, et al. Fast service migration in 5G trends and scenarios[J]. IEEE Network, 2020, 34(2): 92-98.

[4] BRANDHERM F, WANG L, MÜHLHÄUSER M. A learning-based framework for optimizing service migration in mobile edge clouds[C]//Proceedings of the 2nd International Workshop on Edge Systems, Analytics and Networking. New York: ACM, 2019: 12-17.

[5] CHEN M, LI W, FORTINO G, et al. A dynamic service migration mechanism in edge cognitive computing[J]. ACM Transactions on Internet Technology, 2019, 19(2): 30.

[6] GAO Z P, JIAO Q D, XIAO K L, et al. Deep reinforcement learning based service migration strategy for edge computing[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Service-Oriented System Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2019: 116-121.

[7] JIANG X L, SHOKRI-GHADIKOLAEI H, FODOR G, et al. Low-latency networking: Where latency lurks and how to tame it[J]. Proceedings of the IEEE, 2019, 107(2): 280-306.

[8] REN J K, YU G D, HE Y H, et al. Collaborative cloud and edge computing for latency minimization[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2019, 68(5): 5031-5044.

[9] ANWAR M R, WANG S G, AKRAM M F, et al. 5G-enabled MEC: A distributed traffic steering for seamless service migration of Internet of vehicles[J]. IEEE Internet of Things Journal, 2022, 9(1): 648-661.

[10] LI C L, ZHU L, LI W G, et al. Joint edge caching and dynamic service migration in SDN based mobile edge computing[J]. Journal of Network and Computer Applications, 2021, 177: 102966.

[11] LIN H W, XU X L, ZHAO J, et al. Dynamic service migration in ultra-dense multi-access edge computing network for high-mobility scenarios[J]. EURASIP Journal on Wireless Communications and Networking, 2020, 2020(1): 191.

[12] 郭辉, 芮兰兰, 高志鹏. 车辆边缘网络中基于多参数MDP模型的动态服务迁移策略[J]. 通信学报, 2020, 41(1): 1-14.
GUO H, RUI L L, GAO Z P. Dynamic service migration strategy based on MDP model with multiple parameter in vehicular edge network[J]. Journal on Communications, 2020, 41(1): 1-14 (in Chinese).

[13] ZHOU X B, GE S X, QIU T, et al. Energy-efficient service migration for multi-user heterogeneous dense cellular networks[J]. IEEE Transactions on Mobile Computing, 2023, 22(2): 890-905.

[14] WANG S Q, URGAONKAR R, ZAFER M, et al. Dynamic service migration in mobile edge computing based on Markov decision process[J]. IEEE/ACM Transactions on Networking, 2019, 27(3): 1272-1288.

[15] YUAN Q, LI J L, ZHOU H B, et al. A joint service migration and mobility optimization approach for vehicular edge computing[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2020, 69(8): 9041-9052.

[16] LI J, SHEN X M, CHEN L, et al. Service migration in fog computing enabled cellular networks to support real-time vehicular communications[J]. IEEE Access, 2019, 7: 13704-13714.

[17] PENG Y, LIU L, ZHOU Y Q, et al. Deep reinforcement learning-based dynamic service migration in vehicular networks[C]//Proceedings of the IEEE Global Communications Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-6.

[18] ABOUAOMAR A, MLIKA Z, FILALI A, et al. A deep reinforcement learning approach for service migration in MEC-enabled vehicular networks[C]//Proceedings of the IEEE 46th Conference on Local Computer Networks. Piscataway: IEEE Press, 2021: 273-280.

[19] XU M X, ZHOU Q H, WU H M, et al. PDMA: Probabilistic service migration approach for delay-aware and mobility-aware mobile edge computing[J]. Software:Practice and Experience, 2022, 52(2): 394-414.

[20] WANG H M, LI Y X, ZHOU A, et al. Service migration in mobile edge computing: A deep reinforcement learning approach[J]. International Journal of Communication Systems, 2023, 36(1): 1-15.

[21] CHIANG K H, SHENOY N. A 2-D random-walk mobility model

for location-management studies in wireless networks[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2004, 53(2): 413-424.

[22] SU P, ZHOU W W, GU Q, et al. Network selection algorithm based on spectral bandwidth mapping and an economic model in WLAN & LTE heterogeneous networks[J]. KSII Transactions on Internet and Information Systems, 2015, 9(1): 68-86.

Edge cloud service migration algorithm based on Markov decision process

MA Anhua，PAN Su*

(Key Lab of Broadband Wireless Communication and Sensor Network Technology of Ministry of Education，Nanjing University of Posts and Telecommunications，Nanjing 210003，China)

Abstract：In the mobile Internet, when the user's location changes, service migration can be used to improve quality of service (QoS). This paper proposed an edge cloud service migration algorithm based on the Markov decision process. Compared with the comparison algorithms, the proposed algorithm considered the differentiated requirements for QoS of different service types and comprehensively analyzed the revenue and cost during service migration. The proposed algorithm divided services into two types: real-time ones and non-real-time ones, took the running state of services on the terminal and the distance between the terminal and the server as the state space, and constructed revenue function based on two QoS indicators of available rates and latency, which were closely related to the service experience. The system resource consumption during the service migration was considered as the migration cost, and the optimal migration strategy was obtained by maximizing the overall revenue. Compared with the comparison algorithms, the proposed algorithm obtained larger overall revenue in various scenarios.

Keywords：service migration; Markov decision process; quality of service; migration cost; service type

Received：2022-06-17；**Accepted**：2022-08-26；**Published Online**：2022-11-18 17:32

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221117.1816.004

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (61271235)

* **Corresponding author**. E-mail：supan@njupt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0544

基于梯度搜索与进化机制的多目标混合算法

诸才承，唐智礼*，赵鑫，曹凡
(南京航空航天大学 航空学院，南京 210016)

摘　　要：多目标进化算法 (MOEA) 因其良好的全局探索能力备受关注，但其在最优值附近的局部搜索能力却相对较弱，且对于具有大规模决策变量的优化问题，MOEA 所需的种群数量与迭代次数都十分庞大，优化效率较低。基于梯度的优化算法能够很好地克服这些问题，但梯度搜索算法很难应用于多目标问题 (MOPs)。在加权平均梯度的基础上引入随机权函数，发展多目标梯度算子，将其与基于参考点的第三代非支配排序遗传算法 (NSGA-Ⅲ) 结合，发展了多目标梯度优化算法 (MOGBA) 和多目标混合进化算法 (HMOEA)。HMOEA 在保留 NSGA-Ⅲ良好的全局探索能力的同时，极大地增强了局部搜索能力。数值实验表明：HMOEA 对于各种 Pareto 阵面都具有优秀的捕获能力，与典型的多目标算法相比效率提升了 5～10 倍。进一步将 HMOEA 应用于 RAE2822 翼型的多目标气动优化问题中，得到了理想的 Pareto 前沿，表明 HMOEA 是一种高效的优化算法，在气动优化设计中具有潜在的应用价值。

关　键　词：多目标优化；混合算法；进化算法；梯度方法；气动优化
中图分类号：V211.41
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1940-12

由于计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)技术和最优化理论的迅速发展，使得飞行器多任务综合气动优化设计成为可能。然而气动优化设计往往是一个高度非线性，具有大规模设计变量和模态的复杂问题。大致有 3 类算法解决气动优化问题：无导数搜索算法[1](derivative-free search algorithms, DFSAs)、基于梯度的算法[2](gradient-based optimization algorithms, GBAs) 与进化算法[3](evolutionary algorithms, EAs)。这 3 类算法各有优劣：DFSAs 通常比较直观简洁，无需梯度信息，但容易陷入局部极值，且在某些程度上具有较强的用户依赖性；GBAs 能够在很短的时间内收敛到极值附近，具有较高的优化效率，但需要梯度信息和初始值作为支撑，并且 GBAs 本质上也属于局部搜索算法，很难收敛到全局最优解；EAs 属于全局优化算法，具有良好的鲁棒性，但其通常需要大量的目标函数评估，计算量巨大。多目标优化更注重解的收敛性和分布多样性，但在气动优化应用中，算法应该更注重以减少流场计算次数，降低 CPU 计算时间。综上所述，研究更为通用、更强鲁棒性和更高优化效率的算法对气动优化十分必要。

EAs 是以种群为基础来模拟自然进化过程的优化算法。从理论上讲，EAs 以最佳的方式把开采与勘探结合起来，然而在实践中还存在一些问题。因为 Holland[4] 假设中的种群大小是无限的，适应度函数能够准确反映解决方案的适用性，并且基因之间的相互作用非常小；然而实际上优化中种群的大小是有限的，这就会影响 EAs 的取样能力，有限种群决定了搜索空间的局部结构信息容易被忽视，进而导致 EAs 往往需要对目标函数进行大量的评

收稿日期：2022-06-29；**录用日期**：2022-11-05；**网络出版时间**：2022-11-22 13:07
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221121.1352.001
基金项目：国家自然科学基金 (12032011)
* **通信作者**. E-mail：tangzhili@nuaa.edu.cn

引用格式：*诸才承，唐智礼，赵鑫，等. 基于梯度搜索与进化机制的多目标混合算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（6）：1940-1951. ZHU C C，TANG Z L，ZHAO X，et al. Multi-objective hybrid algorithm based on gradient search and evolution mechanism [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（6）：1940-1951 （in Chinese）.*

估。而在气动优化设计方面, 气动函数评估的时间成本通常很高, 应该更加重视 EAs 对气动问题所需的函数评估次数, 甚至其重要程度可能会超越最优解的探索。

虽然 GBAs 能够快速收敛到极值附近, 但是需要计算梯度, 通常计算梯度的方法有: 有限差分法和复变量差法。以上获取梯度信息的算法在气动优化领域会造成高昂的计算时间成本, 伴随方法[5]的出现, 使这个问题得到了很好的解决。GBAs 仅适合于求解单目标优化问题, 目前应用梯度方法求解多目标优化问题一般是将多个目标加权组合再获取组合梯度, 这种算法仅能求解具有凸的 Pareto 阵面的优化问题, 无法求解具有非凸或不连续的 Pareto 阵面的多目标优化问题。因此, 本文提出一种新颖的基于梯度的随机加权多目标优化算法 (multi-objective gradient algorithm, MOGBA), 优化可以从随机种群开始, 在每次迭代时对每个个体随机分配权重, 对目标进行加权之后进行梯度优化。应用这种随机权重机制有望使每次迭代时向不同方向扩散, 从而得到分布广泛的 Pareto 最优解。本文通过典型的多目标优化算例, 验证了 MOGBA 的有效性及可行性。无论是规则还是不规则的 Pareto 阵面, MOGBA 都能快速地得到理想的 Pareto 前沿。

MOGBA 在某种程度上克服了进化算法效率低的缺点, 但由于其梯度算法的本质, 仍旧容易陷入局部最优。如果将 EAs 与 GBAs 结合起来, 那么就可以在保证 EAs 鲁棒性的同时, 有效地克服其效率低下的问题。例如, Ahmadianfar 等[6]将 GBAs 与遗传算法 (genetic algorithm, GA) 结合用来进行翼型和机翼的优化设计; Chiou 和 Wang [7]将 GBAs 与差分进化 (differential evolution, DE) 结合起来应用于控制问题的优化; Tang 等[8]发展了混合高效优化算法并成功应用于发动机进气道的优化问题。这些研究结果表明基于梯度的混合算法具有较好的应用效果。本文参考文献 [8] 中的混合策略, 将 MOGBA 与多目标进化算法 (multi-objective evolutionary algorithms, MOEAs) 结合, 提出一种新型的混合优化算法 (hybrid multi-objective optimization algorithm, HMOEA)。HMOEA 将 MOGBA 作为其局部搜索算子, 增强算法的开采能力, 加速收敛, 同时保留了 EAs 的全局勘探能力, 保证了算法的多样性。通过混合将局部搜索应用于由 EAs 搜索到的优势区域, 加速收敛到全局最优解。如果能在全局探索和局部开发能力之间取得适当的平衡, HMOEA 可以很容易地产生高精度解。经过典型的标准多目标测试函数的验证, 表明 HMOEA 效率相较于典型的多目标优化算法提高了 5～10 倍。进一步将 HMOEA 用于 RAE2822 翼型的多目标气动外形优化中, 得到了理想的气动优化结果。

1　优化算法介绍及效率评估

目前在航空航天领域使用比较广泛的多目标进化算法有第二代非支配排序遗传算法 (non-dominated sorting genetic algorithms-Ⅱ, NSGA-Ⅱ)[9]、第三代非支配排序遗传算法 (non-dominated sorting genetic algorithms-III, NSGA-Ⅲ)[10-11]、多目标粒子群 (multi-objective particle swarm optimization, MOPSO)[12]、参考向量引导多目标优化进化算法 (reference vector guided evolutionary algorithm, RVEA)[13] 等。NSGA-Ⅱ是 Deb 等[9]于 2002 提出, 是目前求解双目标优化问题效果最佳的算法之一, 也是第二代多目标算法中应用最广、最具代表性的算法。但当其面对 3 个及以上的多目标问题时, 由于非支配解的比例随目标数量的增加而成指数增长, 所以 NSGA-Ⅱ的拥挤距离机制会导致计算代价巨大且难以挑选 Pareto 解, 从而造成收敛性和多样性不足, 使算法陷入局部最优。于是 Deb 和 Jain[10-11]提出 NAGA-Ⅲ, 该算法的基本框架与 NSGA-Ⅱ相似, 也具备精英保留机制和快速支配操作, 不同之处在于 NSGA-Ⅲ使用了基于参考点的多样性维护机制, 该机制通过在归一化的空间内引入参考点信息来保持种群的多样性, 这种机制既包括了参考点的引入、目标空间的归一化, 还有小生境选择策略、种群个体间的关联等操作。

尽管 NSGS-Ⅲ弥补了许多 NSGA-Ⅱ的不足, 但其仍属于 GA。以 ROSENBROCK 测试函数为例, 比较拟牛顿法 (broyden-fletcher-goldfarb-shanno, BFGS)[14-19]、GA 在 2 维和 10 维下的表现, GA 的种群数取维度的 20 倍, 在相同精度下统计其函数评估次数, 结果如表 1 所示。

表 1　基于 ROSENBROCK 函数的算法性能验证

Table 1　Performance verification of algorithm based on ROSENBROCK function

维度	算法	函数评估次数	收敛精度
2	BFGS	1 480	10^{-5}
	GA	12 320	10^{-5}
10	BFGS	400	10
	GA	7 600	10

如图 1 和图 2 所示, 对于 2 维和 10 维优化问题, BFGS 的效率都优于 GA, 能够更快的收敛到极值附近。在 2 维时, GA 的计算量是 BFGS 的近 10 倍, 而对于 10 维函数, 其计算量则增加到了 GA

的20倍左右。说明对于连续优化问题，GBAs在效率上有无可比拟的优势，而且这种优势会随着函数维度的增加而逐渐扩大，这是EAs难以企及的。

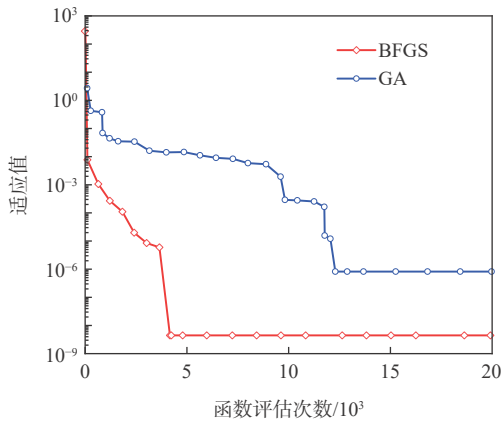


图1 基于2维的ROSENBROCK函数的算法比较

Fig. 1 Comparison of algorithms based on ROSENBROCK function in two dimensions

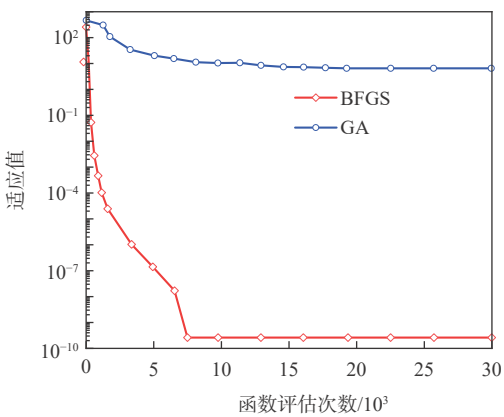


图2 基于10维的ROSENBROCK函数的算法比较

Fig. 2 Comparison of algorithms based on ROSENBROCK function in ten dimensions

图3[20]为各类算法变量维度与函数评估次数的关系，相较于GBAs，EAs的计算量随着维度的增长而剧增。以20维单目标气动优化问题为例，分别估算EAs和GBAs所需的流场计算次数，借此来进行简单的效率评估。EAs所需种群个数大约为决策变量数目的5～20倍，通常EAs进行气动优化种群需要进化50代左右才会获得相对较优的解，因此，EAs(函数评估次数)流场计算次数大约是5 000～20 000，而使用GBAs一般在迭代200次以后就会趋于收敛，利用离散伴随方法[21]求解梯度信息的计算量与求解流场计算量等同，可以认为每次迭代需要进行一次流场求解和一次伴随求解，所需的总流场次数约为400左右。就连续问题而言，基于梯度的算法始终是寻优的最快方法，尽管大多数情况下只能找到局部最优。

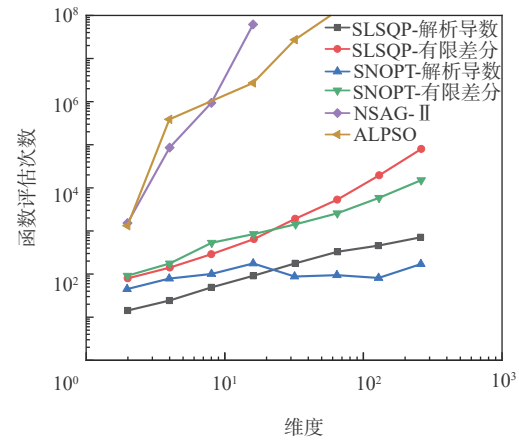


图3 各类算法比较[20]

Fig. 3 Comparison of various algorithms[20]

气动优化问题通常具有大规模的设计变量，对于此类空间的搜索并非易事。因此，效率是气动优化中至关重要的问题，甚至超越了理论的最优性。大型搜索空间有利于进化算法找到全局最优解，但也意味着需要大规模的种群数量。在进化算法中，大规模的种群往往意味着高昂的CPU计算成本。因此，发展高效的多目标优化算法是十分必要的。

2 基于随机组合梯度的多目标优化算法

2.1 多目标梯度算子

虽然GBAs在优化效率上具有明显优势，能够解决气动优化高昂的时间成本问题，但其容易陷入局部解，而且难以处理多目标问题。目前为了使其适应多目标问题，会使用新颖的随机加权变量方法。在面对多目标问题时，GBAs的解不会均匀地分布在整个Pareto前沿，尤其当Pareto前沿非凸时，优化结果将移向极值点。

如图4所示，一个具有2个目标(f_1,f_2)的优化问题，当用固定权重加权法优化目标函数时，优化结果将移向A点或B点，此外当目标函数比较复杂时，梯度方法可能会陷入局部最优，如C点。为了解决此类问题，本文在确定性中引入了随机性，即每次迭代时为个体重新分配随机权重，这种方法有望使解在每次迭代时向不同方向扩散，但由于方向的不断变化，会以降低收敛速度为代价。因此，本文提出单权重和多权重2种模式来处理多目标优化问题。多权重模式主要用来针对以下问题：①单权重模式下个体搜索可能会出现退化的情况，此时需要为个体赋予多个搜索方向来提高搜索效率，这种情况下，虽然会增加少量的计算量，但可以提高算法的优化效率；②在实际工程应用中利用工程手段得到一个或几个初值是可能的，利用具有先验知

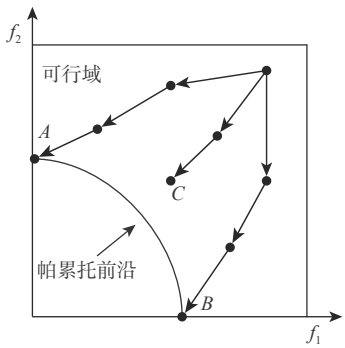


图 4　非凸 Pareto 前沿的加权函数行为

Fig. 4　Behavior of weighting functions in non-convex Pareto fronts

识的少量初值(个体)进行迭代具备良好的工程意义, 这种情况下, 单权重模式无法保证解的多样性, 而且容易陷入局部最优, 此时需要为个体赋予多个搜索方向进行搜索; ③如果某个区域个体十分密集, 那么这个区域的位置可能非常重要, 如一个拐点或凹面区域, 所以这个区域的个体应该向更多方向搜索[22]。

以M个目标的多目标函数为例:

$$f(x)=\{f_1(x),f_2(x),\cdots,f_M(x)\}$$

为种群大小为N的父代种群中的第i个个体赋予的第j组权重如下:

$$\lambda_i^j=\{\lambda_{i1}^j,\lambda_{i2}^j,\cdots,\lambda_{iM}^j\} \tag{1}$$

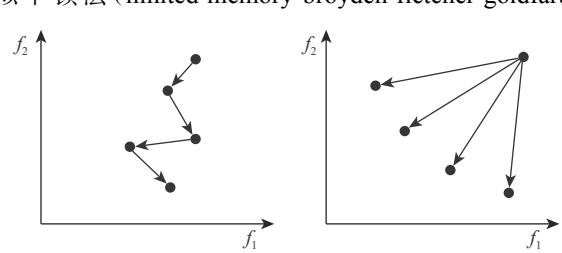
其中, $\lambda_{i1}^j,\lambda_{i2}^j,\cdots,\lambda_{iM}^j$均为随机数并且满足:

$$\sum_{k=1}^{M}\lambda_{ik}^j=1 \tag{2}$$

多目标函数转化为

$$f(x)=\sum_{k=1}^{M}\lambda_{ik}^j f_k(x) \tag{3}$$

在单权重模式下$j=1$, 在多权重模式下$j>1$, 即单权重模式下每个个体对应一组权重, 多权重模式下每个个体对应多组权重, 图 5 为单权重与多权重搜索示意图。可以把每一个个体作为有限内存拟牛顿法(limited-memory broyden-fletcher-goldfarb-shanno, L-BFGS-B)的初值, 根据各个目标函数得到梯度信息进行局部搜索, 得到子代种群。局部搜索的作用仅是一定程度上改善解决方案(种群), 然后由 MOEA 处理与利用, MOEA 仍然是整个程序的驱动引擎。所以 L-BFGS-B 的使用必须要受到限制, 即能够改善算法的收敛特性, 却不能导致算法的早熟。因此, L-BFGS-B 不必每次都进行收敛性的搜索, 收敛性搜索会耗费计算资源、降低优化效率, 每次局部搜索只进行一次梯度迭代即可。



(a) 单权重搜索　　(b) 多权重搜索

图 5　权重搜索

Fig. 5　Weighted search

2.2　基于梯度的多目标优化算法

基于 2.1 节多目标梯度算子, 本文提出基于种群的多目标梯度算法 MOGBA, 其基本算法框架与 NSGA-Ⅲ相似, 但其子代生成机制发生了重大变化, 引入了多目标梯度算子来产生子代。MOGBA 的主循环如下所示。

输入　种群大小N, 目标数M, 变量维度V,约束条件B, 最大进化代数T

输出　最后一代种群P

1　for $t=1\rightarrow T$ do

2　　通过多目标梯度算子产生子代种群Q

3　　评估子代种群Q, 并将其与父代种群P合并

4　　利用选择机制从中选择N个个体作为下一代P

5　end for

首先, 根据问题随机生成一个大小为N的初始父种群P, 包括决策变量个数V、目标个数M和约束条件B, B为决策变量的上下限。然后, 使用多目标梯度算子生成子代种群Q。采用快速非支配排序将合并种群$P=P\cup Q$进行非支配排序, 采用 NAGA-Ⅲ中的基于参考点的环境选择机制选择N个个体作为下一个父代种群。这种子代生成和选择过程重复进行, 直到满足终止条件, 当前种群P将成为最终解决方案集。

MOGBA 利用聚类算法将种群划分为子种群, 其子代生成机制将当前种群P通过 AP 聚类算法分成K个子种群。然后, 对包含个体最多的子种群执行多权重搜索, 对其他子种群执行单权重搜索, 对于单权重搜索生成的新解进行判断, 如果发生退化现象如图 6 中 $O\rightarrow A$, 即旧解支配新解, 那么重新对旧解进行多权重搜索, 如 $O\rightarrow B$、$O\rightarrow C$、$O\rightarrow D$、$O\rightarrow E$等; 对于利用工程经验得到的初始种群, 如果种群数量偏低, 则为每个个体进行多权重搜索, 如图 7 所示; 对于个体数量最多的子种群, 认为其处于重要区域(如拐点、凹面区域等), 则对该子种群中的所有个体进行多权重搜索。

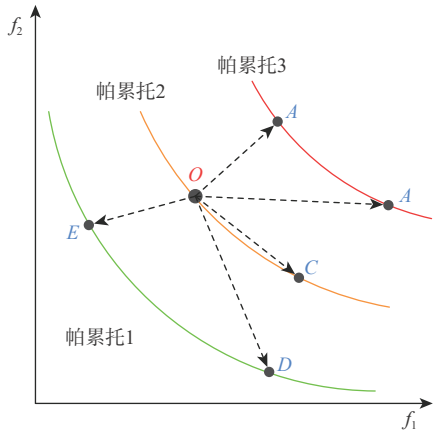


图6 子种群退化

Fig. 6 Subpopulation degradation

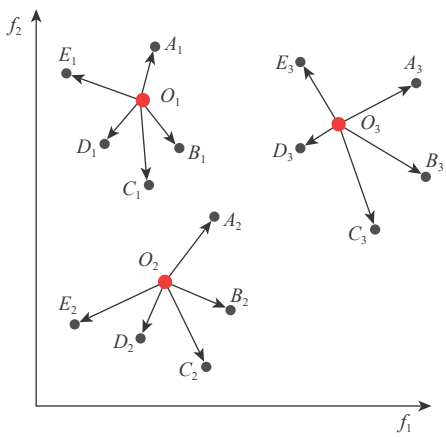


图7 偏少的初始种群多权重搜索

Fig. 7 Less initial population multi-weight search

多权重搜索可能会产生多于规定种群数量的个体，因此，将所有产生的新解合并为子代种群Q，并与父代种群P合并，再利用环境选择机制选择N个个体作为下一代种群，以维持种群数量不变。

经过下文第4节的数值实验验证，证明MOGBA出色的优化效率，但是针对DTLZ测试函数，MOGBA的效率并明显，考虑到对于复杂函数，MOGBA的效率可能存疑，因此，本文提出混合算法。

3 多目标混合算法

MOGBA可以在一定程度上提高优化效率，但MOGBA本质上依旧只是局部优化算法，对于具有复杂Pareto前沿的优化目标，MOGBA可能会因局部搜索引起的多样性快速损失而陷入局部最优，并且对所有个体进行梯度搜索会大大提高时间成本，降低优化效率。MOEA的子代生成机制可以认为是交叉与变异2种不同搜索技术的组合，通常来说MOEA中交叉与变异分别为模拟二进制交叉(simulated binary crossover, SBX)与多项式变异，其在搜索决策变量空间时会表现出不同的行为。交叉通过2个父代的组合生成子代，这样获得的解决方案独立于选择和组合父母的方式，可能与初始解决方案相去甚远。因此，交叉算子是搜索决策变量空间挑出全局最优所在区域的有力工具，是MOEA的核心算子，但缺乏有效地重新找到次优解的能力。变异具有更局部的影响，因为一般变异概率都很低且在决策变量空间中产生的改变通常都很小，因此，变异算子在MOEA中有2个重要作用：提供有效地获得次优解地能力；重新引入种群中因重复应用交叉算子而丢失的等位基因，保持种群多样性。变异算子虽然有利于维持种群的多样性，但其对于候选解决方案的局部改进并非尽如人意。

综上所述，本文结合多目标梯度算子对局部搜索空间的开采能力和交叉变异算子对全局搜索空间的勘探能力，使用这2种互补的子代生成机制用于生成新的后代，发展具有均衡的开采与勘探能力的混合多目标优化算法HMOEA,使得算法高效且鲁棒性好。HMOEA与MOGBA不同之处不仅在于交叉变异算子的使用，HMOEA减少了多目标梯度算子的使用，交叉算子可以很好的把优秀基因扩散至其他个体，只需选择每个子群中具有代表性的个体进行梯度进化，同时，HMOEA对梯度搜索的使用频率也大大降低，由MOGBA中的每代使用降低为每k代使用，以便能够进行更好的全局搜索，同时降低时间成本。HMOEA的主循环如下所示。

输入 种群大小N，目标数M，变量维度V,约束条件B，最大进化代数T，判断因子k

输出 最后一代种群P

1 初始化种群P，对种群进行评价
2 for $t = 1 \rightarrow T$ do
3 if $t\%k = 0$
4 通过多目标梯度算子产生子代种群Q
5 else
6 通过交叉变异算子产生子代种群Q
7 end if
8 评估子代种群Q，并将其与父代种群P合并
9 从合并种群中选择N个个体作为下一代种群P
10 end for

与MOGBA类似，HMOEA首先初始化目标数量M、决策变量维数V、约束条件B，生成初始种群P。然后，判断当前代数是否能被k整除，如果是，则执行多目标梯度算子生成子种群Q(称为局部子

代生成), 否则执行 SBX 与多项式变异生成子代种群 Q(称为全局子代生成)。之后, 本文采用快速非支配排序将合并种群 $P = P \cup Q$ 进行非支配排序, 采用 NSGA-Ⅲ 中的基于参考点的环境选择机制选择 N 个个体作为下一代父代种群。这种子代生成和选择过程重复进行, 直到满足终止条件, 当前种群 P 将成为最终解决方案集。

在算法设计中, 多目标梯度算子在 HMOEA 中起到的作用更多是增加算法的开采能力、提高优化效率, HMOEA 同样使用聚类算法将种群划分为子种群, 利用 MOPs 的规律性。在 HMOEA 局部子代生成机制中, 首先, 将当前种群 P 通过 AP 聚类算法分成 k 个子种群。然后, 在包含个体最多的子种群中随机选择一个个体执行多权重搜索, 对于其他子种群则随机选择一个个体执行单权重搜索。对于退化的个体执行与 MOGBA 中相同的操作, 即对于单权重搜索生成的新解进行判断, 如果发生退化现象(旧解支配新解), 那么重新对旧解进行多权重搜索。最后, 将所有产生的新解合并为子代种群 Q。子代种群生成机制仅是对每个子种群中的随机个体进行局部搜索, 因此, 子代种群 Q 的大小可能小于或大于 N, 但这并不妨碍之后的环境选择。

本文算法的应用对象是气动外形优化设计, 梯度的获取也需要耗费相当时间, 其与流场控制方程求解规模相当, 因此, 本文将每次梯度求解也视作一次适应值求解。

4　数值实验与分析

4.1　实验设置与性能指标

为验证本文算法的性能, 采用 12 个基准多目标优化问题进行数值实验, 其中包括 5 个双目标函数 ZDT1～ZDT4、ZDT6 和 7 个三目标函数 DTLZ1～DTLZ7, 这些测试函数为算法的搜索能力、收敛性及解集分布多样性提供了足够的测试, 测试问题的参数设置如表 2 所示。将 MOGBA、HMOEA 与典型的多目标算法 NSGA-Ⅱ[9]、NAGA-Ⅲ[10]、MOEA\D[13]、RVEA[14] 进行对比。为评估本文算法在 MOPs 上的性能, 采用如下性能指标:

1) 反转世代距离 (inverted generational distance, IGD)。该指标通过计算从真实 Pareto 最优解集到近似非支配解集的平均距离来评估, 假设 P 表示由算法得到的近似非支配解集, P^* 表示真实 Pareto 解集, IGD 可定义如下:

$$I_{\mathrm{GD}} = \frac{\sum_{v \in P^*} d(v, P)}{|P^*|} \tag{4}$$

式中: $d(v,P)$ 表示目标点 v 与集合 P 中所有点之间的最小距离; $|P^*|$ 表示 P^* 中点的个数。显然, 如果 P^* 足够大, 就可以很好的表示 Pareto 前沿, I_{GD} 越小, 表示越逼近真实前沿。

2) 超体积指标 (hypervolume, HV)。H_{V} 表示用参考点 r 评估由 P 包围的体积, 定义如下:

$$H_{\mathrm{V}} = \mathrm{VOL}\{\cup_{x \in P}(f_1(x), r_1)(f_2(x), r_2)\cdots(f_M(x), r_M)\} \tag{5}$$

式中: $r = (r_1, r_2, \cdots, r_M)$ 为目标空间中被任何解支配的参考点; VOL{}为勒贝格测度。显然, H_{V} 越大, P 对应的近似非支配解集的收敛性与多样性就更好。

对于本文测试的 ZDT 与 DTLZ 系列函数问题, 考虑到实验中所有算法之间的公平性, 对所有算法保持其原始设置, 如所有算法都使用相同的进化算子, 即 SBX 与多项式变异等。除此之外, 将测试函数单词运行的评估次数上限设置为 10 000, 各种算法的具体参数如表 3 所示。

表 2　测试函数参数设置

Table 2　Test function parameter Settings

函数	变量维度	目标数
ZDT1～ZDT3	30	2
ZDT4、ZDT6	10	2
DTLZ1	7	3
DTLZ2～DTLZ6	12	3
DTLZ7	22	4

表 3　6 种优化算法参数设置

Table 3　Six optimization algorithm parameter settings

算法	p_{c}	p_{m}	η_{c}	η_{m}	N	L	T	δ	K
HMOEA	1.0	$1/n$	20	20	100	5			
MOGBA					100	5			
NSGA-Ⅱ	1.0	$1/n$	20	20	100				
NSGA-Ⅲ	1.0	$1/n$	20	20	100				
MOEA/D	1.0	$1/n$	20	20	100		20	0.9	5
RVEA	1.0	$1/n$	20	20	100				

注: n 为变量维度, p_{c} 为交叉概率, p_{m} 为变异概率, L 为多权重的权重数目, η_{c} 为交叉分布指数, η_{m} 为变异分布指数, N 为种群大小, T 为MOEA/D的邻居个数, δ 为MOEA/D中邻居种群内相邻个体之间发生交叉的概率, K 为MOEA/D中子问题的个数。

4.2 实验结果与分析

为降低算法的随机性对结果的影响，所有算法在每个问题上都独立运行30次，收集30次的IGD与HV值进行比较。当达到预定的最大评估次数时，终止所有算法。将IGD与HV的均值与标准差统计成表4和表5。将得到的排名列于方括号内。为获得更可靠的统计结论，在显著性水平$\alpha=5\%$下进行Wilcoxon秩和检验来比较算法的结果，符号+、−、=分别表示算法的结果显著优于、差于和相似于比较算法。为验证本文算法策略的有效性，分别将HMOEA、MOGBA与其他算法进行对比，表中圆括号所括符号分别表示HMOEA、MOGBA与其他算法对比的结果。分别计算并统计每个算法在ZDT、DTLZ及所有测试函数上的平均指标排序的均值，又称平均秩(mean ranking, MR)，以及本文算法获得+、−、=的数目，综合评估算法的性能，如表6所示。

由表4～表6可知，HMOEA在24个平均指标值中获得了22个最佳平均指标值与2个次优的平均指标值，MOGBA与MOEA/D分别获得了剩余的2个最佳平均指标值。6种算法的平均秩排名由高到低分别是HMOEA、MOGBA、MOEA/D、NSGA-Ⅱ、NSGA-Ⅲ、RVEA。利用Wlicoxon秩和检验分别比较HMOEA、MOGBA与其他算法，HMOEA、MOGBA分别获得了118个、60个显著更优的平均指标值。综合各项数据可知，HMOEA、MOGBA具有更好的性能。对于ZDT函数，对比算法平均秩排名由高到低分别是HMOEA、MOGBA、MOEA/D、NSGA-Ⅱ、NSGA-Ⅲ、RVEA，对于DTLZ函数，平均秩排名依次是HMOEA、NSGA-Ⅱ(NSGA-Ⅲ)、MOGBA、MOEA/D、RVEA，由此可见，虽然MOGBA综合性能仅次于HMOEA，且MOGBA在ZDT函数上的性能仅次于HMOEA，但其在DTLZ函数上的性能不如HMOEA、NSGA-Ⅱ与NSGA-Ⅲ，相较于MOGBA

表4 6种优化算法的IGD指标

Table 4 Six optimization algorithms IGD metrics

函数	均值					
	HMOEA	MOGBA	NSGA-Ⅱ	NSGA-Ⅲ	MOEA/D	RVEA
ZDT1	3.89×10^{-3}	3.89×10^{-3}	4.61×10^{-3}	3.99×10^{-3}	3.89×10^{-3}	1.88×10^{-2}
ZDT2	3.81×10^{-3}	3.82×10^{-3}	5.66×10^{-1}	7.59×10^{-1}	9.89×10^{-2}	1.42
ZDT3	5.61×10^{-3}	9.22×10^{-3}	1.28×10^{-2}	1.78×10^{-2}	1.97×10^{-2}	1.59×10^{-1}
ZDT4	3.89×10^{-3}	3.89×10^{-3}	2.38×10^{-1}	4.79×10^{-1}	4.24×10^{-2}	1.24
ZDT6	3.15×10^{-3}	7.91×10^{-3}	4.65×10^{-2}	1.82×10^{-1}	5.32×10^{-3}	3.39×10^{-1}
DTLZ1	2.06×10^{-2}	3.41×10^{-2}	5.35×10^{-2}	3.44×10^{-2}	2.35×10^{-2}	9.09×10^{-2}
DTLZ2	5.45×10^{-2}	6.06×10^{-2}	6.98×10^{-2}	5.51×10^{-2}	5.53×10^{-2}	5.64×10^{-2}
DTLZ3	6.58×10^{-2}	4.80×10^{-1}	8.29	1.18×10^{1}	2.32×10^{1}	2.41×10^{1}
DTLZ4	5.46×10^{-2}	3.85×10^{-1}	1.92×10^{-1}	2.17×10^{-1}	4.58×10^{-1}	5.66×10^{-2}
DTLZ5	3.50×10^{-3}	1.46×10^{-2}	6.02×10^{-3}	1.30×10^{-2}	3.33×10^{-2}	8.88×10^{-2}
DTLZ6	3.65×10^{-3}	3.32×10^{-1}	6.14×10^{-3}	1.71×10^{-2}	2.95×10^{-1}	1.56×10^{-1}
DTLZ7	7.71×10^{-2}	1.23×10^{-1}	9.61×10^{-2}	1.29×10^{-1}	1.86×10^{-1}	2.34×10^{-1}

函数	秩和检验结果						标准差					
	HMOEA	MOGBA	NSGA-Ⅱ	NSGA-Ⅲ	MOEA/D	RVEA	HMOEA	MOGBA	NSGA-Ⅱ	NSGA-Ⅲ	MOEA/D	RVEA
ZDT1	−	+	++	++	+=	++	2.41×10^{-6}	2.48×10^{-6}	2.05×10^{-4}	6.51×10^{-5}	1.42×10^{-5}	3.48×10^{-3}
ZDT2	+	+	++	++	++	++	3.27×10^{-7}	2.86×10^{-6}	1.07×10^{-1}	1.01×10^{-1}	1.11×10^{-1}	5.81×10^{-1}
ZDT3	−	+	+=	++	++	++	1.29×10^{-4}	1.65×10^{-3}	8.94×10^{-3}	7.89×10^{-3}	1.25×10^{-2}	2.41×10^{-2}
ZDT4	−	+	++	++	++	++	1.29×10^{-4}	2.43×10^{-6}	1.68×10^{-1}	2.33×10^{-1}	4.11×10^{-2}	3.40×10^{-1}
ZDT6	−	+	++	++	+−	++	6.55×10^{-7}	1.71×10^{-3}	2.39×10^{-2}	6.88×10^{-2}	2.92×10^{-3}	7.76×10^{-2}
DTLZ1	−	+	+=	+−	+−	++	1.77×10^{-4}	7.98×10^{-3}	6.96×10^{-2}	4.87×10^{-2}	2.81×10^{-3}	6.85×10^{-2}
DTLZ2	−	+	++	+−	+−	+−	3.63×10^{-5}	2.02×10^{-2}	2.37×10^{-3}	2.07×10^{-4}	5.23×10^{-4}	5.94×10^{-4}
DTLZ3	−	+	++	++	++	++	7.42×10^{-3}	3.17×10^{-3}	3.97	4.67	1.60×10^{1}	6.93
DTLZ4	−	+	+−	+−	+=	+−	6.40×10^{-5}	1.22×10^{-2}	2.35×10^{-1}	2.29×10^{-1}	3.43×10^{-1}	1.26×10^{-3}
DTLZ5	−	+	+−	+−	++	++	5.29×10^{-4}	2.30×10^{-3}	2.68×10^{-4}	1.02×10^{-3}	2.51×10^{-4}	1.78×10^{-2}
DTLZ6	−	+	+−	+−	+=	+−	3.72×10^{-4}	5.85×10^{-2}	3.31×10^{-4}	6.49×10^{-3}	5.41×10^{-1}	1.62×10^{-1}
DTLZ7	−	+	+−	+−	++	++	5.79×10^{-3}	1.35×10^{-2}	9.18×10^{-3}	9.25×10^{-2}	1.76×10^{-1}	5.91×10^{-2}

表 5　6 种优化算法 HV 指标

Table 5　Six optimization algorithms HV metrics

函数	均值					
	HMOEA	MOGBA	NSGA-Ⅱ	NSGA-Ⅲ	MOEA/D	RVEA
ZDT1	7.20×10^{-1}	7.20×10^{-1}	7.19×10^{-1}	7.20×10^{-1}	7.20×10^{-1}	6.99×10^{-1}
ZDT2	4.45×10^{-1}	4.45×10^{-1}	3.89×10^{-2}	1.19×10^{-6}	3.52×10^{-1}	0
ZDT3	5.83×10^{-1}	5.82×10^{-1}	5.83×10^{-1}	5.78×10^{-1}	6.0×10^{-1}	4.64×10^{-1}
ZDT4	7.20×10^{-1}	7.20×10^{-1}	4.92×10^{-1}	2.71×10^{-1}	6.76×10^{-1}	7.87×10^{-3}
ZDT6	4.17×10^{-1}	4.13×10^{-1}	3.63×10^{-1}	2.22×10^{-1}	4.13×10^{-1}	9.78×10^{-2}
DTLZ1	8.42×10^{-1}	8.18×10^{-1}	7.56×10^{-1}	8.05×10^{-1}	8.28×10^{-1}	6.84×10^{-1}
DTLZ2	5.60×10^{-1}	5.57×10^{-1}	5.29×10^{-1}	5.55×10^{-1}	5.54×10^{-1}	5.51×10^{-1}
DTLZ3	5.42×10^{-1}	2.49×10^{-1}	0	0	0	0
DTLZ4	5.59×10^{-1}	2.87×10^{-1}	4.80×10^{-1}	4.83×10^{-1}	3.6×10^{-1}	5.51×10^{-1}
DTLZ5	2.00×10^{-1}	1.92×10^{-1}	1.99×10^{-1}	1.93×10^{-1}	1.82×10^{-1}	1.44×10^{-1}
DTLZ6	2.00×10^{-1}	1.01×10^{-1}	1.99×10^{-1}	1.91×10^{-1}	1.39×10^{-1}	1.09×10^{-1}
DTLZ7	2.74×10^{-1}	2.60×10^{-1}	2.47×10^{-1}	2.43×10^{-1}	2.51×10^{-1}	1.85×10^{-1}

函数	秩和检验结果						标准差					
	HMOEA	MOGBA	NSGA-Ⅱ	NSGA-Ⅲ	MOEA/D	RVEA	HMOEA	MOGBA	NSGA-Ⅱ	NSGA-Ⅲ	MOEA/D	RVEA
ZDT1	=	=	++	++	++	++	7.72×10^{-6}	6.32×10^{-6}	2.53×10^{-4}	2.04×10^{-4}	4.15×10^{-5}	4.26×10^{-3}
ZDT2	−	+	++	++	++	++	4.20×10^{-7}	3.66×10^{-6}	3.61×10^{-2}	6.40×10^{-6}	9.42×10^{-2}	0
ZDT3	−	+	++	++	==	++	1.51×10^{-4}	3.55×10^{-4}	2.92×10^{-2}	2.43×10^{-2}	4.4×10^{-2}	1.73×10^{-2}
ZDT4	−	+	++	++	++	++	3.92×10^{-6}	6.51×10^{-6}	1.55×10^{-1}	1.70×10^{-1}	4.22×10^{-2}	2.24×10^{-2}
ZDT6	−	+	++	++	+ =	++	6.23×10^{-7}	1.43×10^{-3}	2.76×10^{-2}	5.74×10^{-2}	3.08×10^{-3}	4.08×10^{-2}
DTLZ1	−	+	+ =	+−	+−	++	2.49×10^{-4}	1.49×10^{-2}	1.71×10^{-1}	1.17×10^{-1}	9.67×10^{-2}	1.49×10^{-1}
DTLZ2	−	+	++	++	++	++	7.98×10^{-5}	3.64×10^{-3}	3.69×10^{-3}	9.01×10^{-4}	1.64×10^{-3}	1.35×10^{-3}
DTLZ3	−	+	++	++	++	++	1.13×10^{-2}	5.52×10^{-4}	0	0	0	0
DTLZ4	−	+	+−	+−	+−	+−	1.31×10^{-4}	2.37×10^{-2}	1.04×10^{-1}	1.01×10^{-1}	1.77×10^{-1}	2.65×10^{-3}
DTLZ5	−	+	+−	+ =	++	++	4.43×10^{-4}	1.55×10^{-3}	2.12×10^{-4}	1.03×10^{-3}	1.44×10^{-4}	1.03×10^{-2}
DTLZ6	−	+	+−	+−	+ =	+ =	3.61×10^{-4}	1.65×10^{-2}	2.08×10^{-4}	4.59×10^{-3}	7.65×10^{-2}	4.24×10^{-2}
DTLZ7	−	+	++	++	++	++	2.15×10^{-3}	4.21×10^{-3}	5.41×10^{-3}	8.75×10^{-3}	1.32×10^{-2}	2.39×10^{-2}

表 6　6 种优化算法综合指标

Table 6　Six optimization algorithms comprehensive metrics

算法	平均秩		总平均秩	获得+的数目		获得−的数目		获得=的数目	
	ZDT	DTLZ		HMOEA	MOGBA	HMOEA	MOGBA	HMOEA	MOGBA
HMOEA	1.200	1.000	1.083		0		23		1
MOGBA	2.200	3.786	3.125	23		0		1	
NSGA-Ⅱ	4.000	3.500	3.708	24	14	0	7	0	3
NSGA-Ⅲ	4.700	3.500	4.000	24	14	0	9	0	1
MOEA/D	2.900	4.143	3.625	23	13	0	5	1	6
RVEA	6.000	4.643	5.208	24	19	0	4	0	1

在 ZDT 函数中的表现, 其在 DTLZ 系列函数上的表现明显下滑, 表明 MOGBA 对于复杂函数的处理存在一定的不足, 这可以归因于 MOGBA 缺乏全局搜索能力, 多样性损失较快, 这也正是本文发展混合算法的原因。

总体而言, 本文提出的 MOGBA 可以在一些简单函数上有良好的表现, 可以获得质量与分布性较好的 Pareto 解, 表现出更高的效率, 但其在复杂函数上的表现明显下滑。而 HMOEA 几乎在所有测试函数上都有最优的表现, 可以从这些实验中获得一些质量更高、分布更好的非支配解, 这验证了 HMOEA 的有效性, 即 GBAs 与 MOEA 的混合, 符合多目标算法处理 MOPs 性能的预期。因此, 基于多目标梯度算子的子代生成机制有助于算法的快

速收敛，增强了算法开采能力，在处理复杂问题时，MOEA基于交叉与变异的全局搜索机制对提高算法性能起着重要作用，决定了算法的勘探能力，通过结合这2种互补的子代生成算法，HMOEA表现出了高效率和高鲁棒性。

5 翼型气动优化设计

在飞行器气动外形优化设计中，翼型优化设计是至关重要的一步。HMOEA在基准函数的优化中表现出良好的性能，本节将HMOEA引入翼型优化设计中，完成翼型的多目标优化设计，测试HMOEA在工程优化中的应用价值。

5.1 性能指标与参数设置

翼型气动优化框架如图8所示。其中包括翼型参数化、网格自动生成工具、流动和伴随求解器。对于每次迭代，如果有必要，优化器会按顺序调用各个组件。在每次迭代中，优化器首先更新设计变量，再通过参数化方法将设计变量转化为几何文件，然后利用网格自动生成技术生成结构网格，最后进行流场求解评估目标函数，如有需要，再启动伴随求解器，以获得梯度信息。

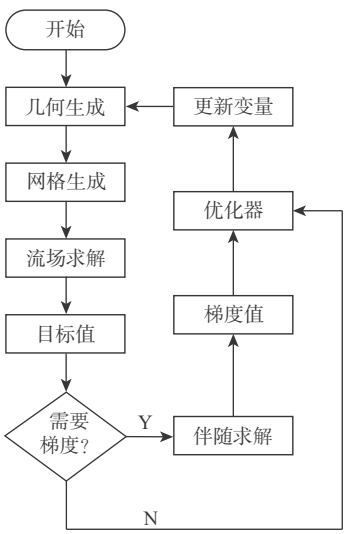


图8 翼型气动优化框架

Fig. 8 Airfoil aerodynamic optimization framework

5.2 性能指标与参数设置

以RAE2822翼型为例，对其进行多目标优化设计。本节选取2种状态下翼型的升阻比作为优化目标，设计状态为：$Ma=0.6$，$Re=4.5\times10^6$，α=2.31°；$Ma=0.75$，$Re=5\times10^6$，α=2.31°。

优化目标为2种状态下升阻比最大化，约束条件是翼型的面积与升力系数不降低，该数学模型可以描述如下：

$$\begin{cases}\max:(C_{L1}/C_{D1}),(C_{L2}/C_{D2})\\ \text{s.t.}:A/A_{\text{base}}-1\geqslant 0\\ \quad C_{L1}/C_{L1,\text{Base}}-1\geqslant 0\\ \quad C_{L2}/C_{L2,\text{Base}}-1\geqslant 0\end{cases}\tag{6}$$

式中：C_{L1}、C_{L2}和C_{D1}、C_{D2}分别为2个状态下的升力系数和阻力系数；下标Base表示基准翼型。

本节参数化方法采用形状类别函数变换(class function/shape function transformation, CST)方法。参数的取值范围如表7所示，其中R_{le}为翼型前缘半径，c为翼型弦长，β、β'分别为翼型上、下表面曲线在后缘处的倾斜角，b_i和b_i'分别为上、下表面形状函数控制参数。气动特性分析采用SST湍流模型。为了验证CFD的准确性，选取计算状态为$Ma=0.725,\alpha=2.92°,Re=6.5\times10^6$，将数值求解的压力系数$C_P$与实验值[23]进行对比，如图9所示。从图可知，数值模拟计算结果能够很好地吻合实验值，反应流动特性。

5.3 优化结果及分析

采用HMOEA进行优化，设置种群大小为50，最大适应值评估次数为4 000，得到的非支配解分布如图10所示，本文选取其中3个非支配解进行分析。

表8为3个选择点的翼型气动参数。优化翼型1在工况1和工况2下分别提高了10.91%和47.72%，可见该翼型在小幅度提升了工况1升阻比的同时，大大提升了工况2的升阻比；优化翼型2在工况1和工况2下分别提高了19.53%和32.38%。同时保证了2个工况下升阻比的提升，是一种比较全面的翼型；优化翼型3在工况1下提升了22.63%，在工况2下升阻比几乎不变。

图11为优化前后翼型的几何外形，图12为状态1和状态2优化前后压力系数对比图。对于状态1的3种优化翼型升阻比的提升主要来源于升力的增大；对于状态2的3种优化翼型的升力略有提升，优化翼型1的激波已经基本被抹除，优化翼型2激波略微减弱，优化翼型3激波强度基本不变。

5.4 算法对比分析

为更好地验证HMOEA在工程应用中的价值，

表7 设计参数范围

Table 7 Range of design parameters

R_{le}/c	β/rad	β'/rad	b_1/c	b_2/c	b_3/c	b_1'/c	b_2'/c	b_3'/c
[0.004,0.012]	[0.14,0.28]	[0.00,0.14]	[0.05,0.20]	[0.10,0.30]	[0.10,0.30]	[0.05,0.30]	[0.05,0.30]	[0.10,0.25]

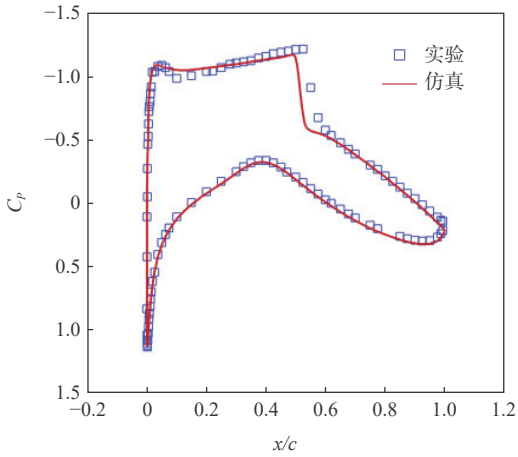


图 9　CFD 和实验的压力系数比较

Fig. 9　Comparison of CFD and experimental pressure coefficient

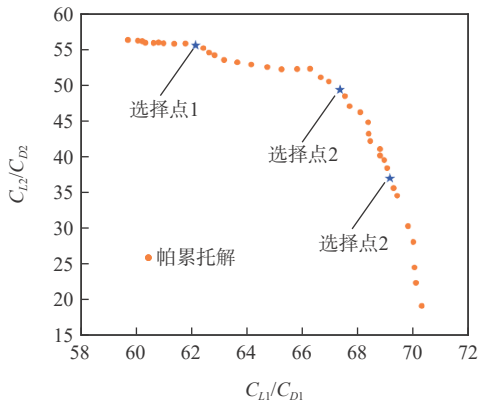


图 10　翼型优化结果的帕累托解分布

Fig. 10　Distribution of Pareto solutions for airfoil optimization result

表 8　3 个选择点翼型气动参数

Table 8　Aerodynamic parameters of the three choice point airfoils

翼型	工况	C_L/C_D
基准翼型	1	56.335 4
	2	37.357 2
优化翼型1	1	62.482 4(+10.91%)
	2	55.073 1(+47.72%)
优化翼型2	1	67.335 2(+19.53%)
	2	49.452 3(+32.38%)
优化翼型3	1	69.086 4(+22.63%)
	2	37.433 8(+0.023%)

选取工程优化领域常用的 NSGA-Ⅱ[9] 与 MOPSO[12] 和 HMOEA 进行对比。其中, NSGA-Ⅱ 与 4.3 节中的参数设置相同, MOPSO 算法所有参数与参考文献 [12] 相同, 此外, 设置 2 种算法的种群大小为 50, 最大适应值评估次数为 4 000。优化结果对比如图 13 所示。

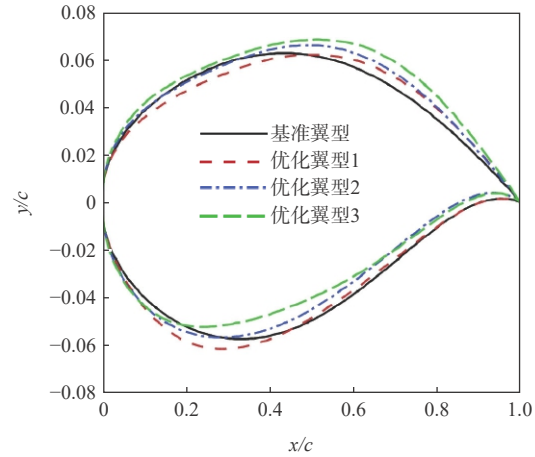


图 11　翼型优化形状对比

Fig. 11　Airfoil optimization comparison

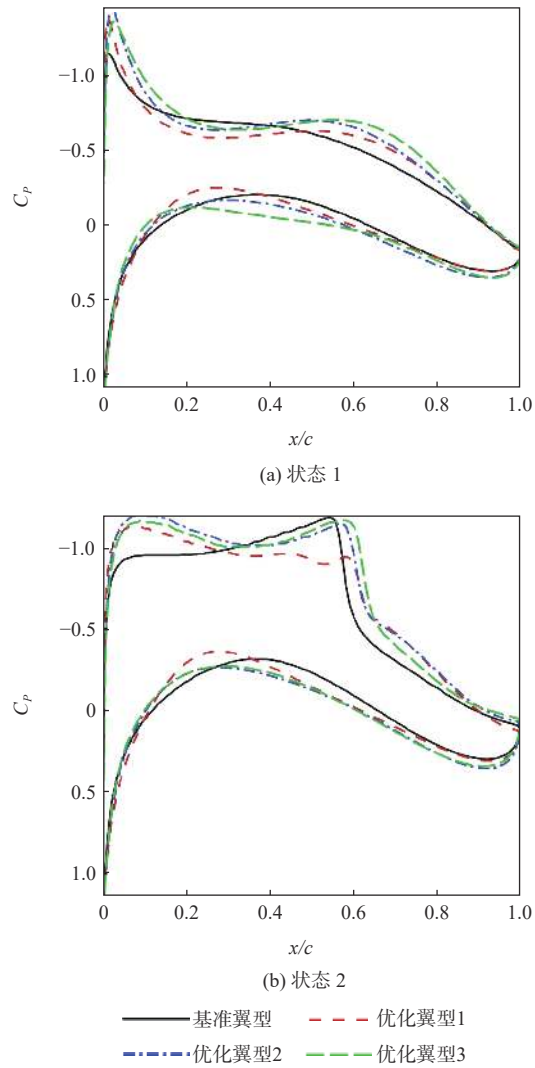


图 12　翼型压力系数分布对比

Fig. 12　Comparison of pressure coefficient distribution of airfoil

在相同适应值评估次数下, HMOEA 得到的 Pareto 最优解分布性和收敛性都明显好于 NSGA-Ⅱ 和 MOPSO。可见, 对于气动优化问题, HMOEA 是

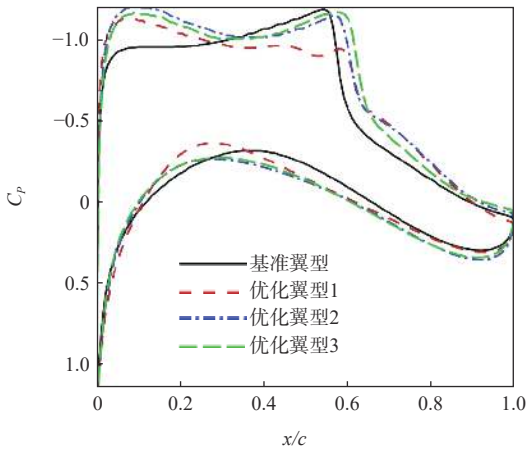


图 13 翼型气动优化结果对比

Fig. 13 Comparison of optimization results

一种效率更高的算法，可以用较少的流场计算次数获得较为理想的 Pareto 最优集，大幅度提升了气动优化效率。

6 结 论

1）本文算法在对 12 个标准测试函数验证的结果中，表现均优于 NSGA-Ⅱ、NSGA-Ⅲ、MOEA/D 和 RVEA，其中 HMOEA 表现最优，平均秩为 1.083，位列第一，在使用 Wilcoxon 秩和检验评价 IGD和 HV时，获得了 118 个”+”的优异表现；

2）本文算法在多数测试函数上的表现优于同类 MOEA，拥有更快的收敛速度和更高的精度，能够得到均匀的 Pareto 最优解；

3）在翼型气动多目标优化设计中，本文算法给出了理想的 Pareto 前缘；

4）将 HMOEA 与 NSGA-Ⅱ和 MOPSO 进行对比，在相同的流场计算次数下，HMOEA 拥有更高的优化效率，证明 HMOEA 可以更有效地解决复杂的多目标气动优化问题。而对于复杂的气动优化问题，如全机的复杂外形优化，兼顾多工况的多目标优化，优化算法的本质上不会有任何区别，只需要考虑参数化、流场与伴随求解等问题，所以 HMOEA 完全有推广到复杂气动优化问题上的潜力。

一个好的智能优化算法，不仅需要具备优秀的全局探索和局部开发能力，而且还需要实现两者平衡。为了能够使 HMOEA 具有更优秀的平衡能力，在未来的研究中，可以考虑根据收敛阈值，动态调整梯度算子的使用频率，在优化前期减少其使用以保证良好的全局探索能力，而在后期可以自适应增加梯度搜索的频率以便加快局部开发。

参考文献（References）

[1] 刘加会. 无导数优化的直接搜索算法研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2017: 5-14.
LIU J H. Research on direct search algorithm for derivative-free optimization[D]. Xi’an: Xidian University, 2017: 5-14 (in Chinese) .

[2] 常永虎, 李虎阳. 基于梯度的优化算法研究[J]. 现代计算机, 2019(17): 3-8.
CHANG Y H, LI H Y. Comparison of gradient based optimization algorithms[J]. Modern Computer, 2019(17): 3-8 (in Chinese).

[3] 王向慧, 连志春, 徐志英, 等. 基于 Pareto 最优概念的多目标进化算法研究[J]. 计算机工程与应用, 2008, 44(27): 58-61.
WANG X H, LIAN Z C, XU Z Y, et al. Research on Pareto optimal-based multiobjective evolutionary algorithms[J]. Computer Engineering and Applications, 2008, 44(27): 58-61 (in Chinese).

[4] MIRJALILI S. Genetic algorithm[C]// Evolutionary Algorithms and Neural Networks. Berlin: Springer, 2019: 43-55.

[5] JAMESON A. Aerodynamic design via control theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1988, 3(3): 233-260.

[6] AHMADIANFAR I, BOZORG-HADDAD O, CHU X F. Gradient-based optimizer: A new metaheuristic optimization algorithm[J]. Information Sciences, 2020, 540: 131-159.

[7] CHIOU J P, WANG F S. A hybrid method of differential evolution with application to optimal control problems of a bioprocess system[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Evolutionary Computation Proceedings. Piscataway: IEEE Press, 1998: 627-632.

[8] TANG Z, HU X, PÉRIAUX J. Multi-level hybridized optimization methods coupling local search deterministic and global search evolutionary algorithms[J]. Archives of Computational Methods in Engineering, 2020, 27(3): 939-975.

[9] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-Ⅱ[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.

[10] DEB K, JAIN H. An evolutionary many-objective optimization algorithm using reference-point-based nondominated sorting approach, part I: Solving problems with box constraints[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2014, 18(4): 577-601.

[11] JAIN H, DEB K. An evolutionary many-objective optimization algorithm using reference-point based nondominated sorting approach, part Ⅱ: Handling constraints and extending to an adaptive approach[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2013, 18(4): 602-622.

[12] SIERRA M R, COELLO COELLO C A. Improving PSO-based multi-objective optimization using crowding, mutation and ε-dominance[C]//International Conference on Evolutionary Multi-Criterion Optimization. Berlin: Springer, 2005: 505-519.

[13] ZHANG Q F, LI H. MOEA/D: A multiobjective evolutionary algorithm based on decomposition[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2007, 11(6): 712-731.

[14] CHENG R, JIN Y C, OLHOFER M, et al. A reference vector guided evolutionary algorithm for many-objective optimization[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2016, 20(5): 773-791.

[15] LIU D C, NOCEDAL J. On the limited memory BFGS method for large scale optimization[J]. Mathematical Programming, 1989, 45(1): 503-528.

[16] BROYDEN C G. The convergence of a class of double-rank minim-

ization algorithms[J]. IMA Journal of Applied Mathematics, 1970, 6(3): 222-231.

[17] FLETCHER R. A new approach to variable metric algorithms[J]. The Computer Journal, 1970, 13(3): 317-322.

[18] GOLDFARB D. A family of variable-metric methods derived by variational means[J]. Mathematics of Computation, 1970, 24(109): 23-26.

[19] SHANNO D F. Conditioning of quasi-Newton methods for function minimization[J]. Mathematics of Computation, 1970, 24(111): 647-656.

[20] LYU Z, XU Z, MARTINS J. Benchmarking optimization algorithms for wing aerodynamic design optimization[C]//Proceedings of the 8th International Conference on Computational Fluid Dynamics. Oxford : International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2014, 1-18.

[21] KENWAY G K W, MADER C A, HE P, et al. Effective adjoint approaches for computational fluid dynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 110: 100542.

[22] HUA Y C, JIN Y C, HAO K R. A clustering-based adaptive evolutionary algorithm for multiobjective optimization with irregular Pareto fronts[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2019, 49(7): 2758-2770.

[23] COOK P H, MCDONALD M A, FIRMIN M C P. Aerofoil RAE 2822:Pressure distributions, and boundary layer and wake measurements: ADA073982[R]. Experimental Data Base for Computer Program Assessment: AGARD Report AR 138, 1979: A6.

Multi-objective hybrid algorithm based on gradient search and evolution mechanism

ZHU Caicheng，TANG Zhili*，ZHAO Xin，CAO Fan

(College of Aerospace Engineering，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 210016，China)

Abstract：Because of its strong global exploration ability, the current multi-objective evolutionary algorithm (MOEA) has received a lot of attention. However, its local search ability close to the optimal value is relatively weak, and for optimization problems involving large-scale decision variables, MOEA requires a very large number of populations and iterations, which results in a low optimization efficiency. Gradient-based optimization algorithms can overcome these problems well, but they are difficult to be applied to multi-objective problems (MOPs). Therefore, this paper introduced a random weight function on the basis of a weighted average gradient, developed a multi-objective gradient operator, and combined it with a non-dominated sorting genetic algorithm-Ⅲ (NSGA-Ⅲ) based on reference points to develop multi-objective optimization algorithm (MOGBA) and multi-objective Hybrid Evolutionary algorithm (HMOEA). The latter greatly enhances the local search capability while retaining the good global exploration capability of NSGA-Ⅲ. Experiments with numbers demonstrate that HMOEA can effectively capture a wide range of Pareto forms, and that it is 5–10 times more efficient than standard multi-objective algorithms. And further, HMOEA is applied to the multi-objective aerodynamic optimization problem of the RAE2822 airfoil, and the ideal Pareto front is obtained, indicating that HMOEA is an efficient optimization algorithm with potential applications in aerodynamic optimization design.

Keywords：multi-objective optimization；hybrid algorithm；evolutionary algorithms；gradient method；aerodynamic optimization

Received：2022-06-29；**Accepted**：2022-11-05；**Published Online**：2022-11-22 13：07

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221121.1352.001

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (12032011)

* **Corresponding author**. E-mail：tangzhili@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0517

矿用正铲液压挖掘机人机协同控制

董宝祥，秦涛，杨旭，李运华*
(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191)

摘　　要：针对矿用正铲液压挖掘机操纵复杂度高的问题，提出了一种通用型人机协同控制方法。对比分析了3种能够降低正铲液压挖掘机操纵复杂度的新型工作装置在动臂提升和水平推压作业模式下的作业性能，结果表明，工作装置创新设计存在机构复杂和作业精度低的问题。基于运动学逆解和切换控制思想，所提方法采用驾驶员手动操纵主要执行机构，其他辅助执行机构根据作业要求约束进行自主协同的策略，在保证作业精度的同时，减小了驾驶员操纵难度。结果表明，所提方法能够降低正铲液压挖掘机在动臂提升和水平推压作业模式下的操纵复杂度，提高作业精度和效率，具有模式切换灵活、通用性强等优点。

关 键 词：液压挖掘机；运动学；辅助操纵；人机协同；作业性能
中图分类号：TD422; TP391.9
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1952-08

随着中国煤炭产业对露天开采设备的智能化程度、作业性能和作业效率等要求的提高，正铲液压挖掘机急需解决操纵复杂、作业效率低和作业状态感知困难等问题。

对于正铲液压挖掘机，除弧线挖掘外，还有动臂提升和水平推压2种特殊作业模式。动臂提升动作主要处于挖掘结束后，提升动臂和上车回转，准备卸料，在此过程中，如果斗杆和铲斗液压缸不动作，则铲斗姿态角会发生变化，导致铲斗内的物料倾撒，降低作业效率。水平推压常用于地面平整和水平挖掘，该工况不仅要求铲斗姿态角保持不变，还要求铲斗齿尖保持在水平作业面高度上，否则会产生较大的挖掘阻力，因此，需要3组执行机构同时动作。对于传统正铲工作装置，驾驶员需要手动操纵控制多组液压缸才能完成上述2种作业任务，操作难度大，作业精度主要依赖于操作经验，作业效率较低。

针对液压挖掘机存在的操纵复杂度高的问题，目前的研究工作主要有机构创新设计和铲斗轨迹规划与跟踪报告控制2种解决方案。在机构创新设计方面，代表性成果及应用，有徐工集团采用的专用正铲工作装置和卡特彼勒公司采用的强力三角[1]工作装置等。Mitrev等[2]、Vladeanu等[3]、朱丹丹和曹宇[4]对强力三角工作装置进行了研究，结果表明，该工作装置能够降低在动臂提升和水平推压模式下的操纵难度。针对强力三角工作装置结构复杂的缺点，丁华锋等[5]提出了一种强力摇臂工作装置，在保留强力三角优点的同时降低机构复杂度。李运华等[6]进一步对该工作装置进行了优化设计。在铲斗轨迹规划与跟踪控制策略方面，范茹军和李运华[7]、秦涛等[8]、师建鹏等[9]和王庆丰团队[10-11]均在液压挖掘机单执行器轨迹控制方面进行了深入研究，提出了许多控制策略；此外，李勇[12]、Kim等[13]、Lee等[14]和王东云等[15]针对挖掘机多执行器协同控制问题进行了研究。上述研究表明，应用轨迹跟踪控制不依赖驾驶员的操纵，且能够获得较高的作

收稿日期：2022-06-21；录用日期：2022-09-16；网络出版时间：2022-11-03 10:50
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221103.0902.002
基金项目：NSFC-山西煤基低碳联合基金 (U1910211)
*通信作者. E-mail：yhli@buaa.edu.cn

引用格式：董宝祥，秦涛，杨旭，等. 矿用正铲液压挖掘机人机协同控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（6）：1952-1959.
DONG B X，QIN T，YANG X，et al. Human-machine collaborative control of forward shovel hydraulic mining excavators [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（6）：1952-1959（in Chinese）.

业精度, 但完全依靠计算机控制, 作业过程中很难结合作业环境进行必要调整。针对该问题, Araya 和 Kagoshima[16] 提出了一种能够实现水平挖掘轨迹的半自动控制方法, 但并未考虑水平挖掘过程中铲斗姿态角变化的问题, 也未考虑动臂提升模式。

本文以强力摇臂工作装置为例建立运动学模型, 在此基础上, 以挖掘过程中铲斗姿态角变化为指标, 对比分析了能够降低操纵复杂度的 3 种工作装置在动臂提升和水平推压作业模式下的作业性能。针对机构创新设计存在机构复杂、作业性能低且需要液压系统辅助的问题, 基于运动学逆解和切换控制的思路, 提出了一种通用型人机协同控制方法, 驾驶员主动操纵控制主要执行机构, 其他辅助执行机构根据作业要求约束采取闭环控制策略, 进行自主协同。以强力摇臂工作装置为例, 开展动臂提升和水平推压人机协同控制仿真研究, 验证了所提方法的有效性。

1　新型工作装置作业性能

为解决正铲液压挖掘机在动臂提升和水平推压 2 种作业模式下操纵复杂度高的问题, 本节对比分析了特殊设计的专用正铲工作装置、强力三角工作装置和强力摇臂工作装置的作业性能。在分析作业性能时先对其进行运动学建模。

1.1　工作装置运动学建模

1.1.1　运动学正解

本节以强力摇臂工作装置为例进行运动学建模。图 1 为强力摇臂工作装置简化示意图。全局坐标系 xOy 以 O 为原点, 水平方向为 x 轴, 竖直方向为 y 轴; 动臂局部坐标系 $x_1O_1y_1$ 以 O_1 点为原点, O_1O_2 为 x 轴, O_1O_2 的垂直方向为 y 轴; 与此类似, 建立斗杆局部坐标系 $x_2O_2y_2$ 和铲斗局部坐标系 $x_3O_3y_3$。各关键点和角度标注如图 1 所示。根据动臂液压缸长度 l_1 计算动臂角度 θ_1, 在 $\triangle O_1AB$ 中:

$$\theta_1=\arccos\left(\frac{l_{O_1B}^2+l_{O_1A}^2-l_1^2}{2l_{O_1B}l_{O_1A}}\right)-\varphi_1+\alpha_1 \tag{1}$$

根据斗杆液压缸长度 l_2 计算斗杆角度 θ_2, 在 $\triangle O_2CD$ 中:

$$\theta_2=\pi-\arccos\left(\frac{l_{O_2C}^2+l_{O_2D}^2-l_2^2}{2l_{O_2C}l_{O_2D}}\right)-\alpha_2-\alpha_3 \tag{2}$$

由于连杆和强力摇臂的存在, 铲斗和动臂之间存在运动耦合, 铲斗角度计算过程如下。

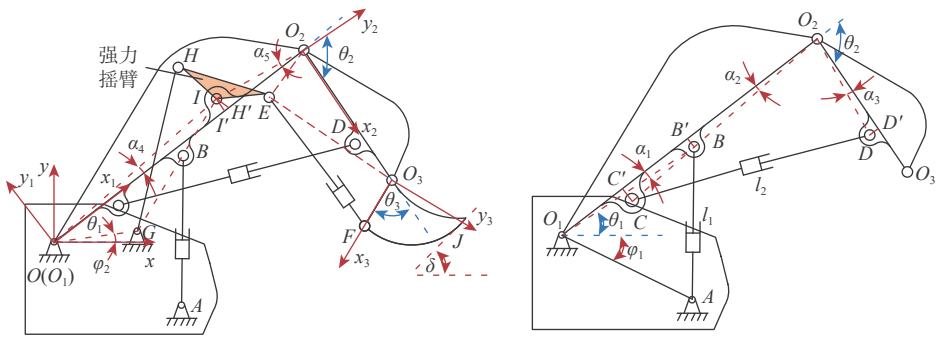


图 1　强力摇臂工作装置示意图

Fig. 1　Schematic diagram of rocker arm working device

如图 1 所示, 在 $\triangle O_1IG$ 中:

$$\begin{cases}l_{GI}=\sqrt{l_{O_1I}^2+l_{O_1G}^2-2l_{O_1I}l_{O_1G}\cos(\angle IO_1G)}\\ \angle O_1IG=\arccos\left(\dfrac{l_{O_1I}^2+l_{GI}^2-l_{O_1G}^2}{2l_{O_1I}l_{GI}}\right)\end{cases} \tag{3}$$

式中: $\angle IO_1G=\theta_1-\varphi_2+\alpha_4$。

在 $\triangle O_2IE$ 和 $\triangle GHI$ 中:

$$\begin{cases}\angle O_2IE=\angle O_2II'-(2\pi-\angle HIG-\\ \qquad\angle O_1II'+\angle O_1IG-\angle HIE)\\ l_{O_2E}=\sqrt{l_{O_2I}^2+l_{IE}^2-2l_{O_2I}l_{IE}\cos(\angle O_2IE)}\\ \angle IO_2E=\arccos\left(\dfrac{l_{O_2I}^2+l_{O_2E}^2-l_{IE}^2}{2l_{O_2I}l_{O_2E}}\right)\end{cases} \tag{4}$$

$$\angle HIG=\arccos\left(\frac{l_{HI}^2+l_{GI}^2-l_{HG}^2}{2l_{HI}l_{GI}}\right) \tag{5}$$

在 $\triangle O_2O_3E$ 中:

$$\begin{cases}\angle EO_2O_3=\pi-\theta_2-\angle IO_2E+\alpha_5\\ l_{O_3E}=\sqrt{l_{O_2E}^2+l_{O_2O_3}^2-2l_{O_2E}l_{O_2O_3}\cos(\angle EO_2O_3)}\\ \angle O_2O_3E=\arccos\left(\dfrac{l_{O_2O_3}^2+l_{O_3E}^2-l_{O_2E}^2}{2l_{O_2O_3}l_{O_3E}}\right)\end{cases} \tag{6}$$

在 $\triangle O_3EF$ 中:

$$\angle EO_3F=\arccos\left(\frac{l_{O_3E}^2+l_{O_3F}^2-l_{EF}^2}{2l_{O_3F}l_{O_3E}}\right) \tag{7}$$

铲斗角位移 θ_3 为

$$\theta_3=\pi-\angle O_2O_3E-\angle EO_3F \tag{8}$$

此时可以根据 3 组驱动液压缸伸出长度计算

3个臂的角位移，进一步可通过如下坐标变换计算铲斗齿尖在全局坐标系下的坐标：

$$\begin{bmatrix} x_{i-1} \\ y_{i-1} \\ z_{i-1} \\ 1 \end{bmatrix} = {}^{i}_{i-1}\boldsymbol{T} \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \\ 1 \end{bmatrix} \tag{9}$$

式中：$[x_i, y_i, z_i]^{\mathrm{T}}$和$[x_{i-1}, y_{i-1}, z_{i-1}]^{\mathrm{T}}$分别为铲斗齿尖在2个相邻坐标系中的坐标；${}^{i}_{i-1}\boldsymbol{T}$为从坐标系$i-1$到坐标系$i$的变换矩阵。

定义铲斗姿态角δ为铲斗前缘切线与水平面间的夹角：

$$\delta = \pi + \theta_1 - \theta_2 - \theta_3 - \Phi_1 \tag{10}$$

式中：Φ_1为铲斗O_3x_3轴与铲斗前缘切线之间的夹角，仅取决于铲斗的几何模型。

1.1.2 运动学逆解

铲斗局部坐标系到全局坐标系的变换矩阵为

$${}^{3}_{0}\boldsymbol{T} = {}^{1}_{0}\boldsymbol{T}{}^{2}_{1}\boldsymbol{T}{}^{3}_{2}\boldsymbol{T} = \begin{bmatrix} A & B & 0 & E \\ C & D & 0 & F \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{11}$$

式中：${}^{1}_{0}\boldsymbol{T}$为全局坐标系到动臂局部坐标系的变换矩阵；${}^{2}_{1}\boldsymbol{T}$为动臂局部坐标系到斗杆局部坐标系的变换矩阵；${}^{3}_{2}\boldsymbol{T}$为斗杆局部坐标系到铲斗局部坐标系的变换矩阵；A、B、C、D、E、F与θ_1、θ_2、θ_3和长度O_1O_2、O_2O_3有关。

已知铲斗姿态角和齿尖在全局坐标系下的坐标，即可反解出θ_1、θ_2、θ_3：

$$\begin{cases} \delta = \pi + \theta_1 - \theta_2 - \theta_3 - \Phi_1 \\ x = Ax_3 + By_3 + E \\ y = Cx_3 + Dy_3 + F \end{cases} \tag{12}$$

进一步可通过式(1)～式(8)将3个臂的角位移转化到3组液压缸的位移上。

1.2 作业性能仿真分析

基于1.1节运动学模型，借助MATLAB对3种工作装置进行动臂提升和水平推压工况仿真。

1.2.1 动臂提升作业性能仿真

在挖掘半径为16 m时提升动臂，计算3种新型工作装置的铲斗姿态角变化。图2为挖掘半径16 m时动臂提升过程中铲斗姿态角变化。可知，随动臂提升，专用正铲工作装置的铲斗姿态角变化达到了45°，基本不能满足动臂提升不撒料的要求。而强力三角和强力摇臂工作装置的铲斗姿态角均在一个较小的范围内变化，能够近似满足动臂提升不撒料的作业要求。

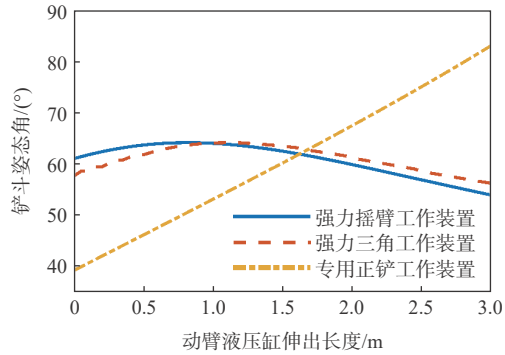


图2 铲斗姿态角随动臂提升变化

Fig. 2 Variation of bucket attitude angles with boom lifting

1.2.2 水平推压作业性能仿真

设定水平作业面高度为0 m，操纵斗杆进行推压，动臂液压缸两腔与油箱接通处于浮动工况，计算3种新型工作装置在水平推压过程中的铲斗姿态角。图3为停机面上水平推压过程中铲斗姿态角的变化曲线。

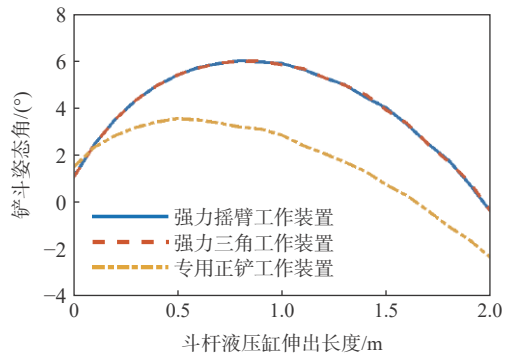


图3 铲斗姿态角随斗杆水平推压变化

Fig. 3 Variation of bucket attitude angles with stick horizontal crowding

首先，调整3组液压缸到达水平推压作业面高度和初始铲斗姿态角，然后，仅操纵斗杆液压缸伸出，在斗杆推压的过程中，动臂液压缸缓慢下落，使铲斗齿尖始终保持在水平推压作业面高度上。可以观察到，3种工作装置均能铲斗姿态角在斗杆推压的过程中保持在一个较小的范围内变化，可近似满足水平推压的作业要求。

1.2.3 作业性能对比分析

不同工作装置在动臂提升和水平推压作业时的作业性能对比如表1所示。结果表明，强力三角和强力摇臂工作装置在2种作业模式下铲斗姿态角变化趋势基本一致，均能保持在很小的范围内，因此，能够近似满足作业要求。而专用正铲工作装置仅能满足水平推压的作业要求，在动臂提升过程中，铲斗姿态角变化较大。因此，专用正铲工作装置只能降低水平推压模式的操纵复杂度，而强力三角和强力摇臂工作装置均能将2种作业模式从需要多组液压缸同时动作简化为驾驶员仅需操纵控制1组液压缸，减小了驾驶员的操作难度。然而，机构创新设计仅能近似满足作业要求，且使工作装

表 1　特殊工况下工作装置作业性能对比

Table 1　Comparison of operation performances of working devices under special working conditions　　(°)

作业模式		专用正铲姿态角		强力三角姿态角		强力摇臂姿态角	
		区间	标准差	区间	标准差	区间	标准差
动臂提升	挖掘半径16 m	[39.1,82.9]	12.86	[56.1,64.0]	2.45	[53.8,64.0]	3.17
	挖掘半径17 m	[45.1,88.9]	12.86	[58.3,69.5]	2.90	[62.4,69.5]	2.18
水平推压	作业高度0 m	[−2.4,3.6]	1.81	[−0.4,6.0]	1.94	[−0.4,6.0]	1.95
	作业高度1 m	[−3.7,3.9]	2.36	[−3.3,4.6]	2.21	[−3.3,4.6]	2.21

置机构设计制造复杂。

2　挖掘机作业人机协同控制

本节针对传统工作装置驾驶员操纵难度大、新型工作装置作业精度低及完全由计算机控制作业模式不灵活的问题，提出了一种人机协同智能控制方案，以强力摇臂工作装置为例进行仿真。

2.1　人机协同控制架构及方案

图 4 为正铲液压挖掘机人机协同控制架构。液压挖掘机工作装置由 3 组液压缸驱动，每组液压缸均由独立的变量泵供油，受各自的电液比例阀控制。人机协同控制器主要由 3 部分构成，分别为驾驶员操纵的电子手柄、用于特定轨迹规划的计算机和控制器。电子手柄上分别包含水平推压人机协同控制切换按钮和动臂提升人机协同控制切换按钮。在仿真过程中，根据不同作业模式，动臂、斗杆和铲斗分别需采取位置闭环控制。本采用了工程实践中常用的 PID 控制策略，动臂、斗杆和铲斗各自液压子系统的 PID 参数如表 2 示。

图 5 为人机协同控制方案流程。当驾驶员开始操作挖掘机时，按下手柄使能按钮，根据实际工况判断是否采用人机协同控制模式，如果不采用则通过手动操纵控制，无需控制器完成初始姿态角和作业高度等计算工作，3 组执行器均采用开环操纵控制；若采用人机协同控制模式，驾驶员通过按下操纵手柄的动臂提升或水平推压人机协同控制切换按钮来选择工作模式。

当驾驶员按下手柄上的动臂提升人机协同控制切换按钮时，轨迹规划计算机会根据按下按钮时的 3 组液压缸长度计算初始铲斗姿态角 δ_0，并根据动臂液压缸的伸长量和铲斗姿态角保持为初始姿态角的约束，利用运动学逆解计算铲斗液压缸的参考位移，此时铲斗液压缸采用自主协同闭环控制策略。控制器仅处理控制动臂的手柄信号，动臂由驾驶员手动操纵控制，斗杆液压缸在该模式下保持不动。

铲斗姿态角保持为初始铲斗姿态角的约束：

$$\pi+\theta_1-\theta_2-\theta_{3\mathrm{d}}-\Phi_1=\delta_0 \tag{13}$$

其中，θ_2 保持不变，θ_1 可由手动操纵的动臂液压缸长度通过式 (1) 计算得到，则可求得 $\theta_{3\mathrm{d}}$，进一步可通过式 (3)～式 (8) 求解铲斗液压缸的伸长量，并将其作为铲斗液压缸位置闭环控制系统的参考位移 $x_{3\mathrm{d}}$。

当驾驶员按下手柄上的水平推压人机协同控制切换按钮时，轨迹规划计算机会根据按下按钮时

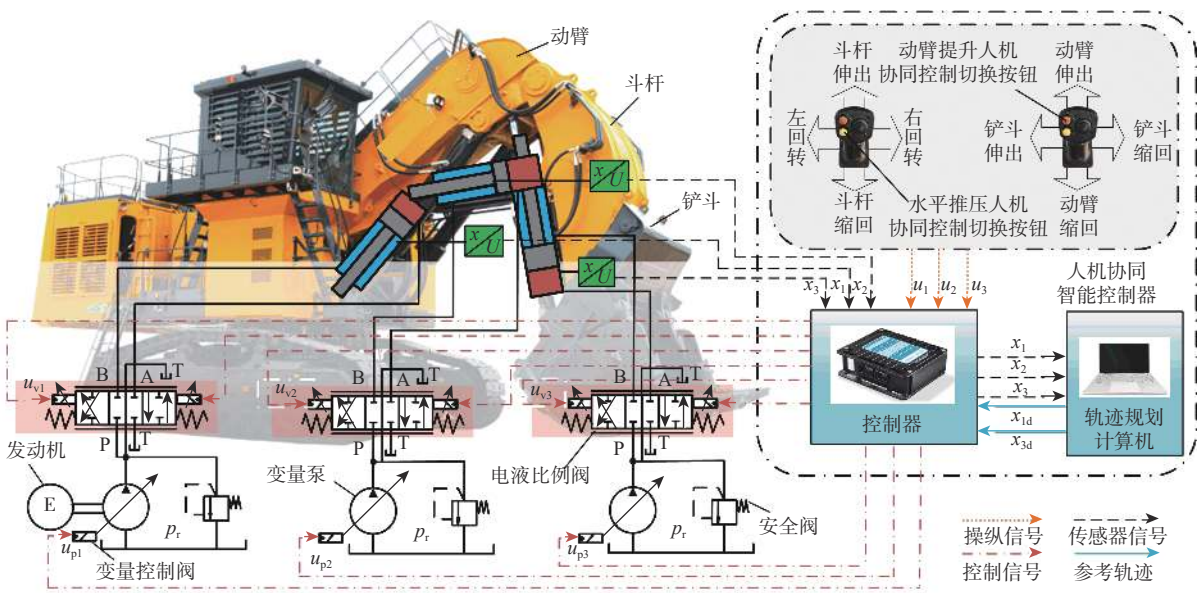


图 4　人机协同控制架构

Fig. 4　Architecture of human-machine collaborative control

表 2 各子系统控制参数

Table 2 Control parameters of each subsystem

子系统	k_p	k_i	k_d
动臂	4	0.5	0.2
斗杆	4	0.5	0.2
铲斗	4	1	0.2

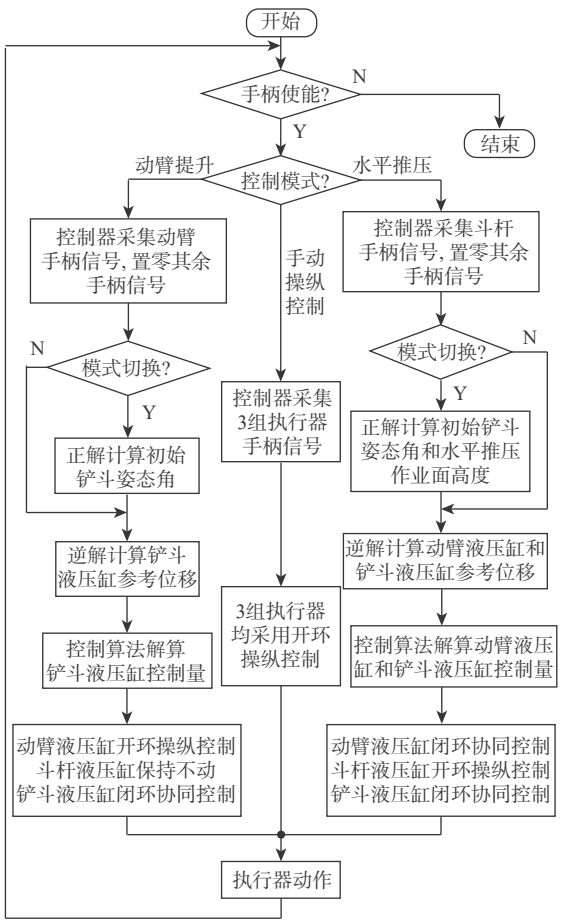


图 5 人机协同控制流程

Fig. 5 Flowchart of human-machine collaborative control

的 3 组液压缸长度计算初始铲斗姿态角 δ_0 和水平推压作业平面高度 y_0，并根据斗杆液压缸的伸长量和铲斗姿态角保持为初始姿态角、作业平面高度保持不变的约束，利用运动学逆解计算动臂液压缸和铲斗液压缸的参考位移 x_{1d} 和 x_{3d}，此时动臂液压缸和铲斗液压缸控制系统均采用自主协同闭环控制策略，而斗杆由驾驶员主动操纵控制。

水平挖掘作业要求铲斗姿态角和作业面高度均保持为初始值：

$$\begin{cases} \pi+\theta_{1d}-\theta_2-\theta_{3d}-\Phi_1=\delta_0 \\ Cx_3+Dy_3+F=y_0 \end{cases} \tag{14}$$

θ_2 可由手动操纵的斗杆液压缸长度通过式 (2) 计算得出，θ_{1d},θ_{3d} 可通过式 (14) 方程组求得，进一步可通过式 (1) 和式 (3)～式 (8) 求解动臂和铲斗液压缸的伸长量，并将其作为 2 组执行机构位置闭环控制系统的参考位移 x_{1d},x_{3d}。

2.2 人机协同控制仿真分析

在 MATLAB/Simulink 中搭建如图 4 所示的仿真模型，包括挖掘机液压系统、机械系统和控制器等。首先，在 MATLAB/Simulink 中依次建立矿用液压挖掘机的运动学模型、动力学模型和液压系统模型，设置某型矿用液压挖掘机的工作装置及其执行器的实际参数(各元部件的质量、惯量矩阵、重心，液压缸的几何参数，液压泵排量和转速，电液比例阀参数等)，获得动臂、斗杆和铲斗液压缸的位移；然后，利用运动学模型计算得到挖掘机工作装置姿态变化，通过动力学模型获得工作装置各铰接点的力矩，进而计算得到 3 组液压缸的输出力，搭建完成挖掘机的机械系统和液压系统。在此基础上，还建立控制系统以调节电液比例阀的开度、液压泵的转速和排量，模拟矿用液压挖掘机的实际运行状态。

2.2.1 动臂提升人机协同控制仿真

图 6 和图 7 为强力摇臂工作装置动臂提升工况人机协同控制的仿真结果。图 8 为强力摇臂工作装置在驾驶员操纵控制和人机协同控制动臂提升阶段铲斗姿态角的变化。

如图 6 所示，前 12 s 由驾驶员手动操纵控制，后 8 s 驾驶员开启人机协同控制模式。其中，前 4 s 驾驶员调整动臂和斗杆到达挖掘作业高度，4～12 s

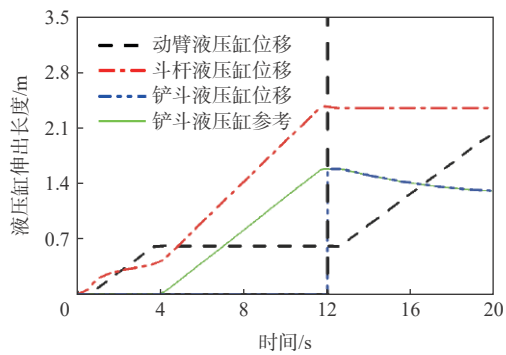


图 6 挖掘过程中液压缸位移

Fig. 6 Displacement of hydraulic cylinder during excavation

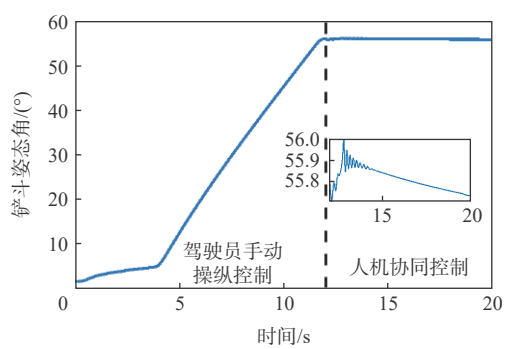


图 7 挖掘过程中铲斗姿态角

Fig. 7 Bucket attitude angle during excavation

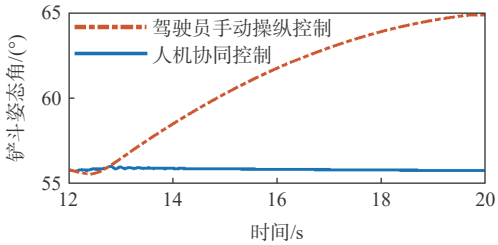


图 8　动臂提升阶段作业性能对比

Fig. 8　Comparison of operation performance during boom lifting

驾驶员同时操纵斗杆和铲斗液压缸伸出完成一次挖掘，8～20 s 为挖掘完成后的动臂提升工况，由于驾驶员按下了人机协同控制切换按钮，此时仅有动臂液压缸由驾驶员手动操纵控制，铲斗液压缸则跟随所规划的参考位移。如图 7 所示，铲斗姿态角始终保持为开启人机协同控制模式时的初始姿态角。图 8 表明，驾驶员仅操纵动臂时，尽管有强力摇臂工作装置的辅助，铲斗姿态角依然会在 55.54°～64.86°间变化，标准差为 3.08°；而在人机协同控制模型下，铲斗姿态角在 55.71°～55.99°间变化，标准差为 0.05°，作业精度提高了 98.4%。

2.2.2　水平推压人机协同控制仿真

图 9～图 11 为矿用液压挖掘机前方堆放有质地均匀的物料，倾角为 45°时，强力摇臂工作装置水平推压人机协同控制的仿真结果。在水平推压过程中，铲斗齿尖受到逐渐增大的负载阻力。图 9 为水平推压仿真过程中 3 组液压缸的位移，仿真过程中，前 5 s 由驾驶员手动操纵控制，后 7 s 驾驶员开启人机协同控制模式。其中，前 4 s 驾驶员调整动臂和斗杆到达水平推压作业高度，5～12 s 由于驾驶员按下了人机协同控制切换按钮，此时仅有斗杆液压缸由驾驶员手动操纵控制，动臂和铲斗液压缸则跟随所规划的参考位移。

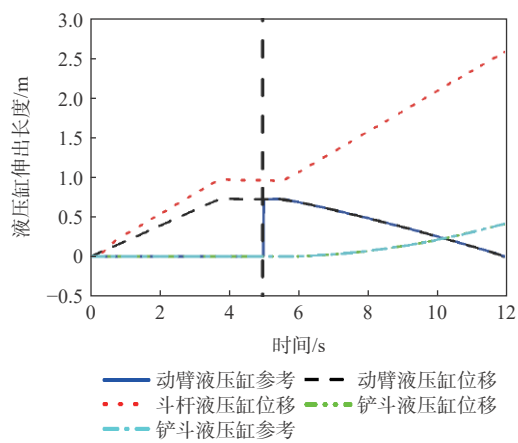


图 9　水平推压过程中液压缸位移

Fig. 9　Displacement of hydraulic cylinder during horizontal crowding

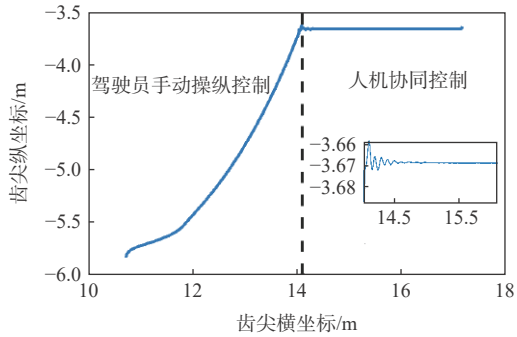


图 10　水平推压过程中齿尖轨迹

Fig. 10　Track of tooth tip during horizontal crowding

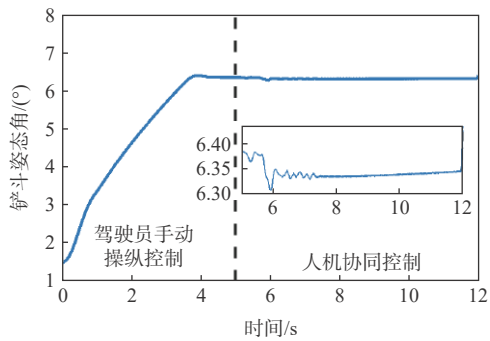


图 11　水平推压过程中铲斗姿态角

Fig. 11　Bucket attitude angle during horizontal crowding

图 10 和图 11 分别为水平推压过程中的齿尖轨迹和铲斗姿态角，可以看出，切换人机协同控制模式后，动臂和铲斗液压缸能够较好地跟随所规划的轨迹，铲斗姿态角基本保持不变，齿尖坐标基本保持在作业高度上，满足水平推压作业要求。

图 12 为强力摇臂工作装置在驾驶员手动操纵

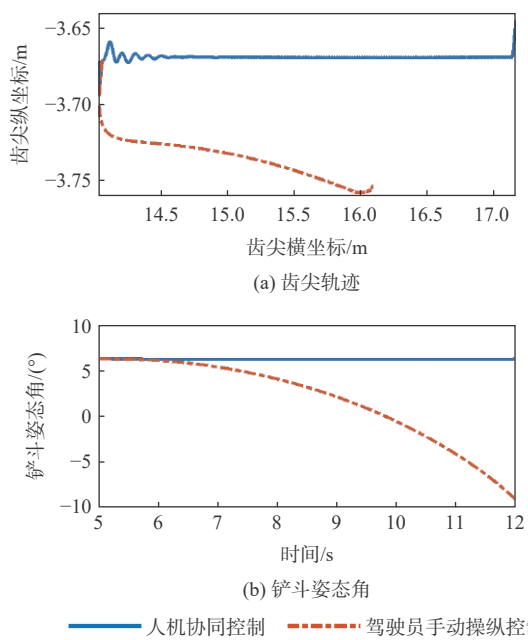


图 12　水平推压阶段作业性能对比

Fig. 12　Comparison of operation performance during horizontal crowding

控制和人机协同控制水平推压阶段齿尖轨迹和铲斗姿态角的变化。可以看出，驾驶员手动操作时，尽管有强力摇臂的辅助，作业面高度和铲斗姿态角依然会小幅度变化，作业面高度变化范围为−3.75～−3.67 m，标准差为0.019 7 m，且由于铲斗液压缸没有动作，水平推压距离也较短。铲斗姿态角变化范围为−9.03°～6.39°，标准差为4.43°。而在人机协同控制模式下，作业面高度变化范围为−3.69～−3.64 m，标准差为0.003 2 m，精度提高了83.8%；铲斗姿态角变化范围为6.31°～6.44°，标准差为0.014 3°，精度提高了99.7%。

3 结 论

本文对比分析了3种矿用液压挖掘机新型工作装置特殊作业模式下的作业性能，以强力摇臂工作装置为例建立了运动学模型，针对机构创新存在的弊端，基于运动学逆解和切换控制的思想，提出了一种通用型人机协同控制方案，主要结论如下：

1）介绍了3种可降低正铲液压挖掘机操纵复杂度的工作装置，并对其作业性能进行了对比分析，结果表明，机构创新设计能够降低操纵难度，但仅能近似保证作业精度，并会导致工作装置变得复杂，且增加设计、优化与控制的难度。

2）所提出的基于运动学逆解和切换控制思想的人机协同控制方案能够大幅降低驾驶员的操作难度，提高作业精度和作业效率，具有作业模式切换灵活便捷、通用性强等优点。

参考文献（References）

[1] HALL A S, MCAREE P R. Robust bucket position tracking for a large hydraulic excavator[J]. Mechanism and Machine Theory, 2005, 40(1): 1-16.

[2] MITREV R, GRUYCHEV R, POBEGAILO P. CAD/CAE investigation of a large hydraulic mining excavator[J]. Machine Design, 2011, 3(1): 17-22.

[3] VLADEANU A, VLADEANU G. The possibilities of the horizontal trajectory realization of the bucket teeth at tri-power excavators[C]//SISOM 2012 and Session of the Commission of Acoustics. Bucharest: SISOM press, 2012: 232-239.

[4] 朱丹丹, 曹宇. 强力三角结构液压正铲挖掘机的力学分析[J]. 煤矿机械, 2015, 36(11): 126-127.
ZHU D D, CAO Y. Kinematics analysis of triangle structure face-shovel[J]. Coal Mine Machinery, 2015, 36(11): 126-127 (in Chinese).

[5] 丁华锋, 曹宇, 杨真真, 等. 基于D-H法的多连杆正铲挖掘机运动学分析与包络图绘制[J]. 燕山大学学报, 2014, 38(3): 197-203.
DING H F, CAO Y, YANG Z Z, et al. Position kinematics analysis of multi-linkage face-shovel excavator and envelope plotting using D-H method[J]. Journal of Yanshan University, 2014, 38(3): 197-203 (in Chinese).

[6] LI Y H, MU X Y, FAN R J. Multi-objective optimization and simulation of novel working mechanism for face-shovel excavator[J]. International Journal of Intelligent Robotics and Applications, 2021, 5(1): 1-9.

[7] FAN R J, LI Y H. An adaptive fuzzy trajectory tracking control via improved cerebellar model articulation controller for electro-hydraulic shovel[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2021, 26(6): 2870-2880.

[8] QIN T, LI Y H, QUAN L, et al. An adaptive robust impedance control considering energy-saving of hydraulic excavator boom and stick systems[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2022, 27(4): 1928-1936.

[9] SHI J P, QUAN L, ZHANG X G, et al. Electro-hydraulic velocity and position control based on independent metering valve control in mobile construction equipment[J]. Automation in Construction, 2018, 94: 73-84.

[10] BAO R K, WANG Q F, WANG T. Energy-saving trajectory tracking control of a multi-pump multi-actuator hydraulic system[J]. IEEE Access, 2020, 8: 179156-179166.

[11] LI Y, WANG Q F. Adaptive neural finite-time trajectory tracking control of hydraulic excavators[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2018, 232(7): 909-925.

[12] 李勇. 自动作业液压挖掘机的铲斗轨迹控制和回转力矩控制研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2019: 79-85.
LI Y. Study on bucket traiectorv and swing torque control for the autonomous hydraulic excavator[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2019: 79-85(in Chinese).

[13] KIM S, PARK J, KANG S, et al. A robust control approach for hydraulic excavators using μ-synthesis[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2018, 16(4): 1615-1628.

[14] LEE C S, BAE J, HONG D. Contour control for leveling work with robotic excavator[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2013, 14(12): 2055-2060.

[15] WANG D Y, ZHENG L J, YU H X, et al. Robotic excavator motion control using a nonlinear proportional-integral controller and cross-coupled pre-compensation[J]. Automation in Construction, 2016, 64: 1-6.

[16] ARAYA H, KAGOSHIMA M. Semi-automatic control system for hydraulic shovel[J]. Automation in Construction, 2001, 10(4): 477-486.

Human-machine collaborative control of forward shovel hydraulic mining excavators

DONG Baoxiang，QIN Tao，YANG Xu，LI Yunhua*

(School of Automation Science and Electrical Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：In view of the high operation complexity of forward shovel hydraulic mining excavators, a general human-machine collaborative control method was proposed. This paper compared the performance of three new working devices which could reduce the operation complexity of the forward shovel hydraulic excavators under the boom lifting and horizontal crowding operation modes. The results show that the innovative design of the working devices has the problems of complex mechanisms and low operation accuracy. The human-machine collaborative control method based on inverse kinematics and switching control adopts the strategy that the driver manually controls the main actuator, and other auxiliary actuators cooperate independently according to the constraints of operation requirements. This not only ensures the operation accuracy but also reduces the operation difficulty of drivers. The research results show that the proposed human-machine collaborative control method can reduce the operation complexity and improve the operation accuracy and efficiency of the forward shovel excavators under the boom lifting and horizontal crowding operation modes. The method has the advantages of flexible mode switching and strong universality.

Keywords：hydraulic excavator；kinematics；auxiliary operation；human-machine collaboration；operation performance

Received：2022-06-21；**Accepted**：2022-09-16；**Published Online**：2022-11-03 10：50

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221103.0902.002

Foundation item：NSFC-Shanxi Coal-based Low Carbon Joint Fund (U1910211)

* **Corresponding author**. E-mail：yhli@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0500

基于多级联混沌加密的MP-WFRFT安全通信方法

王西康，孟庆微*，许华，齐子森，张悦
(空军工程大学 信息与导航学院，西安 710077)

摘 要：为提高无线通信物理层安全传输性能，提出一种基于多级联混沌加密的多参数加权分数傅里叶变换(MP-WFRFT)安全通信方法。通过基于Logistic映射和Henon-Sine映射的多级联混沌系统实现比特数据的第1轮置乱加密和符号数据的第2轮相位加密，利用MP-WFRFT的星座裂变特性进行数据第3轮星座加密。三重加密方案极大提升了通信系统的保密性，有效防止了暴力攻击。相比传统的低维混沌加密方法，基于Logistic映射和Henon-Sine映射的多级联混沌具备更大的密钥空间，且系统运动轨迹更为复杂。针对多级联混沌加密方案在数据加密中的应用，提出了新的比特置乱和改进的移位星座旋转方法实现数据安全。仿真结果和分析表明：所提三重加密方案在不影响传输性能的情况下能够有效地对信息进行安全传输，非合作接收方在混沌密钥仅存在10^{-15}偏差的情况下误比特率始终保持在0.5左右。

关 键 词：物理层安全；级联混沌；多参数加权分数傅里叶变换；比特置乱；星座加密
中图分类号：TN918.91
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-1960-09

无线通信中，由于无线电传播存在广播特性且空中接口是开放的，使得机密信息的传输容易受到恶意攻击[1]。因此，确保信息安全高效传输一直是困扰物理层研究学者的一个难题。传统安全通信方法基于密码学，通常在开放系统互连协议栈的上层实现，并被广泛用于防止信息泄露给未经授权的用户[2]。但是，随着移动互联网的发展和计算能力的大幅提升，这些目前被认为足够安全的加密算法面临着极大挑战。作为对更高层次安全的补充，基于物理层的安全引起了相当多的关注。与上层的数据加密方法不同，物理层安全更侧重于信号调制和处理角度，而不是密码学。新的研究指出，即使窃听者拥有无限的计算能力[3]，物理层加密技术也能保证传输安全，其目的是扭曲调制星座，提高保密能力。

分数傅里叶变换(fractional Fourier transform, FRFT)作为傅里叶变换的一种推广，在光学、量子力学、模式识别、信号处理、信息安全等领域都有广泛应用[4-5]。1995年，Shih[6]根据FRFT应遵循的3个假设提出将傅里叶变换分为4个基本函数的组合，即原始函数及其第1、第2和第3个傅里叶变换，这种新的傅里叶变换算子被称为加权分数傅里叶变换(weighted-type fractional Fourier transform, WFRFT)。WFRFT作为一种新颖的时频分析工具，近年来在无线通信领域受到越来越多的关注。Mei等[7]提出了基于WFRFT的数字通信系统模型，其中，WFRFT被认为是加权多载波(multi carrier, MC)和单载波(single carrier, SC)调制的混合调制方案，在设置参数适当的情况下，可以在SC和MC系统之间灵活切换以适应不同的通信场景，通过将WFRFT应用于信号处理，信号经过WFRFT后，符号能量在时频域中的分布会发生变化，导致星座旋转和裂

收稿日期：2022-06-17；**录用日期**：2022-08-07；**网络出版时间**：2022-09-14 09:17
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220913.1537.004
基金项目：国家自然科学基金(62101591)
*通信作者. E-mail：qingw_meng@163.com

引用格式：王西康，孟庆微，许华，等. 基于多级联混沌加密的MP-WFRFT安全通信方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1960-1968. WANG X K，MENG Q W，XU H，et al. MP-WFRFT secure communication method based on multi-cascade chaotic encryption[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1960-1968 (in Chinese).

变, 因此, 可以将 WFRFT 应用到物理层安全中实现隐蔽通信[8]。目前, 基于 WFRFT 的系统已被应用于许多通信场景中, 如水声通信[9]、物理层安全通信[10]、双极化卫星通信[11-12]。

在物理层, 混沌置乱可以看作是另一种加密技术。基于混沌的通信, 由于其高初始条件敏感性, 已经成为一种很有前途的加强数据机密性的方法。传输信号隐藏在混沌序列中, 具有高度不可预测性和随机性, 且混沌序列对参数的变化非常敏感, 任何参数的微小变化都会对结果产生很大的影响[13]。

文献 [14] 在正交频分复用(orthogonal frequency division multiplexing, OFDM)无源光网络的极性编码过程中实现了低复杂度混沌加密, 蔡氏混沌电路模型产生的 3 个混沌序列分别用于加密信息索引位矩阵、冻结位和子载波序列。文献 [15] 提出使用与 OFDM 无源光网络的概率整形有关的混沌星座映射进行加密, 加密数据的星座在正交振幅调制(quadrature amplitude modulation, QAM)映射中经过混沌扩散后形成均匀分布, 以消除统计特征。

现阶段, 关于将混沌引入 OFDM 系统的物理层安全已有大量研究。同时, 混沌加密与 WFRFT 相结合用于信息安全传输也是物理层安全研究的一大热点。为防止非合作接收机通过参数扫描破解 WFRFT, 采用混沌序列[16-17] 对信号星座进行干扰。Fang 等[18] 搭建起基于多参数加权分数傅里叶变换 (multiple parameters weighted-type fractional Fourier transform, MP-WFRFT) 和混沌星座置乱方法的物理层安全系统。文献 [19-20] 针对卫星信号的抗截获问题, 提出将混沌相位扰码与 WFRFT 结合。文献 [21] 提出了一种 WFRFT 混沌直接序列扩频通信的安全通信方案, 在该系统中, WFRFT 是在混沌序列上进行的, 而不是在信息位上进行, 发射机通过 WFRFT 对混沌序列的相空间轨迹进行置乱, 使发射信号的分布呈类高斯分布。综上, WFRFT 和混沌置乱等多种加密技术的联合使用为物理层安全提供了保障。

但是, 上述研究中的混沌加密系统结构比较简单, 易遭受攻击而导致加密失败。基于此, 为了提升混沌序列的伪随机特性, 增大密钥空间, 结合 MP-WFRFT 的信号隐蔽特性, 本文提出基于多级联混沌加密的 MP-WFRFT 安全通信方法。将 Logistic 映射作为前级, Henon-Sine 映射作为后级, 多级联混沌用于生成伪随机混沌序列, 转化为加密所需的置乱矩阵和旋转矩阵, 结合 MP-WFRFT 用于信息传输过程中比特、信号等阶段的数据加密。

1　多参数加权分数傅里叶变换

设 $\boldsymbol{x}_0$ 为任意复数序列, 分别对其进行 1～3 次离散傅里叶变换(discrete Fourier transform, DFT), 结果为 $\{\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\boldsymbol{x}_3\}$, 序列 $\boldsymbol{x}_0$ 的 MP-WFRFT 被定义为 4 个态函数 $\{\boldsymbol{x}_0,\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\boldsymbol{x}_3\}$ 的线性形式加权和, 公式如下:

$$\begin{aligned}\boldsymbol{G}_0 = F^{\alpha,r_k,s_k}(\boldsymbol{x}_0) = {}& \omega_0(\alpha,r_k,s_k)\boldsymbol{x}_0 + \omega_1(\alpha,r_k,s_k)\boldsymbol{x}_1 + \\ & \omega_2(\alpha,r_k,s_k)\boldsymbol{x}_2 + \omega_3(\alpha,r_k,s_k)\boldsymbol{x}_3\end{aligned} \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{G}_0$ 为 $\boldsymbol{x}_0$ 对应的 MP-WFRFT 结果; 加权系数 $\omega_p(\alpha,r_k,s_k)$ 定义为

$$\omega_p(\alpha,r_k,s_k) = \frac{1}{4}\sum_{k=0}^{3}\exp\left\{\frac{2\pi \mathrm{i}}{4}[(4r_k+1)\alpha(k+4s_k)-pk]\right\}$$
$$p = 0,1,2,3 \tag{2}$$

式中: 参数 $\{r_k,s_k\}$ $(k=0,1,2,3)$ 构成了 MP-WFRFT 的尺度向量 $[\boldsymbol{R},\boldsymbol{S}]$, 其取值为任意的浮点数; 参数 α 的周期为 4, 取值区间通常选取 $[-2,2]$。通过调整变换阶数 α 及尺度向量 $[\boldsymbol{R},\boldsymbol{S}]$ 的取值来影响加权系数 $\omega_p(\alpha,r_k,s_k)$, 因为各加权系数所对应的旋转角度不同, 形成了星座点之间的相对旋转, 进而使信号星座图整体发生旋转分裂。随着 $\omega_p(\alpha,r_k,s_k)$ 的进一步增大, 星座点之间的界限越模糊, 最终星座混叠在一起无法区分, 在复平面上展现出一种类高斯的分布状况。

WFRFT 的调制解调过程原理由其可加性证明, 可加性表示为

$$F^{\alpha}(F^{\beta}(x_0)) = F^{\alpha+\beta}(\boldsymbol{x}_0) \tag{3}$$

当 $\alpha=-\beta$ 时, 进行 2 次 WFRFT 后得到的结果为 $\boldsymbol{x}_0$, 因此, 解调信号 $\boldsymbol{x}_0$ 的表达式定义为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{x}_0 = F^{-\alpha,r_k,s_k}(\boldsymbol{G}_0) = {}& \omega_0(-\alpha,r_k,s_k)\boldsymbol{G}_0 + \omega_1(-\alpha,r_k,s_k)\boldsymbol{G}_1 + \\ & \omega_2(-\alpha,r_k,s_k)\boldsymbol{G}_2 + \omega_3(-\alpha,r_k,s_k)\boldsymbol{G}_3\end{aligned} \tag{4}$$

式中: $\{\boldsymbol{G}_1,\boldsymbol{G}_2,\boldsymbol{G}_3\}$ 为 $\boldsymbol{G}_0$ 的 0～3 次 DFT。

2　LHS-CM 级联混沌映射

混沌信号具备长周期遍历性、长期难以预测等特性, 拥有保密性强、随机性好、密钥量大、更换密钥方便等优势, 适用于物理层的信息加密。本节介绍利用 Logistic 映射和 Henon-Sine 映射搭建起的多级联混沌映射 (Logistic Henon-Sine-cascade mapping, LHS-CM)。

2.1　Logsitic 映射

Logistic 映射是目前应用较广泛的一维非线性动力学离散混沌映射系统, 其映射方程为

$$c_{n+1} = qc_n(1-c_n) \tag{5}$$

式中：q为分岔参数，$q \in [3.57,4]$；c_n为系统状态量。

2.2 Henon-Sine 映射

Sine 映射是一种一维混沌映射，定义如下：

$$x_{n+1} = u\sin(\pi x_n) \tag{6}$$

式中：u为分岔参数，$u \in [0.87,1]$；x_n为系统状态量。

Henon 映射是一种二维混沌映射，定义如下：

$$\begin{cases} x_{n+1} = 1 - ax_n^2 + y_n \\ y_{n+1} = bx_n \end{cases} \tag{7}$$

式中：参数$a \in [1.06,1.22] \cup [1.27,1.29] \cup [1.31,1.42]$，且$b = 0.3$时，Henon 系统处于混沌状态；$x_n$和$y_n$为系统状态量。

由于 Sine 映射和 Henon 映射的参数范围选择比较有限，且动态轨迹较为简单。文献 [22] 将两者进行结合，提出了一个更为复杂的新型混沌映射。Henon-Sine 映射是一种特性良好的二维混沌映射，与现有的混沌系统相比，其具有更好的遍历性和伪随机性，参数具有更宽的混沌范围，且更加难以预测。

$$\begin{cases} x_{n+1} = (1 - a\sin^2 x_n + y_n) \bmod 1 \\ y_{n+1} = bx_n \bmod 1 \end{cases} \tag{8}$$

当 Henon-Sine 映射的参数a取值范围为$(-\infty,-0.71) \cup (0.71,+\infty)$，且参数$b = 0.7$时，系统处于混沌状态。为了更好地描述 Henon-Sine 映射，图 1 展示了这 3 类混沌映射的相图、分叉图及李雅普诺夫指数 (Lyapunov exponent, LE) 谱。可以发现，Henon-Sine 映射分布在整个相平面范围内，具有更大的分布区域和 LE 值，因此具有更复杂的轨迹，其输出更不可预测。

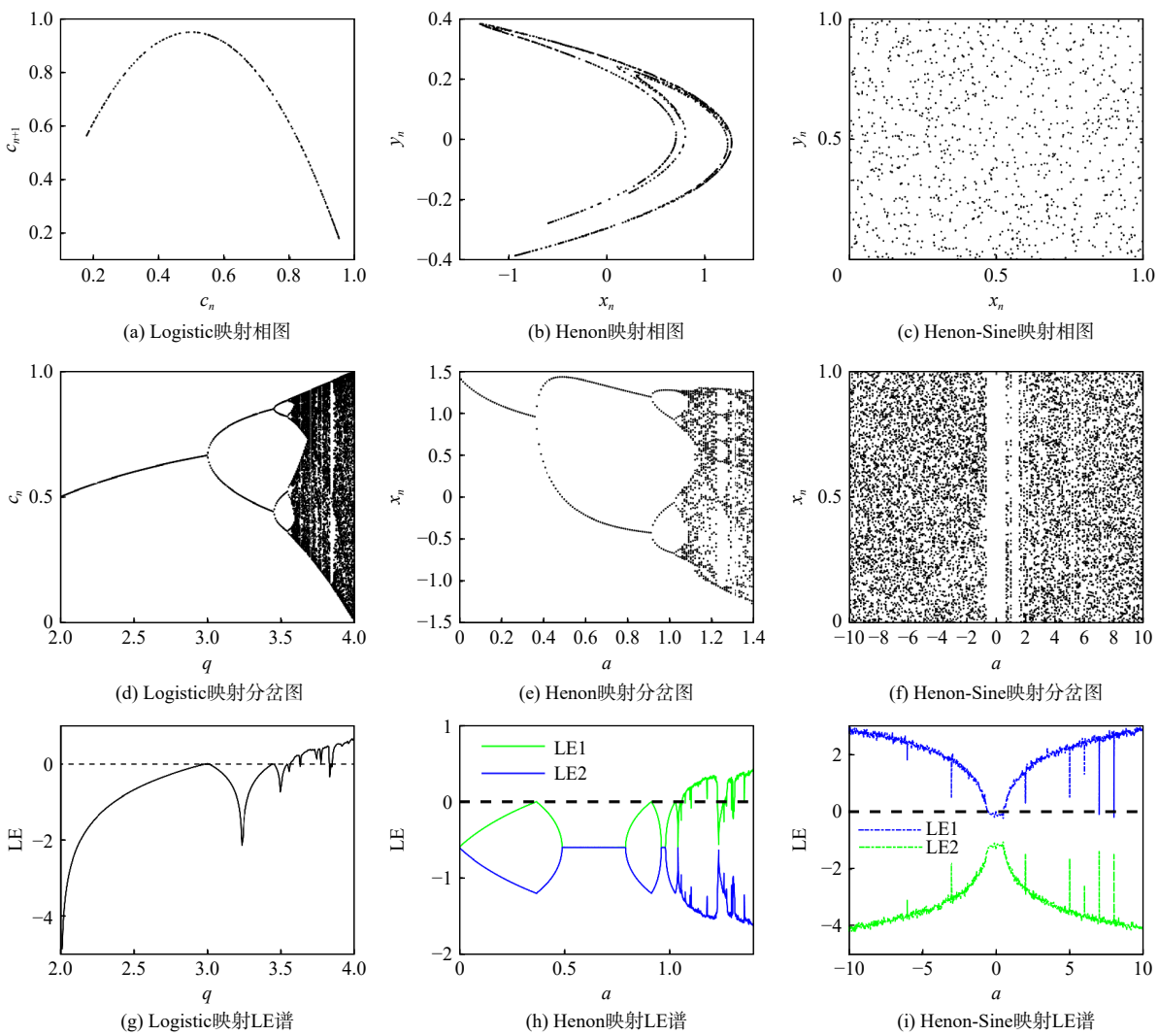


图 1 3 类混沌映射的相图、分岔图及李雅普诺夫指数谱

Fig. 1 Phase diagrams, bifurcation diagrams, and Lyapunov exponent spectra for three types of chaotic mapping

2.3 级联混沌

依据 2.1 节和 2.2 节介绍的 2 种混沌映射，本文建立起 LHS-CM 级联混沌系统的结构，如图 2 所示，其中 E 为初值密钥。较文献 [23] 所提级联方式

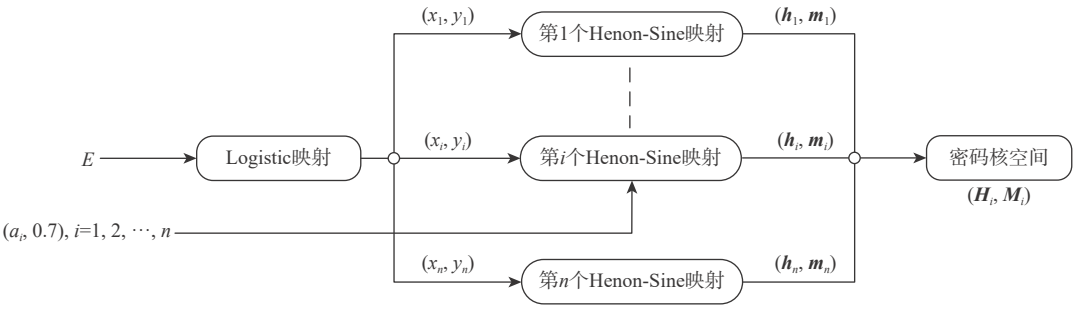


图 2　LHS-CM 级联混沌系统结构

Fig. 2　Architecture of LHS-CM cascade chaotic system

不同, 本文不以后级输出作为前级输入, 而利用前级混沌序列对后级混沌参数扰动, 实现后级混沌在不同参数映射下的序列分布, 从而提高混沌序列的伪随机特性。将 Logistic 映射作为随机序列生成器, 利用其生成的一维混沌序列划分为多组 Henon-Sine 的初值(x_i,y_i), 结合密钥$(a_i,0.7)$, 进而生成一维混沌序列$\boldsymbol{h}_i$和$\boldsymbol{m}_i$, 将其转化为比特置乱矩阵$\boldsymbol{H}_i$和星座旋转矩阵$\boldsymbol{M}_i$后, 构成用于数据加密的密码核空间。

3　MP-WFRFT 级联混沌安全通信系统安全传输模型

MP-WFRFT 级联混沌安全通信系统的模型如图 3 所示。在传统 MP-WFRFT 系统的基础上, 在数据发射端增加比特置乱模块和移位星座旋转模块, 通过 MP-WFRFT 和 LHS-CM 级联混沌加密对原始比特流进行置乱, 并对信号的星座图进行混淆、扰乱, 从而实现传输信息加密。此外, 为了实现“一次一密”的效果, 利用 SM3 算法求解原始比特流的哈希值, 并确定混沌系统所需的各项参数, 结合 MP-WFRFT 的变换参数及尺度向量, 保证系统的通信数据安全。级联混沌加密的 MP-WFRFT 数字通信系统工作原理为: 输入信号经过比特置乱、QPSK 映射、星座加密、MP-WFRFT、加循环前缀、D/A 转换后, 进行上变频, 并由卫星无线信道传输; 接收过程则相应地经过下变频、去 CP、A/D 转换、逆 MP-WFRFT、星座解密、QPSK 解映射、比特逆置乱等过程。

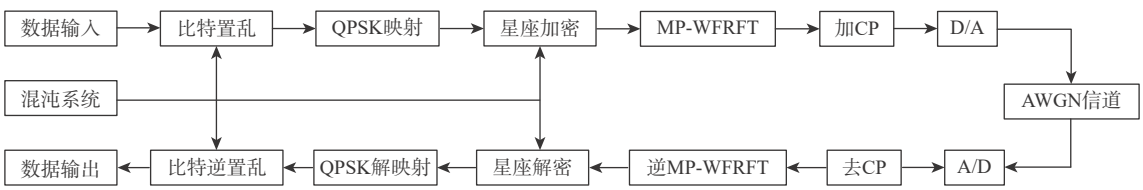


图 3　MP-WFRFT 级联混沌安全通信系统

Fig. 3　MP-WFRFT cascade chaotic secure communication system

3.1　密钥生成

设 Q 为原始基带信号经过信道编码后的输出序列, 长度为N。利用 SM3 算法, 求得序列 Q 的散列值 P, P 长度为 256 bit, 将其分为 32 组, 每组包含 8bit, 记为$\{p_1,p_2,\cdots,p_{32}\}$。通过式 (9) 的运算得到级联混沌的初值密钥 E、分岔参数 q 和预迭代次数 v, 再由通信用户双方约定 a_i:

$$\begin{cases} P=\mathrm{SM3}(Q) \\ E=\mathrm{mod}\left(\sum\limits_{i=1}^{32}\dfrac{2^{\mathrm{sum}(p_i\oplus p_{i+1})}}{2^8},1\right) \\ q=\mathrm{mod}\left(\sum\limits_{i=1}^{32}\dfrac{2^{\mathrm{sum}(p_i\&p_{i+1})}}{2^8},1\right) \\ v=\mathrm{sum}(P)(256-\mathrm{sum}(P)) \end{cases} \tag{9}$$

3.2　加密过程

3.2.1　密码核生成

明文采取分组加密的思想, 对序列 Q 进行分块处理, 分块长度为d^2, d^2应当可被 N 整除。将第i个分块转化为大小$d\times d$的矩阵$\boldsymbol{T}_i$,其中i的取值为$\left(1,2,\cdots,N/d^2\right)$。

利用初值密钥 E、分岔参数 q 和预迭代次数 v 作为 Logistic 映射的输入, 生成长为U的混沌序列, 将其每 2 个数值(x_i,y_i)为一组进行分组, 并结合$(a_i,0.7)$作为多个 Henon-Sine 映射的输入, 第i个 Henon-Sine 映射生成 2 个长度为g^2的一维序列$\boldsymbol{m}_i$和$\boldsymbol{h}_i$。利用式 (10) 对$\boldsymbol{h}_i$进行数据排序处理, 取其编号值替换原数值, 进而转换为大小为$g\times g$的方阵$\boldsymbol{H}_i$:

$$\begin{cases} \boldsymbol{h}_i=\mathrm{index}(\mathrm{sort}(\boldsymbol{h}_i)) \\ \boldsymbol{H}_i=\mathrm{reshape}(\boldsymbol{h}_i,g,g) \end{cases} \tag{10}$$

式中: index() 表示获取 $\boldsymbol{h}$ 排序处理后的值所对应的原始索引; reshape() 表示改变向量为矩阵, 尺寸为 (l, g×g) 向量转换为尺寸 (g, g) 的二维矩阵。

利用序列$\boldsymbol{m}_i$产生相位旋转因子r_{ik}, 用于符号星

座图产生相位旋转，表示如下：

$$r_{ik}=\mathrm{e}^{-\mathrm{j}2\pi m_{ik}} \tag{11}$$

式中：$k=1,2,\cdots,g^2$。

定义星座旋转矩阵$\boldsymbol{M}_i$为

$$\boldsymbol{M}_i=\mathrm{diag}(r_{i1},r_{i2},\cdots,r_{ig^2}) \tag{12}$$

以上操作利用LHS-CM级联混沌系统得到了用于加密分块矩阵$\boldsymbol{T}_i$的比特置乱矩阵$\boldsymbol{H}_i$和星座旋转矩阵$\boldsymbol{M}_i$。

3.2.2 比特置乱

实验中设置d=32，g=4，利用$\boldsymbol{H}_i$矩阵对$\boldsymbol{T}_i$矩阵进行先按行平移而后列平移的移动置乱，每次置乱的对象$\boldsymbol{T}_i$大小为$g\times g$，$\boldsymbol{H}_i$的移动步长l为1，最终得到$\boldsymbol{T}_i$的置乱结果为$\boldsymbol{Y}_i$，如图4所示。

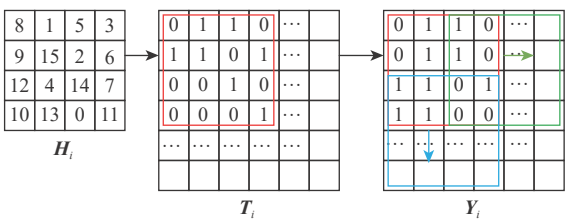


图4 移动置乱操作示意图

Fig. 4 Mobile scrambling operation

$\boldsymbol{T}_i$原始分布及置乱后$\boldsymbol{Y}_i$的分布如图5所示，其中，黑色方格代表1，白色方格代表0。

3.2.3 移位星座旋转过程

$\boldsymbol{B}_i$为$\boldsymbol{Y}_i$经过QPSK映射后得到的复值信号，经过QPSK映射后，$\boldsymbol{B}_i$的尺寸为$d\times d/2$，移位星座旋转加密过程如图6所示，具体步骤如下：

步骤1 将待加密符号阵$\boldsymbol{B}_{ij}$按行展平为一维向量$\boldsymbol{u}$。

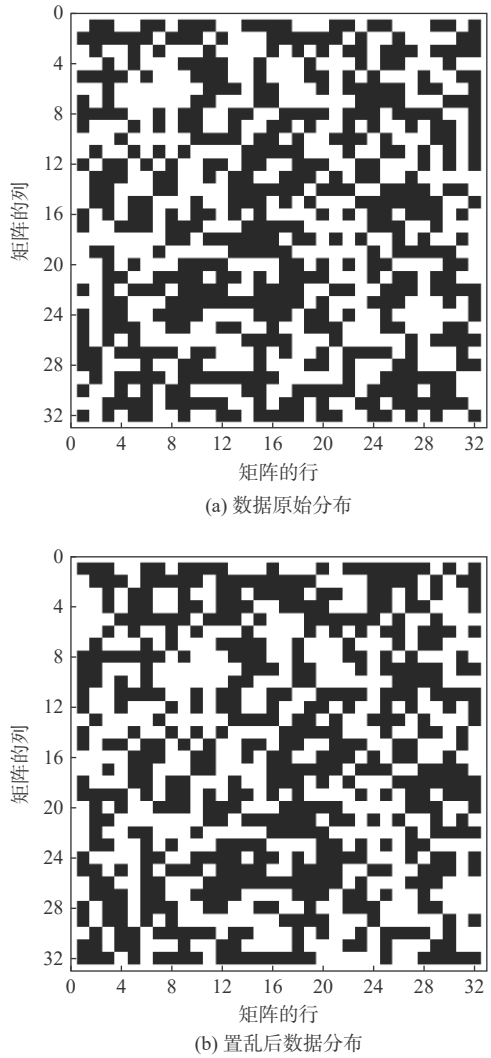
步骤2 向量$\boldsymbol{u}$乘以对角旋转矩阵$\boldsymbol{M}_i$，实施星座旋转，再将得到的一维向量$\boldsymbol{u}'$转化为$g\times g$大小的$\boldsymbol{B}'_{ij}$，$\boldsymbol{B}'_{ij}$是指$\boldsymbol{B}_{ij}$加密后的符号矩阵，覆盖矩阵$\boldsymbol{B}_i$中的$\boldsymbol{B}_{ij}$：

$$\begin{cases}\boldsymbol{u}'=\boldsymbol{u}\boldsymbol{M}_i\\ \boldsymbol{B}'_{ij}=\mathrm{reshape}(\boldsymbol{u}',g,g)\end{cases} \tag{13}$$

步骤3 按照先行后列的原则，根据移动步长l=1进行移位星座加密。

图7展示了原始星座图和移位星座旋转后的星座图。数据量足够多时，移位星座旋转后的星座图形成一个圆形分布，造成符号的相位模糊，从而实现数据的安全传输。该方法对于PSK数字调制和QAM数字调制均适用。

假设信道模型为加性高斯白噪声信道，$H[\cdot]$和$M[\cdot]$表示对信号进行的置乱和旋转操作，则接收端接收的信号可以表示为



(a) 数据原始分布

(b) 置乱后数据分布

图5 数据原始分布及置乱后分布

Fig. 5 Original distribution and distribution after scrambling of data

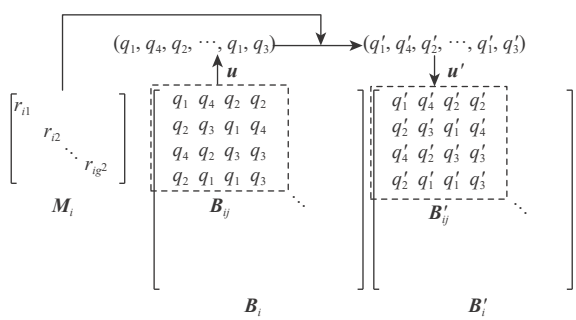


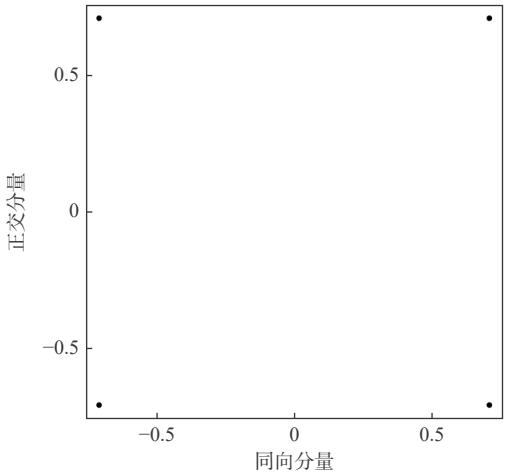
图6 移位星座旋转操作示意图

Fig. 6 Rotation operation of mobile constellation

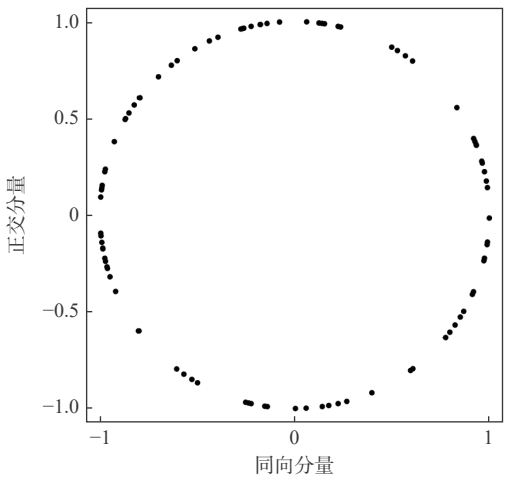
$$\boldsymbol{r}(t)=F^{\alpha,r_k,s_k}(M(H(\boldsymbol{x}(t))))+\boldsymbol{n}(t) \tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{x}(t)$为输入端二进制比特流；$\boldsymbol{n}(t)$为加性高斯白噪声；$\boldsymbol{r}(t)$为接收端信号。

合法接收方使用正确的初值密钥、分岔参数及预迭代次数，得到LHS-CM级联混沌系统产生的$H[\cdot]$和$M[\cdot]$加密矩阵，能正确进行逆操作恢复已调信号；而窃听方不知道LHS-CM级联混沌系统及



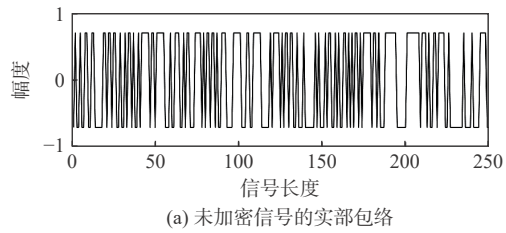
(a) 原始星座图



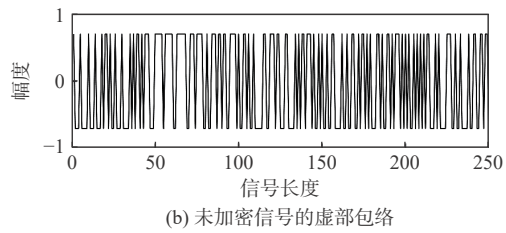
(b) 加密后星座图

图 7　原始星座图和加密后星座图

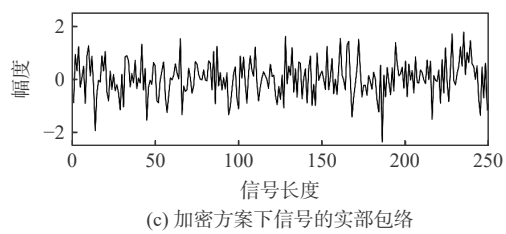
Fig. 7　Original and encrypted constellation charts



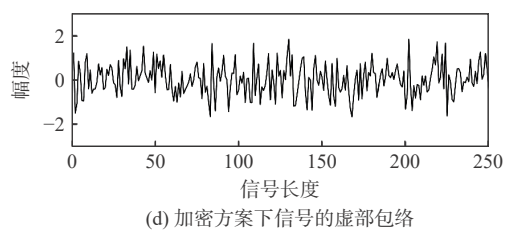
(a) 未加密信号的实部包络



(b) 未加密信号的虚部包络



(c) 加密方案下信号的实部包络



(d) 加密方案下信号的虚部包络

图 8　加密方案前后信号的时域波形

Fig. 8　Time domain waveform of signal before and after encryption scheme

MP-WFRFT 的各项参数, 不能正确恢复出已调信号。因此, 新方法能够实现信号的安全传输。

4　数值仿真

4.1　信号波形

系统仿真参数如表 1 所示。图 8 展示了使用和未使用本文安全传输方案 2 种情况下所输出的时域信号波形。从结果看, 波形的实部包络及虚部包络呈现出随机差异, 表明该方案作用在传输数据上产生了随机“加密”的效果。

表 1　仿真参数

Table 1　Simulation parameters

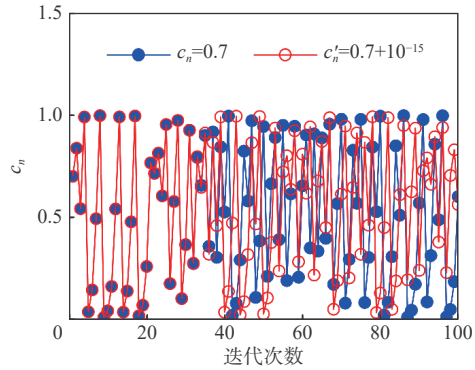
参数	数值
信号长度	65 536
信道	AWGN
调制方式	QPSK
d	32×32
g	4×4
l	1
α	0.8
$\boldsymbol{R}$	[0,1,2,3]
$\boldsymbol{S}$	[1,0,1,0]

4.2　密钥敏感性及空间分析

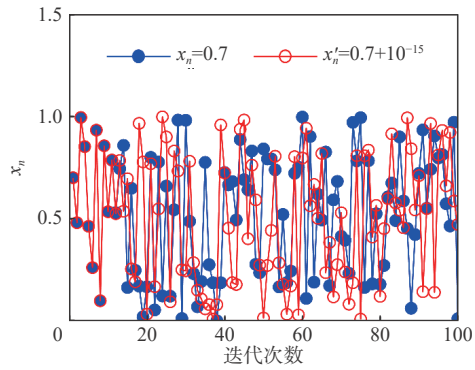
一个好的加密方案应该对密钥敏感, 并且拥有足够大的密钥空间, 使任何蛮力攻击都不可行。混沌序列对于初始值的微小变化十分敏感, 图 9 展示了 Logistic 映射和 Henon-Sine 映射对于初始值在 10^{-15} 微小变动下序列的分布情况。可见, 2 种映射均具备良好的初始值敏感性。密钥空间是安全系统的重要因素。对于一个好的密码系统, 密钥空间应尽可能大。Logistic 混沌系统初始密钥 E、分岔参数 (q,a_i)、预迭代次数 v, 以及 MP-WFRFT 的变换参数 α、$[\boldsymbol{R},\boldsymbol{S}]$, 可共同作为密钥, 在 64 位计算机下, 浮点数的精度可达到 10^{-16}, 由此可以计算出密钥空间为 $10^{16}\times10^{16}\times10^{16}\times(10^{16})^{U}\times(10^{16})^{8}=10^{16U+176}$, 其中, U 为明文分组数, 对比文献 [19-20] 所提混沌加密算法的密钥空间 10^{176}, 本文方法安全级别更高。

4.3　误比特率曲线分析

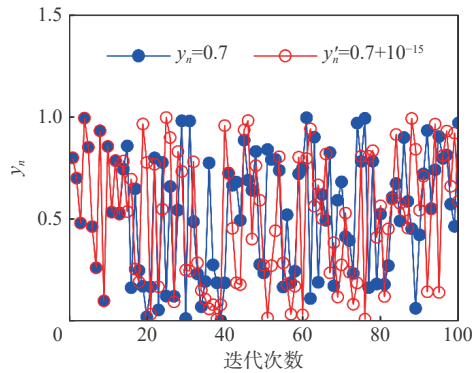
图 10 为信道类型为 AWGN 信道时合法接收方



(a) 序列c_n的迭代值



(b) 序列x_n的迭代值



(c) 序列y_n的迭代值

图 9 Logistic 映射和 Henon-Sine 映射初始值对混沌序列的影响

Fig. 9 Effect of initial values of Logistic and Henon-Sine mappings on chaotic sequences

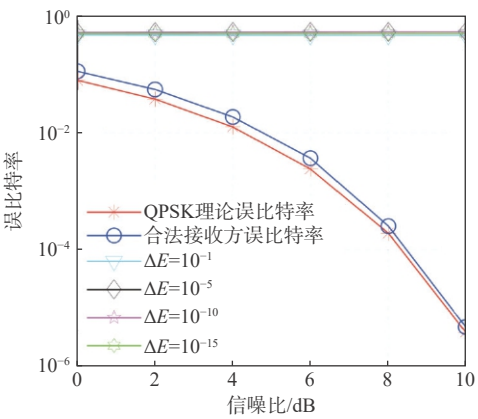
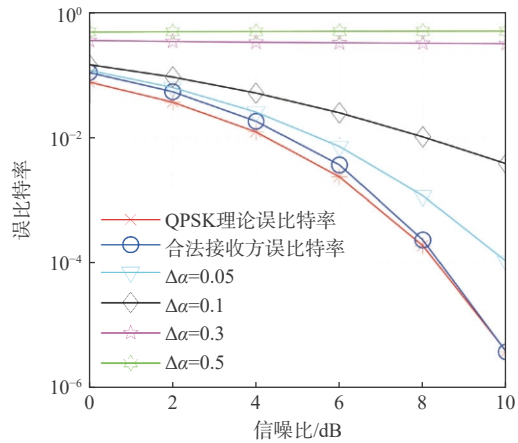


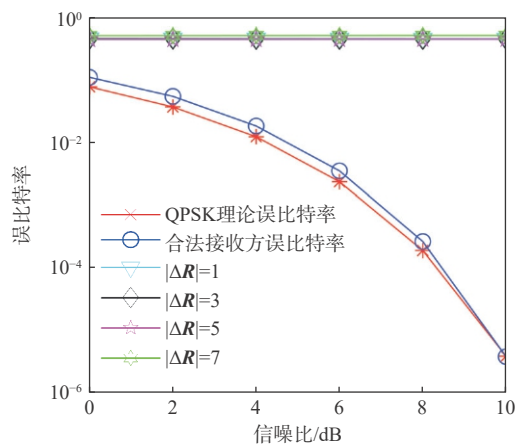
图 10 不同混沌密钥初值情况下的误比特率曲线

Fig. 10 Bit error rate curves for different initial values of chaotic keys

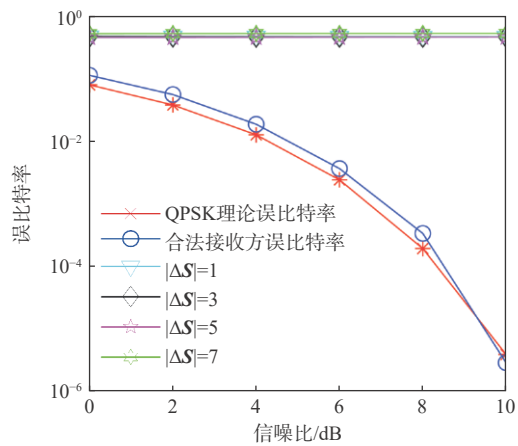
和非法接收方对接收信号进行解调的误比特率性能曲线。表明，由于 Logistic 系统对初值的敏感性，当初值密钥 E 误差 ΔE 为 10^{-1}、10^{-5}、10^{-10}、10^{-15} 时，系统误比特率始终接近于 0.5，通信安全得以保证，且在密钥正确的情况下，加密传输 QPSK 信号的误比特率曲线与理论 QPSK 信号的误比特率曲线基本一致，说明本文的加密方法并不影响 QPSK 通信的性能。图 11 为 MP-WFRFT 的参数 α 不同取



(a) α在不同误差情况下的误比特率曲线



(b) $\boldsymbol{R}$在不同误差情况下的误比特率曲线



(c) $\boldsymbol{S}$在不同误差情况下的误比特率曲线

图 11 变换参数不同误差情况下的误比特率曲线

Fig. 11 Bit error rate curves with different errors in transformation parameters

值情况下, 接收方对接收信号进行解调的误比特率性能曲线, 图 11(a) 展示了参数 α 误差 $\Delta\alpha$ 为 0.05, 0.1, 0.3, 0.5 时 4 种不同误差情况下的误比特率曲线, 图 11(b)、图 11(c) 展示了尺度向量 $[\boldsymbol{R}, \boldsymbol{S}]$ 的误差为 1, 3, 5, 7 这 4 种不同误差情况下的误比特率曲线。

5　结　论

本文结合 MP-WFRFT 的星座混淆特性与新型级联混沌系统映射轨迹的抗截获特性, 提出了基于多级联混沌加密的 MP-WFRFT 安全传输方案。仿真结果表明, 该方案具备以下优势:

1) 现有的混沌映射结构上相对单一, 本文中 2 种混沌映射相结合的方式增加了混沌系统的结构复杂度和密钥空间, 提高了混沌映射序列被破译的难度, 只有在密钥及系统结构均已知的情况下, 才能恢复出原始数据信息。

2) 轻量级密钥(取决于混沌映射的初值密钥、分岔参数、预迭代次数及 MP-WFRFT 的变换参数)便于收发双方进行传递。

3) 根据传输数据的分块大小可以动态调整置乱矩阵和旋转矩阵的大小, 灵活性高, 可适应不同的通信需求场景。

参考文献 (References)

[1] ZOU Y L, ZHU J, WANG X B, et al. A survey on wireless security: Technical challenges, recent advances, and future trends[J]. Proceedings of the IEEE, 2016, 104(9): 1727-1765.

[2] LIANG X H, ZHANG K, SHEN X M, et al. Security and privacy in mobile social networks: challenges and solutions[J]. IEEE Wireless Communications, 2014, 21(1): 33-41.

[3] JORSWIECK E, TOMASIN S, SEZGIN A. Broadcasting into the uncertainty: Authentication and confidentiality by physicallayer processing[J]. Proceedings of the IEEE, 2015, 103(10): 1702-1724.

[4] MA L, WU Y L, ZHENG Z, et al. A novel real-time Fourier and inverse Fourier transforming system based on non-uniform coupled-line phaser[J]. AEU-International Journal of Electronics and Communications, 2018, 94: 102-108.

[5] 陈青, 孙海信, 齐洁, 等. 加权分数傅里叶变换在混合系统中的应用[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(5): 100-104.
CHEN Q, SUN H X, QI J, et al. Application of weighted fractional Fourier transform in hybrid system[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(5): 100-104(in Chinese).

[6] SHIH C C. Fractionalization of Fourier transform[J]. Optics Communications, 1995, 118(5): 495-498.

[7] MEI L, SHA X J, ZHANG N T. The approach to carrier scheme convergence based on 4-weighted fractional Fourier transform[J]. IEEE Communications Letters, 2010, 14(6): 503-505.

[8] LANG J, TAO R, RAN Q W, et al. The multiple parameter fractional Fourier transform[J]. Science in China Series F:Information Sciences, 2008, 51(8): 1010-1024.

[9] WANG K, SHA X J, LI Y. Hybrid carrier modulation with time-domain windows and iterative equalization over underwater acoustic channels[J]. IEEE Communications Letters, 2013, 17(8): 1489-1492.

[10] FANG X J, ZHANG N, ZHANG S, et al. On physical layer security: Weighted fractional Fourier transform based user cooperation[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2017, 16(8): 5498-5510.

[11] 王浩波, 达新宇, 徐瑞阳, 等. 双极化卫星 MP-WFRFT 星座裂变安全传输技术[J]. 西安电子科技大学学报, 2020, 47(3): 121-127.
WANG H B, DA X Y, XU R Y, et al. Constellation splitting security transmission technology based on the multi-parameter weighted-type fractional Fourier transform for dual-polarized satellites[J]. Journal of Xidian University, 2020, 47(3): 121-127(in Chinese).

[12] LUO Z K, WANG H L, ZHOU K J, et al. Combined constellation rotation with weighted FRFT for secure transmission in polarization modulation based dual-polarized satellite communications[J]. IEEE Access, 2017, 5: 27061-27073.

[13] 蒋东华, 朱礼亚, 沈子懿, 等. 结合二维压缩感知和混沌映射的双图像视觉安全加密算法[J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(2): 139-148.
JIANG D H, ZHU L Y, SHEN Z Y, et al. A double image visual security encryption algorithm combining 2D compressive sensing and chaotic mapping[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(2): 139-148(in Chinese).

[14] BAI Y, LIU B, REN J X, et al. Highly secure and reliable 7-core fiber optical OFDM access system based on chaos encryption inside polar code[J]. IEEE Photonics Journal, 2022, 14(1): 7200506.

[15] HUANG X R, ZHANG L M, HU W S, et al. Secure OFDM-PON using chaotic constellation mapping and probabilistic shaping[J]. IEEE Photonics Technology Letters, 2021, 33(20): 1139-1142.

[16] LIU F, WANG L, XIE J, et al. MP-WFRFT and chaotic scrambling aided directional modulation technique for physical layer security enhancement[J]. IEEE Access, 2019, 7: 74459-74470.

[17] ZHUANG L, HU J, CHENG J. Multilayer WFRFT and chaotic encryption wireless communication system based on MIMO[J]. Journal of Physics:Conference Series, 2020, 1453(1): 012116.

[18] FANG X J, SHA X J, LI Y. MP-WFRFT and constellation scrambling based physical layer security system[J]. China Communications, 2016, 13(2): 138-145.

[19] 张喆, 达新宇, 刘慧军, 等. 卫星混合载波混沌相位扰码安全传输方案[J]. 西安交通大学学报, 2017, 51(12): 42-48.
ZHANG Z, DA X Y, LIU H J, et al. A secure transmission scheme for satellite communications based on hybrid carrier and chaotic phase scrambling[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(12): 42-48(in Chinese).

[20] 倪磊, 达新宇, 胡航, 等. 基于改进 Logistic 相位扰码的抗截获通信[J]. 华中科技大学学报 (自然科学版), 2019, 47(6): 35-40.
NI L, DA X Y, HU H, et al. Research on anti-interception communication based on improved Logistic phase scrambling[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2019, 47(6): 35-40(in Chinese).

[21] YUAN G G, CHEN Z L, GAO X J, et al. Enhancing the security of chaotic direct sequence spread spectrum communication through WFRFT[J]. IEEE Communications Letters, 2021, 25(9): 2834-2838.

[22] WU J H, LIAO X F, YANG B. Image encryption using 2D Henon-Sine map and DNA approach[J]. Signal Processing, 2018, 153: 11-23.

[23] 王光义, 袁方. 级联混沌及其动力学特性研究[J]. 物理学报, 2013, 62(2): 111-120.
WANG G Y, YUAN F. Cascade chaos and its dynamic characteristics[J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62(2): 111-120(in Chinese).

MP-WFRFT secure communication method based on multi-cascade chaotic encryption

WANG Xikang，MENG Qingwei*，XU Hua，QI Zisen，ZHANG Yue

(College of Information and Navigation，Air Force Engineering University，Xi'an 710077，China)

Abstract：To improve the secure transmission performance of the physical layer of wireless communication, a multiple parameters weighted-type fractional Fourier transform (MP-WFRFT) secure communication method based on multi-cascade chaotic encryption was proposed. The multi-cascade chaotic system based on Logistic mapping and Henon-Sine mapping was used to implement the first round of scrambling encryption for bit data and the second round of phase encryption for symbol data, and the third round of constellation encryption was carried out by using the constellation fission property of MP-WFRFT. This triple encryption scheme greatly enhanced the confidentiality of the communication system and effectively prevented brute-force attacks. Compared with the traditional low-dimensional chaotic encryption methods, the multi-cascade chaos based on Logistic mapping and Henon-Sine mapping had a larger key space and more complex system motion trajectory. For the application of multi-cascade chaotic encryption schemes in data encryption, a new bit scrambling and an improved mobile constellation rotation method were proposed to achieve data security. Simulation results and analysis show that the triple encryption scheme can effectively transmit messages securely without affecting transmission performance, and the bit error rate of non-cooperative receivers is consistently maintained at around 0.5 with only 10^{-15} deviations from the chaotic key.

Keywords：physical layer security；cascade chaos；multi-parameter-weighted fractional Fourier transform；bit scrambling；constellation encryption

Received：2022-06-17；**Accepted**：2022-08-07；**Published Online**：2022-09-14 09：17

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220913.1537.004

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (62101591)

* **Corresponding author**. E-mail：qingw_meng@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0509

基于分布式模型预测的无人机编队避障控制

秦明星[1]，王忠[1,*]，李海龙[2]，刘鑫[1]
(1. 火箭军工程大学 基础部，西安 710025；2. 火箭军工程大学 作战保障学院，西安 710025)

摘 要：针对无人机（UAV）在有障碍环境中编队形成和保持问题，提出了一种考虑系统约束的无参考轨迹的分布式模型预测控制 (DMPC) 算法。为处理模型预测控制 (MPC) 中存在的约束耦合和代价耦合，引入假设轨迹设计了低保守的相容性约束和无参考轨迹的代价函数，使算法可以分布式同步执行。基于速度障碍法设计终端约束，保证了终端域的安全，并给出了一个可行的终端控制输入。将代价函数作为 Lyapunov 函数，结合构造的稳定性约束，分析了算法的迭代可行性和系统稳定性。为兼顾实时性，在所提算法的基础上给出了一种能较好满足编队避障要求的非严格稳定的 DMPC 算法。通过数值仿真，验证了所提算法的有效性和优越性。

关 键 词：模型预测控制；分布式控制；编队控制；避障；无人机；速度障碍
中图分类号：TP24; V249
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-1969-13

近年来，随着无人机技术的不断成熟和任务需求的日益复杂，相较于单无人机，多无人机协同在许多任务中展现出巨大的优势，如侦察监视[1]、协同运输[2]、协同建图[3]和灯光秀[4]等。其中，多无人机编队协同是一项关键技术，已有大量的相关研究成果[5-7]。编队协同要求无人机形成并保持预设编队飞行。在实际应用中，还要求编队可以应对意外情况，如飞越森林、城市或峡谷。因此，无人机之间的碰撞避免（以下简称避碰）和无人机与障碍物之间的碰撞避免（以下简称避障）是必须要解决的问题。

当前，编队控制方法有领导者跟随法[8]、虚拟结构法[9]、行为控制法[10]和一致性方法[11]等。避碰和避障的方法有基于人工势场（artificial potential field, APF）的方法[12-16]、反应式方法[17-18]、基于优化的方法[19-29]。现有编队避碰和避障方法多是将上述2类方案结合使用。一致性与APF的结合是当前使用较多的方法[12-14]，其基于Lyapunov方法分析系统的稳定性，APF用来实现避碰和避障，特点是易于实现和计算要求低。费思远等[14]基于势场函数和一致性方法，设计了无人机编队保持控制算法，并使用Lyapunov分析方法证明了闭环系统的稳定性和系统状态误差的最终有界性。Wu等[15]基于领导者跟随法，利用事件触发和APF实现了低通信负担下的编队避碰控制。Zhou等[16]用虚拟结构实现无人机编队飞行，利用多层势场处理避障。在APF中，当无人机接近障碍物时，其速度就会不可避免的降低[30]，这种问题在复杂障碍物环境中会变得更加突出[31]。此外，APF使用多个相互作用的矢量场进行规划时有死锁现象，而且局部最小值问题的存在会导致轨迹偏离预期目标。对此，研究人员提出了缓冲Voronoi细胞[17]和速度障碍（velocity obstacle, VO）[18]等反应方法，以克服APF的局限性，然而这些方法无法考虑最优性[32]。在实际系统中，系统的状态和输入往往有限，即存在系统约束[33]。上述方法都未考虑系统约束的存在。基于优化的方法可以很好地处理约束并考虑最优性，如模型预测控制（model predictive control, MPC）[19-26]、顺序凸

收稿日期：2022-06-20；**录用日期**：2022-07-21；**网络出版时间**：2022-08-25 15:51
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220825.1320.001
基金项目：国家自然科学基金 (62176263,62003363,62103434)；陕西省杰出青年科学基金 (2021JC-35)
*通信作者. E-mail：hotrobot818@163.com

引用格式：秦明星，王忠，李海龙，等. 基于分布式模型预测的无人机编队避障控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（6）：1969-1981. QIN M X，WANG Z，LI H L，et al. Obstacle avoidance control of UAV formation based on distributed model prediction [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（6）：1969-1981 （in Chinese）.

规划(sequential convex programming, SCP)[27]和混合整数线性规划(mixed-integer linear programming, MILP)[28-29]。

基于优化的方法中,MPC作为目前唯一能显式处理约束的控制方法,已经成为处理复杂约束变量控制问题的公认标准[34]。MPC采用滚动优化、反馈矫正的形式,即在每一个采样周期会在线修正预测轨迹,具有很强的抗干扰能力[35]。因此,MPC可以很好地克服APF和反应式方法固有的缺陷[36]。但由于MPC的计算量大,随着高性能计算设备的不断进步,才得到普及[37]。同时,由MPC拓展得到的分布式模型预测控制(distributed model predictive control, DMPC)以其灵活的结构、较低的计算成本和较低的通信负担等优点引起了广泛关注。赵超轮等[19]基于DMPC研究了无人机编队控制,但并未考虑避碰和避障。Zhang等[20]基于DMPC给出了一种领导者跟随编队避障方法,其使用自适应差分进化算法求解优化问题。Cai等[21]基于虚拟目标引导方法和DMPC研究了无人机编队避障问题。但文献[20-21]都未考虑避碰。Guo等[22]将VO概念与DMPC结合,设计了一种有障碍环境下的编队形成算法。Vargas等[23]在考虑维护拓扑连通的情况下,基于一致性理论和DMPC提出一种无人机编队形成方法,且同时使用软约束和硬约束处理避碰和避障。文献[22-23]只研究了有障碍环境中的编队形成问题。Xie等[24]将APF与非线性模型预测控制(nonlinear model predictive control, NMPC)结合研究无人机编队避障问题,无人机会根据障碍物调整编队,以确保安全穿越障碍区,但未给出系统稳定性证明。Wu等[25]研究了无人机编队避障问题,将粒子群算法与改进一致性方法结合来处理静态障碍物,同时将粒子群算法和MPC方法结合来处理动态障碍物,但只能保证无约束无障碍情况下的系统稳定性。考虑到通信延迟,Yamchi和Esfanjani[26]基于DMPC提出了一种编队避障算法,但编队完全依赖于各机器人的参考轨迹。

由上述分析可知,在有障碍环境中,且存在系统约束条件下的编队控制问题已有较多研究,但在编队形成和保持过程中,同时考虑避碰和避障,且在无参考轨迹下保证系统稳定性的问题还未充分研究。针对该问题,本文基于DMPC提出了一种无人机编队避碰和避障算法。通过假设轨迹实现了代价解耦和约束解耦,使算法可以分布式同步运行。基于超平面设计的相容性约束消除了由假设值与真实值之间的偏差造成的安全问题。基于VO法构造的终端约束,在确保安全的前提下,给出了一个可行的终端控制输入。设计了稳定性约束,保证了系统的渐进稳定性。为兼顾实时性,又给出了一个非严格稳定的、计算复杂度低的DMPC算法。与已有研究相比,本文主要贡献如下:

1)现有多数方法[19-24]在穿越障碍物区域时,既要接近期望位置或跟踪参考轨迹,又要保证安全,特别是当期望位置或参考轨迹与障碍物冲突时,很难维持编队。本文算法只需要趋近期望速度,且基于距离约束形成的编队具有旋转特性,使得无人机优化轨迹时具有更高的灵活性,可以更好地维持编队。

2)相较于文献[22, 38-40]中的相容性约束和终端约束,本文基于超平面设计的相容性约束和终端约束,解的可行域更大,提升了算法的收敛速度,降低了计算复杂度。

3)现有解决编队避碰和避障稳定性问题的DMPC算法[22,38],只研究了编队形成。本文提出的DMPC算法给出了编队形成和保持过程中系统的稳定性分析。

1 基础知识

1.1 图论的基础知识

在无向图$G=(V(G),E(G))$中,$V(G)=\{\xi_1,\xi_2,\cdots,\xi_N\}$为节点集合,$E(G)\subseteq\{(\xi_i,\xi_j),i\neq j,\xi_i,\xi_j\in V(G)\}$为边集合。$(\xi_i,\xi_j)$表示$\xi_i$到$\xi_j$的一条边,记做$e_{ij}$。图$G$为无向图,对于任意$e_{ij}\in E(G)$,均有$e_{ji}\in E(G)$。节点$i$的邻居集合为$N_i\triangleq\{\xi_j\in V(G)|(\xi_j,\xi_i)\in E(G)\}$。图$G$的邻接矩阵表示为$\boldsymbol{W}=[w_{ij}]\in\mathbf{R}^{N\times N}$,若$e_{ji}\in E(G)$,则$w_{ij}=1$,否则$w_{ij}=0$。本文采用无向图描述无人机之间的通信拓扑,节点$\xi_i$代表无人机$i$,$w_{ij}=1$表示无人机$i$与$j$会相互通信,$N_i$表示无人机$i$的邻居集合。

1.2 速度障碍

VO的核心思想[18]是:使用相对速度和位置为无人机指出可能碰撞的速度集合,再选择该集合以外的速度来确保安全。本文以二维平面为例进行说明。如图1所示,将无人机和障碍物都抽象为一个圆盘。

图1左侧为2个无人机之间的VO示意图,无

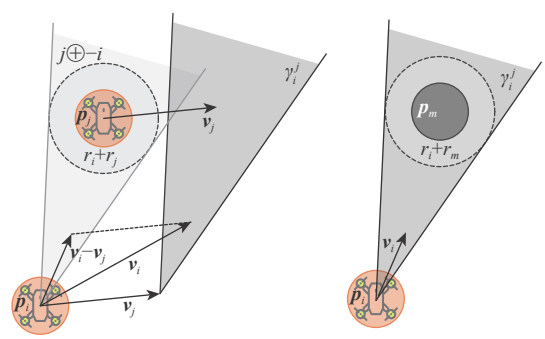


图1 速度障碍

Fig. 1 Velocity obstacle

人机 i 和 j 的半径分别为 r_i 和 r_j, $\boldsymbol{p}_i$ 和 $\boldsymbol{p}_j$ 为位置, $\boldsymbol{v}_i$ 和 $\boldsymbol{v}_j$ 为速度。无人机 i 相对于 j 的 VO 集合表示为

$$\Upsilon_j^i = \{\boldsymbol{v}_i | \lambda(\boldsymbol{p}_i, \boldsymbol{v}_i - \boldsymbol{v}_j) \cap j \oplus -i \neq \varnothing\} \tag{1}$$

式中: Υ_j^i 为未来时间内无人机 i 会与 j 发生碰撞的无人机 i 的速度集合; $\lambda(\boldsymbol{p},\boldsymbol{v})$ 为起点为 $\boldsymbol{p}$, 与 $\boldsymbol{v}$ 同向的射线; "$\oplus$" 为闵可夫斯基和。为避免发生碰撞, 无人机 i 应该选择 Υ_j^i 集合外的速度。

为方便后续应用, 将式 (1) 转化为

$$\Upsilon_j^i = \{\boldsymbol{v}_i | \exists t > 0, \| \boldsymbol{p}_i - \boldsymbol{p}_j + t(\boldsymbol{v}_i - \boldsymbol{v}_j) \| < r_i + r_j\} \tag{2}$$

图 1 右侧为无人机 i 与静态障碍物 m 的 VO 示意图, 将式 (2) 中的无人机 j 替换为静态障碍物 m, 可得无人机 i 相对于静态障碍物 m 的 VO 集合为

$$\Upsilon_m^i = \{\boldsymbol{v}_i | \exists t > 0, \| \boldsymbol{p}_i - \boldsymbol{p}_m + t\boldsymbol{v}_i \| < r_i + r_m\} \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{p}_m$ 和 r_m 分别为静态障碍物 m 的位置和半径。为避免与障碍物发生碰撞, 无人机 i 应该选择 Υ_m^i 集合外的速度。

2　问题描述

本文考虑 N 个无人机组成编队, 每个无人机服从如下离散线性二阶系统:

$$\boldsymbol{x}_i(k+1) = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_i(k) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_i(k) \qquad \forall i \in N_{\mathrm{a}} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{x}_i(k) = [\boldsymbol{p}_i^{\mathrm{T}}(k), \boldsymbol{v}_i^{\mathrm{T}}(k)]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^{2n}$ 为无人机 i 在 k 时刻的状态; $\boldsymbol{p}_i(k) \in \mathbf{R}^n$ 和 $\boldsymbol{v}_i(k) \in \mathbf{R}^n$ 分别为无人机 i 在 k 时刻的位置和速度; 假设无人机有一个加速度控制器, $\boldsymbol{u}_i(k)$ 为无人机 i 在 k 时刻的控制输入, 即加速度; $\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I}_n & \Delta T\, \boldsymbol{I}_n \\ \boldsymbol{0}_n & \boldsymbol{I}_n \end{bmatrix}$, $\boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} \dfrac{\Delta T^2}{2}\boldsymbol{I}_n \\ \Delta T\, \boldsymbol{I}_n \end{bmatrix}$, n 为系统维度, 可以是 2 维平面, 也可以是 3 维空间; ΔT 为采样周期; $N_{\mathrm{a}} \triangleq \{1,2,\cdots,N\}$ 为全部无人机的索引集合。

本文考虑无人机的状态和控制输入约束: $\boldsymbol{x}_i \in X_i$, $\boldsymbol{u}_i \in U_i$, 其中, X_i 为紧集, U_i 为闭集。$X_i \triangleq \{\boldsymbol{x}_i | \underline{x}_{ih} \leqslant x_{ih} \leqslant \bar{x}_{ih}, h = 1,2,\cdots,n\}$, x_{ih} 为 $\boldsymbol{x}_i$ 的第 h 个分量, $\underline{x}_{ih}$ 和 $\bar{x}_{ih}$ 分别为 $\boldsymbol{x}_i$ 的第 h 个分量的下界和上界。$U_i \triangleq \{\boldsymbol{u}_i | \underline{u}_{ih} \leqslant u_{ih} \leqslant \bar{u}_{ih}, h = 1,2,\cdots,n\}$, u_{ih} 为 $\boldsymbol{u}_i$ 的第 h 个分量, $\underline{u}_{ih}$ 和 $\bar{u}_{ih}$ 分别为 $\boldsymbol{u}_i$ 的第 h 个分量的下界和上界。

图 2 描述了安全距离设置。为提高方法的鲁棒性, 本文为无人机和障碍物分别设置了安全缓冲半径 $r_{\text{margin-UAV}}$ 和 $r_{\text{margin-obs}}$。图 2 中, r_{UAV} 为无人机的半径; $d_{\text{safety-UAV}} = 2(r_{\text{UAV}} + r_{\text{margin-UAV}})$ 为无人机间需保持的最小距离; $d_{\text{coll-UAV}} = 2r_{\text{UAV}}$ 为无人机不会碰撞的最小距离; 黑色区域为障碍物, 半径为 r_{obs}; $d_{\text{safety-obs}} = r_{\text{UAV}} + r_{\text{margin-UAV}} + r_{\text{obs}} + r_{\text{margin-obs}}$ 为无人机和障碍物需保持的最小距离; $d_{\text{coll-obs}} = r_{\text{UAV}} + r_{\text{obs}}$ 为无人机与障碍物不会碰撞的最小距离; 绿色轨迹为无人机 i 在 k 时刻利用 MPC 得到的预测轨迹, P 为预测时域。

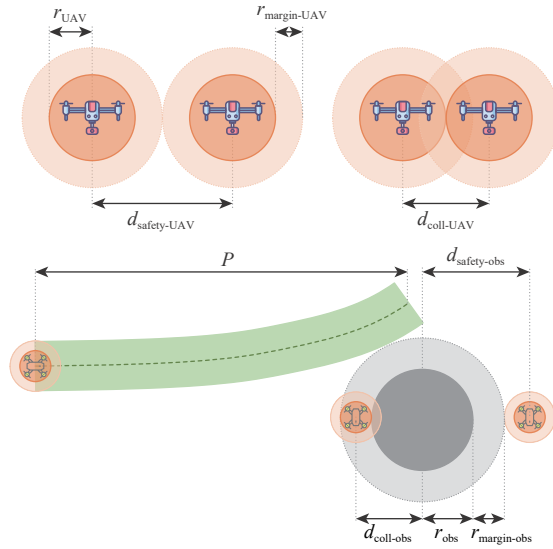


图 2　安全距离设置

Fig. 2　Safety distance configuration

基于距离约束的无参考轨迹多无人机编队避碰和避障问题, 具体可表述为如下数学问题。

编队:

$$\lim_{k\to\infty} \| \boldsymbol{p}_j(k) - \boldsymbol{p}_i(k) \| = d_{ij,\text{ref}} \qquad \forall j \in N_i \tag{5}$$

期望速度:

$$\lim_{k\to\infty} (\boldsymbol{v}_{\text{ref}} - \boldsymbol{v}_i(k)) = \boldsymbol{0} \tag{6}$$

避碰:

$$\| \boldsymbol{p}_j(k) - \boldsymbol{p}_i(k) \| \geqslant d_{\text{safety-UAV}} \qquad \forall j \in N_i \tag{7}$$

避障:

$$\| \boldsymbol{p}_m - \boldsymbol{p}_i(k) \| \geqslant d_{\text{safety-obs}} \qquad m \in M_{\text{obs}} \tag{8}$$

式中: $d_{ij,\text{ref}}$ 为期望编队中无人机 j 与 i 的相对距离, 其对于无人机 i 来说是一个先验信息; $\boldsymbol{v}_{\text{ref}}$ 为编队的期望速度; M_{obs} 为障碍物集合 (假设障碍物位置已知)。需要注意, 基于距离约束的编队要求无人机之间的通信拓扑为刚性图[41]。

注 1　当前多数文献[19-24]通过靠近期望位置或跟踪参考轨迹来形成编队。然而在避障时, 既要保证安全, 又要尽可能接近期望位置或跟踪参考轨迹, 特别是当障碍物与期望位置或参考轨迹冲突时, 很难维持编队。本文在避障时, 只需要趋近共同的期望速度, 且基于距离约束形成的编队具有旋转特性[41], 因此, 无人机具有更高的灵活性来维持编队。

为保证安全, 假设无人机的初始位置和期望编队的设置需满足如下要求:

$$\begin{cases} \| \boldsymbol{p}_j(0)-\boldsymbol{p}_i(0) \| \geqslant d_{\text{safety-UAV}} \\ \| \boldsymbol{p}_m-\boldsymbol{p}_i(0) \| \geqslant d_{\text{safety-obs}} \\ d_{ij,\text{ref}} \geqslant d_{\text{safety-UAV}} \end{cases} \tag{9}$$

式中：$i \in N_a$；$j \in N_i$；$m \in M_{\text{obs}}$。

本文基于MPC来解决多无人机编队避障问题。可以看到，式(5)和式(6)中都涉及相邻无人机的状态信息，这会在优化问题引入代价耦合和约束耦合，使得滚动优化无法分布式进行。因此，在满足各项约束的前提下，解耦代价耦合和约束耦合，使得算法可以分布式同步执行，并保证系统的稳定性是本文的研究重点。

3 方法描述

为使得算法可以同步分布式执行，本节通过引入假设状态和假设控制输入来解耦约束耦合。为确保编队安全，分别设计了相容性约束和终端约束。同时，为确保系统稳定，给出了稳定性约束。

3.1 假设状态和假设控制输入

用$(\cdot)(k+l|k)$表示在k时刻预测的$k+l$时刻的相关值，其中，$l \in \{0,\cdots,P\}$。本文使用无人机上一时刻的优化轨迹作为当前时刻的假设轨迹。无人机i在k时刻预测时域内的假设控制输入定义如下：

$$\hat{\boldsymbol{u}}_i(k+l|k)=\begin{cases} \boldsymbol{u}_i^*(k+l|k-1) & l=0,1,\cdots,P-2 \\ \kappa_i(\boldsymbol{x}_i^*(k+P-1|k-1)) & l=P-1 \end{cases} \tag{10}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{u}}_i(\cdot)$为假设控制输入；$\boldsymbol{u}_i^*(\cdot)$为优化控制输入；$\boldsymbol{x}_i^*(\cdot)$为优化状态；$\kappa_i(\cdot)$为$(k+P-1|k)$时刻的可行控制输入，即终端控制输入。

无人机i在k时刻预测时域内的假设状态定义如下：

$$\hat{\boldsymbol{x}}_i(k+l|k)=\begin{cases} \boldsymbol{x}_i^*(k+l|k-1) & l=0,1,\cdots,P-1 \\ \boldsymbol{x}_i^{\kappa}(k+P|k-1) & l=P \end{cases} \tag{11}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{x}}_i(\cdot)$为假设状态；$\boldsymbol{x}_i^{\kappa}(k+P|k-1)$为利用可行控制输入$\kappa_i(\boldsymbol{x}_i^*(k+P-1|k-1))$得到$(k+P|k)$时刻的假设状态。

3.2 相容性约束设计

假设状态和假设控制输入的引入，使得分布式计算成为可能。但假设值和真实值之间是存在偏差的，为确保使用假设值仍可以满足安全要求，本节利用超平面设计如下相容性约束：

$$\begin{aligned} &\boldsymbol{a}_{ij}^{\mathrm{T}}(k+l|k)(\boldsymbol{p}_i(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k))-b_{ij}(k+l|k) \leqslant 0 \\ &\quad j \in N_i, l=0,1,\cdots,P-1 \end{aligned} \tag{12}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{p}}$表示无人机的假设位置。

$$\boldsymbol{a}_{ij}(k+l|k)=\frac{\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)}{\| \hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k) \|} \tag{13}$$

$$b_{ij}(k+l|k)=\frac{\| \hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k) \|-d_{\text{safety-UAV}}}{2} \tag{14}$$

可得，$\boldsymbol{a}_{ij}(k+l|k)=-\boldsymbol{a}_{ji}(k+l|k)$，$b_{ij}(k+l|k)=b_{ji}(k+l|k)$。

避障约束保持不变：

$$\| \boldsymbol{p}_m-\boldsymbol{p}_i(k+l|k) \| \geqslant d_{\text{safety-obs}} \qquad l=0,1,\cdots,P-1 \tag{15}$$

定理1 若相容性约束(12)能得到满足，则有：

$$\begin{aligned} &\| \boldsymbol{p}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k) \| \geqslant d_{\text{safety-UAV}} \\ &\quad j \in N_i,\ l=0,1,\cdots,P-1 \end{aligned} \tag{16}$$

证明 若相容性约束(12)能得到满足，可得

$$\begin{aligned} &\boldsymbol{a}_{ij}^{\mathrm{T}}(k+l|k)(\boldsymbol{p}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_j(k+l|k)+ \\ &\quad \hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k))-2b_{ij}(k+l|k) \leqslant 0 \end{aligned} \tag{17}$$

简化式(17)，可得

$$\boldsymbol{a}_{ij}^{\mathrm{T}}(k+l|k)(\boldsymbol{p}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)) \geqslant d_{\text{safety-UAV}} \tag{18}$$

已知

$$\begin{aligned} &\| \boldsymbol{p}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k) \| \geqslant \\ &\quad \boldsymbol{a}_{ij}^{\mathrm{T}}(k+l|k)(\boldsymbol{p}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)) \end{aligned} \tag{19}$$

因此可得式(16)。 **证毕**

定理1说明在利用假设轨迹时，若相容性约束(12)能得到满足，则编队安全是可以得到保证的。因此，使用约束(12)替代约束(7)，可以实现约束解耦。

注2 约束(12)决定了解的可行性域。图3中，绿色区域为本文基于超平面设计的相容性约束得到的解的可行域，阴影区域为文献[22, 38-40]等基于最小距离设计的相容性约束得到的解的可行域。显然，本文约束得到的解的可行域更大，更有利于避障、优化编队轨迹和加快代价函数的收敛。特别的，当2个无人机距离十分接近时，现有研究的约束会导致解的可行域非常小，甚至可能引发死锁，而本文约束则不存在这种问题。需要指出

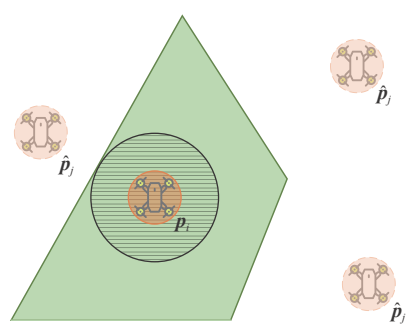


图3 解的可行域

Fig. 3 Feasible domain of solution

的是, 文献 [42] 也使用了超平面构造避碰约束, 但本文的超平面更新方式和避碰约束的构造方式均与其不同, 且给出了严格的安全证明, 即定理 1。

3.3　终端约束设计

在 MPC 算法中, 为保证解的可行性, 需要设计合适的终端约束和终端控制器。本节利用超平面设计了如下终端约束:

$$\boldsymbol{a}_{ij}^{\mathrm{T}}(k+P|k)(\boldsymbol{p}_i(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k))-b_{ij}(k+P|k)\leqslant 0 \quad j\in N_i \tag{20}$$

$$\|\boldsymbol{p}_m-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\|\geqslant d_{\text{safety-obs}} \tag{21}$$

当约束 (12) 和约束 (15) 中的 $l=P$ 时, 可以得到约束 (20) 和约束 (21)。

基于 VO 法, 在式 (2) 和式 (3) 基础上, 设计如下终端约束:

$$\boldsymbol{a}_{ij,\kappa}^{\mathrm{T}}(k+P|k)\cdot(\boldsymbol{p}_i(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)+\Delta T(\boldsymbol{v}_i(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{v}}_i(k+P|k)))-b_{ij,\kappa}(k+P|k)\leqslant 0 \quad j\in N_i \tag{22}$$

$$\|\boldsymbol{p}_m-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)-\Delta T\boldsymbol{v}_i(k+P|k)\|\geqslant d_{\text{safety-obs}} \tag{23}$$

式中:

$$\boldsymbol{a}_{ij,\kappa}(k+P|k)=\frac{(\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)+\Delta T(\hat{\boldsymbol{v}}_j(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{v}}_i(k+P|k)))}{\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)+\Delta T(\hat{\boldsymbol{v}}_j(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{v}}_i(k+P|k))\|} \tag{24}$$

$$b_{ij,\kappa}(k+P|k)=(\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)+\Delta T(\hat{\boldsymbol{v}}_j(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{v}}_i(k+P|k))\|-d_{\text{safety-UAV}})/2 \tag{25}$$

可得, $\boldsymbol{a}_{ij,\kappa}(k+P|k)=-\boldsymbol{a}_{ji,\kappa}(k+P|k)$, $b_{ij,\kappa}(k+P|k)=b_{ji,\kappa}(k+P|k)$。

终端约束 (22)、(23) 使得 $\kappa_i(\boldsymbol{x}_i^*(k+P|k))=\boldsymbol{0}$ 为 $(k+1+P-1|k+1)$ 时刻的一个可行性控制输入, 这在保证解的迭代可行性中发挥了重要作用。

注 3　不同于文献 [38-40] 中的终端约束设计, 本文的目标是在终端约束中保证无人机的安全, 而不是接近期望位置或参考轨迹。为保证 MPC 的稳定性, 经典的策略是设计一个合适的终端控制器, 使得终端约束集是正不变集[43]。本文并未设计终端控制器, 系统的稳定性将由后续的稳定性约束保证。

3.4　稳定性约束设计

为保证系统的稳定性, 本节将构造 4 个约束。为确保利用相邻无人机的假设状态信息仍可以使得真实编队误差单调不增, 给出定理 2。

定理 2　构造如下约束:

$$\left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|-d_{ij,\text{ref}}\right|\leqslant\left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)\|-d_{ij,\text{ref}}\right| \quad j\in N_i,l=0,1,\cdots,P \tag{26}$$

$$\begin{aligned}&\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l+1|k)\|^2+(\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l+1|k)\|-d_{ij,\text{ref}})^2+\\&2\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l+1|k)\|\cdot\left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l+1|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l+1|k)\|-d_{ij,\text{ref}}\right|\leqslant\\&\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|^2+(\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|-d_{ij,\text{ref}})^2-\\&2\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|\cdot\left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)\|-d_{ij,\text{ref}}\right|\\&j\in N_i,l=0,1,\cdots,P-1\end{aligned} \tag{27}$$

若式 (26) 和式 (27) 能得到满足, 则有

$$(\|\boldsymbol{p}_j(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l+1|k)\|-d_{ij,\text{ref}})^2\leqslant(\|\boldsymbol{p}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|-d_{ij,\text{ref}})^2 \quad j\in N_i,l=0,1,\cdots,P-1 \tag{28}$$

证明　在本文中, 无人机的通信拓扑是无向图, 因此, 由式 (27) 可得

$$\begin{aligned}&\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l+1|k)\|^2+(\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_j(k+l+1|k)\|-d_{ji,\text{ref}})^2+\\&2\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l+1|k)\|\cdot\left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l+1|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l+1|k)\|-d_{ij,\text{ref}}\right|+\\&\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_j(k+l+1|k)\|^2+(\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l+1|k)\|-d_{ij,\text{ref}})^2+\\&2\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_j(k+l+1|k)\|\cdot\left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l+1|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l+1|k)\|-d_{ji,\text{ref}}\right|\leqslant\\&\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|^2+(\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_j(k+l|k)\|-d_{ji,\text{ref}})^2-\\&2\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|\cdot\left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)\|-d_{ij,\text{ref}}\right|+\\&\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_j(k+l|k)\|^2+(\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|-d_{ij,\text{ref}})^2-\\&2\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_j(k+l|k)\|\cdot\left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)\|-d_{ji,\text{ref}}\right|\end{aligned} \tag{29}$$

使用三角不等式并结合式 (26) 处理式 (29) 的两侧, 可得式 (28)。　**证毕**

为确保 $\kappa_i(\boldsymbol{x}_i^*(k+P|k))=\boldsymbol{0}$ 作为终端控制输入时, 终端域中编队误差仍单调不增, 给出定理 3。

定理 3　构造如下约束:

$$
\begin{aligned}
&|\,\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)+\\
&\quad\Delta T(\hat{\boldsymbol{v}}_j(k+P|k)-\boldsymbol{v}_i(k+P|k))\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}}\,|+\\
&\quad\|\,\Delta T(\hat{\boldsymbol{v}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{v}_i(k+P|k))\,\|+\\
&\quad\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\,\|\leqslant\\
&\quad\left|\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}}\right|-\\
&\quad\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\,\| \qquad (30)
\end{aligned}
$$

若式 (30) 能得到满足，则有

$$
\begin{aligned}
&|\,\|\,\boldsymbol{p}_j(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)+\\
&\quad\Delta T(\boldsymbol{v}_j(k+P|k)-\boldsymbol{v}_i(k+P|k))\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}}|\leqslant\\
&\quad\left|\|\,\boldsymbol{p}_j(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}}\right| \qquad (31)
\end{aligned}
$$

证明 在本文中，无人机的通信拓扑是无向图，由式 (30) 可得

$$
\begin{aligned}
&|\,\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)+\\
&\quad\Delta T(\hat{\boldsymbol{v}}_j(k+P|k)-\boldsymbol{v}_i(k+P|k))\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}}|+\\
&\quad\|\,\Delta T(\hat{\boldsymbol{v}}_j(k+P|k)-\boldsymbol{v}_j(k+P|k))\,\|+\\
&\quad\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+P|k)-\boldsymbol{p}_j(k+P|k)\,\|+\\
&\quad|\,\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{p}_j(k+P|k)+\\
&\quad\Delta T(\hat{\boldsymbol{v}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{v}_j(k+P|k))\,\|-d_{ji,\mathrm{ref}}|+\\
&\quad\|\,\Delta T(\hat{\boldsymbol{v}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{v}_i(k+P|k))\,\|+\\
&\quad\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\,\|\leqslant\\
&\quad\left|\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}}\right|-\\
&\quad\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+P|k)-\boldsymbol{p}_j(k+P|k)\,\|+\\
&\quad\left|\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{p}_j(k+P|k)\,\|-d_{ji,\mathrm{ref}}\right|-\\
&\quad\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\,\| \qquad (32)
\end{aligned}
$$

利用三角不等式分别处理式 (32) 的两侧，即可得式 (31)。 **证毕**

为方便后续证明系统稳定，给出定理 4。

定理 4 选取如下 Lyapunov 函数：

$$
\begin{aligned}
&V_i(k+l|k,\boldsymbol{x}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_{-i},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}})=\\
&\quad\lambda_{i,\mathrm{f}}\sum_{j\in N_i}(\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|^2+\\
&\quad(\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}})^2)+\\
&\quad\lambda_{i,\mathrm{v}}\,\|\,\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}}-\boldsymbol{v}_i(k+l|k)\|^2 \qquad l=0,1,\cdots,P \qquad (33)
\end{aligned}
$$

式中：$\lambda_{i,\mathrm{f}},\lambda_{i,\mathrm{v}}>0$为定常数。

构造约束：

$$
\begin{aligned}
&\|\,\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}}-\boldsymbol{v}_i(k+l+1|k)\,\|\leqslant\|\,\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}}-\boldsymbol{v}_i(k+l|k)\,\|\\
&\quad l=0,1,\cdots,P-1 \qquad (34)
\end{aligned}
$$

若式 (26)、式 (27) 和式 (34) 能得到满足，则有

$$
\begin{aligned}
&\sum_{i=1}^{N}V_i(k+l+1|k,\boldsymbol{x}_i^*,\boldsymbol{x}_{-i}^*,\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}})\leqslant\\
&\quad\sum_{i=1}^{N}V_i(k+l|k,\boldsymbol{x}_i^*,\hat{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_{-i},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}}) \qquad l=0,1,\cdots,P-1 \qquad (35)
\end{aligned}
$$

式中：$\hat{\boldsymbol{x}}_{-i}$为相邻无人机的假设状态。

证明 若约束 (26)、(27) 成立，由定理 2 可知有式 (29)，进一步可得到如下关系：

$$
\begin{aligned}
&(\|\,\boldsymbol{p}_i(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_j(k+l+1|k)\,\|-d_{ji,\mathrm{ref}})^2+\\
&\quad(\|\,\boldsymbol{p}_j(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l+1|k)\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}})^2\leqslant\\
&\quad\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|^2+\\
&\quad(\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_j(k+l|k)\,\|-d_{ji,\mathrm{ref}})^2+\\
&\quad\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_j(k+l|k)\|^2+\\
&\quad(\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}})^2 \qquad (36)
\end{aligned}
$$

若式 (34) 成立，则结合式 (36) 可以得到式 (35)。 **证毕**

本文将约束 (26)、(27)、(30) 和 (34) 合称为稳定性约束。

注 4 定理 2 和定理 3 分别保证了过程收敛和终端收敛，现有大多数文献[38-40]只能保证终端收敛，且终端控制器的设计依赖期望位置或参考轨迹。可以看到，无人机 i 自身的假设状态也满足稳定性约束，这种性质在保证算法解的迭代可行性中发挥了重要作用。

4 DMPC 算法

基于式 (10)、式 (11)，本文为无人机 i 设计了如下代价函数：

$$
\begin{aligned}
&J_i(k+l|k,\boldsymbol{x}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_{-i},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}},\boldsymbol{u}_i)=\\
&\quad\lambda_{i,\mathrm{f}}\sum_{j\in N_i}(\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|^2+\\
&\quad(\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}})^2)+\\
&\quad\lambda_{i,\mathrm{v}}\,\|\,\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}}-\boldsymbol{v}_i(k+l|k)\|^2+\lambda_{i,\mathrm{c}}\,\|\,\boldsymbol{u}_i(k+l|k)\|^2\\
&\quad l=0,1,\cdots,P \qquad (37)
\end{aligned}
$$

式中：$\lambda_{i,\mathrm{f}},\lambda_{i,\mathrm{v}},\lambda_{i,\mathrm{c}}>0$为权重参数。

式 (37) 不需要相邻无人机的真实状态，因此实现了代价解耦。当$\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|^2\to 0$时，$\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)\to\boldsymbol{p}_i(k+l|k)$，进一步可确保$(\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}})^2\to(\|\,\boldsymbol{p}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}})^2$。因此，$\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|^2$和$(\|\,\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\,\|-d_{ij,\mathrm{ref}})^2$的设计使得在利用相邻无人机假设轨迹的情况下，无人机仍可能形成预设编队。正如注 1 中所分析的，式 (37) 是基于距离约束控制无人机形成编队，因此，编队具有旋转特性。

至此，在约束 (12)、(15)、(20)、(21)、(22)、(23)、(26)、(27)、(30)、(34) 下，本文为无人机 i 构造了如下可以分布式执行的优化问题：

$$\min_{\boldsymbol{u}_i(k+l|k)} J_i(k,\boldsymbol{x}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_{-i},\boldsymbol{v}_{\text{ref}},\boldsymbol{u}_i)$$

subject to for l=0,1,s,$P-1$

$$\begin{cases}
\boldsymbol{x}_i(k+l+1|k)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_i(k+l|k)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_i(k+l|k)\\
\boldsymbol{x}_i(k|k)=\boldsymbol{x}_i(k)\\
\boldsymbol{x}_i(k+l|k)\in X_i\\
\boldsymbol{u}_i(k+l|k)\in U_i\\
\boldsymbol{a}_{ij}^{\mathrm{T}}(k+l|k)(\boldsymbol{p}_i(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k))-\\
\quad b_{ij}(k+l|k)\leqslant 0\\
\|\boldsymbol{p}_m-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|\geqslant d_{\text{safety-obs}}\\
\boldsymbol{a}_{ij}^{\mathrm{T}}(k+P|k)(\boldsymbol{p}_i(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k))-\\
\quad b_{ij}(k+P|k)\leqslant 0\\
\|\boldsymbol{p}_m-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\|\geqslant d_{\text{safety-obs}}\\
\boldsymbol{a}_{ij,\kappa}^{\mathrm{T}}(k+P|k)(\boldsymbol{p}_i(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)+\\
\quad \Delta T(\boldsymbol{v}_i(k+P|k)-\hat{\boldsymbol{v}}_i(k+P|k)))-\\
\quad b_{ij,\kappa}(k+P|k)\leqslant 0\\
\|\boldsymbol{p}_m-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)-\Delta T\boldsymbol{v}_i(k+P|k)\|\geqslant d_{\text{safety-obs}}\\
\left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|-d_{ij,\text{ref}}\right|\leqslant\\
\quad \left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)\|-d_{ij,\text{ref}}\right|\\
(\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l+|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l+|k)\|-d_{ij,\text{ref}})^2+\\
\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l+1|k)\|^2+\\
\quad 2\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l+1|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l+1|k)\|.\\
\left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l+1|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l+1|k)\|-d_{ij,\text{ref}}\right|\leqslant\\
\quad \|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|^2+\\
(\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\boldsymbol{p}_j(k+l|k)\|-d_{ij,\text{ref}})^2-\\
\quad 2\|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)-\boldsymbol{p}_i(k+l|k)\|.\\
\left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+l|k)-\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+l|k)\|-d_{ij,\text{ref}}\right|\\
|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)+\Delta T(\hat{\boldsymbol{v}}_j(k+P|k)-\\
\quad \boldsymbol{v}_i(k+P|k))\|-d_{ij,\text{ref}}|+\\
\quad \|\Delta T(\hat{\boldsymbol{v}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{v}_i(k+P|k))\|+\\
\quad \|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\|\leqslant\\
\quad \left|\|\hat{\boldsymbol{p}}_j(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\|-d_{ij,\text{ref}}\right|-\\
\quad \|\hat{\boldsymbol{p}}_i(k+P|k)-\boldsymbol{p}_i(k+P|k)\|\\
\|\boldsymbol{v}_{\text{ref}}-\boldsymbol{v}_i(k+l+1|k)\|\leqslant\|\boldsymbol{v}_{\text{ref}}-\boldsymbol{v}_i(k+l|k)\|
\end{cases}\tag{38}$$

分布式执行的优化问题的求解步骤可描述为如下 DMPC 算法, 主要包括初始化和在线 2 个阶段。

1) 初始化阶段。对于无人机i, 选择合适的权重参数$\lambda_{i,\text{f}}$、$\lambda_{i,\text{v}}$、$\lambda_{i,\text{c}}$, 采样周期ΔT, 预测时域P, 最大控制步$K_{\max}$($K_{\max}=T_{\max}/\Delta T$, $T_{\max}$为任务终止时间), 指定初始状态$\boldsymbol{x}_i(0)$。

2) 在线阶段。当$k=0$时, 设置无人机i的假设状态 $\hat{\boldsymbol{x}}_i(0+l|0)=\boldsymbol{x}_i(0)+l\cdot\Delta T\cdot[\boldsymbol{v}_{\text{ref}}^{\mathrm{T}},\boldsymbol{0}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$, $l=0,1,\cdots,P$, 将$\hat{\boldsymbol{x}}_i(0+l|0)$发送给相邻的无人机$j\in N_i$, 求解分布式执行的优化问题, 得到优化控制输入$\boldsymbol{u}_i^*(0+l|0)$和优化状态$\boldsymbol{x}_i^*(0+l|0)$。令$\boldsymbol{u}_i(0)=\boldsymbol{u}_i^*(0|0)$, 无人机$i$执行控制输入$\boldsymbol{u}_i(0)$。利用式 (10) 和式 (11) 得到假设控制输入$\hat{\boldsymbol{u}}_i(1+l|1)$, $l=0,1,\cdots,P-1$, 以及假设状态$\hat{\boldsymbol{x}}_i(1+l|1)$, $l=0,1,\cdots,P$。当$k>0$时, 对于每个无人机i, 按照如下步骤执行:

步骤 1　采样当前自身状态信息$\boldsymbol{x}_i(k)$, 获取相邻无人机的假设状态$\hat{\boldsymbol{x}}_{-i}(k)$。

步骤 2　求解问题 (38), 得到优化控制输入$\boldsymbol{u}_i^*(k+l|k)$, $l=0,1,\cdots,P-1$, 以及优化状态$\boldsymbol{x}_i^*(k+l|k)$, $l=0,1,\cdots,P$。

步骤 3　令$\boldsymbol{u}_i(k)=\boldsymbol{u}_i^*(0|k)$, 无人机$i$执行控制输入$\boldsymbol{u}_i(k)$。

步骤 4　利用式 (10) 和式 (11) 得到假设控制输入$\hat{\boldsymbol{u}}_i(k+1+l|k+1)$, $l=0,1,\cdots,P-1$, 以及假设状态$\hat{\boldsymbol{x}}_i(k+1+l|k+1)$, $l=0,1,\cdots,P$。

步骤 5　发送假设状态$\hat{\boldsymbol{x}}_i(k+1+l|k+1)$, ($l=0,1,\cdots,P$)给相邻无人机。

注 5　本文的 DMPC 算法可以采用同步更新策略来实施, 即每个采样周期相邻无人机之间只需进行一次通信, 便可分布式地同步求解各自对应的问题(38)。除了同步更新, 顺序更新[27-28] 和迭代更新[20] 是 DMPC 中采用的另外 2 种流行策略。相比之下, 同步 DMPC 在解决方案的最优性和网络的可扩展性方面优于顺序 DMPC, 在计算和通信成本方面优于迭代 DMPC[38]。

定理 5 说明了 DMPC 算法可以保证解的递归可行性和系统的稳定性。

定理 5　对于给定系统模型 (4) 的无人机, 每个无人机根据 DMPC 算法循环求解问题 (38)。$k=0$时, 每个无人机都存在解, 则当$k>0$时, 问题 (38) 仍然有可行解, 并且所有无人机在满足避碰约束 (7) 和避障约束 (8) 的同时, 都会渐进收敛至期望速度和期望编队, 即$\forall i\in N_{\text{a}}$, 当$k\to\infty$时, $\boldsymbol{v}_i(k)\to\boldsymbol{v}_{\text{ref}}$, $\|\boldsymbol{p}_j(k)-\boldsymbol{p}_i(k)\|\to d_{ij,\text{ref}}$。同时, 对于所有的$k\geqslant 0$, $\|\boldsymbol{p}_j(k)-\boldsymbol{p}_i(k)\|\geqslant d_{\text{safety-UAV}}$, $\|\boldsymbol{p}_m-\boldsymbol{p}_i(k)\|\geqslant d_{\text{safety-obs}}$, $\forall j\in N_{\text{a}}\backslash\{i\}$, $m\in M_{\text{obs}}$。

证明　①可行性证明。假设k时刻每个无人机对应的问题 (38) 都有解, 其优化控制输入以及优化状态可以分别表示为$\boldsymbol{u}_i^*(k+l|k)$, $l=0,1,\cdots,P-1$, 以及$\boldsymbol{x}_i^*(k+l|k)$, $l=0,1,\cdots,P$。将这些信息分别代入式 (10) 和式 (11) 中, 可得$k+1$时刻的假设控制输入和假设状态。用$\tilde{\boldsymbol{u}}_i(\cdot)$和$\tilde{\boldsymbol{x}}_i(\cdot)$表示无人机$i$的可行控制输入和状态。不妨让$k+1$时刻的假设控制输入作为$k+1$时刻的一个可行控制输入, 即$\{\tilde{\boldsymbol{u}}_i(k+1+l|k+1)=\hat{\boldsymbol{u}}_i(k+1+l|k+1), l=0,1,\cdots,P-1\}$, 其中, $(k+1+P-1|k+1)$时刻的一个可行控制输入是$\hat{\boldsymbol{u}}_i(k+1+P-1|k+1)=\boldsymbol{0}$。在$k+1$时刻, 将$\tilde{\boldsymbol{u}}_i(k+1+l|k+1)$应用于无人机$i$, 由于假设控制输入式 (10) 的定义可知约束 (12)、(15)、(26)、(34) 可以直接满足。基于 VO 法设计的终端约束, 使得无人机i在预测时域末端保

持速度不变(即选择$\tilde{\boldsymbol{u}}_i(k+1+P-1|k+1)=\kappa_i(\boldsymbol{x}_i^*(k+P|k))=\boldsymbol{0}$)就可满足终端约束(20)~(23),同时定理3的成立使得约束(30)也可以得到满足。定理2和定理3的同时成立说明$\hat{\boldsymbol{u}}_i(k+1+l|k+1)$作为可行性控制输入时,约束(27)也可以得到满足。上述分析说明,$\{\tilde{\boldsymbol{u}}_i(k+1+l|k+1)=\hat{\boldsymbol{u}}_i(k+1+l|k+1),l=0,1,\cdots,P-1\}$满足$k+1$时刻问题(38)中的所有约束,因此,其是$k+1$时刻的一个可行控制输入。由此可知,若$k$时刻存在解,就会确保$k+1$时刻存在可行解。由递归思想进一步可得,若每个无人机对应的问题(38)在初始时刻有解,则在未来时刻内都是有解的。

②稳定性证明。k时刻预测时域内,所有无人机由优化状态和优化控制输入得到的总代价如下:

$$J_\Sigma^*(k)=\sum_{i=1}^{N}\sum_{l=0}^{P-1}J_i(k+l|k,\boldsymbol{x}_i^*,\hat{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_{-i},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}},\boldsymbol{u}_i^*) \tag{39}$$

$k+1$时刻预测时域内,所有无人机由可行状态和可行控制输入得到的总代价如下:

$$\tilde{J}_\Sigma(k+1)=\sum_{i=1}^{N}\sum_{l=0}^{P-1}J_i(k+1+l|k+1,\tilde{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_{-i},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}},\tilde{\boldsymbol{u}}_i) \tag{40}$$

由可行性证明可知,$\hat{\boldsymbol{x}}_i(k+1+l|k+1)$和$\hat{\boldsymbol{u}}_i(k+1+l|k+1)$可以作为$k+1$时刻的可行状态和可行控制输入,因此,在式(40)中有$\tilde{\boldsymbol{x}}_i(k+1+l|k+1)=\hat{\boldsymbol{x}}_i(k+1+l|k+1)$,$\tilde{\boldsymbol{u}}_i(k+1+l|k+1)=\hat{\boldsymbol{u}}_i(k+1+l|k+1)$。

将式(40)和式(39)作差:

$$\begin{aligned}&\tilde{J}_\Sigma(k+1)-J_\Sigma^*(k)=\\&\quad\sum_{i=1}^{N}\sum_{l=0}^{P-1}(J_i(k+1+l|k+1,\tilde{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_{-i},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}},\tilde{\boldsymbol{u}}_i)-\\&\quad J_i(k+l|k,\boldsymbol{x}_i^*,\hat{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_{-i},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}},\boldsymbol{u}_i^*))=\\&\quad\sum_{l=0}^{P-1}\sum_{i=1}^{N}(J_i(k+l+1|k,\boldsymbol{x}_i^*,\boldsymbol{x}_{-i}^*,\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}},\boldsymbol{u}_i^*)-\\&\quad J_i(k+l|k,\boldsymbol{x}_i^*,\hat{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_{-i},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}},\boldsymbol{u}_i^*))=\\&\quad\sum_{l=0}^{P-1}\sum_{i=1}^{N}(V_i(k+l+1|k,\boldsymbol{x}_i^*,\boldsymbol{x}_{-i}^*,\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}})-\\&\quad V_i(k+l|k,\boldsymbol{x}_i^*,\hat{\boldsymbol{x}}_i,\hat{\boldsymbol{x}}_{-i},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}}))+\\&\quad\sum_{i=1}^{N}\sum_{l=0}^{P-1}(\lambda_{i,\mathrm{c}}(\|\boldsymbol{u}_i^*(k+l+1|k+1)\|^2-\|\boldsymbol{u}_i^*(k+l|k)\|^2))\end{aligned} \tag{41}$$

结合定理4可得

$$\begin{aligned}&\tilde{J}_\Sigma(k+1)-J_\Sigma^*(k)\leqslant\sum_{i=1}^{N}\sum_{l=0}^{P-1}(\lambda_{i,\mathrm{c}}(\|\boldsymbol{u}_i^*(k+l+1|k+1)\|^2-\\&\quad\|\boldsymbol{u}_i^*(k+l|k)\|^2))=\sum_{i=1}^{N}\lambda_{i,\mathrm{c}}(\|\kappa_i(\boldsymbol{x}_i^*(k+P|k))\|^2-\\&\quad\|\boldsymbol{u}_i^*(k|k)\|^2)\leqslant\sum_{i=1}^{N}\lambda_{i,\mathrm{c}}\|\kappa_i(\boldsymbol{x}_i^*(k+P|k))\|^2\end{aligned} \tag{42}$$

由终端约束设计可知$\kappa_i(\boldsymbol{x}_i^*(k+P|k))=\hat{\boldsymbol{u}}_i(k+1+P-1|k+1)=\boldsymbol{0}$是一个可行控制输入,故式(42)可进一步推导:

$$\tilde{J}_\Sigma(k+1)-J_\Sigma^*(k)\leqslant 0 \tag{43}$$

考虑到$k+1$时刻最优解的最小性质,可进一步得

$$J_\Sigma^*(k+1)-J_\Sigma^*(k)\leqslant\tilde{J}_\Sigma(k+1)-J_\Sigma^*(k)\leqslant 0 \tag{44}$$

说明无人机会渐进收敛至期望速度和期望编队,与此同时,避障和避碰也被满足。 **证毕**

注6 编队避障问题对控制器的实时性要求较高,而现有能保证系统稳定性的DMPC算法[38-40],尽管已采用分布式计算,但实时性仍差强人意。因为DMPC算法在保证系统稳定性时需要更加严格过程约束或终端约束,有些甚至需要较长的预测时域确保最后一步预测得到的状态等于期望状态[19],使得求解问题的计算量快速上升。从实际应用角度来看,如果在稳定性上做出一些让步就能提升DMPC算法计算速度,那么这种尝试显然是值得的。事实上,如文献[21,24,42]基于MPC研究编队避障问题时,并没有给出系统的稳定性证明。仅依靠合适的代价函数和MPC有限时域内的最优性就可以满足编队避障需求。同样的,在不考虑稳定性约束的情况下,DMPC算法也可以基本满足编队避障需求,同时具有良好的实时性,这将在数值仿真中得到验证。

5 数值仿真

本节在MATLAB上使用CasADi[44]和IPOPT工具进行仿真,实验平台配备的硬件为2.6 GHz Intel Core i7-10750H 8核处理器和16 GB RAM。

5.1 仿真设置

为衡量编队维持性能,定义编队误差为

$$\rho(k)=\sum_{i=1}^{N}\sum_{j\in N_i}(\|\boldsymbol{p}_j(k)-\boldsymbol{p}_i(k)\|-d_{ij,\mathrm{ref}})^2 \tag{45}$$

为衡量DMPC算法的计算复杂度,定义平均滚动优化时间为

$$\tau=\frac{\Delta T}{NT_{\max}}\sum_{i=1}^{N}T_{i,\mathrm{c}} \tag{46}$$

式中:$T_{i,\mathrm{c}}$为无人机i在计算机上仿真一次任务所需的优化时间。

考虑4架无人机组成图4所示的二维正三角形期望编队,无人机通信拓扑满足刚性要求,对应的邻接矩阵为

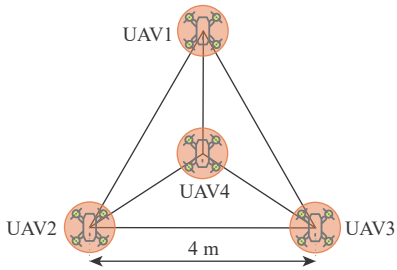


图 4　期望编队和通信拓扑

Fig. 4　Desired formation and communication topology

$$\boldsymbol{W}=\begin{bmatrix}0&1&1&1\\1&0&1&1\\1&1&0&1\\1&1&1&0\end{bmatrix} \tag{47}$$

无人机之间的期望距离为

$$[d_{ij,\mathrm{ref}}]=\begin{bmatrix}0&4&4&4/\sqrt{3}\\4&0&4&4/\sqrt{3}\\4&4&0&4/\sqrt{3}\\4/\sqrt{3}&4/\sqrt{3}&4/\sqrt{3}&0\end{bmatrix} \tag{48}$$

各无人机的初始状态设置为

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}_1(0)=\begin{bmatrix}-1.5+\sigma&\sigma&0&0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{x}_2(0)=\begin{bmatrix}-0.5+\sigma&\sigma&0&0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{x}_3(0)=\begin{bmatrix}1.5+\sigma&\sigma&0&0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{x}_4(0)=\begin{bmatrix}0.5+\sigma&\sigma&0&0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{49}$$

式中: $\sigma=0.5(\delta-0.5)$, δ为$(0,1)$之间的均匀随机数。

仿真参数设置如表 1 所示。

表 1　仿真参数

Table 1　Simulation parameters

参数	数值	参数	数值
$\lambda_{i,\mathrm{f}}$	1	$r_{\mathrm{margin\text{-}UAV}}$/m	0.1
$\lambda_{i,\mathrm{v}}$	1	r_{obs}/m	0.25
$\lambda_{i,\mathrm{c}}$	0.5	$r_{\mathrm{margin\text{-}obs}}$/m	0.1
ΔT/s	0.5	$\underline{v}_{ih}/(\mathrm{m\cdot s^{-1}})$	−1
P	8	$\bar{v}_{ih}/(\mathrm{m\cdot s^{-1}})$	1
$T_{\max}$/s	35	$\underline{u}_{ih}/(\mathrm{m\cdot s^{-2}})$	−0.5
$\boldsymbol{v}_{\mathrm{ref}}/(\mathrm{m\cdot s^{-1}})$	$\begin{bmatrix}0.5&0\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$	$\bar{u}_{ih}/(\mathrm{m\cdot s^{-2}})$	0.5
r_{-UAV}/m	0.1		

5.2　可行性分析

图 5 为有障碍环境中编队飞行轨迹。可以看出, 4 架无人机实现了期望编队飞行, 并且在有障碍环境中编队保持效果较好。可以发现, 图 5 中的 4 个编队形状发生了一定的顺时针旋转来更好地维持编队, 说明本文算法使得编队具有旋转特性。

图 6 为 4 架无人机的代价函数。可以看出, 各无人机代价和系统总代价都收敛接近 0。10 s 后, 代价基本都接近 0, 说明本文算法在有障碍环境中仍可以很好地维护系统的稳定性。

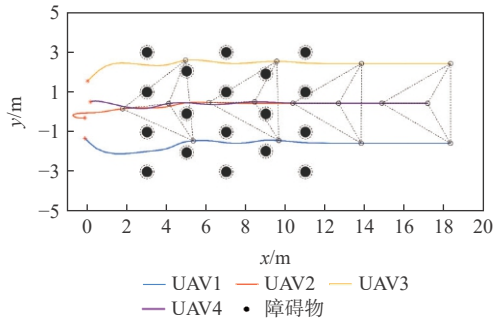


图 5　编队轨迹

Fig. 5　Formation trajectory

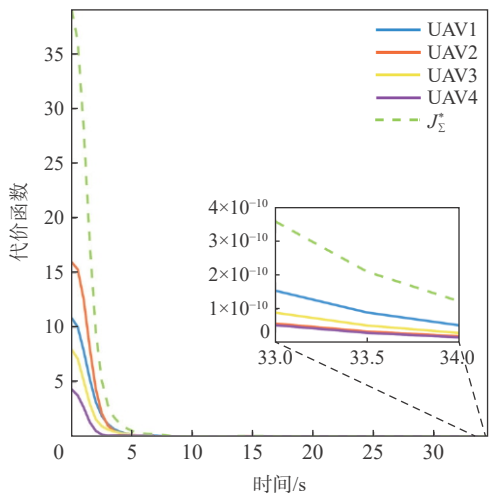


图 6　代价函数

Fig. 6　Cost function

图 7 为编队误差变化。可以看出, 10 s 后, 编队误差基本维持在接近 0 的水平, 说明多无人机在障碍环境中仍能以期望编队飞行。

图 8 为多无人机编队飞行过程中各无人机之间的距离。可以看出, 各无人机之间的距离始终维持在安全距离之上, 本文算法可以保证各无人机在

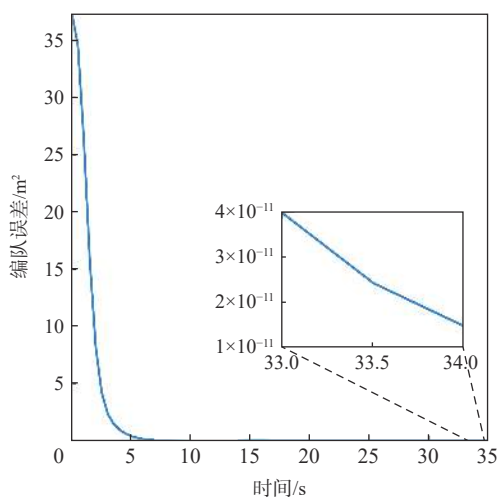


图 7　编队误差

Fig. 7　Formation error

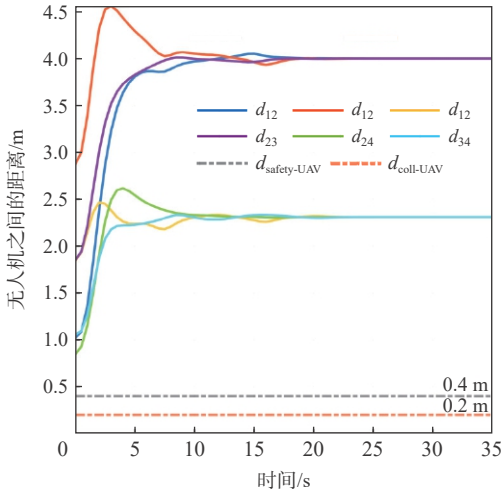


图 8 无人机之间的距离

Fig. 8 Distance between UAVs

编队飞行过程中不发生碰撞。

图 9 为多无人机编队飞行过程中与障碍物的最小距离。可以看出，无人机与障碍物之间的最小距离始终维持在安全距离之上，说明本文算法可以确保多无人机编队飞行过程中不会与障碍物发生碰撞。

图 10 为 4 架无人机各速度分量的变化。可以看出，各速度分量始终在约束条件范围内，并且都可以收敛至期望值。

图 11 为 4 架无人机各输入控制分量的变化。可以看出各输入控制分量始终在约束条件范围内，并且都可以收敛至期望值。

5.3 对比验证

为叙述方便，将本文基于超平面设计的相容性约束和终端约束简称为超平面约束，将文献 [38-40] 中使用最小距离设计的相容性约束和终端约束简称为最小距离约束。

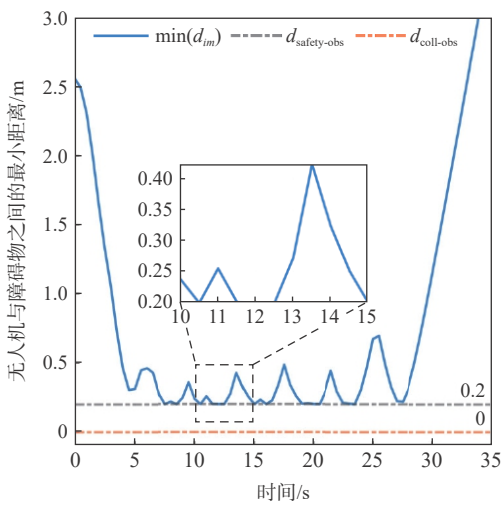


图 9 无人机与障碍物之间的最小距离

Fig. 9 Minimum distance between UAVs and obstacles

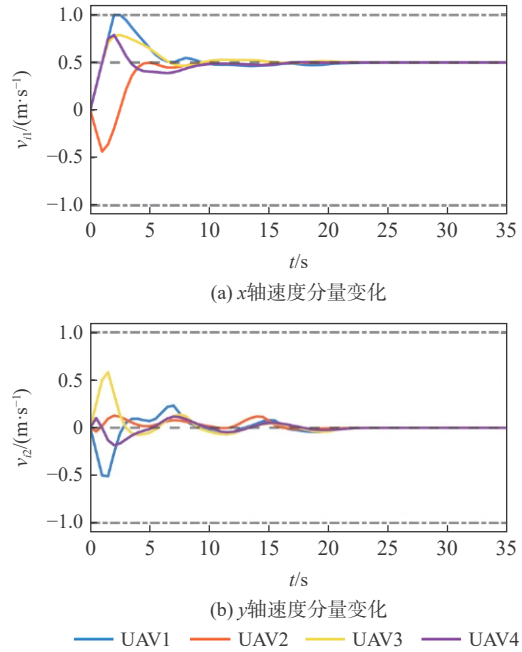


图 10 速度分量变化

Fig. 10 Velocity component variety

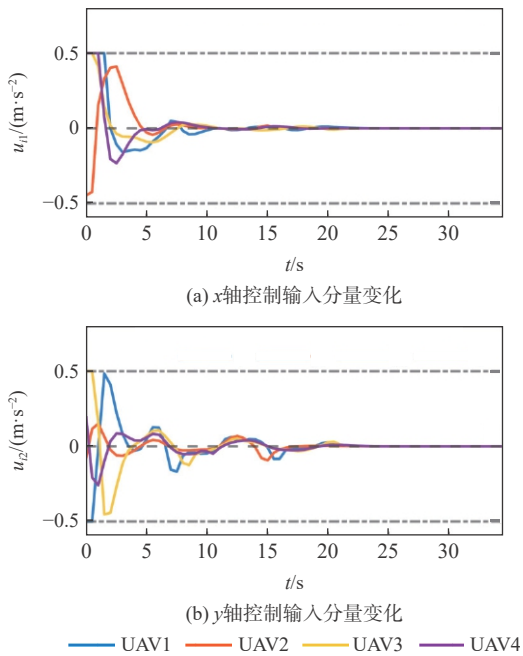


图 11 控制输入变化

Fig. 11 Control input variety

为更加合理地对比超平面约束和最小距离约束的差异，在不考虑稳定性约束情况下，分别对比 2 种约束对算法的计算复杂度与收敛速度的影响。首先，对比 2 种约束在不同数量无人机下的算法复杂度。仿真中，预测时域设置为 $P=4$，其他仿真参数与表 1 保持一致。无人机期望编队是边长为 2 m 的正多边形（如 3 架无人机是正三角形，4 架为正四边形，5 架为正五边形，以此类推）。为保证通信拓扑的刚性，每个无人机都与除自身外的所有无人机进行通信。障碍物设置与图 5 中数量保持一致，但

位置随机略微调整。相同数量的无人机设置不同的起始位置和障碍物位置进行 100 次蒙特卡罗仿真, 由此统计 100 次仿真的平均滚动优化时间τ。

表 2 分别统计了超平面约束和最小距离约束在不同数量无人机下的平均滚动优化时间τ及其在采样周期ΔT中的占比。理论上, 采用分布式方法, τ不会随着无人机数量的增加而变化。然而, 从表 2 中可以看出, τ随无人机数量变化呈近似线性缓慢增长。这是因为通信拓扑的刚性设置使得无人机的数量增加时, 单个无人机的邻居数量也会增加, 使得问题 (38) 的复杂度上升。数据显示, 随着无人机数量增加, 超平面约束的τ增幅较小, 说明超平面约束在无人机数量更多的情况下更具有优势。整体上看, 超平面约束的τ在ΔT中的占比不到 2%, 表明其可以很好地满足实时性要求。

图 12 为获取表 2 数据时的某次仿真结果, 对比了 10 架无人机在 2 种约束下的代价函数收敛速度。可以看出, 使用超平面约束的算法收敛速度更快。从时间轴上看, 2 种约束是在刚进入障碍区时拉开差距。如注 2 所分析的, 这是因为超平面约束在复杂环境中可以提供更大的可行域用以优化轨迹, 使得代价函数收敛更快。

图 13 为对应图 12 中超平面约束所得到的轨迹。说明, 本文的 DMPC 算法在不考虑稳定性约束情况下, 且使用较短的预测时域(如$P=4$), 仍能很好地完成编队避障任务。

表 2　平均滚动优化时间对比

Table 2　Comparison of average receding horizon optimization time

N	τ/ms		$\frac{\tau}{\Delta T}$/%	
	最小距离约束	超平面约束	最小距离约束	超平面约束
3	6.8	6.91	1.36	1.38
4	6.84	6.79	1.37	1.35
5	7.32	6.98	1.46	1.40
6	10.68	7.22	2.14	1.44
7	10.98	7.30	2.20	1.46
8	11.84	7.51	2.37	1.50
9	12.90	8.14	2.58	1.63
10	12.14	7.95	2.43	1.59

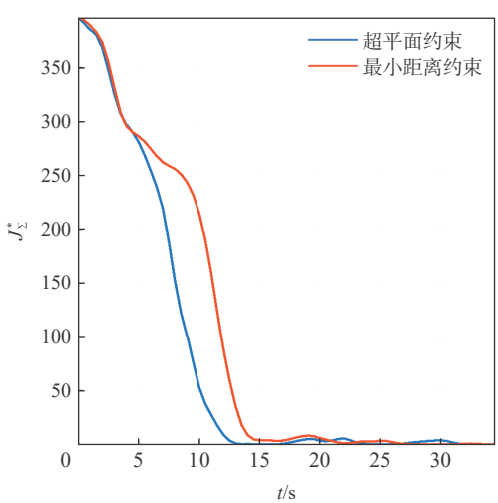


图 12　$N=10$时代价对比

Fig. 12　Cost comparison of $N=10$

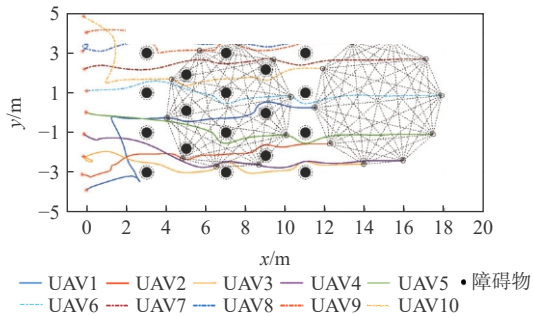


图 13　$N=10$时编队轨迹

Fig. 13　Formation trajectory of $N=10$

综上, 由仿真结果分析可知, 本文提出的 DMPC 算法在有障碍物环境中可以安全地实现编队形成与保持。同时, 验证了本文设计的超平面约束相比最小距离约束在计算复杂度和收敛速度上均有优势。此外, 验证了在不考虑稳定性约束情况下, 执行本文算法仍能较好地满足编队避障要求, 且具有很好的实时性。

6　结　论

本文研究了无人机编队避碰和避障问题, 结论如下:

1) 在考虑系统约束的情况下, 本文基于 DMPC 结合距离约束提出了无参考轨迹的无人机编队避碰和避障算法, 经过验证, 其可以达到预期目标。

2) 基于超平面设计的相容性约束和终端约束带来了更大的解的可行域, 使得算法收敛速度更快, 计算复杂度更低。

3) 稳定性约束的构造使得本文所提 DMPC 算法可以保证系统的稳定性。

4) 考虑到编队避障控制的实时性要求, 在本文提出的 DMPC 算法基础上, 给出了一种非严格稳定的计算复杂度低的控制方案, 经验证发现, 其仍可以较好地满足编队避障要求, 且实时性好。

参考文献（References）

[1] KIM H, MOKDAD L, BEN-OTHMAN J. Designing UAV surveillance frameworks for smart city and extensive ocean with differential perspectives[J]. IEEE Communications Magazine, 2018, 56(4):

98-104.

[2] LIANG X, SU Z K, ZHOU W Z, et al. Fault-tolerant control for the multi-quadrotors cooperative transportation under suspension failures[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 119: 107139.

[3] MAHDOUI N, FRÉMONT V, NATALIZIO E. Communicating multi-UAV system for cooperative SLAM-based exploration[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2020, 98(2): 325-343.

[4] ANG K Z Y, DONG X X, LIU W Q, et al. High-precision multi-UAV teaming for the first outdoor night show in Singapore[J]. Unmanned Systems, 2018, 6(1): 39-65.

[5] TANG Z Q, CUNHA R T, HAMEL T, et al. Formation control of a leader-follower structure in three dimensional space using bearing measurements[J]. Automatica, 2021, 128: 109567.

[6] 石晓航, 张庆杰, 吕俊伟. 一类复杂通信条件下高阶线性群系统编队控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(4): 769-780.
SHI X H, ZHANG Q J, LYU J W. Formation control for high-order linear swarm systems with complex communication conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(4): 769-780(in Chinese).

[7] 姚辉, 席建祥, 王成, 等. 二阶多智能体系统自抗扰编队跟踪与避撞控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 960-977.
YAO H, XI J X, WANG C, et al. Active disturbance rejection based formation tracking and collision avoidance control for second-order multi-agent system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 960-977(in Chinese).

[8] DAI S L, HE S D, CAI H, et al. Adaptive leader-follower formation control of underactuated surface vehicles with guaranteed performance[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2022, 52(3): 1997-2008.

[9] LEWIS M A, TAN K H. High precision formation control of mobile robots using virtual structures[J]. Autonomous Robots, 1997, 4(4): 387-403.

[10] BALCH T, ARKIN R C. Behavior-based formation control for multi-robot teams[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1998, 14(6): 926-939.

[11] NUÑO E, LORÍA A, HERNÁNDEZ T, et al. Distributed consensus-formation of force-controlled nonholonomic robots with time-varying delays[J]. Automatica, 2020, 120: 109114.

[12] WANG D D, ZONG Q, TIAN B L, et al. Finite-time fully distributed formation reconfiguration control for UAV helicopters[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2018, 28(18): 5943-5961.

[13] XIA Y Q, NA X T, SUN Z Q, et al. Formation control and collision avoidance for multi-agent systems based on position estimation[J]. ISA Transactions, 2016, 61: 287-296.

[14] 费思远, 鲜斌, 王岭. 基于群集行为的分布式多无人机编队动态避障控制[J]. 控制理论与应用, 2022, 39(1): 1-11.
FEI S Y, XIAN B, WANG L. Distributed formation control for multiple unmanned aerial vehicles with dynamic obstacle avoidance based on the flocking behavior[J]. Control Theory & Applications, 2022, 39(1): 1-11(in Chinese).

[15] WU T, WANG J, TIAN B L. Periodic event-triggered formation control for multi-UAV systems with collision avoidance[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(8): 193-203.

[16] ZHOU D J, WANG Z J, SCHWAGER M. Agile coordination and assistive collision avoidance for quadrotor swarms using virtual structures[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2018, 34(4): 916-923.

[17] ZHOU D J, WANG Z J, BANDYOPADHYAY S, et al. Fast, online collision avoidance for dynamic vehicles using buffered Voronoi cells[J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2017, 2(2): 1047-1054.

[18] SNAPE J, VAN DEN BERG J, GUY S J, et al. The hybrid reciprocal velocity obstacle[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2011, 27(4): 696-706.

[19] 赵超轮, 戴邵武, 赵国荣, 等. 基于分布式模型预测控制的无人机编队控制[J]. 控制与决策, 2022, 37(7): 1763-1771.
ZHAO C L, DAI S W, ZHAO G R, et al. Formation control of multi-UAV based on distributed model predictive control algorithm[J]. Control and Decision, 2022, 37(7): 1763-1771(in Chinese).

[20] ZHANG B Y, SUN X X, LIU S G, et al. Adaptive differential evolution-based distributed model predictive control for multi-UAV formation flight[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2020, 21(2): 538-548.

[21] CAI Z H, WANG L H, ZHAO J, et al. Virtual target guidance-based distributed model predictive control for formation control of multiple UAVs[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(3): 1037-1056.

[22] GUO Y H, ZHOU J, LIU Y Y. Distributed Lyapunov-based model predictive control for collision avoidance of multi-agent formation[J]. IET Control Theory & Applications, 2018, 12(18): 2569-2577.

[23] VARGAS S, BECERRA H M, HAYET J B. MPC-based distributed formation control of multiple quadcopters with obstacle avoidance and connectivity maintenance[J]. Control Engineering Practice, 2022, 121: 105054.

[24] XIE Z P, LONG Y L, CHENG H. Distributed adaptive formation control of a team of aerial robots in cluttered environments[C]//Proceedings of the International Conference on Intelligent Robotics and Applications. Berlin: Springer, 2019: 544-558.

[25] WU Y, GOU J Z, HU X T, et al. A new consensus theory-based method for formation control and obstacle avoidance of UAVs[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106332.

[26] YAMCHI M H, ESFANJANI R M. Distributed predictive formation control of networked mobile robots subject to communication delay[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2017, 91: 194-207.

[27] MORGAN D, CHUNG S J, HADAEGH F Y. Model predictive control of swarms of spacecraft using sequential convex programming[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(6): 1725-1740.

[28] KUWATA Y, HOW J P. Cooperative distributed robust trajectory optimization using receding horizon MILP[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2011, 19(2): 423-431.

[29] RADMANESH M, KUMAR M. Flight formation of UAVs in presence of moving obstacles using fast-dynamic mixed integer linear programming[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 50: 149-160.

[30] KOREN Y, BORENSTEIN J. Potential field methods and their inherent limitations for mobile robot navigation[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 1991: 1398-1404.

[31] SORIA E, SCHIANO F, FLOREANO D. Predictive control of aerial

swarms in cluttered environments[J]. Nature Machine Intelligence, 2021, 3: 545-554.

[32] GUO Y H, CHEN G, ZHAO T. Learning-based collision-free coordination for a team of uncertain quadrotor UAVs[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 119: 107127.

[33] GOODWIN G, SERON M M, DE DONÁ J A. Constrained control and estimation: an optimization approach[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2006, 51(1): 176-177.

[34] GARCIA C E, PRETT D M, MORARI M. Model predictive control: Theory and practice—A survey[J]. Automatica, 1989, 25(3): 335-348.

[35] ALLAN D A, BATES C N, RISBECK M J, et al. On the inherent robustness of optimal and suboptimal nonlinear MPC[J]. Systems & Control Letters, 2017, 106: 68-78.

[36] MAYNE D Q. Model predictive control: Recent developments and future promise[J]. Automatica, 2014, 50(12): 2967-2986.

[37] EREN U, PRACH A, KOÇER B B, et al. Model predictive control in aerospace systems: current state and opportunities[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(7): 1541-1566.

[38] DAI L, CAO Q, XIA Y Q, et al. Distributed MPC for formation of multi-agent systems with collision avoidance and obstacle avoidance[J]. Journal of the Franklin Institute, 2017, 354(4): 2068-2085.

[39] WANG P, DING B C. A synthesis approach of distributed model predictive control for homogeneous multi-agent system with collision avoidance[J]. International Journal of Control, 2014, 87(1): 52-63.

[40] WANG P, DING B C. Distributed RHC for tracking and formation of nonholonomic multi-vehicle systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2014, 59(6): 1439-1453.

[41] OH K K, PARK M C, AHN H S. A survey of multi-agent formation control[J]. Automatica, 2015, 53: 424-440.

[42] VAN PARYS R, PIPELEERS G. Distributed model predictive formation control with inter-vehicle collision avoidance[C]// Proceedings of the 11th Asian Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2399-2404.

[43] 于树友, 冯阳阳, KIM Jung-Su, 等. 非线性预测控制终端约束集的优化[J]. 自动化学报, 2022, 48(1): 144-151.
YU S Y, FENG Y Y, KIM J S, et al. Computation of terminal set for nonlinear model predictive control[J]. Acta Automatica Sinica, 2022, 48(1): 144-151(in Chinese).

[44] ANDERSSON J A E, GILLIS J, HORN G, et al. CasADi: A software framework for nonlinear optimization and optimal control[J]. Mathematical Programming Computation, 2019, 11(1): 1-36.

Obstacle avoidance control of UAV formation based on distributed model prediction

QIN Mingxing[1], WANG Zhong[1,*], LI Hailong[2], LIU Xin[1]

(1. Basis Department, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
2. Combat Support Academy, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: To ensure and keep the formation of unmanned aerial vehicles (UAVs) facing obstacles, a distributed model predictive control (DMPC) algorithm without reference trajectory considering system constraints was proposed. Firstly, in order to deal with constraint coupling and cost coupling in model predictive control (MPC), the hypothetical trajectory was introduced to design low-conservative compatibility constraints and cost functions without reference trajectories so that the algorithm could be executed in a distributed manner synchronously. Secondly, the terminal constraints were designed based on the velocity obstacle method to ensure the security of the terminal domain, and a feasible terminal control input was given. Then, the cost function was taken as the Lyapunov function, and combined with the constructed stability constraints, the iterative feasibility and system stability of the algorithm were analyzed. In addition, to ensure real-time performance, based on the proposed algorithm, a non-strictly stable DMPC algorithm that could meet the requirements of formation obstacle avoidance was developed. Finally, the validity and superiority of the proposed algorithm were verified by numerical simulation.

Keywords: model predictive control; distributed control; formation control; obstacle avoidance; unmanned aerial vehicle; velocity obstacle

Received: 2022-06-20; **Accepted**: 2022-07-21; **Published Online**: 2022-08-25 15:51

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220825.1320.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62176263,62003363,62103434); Science Foundation for Distinguished Youth of Shaanxi Province (2021JC-35)

* **Corresponding author**. E-mail: hotrobot818@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0511

面向时间触发流量调度的虚拟网络嵌入方法

熊峰，李峭*，李继，冯嘉颖
(北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘　　要：网络虚拟化技术将物理网络中的节点、链路资源进行抽象，通过虚拟网络嵌入(VNE)方法，使多个虚拟网络(VN)共享底层网络(SN)资源。对于应用于航空航天电子领域的时间触发以太网(TTE)，提出一种面向时间触发流量调度的虚拟网络嵌入(TT-VNE)方法，在满足传统虚拟网络嵌入问题的总资源量限制条件的同时，保证时间触发(TT)流量的严格周期性。在求解过程中，根据与虚拟节点相连的链路中TT流量带宽需求及其总带宽资源需求对虚拟节点进行排序，利用广度优先搜索算法嵌入虚拟节点，并在候选最短路径集合中对虚拟链路进行路径规划；如果当前虚拟链路中TT流量不可调度，则进行局部虚拟节点重新嵌入与路径规划的迭代设计。仿真结果表明：TT-VNE方法的请求接受率不低于VNE-DCC、VNE-NTANRC-D、ELECTRE-VNE这3种既有方法，且当星型拓扑中虚拟网络请求数超过30时，其请求接受率比仅考虑网络拓扑属性和资源属性的VNE-NTANRC-D方法提高约14.3%。

关　键　词：虚拟网络嵌入；虚拟化；资源分配；时间触发以太网；时间触发流量
中图分类号：V247; TP393
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-1982-09

虚拟网络嵌入(virtual network embedding, VNE)将物理网络中的节点及链路资源进行抽象并分配给不同的虚拟网络(virtual network, VN)，使得多个异构的虚拟网络同时运行在一个物理网络上[1-2]。VNE问题是：在有限物理资源的约束下，考虑资源分配的合理性准则，达到物理网络服务能力最大的优化目标。

VNE问题已被证明是NP难问题[3]，针对VNE问题的求解策略大致可分为3类，分别为精确算法、启发式算法和元启发式算法。精确算法主要利用优化工具[4]来解决整数线性规划(integer linear programming, ILP)问题，但精确求解VNE问题的复杂度较大，不适合实际应用。启发式算法通常将求解过程分为2个独立的阶段[5]，即节点嵌入和链路嵌入。在节点嵌入阶段，通常利用节点的资源属性和拓扑属性将虚拟节点嵌入到物理节点上[6]。文献[7]提出了一种基于节点度和聚类系数的VNE方法；文献[8]考虑节点位置约束和链路延迟约束，根据节点的拓扑属性和全局网络资源为虚拟节点及物理节点排序；文献[9]利用5种不同的指标量化物理节点的重要性，再利用简化的ELECTRE方法为虚拟节点选择物理节点。而在链路嵌入阶段，常规的VNE方法多采用满足带宽需求的最短路径算法。启发式算法的解为近似最优解，但其降低了求解的复杂度。此外，一些研究者采用元启发式算法来求解VNE问题，如粒子群算法[10]、遗传算法[11]等。

但现有的VNE问题求解方法大多只考虑节点的容量和位置信息，以及链路的带宽和时延需求，缺乏针对虚拟化环境下时间触发(time-triggered, TT)网络的VNE问题求解方法，与现有方法不同的是，

收稿日期：2022-06-20；**录用日期**：2022-10-30；**网络出版时间**：2022-11-22 12:25
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221121.1401.002
基金项目：载人航天领域预先研究项目(060301)
*通信作者. E-mail：avionics@buaa.edu.cn

引用格式：*熊峰，李峭，李继，等. 面向时间触发流量调度的虚拟网络嵌入方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1982-1990.*
XIONG F，LI Q，LI J，et al. Time-triggered traffic scheduling-oriented virtual network embedding method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1982-1990 (in Chinese).

将 VNS 方法应用于具有混合关键性流量的航空电子时间触发以太网(time-triggered Ethernet, TTE)互连设计, 不仅要考虑网络中的资源约束, 还要特别考虑 TT 流量的可调度性问题。

为解决上述问题, 本文提出一种面向时间触发流量调度的虚拟网络嵌入(time-triggered-virtual network embedding, TT-VNE)方法。本文贡献如下: 在节点嵌入阶段, 设计了一种新的节点资源评估指标; 在链路嵌入阶段, 利用 TT 流量调度结果作为反馈, 在备选路径集合中选择虚拟链路的嵌入结果。同时, TT-VNE 也是一种联合式求解方法, 可以同时解决 VNE 问题及 TT 流量调度问题。

1　虚拟网络与物理网络模型

设虚拟网络请求集合为 Ψ, 每个虚拟网络请求 Ψ_i 都可以由包含一系列节点和链路的加权无向图 $G^{\mathrm{v}}(N^{\mathrm{v}},E^{\mathrm{v}})$ 来表示。其中, $N^{\mathrm{v}}=\{n_1^{\mathrm{v}},n_2^{\mathrm{v}},\cdots\}$ 为虚拟网络中虚拟节点的集合, 虚拟节点以 n_i^{v} 来表示; E^{v} 为虚拟链路的集合, 虚拟节点 n_i^{v} 与 n_j^{v} 之间的虚拟链路以 e_{ij}^{v} 来表示。

虚拟节点 n_i^{v} 对于网络交换的资源请求体现于所需占用物理交换机流表项的数量, 称为虚拟节点容量需求, 以 $c(n_i^{\mathrm{v}})$ 表示。

虚拟链路 e_{ij}^{v} 需要承载包含 TT 流量在内的混合关键流量, 其资源请求不仅体现于本链路的总带宽需求 $b(e_{ij}^{\mathrm{v}})$, 还需保证 TT 流量集合可调度, 待调度 TT 流量集合记为 $F_{\mathrm{TT}}(e_{ij}^{\mathrm{v}})=\{f_1,f_2,\cdots,f_m\}$。

同样, 物理网络可以由一个加权无向图 $G^{\mathrm{s}}(N^{\mathrm{s}},E^{\mathrm{s}})$ 来表示。其中, $N^{\mathrm{s}}=\{n_1^{\mathrm{s}},n_2^{\mathrm{s}},\cdots\}$ 为物理网络中物理节点的集合, n_u^{s} 为物理节点; E^{s} 为物理链路集合, 物理链路以 e_{uv}^{s} 来表示。

2　虚拟网络嵌入

VNE 是带有一系列约束条件的组合优化问题, 对于承载 TT 流量的虚拟网络, 需考虑节点资源约束、链路资源约束和链路 TT 调度约束。

2.1　节点资源约束

将虚拟节点嵌入至物理节点需要先满足节点的资源约束, 即如果将虚拟节点 n_i^{v} 嵌入到物理节点 n_u^{s}, 需要满足:

$$C(n_u^{\mathrm{s}})\geqslant c(n_i^{\mathrm{v}}) \tag{1}$$

式中: $C(n_u^{\mathrm{s}})$ 为物理节点的可用资源量, 体现于物理交换机的可用流表项数量; $c(n_i^{\mathrm{v}})$ 为虚拟节点 n_i^{v} 所需的流表项数量。虚拟节点能嵌入到物理节点的条件是: 物理节点的可用资源必须大于或等于虚拟节点的资源需求。此外, 同一个虚拟网络中, 不同的虚拟节点需嵌入到不同的物理节点上。

2.2　链路资源约束

物理链路同时考虑其具有的带宽资源 $B(e_{uv}^{\mathrm{s}})$ 和其上已经调度好的 TT 流量集合, 记为 $F_{\mathrm{TT}}(e_{uv}^{\mathrm{s}})=\{f_1,f_2,\cdots,f_n\}$。VNE 方法需要为每条虚拟链路找到一条无环的物理路径 $P(e_{ij}^{\mathrm{v}})=\{e_{ab}^{\mathrm{s}},e_{bc}^{\mathrm{s}},e_{cd}^{\mathrm{s}},\cdots\}$, 且满足:

$$B(e_{uv}^{\mathrm{s}})\geqslant b(e_{ij}^{\mathrm{v}})\qquad \forall e_{uv}^{\mathrm{s}}\in P(e_{ij}^{\mathrm{v}}) \tag{2}$$

式中: $P(e_{ij}^{\mathrm{v}})$ 为虚拟链路 e_{ij}^{v} 嵌入的物理路径。虚拟链路嵌入的物理路径中, 每条物理链路的剩余带宽资源都应满足该虚拟链路的带宽需求。

2.3　链路 TT 调度约束

在虚拟化的 TT 网络中, 必须考虑 TT 流量的可调度性。

在 TTE 中, 每条 TT 消息都以帧的形式周期性地传输, 为表示方便, 在不影响理解的情况下, 设网络中所有 TT 流量集合为 $F_{\mathrm{TT}}=\{f_1,f_2,\cdots,f_K\}$, 每条 TT 流量 f_k 可以用一个四元组来表示:

$$f_k=\{p_k,l_k,P_k,o_k\} \tag{3}$$

式中: p_k 为该流量的周期; l_k 为帧长; P_k 为一组物理链路的集合, 表示该流量传输时所经过的物理路径, $P_k=\{L_{k,1},L_{k,2},\cdots,L_{k,r}\}$, 同时, P_k 也是 f_k 所在虚拟链路对应的物理路径, 也可用 $P_k=\{e_{ab}^{\mathrm{s}},e_{bc}^{\mathrm{s}},e_{cd}^{\mathrm{s}},\cdots\}$ 表示; o_k 为该流量在每条数据链路上起始发送时刻(即第 1 帧的发送时刻)的集合, 即 $o_k=\{o_k^{L_{k,1}},o_k^{L_{k,2}},\cdots,o_k^{L_{k,r}}\}$, 由于 TT 消息在发送时具有严格周期性, 对于每条 TT 流量而言, 只需考虑第 1 帧的发送时间即可。

在 TTE 中, TT 流量的起始发送时刻 o_k 应满足如下约束条件[12-14]:

1) 路径依赖约束。路径依赖约束指的是 TT 消息在传输过程中的单跳延迟限制。TT 消息在经过每一跳时都要先到达该交换机再被转发, 同时 TT 消息在交换机中停留的时间也有限制。

$$\min(d_{\mathrm{h}})\leqslant o_k^{e_{bc}^{\mathrm{s}}}-o_k^{e_{ab}^{\mathrm{s}}}\leqslant\max(d_{\mathrm{h}})\ \forall e_{bc}^{\mathrm{s}},e_{ab}^{\mathrm{s}}\in P_k \tag{4}$$

式中: $\min(d_{\mathrm{h}})$ 为单跳延迟下界, 由消息的传输延迟决定; $\max(d_{\mathrm{h}})$ 为单跳延迟上界, 由交换机内存大小决定; $o_k^{e_{bc}^{\mathrm{s}}}$、$o_k^{e_{ab}^{\mathrm{s}}}$ 分别为 TT 流量 f_k 在物理链路 e_{bc}^{s}、e_{ab}^{s} 的发送时刻。

2) 无冲突约束。在为新的 TT 消息求解调度表时, 每帧的发送区间都不能与相同物理链路上任意一条 TT 消息的发送区间重叠, 即要同时满足式 (5) 与式 (6):

$$ap_i+o_i^{e_{uv}^{\mathrm{s}}}\geqslant bp_j+o_j^{e_{uv}^{\mathrm{s}}}+l_j\quad \forall e_{uv}^{\mathrm{s}}\in P_k,\forall f_i,f_j\in F_{\mathrm{TT}} \tag{5}$$

$$bp_j + o_j^{e_{uv}^s} \geqslant ap_i + o_i^{e_{uv}^s} + l_i \quad \forall e_{uv}^s \in P_k, \forall f_i, f_j \in F_{\mathrm{TT}} \tag{6}$$

式中：a取小于或等于$\mathrm{LCM}(p_i, p_j)/p_i$的非负整数；$b$取小于或等于$\mathrm{LCM}(p_i, p_j)/p_j$的非负整数；$\mathrm{LCM}(p_i, p_j)$为$p_i$与$p_j$的最小公倍数。

3）端到端延迟约束。要求网络中每条TT消息的端到端延迟都不大于其最大允许延迟d_{ete}：

$$o_k^{L_{k,r}} - o_k^{L_{k,1}} \leqslant d_{\mathrm{ete}} \tag{7}$$

4）流量周期约束。每条TT消息的第1帧在其物理路径上每一跳的发送时刻都应在第1个周期之内：

$$0 \leqslant o_i^{e_{uv}^s} \leqslant p_i - l_i \quad \forall e_{uv}^s \in P_k \tag{8}$$

2.4 优化目标

VNE的目标是合理分配物理网络资源，以达到物理网络服务能力的最大化。基于这一目标，本文利用虚拟网络请求接受率和TT流量调度成功率来对所提方法性能进行评估。

1）虚拟网络请求接受率定义为嵌入成功的虚拟网络请求数量与请求总数的比值。

$$R = \frac{N_{\mathrm{acc}}}{N_{\mathrm{all}}} \tag{9}$$

式中：R为虚拟网络请求接受率；N_{acc}为嵌入成功的虚拟网络请求数；N_{all}为虚拟网络请求总数。

2）TT流量调度成功率定义为调度成功的TT流量数量与所有虚拟网络请求中TT流量总数的比值。

$$R_{\mathrm{TT}} = \frac{N_{\mathrm{acc_TT}}}{N_{\mathrm{all_TT}}} \tag{10}$$

式中：R_{TT}为TT流量调度成功率；$N_{\mathrm{acc_TT}}$为调度成功的TT流量数；$N_{\mathrm{all_TT}}$为TT流量总数。

3 虚拟化时间触发网络嵌入方法

VNE问题是NP难问题，TT流量调度问题是一个NP完全问题[15]，因此，精确求解虚拟化TT网络的嵌入问题复杂度很高。本文提出一种两阶段VNE方法对该问题实现求解，设每轮求解之前所有虚拟网络请求是已经给定的。

本文提出的TT-VNE方法的总体流程如图1所示。其中，虚拟网络请求排序策略、虚拟节点嵌入方法、虚拟链路嵌入方法、节点选择与路径规划的迭代设计是需要重点讨论的内容。

3.1 虚拟网络请求排序策略

将所有虚拟网络请求按其资源需求权重由大到小排序，便于优先处理资源需求量大的请求。

虚拟网络资源需求权重的定义为

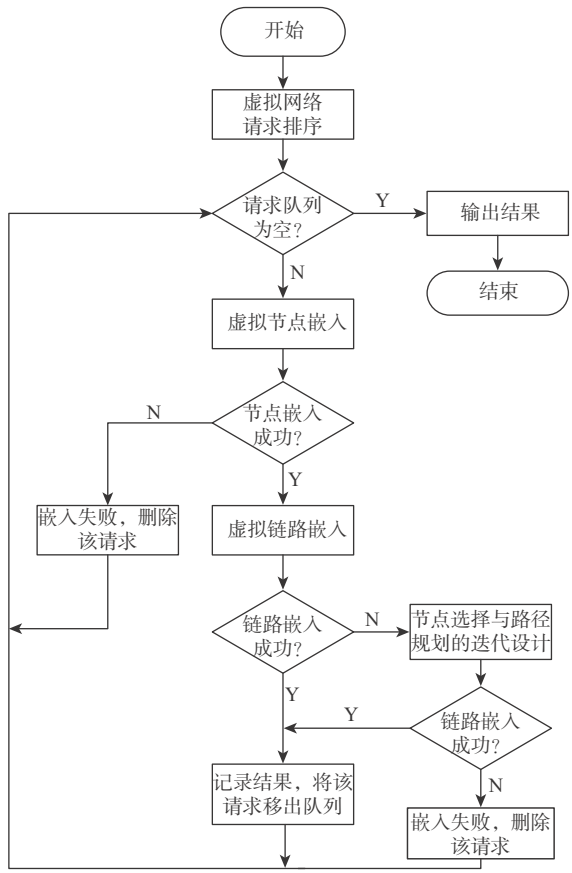


图1 TT-VNE方法流程

Fig. 1 Flow chart of TT-VNE method

$$W_{\Psi_i} = \max\left(\frac{b(\Psi_i)}{\sum\limits_{\forall \Psi_i \in \Psi} b(\Psi_i)}, \frac{b_{\mathrm{TT}}(\Psi_i)}{\sum\limits_{\forall \Psi_i \in \Psi} b_{\mathrm{TT}}(\Psi_i)}, \frac{c(\Psi_i)}{\sum\limits_{\forall \Psi_i \in \Psi} c(\Psi_i)}\right) \tag{11}$$

式中：$b(\Psi_i)$为虚拟网络请求Ψ_i中所有虚拟链路带宽需求的总和；$b_{\mathrm{TT}}(\Psi_i)$为Ψ_i中所有TT流量带宽需求的总和；$c(\Psi_i)$为Ψ_i中所有虚拟节点容量需求的总和。

虚拟网络请求Ψ_i中，TT流量所占带宽的计算方式为

$$b_{\mathrm{TT}}(\Psi_i) = \sum_{\forall f_k \in F_{\mathrm{TT}}(\Psi_i)} \frac{8l_k}{p_k} \tag{12}$$

式中：$F_{\mathrm{TT}}(\Psi_i)$为Ψ_i中TT流量集合。

3.2 虚拟节点嵌入方法

在节点嵌入阶段，使虚拟节点的带宽需求与物理节点的服务能力相适配，且成功的嵌入方案需以可行的调度为前提。

3.2.1 物理节点服务能力量化

物理节点服务能力的量化如式(13)所示，即考虑该节点的剩余容量及与该节点相连的物理链路剩余带宽之和。

$$H(n_u^s) = C(n_u^s) \sum_{\forall e_{uv}^s \in N(n_u^s)} B(e_{uv}^s) \tag{13}$$

式中: $N(n_u^s)$为与物理节点n_u^s相连的物理链路集合; $H(n_u^s)$为物理节点n_u^s服务能力量化值。

3.2.2　虚拟节点资源需求量化

对于虚拟节点, 与之相连的虚拟链路的总带宽需求和其中 TT 流量带宽需求均需得以满足, 虚拟节点对资源需求的量化分别为

$$N(n_i^v)=c(n_i^v)\sum_{\forall e_{ij}^v\in N(n_i^v)}b(e_{ij}^v) \tag{14}$$

$$N_{TT}(n_i^v)=c(n_i^v)\sum_{\forall e_{ij}^v\in N(n_i^v)}b_{TT}(e_{ij}^v) \tag{15}$$

式中: $b_{TT}(e_{ij}^v)$为虚拟链路e_{ij}^v中 TT 流量所占带宽。

TT 流量所占比例越高, 对于调度可行性的影响越大。在实际的优化过程中, 可以根据当前物理网络中 TT 流量占总流量的比例 p, 选取更具关键性的需求作为虚拟节点排序的依据, 即设定权衡阈值 T, 如 p 值超过 T, 则以 TT 流量带宽需求作为决定虚拟节点重要性的主要评价指标, 如下:

$$R(n_i^v)=\begin{cases}N(n_i^v) & p<T\\ N_{TT}(n_i^v) & p\geqslant T\end{cases} \tag{16}$$

式中: $R(n_i^v)$为虚拟节点n_i^v资源需求量化值。

NASA/JSC 演示实验[16] 给出了可供参考的带宽比例, 其中, TT 流量占总流量比例为 33%, 以此为参考, 本文实验案例中取权衡阈值为 33%。

3.2.3　基于广度优先搜索的节点嵌入

在虚拟节点嵌入阶段, 先嵌入资源需求量最大的虚拟节点, 再以其为根节点形成虚拟网络拓扑的广度优先搜索树, 根据到根节点的距离由近到远依次嵌入其余虚拟节点。

为在链路嵌入阶段避免有大量通信需求的节点分布过远, 在节点嵌入阶段采用广度优先搜索算法。同时, 将节点嵌入过程中求得的各个虚拟节点的备选节点集合储存起来, 作为后续局部修改节点嵌入结果的依据。具体过程如下:

输入: G^v, G^s。

输出: N, A。

步骤 1　以N^v中R值最大的虚拟节点为根节点, 采用广度优先搜索算法遍历G^v, 得到该图的广度优先搜索树T。

步骤 2　T中每层的节点都按R值降序排列, 得到已排序虚拟节点序列V。

步骤 3　判断V是否为空, 若是, 返回N和A, 否则执行步骤 4。

步骤 4　取出位于V队列头的节点 N, 判断其是否为T的根节点, 若是, 执行步骤 5, 否则执行步骤 6。

步骤 5　在满足 N 容量需求的物理节点中选择H值最大的作为其嵌入结果, 跳转至步骤 3。

步骤 6　找到 N 的父节点嵌入的物理节点, 记为 S。

步骤 7　以 S 为根节点在一定范围(此范围可根据物理网络规模调整)内进行广度优先搜索, 按物理节点被搜索到的顺序存入集合 C 中, 再对 C 中每层节点按H值降序排列。

步骤 8　选择 C 中第 1 个满足 N 容量需求的物理节点作为其嵌入结果, 将其余满足 N 容量需求的物理节点存入A中, 更新N, 从V中删除 N, 跳转至步骤 3。

其中, $N=\{s_1,s_2,\cdots,s_n\}$为存储虚拟节点嵌入结果的集合, s_i的值为物理节点在物理节点集合N^s中的索引, i为虚拟节点在虚拟节点集合N^v中的索引, $A=\{A_1,A_2,\cdots,A_n\}$为储存各个虚拟节点备选物理节点集合的集合, A_i为虚拟节点n_i^v的备选物理节点集合, $i=0,1,2,\cdots,n$。

3.3　虚拟链路嵌入方法

对于带有 TT 流量的虚拟链路, 其对应的路径既要满足总带宽需求, 又要满足虚拟链路上 TT 流量的可调度性。在一般情况下, 对所有的 TT 流量均采用最短路径传输未必能够在最大可能的情况保证可行调度[16], 但较短的路径有利于得到可行调度。本文基于 K 条最短路径算法为每条虚拟链路构建备选路径集合, 再根据 TT 流量调度结果在备选路径集合中为虚拟链路选择路径。此外, 在为虚拟链路选择路径的同时, 要计算该虚拟链路中 TT 流量的调度表。

虚拟链路嵌入步骤如下:

输入: G^v, G^s。

输出: 虚拟链路嵌入结果及虚拟网络中 TT 流量调度表。

步骤 1　按总带宽需求对G^v中虚拟链路降序排序, 将排序完成的虚拟链路储存在队列L中。

步骤 2　判断L是否为空, 若为空, 则返回虚拟链路嵌入成功, 输出虚拟链路嵌入结果及虚拟网络中 TT 流量调度表。若不为空, 取出位于队列头的链路l, 执行步骤 3。

步骤 3　在G^s中删除剩余带宽不满足l带宽需求的物理链路。

步骤 4　为l计算 K 条最短路径, 储存在集合P中。

步骤 5　按跳数对P中路径升序排序, 对于跳数相同的路径, 先计算各条路径中最大的 TT 流量带宽占用率m, 再按m值对跳数相同的路径升序

排列。

步骤 6 计算l中每条TT消息的可调度性，消息f_i的可调度性$u(f_i)$为

$$u(f_i)=\frac{l_i}{p_i}+\sum_{f_j\in F_{\mathrm{TT}}(l)\setminus\{f_i\}}\frac{l_j}{g_{i,j}} \tag{17}$$

式中：$\frac{l_i}{p_i}$表示单独传输流量f_i所需带宽；$\sum_{f_j\in F_{\mathrm{TT}}(l)\setminus\{f_i\}}\frac{l_j}{g_{i,j}}$表示$l$中其他TT流量对$f_i$的干涉时间所占用带宽，$g_{i,j}$为$f_i$与$f_j$周期的最大公因数。$u(f_i)$值越小，在$F_{\mathrm{TT}}(l)$中其余流量已被调度的情况下，$f_i$调度成功的可能性越大。

步骤 7 按$u(f_i)$值对l中所有TT消息降序排列。

步骤 8 判断P是否为空，若为空，则l嵌入失败，返回已求解成功的虚拟链路嵌入结果及相应的TT流量调度表，若不为空，则取出P中第1条路径，执行步骤9。

步骤 9 对于l中的TT消息，调用组合调度求解器(如采用Z3求解器实现的SMT调度)，在备选路径上按步骤7中的顺序依次进行逐条增量调度。若l中所有TT消息均调度成功，记录该物理路径为当前虚拟链路的嵌入结果，并储存相应TT流量调度表，从L中删除l，跳转至步骤2。否则，删除该备选路径，执行步骤8。

3.4 节点选择与路径规划的迭代设计

在虚拟链路嵌入过程中，可能出现由于局部资源紧张导致的备选路径集合中所有路径均调度失败的情况，此时需要局部修改虚拟节点嵌入结果以提高嵌入成功率。此外，在物理网络的实际运行中，如果发生局部变化而导致的不可调度情况，也需要进行节点选择与路径规划的迭代设计。

首先，更改调度失败的虚拟链路两端虚拟节点的嵌入结果，若仍未找到可行解，则在虚拟网络图的广度优先搜索树上进行回溯，具体步骤如下：

输入： G^{v}，G^{s}，T，N，A，该虚拟网络请求中已求解成功的虚拟链路嵌入结果。

输出： N，虚拟链路嵌入结果，TT流量调度表。

步骤 1 将嵌入失败的虚拟链路两端的虚拟节点按R值降序排列，储存在集合B中。

步骤 2 判断B是否为空，若是，返回该VNE失败，否则取得B中第1个节点M。

步骤 3 在A中找到M的备选节点集合，删除其中已嵌入该虚拟网络中其余虚拟节点的物理节点。

步骤 4 遍历M的剩余可用物理节点，计算该虚拟节点嵌入至每个备选节点时的虚拟链路嵌入方案和TT流量调度表。若成功，输出N、虚拟链路嵌入结果及TT流量调度表，若失败，执行步骤5。

步骤 5 判断M是否为T的根节点，若是，从B中删除M，执行步骤2，否则执行步骤6。

步骤 6 回溯该节点的父节点Q，设定最大回溯次数t，在父节点Q的备选节点集合中选出前t个节点，存入向量$\boldsymbol{X}$中。

步骤 7 判断$\boldsymbol{X}$是否为空，若$\boldsymbol{X}$为空，从B中删除M，跳转至步骤2，否则，取出$\boldsymbol{X}$中第1个备选节点作为节点Q新的嵌入结果，设该物理节点为S。

步骤 8 搜索节点S的邻居节点及次邻居节点，找到其中H值最大且满足M容量需求的物理节点作为M的新嵌入结果。

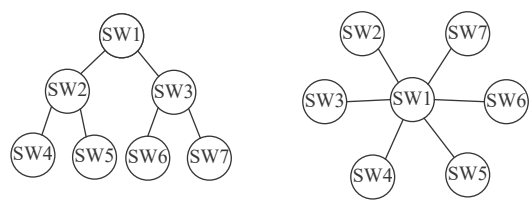
步骤 9 为待嵌入的虚拟链路计算物理路径及相应TT流量调度表，若成功，则输出VNE结果及TT流量调度表，若失败，从$\boldsymbol{X}$中删除S，跳转至步骤7。

4 仿真实验

以虚拟网络请求接受率和TT流量调度成功率来评估TT-VNE方法，同时与3种已有的VNE方法(VNE-DCC[7]、VNE-NTANRC-D[8]和ELECTRE-VNE[9])进行对比，观察TT-VNE方法在2种基本拓扑及空客A380骨干网络拓扑中的表现。

4.1 基本仿真案例设置及实验结果

考虑基本的拓扑结构，以树状拓扑和星型拓扑分别构造测试案例T1、T2，如图2所示，图中仅突出交换机SW构成的骨干互连，接入到交换机SW端系统被省略。



(a) 树状网络拓扑 (b) 星型网络拓扑

图2 树状网络与星型网络拓扑

Fig. 2 Tree network and star network topologies

在仿真实验中，物理节点的流表项数目均设为100条，物理链路带宽均设为100 Mbit/s。虚拟网络请求中的各项参数服从表1中所示取值范围内的离散均匀分布，例如，仿真中每个虚拟网络的虚拟节点数量取值为$U(2,4)$，表示每个虚拟网络由2～4个虚拟节点构成。

表1中，b_{TT}为该条虚拟链路中所有TT消息所占带宽总和，虚拟链路的总带宽需求取b_{TT}与βb_{TT}之间的随机整数，βb_{TT}小于1时该虚拟链路带宽取1 Mb/s。其中，β为虚拟链路中非TT流量丰裕度的参数，在实验中通过调整β值的大小来改变网络中TT流量占总流量的比例，β值越大，网络中非TT流

表 1　虚拟网络参数设置

Table 1　Parameter setting of virtual networks

参数名称	取值范围
虚拟节点数	$U(2,4)$
虚拟节点容量需求	$U(5,10)$
虚拟链路数	$U((n-1),n(n-1)/2)$
每条虚拟链路TT消息数	$U(5,10)$
TT消息长度/ Bytes	$U(64,1\,518)$
TT消息周期/ms	2^x3^y
虚拟链路带宽/(Mb·s^{-1})	$U[b_{\mathrm{TT}},\beta b_{\mathrm{TT}}]$

量丰裕度越大, TT 流量占总带宽需求的比例越小。每条 TT 消息周期均为 2^x3^y ms, 其中, 正整数 $x,y\in\{1,2,3\}$。另外, 在 TT 流量的调度约束中, 参照文献 [17] 的参数取值, 设 $\min(d_{\mathrm{h}})$为 130 μs, $\max(d_{\mathrm{h}})$为 390 μs, 端到端延迟上界d_{ete}设为 1 ms。

传统的 VNE 方法 VNE-DCC[7]、VNE-NTANRC-D[8]、ELECTRE-VNE[9] 未考虑 TT 流量的调度问题, 为体现公平性, 在对比实验中分别利用这 3 种方法解得 VNE 结果, 再利用 Z3 求解器对虚拟网络中按可调度性排序的 TT 流量进行逐条增量调度, 并令嵌入后可调度为 嵌入成功。

将β取值设为 3, 逐次增加虚拟网络请求的数量进行多组实验, 在树状拓扑与星型拓扑中, 4 种方法的实验结果如图 3 和图 4 所示。

从图 3 与图 4 中可见, 相比 3 种已有的方法,

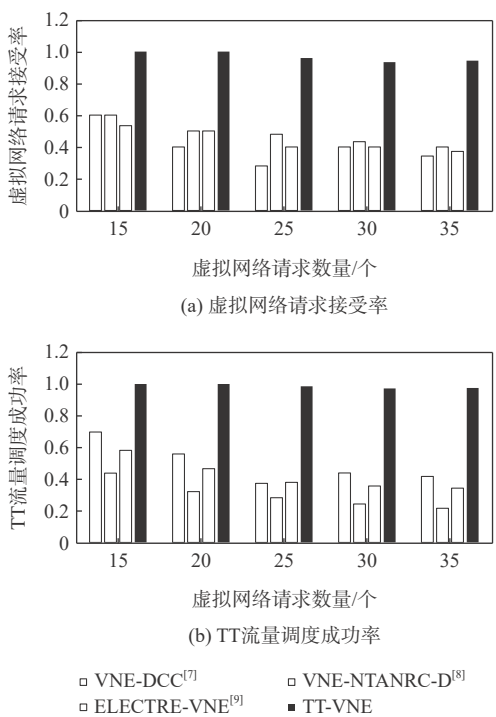


图 3　树状拓扑中 4 种方法性能对比

Fig. 3　Performance comparison of four methods in tree topology

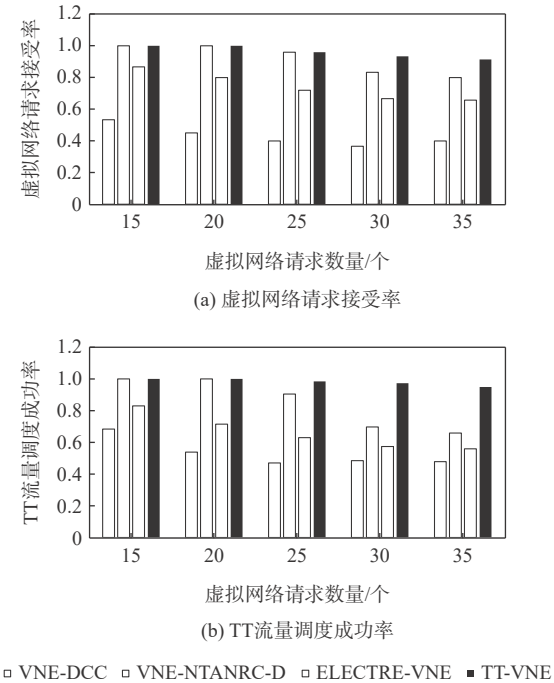


图 4　星型拓扑中 4 种方法性能对比

Fig. 4　Performance comparison of four methods in star topology

TT-VNE 均具有不低于其他 3 种算法的虚拟网络请求接受率和 TT 流量调度成功率。已有的方法未事先考虑 TT 流量的可调度性, 盲目采用最短路径算法嵌入虚拟链路会导致某些物理链路上承载 TT 流量过多, 负面影响后续嵌入的虚拟网络中 TT 流量在这些物理链路上的可调度性; 考虑到这种负面影响在物理网络资源紧张时更为显著, 则 TT-VNE 在虚拟网络请求数量增多的情况下更能体现对于已有的 3 种方法的优势。

4.2　综合仿真案例设置及实验结果

为验证 TT-VNE 的适用性, 参考文献 [18] 中简化的空客 A380 骨干网络拓扑, 构造了测试案例 T3, 如图 5 所示。当网络规模变大时, 考虑到网络容量的增加, T3 中物理节点的流表项数目设置为 200 条, 其余设置仍参照表 1。

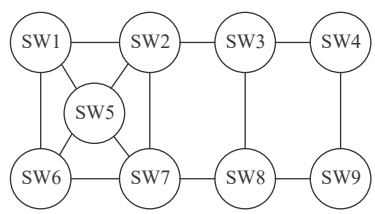


图 5　T3 所用物理网络拓扑结构

Fig. 5　Physical network topology used by T3

改变虚拟网络请求中 TT 流量所占比例, 使β值分别取 2、3、4, 所得T3的实验结果如图 6 所示。可见在该案例的物理拓扑下, TT-VNE 仍然具有不低

于其他3种已有方法的虚拟网络请求接受率和TT流量调度成功率，且在不同TT流量占比下，这2个评价指标的提高效果稳定，说明在网络拓扑扩展的情况下具有适用性。

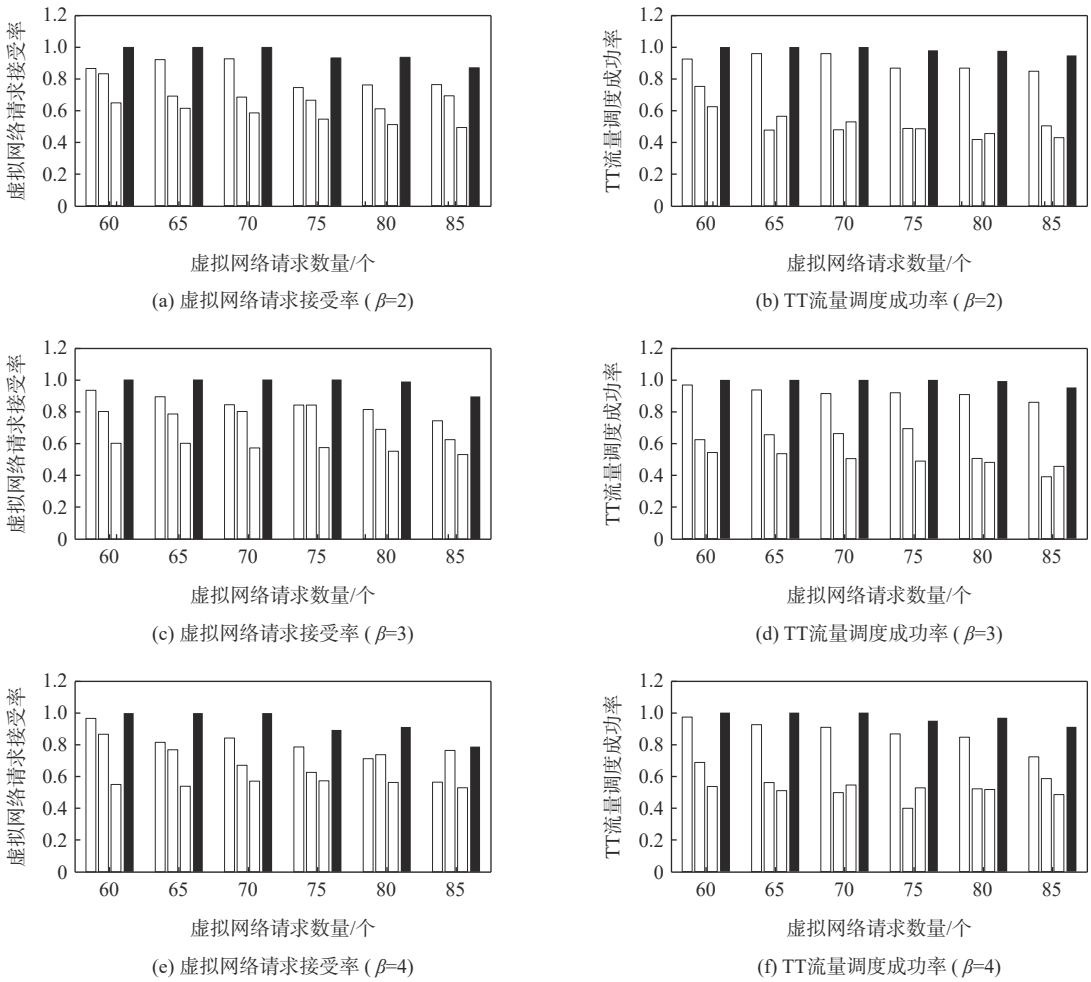


图6 T3中4种方法性能对比

Fig. 6 Performance comparison of four methods in T3

5 结 论

本文提出了一种在具有时间触发流量的网络中进行两阶段虚拟网络嵌入的方法，同时解决了VNE问题和TT流量可调度保证问题，并通过多组仿真实验评价了虚拟网络请求接受率和TT流量调度成功率，验证了TT-VNE方法的可行性和适用性。研究结果表明：

1）在虚拟网络嵌入过程中，充分考虑TT流量的可调度性，能够更加合理地分配物理网络资源。

2）仿真实验结果表明，无论是在星型或是树状拓扑结构下，TT-VNE方法的虚拟网络请求接受率和TT流量调度成功率均优于对比实验中的其他方法。考虑到航空电子交换网络中含有这2种结构，说明对于嵌有星型和树状拓扑的综合航空电子网络，TT-VNE方法具有一定优势。

3）通过在不同物理网络拓扑下仿真实验发现，TT-VNE方法在物理网络拓扑扩展时具有适用性，且当TT流量占总流量比例变化时，该方法均能更好地发挥物理网络的服务能力。

虚拟化时间触发网络的VNE问题分为2个子问题，即VNE问题和TT流量调度问题。将这2个子问题分开求解（如仿真实验中的对比方法），能够更加灵活地对2个子问题分别进行优化，而将2个子问题联合求解能够扩大解空间，获得更高的嵌入成功率，但其求解时间更长。因此，本文方法在优化策略上还有一定的提升空间。

参考文献（References）

[1] ZHANG P Y, PANG X, BI Y X, et al. DSCD: Delay sensitive cross-domain virtual network embedding algorithm[J]. IEEE Transactions on Network Science and Engineering, 2020, 7(4): 2913-2925.

[2] HAERI S, TRAJKOVIC L. Virtual network embedding via Monte Carlo tree search[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2018, 48(2): 510-521.

[3] CAO H T, HU H, QU Z C, et al. Heuristic solutions of virtual network embedding: a survey[J]. China Communications, 2018, 15(3): 186-219.

[4] LI Z F, LU Z B, DENG S H, et al. A self-adaptive virtual network embedding algorithm based on software-defined networks[J]. IEEE Transactions on Network and Service Management, 2019, 16(1): 362-373.

[5] CAO H T, ZHU H B, YANG L X. Collaborative attributes and resources for single-stage virtual network mapping in network virtualization[J]. Journal of Communications and Networks, 2019, 22(1): 61-71.

[6] WU S C, YIN H, CAO H T, et al. Node ranking strategy in virtual network embedding: an overview[J]. China Communications, 2021, 18(6): 114-136.

[7] ZHANG P Y, YAO H P, LIU Y J. Virtual network embedding based on the degree and clustering coefficient information[J]. IEEE Access, 2016, 4: 8572-8580.

[8] CAO H T, YANG L X, ZHU H B. Novel node-ranking approach and multiple topology attributes-based embedding algorithm for single-domain virtual network embedding[J]. IEEE Internet of Things Journal, 2018, 5(1): 108-120.

[9] ZHANG P Y, YAO H P, QIU C, et al. Virtual network embedding using node multiple metrics based on simplified ELECTRE method[J]. IEEE Access, 2018, 6: 37314-37327.

[10] ZHANG P Y, HONG Y R, PANG X, et al. VNE-HPSO: Virtual network embedding algorithm based on hybrid particle swarm optimization[J]. IEEE Access, 2020, 8: 213389-213400.

[11] ZHANG P Y, PANG X, KIBALYA G, et al. GCMD: Genetic correlation multi-domain virtual network embedding algorithm[J]. IEEE Access, 2021, 9: 67167-67175.

[12] STEINER W. An evaluation of SMT-based schedule synthesis for time-triggered multi-hop networks[C]// Proceedings of the 31st IEEE Real-Time Systems Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2010: 375-384.

[13] POZO F, RODRIGUEZ-NAVAS G, STEINER W, et al. Period-aware segmented synthesis of schedules for multi-hop time-triggered networks[C]// Proceedings of the IEEE 22nd International Conference on Embedded and Real-Time Computing Systems and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2016: 170-175.

[14] POZO F, STEINER W, RODRIGUEZ-NAVAS G, et al. A decomposition approach for SMT-based schedule synthesis for time-triggered networks[C]// Proceedings of the IEEE 20th Conference on Emerging Technologies & Factory Automation. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-8.

[15] 郑重, 何锋, 李浩若, 等. 基于贪婪随机自适应搜索法的 TTE 通信调度算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2268-2276.
ZHENG Z, HE F, LI H R, et al. Scheduling algorithm of TTE network based on greedy randomized adaptive search procedure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2268-2276(in Chinese).

[16] LOVELESS A. On time-triggered Ethernet in NASA's Lunar Gateway[EB/OL]. (2020-1-60) [2022-05-29]. https://ntrs.nasa.gov/citations/20205005104.

[17] 宋梓旭, 李峭, 汪晶晶, 等. 基于可调度性排序的时间触发调度表生成方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2388-2395.
SONG Z X, LI Q, WANG J J, et al. Time-triggered scheduling table generation method based on schedulability ranking[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2388-2395 (in Chinese).

[18] ZHONG C M, JIA H Y, WAN H, et al. DRLS: A deep reinforcement learning based scheduler for time-triggered Ethernet[C]// Proceedings of the International Conference on Computer Communications and Networks. Piscataway: IEEE Press, 2021: 1-11.

Time-triggered traffic scheduling-oriented virtual network embedding method

XIONG Feng，LI Qiao*，LI Ji，FENG Jiaying

(School of Electronic and Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Network virtualization technology abstracts the nodes and links resources in the physical network and enables multiple virtual networks (VNs) to share the substrate network (SN) resources through the virtual network embedding (VNE) method. For time-triggered Ethernet (TTE) used in avionics, a time-triggered traffic scheduling-oriented VNE (TT-VNE) method was proposed. While meeting the total resource constraints of the traditional VNE problem, the method ensured the strict periodicity of time-triggered (TT) traffic. During the solution process, the method sorted the virtual nodes according to the TT traffic bandwidth requirements and the total bandwidth requirements of the links connected to the virtual nodes, embedded the virtual nodes using the breadth-first search algorithm, and planned the virtual links in candidate shortest paths. If the TT traffic in the current virtual link is not schedulable, the iterative design of local virtual node re-embedding and path planning is carried out. The simulation shows that the request acceptance rate of the TT-VNE method is not lower than that of existing methods, and when the number of virtual network requests in the star topology exceeds 30, its request acceptance rate is about 14.3% higher than the VNE-NTANRC-D method which only considers the network topology and resource attributes.

Keywords：virtual network embedding；virtualization；resource allocation；time-triggered Ethernet；time-triggered traffic

Received：2022-06-20；**Accepted**：2022-10-30；**Published Online**：2022-11-22 12：25

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221121.1401.002

Foundation item：Advance Research Projects in the Field of Manned Spaceflight (060301)

* **Corresponding author**. E-mail：avionics@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0516

基于多项分布的导弹命中精度贝叶斯验收方案设计

刘昊邦，史宪铭*，屈金标，荣丽卿
(陆军工程大学 装备指挥与管理系，石家庄 050003)

摘 要：导弹命中精度验收试验是检验导弹命中性能的重要环节。针对现有GJB3400—1998中的二项分布命中精度验收试验方法难以细致描述导弹精度性能问题，考虑点目标区域对其作战效能影响，将命中精度内涵由将目标看作毁伤效果具有同一性的整体，拓展为导弹命中不同区域会产生不同等级毁伤效果的多区域目标，并将导弹命中精度试验采用多项分布表示。同时在验收试验中采用贝叶斯方法并结合Dempster-Shafer(D-S)证据理论可融合多源先验信息，提出一种基于多项分布的导弹命中精度贝叶斯验收方案设计方法。示例结果表明：所提方法相比GJB3400—1998中的方法能够从命中不同重要区域的多个标准检验导弹精度性能，有利于帮助使用方得到命中精度更为可靠的导弹，并充分利用命中精度先验信息，有效降低验收双方风险，为导弹命中精度鉴定和验收设计提供借鉴。

关 键 词：导弹命中精度；验收方案；多项分布；贝叶斯；Dempster-Shafer证据理论
中图分类号：E917
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-1991-10

导弹命中精度验收试验是检验导弹命中性能是否达到规定要求而进行的试验[1]。根据验收试验结果能够对导弹通过接收或拒绝接收做出判断。

按照GJB3400—1998的规定，导弹命中精度的检验方法包括计数固定抽样检验法、计量序贯检验法、计数序贯截尾抽样检验法[2]。GJB3400—1998给出的精度验收试验是从导弹是否命中目标的二项分布角度进行考虑的。由于弹着点与目标相对位置的不同对其作战效能的影响也不同，采用导弹命中点目标不同重要程度区域的概率作为精度指标，更能对导弹命中精度进行全面评价[3]。此外，GJB3400—1998中的导弹命中精度验收试验对先验信息的利用较少。考虑到导弹试验受成本限制，射击试验样本量小，鉴定试验信息量不足，仅依靠外场射击样本信息对命中精度认识不够全面，这也增加了双方风险，实际应用中也存有许多诟病。

当前，关于导弹验收方案设计的研究取得了一定进展。王玮等[4]利用贝叶斯方法对制导导弹可靠性验收试验的二次抽样方案进行了改进。员来峰等[5]针对弹药产品的密集度建立了一种新的计量型一次抽样检验方法。在产品验收试验中充分利用已有的先验信息用以降低验收风险，这已经成为工程界的共识。谭尧等[6]在威布尔型产品定时截尾可靠性验收试验方案中融入专家信息，显著降低了2类风险值、缩短了试验时间。Chen等[7]利用贝叶斯方法，对研制过程中产品的寿命信息制订了基于定时截尾数据的鉴定方案。Ming等[8]研究了基于二项分布的可靠性贝叶斯鉴定试验方案，充分利用先验信息来弥补现场试验信息的不足。韩峰等[9]针对成败型效应试验研究中二项分布未知参数(成功概率)的假设检验问题，提出一种基于贝叶斯后验概率的序贯检验方法，通过利用多源先验信息降低检验风险。

收稿日期：2022-06-20；**录用日期**：2022-09-16；**网络出版时间**：2022-09-30 10:08
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220928.1100.002
*通信作者. E-mail：sxm@nudt.edu.cn

引用格式：*刘昊邦，史宪铭，屈金标，等. 基于多项分布的导弹命中精度贝叶斯验收方案设计[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：1991-2000. LIU H B，SHI X M，QU J B，et al. Design of Bayesian acceptance scheme for missile hit accuracy based on multinomial distribution[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：1991-2000 (in Chinese).*

上述研究虽然在产品验收方案设计中利用贝叶斯方法并融入了先验信息，以此增加产品信息量降低验收风险，但在导弹命中精度的验收试验中很少利用这一理论。并且，考虑到现有导弹命中精度验收方案主要从命中目标的概率角度进行研究。依据点目标部件对其作战效能贡献不同，对点目标进行区域划分，导弹命中点目标的不同区域这对其作战效能的影响是不同的[10]。因此，拓展导弹命中精度内涵，从多项分布角度对导弹命中精度验收方案进行设计，能够检验导弹命中目标不同重要区域概率是否合格，更为全面地检验导弹命中精度。

基于上述分析，本文以多项分布作为导弹命中精度验收试验研究的基础。在命中精度验收试验方案中融入贝叶斯方法，并运用Dempster-Shafer(D-S)证据理论对多源先验信息进行处理。最终提出基于多项分布的导弹命中精度贝叶斯验收方案设计方法。

1 导弹命中精度多项分布假设

命中精度是导弹性能的重要指标，导弹命中目标关键部位概率越大，则命中精度就越高。为拓展导弹命中精度内涵，需要对点目标进行重要性区域划分，并对命中精度试验进行多项分布假设。

1.1 点目标重要性区域划分

命中点目标的不同部位对其作战效能的影响是不同的。当部件受到导弹打击时，使点目标作战效能降低较为明显，则这类部件所在的区域被定义为重度影响区域。对点目标作战效能影响较轻的区域被定义为轻度影响区域。因此，按照对点目标作战效能的影响程度来进行重要性区域的划分[11]，划分层级不宜过多或过少，过多则增加了区域划分的难度，过少则不利于区域之间的区分。借鉴常见的优良中差划分形式，将目标区域划分为无影响区域、轻度影响区域、中度影响区域、重度影响区域4个层级，结果如表1所示。

表1 点目标重要性区域划分

Table 1 Point target importance area division

区域划分	区域概况
无影响区域	区域距离目标较远，当导弹命中这些区域时，未能对目标作战效能产生影响
轻度影响区域	使目标作战效能受到轻度影响的区域，当导弹命中这些区域时，对点目标产生轻度毁伤
中度影响区域	使目标作战效能受到中度影响的区域，当导弹命中这些区域时，对点目标产生中度毁伤
重度影响区域	使目标作战效能受到重度影响的区域，当导弹命中这些区域时，能够对点目标产生摧毁

1.2 多项分布命中精度试验

上述研究将点目标区域按重要性划分为4个层级。假设打击n次试验，每次打击的试验条件相同，则依据导弹每次打击命中的区域结果，可产生4个基本事件S_1、S_2、S_3、S_4，分别代表未命中目标、命中目标轻度影响区域、命中目标中度影响区域、命中目标重度影响区域。令$p_i=P\{S_i\}$，$i=1,2,3,4$，为每个基本事件发生的概率。记x_i表示事件S_i在n次试验中发生的次数，则$x=(x_1,x_2,x_3,x_4)$服从参数为$\xi=(p_1,p_2,p_3,p_4)$的多项分布[12-14]：

$$f(x_1,x_2,x_3,x_4|n,p_1,p_2,p_3,p_4)=\frac{n!}{x_1!x_2!x_3!x_4!}p_1^{x_1}p_2^{x_2}p_3^{x_3}p_4^{x_4} \tag{1}$$

式中：$\sum_{i=1}^{4}x_i=n$；$\sum_{i=1}^{4}p_i=1$。

提出多项分布假设之后，以多项分布为基础进行导弹命中精度贝叶斯验收方案设计。

2 导弹命中精度先验分布确定

对导弹命中精度先验信息的利用是通用且有效的。在导弹进行验收试验前，会收集到一些导弹命中精度的信息，如专家知识信息、仿真试验信息。充分利用这些信息，降低验收双方风险已经成为产品验收领域的研究重点。

2.1 命中精度先验分布选择

贝叶斯理论中先验分布的选择方法包括无信息先验分布[15]、最大熵法[16]、共轭先验分布法[17]等。考虑到有充分的先验信息且便于求解，采用共轭先验分布法确定先验分布。查阅贝叶斯共轭先验分布族可知多项分布的共轭先验分布为Dirichlet分布[18-20]，则命中精度参数$\xi=(p_1,p_2,p_3,p_4)$的先验概率密度函数可表示为[21-22]

$$f(\xi|\theta)=\frac{1}{\mathrm{B}(\theta)}\prod_{i=1}^{4}p_i^{\theta_i-1} \tag{2}$$

式中：$\theta=(\theta_1,\theta_2,\theta_3,\theta_4)$为先验分布中的超参数，$\mathrm{B}(\theta)$为四元Beta函数，即

$$\mathrm{B}(\theta)=\prod_{i=1}^{4}\Gamma(\theta_i)\Big/\Gamma\left(\sum_{i=1}^{4}\theta_i\right) \tag{3}$$

式中：$\Gamma(\theta_i)$为Gamma函数。

通过对概率密度函数积分可以求得参数的先验分布函数:

$$F(\xi|\theta)=\int_{\Omega_1} f(\xi|\theta)\mathrm{d}\xi \tag{4}$$

式中: $\Omega_1=R_{p_i}\cap[0,b]$; R_{p_i}为 p_i的定义域, 即 $p_i\in R_{p_i}$; $[0,b]$为 p_i的积分域, 且有 $0<b\leqslant 1$。

2.2　先验信息相容性检验

在贝叶斯统计推断方法中, 先验信息只有能够反映参数的统计特性, 即先验信息和外场试验数据近似服从同一总体时, 才能够使用先验信息[23-24]。本文先验信息数据与外场射击试验数据均服从多项分布, 因此, 需要从多项分布的角度进行相容性检验。

假设 $x=(x_1,x_2,x_3,x_4)$为外场射击试验数据, $x'=(x'_1,x'_2,x'_3,x'_4)$为收集到的先验信息数据。通过 1.2 节提出的多项分布假设及先验信息, 可以求出先验信息导弹命中精度试验的分布函数:

$$F(x'|n,\xi)=\int_{\Omega_2} f(x'|n,\xi)\mathrm{d}x' \tag{5}$$

式中: Ω_2为求解分布函数的 x'的积分域。

外场射击试验数据由于数量少, 参数估计误差较大, 不易求出命中精度试验的分布函数。因此, 选用外场射击试验数据 $x=(x_1,x_2,x_3,x_4)$对分布 $F(x'|n,\xi)$进行拟合优度检验。采用经验分布函数(empirical distribution function, EDF)型拟合优度检验法构建模型[25]:

$$\begin{cases} H_0: F(x|n,\xi)=F(x'|n,\xi) \\ H_1: F(x|n,\xi)\neq F(x'|n,\xi) \end{cases} \tag{6}$$

式中: H_0表示先验信息通过一致性检验; H_1表示未通过一致性检验。

定义外场射击试验样本的经验分布:

$$F(x|n,\xi)=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} I_{[x_i\leqslant x]}=\frac{\#\{x_i\leqslant x, i=1,\cdots,n\}}{n} \tag{7}$$

式中: $I_{[x_i\leqslant x]}$为示性函数; $\#\{\cdot\}$表示集合中元素的个数。用 $\hat{F}(x|n,\xi)$表示顺序统计量 x_i的经验分布函数:

$$\hat{F}(x|n,\xi)=\begin{cases} 0 & x<x_1 \\ \dfrac{i}{n} & x_i\leqslant x<x_{i+1}, i=1,2,\cdots,n-1 \\ 1 & x\geqslant x_n \end{cases} \tag{8}$$

引入 Kolmogorov 距离衡量 $F(x'|n,\xi)$与 $F(x|n,\xi)$的一致性程度[26]:

$$\hat{K}=\max_{x'\in\Theta}\left|F(x'|n,\xi)-\hat{F}(x|n,\xi)\right| \tag{9}$$

按照实际的经验分布函数计算, 则

$$\hat{K}=\max_{x'\in\Theta}\left|F(x'|n,\xi)-\hat{F}(x|n,\xi)\right| \tag{10}$$

在给定的显著性水平 η下, 检验一致性:

$$G(K\leqslant\hat{K})=1-\eta \tag{11}$$

当 η大于给定显著性水平时, 则通过一致性检验, 否则不通过。选择显著性水平 0.5 进行检验, 若结果为 H_0, 表明先验信息较为可靠。

2.3　D-S 证据理论先验信息融合

先验信息通过相容性检验之后, 还需要对其进行融合处理, 为命中精度参数先验分布确定提供基础。本文主要收集到了导弹命中精度参数的专家知识信息和仿真试验信息。通过引入 D-S 证据理论可以对多项分布参数先验信息进行融合处理[27-28]。选择 D-S 证据理论作为导弹命中精度参数先验信息的融合方法, 融合过程为[29]

$$m_{B\oplus C}(A)=\begin{cases} \dfrac{\sum\limits_{B\cap C=A} m(B)m(C)}{1-W} & A\neq\varnothing \\ 0 & A=\varnothing \end{cases} \tag{12}$$

式中: $W=\sum\limits_{B\cap C=\varnothing} m(B)m(C)$; $\oplus$表示融合符号; A表示导弹命中点目标不同重要等级区域事件的集合。 $m(B)$和 $m(C)$表示 mass 函数, 分别表示专家知识信息和仿真试验信息对命中精度参数的看法, 且

$$\begin{cases} m(\varnothing)=0 \\ \sum\limits_{B\cap\Theta} m(A)=1 \end{cases} \tag{13}$$

利用 D-S 证据理论融合专家知识数据和仿真试验数据, D-S 证据理论辨识框架由 $\Phi=\{A_1,A_2\cdots,A_N\}$表示, 可以得到先验信息的概率赋值, 如表 2 所示。

表 2　先验信息概率赋值

Table 2　Probability assignment of prior information

辨识框架	专家知识信息 $m(B_i)$	仿真试验信息 $m(C_i)$
A_1	$m(B_1)$	$m(C_1)$
A_2	$m(B_2)$	$m(C_2)$
⋮	⋮	⋮
A_N	$m(B_N)$	$m(C_N)$

则可得

$$1-W=\sum_{i=1}^{N} m(B_i)m(C_i) \tag{14}$$

融合专家知识数据和仿真试验数据后, 能够对导弹命中精度的先验信息有更为准确的认识, 融合公式如下:

$$m(A_i)=m(B_i)\oplus m(C_i)=\frac{m(B_i)m(C_i)}{1-W}=m(B_i)m(C_i)\Big/\sum_{i=1}^{N} m(B_i)m(C_i) \tag{15}$$

将 $m(A_i)$与发射的导弹数 n相乘就可以得到导弹命中相应区域的频数。

3 导弹命中精度验收双方风险计算

在第1,第2节提出命中精度多项分布假设及确定命中精度先验分布之后,利用贝叶斯方法对验收双方风险进行计算,并进行导弹验收方案设计。

规定研制方风险为α,使用方风险为β,构建方程表达式进行求解可以得到导弹验收试验方案(n,m^*)[30-31]。其中,n为发射导弹总数,m^*为允许最大未命中目标的导弹数量。当发射数量达到n时结束试验,如果未命中目标的导弹数量未超过m^*,则这批导弹被接收,否则拒绝该批导弹。

3.1 贝叶斯多项分布研制方风险计算

贝叶斯方法将命中概率p视为随机变量,且能够融合先验信息,因此,定义研制方风险α:

$$\alpha = P(p > p_\alpha | D) \tag{16}$$

α表征导弹命中精度符合规定时被拒收的概率。按照贝叶斯公式,可得

$$\alpha = \frac{P(D|P > p_\alpha)P(p > p_\alpha)}{P(D)} \tag{17}$$

式中:$P(D)$表示当命中概率为p时,$m > m^*$的概率,其中m为未命中目标的导弹数量;$P(D|p > p_\alpha)$表示在$p > p_\alpha$的条件下,拒绝接收导弹的概率。

以命中轻度区域为命中标准:

$$P(D) = \int_{\Theta} P\left(m_1 > m_1^*\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi = \int_{\Theta} \sum_{x_1=m_1^*+1}^{n} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi \tag{18}$$

$$P\left(D\left|\sum_{i=2}^{4} p_i > p_{\alpha_1}\right.\right) P\left(\sum_{i=2}^{4} p_i > p_{\alpha_1}\right) = \int_{\Theta_{\alpha_1}} P\left(m_1 > m_1^*\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi = \int_{\Theta_{\alpha_1}} \sum_{x_1=m_1^*+1}^{n} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi \tag{19}$$

$$\alpha_1 = \frac{\int_{\Theta_{\alpha_1}} \sum_{x_1=m_1^*+1}^{n} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi}{\int_{\Theta} \sum_{x_1=m_1^*+1}^{n} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi} \tag{20}$$

式中:按照命中轻度区域为命中标准,m_1为未命中的导弹数量;m_1^*为m_1的“阈值”;p_{α_1}为研制方导弹命中轻度区域标准的“阈值”;$\pi(\xi)$为由先验信息获取的先验概率密度函数;Θ为ξ的全域,Θ_{α_1}为$p_2 + p_3 + p_4 > p_{\alpha_1}$的区域。

同理,以命中中度区域为命中标准:

$$\alpha_2 = \frac{\int_{\Theta_{\alpha_2}} \sum_{x_1+x_2=m_2^*+1}^{n} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi}{\int_{\Theta} \sum_{x_1+x_2=m_2^*+1}^{n} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi} \tag{21}$$

式中:按照命中中度区域为命中标准,m_2为未命中的导弹数量;m_2^*为m_2的“阈值”;Θ_{α_2}为$p_3 + p_4 > p_{\alpha_2}$的区域。

以命中重度区域为命中标准:

$$\alpha_3 = \frac{\int_{\Theta_{\alpha_3}} \sum_{\sum_{i=1}^{3} x_i=m_3^*+1}^{n} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi}{\int_{\Theta} \sum_{\sum_{i=1}^{3} x_i=m_3^*+1}^{n} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi} \tag{22}$$

式中:按照命中重度区域为命中标准,m_3为未命中的导弹数量;m_3^*为m_3的“阈值”;Θ_{α_3}为$p_4 > p_{\alpha_3}$的区域。

3.2 贝叶斯多项分布使用方风险计算

使用方风险β表征导弹命中精度不符合规定时被接收的概率,可重新定义为

$$\beta = P\left(P < p_\beta | Y\right) \tag{23}$$

按照贝叶斯公式,可得

$$\beta = \frac{P\left(Y|p < p_\beta\right)P(p < p_\beta)}{P(Y)} \tag{24}$$

式中:$P(Y)$表示当命中概率为p时,$m \leqslant m^*$的概率;$P\left(Y\left|p < p_\beta\right.\right)$则表示在$p < p_\beta$的条件下,接收导弹的概率。

以命中轻度区域为命中标准:

$$P(Y) = \int_{\Theta} P\left(m_1 \leqslant m_1^*\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi = \int_{\Theta} \sum_{x_1=0}^{m_1^*} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi \tag{25}$$

$$P\left(Y\left|\sum_{i=2}^{4} p_i < p_{\beta_1}\right.\right) P\left(\sum_{i=2}^{4} p_i < p_{\beta_1}\right) = \int_{\Theta_{\beta_1}} P\left(m_1 \leqslant m_1^*\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi = \int_{\Theta_{\beta_1}} \sum_{x_1=0}^{m_1^*} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi \tag{26}$$

$$\beta_1 = \frac{\int_{\Theta_{\beta_1}} \sum_{x_1=0}^{m_1^*} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi}{\int_{\Theta} \sum_{x_1=0}^{m_1^*} \left(n!\prod_{i=1}^{4} p_i^{x_i} \Big/ \prod_{i=1}^{4} x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi} \tag{27}$$

式中: p_{β_1}为使用方轻度区域标准的“阈值”; Θ_{β_1}为$p_2+p_3+p_4<p_{\beta_1}$的区域。

同理, 以命中中度区域为命中标准:

$$\beta_2=\frac{\int_{\Theta_{\beta_2}}\sum_{x_1+x_2=0}^{m_2^*}\left(n!\prod_{i=1}^{4}p_i^{x_i}\Big/\prod_{i=1}^{4}x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi}{\int_{\Theta}\sum_{x_1+x_2=0}^{m_2^*}\left(n!\prod_{i=1}^{4}p_i^{x_i}\Big/\prod_{i=1}^{4}x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi} \tag{28}$$

式中: Θ_{β_2}为$p_3+p_4<p_{\beta_2}$的区域。

以命中重度区域为命中标准:

$$\beta_3=\frac{\int_{\Theta_{\beta_3}}\sum_{\sum_{i=1}^{3}x_i=0}^{m_3^*}\left(n!\prod_{i=1}^{4}p_i^{x_i}\Big/\prod_{i=1}^{4}x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi}{\int_{\Theta}\sum_{\sum_{i=1}^{3}x_i=0}^{m_3^*}\left(n!\prod_{i=1}^{4}p_i^{x_i}\Big/\prod_{i=1}^{4}x_i!\right)\pi(\xi)\mathrm{d}\xi} \tag{29}$$

式中: Θ_{β_3}为$p_4<p_{\beta_3}$的区域。

在$\alpha_j\leqslant\alpha_j^*$, $\beta_j\leqslant\beta_j^*$, $j=1,2,3$的约束条件下, 求n和m_j^*的值即为导弹命中精度的验收方案。

4　验收双方风险降维求解

上述 2 类风险计算的解析式非常复杂, 涉及到高维积分求解难题。因此, 采用降维方法将 4 维积分转化为 2 维积分进行求解。以命中轻度区域为标准的研制方风险α_1为例, $\sum_{i=2}^{4}p_i=1-p_1$, 令$q_1=\sum_{i=2}^{4}p_i$, 则

$$\sum_{x_1=m_1^*+1}^{n}\left(n!\prod_{i=1}^{4}p_i^{x_i}\Big/\prod_{i=1}^{4}x_i!\right)=\sum_{x_1=m_1^*+1}^{n}C_n^{x_1}{p_1}^{x_1}{q_1}^{n-x_1} \tag{30}$$

$$\begin{cases}\int_{\Theta_{\alpha_1}}\pi(p)\mathrm{d}p=\int_{p_{\alpha_1}}^{1}\pi(q_1)\mathrm{d}q_1\\ \int_{\Theta}\pi(p)\mathrm{d}p=\int_{0}^{1}\pi(q_1)\mathrm{d}q_1\end{cases} \tag{31}$$

研制方风险α_1可化简为

$$\alpha_1=\frac{\int_{p_{\alpha_1}}^{1}\sum_{x_1=m_1^*+1}^{n}C_n^{x_1}{p_1}^{x_1}{q_1}^{n-x_1}\pi(q_1)\mathrm{d}q_1}{\int_{0}^{1}\sum_{x_1=m_1^*+1}^{n}C_n^{x_1}{p_1}^{x_1}{q_1}^{n-x_1}\pi(q_1)\mathrm{d}q_1} \tag{32}$$

当$\pi(\xi)$服从Dirichlet(α)分布时, $\pi(q_1)$可转化为B(a,b)分布, 继续化简, 则

$$\begin{aligned}&{p_1}^{x_1}{q_1}^{n-x_1}\pi(q_1)={p_1}^{x_1}{q_1}^{n-x_1}\frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)}{q_1}^{a-1}{p_1}^{b-1}=\\&\frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)}{p_1}^{x_1+b-1}{q_1}^{n+a-x_1-1}=\\&\frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)}{q_1}^{n+a-x_1-1}(1-q_1)^{x_1+b-1}=\\&\frac{\Gamma(a+b)\Gamma(n+a-x_1)\Gamma(x_1+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)\Gamma(a+b+n)}\cdot\\&\mathrm{B}(a+n-x_1,b+x_1)\end{aligned} \tag{33}$$

令$K_{x_1}=\frac{\Gamma(a+b)\Gamma(n+a-x_1)\Gamma(x_1+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)\Gamma(a+b+n)}$, 可知$K_{x_1}$为一常数, 式 (32) 又进一步化简为

$$\alpha_1=\frac{\sum_{x_1=m_1^*+1}^{n}C_n^{x_1}K_{x_1}\int_{p_{\alpha 1}}^{1}\mathrm{B}(a+n-x_1,b+x_1)\mathrm{d}q_1}{\sum_{x_1=m_1^*+1}^{n}C_n^{x_1}K_{x_1}\int_{0}^{1}\mathrm{B}(a+n-x_1,b+x_1)\mathrm{d}q_1} \tag{34}$$

这样可以将复杂解析式转换为求B($a+n-x_1$,$b+x_1$)分布在区间[p_{α_1},1]的积分问题,

对比式 (20) 和式 (34), 可以发现通过降维求解将原有的 4 个参数的计算问题转化为 1 个参数的计算问题, 使验收双方风险计算更为简便。

5　示例分析

为鉴定某新型巡航导弹是否满足规定的命中精度要求, 现需要对其命中精度验收方案进行设计。使用方对导弹命中精度要求包括: 命中重度影响区域的概率不低于 0.4, 命中中度及以上影响区域的概率不低于 0.7, 命中轻度及以上影响区域的概率不低于 0.9。

规定导弹验收的关键参数, 包括只利用样本信息(方法 1)的验收关键参数和本文贝叶斯方法(方法 2)的验收关键参数, 方法 1 的关键参数为: φ_1=0.9、φ_2=0.7、φ_3=0.4、φ_1'=0.8、φ_2'=0.6、φ_3'=0.3; 方法 2 的关键参数为: $p_{\alpha_1}=p_{\beta_1}$=0.9、$p_{\alpha_2}=p_{\beta_2}$=0.7、$p_{\alpha_3}=p_{\beta_3}$=0.4、$\alpha_1^*=\beta_1^*$=0.2、$\alpha_2^*=\beta_2^*$=0.2、$\alpha_3^*=\beta_3^*$=0.2。

表 3 中, φ_j为只利用样本信息的命中相应区域标准的指标值。φ_j'为φ_j的对比值, 由研制方和使用方共同商定, 一般略低于φ_j。利用第 3 节提出的导弹命中精度验收双方风险计算与求解模型对试验风险值进行计算, 并完成该巡航导弹的验收方案设计。

表 3　$n=15$时验收方案设计

Table 3　**Acceptance scheme design when** $n=15$

区域标准	m_j^*的取值范围	m_j^*的最优值	$n-m_j^*$
轻度区域标准	1,2	1	14
中度区域标准	4,5,6	5	10
重度区域标准	7,8,9,10	9	6

5.1 给定发射导弹数n制定验收方案

假设发射15枚巡航导弹，即$n=15$，计算巡航导弹研制方风险α_j与使用方风险β_j随m_j的变化情况，结果如图1所示。从图1可以发现，当发射导弹数固定时，m_j对双方风险值影响很大。以0.2作为研制方和使用方风险的“阈值”，则有如表4所示的验收方案。依据表3中的验收方案设计结果，在发射15枚巡航导弹的情况下，可以得到只有当命中重度影响区域的巡航导弹数不低于6枚、命中中度及以上影响区域的巡航导弹数不低于10枚、命中轻度及以上影响区域的巡航导弹数不低于14枚时，使用方才能认定巡航导弹合格。

5.2 给定未达到相应区域标准导弹数m_j^*制定验收方案

若给定m_j^*，即给定最大允许未达到轻度影响区域标准巡航导弹数为2、中度影响区域标准巡航导弹数为5、重度影响区域标准巡航导弹数为9。计算研制方风险α_j与使用方风险β_j随n的变化情况，结果如图2所示。研制方风险随n的增加而增加，使用方风险随n的增加而减少。以0.15作为研制方和使用方风险的“阈值”，则有如表4所示的验收方案。

依据表4中的验收方案设计结果可得：当在给定未达到轻度区域标准2枚情况下，总发射巡航导

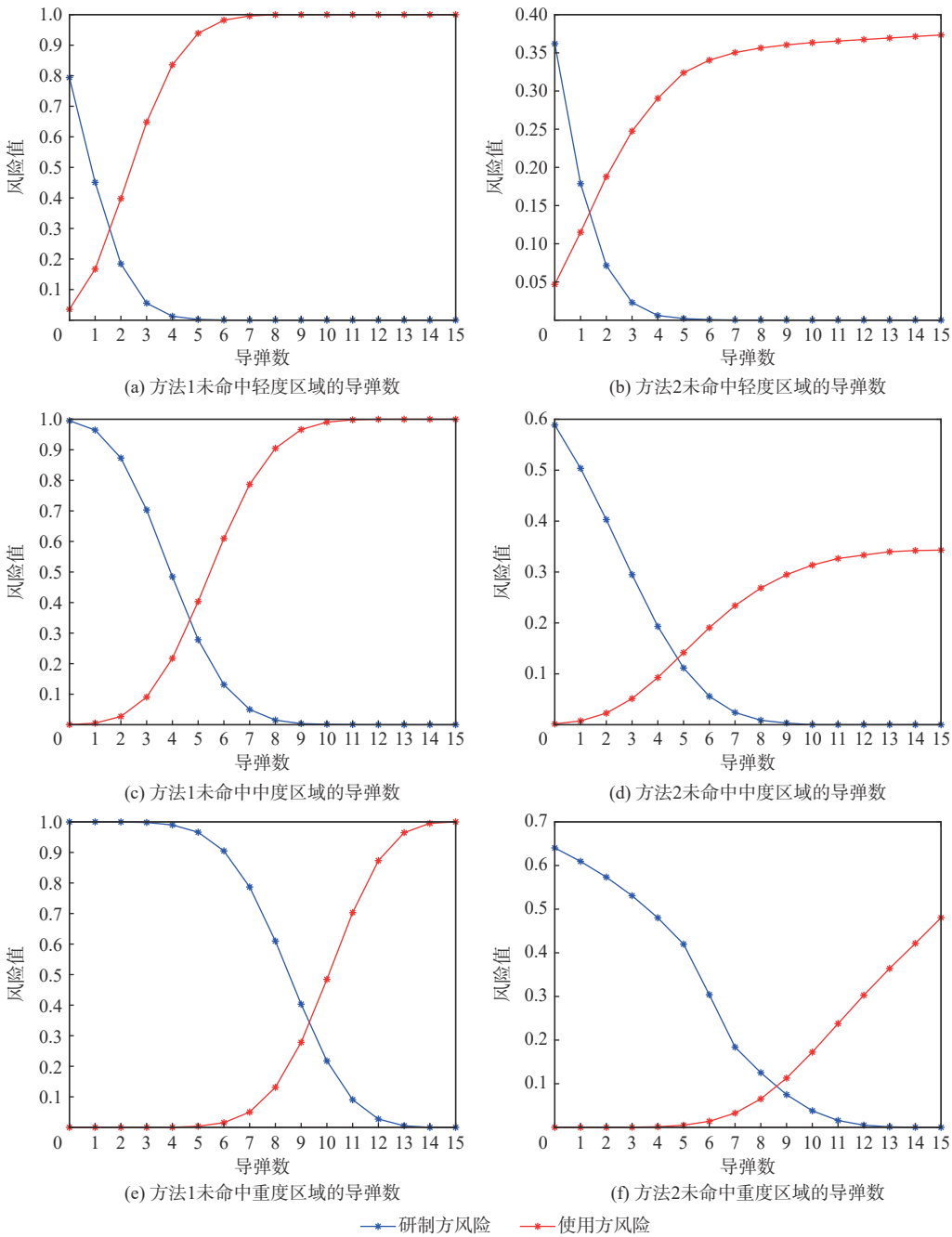


图1 $n=15$时双方风险随m_j的变化情况

Fig. 1 Variation of risk of both sides with m_j when $n=15$

表 4　m_j^*给定时验收方案设计

Table 4　Design of acceptance scheme when m_j^* is given

区域标准	m_j^*	n的取值范围	n的最优值
轻度区域标准	2	19,20,21,22,23,24,25	21
中度区域标准	5	13,14,15,16,17,18,19	16
重度区域标准	9	15,16,17	16

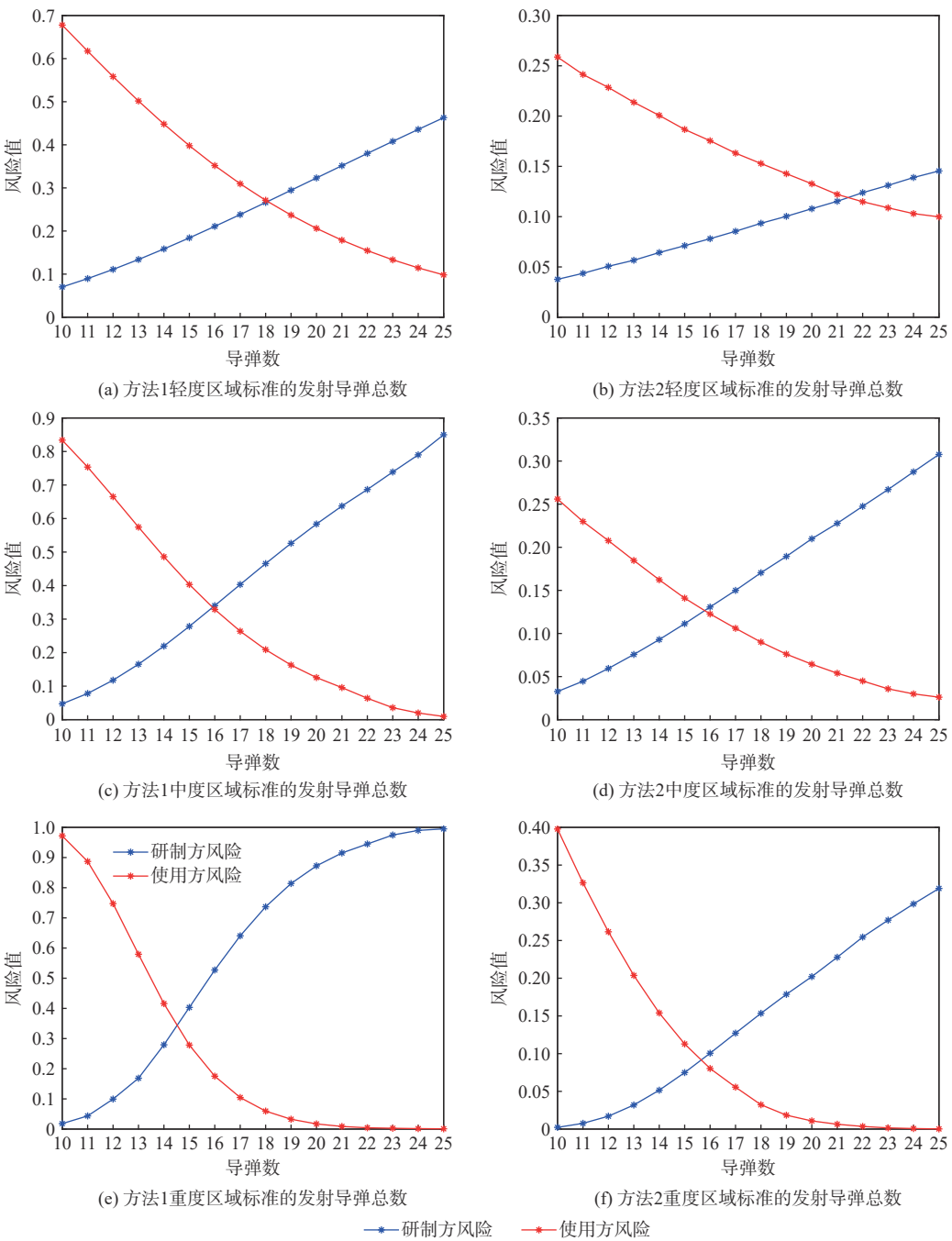
弹数不超过 21 枚; 在给定未达到中度区域标准 5 枚, 总发射巡航导弹数不超过 16 枚; 在给定未达到重度区域标准 9 枚, 总发射巡航导弹数不超过 16 枚。此时使用方才能认定巡航导弹合格。

通过对比图 1 和图 2 中只利用样本信息的验收双方风险与贝叶斯方法验收双方风险可以发现:

1) 贝叶斯方法得到的验收方案与只利用样本信息得到的验收方案略有不同, 表明先验信息发挥影响作用。方案设计结果能够将先验信息进行考虑。

2) 现有 GJB3400—1998[2] 中的计数固定抽样检验法以命中目标与否作为命中标准, 则只能从一个标准检验导弹命中精度。本文方法可以从命中轻度区域、中度区域、重度区域 3 个标准检验导弹命中精度, 检验标准更为全面。

3) 采用贝叶斯方法比只利用样本信息所得到



(a) 方法1轻度区域标准的发射导弹总数　(b) 方法2轻度区域标准的发射导弹总数

(c) 方法1中度区域标准的发射导弹总数　(d) 方法2中度区域标准的发射导弹总数

(e) 方法1重度区域标准的发射导弹总数　(f) 方法2重度区域标准的发射导弹总数

图 2　m_j^*给定时双方风险随n的变化情况

Fig. 2　Variation of risk of both sides with n when m_j^* is given

的验收方案双方风险值较低，表明通过融入先验信息能够减少验收试验的不确定性。

6 结 论

本文针对现有导弹命中精度验收方案方法的检验标准单一且未能有效利用先验信息的问题，提出基于多项分布的导弹命中精度贝叶斯验收方案设计方法，并通过示例分析进行对比，得到如下结论。

1）从导弹命中目标不同重要区域的多个标准检验命中精度，检验更为全面，有利于提高通过接收的导弹命中精度质量。

2）考虑到导弹验收试验受成本限制无法提供充足样本，导弹验收信息量较少的难题，通过贝叶斯方法充分融入已有的先验信息，增加导弹命中精度信息量。

3）通过融入先验信息，能够显著降低导弹验收双方风险，有利于导弹验收双方验收工作达成一致。

参考文献（References）

[1] 徐德坤. 弹道导弹命中精度评定方法及其应用研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007.
XU D K. Ballistic missile hit accuracy evaluation method and its application [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007 (in Chinese).

[2] 中国人民解放军总装备部. 对空导弹武器系统制导精度评定方法: GJB3400-1998[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 1998.
General Armanent Department of the People' s Liberation Army. Guidance accuracy evaluation method of air-to-air missile weapon system: GJB3400-1998 [S]. Beijing: General Armanent Department of the People's Liberation Army, 1998 (in Chinese).

[3] 安明东, 伍惊涛. 高炮弹药炸点起爆方式毁伤效能研究[J]. 舰船电子工程, 2021, 41(6): 140-143.
AN M D, WU J T. Research on the damage effectiveness of burst point initiation way of anti-aircraft gun[J]. Ship Electronic Engineering, 2021, 41(6): 140-143 (in Chinese).

[4] 王玮, 王军波, 黄景德. 一个可靠性二次抽样方案的分析及改进[J]. 兵工学报 2006, 27(2): 360-362.
WANG W, WANG J B, HUANG J D. Analysis and improvement of secondary sampling plan of the reliability[J]. Acta Armamentarii, 2006, 27(2): 360-362(in Chinese).

[5] 贠来峰, 缪云飞, 王国平, 等一种新的弹药产品密集度计量型抽样检验方法[J]. 弹道学报, 2020, 32(2): 50-55.
YUN L F, MIAO Y F, WANG G P, et al. A new sampling inspection method of variables for dispersion of ammunition product[J]. Journal of Ballistics, 2020, 32(2): 50-55 (in Chinese).

[6] 谭尧, 赵骞, 王文峰, 等. 考虑专家信息的威布尔型产品定时截尾可靠性验收试验方案设计[J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44(4): 1409-1416.
TAN Y, ZHAO Q, WANG W F, et al. Type I censored reliability acceptence test plan for Weibull distributed products by considering expert information[J]. Systems Engineering and Electronics, 2022, 44(4): 1409-1416(in Chinese).

[7] CHEN J W, LI K H, LAM Y. Bayesian single and double variable sampling plans for the Weibull distribution with censoring[J]. European Journal of Operational Research, 2007, 177(2): 1062-1073.

[8] MING Z, ZHANG Y, TAO J, et al. Selection and analysis of the number of Bayes identification tests for binomial distribution[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(12): 2512-2515.

[9] 韩峰, 陆希成, 刘钰, 等. 二项分布中成功概率的贝叶斯序贯检验方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(2): 270-274.
HAN F, LU X C, LIU Y, et al. Bayesian sequential test method for probability of success of binomial distribution based on posterior probability[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 270-274 (in Chinese).

[10] 周阳, 李向东, 周兰伟, 等. 弹药对典型钢筋混凝土楼房毁伤评估方法研究[J]. 弹道学报, 2020, 32(4): 46-53.
ZHOU Y, LI X D, ZHOU L W, et al. Research on assessment method of ammunition damaging typical reinforced concrete building[J]. Journal of Ballistics, 2020, 32(4): 46-53(in Chinese).

[11] 胡丽萍, 王和平, 王智慧, 等. 陶瓷复合装甲不同区域抗弹丸穿甲能力试验研究[J]. 弹箭与制导学报, 2010, 30(5): 90-92.
HU L P, WANG H P, WANG Z H, et al. Experiment on ballistic property of different impact location of ceramic composite armor[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2010, 30(5): 90-92 (in Chinese).

[12] LI K, SHI X M, LI J, et al. Bayesian estimation of ammunition demand based on multinomial distribution[J]. Discrete Dynamics in Nature and Society, 2021, 2021: 1-11.

[13] LIGTVOET R. Exact Bayes factors for the comparison of multinomial distributions[J]. The American Statistician, 2021, 75(1): 7-14.

[14] MAHZARNIA A, GRABCHAK M, JIANG J C. Estimation of the minimum probability of a multinomial distribution[J]. Journal of Statistical Theory and Practice, 2021, 15(2): 24.

[15] CHENG Y B, CHEN X H, LI H L, et al. Analysis and comparison of Bayesian methods for measurement uncertainty evaluation[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2018, 2018: 7509046.

[16] XIAO N C, LI Y F, WANG Z L, et al. Bayesian reliability estimation for deteriorating systems with limited samples using the maximum entropy approach[J]. Entropy, 2013, 15(12): 5492-5509.

[17] VILA J P, WAGNER V, NEVEU P. Bayesian nonlinear model selection and neural networks: a conjugate prior approach[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2000, 11(2): 265-278.

[18] NAJAR F, BOUGUILA N. Exact fisher information of generalized Dirichlet multinomial distribution for count data modeling[J]. Information Sciences: An International Journal, 2022, 586: 688-703.

[19] ELFADALY F G, GARTHWAITE P H. Eliciting Dirichlet and Connor-Mosimann prior distributions for multinomial models[J]. Test: An Official Journal of the Spanish Society of Statistics and Operations Research, 2013, 22(4): 628-646.

[20] OUIMET F. A precise local limit theorem for the multinomial distribution and some applications[J]. Journal of Statistical Planning and Inference, 2021, 215: 218-233.

[21] DI NARDO E, POLITO F, SCALAS E. A fractional generalization of the dirichlet distribution and related distributions[J]. Fractional Calculus and Applied Analysis, 2021, 24(1): 112-136.

[22] DEMIREL A K, ÇELIK H E. Dirichlet distribution and estimation of parameters[J]. Advances and Applications in Statistics, 2018, 53(4): 401-421.

[23] 郝志鹏, 曾声奎, 郭健彬, 等. 知识与数据融合的可靠性定量模型建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 101-111.
HAO Z P, ZENG S K, GUO J B, et al. Integrated method of knowledge and data for quantitative reliability modeling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 101-111(in Chinese).

[24] 苏敬, 何华锋, 何耀民, 等. 基于验前信息相容性与一致性的导弹命中精度 Bootstrap 评估[J]. 电光与控制, 2021, 28(7): 99-102.
SU J, HE H F, HE Y M, et al. Bootstrap evaluation of missile hit accuracy based on compatibility and consistency of prior information[J]. Electronics Optics & Control, 2021, 28(7): 99-102 (in Chinese).

[25] 张忠占. 关于拟合优度检验的 EDF 统计量的若干评注 (英语)[J]. 应用概率统计, 1996, 12(4): 361-368.
ZHANG Z Z. Some commentaries on EDF statistics for goodness of fit test (English)[J]. Chinese Journal of Applied Probability and Statistics, 1996, 12(4): 361-368(in Chinese).

[26] STARK A, SENETA E A N. Kolmogorov's defence of Mendelism[J]. Genetics and Molecular Biology, 2011, 34(2): 177-186.

[27] TANG Y C, ZHENG J C. Generalized Jeffrey's rule of conditioning and evidence combining rule for a priori probabilistic knowledge in conditional evidence theory[J]. Information Sciences:an International Journal, 2006, 176(11): 1590-1606.

[28] ZHU C S, QIN B W, XIAO F Y, et al. A fuzzy preference-based Dempster-Shafer evidence theory for decision fusion[J]. Information Sciences: An International Journal, 2021, 570: 306-322.

[29] 孙伟超, 李文海, 李文峰. 融合粗糙集与 D-S 证据理论的航空装备故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(10): 1902-1909.
SUN W C, LI W H, LI W F. Avionic devices fault diagnosis based on fusion method of rough set and D-S theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(10): 1902-1909 (in Chinese).

[30] WOMACK J M. Computing risk of pyrotechnic devices using lot acceptance testing[J]. Military Operations Research, 2021, 26(3): 65-77.

[31] JOHN M C. An integrated quantitative approach to acceptance testing and related decisions[J]. INCOSE International Symposium, 2019, 29(1): 203-216.

Design of Bayesian acceptance scheme for missile hit accuracy based on multinomial distribution

LIU Haobang，SHI Xianming*，QU Jinbiao，RONG Liqing

(Department of Equipment Command and Management，Army Engineering University of PLA，Shijiazhuang 050003，China)

Abstract：The acceptance test of missile hit accuracy is an important step in verifying missile hit performance. Since the existing binomial distribution hit accuracy acceptance test method in GJB3400—1998 makes it difficult to describe the precision performance of the missile, the impact of the point target regions on its combat effectiveness was considered, and the hit accuracy was redefined as follows: The target was not regarded as the whole with the same damage effect but the multi-area target with different damage effects in different areas hit by the missile. In addition, the missile hit accuracy test was represented by a multinomial distribution. At the same time, the Bayesian method and the Dempster-Shafer (D-S) evidence theory could be used in the acceptance test to integrate multi-source prior information, and the Bayesian acceptance scheme design method of missile hit accuracy based on multinomial distribution was proposed. The example results show that compared with the method in GJB3400—1998, this method can test the accuracy performance of missiles from multiple criteria of hitting different important areas, which is beneficial to help users obtain missiles with more reliable hit accuracy and make full use of the prior information of hit accuracy, thus effectively reducing the risk of both sides involving in the acceptance. This study can provide a reference for the identification and acceptance design of missile hit accuracy.

Keywords：missile hit accuracy；acceptance scheme；multinomial distribution；Bayesian；Dempster-Shafer evidence theory

Received：2022-06-20；**Accepted**：2022-09-16；**Published Online**：2022-09-30 10：08

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220928.1100.002

* **Corresponding author**. E-mail：sxm@nudt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0547

球舱方位通道动力学建模及参数辨识

李一健[1,2]，周江华[1,2,*]，张晓军[1]

(1. 中国科学院 空天信息创新研究院，北京 100094；2. 中国科学院大学 航空宇航学院，北京 100049)

摘 要：用于天文观测的高空气球姿态控制系统是一种软联结控制系统，其控制稳定性与气球吊舱的运动特性有重要关系。使用拉格朗日方程对球舱方位通道的运动学特性进行建模，并使用基于最小递推二乘的算法对球舱方位通道模型中的扭转刚度和阻尼系数进行离线辨识。与传统的稳定性分析方法相比，所提方法进一步揭示了系统控制稳定性与系统的关系和球舱方位控制运动特性，为高空气球吊舱姿控系统的设计及优化提供了重要参考。

关 键 词：高空气球；方位控制；拉格朗日建模；递推最小二乘；参数辨识
中图分类号：V212
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-2001-08

近年来，随着人们对临近空间认识的逐步加深，利用高空气球构成的临近空间球载观测平台已经得到越来越广泛的应用[1]。高空气球具有长达数天、乃至数月的低成本持续飞行能力[2]，并且由于临近空间大气扰动小，空气稀薄，其载荷观测分辨率高于机载和地基观测平台[3]。用于观测性实验的高空气球需要对吊舱进行姿态控制，使其具备准确的定向能力和稳定的跟踪能力。为满足对姿态控制的精度和稳定性要求，需要对吊舱的动力学特性进行分析。

球舱系统由气球、吊绳和吊舱3部分组成[4]。不同于刚性联结系统，吊舱是由一定长度的软性吊绳与气球连接，并悬挂于气球下方，属于特有的多物体软联结系统[5]。在已有的高空气球研究中，均采用对气球吊舱运动特性近似分析的方法[6-7]。这种近似分析在方位控制通道精度要求不高的基础上，能够满足实际需要。但随着搭载设备精度要求提升，如搭载日冕仪的球载观测系统要求吊舱始终对准太阳，方位控制精度在1°以内并保持稳定[8]，则需要更精确的分析。建立球舱系统的精确数学模型，深入了解其动力学特性，对于控制系统的性能提升有着重要意义和巨大影响[5]。

研究多物体软联结的飞行系统，拉格朗日建模方法具有非常大的优势[9-10]，因为拉格朗日方程不出现约束反力，体系越复杂，约束条件越多，自由度越少，方程个数也越少，问题就越简单[11]。

本文利用拉格朗日方程，对于球舱系统的方位控制通道进行分析，建立更精确的动力学模型，以便深入研究其控制特性，并采用基于递推最小二乘算法对模型参数进行辨识，为进一步优化吊舱方位控制提供设计参考。

1 方位通道运动分析

1.1 气球吊舱运动特性分析

1.1.1 气球转动

高空气球利用浮升气体实现升空和悬浮飞行。上升过程中，由于气球未完全撑开，受到风压导致不规则受力，进而引起快速转动，这种转动的方向基本不会改变[12]。而高空悬浮飞行过程中，微量的气流紊乱使气球表面各处所受的风压不等，由此产生的随机作用力致使气球缓慢旋转，这种运动不是恒定的，变化周期约为几分钟[13]。如图1所

收稿日期：2022-06-29；录用日期：2022-09-25；网络出版时间：2022-11-08 10:03
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221107.1715.002
基金项目：国家自然科学基金(61733017)；中科院重大工程项目(E2K62002)；中国科学院战略性先导专项(KJSP2020020201)
*通信作者. E-mail：zhoufma@aoe.ac.cn

引用格式：李一健，周江华，张晓军. 球舱方位通道动力学建模及参数辨识[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：2001-2008.
LI Y J，ZHOU J H，ZHANG X J. Dynamic modeling and parameter identification of balloon-borne gondola azimuth channel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：2001-2008 (in Chinese).

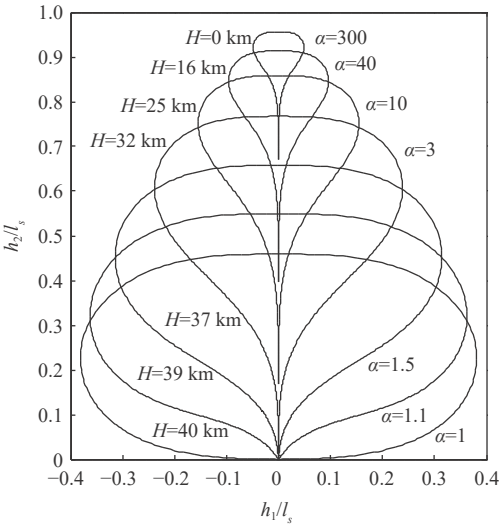


图1 气球升空外形变化

Fig. 1 Change of balloon lift-off shape

示，H为飞行高度，h_1为当前高度气球无量纲半径，h_2为母球上任意点的高度，图中使用归一化外形(h_1, h_2)均除以总弧长l_s对比表示。

1.1.2 吊舱摆动

吊舱是由气球上的吊绳连接的。吊绳具有弹性，并且能够扭动，用扭曲弹簧常数K_s描述吊绳扭转特性，如图2所示，则

$$K_s = M_G g l_2^2 / l_1 \tag{1}$$

式中：l_1为吊绳的长度；l_2为多股吊绳的中心到边缘的半径；M_G为吊舱的质量；g为重力加速度。

弹簧常数与吊绳在铅锤线方向的惯性矩又构成了旋转摆，该摆动具有周期性。

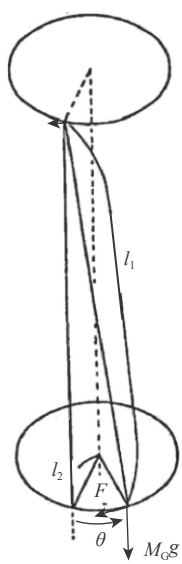


图2 吊绳载重下的扭曲常数

Fig. 2 Torsion constant of lifting rope under load

1.1.3 气球吊舱综合运动

在实际高空吊舱转动实验观测中，吊舱转动的变化周期要比1.1.1节和1.1.2节提到的转动摆动的周期大[3]。气球放飞后所观测到的高空吊舱转动的有关数据显示：上升过程中，在15 km附近气流剧烈变化，角速度达到1.5 r/min，在高空水平飞行时，角速度约为0.1 r/min，偶尔会降到0.01 r/min[3]。实验数据说明吊舱旋转摆动的影响几乎没有叠加上去，而只显示了气球自身的转动，即吊舱的转动主要与高空气球运动有关，而吊舱自身扭摆特性的影响非常小。

实际运动中，气球不停地转动，吊绳被扭曲，由于弹簧常数的作用，将会产生扭矩，而使吊舱转动。这便是方位控制通道的运动特征。

1.2 通道解耦

分析通道耦合运动问题是方位控制通道动力学建模的前提。空间飞行器一般有偏航、俯仰和滚转3个通道。球舱系统不同于其他飞行器，其运动特性主要体现在方位通道，俯仰与横滚通道的运动影响比较小，因此，可以对球舱的三通道分别进行解耦分析[14]。

球舱机体坐标系角速度分量与姿态变化率之间的关系可表达为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\theta}} = \boldsymbol{q}\cos\phi - \boldsymbol{r}\sin\phi \\ \dot{\boldsymbol{\varphi}} = \dfrac{1}{\cos\theta}(\boldsymbol{r}\cos\theta + \boldsymbol{q}\sin\phi) \\ \dot{\boldsymbol{\phi}} = \boldsymbol{p} + (\boldsymbol{r}\cos\phi + \boldsymbol{q}\sin\phi)\tan\theta \end{cases} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{p}$, $\boldsymbol{q}$, $\boldsymbol{r}$分别为球舱转动角速度在机体坐标系各个轴的分量；θ, ϕ, φ分别为物体的俯仰角、偏航角、滚转角。

对于球舱的方位控制通道来说，由于俯仰和横滚通道产生的影响很小，并且俯仰角和滚转角为极小值时，即保持水平，对式(2)中的偏航角速度利用泰勒展开，可得

$$\dot{\boldsymbol{\varphi}} \approx \boldsymbol{r} \tag{3}$$

此状态下偏航的角速度等于球舱在机体坐标系z轴的分量，即视为三通道处于解耦状态，则忽视俯仰和滚转通道的耦合作用，对方位控制通道进行动力学建模分析。

2 方位控制通道建模

2.1 动力学建模

拉格朗日方程是本文使用的主要建模方法。拉格朗日建模方法中不出现约束反力，因而在建立系统的方程时，只需分析已知的主动力，不仅建立方程比较方便，而且所得方程形式简单，便于分析和线性化[5]。

理想且完整的拉格朗日方程为

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\cdot\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_\alpha} - \frac{\partial T}{\partial q_\alpha} = Q_\alpha \qquad \alpha = 1,2,\cdots,s \tag{4}$$

式中: Q_α为主动力的广义力, 可以是力、力矩或其他力学量; T为系统相对机体坐标系的动能; $\partial T/\partial \dot{q}_\alpha$为广义动量。

由于临近空间中的空气比较稀薄, 大气风场运动非常平稳, 吊舱与气球一起平稳地随着大气风场以相同速度漂移。系统的主动力只剩下重力这一保守力, 同时球舱系统属于多物体连接构成系统[15]。基于以上因素, 采用拉格朗日方程分析法具有很大优势。

图 3 为气球吊绳扭转示意图, 在考虑吊舱对于气球的方位扭转运动时, 由于气球的转动惯量远大于吊舱, 则相对于方位通道的暂态过程而言, 可近似认为方位控制时气球转速不变。即建立球舱方位扭转模型时, 假定气球处于稳定水平漂移状态, 且自身转速不变, 并将气球、吊舱视为刚体。

由图 3 结构关系可得

$$z=-\sqrt{l^2-4r^2\sin^2\left(\frac{\psi}{2}\right)} \tag{5}$$

$$\dot{\psi}_{\mathrm{G}}=\dot{\psi}+\omega_{\mathrm{B}} \tag{6}$$

式中: z 为气球到吊舱的距离; l 为吊绳的长度; r_{G} 为吊舱旋转半径; ψ_{G}为吊舱方位角; ψ为吊舱相对于气球的转角; ω_{B}为气球转速。

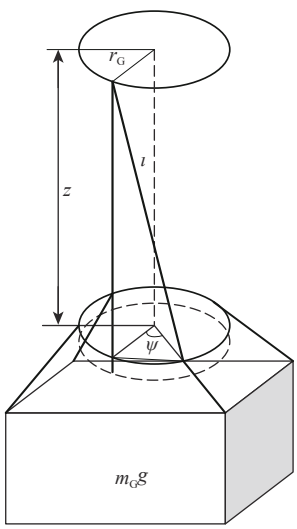


图 3　气球吊绳扭转示意图

Fig. 3　Schematic diagram of balloon sling twisting

对 z 求ψ的 2 次偏导, 可得

$$z_\psi\equiv\frac{\partial z}{\partial\psi}=-\frac{r^2}{z}\sin\psi \tag{7}$$

$$z_{\psi\psi}\equiv\frac{\partial^2 z}{\partial\psi^2}=\frac{r^2}{z^2}\left(z_\psi\sin\psi-z\cos\psi\right) \tag{8}$$

设该系统的动能项为 T, 则

$$T=\frac{1}{2}m_{\mathrm{G}}\dot{z}^2+\frac{1}{2}J_{\mathrm{G},z}\left(\dot{\psi}+\omega_{\mathrm{B}}\right)^2+C \tag{9}$$

该系统的位能为 U, 则

$$U=m_{\mathrm{G}}gz \tag{10}$$

式中: m_{G}为吊舱及舱内系统总质量; $J_{\mathrm{G},z}$为吊舱系统绕方位轴的总惯量; 常数 C 包含了气球的平动和转动动能。

拉格朗日函数为

$$L=T-U \tag{11}$$

求偏导可得

$$\frac{\partial L}{\partial\psi}=-m_{\mathrm{G}}gz_\psi+m_{\mathrm{G}}z_\psi z_{\psi\psi}\dot{\psi}^2 \tag{12}$$

$$\frac{\partial L}{\partial\dot{\psi}}=\left(J_{\mathrm{G},z}+m_{\mathrm{G}}z_\psi^2\right)\dot{\psi}+J_{\mathrm{G},z}\omega_{\mathrm{B}} \tag{13}$$

进一步求偏导可得

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\left(\frac{\partial L}{\partial\dot{\psi}}\right)=\left(J_{\mathrm{G},z}+m_{\mathrm{G}}z_\psi^2\right)\ddot{\psi}+2m_{\mathrm{G}}z_\psi z_{\psi\psi}\dot{\psi}^2 \tag{14}$$

将式(12)~式(14), 代入到式(15):

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\left(\frac{\partial L}{\partial\dot{\psi}}\right)-\frac{\partial L}{\partial\psi}=F_{\mathrm{w}} \tag{15}$$

即可得到动力学方程:

$$\left(J_{\mathrm{G},z}+m_{\mathrm{G}}z_\psi^2\right)\ddot{\psi}+m_{\mathrm{G}}z_\psi z_{\psi\psi}\dot{\psi}^2+m_{\mathrm{G}}gz_\psi=F_{\mathrm{w}} \tag{16}$$

式(16)即为球舱方位扭转模型。其中, F_{w}为风扰产生的广义力。

2.2　模型线性化

对球舱方位扭转模型进行线性化, 进而使用解析法求解, 这样便于揭示其构形参数与稳定性和操纵性问题的内在联系[16]。

对于z、z_ψ、$z_{\psi\psi}$展开成泰勒级数形式, 并略去高阶小项, 可得

$$z=-\sqrt{l^2-r_{\mathrm{G}}\psi^2} \tag{17}$$

$$z_\psi=-\frac{r_{\mathrm{G}}}{z}\psi \tag{18}$$

$$z_{\psi\psi}=\frac{r_{\mathrm{G}}}{z^2}\left(z_\psi\psi-z\right) \tag{19}$$

由球载吊舱姿态控制系统的结构参数可知: 绳笼长度l数量级为 10, 旋转半径r_{G}数量级为 0.1[15]。将小扰动状态下的方位角ψ视为数量级为 0.01 rad, 对于扭转模型简化可得

$$J_{\mathrm{G},z}\ddot{\psi}+\frac{m_{\mathrm{G}}gr_G^2}{l}\psi=F_{\mathrm{w}} \tag{20}$$

可以简化球舱系统的扭转刚度表达式为

$$K_{\mathrm{s}}=\frac{m_{\mathrm{G}}gr_{\mathrm{G}}^2}{l} \tag{21}$$

则可得到球舱方位扭转线性模型:

$$J_{\mathrm{G},z}\ddot{\psi}+K_{\mathrm{s}}\psi=F_{\mathrm{w}} \tag{22}$$

扭转自然频率:

$$\omega_{\mathrm{s}}=\sqrt{\frac{K_{\mathrm{s}}}{J_{\mathrm{G},z}}} \tag{23}$$

由线性模型可知：决定球舱系统方位通道动力学特性有2个重要参数：吊舱惯量$J_{G,z}$和扭转刚度K_s。吊舱惯量和扭转刚度共同决定了方位控制通道的扭转自然频率。

根据文献[6]中的描述，高空气球转速在0.1～0.01 r/min之间。如果气球匀速转动，其对方位控制精度的影响很小。但若是随机转动，且其功率谱密度（power spectral density, PSD）的带宽大于球舱系统的扭转自然频率，则反馈控制器将难以使吊绳处于松弛状态，实现高精度的方位控制很困难。因此，球舱系统的扭转自然频率具有重要的研究意义。

同时从式（5）和式（17）中看出，其还与绳笼扭转时吊绳在高度方向上的变化有耦合关系，在精度要求较高的场合，也应该注意该因素的影响。

2.3 扭摆阻尼

拉格朗日动力学建模得出的球舱方位扭转模型，和线性化分析后得出的球舱方位扭转线性模型，均处于理想状态下。在实际球舱系统运动过程中，运动并非呈现简谐振荡运动特性，而是呈现振荡衰减运动特性[17]，扭摆实验数据如图4所示。该现象说明球舱系统扭摆过程还会受到阻尼的作用。因此，不能忽视阻尼的实际作用。

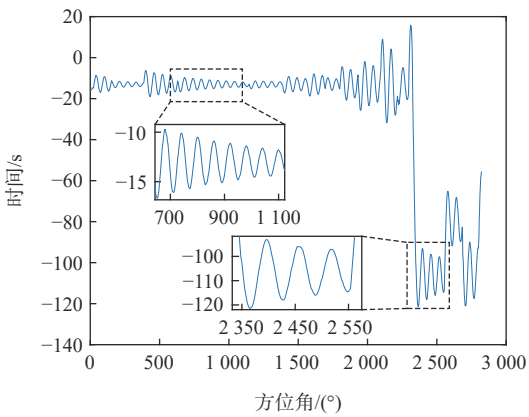


图4 扭摆实验数据

Fig. 4 Torsion pendulum experiment data

对空间结构来说，在阻尼模型中可以简化规定阻尼正比于速度[18]，便于动力学建模和实验辨识。扭摆在摆动过程中受到的阻尼主要有：空气阻尼、绳笼阻尼及转轴间的摩擦阻尼。为符合实际情况，增加阻尼系数，并规定其和角速度成正比关系，对扭转模型进一步优化，可得球舱方位扭转-阻尼模型：

$$J_{G,z}\ddot{\psi}+C_s\dot{\psi}+K_s\psi=F_w \tag{24}$$

式中：$J_{G,z}$为吊舱惯量；C_s为阻尼系数；K_s为扭转刚度；F_w为风扰产生的广义力；ψ为吊舱相对于气球的转角。

在实际控制中，阻尼是影响球舱系统运动的一项重要因素。当方位控制处于精确指向状态时，扭转模态极容易被激发，阻尼特性会更加明显。所以在研究球舱系统方位控制特性时，有必要对线性阻尼系数进行参数辨识，以进一步提球舱方位模型的实用性。

3 参数辨识

对于已获得的球舱方位扭转-阻尼模型，吊舱转动惯量$J_{G,z}$可以通过软件三维建模获得，而阻尼系数C_s和扭摆系数K_s是2个重要的动力学参数，无法从理论上精确获取。因为重要动力学参数的精确程度对实际控制精度会产生较大的影响，所以需要针对这2个重要动力学参数设计辨识算法，进行参数辨识，更好地提升球舱系统方位控制通道的控制性能。

3.1 辨识原理

球舱方位扭转-阻尼模型为标准的二阶振荡系统，可表示为

$$\begin{cases}2\xi\omega_n=\dfrac{C_s}{J_{G,z}}\\ \omega_n^2=\dfrac{K_s}{J_{G,z}}\end{cases} \tag{25}$$

对式（24）进行Laplace变换，得

$$\psi(s)=\frac{F_w(s)}{J_{G,z}}\cdot\frac{\omega_n^2}{s^2+2\xi\omega_n s+\omega_n^2} \tag{26}$$

在实验过程中，可以视大气风场扰力F_w为脉冲扰动，则二阶系统的零输入响应模型可表达为

$$h(t)=ae^{-b(t-t_0)}\sin\left[c(t-t_0)+\varphi\right]+d \tag{27}$$

式中：a、b、c、λ、d为未知参数，且

$$\begin{cases}b=-\xi\omega_n\\ c=\omega_n\sqrt{1-\xi^2}\end{cases} \tag{28}$$

这些参数有耦合关系，为更好辨识，将公式化简：

$$h(t)=Ae^{Bt}\sin(Ct+D)+F \tag{29}$$

式中：$A=ae^{bt_0}$，$B=-b$，$C=c$，$D=\lambda-ct_0$，$F=d$。

本文将根据以上辨识模型，利用递推最小二乘法设计辨识算法，对主要参数进行辨识。

3.2 算法设计

最小二乘法是由高斯在形体运动轨道预报研究工作中提出，此后，其成为参数辨识理论的奠基石，被广泛应用于系统辨识和参数估计[19]。批处理最小二乘法在每次处理数据时需要计算矩阵的逆。当尾数较大、计算量较大时，需要采用递推最小二乘法[20]。

模型的输出可表示：

$$\boldsymbol{z}(k)=\boldsymbol{h}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{\Phi}+\boldsymbol{\varepsilon}(k) \tag{30}$$

式中：$\boldsymbol{h}(k)$为输入量；$\boldsymbol{\Phi}$为位未知参数模型；$\boldsymbol{z}(k)$为输出测量值；$\boldsymbol{\varepsilon}(k)$为均值为0的随机噪声。

递推最小二乘法的思想为

$$\hat{\boldsymbol{\Phi}}(\boldsymbol{k})=\hat{\boldsymbol{\Phi}}(\boldsymbol{k}-1)+\Delta\boldsymbol{\phi} \tag{31}$$

式中: $\Delta\boldsymbol{\Phi}$为修正项。

在此基础上可以推导出批处理最小二乘估计为

$$\boldsymbol{\Phi}(k)=\left(\boldsymbol{h}(k)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}(k)\right)^{-1}\boldsymbol{h}(k)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}(k) \tag{32}$$

进一步导出下列递推最小二乘公式:

$$\begin{cases}\boldsymbol{\Phi}(k)=\boldsymbol{\Phi}(k-1)+\boldsymbol{K}(k)\cdot\left(\boldsymbol{z}(k)-\boldsymbol{h}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{\Phi}(k-1)\right)\\ \boldsymbol{K}(k)=\dfrac{\boldsymbol{P}(k-1)\boldsymbol{h}(k)}{1+\boldsymbol{h}^{\mathrm{T}}(k)\boldsymbol{P}(k-1)\boldsymbol{h}(k)}\\ \boldsymbol{P}(k)=\left(1-\boldsymbol{K}(k)\boldsymbol{h}^{\mathrm{T}}(k)\right)\boldsymbol{P}(k-1)\end{cases} \tag{33}$$

辨识算法分为 2 部分:

1) 利用波峰波谷的特性性质, 辨识出式(29)中的参数 C、D、F, 具体思路如下:

波峰或波谷的时间间隔可以得出周期, 计算出参数 C; 当时间处于波峰或波谷时, 可将式(29)转化为

$$u(t_0)=\pm A\mathrm{e}^{Bt_0}+F \tag{34}$$

通过式(34)可以得出参数 F。进而利用初始点求得参数 D。

2) 在已知参数的情况下, 利用递推最小二乘方法, 对全部数据进行处理, 辨识出式(29)中的参数 A、B, 具体过程如下:

对式(29)取自然对数, 可得

$$\mathrm{In}(u(t)-F)-\mathrm{In}\sin(Ct+D)=\mathrm{In}A+Bt \tag{35}$$

则计算模型为

$$\boldsymbol{z}(t)=\boldsymbol{h}^{\mathrm{T}}(t)\boldsymbol{\Phi}(t)+\boldsymbol{\varepsilon}(t) \tag{36}$$

式中: 输出 $z(t)=\mathrm{In}(u(t)-F)-\mathrm{In}\sin(Ct+\mathrm{D})$; 输入 $\boldsymbol{h}(t)=[1,t]^{\mathrm{T}}$; 参数 $\boldsymbol{\Phi}(t)=[\mathrm{In}A,B]^{\mathrm{T}}$。

通过辨识算法, 可以把模型中的 A、B、C、D、F 辨识出来。通过式(28)可计算得到系统自然频率 ω_{n}和阻尼比ξ。

3.3　辨识结果

本文将对某套吊舱姿态控制系统方位控制通道特性进行评估。该目标吊舱姿态控制系统主要结构参数如下: 吊舱为 370 kg, 惯量为 180 kg·m^2, 绳笼半径为 0.10 m, 长度为 17 m。该型号吊舱姿态控制系统的姿态敏感器使用组合惯导, 能够精确测出其姿态精度, 组合惯导主要精度指标如表 1 所示。利用测试平台的姿控地面软件读取相关的姿态数据。本次试验分为 6 组, 分别为实验 1~实验 6。

表 1　组合惯导主要精度指标

Table 1　Main accuracy indexes of integrated inertial navigation

航向/(°)	姿态/(°)	数据更新/Hz
0.1(1σ)	0.05(1σ)	1

本次参数辨识属于离线辨识, 选取呈自由振荡衰减趋势的数据, 将吊舱方位角和上机时间作为输入数据, 输入到辨识模型进行辨识, 经过迭代计算, 得到辨识结果。

根据辨识结果对曲线进行拟合, 来确定辨识的准确性和可靠性, 结果验证如图 5 和图 6 所示。

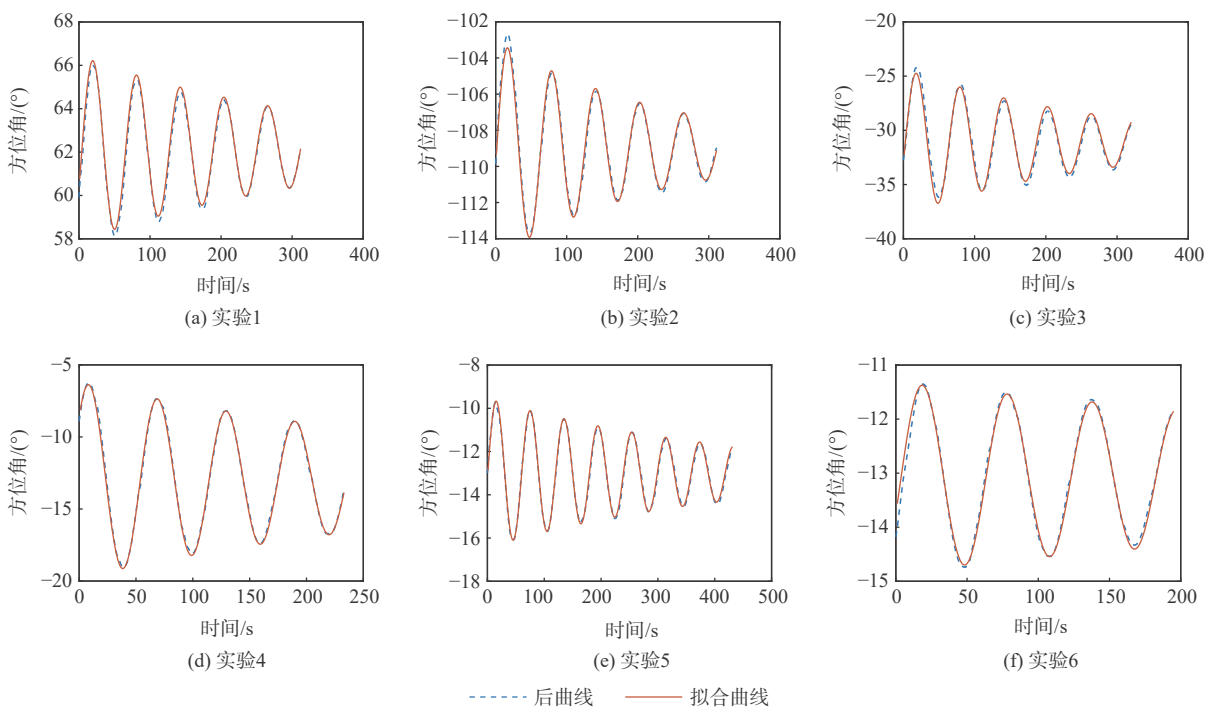


图 5　原始数据曲线和拟合曲线

Fig. 5　Original data curve and fitting curve

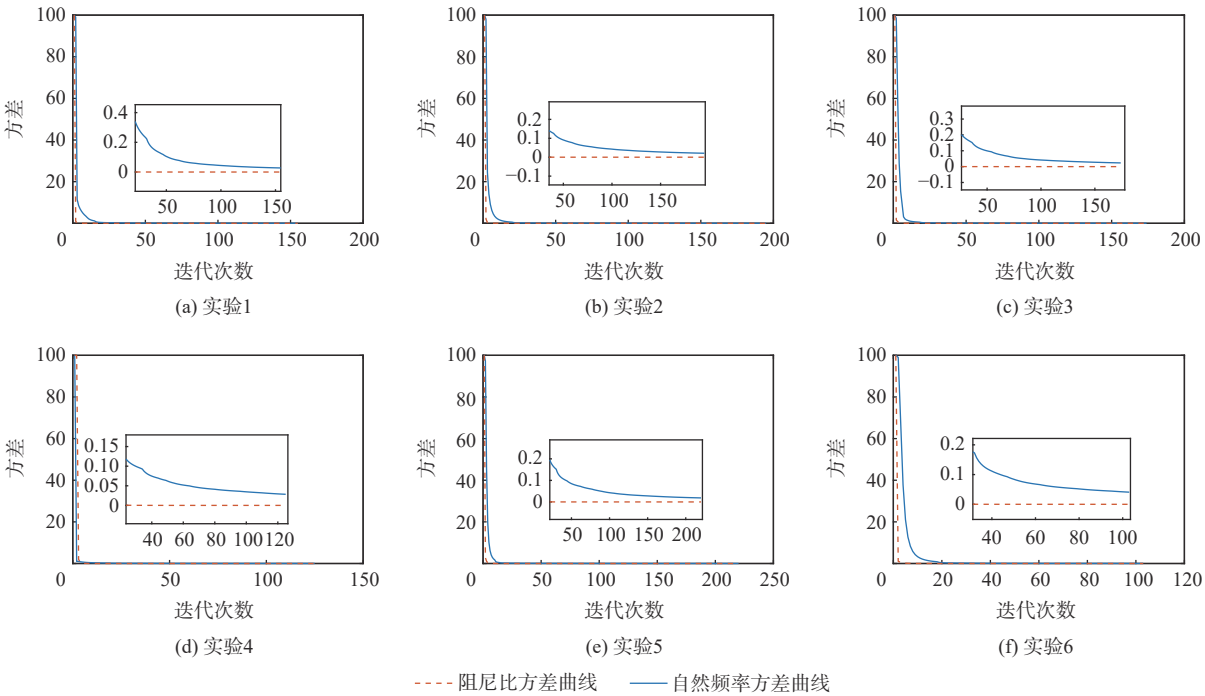


图 6 辨识方差变化曲线

Fig. 6 Variance variation curve of identification

图 5 为辨识结果计算所得的拟合曲线与实际观测曲线。实线表示理想的观测值仿真数据，虚线表示辨识收敛后对应的观测值数据。从图中可以看出，两者吻合良好，说明辨识结果具有可靠性和准确性。

图 6 为辨识方差变化曲线。图中可以看到辨识迭代过程中，阻尼比和自然频率的方差不断缩小，最终趋于极小值，说明辨识算法收敛。

通过辨识结果得到自然频率 ω_{n} 和阻尼比 ξ，6 次实验辨识结果，如图 7 所示。

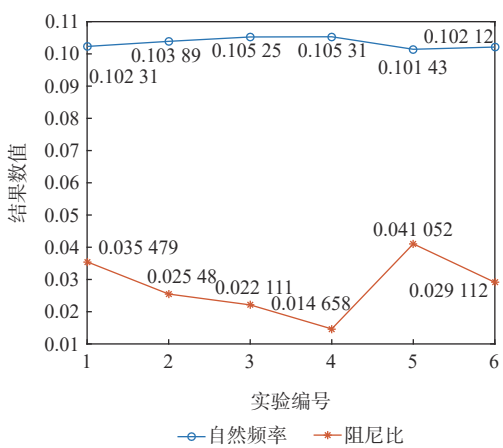


图 7 6 次实验结果曲线

Fig. 7 Curve of six experiment results

实验辨识结果说明：自然频率 6 次辨识结果比较接近，最大绝对误差为 0.001 93，最大相对误差为 1.86%，说明自然频率具有稳定性，可以用线性模型进行刻画。阻尼比 6 次辨识结果变化幅度比较大，最大绝对误差为 0.013 07，最大相对误差为 46.71%，说明阻尼比不具有稳定性，具有较强的非线性，会随着初始条件的变化而变化。从实验辨识结果可以看出阻尼比和自然频率是一直存在的。

已知吊舱惯量 $J_{\mathrm{G},z}$ 的情况下，扭转刚度和阻尼系数，可得

$$\begin{cases} K_{\mathrm{s}} = \omega_{\mathrm{n}}^2 J_{\mathrm{G},z} \\ C_{\mathrm{s}} = 2\xi\omega_{\mathrm{n}} J_{\mathrm{G},z} \end{cases} \tag{37}$$

自然频率具有线性特征，则可以计算出扭转刚度 K_{s}=1.923 89 kg·m^2。阻尼系数具有非线性的特征，无法用线性模型准确刻画。但通过辨识方法，可以计算出每一次实验的阻尼系数。本文也为之后研究球舱系统阻尼系数的非线性提供了参考。

4 结 论

1）本文分析了高空气球方位通道运动特性，提出一种基于拉格朗日方程建立吊舱动力学模型的方法，利用该方法得到吊舱的方位扭转-阻尼模型，确定影响吊舱方位控制精度的 2 个重要参数：吊舱惯量和扭转刚度。

2）本文提出一种基于递推最小二乘的参数辨识方法，对吊舱惯量和扭转刚度进行辨识，辨识实验结果表明该方法具有较高的辨识精确度。

本文的动力学建模和参数辨识工作，为优化方位通道控制器提供了重要参考。

参考文献（References）

[1] 黄宛宁, 李智斌, 张钊, 等. 2019 年临近空间科学技术热点回眸[J]. 科技导报, 2020, 38(1): 38-46.
HUANG W N, LI Z B, ZHANG Z, et al. Summary of hot spots of near space vehicles in 2019[J]. Science & Technology Review, 2020, 38(1): 38-46(in Chinese).

[2] 黄宛宁, 张晓军, 李智斌, 等. 临近空间科学技术的发展现状及应用前景[J]. 科技导报, 2019, 37(21): 46-62.
HUANG W N, ZHANG X J, L Z B, et al. Development status and application prospect of near space science and technology[J]. Science & Technology Review, 2019, 37(21): 46-62 (in Chinese).

[3] 马俊, 朱猛, 王才喜, 等. 临近空间光电探测技术与发展展望[J]. 空天技术, 2022(2): 85-96.
MA J, ZHU M, WANG C X, et al. Technology and development prospect of electro-optical detection in near space[J]. Aerospace Technology, 2022(2): 85-96 (in Chinese).

[4] 王鸿辉, 袁朝辉, 何长安. 球载吊篮方位控制综合解耦器设计[C]// 第三十二届中国控制会议. 西安:中国自动化学会, 2013: 320-324.
WANG H H, YUAN Z H, HE C A. Design of azimuth control system for ball borne basket[C]// Proceedings of the 32nd China Control Conference. Xi'an: Chinese Association of Automation, 2013: 320-324.

[5] 张晶敏. 绳索平流层飞行器动力学建模与仿真[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
ZHANG J M. Dynamics modeling and simulation of tethered stratospheric aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007 (in Chinese).

[6] 矢岛信之, 小锻治繁, 桥野贤. 气球搭载望远镜方向控制系统研究[J]. 空间研究进展, 1981, 1(11): 127-133.
NISHIMURA J, YAJIMA N, KOKAJI S, et al. A control system for a balloon-borne telescope[J]. Advances in Space Research, 1981, 1(11): 127-133.

[7] 叶祥明. 大型球载望远镜高精度姿态控制及指向技术研究[D]. 北京: 中国科学院国家天文台, 中国科学院北京天文台, 1999.
YE X M. Research on high precision attitude control and pointing technology of large spherical telescope[D]. Beijing: National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, 1999 (in Chinese).

[8] 刘奉昌, 李威, 赵伟国, 等. 临近空间球载望远镜概述及发展趋势[J]. 激光与红外, 2019, 49(11): 1275-1281.
LIU F C, LI W, ZHAO W G, et al. Overview and developing trends of balloon-borne telescopes in near-space[J]. Laser & Infrared, 2019, 49(11): 1275-1281 (in Chinese).

[9] 李家乐, 王正平. 基于 Lagrange 方法的单旋翼飞行器动力学建模[J]. 飞行力学, 2016, 34(4): 15-18.
LI J L, WANG Z P. Dynamics modeling for monowing rotorcraft using Lagrange method[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(4): 15-18 (in Chinese).

[10] ESTES A, MAJJI M. Generalization of Lagrange's equations for constrained hybrid-coordinate systems[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(3): 710-713.

[11] 吴翰, 王正平, 周洲, 等. 拉格朗日方程的菱形翼布局无人机建模[J]. 空军工程大学学报 (自然科学版), 2019, 20(5): 8-15.
WU H, WANG Z P, ZHOU Z, et al. A modeling of diamond jointed-wing configuration UAV based on Lagrange's equation[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(5): 8-15 (in Chinese).

[12] 廖俊, 袁俊杰, 蒋祎, 等. 高空零压气球上升过程的运动特性研究[J]. 航天返回与遥感, 2019, 40(1): 11-19.
LIAO J, YUAN J J, JIANG Y, et al. Motion characteristics of zero-pressure balloon in ascending process[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2019, 40(1): 11-19 (in Chinese).

[13] 王鸿辉. 球载吊篮平台设计技术及自主姿态控制方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
WANG H H. Studies on design technology and autonomous control method of balloon-borne gondola platform[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014 (in Chinese).

[14] 代小林, 宋世杰, 宫大为. 六自由度并联机构模态空间解耦控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2020, 41(8): 1237-1243.
DAI X L, SONG S J, GONG D W. Modal space decoupled control of six-degree-of-freedom parallel mechanisms[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2020, 41(8): 1237-1243 (in Chinese).

[15] 张大伟. 基于 DSP 的高空气球吊篮方位控制[D]. 北京: 中国科学院大学, 2016.
ZHANG D W. Azimuth control of high altitude balloon basket based on DSP[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2016 (in Chinese).

[16] LIN X W, LAN W Y. An analysis on the airship dynamic model linearization[J]. Journal of Control Theory and Applications, 2013, 11(3): 495-503.

[17] 胡广深, 陆泽琦, 陈立群. 非线性阻尼非线性刚度隔振系统参数识别[J]. 振动与冲击, 2018, 37(9): 68-73.
HU G S, LU Z Q, CHEN L Q. Parametric recognition for a vibration isolation system with nonlinear stiffness and nonlinear damping[J]. Journal of Vibration and Shock, 2018, 37(9): 68-73 (in Chinese).

[18] 卢晓东, 费庆国, 韩晓林. 基于时间响应函数的结构阻尼识别方法比较[J]. 力学与实践, 2011, 33(2): 58-61.
LU X D, FEI Q G, HAN X L. Evaluation and application of damping identification methods based on time response functions[J]. Mechanics in Engineering, 2011, 33(2): 58-61 (in Chinese).

[19] 张虎, 李正熙, 童朝南. 基于递推最小二乘算法的感应电动机参数离线辨识[J]. 中国电机工程学报, 2011, 31(18): 79-86.
ZHANG H, LI Z X, TONG C N. Off-line parameter identification of induction motor based on recursive least-squares algorithm[J]. Proceedings of the CSEE, 2011, 31(18): 79-86 (in Chinese).

[20] 荀倩, 王培良, 李祖欣, 等. 基于递推最小二乘法的永磁伺服系统参数辨识[J]. 电工技术学报, 2016, 31(17): 161-169.
XUN Q, WANG P L, LI Z X, et al. PMSM parameters identification based on recursive least square method[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2016, 31(17): 161-169 (in Chinese).

Dynamic modeling and parameter identification of balloon-borne gondola azimuth channel

LI Yijian[1, 2], ZHOU Jianghua[1, 2, *], ZHANG Xiaojun[1]

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: A balloon borne telescope is one of the space observation methods by carrying a telescope with a high-altitude balloon flying in the stratosphere. In order to slew and orient the telescope to the intended targets during the observation, an attitude control system is needed to provide high-resolution images. The attitude control system consists of azimuth and elevation channels, respectively. In this paper, the dynamic of balloon borne gondola and control law are discussed, Lagrange equation is introduced to modelling the kinematic characteristics of the azimuth channel. A minimum recursive doubled based parameter identification algorithm is developed to identify the torsional stiffness and damping coefficients in the azimuth channel offline. The results of simulations and experiments demonstrate that, in contrast to the conventional stability analysis method, the proposed method further reveals the azimuth channel motion characteristics of balloon-borne gondolas and serves as a valuable guide for the design and optimization of the platform's attitude control system.

Keywords: high-altitude balloon; azimuth control; Lagrangian modeling; recursive least-squares; parameter identification

Received: 2022-06-29; **Accepted**: 2022-09-25; **Published Online**: 2022-11-08 10:03

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221107.1715.002

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61733017); Major Engineering Projects of Chinese Academy of Sciences (E2K62002); Strategic Priority Research Program of the Chinese Academy of Sciences (KJSP2020020201)

* **Corresponding author**. E-mail: zhoufma@aoe.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0548

红外抑制器混合管壁肋片强化传热和引射特性

吴忠诚，单勇*，张靖周，杨宗耀

(南京航空航天大学 能源与动力学院 航空飞行器热管理与能量利用工业和信息化部重点实验室，南京 210016)

摘　　要：为了降低直升机分流引射式红外抑制器外露遮挡罩表面温度，提出抑制器外侧混合管表面肋片强化换热结构，采用数值模拟的方法，对抑制器混合管表面肋片结构下的引射和强化传热特性进行了研究。结果表明：与混合管表面无肋片结构相比，肋化的混合管表面对流换热增加了83%，辐射换热减少了31%，遮挡罩壁面平均温度降低了7 K；遮挡罩外侧狭缝进气面积增加后，二级引射冷气量增加了近3倍，遮挡罩壁面平均温度降低了18 K；在遮挡罩上、下位置增加引射口后，引射气流可直接作用于遮挡罩高温壁面，遮挡罩壁面热斑消失。

关 键 词：红外抑制器；肋片；引射；遮挡罩；强化传热

中图分类号：V231.1

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-2009-09

武装直升机的红外辐射主要来自其动力系统工作产生的热燃气以及排气系统热壁面[1-3]。为提高武装直升机的战场生存能力，需采取措施降低其红外辐射，给直升机排气系统加装红外抑制器对降低直升机的红外辐射效果比较明显。红外抑制器工作原理主要是利用发动机的排气动能引射环境冷气与主流掺混以降低排气温度[4-7]，同时采用弯曲混合管或双层排气管以起到对排气系统热部件的遮挡作用[8-11]。

研究者们对红外抑制器中涉及的引射掺混能力以及对热壁面的遮挡等展开了大量的研究。Presz等[12]提出多级引射的概念并通过实验研究得到：与传统的单级引射相比，多级引射可以产生更高的扩散效率，主流和次流的流动混合得到加强。潘丞雄等[13]对双级波瓣引射器的引射性能进行研究发现：进口受限时，单级波瓣的引射系数比双级波瓣高，进口敞开后，双级波瓣的引射能力更好；并且，进口敞开时的引射能力比进口受限时增加约35%。王同辉等[14]通过数值模拟的方法研究了遮挡罩间距的影响，结果表明：与未装遮挡罩的红外抑制器相比，加装遮挡罩后抑制器的红外辐射强度大幅削弱，外露遮挡表面的温度随着遮挡间距的增加而降低。蒋坤宏等[15]采用曲面遮挡板对一体化式的红外抑制器混合管进行遮挡后发现，遮挡板的存在有效降低了抑制器的红外辐射强度。陈苏麒等[16]设计了一种具有引射能力的弓形挡板结构用以遮挡红外抑制器内部高温部件，研究结果表明，与无挡板的结构相比，挡板结构将红外抑制器的引射系数提高了115%，红外抑制器热混合效率增加了273%，红外抑制器3～5 μm波段的壁面和气体辐射强度均降低。

以上研究表明，对排气系统高温部件进行有效遮挡以及引射环境冷气降低排气温度是红外抑制器设计的关键。针对直升机分流引射式红外抑制器，本文通过数值模拟的方法，开展利用肋片强化混合管表面换热、同时在外露遮挡表面上开设狭缝，利用主流的排气动能引射外界环境冷气，以降低遮挡罩表面温度的研究工作。

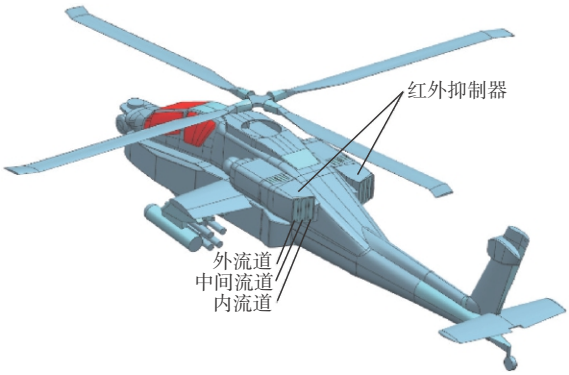
1 物理模型

多股分流引射式红外抑制器示意如图1所示。其中，抑制器模型为1 396.6 mm×720 mm×800 mm

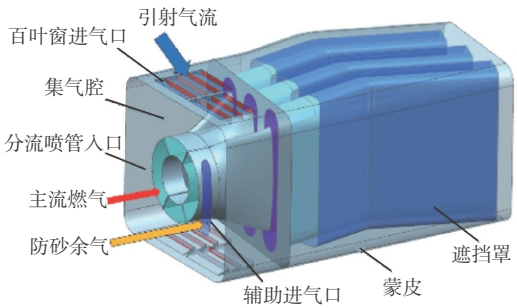
收稿日期：2022-06-29；录用日期：2022-08-05；网络出版时间：2022-09-09 11:34
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220908.1852.005
*通信作者. E-mail：nuaasy@nuaa.edu.cn

引用格式：吴忠诚，单勇，张靖周，等. 红外抑制器混合管壁肋片强化传热和引射特性[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：2009-2017. WU Z C，SHAN Y，ZHANG J Z，et al. Heat transfer enhancement and ejection characteristics of mixing pipe with ribs for infrared suppressor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：2009-2017 (in Chinese).

(长度×宽度×高度)[17]。由图1可知,该型红外抑制器通过分流喷管将高温的主流燃气均分为三股,并利用排气动能抽吸环境冷气在弯曲混合管内对高温主流进行掺混以降低排气温度从而降低其红外辐射。



(a) 红外抑制器位置



(b) 红外抑制器结构

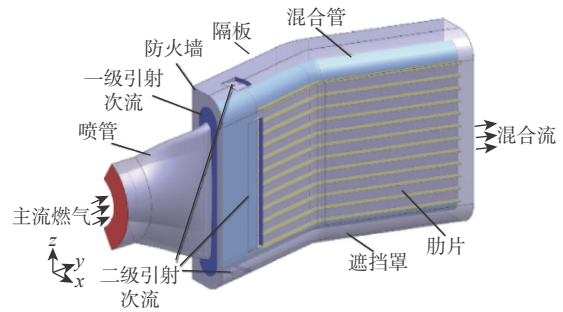
图1 多股分流引射式红外抑制器示意图

Fig. 1 Schematic diagram of infrared suppressors with multi-nozzles ejector

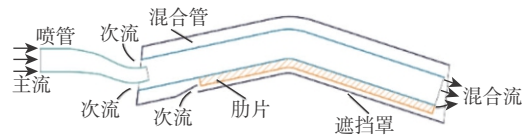
在红外抑制器的三路分流中,中间流道和内流道因处于抑制器内部难以被探测,而外流道的遮挡罩表面温度则直接影响外侧蒙皮温度从而影响抑制器整体的红外辐射性能。故本文提取该红外抑制器外侧一股流路,得到如图2所示的物理模型,包括外侧的分流喷管、一个弯曲混合管以及遮挡罩,并在弯曲混合管表面布置有一定数量的肋片。

直升机发动机排气通过喷管环形入口引入,经跑道形喷管出口进入弯曲混合管,同时利用喷管中主流的排气动能从混合管前端环缝抽吸环境冷气进入混合管内与高温主流掺混降温,形成一级引射。混合管外侧均匀布置有12个相同尺寸的肋片以强化混合管表面换热。肋片沿混合管长度方向布置,单个肋片从肋根到顶端高度为30 mm,厚度为3 mm,相邻两个肋片间的距离为44 mm。外侧遮挡罩距离混合管为36 mm,且向后延伸完全包裹住混合管形成冷空气通道,肋片位于通道内,肋片顶部距离外侧遮挡罩6 mm。

分流引射式红外抑制器遮挡罩示意如图3所



(a) 三维结构



(b) 模型对称面

图2 红外抑制器模型示意

Fig. 2 Schematic diagram of infrared suppressor model

示。由图3可知,在遮挡罩外表面开有3个狭缝,即外侧狭缝和上、下侧狭缝。利用混合管出口的排气抽吸,外界环境冷气通过遮挡罩表面的狭缝进入遮挡罩和混合管的夹层,即冷空气通道,形成二级引射。二级引射气流对带肋片的混合管表面以及遮挡罩表面冷却降温。

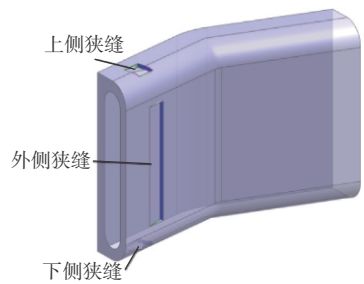


图3 红外抑制器遮挡罩示意图

Fig. 3 Schematic diagram of infrared suppressor's covering shelter

遮挡罩上引射狭缝几何参数如表1所示。表1中,基准模型M0为混合管表面未布置肋片,外侧引射狭缝的长度、宽度分别为480、15 mm;M1模型是在基准模型M0的基础上在混合管外侧均匀布置一定数量的肋片得到的;为对比分析狭缝进气面

表1 红外抑制器二级引射狭缝布置参数

Table 1 The parameters of the infrared suppressor secondary pilot slits

模型	外侧狭缝/(mm×mm)	上、下侧狭缝/(mm×mm)	肋片
M0	480×15		无
M1	480×15		有
M2	480×5		有
M3	480×25		有
M4	480×15	73×15	有

积的影响, 在 M1 模型基础上, 改变狭缝宽度后得到模型 M2、M3; 为对比分析狭缝位置的影响, 以 M1 模型为基础, 在遮挡罩上、下侧新增进气狭缝后得到模型 M4。

2　计算方法

2.1　数学模型

因直升机涡轴发动机排气速度低, 红外抑制器出口处的排气平均速度在 100 m/s 左右, 故将排气视为不可压理想气体。为求解红外抑制器的稳态流场、温度场以及壁面的导热、辐射换热情况, 本文采取的质量守恒方程、动量守恒方程和能量守恒方程分别为[18]

$$\nabla\cdot(\rho\boldsymbol{v})=0 \tag{1}$$

$$\rho(\boldsymbol{v}\cdot\nabla)\boldsymbol{v}=-\nabla p+\rho g+\nabla\cdot\boldsymbol{\tau} \tag{2}$$

$$\nabla\cdot(\boldsymbol{v}(\rho E+p))=\nabla\cdot\left(\kappa_{\text{eff}}\nabla T-\sum h_j\boldsymbol{J}_j\right) \tag{3}$$

式中: ρ为流体密度; $\boldsymbol{v}$为速度矢量; p为静压; $\boldsymbol{\tau}$为应力张量; ρg为重力产生的体积力; E为总能; κ_{eff}为有效导热系数, $\kappa_{\text{eff}}=\kappa+\kappa_t$, 其中, κ为流体导热系数, κ_t为湍流脉动引起的导热系数; T为温度; h_j和J_j为组分 j的热焓和质量扩散流率。

本文采用离散坐标 (DO) 辐射模型计算壁面-壁面和壁面-燃气的辐射传热, 该模型假设沿 s方向传播的辐射方程为某个场方程, 可以等价为

$$\nabla\cdot(L(r,s)s)+aL(r,s)=a\frac{\sigma T^4}{\pi} \tag{4}$$

采用商用软件 Fluent 进行数值计算, 参考已有红外抑制器相关研究[19-22], 湍流模型选用 SST k-ω 双方程模型, 离散格式为二阶迎风格式, 压力与速度耦合采用 Simplec 算法, 鉴于抑制器表面的发射率选取范围较大, 且考虑本文主要目的在于对比分析混合管表面肋片的强化传热作用以及遮挡罩表面狭缝面积和位置对壁面温度分布的影响, 故红外抑制器各表面发射率取为 0.8, 计算收敛标准为各项残差均小于 10^{-5}。

2.2　边界条件

喷管入口为质量流量进口, 入口质量流量为 2.2 kg/s, 温度为 860 K。为保证混合管出口排气流动充分发展, 在整个抑制器外侧建立一个足够大的外部流场环境区域, 如图 4 所示。忽略实际飞行时直升机对外流场速度的影响, 将外部流场边界设为压力出口, 压力为大气压力 101.325 kPa, 温度环境温度为 300 K, 次流入口面是红外抑制器与外部流场交界面, 设为内部面, 空气可自由流动, 方向由两侧压力决定。假定主流燃气是航空煤油完全燃烧后的产物, 主要为氮气、二氧化碳、水蒸气, 其对应的质量分数分别为 0.706、0.209、0.085[23-24]。环境气体组分设为氮气和氧气, 质量分数分别为 0.756 和 0.244。

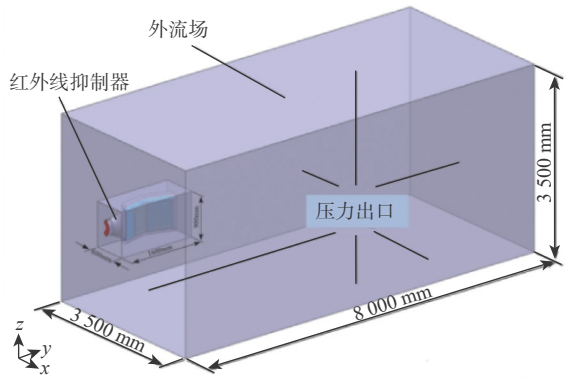


图 4　计算域示意图

Fig. 4　Schematic diagram of the computational domain

2.3　网格划分

本文采用 ICEM-CFD 软件对计算域进行网格划分, 比较规则的外部流场采用结构化网格, 比较复杂的红外抑制器模型采取适应性较高的非结构化网格进行网格划分, 并对混合管表面肋片以及遮挡罩上引射狭缝等尺寸较小的结构采取局部网格加密。

红外抑制器遮挡罩外侧狭缝引射流量随网格数的变化规律如表 2 所示。由表 2 可知, 当网格数目大于 11.2×10^6 时, 遮挡罩上狭缝引射气量不再发生变化, 最终确定计算域的网格数目为 11.2×10^6。

表 2　网格独立性验证

Table 2　Grid independence verification

网格数	引射流量/(kg·s^{-1})	网格数	引射流量/(kg·s^{-1})
3.3×10^6	7.0×10^{-2}	11.2×10^6	5.6×10^{-2}
5.5×10^6	6.1×10^{-2}	14.3×10^6	5.6×10^{-2}
7.6×10^6	5.8×10^{-2}		

3　计算结果分析

3.1　红外抑制器温度场分析

红外抑制器模型 M0—M4 各次流入口的进气质量流量如表 3 所示。

由表 3 可知, 混合管外侧有无肋片及遮挡罩上狭缝面积和位置的变化对一级引射几乎不造成影响, 即利用主流的排气动能从混合管前端环缝入口引射进入混合管内的环境冷气质量流量始终保持在 1.63 kg/s 左右。模型 M2、M1、M3 的遮挡罩外侧狭缝引射冷气质量流量随着狭缝面积的增加而增加, 当狭缝面积为 480 mm×5 mm 时外侧狭缝引

表3 环境冷气进口质量流量

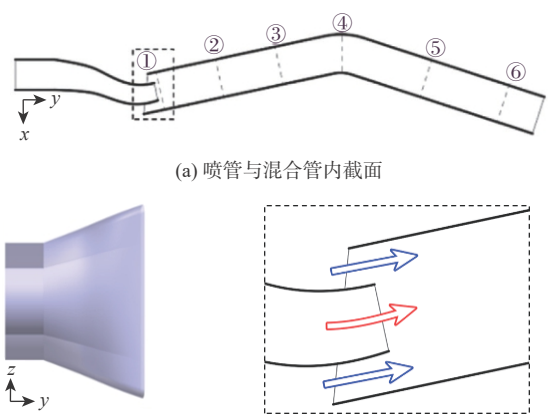
Table 3 Ambient cooler-air inlet mass flow rate kg/s

模型	一级引射	二级引射		
		外侧	上侧	下侧
M0	1.628	0.056		
M1	1.630	0.057		
M2	1.633	0.022		
M3	1.628	0.089		
M4	1.628	0.056	8.4×10^{-3}	8.5×10^{-3}

射冷气量为0.022 kg/s, 狭缝面积增加到480 mm×25 mm后, 引射冷气量为0.089 kg/s, 引射冷气量增加了0.067 kg/s, 增幅约304%。

当模型M0、M1的外侧狭缝面积保持在480 mm×15 mm不变时, 二级引射冷气量基本不变。其原因在于: 肋片沿引射气流流动方向平行布置, 肋片对引射通道的阻塞比仅为0.016(肋片截面面积与引射通道截面面积之比), 肋片的存在对引射抽吸没有负面影响, 甚至会起到对引射气流的导流作用。对于模型M4, 上、下增加狭缝后, 因为引射进气口面积的增加, 二级引射冷气量增加。

为便于分析, 模型M0混合管与喷管的特征面示意如图5所示。其中, 图5(a)为喷管与混合管内截面示意图, 并用虚线标注了混合管流道中6个典型截面, 截面①距喷管出口约10 mm。图5(b)为从X轴正方向看到的喷管结构示意图, 图5(c)为喷管出口处引射区域局部放大图。



(a) 喷管与混合管内截面

(b) 喷管 (c) 喷管出口处引射区域放大图

图5 特征面示意图

Fig. 5 Schematic diagram of feature surfaces

模型M0混合管内沿流向各截面温度分布如图6所示, 并给出了截面①、②、③上的流线图。由图6可知, 喷管在Z轴方向逐渐扩张的特殊构型以及高温高压主流对环境冷气的引射作用, 会在喷管出口处形成两对涡结构(如图6所示涡对A与涡对B)。首先, 在截面①上主流与引射冷气刚接触,

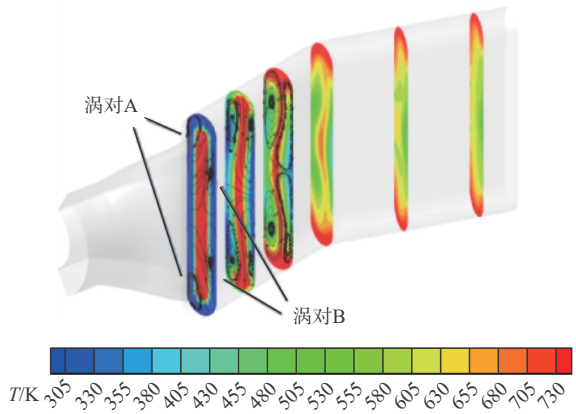


图6 混合管沿程截面流线与温度分布

Fig. 6 Temperature distribution and flow lines on the cross section of the mixing tube

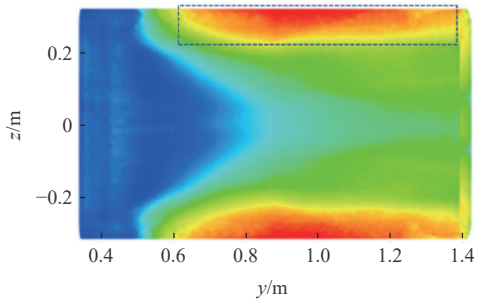
上述涡结构未产生明显作用, 故呈现出内部高温主流被引射冷气包裹的截面温度分布情况; 而后, 两对涡结构向下游逐渐发展促使高温燃气与引射冷气在混合管内掺混并裹挟高温燃气冲刷混合管上、下两侧壁面, 导致后者出现局部高温进而影响混合管壁面的红外辐射特性。

各模型混合管外侧壁面温度分布云图如图7所示, 其中, Y=0.9 m处为混合管中间弯曲段。结合图6对混合管内流场分析可知, 入口附近的混合管表面受到引射冷气的作用而呈现较低的温度, 随着流体的发展, 涡对B将周围冷气推向混合管外壁面, 形成如图7所示的各个混合管壁面温度分布情况, 即混合管两端温度高, 中间温度低。由图7(a)~图7(e)可知, 各模型混合管表面温度分布基本相同, 仅在肋根附近温度分布有所区别, 即对于本文所研究的红外抑制器模型, 混合管表面温度分布受肋片以及二级引射冷气的影响较小。

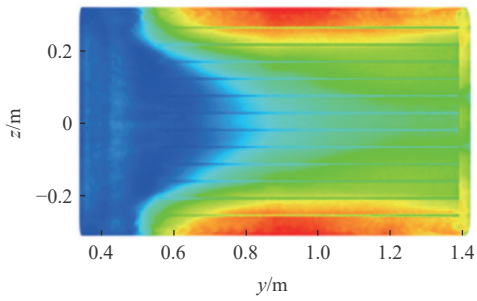
模型M0、M1随温度变化的二级引射流线如图8所示。由图8可知, 受混合管出口排气动能的影响, 环境冷气从遮挡罩表面狭缝引射进入空气通道内, 沿着通道流动并对沿途壁面冷却降温后从抑制器出口排出。混合管表面未布置肋片时, 通道内的冷气在流动过程中逐渐向中间靠拢; 在混合管表面布置肋片后, 环境冷气从狭缝进入通道内并沿着肋片间隙流动。

模型M0、M1空气通道出口处沿z轴方向某一截面上流线与压力分布如图9所示。由图9可知, 受混合管内排气的影响, 在空气通道出口处沿排气流动方向产生逆压梯度。由于逆压梯度的存在, 环境冷气通过空气通道出口倒流进入通道内, 从而在通道尾端形成回流区。

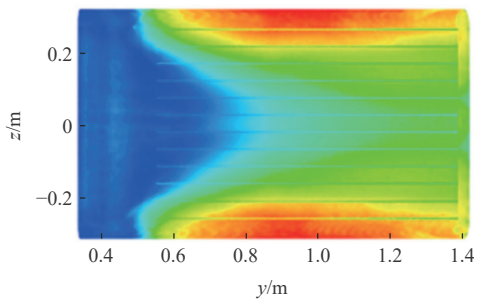
各红外抑制器模型外侧遮挡罩表面温度分布云图如图10所示, 其中, y=0.9 m处为遮挡罩中间



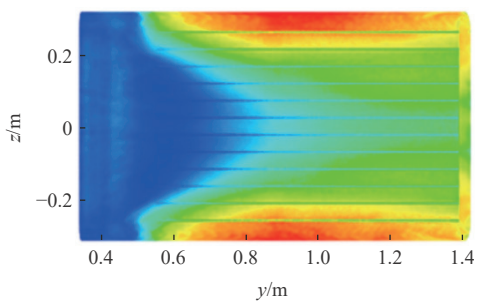
(a) 模型M0



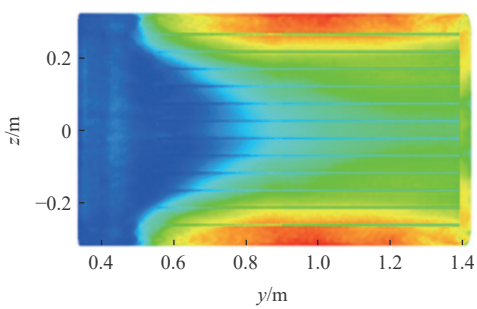
(b) 模型M1



(c) 模型M2



(d) 模型M3



(e) 模型M4

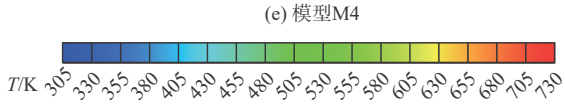
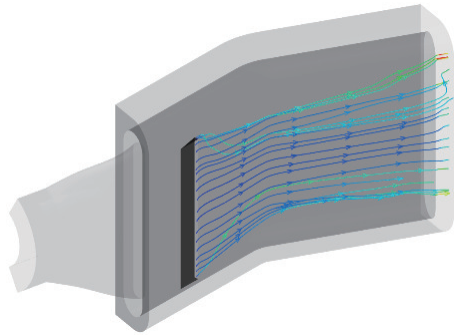
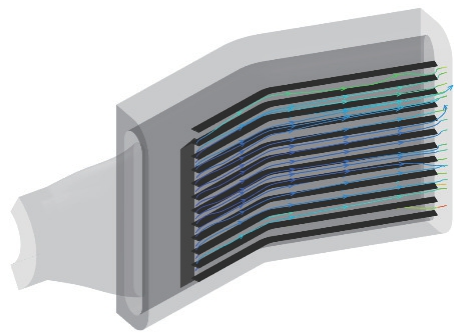


图 7　混合管肋化表面温度分布

Fig. 7　Temperature distribution on the ribbed surface of the mixing pipe



(a) 模型M0

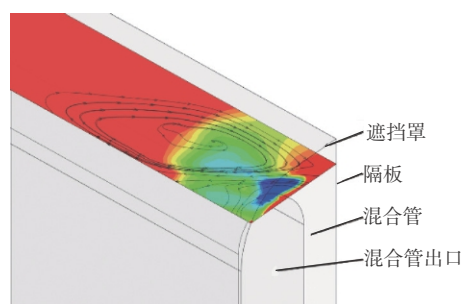


(b) 模型M1

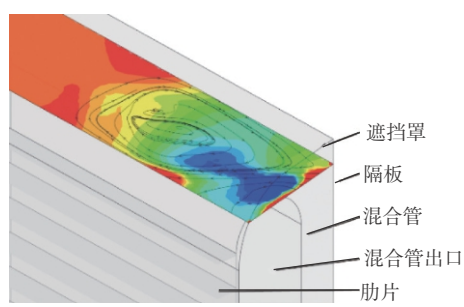


图 8　混合管内流线示意图

Fig. 8　Schematic diagram of streamlines in the mixing pipe



(a) 模型M0



(b) 模型M1



图 9　空气通道出口处流线与压力分布

Fig. 9　Streamline and pressure distribution at the outlet of the air passage

弯曲段。

由图 10(a) 可知，混合管表面未布置肋片，外侧遮挡罩表面温度变化趋势与混合管相同，即沿着主流流动方向，从遮挡罩上游表面到下游出口处，温度逐渐升高。在狭缝附近尤其是狭缝下游部分的遮挡罩表面，由于受到引射冷气的作用，表面温度较低。因混合管与遮挡罩间的辐射传热作用，在遮挡罩两侧形成局部热斑；但混合管表面热斑面积从弯曲段持续到混合管出口处 (图 7(a) 中虚线框部分)，而遮挡罩表面的热斑仅存在于弯曲段 (图 10(a) 中虚线框部分)，主要原因是受到混合管排气的影响，在空气通道出口处形成回流区，受到回流冷气的影响，遮挡罩后段的热斑消失。

由图 10(b) 可知，在混合管外侧布置肋片后，通道内的冷气流动受到肋片的限制，只能沿着肋片间隙流动，所以遮挡罩表面受到冷气影响的面积增加，狭缝下游部分的遮挡罩低温面积增加，且两侧热斑面积减少，遮挡罩表面平均温度从 400.3 K 降到 393.2 K，温度降低了 7.1 K，降幅约 2%。遮挡罩上狭缝面积增加后，遮挡罩受到引射冷气的影响更为明显，由图 10(c) 与图 10(d) 可知，随着狭缝面积从 480 mm×5 mm 增加到 480 mm×25 mm，外侧遮挡罩表面平均温度从 403.3 K 降到 385.8 K，温度降低了 17.5 K，降幅约 5%。可以看出，对于本文所研究的红外抑制器模型，增加遮挡罩外侧狭缝的面积对遮挡罩整体的冷却降温是有益的，尤其是狭缝下游区域的遮挡罩表面。

在不改变狭缝位置的前提下，仅增加狭缝的面积后引射的冷气对遮挡罩两侧的局部热斑有一定的作用，但不能完全消除两侧的局部热斑，主要原因在于从遮挡罩外侧狭缝引射的环境冷气难以作用到遮挡罩上、下侧。图 10(e) 为模型 M4 的遮挡罩壁面温度，可以看出，遮挡罩两侧新开狭缝引射的冷气对热斑作用效果明显，弯曲段两侧热斑消失。

模型 M4 遮挡罩上侧狭缝引射流线图如图 11 所示。由图 11 可知，受混合管出口排气的引射作用，环境冷气从上侧狭缝进入通道后沿着通道流动，在弯曲段对遮挡罩的热斑处壁面冷却降温后从抑制器出口排出，受到该股冷气的影响，遮挡罩壁面热斑消失 (如图 10(e) 所示)。

3.2 混合管与遮挡罩表面热流密度分析

在与热相关的各物理量中，温度特性容易被人感知，故大部分有关热的研究里，温度参数是主要的权衡量，本文对红外抑制器的温度场也进行了分析。但是热量的运行及去向在热系统中同样重要，在特定情况下热流密度参数的重要性甚至要高于

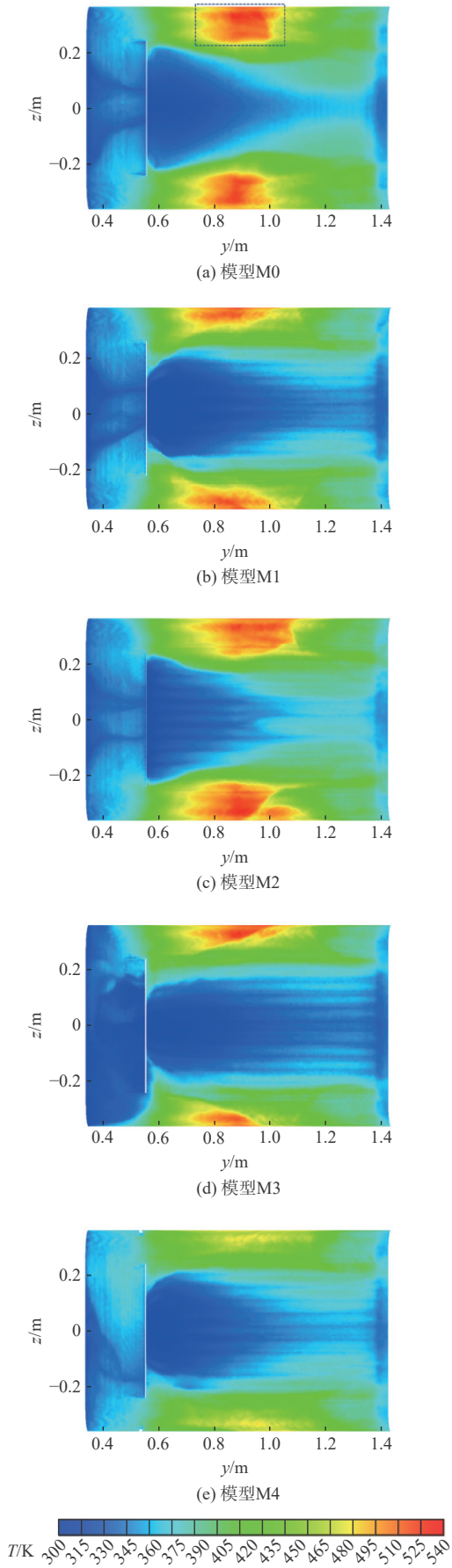


图 10 遮挡罩表面温度分布

Fig. 10 Temperature distribution on the surface of the covering

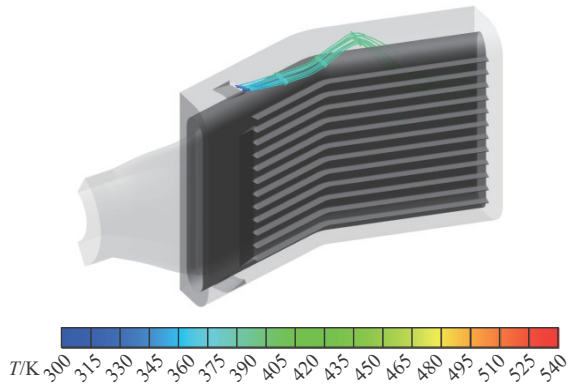


图 11　模型 M4 上侧狭缝引射流线

Fig. 11　Model M4 upper side slit induced flow line

温度参数。故本文对红外抑制器的混合管肋化表面以及遮挡罩内、外表面的热流密度参数进行了分析, 从热流密度的角度解释了各壁面温度变化的原因。热流密度参数的正负代表热流流动的方向, 本文中所描述的热流密度均为表面热流密度, 表面吸热时热流密度为正, 表面放热时的热流密度为负。

红外抑制器模型 M0、M1 混合管外表面平均热流密度如表 4 所示。由表 4 可知, 混合管外表面整体处于放热状态, 大部分热量通过对流换热的方式被从遮挡罩上狭缝引射进入空气通道内的冷气带走, 其余热量通过辐射的方式释放。未布置肋片时, 混合管表面对流热流密度为−1 458.1 W/m^2, 辐射热流密度为−862.1 W/m^2; 在混合管表面布置肋片后, 其表面的对流热流密度为−2 669.6 W/m^2, 辐射热流密度为−596.8 W/m^2。相比未布置肋片的情况, 对流热流密度增加了 83%, 辐射热流密度减少了 31%。主要原因是: 布置肋片后, 混合管表面积增加, 空气通道内的冷气与混合管表面接触面积增加, 故混合管表面因对流换热被通道内冷气带走的热量大幅增加, 混合管表面向外侧遮挡罩的辐射热量减少。

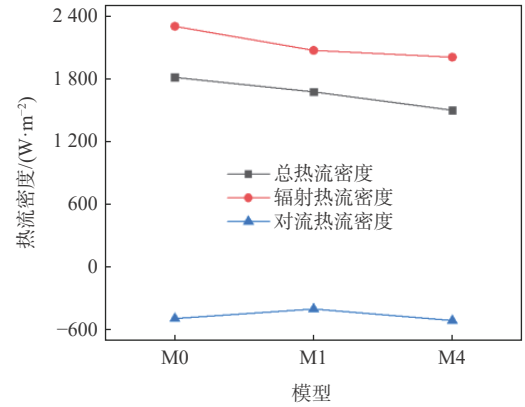
表 4　混合管肋化表面热流密度

Table 4　Surface heat flux density on the mixing pipe　　W/m^2

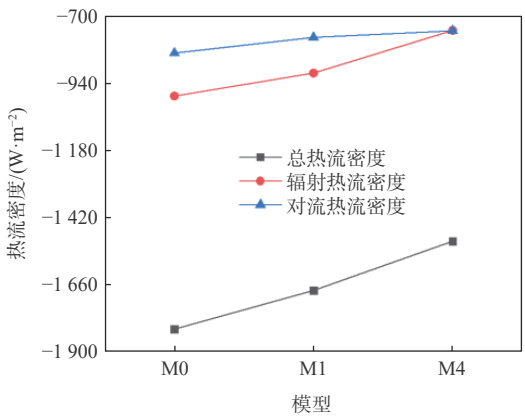
模型	总热流密度	辐射热流密度	对流热流密度
M0	−2 320.2	−862.1	−1 458.1
M1	−3 266.4	−596.8	−2 669.6

模型 M0、M1、M4 外侧遮挡罩内外表面平均热流密度如图 12 所示。由图 12 可知, 遮挡罩吸收的热量主要来自内部混合管的辐射传热, 其中由通道内的冷气通过对流换热的形式从遮挡罩内表面带走一部分热量, 其余热量通过遮挡罩外表面释放到环境。

由图 12(a) 可知, 未布置肋片时, 遮挡罩内表面



(a) 遮挡罩内表面



(b) 遮挡罩外表面

图 12　M0、M1 和 M4 的遮挡罩表面热流密度

Fig. 12　Heat flux density on the covering shelter surface of M0, M1 and M4

的辐射热流密度为 2 306.2 W/m^2, 布置肋片后辐射热流密度为 2 076.6 W/m^2, 表明遮挡罩内表面的辐射热流密度减少了 229.6 W/m^2, 降幅约为 10%, 进一步说明了在混合管表面布置肋片能一定程度上削弱混合管表面向外侧遮挡罩的辐射传热; 同时, 遮挡罩内表面的对流热流密度由无肋片时的−488.5 W/m^2 降低到−397.1 W/m^2, 降幅约为 19%。将对流热流密度与辐射热流密度代数相加可得表面总热流密度, 由总热流密度可知, 在混合管表面布置肋片后, 遮挡罩内表面总热流密度减少。对比模型 M1 和模型 M4 可知, 在遮挡罩两侧新开狭缝后, 遮挡罩内表面的辐射热流密度基本不变, 但对流热流密度增加, 所以总热流密度减少。

由图 12(b) 可知, 遮挡罩外表面热流密度均为负, 即遮挡罩外表面将吸收的热量传递到环境中。对比模型 M0 和模型 M1 可知, 布置肋片后, 遮挡罩外表面的对流热流密度与辐射热流密度均减少, 即遮挡罩向环境释放的热量减少。未布置肋片时, 遮挡罩外表面辐射热流密度为−985.5 W/m^2, 对流热流密度为−832.2 W/m^2。在混合管表面布置一定数量的肋片后, 遮挡罩外表面的辐射热流密度为

−903.5 W/m^2, 对流热流密度为−775.9 W/m^2, 相比未布置肋片的情况辐射热流密度减少了8.3%, 对流热流密度减少了6.8%。对比模型M1和模型M4可知, 在遮挡罩上、下位置新开狭缝对遮挡罩外表面的对流换热影响不明显, 对流热流密度基本不变, 但辐射热流密度从−903.5 W/m^{2}降低到−751.4 W/m^2, 减少了16.8%。

4 结 论

本文通过数值计算, 研究在分流引射式红外抑制器混合管外侧布置肋片以及遮挡罩上狭缝面积和位置的改变对抑制器各壁面温度场以及表面热流密度的影响。在本文的研究参数范围内可得到以下结论:

1) 在混合管外侧布置肋片后, 混合管表面换热面积增加, 其对流换热大幅增强, 与无肋片时相比, 对流热流密度增加了约83%, 同时混合管肋化表面辐射热流密度减少了约31%。所以混合管向外侧遮挡罩的辐射传热量减少, 遮挡罩表面吸热量减少, 壁面温度降低。

2) 混合管外侧肋片的存在与否, 以及遮挡罩上狭缝面积和位置发生变化时对一级引射几乎不造成影响, 即利用主流动能从混合管前端环缝进口引射进入混合管内冷气质量流量始终保持在1.63 kg/s左右。

3) 随着遮挡罩外侧狭缝面积的增加, 引射冷气量增加。当狭缝面积从480 mm×5 mm增加到480 mm×25 mm时, 遮挡罩上狭缝引射的冷气量增加了304%; 混合管肋化表面以及遮挡罩内表面对流热流密度都随狭缝面积的增加而增加, 其中混合管表面对流热流密度增加了84%; 遮挡罩内表面对流热流密度增加了166%; 遮挡罩表面平均温度随着狭缝面积的增加从403.3 K降到385.8 K, 降低了4.3%。

4) 综合对比分析本文提出的5种红外抑制器可知, 模型M4为最佳方案, 即在遮挡罩上、下位置增加引射进气口后, 尽管引射的冷气量较少, 仅为8.4×10^{-3} kg/s左右, 但是引射的冷气直接作用于遮挡罩上下两侧热斑处, 作用效果明显, 遮挡罩两侧热斑消失。

参考文献 (References)

[1] TOULMAY F. Internal aerodynamics of infrared suppressors for helicopter engines[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1988, 33(4): 4-14.

[2] POWER G, MCCLURE M, VINH D. Advanced IR suppressor design using a combined CFD/test approach [R]. Reston: AIAA, 1994: 1994-3215.

[3] RAO G A, MAHULIKAR S P. New criterion for aircraft susceptibility to infrared guided missiles[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(8): 701-712.

[4] MAQSOOD A, BIRK A M. Improving the performance of a bent ejector with inlet swirl[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(6): 061201.

[5] 杨宗耀, 张靖周, 单勇. 一体化红外抑制器后机身狭缝进口布置对气流组织和红外辐射特性的影响[J]. 航空学报, 2021, 42(7): 124445.
YANG Z Y, ZHANG J Z, SHAN Y. Effects of slot-inlet arrangement at infrared-suppressor-integrated rear airframe on flow organization and infrared radiation characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(7): 124445 (in Chinese).

[6] ZHANG J Z, SHAN Y, LI L G. Computation and validation of parameter effects on lobed mixer-ejector performances[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(3): 193-198.

[7] 单勇, 张靖周. 波瓣喷管/气膜冷却混合管气动和红外辐射特性实验[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 309-314.
SHAN Y, ZHANG J Z. Experimental on aerodynamic and infrared radiation characteristics of lobed nozzle/film cooling mixing duct[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 309-314 (in Chinese).

[8] ROGALSK A. Competitive technologies of third generation infrared photon detectors[J]. Opto-Electronics Review, 2006, 14(1): 84-98.

[9] YI K J, BAEK S W, KIM M Y, et al. The effects of heat shielding in jet engine exhaust systems on aircraft survivability[J]. Numerical Heat Transfer, Part A: Applications, 2014, 66(1): 89-106.

[10] 罗昕, 张靖周, 单勇, 等. 加遮挡板后二元喷管的红外辐射特性数值模拟[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 696-700.
LUO X, ZHANG J Z, SHAN Y, et al. Numerical simulation on the infrared radiation characteristics of two-dimensional nozzles with sheltering baffles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6): 696-700 (in Chinese).

[11] BARANWAL N, MAHULIKAR S P. Infrared signature of aircraft engine with choked converging nozzle[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2016, 30(4): 854-862.

[12] PRESZ W, WERLE M. Multi-stage mixer/ejector system [C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2002.

[13] 潘丞雄, 张靖周, 单勇. 双级波瓣引射混合器的引射性能[J]. 航空动力学报, 2014, 29(9): 2174-2180.
PAN C X, ZHANG J Z, SHAN Y. Pumping performance for double-stage lobe mixer/ejector[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9): 2174-2180 (in Chinese).

[14] 王同辉, 王先炜, 张靖周, 等. 直升机红外抑制器遮挡罩间距对红外辐射特性的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1493-1499.
WANG T H, WANG X W, ZHANG J Z, et al. Effect of covering shelter on infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1493-1499 (in Chinese).

[15] 蒋坤宏, 张靖周, 单勇, 等. 一体化红外抑制器遮挡和出口修型对后机身表面温度和红外辐射特性的影响[J]. 航空学报, 2020, 41(2): 123497.

JIANG K H, ZHANG J Z, SHAN Y, et al. Effects of sheltering and outlet shaping on surface temperature and infrared radiation characteristics of rear airframe with an integrating infrared suppressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(2): 123497 (in Chinese).

[16] 陈苏麒, 单勇, 张靖周, 等. 挡板构型对直升机红外抑制器气动与红外辐射特性影响研究[J]. 红外与激光工程, 2022, 51(8): 247-259.
CHEN S Q, SHAN Y, ZHANG J Z, et al. Effect of baffle configuration on aerodynamic and infrared radiation characteristics of helicopter infrared suppressor[J]. Infrared and Laser Engineering, 2022, 51(8): 247-259 (in Chinese).

[17] 张伯安. 多股分流引射式红外抑制器气动和红外辐射特性数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
ZHANG B A. Numerical study on aerodynamic and infrared radiation characteristics of multi-split ejector infrared suppressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020 (in Chinese).

[18] 蒋坤宏. 一体化红外抑制器下洗气流组织及壁面降温研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
JIANG K H. Study on downwash airflow organization and wall cooling of integrated infrared suppressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020 (in Chinese).

[19] PAN C X, ZHANG J Z, SHAN Y. Modeling and analysis of helicopter thermal and infrared radiation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(5): 558-567.

[20] PAN C X, ZHANG J Z, SHAN Y. Effects of exhaust temperature on helicopter infrared signature[J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 51(1/2): 529-538.

[21] YANG Z Y, ZHANG J Z, SHAN Y. Research on the influence of integrated infrared suppressor exhaust angle on exhaust plume and helicopter infrared radiation[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 118: 107013.

[22] 陈苏麒, 单勇, 张靖周, 等. 直升机红外抑制器结构参数对抑制器性能影响的数值和实验研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 83-94.
CHEN S Q, SHAN Y, ZHANG J Z, et al. Numerical and experimental research on the effect of structural parameters of helicopter infrared suppressor on suppressor performance on blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 83-94(in Chinese).

[23] YANG Z Y, SHAN Y, ZHANG J Z. Numerical evaluation of the exhaust-direction effects on plume flow and helicopter infrared radiation under hover and cruise statuses[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2021, 93(10): 1597-1609.

[24] 陈庚, 谭晓茗, 单勇, 等. 二元弯曲混合管出口结构参数对红外抑制器气动和辐射特性的影响[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(6): 1704-1711.
CHEN G, TAN X M, SHAN Y, et al. Impacts of two-dimensional curved mixing duct exit geometric parameters on flow dynamics and infrared radiation characteristics for IR suppressor[J]. Infrared and Laser Engineering, 2015, 44(6): 1704-1711(in Chinese).

Heat transfer enhancement and ejection characteristics of mixing pipe with ribs for infrared suppressor

WU Zhongcheng，SHAN Yong*，ZHANG Jingzhou，YANG Zongyao

(Key Laboratory of Thermal Management and Energy Utilization of Aircraft，Ministry of Industry and Information Technology，College of Energy and Power，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 210016，China)

Abstract：This paper proposes an enhanced heat transfer structure with ribs on the outer mixing pipe surface of the infrared suppressor in order to lower the surface temperature of the exposed covering shelter of the helicopter infrared suppressor. The ejection and heat transfer enhancement characteristics under the ribbed structure of the infrared suppressor's mixing pipe surface are studied using a numerical simulation. The results show that the ribbed mixing pipe surface convective heat transfer is enhanced by 83%, the radiation heat transfer is reduced by 31%, and the average temperature of the covering shelter surface is reduced by nearly 7 K compared with the mixing pipe surface without rib structure. The amount of second-stage induced ambient air is increased by nearly triple, and the average temperature of the covering shelter surface is reduced by nearly 18 K when the slit-inlet area on the covering shelter is increased. The hot spot on the covering shelter vanishes when the ejector airflow can directly operate on the high-temperature surface of the covering shelter after the ejection apertures at the up and down positions of the covering shelter are increased.

Keywords：infrared suppressor; ribs; ejection; covering shelter; heat transfer enhancement

Received：2022-06-29；**Accepted**：2022-08-05；**Published Online**：2022-09-09 11：34

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220908.1852.005

* **Corresponding author**. E-mail：nuaasy@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0554

面向可见光-红外图像的跨模态行人再识别方法

孙义博，王蓉*，张琪，林榕辉
(中国人民公安大学 信息网络安全学院，北京 100038)

摘　　要：为降低模型对图像颜色的敏感度，减小可见光和红外模态间的差异，提出一种面向可见光-红外图像的跨模态行人再识别方法。将可见光图像转换到HSV颜色空间，提取只描述图像明暗信息的V分量，降低模型对颜色信息的依赖性；通过轻量级网络对V分量图像进行降维和升维，生成介于可见光和红外图像的中间模态，缩小模态间的差异性；在SYSU-MM01和RegDB数据集上进行性能评估。性能评估结果为Rank-1的数值分别增加了6.67%、1.18%，mAP的数值分别增加了6.47%、1.15%，mINP的数值分别增加了5.59%、0.42%。

关　键　词：可见光-红外图像；跨模态；HSV颜色空间；轻量级网络；行人再识别
中图分类号：O235; TP18
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-2018-08

区别于单模态行人再识别，可见光-红外跨模态行人再识别用于匹配不同视域下同一行人的可见光图像和红外图像。由于可见光图像有3个包含颜色信息的分量，而红外图像只有1个能够反映明暗程度的分量，使得两种模态间存在本质上的差异。因此，除了单模态行人再识别所面临的挑战，跨模态行人再识别还需要考虑如何提取模态间共享特征、缩小模态差异等问题。

可见光-红外跨模态行人再识别方法可概括为基于统一特征、基于度量学习和基于模态转换3种。在统一特征方面，Wu等[1]通过分析现有的流行跨域模型，提出一种深度零填充方法来训练单流网络，并首次构建跨模态行人再识别公开数据集SYSU-MM01；Dai等[2]首次将生成对抗网络的思想引入到跨模态行人再识别问题中，使用判别器对生成器生成的特征进行约束，同时采用多种损失函数共同监督，使得特征提取器提取的模态共享特征更具判别力。在度量学习方面，Ye等[3]提出双方向约束的双路径网络完成判别特征的提取，同时实现跨模态的优先级约束和模态内的约束；Zhu等[4]提出一种优化类内跨模态相似度的异质中心损失函数，通过约束两个异质模态之间的类内中心距离，监督网络模型获取跨模态不变信息，进而减少类内交叉模态的变化；Ye等[5]提出一种结合模态共享、模态特异分类器的双流网络协同学习机制，从特征层面和分类器层面解决模态差异问题，同时在多分类器协同学习过程中引入平均标签策略和一致性正则项，确保分类器预测的一致性。在模态转换方面，Wang等[6]提出一种将混合模态和外观差异进行分解的双层差异减少学习策略，通过级联图像级和特征级两种差异减少子网络，同时约束模态差异和外观差异；Ling等[7]提出一种结合像素级模态对齐和特征级度量学习的跨模态网络，平滑模态间差距的同时，加强对跨模态类中心和样本间的约束；Li等[8]提出一种以中间模态作为辅助信息的三模态交叉学习框架，通过轻量级生成器生成中间模态，并借助权值共享的深度特征学习器提取跨模态特征，同时利用模态内约束和跨模态约束实现生成器和特征学习器的优化。上述方法在一定程度上解决了可见光-红外图像的匹配难题，但是有效减

收稿日期：2022-06-29；**录用日期**：2022-06-29；**网络出版时间**：2022-09-06 17:11
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220906.1445.003
*通信作者. E-mail：dbdxwangrong@163.com

引用格式：孙义博，王蓉，张琪，等. 面向可见光-红外图像的跨模态行人再识别方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：2018-2025. SUN Y B，WANG R，ZHANG Q，et al. A cross-modality person re-identification method for visible-infrared images[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：2018-2025 (in Chinese).

小模态间差异、实现更高识别精度的跨模态行人再识别方法是需要继续研究探讨的问题。

本文在 AGW[9] 网络模型的基础上, 提出一种面向可见光-红外图像的跨模态行人再识别方法。该方法通过引入对颜色信息具有低敏感度的中间模态, 来缩小可见光图像与红外图像间的模态差异。首先对可见光图像进行颜色空间转换, 提取只描述图像明暗信息的 V 分量, 降低模型对颜色信息的依赖性; 其次通过轻量级模态生成器对 V 分量图像进行降维和升维, 生成介于可见光和红外图像之间的中间模态, 缓解模态间的差异性; 最后将 3 种模态同时输入到权重共享的特征空间, 学习跨模态信息。

1　AGW 网络模型

AGW 网络模型是在 BagTricks[10] 的基础上进行改进的, 包括特征提取和度量学习两部分, 网络架构如图 1 所示。在特征提取部分, 将 Non-local 注意力机制引入骨干网络 ResNet50[11], 使图像像素点之间相互关联, 并通过可调参数的广义平均池化层, 提取细粒度的判别特征; 在度量学习部分, 采用加权正则化的三元组损失函数和交叉熵损失函数联合监督的方式, 实现对模型的约束。其中, 加权正则化的三元组损失函数用于约束广义平均池化后所得的特征, 交叉熵损失函数用于约束归一化处理之后的行人特征。

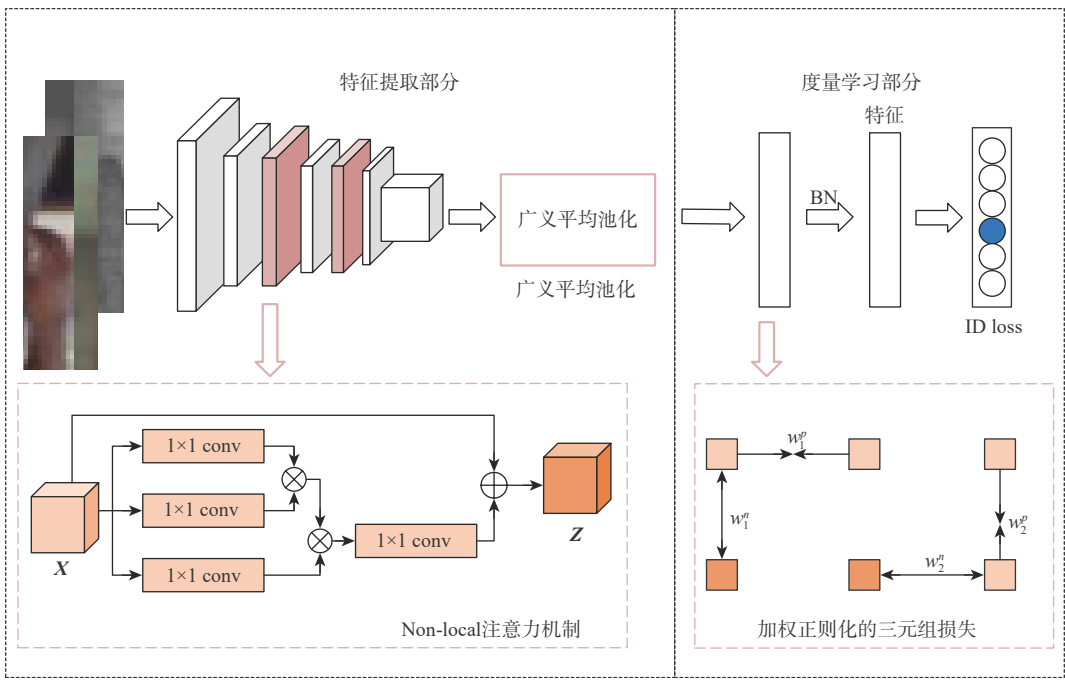


图 1　AGW 网络模型

Fig. 1　AGW network model

1.1　Non-local 注意力机制

Non-local 注意力机制[12] 的本质是将图像中的像素点进行关联, 即某一像素点处的响应值是其他所有像素点的特征权重和。如图 2 所示, 从上往下看, 输入大小为 $\boldsymbol{C}\times\boldsymbol{H}\times\boldsymbol{W}$ 的特征图, 将其展平为 $\boldsymbol{C}\times\boldsymbol{HW}$ 大小, 然后通过 3 个 1×1 卷积层分别进行 $g(\cdot)$、$\theta(\cdot)$、$\varphi(\cdot)$ 的线性映射; 对 $\theta(\cdot)$ 映射后的 $\boldsymbol{C}\times\boldsymbol{HW}$ 矩阵进行转置, 得到 $\boldsymbol{HW}\times\boldsymbol{C}$ 矩阵, 与 $\varphi(\cdot)$ 映射下的 $\boldsymbol{C}\times\boldsymbol{HW}$ 矩阵相乘得到 $\boldsymbol{HW}\times\boldsymbol{HW}$ 相似度矩阵; 将相似度矩阵归一化, 与 $g(\cdot)$ 映射下的 $\boldsymbol{C}\times\boldsymbol{HW}$ 矩阵相乘, 得到 $\boldsymbol{C}\times\boldsymbol{HW}$ 响应, 此时再转换为 $\boldsymbol{C}\times\boldsymbol{H}\times\boldsymbol{W}$ 即是经过 Non-local 加强距离依赖后的特征图; 同时借鉴 ResNet 的恒等映射理念, 对加强距离依赖后的特征图进行 1×1 卷积, 并与原始特征图进行像素点加和。

1.2　广义平均池化

网络模型的训练过程中, 很难确定对提取到的特征到底采用最大池化还是平均池化, 二者任选其一都会使模型丢失部分细粒度的判别特征。而广义平均池化(generalized-mean pooling, GeM)[13] 介于最大池化和平均池化之间, 能够在反向传播过程中动态调整池化超参数 p_k, 不同 p_k 值对应关注不同区域, p_k 值越大, 越关注局部。广义平均池化函数 f_k 计算式为

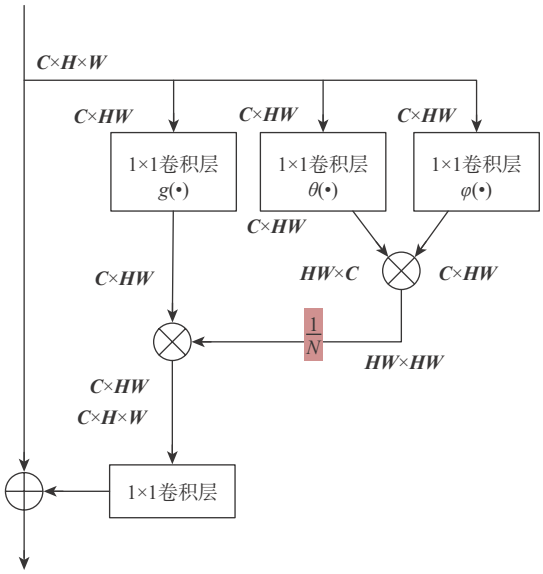


图2 Non-local注意力机制

Fig. 2 Non-local attention mechanism

$$f_k=\left(\frac{1}{|\boldsymbol{\mu}_k|}\sum_{x\in\boldsymbol{\mu}_k}x^{p_k}\right)^{\frac{1}{p_k}}\quad k=1,\cdots,K \tag{1}$$

式中：K为通道数；$\boldsymbol{\mu}_k$为每个通道的特征值。当$p_k\to\infty$时，相当于最大池化；当$p_k=1$时，是常见的平均池化。

1.3 加权正则化的三元组损失

传统的难样本采样三元组损失[14]会设定一个阈值参数，该参数能够反映出模型对输出特征的类间和类内距离之间差值的接受度。但是，参数设置过大，模型难以收敛；设置过小，模型不能输出判别力强的特征。而加权正则化的三元组损失（weighted regularization triplet loss, WRT）[9]既能保持难样本采样三元组损失中对正负样本对之间相对距离的优化，又能避免引入任何额外的参数，这使得它具有更强的灵活和适应性，计算式为

$$\begin{cases}L_{\mathrm{wrt}}(i,j,k)=\ln\left(1+\exp\left(w_i^p d_{ij}^p-w_i^n d_{ik}^n\right)\right)\\ w_i^p=\dfrac{\exp\left(d_{ij}^p\right)}{\sum\limits_{p\in P}\exp\left(d^p\right)}\\ w_i^n=\dfrac{\exp\left(-d_{ik}^n\right)}{\sum\limits_{n\in N}\exp\left(-d^n\right)}\end{cases} \tag{2}$$

式中：$L_{\mathrm{wrt}}(i,j,k)$为加权正则化的三元组损失函数；w_i^p、w_i^n为权重；(i,j,k)为每个训练批次内的难样本采样三元组；P、N分别为正、负样本集；d_{ij}^p为最不相似的正样本对距离；d_{ik}^n为最相似的负样本对距离；d^p、d^n分别为各正、负样本对之间的距离。

2 改进方法

为降低模型对图像颜色信息的敏感度、减小可见光和红外模态间的差异，提出一种改进的跨模态行人再识别方法，如图3所示。改进方法是以AGW网络模型为基础构建的三分支架构，分别是红外图像分支、中间模态分支和可见光图像分支。将可见光图像转换到HSV颜色空间，提取只描述图像明暗信息的V分量，并将其复制扩展为三通道图像，降低对颜色信息的依赖；通过轻量级模态生成器对三通道图像进行降维和升维，生成介于可见光和红外图像的中间模态，缩小模态间的差异；将3种模

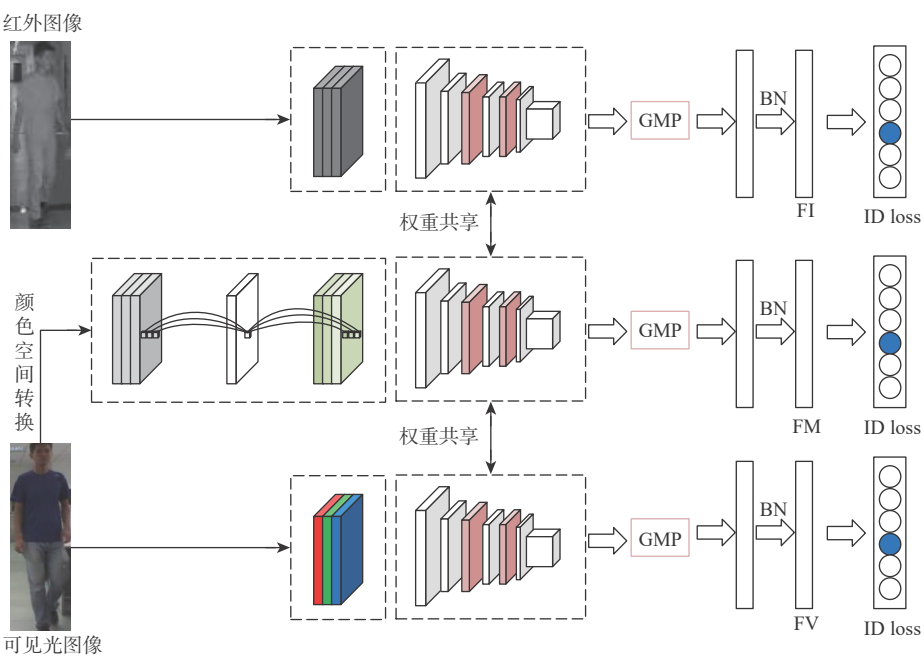


图3 改进后的方法流程图

Fig. 3 Improved method flow chart

态作为输入, 通过权重共享的特征学习器来学习跨模态信息。

2.1　HSV 颜色空间转换

区别于其他颜色空间, HSV 颜色空间[15] 的优势在于它能够将明度、色度和饱和度单独分离出来, 更好地应用于计算机视觉领域中不同场景的任务, 比如运动目标识别、肤色区域分割等。

HSV 颜色空间下的图像示例如图 4 所示, 红外图像由于丢失了颜色信息, 在视觉上与可见光图像本身存在较大差异, 但是与可见光图像的 V 分量更为接近。因此, 可以考虑将可见光图像转换到 HSV 颜色空间后, 提取 V 分量作为中间模态, 进而缩小可见光图像与红外图像之间的差异。

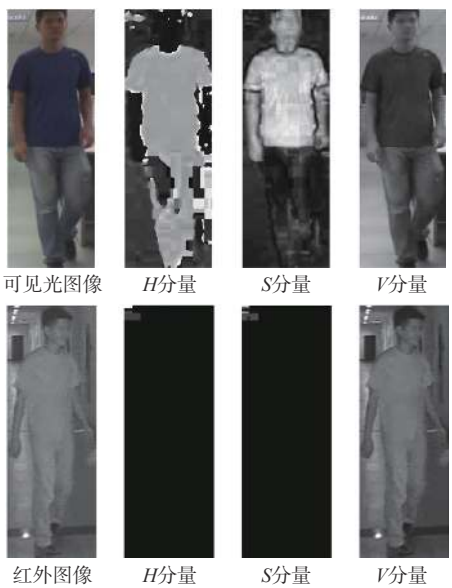


图 4　HSV 颜色空间下的图像示例

Fig. 4　Examples of an images in HSV color space

当前, 绝大多数图像采集设备所采集到的图像都是基于 RGB 颜色空间的, 因此, 若要基于 HSV 颜色空间对图像进行处理, 需要将 RGB 图像转换到 HSV 颜色空间。计算式为

$$\begin{cases} V=\max(R,G,B) \\ S=\begin{cases} \dfrac{V-\min(R,G,B)}{V} & V\neq 0 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \\ H=\begin{cases} \dfrac{60\times(G-B)}{S} & V=R \\ 120+\dfrac{60\times(B-R)}{S} & V=G \\ 240+\dfrac{60\times(R-G)}{S} & V=B \end{cases} \end{cases} \tag{3}$$

式中: H、S、V分别为 HSV 颜色空间中的中色度、饱和度、明度 3 个分量; R、G、B 分别为 RGB 颜色空间中的红、绿、蓝 3 个颜色分量。

2.2　轻量级模态生成器

本文采用的轻量级模态生成器[8] 由两个卷积核大小为 1×1 的卷积层和一个 ReLU 激活层构成。与使用其他辅助结构的方法(如生成对抗网络)相比, 轻量级模态生成器更加高效、容易优化。轻量级模态生成器如图 5 所示, 以可见光图像作为输入, 通过第一个 1×1 卷积层将原始的三通道可见光图像映射为单通道图像, 之后传入 ReLU 激活层, 然后通过另一个 1×1 卷积层将单通道图像映射为三通道的中间模态图像。

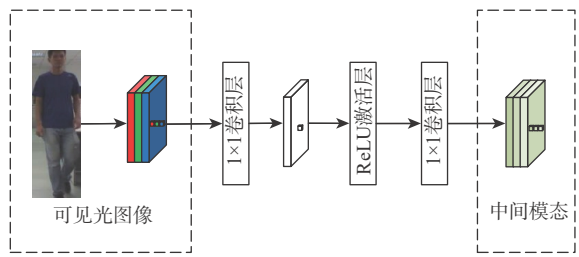


图 5　轻量级模态生成器

Fig. 5　Lightweight modal generator

3　仿真实验与结果分析

3.1　数 据 集

本实验在 SYSU-MM01[1] 和 RegDB[16] 两个跨模态行人再识别数据集上完成, 如表 1 所示。其中, SYSU-MM01 数据集是由中山大学使用 6 个摄像机拍摄采集得到, 包含 491 个行人的 30 071 张可见光图像和 15 792 张红外图像; 训练集包含来自于 395 个不同行人的 11 909 张红外图像和 22 258 张可见光图像。测试集中, 把 96 个行人的 3 803 张红外图像当作待查询对象, 随机挑选的 301 张可见光图像当作查询库。

表 1　数据集

Table 1　Datasets

数据集	行人数量/个	可见光摄像机数量/个	红外/热成像摄像机数量/个	可见光图像数量/张	红外图像数量/张
SYSU-MM01	491	4	2	30 071	15 792
RegDB	412	1	1	4 120	4 120

RegDB 数据集由一个可见光摄像机和一个热成像摄像机所构成的双摄像系统捕获得到。包含 412 个不同行人, 每个行人各有 10 张可见光图像以及 10 张红外图像。训练集包含 206 个行人, 2 060 张可见光图像和 2 060 张红外图像。测试集包含 206 个行人, 2 060 张可见光图像和 2 060 张红外图像。

3.2　评价指标

本文采用检索任务中常用的累计匹配曲线

(cumulative match characteristic, CMC)和均值平均精度 mAP(mean Average Precision)[17], 以及平均反向负惩罚(mean inverse negative penalty, mINP)[9] 作为模型评价指标。其中, Rank-1 为匹配结果中首位命中待查询目标的概率。

3.3 实验设置

实验在 GEFORCE RTX 2 080 Ti GPU 上使用 PyTorch 实现。采用去除平均池化层和全连接层的 ResNet50 作为骨干网络, 并将最后一层卷积步长设置为 1; 训练过程中, 通过随机裁剪、水平翻转操作对图像进行数据增强, 并调整图像大小为 288×144, 总轮数设置为 80, 批次大小设置为 72, 包括 6 个行人的 24 张可见光图像、24 张红外图像和 24 张中间模态图像; 采用 Warmup 预热学习策略, 初始阶段使用较小的学习率, 10 轮之后修改为预设值 0.1, 并在接下来的训练过程中自动衰减; 优化方法采用权重衰减参数为5×10^{-4}、动量因子为 0.9 的随机梯度下降算法。学习率$lr(t)$的计算式为

$$lr(t)=\begin{cases}0.1\times\dfrac{(t+1)}{10} & t<10\\ 0.1 & 10\leqslant t<20\\ 0.01 & 20\leqslant t<50\\ 0.001 & t\geqslant 50\end{cases} \tag{4}$$

式中: t 为训练的轮数。

3.4 实验结果与分析

1) 实验 1。将可见光图像转换到 HSV 颜色空间, 提取描述明暗信息的 V 分量, 并将其复制扩展为三通道图像作为中间模态, 然后与可见光图像和红外图像共同输入至网络; 并对改进后的模型进行性能评估, 如表 2 所示。表 2 中, AGW(paper) 和 AGW 分别是基线方法在原论文实验环境和本文实验环境下的结果, AGW_HSV 是将可见光图像转换到 HSV 颜色空间后的改进方法的实验结果。

表 2 基于 HSV 颜色空间的跨模态行人再识别方法性能比较

Table 2 Performance comparison of crossmodality person re-identification method based on HSV color space %

方法	Rank-1		mAP		mINP	
	SYSU-MM01	RegDB	SYSU-MM01	RegDB	SYSU-MM01	RegDB
AGW(paper)	47.50	70.05	47.65	66.37	35.30	50.19
AGW	51.00	86.90	49.02	81.96	35.42	72.78
AGW_HSV	56.51	87.41	53.98	83.23	39.29	74.13

由表 2 可知, 改进后的方法表现出较为显著的性能提升。在 SYSU-MM01 数据集上, Rank-1、mAP、mINP 的数值分别增加了 5.51%、4.96%、3.87%; 在 RegDB 数据集上, Rank-1、mAP、mINP 的数值分别增加了 0.51%、1.27%、1.35%。

2) 实验 2。将可见光图像直接输入到由两个 1×1卷积层和一个 ReLU 激活层组成的轻量级模态生成器中, 生成三通道的中间模态图像, 与可见光图像和红外图像共同输入至网络模型; 并对改进后的模型进行性能评估, 如表 3 所示。表 3 中, AGW (paper) 和 AGW 分别是基线方法在原论文实验环境和本文实验环境下的结果, AGW_XIN 是将可见光图像直接输入到轻量级模态生成器后的改进方法的实验结果。

表 3 基于轻量级网络的跨模态行人再识别方法性能比较

Table 3 Performance comparison of crossmodality person re-identification method based on lightweight network %

方法	Rank-1		mAP		mINP	
	SYSU-MM01	RegDB	SYSU-MM01	RegDB	SYSU-MM01	RegDB
AGW(paper)	47.50	70.05	47.65	66.37	35.30	50.19
AGW	51.00	86.90	49.02	81.96	35.42	72.78
AGW_XIN	56.81	85.69	54.14	80.68	39.29	70.50

由表 3 可知, 改进后的方法表现出较为显著的性能提升。其中, Rank-1、mAP、mINP 的数值分别增加了 5.81%、5.12%、3.87%; 但是, 在 RegDB 数据集上, Rank-1、mAP、mINP 三个指标值均有所下降, 这与两个数据集本身的差异性有关, 也进一步说明轻量级模态生成器的训练过程需要大规模的样本数量支撑。

3) 实验 3。将可见光图像转换到 HSV 颜色空间, 提取描述明暗信息的 V 分量, 并将其扩展为三通道图像, 然后输入至轻量级模态生成器, 生成中间模态图像, 与可见光图像和红外图像共同输入至网络模型; 在 SYSU-MM01 和 RegDB 数据集上对改进后的模型进行性能评估, 如表 4 所示。表 4 中, AGW(paper) 和 AGW 分别是基线方法在原论文实验环境和本文实验环境下的结果, AGW_HSV_XIN 是将可见光图像转换到 HSV 颜色空间并提取 V 分量后, 再输入到轻量级模态生成器的改进方法的实验结果。

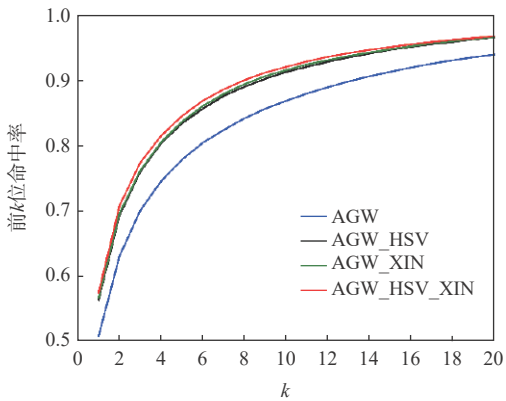
表 4 基于 HSV 颜色空间和轻量级网络的跨模态行人再识别方法性能比较

Table 4 Performance comparison of cross-modality person re-identification method based on HSV color space and lightweight network %

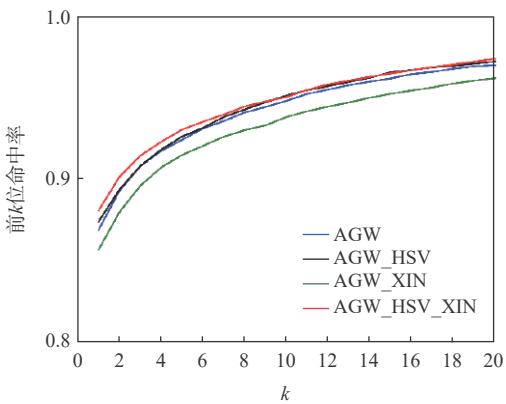
方法	Rank-1		mAP		mINP	
	SYSU-MM01	RegDB	SYSU-MM01	RegDB	SYSU-MM01	RegDB
AGW(paper)	47.50	70.05	47.65	66.37	35.30	50.19
AGW	51.00	86.90	49.02	81.96	35.42	72.78
AGW_HSV_XIN	57.67	88.08	55.49	83.11	41.01	73.20

由表 4 可知, 改进后的方法均表现出较为显著的性能提升。其中, 在 SYSU-MM01 数据集上, Rank-1、mAP、mINP 的数值分别增加了 6.67%、6.47%、5.59%; 在 RegDB 数据集上, Rank-1、mAP、mINP 的数值分别增加了 1.18%、1.15%、0.42%。

对本文实验环境下的基线方法以及改进后的 3 种方法进行定性评价, 如图 6 所示。由图 6 可知, 改进后的 3 种方法在 SYSU-MM01 数据集上的性能相较于基线方法均有显著提升, 证明了改进后方法的有效性; 但由于 RegDB 数据集的样本数量有限, 将可见光图像直接输入至轻量级模态生成器的改进方法没有表现出较好的性能, 而另外两种改进方法的性能相较于基线方法均有提升。



(a) SYSU-MM01数据集



(b) RegDB数据集

图 6　4 种网络的 CMC 曲线

Fig. 6　CMC curves for four networks

改进后的方法与其他跨模态行人再识别方法在 SYSU-MM01 和 RegDB 数据集上的性能比较如表 5 所示。由表 5 可知, 与基线方法进行比较, 改进后方法在识别精度上均有提升; 与其他方法相比, 改进后的方法在识别精度上有着显著的提升, 具有一定的有效性。

表 5　不同模型性能比较

Table 5　Performance comparison of different models

%

方法	Rank-1		mAP		mINP	
	SYSU-MM01	RegDB	SYSU-MM01	RegDB	SYSU-MM01	RegDB
Zero-Pad[1]	14.8	17.75	15.95	18.90		
HCML[18]	14.32	24.44	16.16	20.08		
eBDTR[19]	27.82	34.62	28.42	33.46		
HSME[20]	20.68	50.85	23.12	47.00		
D^2RL[6]	28.9	43.4	29.2	44.1		
MAC[5]	33.26	36.43	36.22	37.03		
MSR[21]	37.35	48.43	38.11	48.67		
AlignG[22]	42.4	57.9	40.7	53.6		
AGW(paper)[9]	47.50	70.05	47.65	66.37	35.30	50.19
AGW	51.00	86.90	49.02	81.96	35.42	72.78
AGW_HSV	56.51	87.41	53.98	83.23	39.29	74.13
AGW_XIN	56.81	85.69	54.14	80.68	39.29	70.50
AGW_HSV_XIN	57.67	88.08	55.49	83.11	41.01	73.20

4　结　论

本文提出了一种面向可见光-红外图像的跨模态行人再识别方法。在 AGW 网络模型的基础上进行改进, 引入介于可见光图像和红外图像之间的中间模态, 来缩小模态间差异。首先, 将可见光图像转换到 HSV 颜色空间, 提取只描述图像明暗信息的 V 分量, 并将其扩展为三通道图像; 然后, 输入到由两个 1×1 卷积层和一个 ReLU 激活层组成的轻量级模态生成器, 用于生成中间模态; 最后, 将 3 种模态同时输入到权重共享的特征空间学习跨模态信息。在 SYSU-MM01 和 RegDB 数据集上进行评估的实验结果表明, 改进后方法能够有效降低模型对图像颜色信息的敏感度, 缩小可见光图像和红外图像之间的模态差异, 实现更高的识别精度。

参考文献（References）

[1] WU A C, ZHENG W S, YU H X, et al. RGB-infrared cross-modality person re-identification[C]// 2017 IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Piscataway: IEEE Press, 2017: 5390-5399.

[2] DAI P Y, JI R, WANG H B, et al. Cross-modality person re-identification with generative adversarial training [C]// Proceedings of the Twenty-Seventh International Joint Conference on Artificial Intelligence. Stockholm: IJCAI, 2018: 677-683.

[3] YE M, WANG Z, LAN X, et al. Visible thermal person re-identification via dual-constrained top-ranking [C] // Proceedings of the Twenty-Seventh International Joint Conference on Artificial Intelligence. Stockholm: IJCAI, 2018: 1092-1099.

[4] ZHU Y X, YANG Z, WANG L, et al. Hetero-center loss for cross-

modality person re-identification[J]. Neurocomputing, 2020, 386: 97-109.

[5] YE M, LAN X Y, LENG Q M. Modality-aware collaborative learning for visible thermal person re-identification[C]// Proceedings of the 27th ACM International Conference on Multimedia. New York: ACM, 2019: 347-355.

[6] WANG Z X, WANG Z, ZHENG Y Q, et al. Learning to reduce dual-level discrepancy for infrared-visible person re-identification[C]// 2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2019: 618-626.

[7] LING Y G, ZHONG Z, LUO Z M, et al. Class-aware modality mix and center-guided metric learning for visible-thermal person re-identification[C]// Proceedings of the 28th ACM International Conference on Multimedia. New York: ACM, 2020: 889-897.

[8] LI D G, WEI X, HONG X P, et al. Infrared-visible cross-modal person re-identification with an X modality[J]. Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2020, 34(4): 4610-4617.

[9] YE M, SHEN J B, LIN G J, et al. Deep learning for person re-identification: a survey and outlook[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2022, 44(6): 2872-2893.

[10] LUO H, GU Y Z, LIAO X Y, et al. Bag of tricks and a strong baseline for deep person re-identification[C]// 2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops (CVPRW). Piscataway: IEEE Press, 2019: 1487-1495.

[11] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for image recognition[C]// 2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.

[12] WANG X L, GIRSHICK R, GUPTA A, et al. Non-local neural networks[C]// 2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7794-7803.

[13] RADENOVIC F, TOLIAS G, CHUM O. Fine-tuning CNN image retrieval with No human annotation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2019, 41(7): 1655-1668.

[14] HERMANS A, BEYER L, LEIBE B. In defense of the triplet loss for person re-identification [EB/OL]. (2017-03-22)[2022-06-29]. http://arxiv.org/abs/1703.07737.

[15] 赵红雨, 吴乐华, 史燕军, 等. 基于 HSV 颜色空间的运动目标检测方法[J]. 现代电子技术, 2013, 36(12): 45-48.
ZHAO H Y, WU L H, SHI Y J, et al. Moving target detection method based on HSV color space[J]. Modern Electronics Technique, 2013, 36(12): 45-48 (in Chinese).

[16] NGUYEN D T, HONG H G, KIM K W, et al. Person recognition system based on a combination of body images from visible light and thermal cameras[J]. Sensors, 2017, 17(3): 605.

[17] CHEN Y C, ZHENG W S, LAI J H, et al. An asymmetric distance model for cross-view feature mapping in person reidentification[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2017, 27(8): 1661-1675.

[18] YE M, LAN X Y, LI J W, et al. Hierarchical discriminative learning for visible thermal person re-identification[C]//Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI Press, 2018.

[19] YE M, LAN X Y, WANG Z, et al. Bi-directional center-constrained top-ranking for visible thermal person re-identification[J]. IEEE Transactions on Information Forensics and Security, 2019, 15: 407-419.

[20] HAO Y, WANG N N, LI J, et al. HSME: hypersphere manifold embedding for visible thermal person re-identification[J]. Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2019, 33(1): 8385-8392.

[21] FENG Z X, LAI J H, XIE X H. Learning modality-specific representations for visible-infrared person re-identification[J]. IEEE Transactions on Image Processing: a Publication of the IEEE Signal Processing Society, 2019: 3623-3632.

[22] WANG G A, ZHANG T Z, CHENG J, et al. RGB-infrared cross-modality person re-identification via joint pixel and feature alignment[C]// 2019 IEEE/CVF International Conference on Computer Vision (ICCV). Piscataway: IEEE Press, 2019: 3622-3631.

A cross-modality person re-identification method for visible-infrared images

SUN Yibo，WANG Rong*，ZHANG Qi，LIN Ronghui

(School of Information and Cyber Security，People's Public Security University of China，Beijing 100038，China)

Abstract：We propose a cross-modality person re-identification strategy for visible-infrared images, which aims to lower the sensitivity of the model to image color information and narrow the difference between visible and infrared modalities. First, the visible image is transformed into HSV color space, and the *V* component, which only describes the light and dark information of the image, is extracted to reduce the dependence of the model on color information. Second, to lessen the disparity between the modalities, a lightweight network downscales and upscales the *V* component image to provide an intermediate modality between visible and infrared images. Finally, evaluated on the SYSU-MM01 and RegDB datasets, The values of Rank-1 is improved by 6.67% and 1.18%, the values of mAP is improved by 6.47% and 1.15%, and mINP is improved by 5.59% and 0.42%, respectively.

Keywords：visible-infrared images；cross-modality；HSV color space；lightweight network；person re-identification

Received：2022-06-29；**Accepted**：2022-06-29；**Published Online**：2022-09-06 17：11

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220906.1445.003

* **Corresponding author**. E-mail：dbdxwangrong@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0567

基于精化预积分的GNSS/IMU/视觉多源融合定位方法

贾晓雪，赵冬青*，肖国锐，杨显赐，杨朝永，赖路广

(信息工程大学 地理空间信息学院，郑州 450001)

摘 要：针对传统预积分算法固定地球重力值和忽略地球自转的问题，提出一种考虑地球自转和重力变化的惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU)预积分算法。参照高精度捷联惯性导航解算的动力学模型，在IMU预积分动力学模型的姿态更新中引入地球自转角速率，速度和位置更新中引入由地球自转引起的科里奥利加速度，同时将由载体位置引起的地球重力变化及时反馈至预积分算法中，详细推导了引入地球自转和重力变化后预积分算法的具体过程，实现对传统预积分模型的精化。并将精化的预积分算法应用于基于紧耦合全球导航卫星系统(global navigation satellite system, GNSS)/IMU/视觉多源融合系统中，实测实验结果表明：利用精化的预积分模型可使系统预积分的模型误差有效减小，显著提升多源融合系统整体的定位定姿精度，其中系统定位精度提升32.41%，航向角精度提升4.23%。

关 键 词：IMU预积分；地球自转；重力变化；图优化；多源融合定位

中图分类号：V249.32; TP242

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-2026-07

随着自动驾驶技术的兴起，城市复杂环境下高精度定位的需求不断增长。受IMU误差的影响，组合导航系统无法在GNSS信号中断期间提供长时高精度定位信息，而视觉具有自主无源和局部精度高优点，因此可以将GNSS/IMU/视觉进行有效融合在城市复杂环境下获取高精度、高可靠性且连续的导航定位信息[1-3]。

虽然已有文献中大部分系统以卡尔曼滤波为框架，但对于含有视觉的多源融合系统，图优化具有多次线性化的优势，可以获得更高精度的位姿信息[4]。文献[5-6]利用图优化将视觉惯性里程计(visual inertial odometry, VIO)的局部位姿与GNSS全局位置进行融合，实现载体高精度、高效率的位姿估计。文献[7]提出采用IMU预积分模型构建GNSS位置残差函数，以获取精确且全局一致的位姿。文献[8]在多源融合系统的位姿估计中设置多余参数以提升系统在GNSS间歇退化环境的精度和鲁棒性。为了充分利用所有量测信息，文献[9]提出将伪距与多普勒频移引入视觉惯性里程计，但系统在GNSS量测值不足时丢弃所有GNSS观测量。文献[10]以单目视觉惯性导航系统(visual inertial navigation system, VINS)[11]为基础，引入GNSS原始量测值，构建了真正意义上的紧耦合GNSS/IMU/视觉多源融合系统GVINS。

在多源融合系统优化过程中，需要利用预积分对IMU量测值进行处理以解决采样频率不一致和重复积分的问题[12-13]。文献[14]提出了欧式空间的预积分理论，将关键帧间IMU量测值组合成为不依赖初始状态的相对运动约束；随后，文献[15]从李代数的角度提出了基于流形面的预积分方法，避免了旋转表示中奇点的问题，但这种预积分理论主要针对VIO中常用的低成本IMU，忽略了地球自转

收稿日期：2022-06-30；**录用日期**：2022-09-18；**网络出版时间**：2022-09-30 00:00
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220927.1007.001.html
基金项目：国家自然科学基金(41774037,41904039,42274045)
* **通信作者**. E-mail：dongqing.zhao@hotmail.com

引用格式：贾晓雪，赵冬青，肖国锐，等. 基于精化预积分的GNSS/IMU/视觉多源融合定位方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：2026-2032. JIA X X，ZHAO D Q，XIAO G R，et al. A GNSS/IMU/vision multi-source fusion localization method based on refined pre-integration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：2026-2032 (in Chinese).

和地球重力的变化, 若将其应用于含有高精度 GNSS/IMU/视觉的多源融合系统中将会带来较大的模型误差。文献 [16] 提出在预积分模型中引入由地球自转引起的离心力和科里奥利加速度, 但并没有进行实验论证。文献 [17] 参照高精度捷联惯性导航构建了包含地球自转的预积分模型, 实验证明改进后的预积分算法能使基于图优化的组合导航与滤波法具有相同的精度。文献 [18] 在 VIO 的预积分模型中引入地球自转和重力变化, 并在基于优化的松组合多源融合系统上进行性能评估, 结果表明改进的预积分算法能较好地应对重力变化和地球自转。但上述方法均未将引入地球自转和重力变化的 IMU 预积分模型应用于基于优化的紧耦合 GNSS/IMU/视觉多源融合系统。

因此, 本文以 GVINS 算法为基础, 提出了一种基于精化预积分的 GNSS/IMU/视觉多源融合定位方法。首先对 GVINS 系统框架进行简单介绍; 然后从 IMU 动力学方程出发, 详细推导了引入地球自转和重力变化后 IMU 预积分算法的具体细节; 最后通过实测数据验证改进的预积分算法对 GNSS/IMU/视觉多源融合系统整体定位定姿的影响。

1　系统框架

本文 GNSS/IMU/视觉多源融合系统以 GVINS 为基础, 系统整体框架如图 1 所示。系统首先对 GNSS、视觉和惯性原始数据进行预处理; 然后通过 GNSS 视觉惯性初始化实现 3 个传感器坐标系的统一; 最终将预处理后的信息构建为误差方程, 利用图优化实现系统的状态估计。本文提出的 IMU 精化预积分算法利用初始化得到的 VIO 世界系与系统导航系的航向角和定位点坐标将导航系下的地球自转和重力引入 IMU 预积分, 减小模型误差。此外, 航向角和定位点坐标会被不断优化, 实时地将其反馈至 IMU 预积分能够避免引入新的模型误差, 提高系统位姿估计精度。

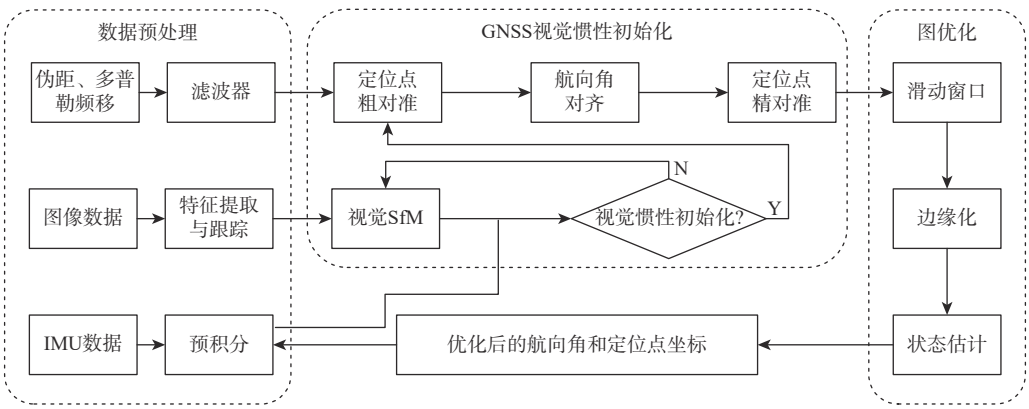


图 1　算法框架

Fig. 1　Algorithm frame

2　IMU 精化预积分

随着微机电(micro electro mechanical system, MEMS)技术的发展, MEMS IMU 的精度得到显著提升, 高性能的 MEMS IMU 已经能够在一定程度上感知到地球自转, 且广泛应用于 GNSS/IMU/视觉融合系统中。若在多源融合定位系统中继续采用适用于 VIO 中低成本 MEMS IMU 的预积分算法将会带来厘米级甚至分米级的模型误差。因此, 本文参照高精度捷联惯导解算的数学模型对传统预积分算法进行精化, 在姿态约束中引入地球自转角速率, 同时考虑到载体所处位置, 在速度与位置约束中引入地球重力变化和由地球自转引起的科里奥利加速度。

2.1　理论基础

地球自转角速率是指地心地固坐标系相对于惯性坐标系的角运动。将地球自转引入 IMU 预积分算法的前提是将其由地心地固坐标系转至 VIO 世界坐标系, 这个过程需要借助当地地理系(东-北-天坐标系)。

地心地固系与地理系的关系可由载体的地理坐标(经度λ, 纬度φ, 高度h)表示, 若设定位点的地理坐标为$\boldsymbol{P}^{\mathrm{e}}=\begin{bmatrix}\lambda & \varphi & h\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$, 则以该定位点为原点的当地地理系与地心地固系的转换矩阵$\boldsymbol{R}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{e}}$为

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{e}}=\begin{bmatrix}-\sin\lambda & -\sin\varphi\cos\lambda & \cos\varphi\cos\lambda\\ \cos\lambda & -\sin\varphi\sin\lambda & \cos\varphi\sin\lambda\\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi\end{bmatrix}\tag{1}$$

VIO 世界系与地理系的z轴均与重力方向对齐, 即两者之间只存在一个固定的偏航角ϕ, 两个坐标系之间的转换矩阵$\boldsymbol{R}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{n}}$可表示为

$$\boldsymbol{R}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{n}}=\begin{bmatrix}\cos\phi & -\sin\phi & 0\\ \sin\phi & \cos\phi & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\tag{2}$$

则地球自转角速率在 VIO 世界系中可表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}=(\boldsymbol{R}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{e}}\boldsymbol{R}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{n}})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{e}}\\ \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{e}}=\begin{bmatrix}0&0&\omega_{\mathrm{ie}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\end{cases}\tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{R}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{e}}$为导航系与地心地固系的转换矩阵；$\boldsymbol{R}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{n}}$为导航系到世界系的旋转矩阵；$\omega_{\mathrm{ie}}$、$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{e}}$、$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}$分别为地球自转角速率、地球自转角速率在地心地固系下的向量、地球自转角速率在世界系下的向量，其中$\omega_{\mathrm{ie}}=7.292\times10^{-5}\ \mathrm{rad/s}\approx15\ (°)/\mathrm{h}$。若陀螺仪零偏不稳定性小于$\omega_{\mathrm{ie}}$，说明该陀螺仪能够在一定程度上感知地球自转，应在IMU预积分中考虑地球自转。

重力是地球万有引力和离心力共同作用的结果，不同位置的重力通常与其所处的纬度和高度有关，重力在地理系可表示为

$$\boldsymbol{g}^{\mathrm{n}}=\begin{bmatrix}0&0&g(\varphi,h)\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{g}^{\mathrm{n}}$为地球重力在导航系下的向量；$g(\varphi,h)$为不同位置的重力，可由正常重力模型[19]计算得到

$$\begin{aligned}g(\varphi,h)&=g(\varphi)+0.072\times10^{-12}h^2-\\&\quad\left(3.087\,7-0.004\,4\sin^2\varphi\right)\times10^{-6}h\\g(\varphi)&=9.780\,325\,3\times\\&\quad\left(1+0.005\,302\,2\sin^2\varphi-0.000\,005\,8\sin^2 2\varphi\right)\end{aligned}\tag{5}$$

2.2 动力学模型

IMU通常包括三轴加速度计和陀螺仪，能够测量载体相对于惯性系的角速度$\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}$和比力$\tilde{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{b}}$。本文假设IMU已经离线校准，即测量值噪声仅包含被建模为白噪声的随机输出噪声和被建模为一阶马尔可夫的偏差。

$$\begin{aligned}\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}&=\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}+\boldsymbol{b}^{\mathrm{gyro}}+\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{gyro}}\\\tilde{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{b}}&=\boldsymbol{f}^{\mathrm{b}}+\boldsymbol{b}^{\mathrm{acc}}+\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{acc}}\end{aligned}\tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}$,$\boldsymbol{f}^{\mathrm{b}}$分别为载体相对于惯性系的真实角速度和比力；$\boldsymbol{b}^{\mathrm{gyro}}$, $\boldsymbol{b}^{\mathrm{acc}}$分别为陀螺仪和加速度计的偏差；$\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{gyro}}$, $\boldsymbol{\eta}^{\mathrm{acc}}$分别为陀螺仪和加速度计的测量噪声。

加速度计和陀螺仪测量的是载体相对于惯性系的加速度和角速度，因此测量值中不仅包括测量噪声和零偏，还包含地球重力和地球自转。为了获得载体自身运动的加速度和角速度，需要从IMU测量值中去除重力和地球自转的影响。同时，参照高精度捷联惯性导航的动力学模型可得

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{p}}_{\mathrm{wb}}^{\mathrm{w}}=\boldsymbol{v}_{\mathrm{wb}}^{\mathrm{w}}\\\dot{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{wb}}^{\mathrm{w}}=\boldsymbol{R}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}}\boldsymbol{f}^{\mathrm{b}}+\boldsymbol{g}^{\mathrm{w}}-2\left[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}\times\right]\boldsymbol{v}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}}\\\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}}=\frac{1}{2}\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}}\otimes\begin{bmatrix}0\\\boldsymbol{\omega}\end{bmatrix}\\\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}-\boldsymbol{R}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}\end{cases}\tag{7}$$

式中：$\dot{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{wb}}^{\mathrm{w}}$,$\boldsymbol{\omega}$分别为载体相对于世界系运动的加速度和角速度；$\boldsymbol{R}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}}$,$\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}}$分别为载体系到世界系的旋转矩阵和四元数，代表载体在世界系的姿态；$\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}}^{\mathrm{w}}$,$\boldsymbol{v}_{\mathrm{wb}}^{\mathrm{w}}$分别为载体相对于世界系运动的位置和速度；$-2\left[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}\times\right]\boldsymbol{v}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{w}}$为由地球自转引起的科里奥利加速度；$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}$,$\boldsymbol{g}^{\mathrm{w}}$分别为地球自转角速率和地球重力在世界系的分量，其中$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}$可通过式(3)求得，$\boldsymbol{g}^{\mathrm{w}}$计算式为

$$\boldsymbol{g}^{\mathrm{w}}=\boldsymbol{R}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{w}}\boldsymbol{g}^{\mathrm{n}}\tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{R}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{w}}$为导航系到世界系的转换矩阵，$\boldsymbol{R}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{w}}=(\boldsymbol{R}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{n}})^{\mathrm{T}}$。

2.3 预积分量

为解决基于非线性优化系统中IMU与其他传感器采样频率不一致问题，通常将IMU量测值转换为与初始状态无关的相对运动增量，从而减少重复计算。若设k时刻IMU预积分量为$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k}$,$\boldsymbol{\beta}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k}$,$\boldsymbol{\gamma}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k}$，则经过一个IMU采样间隔$\mathrm{d}t$后，$k+1$时刻IMU的预积分量为

$$\begin{cases}\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k+1}=\iint_{t\in[k,k+1]}(\boldsymbol{\gamma}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k}\boldsymbol{a}^t)\mathrm{d}t^2=\\\qquad\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k}+\boldsymbol{\beta}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k}\mathrm{d}t+\frac{1}{2}\bar{\boldsymbol{a}}\mathrm{d}t^2\\\boldsymbol{\beta}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k+1}=\int_{t\in[k,k+1]}\left(\boldsymbol{\gamma}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k}\boldsymbol{a}^t\right)\mathrm{d}t=\boldsymbol{\beta}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k}+\bar{\boldsymbol{a}}\mathrm{d}t\\\boldsymbol{\gamma}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k+1}=\int_{t\in[k,k+1]}\boldsymbol{\gamma}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k}\otimes\begin{bmatrix}1\\\frac{1}{2}\boldsymbol{\omega}^t\end{bmatrix}\mathrm{d}t=\\\qquad\boldsymbol{\gamma}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}k}\otimes\begin{bmatrix}1\\\frac{1}{2}\bar{\boldsymbol{\omega}}\mathrm{d}t\end{bmatrix}\end{cases}\tag{9}$$

本文采用中值积分对IMU预积分量进行离散数值积分，其中$\bar{\boldsymbol{a}},\bar{\boldsymbol{\omega}}$分别为$k,k+1$时刻载体相对于惯性系加速度和角速度的平均值，由式(10)计算可得。

$$\begin{cases}\bar{\boldsymbol{a}}=\frac{1}{2}\left(\boldsymbol{R}_{\mathrm{bk}}^{\mathrm{bm}}\left(\boldsymbol{a}^k-\boldsymbol{b}_k^{\mathrm{acc}}\right)+\boldsymbol{R}_{\mathrm{bk+1}}^{\mathrm{bm}}\left(\boldsymbol{a}^k-\boldsymbol{b}k^{\mathrm{acc}}\right)\right)\\\bar{\boldsymbol{\omega}}=\frac{1}{2}\left((\boldsymbol{\omega}^k+\boldsymbol{\omega}^k)-\boldsymbol{b}_k^{\mathrm{gyro}}-\boldsymbol{R}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{bk}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}\right)\end{cases}\tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{a}^k,\boldsymbol{a}^{k+1},\boldsymbol{\omega}^k,\boldsymbol{\omega}^{k+1}$分别为$k,k+1$时刻加速度计和陀螺仪的测量值；$\boldsymbol{b}_k^{\mathrm{acc}},\boldsymbol{b}_k^{\mathrm{gyro}}$分别为$k$时刻加速度计和陀螺仪的零偏；$\boldsymbol{R}_{\mathrm{bk}}^{\mathrm{bm}},\boldsymbol{R}_{\mathrm{bk+1}}^{\mathrm{bm}}$分别为$k,k+1$时刻载体相对于$m$时刻载体系的姿态；$\boldsymbol{R}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{bk}}$为世界系相对于$k$时刻载体系的方向余弦阵。

2.4 预积分残差函数

本文GNSS/IMU/视觉多源融合系统以相机运动状态作为待估参数，因此需要对两帧图像之间的IMU量测值进行预积分，同时利用IMU预积分量构成残差函数对相邻时刻相机的运动状态进行约束。

$$\begin{cases}\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}j}^{\mathrm{w}}=\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}m}^{\mathrm{w}}+\boldsymbol{v}_{\mathrm{wb}m}^{w}\Delta t+\frac{1}{2}\boldsymbol{g}^{\mathrm{w}}\Delta t^2-\\\qquad2\left[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}\times\right]\sum_{k=1}^{N}(\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}k}^{\mathrm{w}}-\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}m}^{\mathrm{w}})\delta t)+\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}m}^{\mathrm{w}}\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}j}\\\boldsymbol{v}_{\mathrm{wb}j}^{\mathrm{w}}=\boldsymbol{v}_{\mathrm{wb}m}^{\mathrm{w}}+\boldsymbol{g}^{\mathrm{w}}\Delta t+\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}m}^{\mathrm{w}}\boldsymbol{\beta}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}j}-2\left[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}\times\right](\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}k}^{\mathrm{w}}-\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}m}^{\mathrm{w}})\\\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}j}^{\mathrm{w}}=\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}m}^{\mathrm{w}}\otimes\boldsymbol{\gamma}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}j}\\\boldsymbol{b}_j^{\mathrm{acc}}=\boldsymbol{b}_m^{\mathrm{acc}}\\\boldsymbol{b}_j^{\mathrm{gyro}}=\boldsymbol{b}_m^{\mathrm{gyro}}\end{cases}\tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}j},\boldsymbol{\beta}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}j},\boldsymbol{\gamma}_{\mathrm{b}m,\mathrm{b}j}$为图像$m,j$之间IMU预积分

量; Δt为相机的采样间隔; $N=\Delta t/\delta t$指相机采样间隔内 IMU 量测值个数; $\boldsymbol{b}_m^{\mathrm{acc}},\boldsymbol{b}_j^{\mathrm{acc}}$分别为$m,j$时刻加速度计的零偏; $\boldsymbol{b}_m^{\mathrm{gyro}},\boldsymbol{b}_j^{\mathrm{gyro}}$分别为$m,j$时刻陀螺仪的零偏; 本文粗略的认为相机采样间隔内加速度计和陀螺仪的零偏为定值。

整理式(11), 以 IMU 预积分量为观测值, 对相邻两图像时刻之间的状态量进行约束, 构建 IMU 预积分的残差函数为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{r}_{\mathrm{p}}\\ \boldsymbol{r}_{\mathrm{q}}\\ \boldsymbol{r}_{\mathrm{v}}\\ \boldsymbol{r}_{\mathrm{ba}}\\ \boldsymbol{r}_{\mathrm{bg}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}(\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}i}^{\mathrm{w}})^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}j}^{\mathrm{w}}-\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}i}^{\mathrm{w}}-\boldsymbol{v}_{\mathrm{wb}i}^{\mathrm{w}}\Delta t-\frac{1}{2}\boldsymbol{g}^{\mathrm{w}}\Delta t^2+2\left[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}\times\right]\sum_{k=1}^{N}(\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}k}^{\mathrm{w}}-\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}i}^{\mathrm{w}})\Delta t_k)-\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{bm,b}j}\\ 2\left[\boldsymbol{\gamma}_{\mathrm{b}_j\mathrm{b}_m}\otimes(\boldsymbol{q}_{\mathrm{wb}m}\otimes\boldsymbol{q}_{\mathrm{wb}j})\right]_{xyz}\\ (\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}m}^{\mathrm{w}})^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{v}_{\mathrm{wb}j}^{\mathrm{w}}-\boldsymbol{v}_{\mathrm{wb}m}^{\mathrm{w}}-\boldsymbol{g}^{\mathrm{w}}\Delta t+2\left[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{w}}\times\right](\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}k}^{\mathrm{w}}-\boldsymbol{p}_{\mathrm{wb}m}^{\mathrm{w}})-\boldsymbol{\beta}_{\mathrm{bm,b}j}\\ \boldsymbol{b}_j^{\mathrm{acc}}-\boldsymbol{b}_m^{\mathrm{acc}}\\ \boldsymbol{b}_j^{\mathrm{gyro}}-\boldsymbol{b}_m^{\mathrm{gyro}}\end{bmatrix}\tag{12}$$

式中: $\boldsymbol{r}_{\mathrm{p}}$、$\boldsymbol{r}_{\mathrm{q}}$、$\boldsymbol{r}_{\mathrm{v}}$、$\boldsymbol{r}_{\mathrm{ba}}$、$\boldsymbol{r}_{\mathrm{bg}}$分别为位置残差、姿态残差、速度残差、加速度计偏差的残差、陀螺仪偏差的残差。

3　实验与分析

为验证 IMU 精化预积分算法的可行性和有效性, 利用多源传感器平台在学校开阔区域采集的数据进行实验分析。实验平台由战术级惯性测量元件、多频多模 GNSS 和 RGB 工业相机组成, 同时配备微秒级时间同步板卡, 其中惯性测量元件的具体参数如表 1 所示, 实验平台如图 2 所示。在实验中, 利用 IE 提供的厘米级 GNSS/IMU 松组合结果作为参考轨迹, 如图 3 所示。

表 1　IMU 误差设置

Table 1　IMU error setting

陀螺仪零偏误差/((°)·hr^{-1})	加速度计零偏误差/(m·(s·hr$^{\frac{1}{2}}$)$^{-1}$)	陀螺仪随机噪声/((°)·hr^{-1})	加速度计随机噪声/(m·(s·hr$^{\frac{1}{2}}$)$^{-1}$)
3	0.02	0.15	0.02



图 2　实验平台

Fig. 2　Experimental platform

3.1　残差分析

预积分残差是指 IMU 量测值预积分得到的相对位姿与估计位姿间的差值, 在量测值相同的情况下, 可以利用残差信息考察预积分模型合理性。

本文记录了 IMU 预积分最后一次优化的残差值, 并对传统预积分、引入重力变化、引入地球自转以及引入重力变化和地球自转 4 种情况预积分残差的均方根误差(root mean square error, RMSE)进行了对比, 如表 2 所示, 可以看出引入重力变化和地球自转的预积分模型对应的残差明显减小。这说明对于高精度 IMU 来说, 传统预积分模型存在较大的模型误差, 重力变化和地球自转都是不可忽略的重要因素, 因此在传统预积分模型中引入重力变化或地球自转预积分残差均方根都会减小。

3.2　定位结果分析

为验证精化预积分模型有效性, 本文利用实测数据对不同情况下 GNSS/IMU/视觉多源融合系统

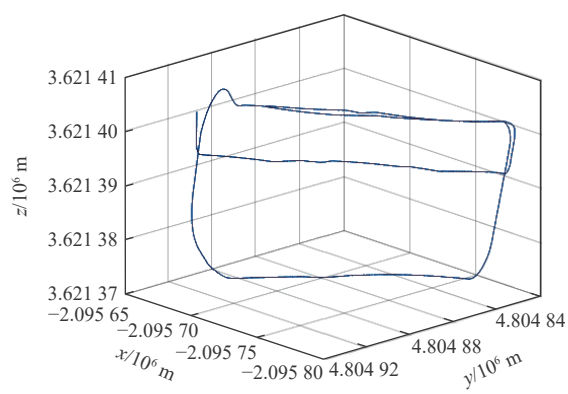


图 3　实验轨迹图

Fig. 3　Experimental trajectory diagram

表 2　预积分残差的均方根

Table 2　The root-mean-square of pre-integration residual

不同情况	位置RMSE/m			姿态RMSE/(°)		
	x	y	z	x	y	z
传统预积分	0.011 5	0.006 8	0.012 0	0.048 5	0.001 8	0.023 7
引入重力变化	0.005 9	0.006 2	0.009 4	0.028 1	0.015 2	0.021 8
引入地球自转	0.006 6	0.007 7	0.009 8	0.028 3	0.016 4	0.022 2
引入地球自转和重力变化	0.004 8	0.004 0	0.007 5	0.025 6	0.015 0	0.020 6

的定位性能进行评估。由于系统的定位结果具有一定的波动性，本文选用的数据均为5次测评中均方根误差最接近均值的一组。

首先，在多源融合定位系统的预积分中引入重力变化，计算系统的定位误差，得到传统多源融合系统定位误差与引入重力变化后系统定位误差对比图，如图4所示。图中蓝色长实线为传统预积分算法对应的系统定位误差，红色虚线为预积分中引入重力变化后系统的定位误差，可以看出引入重力变化后系统定位精度有所提升，其中y方向定位误差减小的尤为明显，这是因为地球重力在地心地固系各方向的分量$\boldsymbol{g}^{\mathrm{e}}$可表示为$\boldsymbol{g}^{\mathrm{e}}=(0,g(\varphi,h)\cos\varphi,g(\varphi,h)\sin\varphi)^{\mathrm{T}}$，即地球重力仅对$y$、$z$方向定位有影响，由于实测数据是在北纬34.46°的河南省郑州市采集的，因此引入重力变化后，系统y方向定位精度会有明显的提升，z方向定位精度也会有较小的提升，而x方向几乎没有变化。

然后，在多源融合系统的预积分中引入地球自转，得到引入地球自转前后系统定位误差和航向角误差的对比图，如图5所示。地球自转对加速度计量测值没有直接影响，但由地球自转引起的科里奥利加速度在地心地固系各方向的分量可表示为$\left(-\omega_{\mathrm{ie}}v_y^{\mathrm{e}},\omega_{\mathrm{ie}}v_x^{\mathrm{e}},0\right)^{\mathrm{T}}$，因此引入地球自转后系统定位误差在$x$、$y$方向会有明显变化，且与载体运动的速度相关。但从图5中可以看出，地球自转对系统定位精度的影响并不完全遵从科里奥利效应，即只在x、y方向具有影响，这是因为引入地球自转可以从

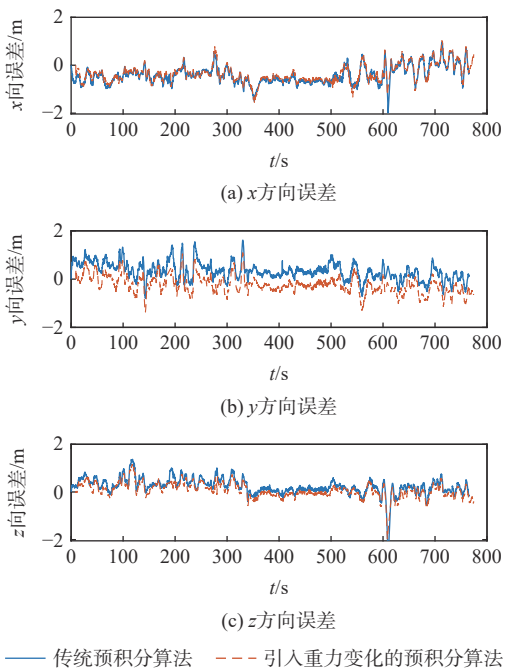


图4 引入重力变化后系统定位误差对比图

Fig. 4 The comparison of system positioning error after the introduction of the gravity variation

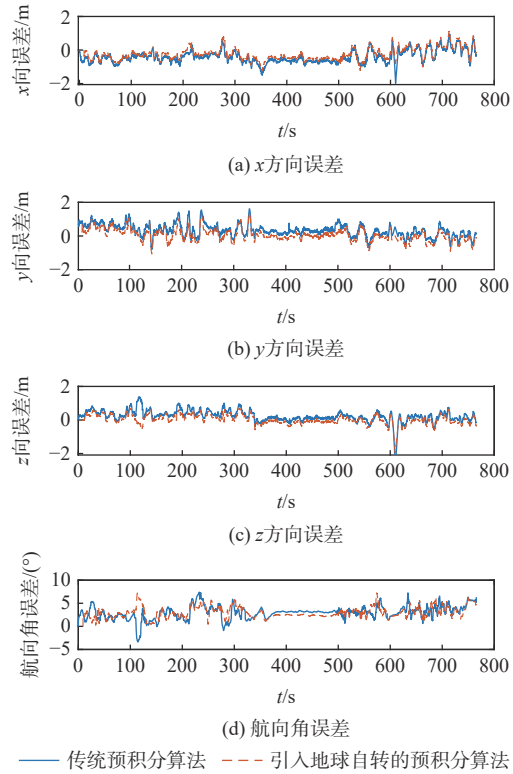


图5 引入地球自转后系统定位与航向角误差对比图

Fig. 5 The comparison of positioning and heading angle error after the introduction of the earth rotation

陀螺仪量测值中获取载体更真实的旋转变化，使载体姿态估计更为准确，这在图5中航向角误差可以得到验证。

表3为GNSS/IMU/视觉多源融合定位系统利用不同设置预积分算法定位误差和航向角误差的均方根，本文的数据是5次测评误差均方根的平均值。

表3 系统定位误差和航向角误差的均方根

Table 3 The root-mean-square of positioning and heading angle error

不同情况	位置RMSE/m	位置RMSE精度提升/%	航向角RMSE/(°)	航向角RMSE精度提升/%
传统预积分	0.404 3		3.357 9	
引入重力变化	0.299 1	26.00	3.308 0	1.48
引入地球自转	0.322 8	20.15	3.245 9	3.34
引入地球自转和重力变化	0.273 2	32.42	3.216 0	4.23

由表3可知，在实测实验中依据精化预积分的GNSS/IMU/视觉多源融合定位系统定位精度有所提升，而且在定位方面引入重力变化的预积分算法明显优于地球自转，这是因为系统本身设置的重力值为9.787 5 m/s^{2}与实验场相差较大，因此在预积分中引入重力变化后定位精度可提升26.00%。当系统利用包含地球自转的预积分算法系统航向角误差会有所减小，但相较而言精度提升并不明显仅

为 3.34%, 这是因为系统的姿态是由视觉惯性里程计提供的, 为保证系统整体的绝对定位精度, 本文选用了采集环境较为开阔的实验数据, 视觉特征较少, 系统本身定姿精度不高, 因此引入地球自转的预积分算法对航向角的提升并不明显。当利用引入地球自转和重力变化的预积分算法时, 系统整体的定位和定姿精度明显优于传统预积分算法, 其中定位精度提升 32.41%, 定姿精度提升 4.23%, 且整体优化程度大于仅在预积分中引入重力变化或地球自转, 这说明引入地球自转和重力变化时对传统预积分模型的完善, 且两者是高精度 GNSS/INS/视觉多源融合系统中不可忽略的重要因素。

4　结　论

1) 本文参照高精度捷联惯性导航解算原理在 IMU 预积分中引入地球自转角速率和重力变化, 对传统预积分算法进行精化, 能够减小 GNSS/IMU/视觉多源融合系统由预积分带来的模型误差。

2) 在 IMU 预积分算法中引入重力变化, 系统定位精度的提升主要表现在地心地固系的 Y 和 Z 方向上, 具体哪个方向提升效果更为明显与载体所处位置的纬度相关; 在 IMU 预积分算法中引入地球自转, 系统定位精度的提升与载体运动速度相关, 系统定姿精度的提升与 IMU 本身的感知地球自转的程度相关。

3) 实测实验结果表明, 相较于传统预积分算法, 利用精化 IMU 预积分的 GNSS/IMU/视觉多源融合系统定位误差可降低 32.41%, 航向角误差可降低 4.23%, 这说明地球自转和重力变化对高精度多源融合系统的定位定姿至关重要, 不可忽略。

下一步计划研究引入载波的紧耦合 GNSS/IMU/视觉多源融合定位系统, 并将本文提出的精化预积分应用于该系统, 实现城市复杂环境下高精度定位定姿。

参考文献 (References)

[1] 李团. 单频多模 GNSS/INS/视觉紧组合高精度位姿估计方法研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2019: 1-5.
LI T. Research on the tightly coupled single-frequency multi-GNSS/INS/vision integration for precise position and orientation estimation[D]. Wuhan: Wuhan University, 2019: 1-5 (in Chinese).

[2] GAO Z Z, GE M R, SHEN W B, et al. Evaluation on the impact of IMU grades on BDS + GPS PPP/INS tightly coupled integration[J]. Advances in Space Research, 2017, 60(6): 1283-1299.

[3] 朱锋. GNSS/SINS/视觉多传感器融合的精密定位定姿方法与关键技术[D]. 武汉: 武汉大学, 2020: 3-5.
ZHU F. GNSS/SINS/Vision multi-sensors integration for precise positioning and orientation determination[D]. Wuhan: Wuhan University, 2020: 3-5 (in Chinese).

[4] HUANG G Q. Visual-inertial navigation: a concise review[C]// 2019 International Conference on Robotics and Automation (ICRA). New York: ACM, 2019: 9572-9582.

[5] MASCARO R, TEIXEIRA L, HINZMANN T, et al. GOMSF: graph-optimization based multi-sensor fusion for robust UAV pose estimation[C]// 2018 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway: IEEE Press, 2018: 1421-1428.

[6] QIN T, CAO S Z, PAN J, et al. A general optimization-based framework for global pose estimation with multiple sensors[EB/OL]. (2019-01-11) [2022-09-30]. http://arxiv.org/abs/1901.03642.

[7] CIOFFI G, SCARAMUZZA D. Tightly-coupled fusion of global positional measurements in optimization-based visual-inertial odometry[C]// 2020 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway: IEEE Press, 2020: 5089-5095.

[8] GONG Z, LIU P L, WEN F, et al. Graph-based adaptive fusion of GNSS and VIO under intermittent GNSS-degraded environment[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2020, 70: 8501116.

[9] LIU J X, GAO W, HU Z Y. Optimization-based visual-inertial SLAM tightly coupled with raw GNSS measurements[C]// 2021 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). New York: ACM, 2021: 11612–11618.

[10] CAO S Z, LU X Y, SHEN S J. GVINS: tightly coupled GNSS-visual-inertial fusion for smooth and consistent state estimation[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2022, 38(4): 2004-2021.

[11] QIN T, LI P L, SHEN S J. VINS-mono: a robust and versatile monocular visual-inertial state estimator[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2018, 34(4): 1004-1020.

[12] 白师宇, 赖际舟, 吕品, 等. 基于 IMU/ODO 预积分的多传感器即插即用因子图融合方法[J]. 中国惯性技术学报, 2020, 28(5): 624-628.
BAI S Y, LAI J Z, LV P, et al. Multisensory plug-and-play factor graph fusion method based on IMU/odometer preintegration[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2020, 28(5): 624-628 (in Chinese).

[13] 徐晓苏, 吴贤. 基于 IMU 预积分封闭解的单目视觉惯性里程计算法[J]. 中国惯性技术学报, 2020, 28(4): 440-447.
XU X S, WU X. Monocular visual-inertial odometry method based on IMU pre-integrated closed solution[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2020, 28(4): 440-447 (in Chinese).

[14] LUPTON T, SUKKARIEH S. Visual-inertial-aided navigation for high-dynamic motion in built environments without initial conditions[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2012, 28(1): 61-76.

[15] FORSTER C, CARLONE L, DELLAERT F, et al. On-manifold preintegration for real-time visual: inertial odometry[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2017, 33(1): 1-21.

[16] BARRAU A, BONNABEL S. A mathematical framework for IMU error propagation with applications to preintegration[C]// 2020 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway: IEEE Press, 2020: 5732-5738.

[17] TANG H L, NIU X J, ZHANG T S, et al. Exploring the accuracy potential of IMU preintegration in factor graph optimization [EB/OL]. (2021-09-07)[2022-09-30]. http://arxiv.org/abs/2109.03010.

[18] JIANG J X, NIU X J, LIU J N. Improved IMU preintegration with gravity change and earth rotation for optimization-based GNSS/VINS[J]. Remote Sensing, 2020, 12(18): 3048.

[19] BUDIYONO A. Principles of GNSS, inertial, and multi-sensor integrated navigation systems[J]. Industrial Robot, 2013, 67(3):191-192.

A GNSS/IMU/vision multi-source fusion localization method based on refined pre-integration

JIA Xiaoxue，ZHAO Dongqing*，XIAO Guorui，YANG Xianci，YANG Chaoyong，LAI Luguang

(Institute of Geospatial Information，Information Engineering University，Zhengzhou 450001，China)

Abstract：A pre-integration algorithm taking into account the earth's rotation and gravity change is developed in order to address the issue that the conventional pre-integration algorithm fixes the value of the earth's gravity and ignores the Earth's rotation. Referring to the dynamic model of high-precision strapdown inertial navigation, the earth rotation angle rate is introduced in the attitude update of the pre-integral dynamic model, and the Coriolis acceleration caused by the earth rotation is introduced in the velocity and position update. Simultaneously, the traditional pre-integral model is improved, taking into account that the carrier's position can feed back the gravity change to the pre-integral algorithm in time. All the process of the pre-integral algorithm are derived in detail after the Earth's rotation and the gravity change are introduced. The refined pre-integration algorithm is applied to a multi-source fusion system based on tightly coupled GNSS/INS/vision. The experimental results show that the model error of the system pre-integration can be effectively reduced by using the refined pre-integration model, and the positioning and attitude accuracy of the multi-source fusion system is improved by 32.41% and 4.23%, respectively.

Keywords：IMU pre-integration；earth’s rotation；gravity change；graph optimization；multi-sensor fusion localization

Received：2022-06-30；**Accepted**：2022-09-18；**Published Online**：2022-09-30 00：00

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220927.1007.001.html

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (41774037,41904039,42274045)

* **Corresponding author**. E-mail：dongqing.zhao@hotmail.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0568

基于全矩阵椭圆成像法的加筋板结构损伤检测

章盟，樊程广*，余孙全
(国防科技大学 空天科学学院，长沙 410073)

摘　　要：对航天器结构进行损伤检测对于保障航天器的可靠运行十分重要。Lamb波声学定位是一种常用的损伤检测方法，但在航天器常用的加筋板结构中，加强筋会对板中Lamb波的传播产生反射、透射、延迟叠加等效应，导致常用检测方法的效果大打折扣。为此，提出一种基于全矩阵采样和模型补偿的超声Lamb波的全矩阵椭圆成像定位方法。将全矩阵采样方法引入椭圆成像定位中，通过聚焦的方式，减小加强筋对信号的衰减和干扰所产生的误差。针对Lamb波在加强筋结构中绕筋和直达两种传播特征，提出了一种绕筋补偿策略，消除加强筋的延迟叠加影响。实验表明，全矩阵椭圆成像法能够实现损伤信号的聚焦，提高损伤定位的精度，引入绕筋补偿策略后，实现加筋板的准确损伤定位。

关　键　词：Lamb波；椭圆成像；小波变换；加筋板；结构健康监测
中图分类号：TG115.28
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)06-2033-10

一体成型的加筋板结构主要应用于航天器中，它能够在降低结构质量的同时，有效提升结构的强度[1]。卫星、空间站等航天器在运营过程中，容易出现空间碎片撞击产生的损伤[2]，飞机等航空器在运行过程中，也会受到载荷、冲击等事故以及疲劳和腐蚀影响，引起结构损伤，导致灾难性后果[3]。为保障航空航天事业的安全进行，必须采取有效可靠的方式对飞行器的健康状态进行实时监测。结构健康监测(structural health monitoring, SHM)技术通过获取和处理布置在结构上的传感器信号，实现对结构损伤的实时监测，其主要组成部分包括传感系统、数据处理系统和损伤识别系统[4-6]。在板中检测损伤，主要依赖于板中的超声导波，即Lamb波。在已有的SHM技术中，基于压电传感系统展开的Lamb波结构损伤检测方法具有对损伤敏感、成本低、容易实现等特点[7]，多年来被广泛开展研究，在传播机理、数据处理以及损伤定位方法研究上取得了大量成果[8-10]。

基于Lamb波的加筋板损伤检测技术的难点在于对复杂结构的信号处理。采用的成像方法主要有延迟叠加法[11]、概率成像法[12]、时间反转法[13]、全聚焦法[14]和模型法[15]等，均能实现平板结构的准确损伤定位。但是在进行成像时使用了采集信号的所有部分，受加强筋和边界的反射干扰严重，而椭圆成像法只需获取损伤信号到达的第一个波包时刻，核心在于提取准确的信号到达时间即可实现准确定位[16]。已有许多学者在平板结构上对椭圆定位算法进行研究，尹本进等[17]将椭圆法与双曲线法结合在有限数量传感器条件下提高成像精度，Zima等[18]利用离散椭圆算法对钢板中不同长度的损伤进行研究，刘增华等[19]通过激励单模态Lamb波结合离散椭圆算法实现了对板状结构损伤定位。由于加筋板是一种广泛采用的结构，许多学者对其进行了研究，但是对于加筋板中的损伤定位研

收稿日期：2022-06-30；**录用日期**：2022-11-11；**网络出版时间**：2022-12-02 12:00
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221201.1651.004.html
基金项目：国家自然科学基金(61601489)；国防科技大学高层次创新人才培养计划
*通信作者. E-mail：chengguangfan@nudt.edu.cn

引用格式：章盟，樊程广，余孙全. 基于全矩阵椭圆成像法的加筋板结构损伤检测[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：2033-2042. ZHANG M，FAN C G，YU S Q. An elliptical damage detection method using full matrix capture for stiffened plate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：2033-2042 (in Chinese).

究还不充分，损伤检测效果一般。

椭圆成像法一般只用单发多收的形式即可完成检测任务。考虑到测量路径越多，定位结果越准确，因此本文结合了全矩阵采集 (full matrix capture, FMC) 法以增加数据样本量，提出一种改进的全矩阵椭圆成像法。利用超声相控阵对被测对象进行检测时，首先，采用 FMC 方法在线获取超声阵列数据。FMC 利用阵列的每一对阵元组合获取超声回波信号，因此数据中包含了与被测对象相关的最大量信息，同时数据可以被不同的成像方法处理，避免了重复采集，降低了实验成本[20-21]。在已有的研究基础上，基于实验开展航天器典型加筋板结构的损伤检测，使用小波变换法提取损伤到达时间，研究 Lamb 波过筋方式，对绕筋信号进行补偿，实现加筋板的准确损伤定位。

1 基本原理

1.1 Lamb 波特性

Lamb 波是一种在均匀各向同性自由边界板中的导波，在板的上下表面应力为零，厚度与波长数量级相同，具有多模态和频散性，其传播方程可由 Rayleigh-Lamb 波方程来描述[22]：

$$\frac{\tan\left(q\frac{d}{2}\right)}{\tan\left(p\frac{d}{2}\right)}=-\left[\frac{4v^2pq}{(q^2-v^2)^2}\right]^{\pm1} \tag{1}$$

式中：d为板厚；v为波数；$p^2=\left(\omega^2/c_{\mathrm{L}}^2\right)-v^2$，$q^2=\left(\omega^2/c_{\mathrm{T}}^2\right)-v^2$，$\omega$为圆频率，$c_{\mathrm{L}}$、$c_{\mathrm{T}}$分别为纵波、横波波速；上标为正号对应对称模态，负号对应反对称模态。根据方程可作出铝板的频散特性曲线，如图 1 所示，图中 S、A 分别为对称及对称模态。由图 1 可知，当频厚积 $(w\cdot d/2\pi)$ 越大时，板中同时存在的模态越多。而每个模态拥有相应的截止频率，选取低频工作波，可以避免高阶模态波的干扰。

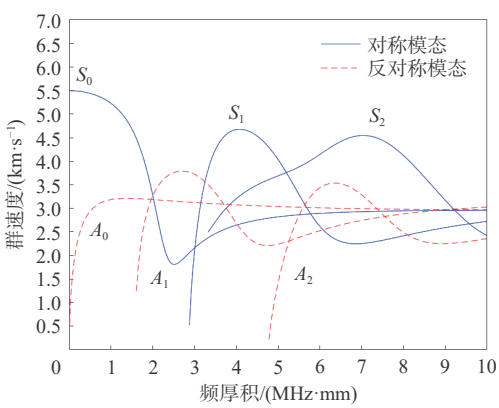


图 1 铝板结构中的 Lamb 波频散特性曲线

Fig. 1 Dispersion curves of Lamb waves in aluminum plate structures

1.2 到达时间提取方法

到达时间即信号从发出到接收的时间，是实现损伤定位的关键参数。传感器采集到的时域信号波形复杂并且在噪声干扰下出现一定程度波动和失真，不能直接用于计算。小波变换是常见的信号处理方法，将傅里叶变换中无限长的三角函数替换为有限长的会衰减的小波基函数，以获取局部特征，有效克服短时傅里叶变换窗口固定而无法处理非平稳复杂信号的缺陷，具有较好的灵活性[23]，基本公式为

$$\mathrm{WT}(a,b)=\frac{1}{\sqrt{a}}\int_{-\infty}^{+\infty}\varphi\left(\frac{t-b}{a}\right)g(t)\mathrm{d}t \tag{2}$$

式中：$\mathrm{WT}(a,b)$为变换后的小波信号，$a\neq0$，a为尺度因子，b为平移量，$a,b\in\mathbf{R}$；$\varphi(t)$为小波基函数；$g(t)$为待处理信号。尺度因子a控制小波函数的伸缩，能够改变滤波器中心频率和带宽，b控制小波函数在时域上的平移，能够在频域变换的同时保留时域信息，最终实现各个频率在时域上的分离，提取有效信号。图 2 为激励信号和损伤信号进行小波变换处理后的时域-幅值曲线。将激励信号的峰值时刻作为信号发出的起点时刻t_0，假设传感器接收到信号的时刻为t_1，则测得的到达时间为$\Delta t=t_1-t_0$。

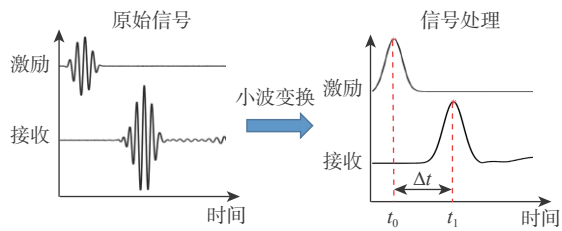


图 2 到达时间的确定

Fig. 2 Determination of arrival time

航天器大多采取加筋板对结构进行加强，而筋条的存在会对 Lamb 波的传播产生复杂的干扰，当 Lamb 传播至加强筋时，一部分波会被反射，如图 3 所示，另一部分波可能通过两条路径传播至另一侧[24]：直接通过至加强筋另一侧，沿着加强筋绕过筋条后沿原传播方向传播。

加筋会对到达时间的确定产生影响。对于 Lamb 波直接通过筋条情况，在另一侧接收到的信号达到时间与平板保持一致。而对于绕筋情况，成

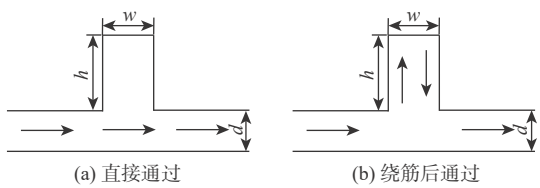


图 3 Lamb 波过筋示意图

Fig. 3 Schematic diagram of Lamb wave over stiffener

像定位时到达时间应当减去在绕筋过程中产生的时间补偿, 即

$$\Delta t_1 = \Delta t_0 - \frac{2h}{v} \tag{3}$$

式中: h为筋条高度; v为声波在平板上的速度, 从频散曲线得到; Δt_0为测量得到的到达时间。

1.3　全矩阵椭圆成像方法

椭圆定位法的基本原理是把将传感器看作椭圆的两个焦点, 损伤位置到两个传感器的距离和作为椭圆的长轴长, 此时损伤点即为椭圆上的点。如图 4 所示, 假设传感器 R_1 和 R_2 的坐标分别为$R_1(x_1,y_1)$和$R_2(x_2,y_2)$, 当 R_1 作为激励源时, Lamb 波由 R_1 传播至损伤点, 经过散射后传播至 R_2, 所经历的时间称为损伤到达时间Δt_{12}, 则椭圆的半长轴可表示为$2a_1 = v\cdot\Delta t_{12}$, 得到椭圆定位方程:

$$\sqrt{(x-x_1)^2+(y-y_1)^2}+\sqrt{(x-x_2)^2+(y-y_2)^2}=v\cdot\Delta t_{12} \tag{4}$$

当椭圆数量达到 3 个时, 其确定的唯一公共交点即为损伤点, 通过求解椭圆定位方程组就能计算得到损伤位置。传统法的缺点在于实际情况下多个椭圆不能完全交于同一点, 不能直接求解得到解析解。

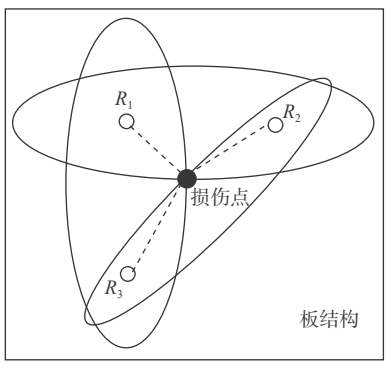


图 4　传统椭圆定位法示意图

Fig. 4　Schematic diagram of traditional elliptic positioning method

将传统椭圆定位改进为椭圆成像法, 如图 5 所示, 将板结构网格化, 离散为$M\times N$个点, M和N分别为横向和纵向的离散点总数。当任意两个传感器$R_i(x_i,y_i),1\leqslant i\leqslant M$和 $R_j(x_j,y_j),1\leqslant j\leqslant N$作为焦点, $a_k=v\cdot\Delta t_{i,j}$作为半长轴, 形成得到第 k 个椭圆时, 极中每一个离散点$X(x,y)$与椭圆的距离$D_k(x,y)$为

$$D_k(x,y)=\sqrt{(x-x_i)^2+(y-y_i)^2}+\sqrt{(x-x_j)^2+(y-y_j)^2}-2a_k \tag{5}$$

式中: a_k为椭圆的半长轴, k代表第k个椭圆。当离散点为损伤时, 即$D_k(x,y)=0$, 而当$|D_k(x,y)|$越小时,

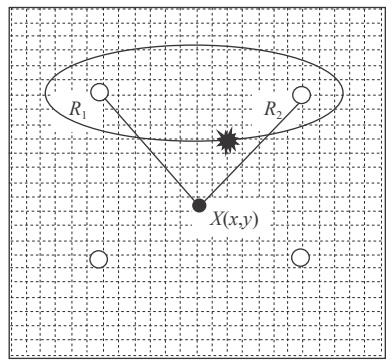


图 5　椭圆成像法示意图

Fig. 5　Schematic diagram of elliptic imaging method

该点成为损伤点的概率越大。基于此特征, 本文利用设计成像函数$P(x,y)$为

$$P(x,y)=\sum_{k=1}^{n} f(D_k(x,y)) \tag{6}$$

式中: n为传感器数量; $f(D_k)$为均值为 0, 方差为σ^2的高斯概率密度函数:

$$f(D_k)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma}\mathrm{e}^{-\frac{D_k^2}{2\sigma^2}} \tag{7}$$

计算每一个离散点的成像值, 从成像图中寻找峰值点, 作为损伤定位结果, 具有直观高效的优点。式 (7) 中σ^2的含义为损伤概率融合程度, 可以用于调整成像质量。当成像的面积较小时, 成像值数值差异较小, 成像将模糊不清, 通过减小σ^2能够增大数值差异, 提高成像质量, 但是当σ^2过小时, 椭圆融合程度过低, 将无法聚焦得到成像峰值, 需要根据实际情况调整。

全矩阵采集法是一种数据采集方法, 要求对于n个阵元(传感器)每个轮流进行收发[25]。其过程为: 首先第 1 个阵元作为激励源激发导波, 所有的阵元作为接收器接收在结构中传播的导波, 得到n个信号; 然后第 2 个阵元进行激励, 所有的阵元再次接收信号, 同样得到n个信号; 重复此步骤, 直到第n个阵元完成激励为止。此时, 阵列数据包含了n^2个时域信号数据, 可融合n^2个椭圆改进成为全矩阵椭圆成像法, 成像函数$\bar{P}(x,y)$为

$$\bar{P}(x,y)=\sum_{t=1}^{n}\sum_{r=1}^{n} f(D_{t,r}(x,y)) \tag{8}$$

式中: t和r分别为发送和接收传感器的序号。使用全矩阵椭圆成像法方法的优点在于信息利用充分, 数据融合度高, 能够减小偶然误差和某个传感器坏掉带来的影响, 可靠性高。

2　损伤定位实验

2.1　平板实验

在实验室中采用如图 6 所示的 Tektronix AFG

3102信号发生器、ATG-2021H信号放大器和NI PXIe-1082信号采集卡搭建实验系统，使用PZT压电传感器实现电信号和机械振动的相互转换。用于检测的平板结构为600 mm×600 mm×3 mm的铝合金平板，并且四周使用吸波胶包围，以吸收传播至四周边界的波。采用材料为铝合金的试块进行损伤模拟，其底面尺寸为40 mm×30 mm，试块与平板之间通过超声耦合剂进行接触。当导波遇到试块时，出现散射和吸收现象，达到模拟损伤的效果。

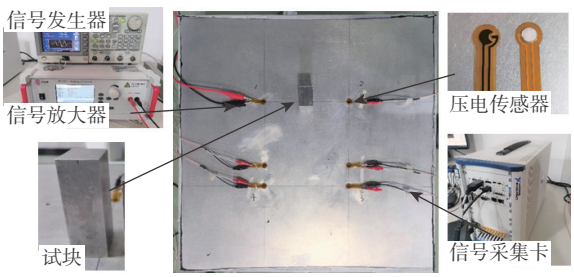


图6 实验装置图

Fig. 6 Diagram of experimental device

如图7所示，实验采用6个压电传感器呈矩形阵列布置在板中，传感器位置在板中尽量均匀分布，以检测3个代表性位置的损伤：传感器连线之间(D_1)，传感器阵列内部(D_2)，传感器阵列外部(D_3)。将板结构的左下角定义为坐标原点，各压电传感器和损伤位置坐标如表1所示。

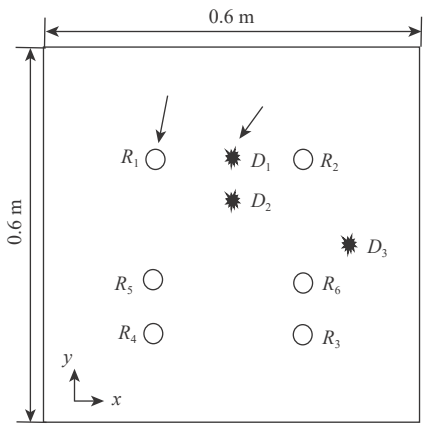


图7 平板结构损伤定位实验示意图

Fig. 7 Schematic diagram of flat plate structure damage localization experiment

实验使用窄带信号作为激励信号，在实现过程中通常使用窗函数对正弦信号进行调制的方式得到，其中汉宁窗对于频散的抑制效果最好[26]，则激励信号函数$I(t)$为

$$I(t)=\frac{1}{2}\left[1-\cos\left(\frac{2\pi f_c t}{N_P}\right)\right]\cdot\sin(2\pi f_c t) \tag{9}$$

式中：N_P为波峰数；f_c为信号的中心频率。

本文采用中心频率为100 kHz的五峰信号作为激励信号，在板的一面进行垂直于板方向的加载，此时产生的Lamb波以A_0模态为主。图8为使用R_1作为激励器对损伤D_1进行检测时的信号处理过程，$\#R_1$表示激励信号，$\#R_{12}$～$\#R_{16}$分别表示传感器R_2～R_6接收到的信号。

如图8所示，实验采取有基准的方式获取损伤信号，在无损伤的平板上测得基准信号，而后通过

表1 各个传感器和损伤的位置坐标

Table 1 Position coordinates of all sensors and damages

项目	编号	位置坐标(x,y)/m
传感器	R_1	(0.2,0.4)
	R_2	(0.4,0.4)
	R_3	(0.4,0.2)
	R_4	(0.2,0.2)
	R_5	(0.200,0.25)
	R_6	(0.40,0.25)
损伤	D_1	(0.3,0.4)
	D_2	(0.30,0.35)
	D_3	(0.45,0.30)

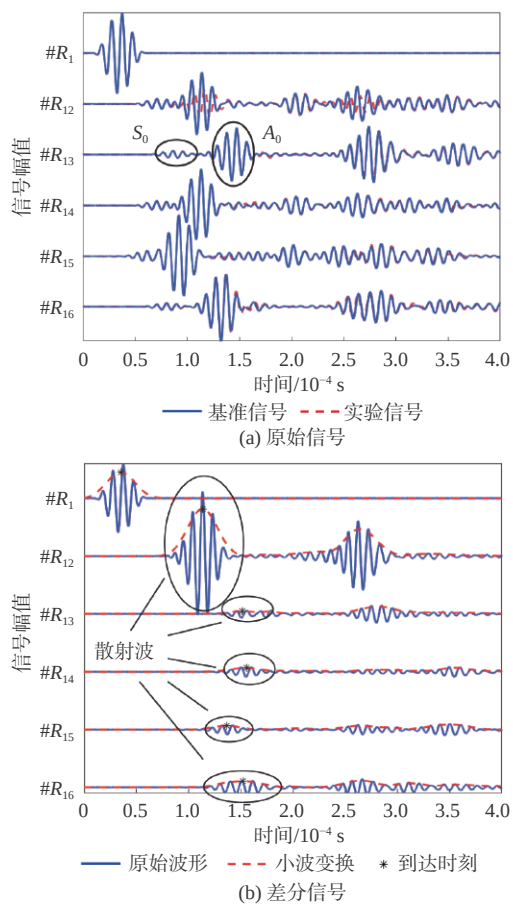
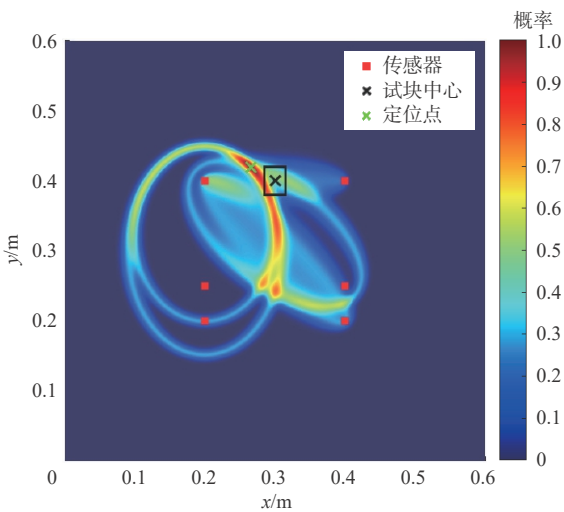


图8 平板信号处理

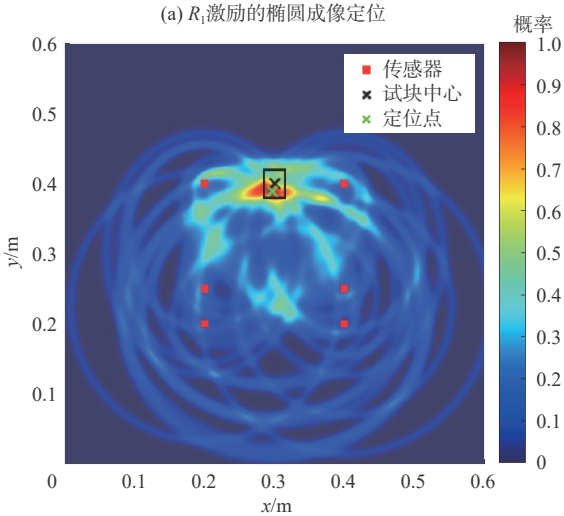
Fig. 8 Signal processing in flat plate

放置试块的方式模拟损伤测得实验信号, 通过求差值的方式获取损伤散射信号。两次测量得到的原始信号如图 8(a) 所示, 对比基准信号和实验信号, 可以发现其变化基本上非常微弱, 其中#R_{12} 出现明显的变化的原因是损伤位于 R_1 和 R_2 的连线上, 试块会对信号严重衰减。如图 8(b) 所示, 将实验信号与基准信号相减之后, 能够将微弱的损伤散射信号提取出来, 而第一个到达的波包为损伤散射后直接作用到接收器的波包, 其余为反射波, 使用小波变换提取中心频率幅值, 选择第一个波包峰值, 就能计算得到损伤到达时间。

使用式 (6) 可进行单激励源的椭圆成像定位, 使用$\sigma = 0.01$, 结果如图 9(a) 所示, 其中黑色空心方块 "□" 表示试块与平板接触轮廓。图 9(a) 中椭圆相交的位置颜色会变深, 椭圆交点最密集处颜色最深, 成像值最大, 判定为损伤所在位置, 其定位结果误差为 39 mm, 相对误差为 6.5%。将所有传感器轮流作为激励源采集数据后, 使用式 (8) 的全矩阵椭圆成像定位法再次对 D_1 进行成像定位, 得到结果如图 9(b) 所示, 此时叠加了更多的椭圆, 充分使用了该传感器阵列能够得到的损伤信息, 最终能够得到准确的定位结果, 且落在试块接触区域内, 误差为 11 mm, 相对误差减小为 1.8%。



(a) R_1激励的椭圆成像定位

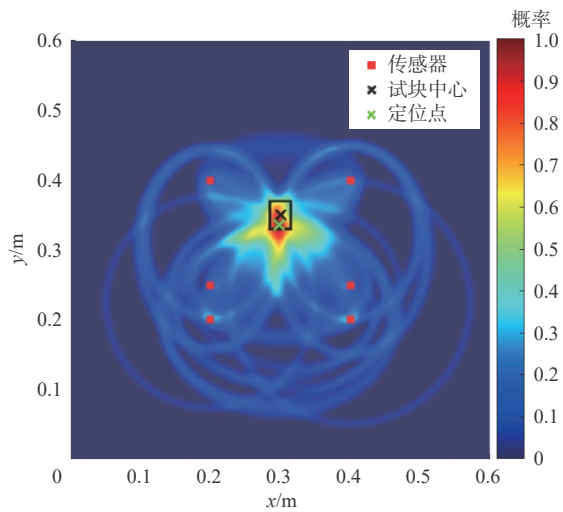


(b) 全矩阵椭圆成像定位

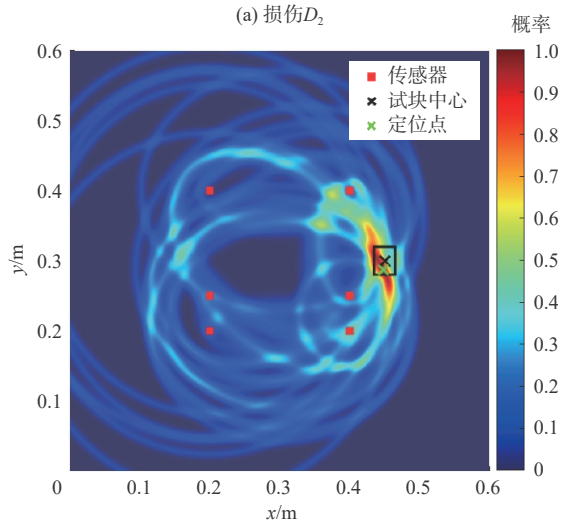
图 9　损伤 D_1 的定位结果

Fig. 9　Localization results of damage D_1

如图 10 所示, 进一步使用全矩阵椭圆成像定位法对不同的损伤位置进行成像定位, D_2、D_3 的定位绝对误差分别为 14 mm、11 mm, 相对误差分别为 2.3%、1.8%, 因此该方法对于损伤在传感器阵列内部、外部以及连线位置的损伤都能得到准确的定位结果。对比每个位置的定位结果与真实位置, 可以发现损伤定位结果存在方向性, 会偏向传感器数量较多的一侧, 且位于模拟试块的边缘。这是由于当 Lamb 波传播至试块时, 会迅速被靠近激励源一侧的试块部分反射和吸收, 而远离激励源一侧的部分作用较小, 因此会偏向充当激励源数量更多的一侧。



(a) 损伤D_2



(b) 损伤D_3

图 10　全矩阵椭圆成像定位结果

Fig. 10　Localization results of FMC elliptic imaging method

2.2 加强筋板中的 Lamb 波信号补偿方法

主导过筋方式指的是叠加之后的信号峰值表现为直达或者绕筋，超声损伤定位的难点在于对损伤信号的处理，而椭圆定位法的损伤到达时间是通过提取信号峰值时刻所得到的，因此信号叠加会对精度产生很大影响，本文的目的则是通过定位来反证信号主导过筋方式。采取对声发射源定位的方式对图 3 所示的过筋方式进行验证，使用原始与补偿后的到达时间分别进行声发射源定位，只有使用正确的到达时间才能得到准确结果。

如图 11 所示，使用的“T”型加筋板材料与平板材料相同，加筋条位于铝板其中一面的中间，高度为 20 mm，宽度为 4 mm。为便于对过筋信号的分析，传感器布置为平行于加强筋的线性阵列。实验对位于加强筋另一侧的声发射源 T_0 进行定位，对加筋板正面（有筋条）和背面（无筋条）进行对比实验，其中激励源和接收器位置均在正面和背面对称，其坐标如表 2 所示。实验采用的激励信号仍为中心频率为 100 kHz 的五峰信号。

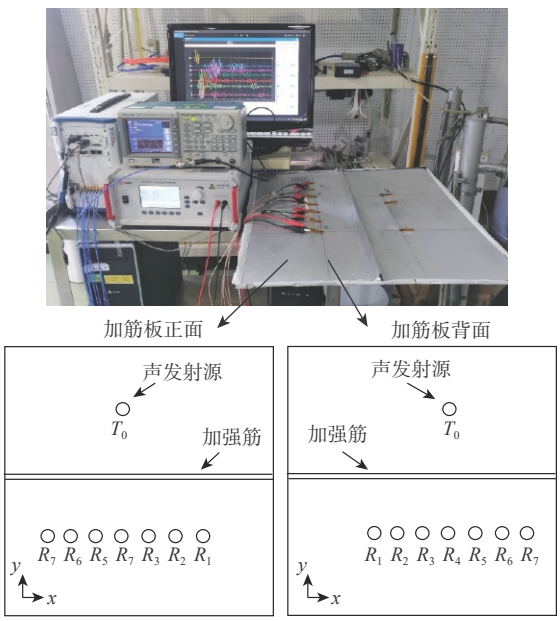


图 11 加筋板声发射源定位示意图

Fig. 11 Diagram of acoustic emission source localization in stiffened plate

图 12 为加筋板背面实验接收数据，能够从接收数据中分别出 S_0 和 A_0 模态，可以发现两种模态的波均产生了一定的混叠，波形产生了失真，不再保持激励信号的五峰形态。一方面边缘和筋条的反射波会与直达波混叠，另一方面直接通过筋条的波会与绕筋的波混叠。这些混叠会使信号加强，在进行到达时间的确定时，选取对应波包峰值作为相应

表 2 各个压电传感器位置坐标

Table 2 Position coordinates of all piezoelectric sensors

编号	正面坐标(x,y)/m	背面坐标(x,y)/m
R_1	(0.4,0.2)	(0.2,0.2)
R_2	(0.35,0.20)	(0.25,0.20)
R_3	(0.3,0.2)	(0.3,0.2)
R_4	(0.25,0.20)	(0.35,0.20)
R_5	(0.2,0.2)	(0.4,0.2)
R_6	(0.15,0.20)	(0.45,0.20)
R_7	(0.1,0.2)	(0.5,0.2)
T_0	(0.2,0.4)	(0.35,0.40)

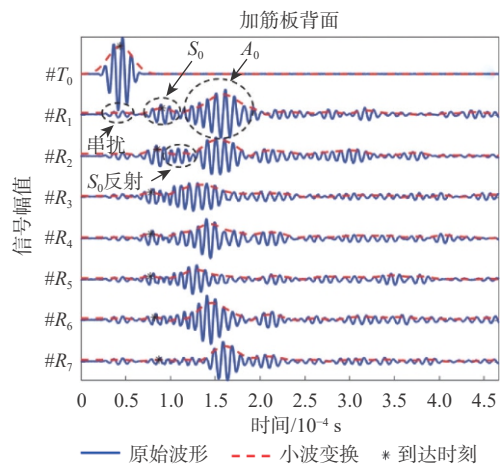


图 12 加筋板信号处理

Fig. 12 Signal processing in stiffened plate

模态的到达时刻。

图 13 给出了使用 S_0 模态对声发射源进行定位的结果，此时直接使用接收信号得到的到达时间，未进行绕筋补偿，得到准确的声发射源定位结果，说明了 S_0 模态此时的主导过筋方式为直接通过加强筋。对比正面和背面实验的成像定位图像，在正面相对误差为 4.1%，在背面相对误差为 3.3%，并且背面图像更加清晰，得出结论在背面的定位效果更好。这是由于在正面实验时所激励的信号会在传播过程中会直接作用于加强筋，反射导致的信号衰减更严重，对定位产生更大影响。

图 14 给出了使用 A_0 模态对声发射源进行定位的结果，由于 A_0 模态的信号是混叠后的信号，到达时间的确定与混叠后的峰值位置有关，导致椭圆的交点的散布相对较大，因此在融合时为了得到准确的定位点，调整 $\sigma = 0.015$，导致深色区域的面积较大。图 14(a) 为直接使用接收信号得到的到达时间进行成像定位的结果，而图 14(b) 减去了绕筋补偿，可以发现此时需要绕筋补偿才能得到

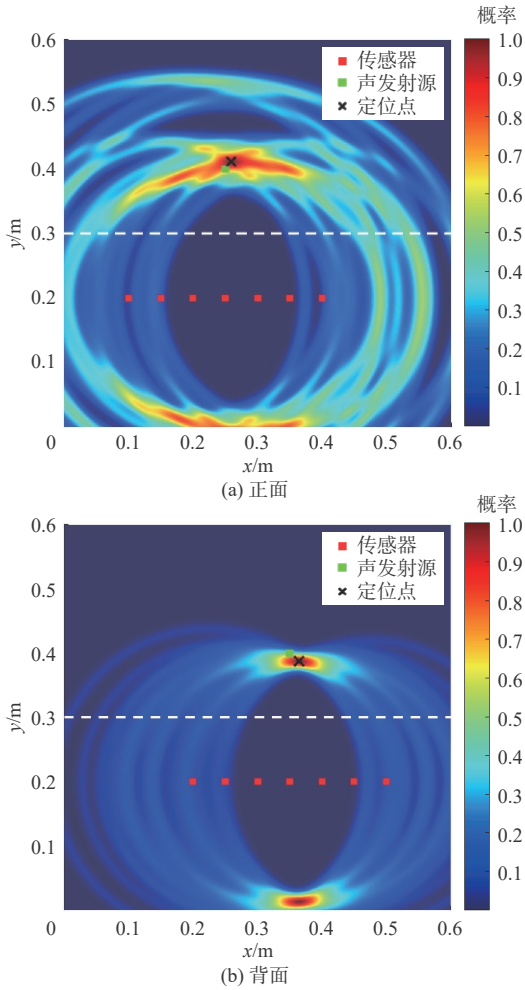


图 13　S_0 模态声发射源定位结果

Fig. 13　Acoustic source localization results of S_0 mode

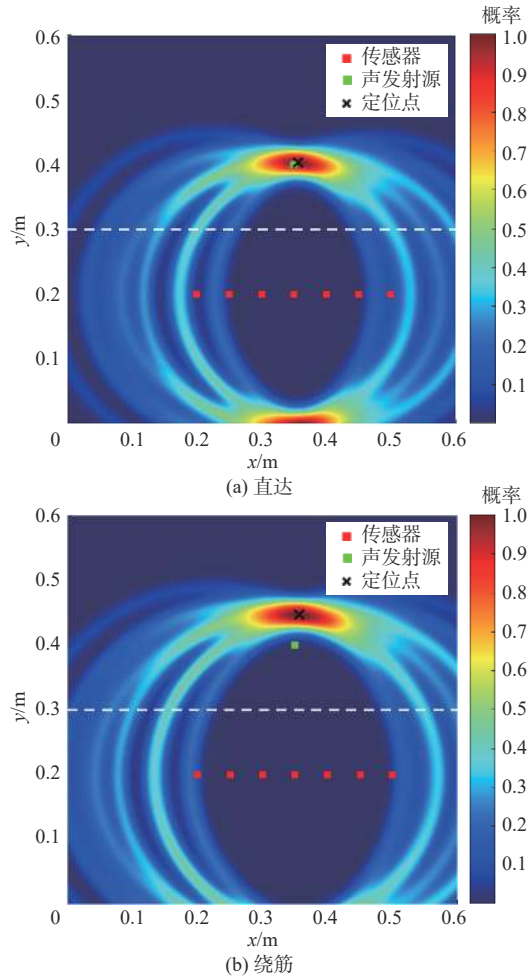


图 14　A_0 模态声发射源定位结果

Fig. 14　Acoustic source localization results of A_0 mode

准确的定位结果，在补偿前相对误差为 7.8%，而补偿后误差为 1.3%，因此A_0模态的主导过筋方式为绕筋，说明绕筋信号在直达信号混叠之后得到了加强，使得峰值幅值超过了直达信号，成为主导过筋方式。

2.3　基于模型补偿的加筋板损伤定位

基于上述发现，使用A_0模态对加筋板上的损伤进行基于模型补偿的损伤定位。实验在加筋板背面进行，采用与加筋板声发射源定位相同的线性传感器阵列，采用试块对损伤进行模拟采取有基准的损伤定位，设置了两个与加强筋距离不同的损伤，位置均相对于传感器位于加强筋的异侧，坐标为D_1(0.35,0.35)m 和 D_2(0.35,0.45)m。

由于A_0模态在过筋时绕筋信号为主导，因此在进行损伤定位时也要考虑到信号绕筋补偿。由于损伤散射信号是通过激励器激发的 Lamb 波过筋后传播至损伤位置，再从损伤位置散射信号过筋传播至接收器，因此损伤信号有两次绕筋，需要减去两次补偿，则用于平面椭圆成像的实际到达时间为

$$\Delta t_2 = \Delta t_0 - 2\times\frac{2h}{v} \tag{10}$$

图 15 展示了加筋板损伤定位结果，成像时取 $\sigma = 0.02$，若不考虑模型补偿，D_1 和 D_2 的定位结果如图 15(a) 和图 15(c) 所示，其误差较大分别为 6.7% 和 5.3%；而在考虑绕筋补偿之后，对于散射信号过筋的两个损伤均能得到准确的定位结果，其误差分别为 0.8% 和 1.8%，因此绕筋补偿对于准确的损伤定位是十分必要的。

由于筋条对激励信号、损伤信号和边界反射信号进行反射会产生更多的波相互混叠，使得在加筋板的损伤定位图像质量明显比平板要差。该方法相比于邹明霞等[27]基于时间反转加权分布损伤成像方法的误差 1.75% 相差不大，相比于王莉等[28]采用基于代理模型的分层损伤定量监测方法对复合材料加筋板的定位误差 6%，准确率提高了 4% 以上。

进一步考虑减小波包混叠程度，将激励信号提高到 200 kHz，如图 16 所示，能够使激励信号长度

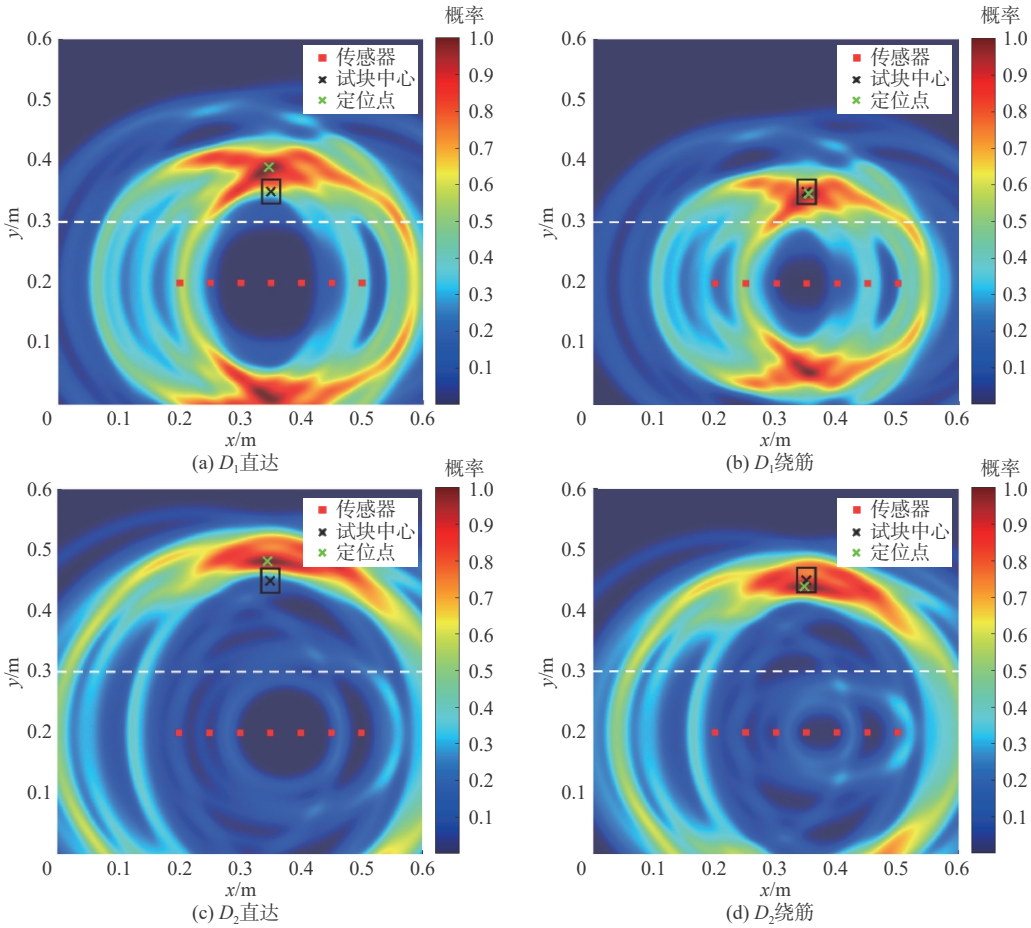


图 15 加筋板损伤定位结果

Fig. 15 Damage localization result of stiffened plate

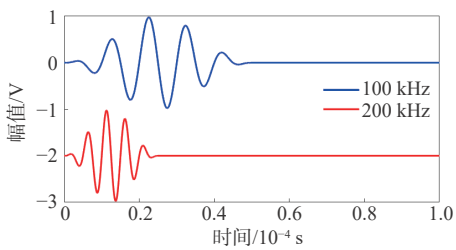


图 16 激励信号时域对比

Fig. 16 Comparison of excitation signal in time domain

减小一半，一定程度上分离混叠的波包。此时信号在过筋时，直达信号与绕筋信号的混叠也会分离开，而绕筋信号在绕加强筋时会衰减而不如直达信号幅值强。

如图 17 所示，此时在对 D_1 进行成像定位时，无需绕筋补偿的条件下，能到准确的定位结果，并且其图像较为清晰，误差为 1.5%，反而在考虑绕筋补偿时误差较大为 7.6%。

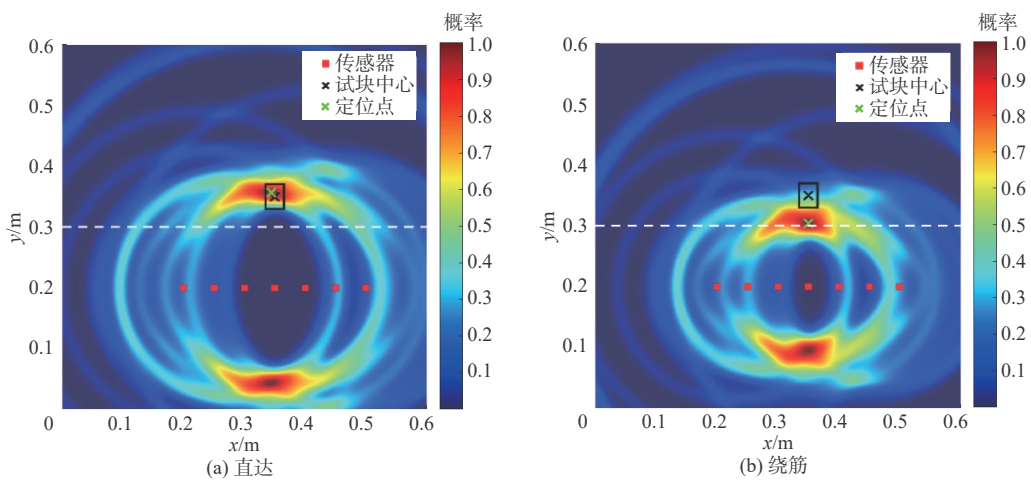


图 17 使用 200 kHz 激励定位损伤 D_1 结果

Fig. 17 Damage localization result of D_1 stimulated using 200 kHz signal

3 结　论

1) 使用小波变换法提取中心频率幅值得到损伤到达时间, 引入全矩阵采集法和高斯分布函数将传统椭圆定位法改进成为全矩阵椭圆成像法, 相比于单激励椭圆成像, 定位相对误差减小了 4.7%。

2) 在平板实验中验证了全矩阵椭圆成像法对于板中任意位置的损伤均能得到准确的定位结果, 定位误差在 2% 内。

3) 在加筋板中研究了过筋信号的传播特征, 表明在波包混叠时绕筋信号会成为主导过筋方式, 因此在进行损伤定位时考虑相应模型补偿后, 使用全矩阵椭圆成像法能够实现加筋板的准确损伤定位, 误差在 2% 以内。

参考文献（References）

[1] REUSSER R S, HOLLAND S D, CHIMENTI D E, et al. Reflection and transmission of guided ultrasonic plate waves by vertical stiffeners[J]. The Journal of the Acoustical Society of America, 2014, 136(1): 170-182.

[2] TANG E L, LIANG Z Q, WANG L, et al. Experimental investigation on location of debris impact source based on acoustic emission[J]. Advances in Space Research, 2019, 64(11): 2390-2404.

[3] 谭翔飞, 何宇廷, 侯波, 等. 腐蚀环境下铜薄膜传感器金属结构裂纹监测[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(7): 1433-1441.
TAN X F, HE Y T, HOU B, et al. Metal structure crack monitoring based on copper film sensor in corrosion environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7): 1433-1441 (in Chinese).

[4] 赵发刚, 冯彦军, 范凡, 等. 卫星复合材料结构在轨健康监测方法[J]. 科技导报, 2016, 34(8): 15-17.
ZHAO F G, FENG Y J, FAN F, et al. Research on on-orbit health monitoring method about composite structure in satellites[J]. Science & Technology Review, 2016, 34(8): 15-17 (in Chinese).

[5] 侯波, 何宇廷, 崔荣洪, 等. 基于涂层传感器的金属结构疲劳裂纹监测[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(10): 1298-1302.
HOU B, HE Y T, CUI R H, et al. Fatigue crack monitoring of metallic structure based on coating sensor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(10): 1298-1302 (in Chinese).

[6] 卿新林, 王奕首, 赵琳. 结构健康监测技术及其在航空航天领域中的应用[J]. 实验力学, 2012, 27(5): 517-526.
QING X L, WANG Y S, ZHAO L. Structural health monitoring technology and its application in aeronautics and astronautics[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2012, 27(5): 517-526 (in Chinese).

[7] SU Z Q, YE L, LU Y. Guided Lamb waves for identification of damage in composite structures: a review[J]. Journal of Sound and Vibration, 2006, 295(3/4/5): 753-780.

[8] YU T H. Plate waves scattering analysis and active damage detection[J]. Sensors, 2021, 21(16): 5458.

[9] ZHANG Y, WANG J G, ZENG L. Damage localization in composite plates that exploits edge-reflected Lamb waves[J]. IOP Conference Series:Materials Science and Engineering, 2021, 1043(4): 042001.

[10] ZENG L, HUANG L P, LIN J. Damage imaging of composite structures using multipath scattering Lamb waves[J]. Composite Structures, 2019, 216: 331-339.

[11] 杨晓华, 刘学君, 张玎, 等. 基于振动声调制的板类结构裂纹定位成像[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(8): 1509-1516.
YANG X H, LIU X J, ZHANG D, et al. Localization and imaging of crack damage in plate-like structures based on vibro-acousic modulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(8): 1509-1516 (in Chinese).

[12] ZHAO X L, GAO H D, ZHANG G F, et al. Active health monitoring of an aircraft wing with embedded piezoelectric sensor/actuator network: I. Defect detection, localization and growth monitoring[J]. Smart Materials and Structures, 2007, 16(4): 1208-1217.

[13] ING R K, FINK M. Time-reversed Lamb waves[J]. IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, 1998, 45(4): 1032-1043.

[14] 周正干, 滕利臣, 李洋. 复杂结构焊缝缺陷双线阵全聚焦超声成像方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2407-2413.
ZHOU Z G, TENG L C, LI Y. Dual-linear-array TFM ultrasonic imaging method for weld defects of complex structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2407-2413 (in Chinese).

[15] SHEN Q, YUE S Y, LU W, et al. Ultrasonic guided wave damage detection method for stiffened plates based on deep learning[J]. Journal of Physics:Conference Series, 2021, 1894(1): 012069.

[16] 徐颖娣, 袁慎芳, 彭鸽. 二维结构损伤的主动 Lamb 波定位技术研究[J]. 航空学报, 2004, 25(5): 476-479.
XU Y D, YUAN S F, PENG G. Study on two-dimensional damage location in structure based on active lamb wave detection technique[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(5): 476-479 (in Chinese).

[17] 尹本进, 李友荣, 鲁光涛. 基于 Lamb 波混合成像算法的薄板结构损伤定位[J]. 武汉科技大学学报, 2017, 40(2): 132-137.
YIN B J, LI Y R, LU G T. Damage location for thin plate structures using hybrid imaging algorithm based on Lamb waves[J]. Journal of Wuhan University of Science and Technology, 2017, 40(2): 132-137 (in Chinese).

[18] ZIMA B, RUCKA M. Guided waves for monitoring of plate structures with linear cracks of variable length[J]. Archives of Civil & Mechanical Engineering, 2016, 16(3): 387-396.

[19] 刘增华, 徐营赞, 何存富, 等. 板状结构中基于 Lamb 波单模态的缺陷成像试验研究[J]. 工程力学, 2014, 31(4): 232-238.
LIU Z H, XU Y Z, HE C F, et al. Experimental study on defect imaging based on single lamb wave mode in plate-like structures[J]. Engineering Mechanics, 2014, 31(4): 232-238 (in Chinese).

[20] HOLMES C, DRINKWATER B W, WILCOX P D. Post-processing of the full matrix of ultrasonic transmit–receive array data for non-destructive evaluation[J]. NDT & E International, 2005, 38(8): 701-711.

[21] FAN C G, YANG L, ZHAO Y. Preprocessing of the full matrix capture data for time-reversal-based super-resolution imaging[J]. Insight: Non-Destructive Testing and Condition Monitoring, 2017,

59(11): 586-590.

[22] 约瑟夫·罗斯. 固体中的超声导波[M]. 高会栋, 崔寒茵, 王继锋, 译. 北京: 科学出版社, 2019: 53-55.
ROSE J L. Ultrasonic guided waves in solid media[M]. GAO H D, CUI H Y, WANG J F, translated. Beijing: Science Press, 2019: 53-55(in Chinese).

[23] 孙增寿, 范科举, 张波. 基于第二代小波变换的结构损伤检测研究进展[J]. 郑州大学学报 (工学版), 2010, 31(1): 1-5.
SUN Z S, FAN K J, ZHANG B. New development of research on the second wavelet transform based structural damage detection[J]. Journal of Zhengzhou University (Engineering Science), 2010, 31(1): 1-5 (in Chinese).

[24] YU Z X, XU C, SUN J Y, et al. Guided wave propagation analysis in stiffened panel using time-domain spectral finite element method[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(10): 208-221.

[25] FAN C G, YANG L, CHEN Y, et al. Ultrasonic time-reversal-based imaging for rapid non-destructive evaluation[J]. Insight, 2018, 60(11): 613-618.

[26] 魏勤, 骆英, 王自平, 等. Lamb 波驱动器的最佳激励波形选择[J]. 压电与声光, 2011, 33(6): 863-866.
WEI Q, LUO Y, WANG Z P, et al. Optimal excitation waveform selection for lamb wave actuator[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2011, 33(6): 863-866 (in Chinese).

[27] 邹明霞, 关立强, 李义丰. 基于时间反转加权分布的复合材料 Lamb 波损伤成像[J]. 声学技术, 2021, 40(5): 630-638.
ZOU M X, GUAN L Q, LI Y F. Lamb wave damage imaging of composite plate based on time reversal and weighted distribution[J]. Technical Acoustics, 2021, 40(5): 630-638 (in Chinese).

[28] 王莉, 刘国强, 肖迎春. 基于代理模型的复合材料加筋壁板分层损伤定量监测方法[J]. 复合材料学报, 2020, 37(2): 302-308.
WANG L, LIU G Q, XIAO Y C. Quantitative monitoring method for delamination damage of stiffened composite panel based on surrogate model[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(2): 302-308 (in Chinese).

An elliptical damage detection method using full matrix capture for stiffened plate

ZHANG Meng，FAN Chengguang*，YU Sunquan

(College of Aerospace Science and Engineering，National University of Defense Technology，Changsha 410073，China)

Abstract：Damage detection on spacecraft structures is crucial for ensuring the reliability of the spacecraft. Acoustic localization based on Lamb waves is a common method for damage detection. However, the existence of stiffeners, which are commonly used in spacecraft structures, will produce reflection, transmission, and superposition on the propagation of the Lamb waves in the plate, making it bad or even impossible to detect the damage in the stiffened structure using the general method. I This study presents an approach to precisely localize damage in stiffened plates using whole matrix elliptical image localization, which is based on complete matrix capture and model correction. The full matrix capture method is introduced into elliptic imaging localization for focusing, thereby mitigating errors arising from signal attenuation and interference attributed to stiffeners. Considering the wave propagation around and directly, an arrival time compensation strategy is proposed for eliminating the delayed superposition effects of stiffeners on Lamb waves. The full-matrix elliptical imaging method is effective in improving damage signal focussing, as demonstrated by experiments on both flat and stiffened plates. The arrival time compensation model could be used to obtain precise damage localization.

Keywords：Lamb wave; elliptical imaging; wavelet transform; stiffened plate; structural health monitoring

Received：2022-06-30；**Accepted**：2022-11-11；**Published Online**：2022-12-02 12：00

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221201.1651.004.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (61601489)；High-Level Innovative Talent Project of National University of Defense Technology

* **Corresponding author**. E-mail：chengguangfan@nudt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0805

基于卷积神经网络的多偏移干涉相位滤波方法

李涵[1]，钟何平[1,*]，张鹏[2]，唐劲松[1]
(1. 海军工程大学 电子工程学院，武汉 430030；2. 国防科技大学 气象与海洋学院，长沙 410073)

摘 要：为提升干涉信号处理中相位滤波的效果，提出了一种基于卷积神经网络的多偏移干涉相位滤波方法。利用干涉相位噪声模型解释了相位偏移原理，并根据相位偏移原理构建多个卷积神经网络去噪器，利用其分别对不同偏移的干涉相位进行滤波，生成多个去噪相位。利用神经网络计算像素权值，对多个去噪结果进行融合，进而获得质量更好的相位滤波结果。仿真的数据和真实的数据试验表明，相较于传统方法，所提方法具有更好的细节保持能力，并且所得结果的均方根误差和留数点数量更低。

关 键 词：干涉信号处理；相位滤波；卷积神经网络；噪声模型；干涉相位
中图分类号：P237; TP751
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)06-2043-08

干涉相位滤波是干涉合成孔径雷达 (interferometric synthetic aperture radar, InSAR) 和干涉合成孔径声纳 (interferometric synthetic aperture sonar, InSAS) 信号处理中的关键步骤[1-4]，直接影响到相位解缠的性能，关系到最终数字高程模型的重建精度。干涉相位滤波方法主要有：①空域滤波器[5]，如回转均值与回转中值滤波器，均以牺牲空间分辨率为代价换取噪声的降低；②频域滤波器[6]，如Goldstein滤波器，其在频域进行滤波，根据条纹的疏密程度自动调整滤波权值以达到降噪效果；③非局部滤波器[7]，例如非局部均值滤波器，其以块相似度为依据选择最相关的样本块并对相似像素执行加权平均以实现降噪；④变换域中稀疏表示的方法，如三维变换域协同滤波[8] (block matching 3D, BM3D)，其将噪声变换至不同的域中进行稀疏处理以获得更好的滤波效果。然而以上方法在实际应用中涉及到以下问题：①参数的选择，空域滤波器滤波效果与窗口尺寸直接相关，过大的窗口会导致条纹模糊，过小的窗口会导致滤波不充分；②Goldstein滤波器[9]需要预设滤波强度，滤波强度过大时会产生系统性的残余相位，分辨率降低；③非局部均值滤波器与变换域中稀疏表示的方法也均涉及多个参数选择，并且参数的选择直接影响滤波效果。另外在低信噪比情况下，以上方法均会出现大面积模糊与纹理错误问题，无法得到可靠滤波结果。

卷积神经网络 (convolutional neural networks, CNN) 目前在图像处理领域被广泛运用[1]。现有利用卷积神经网络进行干涉相位滤波的方法[2,10]是将干涉相位转化到复数域，分别对其实部与虚部的噪声进行估计，再将输入的实部与虚部减去预测的噪声达到降噪效果，但其没有进行正确的干涉相位噪声建模，同时没有考虑到干涉相位不同于普通图像的特点，而采用了用于普通图像滤波的结构与方法，泛化能力差。

本文首先讨论了干涉相位信号的噪声模型，并结合了干涉相位固有的循环特点，提出了多偏移相位去噪网络，利用干涉相位的循环取主值特点构造多个子滤波器。然后，利用子滤波器直接估计干涉相位图，进行像素级融合，得到最终的去噪干涉相位。不同于现有的方法，本文方法直接对相位值进

收稿日期：2022-09-23；录用日期：2023-01-17；网络出版时间：2023-02-15 10:37
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230214.1826.004
基金项目：国家自然科学基金 (42176187,61671461)
*通信作者. E-mail：zheping525@sohu.com

引用格式：李涵，钟何平，张鹏，等. 基于卷积神经网络的多偏移干涉相位滤波方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(6)：2043-2050.
LI H，ZHONG H P，ZHANG P，et al. Multi-shift interferometric phase filtering method based on convolutional neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(6)：2043-2050 (in Chinese).

行预测并通过合成子滤波器的输出来提升滤波效果。将本文方法与传统方法进行了对比，通过仿真数据和真实数据滤波试验验证了本文方法的有效性。

本文创新点为：在噪声模型的基础上根据干涉相位的循环特点，首次提出并设计了利用子滤波器进行滤波，再利用加权网络进行合成的滤波方法。

1 干涉相位及其噪声模型

1.1 干涉相位模型

干涉相位φ为配准后主、辅复图像（分别表示为u_1和u_2）共轭相乘取相位主值后的结果，即

$$\varphi = \arg(u_1 \cdot \bar{u}_2) \tag{1}$$

式中，$\bar{u}_2$表示u_2的共轭；arg(·)表示取相位主值；干涉相位φ值域为$[0,2\pi)$。干涉相位φ与真实相位值ϕ_x之间的关系为

$$\varphi = \phi_x \bmod 2\pi \tag{2}$$

式中，mod表示取模操作。

由于干涉相位是真实相位的模值，可以从图1看出，干涉图含有尖锐的跳变边缘和相似的纹理结构，这些都与普通图像存在显著差别，这表明用于普通图像的滤波方式并不适用，需要充分利用先验信息，设计特殊的滤波方法。

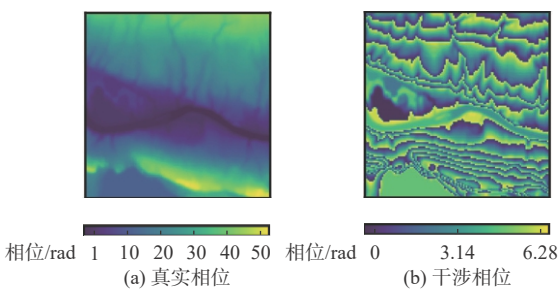


图1 真实相位和干涉相位

Fig. 1 True and interfering phases

1.2 干涉相位噪声模型

干涉相位的质量由相干系数决定[11-12]：

$$\rho = \frac{E\{u_1 u_2^*\}}{\sqrt{E\{|u_1^2|\}E\{|u_2^2|\}}} \tag{3}$$

式中：ρ为相干系数。真实相位的噪声可以被建模为加性噪声：

$$\phi_z = (\phi_x + v) \bmod 2\pi \tag{4}$$

式中：ϕ_z为观测相位；ϕ_x为真实相位；v为零均值噪声，方差大小取决于相干系数。由于取模计算的存在，对干涉相位的去噪不同于传统的图像去噪。消除干涉相位噪声v面临干涉相位的跳变问题。为了避免这个问题，可以选择在复数域进行滤波操作。

干涉相位可以表示为复空间单位圆上的一个点：

$$e^{j\varphi_z} = \cos\varphi_z + j\sin\varphi_z \tag{5}$$

此时对干涉相位的滤波转化为对上式实部与虚部的滤波。

实部与虚部的噪声模型[13]为

$$\cos\phi_z = N_c \cos\phi_x + v_c \tag{6}$$

$$\sin\phi_z = N_c \sin\phi_x + v_s \tag{7}$$

式中：$N_c = \pi/4 \cdot |\rho| \cdot F(1/2,1/2;2;|\rho|^2)$，$F$为高斯超几何函数；$v_c$和$v_s$为零均值加性噪声，与$\phi_x$相独立。$N_c$、$v_c$和$v_s$均受$|\rho|$的影响，随着$|\rho|$增大，$N_c$会逐渐增大，而$v_c$和$v_s$的方差会逐渐减小。图2为$\cos\phi_z$的期望与标准差关系。

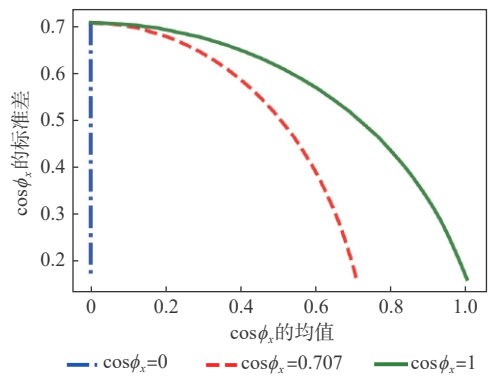


图2 干涉相位实部期望与标准差关系

Fig. 2 Expectation versus standard deviation curve for the real part of the interferometric phase

图2从左到右的3条虚线分别代表了理论推导的$\cos\phi_x = 0, \sqrt{2}/2, 1$的3种情况下$\cos\phi_z$的期望与标准差的关系。从图中也可以看出$\cos\phi_z$的期望与标准差并不独立。通过计算仿真干涉相位图实虚部均值与标准差的关系并与图2对比，可以判断仿真数据的噪声分布是否符合实际。

1.3 干涉相位偏移操作

利用干涉相位的周期循环特点，定义对干涉相位的偏移操作：

$$\varphi_z^k = (\varphi_z + k) \bmod 2\pi \tag{8}$$

式中：φ_z^k代表偏移了k的干涉相位。

图3 (a)为仿真的干涉相位ϕ_x恒定为0时，大小为128×128的干涉相位图，图3 (b)为进行了$\pi/4$偏移后的干涉相位图，图3 (c)为偏移前后，以32×32不重叠窗口采样，计算的$\cos\varphi_x$均值与标准差关系变化图。根据干涉相位噪声模型，只考虑复信号实部，偏移操作相当于$\cos\phi_x$的取值发生改变，相应的，噪声的分布也会产生变化。

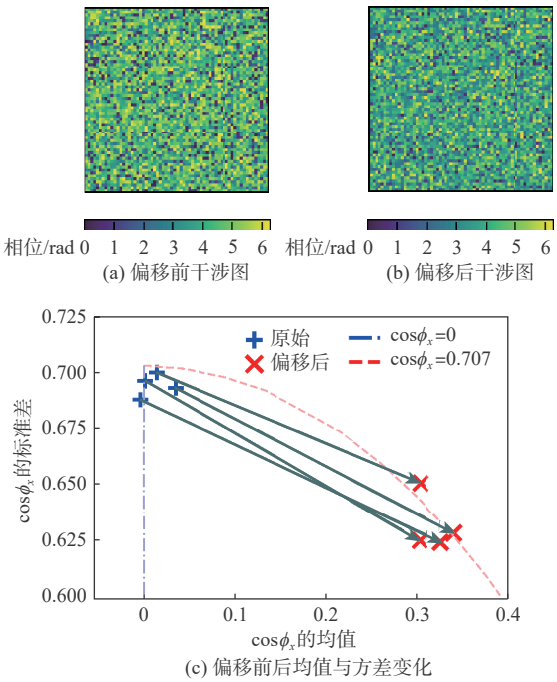


图 3　原始和偏移后的仿真图在 32×32 的不重叠窗口采样下均值与标准差分布

Fig. 3　Mean vs. standard deviation distribution of the original and offset simulation plots sampled in a 32×32 non-overlapping window

2　基于 CNN 的多偏移干涉相位滤波方法

本文方法流程如图 4 所示, 其由 2 部分组成, 第 1 部分为若干个子去噪网络, 负责对不同程度偏移的干涉相位分别进行滤波; 第 2 部分为加权网络, 负责对反偏移操作后的子去噪网络的结果进行像素级加权获得最终的滤波结果。在神经网络进行运算时, 辐角均使用复数形式表示, 因此去噪网络的输入与输出通道数均为 2。

网络训练时, 首先对去噪子网络的参数进行更新, 待去噪子网络训练完毕后, 保持其参数不变, 再对加权网络进行训练。

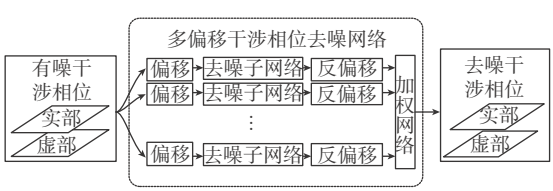


图 4　多偏移相位去噪网络结构图

Fig. 4　Multi - shift phase denoising network structure

2.1　多偏移相位去噪网络

2.1.1　子去噪网络结构

每一个子去噪网络结构相同, 由 Resblock 结构[14] 作为基本的单元堆叠而成, 网络的输入与输出通道数均为 2。本文采用的 Resblock 结构如图 5 所示, 相关参数见表 1, 该结构由 3 个卷积层构成, 卷积核大小均为 7×7且不采用偏置。表 1 的 Resblock(x,y,z) 中 (x,y,z) 指一个 Resblock 构的通道数关系。

子去噪网络相关参数如表 2 所示, 由 5 个 Resblock 结构顺序连接构成, 使用了 LeakyReLU 激活函数[15], 斜率为 1/5.5; 每一个二维卷积层均使用谱归一化[16], 最后一层的激活函数为 Tanh。每一个子去噪器对应的相位偏移为 $\pi/k\times i$ $(i=0,1,\cdots,k-1)$ 。

2.1.2　像素加权网络结构

像素加权网络也使用 Resblock 作为基本的单元, 像素加权网络的构造与单个子去噪网络完全相同。如图 6 所示, 像素加权网络的输入与输出通道数为 2, 每个子去噪网络的输出在进行反偏移操作之后被单独送入像素加权网络计算 2 个权值图, 分别对应其实部与虚部。加权网络的所有输出需要在每一个像素点进行 softmax 运算, 以保证每一点的权值相加为 1。归一化之后的权值与子去噪网络的输出对应相乘并相加合成最终的预测相位。

2.2　多偏移相位去噪网络训练方法

网络的训练分为 2 步, 首先进行子去噪网络的训练, 再利用训练好的子去噪网络的输出结果对加权网络进行训练。

2.2.1　子去噪网络训练方法

每一个子去噪网络的输入为带偏移的干涉相位, 输出为滤波结果。训练时损失函数为

$$l_1=\left\|p_{m,\cos}-\cos\phi_x\right\|_2 \tag{9}$$

$$l_2=\left\|p_{m,\sin}-\sin\phi_x\right\|_2 \tag{10}$$

$$l_{\text{total}}=l_1+l_2 \tag{11}$$

式中: m 为第 m 个子去噪网络; $p_{m,\cos}$ 与 $p_{m,\sin}$ 分别为神经网络预测的干涉相位在复空间中的实部与虚部; $\|\cdot\|_2$ 为计算向量的 2-范数; l_{total} 为损失项。

2.2.2　像素加权网络训练方法

加权网络的输入为子去噪网络的输出值, 输出为加权之后的相位。在训练加权网络时, 子去噪网络的权值不再更新。

加权网络生成的权值需要进行归一化操作之后才能用于对干涉相位的加权, 如图 7 所示, 分别对实部和虚部的权值利用 softmax 计算进行归一化, 计算之后, 实部和虚部在某一像素点的权重之和为 1。

权值归一化之后需要进行相位的加权, 权值图与相位图对应位置相乘并相加, 求取最终预测相位, 过程如图 7 所示。

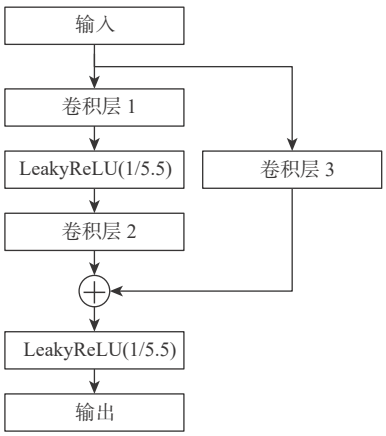


图 5 Resblock 结构示意图

Fig. 5 The structure of Resblock

表 1 Resblock (x,y,z) 模块参数

Table 1 Parameters of Resblock (x,y,z)

卷积层	卷积核大小	步长	输入通道	输出通道
1	7×7	1×1	x	y
2	7×7	1×1	y	z
3	7×7	1×1	x	z

注: 无偏置。

表 2 子去噪网络参数

Table 2 Parameters of denoising sub-network

序号	网络模块	序号	网络模块
1	Resblock(2,4,8)	6	LeakyReLU(1/5.5)
2	LeakyReLU(1/5.5)	7	Resblock(32,16,8)
3	Resblock(8,16,32)	8	LeakyReLU(1/5.5)
4	LeakyReLU(1/5.5)	9	Resblock(8,4,2)
5	Resblock(32,64,32)	10	Tanh

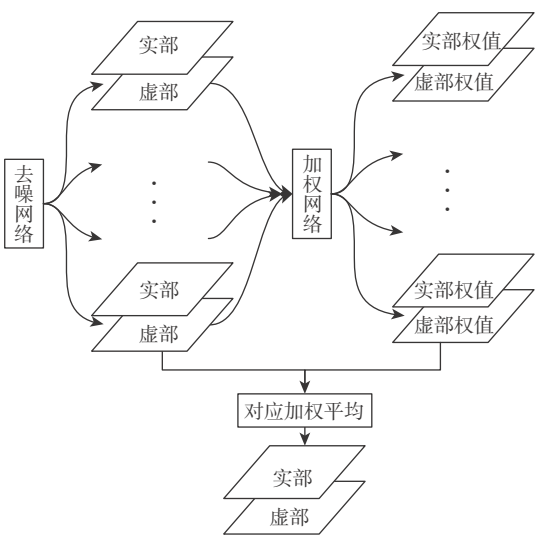


图 6 像素加权网络流程图

Fig. 6 Pixel-weighted network flow chart

$$\hat{p}_{\sin}(x,y)=\sum_{m=1}^{n} w'_{m,\sin}(x,y)\cdot p_{m,\sin}(x,y) \tag{12}$$

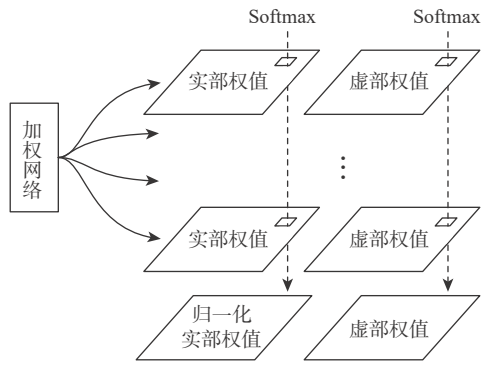


图 7 归一化操作示意图

Fig. 7 Diagram of normalization operation

$$\hat{p}_{\cos}(x,y)=\sum_{m=1}^{n} w'_{m,\cos}(x,y)\cdot p_{m,\cos}(x,y) \tag{13}$$

式中: $\hat{p}_{\sin}$与$\hat{p}_{\cos}$分别为加权之后的干涉相位的虚部与实部的值; n为子滤波器的数量; $w'_{m,\sin}$和$w'_{m,\cos}$分别为第m个子滤波器的输出对应的虚部和实部的归一化权值; $p_{m,\sin}$和$p_{m,\cos}$为第m个子滤波器的输出。

损失函数为

$$l_1=\|\hat{p}_{\cos}-\cos(\phi_x)\|_2 \tag{14}$$

$$l_2=\|\hat{p}_{\sin}-\sin(\phi_x)\|_2 \tag{15}$$

$$l_{\text{total}}=l_1+l_2 \tag{16}$$

2.3 训练数据

训练网络使用的数据集为随机生成, 图 8 为 3 幅仿真相位 (相干系数分别为 0.5,0.8,0.95) 的余弦值期望与方差的关系图, 可以看出, 数据点的分布符合理论推导。

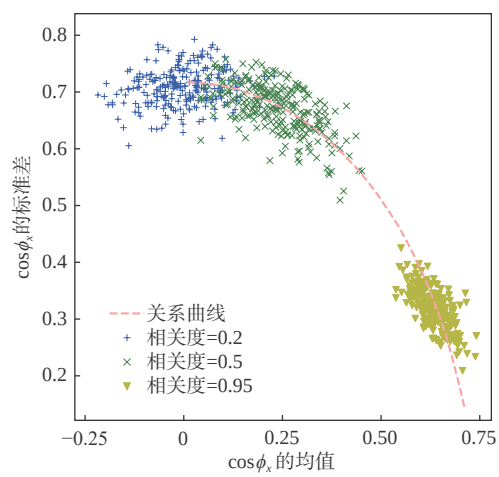


图 8 仿真数据在复数域的实部期望与标准差分布

Fig. 8 Scatter plot of the mean and standard deviation of the real part of the simulated data in the complex domain

模型训练使用的数据为动态随机生成, 可以在一定程度上减小对数据集的过拟合。

3　滤波结果对比与分析

为定量分析所提相位滤波方法性能, 采用仿真数据和真实数据进行了干涉相位滤波试验。选取了回转均值滤波、加权回转中值滤波、BM3D 滤波和 Goldstein 滤波同所提滤波算法进行了性能比较。

3.1　神经网络训练参数

训练使用的数据为随机生成, 尺寸为 128×128, 相干系数 $|\rho|$ 变化范围为 0.3 到 0.9。使用的优化器为 Adam 优化器[17], 初始步长为 1×10^{-3}, Batchsize 为 128, 训练用的数据总量为 131 072 对。

3.2　性能评价方法

仿真数据采用的定量评价指标为均方根误差:

$$R=\|\hat{p}_{\cos}-\cos\phi_x\|_2+\|\hat{p}_{\sin}-\sin\phi_x\|_2 \tag{17}$$

式中: R 为均方根误差; $\|\cdot\|_2$ 为计算向量的 2-范数。

对比实验时还将计算每种方法滤波结果的误差分布图, 计算方式为

$$E=\left|\hat{R}-R\right|+\left|\hat{I}-I\right| \tag{18}$$

式中: E 为误差。

实测数据由于没有真值, 故利用留数点作为去噪效果的定量衡量标准。在满足奈奎斯特采样定律的情况下留数点的多少反映了干涉相位图的质量高低, 留数点越少干涉相位图质量越好。

3.3　实验结果与分析

共进行 3 次对比实验, 其中 2 次使用相干系数分别为 0.9 和 0.6 的仿真干涉图, 一次使用 Etna 火山的实测 InSAR 数据。仿真数据实验将对比各类方法滤波后的 RMSE 和误差分布图, 实测数据实验将对比滤波后的留数点。

图 9 为各类滤波方法对相干系数为 0.9 的仿真干涉图的滤波结果和误差分布, 图 10 为框选区域的滤波结果对比。可以看出, 在条纹稀疏区域, 各类方法均可取得良好的滤波结果, 误差主要集中在条纹边缘; 回转均值与加权回转中值滤波在条纹密集区域产生了较大的误差, 这是由于滤波窗口的大小极大地影响了滤波结果, 大的窗口会使结果更加平滑, 而缺失细节保持能力。Goldstein 滤波结果在对条纹密集区域存在一定误差, RMSE 为 0.340 5。BM3D 和所提方法能够较好地处理条纹密集区域, 误差也较小, 分别为 0.265 9 和 0.107 6。

图 11 为本文方法子滤波器的输出与融合结果。可以看出每一个子滤波器 RMSE 输出均小于其他滤波方法, 这表明去噪网络可以进行有效去噪; 融合之后的干涉相位图 RMSE 为 0.107 6, 小于

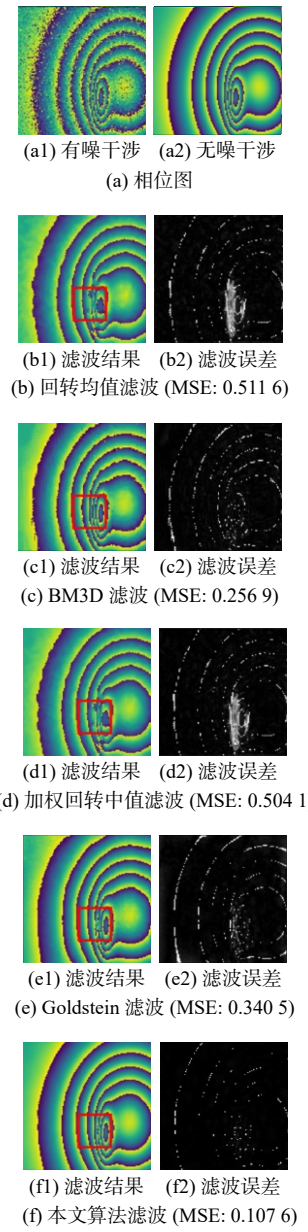

(a1) 有噪干涉　(a2) 无噪干涉
(a) 相位图
(b1) 滤波结果　(b2) 滤波误差
(b) 回转均值滤波 (MSE: 0.511 6)
(c1) 滤波结果　(c2) 滤波误差
(c) BM3D 滤波 (MSE: 0.256 9)
(d1) 滤波结果　(d2) 滤波误差
(d) 加权回转中值滤波 (MSE: 0.504 1)
(e1) 滤波结果　(e2) 滤波误差
(e) Goldstein 滤波 (MSE: 0.340 5)
(f1) 滤波结果　(f2) 滤波误差
(f) 本文算法滤波 (MSE: 0.107 6)

图 9　相干系数为 0.9 时的对比实验结果

Fig. 9　Comparative experimental results for the case of a coherence factor of 0.9

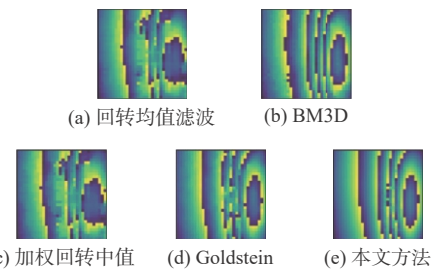

(a) 回转均值滤波　(b) BM3D
(c) 加权回转中值　(d) Goldstein　(e) 本文方法

图 10　相干系数为 0.9 时的细节对比

Fig. 10　Comparison of details of experimental results when the coherence coefficient is 0.9

任何一个子滤波器的输出结果, 表明加权网络可以改善滤波结果。

图 12 为各类滤波方法对相干系数为 0.6 的仿

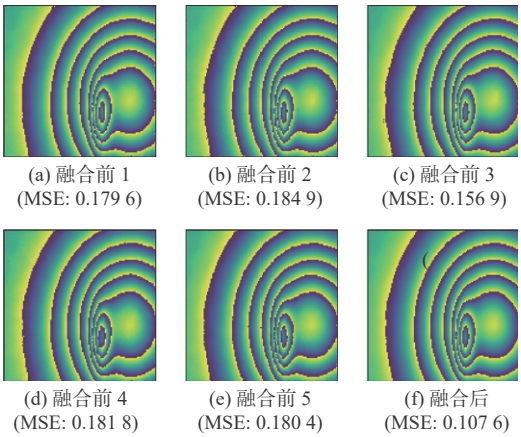


图 11 相干系数为 0.9 时本文方法子滤波器输出与融合结果

Fig. 11 Output and fusion results of each sub-filter of this paper's method with a coherence factor of 0.9

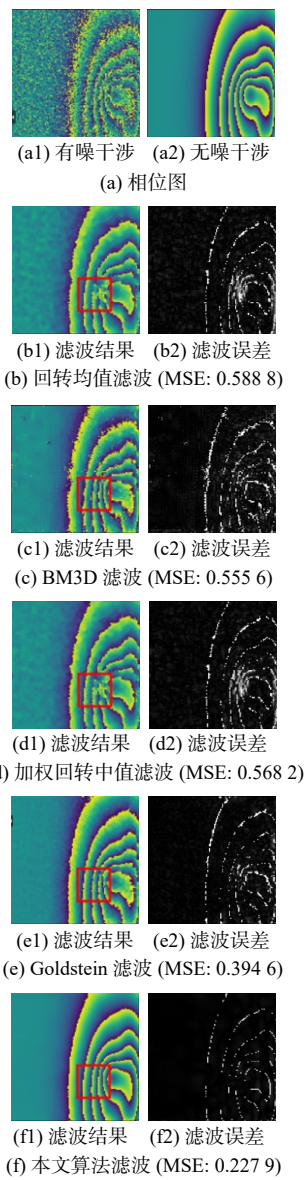


图 12 相干系数为 0.6 时的对比实验结果

Fig. 12 Comparative experimental results for the case of a coherence factor of 0.6

真干涉图的滤波结果和误差分布，图 13 为框选区域的滤波结果对比。可以看出回转均值与加权回转中值滤波的结果在条纹稀疏区域出现了块状的误差，在条纹密集区域也存在大面积的错误情况，导致这 2 种方法的 RMSE 较大，分别为 0.588 8 和 0.568 2。Goldstein、BM3D 和本文方法对条纹的保持能力较好，RMSE 分别为 0.394 6，0.555 6 和 0.227 9。但是 BM3D 方法得到的滤波相位边缘较为破碎，导致其 RMSE 依然较大。

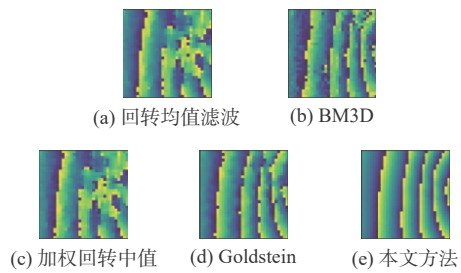


图 13 相干系数为 0.6 时的细节对比

Fig. 13 Comparison of details of experimental results when the coherence coefficient is 0.6

图 14 为实测 InSAR 数据的滤波结果与留数分布。可以看出本文方法得到的滤波结果条纹清晰并且留数最少。其他方法得到的条纹均存在不同程度的错误，并且留数点较多。这意味着本文方法获得的滤波相位在进行相位解缠时精度更高，并且较少的留数点会降低网络流等主流相位解缠算法的耗时。实验结果如表 3 所示。

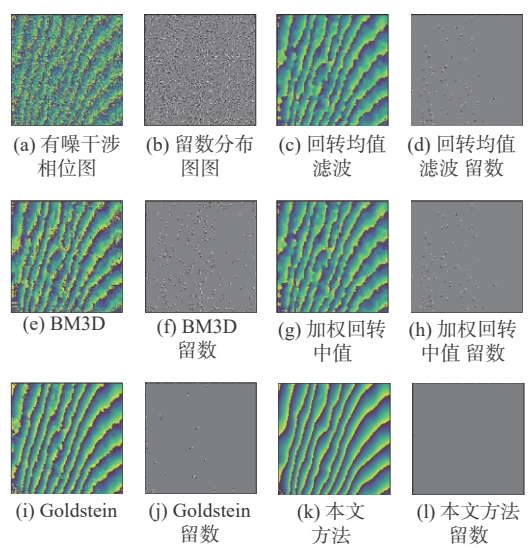


图 14 InSAR 数据对比实验结果

Fig. 14 InSAR data comparison experiment results

实验证明本文方法性能好，对图像尺寸没有要求且不涉及参数选择问题，在各种相干系数情况下都有较为稳定的表现。

表 3　各类滤波方法效果对比

Table 3　Effect comparison of various filtering methods

方法	RMSE		留数点	
	相干系数为0.9	相干系数为0.6	正	负
回转均值滤波	0.511 6	0.588 8	84	76
BM3D滤波	0.265 9	0.555 6	307	298
加权回转中值	0.504 1	0.568 2	87	80
Goldstein滤波	0.340 5	0.394 6	31	27
本文方法	0.111 0	0.190 9	8	3

注：RMSE是仿真数据，留数点是实测数据。

4　结　论

本文提出了一种基于卷积神经网络的干涉相位滤波方法，利用到了相位的循环特点构建子去噪器并进行像素融合取得了远好于传统方法的效果，并且不涉及参数选择问题。结合了相位图像本身的固有特点，利用了更多的先验信息。所提方法也可作为干涉相位滤波框架使用，子去噪器可以灵活选择。

1）本文算法对噪声的鲁棒性更强，在仿真数据实验中，均方根误差远小于其他经典算法，细节恢复能力更强。

2）在实测数据实验中，本文算法能够得到高质量的滤波结果，并且相位留数数量远小于其他经典算法获得的结果。该特性有利于提升相位解缠以及高程重建的精度。

3）本文算法不涉及参数的选择问题，并且子去噪器可自由选择，使用时更为灵活。

本文算法借助神经网络进行干涉相位滤波，效果好于经典算法，但是运算量较大，下一步将继续研究算法的简化与加速方法。

参考文献（References）

[1] ZHOU L F, YU H W, LAN Y, et al. Artificial intelligence in interferometric synthetic aperture radar phase unwrapping: a review[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine, 2021, 9(2): 10-28.

[2] XU G, GAO Y D, LI J W, et al. InSAR phase denoising: A review of current technologies and future directions[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine, 2020, 8(2): 64-82.

[3] EYRE T S, SAMSONOV S, FENG W P, et al. InSAR data reveal that the largest hydraulic fracturing-induced earthquake in Canada, to date, is a slow-slip event[J]. Scientific Reports, 2022, 12: 2043.

[4] WU P C, WEI M M, D'HONDT S. Subsidence in coastal cities throughout the world observed by InSAR[J]. Geophysical Research Letters, 2022, 49(7): e98477.

[5] LEE J S, HOPPEL K W, MANGO S A, et al. Intensity and phase statistics of multilook polarimetric and interferometric SAR imagery[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1994, 32(5): 1017-1028.

[6] GAO Y D, ZHANG S B, ZHANG K F, et al. Frequency domain filtering SAR interferometric phase noise using the amended matrix pencil model[J]. Computer Modeling in Engineering & Sciences, 2019, 119(2): 349-363.

[7] DELEDALLE C A, DENIS L, TUPIN F. NL-InSAR: Nonlocal interferogram estimation[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2011, 49(4): 1441-1452.

[8] DANIELYAN A, KATKOVNIK V, EGIAZARIAN K. BM3D frames and variational image deblurring[J]. IEEE Transactions on Image Processing: A Publication of the IEEE Signal Processing, Society, 2012, 21(4): 1715-1728.

[9] GOLDSTEIN R M, WERNER C L. Radar interferogram filtering for geophysical applications[J]. Geophysical Research Letters, 1998, 25(21): 4035-4038.

[10] YAN K, YU Y J, SUN T, et al. Wrapped phase denoising using convolutional neural networks[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2020, 128: 105999.

[11] GOLDSTEIN R M, ENGELHARDT H, KAMB B, et al. Satellite radar interferometry for monitoring ice sheet motion: Application to an antarctic ice stream[J]. Science, 1993, 262(5139): 1525-1530.

[12] LEE J S, PAPATHANASSIOU K P, AINSWORTH T L, et al. A new technique for noise filtering of SAR interferometric phase images[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1998, 36(5): 1456-1465.

[13] LOPEZ-MARTINEZ C, FABREGAS X. Modeling and reduction of SAR interferometric phase noise in the wavelet domain[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2002, 40(12): 2553-2566.

[14] ZHANG J H, ZHU Y G, LI W Y, et al. DRNet: a deep neural network with multi-layer residual blocks improves image denoising[J]. IEEE Access, 2021, 9: 79936-79946.

[15] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. ImageNet classification with deep convolutional neural networks[J]. Communications of the ACM, 2017, 60(6): 84-90.

[16] LANGNER A, HIRATA Y, SAITO H, et al. Spectral normalization of SPOT 4 data to adjust for changing leaf phenology within seasonal forests in Cambodia[J]. Remote Sensing of Environment, 2014, 143: 122-130.

[17] BERA S, SHRIVASTAVA V K. Analysis of various optimizers on deep convolutional neural network model in the application of hyperspectral remote sensing image classification[J]. International Journal of Remote Sensing, 2020, 41(7): 2664-2683.

Multi-shift interferometric phase filtering method based on convolutional neural network

LI Han[1]，ZHONG Heping[1,*]，ZHANG Peng[2]，TANG Jinsong[1]

(1. School of Electronic Engineering，Naval University of Engineering，Wuhan 430030，China；
2. College of Meteorology and Oceanography，National University of Defense Technology，Changsha 410073，China)

Abstract：To improve the performance of phase filtering in interferometric signal processing, a multi-shift interferometric phase filtering method based on convolutional neural networks is proposed. First, the phase shift principle is explained using the interferometric phase noise model. Then multiple convolutional neural network denoisers are built based on the phase shift principle and used to filter the interferometric phases with different shifts. Subsequently, a number of denoisers for convolutional neural networks are constructed using the notion of phase shift and employed to filter the interferometric phases with various shifts. Finally, multiple denoised phases are generated. The neural network is then used to calculate the pixel weights and fuse the multiple denoising results, resulting in a higher-quality result. The plenty denoising outputs are then fused and the pixel weights are calculated using the neural network to provide a higher-quality output. The simulated and real data experiments show that the proposed method retains more detail and has a lower root-mean-square error and the number of residues than the traditional methods. Experiments using both simulated and real data demonstrate that the suggested approach outperforms the conventional methods in terms of detail retention, root-mean-square error, and residue count.

Keywords：interferometric signal processing；phase filtering；Convolutional Neural Network；noise model；interferometric phase

Received：2022-09-23；**Accepted**：2023-01-17；**Published Online**：2023-02-15 10：37

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230214.1826.004

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (42176187,61671461)

* **Corresponding author**. E-mail：zheping525@sohu.com

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,公式符号标准规范,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投其他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 《北京航空航天大学学报》编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407 房间

电　　话:(010)82316698,82316981,82315499,82317448

E-mail: jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956 年创刊）

第50卷 第6期　2024年6月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.50 No.6　June 2024

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100191
地　　址　北京市海淀区学院路37号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　《北京航空航天大学学报》编辑部
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
电子信箱　jbuaa@ buaa.edu.cn

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　Editorial Board of JBUAA
Telephone　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

ISSN 1001-5965

中国标准连续出版物号：ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V　　国内定价：50.00 元／期